

МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

АСЦ ГосНИИ ГА

УТВЕРЖДАЮ

Заместитель Министра
гражданской авиации

Б. Д. Грубий

Данный экземпляр РЛЭ самолета Як-18Т

14 января 1977 г.

УНД ФС НСТ РР

Этalonному экземпляру АСЦ соответствует.

Директор

[Signature]

О.Ю. Страдомский

Дата

2007.07 РУКОВОДСТВО

Per.№ 521

ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА
ЯК-18Т С ДВИГАТЕЛЕМ М-14П

(Вводится в действие с 1 июля 1977 г.)

С изданием настоящего Руководства ранее выпущенное «Временное руководство по летной эксплуатации самолета Як-18Т с двигателем М-14П», утвержденное предприятием п/я М-5050 9 января 1972 г., считать утратившим силу.

АСЦ ГосНИИ ГА

Данный экземпляр РЛЭ самолета

Як-18Т

УНД ФС НСТ РР

Этalonному экземпляру АСЦ соответствует.

Директор

[Signature]

О.Ю. Страдомский

Дата проверки 19.03.2007 Per.№ 432

АСЦ ГосНИИ ГА

Данный экземпляр РЛЭ самолета

Як-18Т

УНД ФС НСТ РР

Этalonному экземпляру АСЦ соответствует.

Дата проверки

[Signature]

О.Ю. Страдомский

29.06.06 Per.№ 220

АСЦ ГосНИИ ГА

Данный экземпляр РЛЭ самолета

Этalonному экземпляру АСЦ соответствует.

Директор

[Signature]

О.Ю. Страдомский

Per.№


Дата проверки



РЕДАКЦИОННО-ИЗДАТЕЛЬСКИЙ ОТДЕЛ
МОСКВА 1977

УТВЕРЖДАЮ

Главный конструктор
ОАО «ОКБ им. А.С.Яковлева»


Д.К. Драч
«5» 05 2006г

ВВЕСТИ В ДЕЙСТВИЕ

И.О. Директор Департамента государственной
политики в области гражданской авиации,
геодезии и картографии Минтранса России

К.К. Руппель
2006г.

«16» мая 2006г.

СОГЛАСОВАНО

Врио Начальника УНПД
Ространснадзора

В.В. Солдатов

«16» 05 2006г.

СОГЛАСОВАНО

Зам. начальника УНПД ГВС
Ространснадзора

16.06.06

Ю.И. Евдокимов

«16» 05 2006г.

СОГЛАСОВАНО

Зам. Директор АСЦ ГосНИИ ГА

О.Ю. Страдомский

«15» 05 2006г.

ИЗМЕНЕНИЕ № 20

К РУКОВОДСТВУ ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

САМОЛЕТА ЯК-18Т

С ДВИГАТЕЛЕМ М-14П

По вопросу расширения перечня сортов бензина, допущенных
к применению при эксплуатации двигателя М-14П в соответствии
с бюллетенем №002/232/99-М-14П.

**Введено в действие
Руководитель
ДЛС ГС ГА МТ РФ
Таршин Ю.П.**

**Изменение № 19
к РЛЭ самолета Як-18Т с двигателем М-14П.**

Дополнение распространяется на самолеты Як-18Т
соответствующие техническим условиям на изготовление и поставку
в варианте патрулирования и имеющие заключение
комиссии ОАО "ОКБ им. А.С. Яковлева" и ГосНИИ ГА.

МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ СССР

УТВЕРЖДАЮ
Начальник ГлавУЛС МГА
М. М. Терещенко

29 июля 1988 г.

19.

ИЗМЕНЕНИЕ № 18
К РУКОВОДСТВУ ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ
САМОЛЕТА ЯК-18Т С ДВИГАТЕЛЕМ М-14П

(вводится в действие с 20 декабря 1988 г.)



МОСКВА «ВОЗДУШНЫЙ ТРАНСПОРТ» 1988

Вант
08.08-892.

Изменение № 18 по вопросу уточнения текста подразд. 1.3, 2.1, 2.2, 2.3, 4.3, 4.7, 4.8 и п. 7.1.2 (с. 76 и 77).

С введением в действие настоящего изменения необходимо:

1. Стр. 9, 10, 11 и 12 заменить прилагательными.
2. На с. 76 и 77, в п. 7.1.2 таблицу заменить (наклеить прилагаемую).
3. На стр. 23⁹ в подразд. 4.3, в п. 3, в 7-й строке сверху, вместо цифры «1500» записать «1550».
4. На стр. 27, в подразд. 4.7, в 6-й строке сверху, вместо цифры «1500» записать «1550».
5. На стр. 34, в подразд. 4.8 текст 13 и 14-й строк сверху исключить.

МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

УТВЕРЖДАЮ
Начальник ГлавУЛС МГА
М. М. Терещенко
10 августа 1987 г.

ИЗМЕНЕНИЕ № 17
К РУКОВОДСТВУ ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ
САМОЛЕТА ЯК-18Т
С ДВИГАТЕЛЯМИ М-14П



МОСКВА «ВОЗДУШНЫЙ ТРАНСПОРТ» 1987

Васильев
08 04 883 -

Изменение № 17 к РЛЭ самолета Як-18Т по вопросу эксплуатации системы сигнализации невыпущенного положения шасси.

С введением в действие настоящего изменения необходимо:

1. Страницы 15, 16, 39 и 40 заменить прилагаемыми.
2. На с. 65 текст 11 и 12-й строк сверху изложить в редакции: «— приема членами экипажа спецсигналов ОПАСНАЯ ВЫСОТА, СКОРОСТЬ МАЛА, СРЫВ, ВЫПУСТИ ШАССИ и маркерного приемника.».
3. На с. 66, в 18-й строке сверху, после слова «ВЫСОТА» поставить запятую и внести слова СКОРОСТЬ МАЛА, СРЫВ, ВЫПУСТИ ШАССИ далее — по тексту.
4. За с. 74 поместить с. 74а.

МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

УТВЕРЖДАЮ
Начальник УЛС МГА
В. Я. Потемкин
6 июня 1986 г.

ИЗМЕНЕНИЕ № 16
К РУКОВОДСТВУ ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ
САМОЛЕТА ЯК-18Т
С ДВИГАТЕЛЕМ М-14П



В. Я. Потемкин МОСКВА «ВОЗДУШНЫЙ ТРАНСПОРТ» 1986
05.08.87г.

Изменение № 16 по вопросам:

- уточнения текста подразд. 5.2 (внесение пп. 3—6);
- внесения подразд. 5.2.1. Действие пилота при увеличении температуры масла выше допустимой;
- уточнения подразд. 5.3 (внесение п. 4);
- внесения подразд. 5.5.1. Действие пилота при неисправности тахометра ИТЭ-1;
- уточнения в подразд. 5.8. (внесение пп. 2—5);
- уточнения подразд. 6.5. Авиагоризонт АГД-1К;
- внесения подразд. 6.5.1. Действия пилота при возможных отказах авиагоризонта и ЭУП-53У.

С введением в действие настоящего изменения необходимо:

1. Страницы 45, 46, 47, 48, 48а, 59, 60 заменить прилагаемыми.
2. На с. 61, текст с 1-й по 9-ю строку сверху изъять (заклеить), в 13-й строке сверху изъять цифру «6», далее — по тексту.
3. На с. 17, в подразд. 3.2.2 п. 1, в 4-й строке сверху после слова «сети» вписать слово «ГЕНЕР.», далее — по тексту.
4. На с. 19, в 13-й строке сверху вместо слов «АГД и маяк МСЛ-3» вписать слово «МАЯК», далее по тексту.

МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

УТВЕРЖДАЮ
Начальник УЛС МГА
Ж. К. Шишкин
18 июля 1985 г.

ИЗМЕНЕНИЕ № 15
К РУКОВОДСТВУ ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ
САМОЛЕТА ЯК-18Т С ДВИГАТЕЛЕМ М-14П



МОСКВА «ВОЗДУШНЫЙ ТРАНСПОРТ» 1985

Шишкин
10.06.862

Изменение № 15 по вопросу действий пилота при загорании электропроводки.

С введением в действие настоящего изменения необходимо:

- ✓ 1. Страницы ~~47~~ и ~~48~~ заменить прилагаемыми.
- ✓ 2. На с. 44б, в 6-й строке снизу: за словом «скорость» внести слово «более», далее — по тексту.
- ✓ 3. На с. 49, во 2-й строке снизу: вместо слова «включились» внести «выключились», далее — по тексту.
- ✓ 4. На с. 4б, в 8-й строке сверху, в примечании: вместо слова «пункте» внести слово «подразд.».

МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

УТВЕРЖДАЮ
Начальник УЛС МГА
Ж. К. Шишкин
23 мая 1984 г.

ИЗМЕНЕНИЕ № 14

К РУКОВОДСТВУ ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА ЯК-18Т С ДВИГАТЕЛЕМ М-14П

**По вопросу уточнения текста подраздела 3.2.4
«Опробование двигателя»**



МОСКВА «ВОЗДУШНЫЙ ТРАНСПОРТ» 1984

С введением в действие настоящего Изменения необходимо:

1. Стр. 19 и 20 заменить прилагаемыми.
2. На стр. 7, в табл. «Режим работы двигателя», против режимов: «Взлетный», «Номинальный I» и «Номинальный II», в 4-й графе перед цифрой «±15» изъять знак «+».
3. На стр. 18, в подразделе 3.2.4 (п. 2; 7-я строка сверху) перед цифрой «±15» изъять знак «+».

МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

ИЗМЕНЕНИЯ № 11, 12
К РУКОВОДСТВУ ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ
САМОЛЕТА ЯК-18Т С ДВИГАТЕЛЕМ М-14П



МОСКВА «ВОЗДУШНЫЙ ТРАНСПОРТ» 1983

Изменение № 11 по вопросу эксплуатации системы сигнализации критических углов атаки ССКУА-1. (Утверждено начальником УЛС МГА 3.08.82).

С введением в действие настоящего Изменения стр. 3—4, 13—14, 19—22, 27—28а, 33—34, 39—40, 71—72 заменить прилагаемыми.

Изменение № 12 по вопросам:

- эксплуатации САРПП-12К;
- уточнения главы 5 «Особые случаи в полете»;
- уточнения предельной скорости встречного ветра;
- уточнения взлетно-посадочных характеристик;
- уточнения подраздела 2.3 «Прочие ограничения»;
- уточнения весовых и центровочных данных.

(Утверждено начальником УЛС МГА 12.11.82).

С введением в действие настоящего Изменения:

1. После стр. 73 поместить прилагаемые стр. 74—77.
2. Стр. 9, в таблице, в графе «Взлетный вес, кг» цифру «1500» заменить на «1510».
3. Стр. 10, в подразделе 2.1 перед 6-й строкой снизу поместить текст: «Максимально допустимая скорость встречного ветра на взлете и посадке 15 м/с»
4. Стр. 10, в подразделе 2.2 текст 1—7 строк снизу изложить в следующей редакции:

«Полная нагрузка, кг	443	303
топливо, кг	109	160
снаряжение, кг	343	263
экипаж, в том числе:		
пилот	80	160 (2 чел.)
курсанты	240 (3 чел.)	—
снаряжение без экипажа:		
подушки на кресла	5	—
парашюты	—	25
масло	18	18»

5. Стр. 11, текст первых шести строк сверху изложить в следующей редакции:

«Масса пустого самолета	1217	1217
Положение центра тяжести, % САХ:		
на взлете, шасси убрано	24,8	19,7
на посадке, шасси выпущено (с 10% топлива и 50% масла)	23,7	18,1
пустого самолета, шасси выпущено	19,0	19,0
Диапазон допустимых центровок, % САХ	13—26,0	13—20,5»

6. Стр. 11, примечания, текст пп. 4—6 изложить в следующей редакции:

«4. При установке проводки и крепления аппаратуры «ОСЬ-1» и РВ-5 масса увеличивается на 10 кг, центр тяжести смещается назад на 0,5—0,6% САХ.

5. Блоки аппаратуры «ОСЬ-1» и РВ-5 устанавливаются за счет снаряжения, так как при их установке масса пустого самолета увеличивается на 25 кг, а центр тяжести смещается назад на 1,6—2,3% САХ.

О Г Л А В Л Е Н И Е

	Стр.
Лист учета	2
Введение	5
Общий вид самолета	6
Раздел 1. Общие сведения	5
1.1. Геометрические характеристики самолета	5
1.2. Основные данные силовой установки самолета	7
1.3. Основные летные данные самолета	9
Раздел 2. Эксплуатационные ограничения	10
2.1. Летные ограничения	10
2.2. Весовые и центровочные данные	10
2.3. Прочие ограничения	11
Раздел 3. Подготовка к полету	12
3.1. Предполетный осмотр и проверка самолета пилотом	12
3.2. Запуск, прогрев и опробование двигателя на земле	16
Раздел 4. Выполнение полета	21
4.1. Подготовка к вырубиванию и руление	21
4.2. Подготовка к взлету	22
4.3. Взлет и набор высоты	23
4.4. Взлет с боковым ветром	24
4.5. Набор высоты	24
4.6. Горизонтальный полет	25
4.7. Пилотаж	27
4.7.1. Виращ с креном 45°	27
4.7.2. Виращ с креном 60°	27
4.7.3. Восьмерка	28
4.7.4. Боевой разворот	28
4.7.5. Пикирование	29
4.7.6. Горка	29
4.7.7. Спираль	30
4.7.8. Скольжение	30
4.7.9. Переворот	31
4.7.10. Бочка	31
4.7.11. Петля Нестерова	32
4.7.12. Полупетля Нестерова	33
4.8. Поведение самолета на больших углах атаки и при сваливании	33
4.9. Штопор	34
4.9.1. Ввод самолета в штопор	34
4.9.2. Вывод самолета из штопора	35
4.9.3. Вывод самолета из перевернутого штопора	36
4.9.4. Непроизвольный срыв самолета в штопор	37
4.10. Посадка	38
4.10.1. Снижение и подготовка к посадке	38
4.10.2. Расчет на посадку	38
4.10.3. Уход на второй круг	39
4.10.4. Выполнение посадки	39
4.10.5. Посадка при боковом ветре	40
4.11. Останов двигателя	40
4.12. Особенности эксплуатации силовой установки при низких температурах наружного воздуха (+5°С и ниже)	41
4.13. Особенности эксплуатации самолета в условиях высоких температур наружного воздуха	44а
4.14. Особенности эксплуатации самолета в условиях низких температур наружного воздуха и на грунтовых аэродромах с уплотненным снежным покровом	44б

Раздел 5. Особые случаи в полете	45
5.1. Действия пилота при отказе двигателя	45
5.2. Действия пилота при падении давления масла в двигателе	45
5.3. Действия пилота при падении давления бензина и неравномерном расходе топлива из баков	46
5.4. Действия пилота при появлении тряски двигателя	46
5.5. Действия пилота при раскрутке винта	47
5.6. Действия пилота при возникновении пожара в воздухе	47
5.7. Действия пилота при вынужденной посадке	47
5.8. Действия пилота при аварийном выпуске шасси	48
5.9. Действия пилота при аварийном выпуске посадочного щитка	49
5.10. Посадка с убраным посадочным щитком	49
5.11. Действия пилота при отказе тормозов	49
5.12. Действия пилота при отказе радиостанции	49
5.13. Действия пилота при отказе генератора	50
5.14. Действия пилота при отказе преобразователя ПО-250А	50
5.15. Действия пилота при отказе преобразователя ПТ-200Ц	50
5.16. Действия пилота при отказе указателя скорости	51
5.17. Действия пилота (экипажа) при вынужденном покидании самолета с парашютом	51
Раздел 6. Эксплуатация систем и оборудования	
6.1. Радиостанция «Ландыш-5»	53
6.1а. Радиостанция «Баклан-5»	53
6.2. Радиокompас АРК-9	54
6.2а. Радиокompас АРК-15М	57
6.3. Курсовая система ГМК-1АЭ	58а
6.4. Магнитный компас	59
6.5. Авиагоризонт АГД-1К	60
6.6. Электрический указатель поворота ЭУП-53У	61
6.7. Радиовысотомер РВ-5	61
6.8. Аппаратура ОСь-1	63
6.9. Самолетное переговорное устройство СПУ-9	65
6.10. Пользование стеклоочистителем	66
6.11. Система отопления и вентиляции	67
6.12. Анероидно-мембранные приборы, системы полного и статического давлений	67
6.13. Светотехническое оборудование самолета	70
6.14. Система сигнализации критических углов атаки ССКУА-1	72
6.15. Система САРПП-12К	73
Раздел 7. ПРИЛОЖЕНИЯ	74
7.1. Рекомендации по загрузке и центровке	74

ВВЕДЕНИЕ

Настоящее «Руководство по летной эксплуатации самолета Як-18Т с двигателем М-14П» составлено по результатам летных испытаний этого самолета.

Руководство содержит основные рекомендации по технике пилотирования и эксплуатации самолета на земле и в воздухе.

Некоторые рекомендации в разделе 5 «Особые случаи в полете» даны на основании опыта эксплуатации других самолетов.

Самолет Як-18Т предназначен для первоначального обучения курсантов технике пилотирования и выполнения учебно-тренировочных полетов.

Самолет Як-18Т предназначен также для выполнения патрульных работ (полеты над нефтепроводами, газопроводами, ЛЭП, лесными массивами, шоссейными дорогами и др.)

РАЗДЕЛ 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

1.1. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

1.1.1. Общие данные

Длина самолета	8390±16 мм
Ширина колеи шасси	3120±20 мм
База шасси на стоянке	1955±6 мм
Размер пневматиков тормозных колес основных стоек шасси	500х150 мм
Размер пневматика передней стойки шасси	400х150 мм
Расстояние от конца лопасти винта до земли (при стояночном положении самолета с обжатými амортизационными стойками и пневматиками колес)	160 мм
Стояночный угол самолета	2°

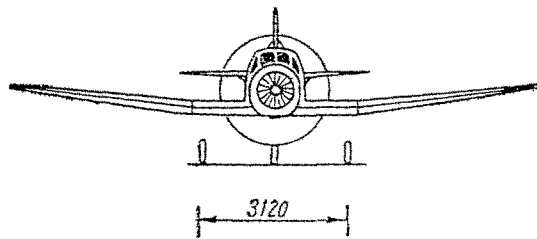
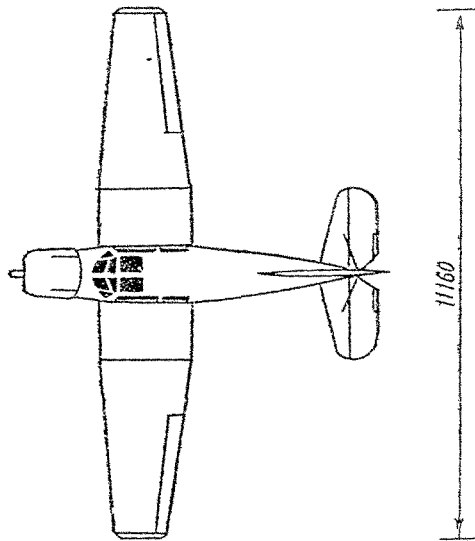
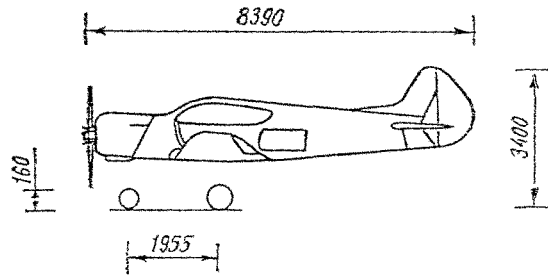
1.1.2. Крыло

Профиль крыла	Кларк УН
Площадь крыла	18,8 м ²
Размах крыла	11 160 мм
Длина САХ	1 740 мм
Удлинение крыла	6,6
Поперечное V крыла (по линии 1/4 хорд)	7°20'
Угол установки крыла	2°
Площадь элеронов	1,92 м ²
Отклонение элеронов:	
вверх	22° — 1°
вниз	15° — 1°
Площадь посадочного щитка	1,6 м ²
Угол отклонения посадочного щитка	50° ^{+3°} - 1°30'

1.1.3. Горизонтальное оперение

Площадь горизонтального оперения	3,185 м ²
Площадь руля высоты с триммером	1,235 м ²
Размах горизонтального оперения	3540 мм
Поперечное V горизонтального оперения	0°

ОБЩИЙ ВИД САМОЛЕТА



Отклонение руля высоты:		
вверх	25°	-1°30'
вниз	25°	-1°30'
Отклонение триммера руля высоты:		
вверх	20°	+3°45'
вниз	20°	-1°15'

1.1.4. Вертикальное оперение

Площадь вертикального оперения	3,7 м ²
Площадь руля направления	0,982 м ²
Отклонение руля направления	
влево	27° -1°
вправо	27° -1°

1.2. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ САМОЛЕТА

1.2.1. Основные данные двигателя:

Условное обозначение двигателя	M-14П
Система охлаждения	воздушная
Число цилиндров и их расположение	9, звездообразное, в один ряд
Порядок нумерации цилиндров	против часовой стрелки (со стороны задней крышки), считая верхний цилиндр первым
Высотность двигателя	невысотный
Сухой вес двигателя, кг	214 +2%

Режим работы двигателя

Наименование режима	Мощность у земли, л. с.	Число оборотов коленчатого вала, %	Давление за нагнетателем, мм рт. ст.	Удельный расход топлива, г/л. с. ч
Взлетный	360—2% (приведенная)	99 ⁻⁴ на земле 99 ⁺¹ ₋₂ в воздухе	$P_0 + 125 \pm 15$	285—315
Номинальный I	290—2% (приведенная)	82	$P_0 + 95 \pm 15$	280—310
Номинальный II	240—2% (приведенная)	70	$P_0 + 75 \pm 15$	265—300
Крейсерский I	0,75 от замеренной мощности II номинального	64	735±15 (абсолютное)	210—230
Крейсерский II	0,6 от замеренной мощности II номинального	59	670±15 (абсолютное)	215—235
Малый газ		Не более 26		

Примечания: 1. Верхний предел мощности и давления наддува за нагнетателем на взлетном, номинальном I, номинальном II режимах не ограничивается.

2. 99,4% оборотов коленчатого вала соответствует 2900 об/мин.

3. Время непрерывной работы двигателя в минутах; на взлетном режиме — не более 5; на максимально допустимых оборотах — не более 1; на остальных режимах — неограниченно.

Максимально допустимое число оборотов	1101%
Приемистость двигателя от малого газа (26%) до взлетного режима при $V=0$, $H=0$ (в сек), не более	3
Максимальный заброс оборотов при даче приемистости в полете (продолжительность не более 1 с и время за ресурс — 30 мин)	109%
1.2.2. Сорт топлива и октановое число	бензин Б 91/115 (ГОСТ 1012—72) с октановым числом не ниже 91
1.2.2а Допускается применение автомобильных бензинов	А-92, АИ-92 ТУ 38.00165-97; АИ-91, АИ-93, АИ-95 ГОСТ 2084-77; Регулятор-91, Премиум-95 ГОСТ Р51105-97; бензины стандарта США АS ТМД 4814; бензины стандарта Европейского сообщества EN228; бензины по стандартам других стран, в которых требования к качеству автомобильных бензинов не ниже, чем у выше указанных стандартов АS ТМД 4814 и EN228.
1.2.3. Карбюратор.	
условное обозначение	АК-14П
тип	бесплоплавковый
1.2.4. Давление топлива перед карбюратором в кгс/см ² :	
на рабочих режимах	0,2—0,5
на минимальном числе оборотов, не менее	0,15
1.2.5. Бензиновый насос:	
условное обозначение	702МЛ
тип	коловратный
количество на двигателе	один
1.2.6. Фильтр тонкой очистки топлива:	
условное обозначение	8Д2 966 064
тип	отстойный
тонкость фильтрации, мк	36—40
1.2.7. Сорт масла (для летней и зимней эксплуатации)	МС-20 или МК-22 (ГОСТ 1013—49)
1.2.8. Удельный расход масла на I крейсерском режиме, г/л. с. ч, не более	8 (в течение первого ресурса)
1.2.9. Давление масла в главной магистрали (замеряется через специальный штуцер на маслососе), кгс/см ² :	
на рабочих режимах	4—6
на минимальном числе оборотов, не менее	1
1.2.10. Температура масла на входе в двигатель, °С:	
рекомендуемая	50—65
минимально допустимая	40
максимальная при длительной работе двигателя, не более	75
максимально допустимая в течение не более 15 мин непрерывной работы двигателя, не более	85

1.2.11. Температура головок цилиндров, °С:	
рекомендуемая	140—190
минимально допустимая для нормальной работы двигателя	120
минимальная при длительной работе двигателя	140
максимальная при длительной работе двигателя	220
1.2.12. Температура воздуха на входе в карбюратор, °С	+10 ÷ +45
1.2.13. Магнето:	
условное обозначение	M9-25M
тип	четырёхискровое, экранированное
количество на двигателе	2
1.2.14. Свечи:	
условное обозначение	СД-49СММ
количество на цилиндр	2
порядок зажигания цилиндров	1—3—5—7—9—2—4—6—8
1.2.15. Система запуска двигателя	воздушная
1.2.16. Винт воздушный:	
условное обозначение	B530TA-D35
тип винта	тянущий, автоматический изменяемого в полете шага
схема действия	прямая
направление вращения	левое
диаметр винта, м	2,4
число лопастей	2
минимальный угол установки лопастей на радиусе 1000 мм	14°30' ± 10'
максимальный угол установки лопастей на радиусе 1000 мм	34°30' ± 30'
диапазон поворота лопастей	20° ± 40'
вес винта, кг	40 ± 2 %

1.3. ОСНОВНЫЕ ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА (в стандартных условиях)

Максимальная приборная скорость горизонтального полета (у земли)	262 км/ч
Максимально допустимая высота полета	4000 м

В целях предупреждения перегрева двигателя набор высоты до $H=3000$ м выполнять на II номинальном режиме работы двигателя ($n=70\%$) на скоростях:

$V_{пр}=170$ км/ч при температурах наружного воздуха у земли до $+20$ °С;

$V_{пр}=180$ км/ч при температурах наружного воздуха у земли выше $+20$ °С.

Набор высоты с 3000 м и выше разрешается выполнять на I номинальном режиме работы двигателя на скорости $V_{пр}=165$ км/ч. Время набора максимально допустимой высоты — не более 35 мин.

Взлетно-посадочные характеристики самолета

Взлет- ный вес, кг	Ско- рость отрыва, км/ч	Длина раз- бега, м	Взлет- ная дистан- ция до вы- соты 10 м, м	Длина пре- рван- ного взлета, м	Скорость касания (с выпу- щенным щитком), км/ч	Длина про- бега, м	Длина посадоч- ной дистан- ции с высо- ты 15 м, м
--------------------------	----------------------------------	-----------------------------	--	--	---	-----------------------------	---

При средней условной прочности грунта 8—9 кгс/см²

1650	135	370	670	850	130	470	790
1550	125	265	540	650	120	390	690

При средней условной прочности грунта 4—5 кгс/см²

1650	125	500	920	700	125	350	650
1550	120	455	830	—	124	350	610

РАЗДЕЛ 2 ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

2.1. Летные ограничения

Максимально допустимая приборная скорость при пикировании	300 км/ч
Максимально допустимая приборная скорость при болтанке	300 км/ч
Максимально допустимая приборная скорость для выпуска шасси и щитка	200 км/ч
Приборные скорости сваливания при торможении с полетным весом 1570—1620 кг при работе двигателя на режиме малого газа:	
с убранной механизацией	120-123 км/ч
с выпущенными щитком и шасси	112-114 км/ч
На I номинальном режиме с убранной механизацией	102-105 км/ч
На взлетном режиме с выпущенными щитком и шасси	97 км/ч
Максимально допустимые эксплуатационные перегрузки (n_y):	
положительная	+5
отрицательная	-2,5
Максимально допустимая скорость встречного ветра на взлете и посадке	15 м/с
Максимально допустимая скорость боковой составляющей ветра под углом 90° к ВПП:	
на взлете	12 м/с
при посадке	10 м/с
Из-за отсутствия на самолете штатного кислородного оборудования полеты на высотах более 4000 м запрещаются.	
При выполнении полетов на патрулирование:	
— минимальная высота полета	100 м;
— минимальная скорость при патрулировании	165 км/ч ПР;
— выполнение фигур пилотажа запрещается;	
— размещение пассажиров на местах второго ряда при свободном месте на первом ряду запрещается.	

2.2. Весовые и центровочные данные

	Варианты:	
	учебно-тренировочный	первоначального обучения
I Взлетный вес, кг	1650	1550
Полная нагрузка, кг	403	303
топливо, кг	100	100
снаряжение, кг	303	203
Экипаж, в том числе:		
пилот	80	160 (2 чел.)
курсанты	160 (2 чел.)	—
Снаряжение без экипажа	63	43
подушки на кресла	5	—
парашюты	—	25
масло	18	18
прочее	40	—
Вес пустого самолета	1247	1247
Положение центра тяжести, % САХ:		
на взлете, шасси убрано	23	20,5

на посадке, шасси выпущено (с 10 % топлива и 50 % масла)	21,8	19,0
пустого самолета, шасси выпущено	20,0	20,0
Диапазон допустимых центровок, % САХ	13—26	13—22,0

Примечания: 1. Допуск на вес пустого самолета ± 1 %.

2. Допуск на центровку пустого самолета ± 1 % САХ

3. Выпуск шасси смещает центр тяжести самолета вперед на 0,5 — 0,7 % САХ.

4 При установке проводки и крепления аппаратуры ОСЬ-1 и РВ 5 вес увеличивается на 10 кг, центр тяжести смещается назад на 0,5 — 0,6 % САХ.

5. Блоки аппаратуры ОСЬ-1 и РВ-5 устанавливаются за счет снаряжения, так как при их установке вес пустого самолета увеличивается на 25 кг, а центр тяжести смещается назад на 1,6—2,3 % САХ.

6. Для самолетов, не оборудованных самописцем САРПП-12К, вес самолета уменьшается на 10 кг, а центр тяжести смещается вперед на 0,3—0,5 % САХ.

7. Рекомендации по загрузке и центровке самолета приведены в разд. 7.

Для самолетов Як-18Т в варианте патрульного.

	Одно-местный	Двух-местный	Трех-местный	Четырех-местный
Взлетный вес, кг	1490	1570	1650	1650
Вес пустого, кг	1247	1247	1247	1247
Полная нагрузка, кг	243	323	403	403
Топливо, кг	140	140	140	60
Снаряжение, кг:				
- пилот	80	160	160	160
- наблюдатель (2 ряд)	—	—	80	160
- подушки на кресла	5	5	5	5
- масло	18	18	18	18
Положение Ц. Т. в САХ:				
- на взлете, Ш. У.	21,5	21,1	23,6	25,1
- на посадке Ш. В. с 10% топлива, 50% масла	19,4	19,1	21,9	24,4
- пустого, Ш. В.	20,0	20,0	20,0	20,0
Максимальные эксплуатационные перегрузки, n_y	+5...-2,5	+5...-2,5	+5...-2,5	+5...-2,5

Примечания: 1. Выпуск шасси смещает положение Ц.Т. самолета вперед на 0,5 — 0,7% САХ.

2. Допуск на центровку пустого ± 1 %.

3. Допуск на вес пустого ± 1 %.

2.3. Прочие ограничения

В учебно-тренировочном варианте количество членов экипажа не должно превышать трех человек.

Размещение курсантов на диване при одном свободном кресле **запрещается**.

В учебно-тренировочном варианте парашюты не применяются, выполнять фигуры пилотажа **запрещается**.

Самолет в варианте первоначального обучения с экипажем не более двух человек, снабженных спасательными парашютами, позволяет выполнять все фигуры простого и сложного пилотажа.

Выполнение перевернутого полета и обратного пилотажа на самолете Як-18Т **запрещается.**

При температурах наружного воздуха ниже $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ выполнение полетов на самолете Як-18Т **запрещается.**

В учебных целях выполнение полетов с неосвещенных ВПП **запрещается.**

Полеты по прямоугольному маршруту производить с выпущенным шасси.

Минимальная прочность грунта для РД и ВПП — 4 кг/см^2 .

РАЗДЕЛ 3

ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

3.1. Предполетный осмотр и проверка самолета пилотом

Перед полетом пилот обязан принять доклад от авиационного техника о готовности самолета к полету, о количестве и сорте заправленного топлива и масла. Убедиться, что слит отстой топлива и в нем отсутствуют механические примеси и вода, а в зимнее время — кристаллы льда. Проверить наличие колодок под основными колесами самолета и наличие противопожарных средств около самолета.

3.1.1. Предварительные работы

Перед началом осмотра самолета необходимо убедиться, что с самолета сняты все чехлы и заглушки, и принять меры предосторожности для предупреждения произвольного складывания шасси, случайного запуска двигателя, включения отдельных электрических агрегатов, а также выпуска щитка, для чего проверить: — установлен ли АЗС АККУМ.—АЭР. ПИТ. в положение **ВЫКЛЮЧ.**;

— выключены ли все автоматы защиты сети (АЗС), переключатели и выключатели на электрощитке;

— установлен ли переключатель магнето в положение «0» (выключено);

— установлен ли кран шасси в положение **ВЫП.** и законтрен ли защелкой;

— находится ли кран щитка в нейтральном положении.

Зимой убедиться, что весь самолет очищен от снега, инея и льда.

3.1.2. Осмотр самолета

Перед осмотром материальной части командир самолета обязан просмотреть бортовой журнал, проверить, устранены ли дефекты, выявленные в предыдущем полете, ознакомиться с работами, проведенными техническим составом на самолете.

1. Произвести внешний осмотр самолета, при этом проверить:
 - втулку, противовесы и лопасти винта (отсутствие внешних повреждений и трещин, наличие и целость контровки);
 - установку лопастей винта по установочным рискам;
 - капот двигателя, нет ли повреждений и правильно ли закрыты замки капота и лючков (прорези замков должны совпадать с метками на капоте);
 - нет ли течи бензина и масла;
 - шасси и арматуру сигнальных огней выпуска шасси, нет ли повреждения покрышки передней опоры самолета, нормально ли давление в пневматике (обжатие 15—20 мм), состояние демфера (нет ли течи смеси); нормальна ли просадка амортизационной стойки, видимая часть штока должна быть 150—180 мм;
 - нет ли повреждений покрышек основных опор самолета, пружины заземления и арматуры сигнальных огней выпуска шасси, нормально ли давление в пневматиках (обжатие 25—30 мм) и одинакова ли просадка амортизационных стоек, видимая часть штоков должна быть 175—250 мм;
 - центроплан снизу (плотно ли прилегает посадочный щиток, нет ли течи бензина);
 - правую половину крыла, нет ли повреждений обшивки крыла и заливов, состояние воздухозаборника, маслорадиатора и сот радиатора, нет ли течи масла, не поврежден ли механический указатель выпущенного положения шасси, целость и крепление АНО, нет ли повреждений элерона, проверить состояние шарнирных соединений, сняты ли струбцины, свободно ли отклоняется элерон.

Примечание. При температуре наружного воздуха ниже -5°C проверить, установлен ли затенитель на соты маслорадиатора;

- правую сторону фюзеляжа, нет ли повреждений остекления и двери кабины, люка и обшивки фюзеляжа, надежность крепления к фюзеляжу, нет ли повреждений антенны радиостанции;
- оперение, нет ли внешних его повреждений и заливов, сняты ли струбцины, состояние шарнирных соединений руля высоты, руля направления и узлов, крепление подкосов, легкость отклонения руля направления и руля высоты, установлен ли в нейтральное положение триммер руля высоты, нет ли повреждений хвостового АНО и проблескового маяка;
- левую сторону фюзеляжа, нет ли повреждений обшивки; закрыты ли замки багажника и бортовых люков, надежность крепления к фюзеляжу, нет ли повреждений антенн радиовысотомера, радиокompаса и маркерного приемника, состояние остекления и двери кабины;
- левую половину крыла, нет ли повреждений обшивки крыла и заливов, состояние элерона и шарнирных соединений, сняты ли струбцины; целость и крепление, состояние приемника воздушного давления (ПВД), снят ли с него чехол, не поврежден ли механический указатель выпущенного положения шасси, не имеет ли

повреждений посадочная фара, снят ли предохранительный чехол с датчика срыва ДС-1, нет ли внешних повреждений флюгарки и свободно ли она перемещается от упора до упора (без заедания).

2. Проверить заправку самолета топливом и маслом.

Количество заправленного топлива контролировать в основных баках визуальным и по показанию топливомера в кабине самолета. При полной заправке топливом баков уровень топлива в них должен быть ниже обрезов заливных горловин не более чем на 30 мм. Общая вместимость топливных баков 193 л.

Количество масла, заправляемого в маслобак, контролируется мерной линейкой и должно быть: минимальное — 8 л, для полетов на пилотаж — не более 14 л, для полетов по прямому маршруту — 18 л, для перегонов — 20 л.

Общий объем маслобака — 30 л.

3. Перед посадкой в кабину пилот в варианте первоначального обучения должен проверить:

— общее состояние кабины, убедиться, что в ней нет посторонних предметов, кресла не имеют повреждений, а механизмы замков дверей исправны;

— исправность привязных ремней и механизма притяга плечевых ремней;

— наличие парашюта в чашке кресла (при необходимости подогнать парашют);

— чистоту и целостность остекления кабины.

Примечание. Перед выполнением полетов на пилотаж одним пилотом проверить закрепление привязных ремней на втором кресле и диване и снятие парашюта (подушки) на втором кресле.

4. После посадки в кабину пилот должен:

— поставить ноги на педали под ремни и, если нужно, отрегулировать кресло так, чтобы можно было свободно и полностью отклонять педали и штурвал управления;

— проверить присоединение карабина парашюта к кольцу на чашке кресла;

— проверить исправность работы замков привязной системы кресла;

— застегнуть на замок поясные и плечевые ремни, плотно прижаться к спинке кресла и затянуть поясные ремни в пряжках.

С помощью ручки механизма подтяга убрать и застопорить плечевые ремни, а затем затянуть их в пряжках;

— соединить разъемную колодку шнура авиагарнитуры или шлемофона с колодкой бортового шнура радиостанции;

— проверить, легко ли открываются и закрываются двери кабины и хорошо ли они фиксируются в закрытом положении (штыревым замком и запором двери);

— убедиться в легкости хода штурвалов и педалей управления самолетом, в правильности отклонения рулей и элеронов;

— проверить внешнее состояние пилотажно-навигационных и других приборов; установить стрелки высотомера на нуль и проверить, соответствует ли показание барометрического давления на высотомере фактическому давлению на уровне аэродрома в данный момент (разница не более $\pm 1,5$ мм рт. ст. при температурах от $+15$ до $+35^{\circ}\text{C}$, при других температурах $\pm 2,5$ мм рт. ст.).

— проверить показание часов, при необходимости завести их поставить точное время.

5. Включить на электрощитке выключатель АККУМ.—АЭР. ПИТ в положение АККУМ, автоматы защиты сети СИГН. ШАССИ, ПРИБ. ДВИГ ЭУП, СПУ и проверить:

— сигнализацию выпущенного положения шасси (горят три зеленых светосигнализатора), исправность трех красных светосигнализаторов убранного положения шасси и работоспособность системы сигнализации невыпущенного положения шасси (нажатием кнопки КОНТР. ЛАМП);

— управление триммером руля высоты (при установке триммера в нейтральное положение светосигнализатор с зеленым светофильтром ТРИММ. НЕИТР на световом табло должен гореть);

— состояние электрических приборов (находятся ли стрелки приборов в исходном положении);

— исправность топливомера, суммарное количество топлива в баках и количество топлива отдельно в левом и правом баках;

— напряжение бортовой аккумуляторной батареи под нагрузкой, для чего включить на электрощитке на 10—15 с автомат защиты сети АНО, нажать кнопку вольтметра — напряжение должно быть не менее 24 В. Затем подготовить и проверить пилотажно-навигационное и радиотехническое оборудование самолета, а при ночных полетах и светотехническое оборудование.

Предупреждение. Чтобы не разрядить бортовой аккумулятор, подготовку и проверку пилотажно-навигационного и радиотехнического оборудования производить при неработающем двигателе от аэродромного источника питания, при работающем двигателе — на оборотах не менее 44% (от генератора).

6. Проверить управление двигателем:

— ход рычага управления двигателем от упора малого газа до полного открытия;

— ход рычага управления шагом винта;

— легко ли перемещается рычаг управления подогревом воздуха, поступающего в карбюратор (после проверки подогрев закрыть установкой рычага в положение полностью вверх);

— открытие жалюзи капота двигателя и створок маслорадиатора, нет ли заеданий в проводке управления.

Примечание. Проверку хода рычага управления двигателем производить при закрытом пожарном кране.

7. Открыть пожарный кран (рычаг управления пожарного крана должен быть отдан вперед до отказа).

8. Открыть вентиль сети воздушной системы, для чего необходимо повернуть влево до отказа рукоятку ЗАРЯДКА СЕТИ и проверить:

— давление воздуха в основном и аварийном бортовых баллонах, которое должно быть 50 ± 5 кгс/см²;

— работу механизма выпуска и уборки посадочного шника и исправность сигнализации, для чего подать команду «От щитка» и, получив ответ: «Есть от щитка», сначала перевести кран шитка

в положение УБР (создать противодействие), а затем в положение ВЫП и проконтролировать выпуск щитка по загоранию сигнальной лампы с красным светофильтром ЩИТОК ВЫПУЩ на световом табло; убрать посадочный щиток, для чего перевести кран щитка в положение УБР и, убедившись по световой сигнализации в его уборке (сигнальная лампа с красным светофильтром ЩИТОК ВЫПУЩ на световом табло погаснет), установить кран щитка в нейтральное положение;

— герметичность тормозной системы; при полном нажатии на тормоза в нейтральном положении педалей не должно быть слышно шума выходящего воздуха.

3.2. ЗАПУСК, ПРОГРЕВ И ОПРОБОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ НА ЗЕМЛЕ

3.2.1. Подготовка двигателя к запуску

При температуре наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже двигатель необходимо перед запуском подогреть от аэродромного подогревателя до температуры головок цилиндров не менее 30°C , при этом воздушный винт двигателя должен легко проворачиваться от руки.

Разрешается при температуре наружного воздуха от плюс 5 до минус 10°C запускать двигатель без подогрева, если масло в двигателе и маслосистеме разжижено бензином.

Запуск двигателя можно производить как от бортовой аккумуляторной батареи, так и от аэродромного источника питания.

Перед запуском двигателя необходимо:

— на пыльных аэродромах место стоянки самолета полить водой;

— проверить, отвязан ли самолет, поставлены ли колодки под его колеса и имеются ли около самолета огнетушители;

— сняты ли струбцины с рулей;

— снят ли чехол с приемника воздушного давления;

— убедиться, что вблизи нет людей, транспорта и предметов, могущих попасть под винт;

— закрыть заслонку маслорадиатора, а зимой — и жалюзи капота двигателя;

— убедиться, что рычаг управления шагом винта находится в положении МАЛЫЙ ШАГ;

— установить рычаг управления двигателем в положение, соответствующее $1/3$ полного хода (28—38 %);

— убедиться, что рычаг управления пожарным краном находится в открытом положении (полностью от себя);

— при температуре наружного воздуха ниже нуля рычаг управления подогревом воздуха, поступающего в карбюратор, установить в положение ВКЛ (полностью вниз);

— убедиться в том, что:

магнето выключено (переключатель находится в положении «0»);

выключатель АККУМ.—АЭР. ПИТ выключен;

автомат защиты сети ЗАЖИГ выключен;

— подать команду авиатехнику: «Провернуть винт» (винт про-
вернуть на 3—4 оборота);

— в процессе проворачивания винта установить шприц ЗА-
ЛИВКА МОТОРА в положение ЦИЛИНДР и залить летом 2—3

шприца, а зимой — 3—5 шприцев бензина в цилиндры двигателя;
— установить шприц ЗАЛИВКА МОТОРА в положение МА-
ГИСТР. и создать давление бензина перед карбюратором 0,2—
0,5 кгс/см².

Предупреждения: 1. Запрещается проворачивать винт при горячем
двигателе.

2. Не разрешается заливать бензин более указанного количества, так как он
может смыть масло со стенок цилиндров и вызвать задиры поршней или скопиться
в нижних цилиндрах, что может привести к гидравлическому удару.

3. Категорически запрещается заливка бензина через выхлопные патрубки и
свечные отверстия.

3.2.2. Запуск двигателя

1. Для запуска двигателя пилот должен:

— подать команду авиатехнику: «От винта» и, получив ответ:
«Есть от винта», включить выключатели АККУМ.—АЭР. ПИТ.;

— включить автоматы защиты сети ^{СИСТ.} ЗАЖИГ. СИГН. ШАССИ,
ПРИБ. ДВИГАТ.; ЭУП и АГД;

— повернуть корпус пусковой кнопки ЗАПУСК против часо-
вой стрелки до совмещения красных меток и нажать пусковую
кнопку до отказа. Продолжительность непрерывного нажатия
кнопки не должна превышать 3 с;

— после того как винт повернется на 3—5 оборотов, вклю-
чить магнето, установив переключатель в положение «1+2».

Примечания: 1. Для лучшего запуска двигателя после первых вспышек
следует дополнительно подать топливо в цилиндры заливочным шприцем.

2. Во время запуска, при появлении вспышек в цилиндрах, разрешается под-
держивать выход двигателя на устойчивую работу перемещением вперед и назад
рычага управления двигателем в диапазоне оборотов, соответствующих 28—60%,
темп перемещения 2—3 с;

— после того как двигатель устойчиво заработает, пусковую
кнопку отпустить и установить рычаг управления двигателем в по-
ложение, соответствующее 38—41%, одновременно наблюдая за
давлением масла по показанию манометра.

2. Если в течение 15—20 с после запуска давление масла не
достигнет 1,0 кгс/см², немедленно выключить двигатель и выяснить
причину.

3. После запуска двигателя закончить рукоятку заливочного
насоса, поставить пусковую кнопку на предохранитель, включить
генератор и произвести прогрев двигателя.

4. Если двигатель после двух попыток не запускается, запуск
рекратить и выяснить причину.

Предупреждение. Перед повторным запуском, соблюдая все меры пред-
осторожности, повернуть винт от руки на 4—6 полных оборотов для удаления
из цилиндров бензина от предыдущего запуска (если он производился с залив-
кой) во избежание гидравлического удара.

3.2.3. Прогрев двигателя

1. Прогрев двигателя производить на оборотах коленчатого вала 41—44% до тех пор, пока температура масла на входе в двигатель не начнет повышаться. С ростом температуры масла увеличить число оборотов до 44—48% летом, 51% зимой и вести на этом режиме прогрев двигателя до достижения температуры головок цилиндров не ниже 120°C и температуры масла на входе в двигатель не ниже 40°C.

2. Двигатель считается прогретым, когда температура головок цилиндров будет не ниже 120°C, температура масла на входе в двигатель не ниже 40°C и температура воздуха, поступающего в карбюратор, не ниже +10°C.

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

3.2.4. Опробование двигателя

1. Опробование двигателя производить при открытых жалюзи капота и заслонке маслорадиатора. Перед увеличением оборотов установить рули нейтрально и затормозить колеса.

2. Опробовать двигатель на II номинальном режиме, для чего плавно переместить от себя до упора рычаг управления двигателем и одновременно затяжелить винт.

При этом показания приборов контроля двигателя должны быть следующие:

число оборотов коленчатого вала	70%
давление за нагнетателем (давление наддува)	$P_0 + 75 - 15$ мм рт. ст.
давление масла	4—6 кгс/см ²
давление бензина	0,2—0,5 кгс/см ²
температура масла на входе в двигатель	40—75°C
температура головок цилиндров, не выше	190°C
температура воздуха на входе в карбюратор, не ниже	+10°C

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:

— установить винт в положение **МАЛЫЙ ШАГ**;

— рычагом управления двигателем установить обороты 64 или 70%;

— выключить на 15—20 с одно магнето и запомнить величину падения оборотов;

— включить оба магнето на 20—30 с до восстановления первоначальных оборотов;

— выключить на 15—20 с второе магнето и запомнить величину падения оборотов;

— включить оба магнето.

Падение частоты вращения коленчатого вала двигателя при работе на одном магнето не должно превышать 3 %.

4. Проверить работу генератора:

— установить режим работы двигателя МАЛЫЙ ГАЗ;
— рычагом управления двигателем установить частоту вращения коленчатого вала 57—58 %;

— по погасанию светосигнализатора ОТКАЗ ГЕНЕР убедиться, что генератор подключился к бортсети;

— проверить напряжение бортсети по вольтамперметру, напряжение должно быть 27—29 В;

— включить электропотребители, необходимые для полета (автоматы защиты сети ПО-250, РВ, АРК, СПУ, МРП, УКВ, ПТ-200, ГМК, ^{УСМ} Маяк, а при ночных полетах — АНО и посадочно-рулежную фару);

— включить автомат защиты сети СРЫВ и проверить работоспособность системы сигнализации критических углов атаки ССКУА-1.

5. Проверить работу воздушного винта и регулятора оборотов, для чего:

— рычагом управления двигателем установить частоту вращения коленчатого вала 70 % (винт в положении МАЛЫЙ ШАГ);

— рычаг управления шагом винта перевести в положение БОЛЬШОЙ ШАГ (полностью на себя), частота вращения коленчатого вала двигателя при этом должна снизиться до 53 %;

— рычаг управления шагом винта перевести в положение МАЛЫЙ ШАГ (полностью от себя), частота вращения коленчатого вала должна возрасти до первоначальной 70 %.

При этом допускается кратковременное уменьшение давления масла на входе в двигатель до 2 кгс/см² с последующим восстановлением за 8—11 с.

6. Проверить работу воздушного винта и регулятора оборотов на равновесных оборотах, для чего:

— рычагом управления двигателем установить частоту вращения коленчатого вала двигателя 70 % (винт в положении МАЛЫЙ ШАГ);

— рычагом управления шагом винта установить частоту вращения коленчатого вала 64 %;

— плавно перемещая рычаг управления двигателем вперед и назад, но не до отказа, убедиться в том, что частота вращения коленчатого вала двигателя остается неизменной.

При резком перемещении рычага управления двигателем вперед и назад частота вращения коленчатого вала двигателя может соответственно увеличиваться или уменьшаться на 2—4 %, но через 2—3 с восстанавливаться до равновесных оборотов.

7. Проверить приемистость двигателя. Рычаг управления двигателем плавно, в течение 2—3 с, перевести от упора малого газа вперед до упора, при этом рычаг управления винтом должен быть в положении МАЛЫЙ ШАГ.

Переход от минимальной частоты вращения коленчатого вала до взлетного режима должен совершаться плавно, в течение не более 3 с. Для обеспечения нормальной приемистости температура головок цилиндров должна быть не ниже 120 °С, а температура масла на входе в двигатель — не менее 40 °С.

Примечание. Проверку приемистости двигателя в полете выполнять на скорости по прибору не более 160 км/ч.

8. Повторить проверку приемистости при темпе перемещения РУД 0,5—3 с, совместив ее с проверкой работы двигателя на взлетном и I номинальном режиме, по 20—30 с на каждом режиме.

При этом показания приборов контроля двигателя должны быть следующие:

Наименование параметров	Взлетный режим	I номинальный режим
Частота вращения коленчатого вала	95—99 %	82 %
Давление за нагнетателем	$P_0 + 125 - 15$ мм рт.ст.	$P_0 + 95 - 15$ мм рт.ст.
Давление бензина	0,2—0,5 кгс/см ²	0,2—0,5 кгс/см ²
Давление масла	4,0—6,0 кгс/см ²	4,0—6,0 кгс/см ²
Температура масла на входе в двигатель	40—75 °С	40—75 °С
Температура головок цилиндров двигателя	Не выше 220 °С	Не выше 220 °С
Температура воздуха на входе в карбюратор	Не ниже 10 °С	Не ниже 10 °С

9. Проверить работу двигателя на минимальной частоте вращения коленчатого вала (винт на малом шаге, рычаг управления двигателем переведен полностью на себя). Двигатель должен работать устойчиво, показания приборов должны быть следующие:

Частота вращения коленчатого вала Не более 26 %
 Давление масла Не менее 1,0 кгс/см²
 Давление бензина Не менее 0,15 кгс/см²

Во избежание замасливания свечей продолжительность работы двигателя на минимальной частоте вращения коленчатого вала (на МАЛОМ ГАЗЕ) не должна превышать 5 мин.

Раздел 4

ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

4.1. ПОДГОТОВКА К ВЫРУЛИВАНИЮ И РУЛЕНИЕ

1. Убедившись в нормальной работе двигателя, приборов, радионавигационного оборудования и агрегатов самолета, увеличить частоту вращения коленчатого вала двигателя до 54—57%, запросить разрешение на выруливание.

2. Получив разрешение на выруливание, пилот должен:

— рычагом управления двигателем снизить частоту вращения коленчатого вала двигателя до минимальной;

— убедиться, что надежно закрыты и законтрены двери кабины (штыревым замком и запором двери);

— расстопорить кран шасси, отодвинув защелку влево;

— установить педали и штурвал управления в нейтральное положение;

— затормозить колеса и подать команду: «Убрать колодки».

3. Получив сигнал от техника самолета об уборке колодок и убедившись, что стояночное торможение колес отключено, необходимо, при нейтрально установленных штурвале управления и педалях, полностью затормозить колеса основных опор самолета и увеличить частоту вращения коленчатого вала двигателя до 64—68%. На этой частоте самолет должен удерживаться тормозом на месте.

4. После опробования тормозов снизить частоту вращения коленчатого вала двигателя до минимальной и, убедившись, что препятствий в направлении руления нет, отпустить тормоза, плавно увеличить частоту вращения коленчатого вала двигателя настолько, чтобы самолет сдвинулся с места, начать руление. Ночью, а при плохой или ухудшенной видимости и днем включить малый, а при необходимости и большой свет посадочно-рулежной фары.

Время включения света фары не должно превышать 5 мин.

Во время руления штурвал управления удерживать в нейтральном положении, тормозами пользоваться плавно и короткими импульсами.

5. Скорость руления по грунту не должна превышать 15 км/ч, по бетонированной полосе — не более 30 км/ч. Скорость руления на разворотах не должна быть более 5 км/ч.

Вблизи препятствий, по незнакомой местности, по размокшему или неровному грунту рулить на пониженной скорости, соблюдать максимальную осмотрительность.

6. При невозможности выполнения руления при частоте вращения коленчатого вала двигателя, обеспечивающей работу генератора (42%), во избежание разрядки бортовой аккумуляторной батареи при длительном рулении рекомендуется выключить максимальное число электропотребителей, за исключением радиостанции и проблескового светомаяка МСЛ-3, а ночью — АНО.

7. Приближаясь ко взлетной полосе, необходимо осмотреться и, убедившись, что взлетная полоса свободна и нет самолетов, заходящих на посадку, запросить по радио разрешение на выруливание для взлета.

4.2. ПОДГОТОВКА К ВЗЛЕТУ

1. Вырулив на взлетную полосу, прорулить по прямой 3—5 м, чтобы установить носовое колесо по линии взлета, удерживая самолет на тормозах, проверить:

— исправность авиагоризонта АГД-1К в соответствии с п. 6.5.3 настоящего Руководства.

ВНИМАНИЕ! ВЗЛЕТ САМОЛЕТА РАЗРЕШАЕТСЯ ПРОИЗВОДИТЬ ТОЛЬКО ПО ИСТЕЧЕНИИ ВРЕМЕНИ ГОТОВНОСТИ АВИАГОРИЗОНТА К РАБОТЕ — НЕ РАНЕЕ ЧЕМ ЧЕРЕЗ 3 МИН ПОСЛЕ ВКЛЮЧЕНИЯ АВИАГОРИЗОНТА;

— соответствует ли показание компаса ГМҚ-1АЭ курсу взлета;

— убран ли посадочный щиток;

— установлен ли рычаг управления шагом винта в положение **МАЛЫЙ ШАГ**;

— легкость хода штурвалов и педалей управления самолетом;

— установлен ли триммер руля высоты в нейтральное положение (на световом табло горит зеленый светосигнализатор **ТРИММ. НЕЙТР**);

— включены ли на электрощитке выключатели, переключатели и автоматы защиты сети, необходимые для выполнения полетного задания.

Включить на левой панели приборной доски автомат защиты **ОБОГРЕВ ДС**.

ВНИМАНИЕ! НА ЗЕМЛЕ ВКЛЮЧАТЬ АВТОМАТ ЗАЩИТЫ СЕТИ **ОБОГРЕВ ДС** РАЗРЕШАЕТСЯ НА ВРЕМЯ НЕ БОЛЕЕ 5 МИН.

2. Проверить работу двигателя с частотой вращения коленчатого вала, при которой самолет удерживается на тормозах, и проверить показания приборов, контролирующих работу двигателя.

Показания приборов должны быть следующие:

— температура головок цилиндров 140—190°C;

— температура масла на входе в двигатель не менее 40 и не более 75°C (рекомендуемая 50—65°C);

— давление бензина 0,2—0,5 кгс/см²;

— давление масла 4—6 кгс/см².

Двигатель должен работать без тряски и хлопков.

3. Убедившись в нормальной работе двигателя и отсутствии препятствий на взлетной полосе, запросить разрешение руководителя полетов на взлет.

Примечание. В зимних условиях разрешается производить взлет с включенным подогревом воздуха на входе в карбюратор, когда температура воздуха на входе в карбюратор не ниже $+10^{\circ}\text{C}$. В случае возможного обледенения включить подогрев воздуха на входе в карбюратор.

4.3. ВЗЛЕТ И НАБОР ВЫСОТЫ

1. Получив разрешение на взлет, включить сигнализатор ОПАСНАЯ СКОРОСТЬ, включить часы, растормозить колеса и плавным движением перевести рычаг управления двигателем на взлетный режим.

2. В процессе разбега штурвал удерживать в нейтральном положении, возникающие развороты парировать плавным отклонением руля направления.

3. По достижении приборной скорости 80—90 км/ч плавным движением штурвала управления на себя поднять переднее колесо до взлетного положения (10—15 см от земли) и удерживать это положение до отрыва самолета.

Отрыв самолета от земли происходит:

— при взлетном весе 1650 кг на приборной скорости 135 км/ч;

— при взлетном весе 1550 кг на приборной скорости 125 км/ч.

Примечание. Сразу после отрыва с нарастанием скорости самолет имеет тенденцию к энергичному увеличению угла кабрирования.

4. После отрыва увеличение приборной скорости до 160—170 км/ч производить с постепенным набором высоты.

5. На высоте не менее 10 м убрать шасси, для чего необходимо:

— перевести кран шасси из положения ВЫП. в положение УБР., не задерживая кран шасси в нейтральном положении;

— проверить уборку шасси по загоранию красных сигнальных ламп и по уборке механических указателей, при этом зеленые сигнальные лампы должны погаснуть.

6. После уборки шасси на высоте не менее 50 м установить II номинальный режим работы двигателя для набора высоты:

— число оборотов коленчатого вала двигателя — 70%;

— рычаг управления двигателем — от себя до упора.

Набор высоты производить:

— на приборной скорости 170 км/ч при температурах наружного воздуха у земли до $+20^{\circ}\text{C}$;

— на приборной скорости 180 км/ч при температурах наружного воздуха у земли выше $+20^{\circ}\text{C}$.

Предупреждение. Непрерывная работа двигателя на взлетном режиме допускается не более 5 мин.

4.4. ВЗЛЕТ С БОКОВЫМ ВЕТРОМ

1. Особенностью взлета с боковым ветром является то, что с самого начала разбега штурвал управления нужно отклонить в сторону, откуда дует ветер. Это необходимо для сохранения равномерной нагрузки на основные колеса шасси, а также в целях предупреждения образования крена.

Стремление к развороту против ветра необходимо парировать отклонением руля направления.

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

2. По достижении приборной скорости 100 км/ч плавным движением штурвала управления на себя поднять переднее колесо до взлетного положения. Скорость отрыва самолета при взлете с боковым ветром должна быть на 5—10 км/ч больше, чем в обычном полете.

3. Направление после отрыва и в наборе высоты выдерживать изменением курса полета самолета.

4.5. НАБОР ВЫСОТЫ

1. В целях предупреждения перегрева двигателя набор высоты до $H=3000$ м выполнять на II номинальном режиме работы двигателя ($n=70\%$) на скоростях:

$V_{пр}=170$ км/ч при температурах наружного воздуха у земли до $+20^{\circ}\text{C}$;

$V_{пр}=180$ км/ч при температурах наружного воздуха у земли выше $+20^{\circ}\text{C}$.

Набор высоты с 3000 м и выше разрешается выполнять на I номинальном режиме двигателя ($n=82\%$, РУД полностью от себя) и скорости $V_{пр}=165$ км/ч.

2. В наборе высоты снять триммером нагрузку со штурвала и проверить показания приборов, контролирующих работу двигателя.

3. При наборе высоты постоянно следить за температурным режимом двигателя, сохраняя его в рекомендуемых пределах:

— температура головок цилиндров $140\text{—}190^{\circ}\text{C}$;

— температура масла на входе в двигатель $50\text{—}65^{\circ}\text{C}$.

4. Максимальная температура головок цилиндров при длительной работе двигателя 220°C , максимальная температура входящего масла 75°C , максимально допустимая температура в течение не более 15 мин непрерывной работы двигателя 85°C .

5. Если в наборе высоты температурный режим двигателей превышает допустимые пределы при полностью открытых жалюзи капота и створках маслорадиатора, пилот должен перевести самолет в горизонтальный полет, увеличить скорость полета и снизить режим работы двигателя.

6. Для снижения режима работы двигателя сначала уменьшить давление наддува рычагом управления двигателем, затем — число оборотов двигателя рычагом управления шагом винта.

7. Если принятые меры не приводят к понижению температуры, пилот должен прекратить выполнение задания, доложить по радио руководителю полетов и в зависимости от сложившейся обстановки произвести посадку на своем или запасном аэродроме.

8. В наборе высоты показания приборов, контролирующих работу двигателя,⁶ должны быть следующие:

число оборотов коленчатого вала	70%
давление масла	4—6 кгс/см ²
давление бензина	0,2—0,5 кгс/см ²
температура воздуха на входе в карбюратор, не ниже	+10°C

9. При попадании самолета в зону обледенения необходимо включить автомат защиты сети **ОБОГРЕВ ЧАСЫ**, **ПВД**, доложить руководителю полетов и изменить направление или высоту полета.

Предупреждения: 1. Преднамеренные полеты в условиях обледенения на самолете запрещаются.

2. Полеты в облаках запрещаются. При непреднамеренном попадании в облачность плавным движением рулей управления перевести самолет в режим горизонтального полета, пилотируя по АГД-1К и ЭУП-53. Сличить показания приборов:

— АГД и ЭУП, убедиться в отсутствии крена и разворота;

— АГД и вариометра, убедиться, что самолет находится в режиме горизонтального полета. После этого с креном не более 15° выполнить разворот на 180°, установить снижение 2—3 м/с и выйти из облачности, пилотируя самолет по приборам АГД, ЭУП и вариометру.

3. Полеты на высоту более 4000 м выполнять при наличии на борту кислородного оборудования.

4.6. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

1. При выполнении полетов по кругу как с выпущенным, так и с убраннным шасси приборную скорость в горизонтальном полете рекомендуется выдерживать 170—180 км/ч.

2. Режим работы двигателя в горизонтальном полете следует установить тот, который был ранее определен при составлении плана полета.

3. После набора высоты заданного эшелона установить число оборотов и давление наддува двигателя в соответствии с выбранным режимом.

4. При нормальных условиях работы двигателя в горизонтальном полете показания приборов, контролирующих работу двигателя, должны быть следующие:

температура головок цилиндров	140—190°C
температура масла на входе в двигатель	50—65°C
давление масла на входе в двигатель	4—6 кгс/см ²
давление топлива перед карбюратором	0,2—0,5 кгс/см ²
температура воздуха на входе в карбюратор, не ниже	+10°C

Примечание При любом режиме работы двигателя и независимо от высоты полета давление масла должно быть не менее 4 кгс/см^2 , за исключением работы двигателя на минимальном числе оборотов, при которых давление масла должно быть не менее $1,0 \text{ кгс/см}^2$.

5. В теплую погоду подогрев воздуха, поступающего в карбюратор, должен быть выключен, так как высокая температура воздуха, поступающего в карбюратор, вызывает падение мощности двигателя.

6. Во всех случаях горизонтального полета в условиях повышенной влажности воздуха, а также в случае когда температура воздуха, входящего в карбюратор, ниже $+10^\circ\text{C}$, включить подогрев воздуха на входе в карбюратор.

7. Контроль за расходом топлива в полете осуществлять по топливомеру и часам. Загорание сигнальной лампы с красным светофильтром на световом табло ОСТАТ. ТОПЛ. указывает пилоту на то, что в баках осталось топлива 30 л на 40—45 мин полета.

На самолетах с № 0604 для повышения надежности контроля аварийного запаса топлива введена отдельная сигнализация аварийного остатка топлива в основных топливных баках.

При остатке топлива в баке 15 л загораются сигнальные лампы ОСТ. ТОПЛИВ. ПРАВ. или ОСТ. ТОПЛ. ЛЕВ.

8. В полете регулировать мощность двигателя рекомендуется в следующем порядке:

а) для уменьшения мощности (режима):

— уменьшить давление наддува,

— уменьшить число оборотов коленчатого вала двигателя до заданных,

— отрегулировать давление наддува;

б) для увеличения мощности:

— увеличить число оборотов двигателя до заданных;

— увеличить давление наддува.

9. При продолжительном полете на установившихся режимах при низких температурах окружающего воздуха во избежание загустевания масла в цилиндре втулки винта рекомендуется периодически, через каждые 25—30 мин полета, рычагом управления шагом винта переводить винт с малого шага на большой, изменяя число оборотов в пределах 55—67%.

10. В полете при загорании красной сигнальной лампы СТРУЖКА В ДВИГАТ. пилот обязан прекратить выполнение задания и усилить контроль за работой двигателя, обратив особое внимание на давление и температуру масла на входе в двигатель.

В случае падения давления или роста температуры масла необходимо доложить руководителю полетов и произвести посадку на ближайшем аэродроме или ближайшей запасной площадке.

Предупреждение. Запрещается до выяснения или устранения причин загорания сигнальной лампы СТРУЖКА В ДВИГАТ. производить полеты.

11. В полете периодически контролировать работу генератора по светосигнализатору ОТКАЗ ГЕНЕР и уровню напряжения.

12. Не реже одного раза за полет, а при длительных полетах не реже чем через 1 ч полета контролировать зарядный ток аккумуляторной батареи по бортовому прибору ВА-3. Если величина зарядного тока равна или более 30 А, немедленно выключить аккумуляторную батарею и не включать ее до окончания полета.

В случае отказа генератора постоянного тока ранее отключенную аккумуляторную батарею вновь подключить к бортовой сети и продолжать полет в соответствии с рекомендациями подраздела 5.13.

После окончания полета аккумуляторную батарею необходимо снять с самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЭКСПЛУАТАЦИЯ БАТАРЕЙ 20НҚВН-25-УЗ ПРИ НАПРЯЖЕНИИ БОРТСЕТИ БОЛЕЕ 30 В ПРИВОДИТ К ИНТЕНСИВНОМУ РАЗОГРЕВУ БАТАРЕИ ВЫШЕ ДОПУСТИМЫХ ТЕМПЕРАТУР И МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОЛНОМУ ВЫХОДУ БАТАРЕИ ИЗ СТРОЯ, ВПЛОТЬ ДО ЕЕ ВОЗГОРАНИЯ, В РЕЗУЛЬТАТЕ ВОЗНИКНОВЕНИЯ И РАЗВИТИЯ ПРОЦЕССА «ТЕПЛОВОГО РАЗГОНА».

4.7. ПИЛОТАЖ

Самолет Як-18Т с двигателем М-14П позволяет выполнять все фигуры простого и сложного пилотажа.

Состав экипажа и высота полетов в зону на пилотаж в каждом конкретном случае должны определяться полетным заданием.

При выполнении полетов на пилотаж полетная масса самолета не должна превышать **1550 кг**, количество членов экипажа — не более двух человек. При пилотаже вывод из фигур заканчивать на высоте не ниже 1000 м. При правильном выполнении фигур пилотажа перегрузка не превышает 3,5—4.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ПЕРЕД ВЫПОЛНЕНИЕМ ПРОСТОГО И СЛОЖНОГО ПИЛОТАЖА СБАЛАНСИРОВАТЬ САМОЛЕТ НА ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ 180 КМ/Ч И УСТАНОВИТЬ ЧАСТОТУ ВРАЩЕНИЯ КОЛЕНЧАТОГО ВАЛА ДВИГАТЕЛЯ 70%.
2. ДЛЯ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ НЕДОПУСТИМОЙ РАСКРУТКИ ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ФИГУР ПРОСТОГО И СЛОЖНОГО ПИЛОТАЖА НЕ ПРЕВЫШАТЬ СКОРОСТИ 300 КМ/Ч.
3. ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ФИГУР ПИЛОТАЖА ВОЗМОЖНО ЗАГОРАНИЕ СВОТСИГНАЛИЗАТОРОВ СКОРОСТЬ МАЛА И СРЫВ В МИГАЮЩЕМ РЕЖИМЕ, А ТАКЖЕ СРАБАТЫВАНИЕ ЗВУКОВОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ В ШЛЕМОФОНАХ ПИЛОТОВ.

При выполнении фигур пилотажа в случае непреднамеренного уменьшения скорости полета и загорании светосигнализаторов СКОРОСТЬ МАЛА и СРЫВ с одновременным появлением звукового сигнала в шлемофонах необходимо отдать штурвал управления от себя до пропадания световой и звуковой сигнализации.

4.7.1. Вираж с креном 45°

Перед вводом в вираж установить режим работы двигателя 70 % и приборную скорость 180 км/ч.

После этого плавным, координированным движением штурвала управления и педалей ввести самолет в вираж.

Величину крена определять по положению капота и передних частей фонаря самолета относительно горизонта и контролировать это положение по показанию прибора АГД-1К.

Когда заданный крен и необходимая угловая скорость будут достигнуты, необходимо поддержать крен, несколько отклоняя штурвал управления в сторону, противоположную развороту, и от себя; одновременно движением педали против вращения устранить стремление самолета увеличивать скорость вращения, не допуская скольжения. Правильность выполнения виража контролировать по шарик у указателя скольжения на приборе ЭУП-53.

За 25—30° до намеченного ориентира координированным движением педалей и штурвала управления в сторону, обратную вращению самолета, начать вывод из виража, незначительно отжимая штурвал от себя. Когда самолет прекратит вращение и выйдет из крена, поставить рули в нейтральное положение.

Самолет на виражах устойчив и легко переходит из одного виража в другой.

4.7.2. Вираж с креном 60°

Перед вводом в глубокий вираж установить частоту вращения коленчатого вала двигателя 70 % и увеличить приборную скорость до 200 км/ч. В глубокий вираж самолет вводится так же, как и в мелкий. По мере увеличения крена плавно увеличивать наддув с таким расчетом, чтобы при крене 45—50° он был дан полностью.

При достижении крена 45° и дальнейшем его увеличении штурвал управления необходимо незначительно выбирать на себя и ослаблять нажим на педаль, отклоненную при вводе в вираж.

При крене 60° соразмерными и координированными движениями штурвала управления и педалей удерживать самолет в режиме виража. Штурвалом управления сохранять угловую скорость вращения и крен, а педалями удерживать нормальное положение капота относительно горизонта. В ходе виража не допускать перетягивания штурвала управления на себя. При перетягивании штурвала на вираже у самолета появляется незначительная тряска, при отдаче штурвала управления от себя тряска самолета прекращается.

Вывод из виража начинать за 30—35° до намеченного ориентира координированными движениями штурвала управления и педалей, отклоняя их в сторону, обратную вращению самолета, при

этом штурвал управления одновременно отжимать от себя. После вывода самолета в горизонтальный полет педали и штурвал управления поставить в нейтральное положение.

4.7.3. Восьмерка

Восьмерка — это два виража противоположного направления, связанные быстрым, энергичным переходом из одного виража в другой.

Из виража в вираж самолет переводится легко, но при переключении необходимо незначительно отжимать штурвал управления от себя, чтобы сохранить скорость.

По мере уменьшения крена при выводе из первого виража наддув двигателя уменьшается до 480—500 мм рт. ст., а при вводе во второй вираж увеличивается до полного.

Выполнение восьмерки требует большого внимания и точной координации движений рулями управления.

Восьмерку выполнять:

- с креном до 45° на приборной скорости 180 км/ч;
- с креном до 60° на приборной скорости 200 км/ч.

4.7.4. Боевой разворот

Перед вводом в боевой разворот необходимо осмотреть воздушное пространство, убедиться, что вблизи нет других самолетов, и наметить ориентир для вывода.

Для выполнения боевого разворота установить частоту вращения коленчатого вала 70 %, дать полностью наддув и с небольшим снижением увеличить приборную скорость до 280 км/ч, после чего плавным движением

штурвала управления на себя подвести капот к линии горизонта, а затем энергичным и координированным движением штурвала управления на себя и в сторону боевого разворота с одновременным движением педалей в ту же сторону перевести самолет в набор высоты по восходящей спирали с начальным креном $15\text{--}20^\circ$ и перегрузкой 3,5—4.

Темп ввода в боевой разворот должен быть таким, чтобы после разворота на 130° самолет имел крен и угол подъема 50° , при дальнейшем развороте удерживать это положение. Развернувшись на 150° (за 30° до ориентира вывода), одновременным движением штурвала управления и педалей в сторону, противоположную развороту, выводить самолет из разворота так, чтобы приборная скорость при выводе была не менее 150 км/ч, одновременно небольшим отклонением штурвала от себя обеспечить положение капота относительно горизонта такое же, как при горизонтальном полете.

4.7.5. Пикирование

Перед вводом в пикирование осмотреть воздушное пространство в направлении пикирования, особенно вниз. Проверить показания приборов и убедиться, что высота полета заданная.

Ввод в пикирование производить с горизонтального полета или с разворота на приборной скорости 150 км/ч, не допуская отрицательных перегрузок. Пикирование разрешается выполнять с газом и без газа до приборной скорости в конце вывода не более 300 км/ч.

При пикировании следить за температурным режимом двигателя, не допуская падения температуры головок цилиндров ниже 120°C .

Выводить самолет из пикирования плавным движением штурвала управления на себя. При энергичном выборе штурвала управления на больших скоростях пикирования возникают значительные перегрузки. Чтобы приборная скорость на выводе из пикирования не превышала 300 км/ч, вывод из пикирования с углами снижения $40\text{--}50^\circ$ начинать на приборной скорости не более 280 км/ч.

4.7.6. Горка

Горка выполняется с углом набора до 50° . Перед вводом установить обороты коленчатого вала двигателя 70% (2050 об/мин), дать полностью наддув и с небольшим снижением увеличить приборную скорость полета до 280 км/ч, затем плавно установить заданный угол подъема и зафиксировать его. Величину угла подъема и крена определять по положению капота и передних частей фонаря кабины самолета относительно горизонта и прибора АГД-1К.

Вывод из горки начинать на приборной скорости 170 км/ч. Для этого одновременным вводом в разворот и уменьшением угла на-

бора при постоянном наддуве двигателя перевести самолет в горизонтальный полет.

Вывод в горизонтальный полет должен быть закончен на приборной скорости не менее 140 км/ч.

4.7.7. Спираль

Спираль выполнять с установившегося режима планирования на приборной скорости 180 км/ч с креном 45° на режиме работы двигателя МАЛЫЙ ГАЗ или на режиме, обеспечивающем вертикальную скорость снижения 3—4 м/с. Перед вводом в спираль проверить показания приборов, контролирующих работу двигателя, и, установив заданную скорость планирования, координированными движениями штурвала управления и педалей ввести самолет в разворот. Когда будет достигнут заданный крен, незамедлительными движениями педалей и штурвала управления в сторону, противоположную развороту, устранить стремление самолета к увеличению крена, возрастанию угловой скорости вращения и скорости по траектории.

Величину крена выдерживать по положению капота и передних частей фонаря кабины самолета относительно горизонта, контролируя по указателю поворота и скольжения и по прибору АГД-1К. Внимание на спирали распределять так же, как и при выполнении виражей. Не допускать падения температуры головок цилиндров ниже 120°C . После вывода из спирали установить приборную скорость планирования 170 км/ч.

4.7.8. Скольжение

Скольжение с убраннным и выпущенным щитком производится на приборной скорости 170 км/ч.

Перед выполнением скольжения выбрать ориентир для выдерживания направления, установить самолет в режим планирования с приборной скоростью 170 км/ч, координированно отвернуть самолет от ориентира на $10\text{--}15^\circ$ и плавным движением штурвала управления создать крен до 20° в сторону скольжения, удерживая при этом самолет от разворота отклонением педали в сторону, противоположную крену.

При скольжении направление полета сохранять по ориентиру, скорость проверять и сохранять по положению капота относительно горизонта и по указателю скорости, заданный крен — по наклону самолета относительно горизонта и по авиагоризнту.

Выводить самолет из скольжения необходимо одновременным движением штурвала управления в сторону, противоположную крену, и несколько от себя. По мере уменьшения крена необходимо соразмерным движением поставить педали в нейтральное положение и установить приборную скорость планирования

170 км/ч. Остаточный снос самолета после скольжения погасить созданием обратного крена.

При скольжении не допускать падения температуры головок цилиндра ниже 120°C.

4.7.9. Переворот

Ввод в переворот производится с горизонтального полета на приборной скорости 160 км/ч. Для выполнения переворота придать самолету угол кабрирования 10—15°, затем одновременными плавными движениями педали и штурвала управления в сторону желаемого переворота придать самолету вращение вокруг продольной оси с таким темпом, чтобы он перевернулся вверх колесами в течение 2—3 с.

При достижении данного положения поставить педали нейтрально, штурвалом управления прекратить вращение самолета, убрать наддув и, плавно подтягивая штурвал управления на себя, ввести самолет в пикирование. Набрав приборную скорость 190—200 км/ч, плавно выводить самолет из пикирования с таким расчетом, чтобы приборная скорость в конце вывода из пикирования была 240—250 км/ч. При выводе из пикирования не допускать резких движений и перетягивания штурвала управления, так как создаются большие перегрузки.

4.7.10. Бочка

На самолете пилот выполняет управляемую и штопорную бочки.

Для выполнения управляемой бочки установить приборную скорость 230 км/ч, обороты коленчатого вала двигателя, равные 70%; и полный наддув, затем придать самолету угол кабрирования 10—15° и зафиксировать это положение, после чего плавным движением штурвала управления в сторону бочки вращать самолет вокруг продольной оси.

Когда самолет достигнет крена 45—50°, начать отдавать штурвал управления от себя, не замедляя вращения. В первый момент это необходимо для предупреждения разворота, а затем, когда самолет будет вверх колесами, для предупреждения опускания носа самолета ниже положения горизонта.

Пройдя перевернутое положение за 50—40° до выхода в горизонтальный полет, для удержания самолета относительно горизонта увеличить нажим на педаль по вращению и по мере подхода самолета к положению с креном 30—20° подтягиванием штурвала управления на себя удерживать положение самолета по капоту в линии горизонта.

Как только самолет будет подходить к положению горизонтального полета, приостановить вращение, поставить рули управ-

ления на вывод, а затем по прекращении вращения поставить рули в нейтральное положение.

Вращение самолета вокруг продольной оси равномерное.

Для выполнения штопорной бочки установить приборную скорость 190 км/ч, обороты 70% и наддув двигателя 650—700 мм рт. ст., после этого придать самолету угол кабрирования 10—15°, зафиксировать это положение. Затем энергичным отклонением педали на 1/3 ее хода в сторону выполняемой бочки и незначительным взятием штурвала управления на себя с одновременным отклонением его в сторону отклоненной педали придать самолету вращение вокруг продольной оси.

В процессе вращения положение рулей управления и рычага управления двигателем не меняется.

За 20—30° до выхода самолета в горизонтальное положение установить рули на вывод в сторону, противоположную вращению. При выходе самолета в горизонтальное положение поставить рули нейтрально.

Бочки выполняются практически без потери высоты. Техника выполнения левой и правой бочек одинакова.

4.7.11. Петля Нестерова

Набор скорости перед вводом производить на полном наддуве двигателя с небольшим снижением. По достижении приборной скорости 280 км/ч соразмерным движением штурвала управления на себя начать выполнение петли с перегрузкой 3,5—4.

Чтобы не допустить крена и разворота, которые могут возникнуть вследствие гироскопического эффекта и действия реактивного момента винта, необходимо удерживать самолет от разворота нажимом на левую педаль.

Движение штурвала управления на себя на начальной стадии петли должно быть плавным. При увеличении угла набора более 20—30° темп движения штурвала постепенно увеличивать до начала перехода самолета в положение вверх колесами, после этого подтягивание штурвала управления (тянущие усилия) уменьшить. В верхней точке петли штурвал управления подтягивается незначительно, так чтобы только перевести самолет в пикирование. При появлении признаков неустойчивости самолета в верхней точке петли штурвал управления следует незначительно отпустить от себя с последующим взятием его на себя. Как только самолет пройдет линию горизонта, плавно убрать наддув до минимального, ослабить нажим на левую педаль, перевести самолет на пикирование.

При положении самолета в отвесном пикировании штурвал управления немного отклонить от себя, чтобы вывод из пикирования был плавным, без резкого перехода на большие углы атаки. Когда приборная скорость на пикировании достигнет 190—200 км/ч, начать вывод самолета в режим горизонтального по-

лета с таким расчетом, чтобы приборная скорость в конце вывода была 270—280 км/ч.

4.7.12. Полупетля Нестерова

Перед выполнением полупетли установить самолет в режим горизонтального полета, наметить ориентир для вывода.

Начальная приборная скорость полупетли 300 км/ч. Набор скорости производить на полном наддуве двигателя с небольшим снижением самолета. По достижении заданной скорости выполнить первую половину петли, выбирая штурвал управления на себя в более быстром темпе, чем на петле, с перегрузкой 5 до угла тангажа 60° , далее усилия ослабляются до перегрузки 3—4. При подходе к верхней точке, когда самолет будет в положении вверх колесами, а его капот не дойдет до линии горизонта $5-10^\circ$ (приборная скорость в этом положении должна быть не менее 150 км/ч), отклонить штурвал управления и педаль в нужную сторону, повернуть самолет вокруг продольной оси на 180° — выполнить полубочку.

За $20-30^\circ$ до подхода самолета к горизонтальному положению рули управления установить на вывод. Как только самолет примет горизонтальное положение, поставить рули нейтрально. Приборная скорость при выводе из полупетли должна быть 140 км/ч. Если приборная скорость к моменту выполнения полубочки станет меньше 140 км/ч, полубочку не выполнять, фигуру заканчивать выполнением второй половины петли.

4.8. ПОВЕДЕНИЕ САМОЛЕТА НА БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ И ПРИ СВАЛИВАНИИ

Для предупреждения пилотов о приближении скорости полета к скорости срыва на самолете установлен сигнализатор ССА-0,7-2,2, выдающий звуковой (в наушники) и световой (на приборной доске светосигнальное табло ОПАСНАЯ СКОРОСТЬ) сигналы в течение 15 с.

Датчик сигнализатора устанавливается на приборную скорость срабатывания 130 км/ч.

На самолетах, оборудованных системой ССКУА-1, световая сигнализация СКОРОСТЬ МАЛА срабатывает за $20 \div 10$ км/ч, а звуковая и световая сигнализации СРЫВ — за $10 \div 5$ км/ч до скорости сваливания.

Включение светосигнализатора осуществляется выключателем на электрощитке приборной доски.

Рули самолета сохраняют свою эффективность на малых скоростях полета вплоть до сваливания. В момент сваливания самолет плавно опускает нос с креном в левую или правую сторону, при этом появляется незначительная срывная тряска.

При отдаче штурвала, от себя самолет сразу же переходит на докритические углы атаки с ростом скорости.

Приборные скорости сваливания при торможении с $n = 1,0$ составляют:

— в крейсерской конфигурации на режиме работы двигателя МАЛЫЙ ГАЗ — 120—123 км/ч;

— в крейсерской конфигурации на режиме работы двигателя I НОМИНАЛ — 102—105 км/ч;

— в посадочной конфигурации на режиме работы двигателя МАЛЫЙ ГАЗ — 112—114 км/ч;

— в посадочной конфигурации на режиме работы двигателя ВЗЛЕТНЫЙ — 97 км/ч.

На режиме работы двигателя I НОМИНАЛ при полном взятии штурвала на себя после сваливания самолета кренение в левую и правую стороны происходит более энергично, чем при работе двигателя на режиме МАЛЫЙ ГАЗ.

На виражах и спиральных при перетягивании штурвала на себя самолет энергично опускает нос с одновременным ростом скорости по прибору и увеличением крена, причем опускание носа самолета в момент сваливания происходит тем энергичнее, чем на больших скоростях выполняется вираж-спираль.

При отдаче штурвала от себя самолет сразу переходит на докритические углы атаки.

Предупредительная тряска перед сваливанием не ощущается. В момент сваливания возникает незначительная срывная тряска.

Сваливания с виражей-спиралей при различных режимах работы двигателя и центровках практически не отличаются по характеру.

4.9. ШТОПОР

В учебных целях разрешается выполнять не более двух витков штопора с высоты не менее 3000 м.

Перед выполнением штопора необходимо осмотреться и убедиться, что вблизи нет других самолетов, особенно внимательно осмотреть пространство под самолетом.

В режиме горизонтального полета на приборной скорости 170 км/ч и частоте вращения коленчатого вала двигателя 70% сбалансировать самолет триммером руля высоты. Проверить показания приборов, контролирующих работу двигателя. Они должны быть следующими:

Температура головок цилиндров	180—190°C
Температура масла на входе	50—65°C
Давление масла	4—6 кгс/см ²
Давление бензина	0,2—0,5 кгс/см ²
Температура воздуха на входе в карбюратор, не ниже	+10°C

Наметить ориентир для вывода самолета из штопора.

4.9.1. Ввод самолета в штопор

В режиме горизонтального полета, указанного ранее, полностью убрать наддув и по мере уменьшения скорости плавно вы-

бирать штурвал управления на себя для создания режима парашютирования, удерживая при этом самолет от сваливания на крыло.

Предупреждения: 1. Ввод самолета в штопор при работе двигателя на режимах выше малого газа и увеличение оборотов в штопоре запрещаются.
2. Выполнение штопора в самостоятельных полетах курсантам запрещается.

При вводе самолета в штопор внимание распределить:

- на положение капота относительно горизонта;
- на показания указателя скорости;
- на показания вариометра.

При достижении приборной скорости 125—120 км/ч отклонить полностью педаль в сторону заданного штопора; как только самолет начнет сваливаться на крыло и опускать нос, штурвал управления добрать полностью на себя. Движения рулями при вводе в штопор должны быть плавными. Ввод в правый и левый штопор выполняется одинаково.

В процессе штопора рули удерживать в том положении, в каком они были даны на ввод.

Характер штопора самолета равномерный, вращение энергичное, без рывков. Самолет штопорит с углом наклона продольной оси к горизонту на первом витке 60—50°, на втором 50—45°.

На первых трех витках угол наклона продольной оси самолета постепенно уменьшается и увеличивается угловая скорость вращения при постоянных скорости и перегрузке ($n_y=2$).

После 3—4 витков штопор самолета установившийся, с небольшими колебаниями по крену, с постоянными скоростью и перегрузкой.

На первых трех витках разницы между левым и правым штопором практически нет.

После 3—4 витков правый штопор более пологий, чем левый. Вращение как в правом, так и в левом штопоре сопровождается срывной тряской самолета.

Взгляд при штопоре направлять в сторону вращения на 25—30° от продольной оси самолета и на 20—30° ниже горизонта.

4.9.2. Вывод самолета из штопора

Для вывода самолета из штопора необходимо вначале энергично и до отказа отклонить педаль в сторону, противоположную вращению самолета, и вслед за этим отдать через 2 с штурвал управления от себя за нейтральное положение на 1/4—1/5 хода. Отдавать штурвал управления от себя полностью не рекомендуется, так как при этом увеличивается угол пикирования, возникает отрицательная перегрузка, увеличиваются приборная скорость и потеря высоты на выводе.

Как только самолет прекратит вращение, немедленно поставить педали в нейтральное положение, набрать приборную скорость 160—170 км/ч и затем, плавно выбирая штурвал управле-

ния на себя, вывести самолет из пикирования с таким темпом, чтобы приборная скорость в конце вывода была 220—240 км/ч.

При подходе самолета к горизонту увеличить наддув двигателя.

За три витка штопора самолет теряет с выводом в горизонтальный полет 740 м высоты.

Самолет выходит из штопора до трех витков с запаздыванием, не превышающим одного витка.

При выводе самолета из штопора необходимо всегда отклонять руль направления против штопора раньше, чем руль высоты. При обратной последовательности самолет может не выйти из штопора.

Отклонение элеронов в пределах до 1/2 хода по штопору на характер штопора не влияет. При полном отклонении элеронов по штопору штопор становится менее устойчивым и более крутым, при отклонении элеронов на 1/2 хода и полностью против штопора штопор по характеру становится более плоским. Влияние элеронов на характер штопора сильнее проявляется на правом штопоре, чем на левом.

При выполнении штопора, если элероны были ошибочно отклонены против штопора и самолет через 2 витка запаздывания (после дачи рулей на вывод) из штопора не выходит, необходимо:

— поставить рули по штопору (в правом штопоре руль направления полностью в правую сторону, штурвал полностью на себя, элероны нейтрально). Убедиться по положению штурвала в нейтральном положении элеронов,

— выполнить 1 виток с рулями по штопору;

— для вывода самолета из штопора отклонить энергично и полностью руль направления против штопора и через 3 с после дачи руля направления отдать штурвал полностью от себя.

Запаздывание при этом может быть 1—1,5 витка на левом штопоре и 2—2,5 витка на правом. Самолет выходит из штопора при таком выводе почти в отвесное пикирование;

— после прекращения вращения поставить педали в нейтральное положение и с перегрузкой 3—4 вывести самолет из пикирования, не допуская превышения скорости более 300 км/ч

Примечание Запаздывание при выходе самолета из штопора отсчитывается с момента постановки руля высоты на вывод

4.9.3. Вывод самолета из перевернутого штопора

Перевернутый штопор самолета более крутой, чем прямой.

Вывод из него не представляет затруднений и осуществляется полным и энергичным отклонением педали в сторону, противоположную направлению вращения, с последующим через 1—2 с отклонением на себя за нейтраль (на 1/4—1/5 хода) штурвала.

Запаздывание при выходе из перевернутого штопора — менее одного витка.

Предупреждение. В учебных и тренировочных полетах выполнение перевернутого штопора запрещается.

4.9.4. Непроизвольный срыв самолета в штопор

Непроизвольный срыв самолета в штопор может произойти только из-за грубых ошибок в пилотировании самолета.

Срыв в штопор при выполнении горок, петель, полупетель и боевых разворотов происходит при перетягивании штурвала на себя с одновременным полным отклонением руля направления (педали) в сторону. При таком положении рулей самолет вначале выполняет бочку с последующим опусканием носа и переходом в нисходящий штопор.

Во всех случаях непроизвольного срыва самолета в штопор необходимо немедленно убрать наддув, поставить элероны нейтрально, определить направление вращения и выводить самолет из штопора одним из ранее указанных в разделах 4.9.2 и 4.9.3 методов.

При обучении курсантов (пилотов) исправлению ошибок при выполнении пилотажа разрешается выполнять срыв в штопор только с разворота (спирали) на снижении при полностью убранном наддуве двигателя.

Предупреждение. Срыв самолета в штопор с вертикальных фигур (горка, петля, полупетля, боевой разворот) в целях обучения курсантов или тренировки пилотов запрещается.

Срыв самолета в штопор с разворота (спирали) на снижении производится в следующем порядке. На приборной скорости 150—170 км/ч самолет вводится в разворот с креном 50—60°. В процессе разворота, перетягивая штурвал на себя, одновременно отклонить педаль до отказа в сторону крена.

Самолет энергично входит в штопор. После второго витка его вращение в штопоре такое же, как и при вводе с минимальной скоростью.

Срыв в штопор с виража и спирали разрешается выполнять на высотах не менее 3000 м.

Самолет в штопор не входит, а переходит в неустойчивую глубокую спираль с парастанием скорости при перетягивании штурвала управления при нейтральном положении педалей или при полностью отклоненной педали по развороту, но не полностью добранном штурвале управления на себя.

Предупреждение. Запрещается срыв самолета в штопор с виража и спирали в сторону, обратную крену.

4.10. ПОСАДКА

4.10.1. Снижение и подготовка к посадке

1. Длительное снижение в диапазоне эксплуатационных высот выполнять с выпущенным шасси (щиток убран) или с выпущенным щитком (шасси убрано) на режиме работы двигателя: винт МАЛЫЙ ШАГ, $P_R=300-340$ мм рт. ст., с предварительным прогревом головок цилиндров двигателя до температуры не ниже 170°C , скорость снижения $160-170$ км/ч по прибору.

Температуру головок цилиндров поддерживать по указателю прибора $160-180^\circ\text{C}$ изменением наддува или открытием жалюзи.

По окончании длительного снижения шасси (щиток) убрать и выполнять полет согласно заданию.

2. При подходе к аэродрому пилот должен проверить давление воздуха в основной и аварийных сетях воздушной системы (давление должно быть $40-50$ кгс/см²), установить двустороннюю радиосвязь с руководителем полетов и с его разрешения на приборной скорости $170-180$ км/ч войти в круг полетов на заданной высоте.

3. Шасси выпускать на прямой перед третьим разворотом на приборной скорости не более 200 км/ч. Для выпуска шасси необходимо:

— из положения УБР. кран шасси перевести в положение ВЫП., не задерживая кран шасси в нейтральном положении;

— проконтролировать выпуск шасси по сигнальным лампам и механическим указателям (три зеленые лампы выпущенного положения должны гореть; красные сигнальные лампы погаснут, а механические указатели выйдут полностью);

— законтрить кран шасси защелкой, передвинув ее вправо.

Кран шасси оставить в выпущенном положении до заруливания на стоянку и выключения двигателя.

4.10.2. Расчет на посадку

1. После выпуска шасси сохранять приборную скорость полета $170-180$ км/ч, проверить давление воздуха в основной воздушной системе и, если оно отсутствует, перейти на аварийную систему. Третий разворот выполнять в режиме горизонтального полета на приборной скорости 180 км/ч.

2. После третьего разворота перед переводом самолета на планирование проверить температурный режим двигателя (в зимних условиях не допускать охлаждения головок цилиндров ниже 140°C), облегчить винт, переведя рычаг управления шагом винта

полностью от себя, и по показанию указателя частоты вращения коленчатого вала двигателя убедиться, что винт полностью облегчен.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВРЕМЯ НЕПРЕРЫВНОЙ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ЧАСТОТЕ ВРАЩЕНИЯ КОЛЕНЧАТОГО ВАЛА 101 % НЕ ДОЛЖНО ПРЕВЫШАТЬ 1 МИН.

3. Четвертый разворот выполнять на приборной скорости не менее 170 км/ч. Вывод из разворота должен быть закончен на высоте не менее 150 м.

4. Планирование между третьим и четвертым разворотами выполнять на приборной скорости 170 км/ч.

5. После выхода самолета из четвертого разворота на прямой установить угол планирования, соответствующий приборной скорости 150 км/ч, триммером руля высоты сбалансировать самолет, выпустить посадочный щиток, для чего кран щитка перевести вниз до отказа; убедиться в выпуске посадочного щитка по загоранию красного светосигнализатора **ЩИТОК ВЫПУЩ** на световом табло.

ВНИМАНИЕ! ЕСЛИ В ПРОЦЕССЕ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ЗАГОРИТСЯ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР ВЫПУСТИ ШАССИ В МИГАЮЩЕМ РЕЖИМЕ С ОДНОВРЕМЕННЫМ ПОЯВЛЕНИЕМ ЗВУКОВОГО СИГНАЛА В ШЛЕМОФОНАХ, ЭТО ОЗНАЧАЕТ, ЧТО ШАССИ НЕ ВЫПУЩЕНО ИЛИ ВЫПУЩЕНО НЕ ПОЛНОСТЬЮ. В ЭТОМ СЛУЧАЕ НЕОБХОДИМО НЕМЕДЛЕННО УЙТИ НА ВТОРОЙ КРУГ, ВЫПУСТИТЬ ШАССИ И ПРОИЗВЕСТИ ПОВТОРНЫЙ ЗАХОД НА ПОСАДКУ.

6. После выпуска посадочного щитка выдерживать приборную скорость 150 км/ч и на этой скорости планировать до начала выравнивания. Планирование на посадку рекомендуется выполнять с расчетом на незначительное подтягивание.

ВНИМАНИЕ! ЕСЛИ В ПРОЦЕССЕ ПЛАНИРОВАНИЯ ЗАГОРИТСЯ СВЕТОСИГНАЛИЗАТОР СКОРОСТЬ МАЛА ИЛИ СРЫВ С ОДНОВРЕМЕННЫМ ПОЯВЛЕНИЕМ ЗВУКОВОГО СИГНАЛА В ШЛЕМОФОНАХ, НЕОБХОДИМО ПРОКОНТРОЛИРОВАТЬ СКОРОСТЬ ПЛАНИРОВАНИЯ И, ЕСЛИ ОНА МЕНЕЕ 150 КМ/Ч, УВЕЛИЧИТЬ ЧАСТОТУ ВРАЩЕНИЯ КОЛЕНЧАТОГО ВАЛА ДВИГАТЕЛЯ И УСТАНОВИТЬ ЗАДАННУЮ СКОРОСТЬ.

7. Уточнение расчета производить изменением наддува двигателя при сохранении приборной скорости не менее 150 км/ч.

Снижение с уменьшенным наддувом для уточнения расчета должно быть закончено до высоты 50 м.

8. При расчете, не гарантирующем безопасность посадки самолета, необходимо уйти на второй круг.

9. При заходе на посадку не допускать вертикальной скорости снижения более 5 м/с.

4.10.3. Уход на второй круг

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

Приняв решение об уходе на второй круг, пилот должен увеличить наддув до взлетного, переместив рычаг управления двигателем в крайнее переднее положение за 1,5—2 с.

При достижении приборной скорости 150 км/ч по прибору перевести самолет в набор высоты с постепенным увеличением скорости и на высоте не менее 10 м убрать шасси (ночью выключить фару).

2. На высоте не менее 50 м убрать посадочный щиток, установить приборную скорость набора высоты 160—170 км/ч и повторить заход на посадку.

4.10.4. Выполнение посадки

1. Выравнивание самолета рекомендуется начинать с высоты 5—6 м плавным отклонением штурвала управления на себя, уменьшая угол планирования с таким расчетом, чтобы подвести самолет к земле (прекратить снижение) на высоте 0,5—0,7 м.

2. Выдерживание производить с постепенным снижением самолета, для чего плавным движением штурвала управления на себя создать самолету посадочное положение с таким расчетом, чтобы приземление произошло с высоты 0,15—0,25 м без кренов на два основных колеса с приподнятым передним колесом.

3. После приземления самолета на два основных колеса задержать штурвал управления в том положении, при котором произошло приземление. При достижении самолетом скорости 110 км/ч опустить переднее колесо и приступить к торможению. Максимальная скорость начала торможения 110 км/ч.

4. Если в основной воздушной системе при посадке не было давления воздуха, то после начала устойчивого пробега самолета на трех колесах открыть вентиль аварийного выпуска шасси АВАР. ШАССИ и приступить к торможению.

5. По окончании пробега освободить взлетно-посадочную полосу, убрать посадочный щиток, выключить ненужные электропотребители, за исключением светомаяка МСЛ-3, а ночью — и АНО; убедившись в исправности тормозов, зарулить на стоянку и остановить двигатель.

6. После полета внешним осмотром самолета убедиться в отсутствии повреждений планера, винта, антенн и колес шасси.

4.10.5. Посадка при боковом ветре

1. При заходе на посадку при боковом ветре возникающий снос парировать углом упреждения по курсу.

2. При выполнении посадки необходимо учитывать, что самолет при боковом ветре слева имеет тенденцию к просадке.

3. После приземления самолета на два основных колеса отклонением руля направления совместить ось самолета с осью ВПГ затем установить педали в нейтральное положение и после опускания переднего колеса на скорости 110 км/ч приступить к торможению. Кренение самолета в подветренную сторону парировать отклонением элеронов.

4. Скорость приземления на 5—10 км/ч больше, чем в обычном полете.

4.10.6. Характерные ошибки при посадке, их причины и порядок исправления

4.10.6.1. Высокое выравнивание

Причинами высокого выравнивания могут быть:

- неправильное определение расстояния до земли;
- неправильное направление взгляда при посадке;
- стремление быстрее посадить самолет без учета высоты и скорости полета (при расчете с перелетом);
- излишняя осторожность (нет достаточной уверенности в точном определении расстояния до земли).

Порядок исправления высокого выравнивания:

— если пилот заметил, что выравнивание начато слишком высоко, необходимо задержать движение штурвала на себя, дать самолету снизиться до высоты 5—4 м, а затем продолжить выравнивание с таким расчетом, чтобы закончить его на высоте 0,5—0,7 м, после чего, добирая штурвал на себя соразмерно приближению самолета к земле, придать ему посадочное положение на высоте 0,15—0,20 м и произвести нормальное приземление на два основных колеса;

— в случае, если выравнивание закончено высоко (на высоте до 2 м), необходимо плавным движением штурвала от себя снизить самолет до высоты 0,5—0,7 м, а затем, добирая штурвал на себя соразмерно приближению самолета к земле, произвести нормальное приземление на два основных колеса;

— если выравнивание закончено на высоте более 2 м, необходимо, не отводя взгляда от земли, установить двигателю взлетный режим и, сохраняя направление полета, уйти на второй круг в соответствии с рекомендациями подраздела 4.10.3.

4.10.6.2. Взмывание

Причинами взмывания могут быть:

- большая скорость планирования (обычно при расчете с перелетом);
- поздний перенос взгляда на землю;
- неправильное направление взгляда;
- отвлечение взгляда от земли;
- неполная уборка наддува двигателя на выдерживании;
- резкие движения штурвалом управления;
- позднее начало выравнивания, вследствие чего выравнивание произошло одним энергичным движением штурвала на себя.

Порядок исправления взмывания:

— если допущено взмывание самолета в пределах до 1,5 м, необходимо задержать движение штурвала и, по мере

приближения самолета к земле, соразмерным движением штурвала на себя произвести нормальное приземление на два основных колеса;

— если взмывание произведено в пределах до 2,0 м, необходимо плавным движением штурвала от себя прекратить дальнейшее удаление самолета от земли, подвести его к высоте 0,5—0,7 м и затем, по мере приближения к земле, соразмерным движением штурвала на себя произвести нормальное приземление на два основных колеса.

Необходимо помнить, что после исправления взмывания приближение самолета к земле происходит с увеличенной вертикальной скоростью, поэтому от пилота требуются своевременные и более энергичные движения штурвалом на себя для придания самолету посадочного положения на высоте 0,15—0,20 м. Исправляя взмывание, необходимо внимательно следить за сохранением направления полета и не допускать потери скорости;

— если взмывание своевременно не прекращено, и самолет взмыл на высоту более 2,0 м, необходимо, не отвлекая взгляда от земли, удерживать самолет от сваливания на крыло, продолжать выполнять посадку, одновременно с этим плавно увеличить режим работы двигателя до взлетного и уйти на второй круг в соответствии с рекомендациями подраздела 4.10.3.

4.10.6.3. Отделение самолета от земли после приземления («козел»)

Причинами отделения самолета от земли после приземления могут быть:

— неправильное направление взгляда или отвлечение взгляда от земли;

— низкое выдерживание самолета;

— подвод самолета к земле - на повышенной скорости (при расчете с перелетом) с первоначальным касанием ВПП передней опорой;

— чрезмерные и излишне энергичные движения штурвалом от себя при исправлении взмывания (приземление на переднюю опору);

— резкое движение штурвалом на себя в момент приземления;

— грубое приземление на «три точки»

Поведение самолета при «козле» и техника исправления ошибки зависят от скорости его приземления. «Козел» считается скоростным, если он происходит на скорости, большей или равной посадочной. «Козел», возникающий на скорости, меньше посадочной, считается бесскоростным.

Скоростной «козел» исправляется так же, как взмывание. Особую опасность представляет бесскоростной «козел», так как из-за малой скорости уменьшается эффективность рулей, самолет снижается с большой вертикальной скоростью.

Для исправления бесскоростных «козлов» рекомендуется — при отходе самолета на высоту до 1,5 м необходимо задержать штурвал в том положении, в котором он оказался в этот момент, затем, по мере снижения, соразмерным движением штурвала на себя создать самолету нормальное посадочное положение на высоте 0,15—0,2 м, после чего произвести приземление на два основных колеса;

— при отходе самолета на высоту более 1,5 м необходимо, не отвлекая взгляда от земли, продолжать выполнять посадку, одновременно с этим плавно увеличить режим работы двигателя до взлетного и произвести уход на второй круг в соответствии с рекомендациями подраздела 4 10.3;

— при исправлении бесскоростных «козлов» следует избегать резкой отдачи штурвала от себя, так как самолет имеет тенденцию к приземлению на переднюю опору, что может привести к возникновению прогрессирующего «козла».

4.10.6.4. Основные правила, исключющие появление ошибок на посадке

а) во всех случаях изменения положения самолета не отвлекать взгляда от земли;

б) в момент касания колесами земли не делать движений штурвалом на себя,

в) во время взмывания не отдавать штурвал больше, чем это требуется,

г) при потере скорости удерживать самолет от сваливания, энергично действуя педалями;

- д) при снижении самолета штурвал добирать на себя соразмерно приближению самолета к земле с таким расчетом, чтобы приземление произошло мягко на два основных колеса с приподнятым носовым колесом.

4.11. ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ

1. Перед остановом двигателя выключить автоматы защиты сети: ПО-250, РВ, АРК, УҚВ, ПТ-200, ГМҚ и АГД, СПУ и МРП.

2. Охладить двигатель, для чего:

— открыть полностью жалюзи капота и заслонку маслорадиатора;

— уменьшить частоту вращения коленчатого вала двигателя до 28—34 % (винт на малом шаге) и проработать на этом режиме до тех пор, пока температура головок цилиндров не снизится до 140—150°С.

Примечание. В случае невозможности охлаждения головок цилиндров до 140—150°C разрешается останов двигателя производить при температуре головок цилиндров не выше 170°C, при этом количество выключений с температурой головок цилиндров 170°C отмечать в формуляре двигателя.

3. После охлаждения головок цилиндров произвести останов двигателя.

Предупреждение. Запрещается перед остановом двигателя длительная работа на малом газе, так как это ведет к замасливанию свечей, переполнению картера двигателя маслом, что в свою очередь может вызвать гидроудар при последующем запуске.

Для останова двигателя необходимо:

- увеличить число оборотов двигателя до 65—68% (винт МАЛЫЙ ШАГ) на 20—30 с и прожечь свечи;
- уменьшить рычагом управления двигателем обороты до 28—34%;
- убедиться, что рычаг управления шагом винта установлен в положении МАЛЫЙ ШАГ;
- выключить магнето, установив переключатель в положение «0»;
- плавно переместить рычаг управления двигателем вперед до упора (полностью открыть дроссельную заслонку карбюратора).

После останова двигателя поставить рычаг управления двигателем в положение, соответствующее упору МАЛЫЙ ГАЗ (полностью на себя), и закрыть пожарный кран.

Примечание. В конце летного дня экипажу произвести проверку работы

магнето и свечей в соответствии с рекомендациями подразд. 3.2.4, п. 3.

4. Выключить все остальные автоматы защиты сети, переключатели и выключатели на электрощитке.

Предупреждение. Запрещается останавливать двигатель:

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

5. После каждого полета обязательно заполнять формуляр двигателя, фиксируя наработку двигателя (в том числе на взлетном режиме) и число запусков.

4.12. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ПРИ НИЗКИХ ТЕМПЕРАТУРАХ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА (+5°C И НИЖЕ)

Для обеспечения эксплуатации двигателя при низкой температуре наружного воздуха силовая установка самолета должна быть подготовлена к работе в зимних условиях.

4.12.1. Подготовка двигателя к запуску

1. Для обеспечения запуска и улучшения работы двигателя при запуске и прогреве рекомендуется в зимних условиях разжигать масло бензином и подогревать двигатель перед запуском.

2. При температурах наружного воздуха +5°C и ниже (минимальная температура в течение истекших суток) двигатель и мас-

лорadiator перед запуском подогревать от аэродромного подогревателя, подающего горячий воздух с температурой не выше $+120^{\circ}\text{C}$. При подогреве двигатель закрывать теплым чехлом.

3. При температуре наружного воздуха от $+5^{\circ}\text{C}$ до -10°C (минимальная температура в течение истекших суток) можно запускать двигатель без подогрева, если масло разжижено бензином.

4. При подогреве двигателя вынуть из туннеля маслорadiatorа подушку и открыть створки, чтобы обеспечить доступ теплого воздуха в соты маслорadiatorа.

5. Подогрев двигателя считать достаточным, когда температура головки цилиндра по указателю термомпары достигнет $+30^{\circ}\text{C}$ и температуру масла $+15^{\circ}\text{C}$ и когда воздушный винт будет свободно провертываться от руки.

Предупреждение. Вращать винт холодного двигателя запрещается во избежание поломки хвостовиков приводов агрегатов.

6. Окончив подогрев двигателя, перед запуском установить подушку в туннель маслорadiatorа и закрыть створки.

Чехол с двигателя снимать только непосредственно перед запуском двигателя.

7. Если масло сливалось из бака, то, не снимая чехла с двигателя, залить в маслбак горячее масло, имеющее температуру $75-80^{\circ}\text{C}$.

4.12.2. Запуск двигателя

1. Запуск двигателя, подогретого согласно разделу 4.12.1, выполнить в соответствии с рекомендациями раздела 3.2.2 настоящего Руководства.

4.12.3. Эксплуатация двигателя в полете

1. Режимы работы двигателя при взлете, наборе высоты, горизонтальном полете и снижении зимой аналогичны режимам при эксплуатации двигателя в летних условиях.

2. При полетах не допускать снижения температуры воздуха на входе в двигатель ниже $+10^{\circ}\text{C}$.

3. Во время продолжительного полета при низких температурах наружного воздуха во избежание загустевания масла в цилиндре винта периодически переводить через каждые 25—30 мин полета винт с малого шага на большой, изменяя число оборотов в пределах 67—55%, а затем вновь установить заданное число оборотов. При этом допускается кратковременное уменьшение давления масла на входе в двигатель до 2 кгс/см^2 (с последующим восстановлением за 8—11 с).

4. При длительном планировании, снижении в условиях низких температур следить за температурным режимом двигателя, не допуская падения температуры головки цилиндра по указателю термомпары ниже 160°C .

4.12.4. Особенности обслуживания двигателя после полета

1. Порядок останова двигателя в зимнее время такой же, как в летнее:

— при применении масла, не разжиженного бензином, слейте его из маслосистемы самолета и двигателя при ожидаемой температуре наружного воздуха -5°C и ниже. Слив производить при температуре масла не ниже 30°C через край маслобака. После слива масла все сливные краны оставить открытыми;

— если необходимо, то до останова двигателя производить разжижение масла бензином.

4.12.5. Особенности эксплуатации силовой установки на масле, разжиженном бензином

Существующая система разжижения масла бензином значительно облегчает эксплуатацию самолета Як-18Т при низких температурах наружного воздуха.

Использование системы разжижения дает следующие преимущества:

— сокращается время подогрева двигателя перед запуском, так как значительно снижается усилие при провертывании вала за винт;

— улучшается смазка двигателя при запуске ввиду меньшей вязкости масла по сравнению с неразжиженным.

Разжижение масла бензином применяется при температурах наружного воздуха $+5^{\circ}\text{C}$ и ниже. Для разжижения применяется тот же бензин, на котором работает двигатель.

1. Порядок разжижения:

— определить время открытия электроклапана ЭКР-3 (определяется в зависимости от количества масла в баке и продолжительности работы двигателя после предыдущего разжижения по таблице, помещенной на борту самолета).

Необходимое количество бензина для разжижения масла определяется из расчета 10—12% от количества масла, находящегося в масляной системе и двигателе (по объему):

— кнопку электроклапана ЭКР-3 нажать на режиме работы двигателя:

обороты коленчатого вала двигателя (винт МАЛЫЙ ШАГ)	54%
температура масла на входе, не ниже	40°C
температура головок цилиндров, не ниже	120°C

— ведя разжижение, следить за давлением масла, которое может уменьшаться не более чем на 1 кгс/см^2 . В случае падения давления масла более чем на 1 кгс/см^2 прекратить разжижение масла;

— разжижение прекратить (отпустить кнопку электроклапана ЭКР-3) по истечении времени, определенного по таблице, и. не

меня режима работы двигателя, проработать 3 мин для перемешивания бензина с маслом;

— остановить двигатель;

— в процессе разжижения не допускать температуры масла на входе в двигатель выше 50°C и температуры головок цилиндров выше 160°C .

2. Особенности работы двигателя на разжиженном масле:

— запуск двигателя на разжиженном масле не отличается от запуска на неразжиженном масле;

— после запуска прогреть двигатель в течение 5—6 мин на оборотах, равных 41—44%. После этого постепенно увеличивать режим до 51%, следя за тем, чтобы двигатель работал без перебоев и давление масла было 4—6 кгс/см².

Двигатель, с разжиженным маслом считается прогретым и подготовленным к опробованию, если температура головок цилиндров будет не менее 120°C , а температура масла, входящего в двигатель, не ниже $+25^{\circ}\text{C}$;

— если во время работы двигателя на малом газе (на земле) давление масла упадет ниже $1,0 \text{ кгс/см}^2$, то это может быть следствием понижения вязкости масла от чрезмерного разжижения бензином. В этом случае необходимо слить разжиженное масло;

— опробование двигателя на разжиженном масле производить согласно разделу 3.2.4 настоящего Руководства;

— если масло не разжижалось бензином в течение 100 и более часов работы двигателя, то после первого полета с разжиженным маслом при первой же посадке обязательно снять и очистить масляные фильтры, так как разжиженное масло интенсивно смывает отложения со стенок цилиндров и картера двигателя;

— на летний период эксплуатации систему разжижения отключить от масломагистрали и установить заглушки в соединении трубки разжижения с маслопроводом.

4.13. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА Як-18Т В УСЛОВИЯХ ВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУР НАРУЖНОГО ВОЗДУХА

4.13.1. Запуск двигателя и руление

Запуск двигателя при высоких температурах наружного воздуха практически не отличается от запуска в стандартных температурных условиях и выполняется в соответствии с рекомендациями подраздела 3.2.2.

На стоянке и рулении при температурах наружного воздуха $+30^{\circ}\text{C}$ необходимо осуществлять повышенный контроль за температурой головок цилиндров по прибору ввиду быстрого прогревания цилиндров двигателя.

4.13.2. Взлет и набор высоты

Техника выполнения взлета в условиях высоких температур наружного воздуха не отличается от техники выполнения взлета в стандартных атмосферных условиях.

Длины разбега самолета в условиях высоких температур наружного воздуха и в стандартных температурных условиях практически совпадают.

Набор высоты необходимо производить на следующих скоростях и режимах работы двигателя:

- до высоты 3000 м на II номинальном режиме и скорости по прибору 180 км/ч;
- далее на I номинальном режиме и скорости по прибору 160 км/ч.

Температурный режим двигателя при таком режиме набора высоты находится в рекомендованных пределах.

Время набора высоты 4000 м несколько больше, чем в стандартных температурных условиях, и составляет 40,5 мин.

4.13.3. Горизонтальный полет

Характеристики горизонтального полета в условиях высоких температур наружного воздуха практически не отличаются от характеристик в стандартных условиях.

Максимальная скорость горизонтального полета составляет 271 км/ч ПР у земли.

Дальность полета с заправкой 100 кг, АНЗ на 1 ч полета (35 кг) на высоте 1000 м, $V=175$ км/ч ИС составляет 354 км при взлетной массе 1650 кг.

Параметры работы силовой установки поддерживаются в рекомендованных пределах.

4.13.4. Снижение, посадка и уход на второй круг

Снижение необходимо выполнять на $V=160-170$ км/ч ПР и режиме работы двигателя: винт — малый шаг, наддув 300—340 мм рт. ст., шасси (щиток) выпущены, при этом параметры работы двигателя должны поддерживаться в рекомендованных пределах.

Техника выполнения снижения и захода на посадку практически не отличается от техники выполнения в стандартных температурных условиях.

При выполнении предпосадочного планирования необходимо учитывать несколько большие по сравнению со стандартными температурными условиями вертикальные скорости снижения (двигатель на режиме малого газа) и полностью дросселировать двигатель в процессе выравнивания.

Длина пробега несколько больше, чем в стандартных температурных условиях, и составляет 490 м.

После четвертого разворота не допускать увеличения вертикальной скорости снижения более 5 м/с, при этом минимальная высота ухода на второй круг составляет 20 м (при температуре наружного воздуха выше $+30^{\circ}\text{C}$).

4.14. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА Як-18Т С ДВИГАТЕЛЕМ М-14П В УСЛОВИЯХ НИЗКИХ ТЕМПЕРАТУР НАРУЖНОГО ВОЗДУХА И НА ГРУНТОВЫХ АЭРОДРОМАХ С УПЛОТНЕННЫМ СНЕЖНЫМ ПОКРОВОМ

4.14.1. Летные ограничения при выполнении полетов на грунтовых аэродромах с уплотненным снежным покровом

Максимально допустимая скорость боковой составляющей ветра под углом 90° к ВПП	6 м/с
Минимальная прочность снега	6 кгс/см ²
Толщина снежного покрова	до 10 см
Минимальный радиус разворота	6 м

4.14.2. Руление по уплотненному снегу

Руление выполнять на скорости 10—15 км/ч с частотой вращения коленчатого вала двигателя 60—65% по прибору. При рулении штурвал выбирать полностью на себя для разгрузки передней стойки шасси. При рулении с боковым ветром, имеющим скорость 4,5 м/с, необходимо наличие сопровождающего. *более*

4.14.3. Взлет и набор высоты

Разбег на ГВПИ с уплотненным снежным покровом выполнять при положении штурвала, полностью выбранного на себя до момента отрыва переднего колеса, при этом для вы-

держивания прямолинейности направления разрешается пользоваться тормозами. По мере нарастания скорости и увеличения эффективности руля высоты, во избежание чрезмерного поднятия переднего колеса шасси (что может вызвать преждевременный отрыв самолета на меньшей скорости и больших углах атаки), необходимо штурвал постепенно отдавать от себя, удерживая самолет во взлетном положении. После поднятия переднего колеса направление на разбеге выдерживать только рулем направления. Скорость отрыва при взлетной массе 1650 кг — 125 км/ч.

Длина разбега самолета на бетоне с коэффициентом сцепления $\mu=0,35$ составляет 325 м, на ГВПП с уплотненным снежным покровом — 300 м.

После отрыва увеличение приборной скорости до 160—170 км/ч производить с постепенным набором высоты.

Набор высоты выполняется в соответствии с рекомендациями пп. 4.3 и 4.5 РЛЭ. Время набора высоты 4000 м составляет 28 мин. Время набора практического потолка 4700 м составляет 38 мин.

4.14.4. Горизонтальный полет

При выполнении горизонтального полета в условиях низких температур наружного воздуха руководствоваться рекомендациями разд. 4.6.

Максимальная скорость горизонтального полета у земли составляет 270 км/ч.

Дальность полета с заправкой 100 кг, АНЗ на 1 ч полета (35 кг) на высоте 1000 м при $V=175$ км/ч на II крейсерском режиме работы двигателя составляет 325 км при взлетной массе 1650 кг.

4.14.5. Выполнение посадки

При выполнении захода на посадку и посадки до момента касаний руководствоваться рекомендациями разд. 4.10.

После приземления самолета на ГВПП с уплотненным снежным покровом на два основных колеса задержать штурвал управления в том положении, при котором произошло приземление. При пробеге плавным движением штурвала на себя следует поддерживать переднее колесо от опускания. По мере уменьшения скорости пробега и эффективности руля высоты штурвал полностью взять на себя. Тормозами пользоваться только для выдерживания направления на пробеге после опускания переднего колеса.

Длина пробега самолета на бетоне с коэффициентом сцепления $\mu=0,35$ составляет 600 м, на ГВПП с уплотненным снежным покровом — 345 м.

4.15. Выполнение полета на патрулирование.

4.15.1. Перед полетом выполнить штурманский расчет полета, подготовить карту с маршрутом полета, наметить приводные р/станции и рубежи, передачи управления, рубежи возврата, проанализировать погоду по маршруту.

4.15.2. В зависимости от задания на полет, патрулирование может выполняться как в составе наблюдателя (наблюдателей), так и одним пилотом (двумя пилотами).

4.15.3. Патрулирование рекомендуется выполнять на крейсерских режимах работы двигателя на скоростях 170÷210 км/ч-и безопасных высотах 100÷700м по минимальному приведенному давлению.

4.15.4. При ухудшении метеоусловий ниже 150х2000м, а также появлении отклонений в параметрах работы двигателя, оборудования, выполнение задания прекратить и выполнить посадку на ближайшем аэродроме.

4.15.5. В полете экипажу вести детальную ориентировку, следить за расходом топлива, для контроля местонахождения использовать АРК, пеленгаторы, данные контроля радиолокационных средств УВД.

4.15.6. При расчете времени, топлива и дальности полета на патрулирование руководствоваться следующими характеристиками:

- Взлет, посадка, руление.

Расход топлива – 6 кг.

- Набор высоты до заданного эшелона выполняется при убранной механизации крыла и шасси на II номинальном режиме работы двигателя ($n=70\%$) на скоростях:

а) $V=170\text{км/чПР}$ при температурах наружного воздуха у земли до $+20^{\circ}\text{C}$;

б) $V=180\text{км/чПР}$ при температурах наружного воздуха у земли выше $+20^{\circ}\text{C}$.

Характеристики набора высоты приведены в таблице № 1.

- Горизонтальный полет рекомендуется выполнять на скоростях 170÷210км/чПР.

Режим работы двигателя и часовой расход топлива приведены в таблице № 2.

- Снижение.

Скорость снижения 170км/чПР.

Дальность, расход топлива и время снижения приведены в таблице № 3.

Пример расчета дальности и продолжительности полета

Исходные данные:

Температура по трассе МСА

Ветер по трассе – штиль

Взлетная масса 1650 кг

Масса заправленного топлива 187л (140кг при $\gamma=0,75$)

Высота полета 500м

Скорость полета 170 км/час ПР

Режим работы двигателя $\eta=59\%$, $P_k=560$ мм рт.ст.

АНЗ топлива 35л (на 45 минут)

Не вырабатываемый остаток топлива 10л

Порядок расчета:

1. Расход топлива на руление, взлет и посадку ($m_{т.р.в.п.}$) – 6 л
Время на взлет и посадку ($\tau_{в.п.}$) – 3 мин.
2. Набор высоты 500 м (см. табл. №1)
 - расход топлива ($m_{т.н.в.}$) – 4 л
 - дальность ($L_{н.в.}$) – 9,2 км
 - время ($\tau_{н.в.}$) – 2,9 мин
3. Снижение с высоты 500 м (см. табл. № 3)
 - расход топлива ($m_{сн.}$) – 2,3 л
 - дальность ($L_{сн.}$) – 10 км
 - время ($\tau_{сн.}$) – 3,4 мин
4. Горизонтальный полет на $H=500$ м и скорости 170 км/час ПР (177 км/час ИСТ)
 - часовой расход топлива (Q л/час) – 41,3 л/час (см. табл. № 2)
 - масса топлива на горизонтальный полет:

$$m_{т.г.л.} = m_{т.запр.} - m_{т.р.в.п.} - m_{т.н.в.} - m_{т.сн.} - m_{т.анз} - m_{т.нев.ост.} =$$

$$187 - 8 - 4 - 2,3 - 35 - 10 = 127,7 \text{ л}$$
 - время горизонтального полета

$$\tau_{г.л.} = m_{т.г.л.} \text{ л} : Q \text{ л/час} = 127,7 : 41,3 = 3,09 \text{ час}$$
 - дальность горизонтального полета :

$$L_{г.л.} = V_{г.л.} \text{ км/час} * \tau_{г.л.} \text{ час} = 177 * 3,09 = 546,9 \text{ км}$$
5. Определяем суммарную дальность и время полета:

$$\Sigma L = L_{н.в.} + L_{г.л.} + L_{сн.} = 9,2 + 546,9 + 10 = 566,1 \text{ км}$$

$$\Sigma \tau = \tau_{взл.пос.} + \tau_{н.в.} + \tau_{г.л.} + \tau_{сн.} = 3 \text{ мин.} + 2,9 \text{ мин} + 3 \text{ мин} + 3,09 \text{ ч}$$

$$= 3 \text{ ч } 14 \text{ мин.}$$

Характеристики набора высоты

Закрылки 0°

Режим работы двигателя - ПН

V км/час Пр - 170

m_{взл} кг - 1650 (максимальный вес)

МСА

Таблица № 1

H, м	V _γ , м/с	Дальность, км	Топливо, л	Время, мин
0	2,7	0	0	0
100	2,7	2,0	0,7	0,5
300	2,7	5,5	2,4	1,6
500	2,6	9,2	4,0	2,9
700	2,5	12,7	5,6	4,1

На каждые 10°С повышения/понижения температуры наружного воздуха от МСА

- скороподъемность уменьшается/увеличивается на 0,2 м/сек
- остальные характеристики набора увеличиваются/уменьшаются на 10%.

Характеристики горизонтального полета

$m_{\text{пол}} = 1650 \text{ кг}$

МСА

Таблица № 2

число оборотов двигателя, %								
59%			64%			70%		82%
H=100 м								
Vпр	Pк	Q л/час	Pк	Q л/час	Pк	Q л/час	Pк	Q л/час
170	580	45,3	550	46,7	520	48,0	530	57,3
190	680	51,7	640	56,0	620	57,4	610	65,4
210	780	59,7	750	69,3	710	70,7	700	74,7
H=300 м								
170	570	42,7	540	45,3	520	48,0	510	57,4
190	670	50,7	630	54,7	610	56,0	590	64,0
210	770	58,7	740	65,3	700	66,7	680	72,0
H=500 м								
170	560	41,3	530	44,0	510	46,7	500	56,0
190	660	49,3	620	53,4	590	56,0	570	64,0
210	760	57,3	730	62,7	690	65,4	660	73,3
H=700 м								
170	550	40,0	530	42,7	500	46,7	490	56,0
190	650	46,7	600	50,7	580	53,4	550	62,7
210	750	56,0	710	60,0	680	64,0	650	72,0

На каждые 10°С отклонения температуры ниже МСА часовой расход топлива следует уменьшить, а выше МСА - увеличить на 2 %.

Аэронавигационный запас топлива (АНЗ) на $V = 175 \text{ км/час}$ $l_{\text{пр}}$, $n=59\%$ на 45 минут полета - 35 литров.

Характеристики снижения

Снижение
до $H=100$ м
 $V = 170$ км/час ПР

Таблица № 3

Высота, м	Дальность, км	Топливо, л	Время, мин
700	15,0	3,5	6,1
500	10,0	2,3	3,4
300	6,0	1,2	1,9
100	2,0	0,4	0,5
0	0	0	0

РАЗДЕЛ 5

ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ

5.1. Действия пилота при отказе двигателя

1. При отказе двигателя на разбеге до отрыва самолета пилот должен немедленно перевести рычаг управления двигателем полностью на себя, приступить к энергичному торможению самолета, выключить магнето. В случае, если не удастся избежать встречи с препятствиями, необходимо торможением одного из колес шасси развернуть самолет так, чтобы избежать лобового удара. Если и отворот не обеспечивает возможности избежания удара, закрыть пожарный кран, выключить аккумулятор, аварийно сбросить дверь и убрать шасси.

2. При отказе двигателя в наборе высоты до первого разворота немедленно перевести самолет на планирование, выключить магнето, генератор, аккумулятор, закрыть пожарный кран, посадку производить прямо перед собой. На выдерживании перед приземлением аварийно сбросить дверь кабины. Если посадка по прямой явно угрожает жизни экипажа из-за возможности лобового удара о препятствие, пилот должен изменить направление посадки.

5.1а. Действия пилота при появлении стружки в масле

При загорании на приборной доске светосигнализатора «СТРУЖКА В ДВИГАТ» необходимо проверить по показаниям приборов температуру и давление масла, частоту вращения коленчатого вала двигателя. Убедившись в нормальной работе двигателя, доложить руководителю полетов и действовать по его указанию, тщательно контролируя параметры работы двигателя.

В случае, если один из параметров не будет соответствовать инструкции по эксплуатации, прекратить выполнение задания, доложить руководителю полетов и произвести посадку на ближайший аэродром.

5.2. Действия пилота при падении давления масла в двигателе

1. При обнаружении падения давления масла в двигателе пилот должен проверить температуру масла. Если температура масла растет, то при полете в районе аэродрома немедленно произвести посадку на аэродром и выключить двигатель.

2. При полете вне района своего аэродрома произвести посадку на запасный аэродром или выбрать площадку и, сообщив свое местонахождение руководителю полетов, произвести посадку.

Примечание. При выполнении вынужденной посадки пилоту руководствоваться указаниями, приведенными в подразд. 5.7 настоящего РЛЭ.

3. В случае падения давления масла в двигателе ниже 4 кгс/см² в полете следует резко переместить рычаг управления шагом винта 2—3 раза в сторону увеличения и уменьшения частоты вращения коленчатого вала двигателя.

При этом:

— если давление масла восстановилось до 4—6 кгс/см², продолжить полет;

— если давление масла не восстановилось, но винт реагирует на изменение положения рычага управления шагом винта, необходимо увеличить частоту вращения вала двигателя, уменьшить наддув, открыть створки маслорадиатора (не допускать снижения температуры масла ниже 60 °С), продолжить полет до своего аэродрома и произвести посадку.

4. При уменьшении давления масла в двигателе после взлета и уменьшения режима работы двигателя необходимо установить ему соответствующий режим и, если давление не восстановилось, то произвести посадку на своем аэродроме.

5. Если падение давления масла сопровождается тряской двигателя, выбросом масла или выхлопом дыма в выхлопную трубу, необходимо уменьшить режим работы двигателя, открыть створки маслорадиатора и произвести посадку на своем аэродроме или на выбранную площадку, сообщить руководителю полетов об отказе.

6. Если манометр отказал в работе — не показывает давления масла, температура масла не изменяется, а воздушный винт нормально реагирует на изменение положения рычага управления шагом винта, разрешается продолжать полет до своего аэродрома для производства посадки.

5.2.1. Действия пилота при увеличении температуры масла выше допустимой

1. При увеличении температуры масла пилоту необходимо:

— убедиться в открытии створок маслорадиатора;

— перевести самолет в горизонтальный полет, если полет производился с набором высоты, и уменьшить режим работы двигателя.

2. Если температура масла продолжает увеличиваться, а давление масла уменьшается, пилоту необходимо руководствоваться указаниями, приведенными в подразд. 5.2.

3. В случае повышения температуры масла более 85 °С и падении давления масла, прекратить выполнение задания, доложить руководителю полетов и произвести вынужденную посадку, как указано в подразд. 5.7.

5.3. Действия пилота при падении давления бензина и неравномерном расходе топлива из баков

1. Признаками падения давления бензина могут быть
 - перебой в работе двигателя, сопровождаемые падением числа оборотов, падением наддува и тряской двигателя;
 - падение давления бензина по прибору.
2. При падении давления бензина пилот обязан:
 - доложить руководителю полетов;
 - повернуть рукоятку заливочного шприца «ЗАЛИВКА МОТОРА» влево в положение МАГИСТР. и начать подкачивать бензин в бензосистему, контролируя давление по манометру;
 - прекратить выполнение задания и произвести посадку на свой или ближайший запасной аэродром (площадку);
 - если давление бензина по прибору не восстанавливается и продолжают перебой в работе двигателя, необходимо шприц переключить в положение ЦИЛИНДР и ручной подкачкой подобрать режим работы двигателя.
3. При возникновении разницы показаний топлива в баках необходимо создать крен 5—7° в сторону бака с меньшим запасом топлива и продолжать полет до его выравнивания.

4. При падении давления бензина и появлении в кабине его запаха, что свидетельствует о нарушении герметичности бензопровода, необходимо **НЕМЕДЛЕННО** произвести вынужденную посадку, как указано в подразд. 5.7.

Примечание. Действия экипажа, направленные на восстановление работы двигателя, должны быть прекращены до высоты не менее 50 м. В случае невозможности восстановления работы двигателя экипажу произвести вынужденную посадку, как указано в подразд. 5.7.

5.4. Действия пилота при появлении тряски двигателя

При появлении тряски двигателя пилот должен:

— во всех случаях (за исключением падения давления топлива) убрать рычаг управления двигателем полностью на себя и, переведя самолет на планирование, установить необходимую скорость полета:

— если после этого тряска прекратится, плавно переместить рычаг управления двигателем вперед и установить необходимый для горизонтального полета режим работы двигателя;

— если после изменения режима работы тряска двигателя не прекратится, то необходимо рычагом управления двигателем увеличить обороты до 72 % и прожечь свечи;

— если тряска после этого не прекратится, то рычагом управления двигателем и рычагом управления шагом винта подобрать обороты, при которых она будет минимальной, и на этом режиме произвести посадку на своем или запасном аэродроме, предварительно доложив по радио руководителю полетов.

5.5. Действия пилота при раскрутке винта

1. Основные признаки раскрутки винта:
 - мелкая тряска двигателя;
 - увеличение числа оборотов коленчатого вала двигателя;
 - резкое изменение звука работающего двигателя.
2. Если раскрутка винта произошла при взлете (что обнаруживается, как правило, на выдерживании), пилот должен:
 - небольшим движением рычага управления шагом винта на себя затяжелить винт;
 - продолжать взлет, не сбавляя наддува;
 - на высоте 5—10 м убрать шасси;
 - доложить руководителю полетов;
 - выполнить нормальный полет по кругу и произвести посадку на своем аэродроме.
3. При раскрутке винта на пикировании пилот должен:
 - убрать полностью наддув, затяжелить винт;
 - вывести самолет из пикирования;
 - прекратить выполнение задания, доложить руководителю полетов и произвести посадку на своем аэродроме.

5.5.1. Действия пилота при неисправности тахометра ИТЭ-1

1. Основные признаки отказа тахометра ИТЭ-1:
 - колебания стрелки прибора при неизменной работе двигателя «на слух»;
 - отсутствие показаний частоты вращения коленчатого вала (стрелка прибора установлена на «механический» ноль).
2. После определения неисправности (отказа) тахометра необходимо:
 - доложить руководителю полетов;
 - сохранять исходный режим работы двигателя;
 - изменение режима полета осуществлять перемещением рычага управления шагом винта с контролем работы двигателя «на слух»;
 - уделять повышенное внимание скорости полета и приборам, контролирующим работу двигателя;
 - прекратить выполнение задания и произвести посадку на свой или ближайший запасной аэродром.

5.6. Действия пилота при возникновении пожара в воздухе

При пожаре, возникшем на самолете в полете, пилот обязан:
— закрыть пожарный кран, выключить магнето и автомат защиты сети «ЗАЖИГ.»;

— при возможности доложить руководителю полетов по радио о случившемся, указав местонахождение самолета;

— перевести самолет на планирование и применить, если необходимо, скольжение для срыва пламени;

— при невозможности посадки на аэродром выбрать площадку и произвести посадку вне аэродрома (см. подразд. 5.7);

— в варианте первоначального обучения при невозможности выполнения посадки экипажу покинуть самолет на парашютах.

В случаях, когда источником загорания (дыма) являются неисправности бортовой электрической сети или потребителей электроэнергии, в первую очередь необходимо выключить неисправное оборудование и соответствующие автоматы защиты сети. Если дымление не прекратилось, при полете днем в условиях хорошей видимости необходимо выключить генератор и аккумуляторную батарею.

Если в результате этих операций поступление дыма в кабину не прекратилось, необходимо действовать, как указано выше при возникновении пожара.

5.7. Действия пилота при вынужденной посадке

1. После принятия решения о вынужденной посадке пилот обязан сообщить об этом по радио руководителю полетов.

2. При вынужденной посадке на аэродром с неработающим двигателем планировать при заходе на посадку с убранными шасси и посадочным щитком на приборной скорости 160—170 км/ч. Шасси и посадочный щиток выпускать только при полной уверенности в правильном расчете на посадку.

3. Вынужденную посадку вне аэродрома на неизвестную (неподготовленную) площадку произвести только с убранными шасси, посадочный щиток выпускается по усмотрению пилота, в зависимости от конкретных условий.

4. При вынужденной посадке вне аэродрома на неизвестную площадку необходимо:

— установить приборную скорость планирования 160—170 км/ч;

— убрать шасси;

— закрыть пожарный кран;

— выключить магнето, автомат защиты сети ЗАЖИГ. и аккумуляторную батарею (ночью и при плохой или ухудшенной видимости днем аккумуляторную батарею не выключать);

— наметить площадку для посадки;

— при полной уверенности в расчете на выбранную площадку выпустить посадочный щиток;

— ночью и при плохой или ухудшенной видимости днем включить большой свет фары;

— расчет на посадку производить с небольшим избытком высоты для уточнения расчета скольжением;

— на выдерживании перед приземлением аварийно сбросить дверь кабины.

5.8. Действия пилота при неисправностях в системе управления шасси

1. При аварийном выпуске шасси необходимо:

- доложить по радио руководителю полетов о своем решении выпускать шасси аварийно;
- проверить давление воздуха в аварийном баллоне;
- закрыть вентиль основной сети «ЗАРЯДКА СЕТИ» (чтобы предупредить стравливание воздуха на случай отказа обратного клапана);
- поставить кран шасси в положение «НЕЙТР.»;
- открыть вентиль аварийного выпуска шасси «АВАР. ШАС-СИ»;
- проверить выпуск шасси по загоранию трех зеленых сигнальных ламп и по механическим указателям;
- поставить кран шасси в положение «ВЫП.»;
- вентиль аварийного выпуска шасси «АВАР. ШАССИ» оставить в открытом положении до окончания полета;
- после посадки и окончания пробега освободить посадочную полосу и, убедившись, что тормоза действуют эффективно, зарулить на стоянку.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. УБИРАТЬ ШАССИ В ПОЛЕТЕ ПОСЛЕ АВАРИЙНОГО ВЫПУСКА ЗАПРЕЩАЕТСЯ. АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ В УЧЕБНЫХ ЦЕЛЯХ ПРОИЗВОДИТЬ С ПРОТИВОДАВЛЕНИЕМ ОТ ОСНОВНОЙ СИСТЕМЫ.

2. В случае невыпуска шасси ни основным, ни аварийным способом посадку производить с убранными шасси и выпущенным посадочным щитком только на грунтовую полосу. При этом необходимо на выдерживании перед приземлением закрыть пожарный кран, выключить магнето и автомат защиты сети «ЗАЖИГ», аккумуляторную батарею (ночью и при плохой видимости днем аккумуляторную батарею не выключать) и аварийно сбросить дверь кабины.

3. В случае неуборки шасси необходимо:

- установить кран шасси в положение «ВЫП.»;
- принять решение о посадке на своем аэродроме.

4. В случае невыпуска одной основной опоры шасси посадку производить только на грунтовую полосу с выпущенным посадочным щитком и выпущенными одной основной и передней опорами шасси, при этом необходимо:

- закрыть вентиль основной сети «ЗАРЯДКА СЕТИ»;
- поставить кран шасси в положение «НЕЙТР.»;
- открыть вентиль аварийного выпуска шасси «АВАР. ШАССИ»;

- установить кран шасси в положение «ВЫП.»;
- выравнивание и выдерживание самолета производить с креном в сторону выпущенной основной опоры шасси;
- перед приземлением самолета закрыть пожарный кран, выключить магнето и автомат защиты сети «ЗАЖИГ.» и аккумуляторную батарею (ночью и при плохой видимости днем аккумуляторную батарею не выключать);
- после приземления плавно опустить колесо передней опоры шасси и удерживать элеронами самолет от опускания на крыло;
- в процессе пробега в момент опускания самолета на крыло в сторону невыпущенной основной опоры полностью затормозить колесо выпущенной основной опоры шасси, выключить аккумулятор.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ДО МОМЕНТА ОПУСКАНИЯ САМОЛЕТА НА КРЫЛО В СТОРОНУ НЕВЫПУЩЕННОЙ ОСНОВНОЙ ОПОРЫ ШАССИ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ТОРМОЗОМ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

5. В случае невыпуска передней опоры посадку производить на грунтовую полосу с выпущенными основными опорами и посадочным щитком, при этом необходимо:

- перед приземлением закрыть пожарный кран, выключить магнето и автомат защиты сети «ЗАЖИГ.», аккумуляторную батарею;

— после приземления самолета на основные опоры шасси удерживать самолет от опускания на нос рулем высоты до тех пор, пока сохраняется эффективность.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НА ПРОБЕГЕ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ТОРМОЗАМИ КОЛЕС ОСНОВНЫХ ОПОР ШАССИ.

5.9. ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ АВАРИЙНОМ ВЫПУСКЕ ПОСАДОЧНОГО ЩИТКА

При аварийном выпуске посадочного щитка необходимо:

- доложить по радио руководителю полетов о своем решении выпустить щиток аварийно;
- проверить давление воздуха в аварийном баллоне;
- закрыть вентиль основной сети «ЗАРЯДКА СЕТИ» (чтобы предупредить стравливание воздуха на случай отказа обратного клапана);
- открыть вентиль аварийного выпуска шасси «АВАР. ШАССИ»;
- поставить кран щитка в положение «ВЫП.»;
- проверить выпуск посадочного щитка по загоранию красного светового табло «ЩИТОК ВЫПУЩЕН».

5.10. ПОСАДКА С УБРАННЫМ ПОСАДОЧНЫМ ЩИТКОМ

Если в полете посадочный щиток не выпускается ни основным, ни аварийным способом, посадку выполнять с убраным щитком. Приборная скорость планирования после четвертого разворота должна быть 150—160 км/ч. Техника выполнения посадки с убраным посадочным щитком не имеет существенных отличий от посадки с выпущенным щитком.

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

5.11. ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ОТКАЗЕ ТОРМОЗОВ

1. При отказе тормозов на выруливании необходимо прекратить руление, выключить двигатель и выяснить причину отказа.
2. При отказе тормозов на пробеге после посадки необходимо:
 - по окончании пробега доложить руководителю полетов об отказе тормозов и освободить по возможности посадочную полосу и выключить двигатель.

5.12. ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ОТКАЗЕ РАДИОСТАНЦИИ

1. Во всех случаях внезапного прекращения радиосвязи пилот должен:
 - проверить соединение разъема переходного шнура авиагарнитур или шлемофона;
 - проверить, переведен ли регулятор громкости на максимальную слышимость;
 - проверить радиосвязь на других каналах связи;
 - проверить не выключились ли автоматы защиты сети СПУ и УКВ.

2. Убедившись в отказе радиосвязи, пилот обязан выполнение дальнейшего задания прекратить, усилить внимание и произвести посадку на своем аэродроме

5.13. ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ОТКАЗЕ ГЕНЕРАТОРА

1. Отказ генератора определяется по загоранию красного светосигнализатора на световом табло «ОТКАЗ ГЕНЕР.» и по показаниям амперметра. Амперметр покажет появление тока рядки аккумулятора.

2 В случае отказа генератора пилот должен:

— выключить генератор;

— доложить по радио руководителю полетов;

— в визуальном полете выключить максимальное число электропотребителей, за исключением автоматов защиты сети «ЗАЖИГ.», «СИГН. ШАССИ» и «ПРИБ. ДВИГ. ЭУП», светомаяка МСЛ-3, а ночью — и АНО;

— прекратить выполнение задания и произвести посадку на своем или запасном аэродроме.

Передатчик радиостанции и радиокompас включать кратко-временно, поочередно, при необходимости.

Примечание Бортовая аккумуляторная батарея 20НКБН-25, 20-НКБН-25-У3

обеспечивает питание электропотребителей в ночных условиях в течение 35-40 мин, в дневных условиях в течение 50 мин при выключенном генераторе

5.14. ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ОТКАЗЕ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ПО-250А

При отказе преобразователя ПО-250А одновременно отключаются

АРК-9, маркерный радиоприемник МРП-56П

Обнаружив отказ преобразователя ПО-250А, пилот должен:

— выключить на электрощитке автоматы защиты сети ПО-250, РВ, АРК, МРП;

— доложить по радио руководителю полетов об отказе преобразователя ПО-250А.

Вывод самолета на аэродром посадки осуществлять по ГМК-1АЭ в сочетании с запросом радиопеленгатора и по командам руководителя полетов

5.15. ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ОТКАЗЕ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ПТ-200Ц

1 При отказе преобразователя ПТ-200Ц одновременно отключаются пилотажно-навигационные приборы АГД-1К, ГМК-1АЭ и АРК (на самолетах, оборудованных АРК-15М).

Обнаружив отказ преобразователя ПТ-200Ц по загоранию на приборной доске красного светосигнализатора «ОТКАЗ ПТ-200», пилот обязан:

— выключить на электрощитке автоматы защиты сети ПТ-200, АРК, ГМК, АГД;

— доложить по радио руководителю полетов об отказе преобразователя ПТ-200Ц.

2. Пилотирование самолета осуществлять визуально и по прибору ЭУП-53. Вывод самолета на аэродром посадки осуществлять по наземным ориентирам, компасу КИ-13К, по запросам радиопеленгатора и командам руководителя полетов.

Примечание. На самолетах, оборудованных АРК-9, отказ ПТ-200Ц на работу радиокompаса не влияет.

5.16. ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА ПРИ ОТКАЗЕ УКАЗАТЕЛЯ СКОРОСТИ

При отказе указателя скорости необходимо:

— прекратить выполнение задания, доложить руководителю полетов и следовать на свой аэродром посадки;

— режим полета сохранять по показаниям вариометра, прибора АГД-1К и режиму работы двигателя (наддув и обороты).

5.17. ДЕЙСТВИЯ ПИЛОТА (ЭКИПАЖА)

ПРИ ВЫНУЖДЕННОМ ПОКИДАНИИ САМОЛЕТА С ПАРАШЮТОМ

Полеты, связанные с первоначальным обучением летного состава, включающим выполнение учебно-тренировочных полетов в зону на отработку простого и сложного пилотажа, члены экипажа обязаны выполнять с надетыми и предварительно подогнанными на земле парашютами.

1. Вынужденное покидание самолета Як-18Т с парашютом производится:

— при возникновении пожара на самолете;

— в случае невыхода самолета из штопора до высоты 1000 м;

— в случае невозможности восстановить управляемость самолета;

— во всех случаях, когда вынужденная посадка не гарантирует сохранения жизни экипажа.

Примечание. Безопасное покидание самолета в прямолинейном горизонтальном полете и на режиме планирования обеспечивается до $V_{пр} = 220$ км/ч. Минимальная безопасная высота покидания в прямолинейном горизонтальном полете 150 м.

2. Порядок поступления команд и их исполнения. Командир самолета (обучающий) подает команду: «Приготовиться к покиданию самолета» и исполнительную команду: «Покинуть самолет».

Члены экипажа покидают самолет в следующей очередности:

— курсант (обучаемый);

— командир (обучающий).

При покидании неуправляемого самолета подается только исполнительная команда: «Покинуть самолет».

При отделении от самолета парашют вводится в действие автоматом КАП-3П (ППК-2П) или вручную кольцом на подвесной системе.

Автомат устанавливается на 3 с и на высоту 1000 м.

3. Действия экипажа при покидании самолета (при управляемом самолете).

Перед покиданием управляемого самолета перевести его в горизонтальный полет и уменьшить приборную скорость до 220 км/ч.

При покидании самолета с левого кресла по команде «Приготовиться к покиданию самолета» необходимо:

— отсоединить колодку шнура шлемофона или снять авиагарнитуру;

— установить кресло в крайнее заднее положение;

— расстегнуть привязные ремни.

По команде «Покинуть самолет» необходимо:

— аварийно сбросить левую входную дверь;

— снять ноги с педалей;

— повернуться в левую сторону;

— правой рукой взяться за передний обрез дверного проема, левой — за задний обрез дверного проема;

— поставить левую ногу на крыло, приподняться с кресла, нагнуть голову и энергичным рывком отделиться от кресла;

— оказавшись на крыле, сгруппироваться и соскользнуть с него.

При покидании самолета с правого сиденья необходимо:

— отсоединить колодку шнура шлемофона или снять авиагарнитуру;

— установить кресло в крайнее заднее положение;

— расстегнуть привязные ремни;

— аварийно сбросить правую входную дверь;

— снять ноги с педалей;

— повернуться в правую сторону;

— левой рукой взяться за передний обрез дверного проема, правой — за задний обрез дверного проема;

— поставить правую ногу на крыло, приподняться с кресла, нагнуть голову и энергичным рывком отделиться от кресла;

— оказавшись на крыле, сгруппироваться и соскользнуть с него.

4. Рекомендации экипажу при вынужденном аварийном покидании самолета в перевернутом полете, штопоре, при пикировании и на спирали. При покидании самолета в этих случаях необходимо:

— аварийно сбросить дверь;

— отсоединить колодку шнура шлемофона или снять авиагарнитуру;

— снять ноги с педалей;

— расстегнуть привязные ремни.

Покидание самолета в штопоре и спирали выполнять поочередно в одну дверь внутрь фигуры энергичным толчком рук и ног с обреза дверного проема и вдоль крыла.

Подготовка к покиданию самолета такая же, как указано в пп. 2 и 3.

5.18. ПРЕКРАЩЕНИЕ ВЗЛЕТА ПО ПРИЧИНАМ, НЕ СВЯЗАННЫМ С ОТКАЗОМ ДВИГАТЕЛЯ

1. При возникновении на разбеге до отрыва обстоятельств или неисправностей, которые по оценке пилота могут создать угрозу безопасности продолжения взлета или последующего завершения полета, взлет следует прекратить.

2. Действия пилота для прекращения взлета не отличаются от предписанных для случая отказа двигателя на разбеге до отрыва /см. разд. 5.1, п. 1/.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ И ОБОРУДОВАНИЯ

6.1. РАДИОСТАНЦИЯ «ЛАНДЫШ-5»

1. На самолете установлена радиостанция «Ландыш-5», щиток управления которой расположен на приборной доске.

Управление радиостанцией может осуществляться пилотом как с левого, так и с правого сидений.

2. Перед включением радиостанции органы управления на ее пульте должны находиться в следующих положениях:

— переключатель «ПШ — ВЫКЛ.» — в положении «ВЫКЛ.»;

— регулятор громкости — в положении максимальной громкости.

3. Для включения радиостанции необходимо:

— включить на электрощитке автоматы защиты сети СПУ и УКВ (через 2 мин после включения радиостанция готова к работе); при этом в телефонах должны прослушиваться шумы приемника;

— произвести набор требуемой частоты канала связи на пульте управления радиостанцией.

Для осуществления передачи необходимо нажать кнопку «РАДИО» на штурвале управления.

4. Для включения подавителя шумов установить переключатель «ПШ — ВЫКЛ.» на пульте управления в положение «ПШ».

5. Выключение радиостанции производить установкой автомата защиты сети УКВ в выключенное положение.

6.1а. РАДИОСТАНЦИЯ «БАКЛАН-5»

1. На самолетах последних серий установлена радиостанция «Баклан-5» с пультом управления, расположенным на приборной доске.

Радиостанция обеспечивает длительную работу с циклом: 1 мин — передача, 4 мин — прием.

Исправность передающего канала во время ведения передачи проверяется прослушиванием собственной передачи.

Управление радиостанцией может осуществляться пилотом как с левого, так и с правого пилотского сиденья.

2. Перед включением радиостанции переключатель «ПШ — ВЫКЛ.» установить в положение «ВЫКЛ.», а регулятор громкости — в положение максимальной громкости.

3. Для включения радиостанции необходимо включить на электрощитке автомат защиты сети СПУ и УКВ (через 1 мин после включения радиостанция готова к работе), при этом в телефонах должны прослушиваться шумы приемника.

4. Перед настройкой радиостанции на абонентском щитке СПУ установить переключатель «РК — ВЫКЛ.» в положение «ВЫКЛ.», затем при помощи ручек на пульте управления произвести набор требуемой частоты канала связи.

5. Для осуществления передачи нажать кнопку «РАДИО» на штурвале управления самолетом и начать производить передачу.

6. Для включения подавителя шумов установить переключатель «ПШ — ВЫКЛ.» в положение «ПШ».

7. Выключение радиостанции производить установкой автомата защиты сети УКВ в выключенное положение.

6.2. РАДИОКОМПАС АРК-9

6.2.1. Общие сведения

Радиокомпас АРК-9 предназначен для автоматического определения курсовых углов радиостанций (КУР) и самолетовождения по приводным и вещательным радиостанциям, а также для построения предпосадочного маневра и захода на посадку по системе ОСП.

Диапазон рабочих частот радиокомпаса АРК-9 от 150 до 1300 кГц. Дальность действия при высоте полета 1000 м составляет около 160 км.

Управление радиокомпасом осуществляется с пульта управления, установленного справа на приборной доске. В качестве указателя КУР используется прибор УГР-4УК. Предусмотрена возможность настройки радиокомпаса на две рабочие частоты, при этом для точной настройки приемника на пульте управления АРК имеются две ручки установки частоты, ручки «ПОДСТРОЙКА» и индикатор настройки.

Для выбора нужной рабочей частоты в полете и на земле на приборной доске установлен переключатель «Б — Д» (Ближняя — Дальняя).

Прослушивание позывных сигналов обеспечивается при установке переключателя «РК — ВЫКЛ.» на абонентском щитке СПУ-9 в положение «РК». Питание радиокомпаса осуществляется от бортовой сети постоянного тока 27 В и от преобразователя ПО-250 (115 В, 400 Гц). Защита цепей питания выполнена автоматами защиты ПО-250 и АРК, установленными на электрощитке.

6.2.2. Включение, настройка и проверка радиокомпаса перед полетом

Для включения, настройки и проверки радиокомпаса необходимо:

— включить на электрощитке автоматы защиты ПО-250 и АРК;
— переключатель «РК — ВЫКЛ.» на абонентском щитке СПУ установить в положение «РК»;

— переключатель рода работ на пульте управления радиокон-
паса установить в положение «АНТ» и переключатель «ТЛГ —
ТЛФ» в то или другое положение в зависимости от режима ра-
боты наземной радиостанции;

— переключатель «Б — Д» на приборной доске установить в
положение «Б», левой ручкой декадной настройки на пульте
радиоконпаса установить частоту ближней приводной радио-
станции, прослушать позывные радиостанции и добиться точной
настройки радиоконпаса ручкой «ПОДСТРОЙКА» по максималь-
ному отклонению вправо стрелки индикатора настройки.

Для более точной настройки целесообразно предварительно
уменьшить отклонение стрелки индикатора настройки до двух де-
лений регулятором усиления с пульта управления и после наст-
ройки установить регулятор в максимальное положение;

— проделать аналогичные действия, правой ручкой настройки
установив переключатель «Б — Д» в положение «Д»;

— переключатель рода работ на пульте управления радиокон-
паса установить в положение «КОМП.», при этом стрелка указа-
теля КУР прибора УГР-4УК должна показывать КУР дальней.

приводной радиостанции, а в телефонах должны прослушиваться позывные сигналы этой станции;

— ручкой поворота рамки Л—П отвести стрелку указателя КУР на угол $45\text{—}60^\circ$ в желаемую сторону;

— отпустив ручку, убедиться, что стрелка КУР возвращается в первоначальное положение;

— переключатель Б—Д установить в положение «Б». Убедиться в правильности прослушивания позывных сигналов и устойчивости показаний радиокompаса КУР ближней приводной радиостанции.

6.2.3. Применение радиокompаса в полете

1. Полет на радиостанцию

При полете на радиостанцию курс самолета устанавливается так, чтобы стрелка КУР на указателе удерживалась на отсчете, равном углу сноса, а сумма магнитного курса и курсового угла радиостанции (МПР) была бы равна ОЗМПУ участка маршрута.

Если угол сноса неизвестен, то магнитный курс следования подбирается в такой последовательности:

— разворотом самолета стрелку указателя КУР установить на нуль и заметить значение МК;

— продолжать полет, выдерживая замеченный МК;

— при изменении КУР на $3\text{—}5^\circ$ (что указывает на уклонение самолета: при уменьшении КУР — вправо, при увеличении — влево) самолет повернуть в сторону, обратную сносу, и установить стрелку указателя на отсчет $6\text{—}10^\circ$ ($354\text{—}350^\circ$);

— продолжать полет и следить за изменением КУР;

— если КУР продолжает изменяться, поправку в курс увеличить или уменьшить на величину, равную половине предыдущей поправки;

— момент пролета приводной радиостанции отмечается поворотом стрелки указателя КУР на 180° .

2. Полет от радиостанции

Если в исходном пункте маршрута или в створе с линией пути имеется приводная радиостанция, то ее можно использовать для выдерживания заданного пути с помощью АРК. Магнитный курс при этом подбирается таким, чтобы ОЗМПУ был равен магнитному пеленгу самолета (МПС).

Для этого необходимо:

— настроить АРК на частоту приводной радиостанции;

— вывести самолет на линию заданного пути и с расчетным курсом и по тупому концу стрелки указателя КУР отсчитать магнитный пеленг самолета;

— определить поправку в курс (ПК) по формуле

$$ПК = МПС - ОЗМПУ;$$

— исправить магнитный курс на величину найденной поправки и продолжать полет с уточненным курсом.

Если МПС больше ОЗМПУ, то самолет уклоняется вправо от ЛЗП, если меньше — влево.

3. Контроль пути и определение места самолета

Контроль пути по дальности осуществляется определением момента пролета контрольных точек маршрута, которым соответствуют известные значения пеленгов боковых радиостанций. Магнитные пеленги радиостанций (МПР) предварительно наносятся на полетную карту.

Выход самолета на расчетные МПР соответствует пролету контрольных точек.

Место самолета определяется точкой пересечения на полетной карте магнитных пеленгов самолета от двух радиостанций или точкой пересечения МПР с фактической линией пути.

Практическая точность контроля пути по дальности и определению места самолета обеспечивается при условии, если радиостанции находятся на удалении от ЛЗП не более 100 км, а угол пересечения пеленгов лежит в пределах 30—150°.

4. Построение маневра захода на посадку

Полеты в районе аэродромов, оборудованных системой ОСП, выполняются в соответствии с утвержденными схемами.

Построение маневра захода на посадку с помощью АРК выполняется в следующем порядке:

— настроить ОСНОВНОЙ Д канал радиоконюаса на частоту ДПРМ, а РЕЗЕРВНЫЙ Б — на частоту БПРМ;

— выйти на ДПРМ с МК, равным или близким к посадочному магнитному путевому углу (ПМПУ);

— выполнить первый, второй и третий развороты в соответствии со схемой для данного аэродрома;

— при КУР=285° (75°) выполнить четвертый разворот до КУР=0° и заметить магнитный курс;

— сравнивая МК с ПМПУ, определить положение самолета относительно направления посадки; если МК=ПМПУ, самолет находится на линии посадки, если МК больше ПМПУ — левее линии посадки, если МК меньше ПМПУ — правее.

При разнице между МК и ПМПУ более 10° самолет доворачивается в сторону линии посадки на 15—20° и по указателю КУР выводится на курс посадки.

При разнице менее 10° довороты производить на углы не более 10°;

— на посадочной прямой установить $МК=3МПУ\pm УС$, при этом КУР будет равен УС или $360^\circ - УС$;

— в момент пролета ДПРМ переключить радиокompас на резервный канал, после этого стрелка указателя будет показывать направление на БПРМ.

6.2.4. Выключение радиокompаса

Для выключения радиокompаса необходимо:

- переключатель рода работ на пульте управления и переключатель на аппарате СПУ установить в положение «ВЫКЛ.»;
- выключить автоматы защиты АРК и ПО-250.

6.2а. РАДИОКОМПАС АРК-15М

Общие сведения

Радиокompас АРК-15М предназначен для автоматического определения курсовых углов (КУР) радиостанций, самолетобойдения с использованием приводных и вещательных радиостанций, а также для построения предпосадочного маневра и захода на посадку по системе ОСП.

Диапазон рабочих частот радиокompаса АРК-15М от 150 кГц до 1799,5 кГц. Точность установки частоты ± 100 Гц. Дальность действия при высоте полета 1000 м — не менее 180 км. Управление радиокompасом осуществляется с пульта управления, установленного на приборной доске. В качестве указателя КУР используется прибор УГР-4УК.

Прослушивание позывных сигналов радиостанций обеспечивается при установке переключателя «РК-ВЫКЛ» на абонентском щитке СПУ в положение «РК». Предусмотрена возможность настройки АРК-15М одновременно на две любые частоты в рабочем диапазоне частот радиокompаса, для этого на пульте управления имеются две ручки установки частоты и переключатель «КАНАЛ-1-2». Кроме того, на приборной доске установлен переключатель «Б — Д» (Ближняя — Дальняя), обеспечивающий выбор необходимой приводной радиостанции.

Питание радиокompаса осуществляется от бортовой сети постоянного тока напряжением 27 В через автомат защиты с маркировкой АРК, расположенный на приборной доске, и от сети переменного тока напряжением 36 В 400 Гц от преобразователя ПТ-200Ц через предохранитель СП-1, расположенный в щитке переменного тока.

Основные особенности радиокompаса АРК-15М: наличие у него неподвижной рамочной антенны, фиксированная настройка частот через 0,5 кГц и модульная конструкция аппаратуры, построенная полностью на транзисторах.

Включение, настройка и проверка радиокompаса перед полетом

Для включения, настройки и проверки радиокompаса необходимо:

— включить на электрощитке автоматы защиты АРК, ПТ-200 и СПУ;

— переключатель «РК-ВЫКЛ» на абонентском щитке СПУ установить в положение «РК»;

— переключатель рода работ на пульте управления радиокompаса установить в положение «АНТ» и переключатель «ТЛФ — ТЛГ» в то или другое положение, в зависимости от режима работы наземной радиостанции;

— переключатель «Б — Д» на приборной доске установить в положение «Б»;

— переключатель «КАНАЛ 1—2» на пульте управления АРК установить в положение «1», левым наборным устройством на пульте установить частоту ближней радиостанции и прослушать ее позывные;

— переключатель «Б — Д» на приборной доске установить в положение «Д», переключатель «КАНАЛ 1—2» на пульте — в положение «2», правым наборным устройством установить частоту дальней приводной радиостанции и прослушать ее позывные;

— переключатель рода работ установить в положение «КОМП», при этом стрелка указателя УГР-4УК должна занять положение, соответствующее курсовому углу (КУР) дальней приводной радиостанции;

— нажать кнопку «РАМКА» на пульте управления и отвести стрелку УГР-4УК на 90—100° от положения «КУР», отпустить кнопку, при этом стрелка должна перемещаться со скоростью не менее 30 град/с и возвратиться в положение отсчета КУР;

— убедиться в работоспособности переключателя «ТЛФ—ТЛГ» по появлению в телефонах тона звуковой частоты в режиме ТЛГ и пропаданию его в режиме ТЛФ;

— убедиться в исправности регулятора громкости по изменению уровня сигнала в телефонах при вращении ручки «ГРОМК» на пульте управления;

— переключатель «Б — Д» на приборной доске установить в положение «Б», переключатель «КАНАЛ 1—2» на пульте — в положение «1» и произвести аналогичную проверку работы радиокompаса по сигналам ближней приводной радиостанции.

Применение радиокompаса в полете выполнять в соответствии с рекомендациями подраздела 6.2.3, пп. 1, 3, 4 и п. 2: с текстом следующего содержания:

2. Полет от радиостанции

Если в исходном маршруте или в створе с линией пути имеется приводная радиостанция, то ее можно использовать для выдерживания заданного пути с помощью АРК; магнитный курс при этом подбирают таким, чтобы ОЗМПУ был равен магнитному пеленгу самолета (МПС).

Для этого необходимо:

- настроить АРК на частоту приводной радиостанции;
- вывести самолет на линию заданного пути с расчетным курсом, по тупому концу стрелки указателя КУР отсчитывать магнитный пеленг самолета и сравнить его с ОЗМПУ: если МПС больше ОЗМПУ, это значит, что самолет уклоняется вправо от ЛЗП, если меньше — влево;
- определить боковое уклонение по формуле: $БУ = МПС - ОЗМПУ$;
- повернуть самолет в сторону, обратную сносу, на величину $2БУ$ и следовать с этим курсом до выхода на линию заданного пути, когда МПС будет равен ОЗМПУ;
- на линии заданного пути взять курс, равный расчетному курсу, исправленному на величину $БУ$, и продолжить полет с уточненным курсом.

Выключение радиокompаса

Для выключения радиокompаса необходимо:

- переключатель рода работ на пульте управления радиокompаса и переключатель на абонентском щитке СПУ установить в положение «ВЫКЛ»;
- выключить автоматы защиты АРК, ПТ-200 и СПУ.

6.3. КУРСОВАЯ СИСТЕМА ГМК-1АЭ

6.3.1. Назначение

Курсовая система ГМК-1АЭ служит для определения и указания курса, углов разворота самолета и выдачи магнитных (или истинных) пеленгов ГМК-1АЭ имеет следующую комплектацию:

индукционный датчик ИД-3	1 шт.
коррекционный механизм КМ-8	1 шт.
пульт управления ПУ-26Э	1 шт.
гироагрегат ГА-6	1 шт.
указатель УГР-4УК	1 шт.
автомат согласования АС-1	1 шт.

В зависимости от решаемых задач и условий полета система может работать в одном из двух режимов: магнитной коррекции (МК), гирополукompаса (ГПК).

Основным режимом работы является режим гиropolукомпаса (ГПК).

6.3.2. Работа экипажа перед полетом. Включение

Для включения курсовой системы перед полетом необходимо:
— переключатель пульта управления «СЕВ. — ЮЖН.» установить в положение «СЕВ.» при полете в северном полушарии и «ЮЖН.» при полете в южном полушарии;

— на широтном потенциометре пульта управления установить широту аэродрома взлета;

— на коррекционном механизме КМ-8 установить магнитное склонение, равное 0;

— включить питание курсовой системы.

Время готовности курсовой системы к работе в режиме МК — 3 мин, в режиме ГПК — 5 мин.

Через 3 мин после включения питания произвести предполетную проверку работоспособности курсовой системы.

6.3.3. Проверка курсовой системы перед полетом

Для проверки курсовой системы перед полетом необходимо:

— переключатель «КОНТРОЛЬ» последовательно установить в положения «0» и «300», убедиться, что на указателе курса устанавливаются отсчеты курса соответственно в пределах $(0 \pm 10)^\circ$ и $(300 \pm 10)^\circ$;

— установить режим ГПК и, отклоняя переключатель «ЗК», убедиться, что подвижная шкала вращается;

— установить режим МК и с помощью переключателя «ЗК» согласовать систему.

6.3.4. Применение курсовой системы в полете

1. Полет в режиме МК

Для выполнения полета в режиме МК необходимо:

— на коррекционном механизме КМ-8 установить нуль;

— установить режим работы МК;

— после взлета и набора высоты вывести самолет на исходный пункт маршрута (ИПМ);

— пройти над ИПМ с курсом следования первого участка маршрута;

— при подходе к промежуточному пункту маршрута (ППМ) на величину линейного упреждения разворота (ЛУР) развернуть самолет на курс следования следующего участка маршрута.

Так осуществлять полет по всем последующим участкам маршрута.

2. Полет в режиме ГПК

Для полета в режиме ГПК необходимо:

- установить шкалу КМ-8 на нуль;
- на шкале широт установить широту аэродрома вылета;
- переключатель рода работ установить в положение «ГПК»;
- на исполнительном старте, если это необходимо, установить переключателем «ЗК» магнитный курс ВПП.

С этого момента указатель курса будет показывать ортодромический магнитный курс (ОМК) относительно меридиана аэродрома вылета;

- вывести самолет на первый участок маршрута с $ОМК = ОЗМПУ - УС$.

Вследствие инструментальных ошибок курсовой системы, ошибок в определении угла сноса и пилотировании самолета заданное направление полета может выдерживаться с некоторой угловой ошибкой, что приведет к боковому уклонению.

Для уменьшения бокового уклонения при выходе на курс следования необходимо:

- контролировать курс по указателю;

- следить за изменением угла сноса;
- контролировать выход на курс следования другими средствами самолетовождения.

В полете в целях выдерживания заданной линии пути необходимо:

- уточнить среднюю широту участков маршрута и при необходимости вводить ее;
- следить за изменением угла сноса, при необходимости вводить поправку в курс следования, чтобы сумма магнитного курса и угла сноса постоянно была равна ОЗМПУ;
- при подходе к следующему участку маршрута определить угол разворота (УР) по формуле

$$УР = ОЗМПУ_2 - ОЗМПУ_1,$$

где ОЗМПУ₁ — ортодромический заданный магнитно-путевой угол последующего участка маршрута.

Если УР имеет знак «плюс», то разворот надо выполнять вправо, если «минус» — влево;

— при подлете к району аэродрома посадки (перед снижением) перевести курсовую систему в режим МК и с помощью переключателя ЗК произвести согласование;

— после согласования курсовую систему вновь перевести в режим ГПК.

Примечание. Контроль за курсовой системой, работающей в режиме ГПК, осуществлять с помощью компаса КИ-13 и коррекционного механизма КМ-8.

6.3.5. Неисправности и отказы гиромагнитного компаса ГМК-1АЭ

№ п/п	Неисправность	Внешние проявления	Действия экипажа
1	Отказ гироагрегата	На пульте ПУ-26Э загорается лампа «ЗАВАЛ ГА»	Для отсчета курса самолета используйте коррекционный механизм КМ-8, индицирующий магнитный курс, и магнитный компас КИ-13
2	Отказ ИД-3 и КМ-8	Показания магнитного курса на коррекционном механизме КМ-8 и гиромагнитного курса в прямолинейном полете неустойчивы и неpravильны	Используются показания прибора УГР-4УК при работе курсовой системы в режиме ГПК и показания магнитного компаса КИ-13

6.4. Магнитный компас

Магнитный компас КИ-13 используется в качестве резервного прибора для определения магнитного курса самолета. При использовании в полете магнитным компасом КИ-13 следует иметь в виду, что величина остаточной девиации на отдельных курсах может достигать 10°.

6.5. Авиагоризонт АГД-1К

1. Авиагоризонт АГД-1К предназначен для обеспечения пилота информацией об углах крена и тангажа самолета относительно плоскости истинного горизонта, а также о направлении скольжения.

2. Включение авиагоризонта производится после запуска двигателя и включения преобразователя ПТ-200Ц. Для включения авиагоризонта необходимо включить на электрощитке автоматы защиты сети ПТ-200 и АГД. Арретирование авиагоризонта АГД-1К производится автоматически после включения питания.

Нормальный запуск авиагоризонта обеспечивается при стояночных углах самолета по крену и тангажу $\pm 4^\circ$.

Ограничения

Наименование параметра	Действия экипажа
Время готовности к работе АГД-1К, ЭУП-53У	Разрешается пользоваться показаниями приборов не ранее чем через 3 мин после включения питания
Кнопка «Арретир» на АГД-1К	В полете пользоваться запрещается
Отказ авиагоризонта	Пилотировать самолет с креном не более 15°

3. На рулении экипажу убедиться, что в процессе разворотов авиагоризонт АГД-1К не изменяет показаний крена и тангажа, а стрелка ЭУП-53У отклоняется в сторону разворота.

На исполнительном старте перед взлетом экипаж должен проверить исправность авиагоризонта и убедиться в том, что:

— силуэт самолета на указателе авиагоризонта занимает горизонтальное положение и совпадает с линией горизонта;

— при вращении ручки установки тангажа шкала отклоняется; проверив работоспособность указателя, установить шкалу тангажа на нуль;

— красная лампа сигнализации отсутствия питания на авиагоризонте АГД-1К не горит.

06.06.86

Если не выполнено хотя бы одно из указанных положений, взлет производить **запрещается**.

Взлет самолета разрешается производить только по истечении времени готовности авиагоризонта к работе (не ранее чем через 3 мин после включения авиагоризонта).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ЗАПУСКЕ АВИАГОРИЗОНТА АГД-1К, А ТАКЖЕ ПРИ НОРМАЛЬНОЙ ЕГО РАБОТЕ НА ЗЕМЛЕ И В ПОЛЕТЕ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ КНОПКОЙ «АРРЕТИР» ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

4. Рабочие углы авиагоризонта по крену и тангажу 360° , за исключением зоны углов $85-95^\circ$ пикирования и кабрирования.

Допустимые ошибки в показаниях авиагоризонта АГД-1К:

- послевзлетная ошибка — не более $\pm 3^\circ$;
- ошибки в показаниях углов крена после выполнения разворота на углы до 360° — не более $\pm 3^\circ$ (возможны отдельные выбросы до $5-6^\circ$);
- ошибки в показаниях углов крена и тангажа после выполнения любых фигур сложного пилотажа — не более $\pm 5^\circ$.

6.5.1. Действия пилота при возможных отказах

авиагоризонта АГД-1К и ЭУП-53У

Причинами отказа авиагоризонта в полете могут быть:

- отказ выключателя коррекции, дистанционных передатчиков;
- отказ в системе электропитания авиагоризонта или его элементов.

Причиной отказа ЭУП-53У может быть отказ питания или механическая неисправность прибора.

Проявление отказа авиагоризонта может быть выражено в виде:

- «застывания» индикатора в произвольном положении;
- индикации показаний с погрешностью, в том числе с заниженными значениями крена;
- медленного заваливания индикатора ($2-3$ град/мин);
- заваливания индикатора со средней скоростью ($1-3$ град/с);
- быстрого заваливания индикатора (более 10 град/с);
- колебания индикатора.

Проявление отказа ЭУП-53У может быть выражено в форме отсутствия отклонения стрелки при изменении курса.

Действия пилота при отказах:

- доложите руководителю полетов;
- полет продолжайте по исправному прибору с повышенным вниманием;
- после определения отказа возвратите самолет на исходный режим полета по высоте, скорости и курсу.

Наибольшую сложность представляют несигнализируемые отказы авиагоризонта в виде «застывания» индикатора в произвольном положении или заваливания со средней скоростью 3 град/с.

В этом случае:

— при наличии запаса высоты освободите штурвал и педали, т. е. установите их в сбалансированное по усилиям положение во избежание непреднамеренного отклонения элеронов и руля направления в сторону крена (освобождение штурвала по тангажу должно быть кратковременным). Определите истинное направление крена по стрелке ЭУП-53У, шарик в центре.

При увеличении приборной скорости уменьшите режим работы двигателя. После определения истинного направления крена вывод из крена производите отклонением штурвала против разворота по ЭУП-53У, удерживая рулем направления шарик в центре при достижении крена менее 30°, одновременным отклонением руля высоты на себя переведите самолет в горизонтальный полет;

— при отсутствии запаса высоты освободите штурвал от усилий только по крену, а увеличение вертикальной скорости снижения предотвращайте взятием штурвала на себя и увеличением режима работы двигателя. Определите истинное направление крена по стрелке ЭУП-53У (шарик в центре). После определения истинного направления крена выведите самолет из крена по ЭУП-53У и переведите самолет в горизонтальный полет.

Признаки отказов	Действия пилота
1. На указателе АГД-1К загорается светосигнализатор	1. Показаниями авиагоризонта не пользоваться. 2. Убедиться в работоспособности ЭУП-53У, выключить неисправный авиагоризонт. 3. Продолжать пилотировать самолет по ЭУП-53У и вариометру с повышенным вниманием
2. Появилось рассогласование в показаниях АГД-1К и ЭУП-53У	1. Определить неисправный прибор путем сравнения показаний АГД-1, ЭУП-53У с курсовым прибором и вариометром. Неисправным считается прибор, показания которого расходятся с показаниями курсового прибора и вариометра. 2. Выключить неисправный прибор. Продолжать пилотировать самолет по исправному прибору с постоянным контролем его показаний.

Выключение авиагоризонта АГД-1К производится установкой на электропитке автомата защиты сети АГД в выключенное положение.

При отказе авиагоризонта в полете пространственное положение самолета определять по естественному горизонту, указателю прибора ЭУП-53У в сочетании с показаниями вариометра.

6.6. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА ЭУП-53У

Электрический указатель поворота ЭУП-53У предназначен для указания в полете правильного выполнения разворота самолета вокруг вертикальной оси с креном до 45° .

Он сочетает в себе указатель поворота и указатель скольжения. Разворот самолета показывает стрелка, а скольжение – шарик.

Погрешность указателя при нормальных условиях полета с кренами $15, 30, 45^\circ$ и угловыми скоростями соответственно 1,1; 2,3 и 4 град/с – $\pm 1,5^\circ$.

6.7. РАДИОВЫСОТОМЕР РВ-5

6.7.1. Общие сведения

Радиовысотомер РВ-5 предназначен для измерения истинной высоты полета в диапазоне 0–750 м и сигнализации о достижении самолетом заданной высоты, значение которой заранее установлено на указателем.

Указателем высоты является прибор УВ-5, установленный на приборной доске. На фланце прибора размещены ручка УСТАН. ВЫСОТ со встроенной в нее желтой сигнальной лампой и кнопка КОНТРОЛЬ со встроенной в нее красной сигнальной лампой.

Вращением ручки УСТАН. ВЫСОТ обеспечивается установка сигнализации заданной высоты, значение которой отсчитывается по треугольному индексу желтого цвета, перемещающемуся по шкале указателя.

В момент достижения самолетом заданной высоты загорается желтая лампа и одновременно в телефоны пилотов в течение 3–9 с подается звуковой сигнал частотой 400 Гц.

При нажатии кнопки КОНТРОЛЬ на исправном радиовысотомере на указателе устанавливается контрольная высота $15 \pm 1,5$ м, при отсутствии кнопки радиовысотомер показывает истинную высоту полета (или $H=0$ на земле).

Включение радиовысотомера РВ-5 и защита цепей питания выполнены с помощью автомата защиты радиовысотомера, установленного на электрощитке.

6.7.2. Проверка радиовысотомера перед полетом

Включить питание радиовысотомера РВ-5 с помощью АЗС РВ. При этом должна загореться красная сигнальная лампа, а стрелка указателя высоты должна переместиться в сторону цифры 750 м и уйти за черный сектор шкалы. После прогрева радиовысотомера красная лампа должна погаснуть, а стрелка указателя установиться на делении шкалы $0 \pm 0,8$ м.

Ручкой УСТАН. ВЫСОТ установить индекс сигнализатора заданной высоты против деления шкалы 10 м.

Нажать и удерживать в нажатом положении кнопку КОНТРОЛЬ. Стрелка указателя при этом должна установиться на контрольном значении высоты $15 \pm 1,5$ м.

Отпустить кнопку КОНТРОЛЬ, при этом стрелка указателя будет перемещаться к нулевому делению шкалы. В момент, когда стрелка будет проходить деление 10 м, сработает сигнализация — загорится желтая сигнальная лампа на указателе высоты и в телефоны пилотов будет подаваться звуковой сигнал.

Выключить радиовысотомер выключателем РВ на электрощитке.

6.7.3. Применение радиовысотомера в полете

1. Перед взлетом

Перед взлетом необходимо:

— включить радиовысотомер автоматом защиты РВ, при этом загорится красная сигнальная лампа на указателе высоты и стрелка указателя уйдет за черный сектор шкалы. Через 2—3 мин лампа погаснет и стрелка указателя установится около нулевого деления шкалы;

— установить ручкой УСТАН. ВЫСОТ заданное значение сигнализируемой высоты.

2. В полете

В полете радиовысотомер будет работать следующим образом:

— при подъеме самолета на высоту более 750 м стрелка указателя прибора УВ-5 уйдет за черный сектор шкалы и будет находиться там все время полета до снижения самолета на высоту

750 м; в момент прохода стрелкой указателя индекса заданной высоты загорится и затем погаснет желтая сигнальная лампа на УВ-5МИ, в телефоны пилотов поступит звуковой сигнал;

— при наборе самолетом высоты 1200 м и более загорится красная сигнальная лампа, встроенная в кнопку КОНТРОЛЬ. лампа погаснет при снижении самолета ниже высоты 1200 м;

— на высотах 750 м и ниже стрелка указателя будет показывать истинную высоту полета, а при дальнейшем снижении радиовысотомер просигнализирует момент достижения заданной высоты (загорится желтая лампа на приборе УВ-5 и в телефоны пилотов поступит звуковой сигнал продолжительностью 3—9 с; лампа будет гореть до посадки самолета и погаснет после выключения питания РВ-5).

ВНИМАНИЕ! При углах крена и тангажа больше 30° показаниями РВ-5 пользоваться не рекомендуется.

— после посадки выключить радиовысотомер;

— при отказе радиовысотомера в полете на высотах ниже 750 м на указателе высоты загорается красная сигнальная лампа — сигнал неисправности. При этом радиовысотомер необходимо выключить.

6.8. АППАРАТУРА ОСЬ-1

6.8.1. Общие сведения

Аппаратура ОСЬ-1 предназначена для выполнения захода на посадку по отечественной курсо-глиссадной системе СП-50, а также по международной системе ИЛС.

Аппаратура обеспечивает выдачу на курсовую и глиссадную стрелки прибора ПСП-48 сигналов отклонения самолета от равносигнальных зон курса и глиссады, образуемых наземными маяками, а также сигнализацию о пролете ближней и дальней приводных радиостанций по сигналам маркерных радиомаяков.

Управление аппаратурой ОСЬ-1 осуществляется с блока управления, размещенного на приборной доске слева. На блоке управления размещены следующие органы управления: выключатель питания, ручка набора частоты со счетчиком, переключатель режима работы СП-50—ILS, кнопки контроля аппаратуры.

Ручкой набора частоты обеспечивается выбор рабочей частоты курсового приемника КРП-69 в диапазоне частот от 108.1 до 111.9 МГц с интервалом 0,2 МГц. Одновременно с установкой рабочей частоты курсового приемника обеспечивается настройка на рабочую частоту глиссадного приемника ГРП-66.

Маркерный приемник МРП-66 работает на фиксированной частоте 75 МГц, включается совместно со всей аппаратурой ОСЬ-1 и никаких органов управления не имеет.

В аппаратуре ОСЬ-1 имеется встроенный контроль работоспособности, осуществляемый с блока управления.

Питание аппаратуры происходит от бортовой сети постоянного тока напряжением 27 В. Защита цепи питания выполнена автоматом защиты ОСЬ-1, установленным на электрощитке.

6.8.2. Включение и проверка аппаратуры перед полетом

Порядок включения и проверки аппаратуры следующий:

- включить на электрощитке автомат защиты ОСЬ-1;
- на блоке управления ОСЬ-1 поставить выключатель питания — в положение ВКЛ.;
- переключатель СП-50—ILS — в положение СП-50;
- ручкой набора частоты установить частоту по счетчику 110,3 МГц;
- нажать левую кнопку КОНТРОЛЬ. При этом должны сработать курсовой и глиссидный бленкеры прибора ПСП-48, стрелка курса должна отклониться влево и занять положение между 3 и 5 точками, а стрелка глиссады — вверх и занять положение между 3 и 5 точками. На световом табло должно светиться окошко МАРКЕР;
- нажать среднюю кнопку КОНТРОЛЬ. При этом должны сработать курсовой и глиссидный бленкеры, а стрелки курса и глиссады должны находиться в пределах белого кружка; должно светиться табло МАРКЕР;
- нажать правую кнопку КОНТРОЛЬ. При этом должны сработать курсовой и глиссидный бленкеры, стрелки курса и глиссады должны отклониться соответственно вправо и вниз и занять положение между 3 и 5 точками; должно светиться табло МАРКЕР;
- выключить аппаратуру выключателем на блоке управления.

6.8.3. Эксплуатация аппаратуры в полете в режиме СП-50

Для эксплуатации аппаратуры в полете необходимо:

- включить аппаратуру выключателем на блоке управления;
- установить переключатель СП-50—ILS в положение СП-50;
- ручкой набора частоты установить по счетчику частоту курсового маяка системы посадки СП-50 аэродрома, на котором производится посадка;
- при входе в зону действия курсового и глиссидного маяков на приборе ПСП-48 работают бленкеры и стрелки будут показывать отклонение самолета от равносигнальных зон курса и глиссады;
- при пролете дальней и ближней приводных радиостанций будет загораться световое табло МАРКЕР в виде продолжительных импульсов (тире) над ДПРМ и коротких импульсов (точек) над БПРМ;

— после посадки самолета выключить аппаратуру выключа-
телем на блоке управления и автоматом защиты ОСБ-1 на элект-
рощитке.

6.9. САМОЛЕТНОЕ ПЕРЕГОВОРНОЕ УСТРОЙСТВО СПУ-9

6.9.1. Общие сведения

Устройство предназначено для обеспечения

— выхода на внешнюю радиосвязь членов экипажа через ра-
диостанцию;

— внутрисамолетной связи членов экипажа между собой,

— прослушивания членами экипажа одного радионавигацион-
ного устройства;

— приема членами экипажа спецсигналов **ОПАСНАЯ ВЫСОТА, СКО-
РОСТЬ МАЛА, СРЫВ, ВЫПУСТИ ШАССИ** и маркерного приемник

Кроме того, предусмотрена возможность прослушивания сигна-
лов внешней и внутренней связи дополнительно двумя абонента-
ми. Абонентские аппараты расположены на левой и правой пане-
лях приборной доски.

Два основных штепсельных разъема для подключения авиагар-
нитур расположены на кронштейнах в зоне переднего обреза
двери. Питание СПУ осуществляется от сети постоянного тока на-
пряжением 27 В.

6.9.2. Возможности абонентов по использованию СПУ-9

Функциональные воз- можности	Органы управле- ния	Место распо- ложения	Абоненты	
			инструк- тор	курс- ант
Включение питания СПУ от бортсети само- лета	АЗС СПУ	Электрощиток		+
Выход на связь	Кнопка РАДИО Кнопка СПУ	На штурвале То же	+	+
Прослушивание ра- диокомпыаса	Тумблер РК—ВЫКЛ	На абонентском аппарате	+	+
				+

6.9.3. Эксплуатация аппаратуры СПУ-9

Включение питания

АЗС аппаратуры СПУ на электро-
щитке курсанта

Включите

Выход абонента на внешнюю связь

1. Кнопка РАДИО на штурвале курс-
санта или инструктора

Для ведения пере-
дачи нажмите.

2. Ручка РАД на абонентском аппарате курсанта и инструктора

Установите необходимую громкость.

Выход абонента на внутреннюю связь

1. Кнопка СПУ на штурвале курсанта или инструктора

Для ведения переговоров нажмите.

2. Ручка СПУ на абонентском аппарате курсанта и инструктора

Установите необходимую громкость сигналов от усилителя СПУ.

Аппаратура СПУ-9 предусматривает постоянное прослушивание сигналов внешней связи при работе по сети внутренней связи и сигналов внутренней связи при работе по сети внешней связи со 100% уровнем громкости.

Прослушивание радионавигационных устройств и спецсигналов

Переключатель РК—ВЫКЛ. на абонентском аппарате курсанта или инструктора

Установите в положение РК.

Сигналы ОПАСНАЯ ВЫСОТА, СКОРОСТЬ МАЛА, СРЫВ, ВЫПУСТИ ШАССИ и маркерного приемника прослушиваются со 100%-ной громкостью независимо от положения органов управления.

ВНИМАНИЕ! Переключатель РЕЗ. (резерв) на абонентском аппарате всегда должен находиться в выключенном положении (нижнем положении), при выходе из строя абонентского аппарата для переключения своих телефонов на аппарат другого абонента переключатель РЕЗ. необходимо установить во включенное (верхнее) положение.

6.10. ПОЛЬЗОВАНИЕ СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЕМ

1. Стеклоочиститель включать на скорости самолета не более 220 км/ч. Управление стеклоочистителем осуществляется переключателем СТЕКЛООЧИСТ., который установлен на левой панели приборной доски.

Переключатель СТЕКЛООЧИСТ. имеет четыре фиксированных положения: ПУСК, 1 СКОРОСТЬ, 2 СКОРОСТЬ, нейтральное (выключенное положение) и одно нажимное — ИСХОД.

2. Порядок включения стеклоочистителя: при температуре наружного воздуха от +30 до —20°C переключатель СТЕКЛООЧИСТ. разрешается устанавливать в любое из положений: ПУСК, 1 СКОРОСТЬ или 2 СКОРОСТЬ. При этом время работы стеклоочистителя в полете при установке переключателя в положение ПУСК не должно превышать 5 мин; при установке переключателя в положение 1 СКОРОСТЬ или 2 СКОРОСТЬ время не ограничивается.

Примечания: 1. При температуре выше —20°C разрешается непосредственное включение стеклоочистителя на первую или вторую скорость.

2. Число двойных поворотов щетки стеклоочистителя за 1 мин при установке переключателя СТЕКЛООЧИСТ. в положения 1 СКОРОСТЬ — 64—90. 2 СКОРОСТЬ — 38—60.

3. При температуре наружного воздуха ниже -20°C переключатель СТЕКЛООЧИСТ. установить в положение ПУСК не более чем на 3 мин с последующей перестановкой переключателя в положение 1 СКОРОСТЬ.

Предупреждения: 1. При температуре наружного воздуха ниже -20°C переключатель СТЕКЛООЧИСТ. устанавливать в положение 2 СКОРОСТЬ запрещается.

2. При проверке стеклоочистителя на сухом стекле разрешается включать стеклоочиститель не более чем на 10 с.

3. Выключение стеклоочистителя с любой скорости производить установкой переключателя СТЕКЛООЧИСТ. в нейтральное положение.

4. Возврат щетки стеклоочистителя в исходное положение производить после ее останова.

Время выдержки переключателя СТЕКЛООЧИСТ. в положении ИСХОД. — не более 2—3 с после занятия щеткой стеклоочистителя исходного положения.

6.11. СИСТЕМА ОТОПЛЕНИЯ И ВЕНТИЛЯЦИИ

Для создания нормальных температурных условий внутри кабины самолета имеется система отопления и вентиляции. В период зимней эксплуатации в носовой части под капотом устанавливается калорифер. Рукоятка управления подачей теплого воздуха от калорифера находится по борту с правой стороны. Теплый воздух в кабину подается из насадков обогрева, расположенных у ног пилота. Лобовые стекла кабины пилота имеют тепловой обогрев. Включение системы отопления возможно как в полете, так и на земле после запуска двигателя.

На период летней эксплуатации калорифер снимается.

В летний период эксплуатации на самолете имеется вентиляция от скоростного напора. На потолке кабины пилота находится управление насадками индивидуальной вентиляции.

6.12. АНЕРОИДНО-МЕМБРАННЫЕ ПРИБОРЫ, СИСТЕМЫ ПОЛНОГО И СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЙ

6.12.1. Назначение и описание

На самолете для измерения высоты полета, горизонтальной и вертикальной скоростей используются следующие анероидно-мембранные приборы, установленные на приборной доске пилота: высотомер ВД-10К, указатель скорости УС-450К, вариометр ВР-10МК. Полное и статическое давления подводятся к приборам с помощью приемника воздушных давлений ПВД-6М и трубопроводов полного давления (окрашенных в черный цвет) и статического давления (белого цвета). К статической проводке

подсоединены приборы УС-450К, ВД-10К и ВР-10К, а к проводке полного давления — только указатель скорости УС-450К. Приемник полного давления ПВД-6М установлен на левой отъемной части крыла на специальной штанге и вынесен вперед на 500 мм от лобовой кромки крыла в зону невозмущенного потока.

Приемник ПВД-6М имеет обогревательный элемент, включение которого осуществляется с помощью АЗСКГ-5 ОБОГРЕВ ЧАСЫ, ПВД, который установлен на панели под средней приборной доской. Электрическое питание обогревательного элемента приемника ПВД-6М производится постоянным током напряжением 27 В $\pm 10\%$.

6.12.2. Эксплуатация

Перед полетом

Установить барометрическое давление аэродрома на шкале давления высотомера в соответствии с данными диспетчерской службы в момент взлета.

Перед взлетом

Убедиться, что показания шкалы барометрического давления высотомера соответствуют атмосферному давлению на уровне аэродрома.

В полете

1. После взлета и набора высоты перехода установить барометрическое давление на шкале давления высотомера 760 мм рт. ст.

2. При попадании самолета в дождь, снег, зону обледенения включить обогрев приемника ПВД-6М с помощью АЗСКГ-5 ОБОГРЕВ ЧАСЫ, ПВД.

3. В режиме снижения контролировать вертикальную скорость по вариометру ВР-10МК.

4. При получении разрешения на снижение для захода на посадку установку барометрической шкалы высотомера с отсчета 760 мм рт. ст. на отсчет, соответствующий атмосферному давлению на аэродроме посадки, производить в горизонтальном полете на эшелоне перехода. Перед установкой на высотомере давления аэродрома, переданного диспетчером круга, сличить давление на аэродроме посадки с давлением, указанным в предыдущей информации о погоде.

При заходе на посадку контроль за выдерживанием высоты полета осуществлять по радиовысотомеру.

После посадки

При рулении выключить обогрев приемника ПВД-6М (если он был включен).

6.12.3. Эксплуатационные ограничения

1. Допустимое расхождение показаний шкалы барометрического давления с атмосферным давлением на уровне аэродрома

для высотомера ВД-10К $\pm 1,5$ мм. рт. ст., при температурах от +15 до +35°C, при других температурах $\pm 2,5$ мм рт. ст. Согласование шкал высотомера непосредственно на самолете не производить.

2. Время непрерывной работы обогревательного элемента приемника ПВД-6М на земле — не более 1,5 мин.

6.12.4. Отказы систем питания приборов полным и статическим давлениями и действия пилота при этих отказах

1. Закупорка или обледенение приемника статического давления (статических отверстий приемника ПВД-6М).

Эта неисправность при условии герметичности статической магистрали приборов обнаруживается по следующим признакам:

— стрелка вариометра ВР-10МК устанавливается в нулевое положение и не изменяет его при изменении высоты полета;

— высотомер ВД-10К не изменяет своих показаний с изменением высоты полета;

— указатель скорости УС-450К при наборе высоты будет давать заниженные показания, а при снижении завышенные.

Действия пилота

При отказах высотомера, указателя скорости и вариометра пилот должен доложить об этом руководителю полетов, прекратить выполнение задания и следовать на аэродром посадки, используя показания авиагоризонта АГД-1К и радиовысотомера РВ-5. Скорость полета контролируется по режиму работы двигателя (по показаниям мановакуумметра и тахометра).

2. Закупорка или обледенение приемника полного давления.

Основной причиной закупорки входного отверстия приемника ПВД-6М является обледенение носка приемника, которое происходит при отказе электрообогревательного элемента или при его невключении. При обледенении приемника ПВД-6М может произойти закупоривание его входного отверстия, а отверстия для стока влаги остаются открытыми. В этом случае в камере полного давления приемника устанавливается давление, равное атмосферному, и приемник полного давления становится приемником статического давления.

При закупорке входного отверстия приемника ПВД-6М показания указателя скорости УС-450К будут уменьшаться до нуля.

Если произошла закупорка входного отверстия и отверстий для стока влаги приемника ПВД-6М, то это обнаруживается по следующим признакам:

— указатель скорости сохраняет установившиеся показания и не реагирует на изменение скорости в горизонтальном полете;

— при наборе высоты показания указателя скорости будут увеличиваться, а при снижении уменьшаться.

Действия пилота

Проверить включение обогревательного элемента приемника ПВД-6М (автомат защиты сети **ОБОГРЕВ ЧАСЫ**, ПВД должен

быть включен). Если через 2—3 мин после включения обогрева приемника показания указателя скорости не восстановятся, то пилот должен доложить об этом руководителю полетов, прекратить выполнение задания и следовать на аэродром посадки. Скорость полета контролировать по показаниям вариометра и режиму работы двигателя, используя показания мановакуумметра и тахометра.

6.13. СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

6.13.1. Наружное оборудование

1. Наружное спецоборудование включает аэронавигационные огни, проблесковый маяк и посадочно-рулежную фару.

2. На самолете установлены аэронавигационные огни: бортовые БАНО-45 с лампой накаливания СМ28-28 и хвостовой огонь ХС-39 с лампой накаливания СМ28-10.

3. На законцовке кия самолета установлен красный проблесковый светомаяк МСЛ-3 с двумя зеркальными лампами СМ28-60.

4. В качестве посадочно-рулежной фары на самолете используется лампа-фара СМФ-5 с двумя нитями накаливания: посадочной — большой свет мощностью 200 Вт и рулежной — малый свет мощностью 130 Вт. Лампа-фара установлена в носке левой консоли крыла.

5. Для сигнализации на землю (финишеру на старте) о выпущенном положении шасси на передней и основных стойках шасси установлены светосигнальные арматуры. В качестве светильников используются арматуры типа ХС-39 с лампой накаливания СМ28-10 мощностью 10 Вт.

6.13.2. Внутреннее светоборудование

1. Внутреннее светотехническое оборудование самолета предназначено для освещения приборной доски и общего и местного освещения кабины экипажа.

2. Для освещения приборов, щитков, пультов и надписей используется система индивидуальных светильников и подсвета надписей светильниками красного света: СТ, СВ и АПМ.

3. Светильники СТ предназначены для освещения приборов, щитков управления, панелей пультов и приборных досок заливающим красным светом. В каждом светильнике установлены две лампы СМ28-0,05. Светильники разбиты на две группы: основное освещение — шесть арматур и аварийное освещение — два светильника.

4. Щелевой вертикальный светильник СВ служит для освещения щитков, пультов и отдельных приборов и надписей на панелях. В светильнике установлена лампа СМ28-0,05.

5. Арматура АПМ используется для подсвета надписей, выполненных методом светопровода. В светильнике установлена лампа СМ28=0,05.

6. Общее освещение кабины экипажа осуществляется плафоном, изготовленным из матового стекла, который установлен на потолке кабины. В нем вмонтирована лампа СМ28-10:

7. Местное освещение рабочего места курсанта (левого пилота) осуществляется светильником белого света СМ1БМ с лампой СМ28-4,8.

Освещение позволяет вести записи и работать с картой и другими полетными документами.

6.13.3. Эксплуатация светотехнического оборудования в ночных полетах

1. Перед запуском двигателя включить общее освещение кабины и освещение приборной доски экипажа. Питание осуществляется от бортового аккумулятора или аэродромной сети.

2. После запуска двигателя и включения генератора включить проблесковый светомаяк МСЛ-3, бортовые аэронавигационные огни БАНО-4,5 и хвостовой огонь ХС-39.

3. С помощью регулировочных реостатов подобрать яркость, необходимую для нормального считывания показаний приборов и надписей.

Примечание: Яркость свечения шкал приборов не должна ослеплять пилотов и создавать яркие блики на стеклах приборов, на фонаре и дверях кабины.

4. Перед началом руления включить малый свет (рулежную нить) посадочно-рулежной фары, где источником света служит лампа-фара СМФ-5.

Примечания: 1. При необходимости допускается использование света от посадочной нити (большой свет) фары, однако продолжительность ее горения не должна превышать 5 мин.

2. Допускается использование фар при рулении самолета днем в условиях плохой или ухудшенной видимости.

5. На земле перед взлетом выключить плафон общего освещения кабины экипажа, если он не был выключен перед началом руления. Еще раз уточнить регулировку яркости освещения приборной доски.

6. Перед началом взлета переключить малый свет на большой (включить посадочную нить фары).

7. При достижении высоты 100—150 м выключить фару.

8. Отрегулировать яркость освещения приборной доски, исходя из условий адаптации глаз к условиям наружного светового фона (освещенный город, посадочные огни и т. п.).

9. При ведении записей в полетной документации или пользовании картой использовать светильник заливающего света СМ1БМ.

10. При снижении с эшелона отрегулировать cabinное освещение исходя из условий посадки:

- отрегулировать яркость освещения приборов;
- выключить плафон и светильник СМ1БМ.

11. После четвертого разворота на высоте 100—150 м включить большой свет фары.

Примечание. Иногда при заходе на посадку (в снегопад, дождь, пыль и т. п.) при включении света фар возникает так называемый «световой экран», затрудняющий пилотирование самолета. В этом случае рекомендуется периодически включать и выключать свет фар и производить посадку самолета при наиболее благоприятных условиях посадочного освещения для данных условий погоды или уйти на запасный аэродром.

12. В конце пробега выключить большой свет и включить малый (рулежную нить фары).

13. После заруливания на стоянку выключить фару, аэронавигационные огни, проблесковый светомаяк МСЛ-3.

14. По окончании всех послеполетных работ выключить освещение приборной доски и общее освещение кабины экипажа.

15. Выключить бортовой аккумулятор или аэродромное питание.

6.14. СИСТЕМА СИГНАЛИЗАЦИИ КРИТИЧЕСКИХ УГЛОВ АТАКИ ССКУА-1

Система сигнализации критических углов атаки ССКУА-1 предназначена для предупреждения экипажа о приближении самолета к критическому углу атаки при помощи световой и звуковой сигнализации.

Световая сигнализация выполнена в виде светосигнализаторов СКОРОСТЬ МАЛА желтого цвета и СРЫВ красного цвета, расположенных на приборной доске.

Звуковая сигнализация производится путем подачи непрерывного звукового сигнала в шлемофоны пилотов.

Принцип действия системы основан на определении положения точки полного торможения потока относительно передней кромки крыла.

Система ССКУА-1 обеспечивает выдачу сигналов на углах:

- светового СКОРОСТЬ МАЛА от -1 до $+1^\circ$;
- светового СРЫВ и звукового от $+6$ до $+11^\circ$.

В комплект системы ССКУА-1 входят:

1) Датчик срыва ДС-1 — установлен снизу на передней кромке левого крыла.

2) Блок выходных сигналов БВС-1 — установлен за приборной доской.

3) Светосигнализаторы на приборной доске:

- СКОРОСТЬ МАЛА желтого цвета;
- СРЫВ красного цвета;

4) Кнопка **КОНТРОЛЬ СРЫВА** — на приборной доске слева.

5) Автоматы защиты **СРЫВ**, **ОБОГРЕВ ДС** — на левой панели приборной доски.

Для включения и проверки работоспособности системы **ССКУА-1** необходимо:

— включить переключатель **АККУМ — АЭР. ПИТ.**, а также автоматы защиты **СПУ**, **УКВ**, **ПТ-200**, **СРЫВ**;

— нажать кнопку **КОНТРОЛЬ СРЫВА** — при этом должны загореться сигнализаторы **СКОРОСТЬ МАЛА** и **СРЫВ** в мигающем режиме и в шлемофонах появится непрерывный звуковой сигнал. При отпускании кнопки световая и звуковая сигнализация прекращается.

6.15. СИСТЕМА САРПП-12К

Система САРПП-12К служит для автоматической регистрации параметров полета.

В комплект системы входят:

- накопитель информации;
- согласующее устройство;
- датчик высоты;
- датчик скорости;
- датчик перегрузок;
- датчик угловых перемещений руля высоты,
- датчик угловых перемещений элеронов,
- контейнер накопителя информации

Система САРПП-12К регистрирует

- барометрическую высоту полета в диапазоне от 50 до 6000 м;
- приборную скорость полета в диапазоне от 60 до 500 км/ч;
- линейные перегрузки по оси «У» в диапазоне от $-3,5$ до $+10$;
- частота вращения коленчатого вала двигателя в диапазоне от 10 до 110 %;
- угловые перемещения элеронов в диапазоне $\pm 30^\circ$;
- угловые перемещения руля высоты в диапазоне $\pm 30^\circ$
- четыре сигнала разовых команд
 - а) ОПАСНАЯ СКОРОСТЬ;
 - б) ОСТАТОК ТОПЛИВА;
 - в) СТРУЖКА В МАСЛЕ;
 - г) СИГНАЛИЗАЦИЯ ПОЛОЖЕНИЯ ШАССИ;
- время

Включение системы САРПП-12К осуществляется автоматически и вручную.

Автоматическое включение системы происходит при частоте вращения коленчатого вала двигателя $\geq 40\%$ при подключении генератора к бортовой сети или от аккумуляторной батареи при необжатой стойке шасси.

Ручное включение системы происходит при включенной аккумуляторной батарее установкой выключателя «РУЧН. ВКЛ» в багажном отсеке самолета в положение «ВКЛ».

Работа системы контролируется по миганию светосигнализатора «РАБОТА САРПП» на правой панели приборной доски.

6.16. СИСТЕМА СИГНАЛИЗАЦИИ НЕВЫПУЩЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ ШАССИ

Система сигнализации невыпущенного положения шасси предназначена для предупреждения экипажа о невыпущенном или не полностью выпущенном положении шасси при помощи световой и звуковой сигнализации.

Световая сигнализация выполнена в виде светосигнализатора красного цвета **ВЫПУСТИ ШАССИ**, работающего в мигающем режиме и расположенного на приборной доске.

Звуковая сигнализация производится путем подачи прерывистого звукового сигнала в шлемофоны пилотов.

Для включения и проверки работоспособности системы необходимо:

— включить переключатель **АККУМ.—АЭР. ПИТ**, а также автоматы защиты сети **СИГН. ШАССИ** и **СПУ**;

— нажать кнопку **КОНТР. ЛАМП** — при этом должна включиться световая и звуковая сигнализация. При отпускании кнопки световая и звуковая сигнализация отключается.

Раздел 7

ПРИЛОЖЕНИЯ

7.1. РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ЗАГРУЗКЕ И ЦЕНТРОВКЕ

7.1.1. Расчет положения центра тяжести самолета

Формула для определения положения центра тяжести самолета в процентах САХ имеет вид:

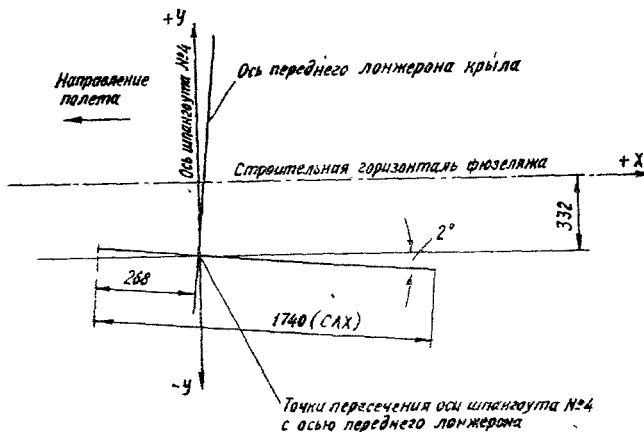
$$\bar{X}_{ц.т.} = \frac{268 \pm X - (332 \pm Y \pm 0,035X) \times 0,035}{1740} \times 100 (\% \text{ САХ}),$$

где X и Y — координаты центра тяжести самолета в миллиметрах.

В формуле: знаки (+) — соответствуют положительным координатам;

знаки (—) — отрицательным.

Положение САХ относительно системы координат: СГФ и оси шпангоута № 4 (оси переднего лонжерона крыла) приведено на рисунке:



7.1.2. Весовые и центровочные данные для полетов

	Количество членов экипажа, чел.	Учебно-тренировочный вариант		Вариант первоначального обучения		Перегоночный вариант	
		Вес, кг	Центровка, % САХ	Вес, кг	Центровка, % САХ	Вес, кг	Центровка, % САХ
На взлете: Шасси выпущено Шасси убрано	1	1490	20,3 20,9	1458	20,3 20,9	1498	20,8 21,4
		1391	19,4 20,0	1359	19,4 20,0	1359	19,4 20,0
		1570	20,0 20,6	1550	19,9 20,5	1590	20,4 21,0
На посадке: Шасси выпущено Шасси убрано	2	1471	19,1 19,7	1451	19,0 19,6	1451	19,1 19,7
		1650	22,5 23,0				
		1551	21,8 22,4				

Примечания: 1. Вес топлива на взлете для вариантов учебно-тренировочного и первоначального обучения 100 кг, для перегоночного варианта — 140 кг.

2. Вес масла на взлете для всех вариантов — 18 кг.

№ п/п	Колличество членов экипажа	Учебно-тренировочный вариант		Вариант первоначального обучения		Перегононый вариант	
		Масса, кг	Центровка, % САХ	Масса, кг	Центровка, % САХ	Масса, кг	Центровка, % САХ
1	2	4	5	6	7	8	9
4	На посадке:						
	Шасси выпущено	1480	21,1			1515	21,5
	Шасси убрано	1480	21,7			1515	22,1
	На взлете:						
		1650	24,2				
			24,8				
	На посадке:						
	Шасси выпущено	1560	23,7				
	Шасси убрано		24,2				

Примечания: 1. Масса топлива на взлете для вариантов учебно-тренировочного и первоначального обучения 100 кг, для перегононого варианта — 140 кг.

2. Масса масла на взлете для всех вариантов — 18 кг.

