Согласовано
И. о. начальника
Западно-Сибирского
МТУ ВТ Росавиации
_____В. В. Сороговец
«24» 06 2014 г.

РУКОВОДСТВО ПО ЛЁТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

самолёта Аэропракт-22Л

Идентификационный номер ЕЭВС.06.0507
Государственный и регистрационный знаки RA-0228G

Согласовано:
Руководитель Центра по сертификации
ЕЭВС АОН «АСЦ «СибНИА-ТЕСТ» _____И. А. Мосейкин
«05» мая 2014 г.

М.П.

Заявитель _____В. П. Зубков
«05» мая 2014 г.

г. Новосибирск

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

Издание подготовлено с использованием макропакета TEX Live 2009, разработанного TEX Users Group

Составители: С.В. Сапронов, В. В. Андрущенко, А.М. Масюков, М. А. Калаева, О. В. Куликова, Е.В. Макаренко

Редактор: И. Л. Кескевич

Версия документа 3.3
Дата изменения 2 мая 2014 г.

Содержание

1. Служебная информация **7**
1.1. Назначение РЛЭ 7
1.2. Обязанности держателя РЛЭ 8
1.3. Принятые символы и сокращения 9
1.4. Порядок внесения изменений 10
1.4.1. Система введения изменений 10
1.4.2. Система учёта изменений 10
1.5. Лист регистрации изменений 11

2. Общие сведения о самолёте **13**
2.1. Общий вид самолёта 13
2.2. Основные геометрические данные 14
2.2.1. Общие данные 14
2.2.2. Крыло 14
2.2.3. Оперение 14
2.3. Основные данные по массе 16
2.4. Основные лётные данные 17
2.5. Основные данные силовой установки 18
2.5.1. Основные данные двигателя 18
2.5.2. Основные данные воздушного винта 18

3. Общие эксплуатационные ограничения **19**
3.1. Общие ограничения условий эксплуатации 19
3.1.1. Условия эксплуатации и виды полётов 19
3.1.2. Высота полёта и температура воздуха 19
3.1.3. Предельный ветер 19
3.2. Состав экипажа и количество человек на борту 20
3.3. Общие лётные ограничения 21
3.3.1. Ограничения по массе и центровке 21
3.3.2. Ограничения по скорости 21
3.3.3. Допустимые перегрузки 22
3.3.4. Допустимые углы крена и тангажа 22
3.4. Ограничения по силовой установке 23

4. Подготовка к полёту **25**
4.1. Общие указания . . . 25
4.2. Расчёт потребного количества топлива . . . 26
4.3. Расчёт взлётной массы самолёта . . . 28
4.4. Техническая подготовка к полёту . . . 29
4.4.1. Подготовка самолёта . . . 29
4.4.2. Запуск двигателя . . . 35
4.4.3. Прогрев двигателя . . . 37
4.4.4. Опробование двигателя . . . 37

5. Подготовка к выруливанию и руление **39**

6. Выполнение полёта **41**
6.1. Взлёт . . . 41
6.2. Набор высоты . . . 42
6.3. Горизонтальный полёт . . . 43
6.4. Вираж . . . 44
6.5. Снижение . . . 45
6.6. Полёт по кругу . . . 46
6.7. Заход на посадку и посадка . . . 47
6.8. Уход на второй круг . . . 50
6.9. Особенности взлёта и посадки при боковом ветре . . . 51
6.10. Особенности руления, взлёта, полёта и посадки самолёта с лыжным шасси . . . 52
6.11. Характерные отклонения при посадке, их причины и порядок исправления . . . 53
6.11.1. Высокое выравнивание . . . 53
6.11.2. Взмывание . . . 54
6.11.3. Отделение самолёта от земли после приземления («козёл») . 55
6.11.4. Основные правила, исключающие появление отклонений на посадке . . . 56
6.12. Поведение самолёта на закритических углах атаки . . . 57
6.13. Неблагоприятные атмосферные условия . . . 58
6.14. Окончание полётов . . . 59

7. Особые случаи в полёте **61**
7.1. Отказ двигателя . . . 61

7.1.1. Отказ двигателя на разбеге 61
7.1.2. Отказ двигателя в наборе высоты до первого разворота . . . 61
7.1.3. Отказ двигателя в наборе высоты после первого разворота . 61
7.1.4. Отказ двигателя в полёте на высоте более 500 м 62
7.2. Непреднамеренный штопор 63
7.3. Падение давления масла в двигателе 64
7.4. Падение давления топлива 65
7.5. Тряска двигателя 66
7.6. Пожар 67
7.7. Отказ радиосвязи 68
7.8. Отказ генератора 69
7.9. Закупорка системы полного давления 70
7.10. Закупорка системы статического давления 71
7.11. Вынужденная посадка вне аэродрома 72

8. Эксплуатация систем и оборудования 73
8.1. Система управления самолётом 73
8.2. Силовая установка 74
8.2.1. Топливная система двигателя 74
8.2.2. Система охлаждения 74
8.2.3. Система смазки 75
8.2.4. Система зажигания 75
8.2.5. Режимы и параметры работы двигателя 76
8.3. Топливная система 77
8.4. Система торможения колёс 78
8.5. Система отопления 79
8.6. Авиационное и радиоэлектронное оборудование 80
8.6.1. Система электроснабжения 80
8.6.2. Прибор контроля работы двигателя FLYdat 80
8.6.2.1. Основные сведения 80
8.6.2.2. Нормальная эксплуатация 82
8.6.3. Радиостанция 83
8.6.4. Указатель температуры воздуха 84
8.6.5. Система полного и статического давления 85
8.6.6. Аварийный радиомаяк 85

9. Приложения **87**

9.1. Карты контрольных проверок 87

9.1.1. Общие указания 87

9.1.2. Содержание карты «Перед запуском двигателя» 87

9.1.3. Содержание карты «Перед выруливанием» 88

9.1.4. Содержание карты «На предварительном старте» 88

9.1.5. Содержание карты «На исполнительном старте» 88

9.1.6. Содержание карты «На высоте 50 м» 88

9.1.7. Содержание карты «После 3-го разворота» 89

9.1.8. Содержание карты «На стоянке» 89

9.2. Инструкция по заправке самолёта топливом 90

9.3. Приборная доска 91

1. Служебная информация

1.1. Назначение РЛЭ

Руководство по лётной эксплуатации (РЛЭ) самолёта Аэропракт-22Л является основным техническим документом, определяющим и регламентирующим конкретные правила лётной эксплуатации, технику и методику выполнения полёта с учётом особенностей его пилотирования во всех возможных условиях, соответствующих установленным для него лётным ограничениям.

Требования и указания РЛЭ являются обязательными при лётной эксплуатации самолёта Аэропракт-22Л.

1.2. Обязанности держателя РЛЭ

Держателями РЛЭ являются:

— на борту самолёта — владелец воздушного судна;

— в экипаже — командир воздушного судна.

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

1.3. Принятые символы и сокращения

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

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

1.4. Порядок внесения изменений

1.4.1. Система введения изменений

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

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

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

1.4.2. Система учёта изменений

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

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

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

1.5. Лист регистрации изменений

При поступлении новых листов, изменяющих или дополняющих РЛЭ, необходимо сделать соответствующую запись в данном Листе.

Рег. №	Номер раздела, подраздела, пункта	Номер страницы			Номер документа	Подпись	Дата
		измененной	новой	аннулированной			

2. Общие сведения о самолёте

2.1. Общий вид самолёта

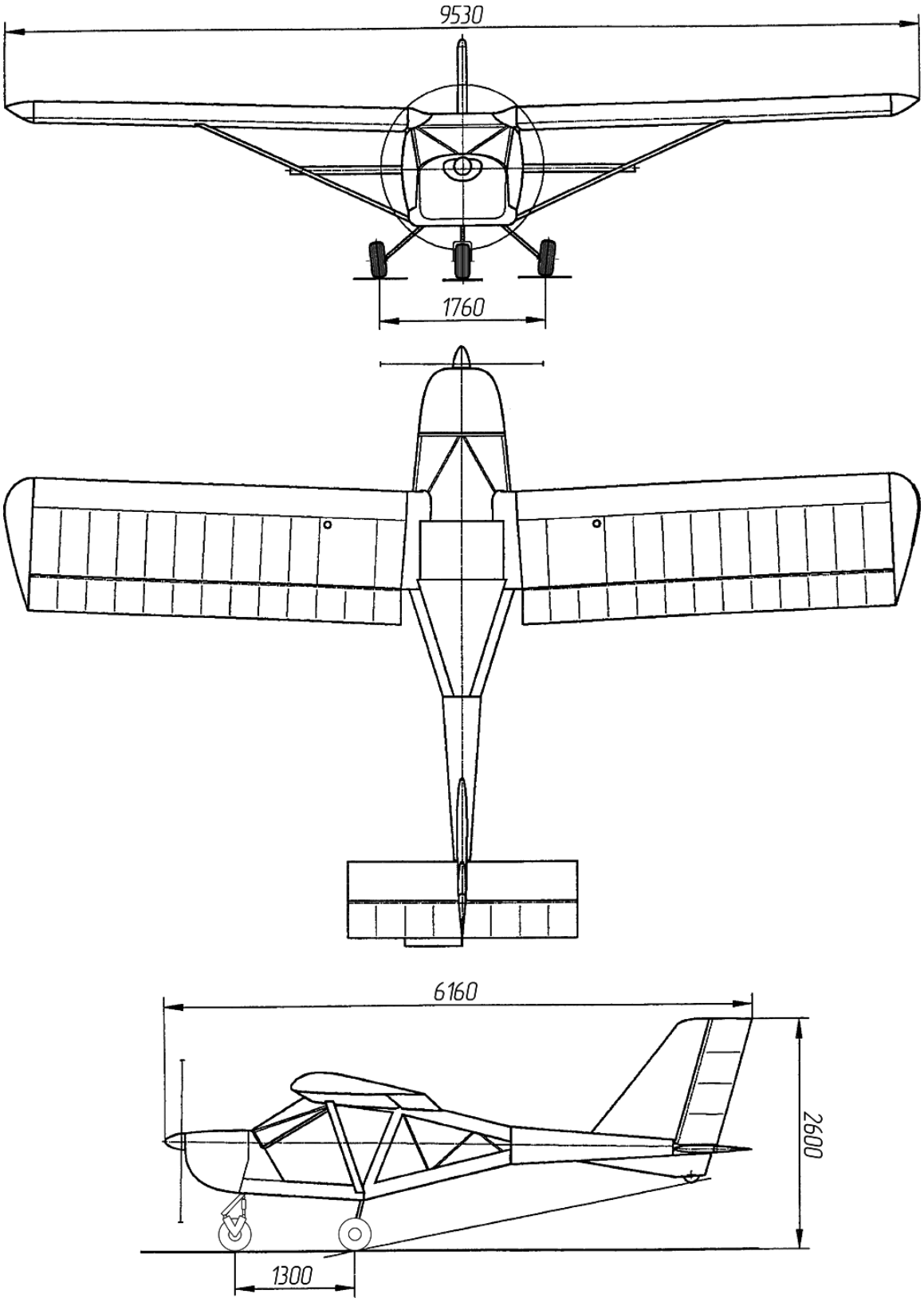

Рис. 1. Изображение самолёта в трёх проекциях

2.2. Основные геометрические данные

2.2.1. Общие данные

Длина самолёта, м 6,16
Высота самолёта, м 2,6
Колея шасси (по осям стоек), м 1,76
База шасси, м 1,3

2.2.2. Крыло

Размах крыла, м 9,53
Площадь крыла, м^2 12,28
Средняя аэродинамическая хорда, м 1,4
Угол поперечного V, град. 1,5
Угол стреловидности (по линии 1/4 хорд), град. ..... -2,54
Угол установки крыла (по САХ), град. 3
Геометрическая крутка крыла, град. 2,5
Углы отклонения флаперонов в режиме элеронов, град.:
- вверх 20
- вниз 13

Углы отклонения флаперонов в режиме закрылков, град.:
- закрылки убраны 0
- 1-е положение 10
- 2-е положение 20

2.2.3. Оперение

Размах горизонтального оперения, м 2,4
Площадь горизонтального оперения, м^2 1,92
Угол установки стабилизатора, град. 0
Высота вертикального оперения, м 1,55
Площадь вертикального оперения, м^2 1,75
Угол отклонения руля направления при нейтральном положении педалей, град. ..... +3 град. (вправо)
Углы отклонения руля высоты, град.:
- вверх 25
- вниз 20

Углы отклонения триммера руля высоты, град.:

- вверх 21
- вниз 22

Угол отклонения руля направления, град. ..... ± 25

2.3. Основные данные по массе

Максимальная взлётная масса, кг 600
Масса пустого самолёта, кг 312
Масса снаряжённого самолёта, кг 325

2.4. Основные лётные данные

Максимальная скорость полёта, км/ч 175
Скорость наибольшего угла набора, км/ч 90
Наивыгоднейшая скорость при наборе высоты, км/ч 100
Максимальное аэродинамическое качество самолёта (K)
при скорости полёта 100 км/ч 10
Практическая дальность полёта, км 725
Практическая продолжительность полёта, ч:мин 5:35
Длина разбега, м 50
Взлётная дистанция, м 250
Длина пробега, м 100
Посадочная дистанция, м 350

2.5. Основные данные силовой установки

2.5.1. Основные данные двигателя

Марка двигателя ..... Rotax 912 ULS-2

Тип двигателя ..... поршневой, четырехцилиндровый, оппозитный, смешанного охлаждения

Взлётная мощность двигателя при 5800 об/мин, л.с. 100

Номинальная мощность двигателя, л.с. 95

Масса двигателя, кг 58,3

Время перехода от режима малого газа до взлётного (приёмистость), с 3

Применяемое топливо .... автомобильный бензин с октановым числом не менее 95

2.5.2. Основные данные воздушного винта

Марка воздушного винта ..... KIEVPROP BB-263/1700

Тип винта ..... трёхлопастной, тянущий, регулируемого на земле шага

Диаметр винта, м 1,71

Направление вращения винта ..... Правое

3. Общие эксплуатационные ограничения

3.1. Общие ограничения условий эксплуатации

3.1.1. Условия эксплуатации и виды полётов

Самолёт Аэропракт-22Л допущен к выполнению полётов днём по правилам визуальных полётов. Запрещаются полёты в условиях обледенения, грозовой деятельности, ливневых осадков, града и снежных зарядов. Фигуры сложного, высшего пилотажа и преднамеренный штопор запрещены.

3.1.2. Высота полёта и температура воздуха

Максимально допустимая высота полёта, м 3000

Максимально допустимая высота полёта в течение не более 30 мин, м 4000

Температура воздуха у земли, °C .....-25–+35

3.1.3. Предельный ветер

Встречный, м/с 10

Боковая составляющая ветра под 90°, м/с 4

Попутный, м/с 2

3.2. Состав экипажа и количество человек на борту

Минимальный состав экипажа, чел ..... 1 (командир воздушного судна)
Максимальное количество человек на борту 2

3.3. Общие лётные ограничения

3.3.1. Ограничения по массе и центровке

Максимальная взлётная масса самолёта, кг 600
Максимальная посадочная масса самолёта, кг 600
Максимальная масса полезной нагрузки, кг 200
Максимальная масса груза в багажнике, кг 20
Эксплуатационные центровки, % САХ:
- предельно передняя 19
- предельно задняя 37

3.3.2. Ограничения по скорости

Максимально допустимая приборная скорость, км/ч 200
Максимально допустимая приборная скорость в турбулентной атмосфере ($\Delta n_y > \pm 1,0$) и при грубом пилотировании 150
Максимально допустимая приборная скорость при выпущенных закрылках, км/ч:
- $\delta_З = 10°$ 115
- $\delta_З = 20°$ 110

Минимально допустимая скорость при прямолинейном полёте, км/ч:
- с убранными закрылками 80
- с выпущенными закрылками 70

Скорость сваливания при максимальной взлётной массе в установившемся горизонтальном полёте и вираже указана в табл. 1.

Табл. 1. Скорость сваливания

Скорость сваливания	**Крен, °**				
	0	15	30	45	60
С убранными закрылками	75	76	79	90	105
С закрылками в положении 10°	70	71	75	82	95

3.3.3. Допустимые перегрузки

Максимально допустимая вертикальная перегрузка 3

Максимально допустимая отрицательная вертикальная перегрузка для двигателя .....- 0,5 в течение не более 5 с

3.3.4. Допустимые углы крена и тангажа

Максимально допустимый угол крена, град. 60

Максимально допустимый угол тангажа, град. 30

3.4. Ограничения по силовой установке

Максимально допустимые обороты двигателя, об/мин 5800

Время непрерывной работы двигателя на оборотах выше 5500 об/мин и на малом газе, мин ..... не более 5

Максимально допустимая температура головки третьего цилиндра, °С 135

Давление масла на входе в двигатель, бар:

- минимальное 2,0
- максимальное 5,0
- минимальное на режиме ниже 3500 об/мин 0,8
- максимальное при запуске холодного двигателя 7

Минимально допустимая температура масла для выхода на режим выше 2500 об/мин, °С 50

Максимально допустимая температура масла на входе в двигатель, °С 130

Максимально допустимая температура выхлопных газов, °С 880

Давление топлива на входе в карбюратор, бар:

- минимальное 0,15
- максимальное 0,4

4. Подготовка к полёту

4.1. Общие указания

Перед каждым полётом, независимо от его продолжительности, необходимо:

— изучить метеоусловия в пункте взлёта, посадки, по маршруту полёта и оценить возможность выполнения полёта;

— подать план на использование воздушного пространства;

— определить потребное количество топлива согласно подразделу 4.2;

— определить взлётную массу самолёта согласно подразделу 4.3;

— произвести предполётный осмотр самолёта и его оборудования согласно подразделу 4.4.1.

4.2. Расчёт потребного количества топлива

На рис. 2 приведён график зависимости часового расхода топлива от скорости горизонтального полёта на высоте 500 метров при условиях МСА.

Значения дальности и продолжительности полёта, приведённые в разделе 2.4, даны при условии выполнения полёта в штиль со скоростью 130 км/ч на высоте 500 м.

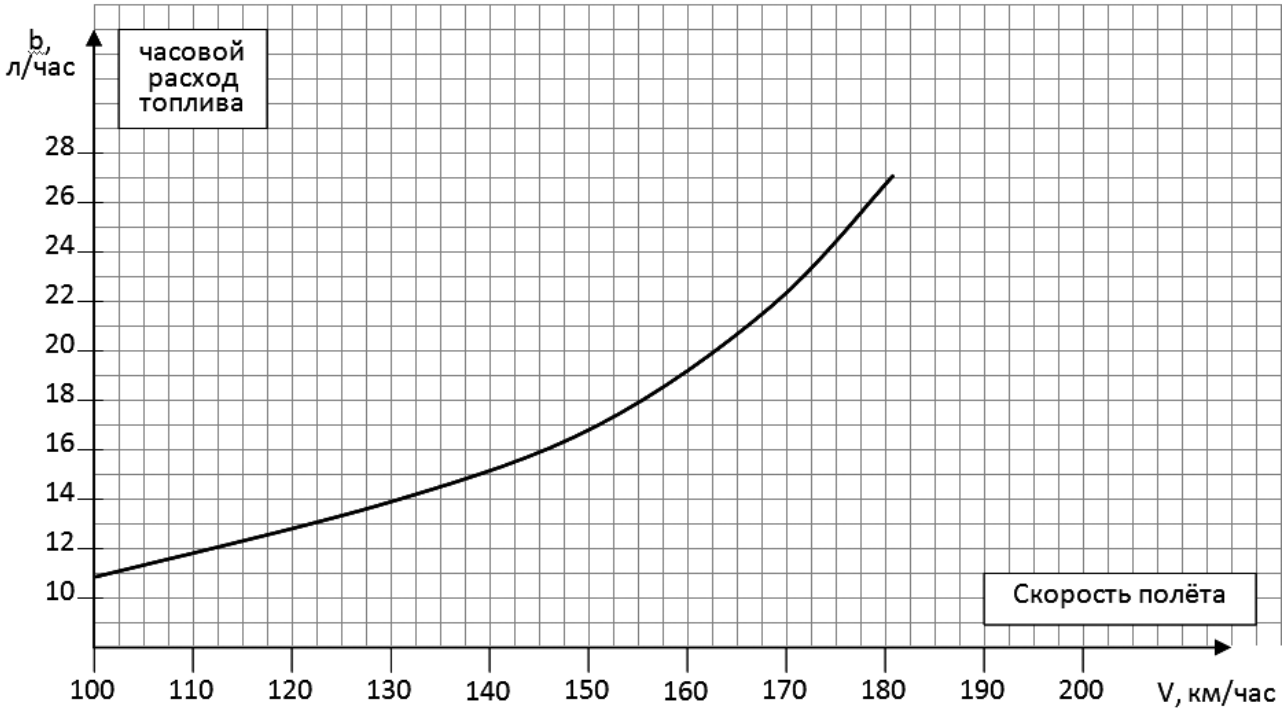

Рис. 2. Зависимость часового расхода топлива от скорости полёта

Потребное количество топлива на полёт определяется по следующей формуле:

$$Q = Q_{\text{пр}} + Q_{\text{рул}} + Q_{\text{взл}} + Q_{\text{пол}} + Q_{\text{рез}} + Q_{\text{но}},$$

где Q - Потребное количество топлива на полёт, л;

$Q_{\text{пр}}$ - запас топлива на запуск и прогрев двигателя, л;

$Q_{\text{рул}}$ - запас топлива на руление, л;

$Q_{\text{взл}}$ - запас топлива на взлёт и набор высоты, л;

$Q_{\text{пол}}$ - потребное количество топлива на полёт по маршруту, л;

$Q_{\text{рез}}$ - резервный запас топлива на 30 минут полёта, л;

$Q_{\text{но}}$ - невырабатываемый остаток топлива, л. $Q_{\text{но}} = 1$ л. для данного самолёта.

$$Q_{\text{пр}} + Q_{\text{рул}} + Q_{\text{взл}} + Q_{\text{но}} = 4 \text{ л. при наборе высоты 500 м;}$$

$$Q_{\text{пол}} = t_{\text{пол}} \times b,$$

где $t_{\text{пол}}$ - расчётное время полёта по маршруту, час;

b - часовой расход топлива при полёте на расчётной скорости, определяется из графика рис. 2.

$Q_{\text{рез}} = b \times 0.5$ - запас топлива на 30 минут полёта.

4.3. Расчёт взлётной массы самолёта

Масса самолёта определяется по следующей формуле:

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

где M - взлётная масса самолёта, кг;
$M_{\text{сн}}$ - масса снаряжённого самолёта, кг;
$M_{\text{эк}}$ - масса экипажа, кг;
$M_{\text{т}}$ - масса топлива, кг;
$M_{\text{баг}}$ - масса груза в багажнике, кг.
Масса снаряжённого самолёта указана в п. 2.3.
Масса топлива определяется по следующей формуле:

$$M_{\text{т}} = L \cdot 0,75,$$

где L - объём топлива в баках, л.

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

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

4.4. Техническая подготовка к полёту

4.4.1. Подготовка самолёта

В табл. 2 приведено описание работ по технической подготовке самолёта.

Буквами указаны подготовки:

А – предполётная;

Б – к повторному вылету;

В – послеполётная.

Знаком "+"указаны выполняемые работы.

На рис. 3 схематично изображён маршрут осмотра самолёта. Номера соответствуют табл. 2.

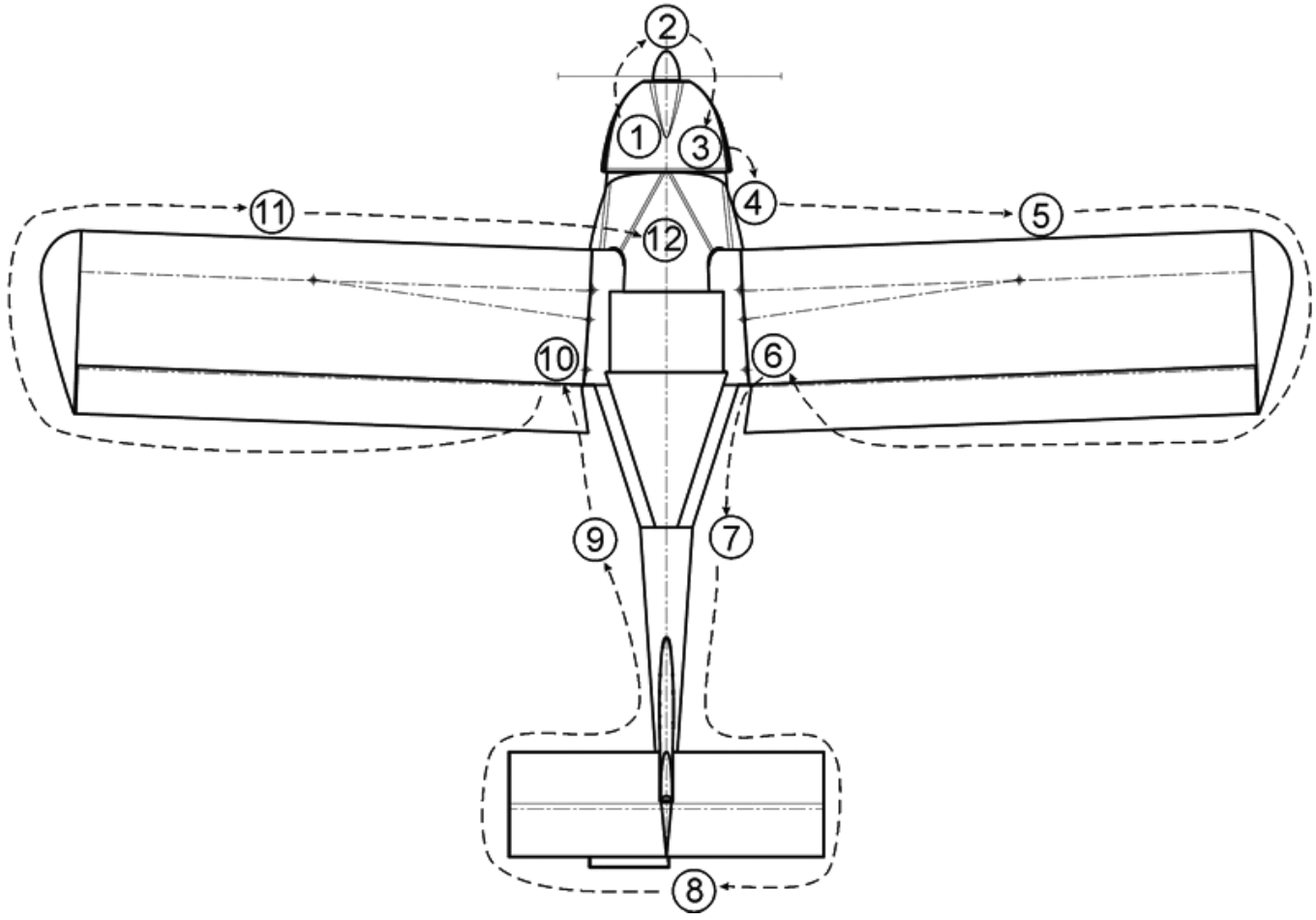

Рис. 3. Маршрут осмотра самолёта

Табл. 2. Техническая подготовка самолёта

Содержание работы	**А**	**Б**	**В**
Предварительные работы			
Расчехлить самолёт	+		
Очистить самолёт от пыли, грязи, а в зимнее время от снега, льда, инея	+		
Убедиться, что все потребители электроэнергии и контуры зажигания двигателя выключены	+	+	+
Установить на самолёт и подключить бортовой аккумулятор, если он был снят	+		
Слить отстой топлива из баков и убедиться в отсутствии в нём воды, кристаллов льда и механических примесей	+		
Отсоединить швартовочные фалы самолёта	+	+	
Снять верхний капот двигателя	+		
В случае необходимости подогреть двигатель	+		
Подготовка к полётам			
1. Отсек двигателя			
Осмотреть капоты двигателя и замки, убедиться в их исправности, отсутствии механических повреждений	+		
Проверить внешнее состояние двигателя; убедиться, что агрегаты закреплены; убедиться в отсутствии трещин, следов перегрева и вздутий лакокрасочного покрытия (ЛКП), коррозии, повреждений антикоррозийных покрытий	+		
Осмотреть узлы крепления двигателя, мотораму, убедиться, что двигатель закреплён на моторраме	+		
Осмотреть проводку управления двигателем; убедиться, что элементы системы управления закреплены, механические повреждения отсутствуют	+		
Осмотреть трубопроводы и шланги топливной, масляной систем и системы охлаждения; убедиться, что турбопроводы закреплены, герметичность их не нарушена	+		
Осмотреть редуктор на отсутствие подтекания масла	+		
Проверить внешнее состояние и крепление агрегатов маслосистемы; убедиться в отсутствии подтекания масла	+		
Проверить внешнее состояние, крепление агрегатов системы зажигания	+		

Продолжение табл. 2

Содержание работы	**А**	**Б**	**В**
Проверить внешнее состояние, крепление агрегатов системы обогрева	+		
Проверить внешнее состояние системы электроснабжения, чистоту генератора, крепление проводов и их отбортовки	+		
Осмотреть выхлопную систему двигателя; убедиться, что патрубки и глушитель закреплены; убедиться в целостности пружин крепления глушителя, отсутствии трещин и выбросов продуктов горения в местах соединения патрубков с двигателем, механических повреждений (особое внимание обратить на места сварных соединений)	+		
Проверить уровень масла в маслобаке, предварительно провернув воздушный винт до тех пор, пока всё масло не перекачается из двигателя в бак (будет слышен характерный звук из маслобака), но не менее двух-трёх оборотов; попутно убедиться в отсутствии посторонних шумов в двигателе и редукторе, люфта в зацеплении шестерён	+		
Проверить уровень жидкости в расширительном бачке системы охлаждения: уровень должен быть на нижней части заливной горловины	+		
Проверить уровень жидкости в переливном бачке системы охлаждения: уровень должен быть между рисками MIN и MAX	+		
Убедиться в отсутствии в отсеке двигателя посторонних предметов, пыли и грязи	+		
Установить верхний капот двигателя	+		
2. Воздушный винт			
Осмотреть кок, лопасти воздушного винта; убедиться в отсутствии повреждений лопастей, оковки	+	+	
3. Носовая стойка шасси			
Проверить внешнее состояние стойки, колеса и пневматика, его обжатие (20–30 мм); убедиться в наличии колпачка на зарядном клапане, в отсутствии механических повреждений, недопустимых люфтов, отсутствии зазоров в соединениях, наличии контровки, а также в отсутствии сдвига пневматика относительно барабана, порезов и истирания пневматика больше продольных проточек, коррозии и нарушения ЛКП, наличии уплотнительных колец на	+	+	

Продолжение табл. 2

Содержание работы	**А**	**Б**	**В**
подшипниках, целостности лыжи и тросов запрокидывания лыжи (в случае установки лыж)			
4. Фюзеляж снизу			
Проверить состояние наружной поверхности обшивки фюзеляжа, днища фюзеляжа, обратить особое внимание на зоны силовых элементов фюзеляжа; убедиться в отсутствии механических повреждений (разрушений, остаточной деформации), трещин, разрывов обшивки, коррозии и нарушения ЛКП, следов течи бензина и масла на нижней части капота	+	+	
5. Правая консоль крыла			
Проверить внешнее состояние, крепление зализов крыла, подкоса крыла и установку винтов по меткам; убедиться в отсутствии трещин и вмятин крыла, подтекания топлива по обшивке и в закрытии крышки заправочной горловины	+	+	
Проверить состояние узлов крепления консоли крыла к фюзеляжу	+	+	
Проверить состояние узлов крепления подкоса крыла	+	+	
Проверить внешнее состояние флаперона; убедиться, что он закреплён, вращается без заеданий, вмятины и механические повреждения отсутствуют	+	+	
Проверить состояние тканевой обшивки, убедиться в отсутствии порывов, следов деструкции и микробиологических повреждений (признаки гниения)	+	+	
Проверить соединение тяг управления флаперона	+	+	
6. Правая основная стойка шасси			
Проверить внешнее состояние рессоры, колеса и пневматика, его обжатие (20–30 мм); убедиться в наличии колпачка на зарядном клапане, в отсутствии механических повреждений, недопустимых люфтов, отсутствии зазоров в соединениях, наличии контровки, а также в отсутствии сдвига пневматика относительно барабана, порезов и истирания пневматика больше продольных проточек, коррозии и нарушения ЛКП, наличии уплотнительных колец на подшипниках, целостности лыжи и тросов запрокидывания лыжи (в случае установки лыж)	+	+	

Продолжение табл. 2

Содержание работы	**А**	**Б**	**В**
Проверить степень износа тормозных колодок и тормозного диска; убедиться в отсутствии течи тормозной жидкости	+	+	
7. Фюзеляж справа			
Проверить состояние наружной поверхности обшивки фюзеляжа, обратить особое внимание на зоны силовых элементов фюзеляжа; убедиться в отсутствии разрушений, остаточной деформации, трещин, разрывов обшивки, коррозии и нарушения ЛКП, целостности заклёпок	+	+	
Убедиться в отсутствии деформаций, механических повреждений тяг и качалок, а также наличии контровки на узлах крепления	+	+	
Проверить состояние остекления фюзеляжа	+	+	
Убедиться в отсутствии течи бензина из крана слива отстоя топлива, а также в наличии контровочной проволоки на нём	+	+	
8. Хвостовое оперение			
Проверить состояние обшивки стабилизатора, киля, руля высоты и руля направления, узлы крепления стабилизатора, шарниры руля высоты и руля направления; осмотреть крепления тросов управления к качалке руля направления и рычагу триммера и крепление тяги руля высоты; убедиться в исправности узлов навески рулей и триммера руля высоты, наличии контровки, лёгкости отклонения руля высоты, отсутствии механических повреждений	+	+	
9. Фюзеляж слева			
Проверить состояние фюзеляжа в порядке, аналогичном осмотру правой стороны	+	+	
Убедиться, что аккумуляторная батарея закреплена, её корпус не имеет повреждений, заклёпки на кронштейне крепления батареи не повреждены	+	+	
10. Левая основная стойка шасси			
Проверить состояние рессоры, пневматика и тормоза колеса в порядке, аналогичном осмотру правой стойки	+	+	
11. Левая консоль крыла			
Проверить состояние левой консоли крыла, флаперона и подкоса аналогично правой консоли крыла	+	+	

Продолжение табл. 2

Содержание работы	**А**	**Б**	**В**
Проверить снятие чехла с приёмника воздушного давления (ПВД), чистоту отверстий и крепление ПВД на подкосе	+	+	
12. Кабина			
Убедиться в отсутствии посторонних предметов в кабине	+	+	
Проверить наличие документов на самолёт, аптечки и огнетушителя, их крепление	+	+	
Осмотреть кресла пилотов, привязные ремни; убедиться, что кресла закреплены, замки привязных ремней исправны, кресла установлены по росту	+	+	
Осмотреть остекление кабины; убедиться в чистоте стёкол, в отсутствии трещин, «серебрения» и помутнения	+	+	
Проверить включение стояночного тормоза	+	+	
Убедиться в отсутствии заеданий, посторонних звуков, неравномерности движения, «проскакиваний» органов управления	+	+	
Убедиться, что рычаг управления закрылками фиксируется в первом и втором положении	+	+	
Рычаг управления двигателем (РУД) установить в положение МАЛЫЙ ГАЗ	+	+	
Убедиться, что стрелки указателя скорости, высотомера и вариометра установлены на «0»	+	+	
Проверить целостность остекления приборов, отсутствие запотевания	+	+	
Включить питание радиостанции, проверить установку частоты согласно заданию на полёт, проверить работоспособность радиостанции	+	+	
Проверить соответствие магнитного курса на компасе стояночному курсу с точностью $\pm 2^\circ$	+	+	
Проверить установку высотомера на «0» (Давление не должно отличаться от давления аэродрома более чем на 2 мм рт. ст.)	+	+	
На бортовых часах установить время, при необходимости завести	+		
Проверить заправку самолёта топливом согласно полётному заданию	+	+	
Проверить закрытие дверей кабины	+	+	
Заполнить бортовой журнал	+	+	

Продолжение табл. 2

Содержание работы	**А**	**Б**	**В**
Заключительные работы			
После завершения всех работ по осмотрам, проверкам и устранению неисправностей убедиться в правильности закрытий и восстановлении контровки соединений, сливных кранов; проверить закрытие капотов	+		+
Проверить по описи наличие инструмента; убедиться в отсутствии в самолёте посторонних предметов	+		+
Установить под колёса упорные колодки			+
Установить чехол на ПВД, заглушку на воздухозаборник карбюраторов			+
Пришвартовать самолёт, установить струбцины и при необходимости зачехлить его			+
Убрать от самолёта средства наземного обслуживания, очистить стоянку от посторонних предметов	+	+	+

4.4.2. Запуск двигателя

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

Перед запуском двигателя необходимо:

— снять швартовку и струбцины, или убедиться в их снятии;

— снять заглушки и чехлы, или убедиться в их снятии;

— застегнуть и затянуть привязные ремни;

— проверить рули, элероны, закрылки;

— открыть пожарные краны;

— включить массу аккумулятора;

— включить выключатели ГЛАВНЫЙ, ПРИБОРЫ, РАДИО;

— проверить исправность электро-, радио- и приборного оборудования;

— проверить дополнительный топливный насос, нажав на АЗС ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ТОПЛИВНЫЙ НАСОС и убедиться, что давление топлива возросло до давления не менее 0,3 бар; после проверки насос выключить, потянув АЗС «на себя»;

— проверить запас топлива;

— установить РУД на 0,5 см от упора МАЛЫЙ ГАЗ;

— включить стояночный тормоз, закрыв кран стояночного тормоза и нажав на рычаг ТОРМОЗ;

— если температура масла в двигателе меньше 50 °C, включить обогатитель карбюраторов рычагом ОБОГАТИТЕЛЬ;

— выключить обогрев карбюраторов;

— убедиться, что перед самолётом свободно.

Контроль подготовки к запуску производить с чтением раздела **«Перед запуском двигателя»** карты контрольных проверок, приведённой в подразделе 9.1.

Далее дать команду «От винта» и повернуть ключ в положение START. Работа стартера не должна превышать 10 с. Как только двигатель заработает устойчиво, установить частоту вращения коленчатого вала 2500 об/мин, выключить обогатитель карбюраторов, после чего частота вращения коленчатого вала упадёт примерно до 2000 об/мин.

Необходимо немедленно останавливать двигатель установкой ключа зажигания в положение OFF в следующих случаях:

— в случае недостижения давления масла (OIL PRESS) 1,5–5 кгс/см^2 (в зависимости от температуры и сорта масла) после запуска двигателя в течение 10 секунд;

— при срыве колёс шасси с упорных колодок;

— при возникновении пожара на ЛА или двигателе;

— при появлении дыма в кабине;

— при самопроизвольном увеличении оборотов двигателя с тенденцией превышения максимально допустимых оборотов;

— при появлении тряски или ненормального шума в работе двигателя;

— при поступлении команды от лица, обеспечивающего запуск и наблюдающего за обстановкой при опробовании двигателя.

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

4.4.3. Прогрев двигателя

Прогрев двигателя производится при оборотах двигателя 2000 об/мин в течение двух минут, после этого при оборотах 2500 об/мин. Двигатель считается прогретым, когда температура масла на входе в двигатель достигнет 50 °C и на дисплее FLYdat появится надпись ENGINE READY.

4.4.4. Опробование двигателя

Опробование двигателя выполняется один раз в день перед началом полётов, а также после технического обслуживания двигателя.

Опробование двигателя производить только при установленных тормозных колодках под колёсами (лыжами) основных стоек шасси.

График опробования двигателя представлен на рис. 4.

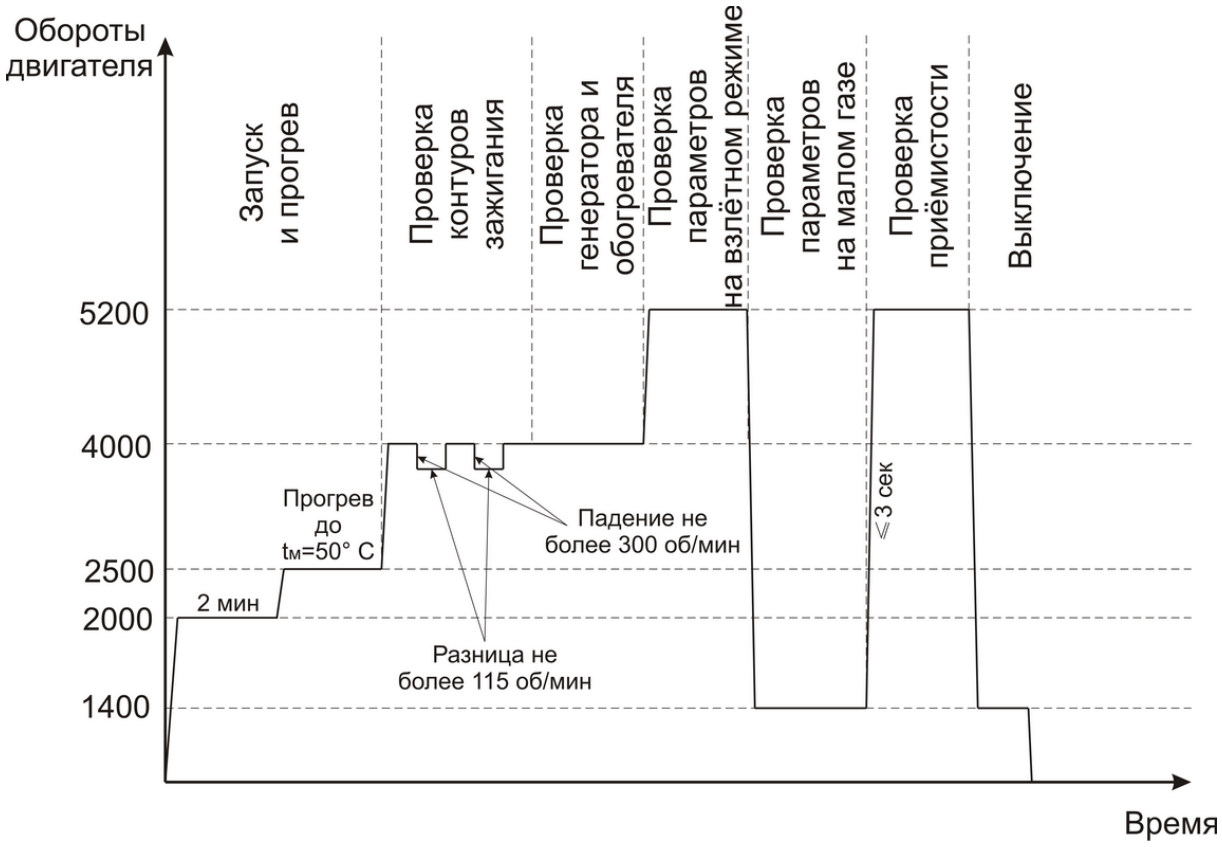

Рис. 4. График опробования двигателя

1) Проверка работы контуров зажигания.

   Рычагом управления двигателем установить обороты двигателя 4000 об/мин. Выключить на 15–20 с один контур зажигания и оценить падение оборотов двигателя (падение оборотов не должно превышать 300 об/мин). Включить на 20–30 с оба контура, обороты должны восстано-

виться до первоначальных.

Произвести аналогичную проверку при выключении второго контура зажигания. Разница оборотов двигателя при работе на разных контурах не должна превышать 115 об/мин.

2) Проверка работы генератора и подогревателя воздуха на входе в карбюратор.

   Напряжение по вольтметру должно быть не менее 13 В.

   Ручкой управления обогревом карбюраторов включить на 10–15 с подогрев воздуха. Убедившись в росте температуры воздуха, выключить обогрев.

3) Проверка работы двигателя на взлётном режиме.

   Плавно установить РУД в положение взлётного режима. При этом показания приборов должны соответствовать параметрам, указанным в табл. 3. Двигатель должен работать устойчиво и без тряски.

   Примечание. Во избежание перегрева двигателя из-за недостаточного обдува воздухом не допускать длительной работы двигателя на взлётном режиме.

4) Проверка работы двигателя на малом газе.

   Установить РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ. При этом показания приборов должны соответствовать параметрам, указанным в табл. 3.

5) Проверка приёмистости двигателя.

   Перевести РУД из положения МАЛЫЙ ГАЗ за 2–3 с в положение взлётного режима. При этом двигатель должен выходить на взлётный режим плавно, без перебоев, за время не более 3 с.

5. Подготовка к выруливанию и руление

Убедиться в нормальной работе двигателя.

Перед выруливанием необходимо:

— убедиться, что напряжение генератора не менее 13 В;

— убедиться, что параметры двигателя в норме;

— установить на барометрической шкале высотомера давление согласно заданию на полёт;

— убедиться, что впереди самолёта свободно;

— убедиться, что обогатитель карбюраторов выключен;

— включить рулёжную фару тумблером ФАРА.

Контроль подготовки к выруливанию производить с чтением раздела **«Перед выруливанием»** карты контрольных проверок, приведённой в подразделе 9.1.

Перевести рычаг СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗН. КРАН в положение ОТКР и плавно увеличить обороты двигателя настолько, чтобы самолёт сдвинулся с места. Кратковременно нажимая рычаг торможения, убедиться в исправности тормозов.

Руление выполнять со скоростью 7–10 км/ч, регулируя скорость плавным изменением оборотов двигателя, при необходимости использовать тормоза. Во избежание капотирования торможение производить плавно, не допуская попадания колёс в «юз». Руление при боковом ветре свыше 2 м/с производить на пониженной скорости, учитывая, что самолёт имеет тенденцию разворачиваться навстречу ветру.

На предварительном старте необходимо:

— выпустить закрылки во взлётное положение (10°);

— рычаг управления триммером установить в нейтральное положение;

— включить дополнительный топливный насос, нажав на АЗС ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ТОПЛИВНЫЙ НАСОС;

— убедиться, нет ли препятствий на взлётной полосе и самолётов, заходящих на посадку после четвертого разворота или уходящих на второй круг.

Контроль вышеприведённых процедур производить с чтением раздела **«На предварительном старте»** карты контрольных проверок, приведённой в подразделе 9.1.

Вырулить на взлётно-посадочную полосу (ВПП), прорулить 5–10 м по линии взлёта для установки колеса передней опоры по направлению разбега и полностью затормозить самолёт.

На исполнительном старте необходимо:

— проверить лёгкость отклонения руля высоты и элеронов, отклонив штурвал в крайние положения «от себя»,«на себя», вправо и влево;

— убедиться, что пожарные краны открыты;

— проверить работу тормозов; самолёт должен удерживаться на месте с заторможенными колёсами при работе двигателя на взлётном режиме.

Примечание. Во время эксплуатации самолёта на лыжном шасси проверку не выполнять в связи с отсутствием тормозов.

Контроль вышеуказанных процедур выполнять с чтением раздела **«На исполнительном старте»** карты контрольных проверок, приведённой в подразделе 9.1.

6. Выполнение полёта

6.1. Взлёт

Убедившись в отсутствии препятствий в направлении взлёта и в воздухе до 1-го разворота, а также в устойчивой работе двигателя плавно увеличить обороты до взлётных (5200 об/мин) и растормозить колёса.

В начале разбега штурвал держать в нейтральном положении. На разбеге самолёт имеет выраженную тенденцию к уходу влево, которую необходимо парировать правой педалью, удерживая самолёт на линии взлёта.

На скорости 40 км/ч плавным отклонением штурвала «на себя» поднять нос самолёта и зафиксировать его во взлётном положении.

При достижении скорости отрыва самолёт плавно отделяется от земли. Выдерживание самолёта выполнять с плавным отходом от земли с таким расчётом, чтобы на высоте 1–2 м скорость полёта достигла 100 км/ч. После этого перевести самолёт в набор высоты с углом набора, обеспечивающим скорость 100 км/ч.

Взлёт можно производить и без использования закрылков, при этом несколько увеличивается скорость отрыва и взлётная дистанция. При выборе положения закрылков необходимо учитывать скорость встречного ветра. При встречном ветре 8 м/сек и более выпускать закрылки НЕЦЕЛЕСООБРАЗНО.

В процессе набора высоты самолёт имеет постоянную незначительную тенденцию к скольжению вправо, которую нужно парировать правой педалью.

На высоте не менее 50 м над рельефом местности плавно убрать закрылки, выключить рулёжную фару тумблером ФАРА, установить номинальный режим работы двигателя и снять усилия на штурвале триммером.

Примечание. При уборке закрылков возникает кабрирующий момент, приводящий к увеличению угла набора и потере скорости. Это стремление необходимо парировать штурвалом, сохраняя прежний угол набора.

6.2. Набор высоты

Набор высоты следует производить на номинальном режиме работы двигателя на скорости 100 км/ч. При полёте в турбулентной атмосфере скорость следует повысить на 10 км/ч.

На высоте не менее 150 метров выключить дополнительный топливный насос, потянув АЗС ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ТОПЛИВНЫЙ НАСОС «на себя».

Если в наборе высоты температурный режим двигателя превышает допустимые пределы, указанные в табл. 3, необходимо перевести самолёт в горизонтальный полёт и установить скорость 130 км/ч, уменьшив режим работы двигателя.

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

6.3. Горизонтальный полёт

Горизонтальный полёт разрешается выполнять на скоростях 100–200 км/ч на любом режиме работы двигателя. В турбулентной атмосфере и при грубом пилотировании скорость ограничена 110–150 км/ч согласно подразделу 3.3. Длительный горизонтальный полёт рекомендуется выполнять на скоростях до 150 км/ч, так как при дальнейшем увеличении скорости начинает существенно снижаться топливная экономичность самолёта.

РУДом выставить обороты, соответствующие требуемой скорости. Следить за тем, чтобы вариометр показывал околонулевое значение вертикальной скорости. Штурвалом выдерживать нужное положение капота самолёта относительно горизонта для сохранения высоты, изменяя это положение в небольших пределах для коррекции показаний вариометра в нужную сторону и выдерживания высоты в заданном диапазоне.

При термической турбулентности требуется активная работа штурвалом и РУДом для сохранения высоты и скорости в заданных пределах.

Количество топлива в полёте контролировать по топливомерам. Для исключения накапливания разницы уровней топлива в баках, выполнять полёт без скольжения, так как оно приводит к перетеканию топлива в бак по направлению скольжения либо к неравномерной выработке топлива.

6.4. Вираж

На самолёте разрешается выполнять виражи и развороты с креном не более 60°.

Перед вводом самолёта в вираж установить скорость не менее 130 км/ч и наметить ориентир по курсу.

После этого плавным координированным движением штурвала и педалей ввести самолёт в вираж, контролируя положение капота самолёта относительно линии горизонта. Как только крен и угловая скорость достигнут заданной величины, необходимо зафиксировать крен небольшим отклонением штурвала в сторону, противоположную крену, педали вернуть к нейтрали, контролируя отсутствие скольжения и продолжить вираж.

В процессе виража поддерживать постоянную скорость изменением режима работы двигателя, штурвалом сохраняя крен и положение капота самолёта относительно горизонта. При правом вираже самолёт имеет тенденцию к поднятию капота относительно горизонта, при левом - к опусканию.

За 20–30° до намеченного ориентира координированными движениями штурвала и педалей в сторону, обратную развороту самолёта, начать вывод из виража. После вывода самолёта в горизонтальный полёт поставить рычаги управления в нейтральное положение.

При выполнении виража с креном более 30° дополнительно увеличить обороты двигателя на величину тем большую, чем больший крен будет создан. Когда крен достигнет величины 30° и более, дополнительно отклонить штурвал «на себя» для предотвращения опускания носа самолёта. Вывод из виража начинать за 30–45° до намеченного ориентира, исходя из имеющегося крена. При выводе из виража дополнительно отклонить штурвал «от себя» для предотвращения задирания носа самолёта и убрать обороты до исходных.

Примечание. При выполнении виража с большим креном, учитывать, что **скорость сваливания самолёта в этом режиме увеличивается** (см. табл. 1).

6.5. Снижение

Снижение разрешается выполнять на скоростях 100–200 км/ч. В турбулентной атмосфере и при грубом пилотировании скорость ограничена согласно подразделу 3.3. При снижении включить подогрев воздуха на входе в карбюраторы. Если снижение будет производиться до высоты ниже 150 м, включить дополнительный топливный насос, нажав на АЗС ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ТОПЛИВНЫЙ НАСОС. Следить за температурным режимом двигателя, не допускать уменьшения температуры масла ниже 50 °C.

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

6.6. Полёт по кругу

После взлёта в наборе высоты на высоте 150 м наметить ориентир в сторону разворота на удалении 2 км и выполнить первый разворот с креном 30°. Линия пути самолёта после первого разворота должна быть перпендикулярна курсу взлёта (оси ВПП). Сохранять режим набора до высоты круга.

Набрав высоту круга, перевести самолёт в горизонтальный полёт и установить скорость полёта 130 км/ч, уменьшив режим работы двигателя до крейсерского.

На удалении от створа ВПП около 2 км выполнить второй разворот с креном 30° над намеченным ориентиром.

Полёт от второго к третьему развороту выполнять на высоте круга со скоростью 130 км/ч с курсом, обратным посадочному, с учётом угла сноса (параллельно оси ВПП).

6.7. Заход на посадку и посадка

Построение захода на посадку начинается после третьего разворота.

Третий разворот при полёте по кругу выполнять, когда угол между линией пути самолёта и линией визирования на посадочные знаки будет равен 45° и расстояние до знаков примерно 3 км. Разворот выполнять на скорости 130 км/ч на угол 100–110° с креном 30°.

После выполнения третьего разворота убрать обороты примерно до 3000 об/мин, установить скорость 100–110 км/ч, выпустить закрылки в положение 10° и перевести самолёт на снижение, при необходимости изменить обороты для сохранения скорости в указанном диапазоне. Затем включить подогрев воздуха на входе в карбюраторы, установить триммер в положение КАБРИР, включить рулёжную фару тумблером ФАРА и дополнительный топливный насос, нажав на АЗС ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ТОПЛИВНЫЙ НАСОС. При ветре 8 м/с и более закрылки не выпускать, установить скорость 110–125 км/ч.

Снижение производить с таким расчётом, чтобы высота полёта перед вводом в четвертый разворот составляла 200 м, угол снижения корректировать штурвалом, оборотами двигателя при этом сохранять скорость в установленном диапазоне.

Ввод в четвёртый разворот начинать в момент, когда угол между линией визирования на посадочные знаки и осью ВПП будет составлять 15°–20°.

Разворот выполнять со снижением, с креном не более 30° не допуская скольжения в наружную сторону разворота и потери скорости, корректируя точность выхода в створ ВПП изменением крена.

После выхода самолёта из четвертого разворота:

— при ветре до 5 м/с установить скорость 100 км/ч и выпустить закрылки в положение 20°, либо закрылки оставить в положении 10° и сохранять скорость 100–110 км/ч;

— при ветре 5–8 м/с закрылки оставить в положении 10° и сохранять скорость 100–110 км/ч;

— при ветре 8 м/с и более закрылки не выпускать, сохранять скорость 110–125 км/ч.

Продолжить снижение в точку начала выравнивания.

На прямой контролировать скорость и выдерживать её изменением оборотов двигателя.

Контролировать отсутствие ухода выше или ниже глиссады. При необходимости корректировать угол снижения отклонением штурвала, при этом, изме-

нением оборотов компенсировать стремление самолёта изменить скорость.

Контролировать положение самолёта в створе ВПП, боковые уклонения устранять небольшими доворотами.

На высоте 30 м убедиться, что полоса свободна, убедиться в точности захода на посадку, проконтролировать скорость. Далее следить за расстоянием до земли, отсутствием крена и бокового уклонения.

На высоте 5– 6 м проконтролировать скорость, перевести взгляд влево под углом около 15° и вперёд на 15–20 м и плавным движением штурвала «на себя» начать выравнивание самолёта, одновременно плавно уменьшать режим работы двигателя с таким расчётом, чтобы к концу выравнивания РУД был установлен в положение МАЛЫЙ ГАЗ.

В процессе выравнивания взгляд должен скользить по земле, контролируя скорость приближения к земле и оставшееся до земли расстояние. Темп движения штурвала должен быть таким, чтобы самолёт к окончанию выравнивания плавно погасил вертикальную скорость почти до нуля и оказался на высоте 0,5 м. Так же контролировать отсутствие крена и положение продольной оси самолёта вдоль оси ВПП.

Выдерживание производить с постепенным снижением, не допуская кренов, одновременно создавая самолёту посадочное положение с таким расчётом, чтобы приземление произвести на основные стойки шасси без парашютирования, не допуская бокового удара шасси.

Примечание. Закрылки в положении 20° создают значительный пикирующий момент, поэтому требуется на выдерживании отклонить штурвал «на себя» полностью. При других положениях закрылков пикирующий момент ослаблен или отсутствует и ход штурвала «на себя» значительно меньше.

Педалями поставить продольную ось самолёта параллельно оси ВПП и штурвалом убрать крен, если он возник.

В момент приземления самолёт имеет тенденцию к опусканию носа, что может привести к удару передней стойкой шасси о землю. Движением штурвала «на себя» поддержать нос самолёта, затем плавно опустить переднюю стойку шасси. После опускания носовой стойки шасси поставить штурвал нейтрально и применить тормоз, не допуская попадания колёс в «юз».

Примечание. При посадке на искуственную ВПП в момент приземления необходимо быть готовым к парированию разворачивающего момента влево.

При взлёте «конвейером» после опускания передней стойки шасси необходимо:

— установить закрылки во взлётное положение;

— поставить триммер в нейтральное положение;

— выключить подогрев карбюратора;

— перевести РУД во взлётное положение и далее действовать согласно разделу 6.1.

После окончания пробега убрать закрылки и освободить ВПП.

6.8. Уход на второй круг

Уход на второй круг производится, если не обеспечивается безопасность посадки, или по команде диспетчера.

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

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

— увеличить режим работы двигателя до взлётного за 2–3 с;

— на скорости не менее 100 км/час перевести самолёт в набор высоты;

— далее действовать согласно подразделам 6.1 и 6.6.

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

— не отрывая взгляда от земли и продолжая выполнять посадку, увеличить режим работы двигателя до взлётного за 2–3 с;

— на скорости не менее 100 км/час перевести самолёт в набор высоты;

— далее действовать согласно подразделам 6.1 и 6.6.

Примечание. При переводе на взлётный режим у самолёта появляется кабрирующий момент, который необходимо парировать движением штурвала «от себя», не давая самолёту перейти в набор высоты на малой скорости.

6.9. Особенности взлёта и посадки при боковом ветре

Внимание! Взлёт и посадку при боковой составляющей скорости ветра под углом 90° к оси ВПП более 4 м/с производить ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

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

На разбеге кренящее воздействие бокового ветра парировать отклонением штурвала в сторону против ветра. По мере нарастания скорости движения самолёта и увеличения эффективности элеронов штурвал постепенно возвращать к нейтральному положению. Стремление самолёта развернуться против ветра парировать педалями.

После отрыва и в наборе высоты снос самолёта парировать изменением курса на величину угла сноса.

После четвёртого разворота на прямой снос самолёта также парировать упреждением на ветер. Перед касанием совместить продольную ось самолёта с осью ВПП, не допуская крена.

Примечание. При боковой составляющей 1–2 м/с снос самолёта можно компенсировать небольшим постоянным скольжением против сноса, выдерживая педалями продольную ось самолёта по створу ВПП. На выдерживании перед касанием плавно убрать крен, педалями сохраняя направление.

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

При наличии бокового ветра более 2 м/с взлёт и посадку рекомендуется выполнять с убранными закрылками. При боковой составляющей 3–4 м/с взлёт производить без закрылков.

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

Лыжи, устанавливаемые на самолёт вместо колес, позволяют производить руление и полёты с заснеженных ВПП. Лыжное шасси самолёта тормозами не оборудовано.

Управляемость самолёта на рулении удовлетворительная. Радиус разворота зависит от состояния снежного покрова: при рыхлом снеге он больше, чем при твёрдом.

Из-за реакции от винта самолёт выполняет правые развороты хуже, чем левые. Вблизи препятствий необходимо рулить осторожно, так как самолёт может продолжать движение по инерции.

Руление при боковом ветре следует производить на малой скорости. Самолёт на рулении имеет тенденцию к юзу. При ветре более 6 м/с руление выполнять с большей осторожностью.

При температуре наружного воздуха выше -5 °C руление производить без остановок, во избежание примерзания лыж.

Взлёт самолёта с лыжным шасси при хорошем скольжении особенностей не имеет. При температуре воздуха около 0 °C лыжи имеют повышенное сопротивление, удлинняя дистанцию разбега и создавая пикирующий момент, требующий более активного отклонения штурвала «на себя» для поднятия передней стойки шасси.

В полёте самолёт с лыжным шасси особенностей не имеет.

На посадке из за отсутствия тормозов самолёт имеет увеличенную дистанцию пробега. Кроме того, на пробеге при боковом ветре самолёт имеет выраженную тенденцию к юзу по ветру, приводящему к уходу с оси ВПП. Эту тенденцию необходимо парировать упреждением на ветер в процессе пробега.

6.11. Характерные отклонения при посадке, их причины и порядок исправления

6.11.1. Высокое выравнивание

Причинами высокого выравнивания могут быть:

— неправильное определение расстояния до земли;

— неправильное направление взгляда на посадке;

— стремление быстрее посадить самолёт без учёта высоты и скорости полёта (при расчёте с перелётом);

— излишняя осторожность (нет достаточной уверенности в точном определении расстояния до земли).

Порядок исправления высокого выравнивания:

— если выравнивание начато слишком высоко, необходимо задержать движение штурвала «на себя», дать самолёту снизиться до высоты 5–6 м, а затем продолжить выравнивание с таким расчётом, чтобы закончить его на высоте 0,5 м, после этого выполнить выдерживание и произвести нормальное приземление на два основных колеса;

— в случае, если выравнивание закончено высоко (на высоте до двух метров), необходимо задержать штурвал, снизиться до высоты 0,5 м, а затем выполнить выдерживание и произвести нормальное приземление на два основных колеса; при необходимости, немного увеличить режим работы двигателя для предотвращения жёсткого приземления, после касания убрать обороты;

— если выравнивание закончено на высоте более двух метров, необходимо, не отводя взгляда от земли, установить двигателю взлётный режим и, сохраняя направление полёта, уйти на второй круг согласно подразделу 6.8.

6.11.2. Взмывание

Причинами взмывания могут быть:

— большая скорость планирования (особенно при расчёте с перелётом);

— поздний перенос взгляда на землю;

— неправильное направление взгляда;

— отвлечение взгляда от земли;

— неполная уборка РУДа на выдерживании;

— резкие движения штурвалом;

— позднее начало выравнивания, вследствие чего выравнивание производится одним энергичным движением штурвала «на себя».

Для исправления взмывания необходимо небольшим плавным движением штурвала «от себя» остановить уход от земли, затем:

— если допущено взмывание самолёта менее 3 м, необходимо задержать движение штурвала до появления снижения, после этого немного увеличить режим работы двигателя для предотвращения дальнейшей потери скорости и продолжить выравнивание со снижением до 0,5 м, выполнить выдерживание, произвести нормальное приземление на два основных колеса и вновь убрать обороты. При небольшом взмывании потеря скорости может быть незначительной, в этом случае увеличения оборотов может не потребоваться;

— если взмывание своевременно не прекращено, и самолёт взмыл на высоту более 3 м, необходимо, не отрывая взгляда от земли, удерживать самолёт от сваливания на крыло, продолжать выполнять посадку, одновременно с этим плавно увеличить режим работы двигателя до взлётного и уйти на второй круг согласно подразделу 6.8.

6.11.3. Отделение самолёта от земли после приземления («козёл»)

Причинами отделения самолёта от земли после приземления могут быть:

— неправильное направление взгляда или отвлечение взгляда от земли;

— низкое выдерживание самолёта;

— подвод самолёта к земле на повышенной скорости (при расчёте с перелетом) с первоначальным касанием ВПП передней стойкой шасси;

— чрезмерные и излишне энергичные движения штурвалом «от себя» при исправлении взмывания (приземление на переднюю стойку шасси);

— резкое движение штурвалом «на себя» в момент приземления;

— грубое приземление на «три точки».

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

Порядок исправления скоростного козла:

— штурвалом поставить и зафиксировать капот самолёта в положении горизонтального полёта;

— когда по мере потери скорости самолёт начнёт снижаться, продолжить выравнивание, выдерживание и произвести нормальное приземление на два основных колеса.

Особую опасность представляет нескоростной «козёл», так как из-за малой скорости уменьшается эффективность рулей, самолёт снижается с большей вертикальной скоростью.

Порядок исправления нескоростного козла:

— при отходе самолёта на высоту до 1,5 м штурвалом задержать нос самолёта в том положении, в котором он оказался в этот момент, увеличить режим работы двигателя для предотвращения быстрой потери скорости, затем, по мере снижения, соразмерным движением штурвала «на себя» создать самолёту нормальное посадочное положение на высоте 0,5 м и произвести приземление на два основных колеса;

— при отходе самолёта на высоту более 1,5 м необходимо, не отвлекая взгляда от земли, продолжать выполнять посадку, одновременно с этим плавно увеличить режим работы двигателя до взлётного и произвести уход на второй круг согласно п. 6.8.

Примечание. При исправлении «козлов» следует избегать отклонения штурвала «от себя», что может привести к появлению прогрессирующего «козла».

6.11.4. Основные правила, исключающие появление отклонений на посадке

1) во всех случаях изменения положения самолёта не отрывать взгляда от земли;
2) не допускать резких движений штурвалом;
3) при снижении самолёта штурвал добирать «на себя» соразмерно приближению самолёта к земле с таким расчётом, чтобы приземление произошло мягко на два основных колеса с приподнятым носовым колесом.

6.12. Поведение самолёта на закритических углах атаки

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

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

При уменьшении скорости полёта с вертикальной перегрузкой $n_y = 1$ (двигатель на режиме МАЛЫЙ ГАЗ) сваливание происходит, как правило, на левое полукрыло с одновременным опусканием носа при почти полностью отклонённом штурвале «на себя».

При уменьшении скорости полёта на номинальном режиме работы двигателя из-за влияния обдувки крыла и оперения сваливание происходит на меньшей скорости при меньшем отклонении штурвала. Поведение самолёта при этом практически такое же, как и при работе двигателя на режиме МАЛЫЙ ГАЗ.

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

При нейтральных педалях тенденции перехода в штопор при сваливании самолёт не имеет, эффективность управления сохраняется вплоть до сваливания.

В случае сваливания при нажатой педали на величину более половины хода самолёт имеет тенденцию к последующему переходу в штопор. **Преднамеренный штопор выполнять запрещено.**

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

Вес самолёта влияет на поведение самолёта при сваливании. Чем больший текущий вес имеет самолёт (в зависимости от количества пилотов и их веса, а также веса топлива), тем на большей скорости и более энергично происходит сваливание.

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

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

Во всех случаях при отклонении штурвала «от себя» самолёт выходит из режима сваливания, потеря высоты при выводе составляет 30–80 м в зависимости от конфигурации самолёта и режима работы двигателя.

6.13. Неблагоприятные атмосферные условия

Необходимо своевременно предотвращать полёт в неблагоприятных атмосферных условиях. Немедленно выходить из опасной зоны.

В условиях сильной турбулентности атмосферы ($\Delta n_y > \pm 1,0$) не снижаться ниже 100 м, развороты выполнять с креном не более 30°, скорость держать не более 150 км/ч, а также не менее 110 км/ч в прямолинейном полёте и не менее 130 км/ч при выполнении разворотов.

При заходе на посадку в условиях сдвига ветра необходимо увеличить скорость на 10 км/ч и быть готовым к увеличению режима работы двигателя до взлётного и уходу на второй круг.

6.14. Окончание полётов

После заруливания на стоянку:

— включить стояночный тормоз;

— выключить рулёжную фару;

— выключить дополнительный топливный насос, потянув АЗС ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ТОПЛИВНЫЙ НАСОС «на себя»;

— поставить РУД на МАЛЫЙ ГАЗ;

— выключить двигатель установкой ключа зажигания в положение OFF.

Охлаждение двигателя перед выключением не требуется, поскольку работа двигателя на пониженных режимах в течение снижения, посадки и руления достаточна для его охлаждения.

В случае, если значения рабочих температур выше указанных в табл. 3, произвести охлаждение двигателя на режиме малого газа в течение не менее 2-х минут.

Внимание! Запрещается останавливать двигатель закрытием пожарных кранов с выработкой топлива из карбюратора (во избежание обратной вспышки в карбюратор и пожара).

После выключения двигателя выключить все АЗСы, выключить массу, поставить РУД в положение взлётного режима для разгрузки возвратных пружин карбюраторов.

Затем закрыть пожарные краны, установить заглушку на воздухозаборник, чехол на ПВД, при необходимости установить струбцины и пришвартовать самолёт.

Контроль процедур после заруливания на стоянку производить с чтением раздела **«На стоянке»** карты контрольных проверок, приведённой в подразделе 9.1.

7. Особые случаи в полёте

7.1. Отказ двигателя

7.1.1. Отказ двигателя на разбеге

Действия:

1) перевести РУД в положение на МАЛЫЙ ГАЗ;
2) доложить диспетчеру;
3) выключить зажигание и тумблер ГЛАВНЫЙ;
4) применить тормоз (если необходимо);

7.1.2. Отказ двигателя в наборе высоты до первого разворота

Действия:

1) перевести самолёт на планирование со скоростью 100 км/ч (K = 10);
2) доложить диспетчеру;
3) выключить зажигание, тумблер ГЛАВНЫЙ, по возможности закрыть пожарные краны;
4) подтянуть привязные ремни;

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

7.1.3. Отказ двигателя в наборе высоты после первого разворота

Действия:

1) перевести самолёт на планирование со скоростью 100 км/ч (K = 10);
2) доложить диспетчеру;
3) если хватает высоты, направить самолёт на аэродром;
4) выключить зажигание, тумблер ГЛАВНЫЙ, закрыть пожарные краны;
5) подтянуть привязные ремни;
6) если не хватает высоты для посадки на аэродроме, действовать согласно подразделу 7.11.

7.1.4. Отказ двигателя в полёте на высоте более 500 м

Действия:

1) перевести самолёт на планирование со скоростью 100 км/ч (К = 10);
2) развернуть самолёт в сторону подобранной площадки;
3) доложить диспетчеру;
4) проверить открытие пожарных кранов;
5) проверить уровень топлива;
6) попробовать запустить двигатель в следующей последовательности:
   - установить РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ;
   - включить дополнительный топливный насос нажатием на АЗС ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ТОПЛИВНЫЙ НАСОС;
   - повернуть ключ зажигания в положение START;
   - убедившись в устойчивой работе двигателя, установить РУДом необходимые обороты двигателя.
7) если двигатель не запустился, произвести посадку на аэродроме или на подобранной площадке согласно подразделу 7.11.

7.2. Непреднамеренный штопор

Действия по выводу:

1) полностью убрать обороты;
2) полностью дать педаль против вращения;
3) отклонить штурвал «от себя» до среднего положения;
4) как только вращение прекратится, поставить педали нейтрально и отклонением штурвала «на себя» вывести самолёт из пикирования. Движение штурвалом дозировать, не допуская значительного роста перегрузки и превышения максимально допустимой скорости. Выход этих двух параметров за эксплуатационные ограничения может привести к разрушению самолёта;
5) когда капот двигателя займёт положение горизонтального полёта, штурвалом зафиксировать это положение, погасить скорость до 130 км/ч и, добавив обороты, стабилизировать режим горизонтального полёта.

7.3. Падение давления масла в двигателе

Признаки:

— падение давления масла ниже 2 бар и рост температуры масла выше 110 °C.

Действия:

1) при полёте в районе аэродрома произвести посадку на аэродром;
2) при полёте вне аэродрома произвести посадку на подобранную площадку согласно подразделу 7.11.

При падении давления масла, не сопровождающемся ростом температуры и неустойчивой работой двигателя, усилить контроль за температурой масла и произвести посадку на свой или запасной аэродром.

7.4. Падение давления топлива

Признаки:

— падение давления топлива ниже 0,15 бар по манометру;

— перебои в работе двигателя, сопровождаемые падением оборотов двигателя, тряской двигателя.

Действия:

1) убедиться в наличии топлива по указателям топливомеров;
2) проверить открытие пожарных кранов;
3) если давление топлива не восстановилось, включить дополнительный топливный насос нажатием на АЗС ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ТОПЛИВНЫЙ НАСОС и произвести посадку на аэродром или подобранную площадку согласно подразделу 7.11.

7.5. Тряска двигателя

При появлении тряски двигателя необходимо:

1) убедиться в наличии давления топлива. Если оно понижено, включить дополнительный топливный насос нажатием на АЗС ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ТОПЛИВНЫЙ НАСОС;
2) если тряска не прекратилась, установить РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ, перевести самолёт на снижение;
3) если после этого тряска прекратится, плавно увеличить обороты двигателя и установить необходимый для горизонтального полёта режим работы двигателя;
4) если после изменения режима работы двигателя тряска не прекратится, увеличить обороты двигателя до 4000 об/мин для прожига свечей;
5) если тряска не прекратится, то РУДом подобрать режим, при котором тряска будет минимальной;
6) выполнить посадку на ближайшем аэродроме.

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

7.6. Пожар

Признаки:

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

Действия:

1) доложить диспетчеру;
2) перевести самолёт на снижение;
3) выключить зажигание, массу аккумулятора, закрыть пожарные краны;
4) выполнить скольжение в сторону, противоположную месту пожара для срыва пламени;
5) выполнить посадку согласно подразделу 7.11.

7.7. Отказ радиосвязи

Признаки:

— прекращение радиосвязи;

— отсутствие самопрослушивания.

Действия:

1) проверить включение радиостанции;
2) проверить соединение разъемов гарнитуры;
3) проверить правильность установки рабочей частоты;
4) установить регулятор громкости в положение максимальной громкости;
5) проверить радиосвязь на других частотах;
6) если связь не восстановилась:

    — при полёте вблизи аэродрома прекратить выполнение задания, усилить осмотрительность и, продолжая передавать сообщения в установленных местах, выполнить вход в круг и произвести посадку;

    — при полёте по маршруту принять меры для восстановления связи, используя альтернативные способы связи (сотовая связь). Если связь не установлена, следовать обратным маршрутом на аэродром вылета, либо на аэродром назначения по маршруту, либо на ближайший запасной аэродром, сохраняя высоту, установленную диспетчером.

7.8. Отказ генератора

Признаки:

— загорание красной сигнальной лампы НЕТ ЗАРЯДКИ;

— падение напряжение по вольтметру ниже 13 В.

Действия: прекратить выполнение задания и произвести посадку на аэродром.

Примечание. Аккумулятор обеспечивает питание приборов не менее одного часа. Точное время зависит от уровня заряда и срока эксплуатации аккумулятора.

7.9. Закупорка системы полного давления

Признаки:

— в горизонтальном полёте, при изменении скорости, скорость по прибору не изменяется;

— при снижении скорость падает, а при наборе высоты растёт.

Действия:

1) показания указателя скорости не использовать;

2) в горизонтальном полёте необходимо установить обороты двигателя 4400–4600 об/мин, при этом скорость горизонтального полёта будет равна 120–130 км/ч. На снижении уменьшить обороты двигателя до 3000–3500 об/мин, по вариометру установить вертикальную скорость снижения 4 м/с, при этом скорость планирования будет равна 110 км/ч.

7.10. Закупорка системы статического давления

Признаки:

— при изменении высоты показания вариометра и высотомера не изменяются;

— при снижении скорость растёт, а при наборе высоты падает.

Действия:

1) показания указателя скорости, высотомера и вариометра не использовать;

2) в горизонтальном полёте необходимо установить обороты двигателя 4400–4600 об/мин, при этом скорость горизонтального полёта будет равна 120–130 км/ч. На снижении уменьшить обороты двигателя до 3000–3500 об/мин.

7.11. Вынужденная посадка вне аэродрома

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

— характер поверхности: плотность грунта, отсутствие высокой растительности, воды;

— длину площадки: она должна обеспечивать безопасный пробег самолёта и дистанцию для возможного ухода на второй круг;

— наличие препятствий на заходе: отсутствие препятствий (линий электропередач, деревьев, оврагов и т.д.), непосредственно влияющих на высоту захода и длину пробега самолёта;

— направление ветра: его можно определить по дыму, по зыби на воде, по наклону деревьев, по волнам на посевах, по пыли на дорогах, а также по сносу самолёта.

При снижении с выключенным двигателем необходимо помнить: наивыгоднейшая скорость планирования с убранными закрылками составляет 100 км/ч, с выпущенными - 90 км/ч.

Внимание! Выпущенные закрылки уменьшают дальность планирования.

В случае посадки с работающим двигателем необходимо:

1) выпустить закрылки на 10°;
2) подтянуть привязные ремни;
3) заходить на посадку против ветра, при отсутствии такой возможности - с боковым ветром;
4) приземление производить на минимальной скорости;
5) после посадки воспользоваться тормозом.

В случае посадки с отказавшим двигателем необходимо:

1) выдерживать скорость 100 км/ч;
2) выключить зажигание, тумблер ГЛАВНЫЙ, закрыть пожарные краны;
3) выпустить закрылки на 10°;
4) подтянуть привязные ремни;
5) по возможности заходить на посадку против ветра;
6) приземление производить на минимальной скорости;
7) после посадки воспользоваться тормозом.

8. Эксплуатация систем и оборудования

8.1. Система управления самолётом

Управление самолётом осуществляется отклонением штурвала и педалей. Руль высоты и флапероны (в режиме элеронов) управляются штурвалами, а руль направления - педалями. Как штурвалы, так и педали жёстко соединены между собой и перемещаются синхронно.

Руль высоты снабжен триммером, правый флаперон и руль направления имеют триммерные пластины, не отклоняемые в полёте.

Триммер руля высоты управляется рычагом, расположенным на панели между пилотами.

Работа флаперонов в режиме закрылков (выпуск закрылков) осуществляется ручкой, расположенной на потолке кабины.

Поворот носовой стойки шасси осуществляется отклонением педалей. Управление рулём направления и носовой стойкой шасси совмещённое.

8.2. Силовая установка

На самолёте установлен поршневой четырёхцилиндровый, четырёхтактный карбюраторный двигатель комбинированного охлаждения Rotax 912 ULS-2.

Двигатель с оппозитным расположением цилиндров, система смазки с «сухим картером», с двумя карбюраторами, с механическим топливным насосом, с дублированной электронной системой зажигания, с электрическим стартером, с интегрированным редуктором.

Двигатель имеет следующие системы:

— топливная система;

— система охлаждения;

— система смазки;

— выхлопная система;

— система зажигания.

8.2.1. Топливная система двигателя

Краткое описание топливной системы двигателя приведено в подразделе 8.3.

8.2.2. Система охлаждения

Система охлаждения двигателя комбинированного типа: цилиндры охлаждаются воздухом, головки цилиндров – жидкостью.

Жидкостная система охлаждения состоит из расширительного бачка с клапанной крышкой и термостатом, радиатора, переливного бачка, насоса и трубопроводов.

Давление в системе создаётся насосом, радиатор обеспечивает охлаждение жидкости.

Расширительный бачок компенсирует температурные изменения объёма жидкости и сбрасывает через клапанную крышку часть жидкости в переливной бачок, либо забирает из него в случае недостатка жидкости.

Термостат необходим для поддержания заданной температуры охлаждающей жидкости при низких температурах наружного воздуха, а также для ускорения прогрева двигателя. При температуре охлаждающей жидкости ниже 90 °C термостат отключает радиатор от системы и жидкость циркулирует по так называемому малому кругу, не охлаждаясь в радиаторе. При повышении

температуры охлаждающей жидкости выше 90 °C термостат автоматически подключает радиатор к системе и жидкость циркулирует по большому кругу.

Измерение температуры охлаждающей жидкости не предусмотрено. Состояние системы контролируется косвенно по температуре головок цилиндров. Датчик температуры установлен на головке третьего цилиндра.

8.2.3. Система смазки

Система смазки двигателя закрытого типа с «сухим» картером, с принудительной циркуляцией масла.

Система состоит из маслобака, радиатора, насоса, фильтра, датчиков давления и температуры и термостата.

Давление в системе создаётся насосом, радиатор обеспечивает охлаждение масла.

Маслобак обеспечивает хранение масла, а также сброс в атмосферу картерных газов, попавших в маслосистему.

Термостат в системе смазки работает по тому же принципу, что и в системе охлаждения. Он также отрегулирован на температуру масла 90 °C.

Фильтр маслосистемы имеет перепускной клапан, который в случае засорения фильтроэлемента открывается и предотвращает масляное голодание двигателя.

Датчики давления и температуры масла установлены на входе в двигатель после маслонасоса.

8.2.4. Система зажигания

Двигатель оборудован дублированной бесконтактно-тиристорной системой зажигания с конденсаторным разрядом. Для надежности установлено два контура зажигания.

Напряжение для системы зажигания создаётся в генераторе-магнето. Управляют зажиганием два электронных блока, по одному на каждый контур.

Контуры зажигания включаются ключом зажигания, имеющим четыре фиксированных положения:

— OFF - оба контура зажигания выключены;

— R - включен контур зажигания A;

— L - включен контур зажигания B;

— BOTH - включены оба контура зажигания;

Кроме этого, есть пятое нефиксируемое положение - START, включающее стартер двигателя.

8.2.5. Режимы и параметры работы двигателя

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

Табл. 3. Режимы и параметры работы двигателя

Режим	**Взлётный**	**Номинальный**	**Крейсерский**	**Малый газ**
Обороты двигателя, об/мин	5200 на земле	5000	4500	1400
Давление топлива, бар	0,15–0,4			не ниже 0,15
Давление масла, бар	2,0–5,0			не ниже 0,8
Температура головки третьего цилиндра, °C	90–100			
Температура выхлопных газов, °C	800–850	700–800	600–750	500–600
Температура масла, °C	90–110			
Часовой расход топлива, л/ч	25	22	18,5	7

Примечания.

1) Крейсерский режим приведён для скорости 130 км/час.
2) Увеличение скорости полёта приводит к значительному увеличению оборотов при неизменном положении РУД.
3) В зимнее время из-за повышенной плотности воздуха при низких температурах обороты двигателя на взлётном и крейсерском режиме значительно снижаются. Снижение может составлять до 250 оборотов относительно указанных в таблице. Это не является неисправностью.

Эксплуатационные ограничения по силовой установке указаны в подразделе 3.4.

8.3. Топливная система

Основные данные топливной системы:

Ёмкость топливных баков ..... 2×45 л;
Невырабатываемый остаток ..... 1 л;
Применяемое топливо ..... бензин с октановым числом не ниже 95.

В системе имеется два топливных бака, по одному в каждой консоли крыла. Каждый бак снабжен пожарным краном, прекращающим выработку топлива из бака. Из баков топливо поступает самотёком. За кабиной пилотов, справа по полёту, топливные шланги каждого бака объединяются в одну магистраль. Там же расположены кран слива отстоя топлива и фильтр.

В баках установлены датчики топливомера, которые выдают сигнал на два указателя уровня топлива в правом и левом баках. Указатели расположены на приборной панели.

На двигателе стоит подкачивающий насос, создающий избыточное давления на входе в карбюраторы. К магистрали между насосом и карбюратором подключается манометр, измеряющий давление топлива. Манометр установлен на приборной панели.

На самолёте установлен дополнительный топливный насос электрического типа. Он находится под правым пилотским креслом и включается соответствующим АЗС на приборной панели.

Дополнительный топливный насос используется в случаях:

— отказа основного топливного насоса в полёте;

— при взлёте, наборе высоты и снижении для захода на посадку, а также при полёте на высотах ниже 150 метров, с целью предотвращения остановки двигателя при отказе основного топливного насоса;

— для предотвращения образования паровых пробок в топливных магистралях перед запуском двигателя.

В случае, если дополнительный топливный насос не работает, топливо свободно проходит через него и так же поступает в отсек двигателя.

Дроссельные заслонки карбюраторов управляются общим РУДом. Каждый карбюратор снабжён обогатителем топливной смеси. Обогатители также управляются общим рычагом, расположенным рядом с РУДом.

8.4. Система торможения колёс

Гидравлическими тормозами снабжены колёса основных стоек шасси. Тормоза дискового типа.

Жидкость системы торможения хранится в бачке, который расположен в отсеке двигателя.

Давление в тормозах создаётся гидроцилиндром, расположенным под панелью между пилотами. Управляется гидроцилиндр рычагом, который расположен на РУДе. В системе имеется клапан стояночного торможения, который при включении не стравливает давление из тормозов.

Для включения стояночного торможения необходимо перевести рычаг СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗН. КРАН в положение ЗАКР. После этого создать давление в системе рычагом торможения. Отключается стояночное торможение переводом рычага СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗН. КРАН в положение ОТКР.

8.5. Система отопления

Система отопления необходима для устранения запотевания лобового стекла и для обеспечения нормальной работы карбюраторов при отрицательных температурах наружного воздуха. Система отопления имеет две подсистемы: систему обогрева лобового стекла и систему подогрева воздуха во входном ресивере. Подсистемы независимые.

Воздух в обеих подсистемах нагревается в теплообменнике, расположенном на глушителе двигателя. Подачу воздуха регулируют две заслонки: одна заслонка подсистемы обогрева лобового стекла расположена в отсеке двигателя на шпангоуте № 1, заслонка подсистемы обогрева воздуха во входном ресивере расположена в самом ресивере. В подсистеме обогрева лобового стекла температура воздуха регулируется путём сброса лишнего воздуха через заслонку в отсек двигателя. В подсистеме обогрева воздуха во входном ресивере заслонка находится между двух патрубков: горячего и холодного воздуха. Таким образом, для карбюраторов температура воздуха регулируется путём смешивания горячего и холодного воздуха.

Заслонка подсистемы обогрева воздуха во входном ресивере управляется ручкой ОБОГР. КАРБЮР., заслонка подсистемы обогрева кабины управляется ручкой ОБОГР. КАБИНЫ.

Для включения обогрева лобового стекла необходимо потянуть ручку ОБОГР. КАБИНЫ. «на себя». Регулируя положение ручки, подобрать необходимую интенсивность обогрева.

Для включения подогрева воздуха, поступающего в карбюраторы, необходимо потянуть ручку ОБОГР. КАРБЮР. «на себя». Регулируя положение ручки, по указателю температуры, выставить температуру в диапазоне +20–30 °С. Если температура воздуха во входном ресивере опустится ниже +10 °С, может возникнуть обледенение карбюраторов с последующим отказом двигателя. При температуре во входном ресивере выше +30 °С уменьшается мощность двигателя.

8.6. Авиационное и радиоэлектронное оборудование

8.6.1. Система электроснабжения

Система электроснабжения обеспечивает работу потребителей электроэнергии. Система состоит из генератора, расположенного на двигателе, выпрямителя-регулятора, сглаживающего конденсатора, аккумулятора, блока предохранителей и выключателя массы аккумулятора. В двигатель встроен 10-полюсный однофазный генератор переменного тока на постоянных магнитах.

Конденсатор предотвращает заброс напряжения и выхода из строя выпрямителя-регулятора в случае отказа аккумулятора.

Для обеспечения работы потребителей постоянного тока установлен выпрямитель-регулятор.

Аккумулятор расположен в центральной части фюзеляжа, под багажником, слева по полёту. Он подключается к системе через выключатель массы, расположенный под левым сиденьем.

Подключение питания на бортовую сеть самолёта производится тумблером ГЛАВНЫЙ, расположенным на центральном пульте приборной доски.

Потребители электроэнергии включаются соответствующими тумблерами, расположенными там же, за исключением топливомеров, которые включаются тумблером ГЛАВНЫЙ. Напряжение контролируется по вольтметру, который показан на рис. 5.

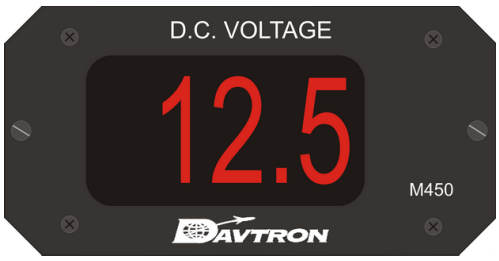

Рис. 5. Вольтметр

На приборной доске слева установлен красный светосигнализатор НЕТ ЗАРЯДКИ, который свидетельствует о неисправной цепи зарядки аккумулятора. Однако даже при неисправной цепи управления зарядкой (например, из-за перегрузки) генератор и выпрямитель-регулятор могут работать нормально.

8.6.2. Прибор контроля работы двигателя FLYdat

8.6.2.1. Основные сведения

Прибор FLYdat предназначен для индикации и записи во встроенную память основных параметров работы двигателя.

Панель прибора представлена на рис. 6.

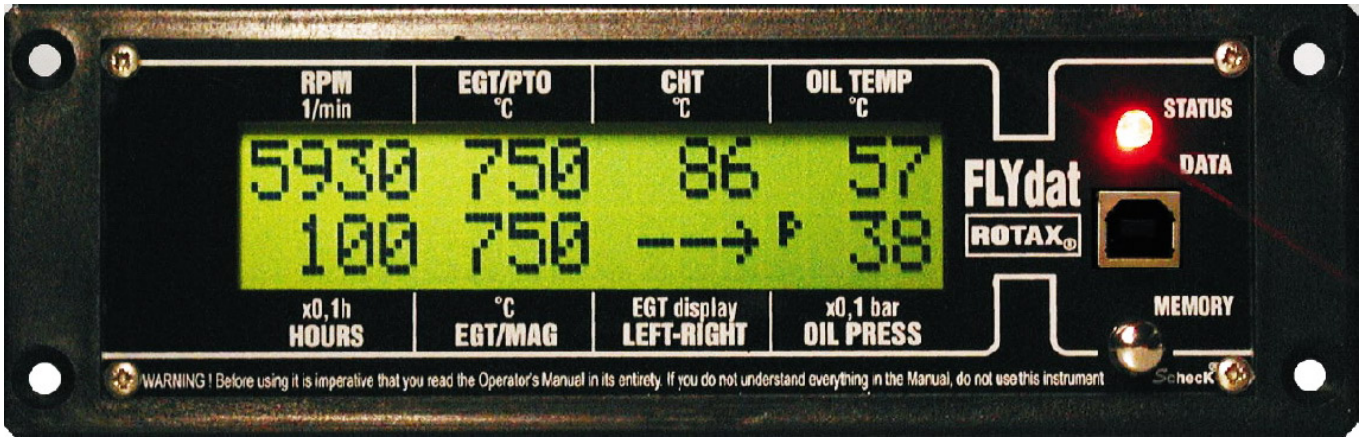

Рис. 6. Прибор контроля работы двигателя FLYdat

FLYdat выдаёт следующие параметры двигателя:

1) RPM 1/min. – обороты двигателя в об/мин;
2) EGT/PTO °C – температура выхлопных газов переднего цилиндра в градусах Цельсия;
3) CHT °C – температура головки третьего цилиндра в градусах Цельсия;
4) OIL TEMP °C – температура масла на входе в двигатель в градусах Цельсия;
5) ×0,1h HOURS – наработка двигателя в часах с индикацией десятой доли часа;
6) °C EGT/MAG – температура выхлопных газов заднего цилиндра в градусах Цельсия;
7) EGT display LEFT-RIGHT – информация о том, температуру выхлопных газов какой пары цилиндров (левой или правой) прибор показывает в данный момент;
8) ×0,1 bar OIL PRESS – давление масла на входе в двигатель в барах.

Знак « - - - » высвечивается, если не подключен датчик (оборвана электропроводка) либо параметр выходит за пределы измерений.

Прибор показывает время наработки до 1000 часов, после этого индикация снова начинается с нуля.

Контроль давления масла начинает работать выше 1000 об/мин, также выше этих оборотов начинается запись параметров и наработки двигателя.

Температура выхлопных газов показывается только для одной пары цилиндров (правой или левой), при этом стрелка секции EGT display информирует, температура какой из пар высвечивается в данный момент. Смена индикации пар цилиндров происходит с периодичностью 5 сек. PTO означает передний цилиндр пары, MAG – задний.

Запись параметров во встроенную память производится по четырём категориям:

— OPERATION DATA. Запись крайних 4 часов работы двигателя.

— SERVICE MAXIMUM VALUES. Максимальные параметры, достигнутые за время эксплуатации.

— SchecK REPORT. 20 случаев с продолжительностью записи 3 мин, в которых происходили превышения допустимых параметров двигателя. Заброс параметра располагается посередине списка так, чтобы можно было проследить динамику развития ситуации.

— Line REPORT. 60 записей, отражающих момент превышения допустимых параметров, которые когда-либо были зафиксированы при эксплуатации.

Запись параметров производится раз в 5 секунд.

Заброс давления масла записывается без отметки времени, т.е. когда произошел заброс давления определить невозможно, можно определить лишь факт его возникновения.

8.6.2.2. Нормальная эксплуатация

После включения прибор начнёт работать в режиме автотестирования. При отсутствии ошибок высветится логотип, затем дата и время UTC, номер прошивки.

Сигнальная лампа имеет три варианта индикации:

— во время индикации версии прошивки на 1 сек лампа загорается красным цветом. После проверки параметров лампа гаснет, что информирует об остановленном двигателе. После запуска и прогрева двигателя цвет лампы изменяется на зеленый, что говорит о рабочей температуре масла.

— если нажать кнопку на панели, прибор выдаст максимальные значения параметров, достигнутых в эксплуатации. При этом лампа мигает с интервалом 0,5 сек.

— если некоторые из параметров превысили предельные значения, лампа мигает красным цветом.

8.6.3. Радиостанция

На борту самолёта установлена УКВ-радиостанция ICOM IC-A210. Она предназначена для обеспечения радиосвязи с экипажами воздушных судов и с диспетчерами наземных служб управления воздушным движением.

Общий вид панели радиостанции представлен на рис. 7.

Технические характеристики радиостанции:

— диапазон рабочих частот 118.000–136.975 МГц;

— шаг каналов 25 кГц.

Антенна радиостанции установлена на нижней поверхности хвостовой балки.

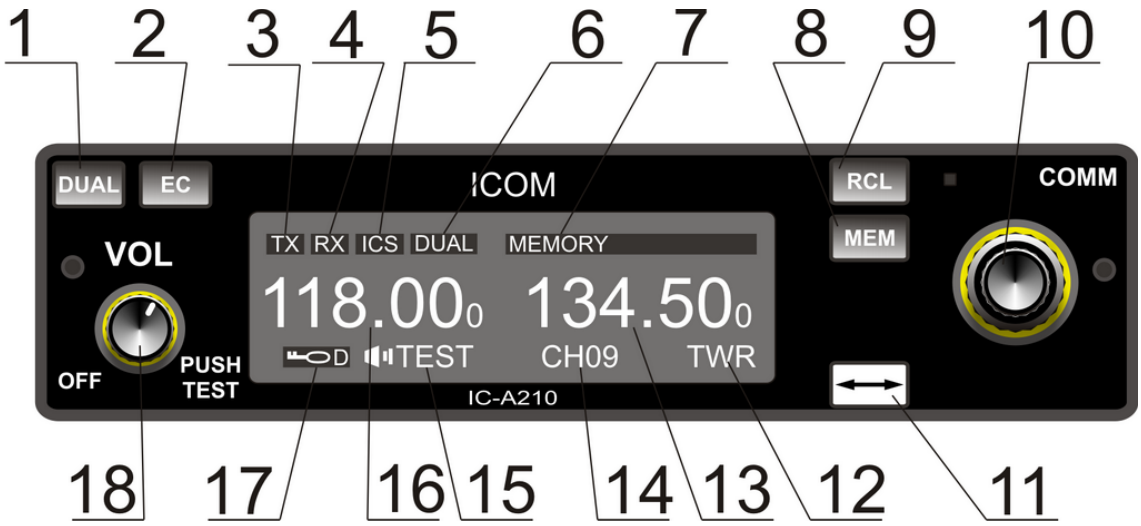

Рис. 7. Радиостанция ICOM-210

Позиции рис. 7:

1 – кнопка включения двухчастотного приёма, при котором радиостанция работает на приём на рабочей и дежурной частотах. Функция автоматически отключается при нажатии на кнопку передачи. При удерживании кнопки DUAL 2 сек включается и отключается функция интеркома (внутренней связи);

2 – установка дежурной частоты 121,5 МГц;

3 – индикатор передачи, появляется при нажатой кнопке передачи на штурвале;

4 – индикатор приёма;

5 – индикатор включённого интеркома (внутренняя связь);

6 – индикатор включённого двухчастотного приёма;

7 – индикатор состояния памяти;

8, 9 – кнопки работы с памятью;

10 - кремальеры настройки частоты;

11 - кнопка смены дежурной и рабочей частот между собой;

12 - название канала;

13 - дежурная частота;

14 - номер выбранного канала;

15 - индикатор теста шумоподавителя;

16 – рабочая частота;

17 - индикатор блокировки органов управления;

18 - регулятор громкости, совмещённые с выключателем питания станции. При нажатии на регулятор включается, либо отключается функция шумоподавителя.

8.6.4. Указатель температуры воздуха

На приборной доске установлен указатель температуры, показывающий температуру во входном ресивере двигателя и температуру наружного воздуха.

Общий вид указателя показан на рис. 8.

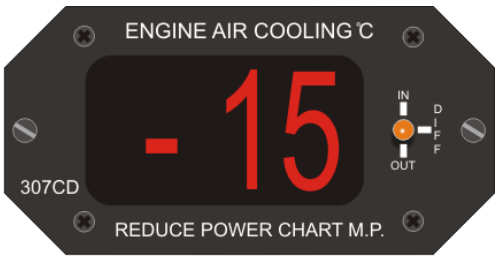

Рис. 8. Указатель температуры воздуха

Указатель имеет трёхпозиционный переключатель со следующими положениями:

— IN - температура во входном ресивере;

— DIFF - разница показаний двух датчиков;

— OUT - температура наружного воздуха.

Датчики температуры установлены во входном ресивере двигателя и в месте стыка правой консоли крыла с фюзеляжем, снизу.

8.6.5. Система полного и статического давления

Система полного и статического давления обеспечивает работу указателя скорости, высотомера и вариометра.

Запитка приборов происходит от приёмника воздушного давления (ПВД), расположенного на левом подкосе крыла, через пластиковые трубки. Трубка полного давления обозначается буквой P, статического давления S.

8.6.6. Аварийный радиомаяк

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

В комплект АРМ входит:

— передатчик (расположен под правым пилотским креслом);

— пульт управления (расположен на центральной приборной панели);

— антенна (расположена на верхней поверхности обшивки кабины экипажа).

Общий вид пульта управления показан на рис. 9.

Рис. 9. Пульт управления аварийным радиомаяком

На фронтальной стороне передатчика расположены:

— разъём антенны;

— тумблер включения маяка;

— разъём пульта управления;

— сигнальная лампа красного цвета.

Тумблер включения маяка имеет три положения:

— ARM - маяк включается автоматически по сигналу от датчика удара либо вручную с пульта управления;

— OFF - маяк выключен;

— ON - включение маяка вручную.

На пульте управления расположен переключатель и сигнальная лампа. Переключатель работает только при установке тумблера на передатчике в положение ARM.

Переключатель имеет три положения:

— ON - включение маяка вручную;

— ARMED - включение маяка по сигналу от датчика удара;

— RESET/TEST - отключение АРМ (если был включен) и включение режима тестирования.

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

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

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

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

9. Приложения

9.1. Карты контрольных проверок

9.1.1. Общие указания

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

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

При чтении каждого пункта карты необходимо убедиться в выполнении операции.

Карты контрольных проверок содержат две колонки:

— перечень контролируемых операций;

— контроль выполнения соответствующей операции.

Рубежи начала чтения карт контрольных проверок:

— перед запуском двигателя;

— перед выруливанием;

— на предварительном старте;

— на исполнительном старте;

— на высоте 50 м;

— после 3-го разворота;

— на стоянке.

9.1.2. Содержание карты «Перед запуском двигателя»

Швартовка, струбцины	сняты
Заглушки, чехлы	сняты
Двери, замки	закрыты, законтрены
Привязные ремни	затянуты
Рули, элероны, закрылки	проверены, свободны
Пожарные краны	открыты

Выключатель массы	включен
АЗС ГЛАВНЫЙ, ПРИБОРЫ, РАДИО	включены
Приборы, указатели	проверены
Дополнительный насос	проверен
Запас топлива	проверен
РУД	0,5 см от МГ
Стояночный тормоз	включен
Обогатитель (если необходимо)	включен
Обогрев карбюраторов	выключен
Перед самолётом	свободно

9.1.3. Содержание карты «Перед выруливанием»

Напряжение генератора	не менее 13 В
Параметры двигателя	в норме
Высотомер	давление установлено
Впереди самолёта	свободно
Обогатитель	выключен
Рулёжная фара	включена

9.1.4. Содержание карты «На предварительном старте»

Закрылки	взлётное
Триммер	нейтрально
Дополнительный насос	включен
ВПП	свободна
На четвёртом развороте и на прямой	сводобно

9.1.5. Содержание карты «На исполнительном старте»

Рули	проверены
Пожарные краны	открыты
ВПП	свободна

9.1.6. Содержание карты «На высоте 50 м»

Закрылки	убраны
Рулёжная фара	выключена
РУД	номинальный

9.1.7. Содержание карты «После 3-го разворота»

Обороты	3000 об/мин
Скорость	заданная
Закрылки	0° или 10°
Обогрев карбюраторов	включен
Триммер	КАБРИРОВАНИЕ
Рулёжная фара	включена
Дополнительный насос	включен

9.1.8. Содержание карты «На стоянке»

Стояночный тормоз	включен
Рулёжная фара	выключена
Дополнительный насос	выключен
РУД	МАЛЫЙ ГАЗ
Двигатель	выключен
Зажигание, тумблеры, АЗСы	выключены
Выключатель массы	выключен
Закрылки	убраны
РУД	вперёд
Пожарные краны	закрыты
Заглушки, чехлы	установлены
Швартовка, струбцины	установлены

9.2. Инструкция по заправке самолёта топливом

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

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

2) Выключить на самолёте все потребители электроэнергии и контуры зажигания двигателя; датчики топливомеров при необходимости не выключать.

3) Обеспечить выравнивание электрических потенциалов самолёта и средства заправки с помощью специального троса; при заправке топливом из канистр данный пункт не выполнять.

4) Не ближе 1,5 м от заправочной горловины коснуться раздаточным пистолетом (или корпусом канистры в случае заправки из неё) металлической части самолёта.

5) Залить необходимое количество топлива в топливные баки.

   Предупреждение. Во время заправки запрещается:

   — переключать тумблеры потребителей электроэнергии;
   — производить на самолёте или на расстоянии от него менее 25 м какие-либо работы, связанные с искрообразованием.

6) Не ранее, чем через 15 мин после заправки, слить отстой топлива и убедиться, что в нём отсутствуют вода и механические примеси. Если в топливе обнаружены вода или механические примеси, необходимо повторно слить отстой топлива. Если после слива более 5 л топлива вода или механические примеси в отстое сохраняются, необходимо найти и устранить причину загрязнения топлива.

Кран слива отстоя топлива находится в нижней части центральной части фюзеляжа, справа по полёту.

9.3. Приборная доска

Расположение приборов и переключателей, установленных на приборной доске, показано на рис. 10. Фотография приборной доски показана на рис. 11.

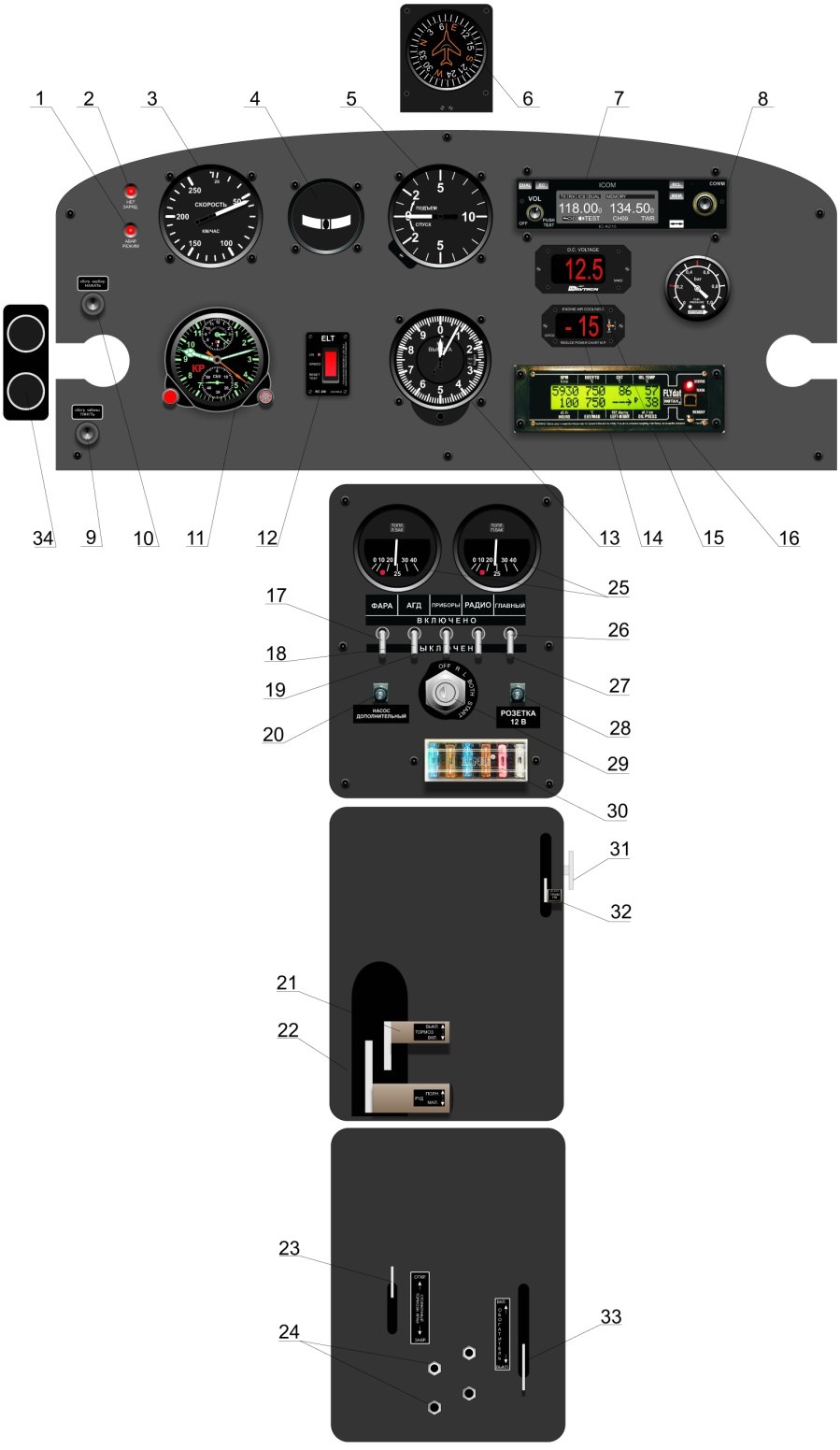

Рис. 10. Приборная доска

Рис. 11. Фотография приборной доски

Позиции рис. 10 и рис. 11:

1 — индикатор аварийного режима двигателя;

2 — индикатор НЕТ ЗАРЯДКИ;

3 — указатель скорости;

4 — указатель скольжения;

5 — вариометр;

6 — магнитный компас;

7 — радиостанция ICOM IC-A210;

8 — указатель давления топлива на входе в карбюраторы;

9 — ручка включения обогрева лобового стекла;

10 — ручка включения обогрева воздуха во входном ресивере;

11 — часы АЧС-1;

12 — пульт управления аварийным радиомаяком;

13 — высотомер;

14 — указатель температуры воздуха;

15 — вольтметр;

16 — прибор контроля работы двигателя FLYdat;

17 — тумблер включения рулёжной фары;

18 — тумблер не используется;

19 — тумблер включения приборов;

20 — АЗС включения дополнительного топливного насоса;

21 — рычаг торможения колёс основных стоек шасси;

22 — рычаг управления двигателем (РУД);

23 — рычаг стояночного торможения;

24 — разъёмы подключения гарнитуры;

25 — указатели уровня топлива;

26 — тумблер ГЛАВНЫЙ;

27 — тумблер включения радиостанции;

28 — АЗС розетки 12 В;

29 — замок включения контуров зажигания и стартера двигателя;

30 — панель предохранителей;

31 — колесо затяжки рычага управления триммером;

32 — рычаг управления триммером руля высоты;

33 — рукоятка управления обогатителем карбюраторов;

34 — розетка 12 В.