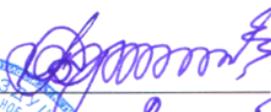


Согласовано
И. о. начальника
ЗС МТУ
Росавиации


В. В. Сороговец
«2» июля 2018 г.



РУКОВОДСТВО ПО ЛЁТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ самолёта Флайт Дизайн СТЛС

Идентификационный номер ЕЭВС.06.0529
Государственный и регистрационный знаки RA-1114G

Согласовано:

Заместитель руководителя Центра по сертификации
ЕЭВС АОН «АСЦ «СибНИА-ТЕСТ»


А. А. Калюта
«25» июля 2018 г.

М.П.

Владелец ЕЭВС


В. П. Зубков
«25» июля 2018 г.

г. Новосибирск

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

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

Составитель: Е.В. Макаренко

Версия документа 1.1

Дата изменения 22 июля 2018 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. Фюзеляж	14
2.2.3. Крыло	14
2.2.4. Оперение	15
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	36
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. Виращ	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. Поведение самолёта на закритических углах атаки	52
6.11. Неблагоприятные атмосферные условия	53
6.12. Окончание полётов	54
7. Особые случаи в полёте	55
7.1. Отказ двигателя	55
7.1.1. Отказ двигателя на разбеге	55
7.1.2. Отказ двигателя в наборе высоты до первого разворота	55
7.1.3. Отказ двигателя в наборе высоты после первого разворота	55
7.1.4. Отказ двигателя в полёте на высоте более 500 м	56
7.2. Непреднамеренный штопор	57
7.3. Падение давления масла в двигателе	58
7.4. Падение давления топлива	59
7.5. Тряска двигателя	60
7.6. Отказ системы изменения шага винта	61

7.7.	Отказ системы управления закрылками	62
7.8.	Пожар	63
7.9.	Отказ радиосвязи	64
7.10.	Отказ генератора	65
7.11.	Закупорка системы полного давления	66
7.12.	Закупорка системы статического давления	67
7.13.	Вынужденная посадка вне аэродрома	68
8.	Эксплуатация систем и оборудования	69
8.1.	Система управления самолётом	69
8.2.	Система автоматического управления (автопилот)	70
8.2.1.	Включение и выключение автопилота	70
8.2.2.	Полёт с заданным курсом и по заданному маршруту	71
8.2.3.	Поддержание высоты полёта	71
8.2.4.	Поддержание угла крена	72
8.2.5.	Настройка гироскопов	72
8.3.	Двигатель	73
8.3.1.	Топливная система двигателя	73
8.3.2.	Система охлаждения	73
8.3.3.	Система смазки	74
8.3.4.	Система зажигания	74
8.3.5.	Режимы и параметры работы двигателя	75
8.4.	Воздушный винт	76
8.4.1.	Органы управления	76
8.4.2.	Работа контроллера	76
8.4.3.	Логика работы индикаторов	78
8.5.	Топливная система	79
8.6.	Система торможения колёс	80
8.7.	Система отопления	81
8.8.	Буксировочное устройство	82
8.9.	Авиационное и радиоэлектронное оборудование	83
8.9.1.	Система электроснабжения	83
8.9.2.	Приборы контроля работы двигателя	83
8.9.3.	Расходомер. Описание и работа	84
8.9.3.1.	Главное меню	84
8.9.3.2.	Меню дополнительных данных	85

8.9.3.3.	Количество топлива в баках	85
8.9.3.4.	Низкий уровень топлива	85
8.9.4.	Радиостанция	86
8.9.5.	Указатель температуры воздуха	87
8.9.6.	Авиагоризонт	88
8.9.7.	Система полного и статического давления	88
8.9.8.	Светотехническое оборудование	89
8.9.9.	Аварийный радиомаяк	89

9. Приложения 91

9.1.	Карты контрольных проверок	91
9.1.1.	Общие указания	91
9.1.2.	Содержание карты «Перед запуском двигателя»	91
9.1.3.	Содержание карты «Перед выруливанием»	92
9.1.4.	Содержание карты «На предварительном старте»	92
9.1.5.	Содержание карты «На исполнительном старте»	92
9.1.6.	Содержание карты «На высоте 50 м»	93
9.1.7.	Содержание карты «После 3-го разворота»	93
9.1.8.	Содержание карты «На стоянке»	93
9.2.	Инструкция по заправке самолёта топливом	94
9.3.	Приборная доска	95

1. Служебная информация

1.1. Назначение РЛЭ

Руководство по лётной эксплуатации (РЛЭ) самолёта Флайт Дизайн СТЛС 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 Флайт Дизайн СТЛС.

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 соответствующих изменений и дополнений.

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

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

1.4.2. Система учёта изменений

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

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

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

2. Общие сведения о самолёте

2.1. Общий вид самолёта

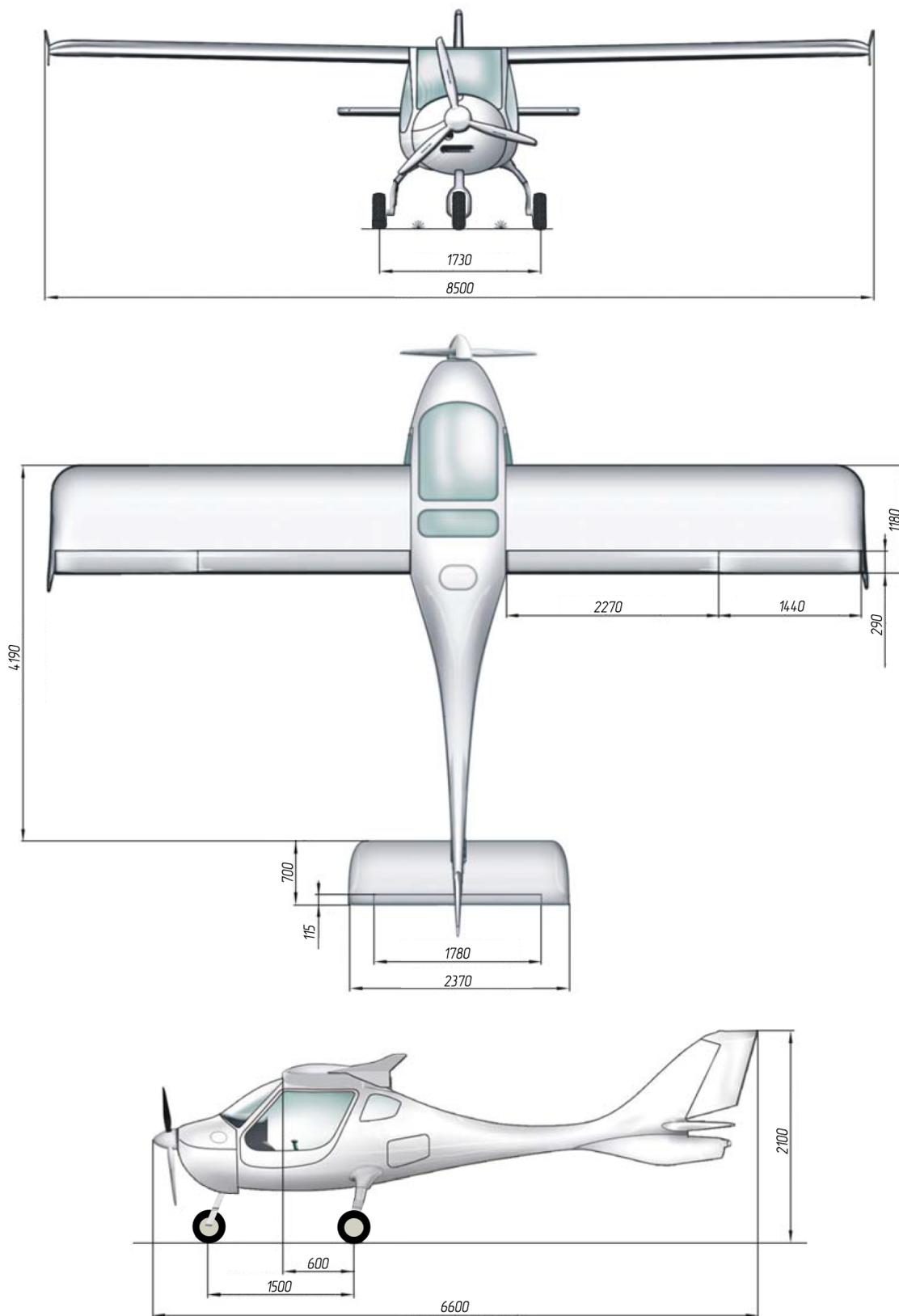


Рис. 1. Изображение самолёта в трёх проекциях

2.2. Основные геометрические данные

2.2.1. Общие данные

Длина самолёта, м	6,6
Высота самолёта, м	2,1
Колея шасси (по осям стоек), м	1,73
База шасси, м	1,5

2.2.2. Фюзеляж

Длина, м	6,1
Высота, м	1,2
Ширина, м	1,24

2.2.3. Крыло

Размах крыла, м	8,5
Площадь крыла, м ²	10,03
Средняя аэродинамическая хорда, м	1,18
Размах элеронов, м	1,44×2
Площадь элеронов, м ²	0,417×2
Размах закрылков, м	2,27×2
Площадь закрылков, м ²	0,66×2
Углы отклонения закрылков, град.:	
- 1-е положение	-12
- 2-е положение	0
- 3-е положение	+15
- 4-е положение	+30
- 5-е положение	+35

Углы отклонения элеронов указаны в табл. 1.

Табл. 1. Углы отклонения элеронов в зависимости от положения закрылков

Положение элеронов	Положение закрылков				
	-12	0	+15	+30	+35
Вверх	+26,5	+25	+24,5	+23,5	+22,5
Нейтрально	0	-2	- 7,5	- 12,5	-14,5
Вниз	-12,5	-12,5	-12	-11,5	- 10

2.2.4. Оперение

Размах горизонтального оперения, м	2,37
Площадь горизонтального оперения, м ²	1,66
Высота вертикального оперения, м	1,03
Площадь вертикального оперения, м ²	1,4
Площадь руля направления, м ²	0,85
Удлинение вертикального оперения	0,75
Сужение вертикального оперения	2,1
Углы отклонения стабилизатора, град.:	
- вверх	+14
- вниз	-7
Углы отклонения триммера руля высоты, град.:	
- вверх	+28
- нейтральное	+1
- вниз	-12
Угол отклонения руля направления, град.	± 28,5

2.3. Основные данные по массе

Максимальная взлётная масса, кг	600
Масса пустого самолёта, кг	298
Масса снаряжённого самолёта, кг	311

2.4. Основные лётные данные

Максимальная скорость горизонтального полёта, км/ч	200
Наивыгоднейшая скорость при наборе высоты, км/ч:	
- закрылки 15°	105
- закрылки 0°	115
- закрылки -12°	125
Наивыгоднейшая скорость при планировании, км/ч:	
- закрылки 15°	125
- закрылки 0°	130
- закрылки -12°	140
Максимальное аэродинамическое качество самолёта (К)	
при скорости полёта 140 км/ч	8,5
Практическая дальность полёта, км	1500
Практическая продолжительность полёта, ч	10
Длина разбега, м	275
Взлётная дистанция, м	490
Длина пробега, м	240
Посадочная дистанция, м	400

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	Airmaster AP332
Тип винта	трёхлопастной, тянущий, регулируемого в полёте шага
Тип регулятора шага	электрический
Диаметр винта, м	1,83
Направление вращения винта	Правое

3. Общие эксплуатационные ограничения

3.1. Общие ограничения условий эксплуатации

3.1.1. Условия эксплуатации и виды полётов

Самолёт Флайт Дизайн СТЛС 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.

С помощью буксировочного устройства разрешается транспортировать рекламные вымпелы (полотнища).

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, °С	-25—+35

3.1.3. Предельный ветер

Встречный, м/с	10
Боковая составляющая ветра под 90°, м/с:	
- закрылки 0°	6
- закрылки 35°	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	191,5
Максимальная масса груза в багажнике, кг	25 на каждую сторону
Максимальная масса на сиденье, кг	100
Минимальная загрузка кабины (масса пилота), кг	60
Эксплуатационные центровки, % САХ:	
- предельно передняя	19
- предельно задняя	37

3.3.2. Ограничения по скорости

Максимально допустимая приборная скорость, км/ч	276
Максимально допустимая приборная скорость в турбулентной атмосфере ($\Delta n_y > \pm 1, 0$), км/ч	245

ВНИМАНИЕ! Вплоть до 180 км/ч разрешается полное отклонение всех рулевых поверхностей. Выше этой скорости допускается использовать только 1/3 максимального отклонения рулевых поверхностей.

Максимально допустимая приборная скорость при выпущенных закрылках, км/ч:

- $\delta_3 = -12^\circ$	276
- $\delta_3 = 0^\circ$	180
- $\delta_3 = 15^\circ$	140
- $\delta_3 = 30^\circ, 35^\circ$	115

Минимально допустимая скорость, км/ч:

- $\delta_3 = -12^\circ$	90
- $\delta_3 = 0^\circ$	85
- $\delta_3 = 15^\circ$	80
- $\delta_3 = 30^\circ, 35^\circ$	75

Скорости сваливания при различных положениях закрылков, км/ч:

- $\delta_3 = -12^\circ$	85
- $\delta_3 = 0^\circ$	75
- $\delta_3 = 15^\circ$	70
- $\delta_3 = 30^\circ, 35^\circ$	65

3.3.3. Допустимые перегрузки

Максимально допустимая вертикальная перегрузка	4
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
Минимально допустимые обороты двигателя при установке РУД в положение ВЗЛЁТНЫЙ РЕЖИМ	5200
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
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 приборной скорости горизонтального полёта при следующих условиях:

- стандартные атмосферные условия
- высота полёта 500 метров;
- максимальная взлётная масса;
- обороты двигателя 4400 об/мин (режим работы винта – CRUISE);

Примечание. Понижение оборотов двигателя до 4000 об/мин или увеличение до 5000 об/мин (режим работы винта – HOLD) при той же скорости полёта изменяют расход топлива примерно на 1 л/ч в сторону уменьшения или увеличения соответственно.

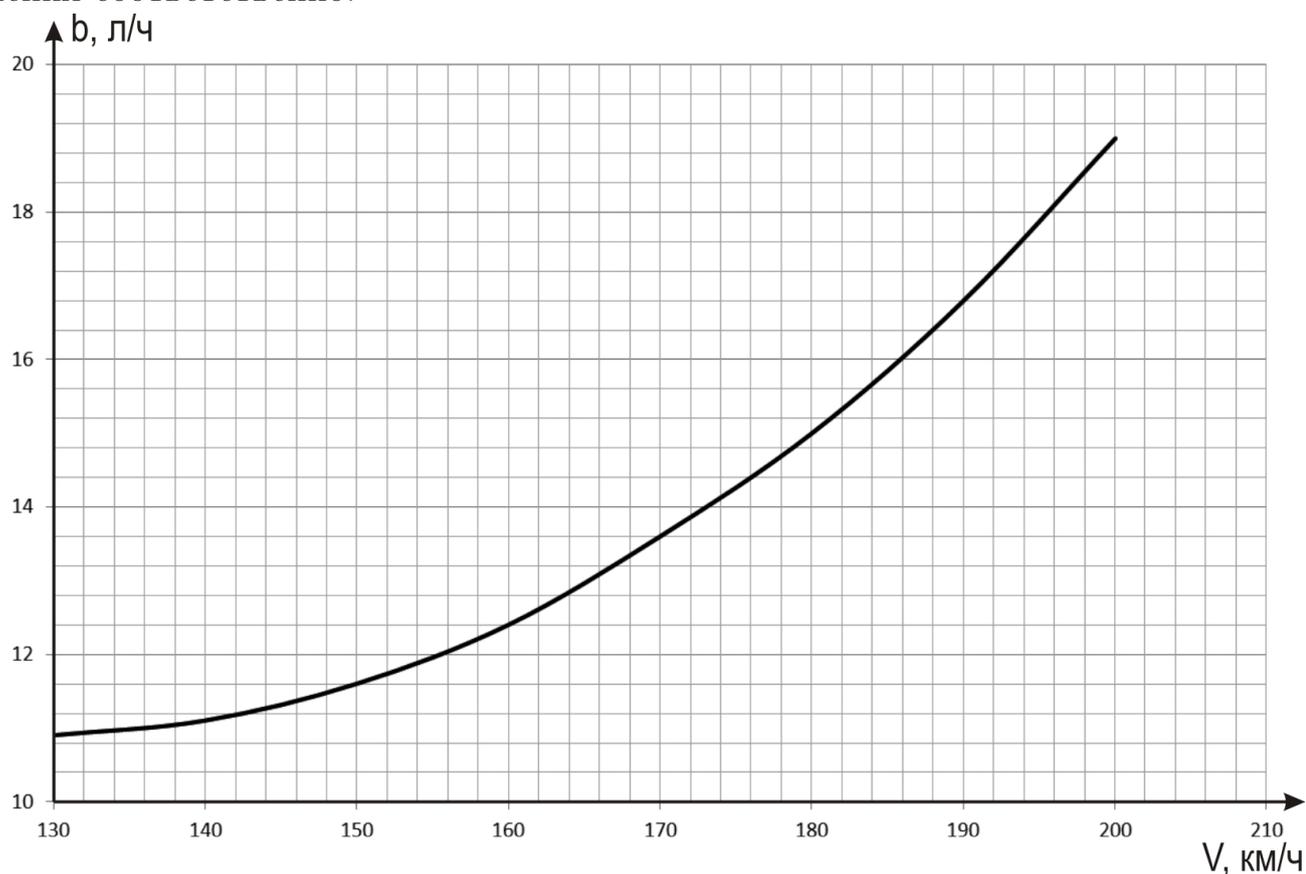


Рис. 2. Зависимость часового расхода топлива от приборной скорости полёта

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. $Q_{\text{но}} = 2$ л. для данного самолёта.

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

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

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

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

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

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.

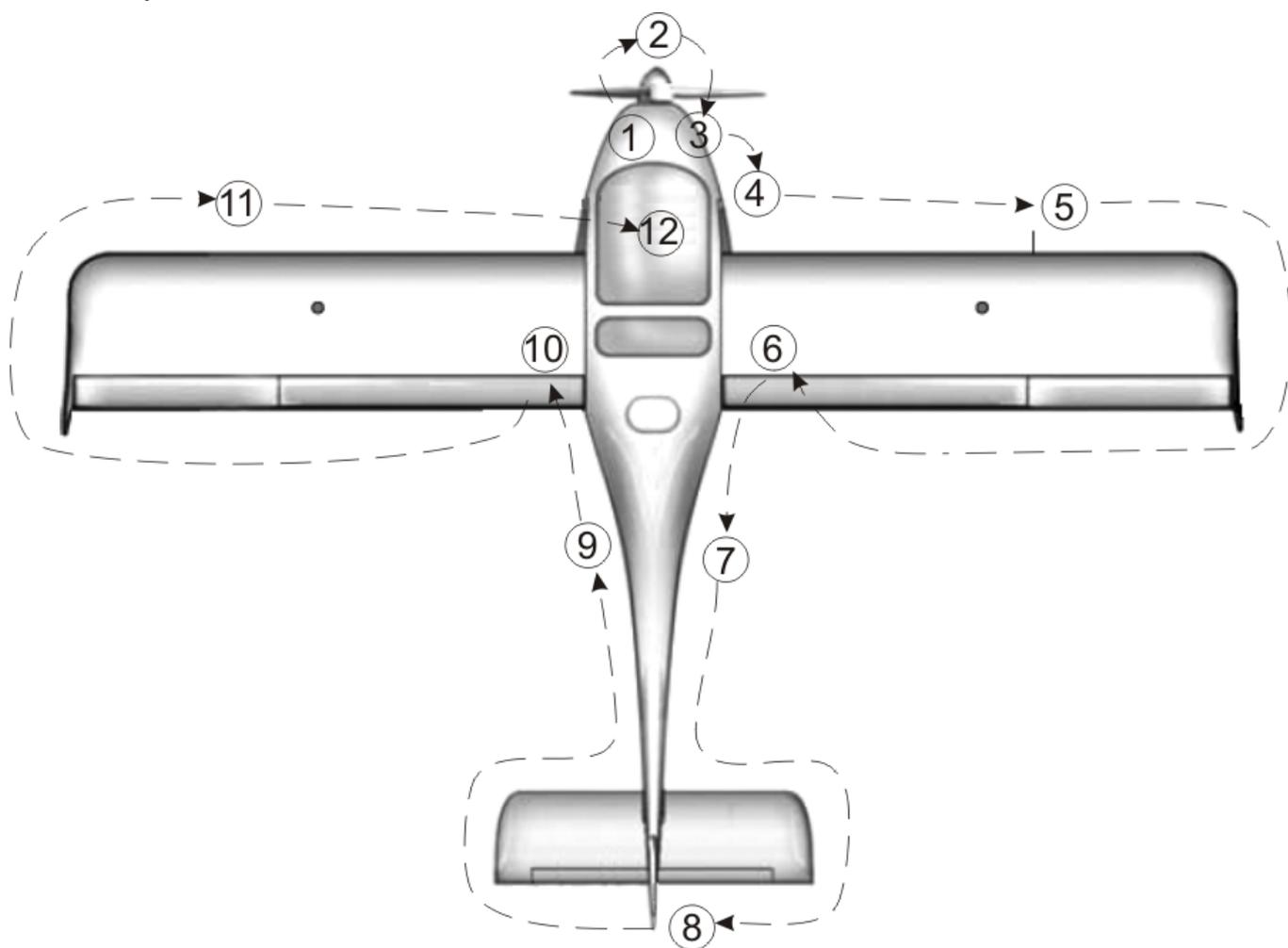


Рис. 3. Маршрут осмотра самолёта

Табл. 2. Техническая подготовка самолёта

Содержание работы	А	Б	В
Предварительные работы			
Расчехлить самолёт	+		
Очистить самолёт от пыли, грязи	+		
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 фильтра-отстойника 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			
<i>1. Отсек двигателя</i>			
Осмотреть состояние и крепление бортового аккумулятора	+		
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 мотораме	+		
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 трубопроводы 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	+		
<i>2. Воздушный винт</i>			
Осмотреть кок, лопасти воздушного винта; убедиться в отсутствии повреждений лопастей, оковки	+	+	
<i>3. Носовая стойка шасси</i>			
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	+	+	

Продолжение табл. 2

Содержание работы	А	Б	В
<i>4. Фюзеляж снизу</i>			
Проверить состояние наружной поверхности обшивки фюзеляжа, днища фюзеляжа, убедиться в отсутствии механических повреждений, трещин и нарушения ЛКП, следов течи бензина и масла на нижней части капота	+	+	
<i>5. Правая консоль крыла</i>			
Проверить внешнее состояние; убедиться в отсутствии трещин обшивки крыла, подтекания топлива по обшивке и в закрытии крышки заправочной горловины	+	+	
Проверить состояние проводки управления элероном через прозрачный лючок на нижней поверхности крыла	+	+	
Проверить снятие чехла с приёмника воздушного давления (ПВД), чистоту отверстия и крепление ПВД	+	+	
Проверить чистоту дренажного отверстия на законцовке крыла	+	+	
Проверить внешнее состояние элерона; убедиться, что он закреплён, вращается без заеданий, вмятины и механические повреждения отсутствуют	+	+	
Проверить внешнее состояние закрылка; убедиться, что он закреплён, отсутствуют люфты в креплении, вмятины и механические повреждения отсутствуют	+	+	
<i>6. Правая основная стойка шасси</i>			
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	+	+	
Проверить степень износа тормозных колодок и тормозного диска; убедиться в отсутствии течи тормозной жидкости	+	+	
<i>7. Фюзеляж справа</i>			
Проверить состояние наружной поверхности обшивки фюзеляжа, убедиться в отсутствии разрушений, трещин обшивки, коррозии и нарушения ЛКП	+	+	

Продолжение табл. 2

Содержание работы	А	Б	В
Открыть крышку багажника и осмотреть состояние агрегатов систем управления, целостность тросов и тяг управления, наличие контровки в соединениях,	+		
Убедиться в надёжности закрытия крышки багажника	+	+	
Проверить чистоту приёмника статического давления на нижней поверхности фюзеляжа	+	+	
<i>8. Хвостовое оперение</i>			
Проверить состояние обшивки стабилизатора, триммера, киля и руля направления, узлы крепления стабилизатора и руля направления; убедиться в исправности узлов навески рулей и триммера, наличии контровки, лёгкости отклонения стабилизатора, отсутствии механических повреждений	+	+	
<i>9. Фюзеляж слева</i>			
Проверить состояние фюзеляжа в порядке, аналогичном осмотру правой стороны	+	+	
<i>10. Левая основная стойка шасси</i>			
Проверить состояние рессоры, пневматика и тормоза колеса в порядке, аналогичном осмотру правой стойки	+	+	
<i>11. Левая консоль крыла</i>			
Проверить состояние левой консоли крыла, элерона и закрылка аналогично правой консоли крыла	+	+	
<i>12. Кабина</i>			
Проверить состояние узлов крепления консолей крыла	+	+	
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	+	+	

Продолжение табл. 2

Содержание работы	А	Б	В
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	+	+	
Включить питание электромеханизма выпуска закрылков и проверить их отклонение	+	+	
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	+	+	
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 отклонение стабилизатора и элеронов;
- открыть пожарный кран;
- включить стояночный тормоз, закрыв кран стояночного тормоза и нажав на рычаг ТОРМОЗ;
- если температура масла ниже 50 °С, включить обогатитель карбюраторов рычагом ОБОГАТИТЕЛЬ;
- выключить обогрев карбюраторов;
- включить автоматы защиты сети (АЗС) АККУМ., ГЕНЕР., РАДИО, ВИШ, ПРИБОРЫ, ПРОБЛЕСКОВЫЙ МАЯК, БАНО;
- включить выключатель ГЛАВНЫЙ;
- проверить исправность электро-, радио- и приборного оборудования;
- при необходимости установить на расходомере количество топлива в баках (порядок установки указан в п. 8.9.3.3);
- установить РУД на 0,5 см от упора МАЛЫЙ ГАЗ;
- установить тумблер AUTO–MAN на пульте управления режимами винта в положение MAN, после чего нажать и удерживать переключатель ручного управления шагом в положении FINE до тех пор, пока индикатор FINE на пульте управления режимами не начнёт мигать зелёным цветом;
- включить переключатель ПРОБЛЕСКОВЫЙ МАЯК;
- 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, обогатитель карбюраторов выключить и установить частоту вращения коленчатого вала 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/см² (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.

На оборотах двигателя 2500 об/мин проверить исправность регулятора шага, для чего выполнить следующее:

- нажать и удерживать переключатель ручного управления шагом в положении COARSE до тех пор, пока индикатор COARSE на пульте управления режимами не начнёт мигать зелёным цветом. В процессе изменения шага винта индикатор COARSE должен гореть оранжевым цветом, а обороты двигателя должны уменьшиться до 2000 об/мин; после отпущения переключателя РУШ лампа должна гореть зелёным цветом постоянно;
- аналогично переключателем РУШ перевести винт на малый шаг (FINE), обороты двигателя при этом должны возрасти до исходных;

- установить тумблер AUTO–MAN в положение AUTO, а галетный переключатель режимов работы винта в положение CRUISE. При этом убедиться, что индикатор FINE мигает зелёным цветом.

Двигатель считается прогретым, когда температура масла на входе в двигатель достигнет 50 °С.

4.4.4. Опробование двигателя

Опробование двигателя выполняется один раз в день перед началом полётов, а также после технического обслуживания двигателя. Производить опробование двигателя допускается только при установленных тормозных колодках под колёсами основных стоек шасси.

График опробования двигателя представлен на рис. 4.

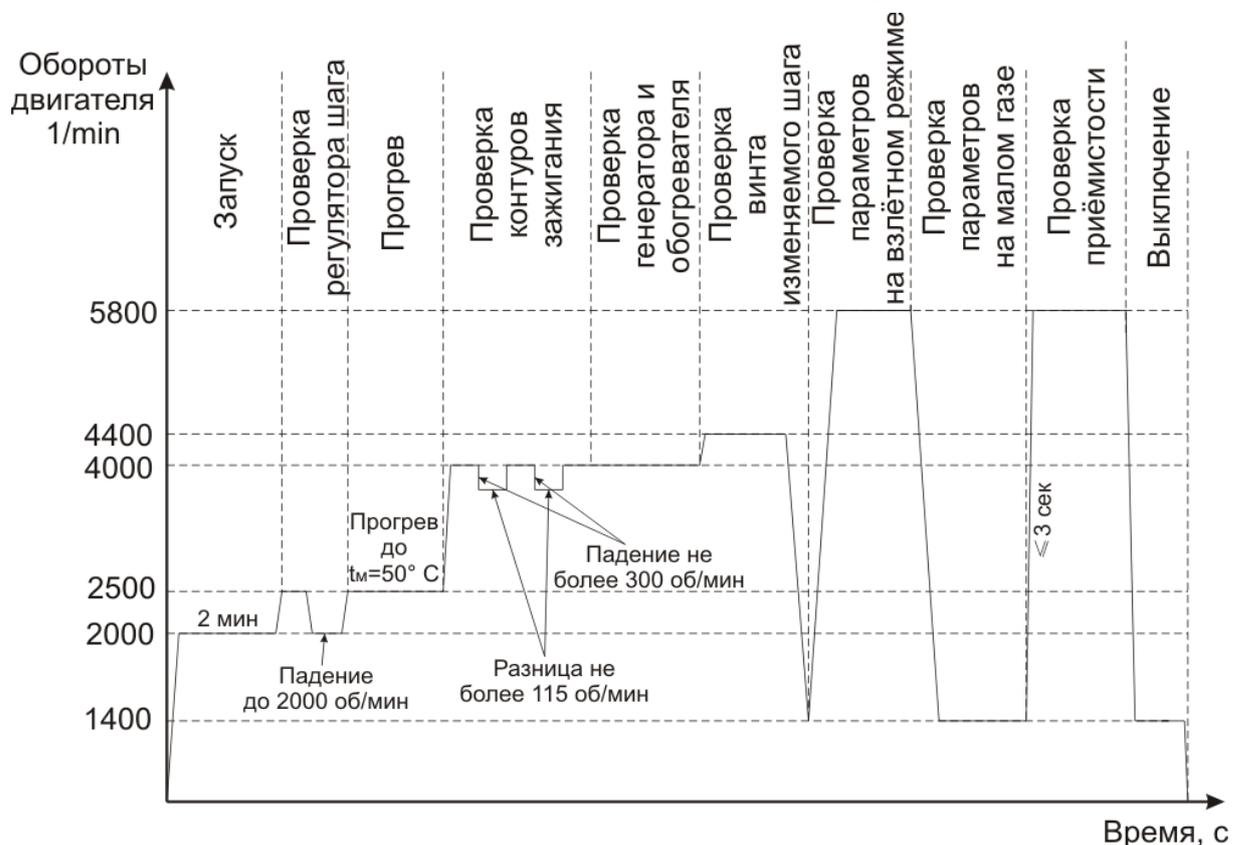


Рис. 4. График опробования двигателя

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 восстановиться 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 винта изменяемого шага.

Рычагом управления двигателем установить обороты двигателя 4400 об/мин. При этом индикатор FINE на пульте управления режимами должен погаснуть.

Плавно переместить РУД вперёд и убедиться, что обороты двигателя не изменяются.

Плавно переместить РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ и убедиться, что индикатор FINE мигает зелёным цветом.

- 4) Проверка работы двигателя на взлётном режиме.

Установить галетный переключатель режимов работы винта в положение Т.О.

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.

- 5) Проверка работы двигателя на малом газе.

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

- 6) 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

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 авиагоризонт, нажав на АЗС АГ и управление закрылками, нажав на АЗС ВЫКЛ. ЗАКРЫЛКОВ;
- включить аэронавигационные огни переключателем БАНУ.

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:

- перевести закрылки во взлётное положение (15°);
- триммеры установить в нейтральные положения;
- убедиться, что тумблер **AUTO–MAN** установлен в положение **AUTO**, а галетный переключатель режимов работы винта установлен в положении **Т.О.**;
- убедиться, что выключен обогрев воздуха на входе в карбюраторы;

- 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), прорудить 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 ручку управления самолётом (РУС) в крайние положения «от себя», «на себя», вправо и влево;
- проверить работу тормозов; самолёт должен удерживаться на месте с заторможенными колёсами при работе двигателя на взлётном режиме.
- кратковременно заарретировать авиагоризонт, потянув ручку PULL TO CAGE «на себя».

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 (5800 об/мин) и растормозить колёса.

В начале разбега РУС 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 60 км/ч плавным отклонением РУС «на себя» поднять нос самолёта и зафиксировать его во взлётном положении.

При достижении скорости отрыва (около 80 км/ч) 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 100–105 км/ч.

Взлёт можно производить с углом положения закрылков 0° , 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 в положение 15° НЕЦЕ-ЛЕСООБРАЗНО.

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 необходимо:

- перевести закрылки в положение 0° ;
- установить галетный переключатель режимов работы винта в положение CLIMB и проконтролировать изменение шага винта по горению индикатора COARSE оранжевым цветом на пульте управления режимами винта;
- РУДом установить давление на входе в двигатель 26 д. рт. ст.;
- тангажом установить скорость полёта 105 – 115 км/ч;
- при необходимости снять усилия на РУСе триммером.

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

6.2. Набор высоты

Набор высоты следует производить при работе ВИШ в режиме CLIMB. Давление на входе в двигатель необходимо установить такое, чтобы обороты двигателя были не менее 5500 об/мин. Наивыгоднейшая скорость набора высоты составляет 115 км/ч при закрылках в положении 0° и 125 км/ч при закрылках в положении -12°.

При полёте в турбулентной атмосфере скорость следует повысить на 10 км/ч.

Если в наборе высоты температурный режим двигателя превышает допустимые пределы, указанные в табл. 3, необходимо перевести самолёт в горизонтальный полёт, установить переключатель режимов работы винта в положение CRUISE, проконтролировать изменение шага винта по горению индикатора COARSE оранжевым цветом, установить скорость не менее 130 км/ч.

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 100–276 км/ч на любом режиме работы двигателя.

Рекомендуемое положение закрылков -12° . Скорость, при которой достигается максимальная дальность полёта составляет 150 км/ч.

Галетный переключатель режимов работы винта необходимо установить в положение CRUISE и проконтролировать изменение шага винта по горению индикатора COARSE оранжевым цветом на пульте управления режимами винта.

РУДом необходимо выставить давление на входе в двигатель, соответствующее требуемой скорости. Если для выдерживания требуемой скорости полёта РУД приходится переводить в положение ВЗЛЁТНЫЙ РЕЖИМ, режим работы винта необходимо перевести в положение CLIMB.

Режим работы винта CLIMB допускается использовать в случае, когда требуется повышенная тяга силовой установки. При переключении режима работы винта с CRUISE на CLIMB индикатор FINE будет гореть оранжевым цветом.

В течение полёта индикаторы FINE и COARSE будут периодически загораться оранжевым цветом, что говорит о работе контроллера воздушного винта и поддержании постоянных оборотов двигателя.

Длительный горизонтальный полёт рекомендуется выполнять на скоростях до 180 км/ч, так как при дальнейшем увеличении скорости начинает снижаться топливная экономичность самолёта.

В горизонтальном полёте следить за тем, чтобы вариометр показывал околонулевое значение вертикальной скорости. РУСом 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 РУСом и РУДом для сохранения высоты и скорости в заданных пределах.

Количество топлива в полёте контролировать по показаниям расходомера и топливомеров.

Примечание. Топливомер показывает уровень топлива при остатке топлива в баке менее 40 л.

При необходимости воспользоваться автопилотом, предварительно затримировав самолёт. Работа с автопилотом описана в п. 8.2.

6.4. Виращ

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

Перед вводом самолёта в виращ установить скорость не менее 115 км/ч и наметить ориентир по курсу.

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

В процессе вираща поддерживать постоянную скорость изменением давления на входе в двигатель, РУСом сохраняя крен и положение капота самолёта относительно горизонта. При правом вираще самолёт имеет тенденцию к поднятию капота относительно горизонта, при левом - к опусканию.

За $20-30^\circ$ до намеченного ориентира координированными движениями РУСа и педалей в сторону, обратную развороту самолёта, начать вывод из вираща. После вывода самолёта в горизонтальный полёт поставить рычаги управления в нейтральное положение.

При выполнении вираща с креном более 30° дополнительно увеличить давление на входе в двигатель на величину тем большую, чем больший крен будет создан. Когда крен достигнет величины 30° и более, дополнительно отклонить РУС «на себя» для предотвращения опускания носа самолёта. Вывод из вираща начинать за $30-45^\circ$ до намеченного ориентира, исходя из имеющегося крена. При выводе из вираща дополнительно отклонить РУС «от себя» для предотвращения задирания носа самолёта и убрать обороты до исходных.

Примечание. При выполнении вираща с большим креном, учитывать, что скорость сваливания самолёта в этом режиме увеличивается.

6.5. Снижение

Снижение разрешается выполнять на скоростях 100–276 км/ч. В турбулентной атмосфере и при грубом пилотировании скорость ограничена согласно подразделу 3.3. При снижении включить подогрев воздуха на входе в карбюраторы. Следить за температурным режимом двигателя, не допускать уменьшения температуры масла ниже 50 °С.

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, необходимо:

- перевести самолёт в горизонтальный полёт;
- перевести галетный переключатель режимов работы винта в положение CRUISE, проконтролировать изменение шага винта по горению индикатора COARSE оранжевым цветом на пульте управления режимами винта;
- установить скорость полёта 130 км/ч, установив необходимое давление на входе в двигатель;
- при необходимости, перевести закрылки в положение -12° .

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.

Если закрылки установлены в положение -12° перед выполнением третьего разворота их необходимо перевести на угол 0° .

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 $100\text{--}110^\circ$ с креном 30° .

После выполнения третьего разворота установить давление на входе в двигатель 10–15 д. рт. ст., галетный переключатель режимов работы винта установить в положение Т.О., проконтролировать изменение шага винта по горению индикатора FINE оранжевым цветом на пульте управления режимами винта, после чего РУДом установить скорость 100–110 км/ч.

ВНИМАНИЕ! Если режим работы винта изменить до установки РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ, может произойти заброс оборотов двигателя выше предельно допустимых.

Выпустить закрылки в положение 15° и перевести самолёт на снижение, при необходимости изменить положение РУДа. Затем включить подогрев воздуха на входе в карбюраторы. При ветре 8 м/с и более закрылки оставить в положении 0° , 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 РУСом, положением РУДа 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 $15^\circ\text{--}20^\circ$.

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 30° или 35° , либо закрылки оставить в положении 15° и сохранять скорость 100–110 км/ч;
- при ветре 5–8 м/с закрылки оставить в положении 15° и сохранять скорость 100–110 км/ч;
- при ветре 8 м/с и более закрылки оставить в положении 0° , сохранять скорость 110–125 км/ч.

ВНИМАНИЕ! Угол отклонения закрылков 35° рекомендуется применять при посадке на ВПП длиной менее 300 м при отсутствии бокового ветра, т.к. при таком положении закрылков происходит быстрая потеря скорости во время выдерживания, и посадка требует достаточной практики.

Продолжить снижение в точку начала выравнивания.

На прямой контролировать скорость и выдерживать её положением РУДа.

Контролировать отсутствие ухода выше или ниже глиссады. При необходимости корректировать угол снижения отклонением РУСа, при этом, изменением положения РУДа 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 4–5 м проконтролировать скорость, перевести взгляд влево под углом около 15° и вперёд на 15–20 м и плавным движением РУСа «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 РУСа должен быть таким, чтобы самолёт к окончанию выравнивания плавно погасил вертикальную скорость почти до нуля и оказался на высоте 0,2–0,3 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 положениях 30° и 35° создают значительный пикирующий момент, поэтому требуется на выдерживании отклонить РУС «на себя» полностью. При других положениях закрылков пикирующий момент ослаблен или отсутствует и ход РУСа «на себя» значительно меньше.

Педалями поставить продольную ось самолёта параллельно оси ВПП и РУСом 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 РУСа «на

себя» поддержать нос самолёта, затем плавно опустить переднюю стойку шасси. После опускания носовой стойки шасси поставить РУС нейтрально и применить тормоз, не допуская попадания колёс в «юз».

Примечание. При посадке на искусственную 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;
- выключить подогрев карбюратора;
- перевести РУД во взлётное положение и далее действовать согласно разделу 6.1.

После окончания пробега установить закрылки в положение -12° 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 РУСа «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 6 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 РУСа в сторону против ветра. По мере нарастания скорости движения самолёта и увеличения эффективности элеронов РУС 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 $1\text{--}2 \text{ м/с}$ 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 3 м/с посадку рекомендуется выполнять с закрылками в положении 15° . При боковой составляющей $5\text{--}6 \text{ м/с}$ взлёт производить с закрылками в положении 0° .

6.10. 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 РУСа «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 РУСа. 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 РУСа «от себя» самолёт выходит из режима сваливания, потеря высоты при выводе составляет 30–80 м в зависимости от конфигурации самолёта и режима работы двигателя.

6.11. 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 180 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 взлётно-го и уходу на второй круг.

6.12. Окончание полётов

После заруливания на стоянку:

- включить стояночный тормоз;
- 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.

После выключения двигателя выключить проблесковый маяк и БАНО переключателями ПРОБЛЕСКОВЫЙ МАЯК и БАНО соответственно, выключить переключатель ГЛАВНЫЙ, выключить все АЗС, поставить РУД в положение взлётно-го режима для разгрузки возвратных пружин карбюраторов.

Затем закрыть пожарный кран, 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 потянуть АЗС АККУМ. «на себя»;
- 4) применить тормоз (если необходимо);

7.1.2. Отказ двигателя в наборе высоты до первого разворота

Действия:

- 1) перевести самолёт на планирование со скоростью 130 км/ч ($K = 8$);
- 2) доложить диспетчеру;
- 3) выключить зажигание, потянуть АЗС АККУМ. «на себя», по возможности закрыть пожарный кран;
- 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 130 км/ч ($K = 8$);
- 2) доложить диспетчеру;
- 3) если хватает высоты, направить самолёт на аэродром;
- 4) выключить зажигание, потянуть АЗС АККУМ. «на себя», закрыть пожарный кран;
- 5) подтянуть привязные ремни;
- 6) если не хватает высоты для посадки на аэродроме, действовать согласно подразделу 7.13.

7.1.4. Отказ двигателя в полёте на высоте более 500 м

Действия:

- 1) перевести самолёт на планирование со скоростью 140 км/ч при закрылках в положении -12° или 130 км/ч при закрылках в положении 0° ;
- 2) развернуть самолёт в сторону подобранной площадки;
- 3) доложить диспетчеру;
- 4) проверить уровень топлива;
- 5) попробовать запустить двигатель в следующей последовательности:
 - установить РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ;
 - повернуть ключ зажигания в положение START;
 - убедившись в устойчивой работе двигателя, установить РУДом необходимый режим работы двигателя.
- 6) если двигатель не запустился, зафлюгировать лопасти воздушного винта в следующей последовательности:
 - если тумблер AUTO–MAN находится в положении AUTO, перевести галетный переключатель режимов автоматической работы в положение FEATHER, нажать тумблер FEATHER и проконтролировать изменение шага по горению индикатора COARSE оранжевым цветом;
 - если тумблер AUTO–MAN находится в положении MAN, одновременно нажать и удерживать тумблер FEATHER и переключатель РУШ в положении COARSE до перемещения лопастей в режим флюгирования, контролируя изменение шага по горению индикатора COARSE оранжевым цветом;
 - после установки во флюгерное положение индикатор COARSE загорится зелёным цветом.
- 7) произвести посадку на аэродроме или на подобранной площадке согласно подразделу 7.13.

7.2. Непреднамеренный штопор

Действия по выводу:

- 1) полностью убрать обороты;
- 2) полностью дать педаль против вращения;
- 3) отклонить РУС «от себя» до среднего положения;
- 4) как только вращение прекратится, поставить педали нейтрально и отклонением РУСа «на себя» вывести самолёт из пикирования. Движение РУСом 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, РУСом 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 °С.

Действия:

- 1) при полёте в районе аэродрома произвести посадку на аэродром;
- 2) при полёте вне аэродрома произвести посадку на подобранную площадку согласно подразделу 7.13.

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: произвести посадку на аэродром или подобранную площадку согласно подразделу 7.13.

7.5. Тряска двигателя

При появлении тряски двигателя необходимо:

- 1) убедиться в наличии давления топлива;
- 2) 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. Отказ системы изменения шага винта

Признаки:

- изменяются обороты двигателя из-за изменения мощности двигателя или скорости полёта, при этом индикаторы FINE и COARSE на пульте управления режимами не горят;
- индикатор FINE на пульте управления режимами мигает оранжевым цветом;
- один или оба индикатора на пульте управления режимами горит или мигает красным цветом;
- внезапное изменение оборотов двигателя.

Действия:

- 1) при увеличении оборотов двигателя с тенденцией к превышению максимально допустимого значения уменьшить мощность двигателя, переместив РУД «назад»;
- 2) установить тумблер AUTO–MAN на пульте управления режимами винта в положение MAN и дальнейшее изменение шага винта производить переключателем РУШ;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При ручном управлении шагом необходимо следить за оборотами двигателя. При максимальной мощности двигателя (РУД в положении ВЗЛЁТНЫЙ РЕЖИМ) и минимальном шаге винта может произойти превышение максимально допустимых оборотов двигателя (5800 об/мин). При максимальной мощности двигателя и увеличении шага винта обороты двигателя должны быть не менее 5200 об/мин. Эти требования допускается выполнять как изменением шага винта, так и перемещением РУД.

- 3) если шаг винта не изменяется, тягу силовой установки изменять только положением РУД.

ВНИМАНИЕ! Если шаг винта не будет находиться на упоре минимального шага, то в случае ухода на второй круг тяга силовой установки будет ниже, чем при штатной работе воздушного винта.

7.7. Отказ системы управления закрылками

Признаки: при перемещении ручки управления закрылками угол положения закрылков не изменяется.

Действия:

- 1) выключить АЗС ВЫКЛ. ЗАКРЫЛКОВ на несколько секунд, после чего включить снова;
- 2) если управление не восстановилось, перейти на управление ручным способом:
 - для уборки закрылков перевести ручку управления закрылков в крайнее верхнее положение (через положение -12°) и удерживать её в этом положении до достижения требуемого положения закрылков;
 - для выпуска закрылков перевести ручку управления закрылков в крайнее нижнее положение (через положение 35°) и также удерживать её в этом положении до достижения требуемого положения закрылков;
- 3) если управление ручным способом не работает, выполнить посадку на ближайшем аэродроме;
- 4) при заходе на посадку с закрылками -12° выдерживать скорость 130–135 км/ч, при остальных положениях закрылков скорость выдерживать как при обычном заходе на посадку.

7.8. 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, потянуть АЗС АККУМ. «на себя», закрыть пожарный кран;
- 4) выполнить скольжение в сторону, противоположную месту пожара для срыва пламени;
- 5) выполнить посадку согласно подразделу 7.13.

7.9. 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.

7.10. Отказ генератора

Признаки:

- загорание красной сигнальной лампы НЕТ ЗАРЯДКИ;
- падение напряжение по вольтметру ниже 13 В.

Действия:

- 1) отключить авиагоризонт АЗСом АГ, и автопилот АЗСом АВТОПИЛОТ если он был включен;
- 2) 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.

7.11. 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) для выполнения горизонтального полёта необходимо установить давление смеси не менее 20 д. рт. ст. На снижении давление смеси устанавливать в диапазоне от 10 до 15 д. рт. ст., по вариометру установить вертикальную скорость снижения 2 м/с, при этом скорость планирования будет равна 110 км/ч.

7.12. 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) для выполнения горизонтального полёта необходимо установить давление смеси не менее 20 д. рт. ст. На снижении давление смеси устанавливать в диапазоне от 10 до 15 д. рт. ст.

7.13. 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: наименьшая скорость планирования с закрылками -12° составляет 140 км/ч, с закрылками 0° - 130 км/ч.

Внимание! Выпущенные закрылки уменьшают дальность планирования. В случае посадки с работающим двигателем необходимо:

- 1) выпустить закрылки на 15° ;
- 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 130–140 км/ч;
- 2) перед посадкой выпустить закрылки на 15° и уменьшить скорость до 125 км/ч;
- 3) выключить зажигание, АЗС АККУМ., закрыть пожарный кран;
- 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 РУС и педалей. Стабилизатор и элероны управляются РУСами, а руль направления - педалями. Как РУСы, так и педали жёстко соединены между собой и перемещаются синхронно. В проводках управления стабилизатором, элеронами и рулём направления имеются пружины, создающие усилия на РУС и педалях.

Стабилизатор цельноповоротный, снабжён триммером-загружателем, который создаёт усилия по тангажу и, при необходимости, уменьшает их. В режиме триммера он управляется колесом из кабины пилотов, в режиме загружателя он отклоняется автоматически (за счёт кинематики системы управления) пропорционально углу отклонения стабилизатора.

Элероны зависающего типа, отклоняющиеся синхронно на угол, пропорциональный углу отклонения закрылков.

Элероны и руль направления аэродинамических триммеров не имеют, а эффект триммирования создаётся смещением нейтрального положения пружин загрузки. Управление механизмами триммирования элеронов и руля направления также осуществляется колёсами в кабине пилотов.

Закрылки отклоняются электромеханизмом, который управляется галетным переключателем на приборной панели. Цифровое табло рядом с переключателем показывает угол положения закрылков. При изменении угла положения закрылков надпись на табло мигает. Если надпись мигает более 3-х секунд, это говорит о перегрузке электромеханизма и скорость полёта в этом случае необходимо уменьшить.

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

Самолёт оборудован автопилотом, который управляет самолётом в канале тангажа и крена. Подробно работа с автопилотом описана в п. 8.2.

Буксировочный замок открывается тросом, ручка которого расположена на приборной панели.

8.2. Система автоматического управления (автопилот)

Система автоматического управления (автопилот) предназначена для управления самолётом и поддержания углов крена и тангажа на крейсерских режимах полёта.

Она состоит из пульта управления, установленного на приборной панели пилотов и электромеханизмов, установленных за кабиной пилотов. Электромеханизмы подключены к системам управления стабилизатором и элеронами.

Автопилот позволяет выполнять следующие задачи:

- полёт по заданному маршруту;
- поддержание заданной высоты полёта;
- полёт с заданным курсом;
- поддержание заданного угла крена.

Пульт управления показан на рис. 5.

8.2.1. Включение и выключение автопилота

Для включения пульта управления автопилота необходимо нажать на АЗС АВТОПИЛОТ. После этого на экране пульта управления отобразится логотип автопилота и произойдёт его инициализация, при этом будет отображаться информация, показанная на рис. 6. После завершения инициализации появится информация, показанная на рис. 7. Эта информация говорит о том, что автопилот не активен и не получает сигнал от GPS-навигатора. В случае подключённого к автопилоту GPS-навигатора вместо надписи NO GPS будет надпись TRK+ с указанием текущего магнитного курса самолёта.

Перед включением автопилота необходимо затриммировать самолёт. Если самолёт будет не затриммирован, автопилоту потребуются большие отклонения РУС, что приведёт к раскачке самолёта.

Для включения автопилота необходимо нажать и удерживать кнопку на РУС левого пилота не менее 2-х секунд.

Отключение автопилота производится повторным нажатием на кнопку на РУС левого пилота.



Рис. 5. Пульт управления автопилотом



Рис. 6. Инициализация



Рис. 7. Автопилот не активен

8.2.2. Полёт с заданным курсом и по заданному маршруту

При подключении к автопилоту GPS-навигатора автопилот получает информацию о текущем курсе и о текущем маршруте полёта (если в GPS-навигаторе активен маршрут полёта) и использует её для управления самолётом по крену.

После включения автопилота включится режим полёта с заданным курсом и на экране появится информация, показанная на рис. 8. Параметр TRK информирует о текущем магнитном курсе самолёта, параметр SEL показывает какой курс задан автопилоту в данный момент. Параметр SEL можно менять регулятором на пульте управления автопилотом. Вращение ручки регулятора изменяет курс с шагом 5° , нажатие на ручку регулятора изменяет курс с шагом 1° . После изменения параметра SEL автопилот, управляя элеронами, будет доворачивать самолёт на новый курс полёта до тех пор, пока параметр SEL не будет равен параметру TRK.



Рис. 8. Поддержание курса



Рис. 9. Полёт по маршруту

При активном маршруте полёта в GPS-навигаторе можно включить режим полёта по заданному маршруту нажатием на кнопку MODE. В этом случае на экране появится информация, показанная на рис. 9. Автопилот будет выдерживать линию заданного пути и доворачивать на новый курс после пролёта поворотных пунктов маршрута. Если в этом режиме вращать регулятор на пульте управления автопилотом, автопилот перейдёт в режим полёта с заданным курсом.

8.2.3. Поддержание высоты полёта

Для включения поддержания заданной высоты полёта необходимо нажать кнопку ALT на пульте управления автопилотом, после чего появится надпись ALT HOLD. (рис. 12). При этом автопилот запоминает барометрическую высоту в момент нажатия кнопки ALT и выдерживает её отклонением стабилизатора.

Режим поддержания высоты включается только при наличии надписи AP ON на экране пульта управления, т.е. при уже включённом канале крена автопилота.

Режим поддержания высоты отключается повторным нажатием на кнопку ALT, либо кнопкой на РУС левого пилота при отключении автопилота.

8.2.4. Поддержание угла крена

Этот режим работает при отсутствии сигнала от GPS-навигатора.

Он включается после включения автопилота и на экране пульта управления появится информация, показанная на рис. 10. Параметр BANK показывает угол крена, который автопилот поддерживает в данный момент. Для изменения этого угла необходимо вращать ручку регулятора на пульте управления автопилотом в нужную сторону. Крен изменяется в диапазоне от 0° до 30°. После изменения угла автопилот отклонит РУС для создания заданного крена. После достижения заданного угла крена автопилот продолжит его сохранять, самолёт будет выполнять вираж.

В том случае, если самолёт выполняет вираж при установленном значении BANK 0°, необходимо нажать на ручку регулятора на пульте управления автопилотом. После этого включится

настройка триммирования канала крена автопилота и на экране появится информация, показанная на рис. 11. Вращением ручки регулятора на пульте управления автопилотом необходимо устранить крен. Скорость вращения самолёта можно изменять до 10 градусов в минуту с шагом 0,2 градуса в минуту.

8.2.5. Настройка гироскопов

Гироскопические датчики, встроенные в автопилот, настраиваются автоматически после включения пульта управления автопилота. При необходимости можно выполнить настройку вручную. Для этого необходимо нажать и удерживать ручку регулятора на пульте управления автопилотом не менее 10 секунд. В течение этого времени на экране пульта управления появится надпись GYRO SET. Эту процедуру необходимо проводить при неподвижном самолёте, установленном на ровной площадке, и неактивном автопилоте.

Кроме того, ручную настройку гироскопических датчиков необходимо проводить в случае отключения автопилота от электропитания в полёте. При этом самолёт должен лететь прямолинейно без разворотов и изменения высоты.



Рис. 10. Поддержание крена



Рис. 11. Настройка триммирования



Рис. 12. Поддержание высоты

8.3. Двигатель

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.

8.3.1. Топливная система двигателя

Краткое описание топливной системы двигателя приведено в подразделе 8.5.

8.3.2. 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 °С термостат отключает радиатор от системы и жидкость циркулирует по так называемому малому кругу, не охлаждаясь в радиаторе. При повышении

температуры охлаждающей жидкости выше 90 °С 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.

8.3.3. 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 °С.

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.

8.3.4. 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.

Контур зажигания включается ключом зажигания, имеющим четыре фиксированных положения:

- OFF - оба контура зажигания выключены;
- 1 - включен контур зажигания 1;
- 2 - включен контур зажигания 2;
- 1+2 - включены оба контура зажигания;

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

8.3.5. 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	5800	5500	4400	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, °С	90–100			
Температура масла, °С	90–110			
Часовой расход топлива, л/ч	26	22	12-16	8
Давление на входе в двигатель, д. рт. ст.	27	25-26	20–25	менее 10

Эксплуатационные ограничения по силовой установке указаны в подразделе 3.4.

8.4. Воздушный винт

На самолёте установлен трёхлопастной воздушный винт Airmaster AP332, изменяемого в полете шага, с возможностью флюгирования.

Электропривод винта управляется контроллером постоянной частоты вращения AC200 «SmartPitch». Посредством изменения шага винта контроллер регулирует обороты двигателя.

8.4.1. Органы управления

Внешний вид органов управления показан на рис. 13.



Рис. 13. Органы управления винтом изменяемого шага

Контроллер управления воздушным винтом имеет два органа управления:

- пульт управления режимами (встроен в контроллер);
- переключатель ручного управления шагом (РУШ).

На пульте управления режимами имеются:

- тумблер AUTO–MAN – выбирает режим работы контроллера (автоматический или ручной);
- галетный переключатель режимов работы (T.O., CLIMB, CRUISE, HOLD, FEATHER) – выставляет нужный режим работы в зависимости от режима работы двигателя;
- тумблер FEATHER – включение режима флюгирования.

Контроллер включается АЗСом ВИШ и переключателем ГЛАВНЫЙ.

8.4.2. Работа контроллера

В режиме AUTO шаг винта задаётся галетным переключателем режимов работы. Каждому из четырёх основных режимов (T.O., CLIMB, CRUISE, HOLD)

соответствуют определённые обороты двигателя, которые контроллер поддерживает изменением шага винта. Таким образом, режимом работы винта определяется диапазон углов установки лопастей, в котором контроллер может устанавливать угол. В случае, если мощность двигателя не будет соответствовать установленному режиму работы винта, обороты двигателя поддерживаться не будут. Например, при уборке РУД на МАЛЫЙ ГАЗ обороты двигателя упадут в любом случае.

Автоматические режимы работы контроллера:

- Т.О. (взлётный режим) — используется на взлёте для достижения максимальных оборотов двигателя (5800 об/мин), шаг винта минимальный;
- CLIMB (режим набора высоты) — используется в том случае, когда необходима повышенная тяга (5500 об/мин); режим CLIMB может использоваться также в горизонтальном полёте;
- CRUISE (крейсерский режим) — используется для достижения максимальной дальности полёта (4400 об/мин), шаг винта близкий к максимальному;
- HOLD (поддержание постоянных оборотов) — режим используется, когда требуется установить обороты двигателя, отличающиеся от настроенных в режиме CRUISE. Обороты двигателя в этом случае задаются переключателем РУШ. Диапазон возможных значений: 4000 – 5000 об/мин. По умолчанию настройки режима HOLD совпадают с режимом CRUISE.

Кроме того, существует дополнительный режим FEATHER (режим флюгирования лопастей), который используется при отказе двигателя. Он включается переводом галетного переключателя режимов работы в положение FEATHER и включением тумблера FEATHER. Перевод лопастей обратно на рабочие углы установки производится переводом галетного переключателя режимов автоматической работы в любой из четырёх основных режимов работы.

Ручной режим работы включается установкой тумблера AUTO–MAN в положение MAN. Шаг винта в этом случае задаётся только переключателем РУШ независимо от положения галетного переключателя режимов работы. Для перевода винта на малый шаг необходимо нажать и удерживать РУШ в положении FINE, для перевода винта на большой шаг - в положение COARSE.

Флюгирование лопастей в ручном режиме производится удерживанием тумблера FEATHER и одновременным переводом винта на большой шаг с помощью переключателя РУШ.

Основной режим работы контроллера – автоматический.

8.4.3. Логика работы индикаторов

На пульте управления режимами имеются два световых индикатора FINE и COARSE. Каждый из них имеет следующие варианты индикации:

- оранжевый цвет – происходит изменение шага винта;
- мигающий оранжевый цвет – контроллер не получает сигнала оборотов двигателя и прекратил попытки управлять шагом винта. При работе двигателя на малом газе или остановленном двигателе этот режим не является неисправностью;
- зелёный цвет – шаг соответствует предельному положению (малый шаг, большой шаг, флюгер);
- мигающий зелёный цвет – шаг достиг предельного значения, но контроллер и дальше пытается изменить его. Такое возникает при неотпущенном переключателе РУШ или режиме работы двигателя, который не соответствует шагу винта;
- красный цвет – перегрузка по току во время изменения шага. Может возникнуть из-за дефекта механизма изменения шага или неправильной настройкой одного из регулируемых упоров шага ВВ;
- мигающий красный цвет – неисправность аппаратуры изменения шага.

8.5. Топливная система

Основные данные топливной системы:

Ёмкость топливных баков	2 × 65 л;
Невырабатываемый остаток	2 л;
Применяемое топливо	бензин с октановым числом не ниже 95.

В системе имеется два топливных бака, по одному в каждой консоли крыла. Каждый бак состоит из двух секций: внутренней и внешней, разделённых перегородкой со створчатым клапаном. Из внутренних секций, меньших по размеру, топливо подаётся к двигателю, во внешних секциях расположены заливные горловины баков. В прямолинейном полёте и отсутствии болтанки клапаны открыты и не мешают перетеканию топлива из внешних секций во внутренние. При эволюциях самолёта и полёте со скольжением клапаны прикрываются и не допускают быстрого перетекания топлива из внутренних секций баков обратно во внешние, таким образом снижая неодинаковую выработку топлива из баков.

Дренаж топливных баков осуществляется через специальные отверстия на законцовках крыла. Отверстия соединены с баками трубками, образующими петли. Такая схема соединения предотвращает вытекание топлива через отверстия при стоянке самолёта под углом. В полёте через эти же отверстия осуществляется наддув топливных баков набегающим потоком воздуха. Таким образом, всегда поддерживается одинаковое давление в баках.

В кабине пилотов со стороны баков расположены топливомеры. Они показывают уровень топлива до 40 л на каждый бак.

Из баков топливо поступает самотёком. В заборных горловинах имеются сетки грубой очистки топлива.

Трубки, подающие топливо из двух баков, соединяются за приборной панелью. Там же расположены фильтр тонкой очистки и пожарный кран.

После пожарного крана топливо поступает в фильтр-отстойник, расположенный слева от носовой стойки шасси. После фильтра-отстойника топливо проходит через датчик расходомера и поступает в двигатель.

Пульт управления расходомером установлен на приборной панели.

На двигателе стоит подкачивающий насос. К магистрали между насосом и карбюратором подключается датчик, измеряющий давление топлива. Указатель давления топлива установлен на приборной панели.

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

8.6. 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 ТОРМОЗ, который расположен рядом с РУД. В системе имеется клапан стояночного торможения, который при включении не стравливает давление из тормозов.

Для включения стояночного торможения необходимо перевести рычаг СТОЯН. ТОРМ. в положение ВКЛ. После этого создать давление в системе рычагом ТОРМОЗ. Отключается стояночное торможение переводом рычага СТОЯН. ТОРМ. в положение ВЫКЛ.

8.7. Система отопления

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

Воздух в обеих подсистемах нагревается в теплообменнике, расположенном на глушителе двигателя. После теплообменника нагретый воздух поступает в кабину и входной ресивер по разным патрубкам. Подачу тёплого воздуха регулируют две заслонки, по одной на каждую подсистему.

Заслонка подсистемы обогрева воздуха во входном ресивере управляется ручкой **ОБОГРЕВ КАРБ.**, заслонка подсистемы обогрева кабины управляется ручкой **ОБОГРЕВ КАБИНЫ**.

Для включения обогрева необходимо потянуть соответствующую ручку «на себя». Регулируя положение ручки, подобрать необходимую интенсивность обогрева. Во входном ресивере необходимо 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.

8.8. Буксировочное устройство

Буксировочное устройство предназначено для транспортировки рекламного вымпела (полотнища).

Присоединять фал полотнища к буксировочному замку необходимо на исполнительном старте вдоль линии ВПП.

Взлёт с буксируемым полотнищем не отличается от обычного. Скорость буксировки не должна превышать 110 км/ч.

Посадку необходимо производить с отцепленным полотнищем. Сброс полотнища необходимо производить на высоте 15 м над ВПП путём вытягивания ручки открытия замка «на себя» до упора.

В случае непреднамеренных условий полёта (турбулентность, осадки) произвести сброс полотнища вне населённых пунктов.

8.9. Авиационное и радиоэлектронное оборудование

8.9.1. Система электроснабжения

Система электроснабжения обеспечивает работу потребителей электроэнергии. Система состоит из генератора, расположенного на двигателе, выпрямителя-регулятора, сглаживающего конденсатора, аккумулятора и предохранителей. В двигатель встроены 10-полюсный однофазный генератор переменного тока на постоянных магнитах мощностью 250 Вт.

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 отсеке двигателя справа по полёту.

Подключение питания на бортовую сеть самолёта производится АЗСом АККУМ., расположенным на центральном пульте приборной доски.

Потребители электроэнергии включаются соответствующими АЗС и переключателями. Напряжение контролируется по вольтметру.

На приборной доске справа установлен красный светосигнализатор ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА, 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.

8.9.2. Приборы контроля работы двигателя

В состав приборов контроля работы двигателя входят:

- 1) тахометр (ТАСН), показывающий обороты двигателя, об/мин;
- 2) указатель давления во впускных коллекторах (MANIFOLD PRESS), д.рт. ст.;
- 3) указатель температуры головки третьего цилиндра (СНТ), °С;
- 4) указатель температуры масла на входе в двигатель (OIL TEMP), °С;
- 5) указатель давления масла (OIL PRESS), бар;
- 6) счётчик наработки двигателя, час.

Все приборы включаются АЗСом ПРИБОРЫ.

8.9.3. Расходомер. Описание и работа

Расходомер предназначен для определения расхода топлива и вычисления остатка топлива в баках по израсходованному количеству топлива. Расходомер состоит из прибора TL-2524, установленного на приборной доске и датчика, установленного в отсеке двигателя. Включается расходомер переключателем Avionics Master.

Внешний вид прибора TL-2524 показан на рис. 14.

Прибор TL-2524 имеет две кнопки, функции которых меняются в зависимости от отображаемой информации.



Рис. 14. Изображение прибора TL-2524

8.9.3.1. Главное меню

Главное меню содержит следующую информацию:

- FLO - мгновенный расход топлива в л/ч;
- AVE - средний расход топлива в л/ч;
- EDR - время полета при текущем остатке топлива в часах и минутах.

Переход между значениями производится кнопкой NEXT. После просмотра всех значений главного меню прибор предложит перейти в меню дополнительных данных. При этом на экране высвечивается надпись OTHER. Чтобы перейти к просмотру меню дополнительных данных, необходимо нажать кнопку YES. Чтобы вернуться в главное меню, необходимо нажать кнопку NO.

8.9.3.2. Меню дополнительных данных

Меню дополнительных данных содержит следующую информацию:

- TOT - общее количество израсходованного топлива;
- TIM - общее время наработки двигателя.

Переход между значениями также производится кнопкой NEXT. После просмотра всех значений меню дополнительных данных прибор предложит обнулить средний расход топлива, который отображается в главном меню. При этом на экране будет отображаться надпись DELETE AVERAGE VALUE. Чтобы обнулить средний расход топлива необходимо нажать кнопку YES. Чтобы отказаться, необходимо нажать кнопку NO. После этого прибор предложит выйти из меню дополнительных данных, при этом отобразится надпись EXIT. Чтобы вернуться в главное меню необходимо нажать кнопку YES. Чтобы вернуться в меню дополнительных данных, необходимо нажать кнопку NO.

Примечание. Обнуление среднего расхода топлива рекомендуется производить после регулировки двигателя и любых корректировок связанных с работой воздушного винта.

8.9.3.3. Количество топлива в баках

Расходомер может определять общий остаток топлива. При этом количество топлива в баках необходимо указывать вручную перед полётом.

Внимание! Количество топлива в баках необходимо устанавливать с учётом слитого отстоя топлива.

Для просмотра количества топлива в баках необходимо в главном меню нажать кнопку TANK. На экране высветится общее количество топлива, с точностью до десятых долей литра.

Для установки количества топлива необходимо нажать кнопку SET. При этом число на приборе начинает мигать. Нажатием кнопки DOWN производится уменьшение количества топлива, кнопки UP - увеличение. После установки количества топлива необходимо одновременно нажать обе кнопки, при этом число перестанет мигать и отобразится установленное количество топлива.

Чтобы вернуться в главное меню необходимо нажать кнопку EXIT.

8.9.3.4. Низкий уровень топлива

При остатке топлива 20 литров на приборе высветится мигающий сигнал FUEL. Нажатие любой кнопки остановит мигание, однако сигнал FUEL останется

на дисплее до корректировки количества топлива.

8.9.4. 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. 15.

Технические характеристики радиостанции:

- диапазон рабочих частот 118.000–136.975 МГц;
- шаг каналов 25 кГц.

Антенна радиостанции установлена на верхней поверхности фюзеляжа, за кабиной пилотов.

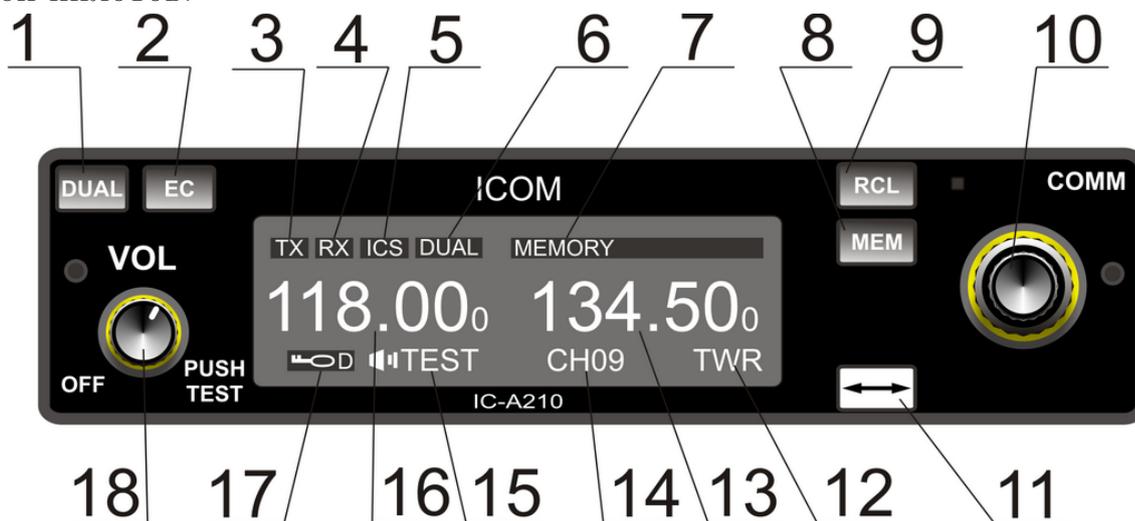


Рис. 15. Радиостанция ICOM-210

Позиции рис. 15:

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 РУ-Се;

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.

8.9.5. 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. 16.

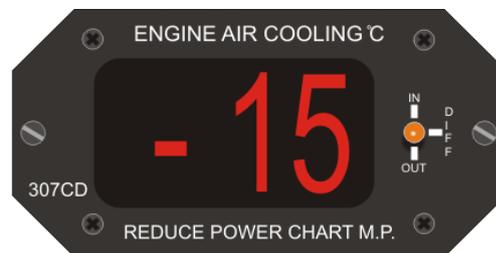


Рис. 16. Указатель температуры воздуха

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.

8.9.6. Авиагоризонт

Авиагоризонт RСА26АК предназначен для индикации углов крена и тангажа. Он имеет механизм арретирования, управляемый ручкой PULL TO CAGE. Этот механизм приводит раму гироагрегата к нулевым значениям крена и тангажа.

Для включения авиагоризонта необходимо нажать АЗС АГ.

Арретирование необходимо производить не позднее исполнительного старта и при неподвижном самолёте. Арретировать гироскоп целесообразно через 2–3 мин после включения его питания. Это время необходимо, чтобы ротор гироскопа раскрутился до рабочих оборотов.

Авиагоризонт имеет подвижную центральную планку, управляемую центральной ручкой. Подвижная планка необходима для удержания заданных углов тангажа в полете.

Внешний вид авиагоризонта RСА26АК показан на рис. 17.

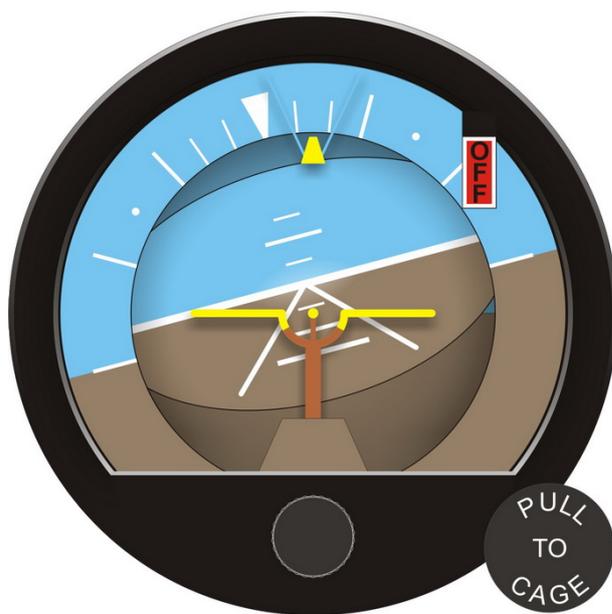


Рис. 17. Авиагоризонт RСА26АК

8.9.7. Система полного и статического давления

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

Запитка приборов происходит через приёмник полного давления, расположенный на правой консоли крыла, и через отверстие статического давления, расположенное на днище фюзеляжа в районе багажника.

8.9.8. Светотехническое оборудование

В светотехническое оборудование самолёта входят аэронавигационные огни и проблесковый маяк.

Аэронавигационные огни включаются АЗСом и переключателем БАНО, а проблесковый маяк АЗСом и переключателем ПРОБЛЕСКОВЫЙ МАЯК.

8.9.9. Аварийный радиомаяк

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

В комплект АРМ входит:

- передатчик (расположен за левым пилотским креслом);
- пульт управления (расположен на центральной приборной панели);
- антенна (расположена на верхней поверхности фюзеляжа).

Общий вид пульта управления показан на рис. 18.



Рис. 18. 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.

Режим тестирования можно включить не только с пульта управления, но и переключением тумблера передатчика из положения OFF в положение ARM. Тестирование происходит 10 секунд, после чего загорается лампа на пульте управления и на передатчике. Постоянное горение ламп означает, что тест прошёл успешно. Мигание ламп говорит о наличии неисправности.

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

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

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

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 вырубиванием;
- 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
Привязные ремни	затянуты
Стабилизатор, элероны	проверены, свободны
Пожарный кран	открыт

АЗС АККУМ., ГЕНЕР., РАДИО, ВИШ, ПРИБОРЫ, ПРОБЛЕСКОВЫЙ МАЯК, БАНО	включены
Выключатель ГЛАВНЫЙ	включен
Приборы, указатели	проверены
Запас топлива	установлен
РУД	0,5 см от МГ
Стояночный тормоз	включен
Обогатитель (если необходимо)	включен
Обогрев карбюраторов	выключен
Индикатор FINE шага винта	горит зелёным
Проблесковый маяк	включен
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
АЗС АГ, ВЫКЛ. ЗАКРЫЛКОВ	включены
БАНО	включены

9.1.4. Содержание карты «На предварительном старте»

Закрылки	взлётное
Триммер	нейтрально
Режим воздушного винта	AUTO, T.O.
ВПП	свободна
На четвёртом развороте и на прямой	свободно

9.1.5. Содержание карты «На исполнительном старте»

Рули	проверены
ВПП	свободна
Авиагоризонт	заарретирован

9.1.6. Содержание карты «На высоте 50 м»

Закрылки	0°
Режим воздушного винта	CLIMB
РУД	давление 26 д. рт. ст.

9.1.7. Содержание карты «После 3-го разворота»

РУД	10–15 д. рт. ст.
Режим воздушного винта	Т.О.
Скорость	заданная
Закрылки	0° или 15°
Обогрев карбюраторов	включен

9.1.8. Содержание карты «На стоянке»

Стояночный тормоз	включен
Закрылки	убраны
РУД	МАЛЫЙ ГАЗ
Двигатель	выключен
Зажигание, переключатели, АЗС	выключены
РУД	вперёд
Пожарный кран	закрыт
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. 19.

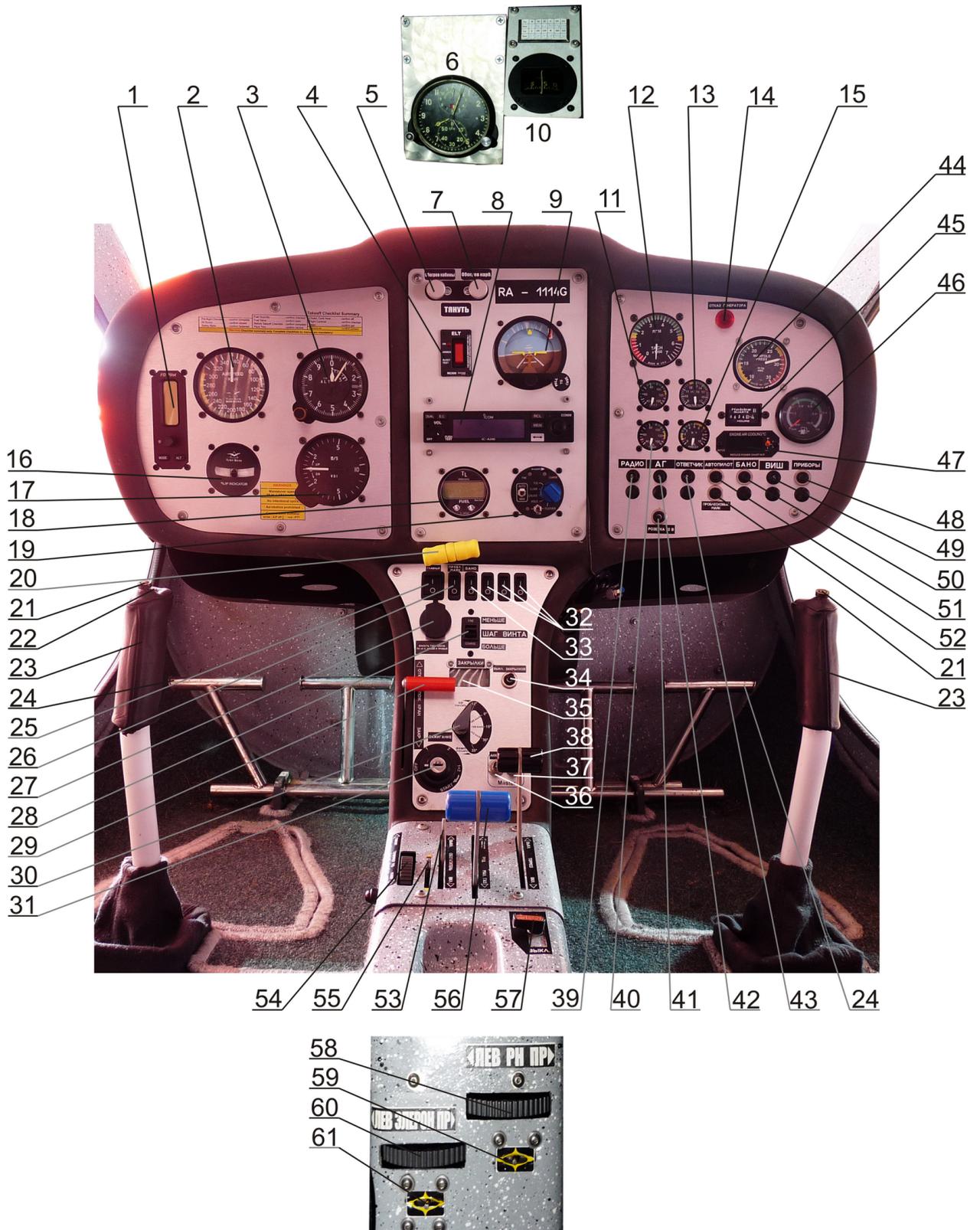


Рис. 19. Приборная доска

Позиции рис. 19:

- 1 — пульт управления автопилотом;
- 2 — указатель скорости;
- 3 — высотомер;
- 4 — пульт управления аварийным радиомаяком;
- 5 — ручка включения обогрева кабины экипажа;
- 6 — часы АЧС-1;
- 7 — ручка включения обогрева воздуха во входном ресивере;
- 8 — радиостанция ICOM IC-A210;
- 9 — авиагоризонт RСА26АК;
- 10 — магнитный компас;
- 11 — указатель температуры головки цилиндра № 3;
- 12 — указатель оборотов двигателя;
- 13 — вольтметр;
- 14 — индикатор отказа генератора;
- 15 — указатель давления масла;
- 16 — указатель скольжения;
- 17 — вариометр;
- 18 — расходомер TL-2524;
- 19 — пульт управления режимами воздушного винта;
- 20 — ручка открытия буксировочного замка;
- 21 — кнопка радиосвязи;
- 22 — кнопка включения и выключения автопилота;
- 23 — ручка управления самолётом;
- 24 — педали;
- 25 — переключатель ГЛАВНЫЙ;
- 26 — переключатель проблескового маяка;
- 27 — розетка 12 В;
- 28 — переключатель ручного управления шагом;
- 29 — пожарный кран;
- 30 — переключатель управления закрылками;
- 31 — замок зажигания;
- 32 — переключатели не используются;
- 33 — переключатель бортовых аэронавигационных огней;
- 34 — АЗС закрылков;
- 35 — указатель угла положения закрылков;

- 36 — АЗС аккумулятора;
- 37 — АЗС генератора;
- 38 — рычаг управления двигателем;
- 39 — АЗС радиостанции;
- 40 — указатель температуры масла;
- 41 — АЗС розетки 12 В;
- 42 — АЗС авиагоризонта;
- 43 — АЗС не используется;
- 44 — указатель давления смеси на выходе из карбюратора;
- 45 — счётчик наработки двигателя;
- 46 — указатель давления топлива на входе в карбюраторы;
- 47 — указатель температуры воздуха;
- 48 — АЗС приборов контроля работы двигателя;
- 49 — АЗС винта изменяемого шага;
- 50 — АЗС бортовых аэронавигационных огней;
- 51 — АЗС автопилота;
- 52 — АЗС проблескового маяка;
- 53 — рычаг обогатителя;
- 54 — колесо управления триммером руля высоты;
- 55 — указатель положения триммера руля высоты;
- 56 — рычаг торможения;
- 57 — кран стояточного торможения;
- 58 — колесо управления механизмом триммирования руля направления;
- 59 — указатель положения триммера руля направления;
- 60 — колесо управления механизмом триммирования элеронов;
- 61 — указатель положения триммера элеронов.