

# **РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ**

**Самолет К-10  
SWIFT**

## СОДЕРЖАНИЕ РЛЭ

Наименование раздела	Содержание раздела	стр.
1	2	3
Раздел 00	00.1. Назначение РЛЭ	1
СЛУЖЕБНАЯ ИНФОРМАЦИЯ	00.2. Обязанности держателя контрольного экземпляра РЛЭ	1
	00.3. Обязанности пользователя РЛЭ	1
	00.4. Принятые символы и сокращения	1
	00.5. Порядок введения изменений	2
	00.6. Лист регистрации изменений	3
	00.7. Лист регистрации временных изменений	4
	00.8. Перечень действующих страниц	5
	Раздел 01	01.1. Классификация самолета
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ	01.2. Общий вид самолета	1
	01.3. Основные весовые и геометрические данные	1
	01.4. Конструктивные особенности самолета	2
	Раздел 02	02.1. Общие ограничения условий эксплуатации
ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ	02.2. Минимальный состав экипажа	1
	02.3. Максимальное количество людей на борту	1
	02.4. Летные ограничения	1
	02.5. Эксплуатационные ограничения	2
	Раздел 03	03.1. Общие указания по расчету полета
ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ	03.2. Техническая подготовка к полету	1
Раздел 04	04.1. Руление	1
ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА	04.2. Взлет	1
	04.3. Набор высоты	2
	04.4. Полет по кругу	2
	04.5. Крейсерский полет	3
	04.6. Снижение	3
	04.7. Заход на посадку	3
	04.8. Посадка	4
	04.9. После посадки	4
	04.10. Останов двигателя на земле	4
	04.11. Экстренный останов двигателя	5
	04.12. Особенности пилотирования самолета в турбулентной атмосфере	5
	04.13. Особенности пилотирования самолета при выходе на большие углы атаки	5
	04.14. Особенности пилотирования самолета при выполнении аэрофотосъемки	5
	04.15. Особенности пилотирования самолета при выполнении буксировки планеров	5
	Раздел 05	05.1. Вывод из непреднамеренного сваливания в штопор
ДЕЙСТВИЯ В СЛОЖНЫХ СИТУАЦИЯХ	05.2. Попадание в опасные метеорологические условия	1
	05.3. Особые случаи на посадке	1
	05.4. Потеря радиосвязи	1
	05.5. Планирование	2
	05.6. Останов двигателя в полете	2
	05.7. Запуск двигателя в воздухе	2

1	2	3
Раздел 06	06.1. Пожар	1
ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ	06.2. Полет с неработающим двигателем	1
	06.3. Полет с неработающим генератором	2
	06.4. Вынужденная посадка вне аэродрома	2
Раздел 07	07.1. Основные определения	1
ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	07.1.а. Расчет полета	1
	07.2. Сводка характерных скоростей	1
	07.3. Взлет	1
	07.4. Набор высоты	1
	07.5. Крейсерский полет	1
	07.6. Снижение самолета	2
	07.7. Посадка самолета	2
	07.8. Аэродинамические поправки	2
Раздел 08	08.1. Силовая установка	1
ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ САМОЛЕТА	08.2. Система зажигания и электроснабжения	1
	08.3. Система запуска	2
	08.4. Контроль работы двигателя	2
	08.5. Нормальная эксплуатация двигателя	2
	08.6. Планер самолета	6
	08.7. Топливная система	10
	08.8. Система смазки двигателя	11
	08.9. Система управления двигателем	12
	08.10. Электросистема	13
	08.11 Система полного и статического давления, приборное оборудование	13
	08.12 Радиотехническое оборудование	14
	08.14 Особенности эксплуатации самолета в различных климатических условиях	14
	08.15 Спасательная система	14
	08.16 Оборудование для аэрофотосъемки	14
	08.17 Оборудование для буксировки планеров	14
Раздел 09	09.1. Инструкция по заправке топливом	1
ПРИЛОЖЕНИЯ	09.2. Справочные материалы	1

## **Раздел 00**

# **СЛУЖЕБНАЯ ИНФОРМАЦИЯ**

## **СЛУЖЕБНАЯ ИНФОРМАЦИЯ**

### **00.1. НАЗНАЧЕНИЕ РЛЭ**

Руководство по летной эксплуатации самолета К-10 является основным техническим документом, определяющим и регламентирующим для самолета данного типа конкретные правила его летной эксплуатации, технику и методику выполнения полета с учетом особенностей его пилотирования, в объеме, необходимом для обеспечения летной годности самолета в соответствии с СБ (сертификационным базисом) К-10.

Требования и указания настоящего РЛЭ обязательны для всего командно-летного и летного состава при летной эксплуатации самолета данного типа.

Вылет самолета без РЛЭ на борту ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

### **00.2. ОБЯЗАННОСТИ ДЕРЖАТЕЛЯ КОНТРОЛЬНОГО ЭКЗЕМПЛЯРА РЛЭ.**

Держателем контрольного экземпляра (далее – Держатель РЛЭ) РЛЭ является командир летного отряда, а в других подразделениях (организациях), использующих РЛЭ в качестве нормативного документа, – их руководитель.

Держатель РЛЭ несет ответственность за своевременное и правильное внесение в РЛЭ всех изданных изменений и дополнений в соответствии с установленным порядком.

### **00.3. ОБЯЗАННОСТИ ПОЛЬЗОВАТЕЛЯ РЛЭ.**

Ответственность за нахождение РЛЭ на борту каждого самолета в каждом полете и обеспечение возможности быстрого получения необходимой информации в любой момент на земле и в полете несет командир воздушного судна.

КВС несет ответственность за своевременное и правильное внесение информации в РЛЭ пользователя из контрольного экземпляра РЛЭ.

### **00.4. ПРИНЯТЫЕ СИМВОЛЫ И СОКРАЩЕНИЯ.**

АЗС - автомат защиты сети.  
БПС – быстросрабатывающая парашютная система.  
ВО – вертикальное оперение.  
ВПП – взлетно-посадочная полоса.  
ВР – взлетный режим.  
ГВПП – грунтовая взлетно-посадочная полоса.  
ГО – горизонтальное оперение.  
КВ – коленчатый вал.  
КВС – командир воздушного судна  
ЛА – летательный аппарат.  
МГ – малый газ.  
ПВД – приемник воздушных давлений.  
ПР – приборная скорость.  
РВ – руль высоты.  
РЛЭ – руководство по летной эксплуатации  
РП – руководитель полетов.  
РН – руль направления.  
РТЭ – руководство по технической эксплуатации.  
РУД – рычаг управления двигателем.  
САХ – средняя аэродинамическая хорда.  
СУ – силовая установка  
Ц.т. – центр тяжести.

## **00.5. ПОРЯДОК ВВЕДЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЙ**

### **СИСТЕМА ВВЕДЕНИЯ ИЗМЕНЕНИЙ.**

Изменения и дополнения издает производитель самолета по согласованию с Авиационной Администрацией взамен или в дополнение соответствующего материала РЛЭ в виде отдельных листов типового образца и рассылает держателем РЛЭ.

### **СИСТЕМА УЧЕТА ИЗМЕНЕНИЙ.**

Внесение разосланных листов с изменениями или дополнениями в РЛЭ подтверждается Листом регистрации изменений, помещенным в РЛЭ. На нем заранее проставлены регистрационные номера вновь поступающих заменяющих или дополняющих листов, которые зачеркивают после помещения этих листов в Руководство.

Если между соседними зачеркнутыми номерами окажется незачеркнутый, это покажет, что соответствующий номер изданного изменения не получен. В этом случае держатель РЛЭ обязан немедленно затребовать недостающий материал.

Настоящее Руководство признается действующим при условии, что оно своевременно приводится в соответствие с вводимыми изменениями.



## 00.7. ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ

Рег. №	Номер раздела, подраздела, пункта	Номер страницы			Номер документа	Входящий номер сопроводительн. документа	Подпись	Дата
		Измененной	Новой	Аннулиро- ванной				





## **Раздел 01**

# **ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЁТЕ**

**01. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ.****01.1. Классификация самолета.**

Самолет К-10 относится к очень легким самолетам неманевренной категории.

Самолет К-10 предназначен для:

- первоначального обучения;
- буксировки планеров;
- аэрофотосъемки;
- перевозки одного пассажира;
- перевозки груза 40 кг в багажнике, 85 кг на сидении при специальном закреплении.

Самолет К-10 двухместный подкосный высокоплан с тянущим воздушным винтом, управляемым носовым колесом, классической аэродинамической компоновкой.

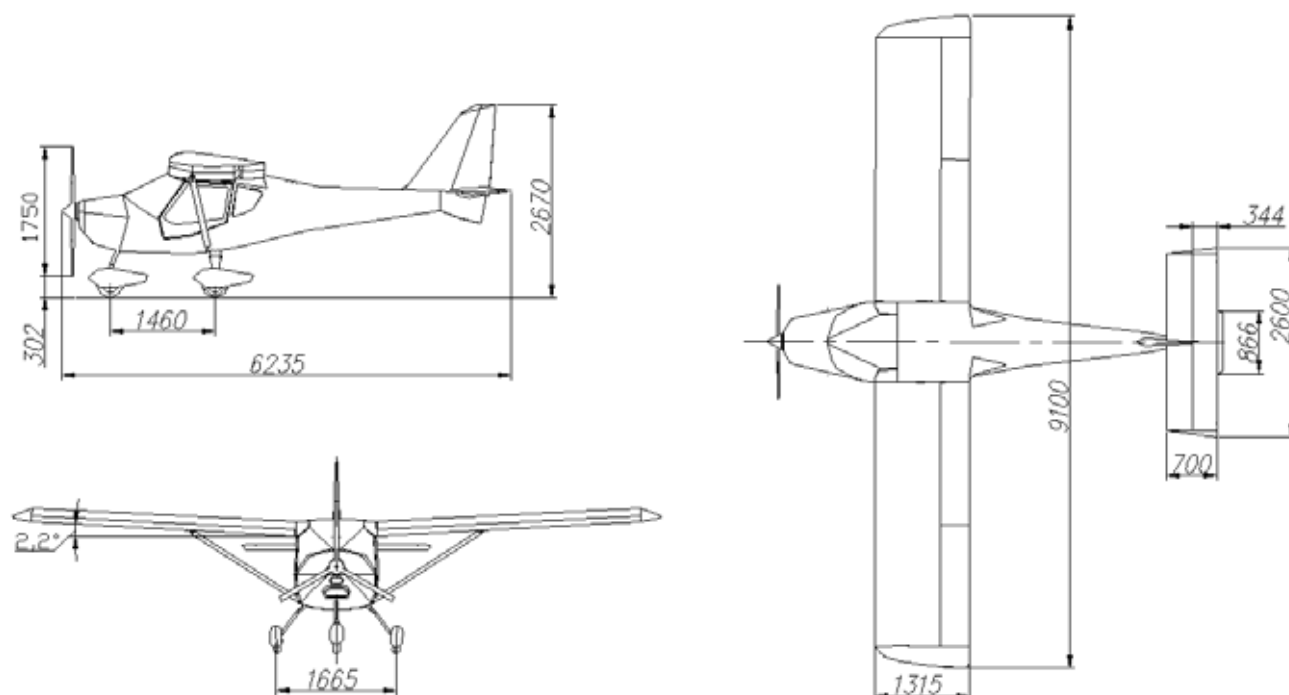
**01.2. Общий вид самолета К-10**

Рис.1. Геометрические данные.

**01.3. Основные весовые и геометрические данные.**

Максимальная взлетная масса, кг	575
Масса пустого самолета, кг (без спассистемы)	280
Длина, м	6,235
Высота, м	2,67
Размах, м	9,1
Средняя аэродинамическая хорда крыла, м	1,315
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	11,8
Размах горизонтального оперения, м	2,6
Хорда ГО, м	0,7
Площадь ГО, м <sup>2</sup>	1,81
Размах ВО, м	1,27
Площадь ВО, м <sup>2</sup>	1,04
Углы отклонения элеронов, град.	+26/-18
Углы отклонения руля высоты, град.	-26/+16
Углы отклонения руля направления, град.	±30

Углы отклонения триммера, град.	±25
Фиксированные углы отклонения закрылков, град.	0; 20; 42
Колея шасси, м	1,665
База шасси, м	1,46
Максимальная скорость, км/ч	225
Максимальные эксплуатационные перегрузки, ед.	+4,7/-0,5 (кратковременно)
Центровка пустого самолета (БПС установлена), %САХ	25%
Диапазон центровок	18,4 ÷ 38,1

#### **01.4. Конструктивные особенности самолета.**

##### **01.4.1 ПЛАНЕР САМОЛЕТА.**

Самолет представляет собой подкосный одномоторный высокоплан классической схемы с тянущим воздушным винтом и палубным горизонтальным оперением.

Крыло состоит из двух отъемных частей прямоугольной в плане формы с закругленной концевой частью, крепящихся к фюзеляжу при помощи двух стыковых узлов, а к нижней части – при помощи стыковых узлов на подкосе, крыле и фюзеляже.

Крыло механизированное, имеет щелевой закрылок и элерон, профили которых вписываются в профиль крыла.

Фюзеляж самолета состоит из каркаса, представляющего собой пространственную сваренную из стальных труб ферму, и обшивки пластиковой конструкции, трехслойной с наполнителем из пенопласта.

Хвостовое оперение горизонтальное – металлическое прямоугольное в плане, с триммером, вертикальное – стреловидное выполнено полностью из композиционных материалов.

Шасси выполнено по трехопорной схеме с носовым управляемым колесом.

Управление самолетом состоит из управления элеронами, рулем высоты, рулем направления, закрылками, триммером руля высоты, тормозами колес шасси, носовым колесом, двигателем, вентиляцией кабины.

Кабина самолета расположена между первым и пятым шпангоутами, имеет правую и левую входные двери. Между третьим и четвертым шпангоутами расположены сидения пилотов. Они составляют единую деталь, изготовленную из композиционных материалов (стекло - углепластики). Верхняя часть сидений пилотов откидывается вперед, открывая доступ в багажный отсек.

##### **01.4.2. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА.**

Тип двигателя - ROTAX – 912ULS, четырехцилиндровый, четырехтактный, оппозитный, комбинированного охлаждения с дублированным электронным зажиганием, электрическим стартером.

Двигатель карбюраторный, имеет два карбюратора, топливную и масляную системы. Охлаждение головок цилиндров - жидкостное, цилиндров - воздушное.

Мощность двигателя на взлетном режиме работы составляет 100 л.с.

Воздушный винт – ПЗ-130-912, трехлопастный, изменяемого на земле шага; диаметр винта – 1,75 м.

Редуктор воздушного винта соединен с картером двигателя, одноступенчатый, с цилиндрическими прямозубыми шестернями внешнего зацепления, с передаточным числом 2,43.

На самолете К-10 установлен комплексный прибор Stratomaster Ultra XL регистрирующий все необходимые параметры полета и работы двигателя с цифровой и аналоговой индикацией на жидкокристаллическом дисплее.

Топливная система состоит из: топливных баков, расположенных в крыле; расходного бака; подкачивающего электрического бензонасоса; фильтра тонкой очистки топлива; механического топливного насоса мембранного типа; бензопроводов; пожарного крана.

#### 01.4.3. ЭЛЕКТРОСИСТЕМА.

Электросистема самолета состоит из источников (генератор и аккумулятор), потребителей и коммутирующих устройств (выключателей, проводов).

#### 01.4.4. ОБОРУДОВАНИЕ.

На самолете установлены приборы:

- ✓ указатель скорости;
- ✓ авиагоризонт;
- ✓ высотомер;
- ✓ вариометр;
- ✓ комплексный прибор (Stratmaster Ultra XL);
- ✓ радиостанция (ICOM A-200);
- ✓ указатель уровня топлива;
- ✓ предохранители;
- ✓ выключатели;
- ✓ выключатели зажигания;
- ✓ кнопки стартера;
- ✓ СПУ;
- ✓ указатели положения триммера руля высоты;
- ✓ кнопка управления триммером руля высоты;
- ✓ лампы опасных режимов;
- ✓ пожарный кран;
- ✓ ручка спассистемы;
- ✓ РУДы.

## **Раздел 02**

# **ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ**

**02. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ.****02.1. Общие ограничения условий эксплуатации.**

Самолет К-10 предназначен для выполнения полетов днем в простых метеоусловиях по правилам визуального полета.

*Полеты над горной местностью, где не обеспечивается безопасная вынужденная посадка, а также полеты в сторону открытого водного пространства - ЗАПРЕЩАЮТСЯ.*

Разрешается выполнять аэродромные и внеаэродромные полеты в нижнем воздушном пространстве, в том числе по МВЛ II категории.

Метеоминимум для взлета и посадки определяется метеоминимумом КВС.

Максимальная высота полета по барометрическому давлению составляет 3000 м, предельно допустимая высота по давлению на аэродромах взлета и посадки – 1500 м, предельно допустимые температуры наружного воздуха на взлете, в полете по маршруту и на посадке – от -30 °С до +35 °С, максимальная влажность воздуха – 100%.

Допускается выполнение взлета и посадки при встречном ветре не более 12 м/с, попутном не более 2 м/с, боковой составляющей не более 6 м/с.

Эксплуатация самолета разрешена на аэродромах всех классов и категорий, а также на необорудованных грунтовых (с травяным покрытием, не более 250 мм высотой, или твердым покрытием) площадках с располагаемой длиной ВПП не менее 400 м.

Взлет и посадку разрешается выполнять с сухой поверхности либо покрытой атмосферными осадками на высоту не более 50 мм при температуре наружного воздуха от -30 °С до +35 °С.

**02.2. Минимальный состав экипажа.**

Разрешается выполнять полеты с экипажем, состоящим из одного пилота (КВС).

**02.3. Максимальное количество людей на борту.**

Максимальное количество людей на борту – 2 человека.

**02.4. Летные ограничения.**

Максимальная скорость полета, км/ч	225
Максимальная скорость полета в турбулентной атмосфере, км/ч	160
Макс. скорость с выпущенными закрылками, км/ч:	
- при положении 20°	120
Практический потолок, м	3 000
Максимальный угол крена, град	60
Максимальная дальность полета, км	812
Скорость отрыва, км/ч	81
Скорость сваливания (закрылки убраны, двигатель на малом газе), км/ч	79
Минимальная допустимая скорость горизонтального полета, км/ч	87
Длина разбега, м	100 – 120
Скорость приземления, км/ч	71
Длина пробега, м	90 – 130
Эксплуатационные перегрузки, ед.	+4,7/-0,5 (кратковременно)

**02.5. Эксплуатационные ограничения.****02.5.1. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ДВИГАТЕЛЮ.**

Максимальная температура головок цилиндров, °С	135
Минимальная температура головок цилиндров, °С	50
Допускаемая температура наружного воздуха, °С	-30...+35
Температура масла °С	50-130

**02.5.2. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЗАГРУЗКЕ.**

Экипаж, человек	1-2
Максимальный вес груза в багажнике, кгс	40

**02.5.3. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЦЕНТРОВКЕ**

Предельно допустимые центровки, % **b** САХ:

- передняя	18,4
- задняя	38,1

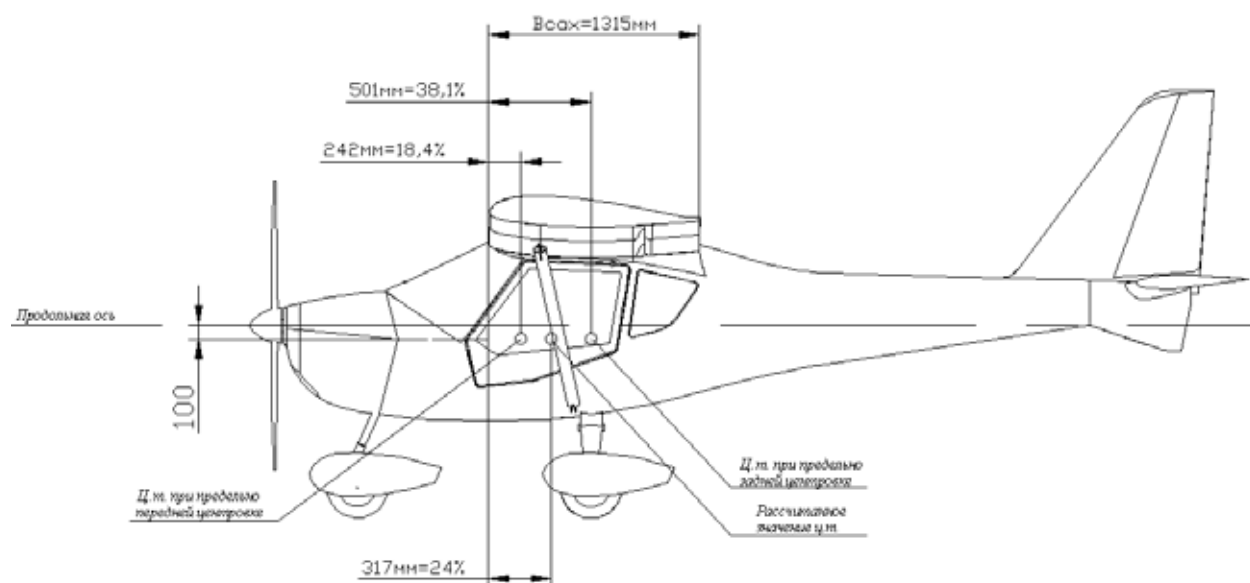


Рис.1.2. Схема центровок.

Определение центровок возможно методом взвешивания самолета, или расчетными методами. Центровка пустого самолета со спассистемой составляет 25 %, вес 295 кг ( вес и центровка каждого самолета указаны в формуляре). Смещение центра тяжести относительно центра тяжести пустого самолета можно вычислить по формуле:

$$X_T = \Sigma [(G_i \times X_i) / 1,315 \times \Sigma G] \times 100\% + 25 \%$$

Расчет удобно вести по таблице 1.3.



Таблица 1.3. Определение центровок.

Нагрузка	Вес $G_i$ , (кгс)	Плечо $X_i$ , (м)	Смещение $X_T$ , (%)
Пустой самолет	295	0	0
Первый пилот	X	0	0
Второй пилот	X	0	0
Горючее	X	0,05	XX
Багаж	X	0,85	XX
	$\Sigma G$		$\Sigma \Delta X_T$

Экипаж и топливо практически не влияют на центровку, так как находятся близко от центра тяжести.

Смещение центровки при установке дополнительного оборудования рассчитывается аналогично.

## **Раздел 03**

# **ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ**

### 03.ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ.

#### **03.1. Общие указания по расчету полета.**

Расчет полета (дальность, продолжительность, количество заправляемого топлива, высота, скорость, режимы работы двигателя и т.д.) выполняется в соответствии с п. 07.1а и заданием на полет.

#### **03.2.Предполетная подготовка.**

##### 03.2.1.ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

Назначение предполетной подготовки к полету - окончательная проверка готовности самолета к полету. Она производится перед вылетом самолета из базового, промежуточных или конечного аэродромов, при продолжительной стоянке самолета после проведения послеполетного или регламентного обслуживания.

В случае задержки вылета самолета и его стоянки в ожидании вылета свыше 6 часов, предполетное обслуживание должно быть повторено.

##### 03.2.2. ВНЕШНИЙ ОСМОТР САМОЛЕТА.

Проверить, установлены ли колодки под колеса шасси.

Снять чехлы с самолета, винта, авиадвигателя, приемника воздушных давлений; снять струбцины с рулей и элеронов.

Убедиться, что: выключатели зажигания установлены в положение «выключено». Зимой удалить лед, снег и иней с поверхности самолета, лопастей винта и окон кабины. Очистить ото льда шарнирные соединения элеронов, закрылков и рулей.

Осмотр и проверка винтомоторной установки.

Осмотреть лопасти винта. Проверить, нет ли наружных повреждений. Проверить контровку болтов крепления винта.

Открыть капот. Осмотреть крепление проводов зажигания, наконечников свечей. Проверить крепление воздушных фильтров и карбюраторов.

Проверить контровку соединений топливной системы, сливных кранов и пробок. Убедиться в отсутствии течи в соединениях. Проверить герметичность масляной системы и системы охлаждения, уровни масла и жидкости.

Проверить, не нарушена ли контровка крепления тяг и тросов управления дросселем карбюратора.

Проворачивая руками винт (по направлению вращения), убедиться в отсутствии посторонних шумов в двигателе и редукторе.

Осмотреть выхлопную систему и узлы ее крепления на предмет отсутствия повреждений и прорыва газов.

Проверить крепление капота. Закрыть капот и убедиться в исправности и надежности закрытия его замков.

Проверить заправку самолета горючим по бензомеру. Проверить, нет ли повреждений пробки, прокладки и корпуса заливной горловины. Закрыть крышку горловины бензобака.

##### 03.2.3. ОСМОТР ВНУТРИ САМОЛЕТА И ПОДГОТОВКА К ЗАПУСКУ ДВИГАТЕЛЯ.

Произвести осмотр внутри самолета: управления, рабочего места пилота и кресла пассажира, осмотреть приборное оборудование и убедиться в надежности его крепления. Проверить высотомер, сравнив его показания с атмосферным давлением на аэродроме (разница - не более 2 мм рт. ст.).

Проверить ход рычага управления двигателем. Усилие для передвижения рычага управления двигателем должно быть в пределах 1,5...2 кгс.

Перед запуском двигателя убедиться в отсутствии посторонних предметов впереди и в плоскости вращения винта, а также препятствий перед самолетом. Убедиться, что пассажир (курсант) надежно пристегнут привязными ремнями (груз пришвартован).

Расчеховать парашютную систему спасения (если установлена).

Убрать колодки, занять рабочее место в кабине, застегнуть привязные ремни. Закрыть двери, убедиться в надежности их стопорения. Проверить легкость и правильность хода рулей.

Проверить установку высотомера на «О» (разница между показаниями по шкале высотомера и атмосферным давлением на уровне аэродрома не более 2 мм рт.ст.).

#### 03.2.4. ПОДГОТОВКА К ВЫРУЛИВАНИЮ.

Выполнить запуск и прогрев двигателя согласно пункту 08.1, удерживая самолет на тормозах.

Включить радиостанцию, настроиться на частоту командной радиостанции аэродрома вылета, установить устойчивую двухстороннюю радиосвязь.

Убедившись в нормальной работе двигателя, приборного и радиооборудования самолета, запросить разрешение на выруливание. Получив разрешение на выруливание, плавно увеличить обороты двигателя до 4000–4500 об/мин и проверить работу тормозов. При взлетных оборотах самолет должен удерживаться на месте с заторможенными колесами (проворачивание колес не допускается), ручка управления при этом должна быть взята полностью на себя.

При проворачивании колес прекратить проверку, охладить и выключить двигатель, выяснить причину и устранить неисправность тормозной системы.

## **Раздел 04**

# **ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА**

## **04. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА.**

### **04.1. Руление**

#### **04.1.1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ.**

Убедившись в отсутствии препятствий, установить обороты 2800-3200 об/мин, отпустить тормоза и начать движение. Руление производить при 2500-3000 об/мин, при этом следить за температурой головок цилиндров, не допуская перегрева или переохлаждения двигателя, уменьшая или увеличивая режим работы двигателя соответственно, при необходимости прекратить руление и выключить двигатель до выяснения причин отклонения температуры от нормы.

Торможение производить плавно, короткими импульсами, не допуская юза самолета.

#### **04.1.2. РЕЖИМЫ РУЛЕНИЯ И МАНЕВРИРОВАНИЕ.**

Руление производить со скоростью быстро идущего человека (5 - 7 км/ч), на участках с ровным искусственным покрытием – не более 20 км/ч. Руление при боковом ветре производить на пониженной скорости, учитывая, что самолет имеет тенденцию разворачиваться против ветра.

Развороты выполнять на уменьшенной скорости с применением тормозов и управления носовым колесом.

#### **04.1.3. КОНТРОЛЬНАЯ ПРОВЕРКА НА РУЛЕНИИ**

##### **На предварительном старте осмотреться и убедиться:**

Нет ли препятствий на взлетной полосе, нет ли самолетов, заходящих на посадку после четвертого разворота, или уходящих на второй круг, выпустить закрылки во взлетное положение (при встречном ветре более 7 м/с рекомендуется взлетать с убранными закрылками), запросить по радио разрешение занять линию исполнительного старта. Получив разрешение, вырुлить на ВПП, прорулив 10 – 15 м для установки самолета по линии взлета.

### **04.2. Взлет.**

#### **04.2.1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ.**

Получив разрешение на взлет и убедившись в устойчивой работе двигателя, плавно увеличить обороты двигателя до максимальных (5200-5300 об/мин), и растормозить колеса. В начале разбега самолет имеет тенденцию к развороту влево из за реакции воздушного винта, которая легко парируется небольшим отклонением РН вправо.

#### **04.2.2. НОРМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТ.**

На скорости 25 – 30 км/ч, в зависимости от взлетной массы самолета плавным движением ручки управления на себя до нейтрального положения поднять переднее колесо.

На скорости 81 км/ч самолет плавно отделяется от земли. После отрыва перевести взгляд на землю влево от продольной оси самолета под углом 20 – 25 градусов и вперед на 25-30 м. Выдерживание самолета выполнять с постоянным отходом от земли с таким расчетом, чтобы на высоте 10 м скорость полета достигла 90 км/ч.

На скорости не менее 90 км/ч и высоте не менее 50 м над рельефом местности, после пролета препятствий убрать закрылки.

После уборки закрылков, продолжая набор высоты, установить номинальный режим (5000 об/мин) работы двигателя.

Длина разбега в стандартных условиях (t=15 °С, P=760 мм рт. ст.) 100-120 м.

Длина взлетной дистанции составляет 250-300 м.

#### 04.2.3. ВЗЛЕТ ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ.

**Предупреждение. Взлет и посадку при боковой составляющей скорости ветра к оси ВПП более 6 м/с производить запрещается!**

При боковом ветре взлет и посадка имеют некоторые особенности, требующие повышенного внимания, своевременных и правильных действий летчика.

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

По мере нарастания скорости движения самолета и увеличения эффективности элеронов ручку постепенно возвращать к нейтральному положению. Стремление самолета развернуться против ветра парировать рулем направления.

На скорости 25 – 30 км/ч, в зависимости от взлетной массы самолета, начать плавно поднимать переднее колесо до взлетного положения.

После отрыва снос самолета парировать созданием крена против ветра.

На высоте не менее 50 м над препятствием и скорости не менее 90 км/ч плавно убрать закрылки.

Начиная с этой высоты, снос компенсировать введением поправки в курс, равной величине угла сноса.

#### 04.3. Набор высоты.

Набор высоты осуществлять на режиме работы двигателя 5000 об/мин. при скорости не менее 95 км/ч, являющейся наиболее выгодной для набора высоты. При весе 575 кгс, и закрылках, установленных во взлетное положение (20 град.), скороподъемность у земли при стандартных атмосферных условиях составляет не менее 4 м/с.

При скорости ветра у земли более 7 м/с набор высоты производить на повышенной скорости 95-100 км/ч с убранными закрылками.

Следить за температурным режимом двигателя. Температура головок цилиндров не должна превышать максимально допустимых значений для данного типа двигателя (см. разделы 02., 08.). В случае приближения параметров к указанным предельным значениям уменьшить угол набора отдачи ручки управления от себя и, сохраняя прежнюю скорость, уменьшить режим работы двигателя.

#### 04.4. Полет по кругу.

На высоте 150 м с креном 30 град. на скорости 120 км/ч выполнить первый разворот, продолжая набор высоты с изменением курса на 90 град. относительно курса взлета.

Линия пути самолета должна быть перпендикулярна курсу взлета. После выхода самолета из разворота, дальнейший набор высоты производить на скорости 120 км/ч на режиме работы двигателя 5000 об/мин.

Выйдя из разворота на высоту круга (300 м), убрать обороты двигателя до потребных для установления скорости 140 км/ч. Когда линия визирования на посадочные знаки будет проходить под углом 45° выполнить второй разворот.

Полет от второго разворота к третьему производить на высоте круга параллельно посадочным знакам на скорости 140 км/ч (режим работы двигателя – потребный по скорости).

Третий разворот выполнить, когда угол между осью самолета и линией визирования на знаки будет 45°, на скорости 140 км/ч.

Убрать обороты двигателя до малого газа, установить скорость 120 км/ч и начать снижение.

Четвертый разворот выполнять на высоте не ниже 100 м и на скорости 80-120 км/ч.

После выполнения четвертого разворота на скорости 100-120 км/ч выпустить закрылки на угол 20°, восстанавливая балансировку самолета соответствующим изменением угла отклонения триммера руля высоты, а затем на скорости 90-120 км/ч выпустить закрылки на угол 42° и перевести самолет на снижение в точку начала выравнивания. Допускается выполнение посадки на аэродром с закрылками, выпущенными на 20°. Допускается коррекция глиссады увеличением режима работы двигателя в случае недолета. В случае перелета выполнить уход на второй круг (п. 04.7.3.).

#### 04.5. Крейсерский полет.

##### 04.5.1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ.

Полет по маршруту необходимо выполнять на высоте не менее минимально безопасной и не более 3000 м.

При переходе в горизонтальный полет необходимо уменьшить режим работы двигателя до потребного для горизонтального полета в соответствии с выбранным расходно-скоростным режимом.

Расход топлива в зависимости от режимов работы двигателя указан в разделе 07.

##### 04.5.2. РЕЖИМЫ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА.

Скорость полета по маршруту необходимо поддерживать в соответствии с заданием на полет, при этом она должна быть не менее 83 км/ч и не более 225 км/ч.

Развороты производить с креном не более 45°, при скорости не менее 90 км/ч. При скорости менее 90 км/ч, но не менее 85 км/ч допускается выполнение разворотов с углом крена не более 15°.

#### 04.6. Снижение

Снижение выполнять на скорости в диапазоне 90-160 км/час.

При длительном снижении не допускать переохлаждения двигателя (температура головок цилиндров ниже 50°C). При снижении температуры головок цилиндров до указанного значения необходимо уменьшить вертикальную скорость снижения с одновременным увеличением режима работы двигателя. Не рекомендуется снижение с вертикальной скоростью более 5 м/с на глиссаде и при полете по кругу.

#### 04.7. Заход на посадку

##### 04.7.1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ.

Заход на посадку производить либо с выполнением полета по кругу, либо по кратчайшему маршруту в зависимости от конкретных условий на аэродроме посадки.

##### 4.7.2. ТЕХНИКА ПИЛОТИРОВАНИЯ И РЕЖИМЫ.

После выхода из первого разворота на высоте круга (300 м) установить скорость 140 км/ч ПР. Когда линия визирования на посадочные знаки будет проходить под углом 135°, выполнить второй разворот.

Полет от второго разворота к третьему выполнять на высоте круга параллельно посадочным знакам на скорости 140 км/ч ПР.

Третий разворот выполнить на скорости 140 км/ч ПР тогда, когда угол между осью самолета и линией визирования на посадочные знаки будет составлять 135°.

Плавное убрать обороты двигателя до оборотов "МГ", установить скорость 100 – 120 км/ч ПР и начать снижение. Четвертый разворот выполнять на высоте не ниже 100 м и на скорости 100 – 120 км/ч ПР.

##### 04.7.3. ТЕХНИКА УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ.

Уход на второй круг возможен с любой высоты, включая касание ВПП.

При уходе на второй круг с высоты более 30 м летчик должен: плавно увеличить частоту вращения коленчатого вала двигателя до максимальной за 2-3 с, не допуская потери скорости менее 88 км/час ПР, и перевести самолет в набор высоты.

При уходе на второй круг с касания ВПП летчик должен: не отрывая взгляда от земли, плавно увеличить частоту вращения коленчатого вала двигателя до максимальной за 2-3 сек и, не допуская потери скорости менее 70 км/час ПР, перевести самолет в набор высоты.



## **04.8 Посадка**

### **04.8.1.ТЕХНИКА ПОСАДКИ**

После выполнения четвертого разворота на скорости 90 – 120 км/ч ПР выпустить закрылки на угол  $20^{\circ}$ , а затем на скорости 90-120 км/ч ПР выпустить закрылки на угол  $42^{\circ}$  и перевести самолет на снижение в точку начала выравнивания. Допускается выполнение посадки на аэродром с закрылками, выпущенными на  $20^{\circ}$ .

На высоте 30 м, убедившись в точности расчета и захода, проконтролировать скорость планирования, перевести взгляд на землю влево-вперед в направлении снижения и под углом 10-15 град.

С высоты 30 м следить за расстоянием до земли, постоянством угла планирования, сохранением направления, отсутствием крена и сноса. На высоте 2-3 м начать выравнивание самолета.

Выравнивание закончить на высоте 0,5 м. В процессе выравнивания взгляд должен скользить по земле и быть направлен вперед на 25-30 м под углом 20-25 град. влево от продольной оси самолета.

Выдерживание производить с постепенным снижением, одновременно создавая самолету трехточечное положение. Посадочная скорость самолета 70 км/час по прибору.

В процессе пробега самолета необходимо выдержать направление отклонением педалей. Допускается коррекция глиссады увеличением режима работы двигателя в случае недолета. В случае перелета выполнить уход на второй круг (п. 04.7.3.).

### **04.8.2. ПОСАДКА ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ.**

При заходе на посадку до высоты 100 м снос самолета парировать изменением курса на величину угла сноса. При дальнейшем снижении снос устранять скольжением в сторону против ветра.

На выдерживании перед посадкой по мере уменьшения высоты крен самолета уменьшать с таким расчетом, чтобы приземление произошло на основные колеса шасси. Кренение самолета на пробеге парировать отклонением элеронов, а стремление самолета развернуться против ветра – отклонением педалей.

### **04.8.3. ПОСАДКА С УБРАННЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ.**

Посадку без применения закрылков рекомендуется производить при боковом ветре более 2 м/с. По технике пилотирования посадка без применения закрылков незначительно отличается (нет перебалансировки самолета, уменьшен угол планирования) от посадки с выпущенными закрылками.

При этом следует помнить, что дистанция планирования с убранными закрылками значительно (на 15-20%) увеличивается, а посадочная скорость и длина пробега несколько увеличиваются.

Поскольку глиссада планирования более пологая, а нос самолета поднят несколько выше, чем при планировании с выпущенными закрылками, необходимо повышенное внимание при выдерживании посадочной прямой и пролете препятствий на полосе подхода.

Для сокращения длины пробега применять тормоза. Торможение производить осторожно.

После окончания пробега освободить посадочную полосу.

## **04.9. После посадки**

Убрать закрылки. Освободить взлетно-посадочную полосу. На рулении следить за температурным режимом двигателя. После заруливания на стоянку выполнить останов двигателя. Выполнить послеполетный осмотр самолета.

## **04.10. Останов двигателя на земле.**

Охладить двигатель при частоте вращения КВ 2000 об/мин в течение 0.5-1 минут.

Установить РУД в положение МГ.

Выключить зажигание.

Установить выключатели (аккумулятор, генератор, приборы, бензонасос) в положение «Выключено».

**04.11. Экстренный останов двигателя.**

Экстренный останов двигателя производится с любого режима в случае, если работающий двигатель может привести к травмированию людей или повреждению самолета. Порядок для экстренного останова такой же, как для обычного, исключая охлаждение двигателя и перевод на режим "МГ". При экстренном останове возможно повреждение деталей цилиндропоршневой группы, поэтому рекомендуется, если позволяет ситуация, после экстренного останова немедленно запустить двигатель и выполнить штатный останов.

**ВНИМАНИЕ:** *Выполнять останов двигателя путем перекрытия подачи топлива ЗАПРЕЩАЕТСЯ в связи с возможным повреждением топливного насоса.*

**04.12. Особенности пилотирования самолета в турбулентной атмосфере**

При полете в турбулентной атмосфере не рекомендуется превышать скорость полета 160 км/ч.

**04.13. Особенности пилотирования самолета при выходе на большие углы атаки**

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

Однако самолет может случайно выйти на большие углы в результате грубых ошибок летчика (уменьшение скорости полета ниже допустимых значений, создание большой перегрузки на малой скорости полета) или при больших внешних возмущениях (воздействие восходящих порывов воздуха).

При торможении самолета с единичной перегрузкой (двигатель на малом газе) сваливание происходит на скорости 75 км/ч, как правило, на левое крыло с одновременным опусканием носа при почти полностью отклоненной ручке управления на себя.

При торможении на номинальном режиме работы двигателя из-за влияния обдувки крыла и оперения винтом сваливание происходит на меньшей скорости при меньшем отклонении ручки управления. Поведение самолета при этом такое же, как и на малом газе.

При торможении самолет не имеет предупреждающих признаков о приближении к сваливанию. Слабая тряска оперения появляется практически в момент сваливания.

Тенденции перехода в штопор при сваливании самолет не имеет, эффективность управления сохраняется вплоть до сваливания. При отдаче ручки управления от себя самолет выходит из режима сваливания, потеря высоты при выводе самолета из режима сваливания составляет 30-50 м в зависимости от конфигурации самолета (с отклоненными и убранными закрылками соответственно) и режима работы двигателя.

Центровка самолета практически не влияет на поведение самолета при сваливании и на скорости начала сваливания.

**04.14. Особенности пилотирования самолета при выполнении аэрофотосъемки.**

При выполнении аэрофотосъемки рабочие режимы выполнять только в прямолинейном горизонтальном полете с установившейся скоростью в спокойном воздухе, при этом должна обеспечиваться хорошая видимость фотографируемой поверхности.

**04.15. Особенности пилотирования самолета при выполнении буксировки планеров**

При буксировке планера длина разбега и взлетная дистанция увеличиваются на 10...15%, а скороподъемность уменьшается на 1,0...1,5 м/с.

Ограничения по ветру не отличаются от ограничений, приведенных в разделе 02.

Допускается буксирование одного из планеров Л-13 в одно- или двухместном варианте, или планера «Янтарь Стандарт» без водобалласта. Взлет с планером на буксире выполнять на максимальном режиме работы двигателя. Техника пилотирования такая же, как и при взлете без планеров, но с более плавным переводом в набор высоты.

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

Минимальная скорость буксирования планеров в наборе высоты – 100 км/ч.

В горизонтальном полете скорость выдерживать 120-130 км/ч. Максимальная скорость буксирования ограничивается условиями эксплуатации данного планера.

Длина фала для буксировки планера должна составлять 30-50 м.

## **Раздел 05**

# **ДЕЙСТВИЯ В СЛОЖНЫХ СИТУАЦИЯХ**

## **05. ДЕЙСТВИЯ В СЛОЖНЫХ СИТУАЦИЯХ**

### **05.1. Вывод из непреднамеренного сваливания и штопора.**

#### ***На самолете К-10 выполнение штопора ЗАПРЕЩЕНО!***

В случае непреднамеренного попадания самолета в режим сваливания, необходимо плавной и энергичной отдачей ручки управления от себя уменьшить угол тангажа до величины, достаточной для набора скорости, действиями рулем направления парировать тенденцию самолета к вращению.

### **05.2. Попадание в опасные метеорологические условия.**

Если во время полета экипаж встретился с опасными метеорологическими явлениями, которые не позволяют выполнять задание, он обязан:

- прекратить выполнение задания;
- доложить руководителю полетов о невозможности продолжать полет и в дальнейшем действовать по его указаниям;
- если указания РП не получены, то, исходя из обстановки, принять решение о посадке на своем или другом аэродроме;
- при невозможности посадки на своем или другом аэродроме экипаж обязан вблизи населенного пункта (по возможности) подыскать площадку, пригодную для посадки самолета и произвести посадку;
- после посадки командир экипажа обязан любыми возможными средствами сообщить РП о месте своего приземления.

При непроизвольном попадании самолета в облака, необходимо, сохраняя заданную скорость и курс полета со снижением 2-3 м/с, выйти из облаков, не снижаясь ниже безопасной высоты полета. При невыходе из облачности до высоты 100 м рекомендовано ввести в действие парашютную спасательную систему (при ее наличии) согласно инструкции по эксплуатации этой системы, выключить зажигание и перекрыть пожарный кран. В случае отсутствия парашютной спасательной системы продолжить с этой высоты полет со снижением 1 м/с.

### **05.3. Особые случаи на посадке.**

#### **05.3.1. ПОСАДКА СО СТРАВЛЕННОЙ ШИНОЙ.**

Посадку производить согласно п. 04.8 РЛЭ, особое внимание уделить парированию разворачивающего момента при касании и пробеге самолета на земле. Не допускать посадку с боковым ветром.

**05.3.2. ПОСАДКА С НЕИСПРАВНЫМ ШАССИ (поломкой или невозможностью управления носовым колесом).**

Посадку производить согласно п. 04.8 РЛЭ - до момента выравнивания. Выравнивать на высоте 2-3 м, выдерживать на скорости 70 – 80 км/час, избегая большой вертикальной скорости снижения, не допуская посадку с боковым ветром.

#### **05.3.3. ЗАХОД НА ПОСАДКУ БЕЗ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МЕХАНИЗАЦИИ.**

Посадка не имеет особенностей (кроме значительного увеличения посадочной дистанции более 200 м с высоты 15 м) и не вызывает дополнительных затруднений.

### **05.4. Потеря радиосвязи**

Во всех случаях внезапного прекращения радиосвязи необходимо:

- проверить правильность установки необходимой частоты.
- проверить положение регулятора громкости (повернуть на максимальную громкость);
- отключить «подавитель шумов»;
- проверить включение тумблера питания;
- проверить соединение фишки разъема шлемофона (радиотелефона, гарнитуры).
- проверить плавкий предохранитель радиостанции, если он сгорел, заменить.

Если радиосвязь восстановить не удалось, прекратить выполнение задания, усилить наблюдение за воздушной обстановкой и идти на посадку, выполнить проход над КДП, обозначив себя энергичным кренением самолета с крыла на крыло. Выполнить заход на посадку, продолжая работу на передачу в местах, предусмотренных схемой полета.

Если радиостанция работает только на прием, выполнять команды руководителя полетов.

### **05.5. Планирование**

Допускается выполнение полета с преднамеренно выключенным двигателем в случаях выполнения учебно-тренировочных полетов по подготовке к соревнованиям и полетов на соревнованиях.

Дальность планирования зависит от высоты и скорости полета, а также от направления и скорости ветра.

Максимальное аэродинамическое качество на планировании (с неработающим двигателем) – 11.

Минимальная скорость снижения 2,25 м/с при скорости 90 км/ч.

Планирование с выключенным двигателем никаких особенностей в управлении не имеет.

### **05.6. Останов двигателя в полете.**

Охладить двигатель при частоте вращения коленчатого вала 3000 – 3500 об/мин. в течение 30–35 с.

Установить РУД в положение "МГ".

Выключить зажигание.

***ВНИМАНИЕ: Выполнять останов двигателя путем перекрытия подачи топлива без выключения зажигания ЗАПРЕЩАЕТСЯ!***

### **05.7. Запуск двигателя в воздухе**

Запуск двигателя в воздухе допускается в случаях:

1. Непреднамеренного выключения.
2. Выполнения учебно-тренировочных полетов по подготовке к соревнованиям и полетам на соревнованиях.

Действия для запуска двигателя в воздухе производить в очередности пункта 08.1.2. В случае, если двигатель не запустился после трех-четырёх попыток, запуск следует прекратить, совершить вынужденную посадку, выполняя действия согласно пункта 06.5 «Вынужденная посадка вне аэродрома».

***Запуск двигателя в воздухе допускается до высоты не ниже 300 м. При меньших высотах запуски двигателя прекратить и произвести посадку на выбранную площадку.***

## **Раздел 06**

# **ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ**

**06. ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ****Аварийные контрольные карты**

Подраздел 06. содержит сводку Аварийных контрольных карт (АКК) по действиям экипажа при возникновении особых случаев в полете (содержание АКК изложено в подразделах 06.1. – 06.4.). Критические ситуации, вызванные неисправностью планера или двигателя, крайне редки, если эксплуатация самолета осуществляется в полном соответствии с данным Руководством.

**06.1. Пожар.**

Необходимые действия, предусмотренные при появлении дыма или пламени в кабине или двигательном отсеке, подразделяются по следующим фазам полета:

**На земле.**

1. закрыть топливный кран;
2. выключить зажигание;
3. принять меры к тушению пожара подручными и аэродромными средствами пожаротушения.

**Во время взлета.**

В случае возникновения пожара до первого разворота произвести посадку перед собой, выполнив следующие действия:

1. закрыть топливный кран;
2. выключить зажигание;
3. перевести самолет на снижение;
4. доложить руководителю полетов (по возможности);
5. выключить все электрические выключатели;
6. применить бортовой огнетушитель, если к очагу пожара имеется доступ из кабины;
7. выполнить вынужденную посадку;
8. покинуть самолет, ликвидировать пожар имеющимися средствами пожаротушения.

**В полете.**

В случае возникновения пожара в полете произвести вынужденную посадку, выполнив следующие действия:

1. закрыть топливный кран;
2. выключить зажигание;
3. перевести самолет на снижение;
4. доложить руководителю полетов;
5. выключить все электрические выключатели;
6. применить бортовой огнетушитель, если к очагу пожара имеется доступ из кабины;
7. если доступа из кабины к очагу пожара нет, выполнить скольжение в сторону, противоположную очагу пожара для срыва пламени;
8. выполнить вынужденную посадку.

Если пожар ликвидировать не удалось, а вынужденная посадка угрожает жизни, привести в действие спасательную систему на минимально допустимой высоте безопасного раскрытия парашюта (согласно инструкции применения спасательной системы).

*Для спассистемы К-500 минимальная высота применения 60 м при горизонтальном полете самолета.*

**06.2. Полет с неработающим двигателем****ПРИЗНАКИ ОТКАЗА ДВИГАТЕЛЯ:**

1. обороты двигателя превышают допустимые ограничения, их невозможно уменьшить;
2. непроизвольное падение оборотов двигателя,
3. останов двигателя.



**При отказе двигателя в наборе высоты до первого разворота:**

1. перевести самолет на планирование;

Включить электрический бензонасос и нажать на кнопку стартера, если двигатель остановился. Если двигатель не запустился, выполнить следующее:

2. выключить зажигание;

3. закрыть топливный кран;

4. подтянуть привязные ремни;

5. посадку производить прямо перед собой, избегая столкновения самолета с препятствиями.

**При отказе двигателя в полете ( $H > 100$  м) после первого разворота:**

1. перевести самолет на планирование;

Включить электрический бензонасос и нажать на кнопку стартера, если двигатель остановился. Если двигатель не запустился, выполнить следующее:

Выполнить посадку на площадку, подобранную с воздуха (в случае невозможности выполнить посадку на аэродром).

**При отказе двигателя при полете по маршруту:**

1. перевести самолет на планирование;

Включить электрический бензонасос и нажать на кнопку стартера, если двигатель остановился. Если двигатель не запустился, выполнить следующее:

2. произвести вынужденную посадку на площадку, подобранную с воздуха;

3. вынужденную посадку вне аэродрома производить с полностью выпущенными закрылками;

4. скорость захода на посадку выдерживать  $90 \div 100$  км/час.

**При отказе двигателя на планировании:**

1. перевести самолет на планирование;

Включить электрический бензонасос и нажать на кнопку стартера, если двигатель остановился. Если двигатель не запустился, выполнить следующее:

2. выключить зажигание;

3. закрыть топливный кран;

4. подтянуть привязные ремни;

5. доложить по радио о принятии решения на вынужденную посадку; выключить все электрические выключатели (обесточить все бортовые потребители электроэнергии).

**06.3. Полет с неработающим генератором****ПРИЗНАК ОТКАЗА ГЕНЕРАТОРА:**

Загорание красной лампочки "Отказ генератора".

**ДЕЙСТВИЯ ПРИ ОТКАЗЕ ГЕНЕРАТОРА:**

1. отключить генератор от сети переводом выключателя "Генератор" в положение "Откл";

Проверить плавкий предохранитель, если он перегорел заменить. Включить выключатель "Генератор". Если работа генератора не восстановлена выполнить следующее:

2. доложить руководителю полетов;

3. прекратить выполнение задания и произвести посадку на аэродром.

*Примечание: При отключении генератора аккумулятор обеспечивает питание радиостанции и приборов не более 1 часа.*

**06.4. Вынужденная посадка вне аэродрома**

При вынужденной посадке вне аэродрома КВС должен быть уверен в ее благополучном исходе. Перед ее выполнением он обязан:

– доложить руководителю полетов;

– определить (если возможно) направление и скорость ветра у земли (по дыму, пыли, волнам и др.), выбрать посадочную площадку и по возможности просмотреть ее.

**При посадке на посеvy и густой кустарник** (молодые лесонасаждения), лес, верхушки растительности принимать за поверхность земли.

**При посадке на болото, лес или кустарник** выбирать участок с наиболее густой растительностью. Посадку выполнять против ветра.

**Посадку на барханы** выполнять вдоль их гребня, независимо от направления ветра.

**Для посадки на пересеченную местность или в горах** выбирать более ровную площадку (русло мелкой реки) и производить приземление в направлении подъема земной поверхности (на склон).

**Посадку на воду** производить как можно ближе к берегу (с учетом рельефа берега), закрылки в положении 42 град. При спокойном состоянии водной поверхности посадку производить строго против ветра на минимальной скорости. При накате (зыби) и любой ветровой волне посадку производить вдоль гребня наката или волны независимо от направления ветра.

***ВНИМАНИЕ:***

***Перед посадкой подтянуть привязные ремни.***

***После приведения расстегнуть привязные ремни, открыть дверь и покинуть кабину.***

## **Раздел 07**

### **ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ**

**07. ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.****07.1. Основные определения.**

07.1.1. Скорости (см. 07.2.).

07.1.2. Массы (см. разд.02).

07.1.3. Траектории и дистанции (см. 07.3.).

07.1.4. Прочие параметры (параметры, характеризующие особенности применения самолета на специальных видах работ, будут внесены в РЛЭ по мере их определения в процессе сертификационных работ по самолету).

**07.1.а. Расчет полета.**

Расчет полета производится для каждого этапа в соответствии с приведенными ниже характеристиками согласно заданию на полет.

**07.2. Сводка характерных скоростей (для массы самолета 575 кг).**

Скорость отрыва (закрылки выпущены на 20°), км/ч	81
Посадочная скорость (закрылки выпущены на 42°), км/ч	71
Минимальная скорость горизонтального полета (закрылки убраны, двигатель на малом газе), км/ч	87
Максимальная скорость горизонтального полета в турбулентной атмосфере, км/ч	160
Максимально-допустимая скорость полета, км/ч	225
Крейсерская скорость, км/ч	120-190

**07.3. Взлет (для массы самолета 575 кг).**

Скорость отрыва, км/ч	81
Длина разбега самолета на сухой ГВПП с травяным покрытием, м	100-120
Длина взлетной дистанции, м	250-300
Потребная длина ГВПП, м	300

**07.4. Набор высоты (для массы самолета 575 кг).**

Скороподъемность у земли в условиях стандартной атмосферы составляет 4 м/с на скорости 95 км/ч ПР.

Таблица 07.4.1. Зависимость скороподъемности от высоты полета.

Высота полета, м	0	1000	2000	3000
Скороподъемность $V_y$ , м/с	4,0	3,2	2,1	1,5

**07.5. Крейсерский полет.**

Суммарный расход топлива на прогрев двигателя, взлет, набор высоты 300 м, заход на посадку, снижение, посадку и руление составляет 3 л.(в стандартных условиях)

Наивыгоднейшая скорость горизонтального полета составляет 120 км/ч.

Расход топлива, скорость, продолжительность и дальность полета зависят от режима работы двигателя и определяются с помощью таблицы 07.5.1.

Таблица 07.5.1. Зависимость скорости, расхода топлива, продолжительности и дальности полета от оборотов двигателя (для взлетного веса 575 кгс).

Обороты, об/мин	Крейсерская скорость, (км/ч)	Расход топлива, (л/ч)	Продолжительность полета, (час)	Дальность полета*, (км)
4200	120	11	6,7	812
4500	150	14.5	5	750
5000	180	18	3,95	710
5500	200	23	3	600

\* Запас топлива на посадке на 30 мин. полета.

#### **07.6. Снижение самолета.**

Максимальное аэродинамическое качество самолета на скорости 95 км/ч – 11.

#### **07.7. Посадка самолета.**

Потребная длина ГВП, м	300
Длина посадочной дистанции, м	300-350
Длина пробега самолета на сухой ГВП с травяным покрытием высотой не более 250 мм, м	90-130

#### **07.8. Аэродинамические поправки.**

Аэродинамические поправки будут внесены в РЛЭ по мере их определения в процессе опытной эксплуатации и работ по сертификации типа.

## **Раздел 08**

# **ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ САМОЛЁТА**

**08. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ САМОЛЕТА.****08.1. Силовая установка.**

Тип двигателя:

ROTAX 912ULS  
 четырехцилиндровый,  
 четырехтактный,  
 оппозитный,  
 комбинированного охлаждения

Воздушный винт:

трехлопастный,  
 изменяемого на земле шага ПЗ-130-912,

Диаметр винта, м

1,75

**Примечание:** по согласованию с изготовителем допускается применение других типов винтов, предназначенных для двигателя ROTAX 912ULS – после проведения испытаний

Взлетная мощность, л.с.

(при оборотах 5800 об/мин, не более 5 минут)

100

Номинальная мощность, л. с.

(при оборотах 5500 об/мин, время не ограничено)

80

Масса двигателя, кг

58,3

Степень сжатия

10,5

Направление вращения винта при виде из кабины

правое

Применяемое топливо автомобильный бензин с октановым числом не менее 95

**Примечание:** при использовании этилированных сортов бензина замена масла производится через 50 часов.

Применяемое масло: синтетическое автомобильное масло от 5W-40 до 20W-50 (в зависимости от температуры наружного воздуха).

**Смешивание разнородных масел запрещается.**

Количество масла, л

min 2 - max 3

Часовой расход масла не более, л/ч

0,1

Расход топлива, л/ч при оборотах:

5000

18

4500

14,5

4000

11

\* Давление топлива, кгс/см<sup>2</sup>

0,15 – 0,4

Давление масла, кгс/см<sup>2</sup>

эксплуатационное:

2 – 5

кратковременное при холодном запуске:

1,5 – 7,0

Температура масла, °С

50 – 130

Температура головок цилиндров не более, °С

135

Минимальная температура

головок цилиндров не менее, °С

50

\* Минимальная температура

охлаждающей жидкости не менее, °С

60

Допускаемая температура наружного воздуха, °С

-30...+35

\* - для справки

### 08.2. Система зажигания и электроснабжения.

Система зажигания служит для воспламенения рабочей смеси в цилиндрах в определенный момент.

Система электроснабжения служит для питания всех потребителей и заряда аккумуляторной батареи при работающем двигателе.

Двигатель “ROTAX-912ULS” оборудован дублированной бесконтактно-тиристорной системой зажигания с конденсаторным разрядом.

### 08.3. Система запуска

Система запуска служит для раскрутки КВ до оборотов возникновения надежного искрообразования и создания условий воспламенения топливовоздушной смеси в камерах сгорания двигателя.

Двигатель “ROTAX-912ULS” оборудован электрическим стартером мощностью 0,6 кВт.

Стартер устанавливается на корпус генератора с помощью двух шпилек М5 и хомута.

Крутящий момент от стартера передается через пару промежуточных шестерен на обгонную муфту, установленную на КВ.

### 08.4. Контроль работы двигателя.

На самолете К-10 установлен комплексный прибор Stratomaster Ultra XL, регистрирующий все необходимые параметры работы двигателя с цифровой индикацией на жидкокристаллическом дисплее.

Разметка дисплея с указанием рабочего диапазона измеряемых величин.

1. Обороты двигателя, об/мин.	1400 – 5800
2. Давление масла, кгс/см. <sup>2</sup>	0,8 -7
3. Температура выхлопных газов	0-880
4. Температура головки цилиндра, °С	50 - 135
5. Температура масла, °С	50 - 130
6. Расход топлива л/час	0-30

### 08.5. Нормальная эксплуатация двигателя.

#### 08.5.1. ПОДГОТОВКА К ЗАПУСКУ И ОПРОБОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ.

Проверить наличие и исправность аэродромных средств пожаротушения.

Убедиться, что ЛА находится в безопасном месте, и в зоне винта нет людей и посторонних предметов.

#### 08.5.2. ЗАПУСК «ХОЛОДНОГО» ДВИГАТЕЛЯ.

Убедиться, что все выключатели находятся в положении «ВЫКЛЮЧЕНО».

Установить РУД в положение малый газ.

Руками повернуть винт на 5-6 оборотов в сторону нормального вращения.

Установить выключатели (аккумулятор, генератор, приборы, бензонасос) в положение «ВКЛЮЧЕНО».

Подать команду «ОТ ВИНТА», и, получив ответ «ЕСТЬ ОТ ВИНТА», выполнить холодную прокрутку двигателя, повернув и удерживая ключ запуска в течение 5-7 с.

Вытянуть и удерживать ручку обогатителей карбюраторов.

Включить «Зажигание».

Нажать на кнопку запуска.

*Примечание: время непрерывной работы стартера 10 с, последующее включение возможно через 2 мин.*

**Внимание: Если давление масла не достигло 2 кгс/см<sup>2</sup> в течение 10 с, немедленно выключить двигатель. Последующий запуск возможен только после устранения дефекта.**

После холодного запуска, плавно установить РУДом частоту вращения КВ в диапазоне 2000...2100 об/мин.

Отпустить ручку обогатителей карбюраторов, поддерживая РУДом заданные обороты.



Прогреть двигатель при частоте вращения КВ 2000...2100 об/мин в течение 2 мин и продолжить прогрев при частоте вращения 2500 об/мин до рабочих температур: масло 50 °С, головка цилиндра 50°С.

**Внимание:**

**1. При прогреве двигателя особое внимание обратить на давление масла, т.к. из-за высокой вязкости при низких температурах возрастает сопротивление всасывания, что может привести к разрежению во входной магистрали и снижению давления масла менее 2 кг/см<sup>2</sup>. В этом случае двигатель выключить.**

**2. При прогреве двигателя не превышать указанных оборотов, т.к. из-за высокой вязкости при низких температурах снижается пропускная способность перепускного клапана, что может привести к превышению максимально допустимого давления масла.**

Проверить работоспособность системы зажигания при частоте вращения КВ 3850 об/мин, поочередно выключая и включая каждый контур системы.

Падение частоты вращения КВ при выключении одного из контуров не должно превышать 300 об/мин. При этом разница по контурам не должна превышать 115 об/мин. В случае отклонения от указанных пределов двигатель выключить до выяснения и устранения причин выявленных отклонений.

Установить РУД в положение МГ.

Выполнить проверку приемистости, переместив РУД за 1-2 с в положение ВР.

Установить РУД в положение МГ.

**ПРИМЕЧАНИЕ:**

**1. Эффективность обогатителей карбюраторов снижается, если РУД не находится в положении МГ.**

**2. Работа двигателей с включенными обогатителями карбюраторов приводит к замасливанию свечей и нагарообразованию.**

08.5.3. ЗАПУСК «ГОРЯЧЕГО» ДВИГАТЕЛЯ (температура масла или головок цилиндров больше 40°С).

Установить РУД в положение МГ.

Установить выключатели «Зажигание» в положение «ВКЛЮЧЕНО»

Подать команду: «ОТ ВИНТА».

Получить ответ «ЕСТЬ ОТ ВИНТА», запустить двигатель.

**Внимание: Если давление масла не достигло 2 кгс/см<sup>2</sup> в течение 10 с, немедленно выключить двигатель. Дальнейшая эксплуатация возможна только после устранения дефекта.**

После запуска, установить РУДом частоту вращения КВ 2500 об/мин., и прогреть двигатель до рабочих температур.

Проверить работоспособность системы зажигания при частоте вращения КВ 3850 об/мин, поочередно выключая и включая каждый контур системы. Падение частоты вращения КВ при выключении одного из контуров не должно превышать 300 об/мин. При этом разница по контурам не должна превышать 115 об/мин. В случае отклонения от указанных пределов двигатель выключить до выяснения и устранения причин выявленных отклонений.

Выполнить проверку приемистости, переместив РУД за 1-2 с в положение ВР. Убедиться, что двигатель развивает обороты, соответствующие ВР.

Установить РУД в положение МГ.

08.5.4. ЗАПУСК «ЗАЛИТОГО» ДВИГАТЕЛЯ.

Установить РУД в положение ВР.

Подать команду: «ОТ ВИНТА».

Получить ответ: «ЕСТЬ ОТ ВИНТА», и выполнить «холодную» прокрутку двигателя, повернув и удерживая ключ зажигания 5-7 с.

Установить РУД в положение МГ.

Запустить двигатель.

**Внимание: Если давление масла не достигло 2 кгс/см<sup>2</sup> в течение 2 с, немедленно выключить двигатель. Дальнейшая эксплуатация возможна только после устранения дефекта.**

После запуска плавно установить РУДом частоту вращения КВ в диапазоне

2000-2100 об/мин.

Прогреть двигатель при частоте вращения КВ 2000-2100 об/мин. в течение 2 мин. и продолжить прогрев при частоте вращения 2500 об/мин до рабочих температур.

Проверить работоспособность системы зажигания при частоте вращения КВ 3850 об/мин, поочередно выключая и включая каждый контур системы. Падение частоты вращения КВ при выключении одного из контуров не должно превышать 300 об/мин. При этом, разница по контурам не должна превышать 115 об/мин. В случае отклонения от указанных пределов двигатель выключить до выяснения и устранения причин выявленных отклонений.

Установить РУД в положение МГ.

Выполнить проверку приемистости, переместив РУД в положение ВР за 1-2 с.

Убедиться, что двигатель развивает обороты, соответствующие ВР, за 4-5 с.

Установить РУД в положение МГ.

*ПРИМЕЧАНИЕ: При неудачных попытках запуска «залитого» двигателя рекомендуется:*

- вывернуть и очистить свечи зажигания;
- выполнить холодную прокрутку двигателя (как описано выше);
- установить свечи зажигания на свои места;
- повторить процесс запуска.

#### 08.5.5. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ.

***Внимание: Запуск двигателя ниже высоты 300 м запрещен.***

Убедиться, что выключатели (аккумулятор, генератор, приборы, бензонасос) и зажигание находятся в положение "ВКЛЮЧЕНО".

Разрешается запускать двигатель в полете при выполнении учебных, тренировочных и соревновательных полетов, а также при случайном или ошибочном выключении.

Установить РУД в положение МГ.

Запустить двигатель.

***Внимание: если давление масла не достигло 2 кгс/см<sup>2</sup> в течение 10 сек, немедленно выключить двигатель и выполнить двигатель вынужденную посадку. Дальнейшая эксплуатация возможна только после устранения дефекта.***

Установить РУДом режим двигателя, необходимый для продолжения полета.

***Внимание:***

***1. Запуск двигателя разрешен только при положении РУД в диапазоне «упор МГ» ...1600 об/мин.***

***2. Останов двигателя разрешен при частоте вращения КВ не выше 2000 об/мин.***

***3. Работа двигателя при частоте вращения КВ ниже, чем 1400 об/мин, запрещена.***

***4. Встречная приемистость (увеличение частоты вращения КВ после ее уменьшения без промежуточной площадки не менее 3 сек) и встречный сброс (уменьшение частоты вращения КВ после ее увеличения без промежуточной площадки не менее 3 сек) запрещены.***

***5. Останов двигателя при частоте вращения КВ более чем 2000 об/мин запрещен.***

***Несоблюдение данных требований вызывает большую амплитуду колебаний двигателя и нерасчетную нагрузку на детали редуктора и приводит к преждевременному выходу их из строя.***

#### 08.5.6. ОПРОБОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ.

Основная цель опробования – проверка работоспособности двигателя, его систем и агрегатов.

Опробование двигателя рекомендуется выполнять с шагом винта, обеспечивающим выход двигателя на максимальную частоту вращения КВ (5200-5300 об/мин.) при установке РУД в положение ВР.

Опробование двигателя в эксплуатации производится по сокращенному графику после прогрева до рабочих температур с проверкой приемистости и зажигания (п.08.5.2.). Опробование производится при выполнении предполетной подготовки .

После снятия и установки двигателя, выполнения регламентных работ, опробование производится по полному графику приведенному ниже на рис 8.3.

Самолет должен быть установлен на специальной подготовленной для этой цели площадке.

Режимы опробования двигателя указаны на графике

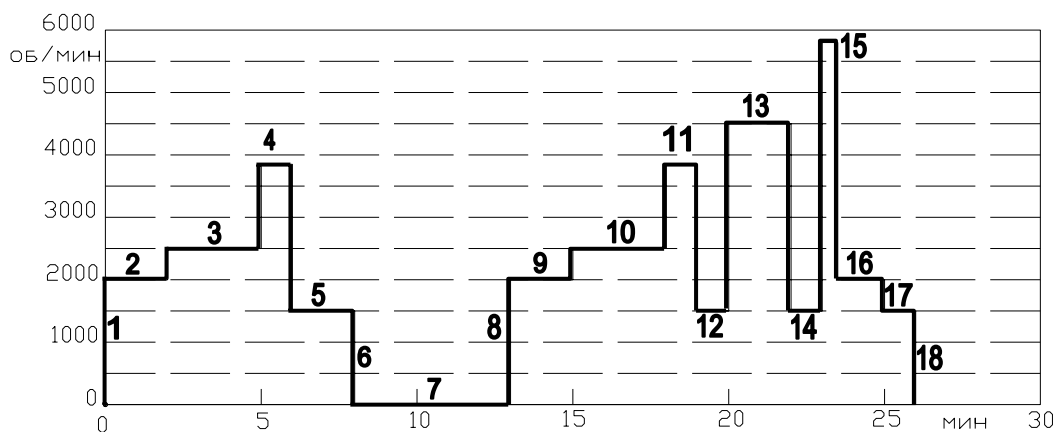


Рис.8.3. График опробования двигателя.

Таблица режимов опробования к графику рис. 8.3

№	Наименование режима (об/мин)	Время, мин.
1	Запуск	—
2	Начальный прогрев, 2000	2
3	Окончательный прогрев, 2500	Зависит от условий
4	Проверка системы зажигания, 3850	1
5	Охлаждение, 1500	2
6	Останов	—
7	Осмотр	
8	Запуск	—
9	Начальный прогрев, 2000	2
10	Окончательный прогрев, 2500	Зависит от условий
11	Проверка системы зажигания, 3850	1
12	1500	1
13	4500	2
14	1500	1
15	ВР (5200-5300)	30 с
16	Охлаждение, 2000	2
17	Охлаждение, 1500	1
18	Останов	—

#### 08.5.7. ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ НА ЗЕМЛЕ.

Охладить двигатель при частоте вращения КВ 2000 об/мин в течение 1-2х минут.

Установить РУД в положение МГ.

Выключить зажигание.

Установить выключатели (аккумулятор, генератор, приборы, бензонасос) в положение «Выключено».

#### 08.5.8. ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ.

Разрешается останов двигателя в полете при выполнении учебных, тренировочных и соревновательных полетов.

Охладить двигатель при частоте вращения КВ 3000-3500 об/мин в течение 30-35 с.

Установить РУД в положение МГ, при этом частота вращения КВ 1400-2000 об/мин.

Выключить зажигание.

#### 08.5.9. ЭКСТРЕННЫЙ ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ

Экстренный останов двигателя – это его выключение без предварительного охлаждения. Выполняется в случаях, когда работающий двигатель может привести к травмированию людей или повреждению самолета. При экстренном останове возможно повреждение деталей цилиндропоршневой группы, поэтому рекомендуется, если позволяет ситуация, немедленно запустить двигатель и выполнить штатный останов согласно п. 08.1.2.4.

**ВНИМАНИЕ:** *Выполнять останов двигателя путем перекрытия подачи топлива без выключения зажигания ЗАПРЕЩАЕТСЯ.*

### 08.6. Планер самолета.

#### 08.6.1. ФЮЗЕЛЯЖ

Каркас самолета “Swift” является пространственной фермой, сваренной из стальных труб.

Первый шпангоут имеет четыре узла крепления моторной рамы к фюзеляжу.

У основания шпангоута № 2 имеются узлы крепления подкосов крыла к фюзеляжу.

На законцовках труб центроплана имеются места стыковки под узлы крепления крыла.

Узел фиксируется пальцем Ø10, выполненным из стали 30ХГСА.

В заднюю трубу центроплана вварена стальная втулка, в которую при сборке вставляется пустотелый ушковый палец. Палец фиксируется во втулке пальцем Ø8.

На 3-м и 4-м шпангоуте и на центроплане имеются узлы крепления качалок управления.

На 5-м шпангоуте имеются узлы крепления спассистемы. Для спассистемы К-500 узлы крепления представляют собой два широких ушка, к которым крепится швеллер двумя болтами М8. Спассистема, в свою очередь, крепится к этому швеллеру.

Схемы креплений крыла и хвостового оперения приведены в разделе 5.

Обшивка фюзеляжа и хвостовая балка пластиковой конструкции, трехслойная с наполнителем из пенопласта. Киль отформован зацело с обшивкой фюзеляжа.

Доступ в кабину осуществляется через двери, открывающиеся вверх.

#### 08.6.2. КРЫЛО.

Крыло состоит из двух отъемных частей, каждая из которых крепится к верхней части фюзеляжа в районе кабины при помощи двух стыковых узлов – переднего и заднего, а к нижней части фюзеляжа – при помощи стыковых узлов на подкосе, крыле и фюзеляже.

Передняя часть крыла зашита листовой дюралюминиевой обшивкой Д-16Т толщиной 0,5 мм. Задняя часть крыла зашита листовым дюралюминиевым профилем 0,5 мм. Часть крыла между нервюрами 1 и 5 также зашита дюралевым листом, толщиной 0,5 мм. Остальная часть крыла, обшита синтетической тканью марки 5-В9. К нервюрам и хвостовому концевому профилю обшивка приклеена клеем БФ-88.

Крыло имеет щелевые закрылки и элероны, профили которых вписываются в профиль крыла.

#### 08.6.3. ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ САМОЛЕТА

Хвостовое оперение самолета “Swift” включает в себя: стабилизатор, руль высоты с триммером, киль, руль направления.

Стабилизатор обшит листовым дюралюминием Д16Т толщиной 0,5 мм. Передний и задний лонжероны отштампованы из листового дюралюминия Д16Т толщиной 0,8мм. По бокам стабилизатора клеем ВК-9крепятся законцовки.

Киль и руль направления выполнены из трехслойных панелей с применением стеклотканей, пропитанных эпоксидными смолами. В качестве наполнителя применяется пенопласт марки ПС-4-40. Их лонжероны и нервюры сделаны по аналогичной технологии.

Передняя часть руля высоты зашита дюралюминиевой обшивкой толщиной 0,5 мм, остальная часть обшита синтетической тканью с помощью клея БФ-88. Триммер руля высоты выполнен из трехслойных панелей выполненных из пенопласта и текстолита, пропитанных эпоксидными смолами.

#### 08.6.4. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ.

Управление самолетом состоит из управления элеронами, рулем высоты, рулем направления, закрылками, триммером руля высоты, тормозами колес шасси, носовым колесом, двигателем, вентиляцией и обогревом кабины.

Управление рулем высоты осуществляется с помощью тяг и качалки.

Управление рулем направления и носовым колесом выполняется синхронно при помощи педалей.

На всех вариантах самолета установлено спаренное управление элеронами, рулем высоты и рулем направления.

Диаметр тросов в проводке руля направления 3мм.

Управление тормозами колес гидравлическое от рычагов, установленного на ручках управления самолетом.

Управление закрылками жесткое – посредством тяг и вала.

Ручки управления закрылками находятся в центральной и левой верхней части кабины самолета. В систему включен фиксатор промежуточных положений закрылков –  $0^{\circ}$ ,  $20^{\circ}$ ,  $42^{\circ}$ .

#### 08.6.5. ШАССИ.

Шасси выполнено по схеме с носовым управляемым колесом.

Основное шасси рессорного типа. Рессора основного шасси пластиковой конструкции. Рессора крепится к ферме фюзеляжа на двух узлах. С обеих сторон рессоры крепятся полуоси основных колес шасси, на которых закреплены колеса, обтекатели колес и тормозные суппорты.

Напротив каждого сидения пилотов между сиденьями и приборной доской из пола кабины выходят ручки управления самолетом, связанные между собой жесткими тягами. На ручках управления расположены рычаги тормозов (поз.6,7) основных колес шасси.

#### 08.6.6. СИДЕНИЯ И ПРИВЯЗНЫЕ РЕМНИ.

Сиденья пилота и пассажира не регулируемые, установлены жестко, выполнены из композиционных материалов с мягкой тканевой (кожаной) обшивкой.

Поясной и плечевой ремень безопасности выполнен как одно целое из капроновой ленты с разрушающим усилием 1500 кг, с быстроразъемными замками. Конструкция ремней позволяет производить регулировку по росту пилота.

#### 08.6.7. БАГАЖНЫЙ ОТСЕК.

На самолете предусмотрен провоз компактного багажа весом не более 40 кг. Грузовой отсек за сиденьями пилотов.

#### 08.6.8. КАБИНА САМОЛЕТА, ДВЕРИ, ОКНА И ВЫХОДЫ.

Кабина самолета (рис. 8.5) имеет правую и левую входные двери. Остекление кабины и дверей (кроме лобового стекла) выполнено из органического стекла Ахрет толщиной 1,5 мм. Лобовое стекло кабины из выполнено из полимерного органического стекла толщиной 1,5 мм. В его нижней части предусмотрена вентиляционная форточка.

Двери открываются вверх и фиксируются в открытом положении пневмопружинами. Каркас двери выполнен из углепластика. К каркасу крепится стекло, механизм запираения двери, который закрыт съемной картой. На дверях установлены замки под ключ.

Сиденья пилотов оборудованы регулируемыми привязными ремнями. Кабина оборудована двойным управлением с левого и правого сидений.

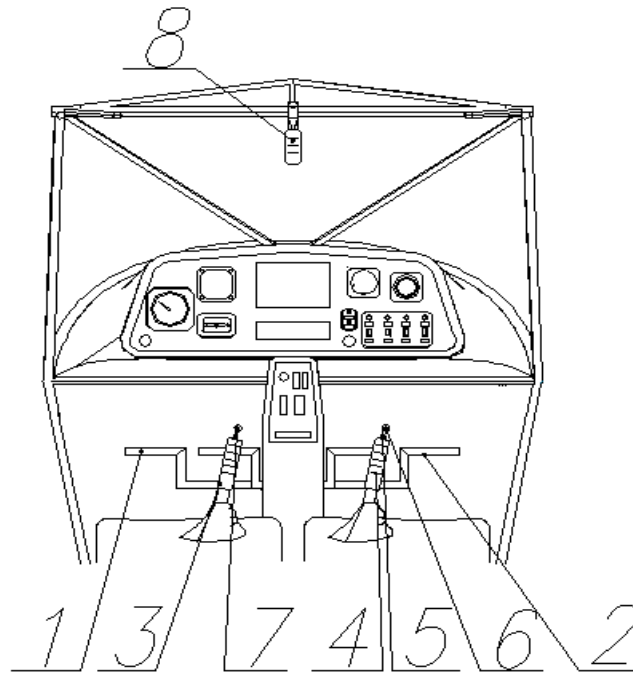


Рис. 8.5. Кабина самолета.

1,2 – педали; 3,4 - ручки управления самолетом; 5 - кнопка включения связной радиостанции на передачу; 6,7 – рычаги тормозов; 8 – рычаг привода закрылков.

В случае внезапного открытия дверей в полете, движением руки вернуть дверь на место до упора, повернуть ручку фиксации замков двери и убедиться в плотном зацеплении штырей замка. Дополнительные (аварийные) выходы на самолете не предусмотрены. Аварийное покидание самолета следует производить через двери.

На левой двери имеется форточка, открывающаяся внутрь кабины.

Размещение элементов контроля и управления на приборной доске приведено на рис. 8.6.

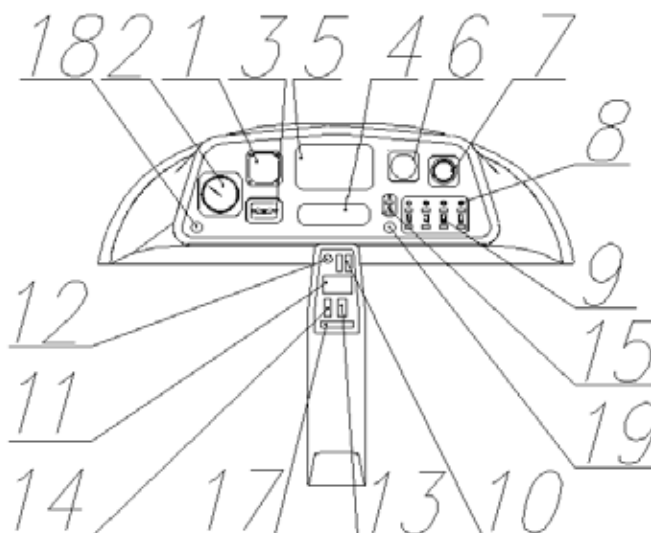


Рис. 8.6. Приборная доска.

1 – авиагоризонт; 2 – указатель скорости; 3 – указатель скольжения; 4 – радиостанция (ICOM A-210); 5 – комплексный прибор (Stratomaster Ultra XL); 6; 7 – указатель уровня топлива; 8 – выключатели; 9 – предохранители; 10 – выключатели зажигания; 11 – выключатели зажигания; 12 – СПУ; 13 – указатели положения триммера руля высоты; 14 – кнопка управления триммером руля высоты; 15 – лампы опасных режимов; 16 – пожарный кран; 17 – кнопка запуска; 18,19 – РУД.

### 08.7. Топливная система

Принципиальная схема топливной системы приведена на рис. 8.7.

Топливная система состоит из:

- топливных баков 1 и 2, расположенных в крыле, оборудованных топливомарами;
- расходного бака 5;
- топливного электронасоса 10;
- фильтра тонкой очистки топлива 8;
- двигательного топливного насоса мембранного типа 9;
- бензопроводов 15;
- пожарного крана 7.

Топливо из топливных баков 1 и 2 попадает в расходный бак 5 по двум бензопроводам 15. Из расходного бака через пожарный кран 7 топливо через фильтр 8, мембранный насос 9 поступает в карбюраторы 12. Избыток топлива после двигательного насоса 9 сливается в расходный бак 5 по обратной магистрали 13 через жиклер 17. Электронасос 10 включается при падении давления за двигательным топливным насосом выключателем на приборной доске.

Измерение количества топлива в баках производится визуально по шкалам бензомеров. Расходный бак соединен дренажной магистралью 14 с надтопливным пространством правого крыльцевого топливного бака. Крыльцевые топливные баки имеют воздухозаборники дренажа. Отстой топлива сливается через кран 6.

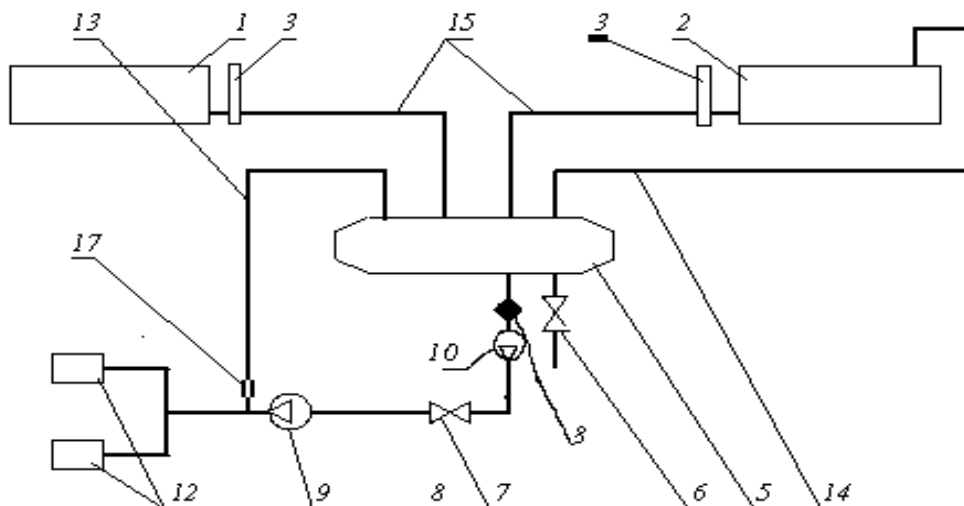


Рис. 8.7. Топливная система

1 – топливный бак левый; 2 – топливный бак правый; 3 – топливомеры; 5 – расходный бак; 6 – кран слива топлива; 7 – пожарный кран; 8 – топливный фильтр; 9 – двигательный топливный насос; 10 – подкачивающий электрический бензонасос; 12 – карбюраторы; 13 – обратная магистраль; 14 – дренажная магистраль; 15 – магистрали подачи топлива; 17 – жиклер.

#### 08.8. Система смазки двигателя.

Система смазки двигателя предназначена для смазки трущихся деталей двигателя, а также для частичного их охлаждения и для удаления от них продуктов износа.

Система смазки двигателя является системой закрытого типа с «сухим» картером, с принудительной циркуляцией масла. Интегрированный маслонасос объёмного типа приводится в действие от распределительного вала.

Из маслобака масло, под действием разрежения, создаваемого маслонасосом, поступает во всасывающую магистраль, проходит, охлаждаясь, через радиатор и по всасывающей магистрали попадает во всасывающую полость маслонасоса, образованную роторами. При вращении роторов происходит сжатие и перемещение порции масла в нагнетающую полость маслонасоса. Из этой полости, масло через периферийные отверстия фильтра попадает в его внутреннюю полость. Проходя через фильтрующий элемент во внутреннюю полость фильтра, масло очищается от примесей. При засорении фильтрующего элемента клапан фильтра открывается за счет перепада давлений и масло, минуя фильтрующий элемент, попадает в двигатель, что предотвращает масляное «голодание». Очищенное масло попадает в полость высокого давления маслонасоса, откуда попадает в двигатель.

Все масло, после смазки деталей, стекает в нижнюю часть картера и под воздействием давления картерных газов попадает в маслобак.



**08.9. Система управления двигателем.**

Управление двигателем двоякое. Расположение рычагов управления двигателем (РУД) на приборной доске для каждого из пилотов приведено на рис. 8.6 (поз. 4, 25).

Перемещение от каждого РУД (поз. 1), рис. 8.7., передается на тяговый вал (поз. 6), крепящийся к проушинам, приваренным к трубе фермы фюзеляжа (поз. 7) двумя болтами (поз. 12).

От тягового вала к двигателю идут два троса (поз. 8), заключенные в боудены (поз. 9). Боуден крепится к кронштейну двигателя упором (поз. 10), а трос – рычагу (поз. 11) управления заслонкой карбюратора.

Ручка обогатителя одна. Перемещение от неё к рычагам карбюратора передается также с помощью тросов.

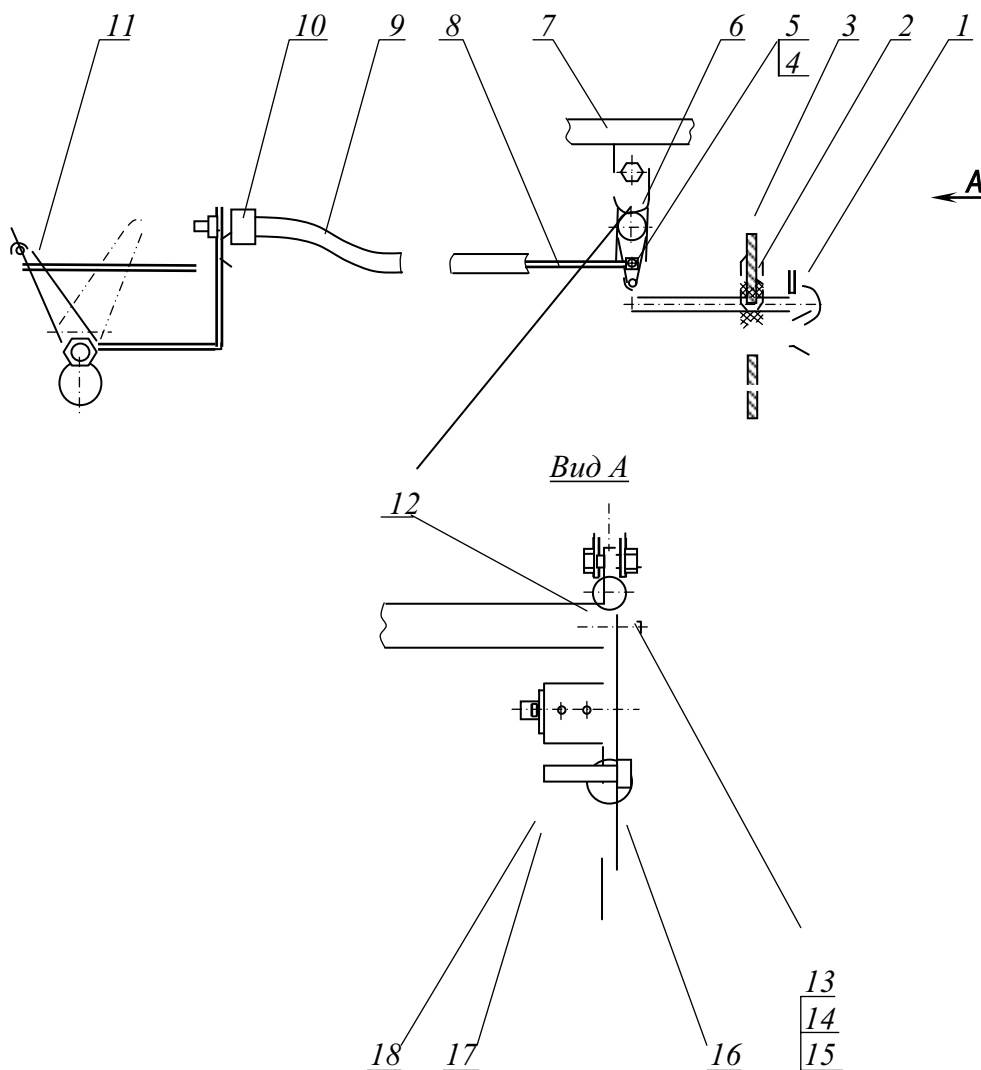


Рис. 8.8. Управление двигателем.

1 – рычаг управления двигателем (РУД); 2 – резиновая втулка; 3 – каркас приборной доски; 4 – палец Ø5; 5 – шплинт Ø 1,5; 6 – вал тяговый; 7 – труба фермы фюзеляжа; 8 – трос управления двигателем; 9 – боуден; 10 – упор боудена; 11 – рычаг карбюратора; 12 – болт М5; 13 – гайка М5 корончатая; 14 – шплинт Ø 1,5; 15 – шайба; 16 – палец; 17 – шайба Ø5; 18 – шплинт Ø 1,5.

**08.10. Электросистема**

Электрическая система состоит из:

- генератора переменного тока, блока зажигания, 6-и датчиков температуры, датчика оборотов двигателя, датчика давления, электростартера, входящих в состав двигателя;
- аккумулятора, установленного на противопожарной перегородке;
- реле регулятора и блока выпрямителя, установленных на I<sup>OM</sup> шпангоуте под капотом;
- замка стартера, выключателей зажигания, двух красных сигнальных лампочек отказа генератора и выхода параметров двигателя за установленные пределы, 5-и автоматов защиты сети, комплексный прибор Stratomaster Ultra XL, контролирующего параметры работы двигателя; расположенных на приборной панели;
- электробензонасоса;
- авиагоризонта, GPS (если они устанавливаются).

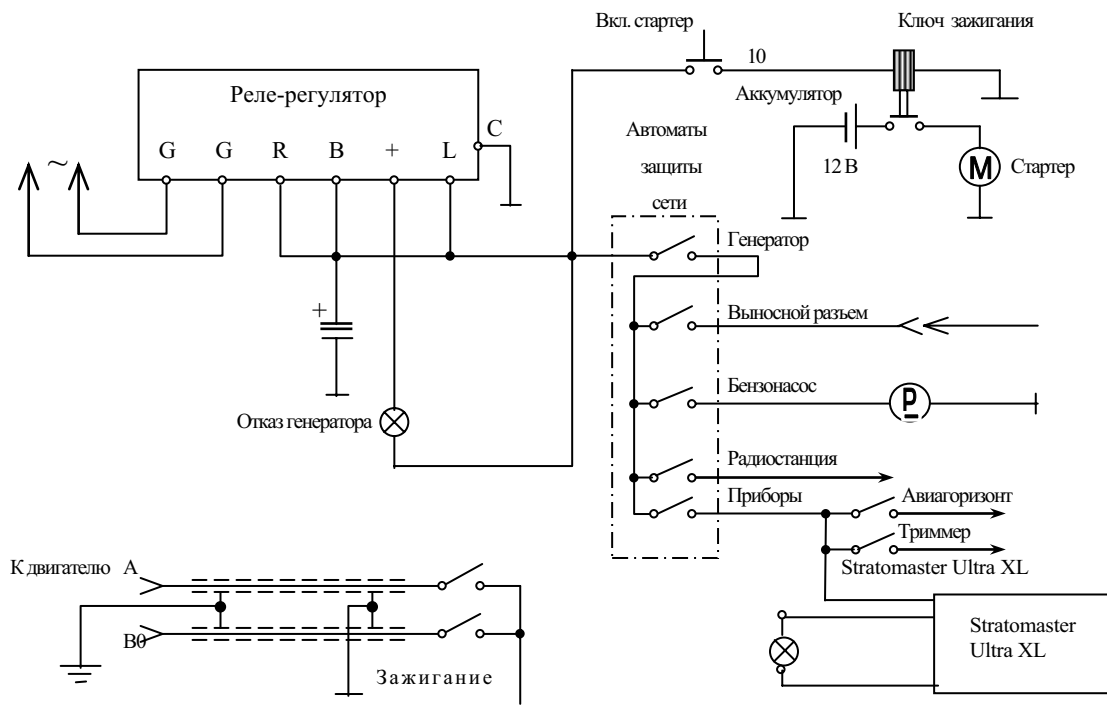


Рис. 8.9. Схема электрической системы самолета

**08.11. Система полного и статического давления, приборное оборудование.**

На самолете установлен датчик полного давления и два приемника статического давления. Давление от приемников поступает к приборам через полиуретановые трубопроводы.

Схема полного и статического давления показана на Рис. 8.10

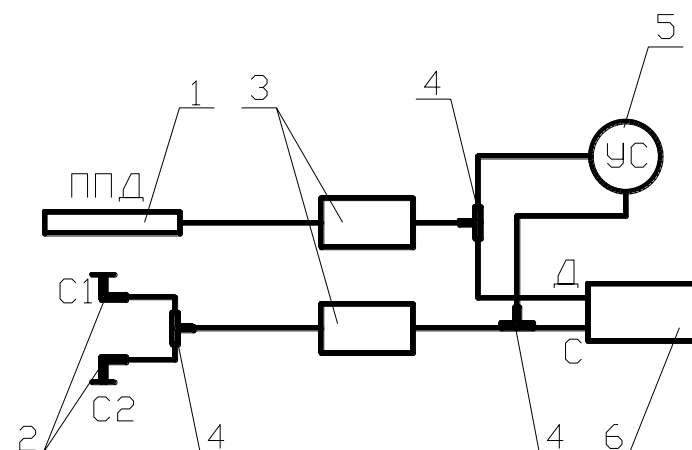


Рис.8.10.Схема полного и статического давления.

1 - приемник полного давления; 2 – приемник статического давления; 3 – фильтры; 4 – тройники; 5 – указатель скорости; 6 – комплексный прибор Stratomaster ULTRA XL.

Приборное оборудование, работающее от систем статического и полного давлений (рис.8.10), состоит из прибора Stratomaster ULTRA XL, указателя скорости.

#### 08.12. Радиотехническое оборудование.

Состоит из радиостанция ICOM A-200. Возможна установка других типов радиостанций.

#### 08.14. Особенности эксплуатации самолета в различных климатических условиях.

При эксплуатации самолета в пыльных районах необходимо:

- уменьшить срок эксплуатации фильтрующих элементов на 25-40%;
- уделять повышенное внимание чистоте двигателя и агрегатов.

При эксплуатации двигателя при экстремально низких ( $-30^{\circ}\text{C}$ ) или высоких (до  $+35^{\circ}\text{C}$ ) температурах или высотах необходимо:

- выполнить калибровку карбюраторов;
- выполнить проверку эффективности обслуживающих систем в соответствии с РЭ двигателя.

#### 08.15. СПАСАТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

Устанавливается спассистема К-500. Спассистема крепится к ферме фюзеляжа на двух болтах М8. Парашют крепится также к ферме при помощи трех канатов с разрушающим усилием 5000кг. Канаты крепятся к ферме в районе передних узлов навески крыла и в месте крепления спассистемы к ферме фюзеляжа. Ручка привода спассистемы расположена на центральном пульте приборной доски.

#### 08.16. Оборудование для аэрофотосъемки.

Зарезервировано

#### 08.17. Оборудование для буксировки планеров.

Зарезервировано

## **Раздел 09**

# **ПРИЛОЖЕНИЯ**

## **09. ПРИЛОЖЕНИЯ.**

### **09.1. Инструкция по заправке топливом**

Заправку топливом производить на специальной ровной, очищенной от посторонних (горючих или мешающих перемещению и работе) предметов, площадке, при наличии аэродромных средств пожаротушения, с неработающим двигателем, подключенным заземлением.

Топливо должно быть соответствующего предъявляемым к нему требованиям качества и типа. Обязательно наличие паспорта на топливо.

Заправку топливом следует производить в заливную горловину бака поочередно одним из указанных ниже способов через фильтр с тонкостью фильтрации не ниже 0,10 мм:

- через пистолет ТЗ или заправочной колонки;
- через лейку из канистры или другой тары.

Перед заправкой необходимо рассчитать потребное количество топлива на полет с учетом АНЗ, определить остаток топлива в баке по бензомеру и высчитать количество топлива, необходимое для заправки в бак.

Заправленное количество топлива контролировать по счетчику ТЗ или колонки, бензомеру или при помощи мерной тары. В случае невозможности контроля указанными способами и отсутствия жестких требований по ограничению взлетного веса заправку производить под нижний обрез заливной горловины.

После заправки тщательно закрыть пробку заливной горловины, проверить ее закрытие (она не должна проворачиваться от половины максимального момента на открытие, создаваемого кистью руки).

### **09.2. Справочные материалы**

#### **ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ЖИДКОСТИ И ГАЗЫ.**

Топливо – автомобильный бензин с октановым числом не менее 95.

**Примечание: применение этилированных сортов бензина не допускается!**

Масло – автомобильное масло 5-W-40; 10-W-40 в зависимости от температуры наружного воздуха. **Применение присадок к маслу запрещено!**

Охлаждающая жидкость – автомобильный антифриз, допускающий контакт с алюминиевыми сплавами.

Тормозная жидкость – автомобильная.

Давление воздуха в основных колесах – 2 кгс/см<sup>2</sup>, давление в носовом колесе – 2 кгс/см<sup>2</sup>.