

УТВЕРЖДЕНО
Главный конструктор
ООО «АЭРОПРАКТ»
Ю.В. Яковлев
«17» ноября 2003г.

**РУКОВОДСТВО
ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА
АЭРОПРАКТ-22**

Модель: Аэропракт -22

Серийный номер: 71

Государственный и регистрационный номер:

Дата выпуска:

Безопасная эксплуатация настоящего самолета обеспечивается при соблюдении соответствующих данных и ограничений, изложенных ниже.

СОДЕРЖАНИЕ

1.Руководство по летней эксплуатации самолета АЭРОПРАКТ-22

	Раздел	стр.
Общие положения	1	7
Ограничения	2	9
Особые случаи в полете	3	16
Эксплуатация	4	21
Летные характеристики	5	29
Допустимые варианты загрузки самолета	6	33

2. Руководство по технической эксплуатации самолета АЭРОПРАКТ-22

	Раздел	стр.
Описание самолета и его систем	1	34
Уход за самолетом, эксплуатация и техническое обслуживание	2	49

1. РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА

АЭРОПРАКТ - 22

1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

- 1.1. Введение
- 1.2. Основные сведения о самолете
- 1.3. Эскиз самолета в трех проекциях

1.1. ВВЕДЕНИЕ

Руководство по летной эксплуатации подготовлено для пилотов и инструкторов, и содержит данные, необходимые для безопасной и эффективной эксплуатации самолета.

1.2. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ

Аэропракт-22 (А-22) двухместный самолет, подкосный высокоплан "нормальной" аэродинамической схемы с кабиной закрытого типа, неубирающимся шасси с носовой опорой. Двигатель Rotax-912 расположен в носовой части.

фюзеляжа с тянущим трехлопастным винтом регулируемого на земле шага.

Аэропракт-22 предназначен для выполнения визуальных полетов днем в простых метеоусловиях.

Конструкция шасси и тяговооруженность обеспечивают эксплуатацию самолета на площадках (аэродромах) с бетонными и грунтовыми ВПП.

Размах 10,13 м

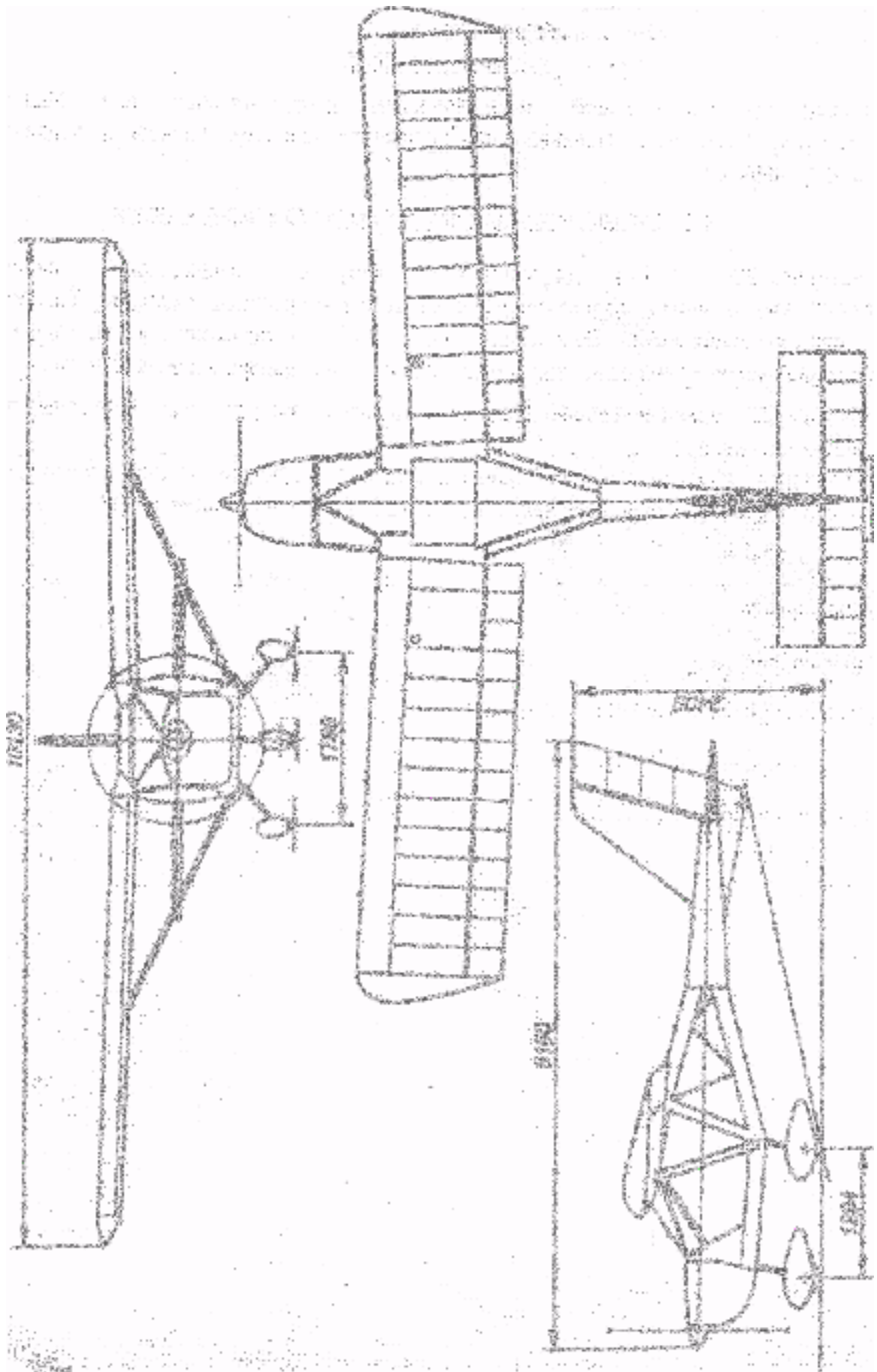
Длина 6,16м.

Высота 2,4м

Средняя аэродинамическая хорда 1.4 м

Площадь крыла 13,96 м²

Нагрузка на крыло 32,23 кг/ м²



2. ОГРАНИЧЕНИЯ

- 2.1 Введение
- 2.2 Воздушная скорость
- 2.3 Разметка индикатора воздушной скорости
- 2.4 Силовая установка
- 2.5 Приборы контроля работы двигателя
- 2.6 Масса
- 2.7 Допустимые режимы полета
- 2.8 Эксплуатационные маневренные перегрузки
- 2.9 Летный экипаж
- 2.10 Виды применения самолета
- 2.11 Приборы
- 2.12 Топливо
- 2.13 Другие ограничения
- 2.14 Ограничения в работе двигателя при отрицательных температурах.

2.1. ВВЕДЕНИЕ

Раздел 2 включает в себя летные ограничения, разметку шкал указателей приборов и индикаторов и основные таблицы, необходимые для безопасной эксплуатации самолета, его силовой установки, систем и оборудования.

2.2. ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ

Ограничения воздушной скорости и ее полетные значения приведены в таблице 1.

Таблица 1

Ограничения воздушной скорости и ее полетные значения.

Обозн.	Скорость	V км/ч	Примечания
V _{ne}	Предельная допустимая скорость полета (непревышаемая скорость полета)	200	Превышение этой скорости недопустимо на любом эксплуатационном режиме
V _a	Максимальная скорость, на которой разрешен маневр на C _y max.	140	Запрещено резкое маневрирование на скорости выше этой, так как в ряде случаев возможна чрезмерная нагруженность самолета
V _f	Максимальная скорость с выпущенными закрылками	110	Запрещается превышение данной скорости с выпущенными закрылками

2.3. РАЗМЕТКА ИНДИКАТОРА ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Разметка индикатора воздушной скорости и смысл цветового решения шкалы указаны в таблице 2.

Таблица 2

Разметка индикатора воздушной скорости и смысл цветового решения шкалы.

Отметки	Величина или интервал V , км/ч	Значение
Белая дуга	60-110	Эксплуатационный интервал с выпущенной механизацией
Зеленая дуга	70-140	Нормальный эксплуатационный интервал
Желтая дуга	140-200	Маневры выполняются с особым вниманием и только в спокойной атмосфере.
Красная линия	200	Максимально допустимая скорость на всех режимах полета



2.4 СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Двигатель изготовлен:	BOMBARDIER – Rotax (Австрия)	
Модель двигателя:	Rotax -912 UL	Rotax -912 ULS
Тип двигателя:	четырёхтактный, четырёхцилиндровый, оппозитный	
Максимальная мощность, взлетная:	80 л.с.	100 л.с.
Продолжительность работы на режиме максимальной мощности:	5 мин (5800 rpm)	
Максимальная частота вращения коленчатого вала двигателя (не ограниченная по времени)	5500 rpm	
Частота вращения коленчатого вала на холостом ходу	1400 rpm	
Максимальная температура головки цилиндров в месте установки датчика:	150°C(300°F)	135°C(284°F)
Температура масла: - нормальная - минимальная - максимальная	90-110 °C (190-250 ° P) 50°C(120°P) 140 °C (285° P)	90-110 °C (190-250 °P) 50°C(120°P) 130°C(266°P)
Температура выхлопных газов: - максимальная на взлете - максимальная температура - нормальная температура на расстоянии 70 мм (2,75 т.) за выхлопным фланцем	880° C (1620° P) 850° C (1 560° P) 800° C (1470° P)	880° C (1620° P) 850° C (1 560° P) 800° C (1470° P)
Давление масла: - нормальное - минимальное - максимальное	2,0-5,0 bar (29-73 psi) (выше 3500 RPM) 0,8 bar (12 psi) (ниже 3500 ЯРМ) 7 bar (100 psi) (при холодном старте, допускается на коротком промежутке работы двигателя)	
Давление топлива: - нормальное - максимальное	0,15-0,4 bar (2,2-5,8 psi) 0,4 bar (5,8 psi)	
Топливо:	бензин автомобильный с октановым числом по исследовательскому методу не ниже 95 (min RON 95)	
Масло:	По классификации API SF или SG	
Изготовитель воздушного винта:	ООО "Киевпроп"	
Тип воздушного винта:	трехлопастный, тянущий, регулируемого на земле шага.	

2.5. ПРИБОР КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ - FLYdat

Прибором контроля двигателя (в зависимости от комплектации) является комбинированный прибор FLYdat - индикатор эксплуатационных параметров работы двигателя (рис.3).

На FLYdat, рис. 3, индицируются:

1. ОБ/МИН - обороты двигателя, 1/min обороты в минуту;
2. x 0,1h - наработка двигателя, HOURS x 0,1 часа;

3. EGT/PTO - температура выхлопных газов передних цилиндров, С - градусы Цельсия;
4. EGT/MAG - температура выхлопных газов задних цилиндров, С - градусы Цельсия;
5. СНТ - температура головок цилиндров, С - градусы Цельсия;
6. EGT Display - указатель стороны замера температуры выхлопных газов LEFT-RIGHT (левый - правый);
7. OIL TEMP - температура масла, С - градусы Цельсия;
8. x 0,1 bar - давление масла, OIL PRESS x 0,1 bar.

В электронную память FLY dat внесены:

- нормальный эксплуатационный диапазон, пределы максимальных и минимальных ограничений по безопасности;
- взлетный режим и предупредительный диапазон;
- каждое максимальное и минимальное значение ограничений, влияющих на безопасность.

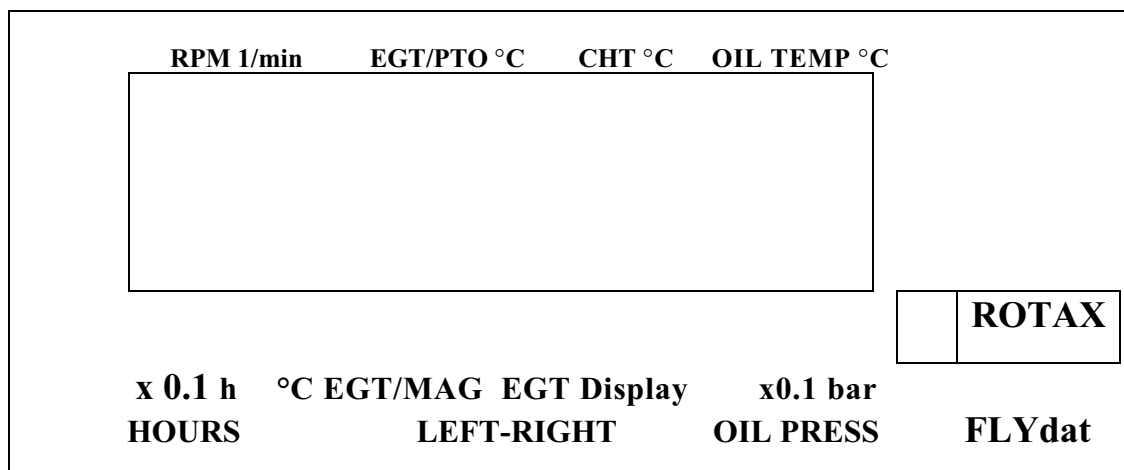
При работе двигателя с частотой менее 1400 об/мин будет гореть красная лампа разрядки аккумулятора.

Если все параметры двигателя не выходят за пределы ограничений (нормальная эксплуатация), то все показания будут индицироваться постоянным (не мигающим) светом.

Если один или более параметров работы двигателя будет выходить за предельные значения нормального эксплуатационного диапазона, то информация о данном параметре будет мигающая. Одновременно с мигающим параметром будет мигать индикатор тревоги с периодом 0,25 сек.

Если один или более параметров превышают запрограммированное аварийное значение, то информация о данном параметре будет мигать, а индикатор тревоги будет гореть постоянно.

Рис.2. FLYdat



2.6. МАССА

Максимальная взлетная масса:	450кг
Максимальная посадочная масса:	450кг
Вес пустого:	280 (± 10) кг
Минимальная масса пилота в одноместном варианте:	60кг
Максимальная масса каждого пилота:	80кг
Максимальная масса перевозимого груза:	20кг

2.7. ДОПУСТИМЫЕ ПОЛЕТНЫЕ МАНЕВРЕННЫЕ РЕЖИМЫ

Самолет А-22 относится к нормальной категории.

На самолете А-22 разрешается выполнять:

- с выпущенной и убранной механизацией крыла виражи с креном
не более 60 градусов;
- скольжение с креном до 15 градусов со скоростью до 130 км/час.

2.8. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ МАНЕВРЕННЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ

При взлетном весе 450 кг:

- максимально допустимая положительная перегрузка +4 g.
- максимально допустимая отрицательная перегрузка -2 g.

2.9. ЛЕТНЫЙ ЭКИПАЖ

Летный экипаж состоит из 1 или 2 пилотов.

Полет на самолете с грузом в багажнике превышающим по массе 20 кг категорически ЗАПРЕЩЕН.

2.10. ВИДЫ ПРИМЕНЕНИЯ САМОЛЕТА

Самолет должен эксплуатироваться только днем в простых метеоусловиях вне условий обледенения.

Самолет предназначен для:

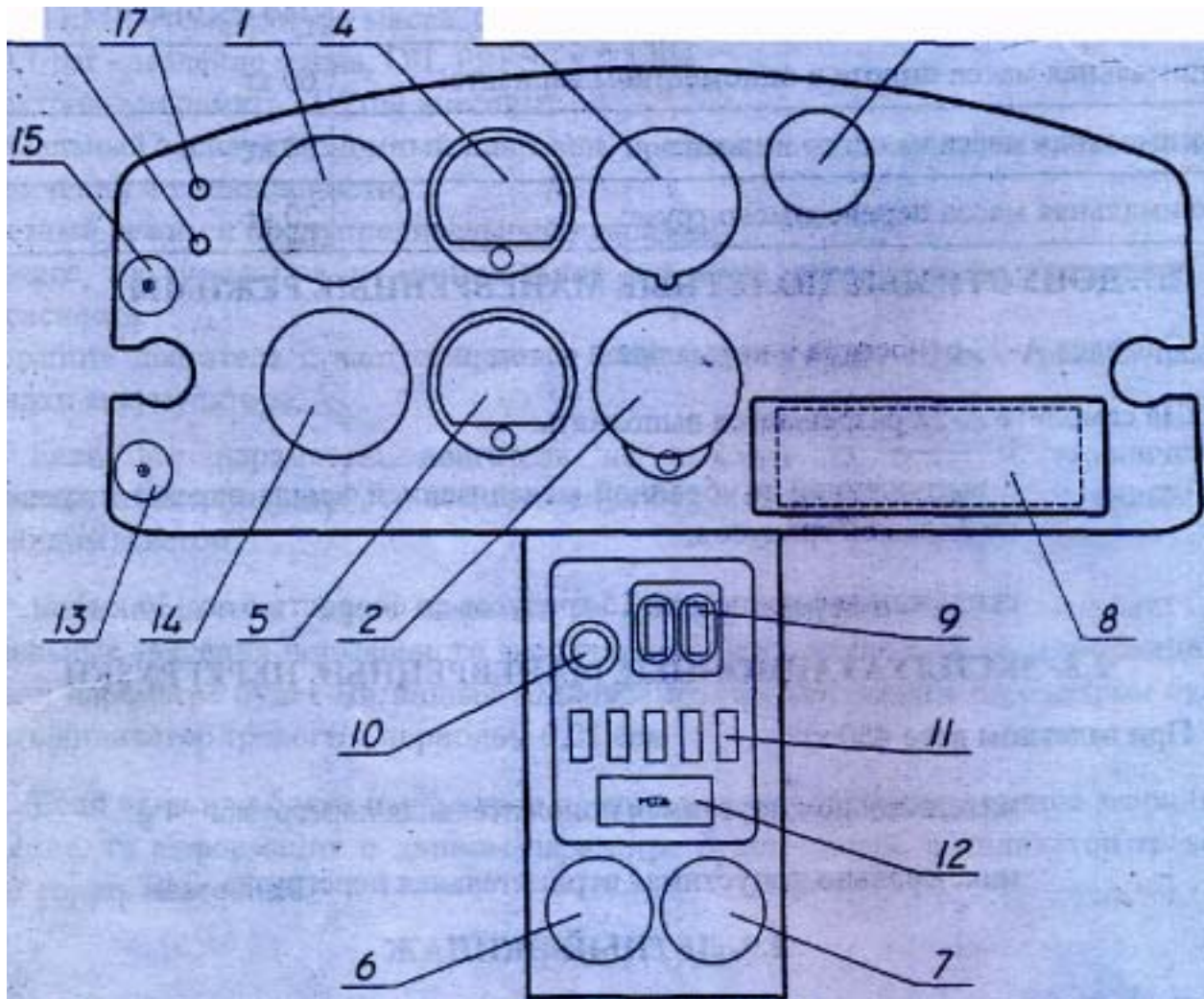
- первоначального обучения пилотов,
- участия в спортивных соревнованиях;

а после переоборудования, также для:

- воздушного патрулирования и фотографирования;
- прочих авиаработ в пределах ЛТХ самолета.

2.11. ПРИБОРЫ

Рис. 3. Приборная доска.



<p>1- указатель скорости УС-250К;</p> <p>2- высотомер ВД-10;</p> <p>3- вариометр ВР-10мк;</p> <p>4- авиагоризонт;</p> <p>5- гирокомпас;</p> <p>6- указатель уровня топл. (лев. бак);</p> <p>7- указатель уровня топл. (правый бак);</p> <p>8- FLYdat;</p> <p>9- Тумблеры «ЗАЖИГАНИЕ»;</p> <p>10- Запуск двигателя;</p>	<p>11- панель выключателей доп. оборудования;</p> <p>12- панель предохранителей;</p> <p>13- «отопление кабины»;</p> <p>14- Указатель поворотов и скольжения;</p> <p>15- Ручка управления заслонкой ресивера;</p> <p>16- Индикатор «аварийный режим двигателя»;</p> <p>17- Индикатор «отсутствие зарядки аккумулятора»;</p> <p>18- Радиостанция «МИКРОAIR»</p>
--	---

2.12. ТОПЛИВО

Емкость баков:	90л.
Общий запас топлива:	90л.
Расходуемый запас топлива:	89л.
Невырабатываемый остаток топлива:	1л.
Топливо:	Бензин ОЧ > 95 (min RON 95)

2.13. ДРУГИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Этот самолет классифицируется как сверхлегкий самолет, предназначен только для дневных полетов в условиях полной видимости без обледенения.

Самолет А-22 разрешается эксплуатировать:

- при встречном ветре не более 10 м/сек;
- при боковом ветре под углом 90 град, не более 4 м/сек.

Предупреждение!

- Ввиду усложнения пилотирования при взлете и посадке с боковым ветром,
ЦЕЛЕСООБРАЗНО взлет и посадку производить против ветра.
Выбранное направление должно обеспечивать полную безопасность взлета: и посадки.

- Все фигуры сложного и высшего пилотажа, включая преднамеренное выполнение штопора, ЗАПРЕЩЕНЫ.

2.14. ОГРАНИЧЕНИЯ В РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЯ ПО ТЕМПЕРАТУРАМ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА

Руководством по эксплуатации двигателя Rotax - 912, введены ограничения по эксплуатации двигателя при отрицательных температурах.

При отрицательных температурах возможно обледенение карбюратора, изменение состава смеси, уменьшение мощности и замерзание трубопровода. Отрицательная температура может повлиять на регулировку карбюратора.

Диапазон температур окружающего воздуха для двигателя Rotax-912 находится в пределах от -25 °С до +50 °С.

3. ОСОБЫЕ СЛУЧАИИ В ПОЛЕТЕ

- 3.1 Введение
- 3.2 Отказ двигателя
- 3.3 Запуск двигателя в воздухе
- 3.4 Пожар
- 3.5 Посадка с неработающим двигателем
- 3.6 Вывод из непреднамеренного сваливания и штопора
- 3.7 Отказ системы полного и статического давления
- 3.8 Отказ радиосвязи
- 3.9 При попадании в зону опасных метеорологических условий
- 3.10 Особенности посадки вне аэродрома

3.1. ВВЕДЕНИЕ

Раздел 3 содержит рекомендации экипажу при возникновении особых случаев полете. Критические ситуации, вызванные неисправностью планера или двигателя: крайне редки, если производится постоянный предполетный осмотр и проверки.

3.2. ОТКАЗ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

- 1 При отказе двигателя на разбеге, взлет прекратить, выключить ЗАЖИГАНИЕ.
- 2 При отказе двигателя до высоты 50 м, выключить ЗАЖИГАНИЕ, посадку производить перед собой, избегая лобовых ударов с препятствиями.
- 3 При отказе двигателя в наборе высоты необходимо перевести самолет на снижение, установить скорость планирования не менее 90 км/ч и, если есть достаточный запас высоты, повернуть самолет в сторону аэродром (площадки), выключить ЗАЖИГАНИЕ, произвести посадку.
- 4 При отказе двигателя в полете по маршруту необходимо перевести самолет на снижение, установить скорость планирования 90км/ч, выключить ЗАЖИГАНИЕ, оценить высоту полета, направление и скорость ветра, дальность полета ($L=HK$, где $K=8$), выбрать площадку для посадки. Если высота полета позволяет, необходимо произвести запуск двигателя в воздухе (смотри пункт 3.3). Если же высоты для запуска двигателя нет или двигатель не запустились, то произвести посадку.
- 5 Если отсутствует площадка для посадки и условия полета не позволяют произвести запуск двигателя в воздухе, необходимо воспользоваться аварийной системой спасения (устанавливается в виде опции).

Рекомендации по действиям экипажа.

Снижение самолета с экипажем на парашюте может сопровождаться: вращением. В связи с этим экипажу рекомендуется:

- элеронами и рулем поворота попробовать устранить вращение;

Для безопасного восприятия посадочной перегрузки, перед приземлением, члены экипажа должны плотно сесть в сидения, подтянуть привязные ремни и/ или подготовиться к приземлению.

3.3. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ВОЗДУХЕ

Для запуска двигателя в воздухе необходимо:

- рычаг управления двигателем установить в положение минимальных оборотов;
- включить тумблеры ЗАЖИГАНИЕ;
- повернуть ключ на запуск двигателя.

3.4. ПОЖАР

При возникновении *пожара* необходимо:

- перекрыть отсечные топливные краны;
- выключить ЗАЖИГАНИЕ;
- перевести самолет на снижение;
- произвести вынужденную посадку или воспользоваться аварийной системой спасения.

3.5. ПОСАДКА С НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

На данном самолете посадка с неработающим двигателем по технике пилотирования с выпущенной и убранной механизацией крыла особенностей не имеет. Скорость планирования 90км/ч, начало выравнивания с Н=5м, выдерживание с Н=0,5м, посадка на V=60км/ч.

Максимальное качество самолета -10.

3.6. ВЫВОД ИЗ НЕПРЕДНАМЕРЕННОГО СВАЛИВАНИЯ И ШТОПОРА

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! Самолет А-22 не предназначен для выполнения штопора.

ВНИМАНИЕ! В прямолинейном полете и на вираже предупреждение о приближении сваливания осуществляется за счет аэродинамических характеристик самолета - вздрагивание конструкции самолета и штурвала.

Для вывода самолета из штопора (непреднамеренного сваливания) необходимо ногу полностью дать против штопора с последующей дачей штурвала "от себя" до отказа. После прекращения вращения ноги поставить нейтрально при достижении $V=80\text{км/ч}$, самолет плавно вывести из пикирования, не превышая максимально допустимую перегрузку $+4g$ и максимально допустимую скорость 200 км/ч .

3.7. ОТКАЗ СИСТЕМЫ ПОЛНОГО И СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ

1. Закупорка системы полного давления.

Признаки отказа:

- в горизонтальном полете, при изменении скорости, показания скорости не изменяются;
- при снижении показания скорости уменьшаются, а при наборе увеличиваются.

Действия экипажа:

- Показания указателя скорости не использовать.

В горизонтальном полете по FLYdat необходимо установить обороты двигателя равные 4100 - 4300 об/мин, при этом скорость горизонтального полета будет равна 100 - 110 км/ч. На снижении уменьшить обороты двигателя до малого газа, по вариометру установить вертикальную скорость снижения 4 м/с, при этом скорость планирования будет равна 110 км/ч.

2. Закупорка системы статического давления.

Признаки отказа:

- при изменении высоты, показания вариометра и высотомера не изменяются;

- при снижении показания скорости увеличиваются, а при наборе уменьшаются.

Действия экипажа:

- Показания указателя скорости, высотомера и вариометра не использовать.
- Скорость полета контролировать только по показанию FLYdat.

3.8. ОТКАЗ РАДИОСВЯЗИ*

При отказе радиосвязи проверьте:

- включение радиостанции;
- правильность установки частоты;
- соединение кабеля наушников с СПУ;

* - Радиостанция устанавливается

как опция Действия экипажа:

- установите регулятор "ГРОМКОСТЬ" в положение максимальной слышимости, переключатель "ПШ" в; положение "ВЫКЛ";

3.9. ПРИ ПОПАДАНИИ В ЗОНУ ОПАСНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ

К полетам в опасных метеорологических условиях относятся полеты в условиях обледенения, грозовой деятельности, пыльной бури и сильной болтанки.

В полете постоянно следите за изменением метеоусловий. При ухудшении метеоусловий, своевременно принимайте решение об изменении маршрута или прекращении полета.

Предупреждение! Полеты в условиях обледенения ЗАПРЕЩЕНЫ!

При попадании в обледенение экипаж должен принять меры для немедленного выхода из опасной зоны и произвести посадку на аэродроме или на выбранной площадке.

Предупреждение! Полеты в зоне грозовой деятельности ЗАПРЕЩЕНЫ!

При обнаружении зоны с грозовой деятельностью постарайтесь ее обойти, а если это вам не удастся, произведите посадку на аэродром вылета или на выбранную площадку. Защитите ваш самолет - пришвартуйте и укройте.

Сильная турбулентность представляет серьезную опасность. При полете необходимо избегать этого явления, своевременно принимая решение об изменении маршрута или о прекращении полета.

При попадании в зону с сильной турбулентностью на малой высоте немедленно наберите большую высоту, уходя от источника турбулентности.

В условиях интенсивной болтанки полеты производите со скоростью не менее 100 км/ч и не более 140 км/ч, на высоте не менее 100 м. Развороты выполнять с креном не более 30 градусов.

В случае если избежать зон турбулентности невозможно, выберите открытую посадочную площадку и произведите посадку, не допуская предельных значений скорости и крена.

Предупреждение! Полеты в облаках ЗАПРЕЩЕНЫ!

При попадании в облачность выходите из облаков со снижением, контролируя скорость и крен.

ВЛИЯНИЕ СДВИГА (ГРАДИЕНТА) ВЕТРА НА ПОЛЕТ САМОЛЕТА.

Сдвиг ветра - изменение направления и скорости ветра на небольшой высоте, при которых самолет резко смещается относительно намеченной траектории. Наибольшая опасность возникает при попадании самолета в сдвиг ветра на конечном участке захода на посадку. За счет увеличения попутной составляющей или уменьшения встречной составляющей скорости ветра у земли резко уменьшается воздушная скорость, уменьшается подъемная сила крыла, увеличивается вертикальная скорость снижения. Такая ситуация возникает внезапно и экипаж должен знать, когда и где необходимо ожидать такое явление и быть готовым к действиям, обеспечивающим безопасный полет и посадку.

Наиболее часто сдвиг ветра наблюдается:

- при прохождении фронтов;
- при развитии грозовых облаков;
- при наличии значительной инверсии на высотах 50 - 200 м.

При прогнозировании сдвига ветра, заход на посадку необходимо выполнять на скорости не менее 100 км/ч и быть готовым к увеличению режима работы двигателя до взлетного и ухода на второй круг.

ПОПАДАНИЕ САМОЛЕТА В ТУРБУЛЕНТНЫЙ ВИХРЕВОЙ СЛЕД.

Большую опасность для полета представляет попадание самолета в турбулентный вихревой след от впереди летящего воздушного судна. Спутный поток создается концевыми вихрями крыла, струей от силовой установки и турбулизацией потока фюзеляжем. Воздействие спутного потока может привести к полной потере управляемости. Наибольшую опасность представляет попадание в спутный поток при взлете и начальном наборе высоты, при заходе на посадку и посадке.

Предупреждение! Не допускайте попадания в спутный поток!

3.10. ОСОБЕННОСТИ ПОСАДКИ ВНЕ АЭРОДРОМА

При необходимости произвести вынужденную посадку вне аэродрома необходимо:

- наметить площадку для посадки;
- определить по наземным признакам направление ветра;
- выполнить посадку.

При посадке на площадку с густой и высокой растительностью, высоту выравнивания и выдерживания определять по верхней части растительности, принимая ее за землю.

Вынужденная посадка на воду и лес выполняется с парашютированием с выпущенным закрылком.

При посадке на лес необходимо выбирать наиболее густую его часть, высоту выравнивания и выдерживания определять по верхней части леса, принимая ее за землю.

При посадке на воду необходимо заранее освободиться от привязных ремней, чтобы своевременно покинуть самолет. Высоту выравнивания и выдерживания определять по уровню воды, принимая ее за землю.

4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ

4.1. Сборка и разборка самолета

4.2. Предполетная подготовка самолета

4.3. Выполнение полета

4.1. СБОРКА И РАЗБОРКА САМОЛЕТА

Процедура сборки и разборки самолета указана в Разделе 2, пункт 2.4, руководства по технической эксплуатации самолета АЭРОПРАКТ-22.

4.2. ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА САМОЛЕТА.

Предупреждение! Источники воспламенения, курящие люди должны находиться на удалении не ближе 25м от самолета.

ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА

Перед полетом пилот обязан произвести осмотр самолета.

Осмотр самолета рекомендуется выполнять в следующей последовательности:

- силовая установка;
- шасси;
- правая половина крыла;
- правая сторона фюзеляжа;
- хвостовое оперение;
- левая сторона фюзеляжа;
- левая половина крыла;
- кабина самолета.

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Осмотрите винт и кок винта. Убедитесь в отсутствии забоин и других повреждений и надежности креплений.

Осмотрите капот двигателя. Убедитесь в правильности закрытия замков.

Убедитесь в отсутствии течи бензина, масла и охлаждающей жидкости из-под капота.

ШАССИ

Убедитесь в отсутствии повреждений элементов шасси.

Осмотрите покрышки и диски колес. Проверьте давление шин (обжатие 20 -30 мм.), и надежности креплений обтекателей колес.

ПРАВАЯ, ЛЕВАЯ ПОЛОВИНА КРЫЛА, ФЮЗЕЛЯЖ И ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ.

Убедитесь, что обшивка крыла не имеет повреждений, крепление элерона - закрылка исправно, нет течи топлива из крыльевых баков.

Проверьте закрытие пробок топливных баков.

Убедитесь в целостности обшивки фюзеляжа.

Через прозрачную обшивку осмотрите аккумулятор, троса и тяги системы управления самолетом.

Убедитесь, что обшивка хвостового оперения не имеет повреждений, а крепления руля высоты, руля направления и триммера руля высоты исправны.

Убедитесь, что снят чехол с приемника воздушного давления. Проверьте состояние и крепление приемника воздушного давления.

Проверьте наличие и дозаправку самолета топливом, маслом, охлаждающей жидкостью в соответствии с планом на полет.

Самолет должен быть очищен от снега и грязи.

Взлет на самолете, покрытом хотя бы частично инеем, снегом или льдом, категорически ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

ОСМОТР КАБИНЫ ПИЛОТОМ

Внешним осмотром убедитесь в исправности оборудования кабины, отсутствии посторонних предметов.

Подгоните по росту привязные ремни.

Проверьте чистоту и целостность остекления кабины.

Убедитесь в том, что система спасения готова к применению (снят предохранитель с чеки метательного механизма).

Убедитесь в отсутствии фиксаторов на органах управления

Убедитесь в отсутствии влаги в пневмопроводах полного и статического давлений,

С рабочего места проверьте:

- установку всех органов управления в исходное положение;
- легкость хода и правильность отклонения органов управления самолетом;

- установку ручки триммера руля высоты в нейтральное положение;

- осмотрите приборы и по показаниям стрелок убедитесь в исправности;
- исправность высотомера, для чего установите стрелку высотомера на 0 и сравните показания шкалы барометрического давления с фактическим атмосферным давлением на аэродроме; (допускается расхождения в показаниях не более 3 мм рт. ст.).
- исправность системы управления двигателем;
- магнитный компас, который должен показывать магнитный курс самолета;
- количество бензина.

Убедитесь, что ключ не вставлен в ГЛАВНОГО ВЫКЛЮЧАТЕЛЯ и выключены тумблеры ЗАЖИГАНИЕ.

ПОДГОТОВКА К ЗАПУСКУ ДВИГАТЕЛЯ

Непосредственно перед запуском двигателя необходимо:

- рычаг управления двигателем установить в положение минимальных оборотов;
- рукоятку управления обогатителем двигателя перевести в крайнее переднее положение;

Перед запуском холодного двигателя рекомендуется сделать холодную прокрутку с выключенным зажиганием в течении 5 сек, для чего пилот дает команду "ОТ ВИНТА", получив доклад "ЕСТЬ ОТ ВИНТА" или самостоятельно убедившись в ее исполнении, поворачивает ключ на ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ (тумблеры "ЗАЖИГАНИЕ" не включать).

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ

Предупреждение! В пилотской кабине запрещено пользование источниками открытого огня и курение, как на земле, так и в полете.

Пилот дает команду "ОТ ВИНТА". Получив доклад "ЕСТЬ ОТ ВИНТА" или самостоятельно убедившись в ее исполнении, включает тумблер ЗАЖИГАНИЕ и поворачивает ключ на ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ. Двигатель должен запуститься и выйти на режим малого газа, после этого

вернуть рукоятку управления обогатителем двигателя в исходное положение.

Прогреть двигатель на малом газу до температуры масла 50 °С.

ЭКСТРЕННАЯ ОСТАНОВКА ДВИГАТЕЛЯ

Для экстренной остановки двигателя - выключите тумблеры "ЗАЖИГАНИЕ".

4.3. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА, ПОДГОТОВКА К РУЛЕНИЮ РУЛЕНИЕ

До начала руления убедиться, что температура масла двигателя не ниже 50 °С, а также в отсутствии препятствий в полосе руления.

Требуемую скорость руления выдерживайте в зависимости от состояния рулежной дорожки, наличия препятствий и видимости. Выдерживание направления и развороты, надо осуществлять при помощи управляемого носового колеса.

Для проверки тормозов необходимо двигатель перевести на обороты малого газа, установить педали в нейтральное положение и плавно нажать на тормозные педали.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ!

Резкое торможение на большой скорости может привести к капотированию самолета.

При боковом ветре самолет стремится развернуться против ветра..

При скорости ветра более 10 м/сек. обязателен сопровождающий, который

при рулении должен находиться у конца крыла со стороны ветра.

КОНТРОЛЬ ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ

Перед взлетом:

- вырулите на ВПП, установив самолет по возможности против ветра;
- прорулите по прямой 2-3 м для установки колеса передней опоры по направлению разбега и полностью затормозите самолет;
- проверьте работу основных органов управления, отклоняя их от

упора до
упора;

- проверить параметры двигателя;
- проверить положение закрылков и триммера.

ВЗЛЕТ

Убедившись, что нет препятствий, отпустите тормоза, плавным увеличением оборотов двигателя сдвинуть самолет с места, затем увеличить обороты до взлетных.

В начале разбега штурвал держать в нейтральном положении. Направление разбега выдерживать отклонениями руля направления. После достижения скорости 40 км/ч плавной дачей штурвала на себя поднимите нос самолета и зафиксируйте.

Отрыв самолета произойдет на $V=65$ км/ч. После отрыва выдержать самолет над землей на высоте 1-2 м до достижения $V=90-100$ км/ч, после чего перевести самолет в режим набора высоты. Взлет без применения механизации крыла наиболее прост и особенностей не имеет. Самолет хорошо сохраняет прямолинейность при разбеге.

Если необходимо, добиться наименьшей длины разбега и минимальной взлетной дистанции, следует производить взлет с выпущенными в первое (взлетное) положение закрылками. При выборе положения закрылка необходимо учитывать скорость встречного ветра. При встречном ветре 8 м/сек и более, выпускать закрылки НЕ ЦЕЛЕСООБРАЗНО.

Особенностей при взлете самолета с выпущенными закрылками не имеется. На высоте не менее 50 м над препятствиями, сохраняя взлетную мощность двигателя, медленно убрать закрылки за время 3 сек от первого положения до положения "0".

ВЗЛЕТ С БОКОВЫМ ВЕТРОМ

Взлет с боковой составляющей ветра под углом 90 градусов не более 4 м/сек.

Взлет с боковым ветром обязательно выполнять без применения механизации крыла.

При взлете самолет имеет тенденцию к развороту против ветра, поэтому с самого начала разбега штурвал необходимо повернуть в сторону, откуда дует ветер.

Это делается в целях сохранения равномерной нагрузки на основные колеса шасси, предупреждения образования крена и разворота самолета против ветра.

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

В случае возникновения на разбеге разворота необходимо парировать его отклонением руля поворота (дачей педали) в противоположную сторону разворота.

После отрыва самолета, чтобы не допустить сноса, необходимо повернуть самолет в сторону откуда дует ветер.

При взлете с боковым ветром скорость отрыва должна быть на 5-10 км/ч больше нормальной.

НАБОР ВЫСОТЫ

Набор высоты необходимо производить на скорости 90-100 км/ч. На высоте 50 м отклонением триммера руля высоты компенсировать усилия на штурвале. При наборе высоты необходимо постоянно контролировать температурный режим двигателя.

ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

В горизонтальном полете самолет на всем диапазоне эксплуатационных центровок устойчив и легок в управлении. Усилия, возникающие на штурвале по тангажу, компенсируются отклонением триммера руля высоты.

Развороты производить с креном не более 60° на высоте не менее 50 м.

В полете контролировать расход топлива. Для избежания разницы в уровнях топлива левого и правого баков необходимо поочередно пользоваться отсечными кранами.

В условиях интенсивной болтанки полеты производить со скоростью не менее 110 км/ч, на высоте не менее 100 м. Развороты выполнять с креном не более 30°.

СНИЖЕНИЕ И ПОСАДКА

Получив разрешение на вход в район аэродрома, и данные о погоде, на барометрической шкале высотомера выставить давление на уровне аэродрома и занять высоту круга.

Высота четвертого разворота не ниже 100 м и на удалении 1000 м.

На высоте не менее 50 м, с учетом направления и скорости ветра, выпустите закрылки во второе (посадочное) положение.

При встречном ветре более 8 м/сек выпускать закрылки НЕ ЦЕЛЕСООБРАЗНО.

После выхода на посадочную прямую установите РУДы в положение малого газа и приступите к снижению со скоростью 90-100 км/час. Следите за изменением высоты полета, отсутствием крена и сноса.

При недолете, для исправления ошибки, закрылки НЕ УБИРАТЬ, так как происходит просадка самолета. Ошибку необходимо исправлять увеличением тяги двигателя.

При перелете ошибку исправлять скольжением.

Выравнивание самолета на посадку начинать с высоты 4-5 м и заканчивать на высоте 0,2-0,3 м. Движение штурвала при выравнивании должно быть энергичным, но плавным и непрерывным до приземления самолета. Посадку производить мягко на основные стойки. На выравнивании и выдерживании смотреть в левую сторону на 10 - 15 град, от продольной оси самолета и на 15 - 20 м вперед, скользящим по поверхности аэродрома взглядом.

В процессе выравнивания внимание должно распределяться:

- на определение высоты и вертикальной скорости снижения;
- на определение кренов и сноса;
- на контроль за направлением полета.

После посадки на скорости до 40 км/ч убрать закрылки. В процессе пробега самолета направление выдерживать отклонением руля поворота.

Для сокращения длины пробега применять тормоза целесообразно только после опускания передней стойки.

При посадке без применения механизации крыла глиссада планирования более пологая, посадочная скорость и длина пробега несколько увеличивается.

ПОСАДКА С БОКОВЫМ ВЕТРОМ

Посадка разрешается, если составляющая скорости ветра под углом 90 град. не превышает 4 м/сек. При боковом ветре посадку производить, без применения механизации крыла.

Ввиду усложнения пилотирования при посадке с боковым ветром, а также чтобы уменьшить боковую составляющую ветра, ЦЕЛЕСООБРАЗНО направление посадки выбирать против ветра,

Боковой ветер при посадке вызывает:

- на выравнивании - снос самолета по ветру;
- на пробеге - разворачивание против ветра.

На глиссаде планирования снос самолета парировать креном, а направление Полета удерживать рулем поворота. В таком положении самолет подводить до высоты выравнивания (5 м). С началом выравнивания крен постепенно уменьшать таким расчетом, чтобы к моменту приземления самолет был полностью выведен из крена.

Если в момент приземления создался снос, то отклонить педаль в сторону сноса, чтобы уменьшить силу бокового удара шасси.

УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

Уход на второй круг при заходе на посадку возможен с любой высоты, как с выпущенными, так и с убранными закрылками. При уходе на второй круг необходимо перевести двигатель на взлетный режим.

Набор высоты производить на скорости 90-100 км/ч.

Закрылки убирать на высоте не менее 50 м над препятствиями, сохраняя при этом взлетную мощность двигателя. Выполните полет по кругу и повторите заход на посадку.

ПОСЛЕ ПОСАДКИ

После посадки освободите ВПП и зарулите на стоянку.

Остановите двигатель, для чего:

- установите рычагом управления двигателем минимальные обороты двигателя;
- выключите тумблеры ЗАЖИГАНИЕ.

ПОСЛЕПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР

Если после полета не было замечаний по работе материальной части, то внешним осмотром проверьте:

- нет ли течи масла и топлива;
- исправность лопастей воздушного винта;
- исправность покрышек, и их обжатие;
- стойки шасси на предмет выявления деформаций, трещин и других повреждений.

Проверьте целостность мягкой обшивки крыла, элеронов, закрылков, руля высоты и руля направления.

При полетах в зонах с низкой температурой особое внимание уделяйте устранению закупорки и замерзания трубок и дренажных отверстий.

При необходимости произведите заправку топливом.

5. ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

5.1. Введение

5.1.1. Скорость сваливания

5.1.2. Взлетные характеристики

5.1.3. Посадочная дистанция

5.1.4. Характеристики набора высоты

5.2. Справочная информация

5.2.1. Крейсерская скорость горизонтального полета

5.2.2. Продолжительность полета

5.2.3. Характеристики набора высоты при уходе на второй круг

5.2.4. Влияние на полетные характеристики дождя или налипание насекомых

5.1. ВВЕДЕНИЕ

В разделе 5 рассмотрены летные характеристики самолета АЭРОПРАКТ-22, а также ограничения по этим характеристикам.

5.1.1. СКОРОСТЬ СВАЛИВАНИЯ

Скорость сваливания с выпущенными закрылками во второе положение при максимальном взлетном весе с задресселированным двигателем равна 60 км/ч, в первое положение - 65 км/ч, без выпуска закрылков - 70 км/ч.

Скорость сваливания при выполнении виража без выпуска закрылков с креном 60 градусов - 95 км/ч, а при крене 30 градусов равна 75 км/ч.

5.1.2. ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Взлетная дистанция равна сумме длины разбега и расстоянию после отрыва от ВПП до набора высоты 15м.

Взлетная дистанция, во всех условиях взлета не превышает 250 м при максимальной взлетной массе.

5.1.3. ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ

Посадочная дистанция - это расстояние равное сумме воздушного участка планирования с высоты 15 м и пробега после посадки, при всех условиях посадки, в том числе с максимальной взлетной массой, не превышает 350 м.

5.1.4. ХАРАКТЕРИСТИКИ НАБОРА ВЫСОТЫ

Скороподъемность самолета зависит от температуры наружного воздуха и взлетного веса. Набор высоты выполняется на скорости максимальной скороподъемности равной 90-100 км/ч. Скороподъемность у земли при максимальной взлетной массе не ниже 3 м/сек.

5.2. СПРАВОЧНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

5.2.1. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ НА КРЕЙСЕРСКОЙ СКОРОСТИ

Крейсерская скорость горизонтального полета равна 130 км/ч, обороты двигателя 4400 об/мин.

5.2.2. ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Максимальная продолжительность полета самолета на малой высоте при полной заправке топливом 90 л. равна 10 часов.

5.2.3. ХАРАКТЕРИСТИКИ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ

Уход на второй круг выполняется на максимальной скороподъемности и на взлетном режиме двигателя $V=90-100$ км/ч.

5.2.4. ВЛИЯНИЕ НА ПОЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДОЖДЯ И НАЛИПАНИЯ НАСЕКОМЫХ

Полетные характеристики от дождя и налипания насекомых незначительно ухудшаются, также из-за отсутствия стеклоочистителя дождь и налипание насекомых на лобовое стекло ухудшают полетную видимость.

6. ДОПУСТИМЫЕ ВАРИАНТЫ ЗАГРУЗКИ САМОЛЕТА

В данном разделе приводятся значения полезных нагрузок, допускаемых из условий безопасной эксплуатации самолета, результаты взвешивания, расчетный метод определения допустимой полезной нагрузки.

ТАБЛИЦА ЦЕНТРОВОК И ЗНАЧЕНИЙ ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК

Вес ПУСТОГО самолета 280 кг.

Масса пустого , кг	Положение Ц.Т., %	Масса экипажа, кг	Масса топлива, кг
280	25	60	0
280	24,2	60	20
280	23,7	150	0
280	23,2	150	20
280	26	0	0
280	25,2	0	20

Диапазон допустимых центровок находится в пределах 17% - 39% САХ.

**2. РУКОВОДСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОЙ
ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА
АЭРОПРАКТ-22**

1. Описание самолета и его систем.

- 1.1 Планер
- 1.2 Система управления самолетом
- 1.3 Приборная доска (смотри 1.2.11)
- 1.4 Посадочные приспособления
- 1.5 Сидения и ремни безопасности
- 1.6 Фонарь кабины
- 1.14 Силовая установка
- 1.15 Управление двигателем
- 1.16 Топливная система
- 1.10 Электрическая схема
- 1.11 Система полного и статического давления
- 1.12 Авиационное электронное оборудование
- 1.13 Багажник
- 1.14 Система отопления и вентиляции салона
- 1.15 Система спасения

1.1. ПЛАНЕР

Крыло самолета - высокорасположенное, подкосное, прямое.

Профиль - Р ША-15% Каркас крыла состоит из одного лонжерона, нервюр и задней стенки. До лонжерона крыло имеет обшивку из дюралюминия Д16АТ толщиной 0.5 мм, которая совместно со стенкой лонжерона образует контур, воспринимающий кручение. За лонжероном крыло имеет тканевую обшивку из термоусадочной ткани. Крыло имеет крутку - 2.5 градуса. Нервюры крыла изготовлены из листа Д16 толщиной 0.5мм. Лонжерон - сборной конструкции, состоит из стенки, изготовленной из листа Д16АТ толщиной 0.8 мм, и поясов, изготовленных из прессованного профиля (уголок Д16чТ). К лонжерону крепятся узел навески подкоса, и передний узел навески крыла. Задний узел навески крыла крепится к задней стенке. На нервюрах NN 1, 5, 9, 13, расположены узлы навески элерона - закрылка (флаперона). Все узлы изготовлены из листа Д16Т толщиной 5 -6мм.

Каркас флаперона образован обшивкой носка, лонжероном, задней кромкой и нервюрами. Обшивка носка и лонжерон образуют жесткий замкнутый контур. Обшивка флаперона - синтетическая термоусадочная ткань.

Фюзеляж цельнометаллической конструкции. Средняя часть собрана из гнутых дюралевых профилей толщиной 1.5 - 2.0 мм, которые образуют грани фюзеляжа.

Хвостовая балка фюзеляжа изготовлена из дюралевого листа толщиной 0,8 и представляет собой монокок.

Капот двигателя изготовлены из композиционных материалов.

Фюзеляж имеет 5 шпангоутов. 1, 3, 4 и 5 шпангоуты изготовлены штамповкой из дюралевого листа, 2 шпангоут образован гнутыми профилями. На 1 шпангоуте расположены узлы крепления силовой установки и передней стойки шасси, при этом моторама включена в работу по передаче усилий от передней стойки к фюзеляжу.

На втором шпангоуте имеются узлы навески крыла, подкосов и узлы крепления рессор основного шасси.

Шпангоуты N 3,4, 5 установлены в хвостовой балке.

К шпангоуту 4, 5 крепятся киль и подфюзеляжный киль с колесом. На 5 шпангоуте также установлены узлы навески стабилизатора.

Нижняя поверхность средней части, а также небольшой участок потолка кабины, закрыты гофрированными дюралевыми листами толщиной 0.5 мм.

Остекление дверей, кабины и части фюзеляжа выполнено из органического стекла.

Каркас стабилизатора образован нервюрами, и лонжероном. Обшивка - лист Д-16АТ, толщиной 0,5 мм. На стабилизаторе имеются узлы стыковки к фюзеляжу и 3 узла навески руля высоты.

Киль, конструктивно подобный стабилизатору и выполнен за одно целое с фюзеляжем.

Конструкция руля высоты и направления подобна конструкции флаперонов.

1.2. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

К системе управления самолетом относятся системы управления элеронами-закрылками (флаперонами), рулем высоты, триммером руля высоты, рулем направления, и тормозами колес.

Управление самолетом комплексное и состоит из ручного и ножного.

Управление элеронами и рулем высоты относятся к ручному управлению, и осуществляется при помощи штурвала или центральной ручки в зависимости от модификации самолета.

УПРАВЛЕНИЕ РУЛЕМ ВЫСОТЫ.

Проводка управления рулем высоты (Рис. 1.1) жесткая, состоит из 3 тяг и 2 качалок. Усилие («от себя», «на себя»), прикладываемое пилотом к штурвалу 1, передается через штурвальную колонку 2 на тягу 3. Затем, через качалку 4, на тягу 5. На руль высоты усилие передается через тягу 7, установленную на качалке 6. Тяга 7 проходит через поддерживающие ролики 8.

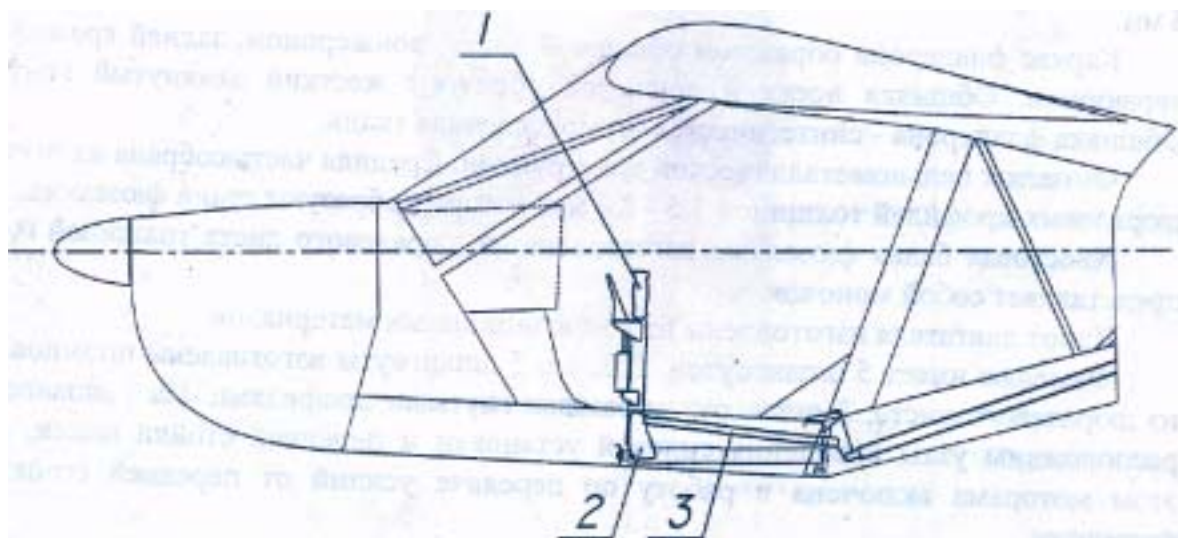


Рис.1.1.1

В случае с центральной ручкой управления *Рис. 1.1.1, усилие прикладываемое пилотом к ручке поз.1 передается на тягу поз.3 со щеки поз.2.

В остальной схеме аналогична штурвальной Рис.1.1.

*Центральная ручка управления бывает двух видов – одинарная (рис. 1.1.2) и двойная (рис.1.1.3)

Углы отклонения руля высоты:

- вверх 25+/-1 градус;
- вниз 20+/-1 градус.



РИС. 1.1.2.

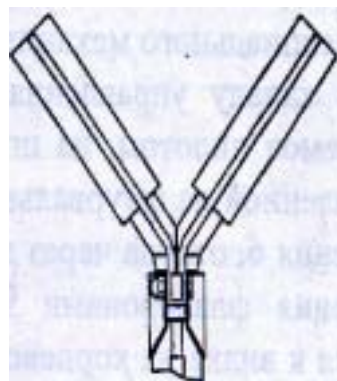
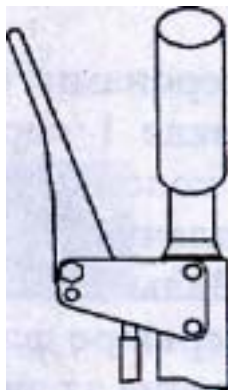


РИС 1.1.3.

УПРАВЛЕНИЕ ТРИММЕРОМ РУЛЯ ВЫСОТЫ.

Триммер руля высоты предназначен для компенсации нагрузок по тангажу. Управление триммером осуществляется с обеих мест пилотов. Рычаг 1 (рис. 1.2) управления триммером руля высоты расположен справа на панели перед сидениями пилотов. Управление триммером тросовое. От рычага управления триммером трос проходит через две опоры 2,3, которые расположены на шпангоуте N 2 и N 3 и через гибкую оболочку Боудена к качалке триммера 4. Триммер высоты смонтирован на задней кромке руля высоты, на оси – торсионе. Углы отклонения триммера руля высоты:

- вверх +21 +/- 1 градус;
- вниз – 22 +/- 1 градус.

УПРАВЛЕНИЕ РУЛЕМ НАПРАВЛЕНИЯ И ПЕРЕДНЕЙ СТОЙКОЙ ШАССИ.

Проводка управления рулем направления тросовая (диаметр тросов – 3 мм). Педали ножного управления установлены на нижней балке фюзеляжа (рис. 1.3.). педали крепятся к двум валам: валу левых педалей 1 и валу правых педалей 2. Кронштейны валов крепятся к балкам фюзеляжа. На каждом валу по 2 качалки. Одна тросом соединена с качалкой руля направления 3, вторая тягой – с качалкой передней стойки 4. От педалей пилотов к качалке руля направления через ролики 5,6, установленные на шпангоутах N 2 и N 3 и направляющие колодки 7,8, на балке сидений летчиков и шпангоуте N 4 проходят управляющие ветви проводки. Натяжение проводки управления рулем направления регулируется тандерами 9, которые крепятся к качалкам педалей.

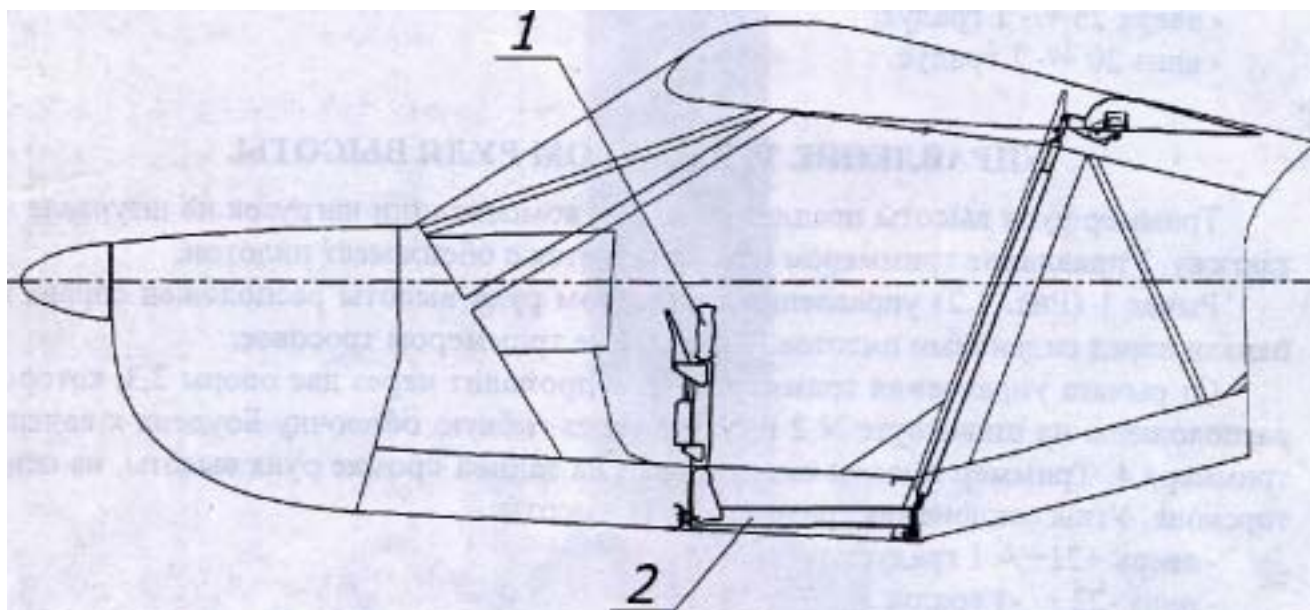
Угол нейтрального положения руля направления + 3 градусов. Углы отклонения руля направления: + / - 25 +/- 1 градус.

УПРАВЛЕНИЕ ФЛАПЕРОНАМИ (ЗАВИСАЮЩИМИ ЭЛЕРОНАМИ).

Самолет оснащен флаперонами (зависающими элеронами), которые выполняют функции, как элеронов, так и закрылков. Проводка управления флаперонами обеспечивает независимость (дифференциальность) работы флаперонами как по каналу элеронов, так и по каналу закрылков при помощи дифференциального механизма.

По каналу управления элеронами (Рис. 1.4) усилие (вращение штурвала), создаваемое пилотом, на штурвале 1 передается тягой 2 к трехплечей качалке 3, установленной на штурвальной колонке 4. Затем, через тягу 5,- на центральный вал управления 6, откуда через двуплечую качалку 7 с помощью тяг 8 на качалки валов управления флаперонами 9. Валы одним концом через карданное кольцо 10 крепятся к вилке на корневой нервюре флаперона 11, вторым концом - к пальцу на коромысле 12 механизма управления закрылками.

В случае с центральной ручкой управления поз 1 (Рис. 1.4.1), усилие пилота (вправо, влево) передается с ручки на центральный вал управления поз.2, а далее аналогично со штурвальной схемой (рис, 1.4).



. Рис. 1.4.1

Углы отклонения флаперонов в канале элеронов:

- вверх 20 ± 1 градус;
- вниз 13 ± 1 градус.

По каналу управления закрылками (Рис. 1,5) отклонение флаперонов осуществляется поворотом коромысла 1 рычагом зависания 2. Фиксацию зависания обеспечивает листовый фиксатор 3, имеющий 3 паза в которые входит штырь на коромысле 1, одновременно являющийся осью вращения рычага зависания 2. Расфиксация коромысла 1 осуществляется поворотом рукоятки 4 рычага зависания влево. При этом фиксатор 3

отводится от штыря. Фиксация осуществляется поворотом фиксатора 3 в противоположном направлении пружиной 5.

Задний конец коромысла 1 опускает валы 6 управления флаперонами, при этом качалки на валах проворачиваются относительно шарниров крепления тяг 7 управления по крену и через валы управления опускают оба флаперона 8 вниз, обеспечивая их зависание.

Углы отклонения флаперонов в канале закрылков (зависания элеронов):

- 1 положение: 10 +/-1 градус

- 2 положение: 20 +/-1 градус

УПРАВЛЕНИЕ ТОРМОЗАМИ.

Управление тормозами основных колес шасси (Рис. 1.6) гидравлическое и осуществляется от тормозного рычага 1 установленного на рычаге РУД 2 через центральный 3 к колесным 4 гидроцилиндрам.

В случаи с центральной ручкой управления, тормозной рычаг и центральный гидроцилиндр устанавливается непосредственно на ручке.

Колеса основного шасси оснащены дисковыми тормозами. Гидроцилиндры соединены между собой медной трубкой 5, наружным диаметром 3 мм. Центральный гидроцилиндр 3 соединен дюритовым шлангом 6 с расширительным бачком 7, установленным на переднем шпангоуте.

При нажатии на тормозной рычаг, тормозные колодки сжимают тормозной диск, создавая момент торможения, пропорциональный приложенному усилию.

На самолете А-22 также имеется стояночный тормоз, рычаг привода которого находится на панели между сиденьями пилотов. Для его использования следует рычаг повернуть на 90 градусов, после чего нажать на рычаг привода тормозов и отпустить его, тормозные колодки при этом останутся в зажатом состоянии, а для снятия со стояночного тормоза следует рычаг вернуть в исходное положение.

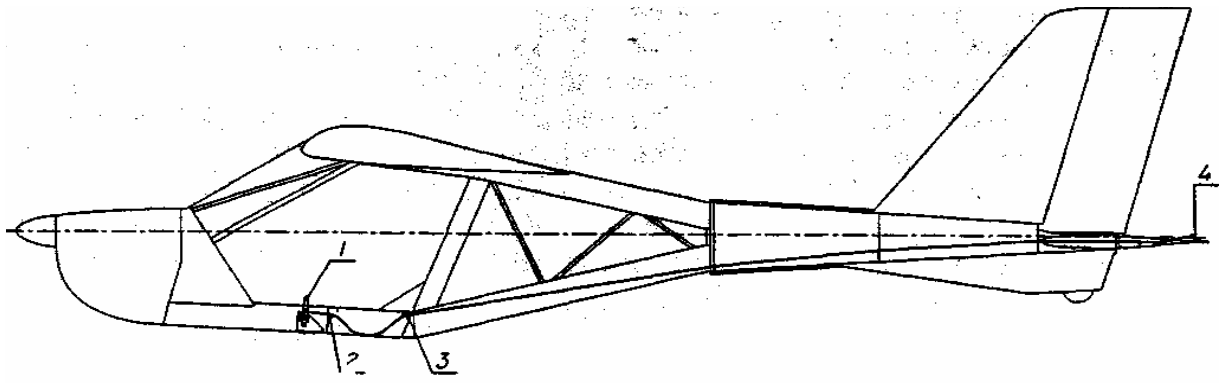
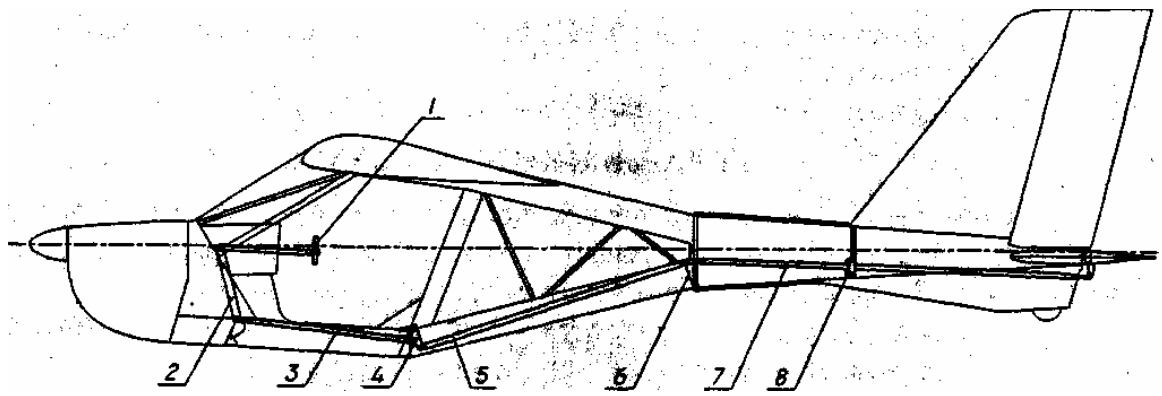
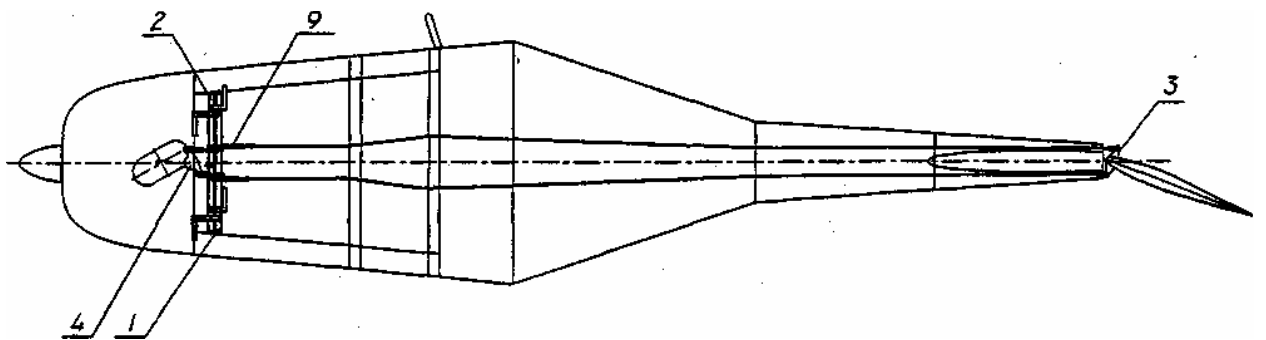
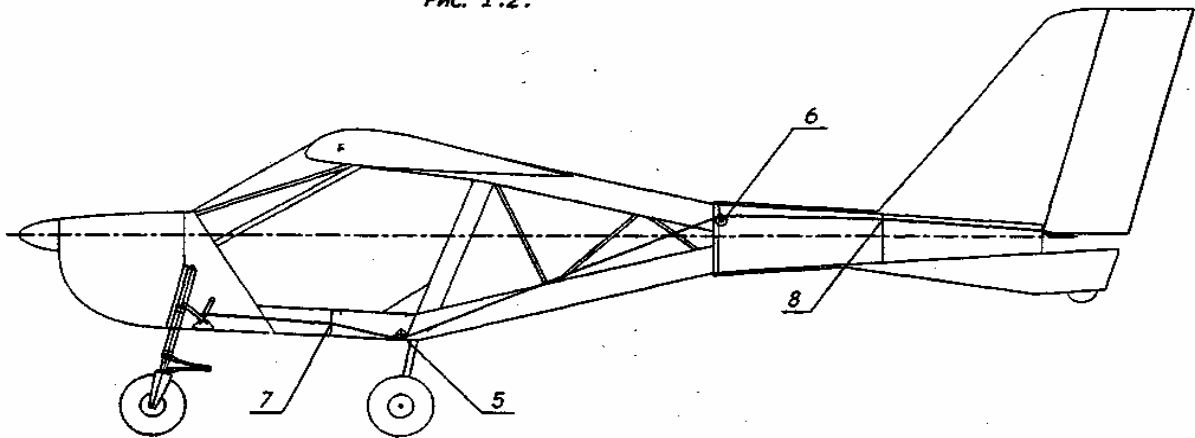


Рис. 1.2.



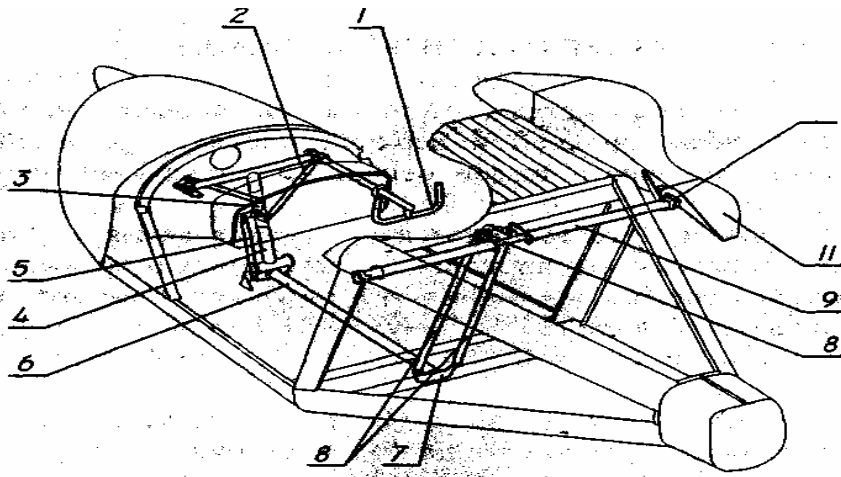


Рис. 1.4.

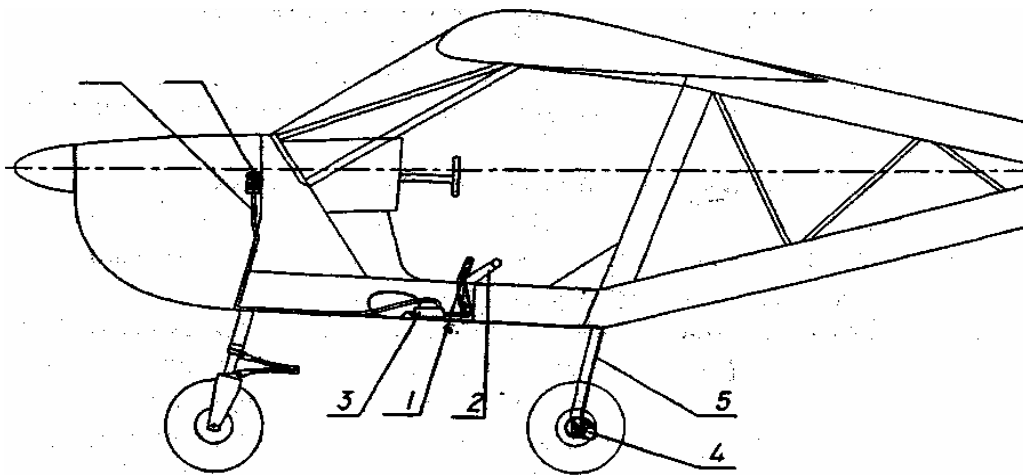
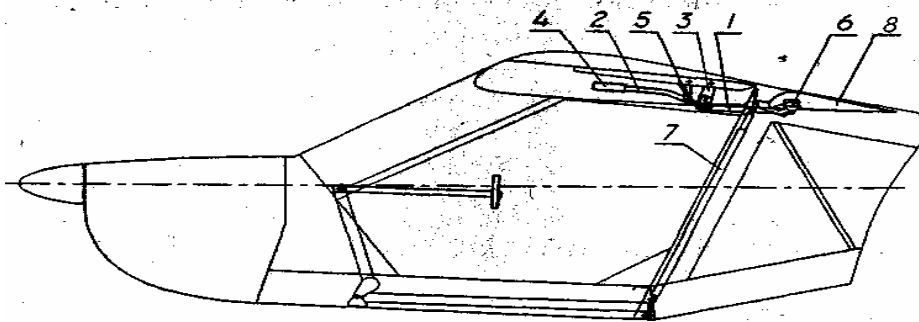


Рис. 1.6.

1.4. ПОСАДОЧНЫЕ ПРИСПОСОБЛЕНИЯ.

Шасси самолета - с носовой опорой. Основное шасси балочного типа. Балкой основного шасси является рессора из стального прута, крепящаяся к нижней балке шпангоута N 2 в двух точках: нижней и верхней опорах. Кронштейны опор стальные сварные. Колеса основного шасси оснащены дисковыми тормозами с гидравлическим приводом.

Носовая стойка шасси телескопическая, управляемая. Управление осуществляется от педалей тягами, соединяющими валы левых и правых педалей с качалкой на стойке. Стойка состоит из цилиндра и плунжера с вилкой переднего колеса. Плунжер соединяется с цилиндром стеклопластиковой или алюминиевой рессорой, выполняющей функцию пружины и шлиц - шарнира (ход штока вилки -50 мм.)

Предварительный изгиб рессоры (усилие 60 кг.) и фиксацию не обжатого положения стойки обеспечивает лента внутри цилиндра стойки.

Стойка крепится к шпангоуту N 1 в 2 точках - нижней и верхней опорах. Верхняя опора из листа Д16 Т толщиной 5 мм, нижняя опора сборная. В опоры вставлены бронзовые втулки.

На каждом колесе смонтированы обтекатели или щитки (в случае с низкопрофильными и покрышками и колесами 6.00-6).

Характеристики шасси

Колея 1760 мм. (в стояночном положении)

База 1300 мм.

Радиус разворота 3.3 м..

Основное шасси:

- колеса- 5.00-5 или 6.00-6;

- давление в пневматиках 0,16 {1,6} МПа {кгс/см. кв}.

Носовое шасси:

- колесо -5.00-5 или 6.00-6;

- угол поворота +/- 30 град.;

- давление в пневматике 0,16 {1,6} МПа {кг/см, кв}.

1.5. СИДЕНЬЯ И РЕМНИ БЕЗОПАСНОСТИ.

В зависимости от модификации, самолет укомплектован регулируемыми по высоте сидениями мягкой конструкции или стационарными пластиковыми сидениями с мягкой частью.

Сидения пилотов смонтированы на двух поперечных балках.

Перед посадкой в кабину пилоты регулируют высоту сидения, по своему росту изменяя длину ремней. После посадки в самолет пилоты закрывают замки и подгоняют ремни безопасности по своей комплектации.

Система ремней безопасности бывает двух типов: трех точечная (аналогична автомобильной) четырех точечная. В четырех точечной системе два ремня подходят сверху, сзади и через регулирующие пряжки присоединяются к боковым ремням. На боковых ремнях также находятся замок и замыкающая пружина.

Конструкция сидения, подогнанные и застегнутые ремни безопасности, позволяют экипажу выполнять все действия необходимые для управления самолетом и защищают от травм при инерционных перегрузках.

1.6. ДВЕРИ КАБИНЫ.

Входные двери пилотов состоят из оргстекла, укрепленного на металлическом трубчатом каркасе. Открываются двери вверх. В открытом и закрытом положении двери фиксируются пневмоцилиндрами. Закрываются и открываются двери замком.

Двери кабины в открытом положении обеспечивает беспрепятственное и быстрое занятие и покидание кабины в любой нормальной и аварийной ситуации.

Для вентиляции кабины, ликвидации запотевания остекления и обеспечения посадки при дожде и снеге, на левой и правой двери имеются форточки.

1.7. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА.

На самолете А-22 установлен четырехцилиндровый, четырехтактный карбюраторный двигатель комбинированного охлаждения Rotax - 912UL или Rotax-912ULS производства фирмы BOMBARDIER-ROTAX (Австрия).

Двигатель с оппозитным расположением цилиндров, система смазки с "сухим картером", с отдельным маслобаком емкостью 3 л., с автоматической регулировкой зазоров в клапанах, с двумя карбюраторами, с механическим диафрагменным топливным насосом, с дублированной электронной системой зажигания, с интегрированным водяным насосом, с электрическим стартером, с интегрированным редуктором $i=2.273$ или $i=2.43$.

Все системы (топливная, электрическая, охлаждения) скомпонованы согласно инструкции по обслуживанию двигателя Rotax-912.

Винт - 3-х лопастный регулируемого (на земле) шага.

На двигатель возможна установка входного ресивера собственного производства, который позволяет улучшить условия

работы двигателя, предотвратить обледенение карбюраторов в холодное время, а также повысить мощность силовой установки в жаркое время.

1.8. УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕМ

Управление двигателем спаренное - может осуществляться с места правого и левого пилота. РУД расположены между пилотами. В самолете, оснащенный центральной ручкой управления, рычагами РУД располагаются у бортов. От РУДа отходят два троса на левый и правый карбюраторы.

Система управления двигателем включает в себя также систему предстартового обогащения топливной смеси. Проводка системы обогащения тросовая. Управление обогащением топливной смеси осуществляется рычагом, расположенным на панели между пилотами.

1.9. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА.

Топливная система (Рис. 1.7) состоит из двух топливных баков 1, расположенных в крыле, топливопровода 9, выполненного из дюритового шланга, двух пожарных кранов 3, сливного крана 4, и топливного фильтра 5. В топливных баках 1 предусмотрены дренажные выводы 8, сообщающие незаполненные топливом полости бака с атмосферой. Конструкция топливной системы обеспечивает сообщение баков для равномерной выработки топлива.

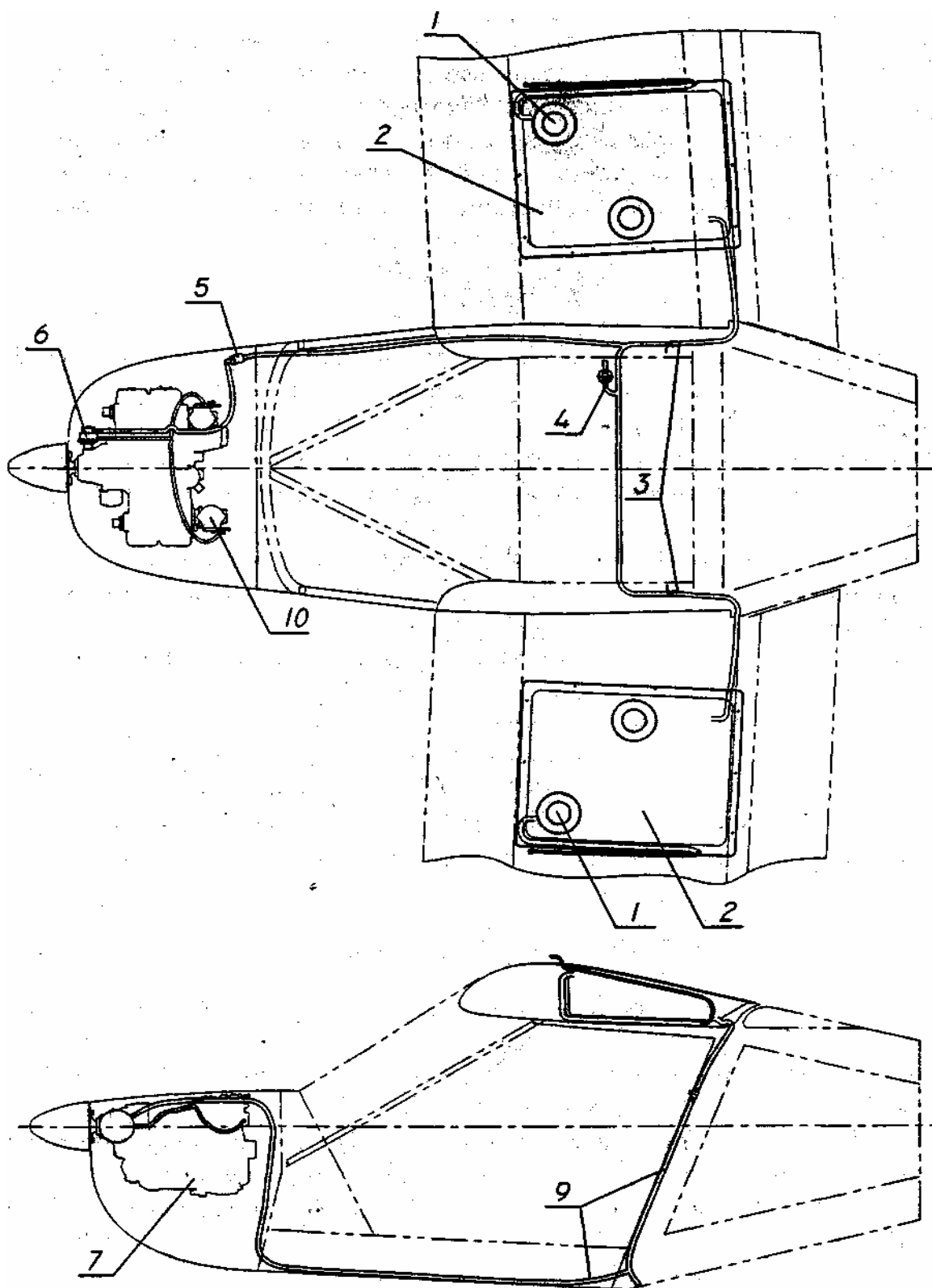


Рис. 1.7

1 - заливные горловины; 2 - топливные баки; 3—пожарные краны; 4 - сливной кран; 5 - фильтр; 6 - бензонасос; 7 - двигатель; 8—дренажная трубка; 9 -топливопроводы; 10 -карбюраторы.

1.10. ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА.

Электрическая система собрана согласно Рис. 1.8.

ОПИСАНИЕ ЭЛЕКТРОСХЕМЫ А-22.

Электросхема самолета предназначена для обеспечения функционирования двигателя. Она включает в себя следующие основные узлы:

- зажигания двигателя;
- блок измерительных приборов;
- электропроводка;
- система электропитания;
- панель управления;
- система зажигания.

Двигатель оборудован двойной бесконтактно - емкостной системой зажигания. На статоре генератора расположены две независимые катушки зажигания. Каждая из них обеспечивает питание одной цепи зажигания.

Энергия запасается в конденсаторах.

В момент зажигания каждая из двух внешних катушек-датчиков вызывают разряд конденсаторов в первичной цепи спаренных катушек зажигания (см. схему системы зажигания).

Каждая цепь зажигания состоит из двух разветвлений. Зажигание происходит одновременно на цилиндрах 1 и 2 через каждый оборот коленвала, также - на цилиндрах 3 и 4, но со смещением на пол-оборота.

При запуске двигателя зажигание происходит при прохождении задней кромки кулачка (выступа на маховике зажигания) мимо датчика, а при работе двигателя - при прохождении мимо датчика передней кромки кулачка. Переключение с пускового опережения (6 градусов до ВМТ) на "рабочее" (26 градусов до ВМТ) происходит при оборотах двигателя от 600 до 900 в минуту.

Порядок зажигания.

Порядок воспламенения топливной смеси в цилиндрах: 1-4-2-3.

Установка блока системы зажигания:

В блоке подавления помех установлены 2 электронных блока и 4 двойных катушки зажигания, см. эскиз.

Электронные блоки установлены на двигателе на резиновых амортизаторах.

Система электропитания.

Система электропитания состоит из генератора, расположенного на двигателе, выпрямителя-регулятора, сглаживающего конденсатора, аккумулятора, блока предохранителей и замка включения питания. В двигатель встроен 10-ти полюсный однофазный генератор переменного тока на постоянных магнитах.

Для питания постоянным током установлен электронный регулятор напряжения полнопериодического выпрямления (марка: Ducati, дет. Rotax № 965 345 с коробочкой подсоединенный 965 335).

Выход энергии постоянного тока в зависимости от оборотов двигателя показан в руководстве по эксплуатации.

Конденсатор в схеме обеспечивает выполнение регулятором функции управления и, следовательно, предотвращение забросов напряжения в случае отказа аккумулятора.

в) Цепь управления зарядкой аккумулятора.

Цепь управления зарядкой аккумулятора состоит из блока выпрямителя -регулятора и имеет два вывода L и C на колодке разъема.

Вывод C подключается после главного выключателя и таким образом контролирует выключение системы.

Вывод L подключен через индикаторный светодиод на вывод C и предназначен для контроля зарядки и работоспособности системы.

Загорание индикатора свидетельствует о неисправности силовой цепи питания.

При неисправной цепи управления зарядкой индикатор зарядки либо постоянно горит, либо вообще не загорается.

Однако даже при неисправной цепи управления зарядкой (например, из-за перегрузки) генератор и регулятор (силовая цепь и цепь управления) могут работать нормально.

Панель управления расположена на приборной доске. Панель состоит из замка выключения электросистемы и запуска двигателя и двух тумблеров выключения Зажигания.

Электропроводка выполнена проводом ПВ-3 0.5; 1.5 и 10 мм кв.

Датчики контроля параметров двигателя подключены напрямую к FLYdat

Проводом ПВ-3 0.5 подсоединены датчики уровня топлива и индикаторы аварийных режимов.

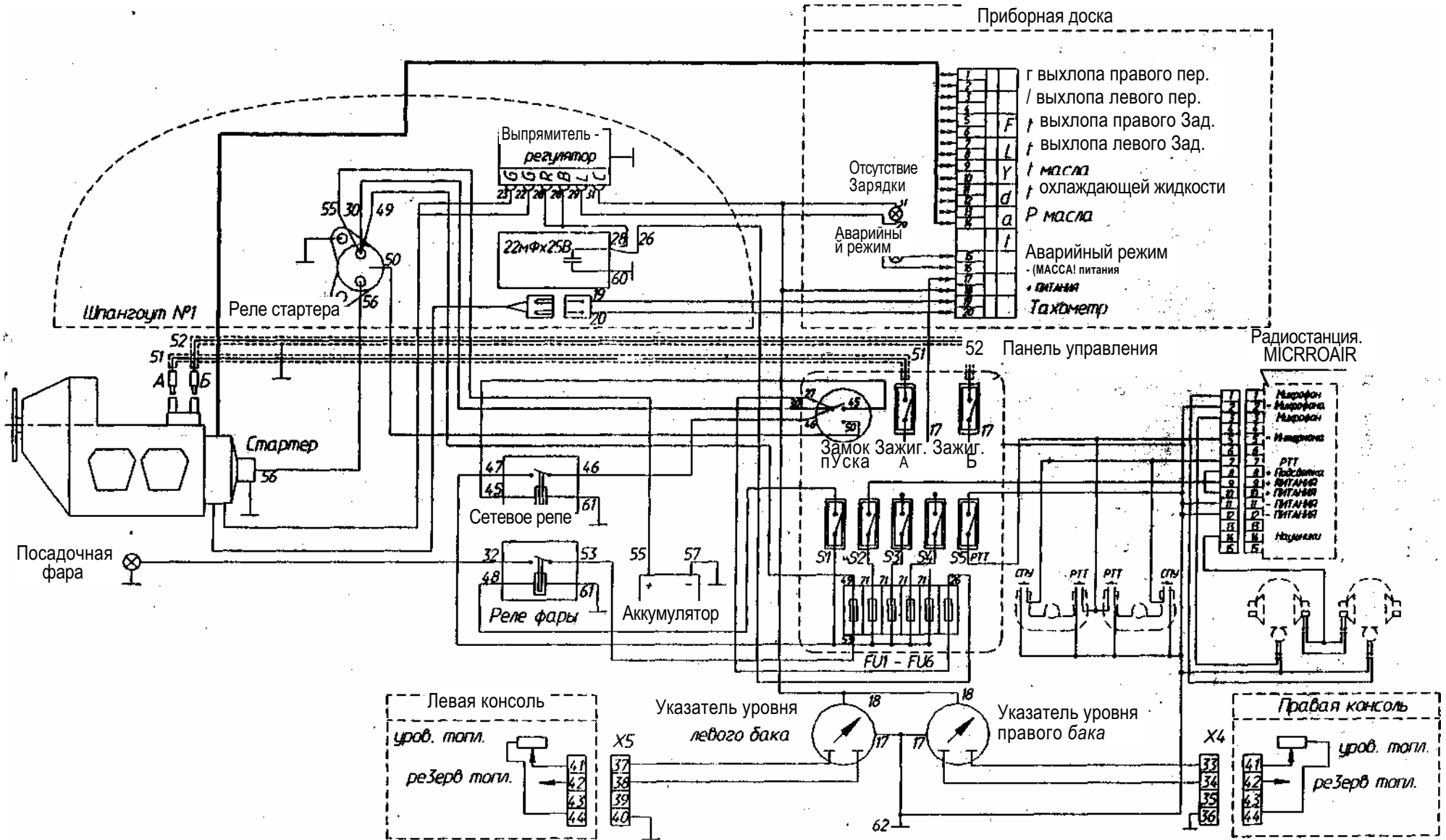
ПВ-3 1,5 - подключены цепи питания РБУс1а1, катушки реле стартера и зажигания, цепи зарядки аккумулятора.

ПВ-3 10 - подключены стартер и аккумулятор.

Примечание: В зависимости от комплектации на самолете может быть установлено различное дополнительное электрооборудование.

РИС. ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Электрическая система



1.11. СИСТЕМА ПОЛНОГО И СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ.

Система полного и статического давления (рис. 1.9) состоит из:

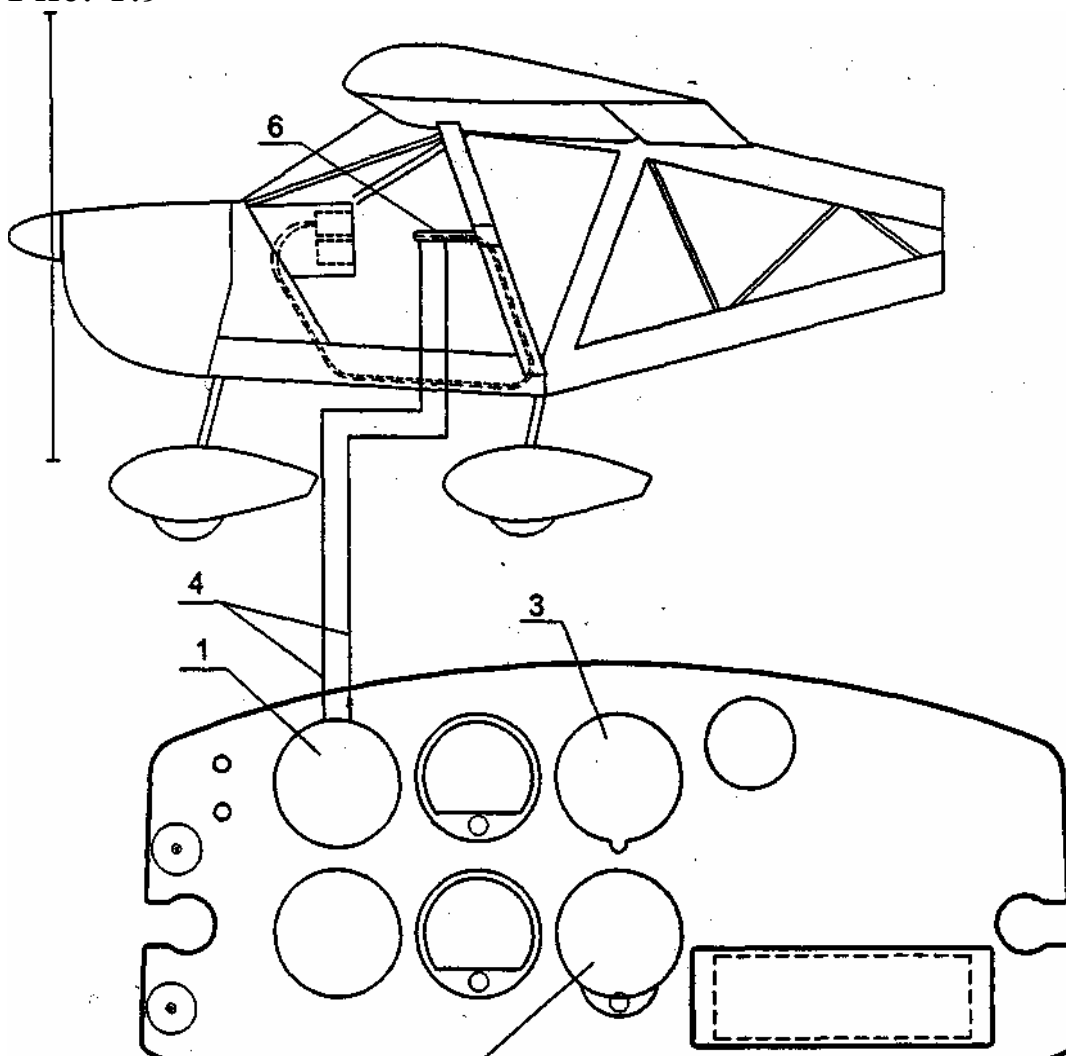
- 1 - указатель скорости УС-250к;
- 2 - высотомер ВД-10
- 3 - вариометр ВР-10;
- 4 -шланги подвода полного и статического давления;
- 5-ПВД.

Приемник воздушного давления (5) расположен на левом подкосе.

От приемника воздушного давления питается указатель скорости УС-250к.

Статика вариометра ВР-10 мк и высотомера ВД-10 специальных выводов не имеет, данные приборы запитываются статическим давлением непосредственно в кабине пилотов.

Рис. 1.9



1.12. АВИАЦИОННОЕ ЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

На борту самолета предусмотрена установка УКВ - радиостанции для обеспечения радиосвязи с экипажами воздушных судов и с диспетчерами наземных служб управления воздушным движением (УВД), а также GPS - приемника для решения задач самолетовождения.

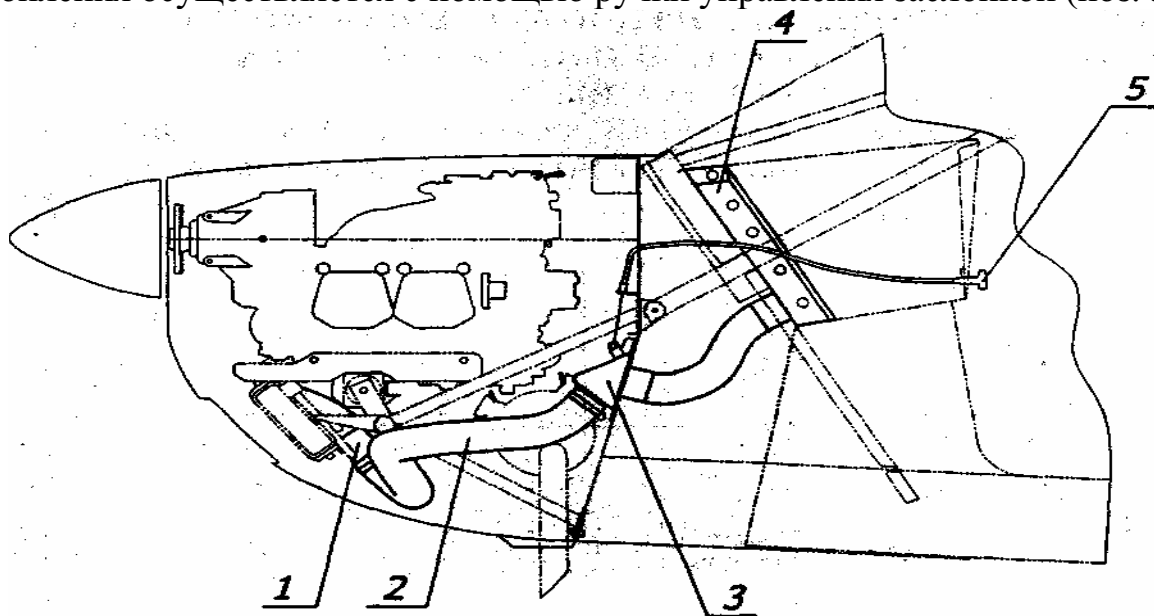
По всем вопросам, связанным с технической эксплуатацией УКВ - радиостанции и GPS - приемника обращайтесь к руководству по эксплуатации УКВ - радиостанции и ОР8 - приемника.

1.13. БАГАЖНИК

На самолете А-22 предусмотрена возможность перевозки груза (багажа) массой до 20 кг, в багажнике, который находится за креслами пилотов.

1.14. СИСТЕМА ОТОПЛЕНИЯ И ВЕНТИЛЯЦИИ САЛОНА.

На самолете А-22 предусмотрена система отопления и вентиляции салона (Рис1.10). Она предназначена для устранения запотевания лобового стекла, а также для обогрева салона в холодных условиях эксплуатации самолета. Система отопления и вентиляции состоит из заборника теплого воздуха (поз.1), теплообменника (поз.2), регулировочной заслонки (поз.3) и распределительного короба (поз.4). Управление системой отопления осуществляется с помощью ручки управления заслонкой (поз. 5).



- 1-Заварник теплого воздуха;
- 2-Воздуховод;
- 3-Регулировочная заслонка;
- 4-Распределительный короб;
- 5- Ручка управления заслонкой.

1.15. СИСТЕМА СПАСЕНИЯ.

На самолете может быть установлена быстродействующая парашютная система спасения летательного аппарата массой до 500 кг- БПС - КОБРА - 500 (рис. 1.11).

Система предназначена для спасения экипажа вместе с самолетом при возникновении в полете аварийной ситуации.

Система (1) установлена за кабиной пилотов и закреплена болтами к специальной балке. Фал парашюта (6) системы спасения соединен с тремя стальными тросами (8), два из которых своими концами крепятся к фюзеляжу в районе узлов навески крыла (9), третий закреплен к моторному шпангоуту в районе крепления верхнего узла передней стойки (10) (рис 1.11). Ручка привода метательного механизма (2) (красного цвета) расположена внизу на панели между сиденьями пилотов.

При подготовке к полетам необходимо:

- проверить наличие пломбы и надежного зацепления элементов полетного предохранителя на ручке привода метательного механизма;
- непосредственно перед полетом снять наземный (4) предохранитель с чеки метательного механизма (5).

После полета установить наземный предохранитель.

ВНИМАНИЕ! СИСТЕМА СНАБЖЕНА ПИРОТЕХНИЧЕСКИМ УСТРОЙСТВОМ!

МОНТАЖ, ОБСЛУЖИВАНИЕ, ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР СИСТЕМЫ ПРОИЗВОДИТЬ ТОЛЬКО С УСТАНОВЛЕННОЙ ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНОЙ БУЛАВКОЙ НА МЕТАТЕЛЬНОМ МЕХАНИЗМЕ!

По всем вопросам, связанным с технической эксплуатацией БПС-КОБРА-500 регламентными работами обращайтесь к Техническому Описанию и Инструкции по эксплуатации.

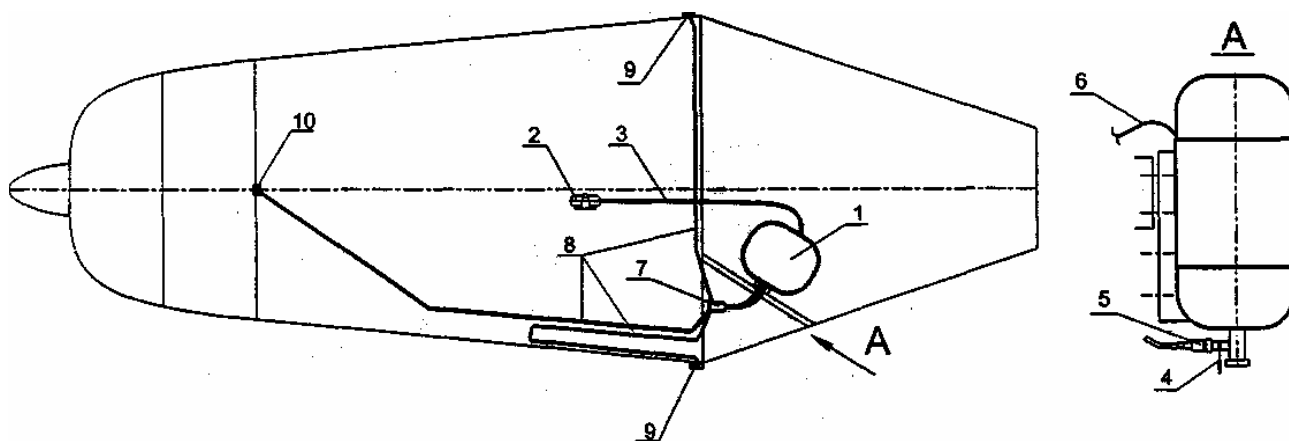


Рис. 1.11

2. УХОД ЗА САМОЛЕТОМ, ЭКСПЛУАТАЦИЯ И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

ВНИМАНИЕ! Информационные бюллетени безопасности находятся на официальном сайте компании "Аэропракт"
WWW.AEROPRAKT.KIEV.UA.

- 2.1 Уход за самолетом и хранение
- 2.2 Регламентные работы
- 2.3 Наземная транспортировка
- 2.4 Разборка самолета
- 2.5 Мойка самолета

2.1. УХОД ЗА САМОЛЕТОМ И ХРАНЕНИЕ

Самолет А-22 допускается к длительному хранению в ангарах и под открытым небом. Под открытым небом самолет должен храниться на оборудованной якорной стоянке. При установке самолета на якорной стоянке необходимо обязательно учитывать направление господствующих ветров на данной местности. Самолет должен быть установлен носом против ветра.

В оборудовании места стоянки самолета особое внимание необходимо уделить состоянию швартовочных устройств, которые должны гарантировать безопасное крепление самолета при сильных ветрах.

При стоянке самолета на открытом воздухе необходимо швартовать. Швартуется самолет за три точки. Крылья швартуются швартовочным фалом к верхним узлам крепления подкосов и якорям. Носовое колесо швартуется за рессору (шлиц шарнир) колеса к двум якорям.

При хранении самолета на открытом воздухе необходимо:

1. Установить под колеса шасси с обеих сторон тормозные колодки; носовое колесо установить по полету.

2. Зафиксировать стопорами руль направления, руль высоты и элероны - закрылки.

3. Зачехлить двигатель, кабину, надеть чехол на трубку ПВД.

Особое внимание следует обращать на защиту самолета от коррозии и на защиту лакокрасочного покрытия. Защита деталей самолета от коррозии сводится в основном к сохранению защитных покрытий. Уход за тканевой обшивкой самолета сводится к уходу за ее лакокрасочным покрытием. Правильный уход за лакокрасочным покрытием . - одно из условий сохранения прочности и аэродинамических качеств самолета.

Для предохранения лакокрасочных покрытий самолета необходимо:

1. Своевременно удалять пыль и влагу.
2. Предохранять обшивку от царапин.
3. Не допускать попадания на покрытие нефтяных продуктов, растворителей, щелочей и кислот.

Предупреждение! Полеты на самолете даже с незначительным разрывом тканевой обшивки ЗАПРЕЩЕНЫ.

Допускается мелкий ремонт, заклеивание незначительных разрывов тканевой обшивки (не более 50 мм) материалом ORACAL permanent.. Любой другой ремонт производится по согласованию с ООО "Аэропракт" или непосредственно ООО "Аэропракт" или организацией (лицом) имеющей соответствующий допуск.

Остекление кабины самолета изготовлено из органического стекла. Органическое стекло необходимо протирать чистой и мягкой хлопчатобумажной тканью, замшей или фланелью смоченной в мыльной воде.

Поликарбонатное стекло необходимо протирать чистой и мягкой хлопчатобумажной тканью, замшей или фланелью смоченной в воде.

Предупреждение.

1 .Нельзя применять бензин, смывки, ацетон и аэролаки, так как они вызывают помутнение стекла;

2.Нельзя протирать остекление насухо - стекло подвержено абразивному износу!

2.2. РЕГЛАМЕНТНЫЕ РАБОТЫ.

Перед началом полетов необходимо проверить:

1. Целостность конструкции и обшивки.
2. Контровку сборочных элементов и разъемов.
3. Работу приводов и рулей.
4. Состояние шасси, вращение основных и носового колеса, работу тормозов основных колес, давление воздуха в пневматиках (визуально).
5. Привязные ремни.
6. Приемник воздушного давления.
7. Исправность бортовых приборов.

8. Состояние двигателя (согласно инструкции на двигатель).
9. Состояние винта (отсутствие трещин, повреждений, состояние лакокрасочного покрытия).
10. Состояние моторамы (узлы крепления двигателя и амортизаторы).
11. Выхлопную систему (крепление частей системы).
12. Топливную систему (отсутствие подтекания топлива).

После окончания полетов:

1. Провести осмотр как перед началом полетов.
2. Произвести записи в бортовой книге.

УКАЗАННЫЕ ниже РАБОТЫ по обслуживанию необходимо выполнять в соответствии с РЕГЛАМЕНТОМ, приведенным в конце настоящего раздела.

1. Проверить состояние агрегатов самолета, обратив особое внимание на элементы, нагруженные во время полета и при посадке.
2. Проверить состояние поверхности силовых узлов, а также монтажные зазоры основных агрегатов.
3. Проверить состояние двигателя и его систем (согласно инструкции по эксплуатации).
4. Проверить состояние моторамы.
5. Проверить состояние замков капота.
6. Проверить состояние винта.
7. Проверить надежность контролки сборочных элементов агрегатов самолета.
8. Проверить надежность закрытия дверей кабины пилотов.
9. Проверить состояние поверхностей управления и правильность отклонений.
10. Проверить силы трения в приводах, а также силы приведения в действие устройств.
11. Проверить состояние основных и носового шасси, а также работу тормоза.
12. Проверить состояние и правильность работы бортовых приборов.
13. Проверить состояние внешних поверхностей металлических элементов, особенно тех, которые подвергнуты возможности повреждения защитных покрытий и коррозии, а также состояние тканевой обшивки.
14. Очистить и смазать консистентной смазкой подшипники и сборочные элементы.
15. Проверить углы отклонений рулевых поверхностей.

Сроки проведения работ по обслуживанию	Объем работ по обслуживанию
В начале сезона	1-15
После 100 летных часов	1-14
После посадки с повреждением шасси	1-12
После жесткой посадки	1,2,3,4,6,7,8,9
В конце сезона или перед длительным хранением в ангаре	1,13,14
Главный осмотр самолета после 1000 летных часов	работы после 1000 летных часов

Допустимый (временный) ресурс самолета до первого ремонта составляет 1000 часов или 2000 посадок.

2.3. НАЗЕМНАЯ ТРАНСПОРТИРОВКА.

Самолет разрешена буксировать с закрытыми дверями по аэродрому за легковым автомобилем с скоростью до 10 км/час и вручную. При буксировке за автомобилем буксировочный фал крепится за шток передней стойке шасси. Воздушный винт установить в положение, которое исключает касание фала и лопастей.

Транспортировка самолета по автодорогам разрешена только в разобранном состоянии на грузовых автомобилях и на переоборудованном прицепе за легковым автомобилем. При транспортировке самолета на грузовом автомобиле и на прицепе необходимо особое внимание уделять его швартовке.

Крылья и горизонтальное оперение перевозятся в специально изготовленных ложементх.

2.4. РАЗБОРКА САМОЛЕТА.

Разборка самолета заключается в демонтаже следующих основных частей

самолета: левой и правой консолей крыла горизонтального оперения, винта, двигателя.

Перед разборкой самолета необходимо:

Слить топливо из крыльевых баков.

Порядок отстыковки крыльев (рис. 2.1):

- 1 . Расстыковать кардан вала управления флапероном
2. Разъединить электроразъемы.
3. Отсоединить топливопроводы

3. Снять подкосы, для чего, придерживая консоль, Расстыковать крыльевые и фюзеляжные узлы подкосов.

5. Отстыковать консоль, для чего необходимо расстыковать передние и задние узлы стыковки крыла.

Во избежание потерь болтов и булавок после отстыковки крыла, болты гайки, шайбы и булавки поставить на прежнее место,

Во избежание потерь внутренних обойм шарнирных подшипников, подшипники законтрить контровкой в следующих местах:

- передние и задние стыковочные узлы крыла;
- крыльевой узел навески подкоса.

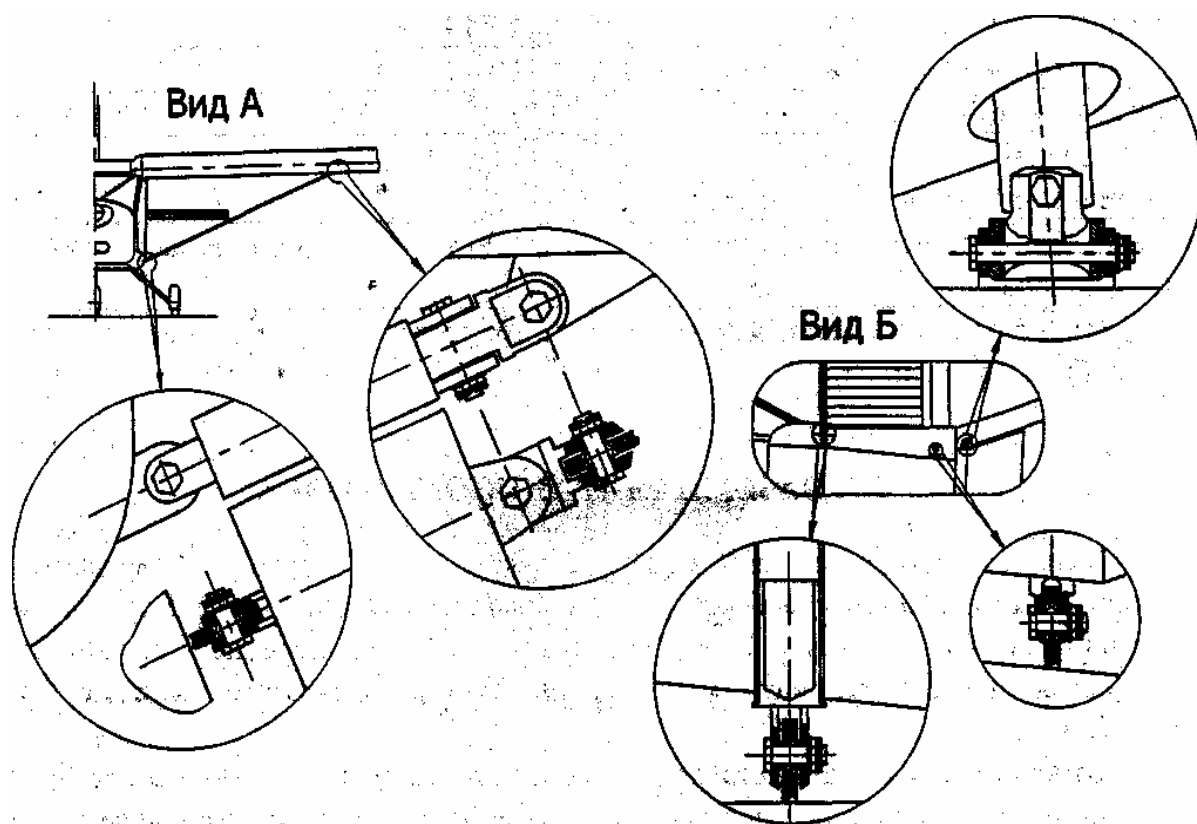


Рис 2.1

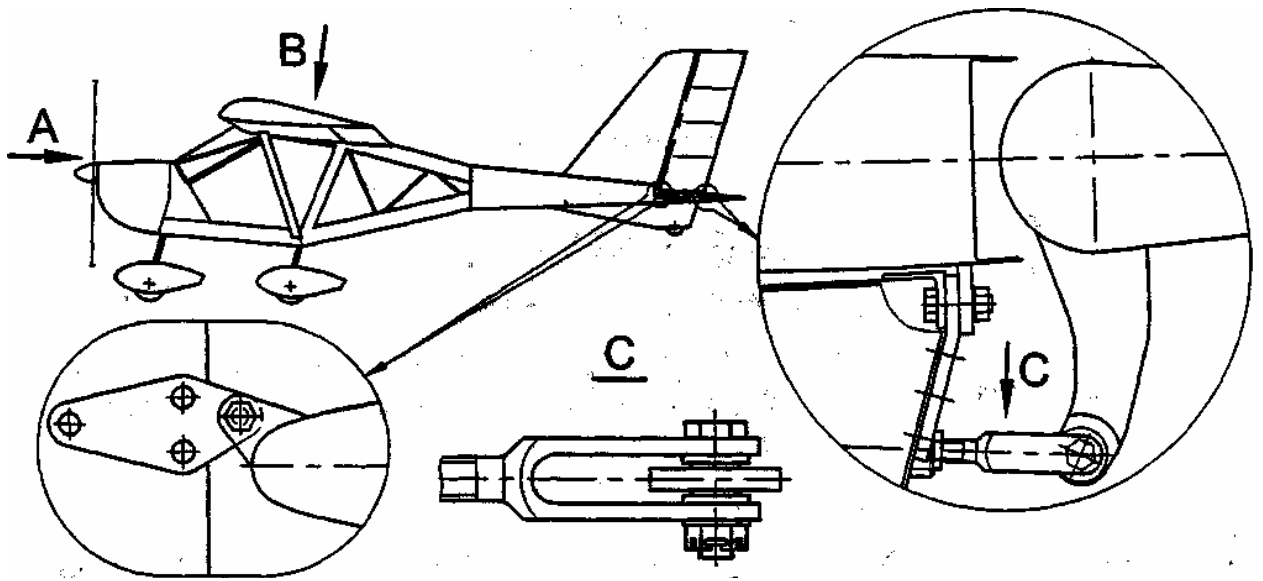


Рис. 2.2

Отстыковать горизонтальное оперение, для чего (рис. 2.2):

1. Отстыковать трос триммера руля высоты от качалки триммера руля высоты.
2. Расстыковать тягу руля высоты на качалке руля высоты;
3. Снять гайку с задней крепления стабилизатора.
4. Расстыковать передние болты крепления стабилизатора к фюзеляжу и снять горизонтальное оперение;

Гайки, шайбы и булавки поставить на прежнее место. Снятые консоли крыла и горизонтальное оперение установить в ложементы, установленные на прицепе.

Демонтаж винта производить в следующей последовательности:

- удалить контрольную проволоку со шпилек;
- раскрутить и вынуть шпильки;
- легким постукиванием руки по ступице винта, снять винт.

После установки двигателя на самолет, в обратном порядке производится установка винта.

Стопорение шпилек на винте производить так, чтобы контрольная проволока стопорила шпильки от откручивания.

Транспортировку винта производить только в мягкой защитной упаковке.

Демонтаж двигателя.

Демонтаж двигателя производится в следующем порядке:

- снять капот;

- слить охлаждающую жидкость (все сливные отверстия патрубков закрыть пробками);
 - снять радиатор охлаждающей жидкости;
 - слить масло (все сливные отверстия и шланги закрыть пробками);
 - снять масляный радиатор;
 - расконтрить и рассоединить штепсельный разъем и клеммы электрической системы двигателя;
 - отстыковать троса управления заслонками карбюраторов;
 - расстыковать топливопроводы;
 - слить бензин с поплавковых камер карбюраторов;
 - отжать выхлопные трубы и снять глушитель;
 - расшплинтовать гайки крепления моторамы;
 - отвернуть гайки, вынуть болты и снять двигатель.
- Установка двигателя на самолет осуществляется в обратном порядке.
- После установки двигателя на него устанавливается винт.

СБОРКА САМОЛЕТА

Сборка самолета производится строго в обратной последовательности. При установке горизонтального оперения необходимо трос триммера руля высоты запустить в оболочку. Перед сборкой самолета необходимо все сопрягаемые поверхности сборочных узлов очистить и смазать.

2.5 МОЙКА САМОЛЕТА

Внешние окрашенные и неокрашенные поверхности, двигатель, воздушный винт, внутренние поверхности кабины, сидения разрешено мыть водой и всеми моющими натуральными и синтетическими средствами.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ!

БЕНЗИНОМ И РАСТВОРИТЕЛЯМИ ВСЕХ МАРОК МОЙКА САМОЛЕТА ЗАПРЕЩЕНА!