

**РУКОВОДСТВО
ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА
АЭРОПРАКТ – 20R912**

МОДЕЛЬ: СВС А-20R912 НОМЕР: 031 ЗАРЕГИСТРИРОВАН:
СВИДЕТЕЛЬСТВО:
ДАТА ВЫПУСКА:

ДИРЕКТОР ООО «АЭРОПРАКТ» О.В. Литовченко

Главный конструктор Ю.В. Яковлев

Эксплуатация настоящего самолета полностью соответствует данным и ограничениям, изложенным ниже.

БЮЛЛЕТЕНЬ ДОРАБОТОК (ИЗМЕНЕНИЙ)

Любое изменение настоящего руководства, за исключением указанных значений веса, должно быть внесено в лист изменений на основании документации, полученной от Разработчика. Новый или исправленный текст на измененных страницах выделяются черной вертикальной чертой с левого края и порядковым номером изменения, а также датой внесения изменения, указываемой внизу на поле с левой стороны страницы.

[illegible]

СПИСОК СТРАНИЦ С ИЗМЕНЕНИЯМИ (ПОПРАВКАМИ)

[illegible]

СОДЕРЖАНИЕ

	Раздел	стр.
Общие положения	1	6
Ограничения	2	8
Особые случаи в полете	3	14
Нормальная эксплуатация	4	18
Характеристики	5	23
Вес и центровки	6	25
Описание самолета и его систем	7	25
Уход за самолетом, эксплуатация и техническое обслуживание	8	43

РАЗДЕЛ 1

1. Общие положения
- 1.1. Введение
- 1.2. Описание самолета
- 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. ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА

Двухместный самолет первоначального обучения. Бесподкосный высокоплан "нормальной" аэродинамической схемы с кабиной закрытого типа, неубирающимся шасси с хвостовой опорой. Двигатель Rotax – 912UL с толкающим трехлопастным винтом фиксированного шага.

Летно-технические характеристики и навигационно-пилотажное оборудование самолета обеспечивают выполнение визуальных полетов днем в простых метеоусловиях.

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

Самолет может быть в колесном и лыжном вариантах. Переоборудование самолета с колес на лыжи производится в условиях эксплуатации без большой затраты рабочего времени.

На самолете по желанию заказчика может быть установлена быстродействующая парашютная система спасения БПС.

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

Размах 10,18 м

Длина 6.64 м

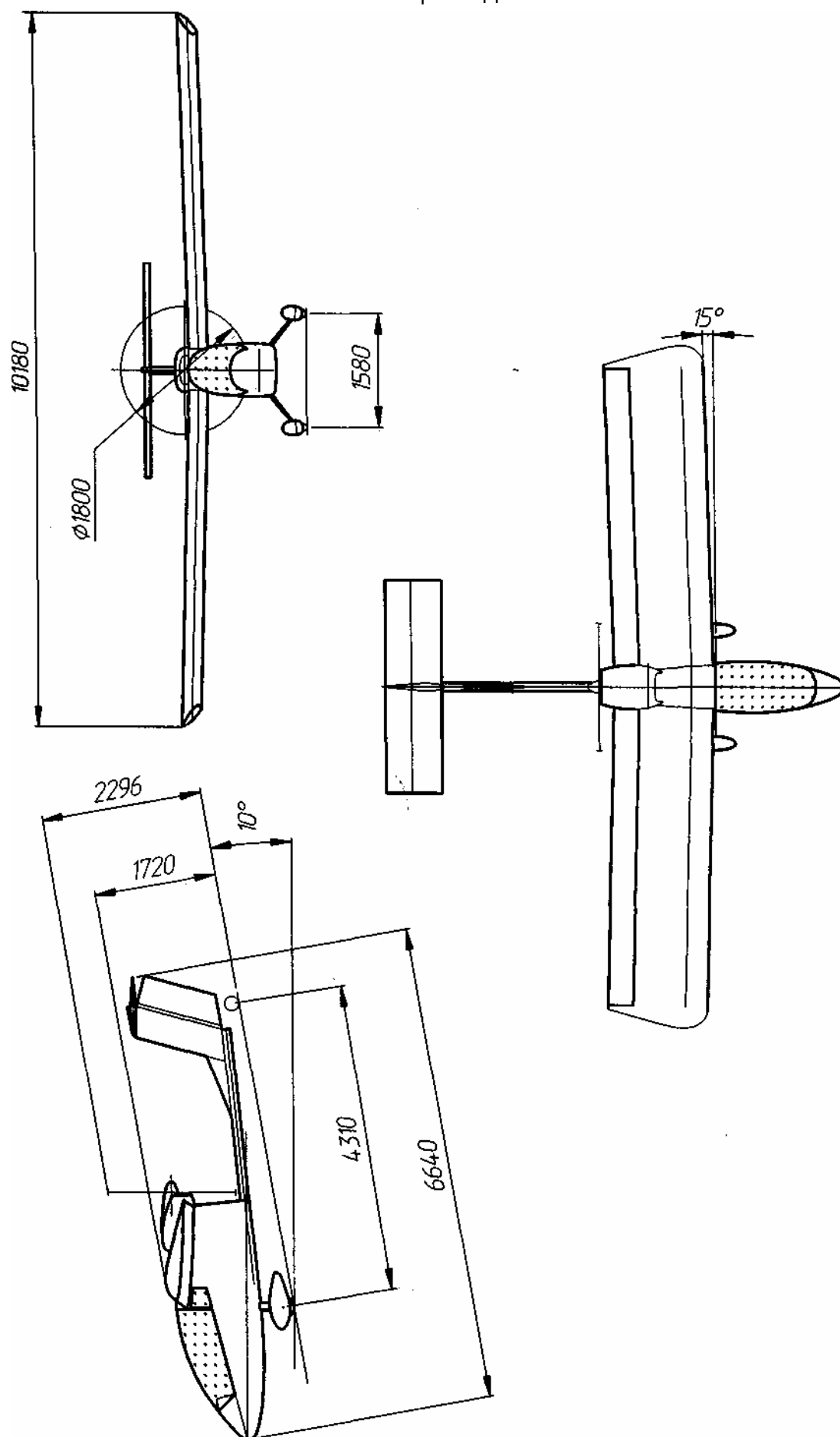
Высота 1.72 м

Средняя аэродинамическая хорда 1.4 м

Площадь крыла 13.9 кв.м. 14,25 кв.м

Нагрузка на крыло 32.4 кг/кв.м , 34,7 кв.м

Рис 1. Общий вид самолета А-20R912.



РАЗДЕЛ 2

2. Ограничения

- 2.1 Введение
- 2.2 Воздушная скорость
- 2.3. Разметка индикатора воздушной скорости
- 2.4. Силовая установка
- 2.5. Индикатор эксплуатационных параметров работы двигателя - FLYdat
- 2.6. Вес
- 2.7 Центр тяжести
- 2.8 Допустимые режимы полета
- 2.9 Эксплуатационные маневренные перегрузки
- 2.10 Летный экипаж
- 2.11 Виды применения самолета
- 2.12 Топливо
- 2.13 Максимальное количество пассажиров
- 2.14 Другие ограничения
- 2.15 Таблица ограничений
- 2.16 Ограничения работе двигателя при отрицательных температурах.

2.1. ВВЕДЕНИЕ

Раздел 2 включает в себя летные ограничения, разметку шкал указателей приборов индикаторов и основные таблицы, необходимые для безопасной эксплуатации эта, его двигательной 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)	220	Превышение этой скорости недопустимо на любом эксплуатационном режиме
V _{no}	Максимальная допустимая крейсерская скорость	170	Превышение этой скорости допускается только в спокойной атмосфере и с соблюдением осторожности
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 возможно

			чрезмерная загруженность самолета
Vf	Максимальная скорость с выпущенным элероном-закрылком	120	Запрещается превышение данной скорости с выпущенным элероном-закрылком

2.3. РАЗМЕТКА ИНДИКАТОРА ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

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

Таблица 2. Разметка индикатора воздушной скорости и смысл цветового решения

Отметки	Величина или интервал V	Значение
Белая дуга	60-120	Эксплуатационный интервал с выпущенной механизацией
Зеленая дуга	70-170	Нормальный эксплуатационный интервал
Желтая дуга	170-220	Маневры выполняются с особым вниманием и только в спокойной атмосфере.
Красная линия	220	Максимально допустимая скорость на всех режимах полета

красная



Рис 2. Разметка индикатора воздушной скорости.

2.4. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Двигатель изготовлен: BOMBARDIER - Rotax (Австрия).

Модель двигателя: Rotax – 912UL.

Максимальная мощность, взлетная: 80 л.с. при 5800 об./мин.

Продолжительность: 5 мин.

Мощность машины на

взлетном режиме: 80 л.с. при 5800 об./мин.

Продолжительная: 77.8 л.с. при 5500 об./мин.

Максимальная температура головки цилиндра: 150 град С.

Максимальная температура масла: 140 град С.

Давление масла, минимальное: 1,5 Бар

максимальное: 5,0 Бар

Давление топлива, минимальное: 0,15 Бар

максимальное: 0,4 Бар

Топливо: Бензин ОЧ > 95 или AVGAS 100 LL

Масло: API SF или SG

Изготовитель воздушного винта: КиевПроп

Тип воздушного винта: трехлопастной, толкающий, фиксируемого шага.

Диаметр воздушного винта: 1720 мм.

2.5 ПРИБОР КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ - FLYdat

Прибором контроля двигателя является комбинированный прибор

FLYdat -(индикатор эксплуатационных параметров работы двигателя (рис.3).

Технические данные.

Конструкция прибора: пластиковый корпус с передней стороной изготовленной из панического стекла.

Вес: 0,5 кг.

Дисплей: жидкостно-кристаллический с фоновой подсветкой, 2 х 16 разрядов, размер цифр 8 мм.

Потребляемое напряжение: 12 В (min 11,8 В, max 15 В).

Потребляемый ток: постоянный ток 0,5 А.

Защита от короткого замыкания: срабатывает при повышении напряжения более В (предохранитель).

Предохранитель: 3 А.

Эксплуатационная температура: от 0 град.С до +60 град.С.

Температура хранения: от -20 град.С до +60 град.С.

Вибрационный предел:

амплитуда: max 0,36 мм

ускорение: max 5 g

частота: от 10 до 500 Hz.

Ударная нагрузка: ускорение : max 50 g

продолжительность удара: 11 мсек.

На FLYdat, рис. 3, индицируются:

1. RPM - обороты двигателя, 1/min обороты в минуту;

2. х 0,1h - наработка двигателя, HOURS х 0,1 часа;

EGT/PTO - температура выхлопных газов передних цилиндров, С - градусы Цельсия;

4. С - температура выхлопных газов задних цилиндров, EGT/MAG градусы Цельсия;

5. CHT - 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. х 0,1 Bar - давление масла, OIL PRESS х 0,1 Bar.

В электронную память FLYdat 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.

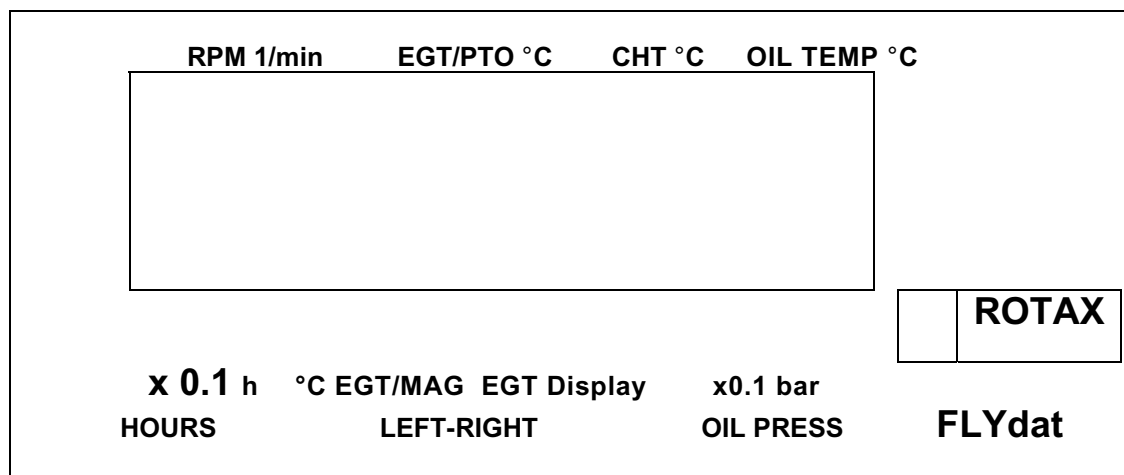
Если один или более параметров превышают запрограммированное аварийное значение, то информация о данном параметре будет мигать, а индикатор тревоги будет гореть постоянно.

Таблица 3. Параметры ограничений введенных в электронную память FLYdat

Ограничения по	Минимум. предел	Нормальная эксплуатация	предупредительный	Максимум предел
PRM 1/min	1400 Об/мин	1400-5500 об/мин	5500-5800 об/мин	5800 об/мин
CHT, град. С	-	-	-	150 град.
EGT/PTO EGT/MAG, Град. С	-	До 900	900	930
OIL TEMP, Град. С	50	50-140	-	140
X 0.1 bar OIL PRESS	1,5 bar	4-5 bar	5-7 bar	7 bar

Наиболее благоприятный температурный режим двигателя, по температуре масла, находится в пределах 90 -110 градусов.

Рис.3. FLYdat



2.6. ВЕС

Максимальный взлетный вес: 495 кг. Максимальный посадочный вес: 495 кг. Максимальный запас топлива: 68 кг.

Вес пустого ВС: 269 кг.

2.7. ЦЕНТР ТЯЖЕСТИ

Центр тяжести самолета зависит от полетного веса и находится в интервале 20-36 % САХ.

СПРАВОЧНЫЕ ДАННЫЕ

2.8. ДОПУСТИМЫЕ ПОЛЕТНЫЕ МАНЕВРЕННЫЕ РЕЖИМЫ

Самолет А-20 отнесен к нормальной категории.

На самолете разрешается выполнять:

- с выпущенной и убранной механизацией крыла виражи с креном не более 60 градусов;
- скольжение с креном до 15 градусов со скоростью до 140 км/час.

2.9. МАНЕВРЕННЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ

При взлетном весе 495 кг:

- максимально допустимая положительная перегрузка +3.6g.
- максимально допустимая отрицательная перегрузка -1.8g.

2.10. ЛЕТНЫЙ ЭКИПАЖ

Летный экипаж состоит из 2 или 1 пилотов.

Полет на самолете без пилота (пассажира) или равноценного по весу груза на переднем месте категорически ЗАПРЕЩЕН.

2.11. ВИДЫ ПРИМЕНЕНИЯ САМОЛЕТА

Самолет должен эксплуатироваться только днем в простых метеоусловиях.

Самолет предназначен для:

- первоначального обучения пилотов,
- участия в спортивных соревнованиях;

а после переоборудования, также для:

- перевозки одного пассажира или 100 кг груза;
- авиационных работ в сельском хозяйстве;
- воздушного патрулирования и фотографирования;
- прочих авиаработ в пределах ЛТХ самолета.

2.12. ТОПЛИВО

Общий запас топлива: 90л.

Расходуемый запас топлива: 89,0л. Топливо:
бензин АИ - 95.

2.13. МАКСИМАЛЬНОЕ КОЛИЧЕСТВО ПАССАЖИРОВ

Разрешена перевозка только одного пассажира.

2.14. ДРУГИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Этот самолет классифицируется как сверхлегкий самолет, предназначен только для дневных полетов в условиях полной видимости без обледенения. **Все фигуры акробатического пилотажа, включая преднамеренное выполнение штопора ЗАПРЕЩЕНЫ.**

Самолет А - 20 разрешается эксплуатировать:

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

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.

2.15. ТАБЛИЦА ОГРАНИЧЕНИЙ

Расчетная скорость маневрирования V_a -140 км/ч;

Максимальная скорость с выпущенным флапероном -120 км/ч.

2.16. ОГРАНИЧЕНИЯ В РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ОТРИЦАТЕЛЬНЫХ ТЕМПЕРАТУРАХ

(описано в инструкции по эксплуатации двигателя)

Руководством по эксплуатации двигателя Rotax – 912UL, 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.

РАЗДЕЛ 3

3. Особые случаи в полете

3.1 Введение

3.2 Отказ двигателя

3.3 Запуск двигателя в воздухе

3.4 Пожар

3.5 Посадка без двигателя

3.6 Вывод из штопора

3.7 Отказ системы полного и статического давления

3.8 Отказ радиосвязи

3.9 Полеты в опасных метеорологических условиях

3.1. ВВЕДЕНИЕ

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

3.2. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ

1. При отказе двигателя на взлете, взлет прекратить, выключить ЗАЖИГАНИЕ.
2. При отказе двигателя до высоты 50 м, выключить ЗАЖИГАНИЕ, посадку производить перед собой.
3. При отказе двигателя в наборе высоты необходимо перевести самолет на снижение, установить скорость планирования 90 км/ч и, если есть достаточный запас высоты, повернуть самолет в сторону аэродрома (площадки), выключить ЗАЖИГАНИЕ, произвести посадку.
4. При отказе двигателя в полете по маршруту необходимо перевести самолет на снижение, установить скорость планирования 90 км/ч, выключить ЗАЖИГАНИЕ, оценить высоту полета, направление и скорость ветра, выбрать площадку для посадки, произвести посадку.
5. При благоприятных условиях полета, необходимо попытаться запустить двигатель в воздухе (смотри пункт 3.3).
6. Если в момент отказа двигателя самолет находится над местностью совершенно не пригодной для посадки (горы, пересеченная местность, овраги) и условия полета не позволяют произвести запуск двигателя в воздухе, необходимо воспользоваться аварийной системой спасения (если она установлена).

Для этого необходимо:

- выключить тумблеры ЗАЖИГАНИЕ;
- вытянуть ручку привода метательного механизма.

Рекомендации по действиям экипажа.

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

- элеронами и рулем поворота попытаться устранить вращение;
- для безопасного восприятия посадочной перегрузки перед приземлением пилот должен плотно сесть в кресле, подтянуть привязные ремни и подготовиться к

приземлению.

Формула, по которой рассчитывается минимальная высота на срабатывание системы:

$$H_{\min} = 40 + V_y$$

где: H_{\min} - минимальная высота на срабатывания системы;

V_y - вертикальная скорость снижения (падения) самолета.

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 ЗАЖИГАНИЯ во второе положение.

3.4. ПОЖАР

При возникновении пожара необходимо:

- 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 90 км/ч, начало выравнивания с $H=5$ м, выдерживание с $H=0,5$ м, посадка на $V=60$ км/ч.

Максимальное качество самолета -12.

Расстояние по горизонтали, (при отсутствии ветра) которое самолет может преодолеть при планировании с неработающим двигателем можно определить умножив высоту на качество самолёта.

3.6. ВЫВОД ИЗ НЕПРЕДНАМЕРЕННОГО СВАЛИВАНИЯ И ШТОПОРА

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! Самолет А-20 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 ручки управления.

Для вывода самолета из штопора (непреднамеренного сваливания) необходимо ногу полностью дать против штопора с последующей дачей ручки "от себя" за нейтральное положение. После прекращения вращения ноги поставить нейтрально при достижении $V=90$ км/ч, самолет плавно вывести из

пикирования.

3.7. ОТКАЗ СИСТЕМЫ ПОЛНОГО И СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ

3.7.1. Закупорка системы полного давления.

Признаки отказа:

- в горизонтальном полете, при изменении скорости, показания скорости на VC-250 не изменяются;
- при снижении показания скорости уменьшаются, а при наборе увеличиваются.

Действия экипажа:

Доложить руководителю полетов.

Показания указателя скорости не использовать.

В горизонтальном полете необходимо установить обороты двигателя равные 4000 - 4100 об/мин, при этом скорость горизонтального полета будет равна 140-145 км/ч

На снижении уменьшить обороты двигателя до малого газа, по вариометру установить вертикальную скорость снижения 3 м/с, при этом скорость планирования будет равна 110 км/ч.

3.7.2. Закупорка системы статического давления.

Признаки отказа:

- при разбеге показания скорости увеличиваются, а при наборе высоты уменьшаются до значений меньше полетного;
- показания скорости заметно неправдоподобны;
- при снижении показания скорости увеличиваются, а при наборе уменьшаются

Действия экипажа:

Показания указателя скорости не использовать. Скорость полета контролировать только по показаниям оборотов двигателя.

3.8. ОТКАЗ РАДИОСВЯЗИ (если она устанавливается)

При отказе радиосвязи проверьте:

- включение радиостанции;
- правильность установки частоты;
- соединение шнура гарнитур с СПУ;

Установите регулятор "ГРОМКОСТЬ" в положение максимальной слышимости, переключатель "ПШ" в положение "ВЫКЛ".

Проверьте радиосвязь на других частотах.

Если радиосвязь потеряна, экипаж обязан прекратить выполнение задания, усилить осмотрительность и во всех случаях, продолжать передачу установленных докладов о своем местонахождении, действиях и условиях полета.

Произведите посадку на запасном аэродроме или аэродроме взлета,

руководствуясь инструкцией аэродрома посадки.

3.9. ПОЛЕТЫ В ОПАСНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

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.

Полеты в условиях обледенения ЗАПРЕЩЕНЫ!

При попадании в обледенение экипаж должен принять меры для немедленного выхода из опасной зоны, задание прекратить, доложить руководителю полетами, произвести посадку на аэродроме или на выбранной площадке.

Полеты в зоне грозовой деятельности ЗАПРЕЩЕНЫ!

При обнаружении зоны с грозовой деятельностью оцените, каким временем Вы располагаете, направление приближения грозы произведите посадку на аэродром вылета или на выбранную площадку.

Защитите ваш самолет - пришвартуйте и укройте.

Сильная турбулентность представляет серьезную опасность. При полете необходим избегать этого явления, своевременно принимая решение о 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 160 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.

В ОБЛАКА НЕ ВХОДИТЬ!

При попадании в облачность выходите из облаков со снижением контролируя скорость и крен. Крен возможно контролировать по положению катушки компаса КИ-13.

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 уменьшаются 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;
- развитии грозовых облаков;
- 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.

ВНИМАНИЕ! Избегайте спутного потока!

РАЗДЕЛ 4

4. Нормальная эксплуатация

4.1. Сборка и разборка самолета

4.2. Предполетная подготовка самолета

4.3. Выполнение полета

4.1. СБОРКА И РАЗБОРКА САМОЛЕТА

Сборка и разборка самолета предусмотрена (смотри раздел 8 пункт 8.4.)

4.2. ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА САМОЛЕТА.

4.2.1. ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА

Внешним осмотром самолета убедитесь:

- в целостности обшивки, остекления,
- в отсутствии фиксаторов на органах управления и чехла на приемнике воздушного давления,

- в отсутствии влаги в пневмопроводах полного и статического давлений,
- в исправности шасси, накачке пневматиков и целостности лыж,
- в закрытии пробки бензобака,
- в отсутствии подтеков топлива и масла.

Самолет должен быть очищен от снега и грязи.

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

4.2.2. ОСМОТР КАБИНЫ ПИЛОТОМ

Внешним осмотром убедитесь в исправности оборудования кабины, отсутствии посторонних предметов, подогнать по росту привязные ремни.

Убедитесь в том, что БПС готова к применению (предохранительная булавка снята с рукоятки применения спасательной системы.)

С рабочего места проверьте:

- легкость хода и правильность отклонения органов управления самолетом;
- установку ручки триммера руля высоты в нейтральное положение;
- завод бортовых часов и правильность их показаний;
- исправность высотомера, для чего установить стрелку высотомера на 0 и сравнить показания шкалы барометрического давления с фактическим атмосферным давлением на аэродроме (допускается расхождения в показаниях не более 1,5 мм рт. ст.);
- исправность системы управления двигателем;
- магнитный компас, который должен показывать магнитный курс самолета;
- количество бензина.

Убедитесь, что выключатель ЗАЖИГАНИЕ выключен.

4.2.3. ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЯ

Непосредственно перед запуском двигателя необходимо:

- рычаг управления двигателем установить в положение минимальных оборотов;
- подкачать ручным насосом топливо в карбюратор;
- установить рычаг обогатителя в среднее положение;
- установить винт на малый шаг.

4.2.4. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ

Описан в инструкции по эксплуатации двигателя.

4.3. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

4.3.1. ДО НАЧАЛА РУЛЕНИЯ

Убедиться в отсутствии препятствий в полосе руления.

4.3.2. РУЛЕНИЕ

Требуемую скорость руления выдерживайте в зависимости от состояния рулежной дорожки, наличия препятствий и видимости. Выдерживание направления и разворота, надо осуществлять при помощи педалей.

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

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.

4.3.3. КОНТРОЛЬ ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ

Перед взлетом:

- вырулите на ВПП, установив самолет по возможности против ветра;
- прорулите по прямой 2-3 м для установки колеса задней опоры по направлению разбега и полностью затормозите самолет;

- убедитесь что управление не зафиксировано.

4.3.4. ВЗЛЕТ

Убедившись, что впереди ничего не мешает взлету, плавным увеличением оборотов двигателя сдвинуть самолет с места, затем увеличить обороты до взлетных.

В начале разбега ручку управления держать в нейтральном положении, после достижения $V=45$ км/ч плавной отдачей ручки "от себя" поднять хвост самолета до взлетного положения. Направление разбега выдерживать отклонениями руля направления.

Отрыв самолета произойдет на $V=70$ км/ч. После отрыва выдержать самолет над землей на высоте 1 - 2 м до достижения $V=85-90$ 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 выпущенным элероном-закрылком. При выборе положения элерона-закрылка необходимо учитывать скорость встречного ветра. При встречном ветре 8 м/сек и более, выпускать элерон-закрылок НЕЦЕЛЕСООБРАЗНО.

Особенностей при взлете самолета с отклоненным элероном - закрылком не имеется.

На высоте не менее 50 м, сохраняя взлетную мощность двигателя, убрать элерон-закрылок.

4.3.5. ВЗЛЕТ С БОКОВЫМ ВЕТРОМ

Взлет с боковым ветром под углом 90 град, разрешается при скорости ветра 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 ручку управления необходимо отклонить 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 ручку управления постепенно возвращайте ближе к нейтральному положению, с тем, 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 удерживать ручку управления отклоненной против сноса (сохранять крен для парирования сноса), а стремление самолета к развороту парировать отклонением педали, обратной крену.

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

4.3.6. НАБОР ВЫСОТЫ

Набор высоты необходимо производить на скорости 90 км/ч. На высоте 100 м

отклонением триммера руля высоты компенсировать усилия на ручке управления. При наборе высоты необходимо постоянно контролировать температурный режим и обороты двигателя.

4.3.7. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

В горизонтальном полете самолет на всем диапазоне эксплуатационных центровок устойчив и легок в управлении. Скорость горизонтального полета находится в пределах 80-200 км/ч.

Усилия, возникающие на ручке управления по тангажу, компенсируются отклонением триммера руля высоты.

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

В полете контролировать расход топлива.

В условиях интенсивной болтанки полеты производить со скоростью не менее 90 км/ч, на высоте не менее 100 м. Развороты выполнять с креном не более 30 градусов.

4.3.8. СНИЖЕНИЕ И ПОСАДКА

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

Максимально облегчить шаг винта.

На высоте не менее 50 м, с учетом направления и скорости ветра, выпустите элерон - закрылок в необходимое положение.

При встречном ветре более 8 м/сек выпускать элерон-закрылок НЕЦЕЛЕСООБРАЗНО.

После выхода на посадочную прямую установите РУД в положение малого газа и приступите к снижению со скоростью 85-90 км/час. Следите за изменением высоты полета, отсутствием крена и сноса.

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

Выравнивание самолета на посадку начинать с высоты 4-5 м и заканчивать на высоте 0,5 м. Движение ручки при выравнивании должно быть энергичным, но плавным и непрерывным до приземления самолета. Посадку производить мягко на три точки.

На выравнивании и выдерживании смотреть в левую сторону на 10-15 град, от продольной оси самолета и на 15 - 20 м вперед.

В процессе выравнивания внимание должно распределяться:

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

В процессе пробега самолета направление выдерживать отклонением руля поворота. Для сокращения длины пробега применять тормоза целесообразно только во второй половине пробега. Торможение производить осторожно, не допуская поднятия хвоста. Резкое торможение может привести к капотированию самолета.

После окончания пробега убрать элерон-закрылок.

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

4.3.9. ПОСАДКА С БОКОВЫМ ВЕТРОМ

Посадка разрешается, если скорость 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 с таким расчетом, чтобы к моменту приземления самолет был полностью выведен из крена.

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

4.3.10. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

Уход на второй круг при заходе на посадку возможен с любой высоты, как с выпущенным, так и с убраннным элероном-закрылком. При уходе на второй круг необходимо перевести двигатель на взлетный режим.

Набор высоты производить на скорости 85-90 км/ч.

Элерон-закрылок убирать на высоте не менее 50 м, сохраняя при этом взлетную мощность двигателя. Выполните полет по кругу и повторите заход на посадку.

4.3.11. ПОСЛЕ ПОСАДКИ

После посадки освободите ВПП и зарулите на стоянку. Остановите двигатель, для чего:

- установите рычагом управления двигателем минимальные обороты устойчивой работы двигателя;
- охладите двигатель на этом режиме в течении 1-2 мин;
- сбросьте обороты полностью и выключите тумблеры ЗАЖИГАНИЕ, КЛЮЧ ЗАЖИГАНИЯ поверните в исходное положение.

4.3.12. ПОСЛЕПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР

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

- нет ли течи масла и топлива;
- сварные швы на силовой установке;
- исправность лопастей воздушного винта;
- исправность покрышек, их обжатие;
- рессору на предмет выявления деформаций и трещин.

Проверьте целостность мягкой обшивки крыла, руля высоты и руля направления. При полетах зимой особое внимание уделяйте устранению закупорки и замерзания трубок и дренажных отверстий.

При необходимости произведите заправку топливом.

РАЗДЕЛ 5

5. Характеристики

5.1. Утверждаемые данные

5.1.1. Калибровка системы индикации воздушной скорости

5.1.2. Скорость сваливания

5.1.3. Взлетные характеристики

5.1.4. Посадочная дистанция

5.1.5. Характеристики набора высоты

5.2. Справочная информация

5.2.1. Горизонтальный полет на крейсерской скорости

5.2.2. Продолжительность полета

5.2.3. Характеристики набора высоты при уходе на второй круг

5.2.4. Длина разбега для сухой коротко подстриженной ВПП

5.2.5. Воздействия на полетные характеристики дождя или налипания насекомых

5.2.6. Влияние бокового ветра

5.1. УТВЕРЖДАЕМЫЕ ДАННЫЕ

5.1.1. КАЛИБРОВКА СИСТЕМЫ ИНДИКАЦИИ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Тарировка ПВД произведена с использованием GPS.

Погрешность во всем диапазоне не превышает 10 %.

5.1.2. СКОРОСТЬ СВАЛИВАНИЯ

Скорость сваливания с выпущенными элероном-закрылком в третье положение при максимальном взлетном весе с задресселированным двигателем равна 55 км/ч, без выпуска элерона-закрылка равна 65 км/ч.

Скорость сваливания при выполнении виража без выпуска элерона-закрылка с креном 60 градусов равна 85 км/ч, а при крене 30 градусов - 70 км/ч.

5.1.3. ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

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

Взлетная дистанция зависит от высоты места взлета, температуры воздуха, направления и скорости ветра. Потребная взлетная дистанция, во всех условиях взлета, должна быть не менее 250 м.

5.1.4. ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ

Посадочная дистанция - это расстояние равное сумме воздушного участка

планирования с высоты 15 м и пробега после посадки. Посадочная дистанция зависит от температуры воздуха, высоты аэродрома, направления и скорости ветра. Потребная посадочная дистанция, при всех условиях посадки, не превышает 250 м.

5.1.5. ХАРАКТЕРИСТИКИ НАБОРА ВЫСОТЫ

Скороподъемность самолета зависит от температуры наружного воздуха и взлетного веса. Набор высоты выполняется на скорости максимальной скороподъемности равной 90 км/ч.

5.2. СПРАВОЧНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

5.2.1. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ НА КРЕЙСЕРСКОЙ СКОРОСТИ

Крейсерская скорость горизонтального полета равна 170 км/ч, обороты двигателя 4800 об/мин.

5.2.2. ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

Максимальная продолжительность полета самолета на продолжительном режиме двигателя и малой высоте при полной заправке топливом 90 л. равна 9 часов.

5.2.3. ХАРАКТЕРИСТИКИ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ

Уход на второй круг выполняется на максимальной скороподъемности и на взлетной тяге двигателя, $V=90$ км/ч.

5.2.4. ДЛИНА РАЗБЕГА ДЛЯ СУХОЙ КОРОТКО ПОДСТРИЖЕННОЙ ТРАВЯНОЙ ВПП

Длина разбега зависит от взлетного веса, от температуры наружного воздуха, направления и скорости ветра. Потребная дистанция для разбега, для всех условий взлета, не более 100 м.

5.2.5. ВЛИЯНИЕ НА ПОЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДОЖДЯ ИЛИ НАЛИПАНИЯ НАСЕКОМЫХ

Полетные характеристики от дождя и налипания насекомых незначительно ухудшаются. Так как отсутствует стеклоочиститель, то дождь и налипание насекомых на лобовое стекло ухудшают полетную видимость.

5.2.6. ВЛИЯНИЕ БОКОВОГО ВЕТРА

Посадка и взлет разрешены если скорость ветра под углом 90 град, к курсу взлета и посадки не превышает 4 м/сек.

РАЗДЕЛ 6

ВЕС И ЦЕНТРОВКИ

Вес снаряженного самолета равен 274 кг.

Таблица 5.

№	Взлетный вес, кг	Вес первого пилота, кг	Вес второго пилота, кг	топлива, кг	Положение Ц. т, %
1	402	60	-	68	36
2	495	90	90	41	24
3	495	110	90	21	20

РАЗДЕЛ 7

7. Описание самолета и его систем

7.1. Планер

7.2. Система управления самолетом

7.3. Приборная доска

7.4. Посадочные приспособления

7.5. Сидения и ремни безопасности

7.6. Фонарь кабины

7.7. Силовая установка

7.8. Топливная система

7.9. Электрическая схема

7.10. Система полного и статического давления

7.11. Система спасения

7.12. Авиационное электронное оборудование

7.1. ПЛАНЕР

Крыло самолета - высокорасположенное, бесподкосное, прямое. Профиль

Р IIIA-15,5% 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 ~ 2.6 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 крепится 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 4 - 5 мм.

Фюзеляж - смешанной конструкции. Гондола фюзеляжа имеет трехслойную стеклопластиковую конструкцию на основе стеклоткани, эпоксидной смолы и

сотового заполнителя. Гондола фюзеляжа имеет окантовку выреза в зоне фонаря и усиления в местах крепления шасси, хвостовой балки, крыла и моторамы силовой установки.

Хвостовая балка выполнена из дюралевой трубы диаметром 120 мм. Балка крепится к силовому шпангоуту и в задней части гондолы (хомутом). В хвостовой части балки расположены узлы крепления оперения и задней опоры шасси.

Фонарь из оргстекла открывается вправо. Ручки открытия фонаря расположены между пилотами слева.

Конструкция киля, стабилизатора, рулей и элерона-закрылка подобна конструкции крыла.

7.2. 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 двойное (кроме тормозов колес, триммером руля высоты и шага винта) и состоит из ручного и ножного.

Управление элеронами и рулем высоты относятся к ручному управлению и осуществляется при помощи поста управления .

Пост управления представляет собой вал (труба Д-16) с цапфами на котором в передней части монтируются ручки управления, а в задней- двуплечая качалка. Пост управления своими цапфами устанавливается на двух кронштейнах со сферическими подшипниками. Передний кронштейн расположен на нижней панели фюзеляжа, задний на шпангоуте. Ручки управления соединены между собой тягой.

7.2.1. УПРАВЛЕНИЕ РУЛЕМ ВЫСОТЫ.

Проводка управления рулем высоты смешанная. От качалки руля высоты до трех-плечей качалки, находящейся в верхней части киля, идет жесткая тяга. От качалки к посту управления идут троса (диаметр тросов 3,2 мм). Троса проходят через блок роликов, находящихся в задней части хвостовой балки (под килем), и через две опоры, одна из которых находится посередине хвостовой балки, вторая - на шпангоуте. Левая ветвь проводки соединяется с задней ручкой управления при помощи тандера. Правая ветвь соединяется при помощи тандера с возвратной ветвью проводки. Возвратная ветвь проводки проходит от передней ручки управления через возвратный ролик, смонтированный на нижней панели фюзеляжа впереди поста управления. Натяжение проводки управления рулем высоты обеспечивается тандерами, находящимися возле задней ручки управления (рис.4).

Углы отклонения руля высоты:

- вверх 31 +/-1 градус;
- вниз 18 +/-1 градус.

7.2.2. УПРАВЛЕНИЕ ТРИММЕРОМ РУЛЯ ВЫСОТЫ.

Триммер руля высоты предназначен для компенсации нагрузок на ручке управления по тангажу. Управление триммером осуществляется только с места

переднего пилота.

Рычаг управления триммером руля высоты расположен на передней части поста управления. Управление триммером тросовое.

От рычага управления триммером трос проходит через три опоры, которые расположены на шпангоуте, на середине хвостовой балки и на блоке роликов тросов управления рулем высоты. Через стабилизатор и руль высоты трос проходит внутри гибкой оболочки Боудена и крепится к качалке триммера. Триммер высоты смонтирован на задней кромке руля высоты на оси - торсионе (рис. 4).

Углы отклонения триммера руля высоты:

- вверх 20 ± 1 градус;
- вниз 30 ± 1 градус.

7.2.3. УПРАВЛЕНИЕ РУЛЕМ НАПРАВЛЕНИЯ.

Управление рулем направления относится к ножному управлению. Проводка управления рулем направления тросовая (диаметр тросов - 2,5 мм). Педали ножного управления установлены на нижней панели фюзеляжа. Педали переднего и заднего пилотов соединяются между собой промежуточными ветвями проводки управления. Передние педали соединены между собой возвратной ветвью проводки, проходящей через возвратный ролик, находящийся в носовой части фюзеляжа. От задних педалей к качалке руля направления и хвостовому колесу проходят управляющие ветви проводки через четыре пары опор, смонтированных на шпангоуте, хомуте крепления хвостовой балки и задней части хвостовой балки. Натяжение проводки управления рулем направления регулируется тандерами, расположенными возле руля направления. К хвостовому колесу троса управления присоединяются при помощи пружин (рис. 5). Углы отклонения руля направления: $\pm 21 \pm 1$ градус.

РИС. 4 УПРАВЛЕНИЕ РУЛЕМ НАПРАВЛЕНИЯ И ТРИММЕРОМ

РИС.5. УПРАВЛЕНИЕ РУЛЕМ НАПРАВЛЕНИЯ

7.2.4. УПРАВЛЕНИЕ ФЛАПЕРОНАМИ (ЗАВИСАЮЩИМИ ЭЛЕРОНАМИ).

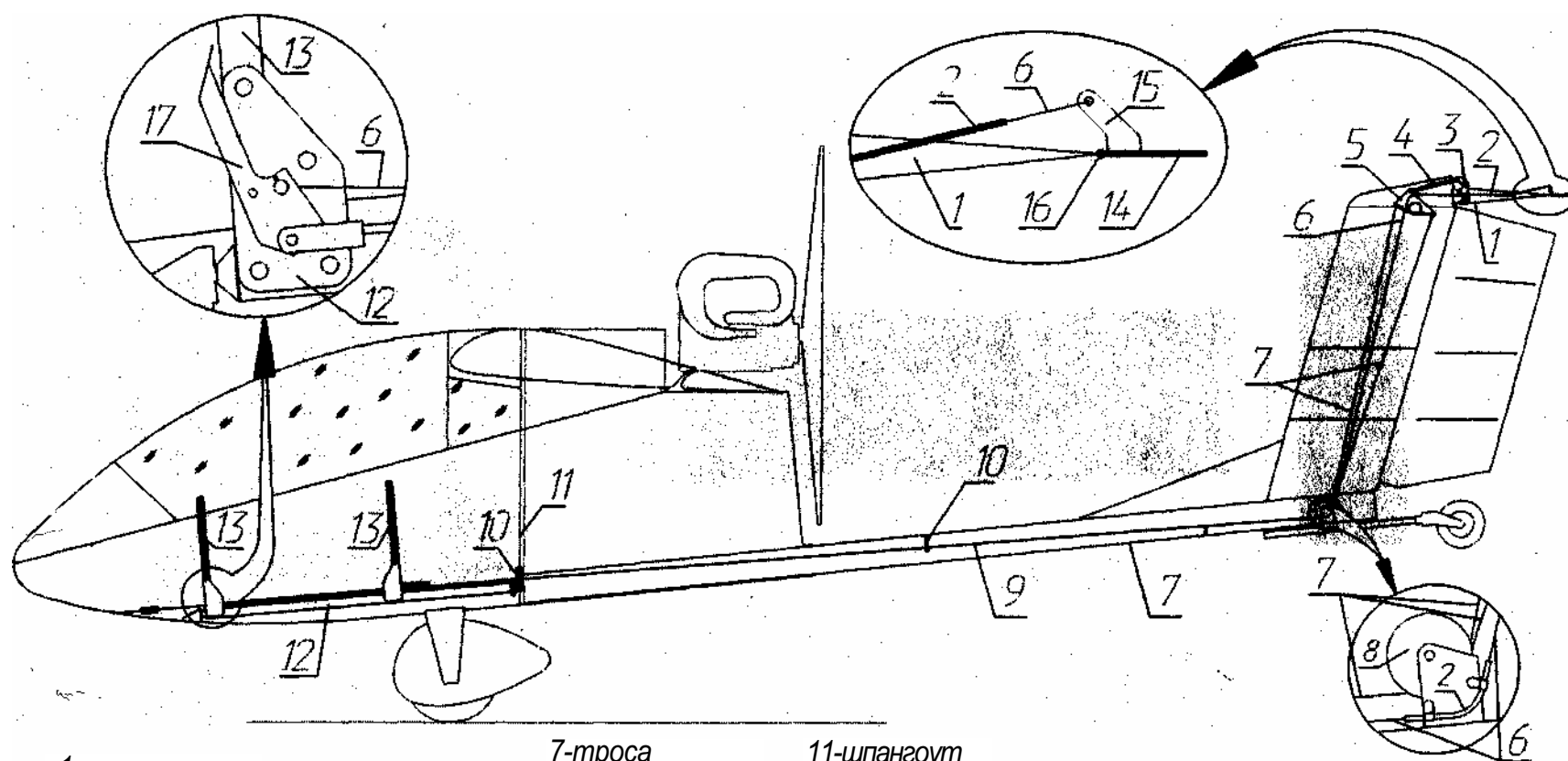
Самолет оснащен флаперонами (зависающими элеронами), которые выполняют функции, как элеронов, так и закрылков. Проводка управления флаперонами обеспечивает независимость (дифференциальность) работы флаперонами как по каналу элеронов, так и по каналу закрылков при помощи дифференциального механизма (рис. 6).

Проводка управления флаперонами - жесткая.

По каналу управления элеронами тяги от двуплечей качалки поста управления идут к качалкам, установленным на дифференциальном механизме. Дифференциальный механизм расположен за кабиной пилотов на шпангоуте в верхней части фюзеляжа. От дифференциального механизма тяги идут к флаперонам. Все тяги регулируются.

При отклонении ручек управления влево / вправо флапероны отклоняются вверх / вниз. Дифференциальность (неравномерность) отклонения флаперонов

Рис. 4 управление РВ и триммером



1-руль высоты
2-бондированная
оболочка
троса
управления
триммером
3-качалка
руля высоты

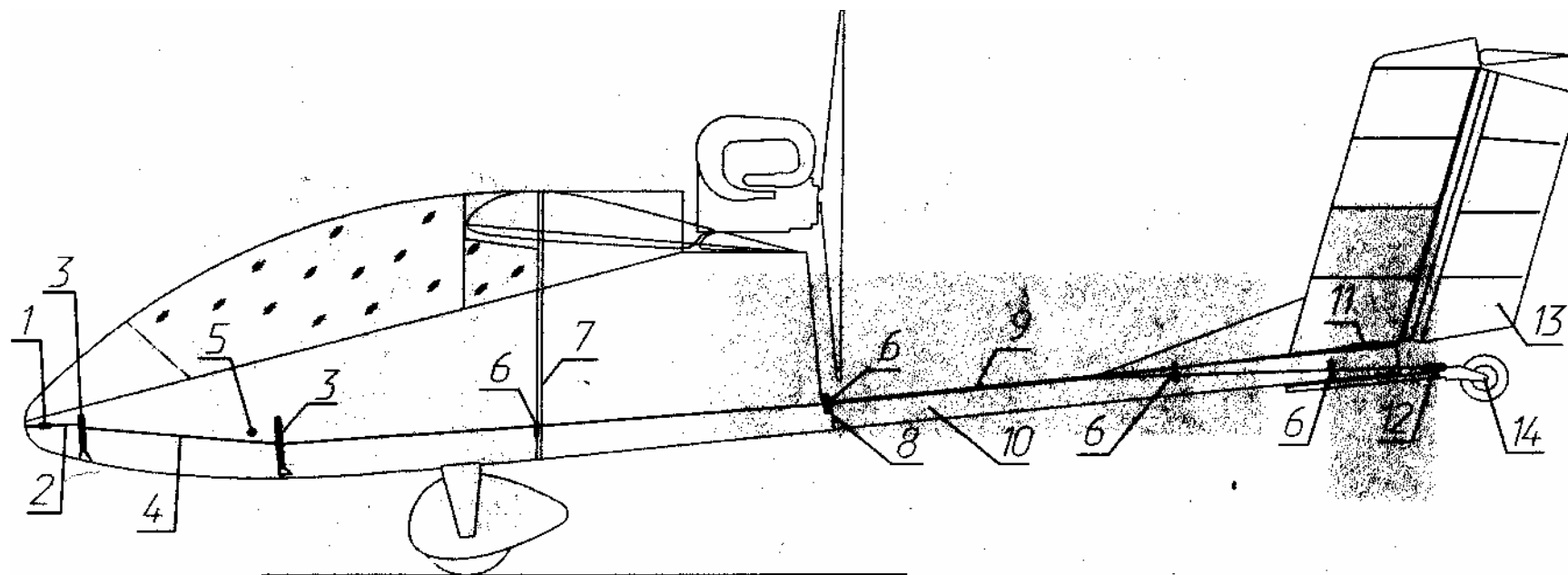
4-тяга руля
высоты 5-
трехплечая
качалка 6-
трос
управления
триммером

7-трос
управления
рулем высоты
8-блок роликов
9-хвостодая
балка
10-опоры

11-шпангоут
12-пост
управления
13-ручка
управления
74-триммер

15-качалка
триммера 16-
ось-торсион
17-рычаг
управления
триммером

Рис. 5. Управление рулем направления



1-возвратный ролик
 2-возвратный трос
 3-педали
 4-промежуточный трос
 5-упор педалей
 6-опора
 7-шпангоут
 8-хомут
 9-троса

10-хвостовая балка
 11-тандер
 12-пружина
 13-руль направления
 14-хвостовое колесо

вверх/вниз = 1,5/1.

Углы отклонения флаперонов в канале элеронов:

- вверх 21 +/-1 градус;
- вниз 14 +/-1 градус.

По каналу управления закрылками отклонение флаперонов осуществляется при помощи вала отклонения флаперонов, расположенного на левом борту фюзеляжа. Флаперонами могут управлять оба пилота. От вала к промежуточному рычагу проходит торсионная тяга, позволяющая вращать вал в его опорах, выводя из фиксации, и перемещать в продольном направлении, отклоняя флапероны. Промежуточный рычаг при помощи серьги приводит в движение дифференциальный механизм. Тяги управления флаперонами, идущие от дифференциального механизма к элеронам, перемещаясь в одном направлении, одновременно отклоняют флапероны, которые в этом случае работают как закрылки (рис. в).

Углы отклонения флаперонов в канале закрылков (зависания элеронов):

- 1 положение: 9 +/-1 градус
- 2 положение: 15 +/-1 градус
- 3 положение: 21 +/-1 градус

7.2.5. УПРАВЛЕНИЕ ТОРМОЗАМИ.

Управление тормозами основных колес шасси тросовое и осуществляется от тормозного рычага 1 расположенного на ручке управления переднего пилота (рис. 7).

Основные колеса снабжены тормозами барабанного типа. Тормоза колес состоят из тормозного барабана, тормозных колодок и эксцентриков с качалками. Тормозной рычаг тросами в оболочке 3 через распределительный узел 4 и качалку с эксцентриком соединен с тормозными колодками.

При нажатии на тормозной рычаг, тормозные колодки прижимаются к барабанам, создавая момент торможения, пропорциональный приложенному усилию.

РИС. 6. УПРАВЛЕНИЕ ФЛАПЕРОНАМИ

РИС. 7 .УПРАВЛЕНИЕ ТОРМОЗАМИ

Рис. 6. Управление флаперонами

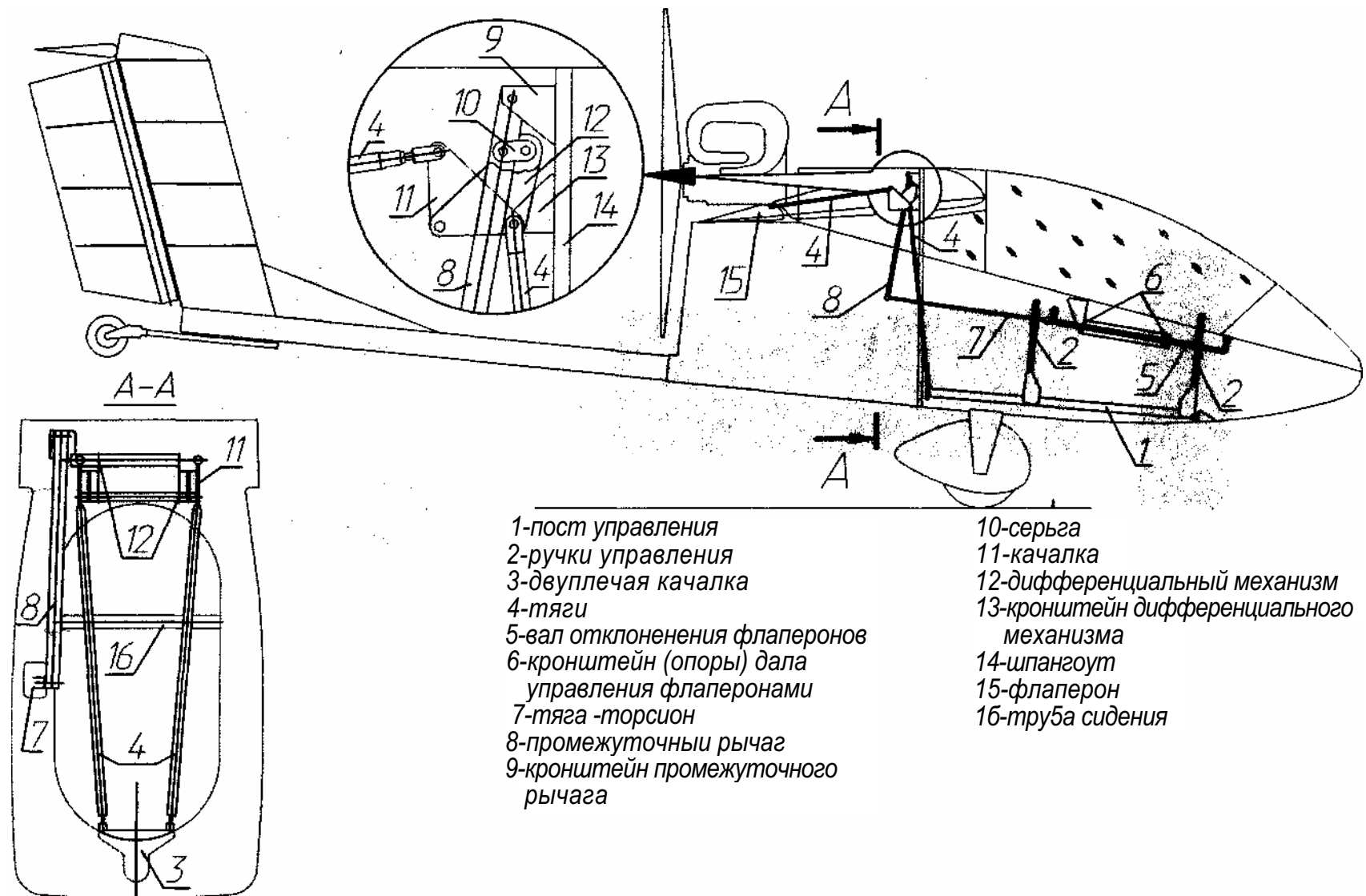
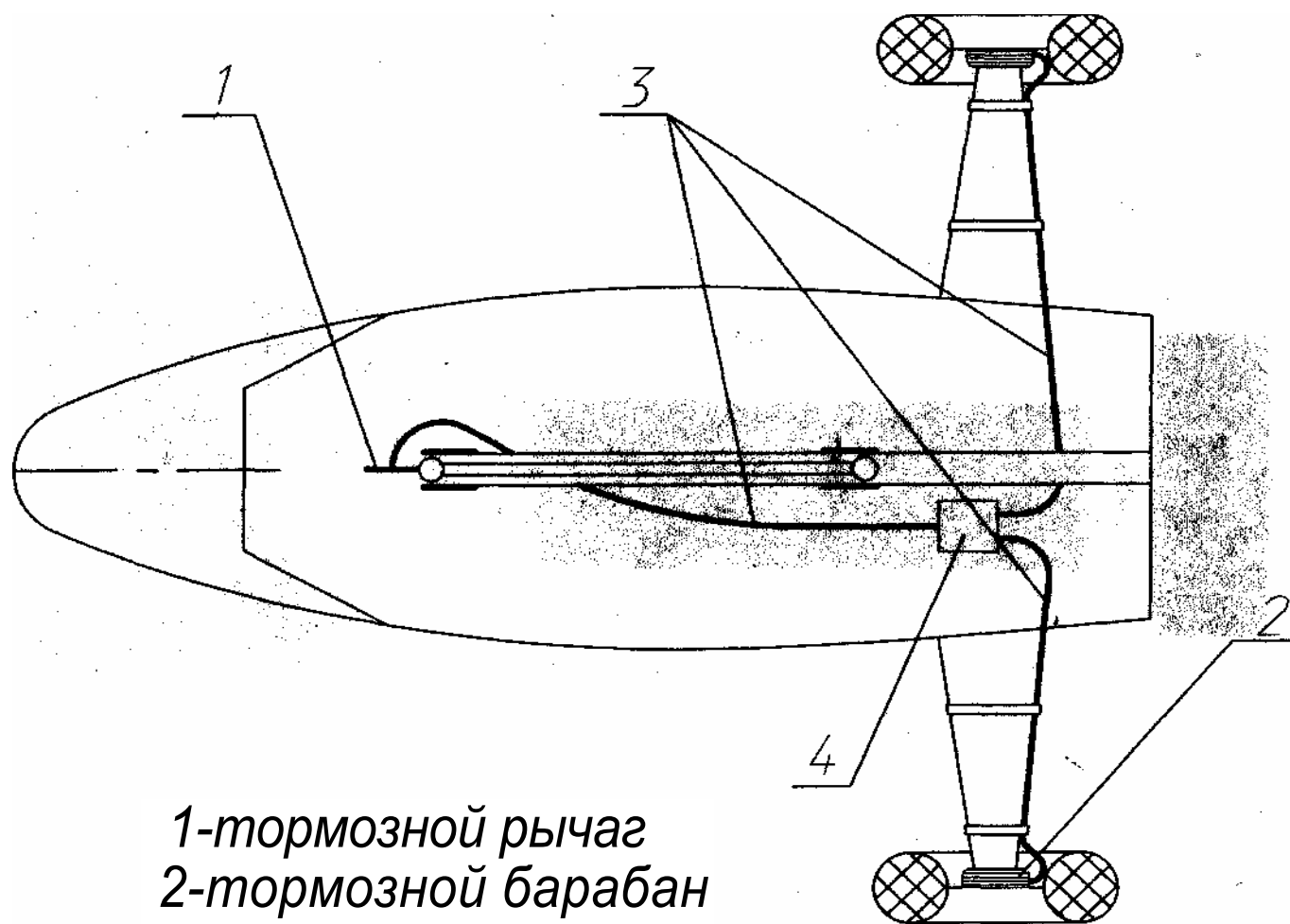


рис. 7. Управление тормозами

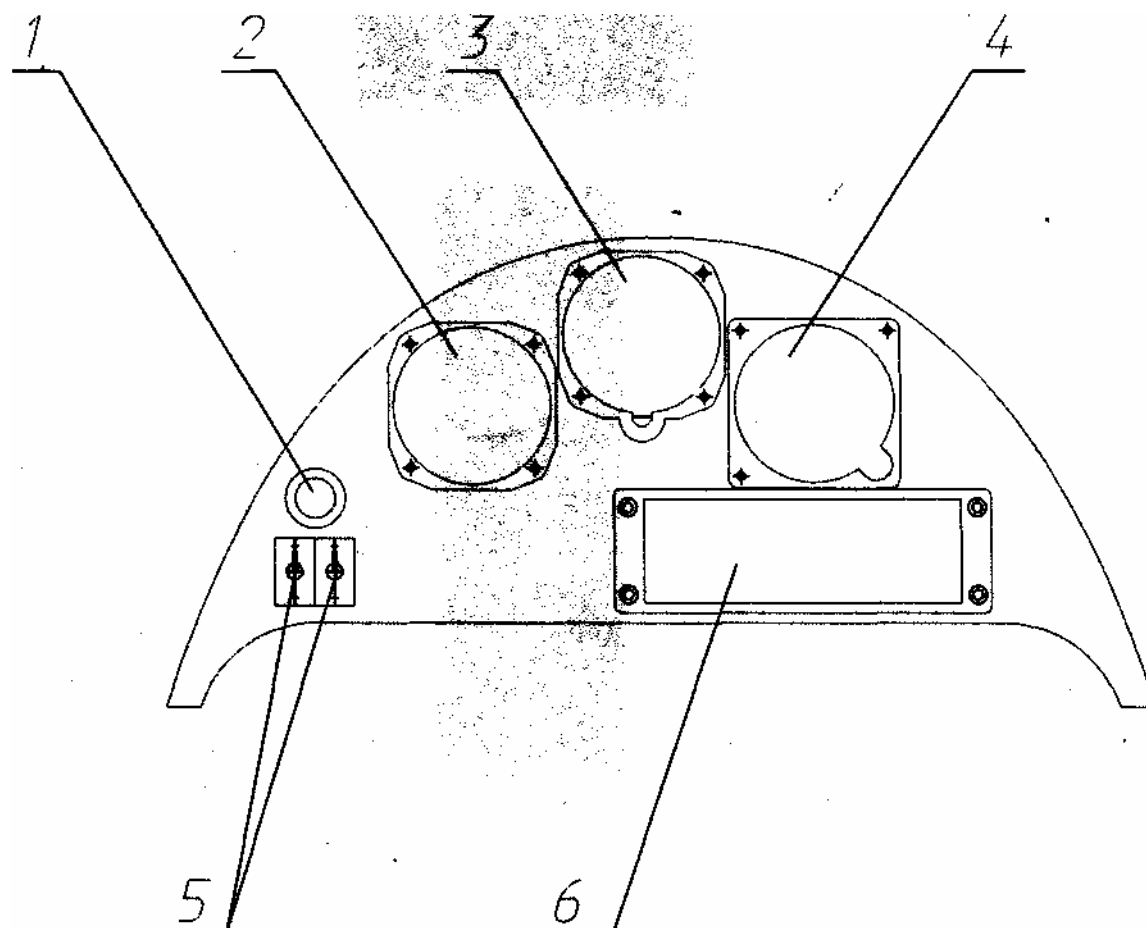


- 1-тормозной рычаг
- 2-тормозной барабан
- 3-троса
- 4- распределительный узел

7.3. ПРИБОРНАЯ ДОСКА.

Приборная доска размещена перед передним пилотом. Компоновка приборов, указателей и переключателей на приборной доске показано на рис. 8.

Рис. 8. Приборная доска.



- 1 – замок зажигания;
- 2 – указатель скорости УС-250к;
- 3 – вариометр ВР-5;
- 4 – высотомер ВД -10;
- 5 – тумблеры «ЗАЖИГАНИЕ»;
- 6 – FLYdat.

7.4. ПОСАДОЧНЫЕ ПРИСПОСОБЛЕНИЯ.

Шасси самолета - с хвостовой опорой. Основное шасси балочного типа. Балкой основного шасси является рессора из стального прута, крепящаяся к сварной стальной ферме в двух точках - нижней и верхней опорах. Ферма крепится к фюзеляжу болтами.

Колеса основного шасси оснащены барабанными тормозами с ручным приводом. На основных колесах смонтированы обтекатели. Хвостовое колесо - управляемое. Управление осуществляется с помощью системы управления рулем направления.

Характеристики шасси

Колея 1.58м.

База 4.31 м.

Радиус разворота 6.0 м .

Основное шасси:

- угол развала колес 3,5 град.
- угол схождения колес 3 град.
- давление в пневматике 0,15 {1,5} МПа {кг/см.кв}

Хвостовое шасси:

- колесо модель 3.00-4 (260x85)
- угол поворота +/- 45 град.
- давление в пневматике 0,12 {1,2} МПа {кг/см.кв}

7.5. СИДЕНЬЯ И РЕМНИ БЕЗОПАСНОСТИ.

На самолете кабина пилотов укомплектована регулируемыми по высоте сиденьями мягкой конструкции с регулируемыми привязными ремнями безопасности и замком.

Сиденья пилотов установлены на поперечных дюралевых трубах, которые закреплены на бортах кабины.

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

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

7.6. ФОНАРЬ КАБИНЫ.

Фонарь кабины пилотов изготовлен из оргстекла на металлическом трубчатом каркасе. Открывается фонарь вверх-вправо. Открытие и закрытие осуществляется отклонением ручки замка фонаря вверх.

В открытом положении фонарь удерживается под своим весом фиксируется мягким фалом.

Фонарь 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, слева в передней части фонаря имеется форточка.

7.7. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА.

На самолете А-20R912 установлен четырехцилиндровый, четырехтактный карбюраторный двигатель комбинированного охлаждения Rotax-912UL 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 $i=2.43$.

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

Воздушный винт производства украинской фирмы КиевПроп.

Винт - 3-х лопастный фиксированного шага. Диаметр винта 1720 мм.

7.7.1. УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕМ

Управление двигателем спаренное - может осуществляться с места первого и второго пилота. РУД первого пилота расположен слева и крепится совместно с нижней трубой сидения к борту фюзеляжа. РУД второго пилота также расположен слева и крепится к основанию сидения.

Проводка системы управления смешанная - жесткая и гибкая (тросовая). Жесткая проводка соединяет при помощи тяги РУДы первого и второго пилотов.

Гибкая проводка соединяет РУД второго пилота с карбюраторами двигателя следующим образом:

от РУДа второго пилота трос подводится на разделительную коробку, от которой отходят два троса на левый и правый карбюраторы.

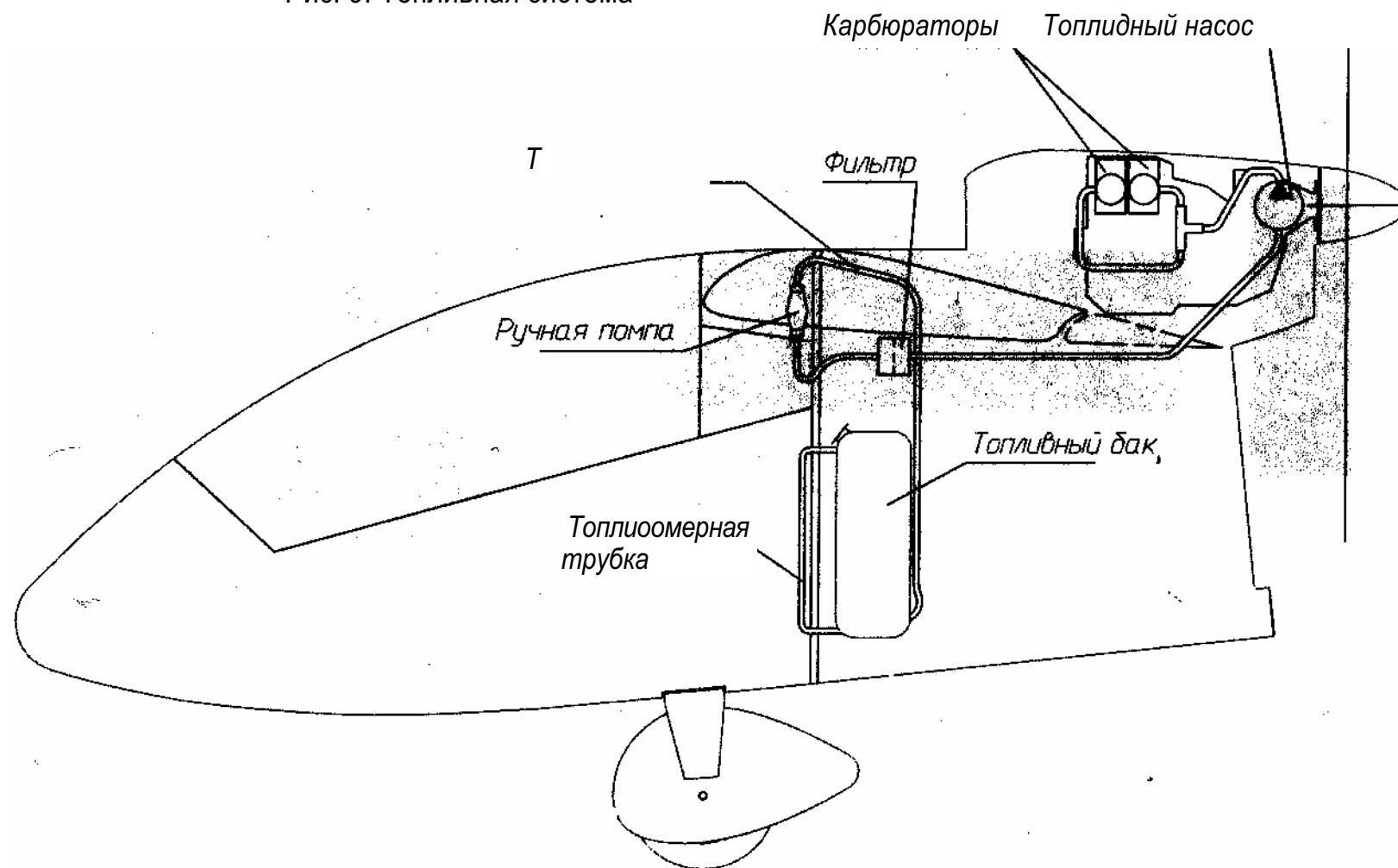
Система управления двигателем включает в себя также систему предстартового обогащения топливной смеси. Проводка системы обогащения тросовая. Управление обогащением топливной смеси может осуществляться только с места первого пилота. Рычаг обогатителя расположен на одной оси с РУДом.

7.8. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Топливная система скомпонована согласно инструкции по обслуживанию двигателя Rotax-912UL(рис.9).

РИС. 9. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Рис. 9. Топливная система



7.9. ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Электрическая система собрана согласно инструкции по обслуживанию двигателя (Rotax -912 (рис. 10).

ОПИСАНИЕ ЭЛЕКТРОСХЕМЫ А-20

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

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

Система зажигания

Двигатель оборудован двойной безконтактно-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 (коробке) 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).

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.

Цепь управления зарядкой аккумулятора.

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

Вывод L подключен через индикаторную лампу накаливания 12 В 0,2 А на вывод C и предназначен для контроля зарядки и работоспособности системы.

Загорание контрольной лампы свидетельствует о неисправности силовой цепи питания.

При неисправной цепи управления зарядкой лампа-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, запуска двигателя и двух тумблеров выключения зажигания.

Электропроводка выполнена проводом БПВЛ 0,75; 1; 2,5 и 6 мм кв..

Проводом 0,75 мм кв. подключены датчики контроля параметров двигателя.

1 мм кв. подключены цепи питания FLYdat катушки реле стартера и зажигания.

2,5 мм кв. выполнены цепи зарядки аккумулятора.

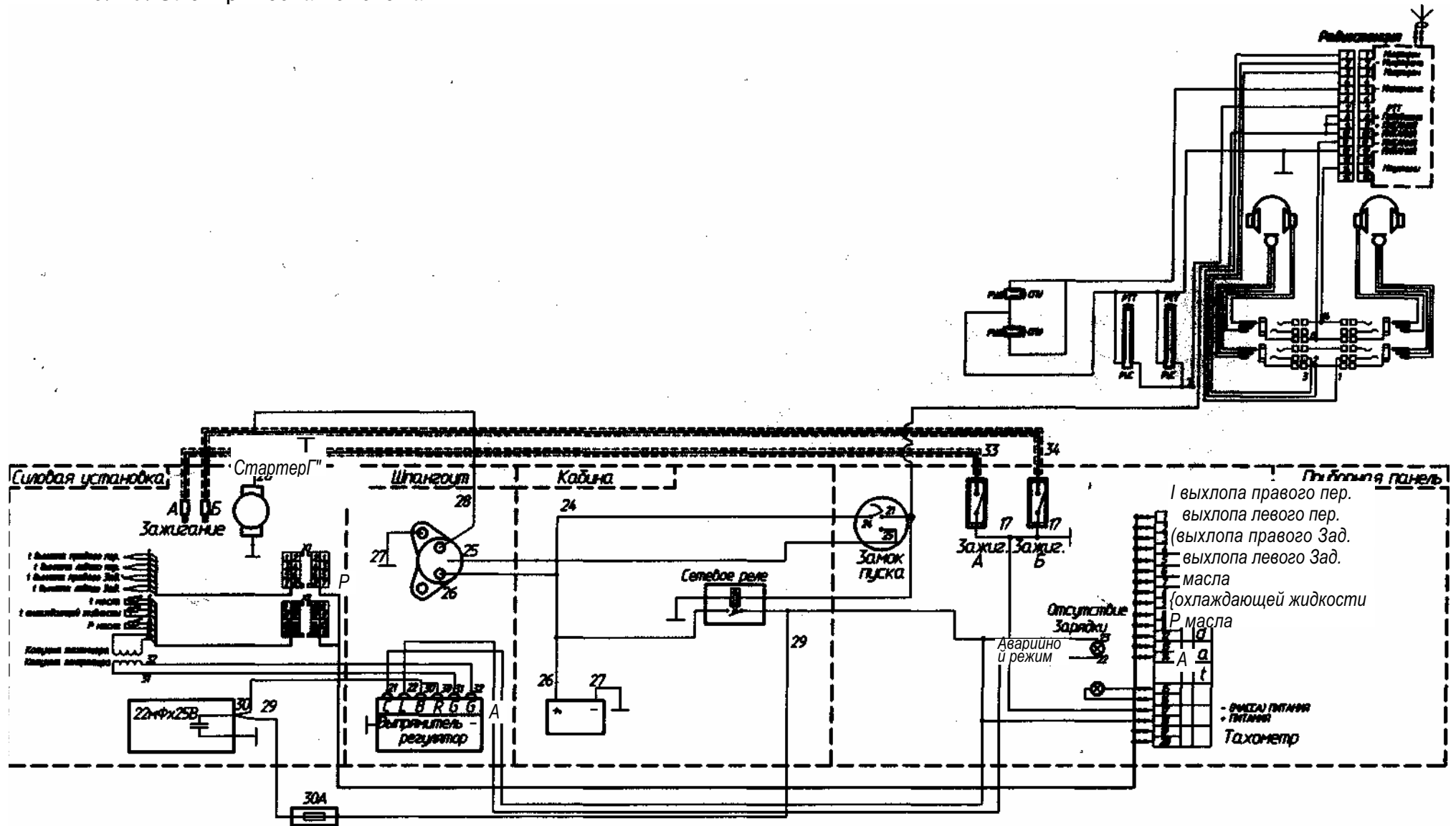
6 мм кв. подключены стартер и аккумулятор.

ВНИМАНИЕ!

По всем вопросам, связанным с эксплуатацией двигателя и технического обслуживания его штатных систем следует обращаться к инструкции по обслуживанию двигателя Rotax-912UL.

РИС. 10 ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Рис. 10. Электрическая система



7.10. СИСТЕМА ПОЛНОГО И СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ.

Система полного и статического давления состоит из:

- 1 - приемник полного давления;
- 2 - приемник статического давления;
- (левый и правый борт)
- 3 - указатель скорости УС-250к;
- 4 - вариометр ВР-10мк;
- 5 - высотомер ВД-10.

Приемник полного давления (1) расположен в носу самолета на верхней части, от него питается указатель скорости УС-250к. 2 приемника статического давления (2) расположены по правому и левому бортам кабины пилотов от них питается указатель скорости УС-250к. "Статика" вариометра ВР-10мк и высотомера ВД-10 не имеет специального вывода, поэтому эти приборы запитываются статическим давлением непосредственно в кабине пилотов. Схему см. на рис. 11.

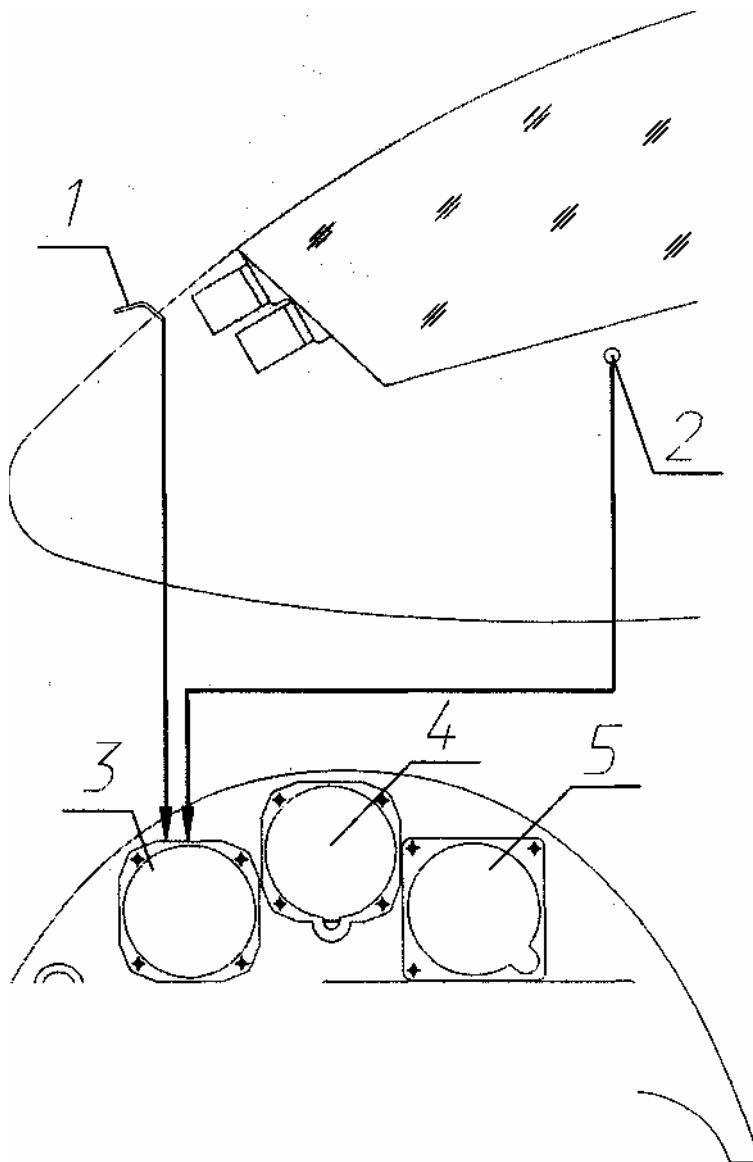


Рис. 11.

7.11. СИСТЕМА СПАСЕНИЯ .

На самолете по желанию заказчика может быть установлена быстродействующая парашютная система спасения БПС КОБРА - 350. Система предназначена для спасения экипажа вместе с самолетом при возникновении в полете аварийной ситуации.

Система установлена за кабиной пилотов и закреплена через хомут к хвостовой балке. Фал парашюта системы спасения крепится к стальному тросу, который своими концами крепится к шпангоуту (рис. 12).

Ручка привода метательного механизма (красного цвета) расположена между пилотами на правом борту кабины на верхней трубе переднего сидения.

При подготовке к полетам необходимо:

- произвести внешний осмотр системы спасения и звена приведения системы в действие.
- убедиться в том, что ручка привода метательного механизма застопорена предохранительной булавкой.

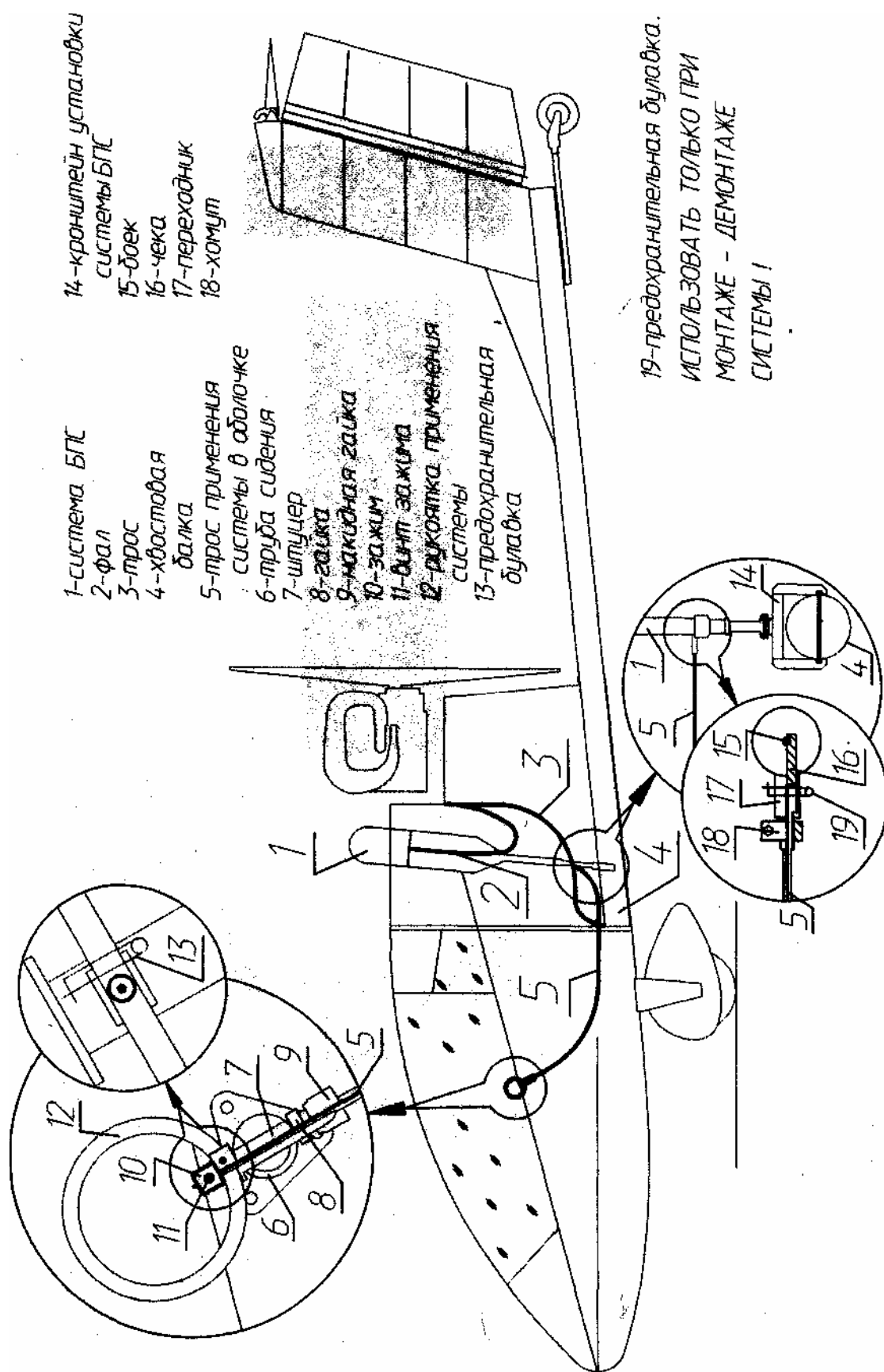
ВНИМАНИЕ:

ОСМОТР, УСТАНОВКУ И СНЯТИЕ СИСТЕМЫ С САМОЛЕТА, И ДРУГИЕ МАНИПУЛЯЦИИ С СИСТЕМОЙ НА ЗЕМЛЕ ПРОИЗВОДИТЬ ТОЛЬКО С УСТАНОВЛЕННОЙ ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНОЙ БУЛАВКОЙ НА ЧЕКЕ МЕТАТЕЛЬНОГО МЕХАНИЗМА;

После полетов и при длительной стоянке самолета установите предохранительную булавку.

По всем вопросам, связанным с технической эксплуатацией БПС и регламентными работами обращайтесь к "Техническому Описанию и Инструкции по эксплуатации БПС КОБРА - 350"

Рис. 12. Спасательная система



РАЗДЕЛ 8

8. Уход за самолетом, эксплуатация и техническое обслуживание

8.1. Регламентные работы

8.2. Наземная транспортировка

8.3. Мойка

8. УХОД ЗА САМОЛЕТОМ, ЭКСПЛУАТАЦИЯ И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ.

Самолет А-20R912 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 проводить его швартовку. Швартуется самолет за три точки. Крылья швартуются швартовочным фалом за рессоры, узлы навески элеронов и к якорям. Хвостовое оперение швартуется за рессору хвостового колеса к якорю.

ПРИМЕЧАНИЕ. Не следует сильно натягивать причалы при креплении самолета к якорям во избежание деформации консолей крыла.

При хранении самолета на открытом воздухе необходимо:

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

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

3. Зачехлить двигатель, фонарь кабины и 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.

ПРИМЕЧАНИЕ. Полеты на самолете даже с незначительным разрывом тканевой обшивки ЗАПРЕЩЕНЫ.

Остекление фонаря кабины самолета изготовлено из органического стекла.

Органическое стекло необходимо протирать чистой и мягкой хлопчатобумажной тканью, замшей или фланелью смоченной в мыльной воде. Масляные пятна с поверхности стекла необходимо удалять ватой, смоченной в керосине. Нельзя применять бензин, смывки, ацетон и аэролаки, так как они вызывают помутнение стекла.

8.1. 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 хвостового колес, работу тормозов основных колес, давление воздуха в пневматиках (визуально).
5. Привязные ремни.
6. Приемники статического и полного давлений.
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 структуры 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 винта.

6. Проверить надежность контровки сборочных элементов агрегатов самолета.

7. Проверить надежность закрытия фонаря.

8. Проверить состояние поверхностей управления и правильность отклонений.

9. Проверить силы трения в приводах, а также силы приведения в

действие устройств.

10. Проверить состояние основных и хвостового шасси, а также работу тормоза.

11. Проверить состояние и правильность работы бортовых приборов.

12. Проверить состояние внешних поверхностей металлических элементов, особенно тех, которые подвергнуты возможности повреждения защитных покрытий и коррозии, а также состояние тканевой обшивки.

13. Очистить и смазать подшипниковой смазкой подшипники и сборочные элементы.

Проверить углы отклонений рулевых поверхностей

Таблица 6.

Сроки проведения работ по обслуживанию	Объем работ по обслуживанию
В начале сезона	1-14
После 100 летных часов	1-13
После посадки с повреждением шасси	1-11
После жесткой посадки	1,2,3,4,6,7,8
В конце сезона или перед длительным хранением в ангаре	1,12,13
Главный осмотр самолета после 1 000 летных часов	~ работы после 1000 летных часов

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

8.2. НАЗЕМНАЯ ТРАНСПОРТИРОВКА.

Самолет с закрытым фонарем по аэродрому разрешено буксировать за легковым автомобилем с скоростью до 10 км/час и вручную. При буксировке за автомобилем буксировочный фал крепится к передней рессоре в районе стыковки рессоры с кабиной.

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 ложементах.

8.2.1. РАЗБОРКА САМОЛЕТА.

Разборка самолета заключается в демонтаже следующих основных частей самолета: левой и правой консолей крыла горизонтального оперения, винта, двигателя.

Перед разборкой самолета необходимо произвести следующие работы: рис. 13.

1. Отстыковать тяги управления элеронов - закрылков.

Порядок отстыковки крыльев: (рис. 14)

1. Снять верхний, а затем нижний болты крепления лонжерона .

2.Отстыковать консоль, для чего необходимо расстыковать задний узел стыковки крыла.

Во избежание потерь булавок и муфт тандеров после отстыковки крыла, булавки поставить на прежнее место, а муфты тандеров накрутить на "ушко" и законтрить.

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

- задний стыковочный узел крыла;
- тяги управления элеронами - закрылками.

Рис. 13. Крепление тяги флажюрона

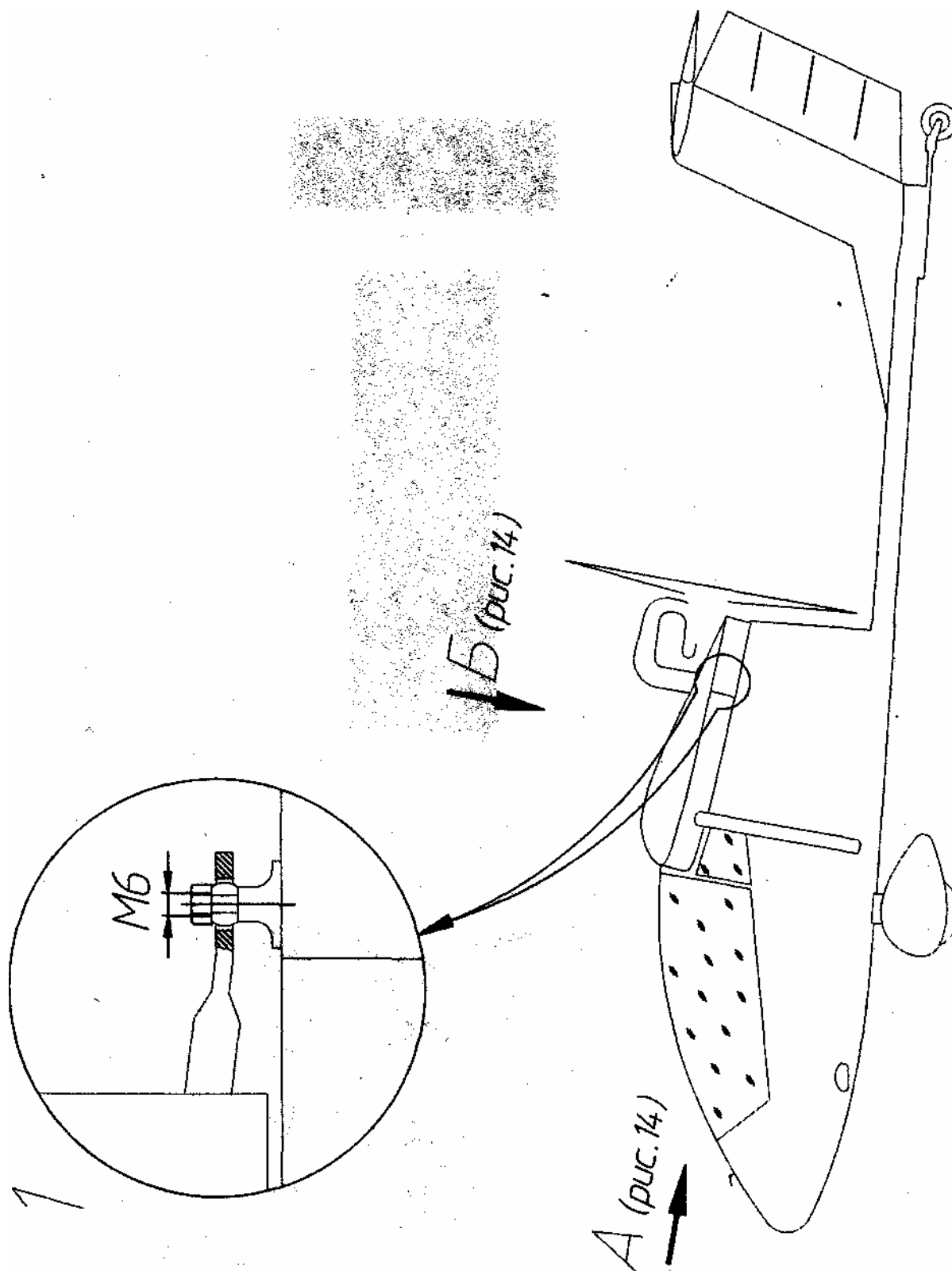
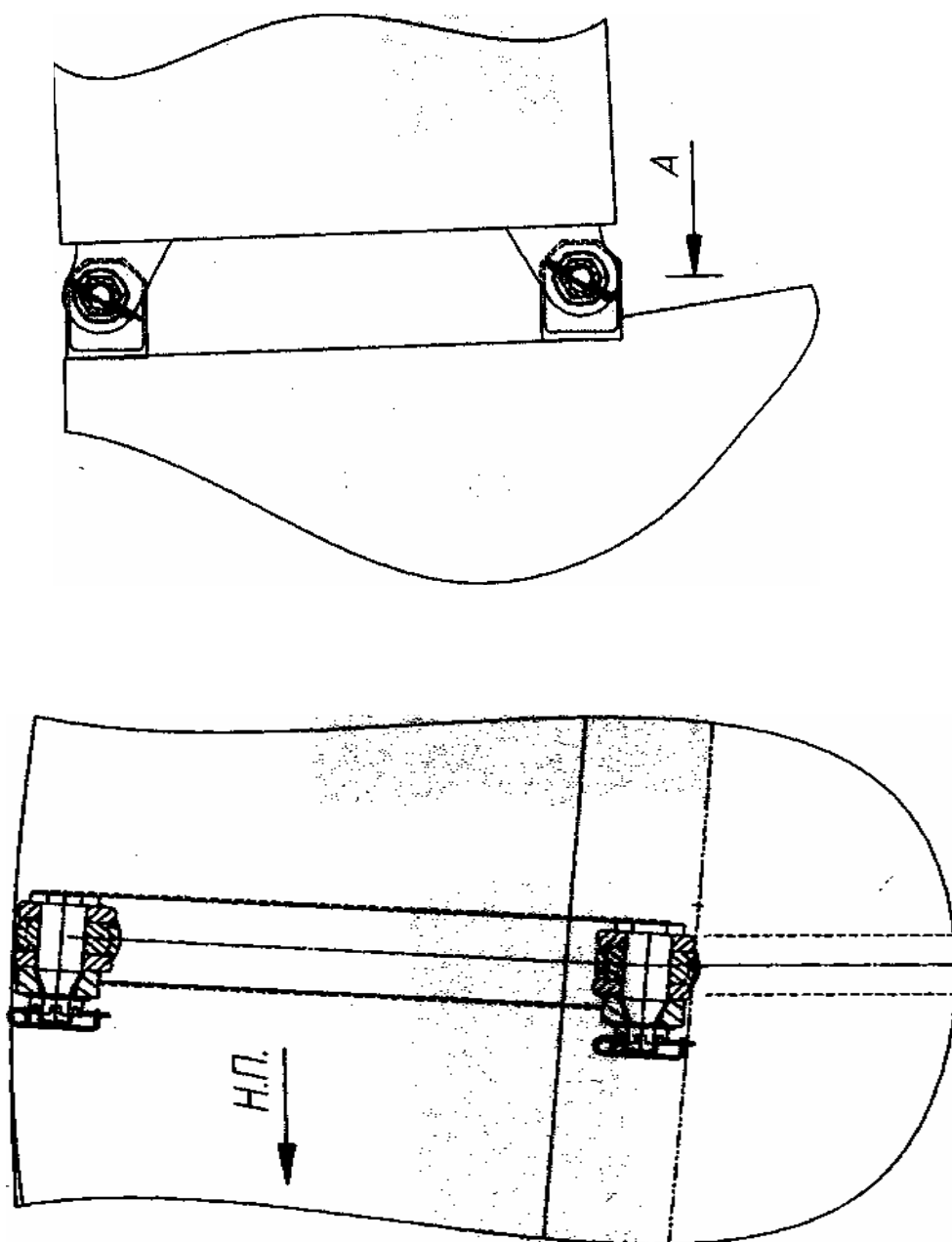


Рис. 14. Крепление крыла.



Затяжка гаек 1...1.5 кгм

Угловое положение булавки не регламентируется.

Отстыковать горизонтальное оперение, для чего (рис.15):

1. Отстыковать трос триммера руля высоты от качалки триммера руля высоты.
2. Снять обтекатель тяги руля высоты.
3. Расстыковать тягу руля высоты на качалке руля высоты.
4. Расстыковать шпильки крепления стабилизатора к килю и снять горизонтальное оперение.

Винты, болты и шпильки поставить на прежнее место. Снятые консоли крыла и горизонтальное оперение установить в ложементы, установленные на прицепе.

Демонтаж винта.

Перед демонтажем двигателя необходимо демонтировать винт. Демонтаж производить в следующей последовательности:

1. Снять кронштейн крепления щеток электромеханизмы перестановки шага винта.
2. Удалить контрольную проволоку со шпилек.
3. Раскрутить гайки на шпильках.
4. Снять винт вместе с коком.

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 лопастей.

1. Снять переднюю часть кока, открутив 3 винта.
2. Открутить 6 винтов крепления задней части кока, снять заднюю часть кока.
3. Снять проставочную втулку.
4. Легким постукиванием вынуть 6 шпилек крепления лопастей, поочередно снимая токоснимающие шайбы и капроновые изоляционные шайбы.
5. Снять лопасти.

Демонтаж двигателя.

1. Снять капот.
2. Расконтрить и отсоединить штепсельный разъем и клеммы электрической системы двигателя.
3. Отстыковать троса управления заслонками карбюраторов.
4. Расстыковать топливопроводы.
5. Отсоединить маслопровод от маслобака и все отверстия закрыть пробками.
6. Расшплинтовать гайки крепления моторамы.

7. Отвернуть гайки, вынуть болты и снять двигатель с моторамой.

Установка двигателя на самолет осуществляется в обратном порядке.

8.2.2. СБОРКА САМОЛЕТА

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

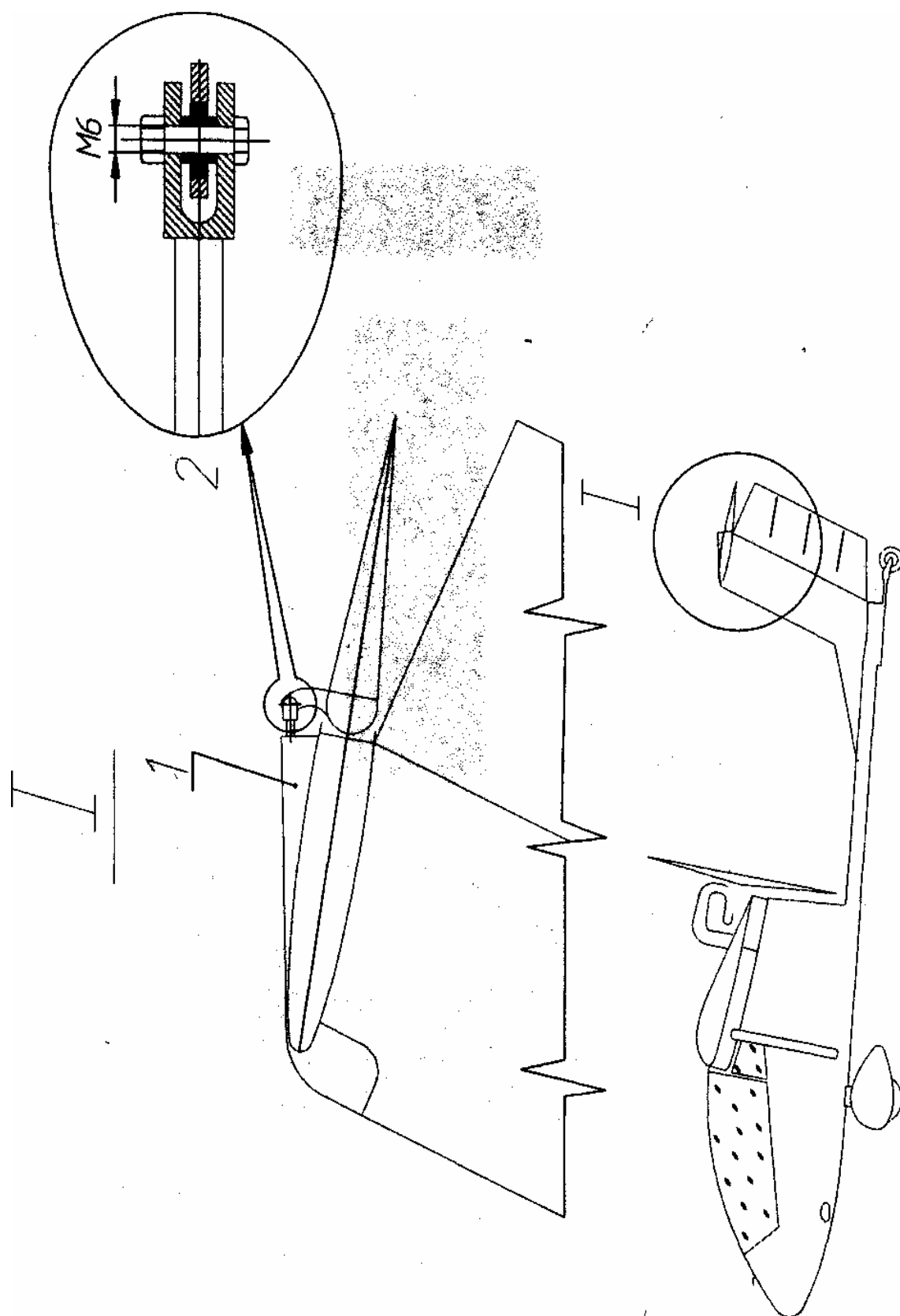
8.2.3. МОЙКА САМОЛЕТА

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

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ;

БЕНЗИНОМ И РАСТВОРИТЕЛЯМИ ВСЕХ МАРОК МОЙКА САМОЛЕТА ЗАПРЕЩЕНА!

Рис. 15. Демонтаж ГО



СПИСОК СХЕМ И РИСУНКОВ

Рис 1. Общий вид самолета А-20К912.

Рис 2. Разметка индикатора воздушной скорости.

Рис.3. FLYdat

Рис. 4. Управление РВ и триммером

Рис. 5. Управление рулем направления

Рис. 6. Управление флаперонами.

Рис. 7. Управление тормозами.

Рис. 8. Приборная доска

Рис. 9. Топливная система.

Рис. 10. Электрическая система.

Рис. 11. Система полного и статического давления

Рис. 12. Спасательная система

Рис. 13. Крепление тяги флаперона

Рис. 14. Крепление крыла

Рис. 15. Демонтаж ГО.

(Брянский)