

ФЕДЕРАЦИЯ ЛЮБИТЕЛЕЙ АВИАЦИИ

**ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ  
САМОЛЕТА ША-2АГ.**



Елизово, 1999 г.

# Глава I

## Общие сведения о самолете.

### 1.1. Общие сведения.

Самолет Ша-2АГ - четырехместный подкосный полутораяплан смешанной конструкции с поднимаемыми в полете основными стойками шасси и подкосным стабилизатором. Шасси рычажное с хвостовым костылем. Представляет собой реплику самолета Ша-2.

Силовая установка самолета - турбовинтовой двигатель М-601D с металлическим трехлопастным воздушным винтом.

Система управления самолета нормального типа. Управление рулем высоты и элеронами с жесткой проводкой, рулем направления - тросовой проводкой.

Кабина самолета открытая с прозрачным козырьком. Кабина оснащена необходимым минимумом приборов для пилотирования самолета визуально в ПМУ и в СМУ.



Рис. 1. Вид самолета 3/4 спереди.



Рис. 2. Вид самолета спереди.



Рис. 3. Вид самолета сбоку.

## 1.2. Основные данные самолета.

### Геометрические данные.

Длина самолета		8440
Размах крыла		13000
Высота самолета		1979
Площадь крыла		27,4 м <sup>2</sup>
Установочный угол атаки		4°
Поперечное V крыла		2°
Профиль крыла		P-III-15
Отклонение элеронов	вверх	25°
	вниз	17°
Размах ГО		4000
Площадь ГО		4,6 м <sup>2</sup>
Площадь РВ		1,6 м <sup>2</sup>
Площадь РН		0,7 м <sup>2</sup>
Угол отклонения РВ		±35°
Угол отклонения РН		±36°
База шасси		5600
Колея шасси		1900

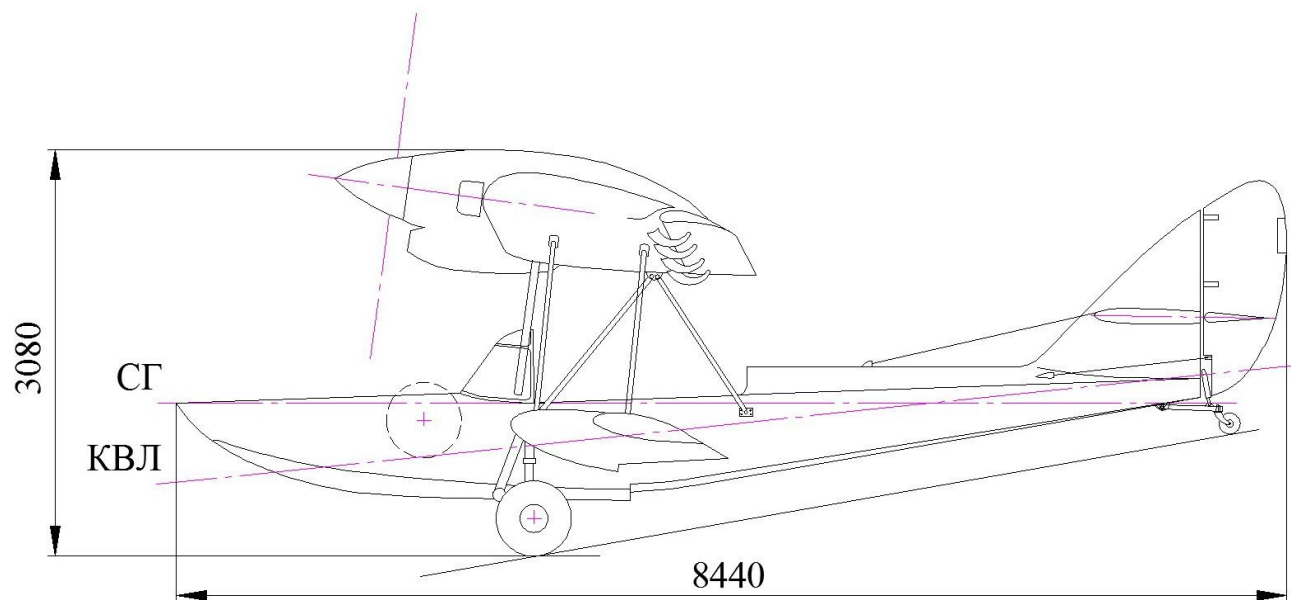


Рис. 4 Вид сбоку.

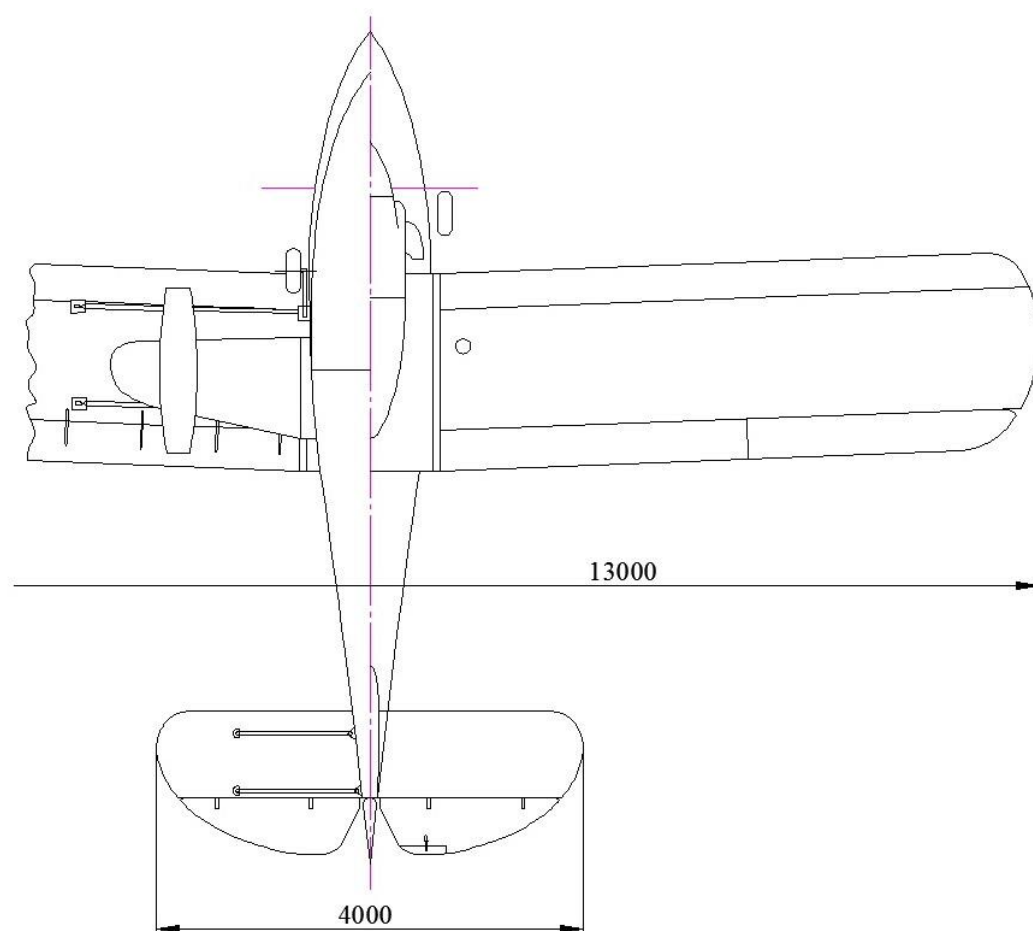


Рис. 5 Вид сверху.

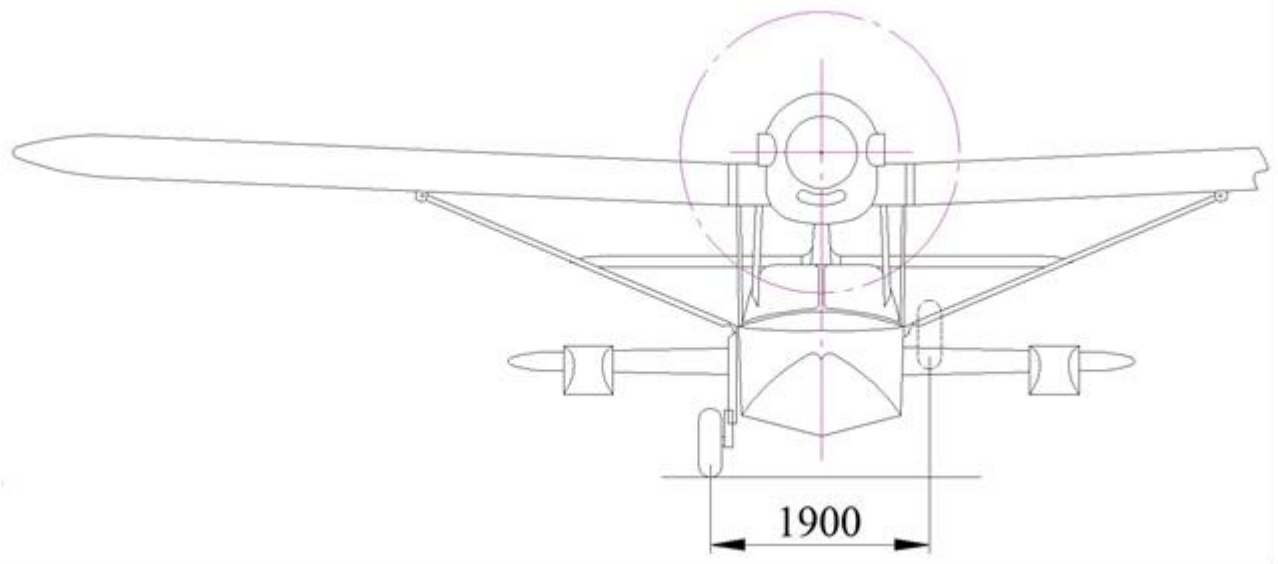


Рис. 6 Вид спереди.

### 1.3. Силовая установка.

На самолете установлен турбовинтовой авиационный двигатель М-601D. Взлетная мощность двигателя 540 квт. Максимальные обороты выходного вала редуктора 2080 об/мин. Крейсерские обороты 1800 об/мин.

Двигатель оснащен трехлопастным воздушным винтом изменяемого шага V508 диаметром 2560 мм. Винт имеет систему автоматического флюгирования.

Двигатель установлен на центроплане с помощью шести трубчатых регулируемых стержней (рис. 7) и кольца. Двигатель закрыт капотами, передняя часть двумя дюралевыми, задняя одним капотом, выклеенным из стеклопластика.



Рис. 7 Силовая установка.

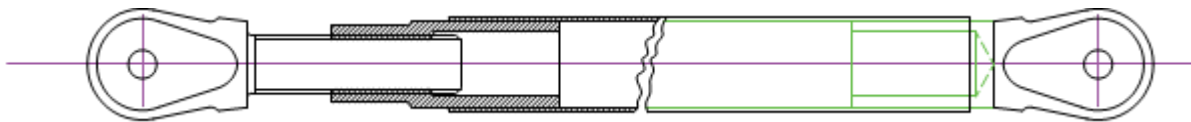


Рис.8 Регулируемый стержень моторамы.

Топливная система состоит из двух крыльевых баком по 120 литров, выклеенных из стеклопластика. В консолях установлены два подкачивающих насоса ЭЦН-40. В центроплане рядом с двигателем установлен блок фильтров и сигнализации ЛУН-769101-8 и расходный бачок на 7 литров.

Предусмотрена установка дополнительного бака на 100 литров вместо задних пассажирских кресел. Дополнительный бак снабжен подкачивающим насосом ЭЦН-40.

Управление командно-топливным агрегатом двигателя и шагом винта с помощью тросов, сдвоенное, у правого и левого летчиков.

#### 1.4. Весовые данные.

Взлетный вес самолета 1700 кг. В него входят вес экипажа и пассажиров 380 кг., вес топлива 200 кг. и вес пустого самолета 1120 кг.

Допустимый диапазон центровок  $27 \div 35$  процентов САХ.

Расчетные перегрузки +4,5, -2.

#### 1.5. Расчетные летные данные.

Максимальная скорость гор. полета	_____	190 км/час
Максимально - допустимая скорость	_____	200 км/час
Крейсерская скорость	_____	170 км/час
Скорость отрыва	_____	90 км/час
Посадочная скорость	_____	80 км/час

## Глава II

### Конструкция самолета.

Планер самолета Ша-2АГ состоит из фюзеляжа, центроплана, верхнего и нижнего крыла, вертикального и горизонтального оперения, шасси и системы управления.

К цельнодеревянному фюзеляжу-лодке пристыковано нижнее деревянное свободонесущее крыло небольшого размаха (4200 мм). Сверху над лодкой на шести трубчатых стойках установлен цельнометаллический центроплан. На центроплане установлен двигатель и подкосные консоли верхнего крыла. Крыло цельнометаллическое с полотняной обшивкой.

Киль выполнен заодно с лодкой. Конструкция оперения композитная, использованы сосна, миллиметровая фанера и стеклопластик. Стабилизатор снабжен нижним подкосом из дюралевых труб.

## 2.1 Фюзеляж.

Фюзеляж представляет собой деревянную лодку с фанерной обшивкой. Продольный набор составляют четыре лонжерона и кильсон, выклеенные из реек ясеня толщиной 10 мм на эпоксидном клее. Сечение лонжеронов переменное, от 20x25 до 35x40.

Поперечный набор состоит из 26 шпангоутов, изготовленных из сосновых реек и фанерных книц на оцинкованных гвоздях и шурупах на эпоксидном клее. Сечение реек, из которых выклеены шпангоуты от 16x20 до 20x40.

Киль выполнен заодно с фюзеляжем. Каркас обшит березовой авиационной фанерой от 1 до 3 мм. Передняя часть палубы – фанера 5 мм. В районе редана обшивка достигает 10 мм. Снаружи по обшивке наклеена стеклоткань на эпоксидном клее в один слой с последующим покрытием полиэфирной шпаклевкой. Для снижения атмосферного воздействия внутренняя поверхность лодки покрыта эпоксидным лаком.



Рис. 9. Каркас фюзеляжа.



Рис. 10. Шпангоут № 9.



Рис. 11. Фюзеляж в сборе.

## 2.2. Крыло.

Верхнее крыло цельнометаллическое, с носком, обшитым дюралем и обтянуто перкалем на эмалите. Использовано нижнее крыло с самолета Ан-2.

Крыло доработано в части установки на него узлов крепления подкосов и встроенных топливных баков. Два подкоса из стали 30ХГСА диаметром 40 мм и толщиной стенки 2 мм. Подкосы крепятся к фюзеляжу на шпангоутах 9 и 12 с помощью сварных кронштейнов из стали 30ХГСА 3 мм.





Рис. 12. Правая консоль верхнего крыла.

Внутренняя секция элеронов используется в качестве закрылка, внешняя – в качестве элерона, сделана доработка секций для их отдельного управления.

Нижнее крыло небольшого размаха, свободонесущее, цельнодеревянное, выполнено заодно с поплавками остойчивости.



Рис. 13. Консоль нижнего крыла с поплавком.

Крыло двухлонжеронное. Лонжероны коробчатой конструкции, выполнены из сосны и двухмиллиметровой авиационной фанеры на эпоксидном клее и оцинкованных гвоздях. Нервюры из 16-мм кедровой фанеры. Обшивка из фанеры 1 мм. Законцовки из пенопласта. Поплавки выполнены заодно с консолями. Обшивка поплавков – фанера 3 мм. Вся конструкция оклеена сверху стеклотканью на эпоксидном клее с последующим покрытием полиэфирной шпаклевкой. Стыковка с лодкой по шпангоутам 9 и 12 с помощью стыковочных узлов, сваренных из Ст.20 лист 2,0. Места стыка закрываются легкоъемными лентами из фанеры.

### 2.3. Центроплан.



Рис. 14 Каркас центроплана с установленными двигателями.

Центроплан представляет собой каркас, сваренный из хроманселевых труб различного диаметра, с хроманселевыми-же узлами крепления стоек, консолей и двигателя. К каркасу крепятся три нервюры из дюралевых уголков 14x14x1,5. К нервюрам приклепана дюралевая обшивка.

### 2.4. Горизонтальное оперение.

Горизонтальное оперение самолета состоит из стабилизатора и руля высоты. Стабилизатор цельный, прямоугольный, двухлонжеронной конструкции. Лонжероны из сосновых пластин толщиной 10 мм, оклеенных миллиметровой фанерой. Нервюры из сосновых пластин толщиной 5 мм. Носки выполнены из пенопласта, такие же законцовки. Стабилизатор обшит миллиметровой фанерой. Вся сборка на эпоксидной смоле. Сверху оклеен стеклотканью на эпоксидном клее. На переднем лонжероне два узла крепления подкосов и один узел крепления стабилизатора к шпангоуту. На заднем лонжероне один узел крепления стабилизатора, два узла крепления подкосов. И шесть узлов навески руля высоты. Шарнирные узлы крепления руля высоты, по три на каждую половину руля, выточены из 30ХГСА.

Руль высоты состоит из двух половин, которые в некоторой степени дублируют друг друга. Каждая половина состоит из лонжерона и прямых нервюр, задней кромки и носка. Задняя кромка имеет эллиптическую форму и выполнена из сосновой рейки 25x5 мм. Лонжерон из сосновой пластины 8 мм, оклеенной с двух сторон миллиметровой фанерой. Нервюры из сосновой пластины 5 мм. Вся конструкция заполнена упаковочным пенопластом и оклеена двумя слоями стеклоткани на эпоксидном клею.

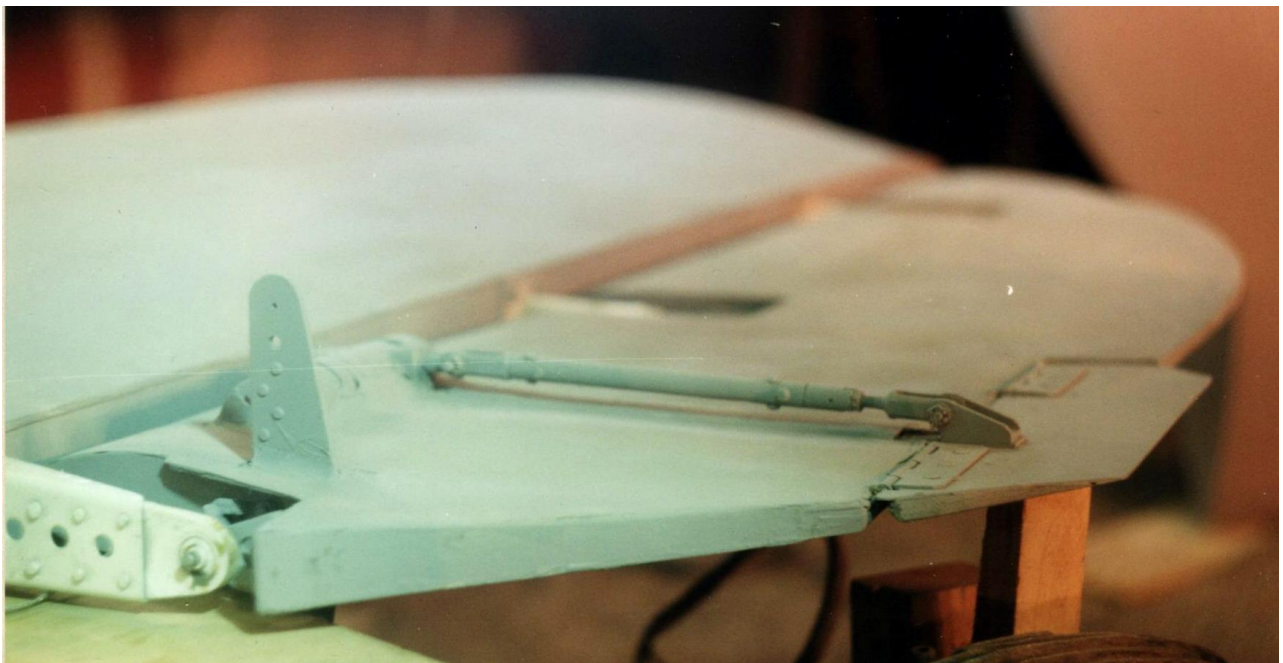


Рис. 15. Правая половина руля высоты с триммером.

## 2.5. Вертикальное оперение.

Вертикальное оперение состоит из киля и руля направления. Киль конструктивно выполнен заодно целое с фюзеляжем. Задний лонжерон конструктивно является продолжением 26 шпангоута фюзеляжа. Выполнен из соснового переклея толщиной 16 мм. Оклеен с двух сторон миллиметровой фанерой. Передний лонжерон из сосновой пластины 12 мм, также оклеен миллиметровой фанерой. Нервюры из сосновых пластин толщиной 5 мм. Носок выклеен из сосновых пластин 2 мм. Сухарики на нервюрах из кедра. Обшивка – миллиметровая фанера. Вся конструкция сверху оклеена стеклотканью на эпоксидном клее. На заднем лонжероне установлены три узла навески руля направления. Узлы из стали 30ХГСА, выполнены аналогично узлам стабилизатора.

Руль направления по конструкции аналогичен рулю высоты. На его лонжероне закреплены три узла навески и кабанчик.



Рис. 16. Оперение. 11

## 2.6. Шасси.

Шасси самолета состоит из основных стоек и хвостовой опоры. Основное шасси рычажного типа, с тормозными колесами. Размеры колес - 500x200. Амортизация стоек – пневмогидравлические амортизаторы с хвостового колеса самолета Ан-2. Стойки сварены из хромансильевых труб 61x1,5. Стойки крепятся к хромансильевой трубе на 9 шпангоуте через сварные узлы крепления и уборки, конструктивно совмещенные с кронштейнами крепления передних подкосов крыла и стоек центроплана.



Рис. 17. Основная стойка шасси.

Уборка-выпуск основных стоек шасси происходит с помощью электроприводной лебедки посредством тросов и блоков. В верхнем, убранном положении, стойки удерживаются тросом. В выпущенном положении - фиксируются замками.

Хвостовая опора неубирающаяся, самоориентирующаяся, с нетормозным колесом 255x110. Снабжена пневмогидравлическим амортизатором.



Рис. 18. Хвостовая опора шасси.

## 2.7 Управление самолета.

На самолете выполнено сдвоенное управление, позволяющее производить обучение пилотов.

Управление рулем высоты смешанное. До 18 шпангоута выполнено жесткими тягами, дальше идут троса. По 18 шпангоуту троса выходят



Рис. 19. Пост управления левого летчика.



Рис. 20. Типовая жесткая тяга.

на внешнюю поверхность и идут к кабанику РВ по воздуху. Диаметр троса 4 мм.

Управление рулем направления полностью тросовое. Диаметр троса 4 мм.



Рис. 21. Механизм уборки-выпуска закрылков УЗ-1АМ.

Управление элеронами выполнено жесткими тягами. По крену РУС связана с элеронами через электромеханизм уборки-выпуска закрылков УЗ-1АМ, расположенный за задним лонжероном центроплана. При выпуске закрылков механизм включает функцию зависания элеронов.

Управление триммерами по всем трем каналам осуществляется с помощью электромеханизмов УТ-6Д (рис. 15).

## 2.8 Авиационное оборудование.

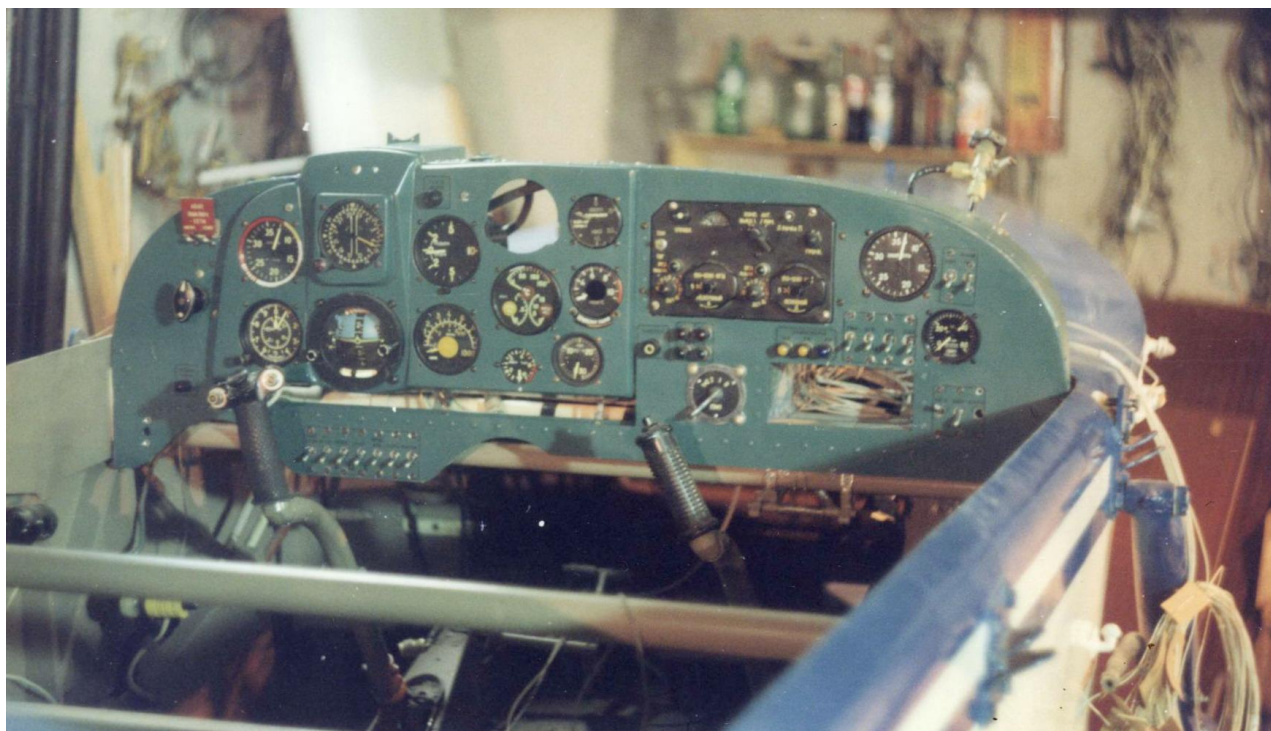


Рис. 22. Приборная доска.

На самолете установлен необходимый минимум приборов для выполнения визуальных полетов в простых и в сложных метеоусловиях. Приборная доска крепится на трубу, соединяющую узлы крепления основных стоек шасси на 9 шпангоуте.

На приборной доске расположены следующие приборы (Рис. 38 слева направо

- Указатель скорости УС-35;
- Высотомер ВД-30;
- Компас магнитный КИ-13;
- Указатель курса ГВ-01;
- Авиагоризонт ГХ-28Б;
- Вариометр ВАР-10;
- Часы АЧС-1;
- Трехстрелочный моторный индикатор ЭМИ-3Р;
- Указатель положения закрылков УЗП-47;
- Термометр выходящих газов ТВГ-1;
- Электрический указатель поворота ЭУП-53;
- Вольтамперметр ВА-24С;
- Тахометр ОЭ-932.

Для питания анероидно-мембранных приборов на левом переднем подкосе крыла установлена штанга с приемником воздушного давления ПВД-6М .

Источниками питания электрической сети являются аккумуляторная батарея 12САМ-28 и генератор ГСК-1500М. Для стабилизации напряжения в сети установлен регулятор напряжения РК-1500Р и сетевой фильтр СФ-1500Р. Аккумулятор установлен на полу по правому борту шп. 15-17. Генератор установлен на двигателе. Для питания от наземных источников установлена розетка аэродромного питания ШРАП-500.

Для питания потребителей переменным током установлены преобразователь ПАГ-1ФП (36 в. 400 гц.) и ПТ-125Ц (115 в. 400 гц.) .

Для обеспечения радиосвязи в УКВ диапазоне на самолете установлена радиостанция РС-6102. Для целей радионавигации установлен автоматический радиокompас АРЛ-1603 . Функцию СПУ выполняет радиостанция РС-6102.



## ОГЛАВЛЕНИЕ.

Глава I. Общие сведения о самолете _____	2
1.1. Общие сведения _____	2
1.2. Основные данные самолета _____	3
1.3. Силовая установка _____	5
1.4. Весовые данные _____	6
1.5. Расчетные летные данные _____	6
Глава II. Конструкция самолета _____	6
2.1. Фюзеляж _____	7
2.2. Крыло _____	8
2.3. Центроплан _____	10
2.4. Горизонтальное оперение _____	10
2.5. Вертикальное оперение _____	11
2.6. Шасси _____	12
2.7. Управление самолета _____	13
2.8. Авиационное оборудование _____	15