

ФЕДЕРАЦИЯ СВЕРХЛЕГКОЙ АВИАЦИИ

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

САМОЛЕТА АГ-2.



Таганрог, 2018 г.

Глава I

Общие сведения о самолете.

1.1. Общие сведения.

Самолет АГ-2 - одноместный сверхлегкий свободнонесущий моноплан классической деревянной конструкции с нижним расположением крыла и подкосным стабилизатором. Шасси пирамидальное с хвостовым костылем.

Силовая установка самолета - двухтактный двухцилиндровый двигатель воздушного охлаждения РМЗ-640 "Авиа", который через шестеренчатый редуктор вращает деревянный моноблочный винт.

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

Кабина самолета открытая с прозрачным козырьком. Кабина оснащена необходимым минимумом приборов для пилотирования самолета визуалью в ПМУ.



Рис. 1. Вид самолета 3/4 сзади.



Рис. 2. Вид самолета спереди.



Рис. 3. Вид самолета сбоку.

1.2. Основные данные самолета.

Геометрические данные.

Длина самолета	_____	4547
Размах крыла	_____	6888
Высота самолета	_____	1979
Площадь крыла	_____	6,9 м ²
Установочный угол атаки	_____	4°

Поперечное V крыла		4°
Профиль крыла		P-III-15
Размах элерона		1500
Площадь элерона		0,38 м ²
Отклонение элеронов	вверх	25°
	вниз	17°
Размах ГО		2660
Площадь ГО		1.3 м ²
Площадь РВ		0,65 м ²
Площадь РН		0,4 м ²
Угол отклонения РВ		±30°
Угол отклонения РН		±28°
База шасси		2900
Колея шасси		1300

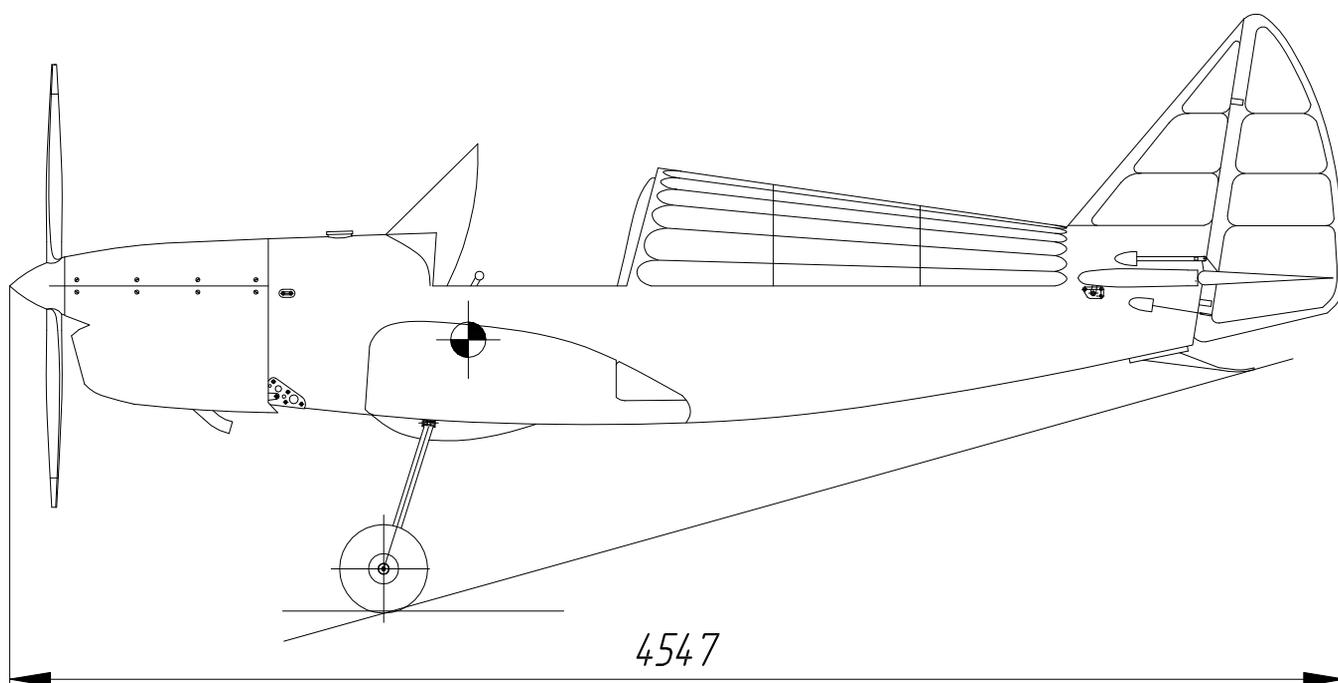


Рис. 4. Вид сбоку.

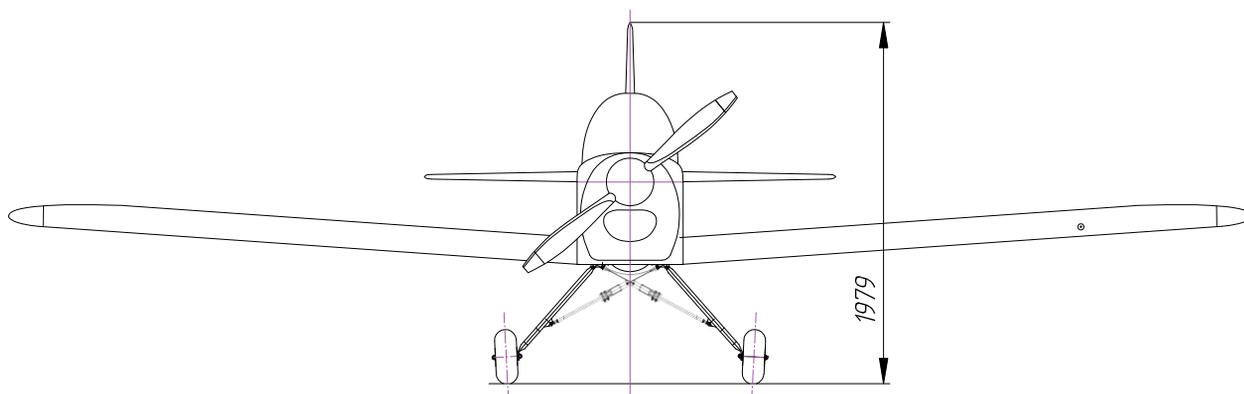


Рис. 5. Вид спереди.

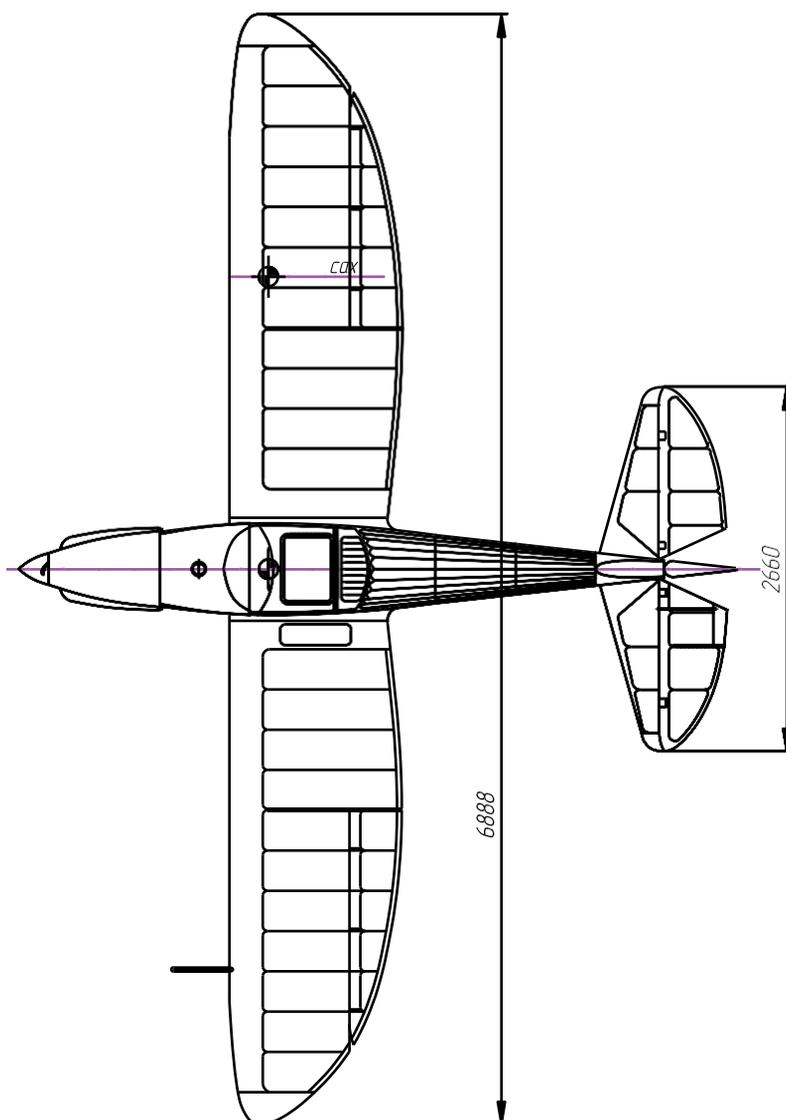
Рис. 6. Вид сверху.

1.3. Винтомоторная группа.

На самолете установлен двухтактный двухцилиндровый двигатель воздушного охлаждения РМЗ - 640 "Авиа". Объем двигателя 635 см³. Мощность двигателя 35 л.с. Максимальные обороты коленвала 5500 об/мин. Крейсерские обороты 4900 об/мин. Удельный расход топлива на крейсерском режиме 400 г/л.с.*час.

Через шестереночный редуктор с передаточным числом 2,27 двигатель вращает деревянный моноблочный винт диаметром 1500 мм и шагом 750 мм.

Топливо помещается в стеклопластиковый бак объемом 15 л.



1.4. Весовые данные.

Взлетный вес самолета 215 кг. В него входят вес пилота 95 кг., вес топлива 10 кг. и вес пустого самолета 110 кг.

Допустимый диапазон центровок 24 ÷ 27 процентов САХ.

Расчетные перегрузки +4,5, -2.

1.5. Расчетные летные данные.

Максимальная скорость гор. полета	160 км/час
Максимально - допустимая скорость	200 км/час
Крейсерская скорость	120 км/час
Скорость отрыва	80 км/час
Посадочная скорость	70 км/час
Скороподъемность у земли	2 м/сек
Разбег	100 м
Пробег	80 м

Глава II

Конструкция самолета.

Планер самолета АГ-2 состоит из фюзеляжа, центроплана, консолей крыла, вертикального и горизонтального оперения, шасси и системы управления. Фюзеляж, центроплан и ВО состыкованы в одно целое с помощью неразъемных соединений.

Крыло, ГО и шасси имеют конструктивно-технологические членения с с фюзеляжем и центропланом.

2.1. Фюзеляж.

Фюзеляж представляет собой деревянную конструкцию с фанерной обшивкой. Четыре лонжерона из сосновых реек 20x20 мм соединяют 7 шпангоутов. Лонжероны, начиная с 3 шп. постепенно уменьшают сечение до 16x16 мм. Первые три шпангоута собраны из реек 20x20 мм с помощью фанерных косынок толщиной 2 мм и кедровых сухариков на эпоксидном клею ЭД-16 и оцинкованных гвоздях. Последующие шпангоуты собраны соответственно из реек 19x19, 18x18, 17x17 и 16x16 мм. (Рис. 7).



Рис. 7. Каркас фюзеляжа.

Между шпангоутами на кедровых сухариках клеены сосновые раскосы. За кабиной в верхней части фюзеляжа из тонких реек 10x4 мм образован гаргрот. Впереди кабины между 1 и 2 шпангоутами установлен гаргрот, выклеенный из стеклопластика. Он закрывает топливный бак и приборную доску. К гаргроту крепится прозрачный козырек из трехмиллиметрового оргстекла.

Второй и третий шпангоуты - усиленные. Ко второму шпангоуту крепится передний лонжерон центроплана, к третьему - лонжерон задней стенки центроплана.

К переднему лонжерону центроплана, стенке третьего шпангоута и боковинам фюзеляжа крепится площадка из 4-х мм фанеры, усиленной стеклотканью на эпоксидной смоле. В площадке сделан вырез для чашки сиденья, выполненной из стеклопластика толщиной 3 мм. Также на площадке установлены штурвальчик триммера руля высоты, АЗС системы электропитания, переключатель зажигания, заливной шприц и привязные ремни. Чашка сиденья позволяет использовать парашют. (Рис. 8).



Рис. 8. Площадка для чашки сиденья.

На передней части переднего лонжерона центроплана установлен кронштейн крепления ручки управления самолетом. На нижней части этого же лонжерона установлены два фрезерованных узла из хромансиля для крепления стоек шасси. На полу кабины установлен кронштейн с педалями управления РН. Кронштейн из дюралюминия, педали сварены из хромансильевых труб.

Боковая часть фюзеляжа до 3 шп. зашита фанерой 2,5 мм. Пол между 1 и 2 шпангоутами зашит фанерой 4 мм. Вся остальная часть фюзеляжа, за исключением гаргротов, обшита фанерой 1,5 мм. Поверх фанерной обшивки, после ее грунтовки аэролаком, наклеен на эпоксидной смоле один слой стеклоткани толщиной 0,2 мм.

Гаргрот за кабиной пилота обшит перкалем на аэролаке. Весь фюзеляж окрашен перхлорвиниловой эмалью.

Первый шпангоут, усиленный, служит для крепления моторамы. Два верхних узла крепления моторамы крепятся к поперечному элементу усиления шпангоута, два нижних - к шпангоуту и нижним лонжеронам фюзеляжа. Для того, чтобы шпангоут выполнял функцию противопожарной перегородки, на его переднюю часть наклеен лист Д16-Т толщиной 0,5 мм. (Рис. 9)

Киль выполнен заодно с фюзеляжем.



Рис. 9. Первый шпангоут.

2.2. Крыло.

Крыло состоит из основного лонжерона, вспомогательного (стенки), набора ферменных нервюр и фанерного лобика, переходящего на законцовке крыла в пенопластовый, оклеенный стеклотканью (Рис. 10).



Рис. 10. Каркас крыла.

Нервюра (рис. 12) представляет собой конструкцию из сосновых реек 9x7 мм, соединенных с помощью сухариков и косынок. Косынки из толстой стеклоткани толщиной 0,5 мм. Вся сборка на эпоксидной смоле. Корневая нервюра усиленная, имеет фанерную стенку толщиной 2,5 мм. Задняя кромка крыла имеет эллиптическую форму и выполнена из сосновой рейки сечением 30x8 мм.

Основной лонжерон образован двумя полками и диафрагмами в районе нервюр (Рис. 11). Полки выклеены из сосновых реек 40x10 мм. Верхняя полка с учетом толщины фанерных стенок у корня имеет сечение 44x62, на конце 44x20 мм. Нижняя соответственно 44x38 и 44x16 мм. Стенки лонжерона представляют собой по два слоя миллиметровой фанеры. Все собрано на эпоксидной смоле.

Конструкция вспомогательного лонжерона аналогична основному, за исключением толщины стенки. Она составляет один слой миллиметровой фанеры. Сечение верхней полки 22x22 и 22x16 мм. Сечение нижней стенки 22x20 и 22x14 мм.

От носка до переднего лонжерона крыло обшито фанерой толщиной 1 мм. На конце консоли, там где обшивка имеет двойную кривизну, фанера переходит в пенопласт ПХВ-1-85 толщиной 10÷15 мм, оклеенный стеклотканью на эпоксидной смоле. Законцовка выполнена из того же пенопласта.

Поперечный набор крыла выполнен из ферменных нервюр.



Рис. 11. Основной (передний) лонжерон.

Стыковочные узлы сварены из стали 30ХГСА лист 2,0, подвержены закалке и нормализации. Стыковка по основному лонжерону болтами диаметром 12 мм, по заднему - диаметром 8 мм. Материал болтов сталь 30ХГСА.



Рис. 12. Нервюра крыла.

Элероны щелевые, состоят из соснового лонжерона 80x10, оклеенного с двух сторон миллиметровой фанерой, нервюр из сосновых пластин толщиной 4 мм, и пенопластового носка, оклеенного стеклотканью. Задняя кромка крыла, образующая щель с элероном, также выполнена из пенопласта ПХВ-1-85 и оклеена стеклотканью (На фото задняя кромка крыла и носок элерона до оклейки стеклотканью).

На лонжероне элерона крепятся узлы навески и кабанчик, выполненные из прессованного профиля Д16Т. Ответная часть узла навески выполнена из листового дюралюминия. (Рис.13).

Все крыло и элероны обтянуты перкалью на аэролаке и покрыты перхлорвиниловой эмалью.



Рис. 13. Узел крепления элерона и качалка с тягой.

2.3. Центроплан.

Центроплан образован из основного (переднего) лонжерона и задней стенки. Связаны между собой продольными рейками. Передний лонжерон склеен из трех реек и оклеен с обеих сторон двухмиллиметровой фанерой. Верхняя и нижняя рейки сечением 36x60 и 36x40 из дуба, середина - сосна. Сборка на эпоксидной смоле. После установки стыковочных узлов крыла центроплан с помощью болтов и клея ВК-9 собран в единый узел со вторым шпангоутом. Стыковочные узлы сварены из 2-х мм листа 30ХГСА.

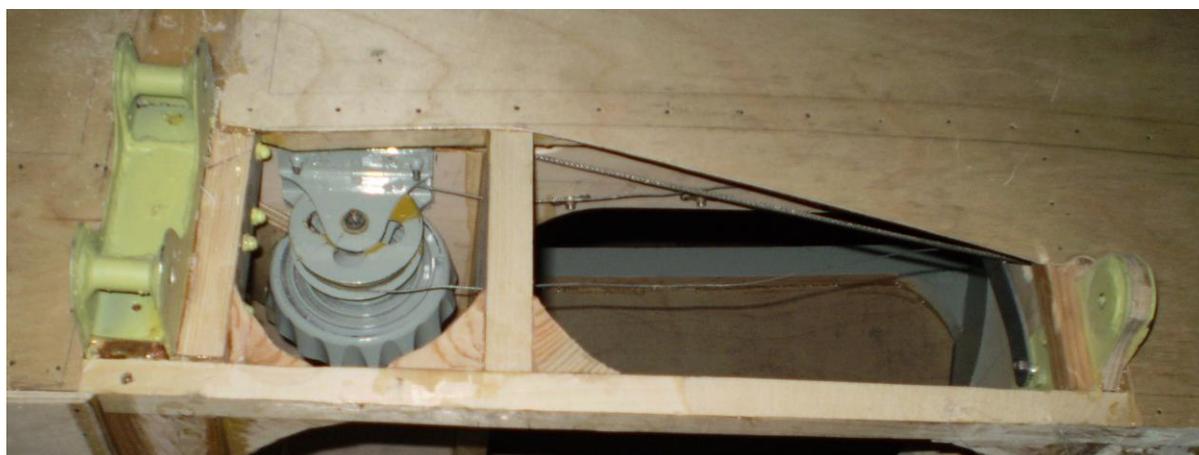


Рис. 14. Узлы крепления крыла.



Рис. 15. Центроплан основного (переднего) лонжерона.

Далее возле 3 шп. располагается центроплан заднего лонжерона. При меньших размерах ее конструкция повторяет передний лонжерон (Рис.14, 15).

2.4. Горизонтальное оперение.

Горизонтальное оперение самолета состоит из стабилизатора и руля высоты. Стабилизатор трапециевидный, двухлонжеронной конструкции, с четырьмя раскосо поставленными нервюрами и еще восьмью прямыми. Лонжероны из сосновых пластин толщиной 10 мм, оклеенных миллиметровой фанерой. Нервюры из сосновых пластин толщиной 5 мм. К переднему лонжерону крепятся выклеенные из 1-мм стеклопластика носки, такие же законцовки и два передних узла крепления стабилизатора. Центральная часть стабилизатора обшита миллиметровой фанерой. Вся сборка на эпоксидной смоле. На заднем лонжероне один узел крепления стабилизатора и два узла крепления подкосов (Рис. 16).

Шарнирные узлы крепления руля высоты, по два на каждую половину руля, крепятся к заднему лонжерону. Узлы точенные из 30ХГСА.

Руль высоты состоит из двух половин, которые в некоторой степени дублируют друг друга. Каждая половина состоит из лонжерона, двух раскосых и трех 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.



Рис. 16. Каркас стабилизатора (перевернут).



Рис. 17. Каркас правой половины руля высоты.



Рис. 17. Каркас левой половины руля высоты.

Носок руля высоты из пенопласта ПХВ-1-85 толщиной 10÷12 мм. Сверху пенопласт оклеен стеклотканью. Вся сборка на эпоксидной смоле. Левая половина РВ снабжена триммером с тягой и механизмом, приводимым в действие тросом. Пластина триммера композитной конструкции, дюралюминий, пенопласт, стеклоткань. На лонжероне установлены по одному кабанчику и по два узла навески руля.

Все горизонтальное оперение обтянуто перкалью на аэролаке и покрыто перхлорвиниловой эмалью.

2.5. Вертикальное оперение.

Вертикальное оперение состоит из киля и руля направления. Киль конструктивно выполнен заодно целое с фюзеляжем. Задний лонжерон является продолжением седьмого шпангоута фюзеляжа. Выполнен из соснового переклея толщиной 16 мм. Оклеен с двух сторон миллиметровой фанерой. Передний лонжерон из сосновой пластины 8 мм, также оклеен миллиметровой фанерой. Нервюры из сосновых пластин толщиной 5 мм. Носок выклеен из стеклопластика. Сухарики на нервюрах из пенопласта, оклеены стеклотканью. На заднем лонжероне установлены три узла навески руля направления. Узлы из стали 30ХГСА, выполнены аналогично узлам стабилизатора (Рис. 18).

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

Вертикальное оперение обтянуто перкалью на аэролаке и покрыто перхлорвиниловой эмалью.



Рис. 18. Каркас киля.

2.6. Шасси.

Шасси самолета состоит из основных стоек и хвостовой опоры. Основное шасси пирамидального типа, двухколесное, колеса нетормозные. Размеры колес - 300x125 мм. Стойки из хромансильевых труб 30x1,0. Стойки крепятся к переднему лонжерону центроплана с помощью фрезерованного хромансильевого кронштейна на хромансильевых же болтах 6 мм. Подрессорены стойки резиновыми амортизаторами (Рис. 19, 20, 21).

Хвостовая опора представляет собой костыль, выгнутый из хромансильевой полосы переменного сечения. На конце костыля пластина. Костыль фланцем крепится на четырех болтах к фрезерованному из Д16Т кронштейну, установленному на каркасе фюзеляжа с помощью болтов и клея ВК-9. (Рис. 22).

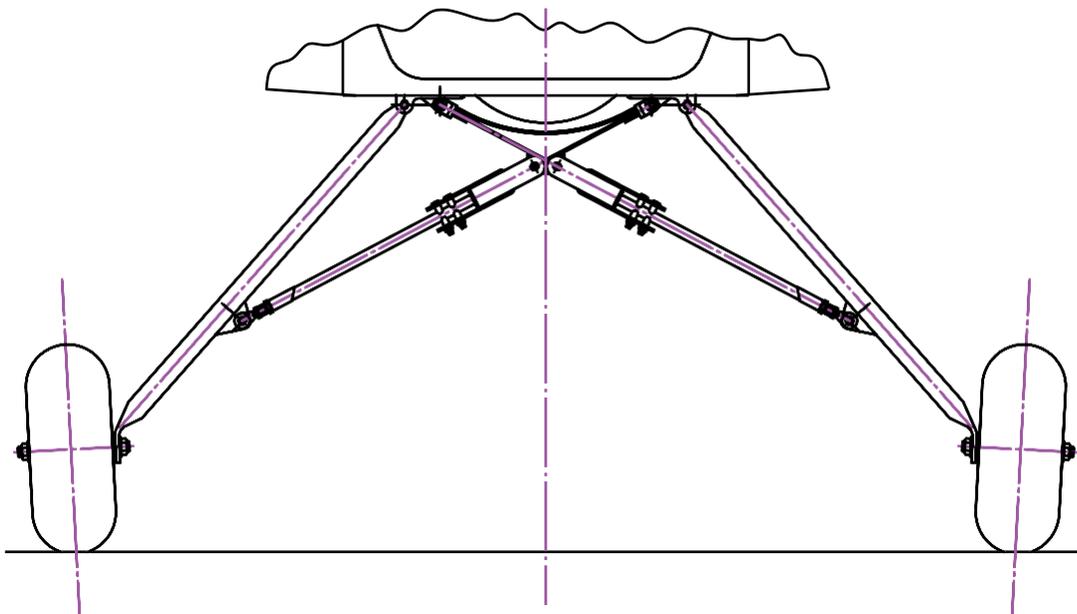


Рис. 19. Шасси.



Рис. 20. Основные стойки шасси.

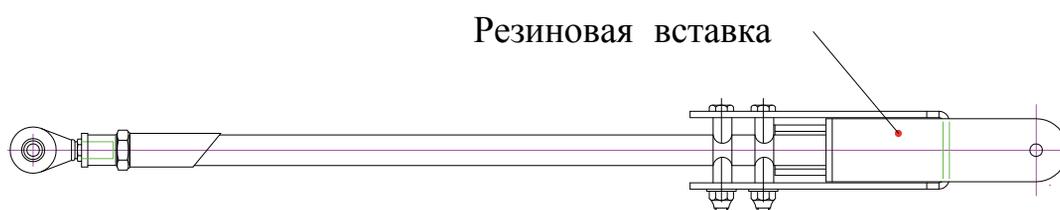


Рис. 21. Амортизатор шасси.



Рис. 22. Узел крепления костыля.

2.6. Управление самолета.

Управление рулем высоты жесткое. Ручка управления - укороченная ручка самолета "Вильга-35" (Рис. 23). Перемещение ручки передается на вращающуюся тягу, а с нее на качалку, расположенную сзади внизу третьего шпангоута (Рис. 24, 27).



Рис. 23. Ручка управления самолетом (РУС).

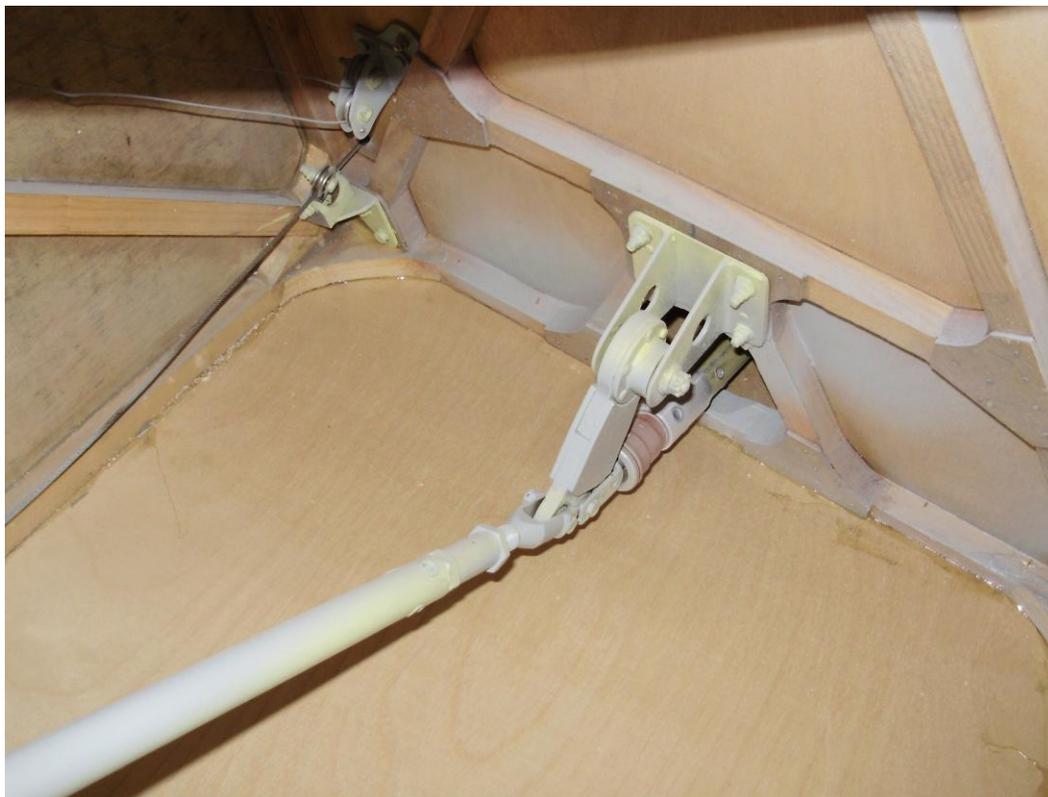


Рис. 24. Качалка РВ на третьем шпангоуте.

Дальше проводка управления переходит на верхнюю часть фюзеляжа с помощью еще одной промежуточной качалки и затем приходит на дифференциальную качалку (Рис. 25, 26). С дифференциальной качалки с помощью двух тяг посредством двух тяг приводятся в движение две половины руля высоты. Все тяги использованы с самолета "Вильга-35".

С РУС жестко связана качалка, передающая движение на элероны. (Рис. 15). С нее движение передается к элеронам с помощью таких же жестких тяг (Рис. 31).



Рис. 25. Качалка РВ на верхней части фюзеляжа.



Рис. 26. Дифференциальная качалка.



Рис. 27. Вращающаяся тяга



С помощью четырех качалок тяги крепятся к задней части основного лонжерона крыла. Между восьмой и девятой по счету нервюрами происходит поворот проводки и подсоединение тяги к кабанчику элерона (Рис. 28).

Рис. 28. Управление элероном.

Управление рулем направления - тросовое. Педали установлены на полу кабины. Через ролики на шпангоутах 1, 2, 3 и 6 два троса передают перемещение педалей на кабанчик руля направления (Рис. Натяжение тросов регулируется двумя тендерами. Диаметр троса 4 мм.

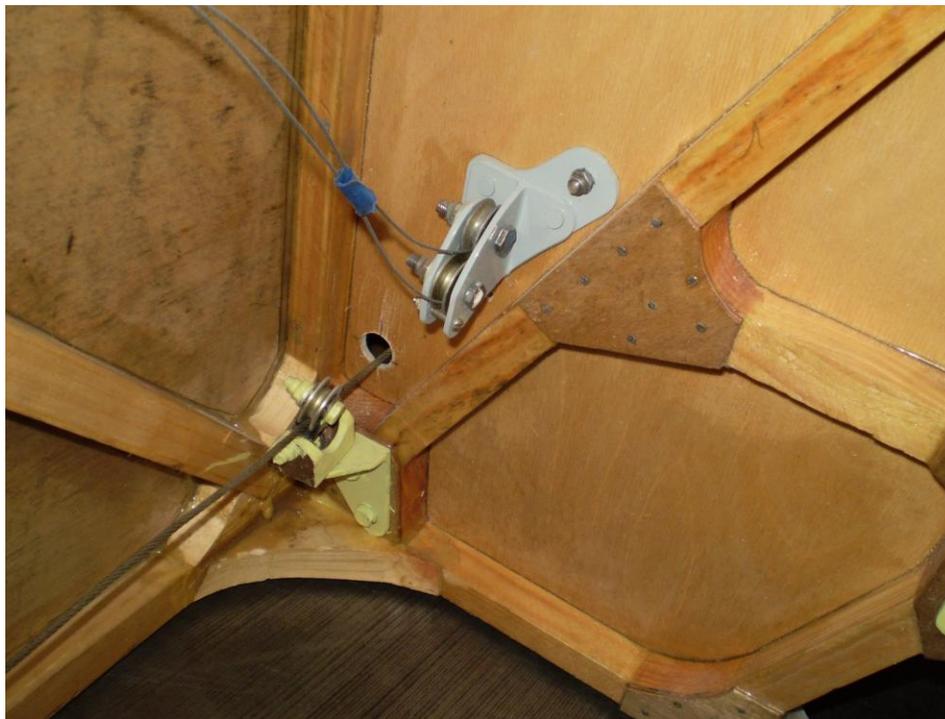


Рис. 29. Ролик троса РН и ролики триммера РВ.

Управление триммером руля высоты также тросовое. Перемещение штурвальчика, расположенного слева от чашки сиденья, передается двумя тросами на червячный механизм привода триммера, расположенный в левой половине руля высоты.



Рис. 30. Механизм привода триммера РВ.

Далее посредством тяги движение передается на пластину триммера, навешенную с помощью рояльной петли на руль (Рис 8, 14, 17, 29, 30). Толщина троса 1,2 мм.



Рис. 31. Управление элерона.



Рис. 32. Типовая тяга жесткого управления.



Рис. 33. Качалка в крыле.



Рис. 34. Навеска элерона

2.8. Силовая установка.

На самолете установлен двухтактный двухцилиндровый двигатель воздушного охлаждения РМЗ - 640 "Авиа". Двигатель крепится к 1 шпангоуту в четырех точках с помощью моторамы (Рис. 37). Образуют мотораму регулируемые стержни (Рис. 36).

Для двигателя применяется топливо бензин А-93 с присадкой масла МС - 20 в отношении 25:1. Для приготовления топливной смеси на двигателе установлен карбюратор К653. Управление карбюратором с помощью тросового боудена. На рис. 35 показан рычаг управления двигателем. Оболочка боудена - дюралевая трубка диаметром 6 мм. Зажигание с помощью магдино. Опережение зажигания на максимальных оборотах $24 \div 28$ градусов. Запуск двигателя с помощью ручного кик-стартера. Рукоятка стартера находится внутри кабины на первом шпангоуте ниже бака, напротив колена пилота.

Через шестереночный редуктор с передаточным числом 2,27 двигатель вращает деревянный моноблочный винт диаметром 1500 мм и шагом 750 мм.

Топливо помещается в стеклопластиковый бак объемом 15 л. Для заливки топлива в цилиндры при запуске двигателя служит стандартный заливочный шприц, установленный перед чашкой сиденья справа (рис. 8).



Рис. 35. Рычаг управления двигателем (РУД).

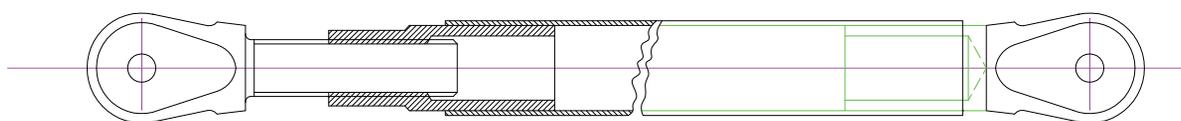


Рис.36. Регулируемый стержень моторамы.

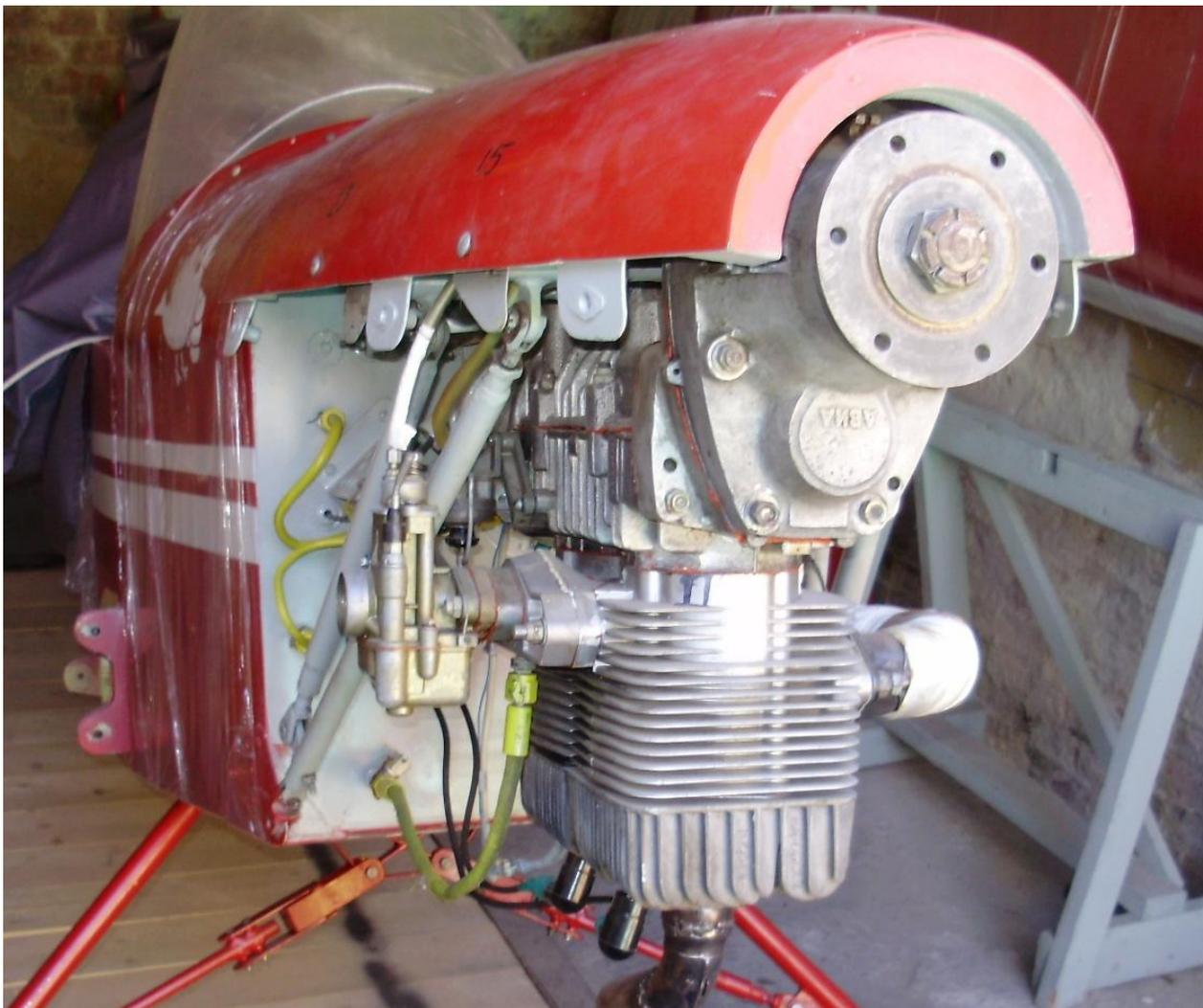


Рис. 37. Установка двигателя PM3-640 "Авиа"

2.9. Приборное оборудование.

На самолете установлен необходимый минимум приборов для выполнения визуальных полетов в простых метеоусловиях. Приборная доска крепится в верхней части второго шпангоута на двух амортизаторах типа "Лорд". На приборной доске расположены следующие приборы (Рис. 38 слева направо):

- Высотомер ВД-30;
- Указатель скорости УС-35;
- Компас магнитный КИ-13;
- Электрический указатель поворота ГЗ-05 с указателем скольжения;
- Вариометр ВАР-10;
- Термоэлектрический термометр цилиндров ТЦТ-1.

Термометр ТЦТ-1 измеряет температуру головки заднего (более горячего) цилиндра.

Для питания aneroidно-мембранных приборов на левой консоли крыла установлена штанга с приемником воздушного давления ПВД-6М.



Рис. 38. Приборная доска.

2.10. Электрооборудование.

Электрооборудование включает в себя систему зажигания, электрический указатель поворота ГЗ-05 и термоэлектрический термометр цилиндров ТЦТ-1. Схема электрооборудования приведена на рис. 40.

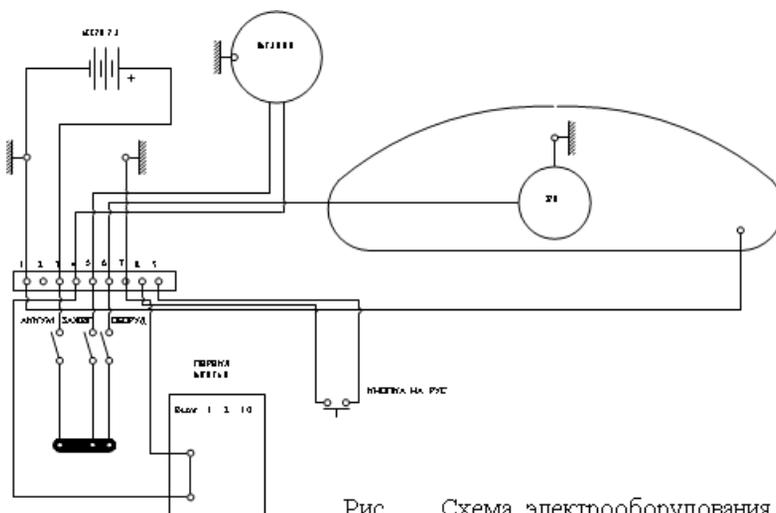


Рис. . Схема электрооборудования.

Система зажигания выполнена на основе магдино и не имеет источника питания.

Работа термоэлектрического термометра цилиндров основана на замере гальванометром термоэлектрической ЭДС, возникшей от нагрева одного конца спая двух различных сплавов, хромеля и копеля.

Электрический указатель поворота ГЗ-05 запитан от блока малогабаритных аккумуляторов, установленного на первом шпангоуте со стороны двигателя. Представляет собой прибор, имеющий в основе двухступенной гироскоп. При развороте самолета в горизонтальной плоскости силуэт самолета на шкале прибора показывает правый или левый разворот.

На площадке перед чашкой сиденья (Рис. 8) установлены три АЗС. Первым включается аккумулятор, вторым система зажигания и третьим - электрический указатель поворота. Правее трех АЗСов установлен переключатель зажигания. В положении "ВЫКЛ" он замыкает систему зажигания на массу, во всех других положениях система зажигания работает.

ОГЛАВЛЕНИЕ.

Глава I. Общие сведения о самолете _____	2
1.1. Общие сведения _____	2
1.2. Основные данные самолета _____	2
1.3. Винтомоторная группа _____	4
1.4. Весовые данные _____	4
1.5. Расчетные летные данные _____	4
Глава II. Конструкция самолета _____	5
2.1. Фюзеляж _____	5
2.2. Крыло _____	7
2.3. Центроплан _____	10
2.4. Горизонтальное оперение _____	11
2.5. Вертикальное оперение _____	13
2.6. Шасси _____	14
2.7. Управление самолета _____	16
2.8. Силовая установка _____	21
2.9. Приборное оборудование _____	22
2.10. Электрооборудование _____	23