

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

(конструкция, летно-технические характеристики, ожидаемые условия эксплуатации и ограничения)

Самолета

Дельфин-2

(наименование)



2011 г.

Содержание.

1.	Основные сведения о воздушном судне.....	3
1.1	Общие сведения.....	3
2.	Фотография воздушного судна.....	3
3.	Конструкция воздушного судна.....	4
3.1	Геометрические данные.....	4
3.1.1	Общий вид воздушного судна.....	4
3.1.2	Габаритные размеры.....	5
3.1.3	Крыло.....	5
3.1.4	Горизонтальное оперение.....	5
3.1.5	Вертикальное оперение.....	5
3.1.6	Прочие размеры.....	5
3.1.7	Шасси.....	5
3.2	Приборная доска и описание органов управления.....	6
3.3	Планер.....	7
3.3.1	Фюзеляж.....	7
3.3.2	Крыло.....	8
3.3.3	Хвостовое оперение.....	11
3.3.4	Кабина пилотов.....	13
3.3.5	Шасси.....	15
3.4	Управление самолетом.....	17
3.4.1	Управление стабилизатором.....	17
3.4.2	Управление обратным сервокомпенсатором.....	17
3.4.3	Управление элеронами.....	17
3.4.4	Установка ручек и вала управления.....	17
3.4.5	Управление рулем направления.....	18
3.4.6	Установка педалей в кабине.....	18
3.4.7	Управление закрылками.....	19
3.4.8	Управление тормозами колес.....	20
3.5	Силовая установка.....	21
3.5.1	Двигатель.....	21
3.5.2	Воздушный винт.....	21
3.5.3	Моторама.....	21
3.5.4	Выхлопной коллектор.....	22
3.5.5	Топливная система.....	23
3.5.6	Маслосистема.....	23
3.5.7	Управление двигателем и агрегатами.....	24
3.6	Оборудование.....	25
3.6.1	Пилотажно-навигационное.....	25
3.6.2	Радиосвязное.....	25
3.6.3	Электрооборудование.....	25
3.6.4	Приборы контроля работы двигателя.....	25
3.7	Прочие системы ВС.....	25
3.8	Массовые и центровочные характеристики ВС.....	25
4.	Летно-технические характеристики.....	26
5.	Условия эксплуатации.....	27
6.	Ограничения.....	27

1. Основные сведения о воздушном судне.

1.1 Общие сведения.

Идентификационный № ВС	ЕЭВС.03.1113
Силовая установка	М-332 Sc
Количество мест	2
Владелец судна	
Место базирования	СПб, Кронштадт, аэродром «Бычье Поле»
Адрес владельца судна	

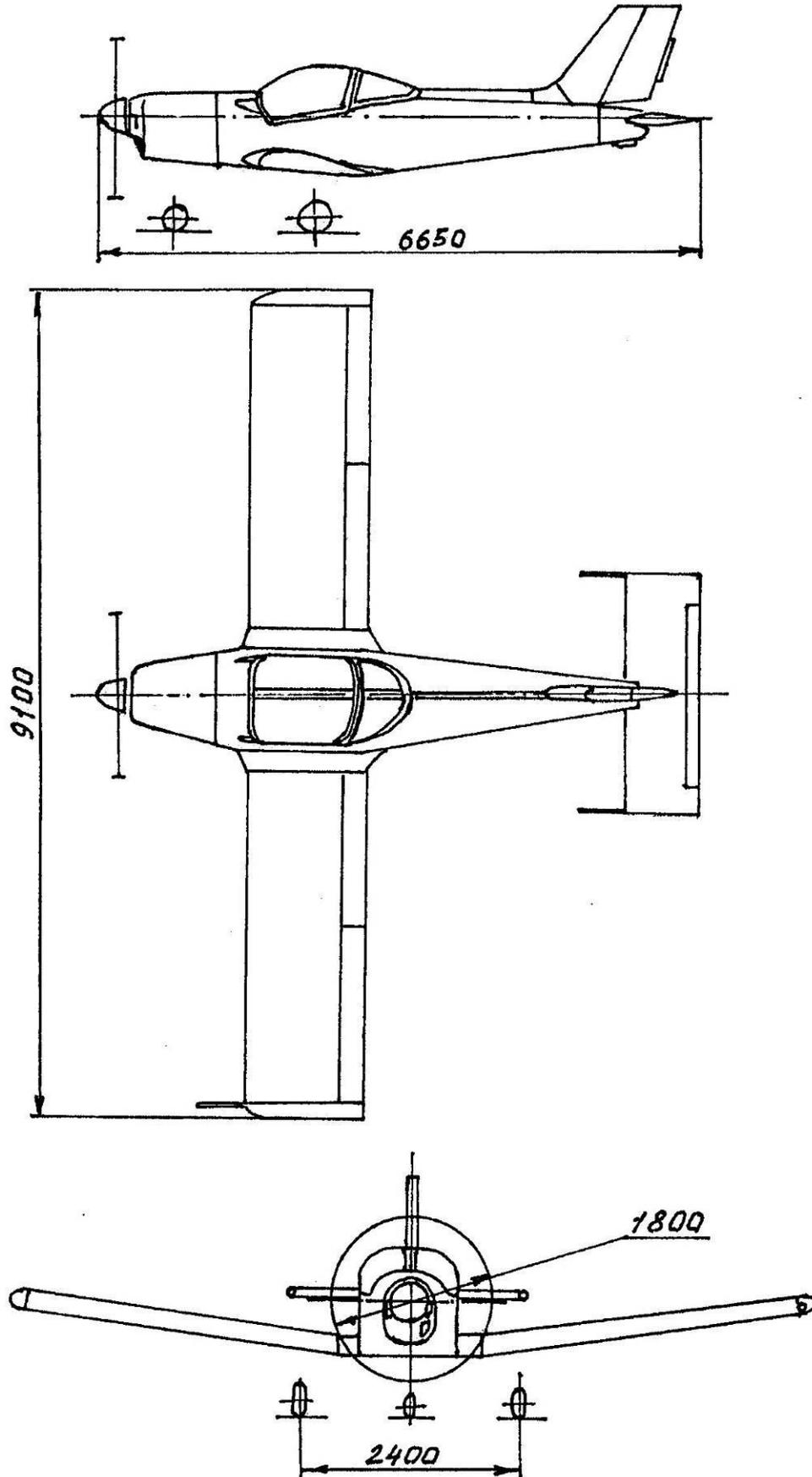
2. Фотография воздушного судна



3. Конструкция воздушного судна

3.1 Геометрические данные

3.1.1 Общий вид воздушного судна.



3.1.2 Габаритные размеры

Размах, м.	9,1
Длина, м.	6,65
Высота, м.	2,5

3.1.3 Крыло

Размах крыла, м.	9,1	
Площадь крыла, м ²	12,25	
Удлинение	6,75	
Хорда крыла, м.	1,35	
Профиль крыла	NACA-2415	
Угол установки крыла, °	3	
Угол поперечного V крыла, °	5	
Геометрическая крутка крыла, °	1,5	
Размах элерона, м.	1,66	
Площадь элеронов, м ²	1,23	
Угол отклонения элерона:		
	вверх, °	28+1
	вниз, °	10+1
Размах закрылка, м.	2,08	
Площадь закрылков, м ²	1,54	
Площадь механизированной части крыла, м ²	5,62	
Угол отклонения закрылков:		
	на взлете, °	20
	на посадке, °	45

3.1.4 Горизонтальное оперение.

Размах, м.	2,67	
Площадь горизонтального оперения, м ²	2,136	
Хорда, м.	1,25	
Угол установки горизонтального оперения, °	0	
Угол отклонения руля высоты:		
	вверх, °	13
	вниз, °	10

3.1.5 Вертикальное оперение.

Высота, м.	1,25	
Площадь, м ²	1,21	
Площадь руля направления, м²	0,62	
Угол отклонения руля направления:		
	влево, °	28+1
	вправо, °	28+1

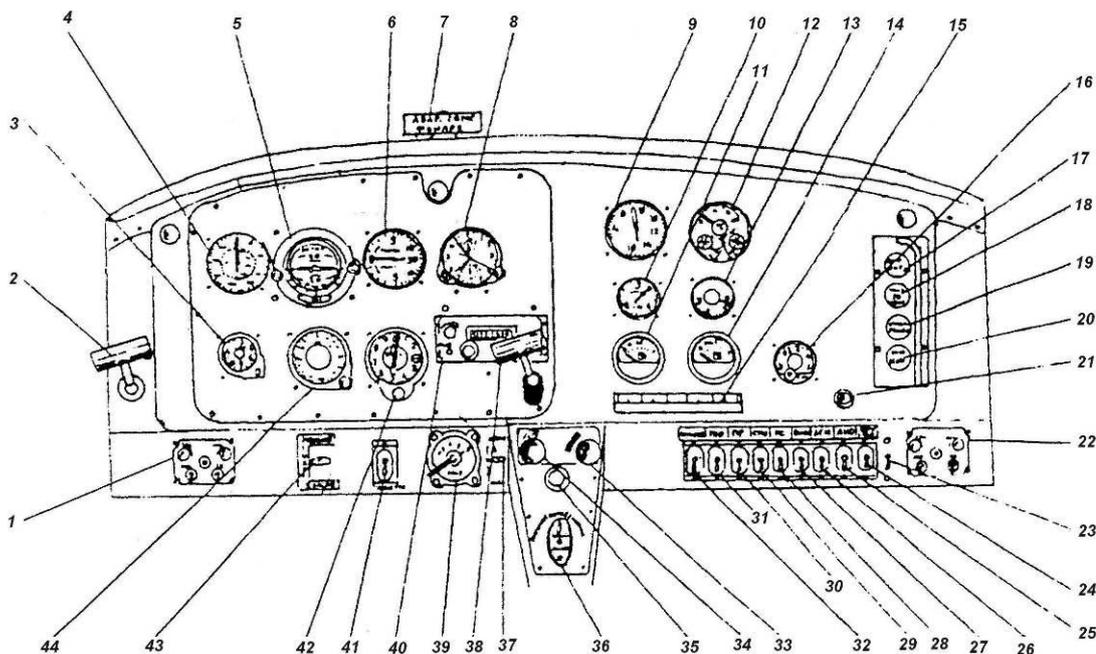
3.1.6 Прочие размеры.

Наибольшая высота кабины, м.	1,12
Наибольшая ширина кабины, м.	1,06
Стояночный угол самолета, °.	0
Количество мест (включая места пилотов)	2

3.1.7 Шасси.

База, м.	1,45
Колея, м.	2,4
Размер основных колес,	400*150
Размер носового колеса	300*125
Тип амортизации	рессорная

3.2 Приборная доска и описание органов управления



- | | | | |
|-----|--|-----|---|
| 1. | Щиток СПУ-9 левого пилота | 21. | Кнопка проверки ламп |
| 2. | Рычаг управления двигателем (РУД) левого пилота | 22. | Щиток СПУ-9 правого пилота |
| 3. | Акселерометр АМ-10 | 23. | АЗС «КУРС» |
| 4. | Указатель скорости | 24. | АЗС «Обогр ПВД» |
| 5. | Авиагоризонт | 25. | АЗС «АНО» |
| 6. | Вариометр | 26. | АЗС «АГИ» |
| 7. | Рычаг аварийного сброса фонаря кабины | 27. | АЗС «ВИШ» |
| 8. | АЧС-1 | 28. | АЗС «РС» (радиостанция) |
| 9. | Мановакуумметр МВ-16 | 29. | АЗС «СПУ» |
| 10. | Указатель оборотов двигателя | 30. | АЗС «ПР» (приборы) |
| 11. | Указатель топливомера левого бака | 31. | АЗС «ГЕН» (генератор) |
| 12. | Трехстрелочный указатель ЭМИ-3К (температура и давление масла, давление топлива) | 32. | АЗС «ТРИММ» |
| 13. | Указатель температуры головок цилиндров ТЦТ-13 | 33. | Рукоятка корректора смеси |
| 14. | Указатель топливомера правого бака | 34. | Рукоятка управления нагнетателем |
| 15. | Контрольная таблица остатка топлива | 35. | Кнопка запуска двигателя |
| 16. | Вольтамперметр ВА-2С | 36. | Заливочный шприц |
| 17. | Сигнальное табло «АЭР ПИТ» (аэродромное питание включено) | 37. | Нажимной переключатель управления триммером РВ |
| 18. | Сигнальное табло «РАЗР БАТ» | 38. | Рычаг управления двигателем (РУД) правого пилота |
| 19. | Сигнальное табло «ВИШ МИН» | 39. | Переключатель магнето ПМ-1 |
| 20. | Сигнальное табло «ТРИМ» (триммер нейтрально) | 40. | Пульт управления УКВ станцией «Баклан» |
| | | 41. | Выключатель аккумулятора |
| | | 42. | Высотометр ВД-10 |
| | | 43. | Нажимной переключатель управления механизмом шага винта |
| | | 44. | Указатель магнитного курса |

3.3 Планер

3.3.1 Фюзеляж

Фюзеляж самолета Дельфин-2 цельнометаллический полумонокок с работающей обшивкой.

Поперечный набор каркаса фюзеляжа состоит из пятнадцати шпангоутов и дополнительного шпангоута 0, который является противопожарной перегородкой и несет узлы крепления двигателя. Этот шпангоут представляет собой глухую титановую стенку, окантованную по контуру и подкрепленную в местах установки узлов профилями. На передней стенке шпангоута 0 установлены узлы крепления рамы двигателя, кронштейны навески передней стойки шасси, ложементы масляного бака, аккумулятора, кронштейны релейного блока и крепления капота.

Продольный набор каркаса фюзеляжа состоит из 6 дюралюминиевых уголков и гофрированной обшивки, расположенных равномерно по периметру.

В передней части фюзеляжа между шпангоутами 0 и 1 расположена силовая ферма из дюралюминиевых уголков и обшитая дюралюминиевым листом, на которой расположены кронштейны крепления моторной рамы и преобразователь ПАГ - 1Ф. Также передняя часть фюзеляжа имеет 2 силовых дюралюминиевых уголка, служащих подфонарной рамой.

В нижней части фюзеляжа на шпангоутах 0 и 1 установлены 2 узла крепления передней стойки шасси.

Пол кабины расположен между шпангоутами 0 и 3 и выполнен из дюралюминиевого листа, подкрепленного продольными профилями. В местах установки ручек управления в полу сделаны вырезы, подкрепленные окантовками.

Каркас фюзеляжа выполнен заодно с центропланом трапецевидной формы, который расположен между шпангоутами 1-6.

Стыковка крыла с центропланом производится тремя узлами: средним и двумя крайними (передним и задним). Средний - основной стыковочный узел крепится к поперечной двутавровой балке выполненной совместно со шпангоутом 3 и состоящей из стенки, четырех дюралюминиевых профилированных уголков и двух дюралюминиевых полок толщиной 10 мм. Балка, в месте установки узлов усилена поперечными уголками. Передний и задний стыковочные узлы крепятся на дополнительных балках в центроплане. Все стыковые узлы крепятся болтами.

В кабине на шпангоутах 3 и 5 установлены узлы крепления кресел летчиков.

Оперение крепится на хвостовой части фюзеляжа вертикальное по шпангоутам 13 и 14, горизонтальное к двум узлам, расположенных на шпангоуте 15.

Обшивка передней части фюзеляжа до шпангоута 5 состоит из шести дюралюминиевых листов толщиной 0,8 мм, из которых два гофрированные. Обшивка задней части фюзеляжа от шпангоута 5 до шпангоута 14 выполнена из 5 гофрированных и 2х гладких дюралюминиевых листов.

Обшивка задней части фюзеляжа между шпангоутами 14 и 15 состоит из 3-х листов толщиной 1,5 мм.

Все листы обшивки к шпангоутам закреплены заклепками. В передней части фюзеляжа, снизу между шпангоутами 0-1 и 2-3 расположены два съемных дюралевых листа с 3-мя люками для монтажа и контроля передней стойки шасси и систем управления самолета.

В задней верхней части фюзеляжа между шпангоутами 13 и 14 имеются два люка, закрепленных на петлях к обшивке фюзеляжа, предназначенных для осмотра и обслуживания тросовой проводки руля поворота. Между шпангоутами 14 и 15 с левой стороны расположен люк с быстродействующим замком для осмотра и обслуживания рычага и тяги привода руля высоты (ЦПГО) и электродвигателя привода триммерсервокомпенсатора.

Центроплан фюзеляжа снизу обшит дюралюминиевым листом толщиной 0,8 мм, подкрепленным поперечными уголками. Верхняя часть центроплана имеет обшивку толщиной 1 мм, с закрепленными заклепками рифлеными листами.

В верхней и нижней носовых частях центроплана предусмотрены быстросъемные лючки для обслуживания и контроля системы управления элеронами крыла.

Место стыковки крыла с центропланом закрыто быстросъемным зализом, выполненным из дюралюминия толщиной 0,8 мм, закрепленного с помощью натяжного винтового устройства находящимся на зализе. При снятом зализе производится осмотр и контроль узлов стыковки крыла с фюзеляжем, крепления основных стоек шасси, слив воды с фильтров проводки ПВД, герметичность разъема трубопроводов топливной системы, системы управления элеронов, а так же системы выпуска и уборки закрылков.

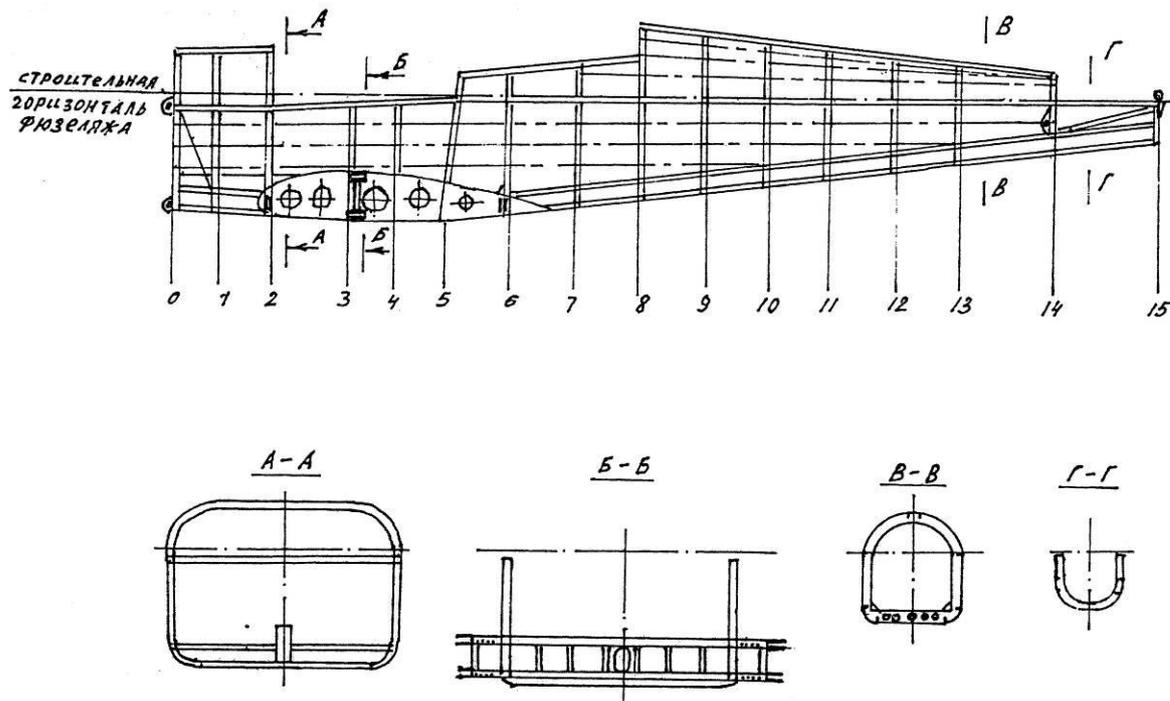


Рис. Схема фюзеляжа.

3.3.2 Крыло

Крыло самолета выполнено по однолонжеронной схеме с работающей обшивкой и состоит из двух консолей. Каждая из них снабжена щелевым элероном и щелевым закрылком. Консоль крыла стыкуется с фюзеляжем тремя стыковыми узлами. Стыковые узлы каждой консоли крепятся болтами на передней стенке, лонжероне и задней стенке. Соответствующие узлы крепятся на передней стенке, лонжероне и задней стенке центроплана.

В консолях крыла между носовой частью, лонжероном и нервюрами 1-4 расположены бензобаки, люки заливных горловин бензобаков находятся в верхней части крыла на обшивке.

Каркас крыла.

Каркас консолей крыла образован продольным и поперечным наборами. Продольный набор состоит из лонжерона, задней стенки и передней укороченной стенки между нервюрами 1-5, стенок элеронной щели и закрылка. Поперечный набор состоит из 12 нервюр из которых две 1 и 6 усилены дюралюминиевой стенкой толщиной 1,0 мм и угольниками. Остальные нервюры выполнены штамповкой из листового дюралюминиевого листа толщиной 0,6 мм. Все нервюры разрезные и состоят из двух частей: передней и задней.

Лонжерон консоли крыла представляет собой клепаную балку переменного сечения с постоянной геометрической высотой и состоит из стенки, подкрепленной профилированными уголками и двумя полками.

В корневой части лонжерона на болтах установлены узлы стыковки консолей с фюзеляжем.

На каждой консоли установлено по три кронштейна навески закрылка: корневой, средний и концевой. Корневой кронштейн усиленный. Все они снабжены двухрядными самоориентирующимся шарикоподшипниками. Также консоли имеют на каждой по два кронштейна подвески элерона с запрессованными в них самоориентирующимся двухрядными подшипниками.

Консоли крыла имеют законцовки, выполненные из стеклопластика и закрепленные на винтах с анкерными гайками.

Обшивка крыла состоит из верхних и нижних панелей и носовой обшивки носков. Обшивка носков крыла выполнена из дюралюминиевого листа, толщиной 0,8 мм и закреплена с носками и полками лонжерона при помощи заклепок. Верхняя и нижняя части консоли обшиты четырьмя гофрированными панелями из дюралюминиевого листа толщиной 0,6 мм.

На верхней части консолей имеются между нервюрами 6 и 7, 3 и 4 лючки с быстросъемными крышками для контроля соответственно тяг привода элеронов и закрылков. В нижней части консолей на обшивке между нервюрами 2 и 3 расположены лючки, в которых расположены сливные краны топливных баков.

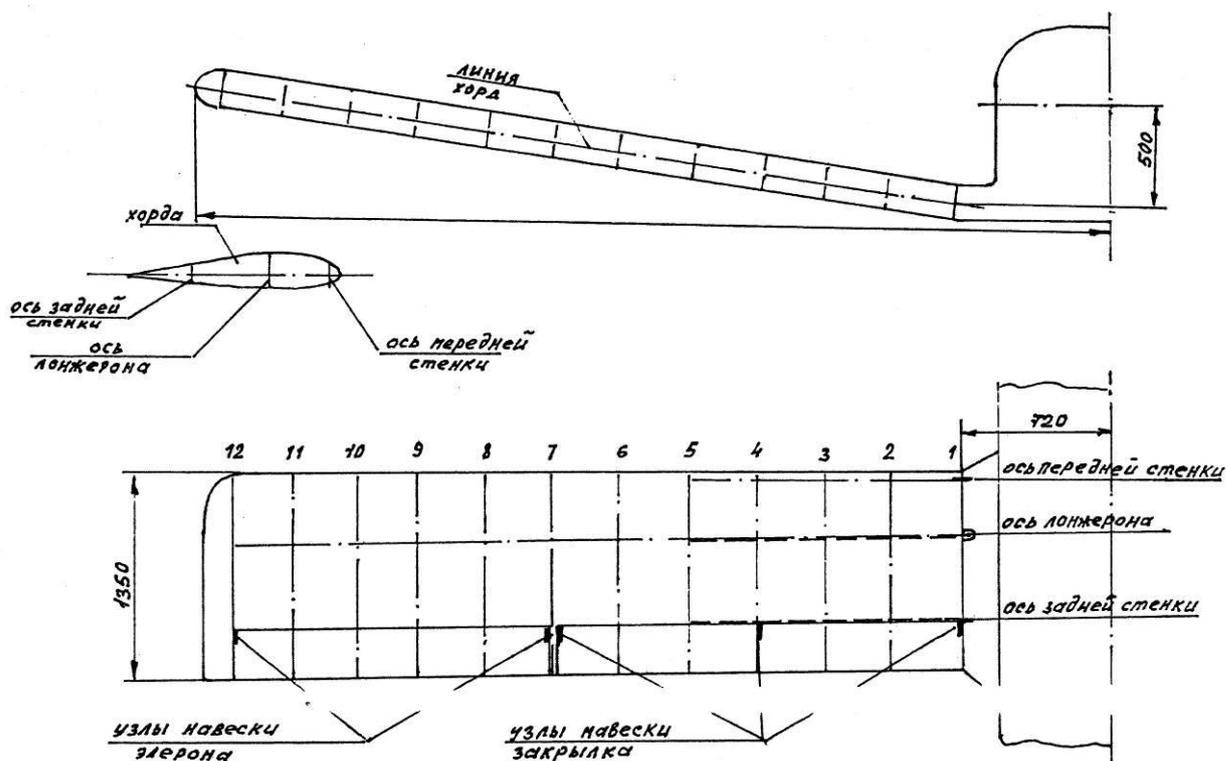


Рис. Схема крыла.

Элероны.

На крыле установлены элероны щелевого типа с осевой компенсацией. Каркас элерона состоит из гнутого дюралюминиевого листа толщиной 0,8 мм, швеллера и четырех разрезных нервюр. Носок элерона обшит дюралюминиевым листом толщиной 0,5 мм. Верх и низ элерона обшит дюралевыми гофрированными панелями толщиной 0,5 мм.

На элероне имеются два выреза по краям для вильчатых кронштейнов при соединении с консолью крыла. На конце лонжерона элерона также предусмотрен кронштейн для тяги привода последнего в действие.

Осевая компенсация элерона осуществлена с помощью выносного кронштейна с грузом.

На задней кромке элерона приклепан триммер для уменьшения нагрузки на ручку управления.

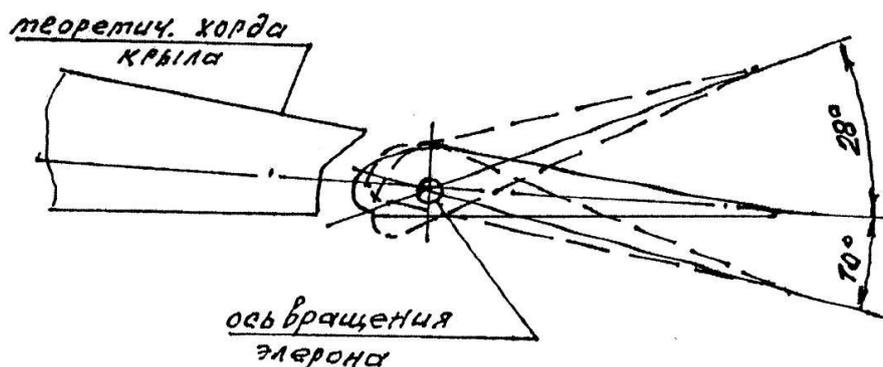
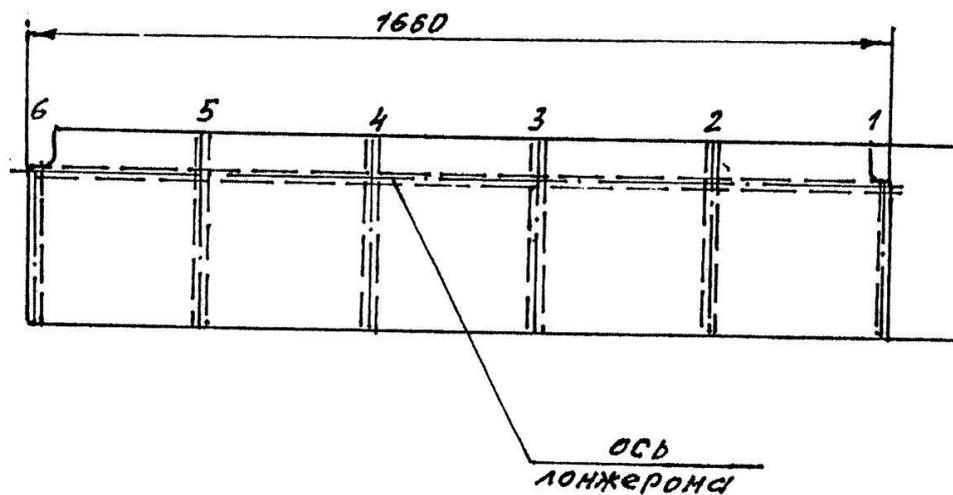


Рис. Схема элерона.

Закрылки.

Закрылки щелевого типа установлены на консолях самолета. Закрылок представляет собой дюралюминиевую клепаную конструкцию, состоящую из лонжерона швеллерного типа толщиной 0,8 мм и трех разрезных нервюр. Обшивка носка верхняя и нижняя. Часть закрылка выполнена из дюралюминия толщиной 0,5 мм. Верхняя и нижняя части обшивки гофрированные.

На нервюрах носков установлены три дюралюминиевых кронштейна толщиной 6 мм с запрессованными в ушики самоориентирующимися двухрядными шарикоподшипниками. На концах закрылков установлен кронштейн для тяги привода.

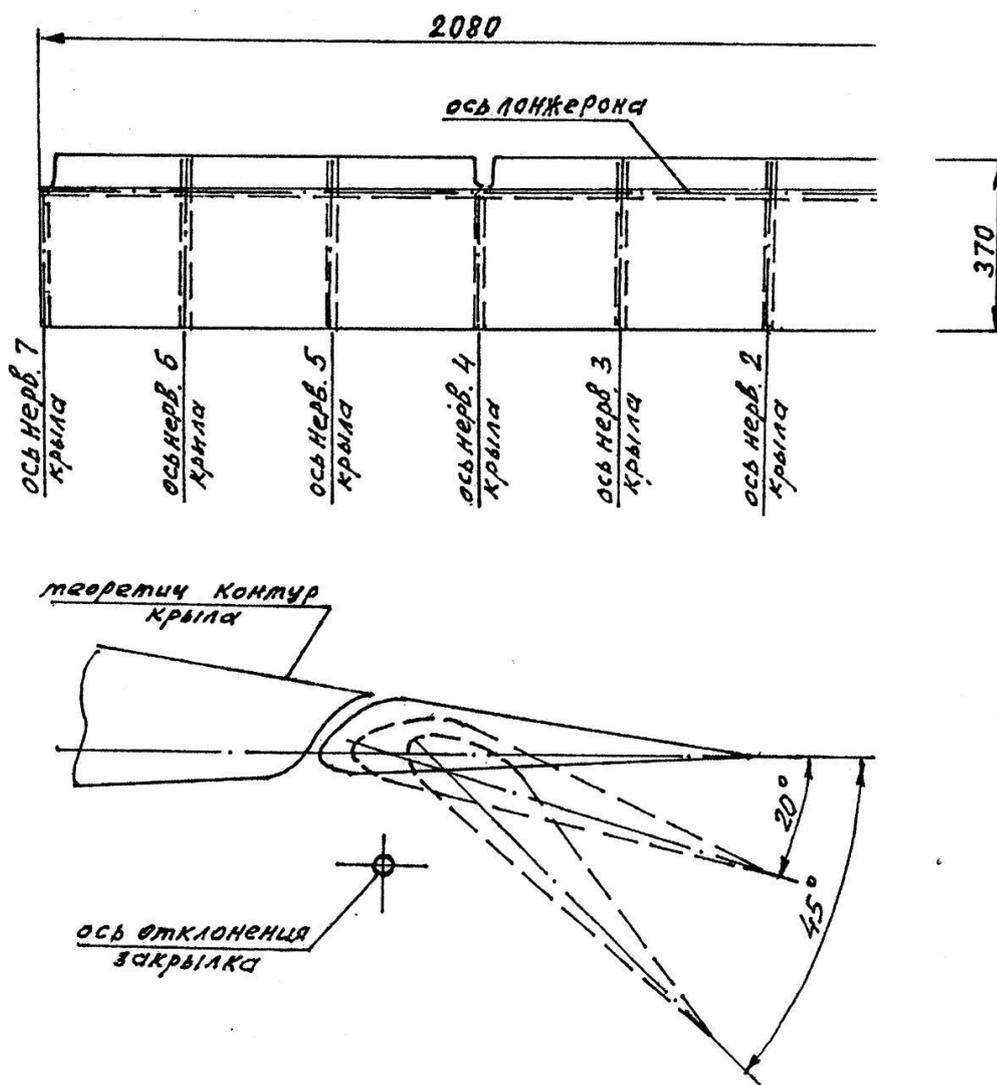


Рис. Схема закрылка.

3.3.3 Хвостовое оперение.

Хвостовое оперение самолета состоит из горизонтального и вертикального оперения. К вертикальному оперению относятся киль и руль управления без аэродинамического компенсатора. Горизонтальное оперение цельноповоротное (ЦПГО), состоит из самого стабилизатора и сервокомпенсатора, который также выполняет роль триммера.

Киль.

Каркас кия образован передним и задним лонжеронами. Лонжероны кия швеллерного сечения. Передний лонжерон склепан с носовой обшивкой в виде коробки из листового дюралюминия толщиной 0,6 мм. Задний лонжерон представляет собой стенку толщиной 1,0 мм, склепанную с поясами уголкового сечения из материала ДІ6Т.

На заднем лонжероне в верхней и в нижней части установлены два кронштейна навески руля направления.

Обшивка кия состоит из двух гофрированных панелей с двумя вертикальными стрингерами из ДІ6Т.

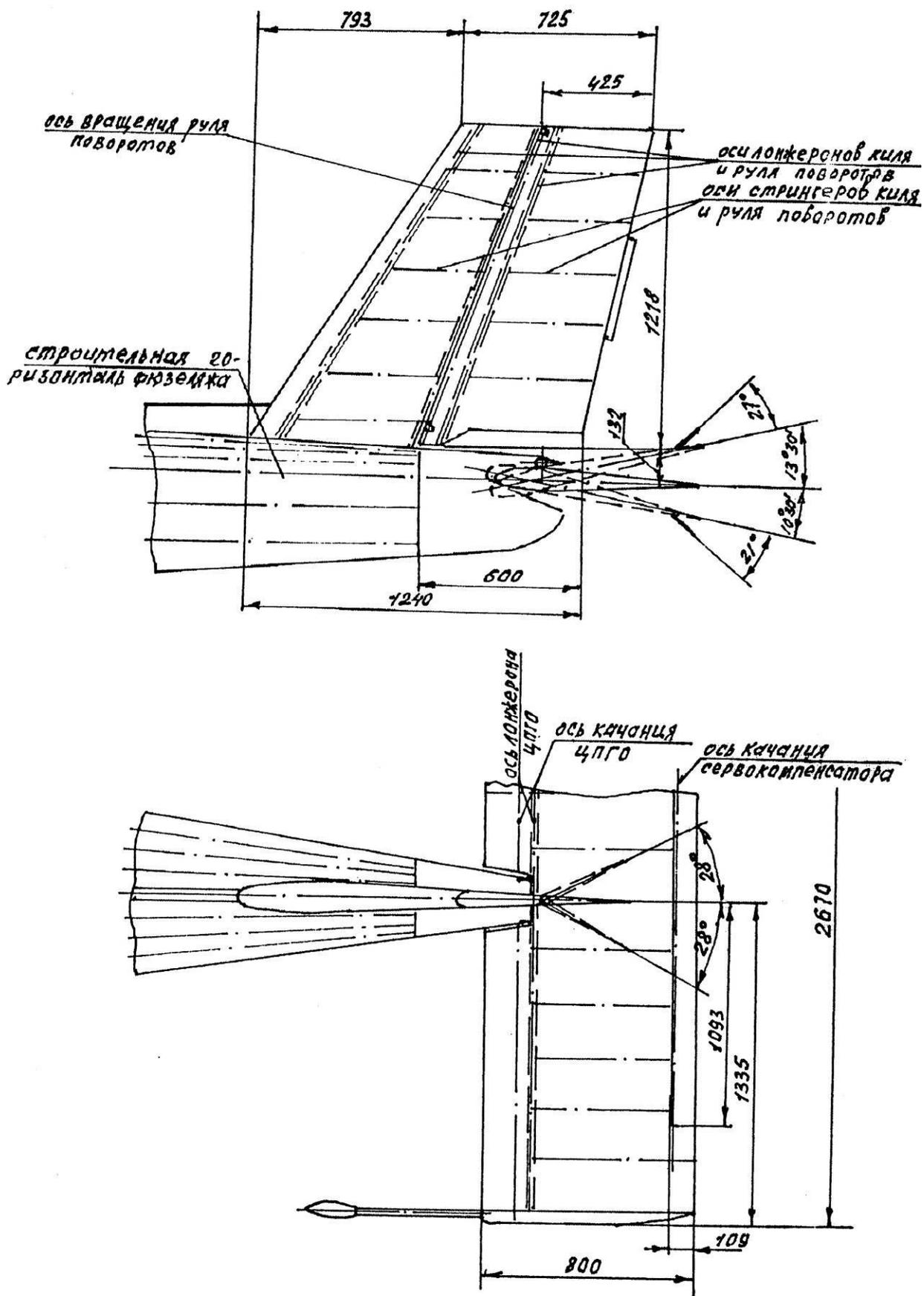


Рис. Схема хвостового оперения.

Руль направления.

Каркас руля направления состоит из лонжерона склепанного с передней обшивкой полутрубчатого сечения из дюралюминиевого листа толщиной 0,6 мм. Стенка лонжерона швеллерного сечения имеет подкрепление профилированными уголками ДІ6Т.

На стенке лонжерона установлены два фрезерованных кронштейна из материала АБТ -101 с запрессованными в них штырями для навески на киль.

Обшивка руля направления представляет собой две дюралюминиевые гофрированные плиты толщиной 0,5 мм склепанные в единую конструкцию с задней кромкой заклепками. Каркас руля направления имеет две нервюры: верхнюю и нижнюю. На задней кромке установлен пластинчатый триммер.

Стабилизатор.

Каркас стабилизатора состоит из переднего и заднего лонжеронов, нервюр и обшивки.

Передний лонжерон швеллерного сечения выгнут из дюралюминиевого листа толщиной 0,8 мм. В средней части усилен накладками толщиной 1,0 мм под стыковочные узлы с фюзеляжем.

Задний лонжерон швеллерного сечения выполнен из дюралюминиевого листа толщиной 0,8 мм. В средней части на нем установлены четыре петли рояльного типа для стыковки с сервокомпенсатором.

Обшивка носка стабилизатора выполнена из листа дюралюминия толщиной 0,5 мм с вырезом в средней части под стыковочные узлы и выгнута по профилю нервюры. Верхняя и нижняя части обшивки стабилизатора представляют собой гофрированные панели из дюралюминия толщиной 0,5 мм и соединены с лонжеронами заклепками.

На концах стабилизатора установлены весовые компенсаторы.

Сервокомпенсатор представляет собой профильную пластину и выполнен из пенопласта, обтянутого стеклотканью.

На передней кромке сервокомпенсатора установлены четыре петли рояльного типа для крепления к стабилизатору.

3.3.4 Кабина пилотов.

Фонарь.

Фонарь кабины состоит из двух частей: подвижной – передней, и неподвижной – задней.

Каркас подвижной части фонаря выполнен из двух продольных профилей коробчатого сечения: передней профильной окантовки выгнутой из дюралевого листа толщиной 0,8 мм по поперечному контуру фюзеляжа, задней окантовки фонаря, изготовленной из дюралевой трубы 30x1 и центрального продольного выгнутого по контуру фонаря профиля. Профиль состоит из двух уголков склепанных с верхней дюралевой накладкой толщиной 1,0 мм.

Передняя окантовка подвижной части фонаря в месте соединения с коробчатыми профилями фонаря заканчивается клепанными дюралевыми кронштейнами с запрессованными в них шаровыми соединениями. Стыковка передней подвижной части фонаря осуществляется посредством шаровых соединений с подвижными штырями на кронштейнах фюзеляжа. Штыри на кронштейнах фюзеляжа соединены тросом и одновременно, через двуплечий рычаг приводится в действие рычагом аварийного сброса фонаря, находящимся в центре над приборной панелью в кабине самолета.

В месте соединения центральной профилированной панели подвижной части фонаря с задней окантовкой установлена ручка закрытия с вмонтированным в нее запором щеколдного типа, изготовленным из стали. Открытие и закрытие подвижной части фонаря производится кнопкой на запоре щеколды.

На подвижной части фонаря установлены два фиксатора в виде подвижных штырей ручного привода. Ответные гнезда штырей находятся на ответной передней окантовке неподвижной части фонаря.

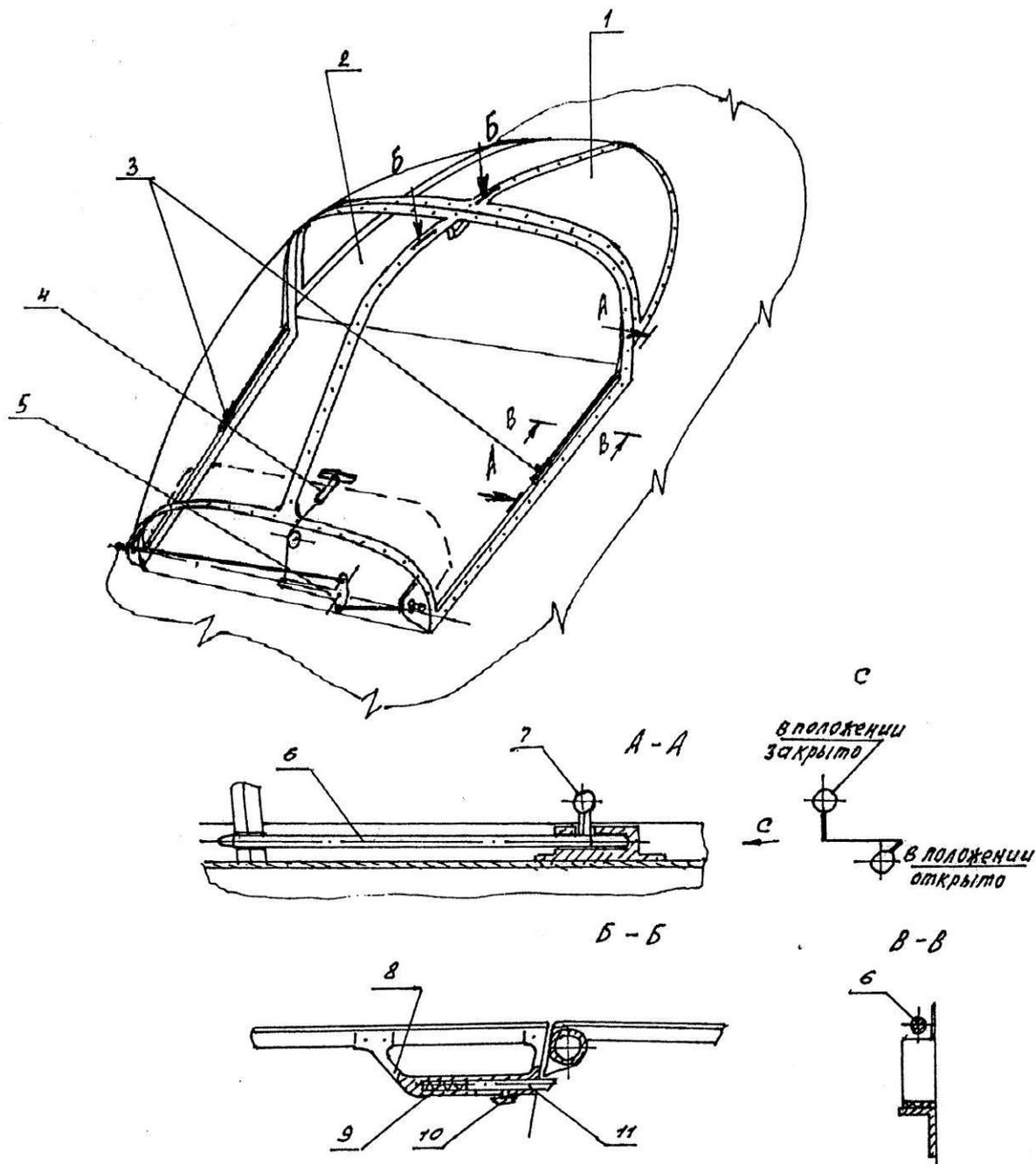


Рис. Схема фонаря кабины.

1. Задняя часть фонаря. 2. Передняя часть фонаря. 3. Запоры. 4. Ручка аварийного сброса фонаря. 5. Трехплечая качалка. 6. Стержень. 7. Ручка привода фиксации фонаря. 8. Верхняя ручка фиксации фонаря. 9. Пружина. 10. Кнопка. 11. Стержень.

В передних частях профильных коробок в подвижной части имеются вентиляционные регулируемые ручным приводом отверстия, посредством которых осуществляется контакт забортной воздушной среды с кабиной пилотов.

Остекление подвижной части фонаря состоит из двух сферических половин, выполненных из оргстекла и соединенных с каркасом винтами с гайками М4. На левой половине имеется форточка, которая крепится с помощью рояльной петли к оргстеклу и фиксируется защелкой.

Фиксация подвижной части фонаря в открытом состоянии осуществляется двумя штангами, находящимися в передней части коробчатых продольных профилей и

крепящихся на неподвижных осях. Второй конец штанг выполнен в виде ушков, которые в открытом положении фиксируются осями на бортах внутри кабины самолета.

Каркас задней неподвижной части фонаря состоит из передней окантовки в виде дюралюминиевой трубы 30x1 и выгнутой по контуру фонаря, профилированной окантовки периметра фонаря и центрального профиля.

Центральный профиль аналогичен профилю подвижной части фонаря и также склепан с дюралевым листом толщиной 0,8 мм.

Остекление неподвижной части фонаря состоит из сферического оргстекла, выполненного в виде двух половин. Окантовка склепана заклепками по периферии.

В нижних частях окантовки имеются два (слева и справа) гнезда для фиксации подвижной части.

Кресла пилотов.

Кресла пилотов установлены на шпангоутах 3 и 4. Они выполнены нерегулируемыми по высоте. Каркас кресла состоит из дюралюминиевой чашки и спинки, склепанной между собой и с двумя продольными профилями корытообразного сечения. К спинке и чашке прикреплены кронштейны крепления кресла к фюзеляжу. Правый и левый кронштейны крепления чашки сидения к фюзеляжу выполнены из алюминиевого сплава АБТ-101. Каждое кресло снабжено индивидуальной привязной системой, состоящей из плечевых поясных ремней. Правый и левый поясные ремни крепятся к кронштейнам находящимся на 4 шпангоуте в нижней части. Плечевые ремни закреплены на общем кронштейне наверху шпангоута 4 в центре за спинкой сидения.

Свободные концы ремней заканчиваются пряжками, запирающимися в центральном замке, закрепленном на правой поясной пряжке.

Обогрев и вентиляция кабины.

Система обогрева и вентиляции кабины предназначена для поддержания в кабинах самолета необходимой для пилотирования температуры воздуха.

Обогрев и вентиляция кабины самолета совмещенного типа состоит из воздухозаборника, обогревателя с клапаном, гибкого рукава и воздуховода, подводящего воздух в кабину пилотов.

Воздухозаборник установлен в лобовой части капота и отбирает воздух для вентиляции непосредственно за винтом.

Нагрев воздуха осуществляется в обогревателе, который установлен на выхлопном коллекторе двигателя. В режиме обогрева теплый воздух через воздухопровод и клапан поступает в кабину пилотов. Режим вентиляции осуществляется поворотом клапана в режим обогрева с помощью рукоятки.

3.3.5 Шасси.

Шасси самолета выполнено по трехопорной схеме с носовым колесом.

Состоит из передней стойки с колесом 300x125 и двух основных стоек с тормозными колесами 400x150. Передняя стойка установлена в нижней носовой части фюзеляжа. Основные стойки расположены на боковых нервюрах центроплана.

Передняя стойка.

Передняя стойка представляет собой цельнометаллический стержень диаметром 30 мм, изготовленный из пружинной стали и изогнутый по заданной геометрии. Верхний конец стойки располагается в двух узлах на первом и втором шпангоутах под полом кабины. Нижний конец стойки выполнен в виде оси вала с опорным буртом.

Вилка под колесо изготовлена из стали ковкой с последующей механической обработкой под колесо 300x125 модель 4 и крепится на стойке поджатием специального болта М 10 усилием 0,15 + 0,005 кгм.

Колесо с вилкой самоориентирующееся и может разворачиваться на 360 градусов.

Основные стойки.

Главные стойки самолета представляют собой стальные пластины прямоугольного сечения, изготовленные из пружинной стали и согнутые по заданному контуру.

Верхний конец пластины имеет отверстие через которое болтом М12 с гайкой она крепится к усиленной нервюре центроплана.

Фиксируются пластины коромыслом посредством двух болтов с гайками М12 на усиленной нервюре центроплана.

Нижний конец пластин обеспечивает жесткое крепление четырьмя болтами М8 полуоси колеса.

На главных стойках используются колеса модели 400х150.

На ступицах колес крепятся шестью болтами М6 тормозные диски.

Торможение осуществляется прижатием тормозных колодок с фрикционными накладками к тормозному диску. Привод тормозных колодок гидравлический.

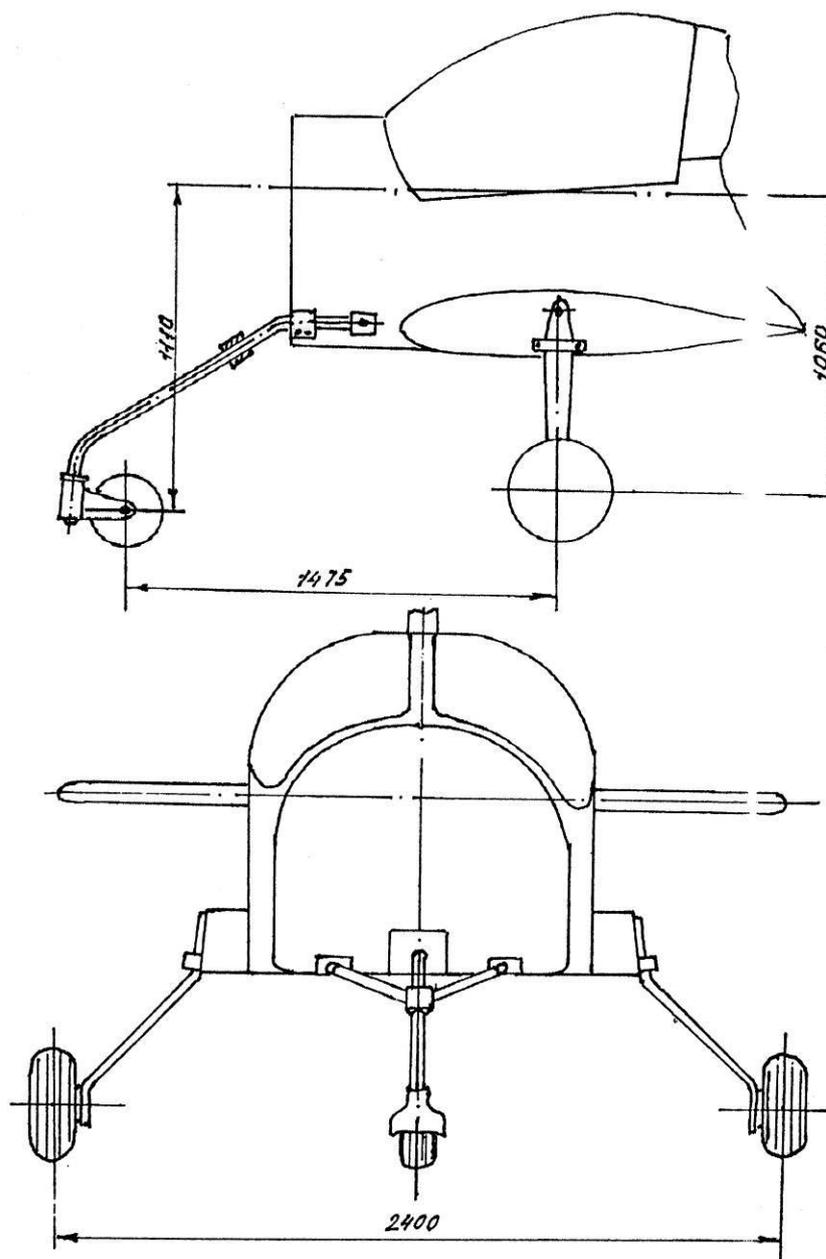


Рис. Схема шасси.

3.4 Управление самолетом.

Для обеспечения продольного, поперечного и путевого управления на самолете имеются две независимые системы - ручного и ножного управления, расположенные рядом друг с другом в одной кабине.

С помощью ручного управления осуществляется управление цельноповоротным стабилизатором (ЦПГО) и элеронами, с помощью ножного - управление рулем направления. Стабилизатор имеет обратный сервокомпенсатор, предназначенный для снятия усилий с ручки пилота в полете, управляемый электромотором.

3.4.1 Управление стабилизатором.

Управление стабилизатором осуществляется при помощи ручек управления установленных в кабине на общем валу.

При полном отклонении ручек от нейтрального положения на угол 18° на себя и 15° от себя отклонение стабилизатора составляет вверх $13^\circ 30'$ и вниз $10^\circ 30'$ соответственно. Предельные углы отклонения стабилизатора ограничены упорами, установленными на общем валу управления.

Управление стабилизатором смешанного типа:

- жесткое между шпангоутами 3-4 и 14-15
- гибкое (тросовое) между шпангоутами 4-14

Ручки управления левого и правого пилотов жестко связаны между собой общей нерегулируемой тягой.

3.4.2 Управление обратным сервокомпенсатором.

Управление обратным сервокомпенсатором ЦПГО электрическое и осуществляется с помощью электродвигателя, питающегося от бортовой сети.

Отклонение сервокомпенсатора осуществляется посредством тяги, одним концом соединенного с качалкой на сервокомпенсаторе, другим концом с двухплечей качалкой на шпангоуте и приводимого в движение электродвигателем.

3.4.3 Управление элеронами.

Управление элеронами осуществляется при помощи ручек управления установленных в кабине и проводки, соединяющей качалку ручек управления с элеронами. Проводка к каждому элерону смешанного типа:

- жесткое от ручки управления с помощью тяг и промежуточных качалок в центроплане фюзеляжа к крылу и от качалки на нервюре 6 крыла тягой к элерону
- тросовая в крыле между качалками на нервюрах 1 и 6

При отклонении ручки вправо или влево на 15 град. элероны отклоняются вверх на 28° и вниз на 10° . Предельные углы отклонения элеронов ограничиваются упорами установленными на кронштейнах на валу управления.

3.4.4 Установка ручек и вала управления.

Вал управления установлен в кабине пилотов перед шпангоутом 3 на двух опорных кронштейнах с запрессованными в них самоориентирующимися шарикоподшипниками, находящимися на дюралевых швеллерных стенках под полом кабины. Вал управления с двух сторон заканчивается стержнями диаметром 8 мм под опоры подшипников и двумя кронштейнами для крепления ручек управления. В середине вала имеется неподвижно соединенная с трубой качалка привода руля высоты.

Ручки управления шарнирно закреплены на кронштейнах трубы и соединены между собой дюралюминиевой тягой синхронизации отклонений.

Предельные отклонения ручек управления в продольном направлении ограничены упорами на качалку привода руля высоты.

Предельные отклонения ручек управления в поперечном направлении (по каналу элеронов) ограничиваются регулируемыми упорами, установленными на кронштейнах вала управления.

Каждая ручка представляет собой изогнутую стальную трубу, к которой в верхней части прикреплен резиновый рукоятка, а в нижней - шкворень, служащий для крепления ручки к валу управления и подсоединения к ней тяг.

На верхней части ручки под рукояткой имеется кронштейн. К кронштейну шарнирно крепится тормозная ручка, соединенная тросовой проводкой с главным цилиндром системы торможения колес.

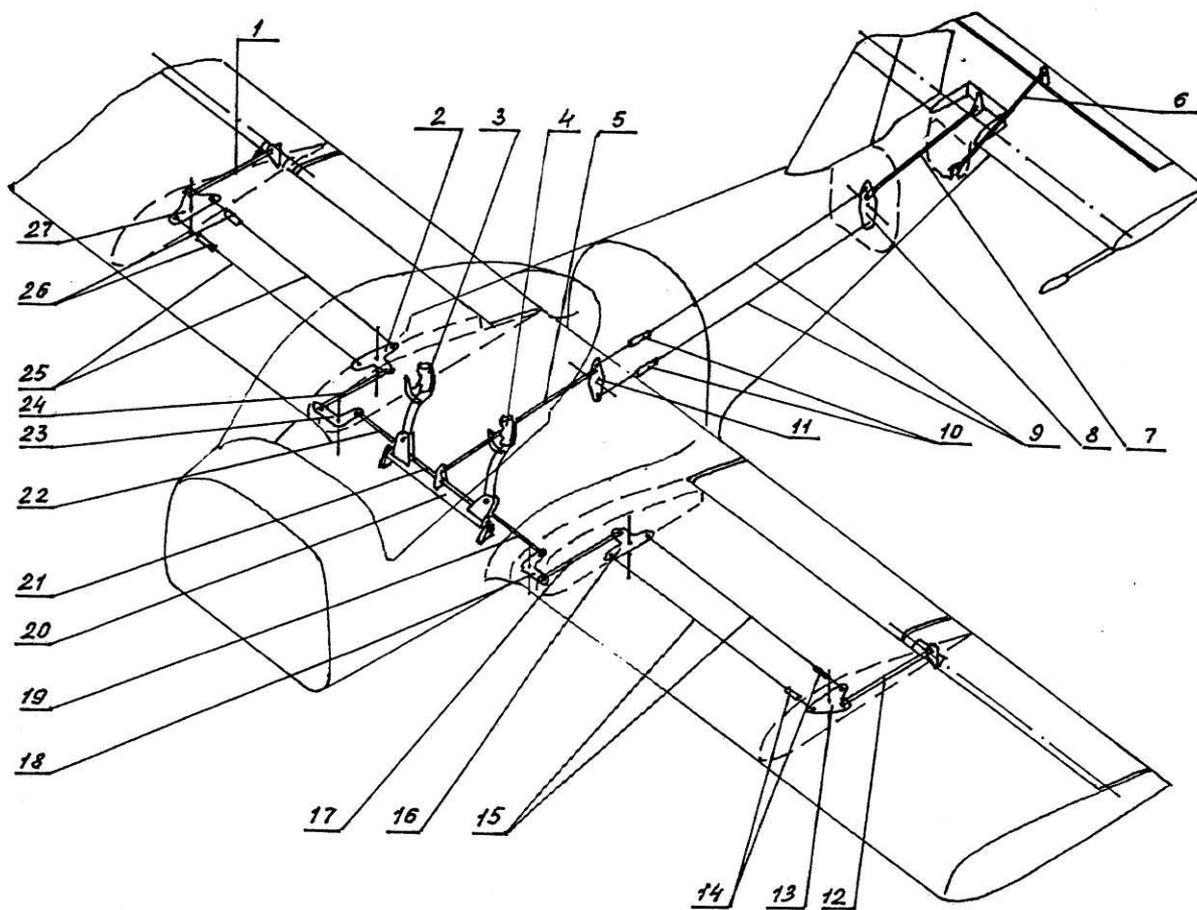


Рис. Схема управления ЦПГО и элеронами

1. Тяга. 2. Качалка. 3-4. Ручка управления. 5. Тяга. 6. Тяга сервокомпенсатора. 7. Тяга ЦПГО. 8. Качалка. 9. Троса. 10. Тандеры. 11. Качалка. 12. Тяга элерона. 13. Качалка. 14. Тандеры. 15. Троса. 16. Качалка. 17. Тяга. 18. Качалка. 19. Тяга. 20. Вал управления. 21. Тяга синхронизации. 22. Качалка. 23. Качалка. 24. Тяга. 25. Троса. 26. Тандеры. 27. Качалка.

3.4.5 Управление рулем направления.

Управление рулем направления осуществляется при помощи педалей, установленных рядом у обоих пилотов и тросовой проводки, соединяющей качалки педалей с качалкой руля направления. Полному ходу педалей соответствует отклонение руля направления на угол $\pm 28^\circ$.

Троса проводки заделаны на качалках педалей управления и проходят по бортам внутри фюзеляжа через поддерживающие ролики между шпангоутами 1-2, 4-5, 10-11. Вторые концы тросов заделаны на качалке руля направления.

Для регулировки натяжения тросов служат тандеры, расположенные перед качалкой руля направления.

3.4.6 Установка педалей в кабине.

Педали установлены на полу у обоих пилотов, нерегулируемые параллелограмного типа и связаны между собой синхронизирующей тягой.

Педали смонтированы на плите прикрепленной к полу кабины винтами с анкерными гайками. В плите на двух шарикоподшипниках закреплена ось с поперечным коромыслом.

Коромысла на концах заканчиваются отверстиями, в которых устанавливаются полозья с подножками педалей.

Подножки педалей имеют рифленую поверхность, к концам подножек закреплены ограничительные ремни. Другой конец полозьев также имеет штырь и вставляется в отверстие дополнительного коромысла, закрепленного на плите педалей. На педалях имеются регулируемые упоры для ограничения хода.

На осях каждой педали под полом закреплены двухплечие качалки, один конец которых между собой соединен синхронизирующей тягой, другие два конца качалок через направляющие ролики вдоль бортов соединены тросами с качалкой руля направления.

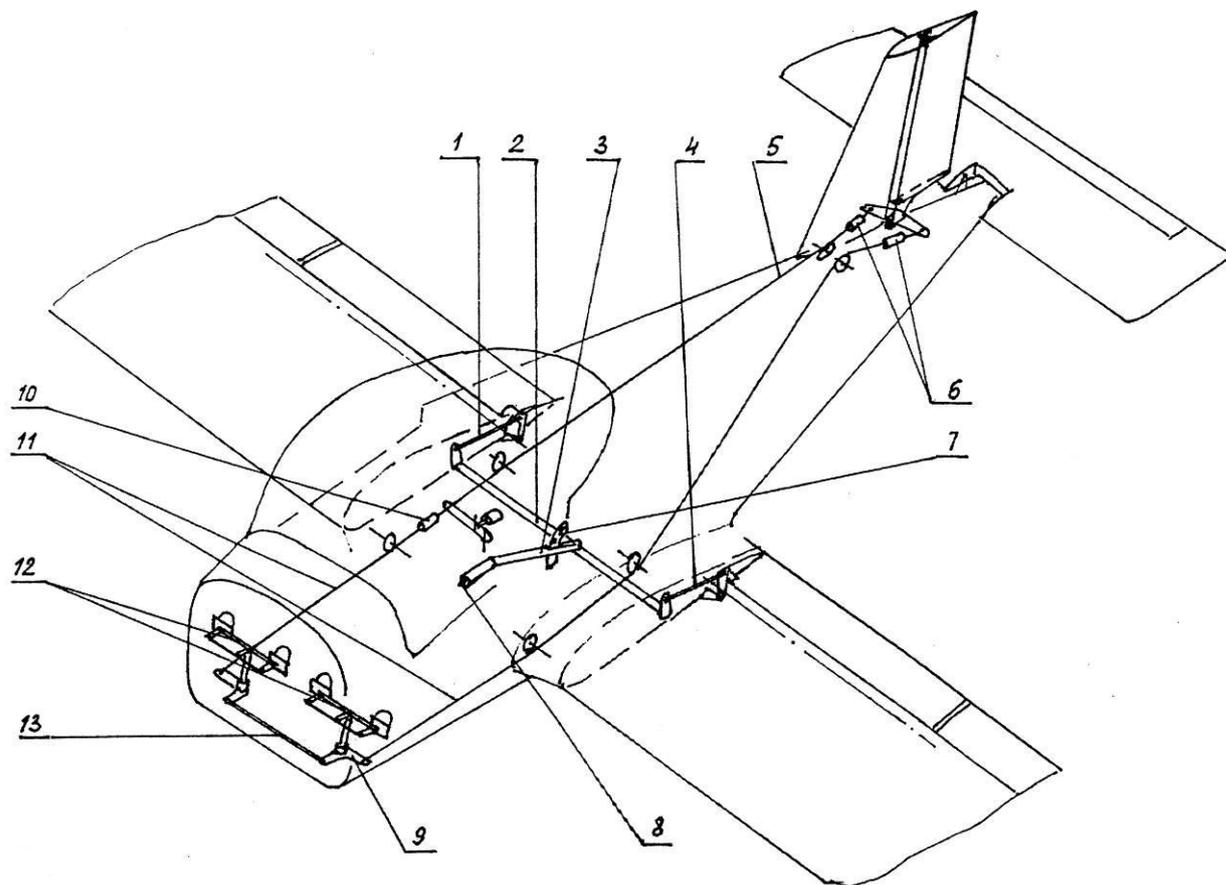


Рис. Схема управления рулем направления и закрылками.

1. Тяга. 2. Вал управления закрылками. 3. Ручка. 4. Тяга. 5. Трос. 6. Тандеры. 7. Сектор.
8. Кнопка фиксации. 9. Качалка. 10. Тандер. 11. Трос. 12. Педали. 13. Тяга синхронизации.

3.4.7 Управление закрылками.

Управление закрылками механическое и осуществляется с помощью привода ручки управления, находящейся в кабине в центре между креслами пилотов.

Вал привода закрылков выполнен из дюралюминиевой трубы диаметром 40x2, состоящей из двух половин и установлен на трех кронштейнах, которые закреплены на полу у шпангоута 4 и концевых нервюрах центроплана. В кронштейнах запрессованы подшипники скольжения. Центральный кронштейн разъемный.

Обе половины вала привода закрылков соединены разъемным фланцем к которому крепится ручка привода закрылков. С другой стороны на валу привода закреплены качалки. Качалки соединены с помощью тяг с качалками закрылков.

Ручка привода снабжена зубчатым фиксатором с кнопочным приводом на рукоятке и может быть зафиксирована в трех позициях: 0°, 20° (взлетное положение), 45° (посадочное положение).

3.4.8 Управление тормозами колес.

Управление тормозами основных колес самолета гидравлического типа. Торможение возможно как двух колес одновременно, так и каждого колеса отдельно, что является необходимым элементом при маневрировании самолета по земле.

Работа тормозов осуществляется нажатием ручки (гашетки), установленной на ручке управления, воздействуя через трос боуденовского типа на качалку привода главного цилиндра, в котором создается необходимое давление в системе. Воздействие на привод главного цилиндра дублируется гашеткой второго пилота.

Давление, созданное главным цилиндром, передается на распределительный цилиндр, который в зависимости от положения приводной качалки, связанной с положением педалей, распределяет его либо на оба рабочих цилиндра, находящихся на колесах либо по отдельности.

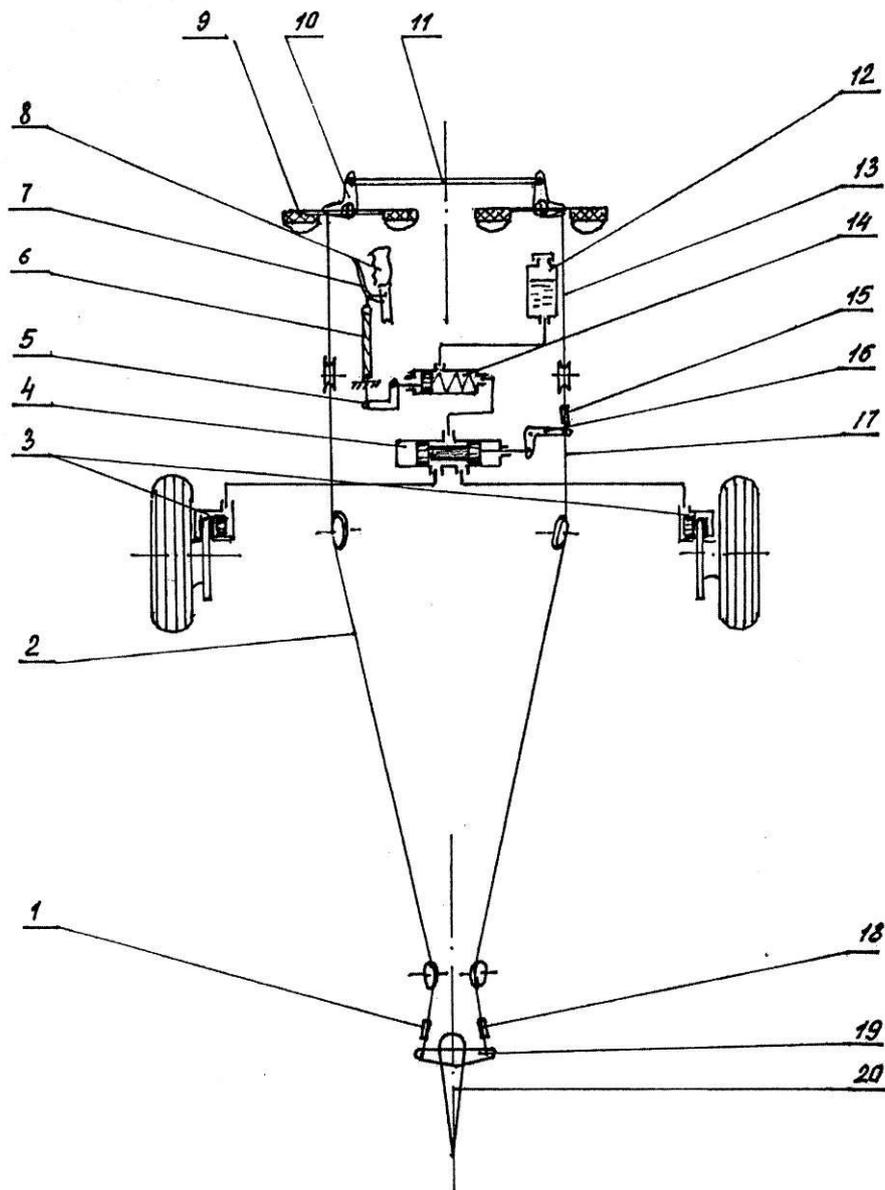


Рис. Схема управления тормозами колес.

1. Танкер. 2. Трос. 3. Рабочий цилиндр. 4. Командный цилиндр. 5. Качалка. 6. Трос. 7. Ручка тормоза. 8. Ручка управления. 9. Педали. 10. Качалка. 11. Синхронизирующая тяга. 12. Бачок. 13. Трос. 14. Главный цилиндр. 15. Танкер. 16. Качалка. 17. Трос. 18. Танкер. 19. Качалка руля направления. 20. Руль направления.

3.5 Силовая установка.

3.5.1 Двигатель

На самолете установлен авиационный двигатель внутреннего сгорания М-332 – четырехтактный, однорядный, четырехцилиндровый, воздушного охлаждения с подвесными цилиндрами, с впрыском топлива низкого давления, с центробежным нагнетателем. Воздушный винт устанавливается непосредственно на переднем конце коленчатого вала.

Охлаждение		воздушное
Количество цилиндров		4
Режимы работы двигателя, (мощность/об.мин):	Взлетный, не более 5 мин	140/2700
	Номинальный неогр. по времени	115/2550
	Крейсерский максимальный	100/2400
	Холостой	-/500
Температура головок цилиндров, °С:	минимально допустимая	70
	максимально / допустимое время	190/5 мин
	рекомендуемый диапазон	150-170
Давление топлива, кг/см ² :	минимальное	0,1
	нормальное	0,2-0,3
	максимальное	0,3
Давление масла, кг/см ² :	минимальное	2,5
	нормальное	3,0-4,0
	максимальное	4,0
Температура масла, °С:	минимально допустимая	30
	нормальная	40-80
	максимальная, не более 5 минут	85

Зависимость оборотов, наддува и расхода топлива двигателя.

Обороты, об/мин	1900	2000	2100	2200	2300	2400	2500
Наддув Р _н , мм рт.ст.	563	589	608	636	666	692	736
Расход, л/час	17	20	22	24	26	29	34

3.5.2 Воздушный винт

Тип воздушного винта (ВИШ, ВФШ и т.д.)	ВИШ
Марка воздушного винта	В 410
Диаметр / шаг воздушного винта	1,85
Тип привода изменения шага	электрический
Тяга статическая на взлетном режиме, кгс	295
Передаточное отношение от вала двигателя к воздушному винту	1:1

3.5.3 Моторама.

Моторама служит для установки двигателя на самолет и крепиться к четырем узлам, установленным на шпангоуте 0. Двигатель крепиться к раме четырьмя цапфами через резиновые амортизаторы.

Рама состоит из двух брусьев и двух подкосов, изготовленных из хромонилевых труб Ø 25 мм и снабженных четырьмя наконечниками для крепления к узлам на фюзеляже и подмоторных брусьях.

Подмоторные брусья выполнены из дюралюминиевой плиты и имеют четыре гнезда для четырех резиновых амортизаторов. Крепятся подмоторные брусья к фюзеляжу при помощи вильчатых стальных наконечников.

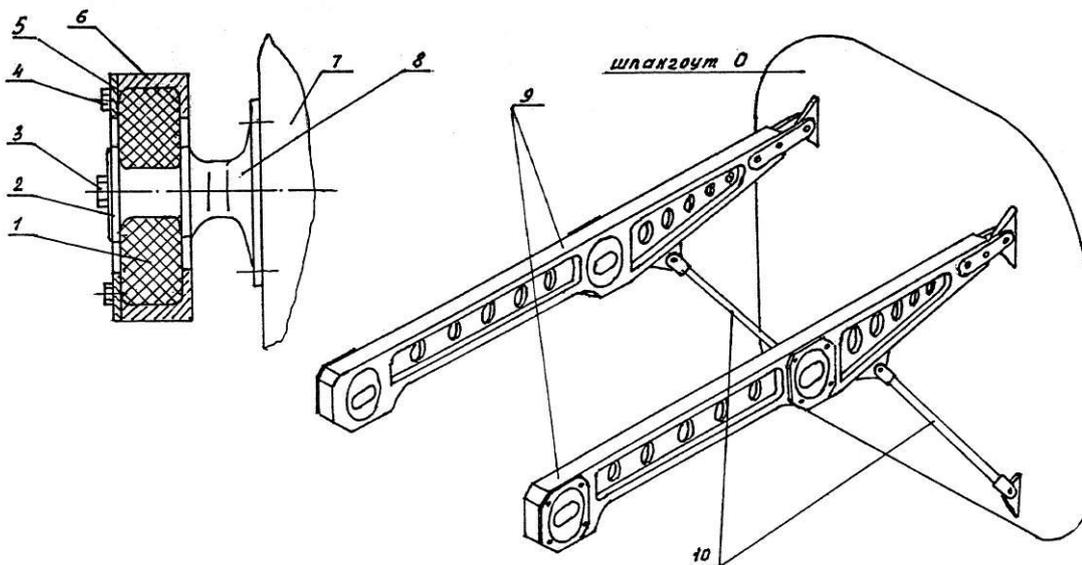


Рис. Моторная рама.

1. Резиновый амортизатор. 2. Кольцо. 3-4. Болт. 5. Опорный фланец. 6. Моторная рама. 7. Двигатель. 8. Цапфа. 9. Подмоторные брусья. 10. Подкосы.

3.5.4 Выхлопной коллектор.

Выхлопной коллектор предназначен для сбора отработанных газов из цилиндров двигателя и отвода их в пожаробезопасную зону.

Он состоит из двух отдельных частей: передней и задней. Передняя часть коллектора охватывает первый и второй цилиндр. Задняя часть коллектора охватывает третий и четвертый цилиндры. Обе части соединены хомутом. Внутри коллектора вварена труба, которая служит калорифером для обогрева кабины.

К двигателю коллектор соединен патрубками с фланцами. Фланцы патрубков закреплены к двигателю шпильками с гайками. Патрубки и коллектор изготовлены из нержавеющей стали.

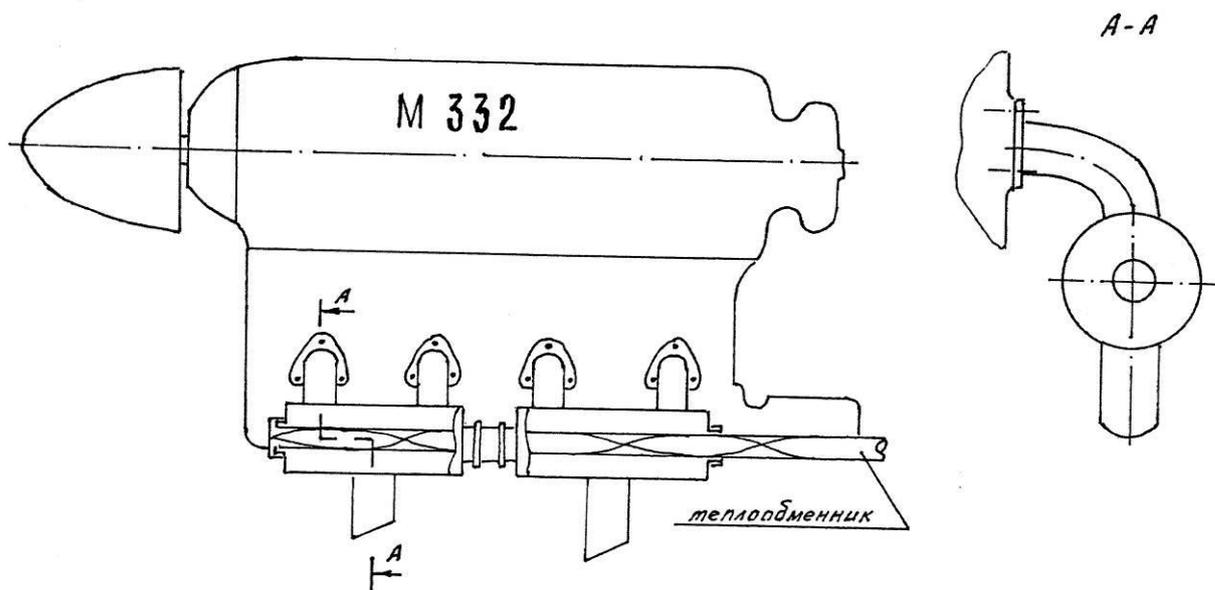


Рис. Выхлопной коллектор.

3.5.5 Топливная система

Топливная система состоит из двух сварных алюминиевых баков, которые расположены в левой и правой консолях крыла самолета, пожарного крана, установленного на нулевом шпангоуте, фильтра тонкой очистки, заливного шприца, предохранительного клапана, сливных кранов, заправочных горловин, системы жестких и гибких трубопроводов и контрольно-измерительных приборов. Общая емкость топливных баков составляет 90 литров.

Пожарный кран управляется при помощи тяги из кабины пилотов и имеет два положения ОТКРЫТО и ЗАКРЫТО. В положении ОТКРЫТО топливо поступает из обоих баков в фильтр тонкой очистки и далее в топливный насос. Заливной шприц имеет три положения В СИСТЕМУ, ВЫКЛ, В ЦИЛИНДРЫ. В положении В СИСТЕМУ заливной шприц создает давление в самой системе, в положении В ЦИЛИНДРЫ подается через форсунку во всасывающий патрубок. Предохранительный клапан предохраняет поплавковую камеру от превышения давления в топливной системе. Контроль давления топлива осуществляется при помощи датчика давления топлива и указателя ЭМИ-3К.

Топливная система обеспечивает бесперебойную работу двигателя на всех режимах полета. В качестве топлива используется бензиновая смесь из автомобильных бензинов марки АИ-76 и АИ-92 для получения октанового числа 80.

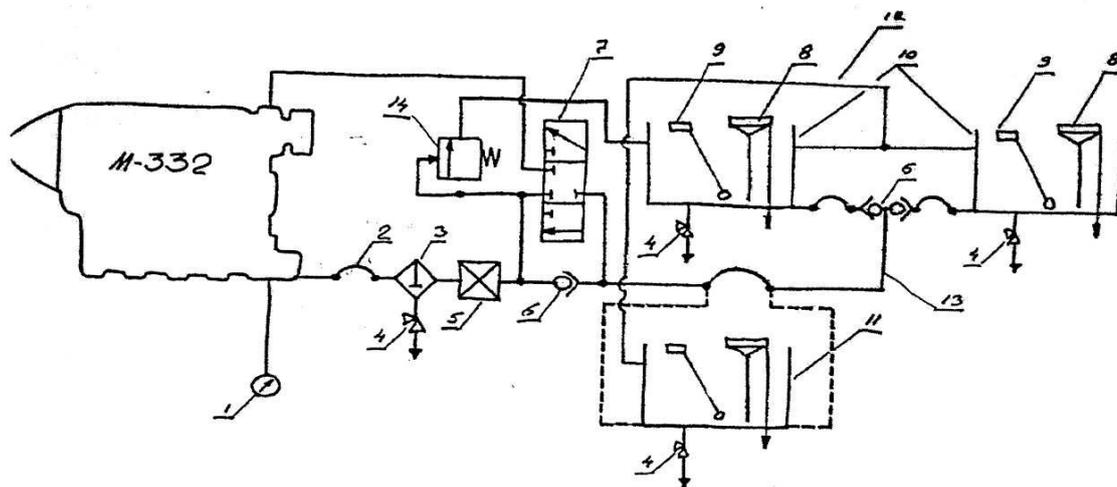


Рис. Принципиальная схема топливной системы.

1. Приемник давления топлива П-1Б.
2. Гибкий шланг.
3. Фильтр тонкой очистки-отстойник.
4. Сливной кран.
5. Пожарный кран.
6. Обратный клапан.
7. Заливной шприц.
8. Заливная горловина.
9. Датчик уровня.
10. Крыльевые баки.
11. Дополнительный бак.
12. Линия дренажа.
13. Топливная магистраль.
14. Предохранительный клапан.

3.5.6 Маслосистема

Масляная система предназначена для подачи смазки к трущимся деталям двигателя. В качестве смазки для двигателя М-332 используется минеральное масло МС-20, но возможно применение масел зарубежного производства типа AEROCHELL OIL 100, AEROCHELL OIL 120, TOTAL AVIATIN 100, TOTAL AERO 100 и др, предназначенных для работы авиационных двигателей.

Масляная система состоит из масляного бака емкостью 10 литров, изготовленного из алюминиевого сплава марки АМЦ, гибких маслопроводов, сливного крана, заправочной горловины.

В масляной системе имеется два масляных шестеренчатых насоса - главный и второстепенный. Главный насос состоит из нагнетающего и откачивающего. Масло из масляного бака самотеком подается к нагнетающему насосу через фильтр-отстойник, а затем по каналам в двигателе ко всем трущимся деталям двигателя. Далее масло собирается в нижней части двигателя и с помощью второстепенного насоса подается к главному откачивающему насосу, который возвращает масло в масляный бак.

Контроль температуры масла осуществляется на входе при помощи датчика П-1, давление контролируется датчиком ПМ-15Б. Указателем является ЭМИ-ЭК.

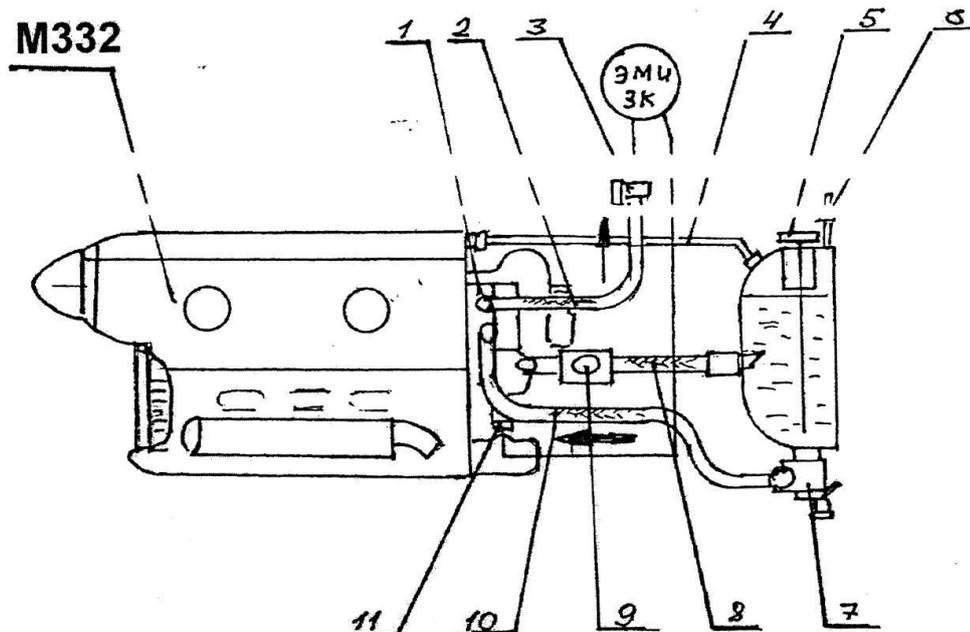


Рис. Принципиальная схема маслосистемы.

1. Маслонасос. 2. Трубопровод давления масла. 3. Датчик давления масла ПМ-15Б.
4. Трубопровод суфлирования двигателя. 5. Заливная горловина. 6. Дренаж бака.
7. Сливной кран. 8. Трубопровод отработанного масла. 9. Обратный клапан.
10. Трубопровод входного масла. 11. Датчик температуры масла.

3.5.7 Управление двигателем и агрегатами.

Управление двигателем и его агрегатами состоит из управления дроссельной заслонкой насоса впрыска (газом), шагом винта, пожарным краном, нагнетателем и высотным корректором.

Управление дроссельной заслонкой впрыскивающего насоса спаренное и имеется у каждого пилота. Привод управления газом жесткий и состоит из двух тяг с рукоятками, соединенными с качалками по краям общего коромысла на шпангоуте 0. Соединение рычага привода дроссельной заслонки с коромыслом осуществляется регулируемой тягой, посредством качалки на коромысле. Приводная тяга управления газом левого пилота закреплена в левой части шпангоута 2 и снабжена цанговым зажимом. Приводная тяга управления газом второго пилота закреплена посередине под приборной доской и цангового зажима не имеет.

Управление нагнетателем двигателя осуществляется из кабины пилотов посредством тяги, проходящей через имеющиеся прорези в приборном блоке и на шпангоуте. Тяга со стороны кабины имеет ручку привода (шарик). Второй конец тяги имеет регулируемую вилку, при помощи которой соединяется с рычагом привода нагнетателя. Управление нагнетателем из кабины может осуществляться как одним, так и вторым пилотом.

Высотный корректор двигателя имеет механический привод и находится на центральном посту в центре кабины. Осуществляется от ручки (кнопки) при помощи тяги, промежуточной качалки и соединенной вилкой с рычагом привода высотного корректора на впрыскивающем насосе.

Управление шагом винта электрическое и осуществляется трехпозиционным переключателем. На приборной доске позиции переключателя обозначены: МЕНЬШЕ←ШАГ→БОЛЬШЕ.

Пожарный кран предназначен для отключения топливной системы от двигателя. Располагается на центральном пульте в кабине пилотов. Приводится в действие поворотом флажка в положение вертикально — «открыто» и горизонтально — «закрыто». Флажок соединен посредством тяги с главным краном-фильтром топливной системы.

3.6 Оборудование.

3.6.1 Пилотажно-навигационное:

- Указатель скорости УС-400
- Высотомер ВД-10
- Вариометр ВР-10М
- Авиагоризонт АГИ-1
- Указатель магнитного курса
- АЧС-1
- Указатель перегрузки АМ-10

3.6.2 Радиосвязное:

- УКВ радиостанция «Баклан»
- Самолетное переговорное устройство СПУ-9
- головные гарнитуры – 2 шт.

3.6.3 Электрооборудование:

- Аккумуляторная батарея – 2 шт по 12 В
- Генератор
- Реле напряжения РЛ-2М
- 3-х фазный преобразователь ПАГ-1Ф
- Пусковой зуммер ПК-45
- Переключатель магнето ПМ-1
- Электромотор управления триммером РВ
- Электромотор управления шага винта
- Вольтамперметр ВА-2

3.6.4 Приборы контроля работы двигателя:

- Трехстрелочный указатель ЭМИ-3К (температура масла, давление топлива, давление масла)
- Указатель оборотов двигателя
- Указатель температуры головок цилиндров ТЦТ-1
- Указатели уровня топлива – 2 шт
- Указатель наддува МВ 16

3.7 Прочие системы ВС

В этом пункте указываются данные (назначение, устройство, характеристики) о системах не отраженных выше.

3.8 Массовые и центровочные характеристики ВС.

Максимальная взлетная масса, кгс	815
Нормальная взлетная масса, кгс	770
Масса пустого, кгс	545
Масло, кгс	5
Топливо, кгс	70
Экипаж, кгс	150
Полезная нагрузка, кгс	45
Предельно передняя центровка, % САХ	19
Предельно задняя центровка, % САХ	26
Диапазон допустимых центровок, % САХ	19 - 26

4. Летно-технические характеристики.

Скорость сваливания, км/ч:		
посадочная конфигурация, закрылки 45 град		90
взлетная конфигурация, закрылки 20 град		95
крейсерская конфигурация		100
Скорости, км/ч:		
отрыва		90
набора высоты		120
крейсерская		170
максимальная в горизонтальном полете		190
максимальная допустимая		280
захода на посадку		130
максимальная во взлетной конфигурации		160
максимальная в посадочной конфигурации		140
Скороподъемность максимальная, м/сек:		
во взлетной конфигурации / при скорости		3,6 / 120
в крейсерской конфигурации / при скорости		3 / 130
в посадочной конфигурации / при скорости		2 / 120
Длина разбега, м.		200
Взлетная дистанция (до Н=15м.), м.		450
Длина пробега, м.		250
Посадочная дистанция (с Н=15м.), м.		450
Максимальная дальность полета, км.		750
при скорости, км/ч		160
Максимальная продолжительность полета, ч		7
при скорости, км/ч		150
Практический потолок, м.		3600
Эксплуатационная перегрузка, n _y (закрылки убраны)	Положительная	6
	Отрицательная	-3

5. Условия эксплуатации

Самолет Дельфин-2 относится к категории ЕЭВС, может использоваться с наземных аэродромов с подготовленной ГВПИ или ИВПИ и предназначен для выполнения учебно-тренировочных, туристических, демонстрационных и других неакробатических полетов в светлое время суток по правилам визуального полета.

При выполнении полетов разрешены любые маневры, необходимые для осуществления нормального полета, при которых угол крена не превышает 60 градусов.

Метеорологический минимум для взлета и посадки:

высота нижней границы облаков, м	150
видимость, м	3000
Максимальная допустимая высота полета, м	3600
Высота аэродрома над уровнем моря.....	1500 м
Температура наружного воздуха на аэродроме, °С	+35 -30
Влажность при температуре +35 °С	80
Максимально допустимые значения встречной составляющей скорости ветра при взлете и посадке.....	12 м/с
Максимально допустимые значения боковой составляющей скорости ветра при взлете и посадке.....	9 м/с
Максимально допустимые значения попутной составляющей скорости ветра при взлете и посадке.....	2 м/с
Плотность грунта.....	6 кг/см

ВНИМАНИЕ! ПОЛЕТ В ЗОНЕ ГРОЗОВОЙ АКТИВНОСТИ И ОБЛЕДЕНЕНИЯ, А ТАКЖЕ ВБЛИЗИ МОЩНО-КУЧЕВЫХ И КУЧЕВО-ДОЖДЕВЫХ ОБЛАКОВ - ЗАПЕЩЕН!

6. Ограничения

Максимально допустимая скорость полёта по прибору:

- с закрылками, выпущенными на 20°	160 км/ч
- с закрылками, выпущенными на 45°	140 км/ч
Максимальная скорость пилотирования по прибору:	230 км/ч
Минимально допустимая скорость полёта по прибору с убранными закрылками	120 км/ч

ВНИМАНИЕ! Скорость сваливания в Г.П. по прибору: 100 км/ч

Допустимые маневренные перегрузки в полете:

- максимально допустимая эксплуатационная перегрузка	+6,0
- минимальная перегрузка по работоспособности двигателя (кратковременно)	-1,5
- диапазон эксплуатационных перегрузок:	-1,5...+6,0
Ограничения по маневрированию	
- допускается выполнение виражей с креном	не более 60°

ВНИМАНИЕ! Выполнение, выполнение акробатических полетов на самолете "Дельфин-2" – запрещается!

Разрешается выполнение полета при минимальном составе экипажа самолета Дельфин-2 состоящего из одного пилота.

При выполнении полетов на борту самолета не может находиться более 2 человек. Количество привязных ремней соответствует нахождению на борту самолета не более 2 человек.