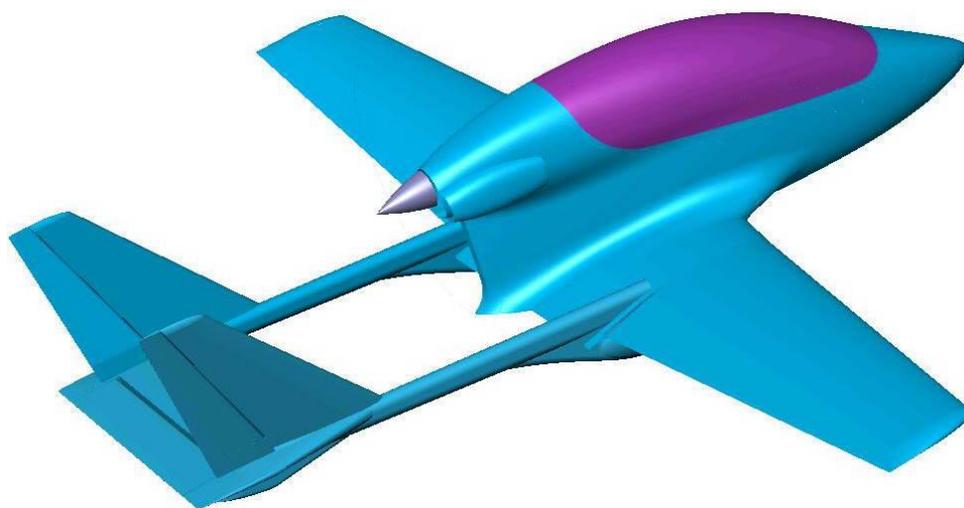


**РУКОВОДСТВО
ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ
САМОЛЕТА
СИГМА-5**



2010

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ОБЩЕЕ СОДЕРЖАНИЕ

Раздел 1. Общие сведения

Раздел 2. Эксплуатационные ограничения

Раздел 3. Подготовка к полету

Раздел 4. Выполнение полета

Раздел 5. Особые случаи полета

Раздел 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Назначение, конструкция и условия эксплуатации

Самолет **Сигма-5** предназначен для учебных и тренировочных полетов, для авиатуризма, патрулирования, и других полетов неакробатического применения, при которых разрешены любые маневры, необходимые для выполнения нормального полета и при которых угол крена не превышает 60° .

Самолет представляет собой двухбалочный низкоплан нормальной схемы с силовой установкой с толкающим воздушным винтом, расположенной позади кабины. Основным силовым элементом самолета является центроплан, к которому крепятся консоли крыла, хвостовые балки, стойки основного шасси и кабина. Общий вид самолета представлен на рис.1.

Центроплан крыла и хвостовые балки выполнены из металла. Центроплан прямоугольной формы в плане представляет собой клепаную кессонную конструкцию и содержит герметичный отсек для топлива. Центральная часть крыла оснащена выдвигаемым щелевым закрылком, изготовленным из стеклопластика.

Консоли крыла выполнены с сужением, изготовлены из стеклопластика. Панели крыла и стенка лонжерона имеют трехслойную конструкцию с пенопластовым наполнителем. Консоли крыла оснащены выдвигаемыми щелевыми закрылками и элеронами, изготовленными из стеклопластика.

Горизонтальное оперение установлено между балок в их хвостовой части, содержит прямоугольные на виде в плане стабилизатор и руль высоты. Вертикальное оперение состоит из двух килей с установленными на них рулями направления. Все элементы оперения изготовлены из стеклопластика трехслойной конструкции. Руль высоты имеет весовую балансировку и оснащен триммером.

На нижней поверхности балок в их хвостовой части установлены фальшкили с подрессоренными хвостовыми предохранительными опорами.

Кабина экипажа с тандемным расположением сидений пилотов изготовлена из стеклопластика, содержит силовой каркас из шпангоутов и продольной балки коробчатого сечения. На балке крепятся сидения экипажа, внутри балки проходят элементы управления. Кабина оснащена фонарем из акрилового оргстекла, открывающимся вправо. Для посадки экипажа в кабину с левой стороны кабины установлена телескопическая убирающаяся подножка. Переднее сидение имеет регулировку положения в продольном направлении и по наклону, заднее сидение может откидываться вперед для обеспечения доступа к багажному отсеку.

Система управления сдвоенная, педали имеют индивидуальную регулировку под рост летчика. Проводка управления рулем высоты, рулями направления и элеронами жесткая, состоит из трубчатых тяг, валов и качалок. Управление закрылками осуществляется с помощью электромеханизма.

Шасси самолета трехопорное с носовым колесом, убирающееся. Главные стойки шасси имеют рычажную конструкцию, оснащены жидкостно-газовыми амортизаторами. Основные колеса оборудованы дисковыми тормозами с гидравлическим приводом. Передняя стойка шасси рессорного типа, носовое колесо управляемое. Уборка шасси производится с помощью электромеханизмов. При убранном положении колеса основных опор шасси выступают снизу из обтекателей примерно на 70 мм, что обеспечивает значительную долю вероятности благополучного исхода без повреждений конструкции самолета в случае посадки с убранными шасси.

Силовая установка – поршневой двигатель ROTAX-912ULS с трехлопастным воздушным винтом. Мощность двигателя – 100 л. с. при 5800 об/мин.

Конструкция и оборудование самолета позволяют выполнять полеты в простых метеоусловиях в светлое время суток по правилам визуальных полетов (ПВП). Самолет

может эксплуатироваться во всех климатических зонах в диапазоне температур окружающего воздуха от -25 до $+40$ °С. Могут использоваться грунтовые ВПП или ВПП с твердым покрытием длиной не менее 300 м.

Особенностью самолета, определяющей выбор его компоновочной схемы, является возможность быстрого складывания консолей крыла путем поворота их вверх - назад относительно наклонной оси, что обеспечивает удобство его транспортировки и хранения. Складывание крыла производится вручную одним человеком без применения инструмента. Консоли в сложенном положении опираются на специальные подкосы, которые одним концом крепятся к узлам на верхней стороне хвостовых балок, а вторые концы этих подкосов со сферическими наконечниками с лысками вставляются в специальные гнезда на верхней поверхности консолей крыла. При раскладывании крыла в полетную конфигурацию происходит автоматическая стыковка систем управления элеронами и закрылками.

При перевозке самолета путем буксировки его за автомобилем к носовой части самолета монтируется специальное сцепное устройство, а передняя стойка шасси убирается. Для большей компактности самолета при движении по дороге возможно дополнительное складывание закрылков консолей крыла поворотом их задней кромкой вверх. Самолет оборудован огнями автомобильного типа, установленными в хвостовой части. В передней части обтекателей основных стоек шасси установлены фары.

Самолет в полетной конфигурации представлен на рис.2, при сложенном положении консолей на рис.3.

Самолет может оборудоваться быстродействующей парашютной системой (БПС), винтом изменяемого шага (ВИШ), дополнительными приборами или целевой аппаратурой по согласованию с заказчиком.

Общий вид самолета Сигма-5

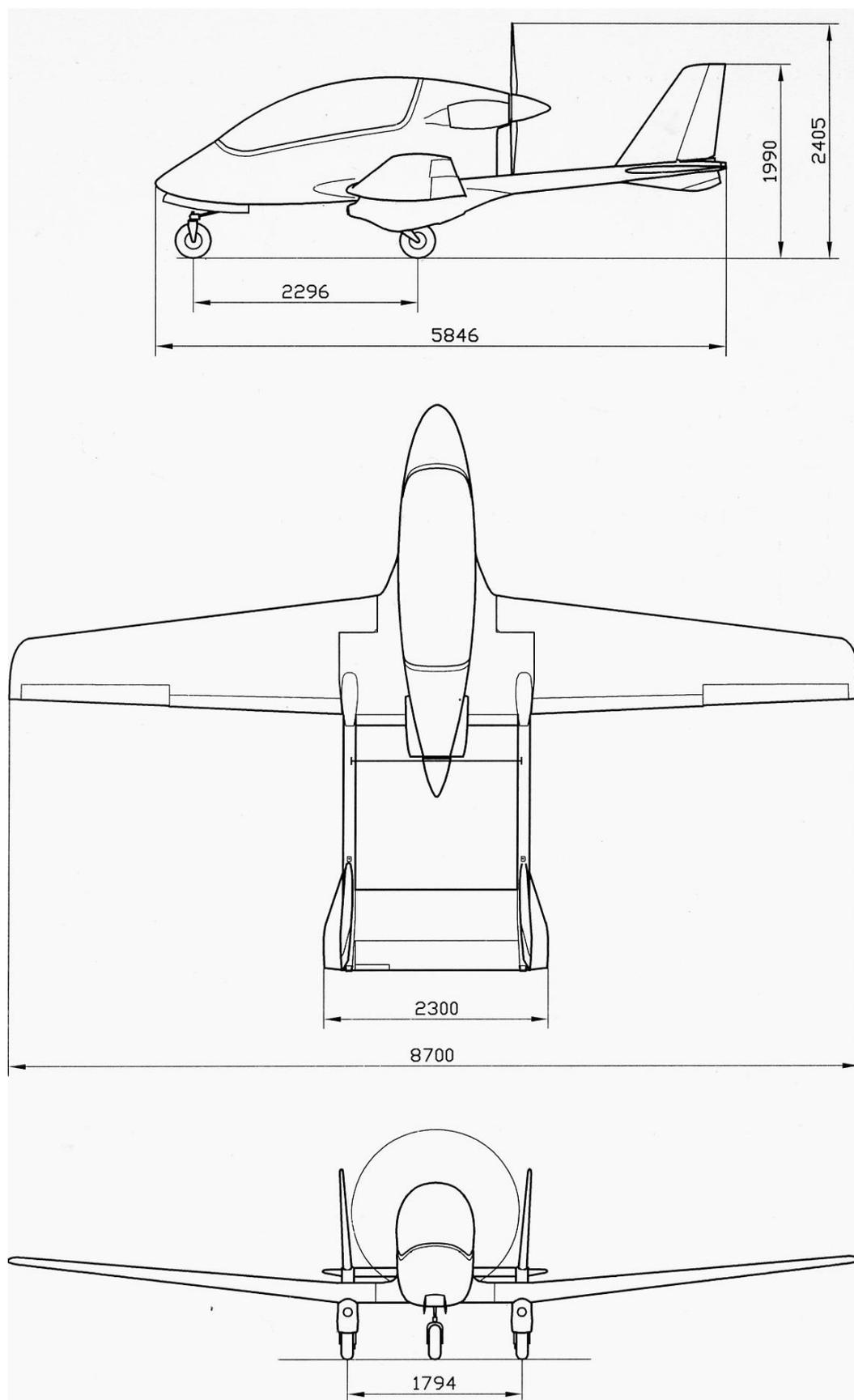


Рис.1

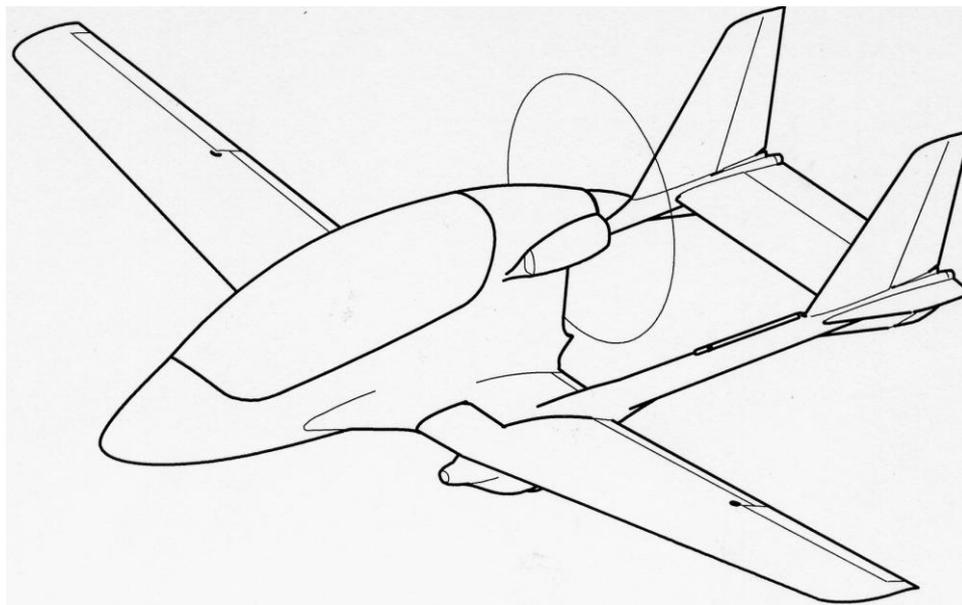
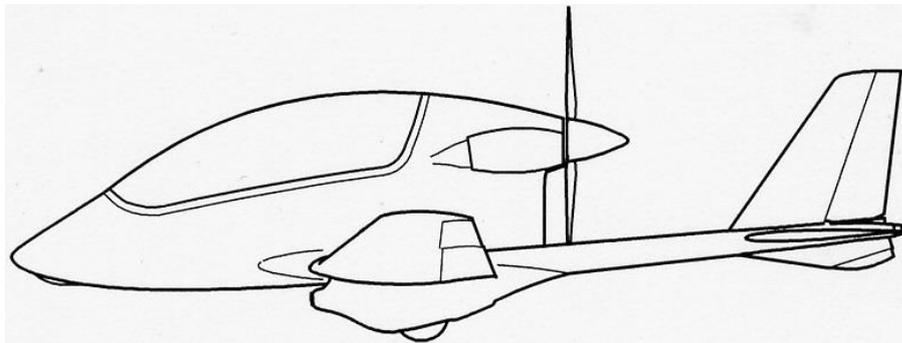


Рис. 2

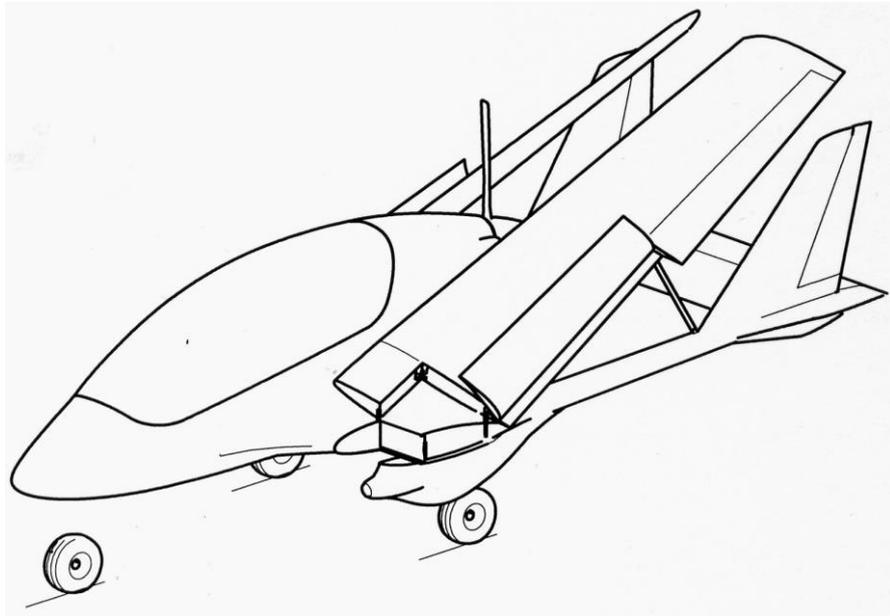
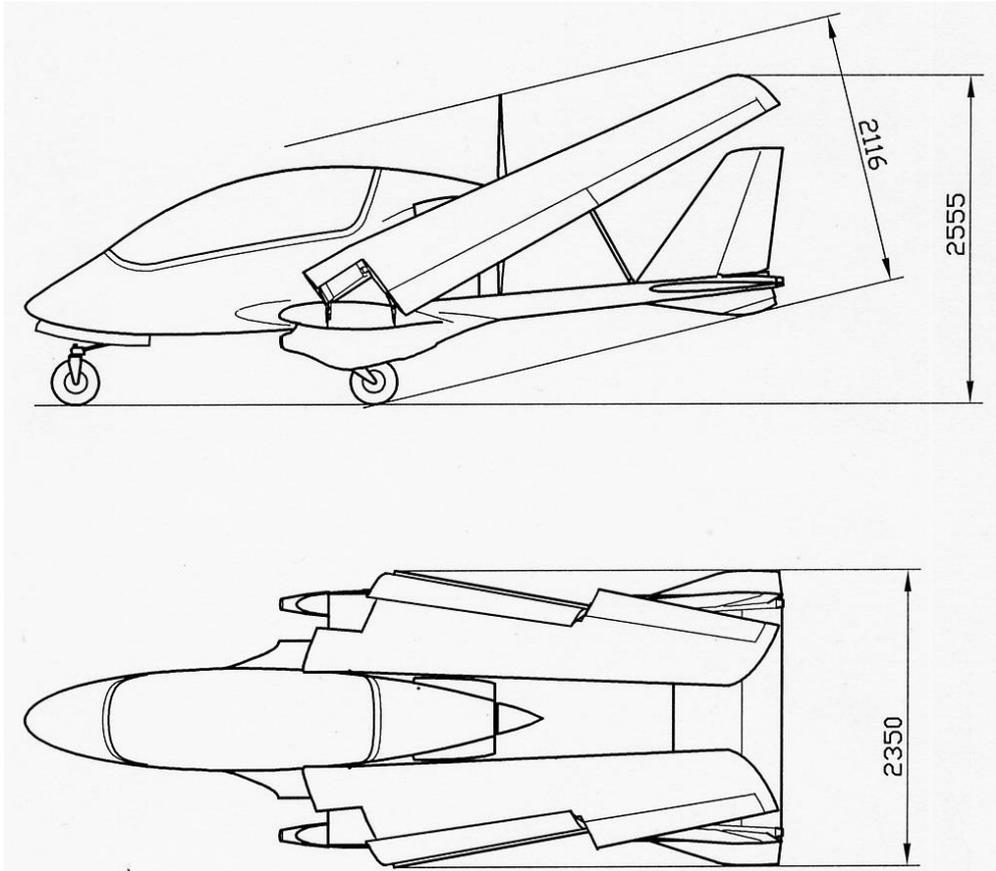


Рис.3

Геометрические характеристики самолета

Габаритные размеры

Размах, м.	8.7
Длина, м.	5.85
Высота, м.	2.4

Крыло

Размах крыла, м.	8.7
Площадь крыла, м ²	8.7
Удлинение	8.7
Сужение	2.33
Средняя аэродинамическая хорда, м.	1.053
Угол установки крыла, °	2.5
Угол поперечного V крыла, °	5.5
Геометрическая крутка крыла, °	-2
Угол стреловидности (по линии 1/4 хорд), °	4
Размах элеронов, м.	1.5
Относительная хорда элерона	0.3
Площадь элеронов, м ²	1.11
Угол отклонения элерона: вверх, °	25
вниз, °	20
Размах закрылков, м.	5.45
Относительная хорда закрылка	0.27
Площадь закрылков, м ²	$0.57 + 2 \times 0.42 = 1.41$
Угол отклонения закрылков: на взлете, °	20
на посадке, °	40

Горизонтальное оперение

Размах, м.	2.3
Площадь горизонтального оперения, м ²	1.85
Удлинение	2.74
Сужение	1.0
Хорда, м.	0.84
Угол установки горизонтального оперения, °	-2.5
Относительная хорда руля высоты	0.4
Площадь руля высоты, м ²	0.56
Угол отклонения руля высоты: вверх, °	30
вниз, °	20
Коэффициент статической устойчивости, A _{го}	0.57

Вертикальное оперение

Высота, м.	1.29
Площадь, м ²	$2 \times 0.96 = 1.92$
Удлинение	1.7
Сужение	2.8
Площадь руля направления, м²	$2 \times 0.284 = 0.568$

Угол отклонения руля направления: влево, °	25
вправо, °	25
Коэффициент статической устойчивости, $V_{во}$	0.073

Фюзеляж (кабина)

Длина, м.	3.6
Ширина, м.	0.78
Высота, м.	1.29
Количество мест (включая места пилотов)	2
Количество проемов для аварийного покидания и их габариты	1 1.8 x 0.7

Шасси

База, м.	2.3
Колея, м.	1.79
Размер основных колес,	360x120
Размер носового/хвостового колеса	360x120

Управление

Ход ручки (штурвала) по тангажу, мм.	
на себя от нейтрالي	130
от себя от нейтрالي	100
Ход ручки (штурвала) по крену от нейтрالي, мм.	90
Ход педали от нейтрالي, мм.	60

Силовая установка

Двигатель

Тип двигателя	четырёхтактный
Марка двигателя	ROTAX-912ULS
Охлаждение	жидкостно-воздушное
Мощность максимальная, kW(л.с.)/об./мин	73.5 (99) / 5800
Режимы работы двигателя, kW(л.с.)/об./мин:	
• Взлетный	73.5 (99) / 5800
• допустимое время работы на взлет. режиме	5 мин.
• номинальный (л.с./об.мин)	69 / 5500
• крейсерский (л.с./об.мин)	51 / 5000
• малый газ	/ 1400
Температура головок цилиндров, °C:	
• минимальная	50
• максимально допустимая	135
• рекомендуемый диапазон	80-110
Давление масла, кг/см ² :	
• минимальное	2.0
• максимальное	7.0
• нормальное	2.0 – 5.0

Температура масла, °С:	
• минимальная	50
• максимальная	130
• рекомендуемый диапазон	90 – 110
Марки применяемого топлива	АИ-95
Марки применяемого масла	Для четырехтактных двигателей не ниже SF или SG API
Объем топливных баков, литр.	102
Объем маслобака, литр.	2.75

Воздушный винт

Тип воздушного винта	Трехлопастный переставного. шага
Диаметр/шаг воздушного винта	1.7 / 1.35
Тяга статическая на взлетном режиме, кгс	200
Передаточное отношение к воздушному винту	2.43 : 1

Оборудование

Пилотажно-навигационное:

Указатель скорости УС-350
 Указатель высоты ВД-10
 Вариометр ВР-10
 Указатель скольжения (шарик)
 Указатель количества топлива

Радиосвязное:

Радиостанция ICOM А-200

Электрооборудование:

Аккумуляторная батарея 27 А.ч 12V
 Выпрямитель регулятор
 Генератор P12W250
 Вольтметр
 Замок с подпружиненным положением «стартер»
 Выключатели, АЗС

Приборы контроля работы двигателя:

Комплексный прибор контроля параметров двигателя FLYdat(обороты, температура головки, температура масла, температура выхлопных газов, давление масла, время наработки)

Массовые и центровочные характеристики

Взлетная масса, кгс	600
Масса пустого (без БПС и ВИШ), кгс	340
Масло, кгс	2.2
Снаряжение, кгс	4
Невырабатываемый остаток топлива, кгс	2
Масса снаряженного самолета, кгс	348
Топливо, кгс	72
Полезная нагрузка, кгс	180
Центровка снаряженного самолета, % САХ	50
Предельно передняя центровка, % САХ	22
Предельно задняя центровка, % САХ	28

Летно-технические характеристики

Скорость сваливания, км/час	
- посадочная конфигурация	76
- взлетная конфигурация	85
- крейсерская конфигурация	96
Скорость, км/час	
- взлета	90
- набора высоты	120-140
- крейсерская	240
- максимальная в горизонтальном полете	270
- максимальная допустимая	320
- захода на посадку	120-130
- максимальная во взлетной конфигурации	180
- максимальная в посадочной конфигурации	140
Скороподъемность максимальная, м/сек	5.5
Длина разбега, м.	124
Взлетная дистанция (Н=15м.), м.	290
Длина пробега, м.	110
Посадочная дистанция (Н=15м.), м.	400
Максимальная дальность полета, км.	1300
- при скорости, км/час	170
Максимальная продолжительность полета, час	7.0
- при скорости, км/час	160

Раздел 2. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Масса, центровки, скорости, перегрузки

Максимальная взлетная масса, кг. 600

Предельная центровка: передняя, % САХ 22

задняя, % САХ 28

Максимальная допустимая скорость, км/час:

• во взлетной конфигурации 180

• в крейсерской конфигурации 320

• в посадочной конфигурации 140

Минимальная допустимая скорость, км/час:

• во взлетной конфигурации 90

• в крейсерской конфигурации 100

• в посадочной конфигурации 80

Скорость отрыва, км/час (конфигурация взлетная) 82

Максимальный угол крена, ° 60

Макс. Эксплуатационная перегрузка (из условий прочности),

+n_y +4.4

- n_y -2.2

Минимальная перегрузка из условия нормальной работы двигателя +0.5

Силовая установка

Макс. Допустимые обороты двигателя/время 5800 / 5 мин.

Температура головок цилиндров (жидкости), °С:

• минимальная 50

• максимальная 135

Давление масла, кг/см²:

• минимальное 2.0

• максимальное 7.0

Температура масла, °С:

• минимальная 50

• максимальная 130

Марки применяемого топлива Автомобильный бензин с окт. числом не ниже 90 по

Марки применяемого масла Для четырехтактных двигателей исследователскому методу не ниже SF или SG API

Предельно допустимая скорость ветра

Встречный ветер при взлете и посадке = 10 м/с

Попутный ветер при взлете и посадке = 4 м/с

Боковая составляющая скорости ветра под углом 90° к ВПП – 6 м/с