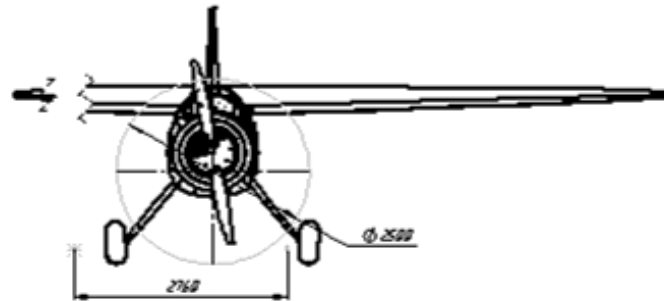
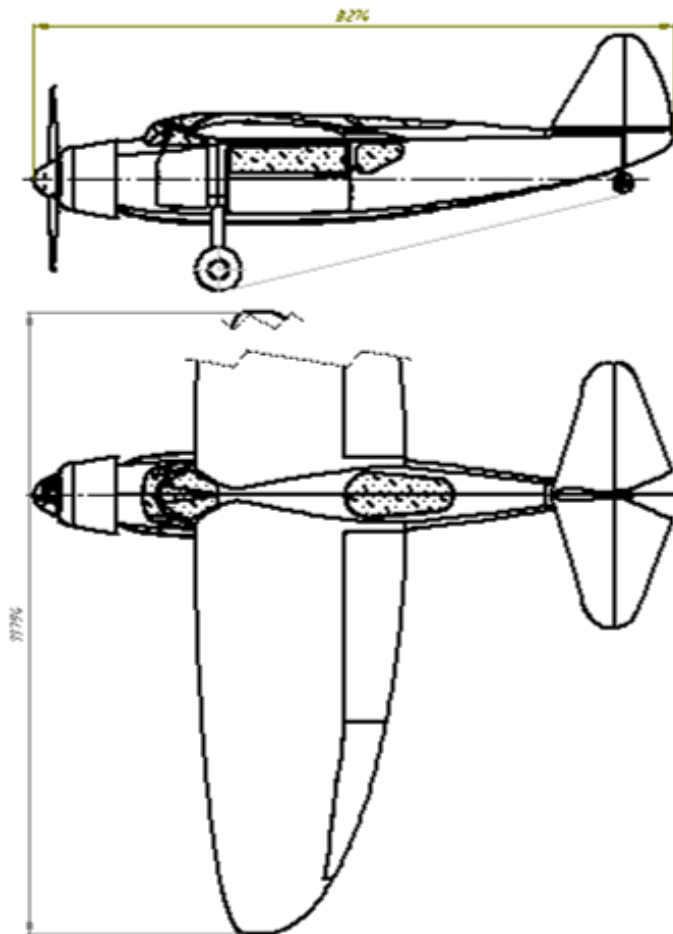




**Преимущества и недостатки  
нижнеклапанной компоновки  
авиационных поршневых радиальных  
двигателей на примере двигателя  
«Ритм» мощностью 200 л.с.**

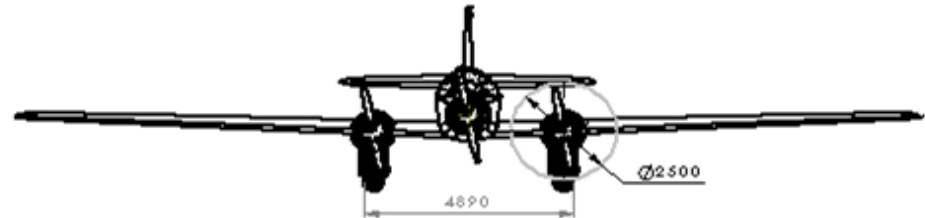
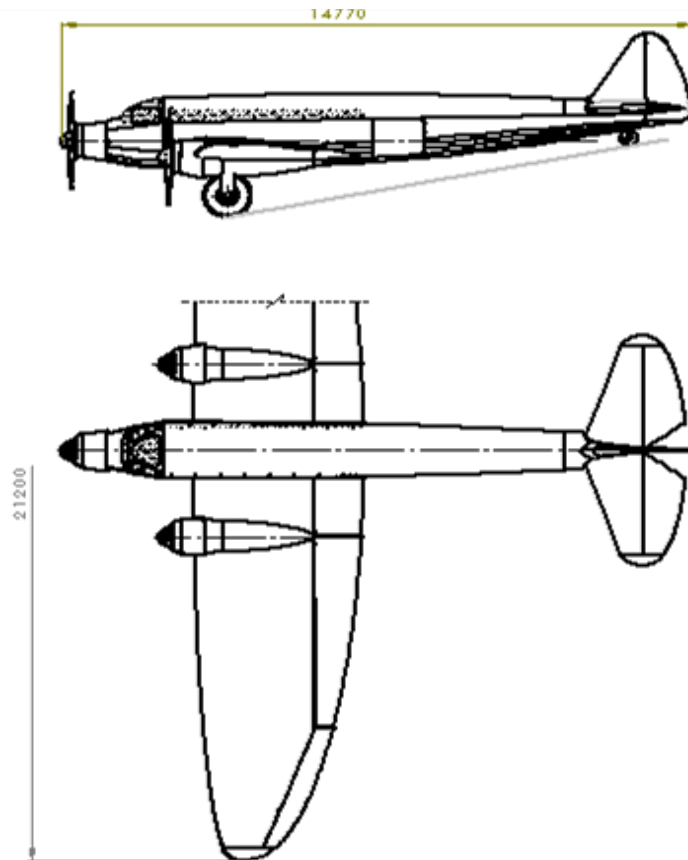
# ЛЕГКИЙ ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ Т-1

Проект Т-1 "Полярная звезда"



Размах крыла, м	8,274	Крейсерская скорость, км/ч	180
Длина самолета, м	8,274	Максимальная заправка топливом, кг	300
Высота самолета, м	2,61	Максимальная продолжительность полета, ч	10
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	25	Тип двигателя	Турин*
Носки, кг		Мощность, л.с.	200
пистолет самолета	810	Расход топлива, кг/ч	25
наклонная волежная	1750	Топливо - односторонний бензин	АВ92
Экипаж, чел	1-2	Практический потолок, м	4500
Максимальная скорость, км/ч		Практическая дальность, км	2000
в земле	260	Полезная нагрузка чел/кг	6/600
на высоте	200	Требования к аэродрому: взлетная площадка 1-350м, прочность грунта не менее 25кг/см <sup>2</sup>	

# ЛЕГКИЙ ТРАНСПОРТНЫЙ САМОЛЕТ Т-3

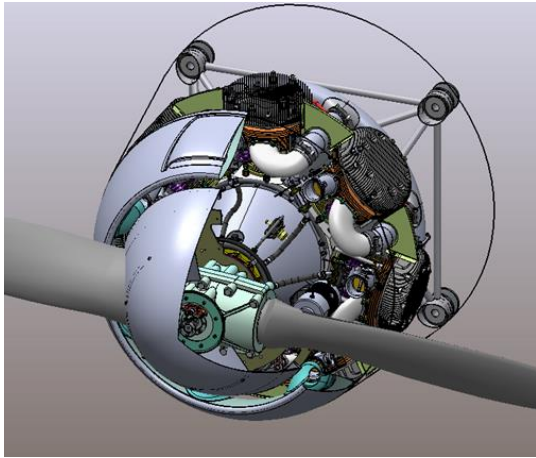


Размах крыла, м	21,2	Крейсерская скорость, км/ч	200
Время полета, м	14,77	Максимальная заправка топлива, кг	800
Высота самолета, м	3,32	Максимальная провозимая нагрузка, ч	10
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	68	Тип двигателя	"Ратин"
Масса, кг		Мощность, л.с.	3*200
пустого самолета	2270	Расход топлива, кг/ч	87
максимальная взлетная	4500	Топливо – автомобильный бензин	4892
Экипаж, чел	2	Практический потолок, м	4500
Максимальная скорость, км/ч		Практическая дальность, км	1200
у земли	240	Возможная нагрузка чел./кг	17человек / 16 десятикилограммов или 1900кг груза (макс. до 2000кг)
на высоте	220	Требования к взлету	Подготовленная зрительная посадка с твердостью грунта не менее 3кг/см <sup>2</sup> l = 600м, зимой укатанный снег l = 800м.

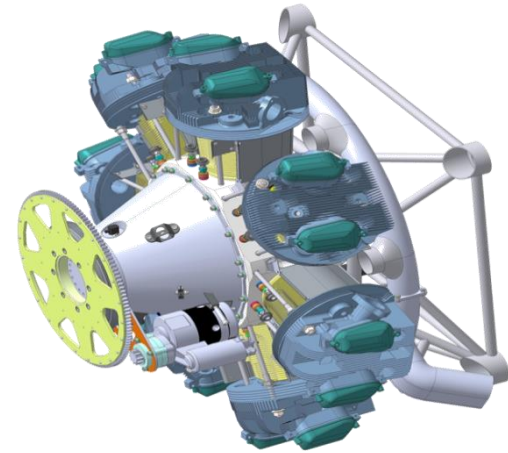
# Основные требования к Российскому двигателю для легких летательных аппаратов

1. Надежность.
2. Работа на отечественных ГСМ (товарных).
3. Высокий ресурс.
4. Ремонтопригодность.
5. Возможность освоения полного производственного цикла на Российских предприятиях и отечественных комплектующих .
6. Прочие параметры.

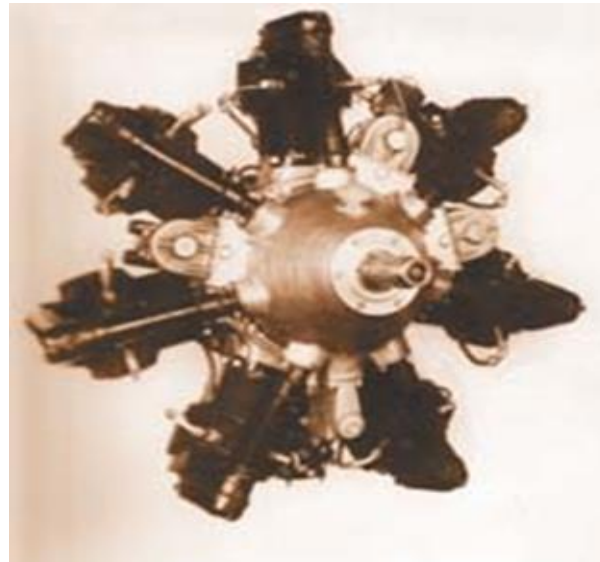
# Сравнение двигателей



**«Ритм» нижнеклапанный**



**«Ритм» верхнеклапанный**



**МГ-21**

## Недостатки двигателей с L-образной камерой сгорания

1. Большие тепловые потери в стенке КС. Коэффициент формы  $\eta_k = 0,93$  по сравнению с полусферической, у которой  $\eta_k = 1$ . (Снижение термического КПД на 7%)
2. Двигатель плохо форсируется по линии увеличения оборотов к.в из-за трудностей газообмена.

# Преимущества двигателей с L-образной камерой сгорания

1. **Высокая механическая надежность ГРМ. Зависание выхлопного клапана не приводит к разрушению двигателей ЦПГ.**
2. **Способность работать на низкосортном топливе (автомобильный бензин).**
3. **Максимальный крутящий момент смещен в зону низких оборотов – характеристики двигателя лучше согласуются с характеристиками воздушного винта и ЛА в целом.**
4. **Меньший радиальный габарит двигателя**
5. **Меньшая масса двигателя**
6. **Более простая и рациональная конструкция (более простые технологические производственные процессы)**

# Влияние диаметра двигателя на КПД воздушного винта

1. Диаметр воздушного винта  $D=2,5$  м
2. Диаметры двигателей

Тип двигателя	РИТМ нижнеклапанный	Ритм верхнеклапанный	МГ-21
Диаметр, мм	848	1000	1075





# Влияние массы двигателя на прирост коэффициента индуктивного сопротивления

## 1. Масса двигателей

Тип двигателя	Ритм нижнеклапанный	Ритм верхнеклапанный	МГ-21
Масса двигателя, кг	156	180	214

## 2. Характеристика самолета Т-1

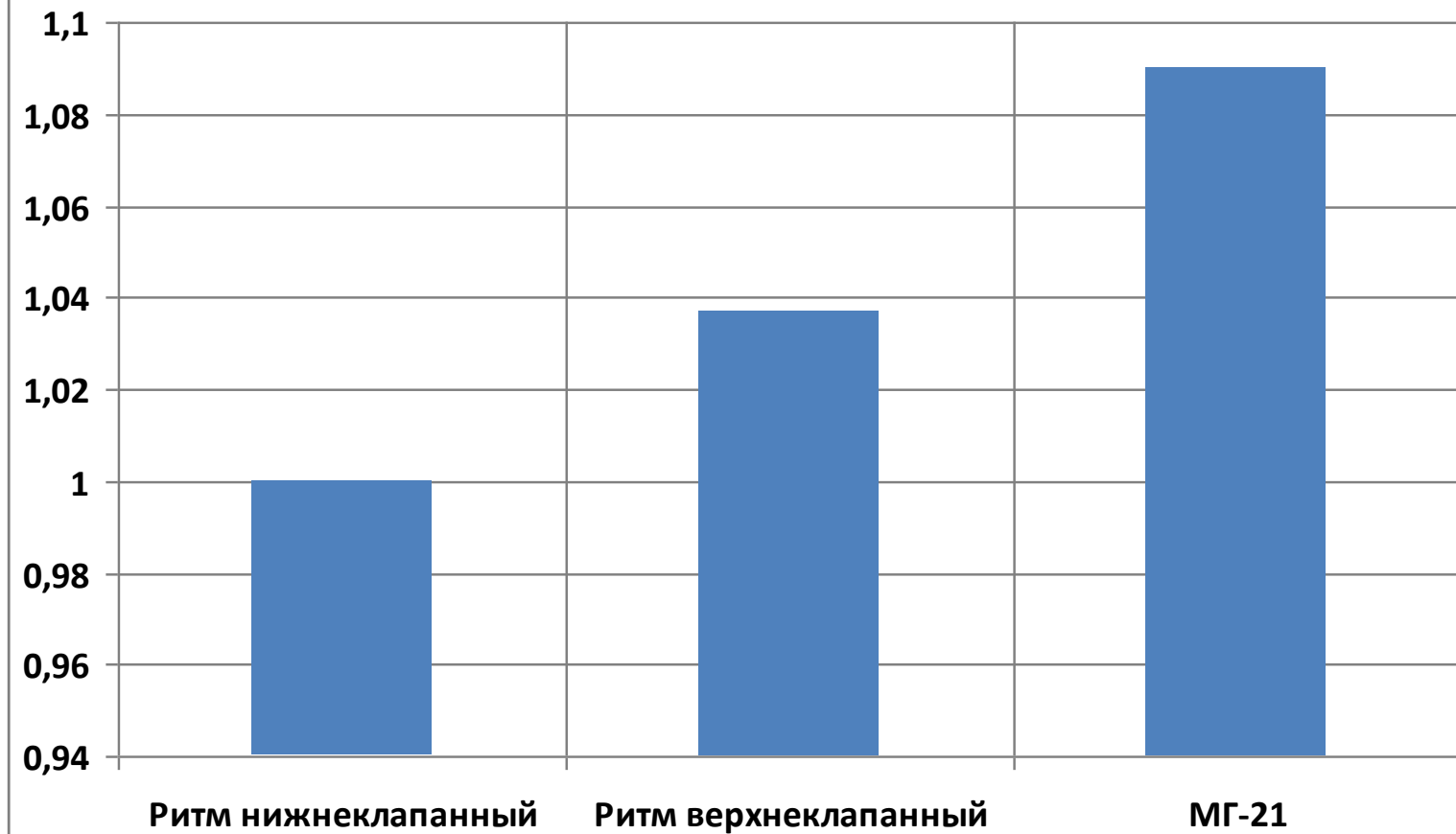
- Полетная масса, кг – 1320;
- Площадь крыла, кв.м.- 21,86;
- Удлинение крыла – 6,02

## 3. Режим полета – $V=200\text{км/ч}$ на уровне моря

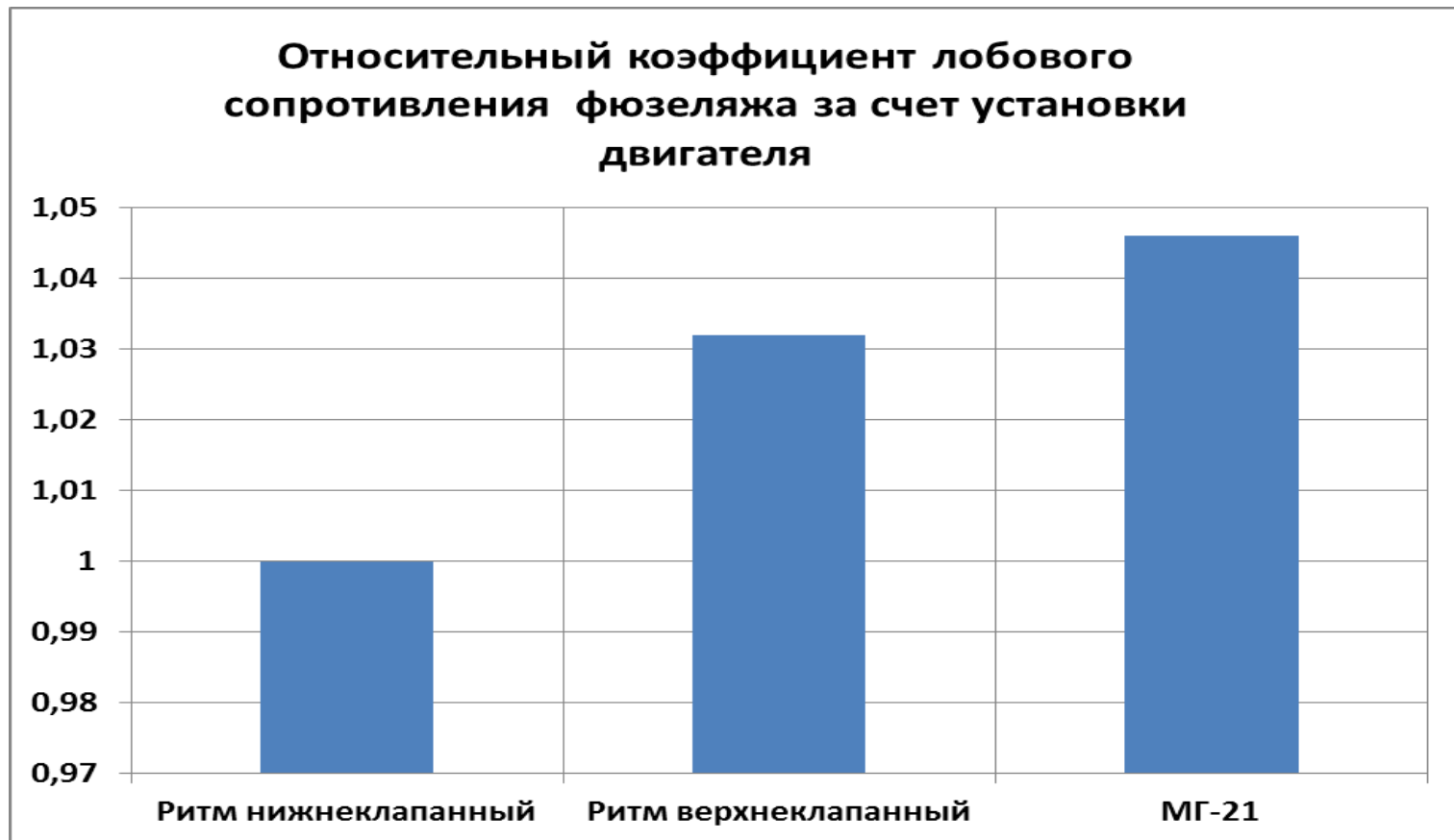
## 4. Характеристики Т-1 с разными двигателями

Тип двигателя	Ритм нижнеклапанный	Ритм верхнеклапанный	МГ-21
Полетная масса, кг	1320	1344	1378
$C_y$	0,313	0,3187	0,3268
$S_{x_i}=C_y/\pi\lambda$	0.00517	0.00536	0.00564
Отн величина $S_{x_i}$	1	1,037	1,09

## Относительный прирост коэффициента индуктивного сопротивления за счет установки двигателя



# Изменение коэффициента лобового сопротивления фюзеляжа



Для фюзеляжа длиной 8 м относительный коэффициент лобового сопротивления, по отношению к двигателю РИТМ нижнеклапанному, для которого относительный коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа принят равным 1. Удлинение фюзеляжа принято как отношение длины фюзеляжа к диаметру двигателя.

# Преимущества нижнеклапанного двигателя РИТМ по сравнению с верхнеклапанным двигателем РИТМ и двигателем МГ-21

1. По коэффициенту лобового сопротивления  $C_{ха}$  :
  - верхнеклапанный РИТМ – 3,1%;
  - МГ-21 – 4,4 %.
2. По КПД ВВ:
  - верхнеклапанный РИТМ – 1,3 %
  - МГ-21 – 1,8 %.
3. По коэффициенту индуктивного сопротивления:  
верхнеклапанный РИТМ – 3,6 %
  - МГ-21 – 8,3 %.

# Результирующий эффект от применения на авиационном радиальном двигателе L-образной камеры сгорания

По сравнению с двигателем МГ-21 со сферической КС

$$K_{\text{эфф1}} = 1,044 \times 1,018 \times 1,083 = 1,151$$

По сравнению с двигателем РИТМ верхнеклапанный с полусферической КС

$$K_{\text{эфф2}} = 1,031 \times 1,013 \times 1,036 = 1,082$$

Модель	Минимальный удельный расход топлива <i>г х л.с. / ч</i>	Приведенный (эквивалентный) мин. удельный расход топлива <i>г х л.с. / ч</i>
	на стенде	в условиях полета на V 200 км/ч
«Ритм» нижнеклапанный	250	217
«Ритм» верхнеклапанный	236	218
МГ-21	240	221



**Спасибо за внимание**

**оплата труда**



**технико-экономические  
требования**