

Helikopter üretici deniz seviyesinde maksimum kalkış gücü 2.600kW turboşaft motoru için açtığı teklifi motor firmasının ön tasarım gurubu değerlendirme çalışmasında yapılacak çevrim analizi için kompresör ve türbin gurubundan aşağıdaki verileri topluyor.

TASARIM NOKTASI:

İrtifa: Deniz seviyesi (0 m)

Uçuş Mach sayısı: 0

Motor gücü: 2.600 kW

KOMPRESÖR:

Debi: 12 kg/saniye

Verim: %84

Basınç Oranı: 8,0

YANMA ODASI:

Verim: %99

Basınç Kaybı: %4

TÜRBİN:

İki kadem olarak tasarlanan türbinin soğutma havası dağılımı aşağıdaki görselde belirlenmiştir.

Verim: %87

Türbin Giriş Sıcaklığı: 1.320 °K

Birinci Kadem:

Vane Soğutma Havaının Isınması: 85 °K

Vane Basınç Kaybı: :4%

Rotor Palası Soğutma Havaı Isınması: 40 °K

İkinci Kademe:

Vane Soğutma Havaının Isınması: 55 °K

Vane Basınç Kaybı: :4%

Rotor Palası Soğutma Havaı Isınması: 22°K

Parasitik kayıplar: 0

Aksesuar için Güç: 24 kW

ORTA TÜRİN KASASI:

Basınç Kaybı: %1,0

GÜÇ TÜRİNİ:

Verim: %87

Parasitik kayıplar: 0

Aksesuar için Güç: 18 kW

TÜRİN EKZOZ KASASI:

Basınç Kaybı: %1,0

EKZOZ DİFÜZÖR:

Statik Basınç Performans Katsayısı: 0,707

Alan Oranı (A_1/A_2): 0,438

Not: Ekzoz difüzör tasarım notlarında bulunan eğriler kullanılmıştır.

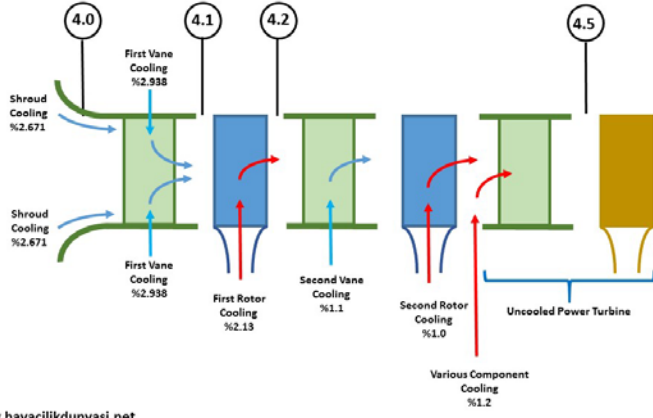
Mekanik Verimler:

Nüve Motor Şaftı: %99⁽¹⁾

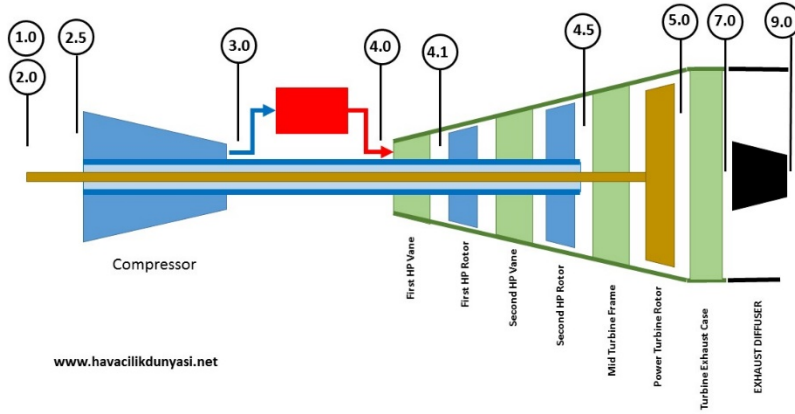
Güç Türbini Şaftı: %99⁽¹⁾

Not 1: Verimler Türbin ve Güç Türbinindeki parasitik kayıpları içermemektedir.

Soğutma havasının motor debisinin yüzdesi (%) olarak birleşenlere dağılımı tablosu



Engine Station Designations



Not: Çevrim çözücü türbin soğutma havası için kompresör çıkışındaki (İstasyon 3,0) havayı kullanmaktadır.

Turboşaft motor EXCEL Çevrim analizi yazılımına veri giriş sayfası

DESIGN POINT CALCULATION (Version 3)	UNIT SYSTEM		INPUT
	IMPERIAL	METRIC	0
FLIGHT CONDITION			
Altitude	0.00 ft	m	0
Mach number	0.00 -	-	0.00
ENGINE PARAMETERS			
Air Flow	26.46 lb/sec	kg/sec	12
COMPRESSOR			
Efficiency	84.00 %	%	84.00
Pressure Ratio	8 -	-	8
COMBUSTOR			
Efficiency	99.00 %	%	99.0
Pressure loss ($\Delta p/p$)	4.00 %	%	4.00
TURBINE			
Efficiency	87.00 %	%	87.00
Inlet Temperature: T4	2,376 °R	deg-K	1,320
NUMBER of STAGES (Max 2)			
1 st Vane Cooling Air Heat-up	153.0 °R	deg-K	85.0
1 st Nozzle Pressure Loss	2.50 %	%	2.50
1 st Rotor Cooling Air Heat-up	72.0 °R	deg-K	40.0
<i>If turbine is single stage, enter zero for 2nd Stage parameters</i>			
2 nd Vane Cooling Air Heat-up	99.0 °R	deg-K	55.0
2 nd Nozzle Pressure Loss	0.0 %	%	0.0
2 nd Rotor Cooling Air Heat-up	39.6 °R	deg-K	22.0
Parasitic Losses	0.0 hp	kW	0.0
Power for accessories	24.1 hp	kW	18.0

MID TURBINE FRAME			
Location of MTF	1		1
<i>Before Power Turbine (enter Zero)</i>			
<i>Between two stage (enter One)</i>			
Pressure loss ($\Delta p/p$)	4.5 %	%	4.5
POWER TURBINE			
Efficiency	87.0 %	%	87.0
Parasitic Losses	0.0 hp	kW	0.0
Power for accessories	24.1 hp	kW	18.0
TURBINE EXHAUST CASE			
Pressure loss ($\Delta p/p$)	1.0 %	%	1.0
EXHAUST DIFFUSER			
Static Pressure Recovery Coefficient	0.707 %	%	0.707
Area Ratio (A_1/A_2)	0.438 -	-	0.438
<i>DELIVERED SHAFT POWER</i>	3,487 shp	kW	2,600
Mechanical Efficiencies			
Gas generator rotor	99.0 %	%	99.0
Power Turbine rotor	99.0 %	%	99.0