

## Turbojet Çevrim Analizi Örnek Problem:

Sivil yolcu uçak üreticisi 180 yolcu kapasiteli orta-kısa menzili hizmet görecek 4-motorlu uçağın 11.000 metre irtifada ve 0,85 Mn tasarlıyor ve seyir itki kuvvetini 9 kN olarak hesaplıyor. Uçak üreticisinin talebine motor firması cevap olarak uçağı güçlendirecek turbojet motor tasarımı planlanıyor (1950 -1960 teknolojisi).

### Motor Tasarım Parametreleri ve kabuller:

**Tasarım noktası:** Seyir

İrtifa: 10.668 metre

Uçuş Mn hızı: 0,85

**Kompresörün teknik özellikleri** ( Motor üreticinin geliştirdiği kompresör):

Hava debisi: 45 kg/s

Basınç oranı: 11,7

Verim: 0,87

**Yanma Odası:**

Verim: %99

$$\left( \frac{\Delta p}{p} \right)_{Yanma\ odasi} = \%5,6$$

**Türbin:**

Türbin kanatçık soğutma havası: %0

Giriş sıcaklığı: 1,100 °K

Verim: 0,89

$$\left( \frac{\Delta p}{p} \right)_{First\ Nozzle} = \%2 \quad \left( \frac{\Delta p}{p} \right)_{Overall\ rotor} = \%2$$

**Ekzoz Lülesi:**

Verim: %95

Jet çıkış hız katsayısı: 0,826

DESIGN POINT CALCULATION (Version 1)			UNIT	INPUT
UNIT SYSTEM	Imperial		Metric	0
<b>FLIGHT CONDITION</b>				
Altitude	35,000	ft	m	10,668
Mach number	0.8	-	-	0.8
<b>ENGINE PARAMETERS</b>				
Air Flow	99.21	lb/sec	kg/sec	45.00
<b>COMPRESSOR</b>				
Adiabatic Efficiency	87.00	%	%	87.00
Pressure ratio	11.70	%	%	11.70
<b>COMBUSTOR</b>				
Efficiency	99.0	%	%	99.0
Pressure Drop	5.40	%	%	5.40
<b>TURBINE</b>				
Efficiency	89	%	%	89.0
Inlet Temperature T4	1,980	°R	deg-C	1,100
Vane Cooling Air Heat-up	0.0	°R	deg-C	0.0
Parasitic High Spool Work	0.0	hp	kW	0.0
First Nozzle Pressure Lost	2.0	%	%	2.0
Overall Pressure Lost	2.0	%	%	2.0
Rotor(s) Cooling Air Heat-up	0.0	°R	deg-K	0.0
Power for accessories	0.0	hp	kW	0.0
<b>EXHAUST NOZZLE</b>				
Efficiency	95.0	%	%	95.0
Discharge Coefficient	0.826		-	0.826
<b>Mechanical Efficiencies</b>				
Rotor	97.0	%	%	97.0

INPUT COLUMN

