

Gaz Türbin Performans Analizi

Sait Aksoy

25 Mart 2015

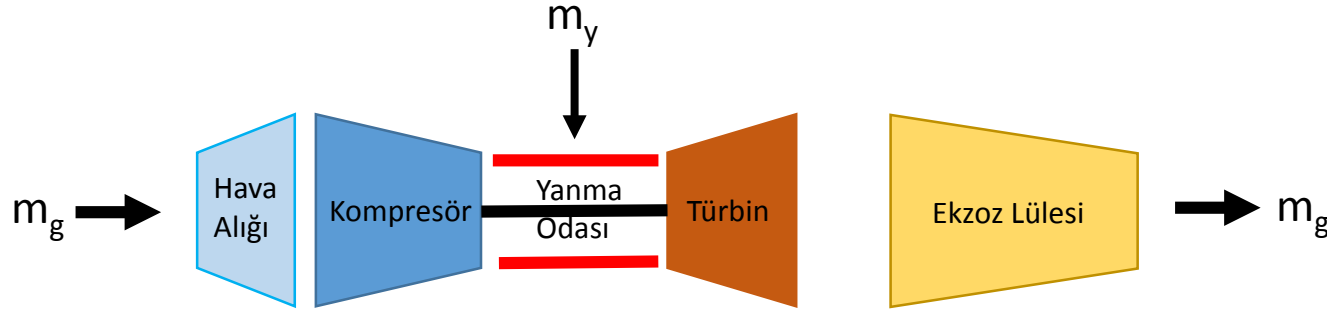
www.havacilikdunyasi.net

Termodinamik Özet

- KÜTLENİN KORUMU
- ENERJİNİN KORUMU
- BRAYTON ÇEVİRİMİ
- BİRLEŞEN VERİMİ
- SIKIŞTIRILABİLİR AKIŞ BAĞINTILARI
- AKIŞ PARAMETRİSİ
- ÖRNEK PROBLEM

KÜTLENİN KORUMU

- Dengeli hal koşullarında,
Sistem giren akışkan kütlesi = Sistemden çıkan akışkan kütlesi



$$m_{g(\text{giriş})} = m_{g(\text{kompresör})} = m_{g(\text{yanma})} = m_{g(\text{türbin})} = m_{g(\text{Ekzoz lülesi})} = m_{g(\text{çıkı})}$$

Not: $m_g = m_h + m_s + m_y$

$$m_g = m_{\text{gaz}}$$

$$m_h = m_{\text{kuru hava}}$$

$$m_s = m_{\text{H}_2\text{O}}$$

$$m_y = m_{\text{yakıt}}$$

ENERJİ KORUMU

- **Sisteme giren Enerji = Sistemden çıkan Enerji**

$$(m_g * \Delta h_{türb}) = (m_g * \Delta h_{komp}) + \textit{aksesuar güçler}$$

$$(m_g * \Delta h_{türb}) = (m_g * \Delta h_{komp})$$

$$\Delta h_{türb} = \Delta h_{komp}$$

Basitleşmelerle

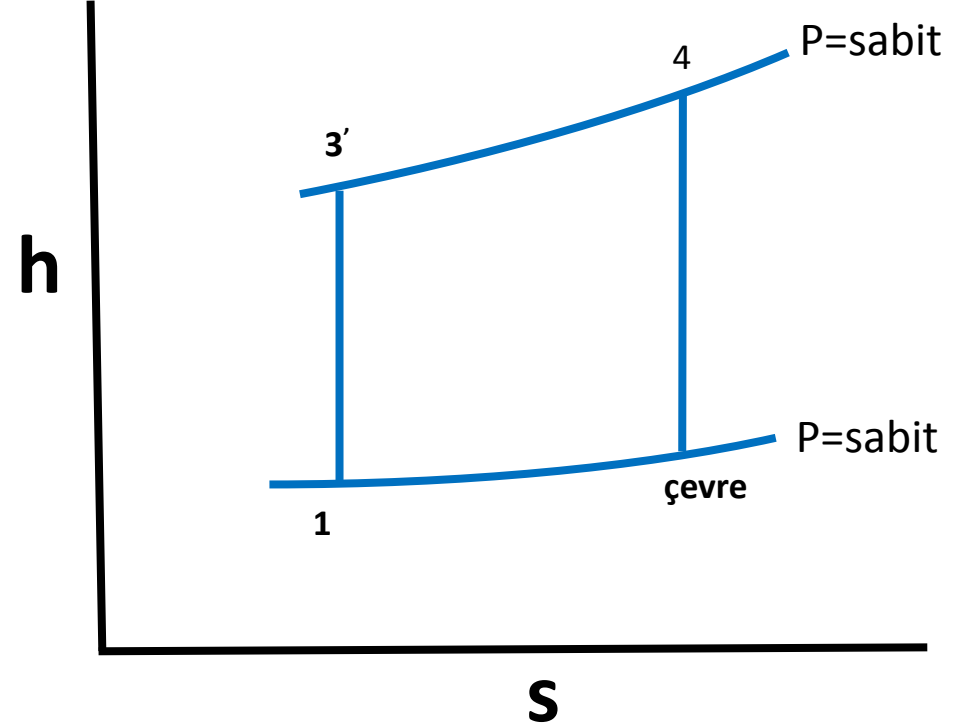


İDEAL BRAYTON ÇEVİRİMİ

- Nokta 1 \rightarrow 3'
İzentropik sıkıştırma
- Nokta 3' \rightarrow 4
Sabit basınçta ısı ilavesi
- Nokta 4 \rightarrow Çevre
İzentropik genişleme

Kabuller:

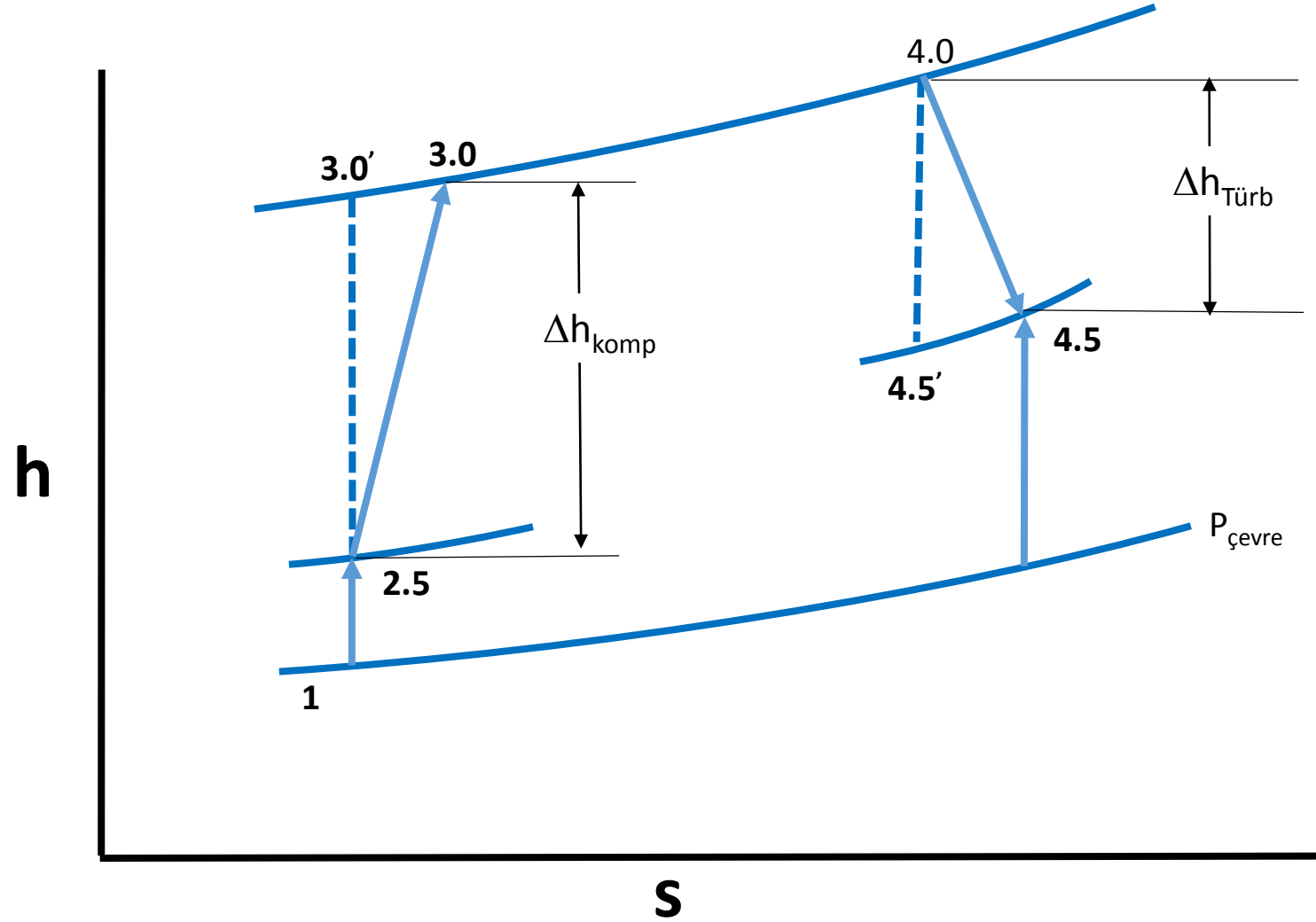
- İdeal sıkıştırma prosesi
- Isı ilave sürecinde basınç kaybı yok
- İdeal genişleme prosesi



BRAYTON ÇEVİRİMİ

Enerji koruma ilkesi:

$$\Delta h_{\text{komp}} = \Delta h_{\text{Türb}}$$



KOMPRESÖR VERİMİ

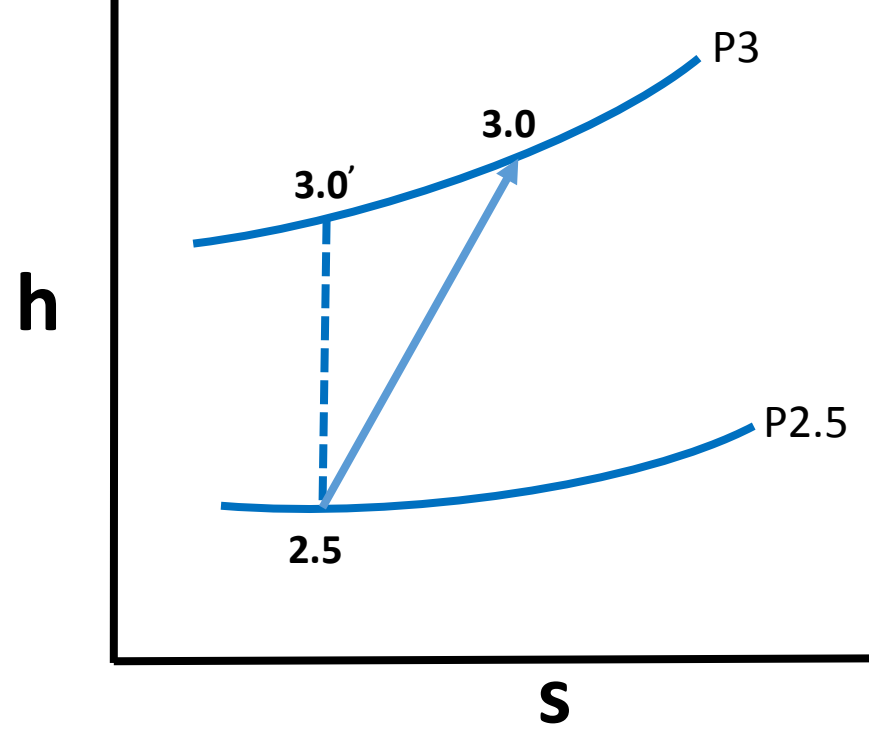
$$\eta_k = \frac{\text{İdeal Güç Talepi}}{\text{Gerçek Güç Talepi}}$$

$$\eta_k = \frac{M_g * \Delta h'}{M_g * \Delta h}$$

$$\eta_k = \frac{\Delta h'}{\Delta h}$$

Entalpi'deki artış sıcağıdaki değişmeye eşitlersek: $\Delta h = c_p \Delta T$

Özgül ısı kapasitesini sabit kabul edersek: $\eta_k = \frac{\Delta T'}{\Delta T}$

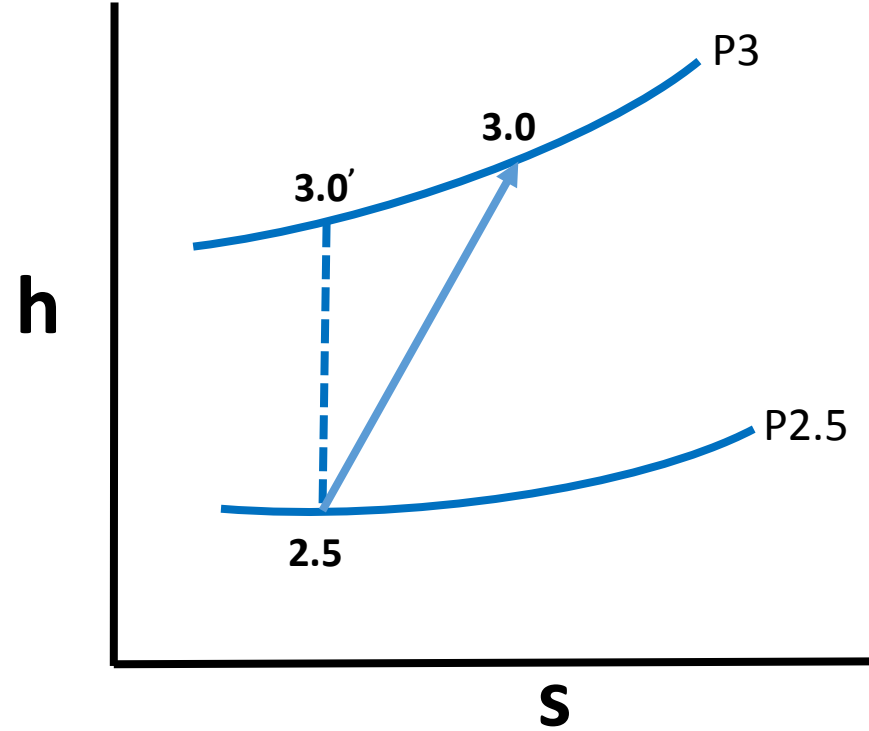


KOMPRESÖR VERİMİ

$$\eta_k = \frac{\Delta T'}{\Delta T}$$

$$\frac{T_{t3'}}{T_{t2.5}} = \left[\frac{P_3}{P_{t2.5}} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

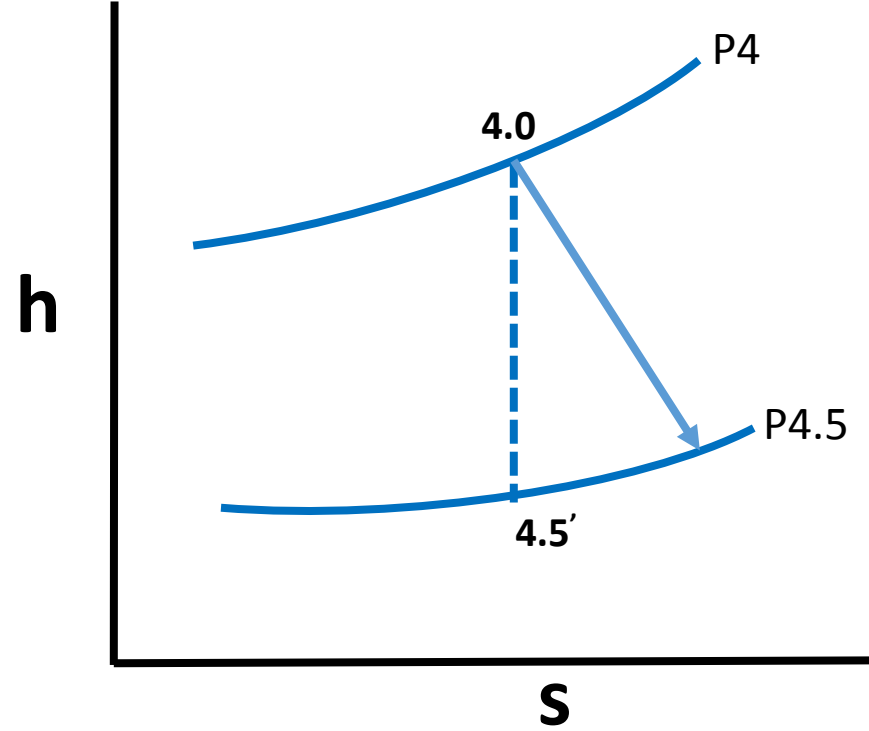
$$\eta_k = \frac{\left(\frac{P_3}{P_{t2.5}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left(\frac{T_3}{T_{t2.5}} \right) - 1}$$



TÜRBİN VERİMİ

$$\eta_t = \frac{\Delta h}{\Delta h'} = \frac{\Delta T}{\Delta T'} = \frac{T_t4 - T_t4.5}{T_t4 - T_t4.5'}$$

$$\eta_t = \frac{1 - \left(\frac{T_t4.5}{T_t4} \right)}{1 - \frac{1}{\left(\frac{P_t4}{P_t4.5} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}}$$



RELATİF BASINÇ

- İdeal gaz entalpi YALNIZ sıcaklık ve kimyasal bileşiminin (yakıt-hava ve su-hava oranları) fonksiyonudur.
- Entalpi tabloları herhangi bir entalpiyi referans alarak inşa edilebilir (referans sıcaklık ve kimyasal bileşimde), **GASTAB⁽¹⁾**. *GASTAB, Gaz tablosu, web sayfasındaki TURBOJET ve TURBOPROP tasarım noktası çevrim analizi programının içerisine eklenmiş ve analizde kullanılmaktadır.*
- Sabit entropi'de, s , iki entalpi (sıcaklık) arasındaki fark relatif basınç oranıyla tanımlanabilir. Herhangi izentropik basınç oranı iki relatif basıncın oranı olarak düşünülebilir. Bundan dolayı, entalpinin izentropik olarak değişmesi izentropik basınç oranı ve proses sonu notadaki entalpi kullanılarak hesaplanabilir.

Kaynak: 1) Keenan and Kaye, "Gas Tables", John Wiley & Sons, Inc.

RELATİF BASINÇ

- P_{rel} basınç oranıdır ve P/P_o eşittir. Bu oranda P_o referans sıcaklıktaki, T_o , basınç olup P ise sabit entropi'de herhangi bir basınçtır.
- P_o yalnız olarak bir mana ifade etmez. Aşağıdaki denklemde tanımını yapar (Imperial sistemde):

$$J \cdot \left(\frac{c_p}{R} \right) \cdot \ln \left(\frac{T}{T_o} \right) = \ln \left(\frac{P}{P_o} \right) \quad @ \text{ sabit entropi}$$

GASTAB' da $T_o \cong 0^\circ \text{ C (32}^\circ \text{ F)}$

VERİMLERİN RELATİF BASINÇ İLE TANIMI

- $T_{\text{giriş}}$ veri, $h_{\text{giriş}}$ ve $P_{\text{rel,giriş}}$ GASTAB'dan bulunur.
 - $T_{\text{çıkış}}$ bilinirse, $h_{\text{çıkış}}$ GASTAB'dan bulunur.
 - $\Delta h_{\text{gerçek}} = h_{\text{çıkış}} - h_{\text{giriş}}$
 - İzentropik özellikler çerçevesinde sabit entropide, $(P_{\text{çıkış}} / P_{\text{giriş}}) = (P_{\text{rel,çıkış}} / P_{\text{rel,giriş}})$
Bilinen $P_{\text{rel,çıkış}}$, $h'_{\text{çıkış}}$ GASTAB'dan bulunur.
 - $\Delta h'_{\text{ideal}} = h'_{\text{çıkış}} - h_{\text{giriş}}$
 - $\eta_k = \Delta h'_{\text{ideal}} / \Delta h_{\text{gerçek}}$
- ve
- $\eta_t = \Delta h_{\text{gerçek}} / \Delta h'_{\text{ideal}}$

AKIŞ PARAMETRİSİ

$$\frac{m\sqrt{T_t}}{AP_t} = \sqrt{\frac{\gamma g_c}{R}} \frac{M}{\left(1 + \left[\frac{\gamma - 1}{2}\right] M^2\right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}$$

- **Yakıt/hava Oranı, Yanma verimi ve Özgül yakıt sarfiyatı**

İdeal gaz türbini performansı özgül yakıt sarfiyatı parametresi ile ifade edilir. Bu tanım için N yakıt/hava (f/a: fuel/air) oranının hesaplanması gereklidir.

İlk adım kompresör çıkış sıcaklığındaki havayı türbin giriş sıcaklığına çıkarmak için gerekli olanın t_f sıcaklıktaki kg yakıtın bulunmasıdır.

Çevre ile iş alış-veriş olmayan adyabatik proseste enerji denklemi:

$$\sum (m_i \cdot h_{i4}) - (h_{a3} + f \cdot h_f) = 0$$

Eğer 25° C referans sıcaklıkta entalpi reaksiyonu kullanırsak⁽¹⁾ :

$$(1 + f) \cdot c_{pg} \cdot (T_4 - 298) + f \cdot \Delta H_{yakıt} + c_{pa} \cdot (298 - T_3) + f \cdot c_{pf} \cdot (298 - T_f) = 0$$

Enerji denklemin çözümü uzun ve karışık olması sebebi ile, çevrim analizlerine genellikle denklemin grafik çözümü⁽²⁾ kullanılmaktadır. Grafik çözüm yöntemi TURBOJET ve TURBOPPOP Çevrim analizi yazılımında da kullanılmıştır.

Kaynaklar: (1) Rogers, G. F. C. ve Mayhew, Y. R. *Engineering Thermodynamics Work and Heat Transfer*. Longman, 1980

(2) Fielding, D. Ve TOPPS, J. E. C. *Thermodynamic Data for the Calculation of Gas Turbine Performance*. H.M.S:O, A.R.C., R. & M. No. 3099, 1959

YAKINSAK EKZOZ LÜLESİ

Ekzoz lülesi gaz çıkış hızını tayin eder. Ardyanma motorların dışında lüle çıkış alanı (orifice) turbojet motorunun kritik boyutlardan biridir. Çıkış alanındaki değişiklik motorun performans ve gaz sıcaklığında değişiklikler sebep olacağına hiçbir zaman değiştirilmemelidir. Genellikle gaz hızı Mach 1.0 civarında tutulur (akım boğulması – Choked). TURBOJET yazılımı Ekzoz lülesi çıkış alanı akım boğulması durumunda hesaplamaktadır.

Toplam Niteliklerin Mach sayısı ile Tanımı

$$T_t = T + \frac{V^2}{2c_p} = T \left(1 + \frac{V^2}{2c_p T} \right) \quad (1)$$

$$c_p = \left(\frac{\gamma}{\gamma - 1} \right) R \quad (2)$$

$$T_t = T \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad (3)$$

$$p_t = p \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (4)$$

$$\rho_t = \rho \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (5)$$

Denklemler (1 – 5) toplam (durma noktası) nitelikleri statik akış nitelikleri arasındaki bağlantıyı tanımı olarak düşünülebilir.

Bu denklem literatürde izentropik bağıntılar olarak geçmektedir. Bu tanımın yanıltıcı olduğu düşüncesindeyim, ‘izentropik’ kelimesini kullanılması izentropik prosesin olduğu düşüncesini verebilir. Bundan dolayı ‘toplam-statik’ nitelikler ifadesi seçimim olmuştur.

Toplam Niteliklerin Mach sayısı ile Tanımı

Sürtünmesiz (basınç kaybı olmayan) ekzoz lülesinde akışkan hızının V_{kritik} olduğu konuma odaklanabiliriz. Ekzoz lülesini işlevi izentropikli akım boğulmasını gerçekleştirmektedir. Akış hızı boğulma noktasında ($M=1$) "kritik" hız olarak adlandırılır, V_{kr} . Bu adlandırmayı kullanmamın sebebi, bir çok aerodinamik ders kitabı $M=1$ halini "kritik" hal olarak tanımlar.

Denklem-2 de M sayısını için 1 değerini verirsek.

$$T_{kr} = \frac{T_t}{\left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} (1.0)^2\right]} = \left(\frac{2T_t}{\gamma + 1}\right) \quad (6)$$

$$V_{kr} = \sqrt{\gamma R T_{kr}} = \sqrt{\gamma R \left(\frac{2T_t}{\gamma + 1}\right)} \quad (7)$$

$$V_{kr} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma + 1} R T_t} \quad (8)$$

$$M_{kr} = \frac{V}{V_{kr}} = \frac{V}{\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma + 1} R T_t}} \quad (9)$$

YAKINSAK EKZOZ LÜLESİ

Toplam niteliklerin kritik Mach sayısı ile tanımı

$$T_t = T + \frac{V^2}{2c_p} \quad (10)$$

$$T_t = T + \frac{V^2}{2\left(\frac{\gamma}{\gamma-1}R\right)} \quad (11)$$

$$T_t = T + \frac{(\gamma-1)V^2}{2\gamma R} \times \frac{T_t}{T_t} \quad (12)$$

$$T_t = T + \frac{\frac{\gamma-1}{\gamma+1} \times V^2 \times T_t}{\frac{2\gamma}{\gamma+1} \times R \times T_t} \quad (13)$$

$$T = T_t - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \frac{V^2}{V_{kr}^2} T \quad (14)$$

$$T = T_t \left(1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} M_{kr}^2\right) \quad (15)$$

$$\frac{p}{p_t} = \left(\frac{T}{T_t}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} M_{kr}^2\right)^{\frac{\gamma}{\lambda-1}} \quad (16)$$

Lüle çıkışında (throat) M=1 olduğu kabullenirsek

$$\frac{p}{p_t} = \left(1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\lambda-1}} \quad (17)$$

veya

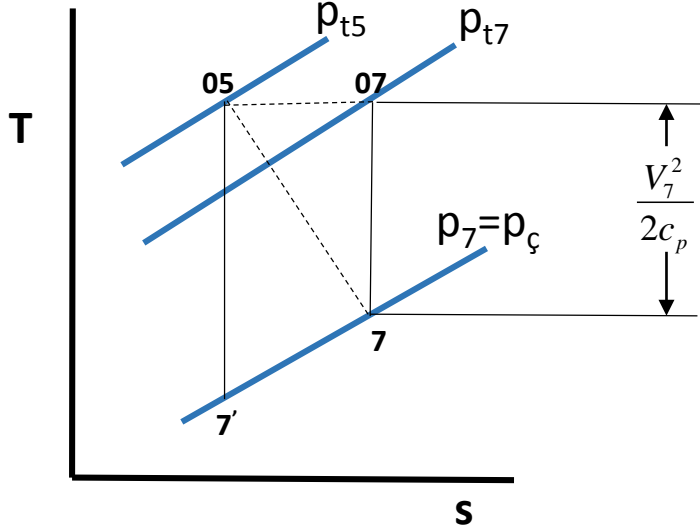
$$\frac{p_{t5}}{p_{kr}} = \frac{1}{\left(1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (18)$$

Yukarıdaki orantıda: p_{t5} = lüle giriş toplam basıncı

Eğer $\frac{p_{t5}}{p_{\zeta}} > \frac{p_{t5}}{p_{kr}}$ Lüle çıkışında akım boğulmuştur.

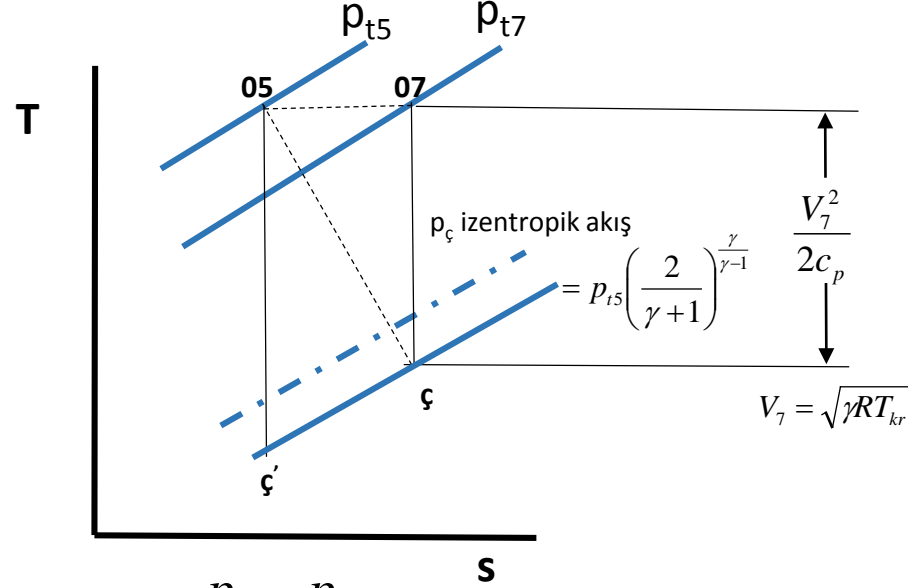
YAKINSAK EKZOZ LÜLESİ

Lüle izotropik verimin tanımı



$$\frac{p_{t5}}{p_{\ç}} < \frac{p_{t5}}{p_{kr}}$$

Boğulmamış ve boğulmuş akış hallerinde ekzoz lülesi kayıpları



$$\frac{p_{t5}}{p_{\ç}} > \frac{p_{t5}}{p_{kr}}$$

$$\eta = \frac{T_{t5} - T_7}{T_{t5} - T_7'}$$

$$T_{t5} - T_7 = \eta T_{t5} \left[1 - \left(\frac{1}{p_{t5}/p_7} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]$$

$$\frac{T_{t5}}{T_7} = \frac{T_{t7}}{T_7} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_7^2$$

$$M_7 = 1$$

$$\frac{T_{t5}}{T_{kr}} = \frac{\gamma+1}{2}$$

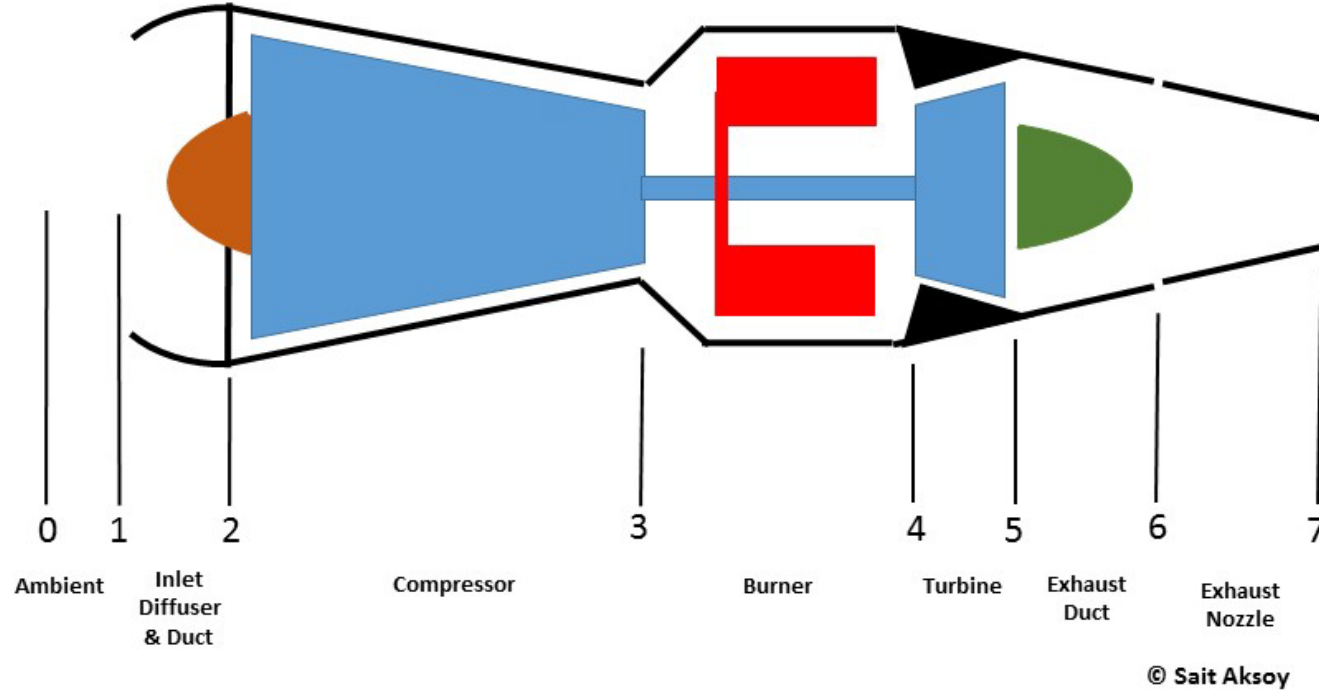
$$T_{kr} = T_{t5} - \frac{1}{\eta} (T_{t5} - T_{kr})$$

$$p_{kr} = p_{t5} \left(\frac{T_{kr}}{T_{t5}} \right) = p_{t5} \left[1 - \frac{1}{\eta} \left(1 - \frac{T_{kr}}{T_{t5}} \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\frac{p_{t5}}{p_{kr}} = \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{\eta} \left(\frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right) \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

TEK ŞAFT TURBOJET ÇEVRİM ANALİZ PROGRAMI

TURBOJET MOTORU İSTASYON NUMARALMASI



ÖRNEK PROBLEM

- Tek şaft turbojet motorunu türbin ve ekzoz lülesi alanının hesabı

Tasarım noktasının tanımı:

Uçuş parametreleri:
İrtifa = 10.668 metre
Mach sayısı = 0.8

Ekzoz Lülesi
Verim=%100
Çıkış hız katsayısı=1.0

Motor Özellikleri:
m = 22,32 kg/sn

Şaft mekanik verimi = %100

Kompresör:
Basınç oranı = 11.7
Verim=%87

Yanma Odası:
Verim:%100
Basınç Kaybı ($\Delta p/P$) = 0

Türbin
Verim=%89
Giriş Sıcaklığı = 917° K

TURBOJET - DESIGN POINT CALCULATION (Version 1)				UNIT	INPUT
UNIT SYSTEM	Imperial		Metric		0
FLIGHT CONDITION					
Altitude	35,000	ft	m		10,668
Mach number	0.8	-	-		0.8
ENGINE PARAMETERS					
Air Flow	49.21	lb/sec	kg/sec		22.32
COMPRESSOR					
Adiabatic Efficiency	87.00	%	%		87.00
Pressure ratio	11.70	-	-		11.70
COMBUSTOR					
Efficiency	100.0	%	%		100.0
Pressure Drop	0.00	%	%		0.00
TURBINE					
Efficiency	89	%	%		89.0
Inlet Temperature T4	1,651	°R	deg-K		917
Vane Cooling Air Heat-up	0.0	°R	deg-K		0.0
Parasitic High Spool Work	0.0	hp	kW		0.0
First Nozzle Pressure Lost	0.0	%	%		0.0
Overall Pressure Lost	0.0	%	%		0.0
Rotor(s) Cooling Air Heat-up	0.0	°R	deg-K		0.0
Power for accessories	0.0	hp	kW		0.0
EXHAUST NOZZLE					
Efficiency	100.0	%	%		100.0
Discharge Coefficient	1.000	-	-		1.000
Mechanical Efficiencies					
Rotor	100.0	%	%		100.0

IF INPUT UNIT
IMPERIAL, ENTER ==> 1
METRIC, ENTER ==> 0

Girdiler