

# UCK 421 - Tepki ile Tahrik

1. Hafta

## GİRİŞ

- Tahrik (propulsion)
- Birimler ve Boyutlar
- İşletim Zarfı ve Standart Atmosfer
- Hava-Soluyan Motorlar
- Uçak Performansı

# Tahrikin Tanımı

- Tahrik (propulsion) genel anlamda, itmeyi yaratan kuvvet, ortaya çıkan hareket ve etkilenen cisimleri inceler.
- Tahrikte harekete geçirilecek bir cisim ve buna ek olarak bir ya da daha fazla öteleyici (propellant) denen yapı gereklidir.
- Tahrik otomobil, tren, gemi, uçak ve uzay aracı gibi araçlarla ilgili olabilir, biz uçak ve uzay aracında tahriki inceleyeceğiz.
- Uçan bir araca tahrik sağlayan yöntemler jet tahriki ilkesinden ortaya çıkmıştır.
- Jet tahrikinde tahrik sistemi yardımıyla akışkanın momentumu değiştirilir.
- Akışkan; turbojette olduğu gibi motorda kullanılan gaz, pervanede olduğu gibi çevrede bulunan akışkan ya da rokette olduğu gibi araçta depolanan ve uçuş sırasında taşınacak şekilde olabilir.
- Jet tahrik sistemleri iki ana kategoriye ayrılabilir:
  - Hava soluyan: Pistonlu, turbojet, turbofan, ramjet, turboprop ve turboşaft mot.
  - Hava solumayan: Roket motorları, nükleer tahrik sistemleri ve elektriksel tahrik sistemleri.
- Biz gaz türbini tahrik sistemleri ile ilgileneceğiz (turbojet, turbofan, turboprop ve turboşaft motorları)

# Birimler ve Boyutlar

- Metrik ve İngiliz birimleri birlikte kullanılacak.
  - Metrik (SI) sistemde kuvvetin birimi temel birimlerden türetilir.
  - İngiliz sisteminde kuvvetin birimi de tanımlanır.
- Newton'un ikinci yasası: Momentum ( $\mathbf{M} = m\mathbf{V}$ ) değişimi kuvvetlerin toplamı ile orantılıdır. Orantı sabiti  $1/g_c$ 'dir.

$$\sum \mathbf{F} = \frac{1}{g_c} \frac{d(m\mathbf{V})}{dt} = \frac{1}{g_c} \frac{d\mathbf{M}}{dt}$$

**TABLE 1-1**  
**Units and dimensions**

Unit system	Force	$g_c$	Mass	Length	Time
SI	Derived	1	Kilogram (kg)	Meter (m)	Second (sec)
English	Pound-force (lbf)	Derived	Pound-mass (lbm)	Foot (ft)	Second (sec)

- Metrik Sistemde kuvvetin birimi *newton* ( $\text{N} = (\text{kg} \cdot \text{m}/\text{sec}^2)$ )'dur

$$g_c = 32.174 \text{ ft} \cdot \text{lbm}/(\text{lbf} \cdot \text{sec}^2)$$

# Birimler ve Boyutlar

- Denklemlerimizin hepsinde  $g_c$  gözükecek. Potansiyel enerji (PE) ve kinetik enerji (KE) denklemlerini ele alalım:

$$\text{PE} = \frac{mgz}{g_c}$$

$$\text{KE} = \frac{mV^2}{2g_c}$$

- Toplam özgül enerji:

$$e \equiv u + ke + pe = u + \frac{V^2}{2g_c} + \frac{gz}{g_c}$$

# Birimler ve Boyutlar

**TABLE 1-2**  
**Unit conversion table**

---

Length	1 m = 3.2808 ft = 39.37 in 1 km = 0.621 mi 1 mi = 5280 ft = 1.609 km 1 nm = 6080 ft = 1.853 km
Area	1 m <sup>2</sup> = 10.764 ft <sup>2</sup> 1 cm <sup>2</sup> = 0.155 in <sup>2</sup>
Volume	1 gal = 0.13368 ft <sup>3</sup> = 3.785 L 1 L = 10 <sup>-3</sup> m <sup>3</sup> = 61.02 in <sup>3</sup>
Time	1 hr = 3600 sec = 60 min
Mass	1 kg = 1000 g = 2.2046 lbm = 6.8521 × 10 <sup>-2</sup> slug 1 slug = 1 lbf · sec <sup>2</sup> /ft = 32.174 lbm
Density	1 slug/ft <sup>3</sup> = 512.38 kg/m <sup>3</sup>
Force	1 N = 1 kg · m/sec <sup>2</sup> 1 lbf = 4.448 N
Energy	1 J = 1 N · m = 1 kg · m <sup>2</sup> /sec <sup>2</sup> 1 Btu = 778.16 ft · lbf = 252 cal = 1055 J

# Birimler ve Boyutlar

Power

$$1 \text{ W} = 1 \text{ J/sec} = 1 \text{ kg} \cdot \text{m}^2/\text{sec}^3$$

$$1 \text{ hp} = 550 \text{ ft} \cdot \text{lb}/\text{sec} = 2545 \text{ Btu/hr} = 745.7 \text{ W}$$

$$1 \text{ kW} = 3412 \text{ Btu/hr} = 1.341 \text{ hp}$$

Pressure (stress)

$$1 \text{ atm} = 14.696 \text{ lb}/\text{in}^2 \text{ or psi} = 760 \text{ torr} = 101,325 \text{ Pa}$$

$$1 \text{ atm} = 30.0 \text{ inHg} = 407.2 \text{ inH}_2\text{O}$$

$$1 \text{ ksi} = 1000 \text{ psi}$$

$$1 \text{ mmHg} = 0.01934 \text{ psi} = 1 \text{ torr}$$

$$1 \text{ Pa} = 1 \text{ N}/\text{m}^2$$

$$1 \text{ inHg} = 3376.8 \text{ Pa}$$

Energy per unit mass

$$1 \text{ kJ}/\text{kg} = 0.4299 \text{ Btu}/\text{lbm}$$

Specific heat

$$1 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot ^\circ\text{C}) = 0.23884 \text{ Btu}/(\text{lbm} \cdot ^\circ\text{F})$$

Temperature

$$1 \text{ K} = 1.8^\circ\text{R}$$

$$\text{K} = 273.15 + ^\circ\text{C}$$

$$^\circ\text{R} = 459.69 + ^\circ\text{F}$$

$$1^\circ\text{C} = 1.8^\circ\text{F}$$

Temperature change

Specific thrust

$$1 \text{ lbf}/(\text{lbm}/\text{sec}) = 9.8067 \text{ N}/(\text{kg}/\text{sec})$$

Specific power

$$1 \text{ hp}/(\text{lbm}/\text{sec}) = 1.644 \text{ kW}/(\text{kg}/\text{sec})$$

Thrust specific fuel consumption (TSFC)

$$1 \text{ lbm}/(\text{lbf} \cdot \text{hr}) = 28.325 \text{ mg}/(\text{N} \cdot \text{sec})$$

Power specific fuel consumption

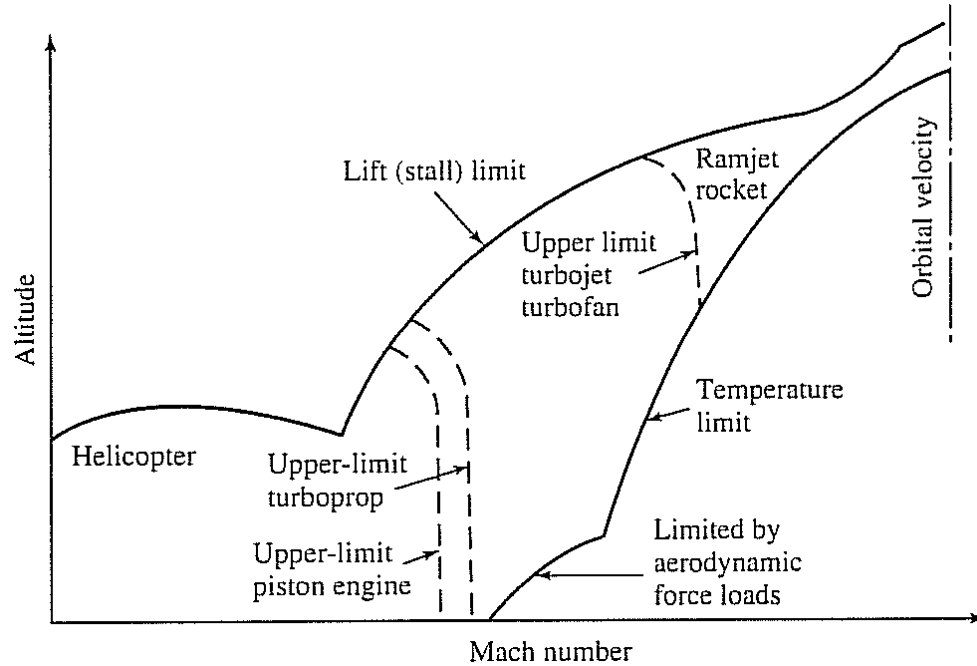
$$1 \text{ lbm}/(\text{hp} \cdot \text{hr}) = 168.97 \text{ mg}/(\text{kW} \cdot \text{sec})$$

Strength/weight ratio ( $\sigma/\rho$ )

$$1 \text{ ksi}/(\text{slug}/\text{ft}^3) = 144 \text{ ft}^2/\text{sec}^2 = 13.38 \text{ m}^2/\text{sec}^2$$

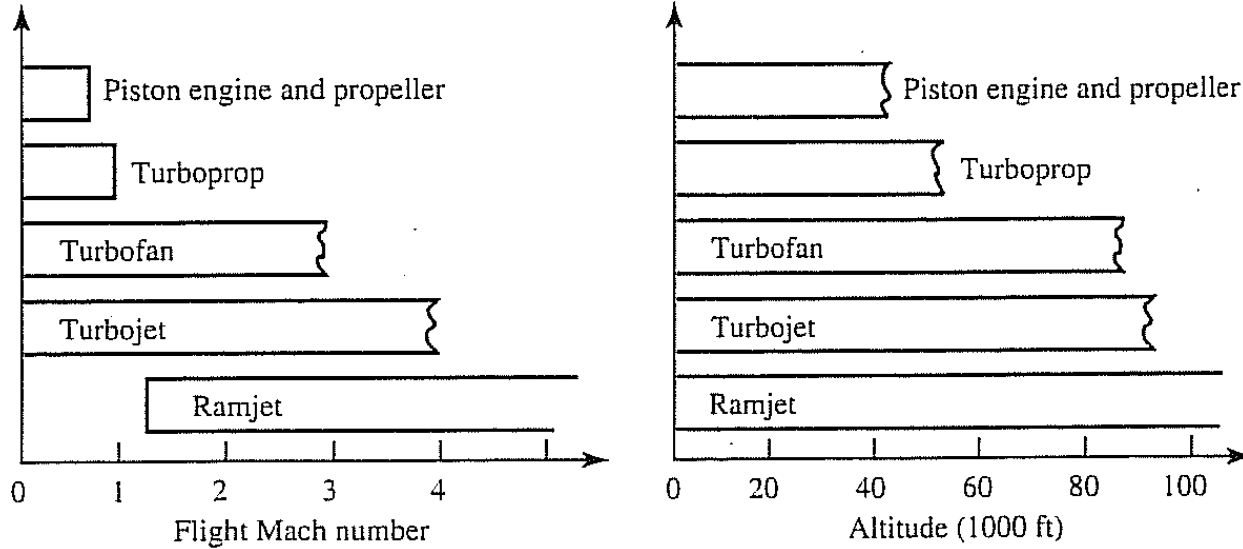
# İşletim Zarfı ve Standart Atmosfer

- Her motor tipinin işletildiği belli irtifa ve Mach sayısı (hız) aralıkları vardır.
- Bu aralıkları uçan araca bağlı olarak bir *uçuş koridoru* belirler.
- Bu koridor *taşıma sınırı*, *sıcaklık sınırı*, ve *aerodinamik kuvvet sınırı* ile sınırlanmıştır.



# İşletim Zarfı ve Standart Atmosfer

- Tahrik sistemlerinin işletilme sınırları bu sistemi oluşturan bileşenlerinin sınırları ile belirlenir.



- Standart Atmosferde belli bir irtifadaki basınç, sıcaklık ve yoğunluk deniz seviyesindeki değerlerine oranlanarak gösterilir.

$$\delta \equiv \frac{P}{P_{\text{ref}}}$$

$$\theta \equiv \frac{T}{T_{\text{ref}}}$$

$$\sigma \equiv \frac{\rho}{\rho_{\text{ref}}}$$

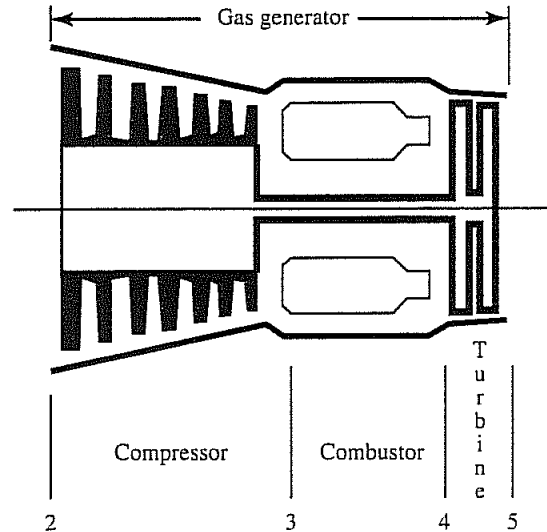


# Hava-Soluyan Motorlar

- Turbojet, turbofan, turboprop, turboşaft ve ramjet
- Turbojet ve ramjet motorunun yarattığı itki kuvveti motordan çıkan akışkan jetinden kaynaklanır
- Turbofan, turboprop ve turboşaft ise turbojetin değiştirilmesi ile elde edilmişlerdir ve itki kuvvetini fan, pervane ya da mil kullanarak üretirler.

## Gaz Üretici:

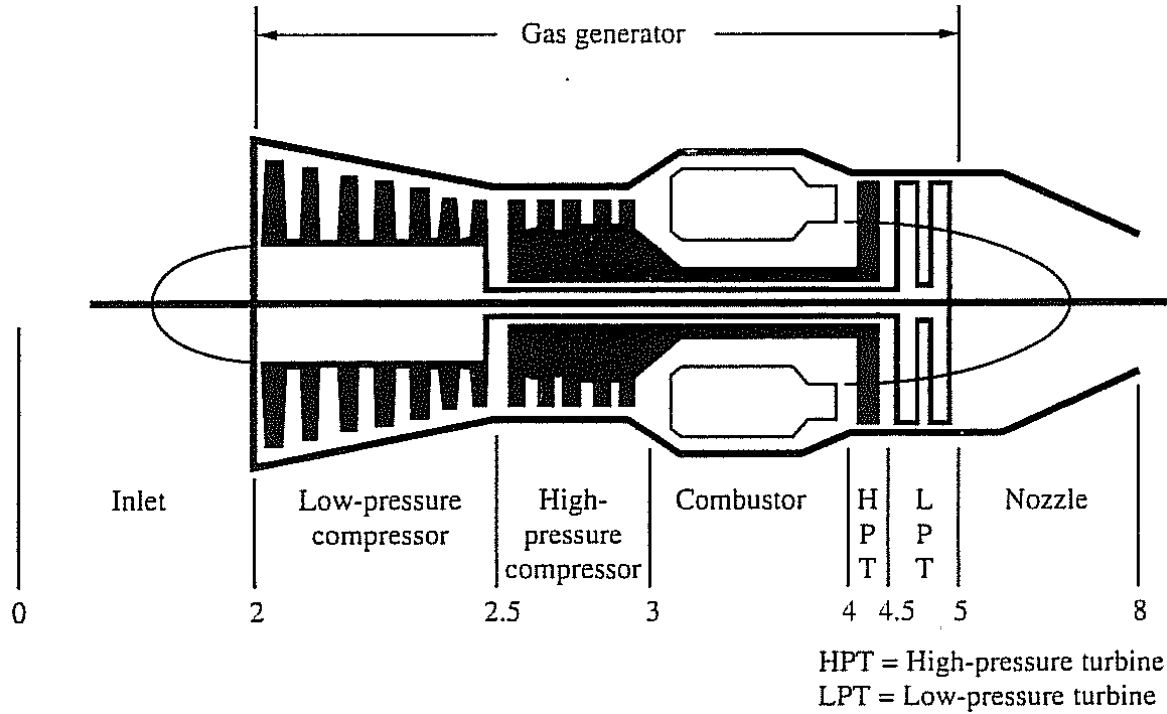
- Türbinli bir motorun “kalbi” gaz üreticidir. Ana bileşenleri kompresör, yanma odası ve türbindir. Gaz üreticinin amacı yüksek sıcaklık ve yüksek basınçta gaz elde etmektir.



# Hava-Soluyan Motorlar

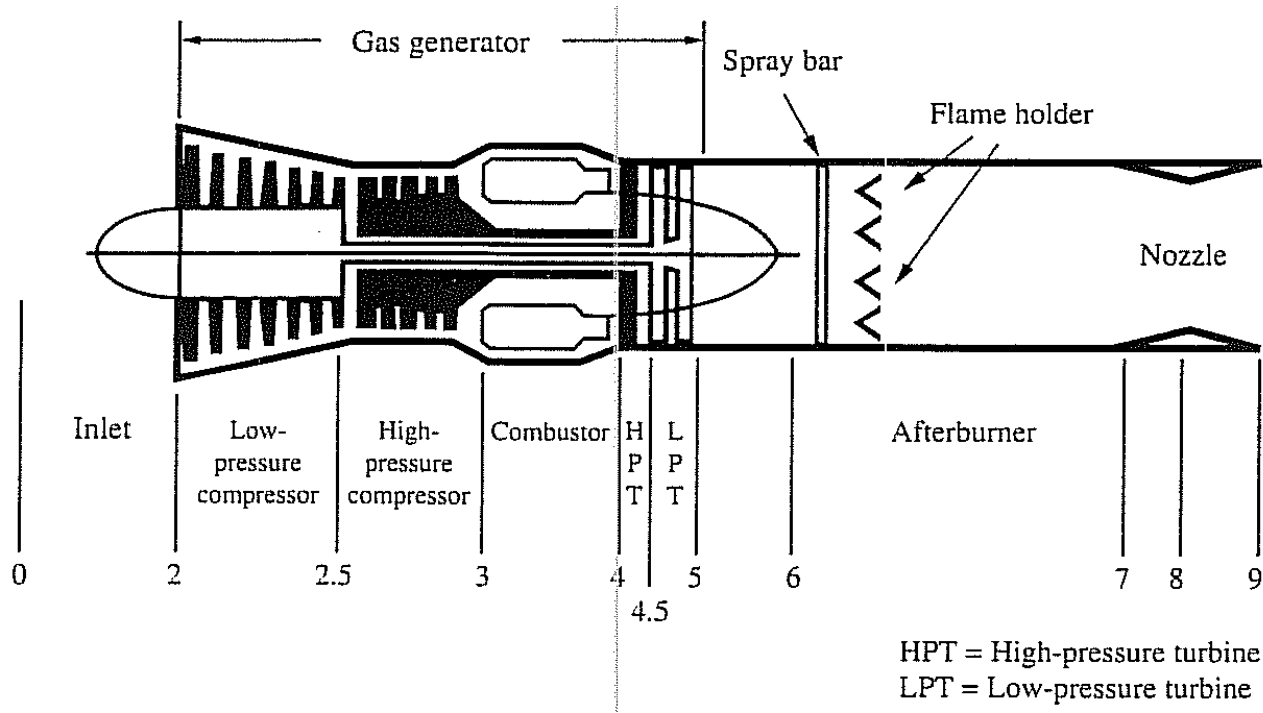
## Turbojet:

- Gaz üreticine bir hava alığı ve bir lüle ekleyerek turbojet motoru elde edilir.
- Turbojet motorunun ve bileşenlerinin analizi istasyonlara ayırarak yapılır.



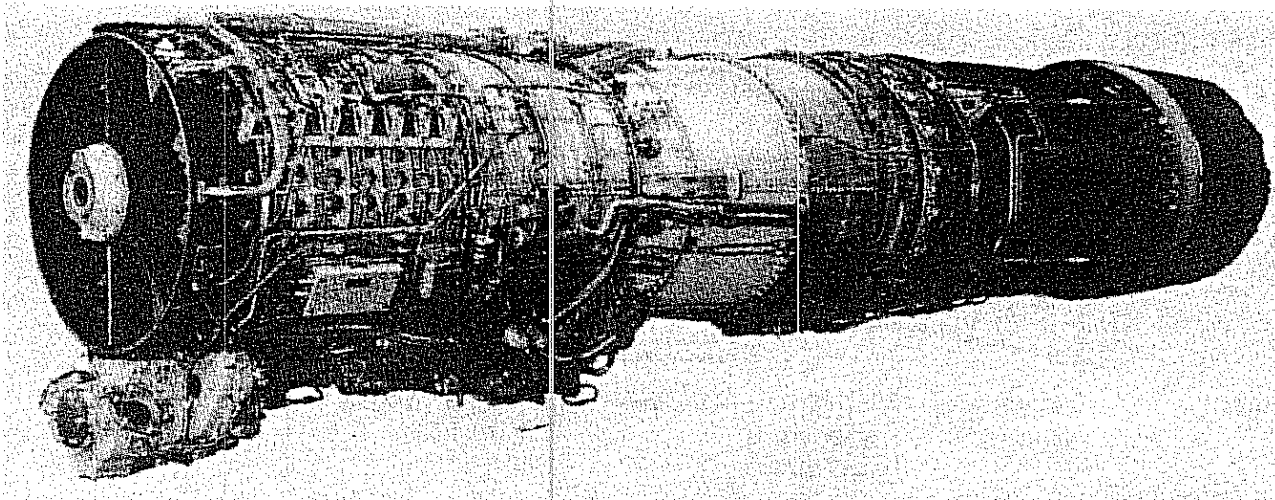
# Hava-Soluyan Motorlar - Turbojet

- Artyanmalı bir turbojet motorunun şematik görünüşü



# Hava-Soluyan Motorlar - Turbojet

- General Electric J79 aryanmalı turbojet motoru: F-4 Phantom II ve B-58 Hustler uçaklarında kullanılmıştır.

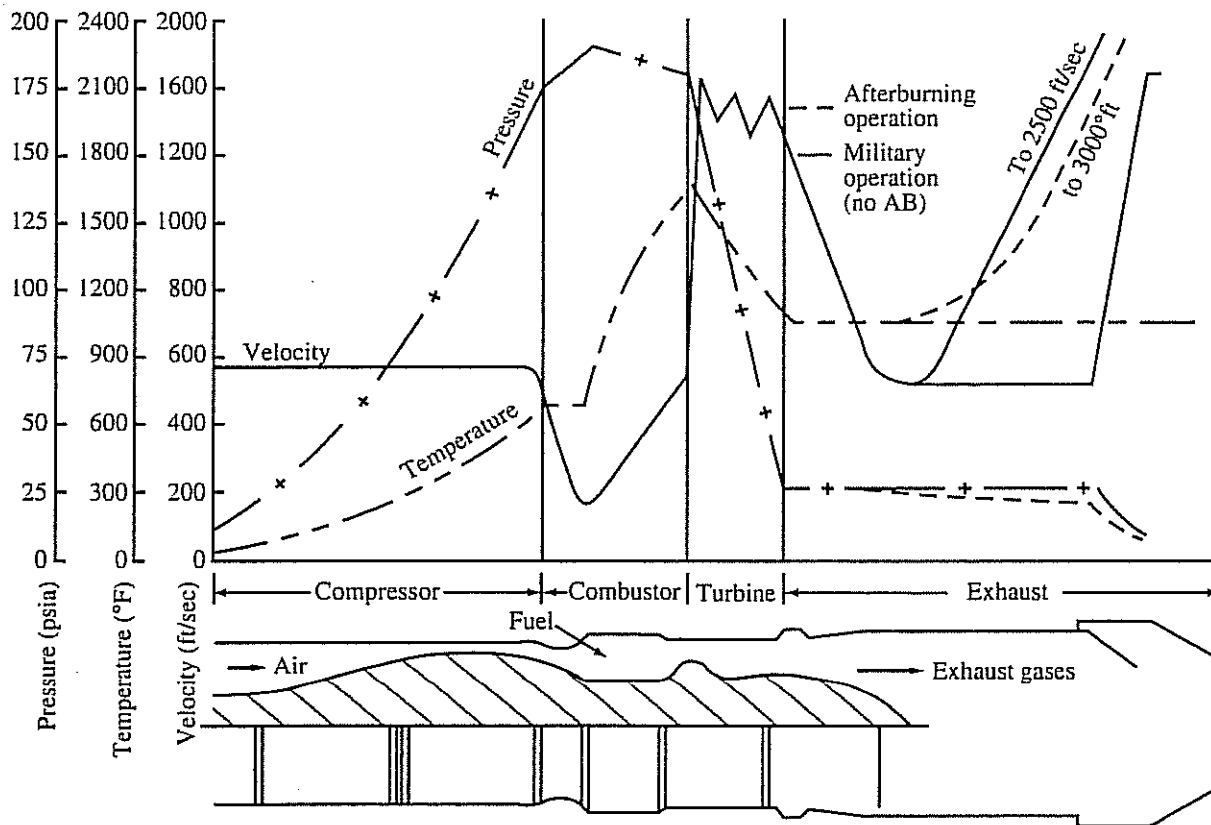


# Hava-Soluyan Motorlar - Turbojet

- Daha düşük hızlarda daha fazla itki elde etme gereği yüzünden turbojet motoru değiştirilerek turbofan, turboprop ve turboşaft motorları geliştirilmiştir.
- Turbojet motorunda hava alık ve kompresörde sıkıştırılır, yanma odasında yakıt ile karıştırılıp yakılır ve bu gaz akımı türbin ve lülede genişletilerek itki kuvveti elde edilir.
- Gazın türbinde genişletilmesi kompresörü çevirmek için gerekli gücü sağlar.
- Sonuçta bir motor tarafından verilen net itki iç enerjinin kinetik enerjiye çevrilmesiyle elde edilir.
- Bir motorun tüm istasyonları minimum ağırlık için en fazla itkiyi etkin olarak üretecek şekilde çalışmalıdır.

# Hava-Soluyan Motorlar - Turbojet

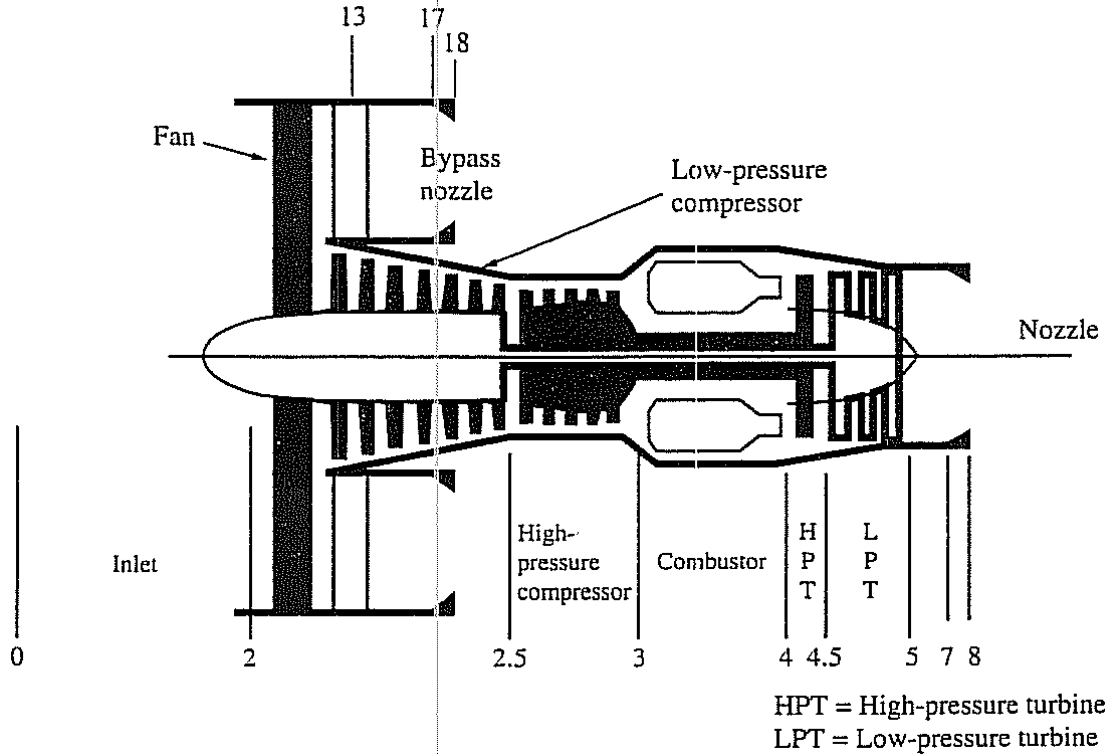
- General Electric J79 aryanmalı turbojet motorunda akış özelliklerinin değişimi.



# Hava-Soluyan Motorlar

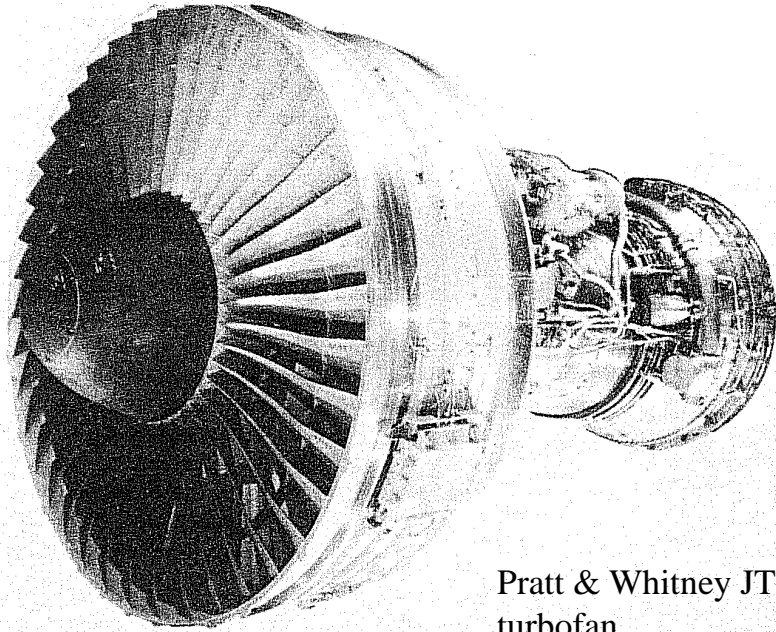
## Turbofan:

- Turbofan motorunda bir hava alığı, fan, gaz üretici ve bir lüle bulunur.
- Türbinden elde edilen enerjinin bir kısmı fana güç sağlamak için kullanılır.
- Genel olarak turbofan motoru sınırlı bir uçuş bölgesinde turbojetten daha ekonomik ve verimlidir. *İtkiye özgül yakıt tüketimi* (TSFC, birim itki başına yakıt kütle debisi) turbofanlarda daha düşüktür – Ekonomik işletim.

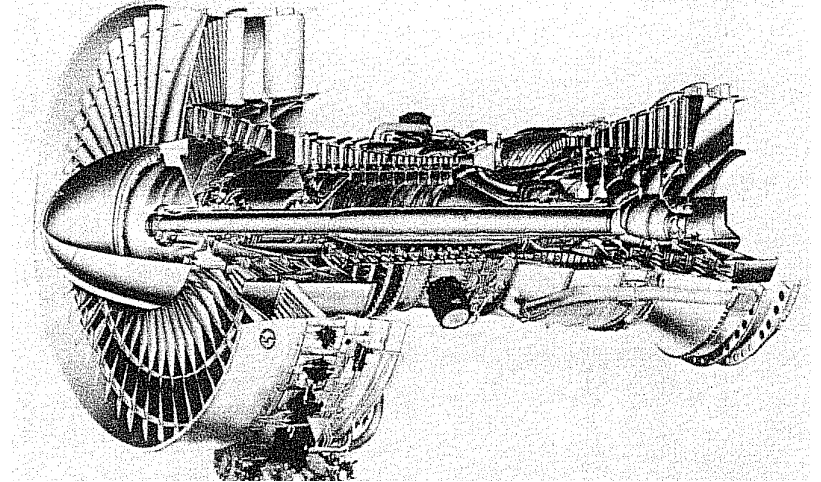


# Hava-Soluyan Motorlar - Turbofan

- Turbofan, turbojetten daha yüksek tahrik verimi sağlayacak şekilde daha fazla bir hava kütlesini turbojetten daha düşük bir hıza ivmelendirir.
- Turbofanın ön yüz alanı turbojete göre oldukça büyüktür. Bu yüzden daha fazla sürüklenme ve ağırlık ortaya çıkar.
- Aerodinamik olarak sıkışabilirlik etkilerinin ortaya çıkması nedeniyle fan çapı sınırlıdır.



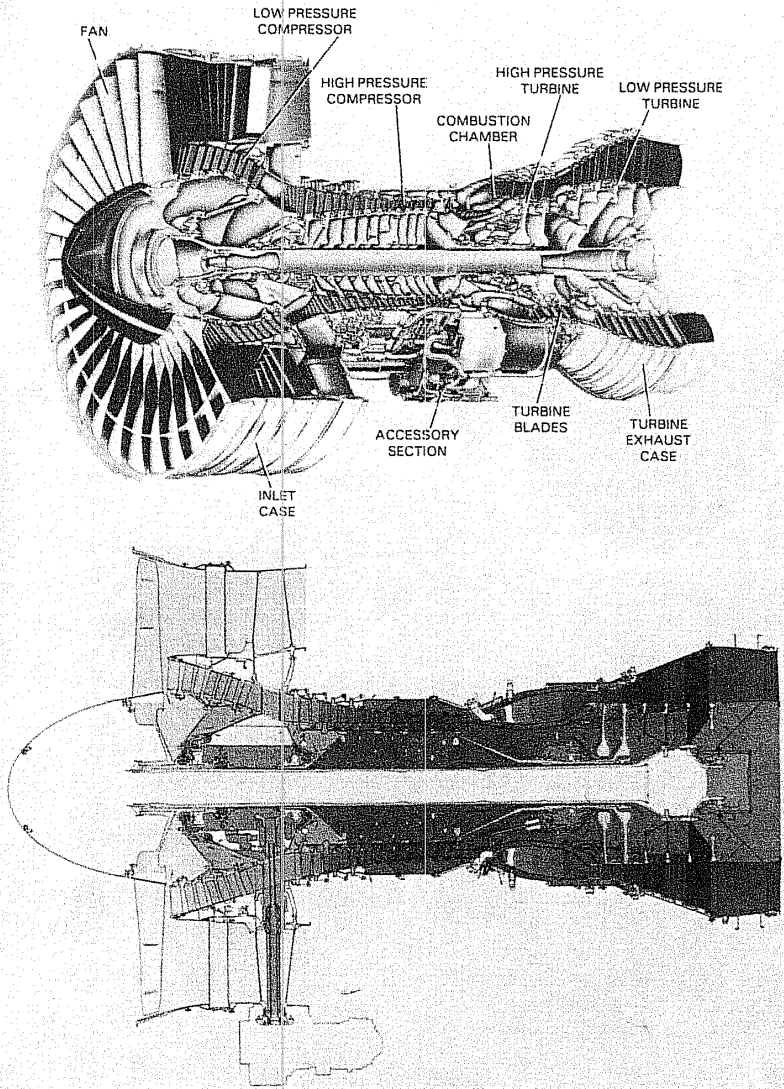
Pratt & Whitney JT9D  
turbofan



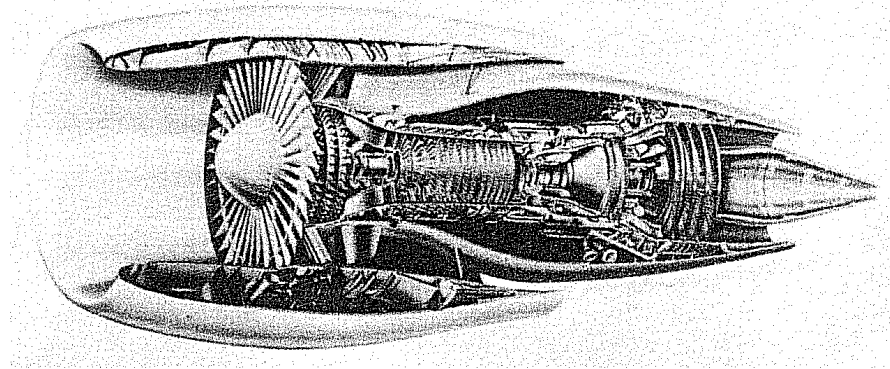


# Hava-Soluyan Motorlar - Turbofan

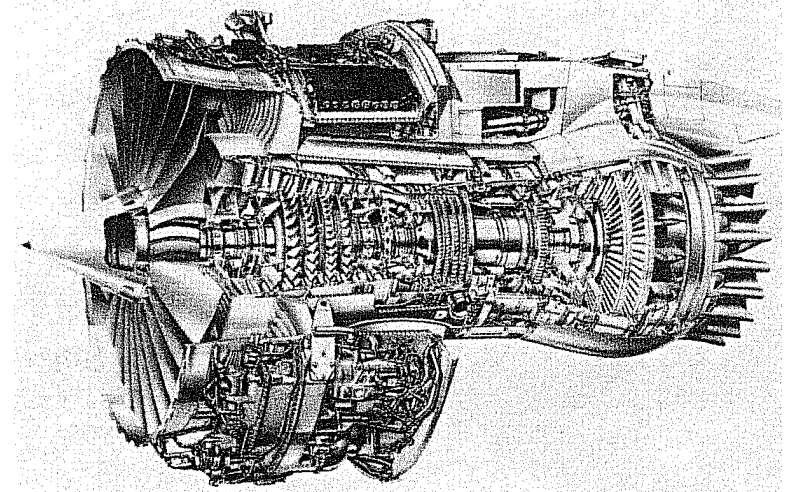
Pratt & Whitney PW4000 turbofan



General Electric CF6 turbofan

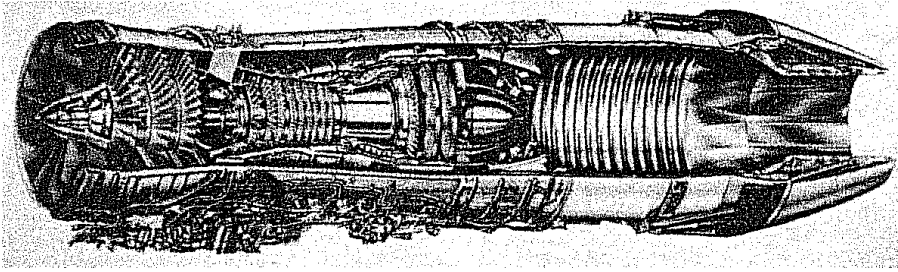


Rolls-Royce RB-211-524G/H turbofan

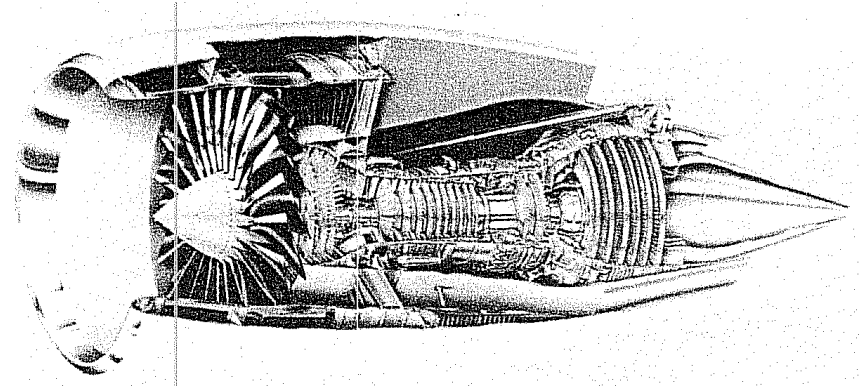


# Hava-Soluyan Motorlar - Turbofan

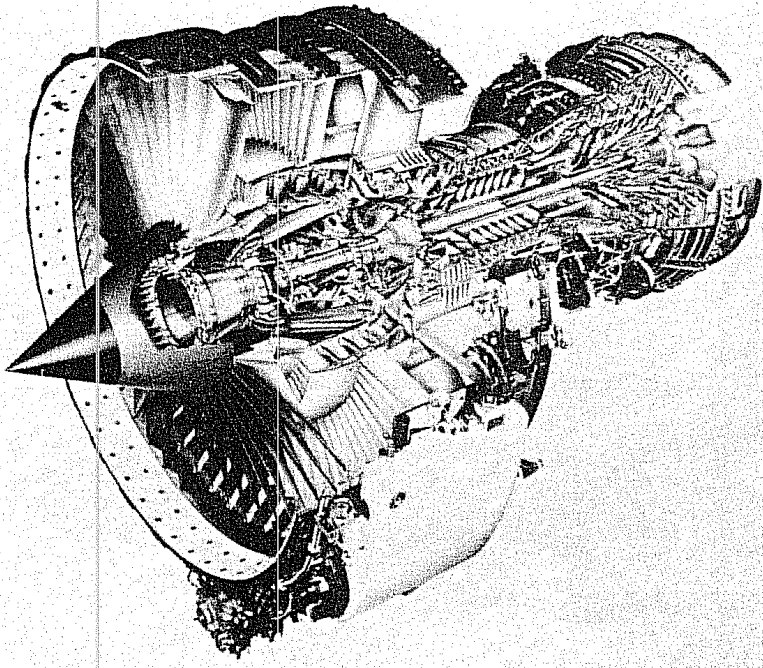
General Electric F110-GE-129  
artyanmalı turbofan



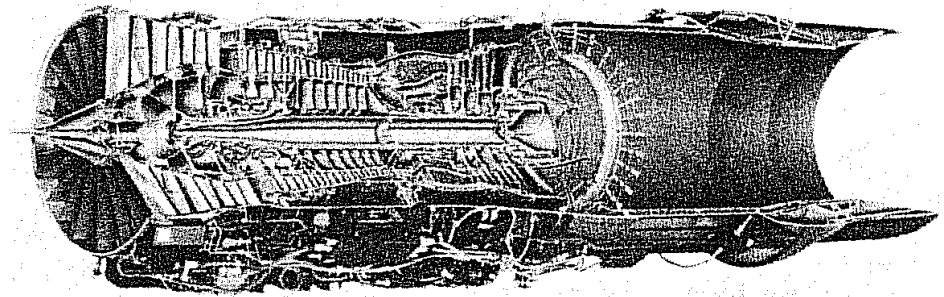
General Electric GE90 turbofan



SNECMA CFM56 turbofan



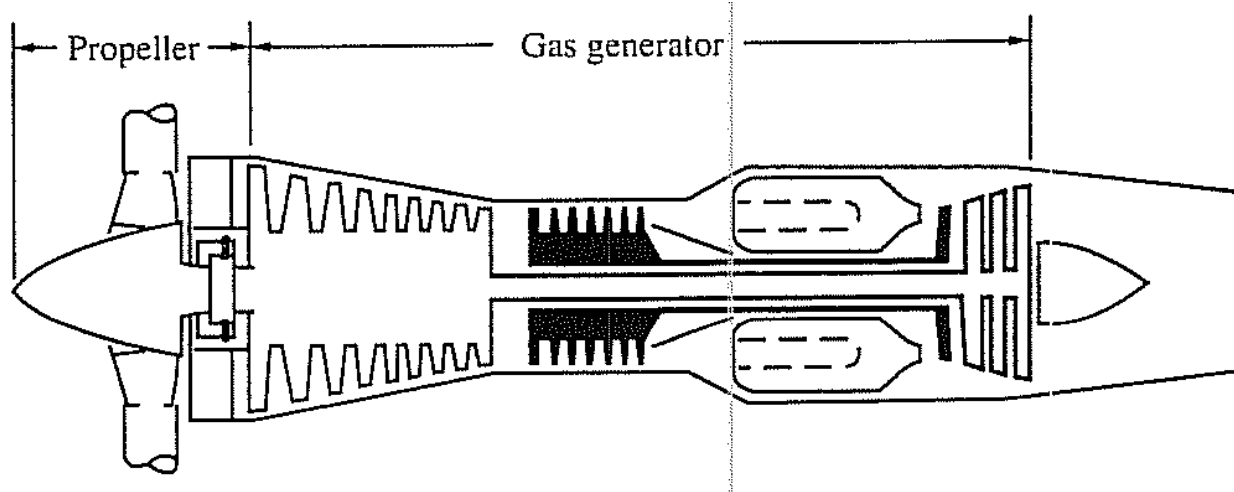
Pratt & Whitney F100-PW-229  
artyanmalı turbofan



# Hava-Soluyan Motorlar

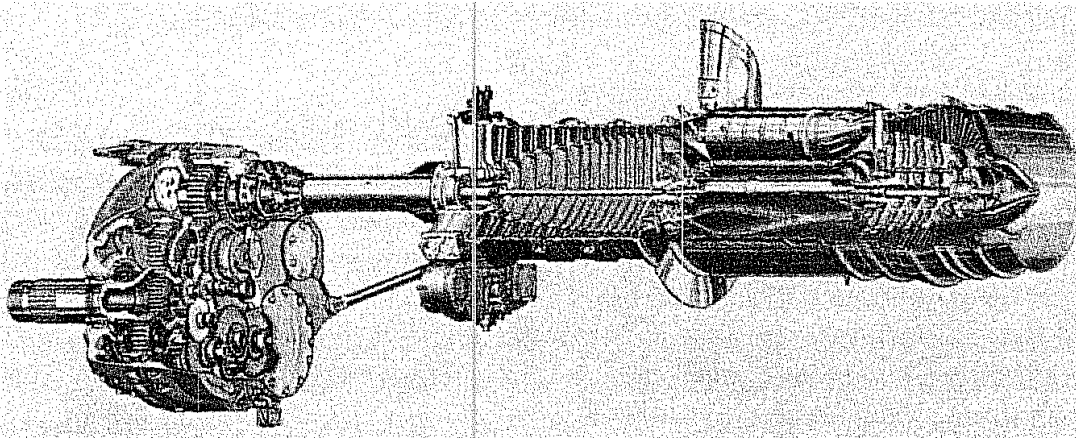
## Turboprop ve turboşaft:

- Bir pervaneyi çeviren gaz üretici bir turboprop motorunu oluşturur.
- Türbinde gazın genişlemesi pervaneyi çevirmek için gerekli enerjiyi sağlar.
- Turboşaft motoru turbopropa benzerdir ancak güç pervane yerine bir mile aktarılır.
- Turboşaft motoru helikopterlerde yaygın olarak kullanılır.
- Turboprobun sınırlamaları ve avantajları pervane ile aynıdır.
- Düşük hızlı uçuşta ve kısa kalkış alanlarında pervane daha başarılıdır.
- Ses hızına yaklaşan hızlarda sıkışabilirlik etkileri başlar ve pervane aerodinamik verimini yitirir. Bu durumda Turbofan daha başarılıdır.

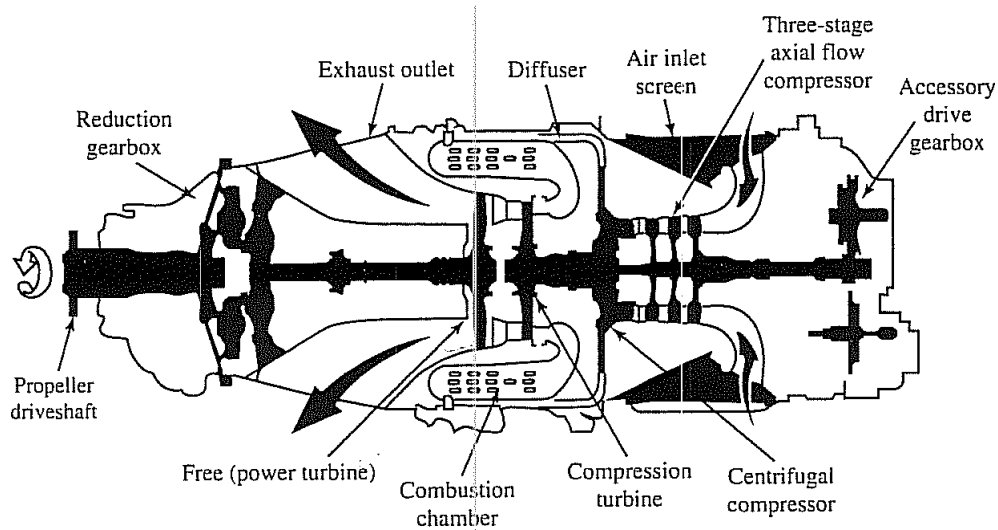


# Hava-Soluyan Motorlar

## Turboşafta örnekler:



Allison T56 turboşaft

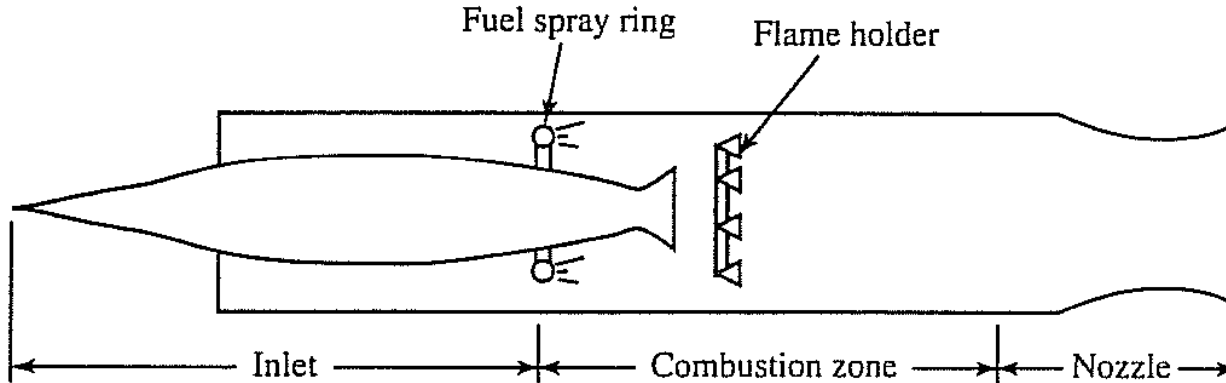


Pratt & Whitney Canada  
PT6 turboşaft

# Hava-Soluyan Motorlar

## Ramjet:

- Ramjet motoru bir hava alığı, yanma bölgesi ve bir lüleden oluşur.
- Turbojetteki gibi kompresör ve türbin ramjette bulunmaz.
- Hava, sıkışmanın olduğu alığa girer ve sonrasında yakıtla karışmanın ve yanmanın gerçekleştiği yanma bölgesine geçer. Sıcak gazlar sonrasında lüleden atılır ve itki elde edilir.
- Ramjetin çalışması alığın gelen havayı yavaşlatarak yanma bölgesinde basıncı artırmasına bağlıdır. Basınç artışı ramjetin çalışmasını sağlar.
- Gelen hava ne kadar hızlıysa basınç artışı da o kadar yüksek olur. Bu yüzden ramjet yüksek sesüstü hızlarda en iyi şekilde çalışır.



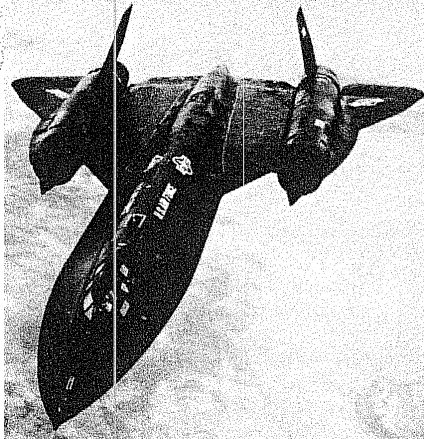
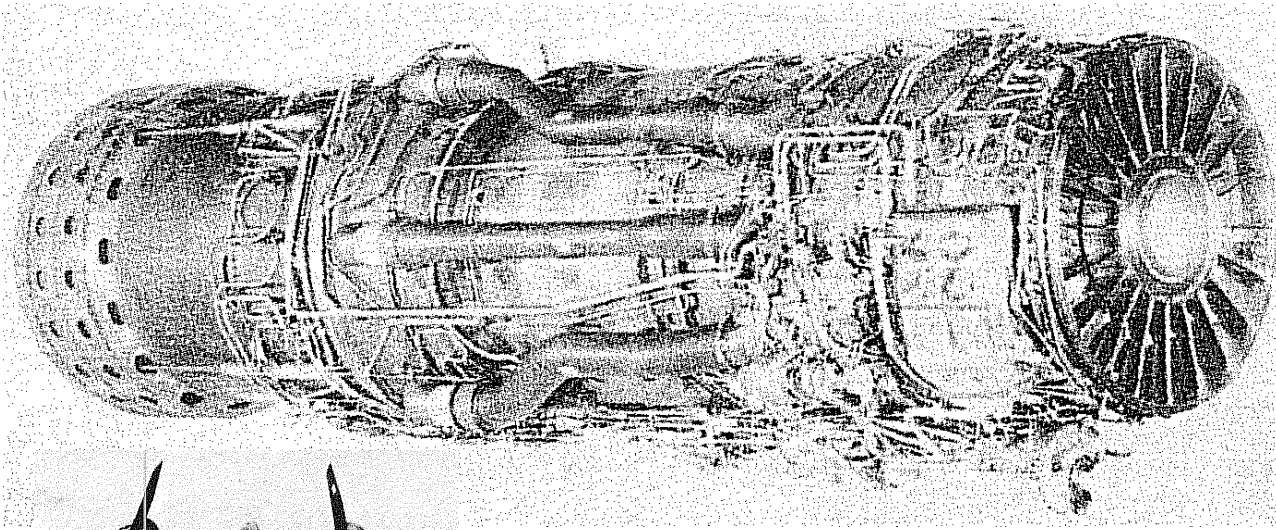
# Hava-Soluyan Motorlar - Ramjet

- Sıradan bir ramjette yanma düşük sesaltı hızlarda gerçekleşir.
- Yüksek sesüstü uçuş hızlarında çok büyük basınç artışı gerçekleşir ve bu da ramjetin çalışması için yeter de artar.
- Eğer alık yüksek sesüstü hızdaki hava akımını sesaltı hıza düşürüyorsa büyük basınç kayıpları ortaya çıkar.
- Bu yavaşlama ayrıca sıcaklıkta da büyük artışa neden olur. Bazı sınır uçuş hızlarında sıcaklık çepher malzemesinin ve soğutma yöntemlerinin sınırına yaklaşır. Bu durumda akım içinde yakıt yakmak mümkün olmaz.
- Son zamanlarda yanmanın sesüstü hızlarda olduğu ramjetlerde araştırma ve geliştirme çalışmaları yapılmaktadır. Sesüstü yanma ile alıkta meydana gelen sıcaklık artışı ve basınç kaybı azaltılabilir.
- Sesüstü yanmalı bu ramjete *scramjet* (supersonic combustion **ramjet**) denir.

# Hava-Soluyan Motorlar

## **Turbojet/Ramjet Birleşik-Çevrim Motoru:**

- Pratt & Whitney J58 turbojet motoru: Lockheed SR71 Blackbird uçağında iki adet bulunmaktadır. Yüksek Mach seviyelerinde ramjet motoru gibi çalışır.



# Hava-Soluyan Motorlar

## Uçak Motor Başarım Parametreleri:

- İlk parametre motorun itkisidir. İtki, sabit uçuş (itki = sürüklenme), ivmeli (hızlanmalı) uçuş (itki > sürüklenme) ve yavaşlama (itki < sürüklenme) için gereklidir.
- Bir jet motorunun (tek alıklı ve tek çıkışlı) bağlanmamış itkisi  $F$  şöyle verilir:

$$F = \frac{(\dot{m}_0 + \dot{m}_f)V_e - \dot{m}_0 V_0}{g_c} + (P_e - P_0)A_e$$

where  $\dot{m}_0, \dot{m}_f$  = mass flow rates of air and fuel, respectively

$V_0, V_e$  = velocities at inlet and exit, respectively

$P_0, P_e$  = pressures at inlet and exit, respectively

- Çıkış gazlarını ortam basıncına genişletmek istenir, bu durumda  $P_e = P_0$

$$F = \frac{(\dot{m}_0 + \dot{m}_f)V_e - \dot{m}_0 V_0}{g_c} \quad \text{for } P_e = P_0$$



# Hava-Soluyan Motorlar

- Bağlanmış itki  $T$ , bağlanmamış itki  $F$ 'den alık sürüklemesi  $D_{\text{inlet}}$  ve lüle sürüklemesine  $D_{\text{noz}}$ 'un farkına eşittir:

$$T = F - D_{\text{inlet}} - D_{\text{noz}}$$

- Boyutsuz alık kayıp katsayısı  $\phi_{\text{inlet}}$  ve lüle kayıp katsayısı  $\phi_{\text{noz}}$ :

$$\phi_{\text{inlet}} = \frac{D_{\text{inlet}}}{F}$$

$$\phi_{\text{noz}} = \frac{D_{\text{noz}}}{F}$$

- Bağlanmış itki  $T$  ile bağlanmamış itki  $F$  arasındaki ilişki:

$$T = F(1 - \phi_{\text{inlet}} - \phi_{\text{noz}})$$

# Hava-Soluyan Motorlar

- İkinci parametre itkiye özgül yakıt tüketimidir (bağlanmamış yakıt tüketimi  $S$ , ya da bağlanmış yakıt tüketimi TSFC):

$$S = \frac{\dot{m}_f}{F}$$

$$\text{TSFC} = \frac{\dot{m}_f}{T}$$

$F$  = bağlanmamış itki

$S$  = bağlanmamış itkiye özgül yakıt tüketimi

$T$  = bağlanmış motor itkisi

TSFC = bağlanmış itkiye özgül yakıt tüketimi

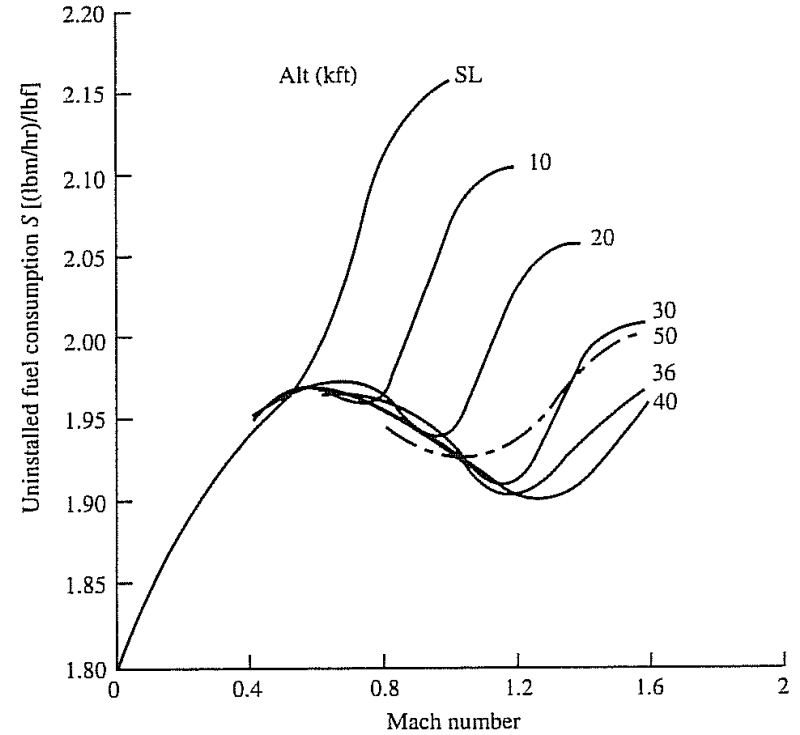
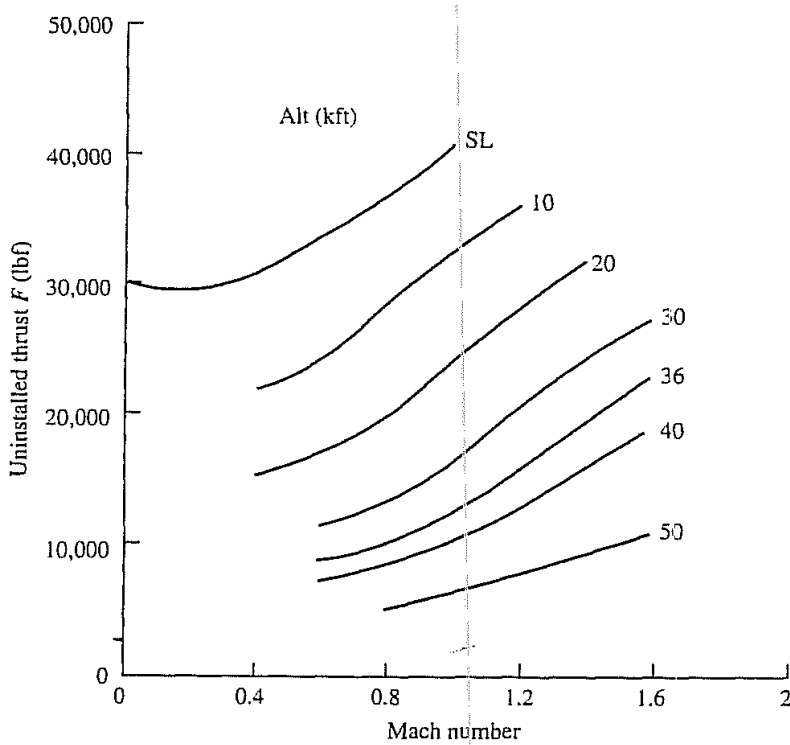
$\dot{m}_f$  = yakıt kütle debisi

- $S$  ile TSFC arasındaki ilişki:

$$S = \text{TSFC} (1 - \phi_{\text{inlet}} - \phi_{\text{noz}})$$

# Hava-Soluyan Motorlar

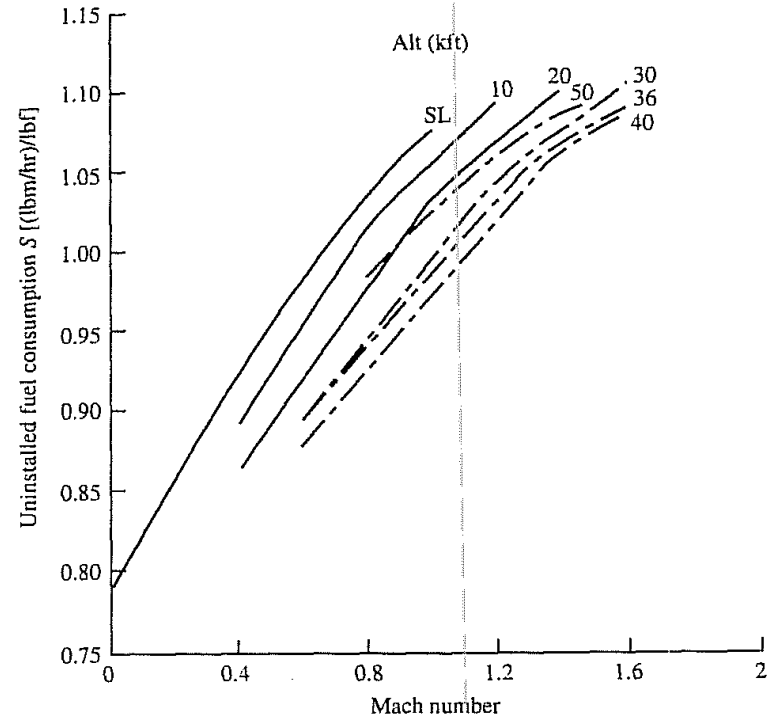
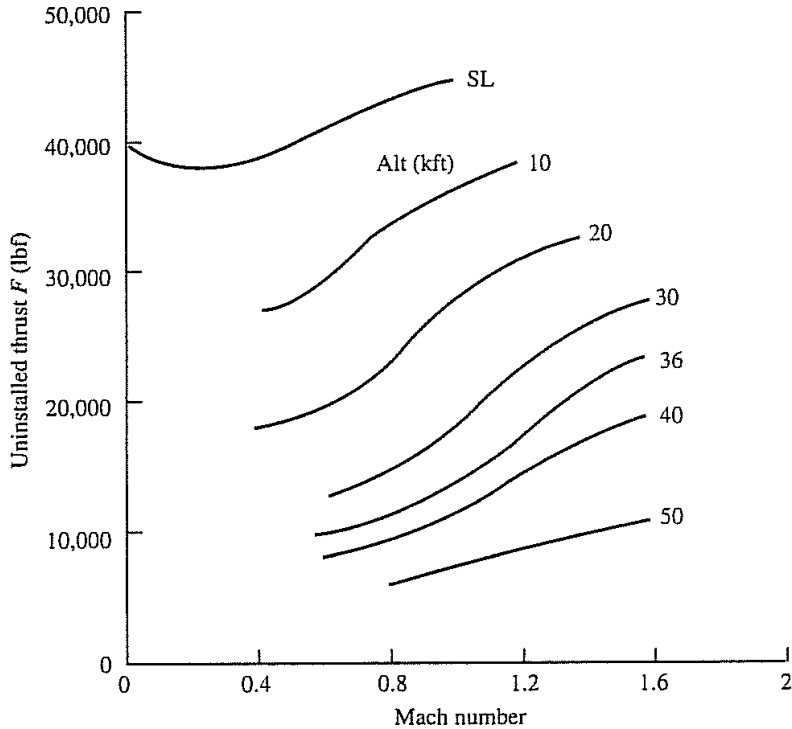
- Gelişmiş bir savaş uçağındaki bağlanmamış motor itkisi  $F$  ve bağlanmamış itkiye özgül yakıt tüketimi  $S$ 'nin Mach sayısı ve irtifa ile olan hesaplanmış değişimleri şu grafiklerde sunulmuştur:



Artyanmalı durum

# Hava-Soluyan Motorlar

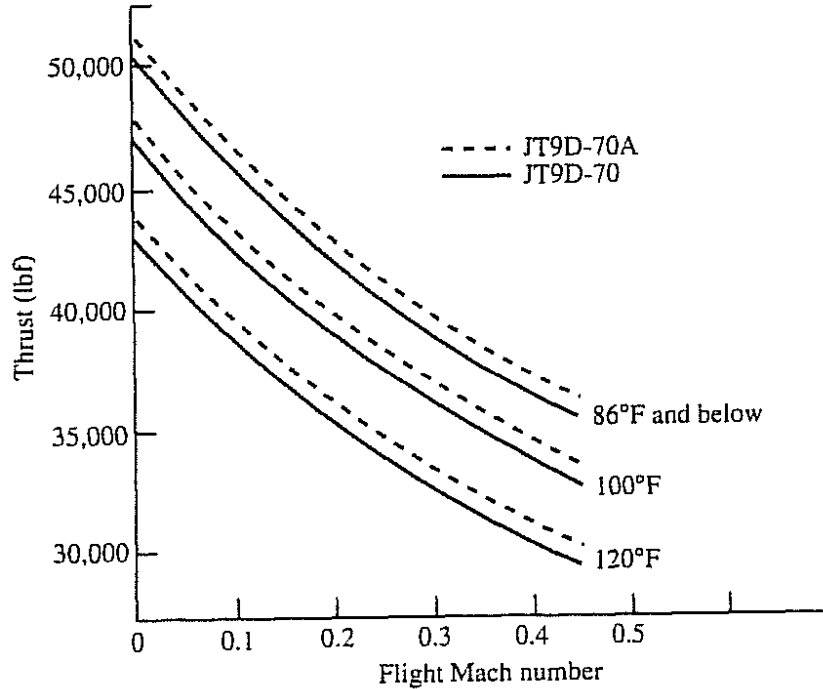
- Gelişmiş bir savaş uçağındaki bağlanmamış motor itkisi  $F$  ve bağlanmamış itkiye özgül yakıt tüketimi  $S$ 'nin Mach sayısı ve irtifa ile olan hesaplanmış değişimleri şu grafiklerde sunulmuştur:



Artyanmasız durum

# Hava-Soluyan Motorlar

- Yüksek bypass oranlı bir turbofan motorunun iki farklı versiyonunun kalkıştaki itkisinin Mach sayısı ve ortam basıncı ile değişimi aşağıdaki grafikte gösterilmiştir: İtkinin artan Mach sayısı ile aniden azalması bu motor tipinin karakteristiklerindedir.



**FIGURE 1-15a**

JT9D-70/-70A turbofan takeoff thrust. (Courtesy of Pratt & Whitney.)

# Hava-Soluyan Motorlar

- Bağlanma kayıp katsayılarının değerleri ele alınan motor/uçak yapısı kombinasyonu, Mach sayısı ve motor gaz ayarına bağlıdır:

**TABLE 1-3**  
**Typical aircraft engine thrust installation losses**

Flight condition:	$M < 1$		$M > 1$	
	$\phi_{\text{inlet}}$	$\phi_{\text{noz}}$	$\phi_{\text{inlet}}$	$\phi_{\text{noz}}$
Fighter	0.05	0.01	0.05	0.03
Passenger/cargo	0.02	0.01	—	—
Bomber	0.03	0.01	0.04	0.02

- Bir motorun ısı verimi  $\eta_t$  bir başka çok kullanışlı motor başarımlar parametresidir. *Isıl verim* motordan alınan net organize enerjinin (mil gücü ya da kinetik enerji) motordaki yakıttan elde edilebilecek ısı enerjisiye oranı olarak tanımlanır.

$$\eta_T = \frac{\dot{W}_{\text{out}}}{\dot{Q}_{\text{in}}}$$

$\eta_T$  = thermal efficiency of engine

$\dot{W}_{\text{out}}$  = net power out of engine

$\dot{Q}_{\text{in}}$  = rate of thermal energy released ( $\dot{m}_f h_{PR}$ )

# Hava-Soluyan Motorlar

- Mil gücü çıkışlı motorlar için  $\dot{W}_{out}$  mil gücüne eşittir.
- Turbojet gibi mil güç çıkışı olmayan motorlarda çıkış gücü motordan geçen akışkanın kinetik enerjisindeki değişime eşittir. Tek giriş ve çıkışı olan motor için çıkış gücü şöyle verilir:

$$\dot{W}_{out} = \frac{1}{2g_c} [(\dot{m}_0 + \dot{m}_f)V_e^2 - \dot{m}_0 V_0^2]$$

- Bir tahrik sisteminin tahrik verimi  $\eta_p$  motor gücünün uçağa güç sağlamada ne kadar verimli kullanıldığının bir ölçüsüdür. *Tahrik verimi* uçak gücünün (itki ile hızın çarpımı) motordan alınan güce oranıdır.

$$\eta_P = \frac{TV_0}{\dot{W}_{out}}$$

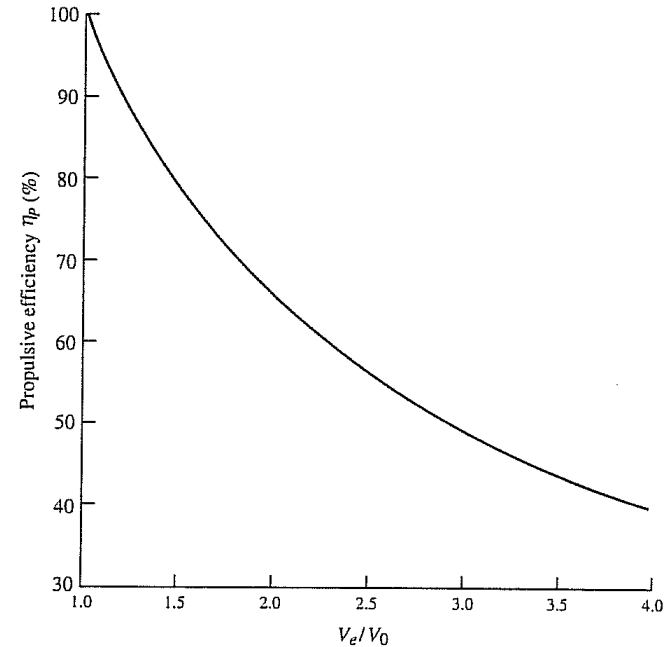
# Hava-Soluyan Motorlar

- Tek giriş ve çıkışı olan ve çıkış basıncı ortam basıncına eşit olan bir motor için tahrik verimi şöyle verilir:

$$\eta_P = \frac{2(1 - \phi_{\text{inlet}} - \phi_{\text{noz}})[(\dot{m}_0 + \dot{m}_f)V_e - \dot{m}_0 V_0]V_0}{(\dot{m}_0 + \dot{m}_f)V_e^2 - \dot{m}_0 V_0^2}$$

- Yakıt kütle debisinin havanınkinden çok küçük ve bağlanma kayıplarının olmadığı bir durumda yukarıdaki denklem aşağıdaki şekle basitleştirilebilir:

$$\eta_P = \frac{2}{V_e/V_0 + 1}$$





# Hava-Soluyan Motorlar

- **Toplam Verim:** Isıl ve Tahrik verimlerinin bir araya getirilmesi ile elde edilir. Uçağın gücünün motorda açığa çıkan ısı güce oranı şeklinde tanımlanabilir.

$$\eta_O = \eta_P \eta_T$$

$$\eta_O = \frac{TV_0}{\dot{Q}_{in}}$$

$\dot{Q}_{in} = \dot{m}_f h_{PR}$  olduğundan

$$\eta_O = \frac{TV_0}{\dot{m}_f h_{PR}}$$

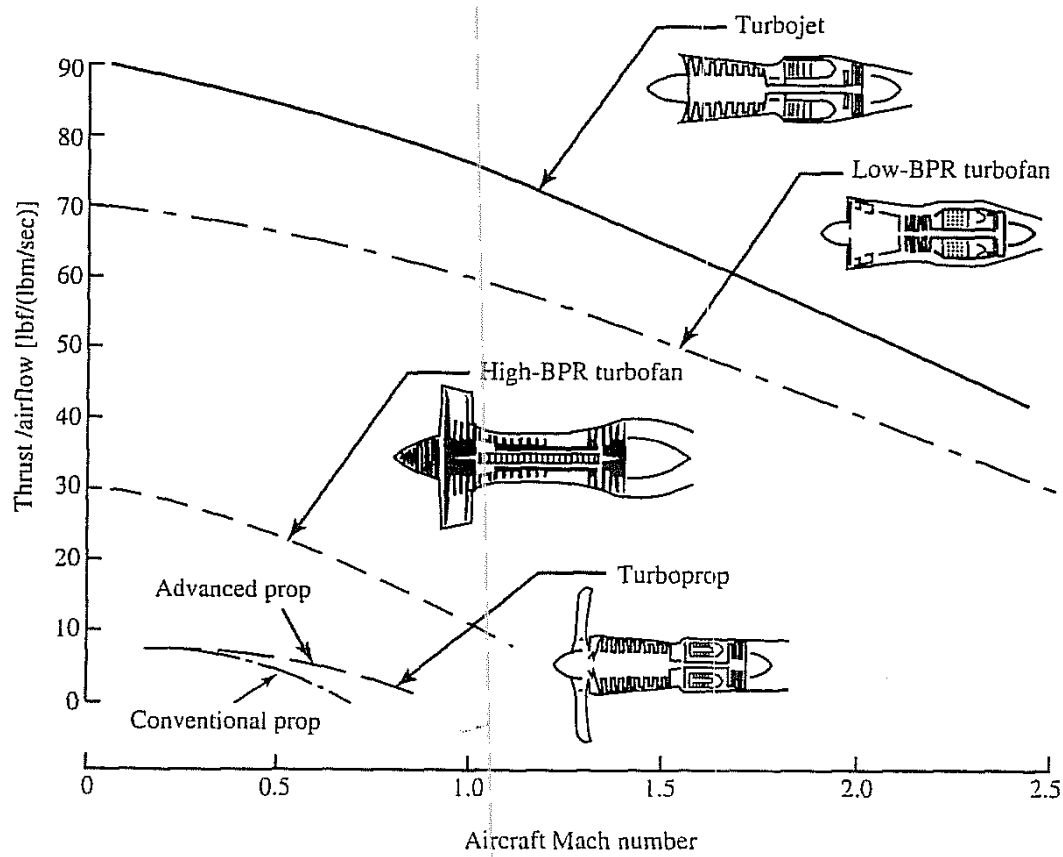
TSFC cinsinden

$$\eta_O = \frac{V_0}{\text{TSFC} \cdot h_{PR}}$$

$$\text{TSFC} = \frac{V_0}{\eta_P \eta_T h_{PR}}$$

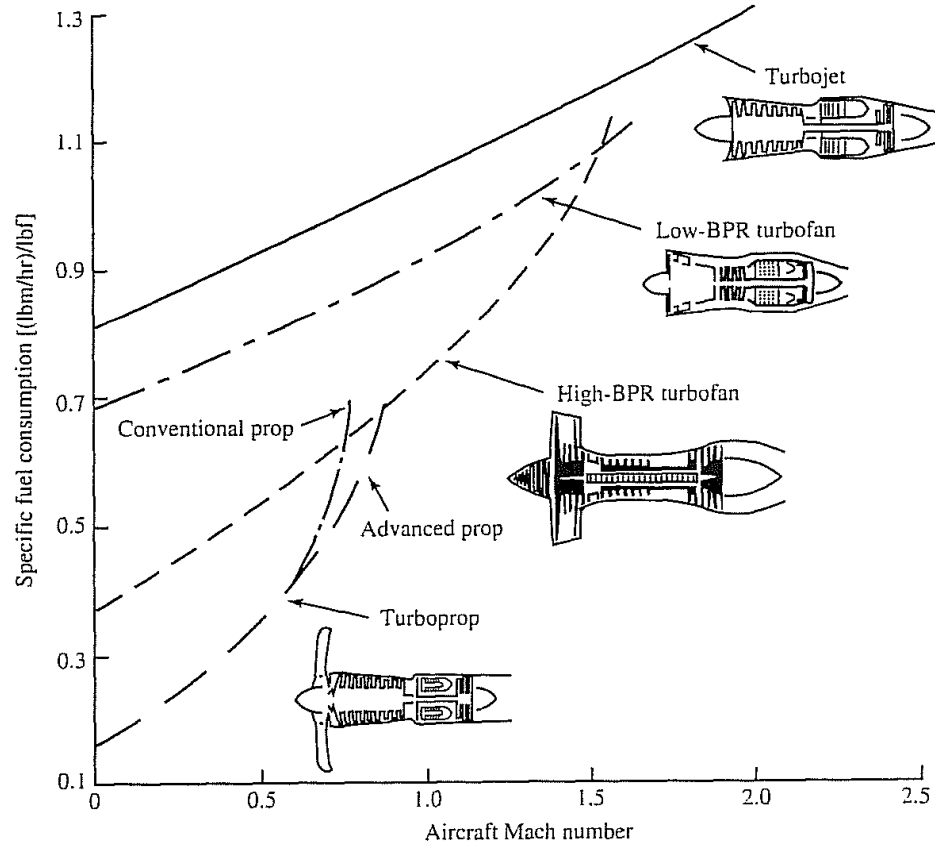
# Hava-Soluyan Motorlar

- Tipik uçak motorlarının özgül itki karakteristikleri:



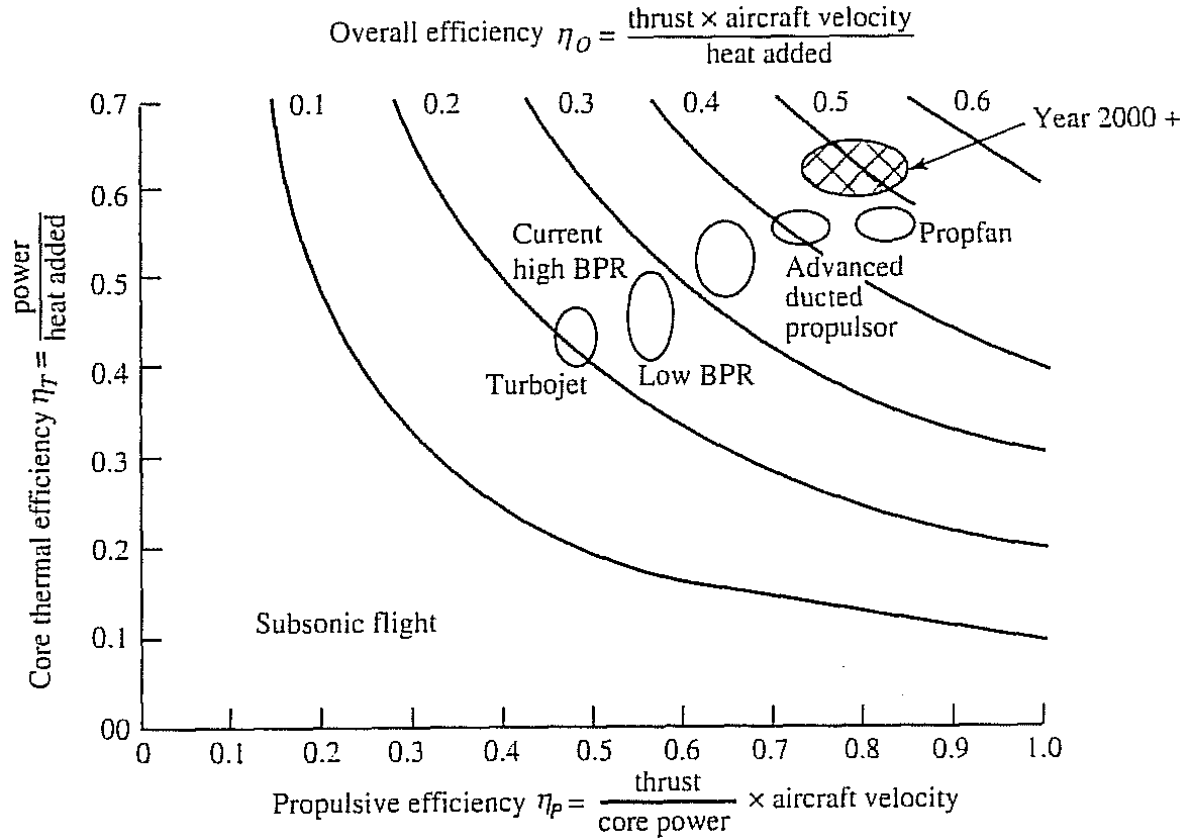
# Hava-Soluyan Motorlar

- Tipik uçak motorlarının itkiye özgül yakıt tüketimi karakteristikleri:



# Hava-Soluyan Motorlar

- Tipik uçak motorlarının verim karakteristikleri:



# Hava-Soluyan Motorlar

- **Özgül İtki ile Yakıt Tüketiminin Değişimi:** Tek girişi ve tek çıkışı olan ve çıkış basıncı ortam basıncına eşit olan bir jet motorunda, yakıtın kütle debisi havanınkinden çok daha az ve bağlanma kayıpları çok düşük ise:

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = \frac{V_e - V_0}{g_c}$$

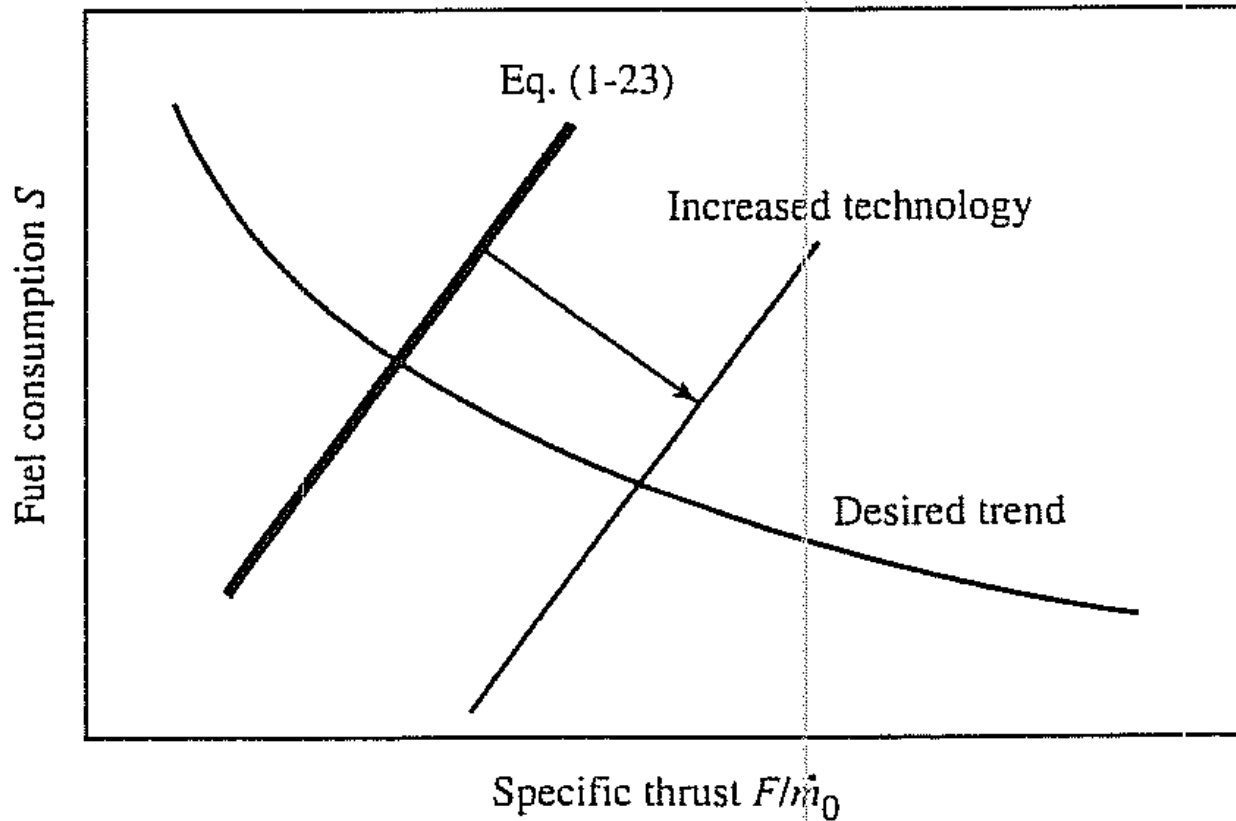
- Tahrik verimi

$$\eta_P = \frac{2}{Fg_c/(\dot{m}_0 V_0) + 2}$$

TSFC = S olduğundan

$$S = \frac{Fg_c/\dot{m}_0 + 2V_0}{2\eta_T h_{PR}}$$

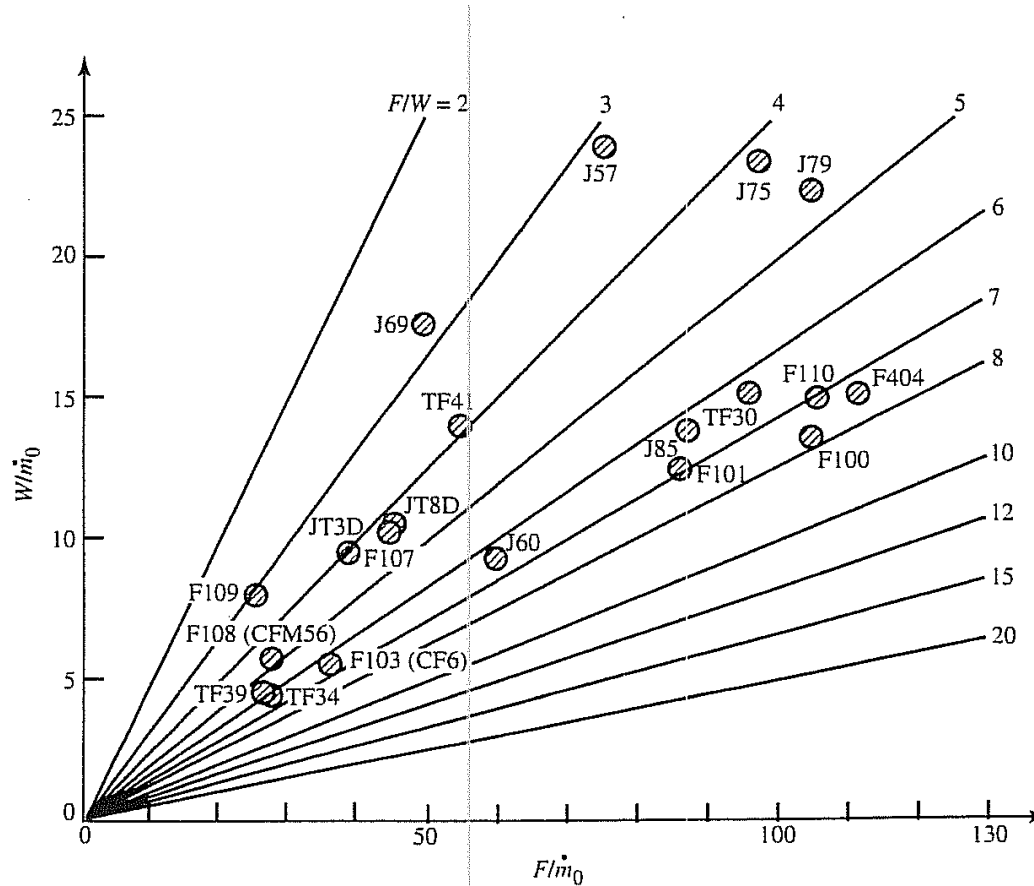
# Hava-Soluyan Motorlar



**FIGURE 1-18**

Relationship between specific thrust and fuel consumption.

# Hava-Soluyan Motorlar



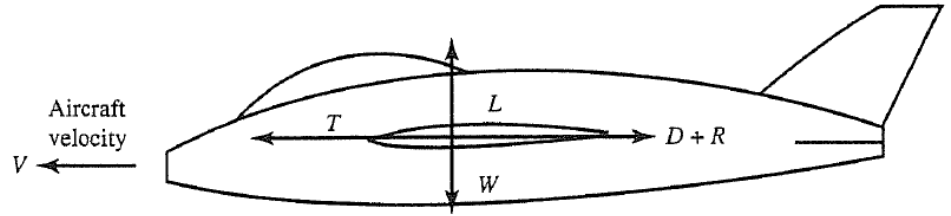
**FIGURE 1-19**  
Engine thrust/weight ratio  $F/W$ .

# Uçak Başarımının Ana Hatları

**Yatay uçuş halinde etkiyen kuvvetler:**

(**D**: Temiz uçak sürüklemesi

**R**: İniş takımı, ek depo gibi eklentilerden doğan sürüklenme )



**FIGURE 1-20**  
Forces on aircraft.

**Enerjinin korunumu**

$$[T - (D + R)]V = W \frac{dh}{dt} + \frac{W}{g} \frac{d}{dt} \left( \frac{V^2}{2} \right)$$

*Mekanik enerji  
eklenme Hızı  
(Net güç girişi)*

*Potansiyel  
enerji artış  
hızı*

*Kinetik enerji  
artış hızı*

**“Enerji yüksekliği”**

$$z_e \equiv h + \frac{V^2}{2g}$$

**“Ağırlığa Özgül Güç Fazlası”**

$$P_s \equiv \frac{dz_e}{dt}$$

**“BAŞARIM DENKLEMİ”**

$$\frac{T - (D + R)}{W} = \frac{P_s}{V} = \frac{1}{V} \frac{d}{dt} \left( h + \frac{V^2}{2g} \right)$$



# Taşıma ve Sürüklenme

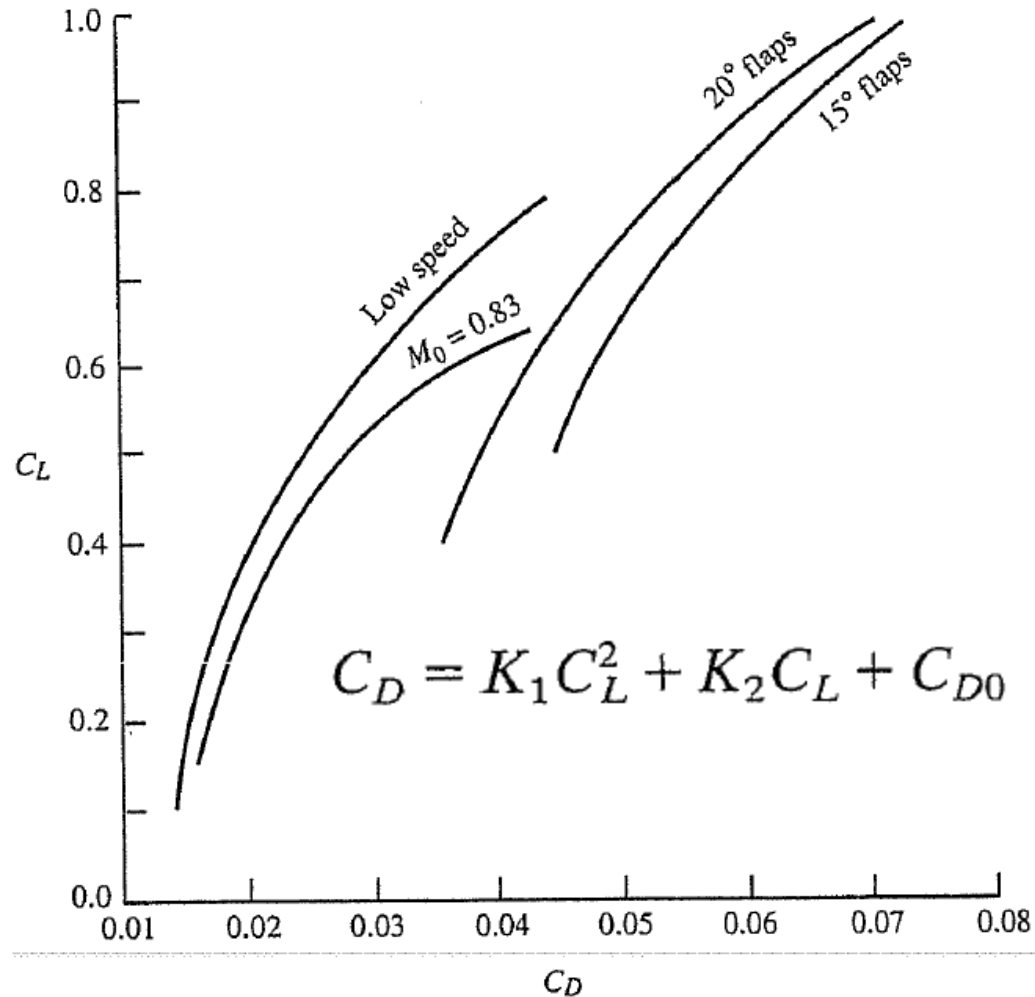
$$L = nW = C_L q S_w$$

$$D = C_D q S_w$$

$$q = \frac{1}{2} \rho \frac{V^2}{g_c} = \frac{1}{2} \sigma \rho_{\text{ref}} \frac{V^2}{g_c}$$

$$q = \frac{\gamma}{2} P M_0^2 = \frac{\gamma}{2} \delta P_{\text{ref}} M_0^2$$

**Taşıma-sürüklenme poları**



# Stol, Kalkış ve İniş Hızları

**Stol (tutunma kaybı):** Kanadın izin verilen en yüksek taşıma katsayısından daha yüksek değerlerde taşıma gerekirse oluşur. Taşıma ve kontrol kaybolur.

**Stol Hızı:** Kanadının en yüksek taşıma katsayısında yatay uçuş yapan uçağın hızı. Uçağın hızı stol hızının altına indiğinde, yatay uçuşu sürdürmek için daha yüksek taşıma katsayısı gerekecektir. Bu ise stola neden olacaktır.

$$V_{\text{stall}} = \sqrt{\frac{2g_c}{\rho C_{L \max}} \frac{W}{S_w}}$$

Emniyetli bir uçuş için **Kalkış Hızı** ve **Dokunuş Hızı** aşağıdaki emniyet payları ile hesaplanır.

$$V_{\text{TO}} = 1.20V_{\text{stall}}$$

$$V_{\text{TD}} = 1.15V_{\text{stall}}$$

# Yakıt Tüketimi

Uçağın ağırlığı yakıt tükettikçe azalır.

Yakıt tüketim hızı da, motorun *bağlanmış itkisine* ve *bağlanmış itkiye özgül yakıt tüketimine* (**Thrust Specific Fuel Consumption**) bağlıdır.

$$\frac{dW}{dt} = -\dot{w}_f = -\dot{m}_f \frac{g_0}{g_c} = -T(\text{TSFC}) \left( \frac{g_0}{g_c} \right)$$

$$\frac{dW}{W} = -\frac{T}{W} (\text{TSFC}) \left( \frac{g_0}{g_c} \right) dt$$

# İtkiye Özgül Yakıt Tüketimi

Boyutsuz sıcaklık (irtifa bilgisi) ve uçuş Mach sayısına bağlı olarak farklı çevrimlerin yaklaşık itkiye özgül yakıt tüketimleri

a. *High-bypass-ratio turbofan*

$$\text{TSFC} = (0.4 + 0.45M_0)\sqrt{\theta}$$

b. *Low-bypass-ratio, mixed-flow turbofan*

Military and lower power settings:

$$\text{TSFC} = (1.0 + 0.35M_0)\sqrt{\theta}$$

Maximum power setting:

$$\text{TSFC} = (1.8 + 0.30M_0)\sqrt{\theta}$$

c. *Turbojet*

Military and lower power settings:

$$\text{TSFC} = (1.3 + 0.35M_0)\sqrt{\theta}$$

Maximum power setting:

$$\text{TSFC} = (1.7 + 0.26M_0)\sqrt{\theta}$$

d. *Turboprop*

$$\text{TSFC} = (0.2 + 0.9M_0)\sqrt{\theta}$$

# Dayanma

İvmesiz ve Yatay uçuş halinde  $L = W$  ve  $T = D$  olacağına göre

$$\frac{dW}{W} = - \frac{C_D}{C_L} (\text{TSFC}) \left( \frac{g_0}{g_c} \right) dt$$

Dayanma katsayısı  $\text{EF} \equiv \frac{C_L}{C_D (\text{TSFC})} \frac{g_c}{g_0}$

EF sabit olarak kabul edilirse yukarıdaki denklem integre edilerek uçuş başı ile uçuş sonundaki ağırlıklar oranı aşağıdaki ifade ile bulunabilir.

$$\frac{W_f}{W_i} = \exp\left(-\frac{t}{\text{EF}}\right)$$

# Menzil

$$ds = V dt$$

$$\frac{dW}{W} = -\frac{C_D}{C_L} \frac{TSFC}{V} \frac{g_0}{c_g} ds$$

Menzil katsayısı

$$RF = \frac{C_L}{C_D} \frac{V}{TSFC} \frac{g_c}{g_0}$$

RF sabit olarak kabul edilirse yukarıdaki denklem integre edilerek uçuş başı ile uçuş sonundaki ağırlıklar oranı için *Breguet Menzil Denklemi* bulunur:

$$\frac{W_f}{W_i} = \exp\left(-\frac{s}{RF}\right)$$

Sabit RF elde edilecek şekilde uçuşda irtifa uçuş süresince artacaktır. Buna *seyir tırmanışı* (cruise climb) denir.

# En yüksek $C_L/C_D$

Taşıma-Sürüklenme Polarını tekrar gözönüne alarak en yüksek  $C_L/C_D$  oranı ve bu oranın elde edildiği  $C_L^*$  değeri polar katsayıları cinsinden aşağıdaki şekilde bulunur:

$$C_D = K_1 C_L^2 + K_2 C_L + C_{D0}$$

$$\frac{C_D}{C_L} = K_1 C_L + K_2 + \frac{C_{D0}}{C_L}$$

$$C_L^* = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K_1}}$$

$$\left(\frac{C_L}{C_D}\right)^* = \frac{1}{2\sqrt{C_{D0}K_1} + K_2}$$

# İvmeli Uçuş

- İtki ( $T$ )'nin sürüklenme ( $D + R$ )'den fazla olması hali

$$\frac{T - (D + R)}{W} = \frac{P_s}{V} = \frac{1}{V} \frac{d}{dt} \left( h + \frac{V^2}{2g} \right)$$

$$\frac{T}{W} = \frac{P_s}{V[1 - (D + R)/T]}$$

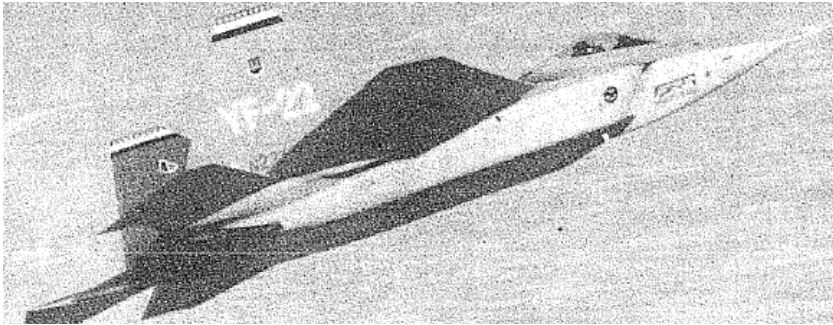
$$u \equiv \frac{D + R}{T} \qquad \frac{T}{W} = \frac{P_s}{V(1 - u)}$$

$$\frac{dW}{W} = -\frac{T}{W} (\text{TSFC}) \left( \frac{g_0}{g_c} \right) dt$$

$$\frac{dW}{W} = -\frac{\text{TSFC}}{V(1 - u)} \frac{g_0}{g_c} dz_e = -\frac{\text{TSFC}}{V(1 - u)} \frac{g_0}{g_c} d \left( h + \frac{V^2}{2g} \right)$$



# Uygulama Uçaklarımız



**HF-1 (YF22)**

Maximum gross takeoff weight  $W_{TO} = 40,000$  lbf (177,920 N)  
 Empty weight = 24,000 lbf (106,752 N)  
 Maximum fuel plus payload weight = 16,000 lbf (71,168 N)  
 Permanent payload = 1600 lbf (7117 N, crew plus return armament)  
 Expended payload = 2000 lbf (8896 N, missiles plus ammunition)  
 Maximum fuel capacity = 12,400 lbf (55,155 N)  
 Wing area  $S_w = 720$  ft<sup>2</sup> (66.9 m<sup>2</sup>)  
 Engine: low-bypass-ratio, mixed-flow turbofan with afterburner  
 Maximum lift coefficient  $C_{L,max} = 1.8$   
 Drag coefficients given in Table 1-4

**TABLE 1-4**  
**Drag coefficients for hypothetical fighter aircraft**  
**(HF-1)**

$M_0$	$K_1$	$K_2$	$C_{D0}$
0.0	0.20	0.0	0.0120
0.8	0.20	0.0	0.0120
1.2	0.20	0.0	0.02267
1.4	0.25	0.0	0.0280
2.0	0.40	0.0	0.0270



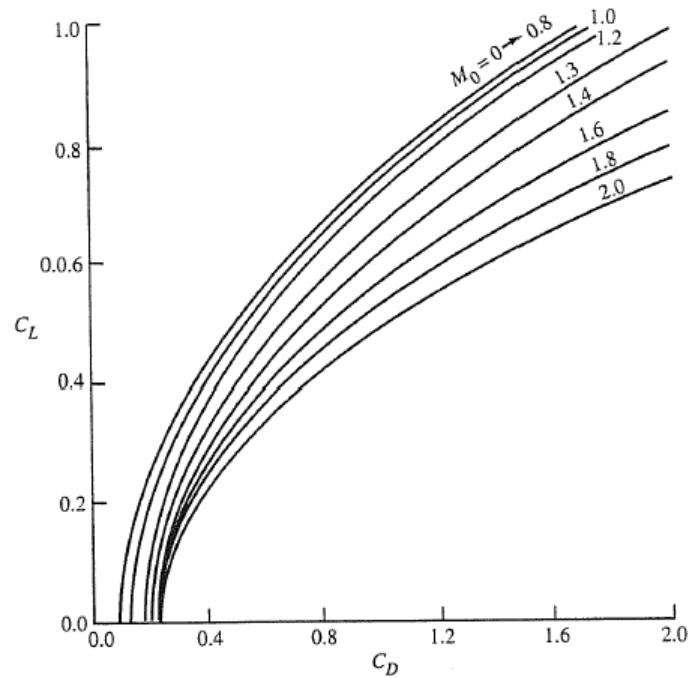
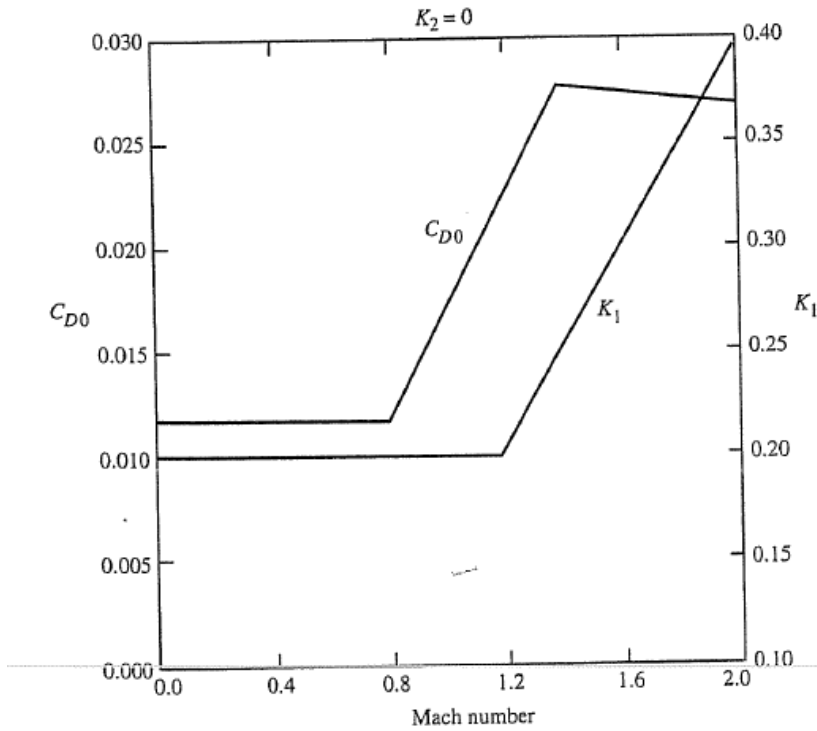
**HP-1 (Boeing 767)**

Maximum gross takeoff weight  $W_{TO} = 1,645,760$  N (370,000 lbf)  
 Empty weight = 822,880 N (185,500 lbf)  
 Maximum landing weight = 1,356,640 N (305,000 lbf)  
 Maximum payload = 420,780 N (94,600 lbf, 253 passengers plus 196,000 N cargo)  
 Maximum fuel capacity = 716,706 N (161,130 lbf)  
 Wing area  $S_w = 282.5$  m<sup>2</sup> (3040 ft<sup>2</sup>)  
 Engine: high-bypass-ratio turbofan  
 Maximum lift coefficient  $C_{L,max} = 2.0$   
 Drag coefficients given in Table 1-5

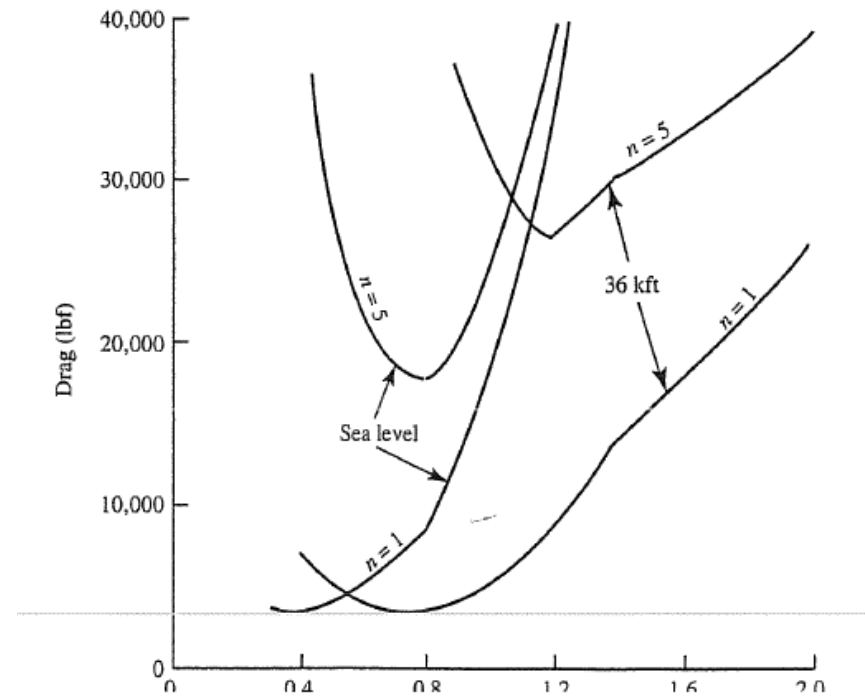
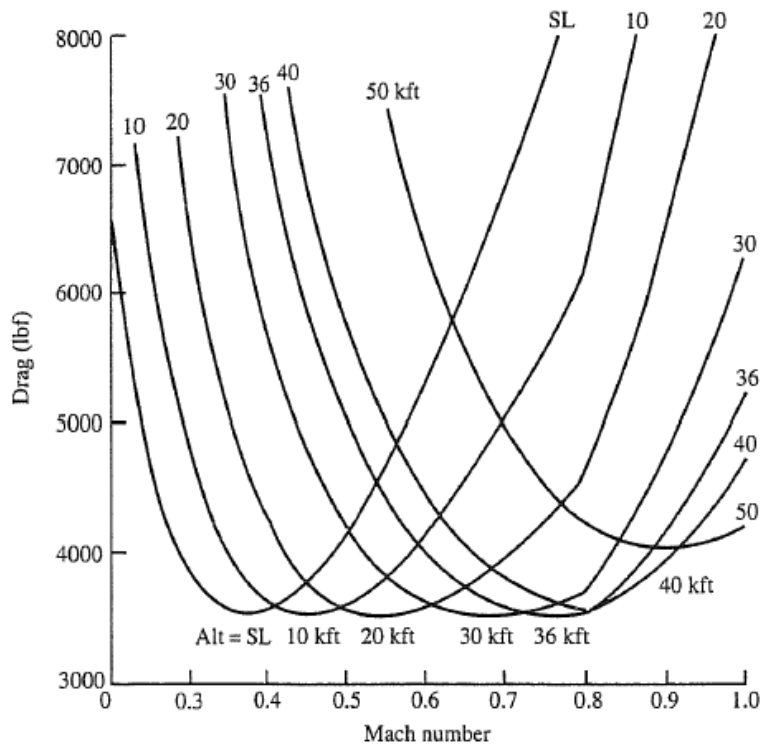
**TABLE 1-5**  
**Drag coefficients for hypothetical passenger aircraft**  
**(HP-1)**

$M_0$	$K_1$	$K_2$	$C_{D0}$
0.00	0.056	-0.004	0.0140
0.40	0.056	-0.004	0.0140
0.75	0.056	-0.008	0.0140
0.83	0.056	-0.008	0.0150

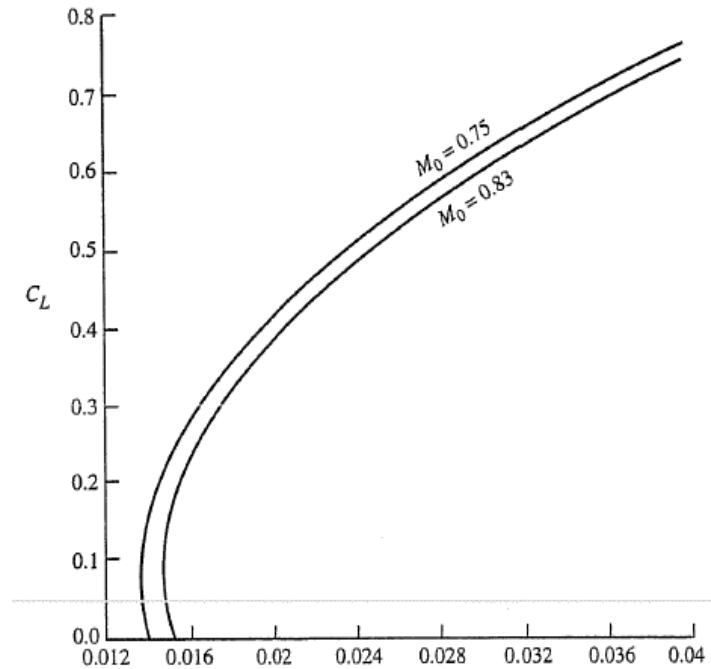
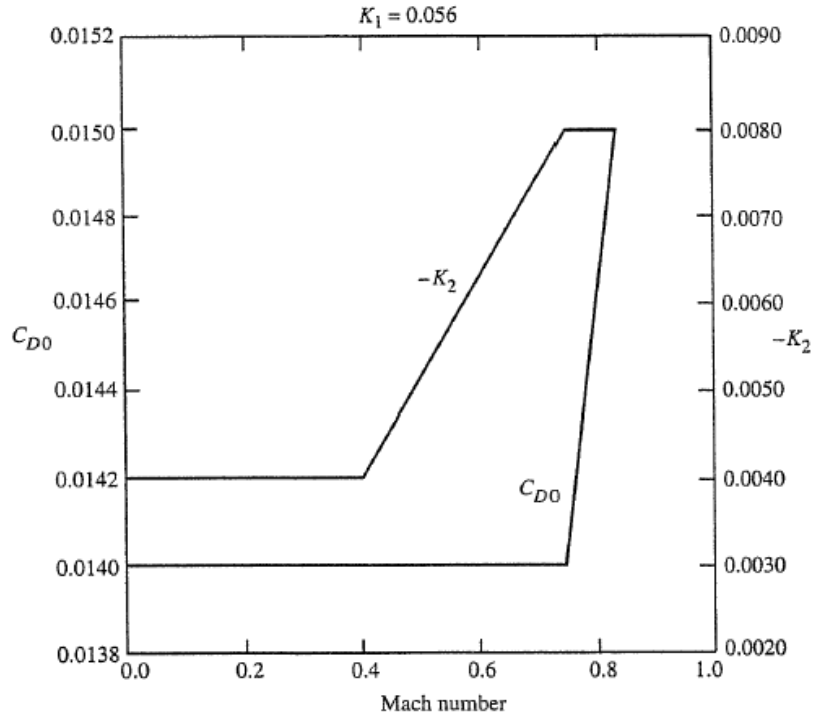
# Polar katsayıları ve grafikleri HF-1



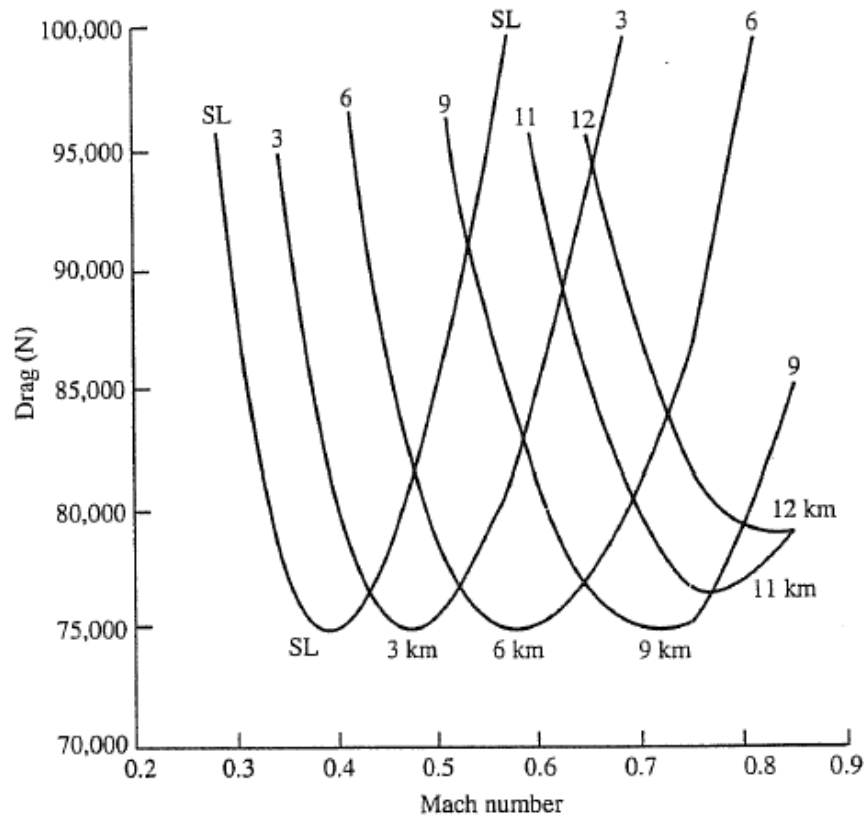
# Sürükleme Grafikleri HF-1



# Polar katsayıları ve grafikleri HP-1



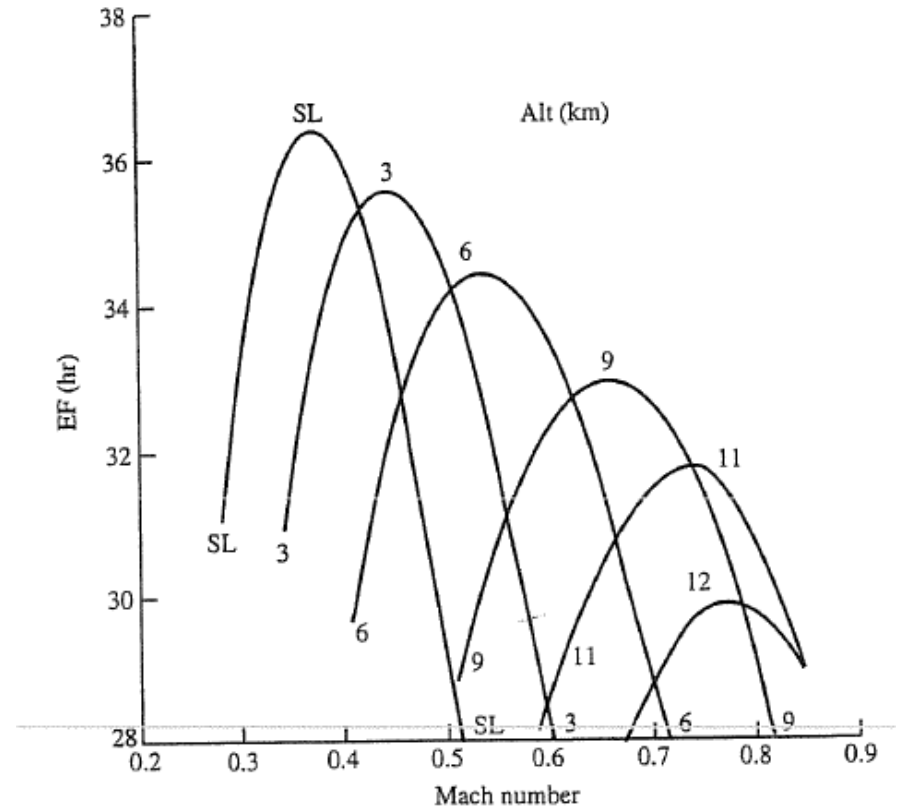
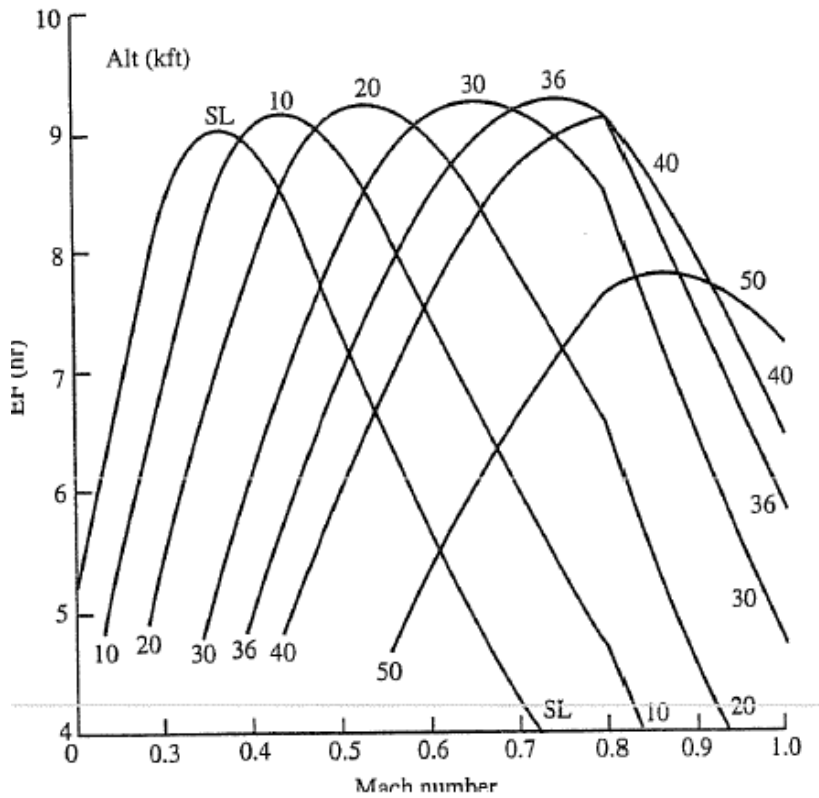
# Sürükleme Grafikleri HP-1



# Dayanma Katsayıları

## HF-1

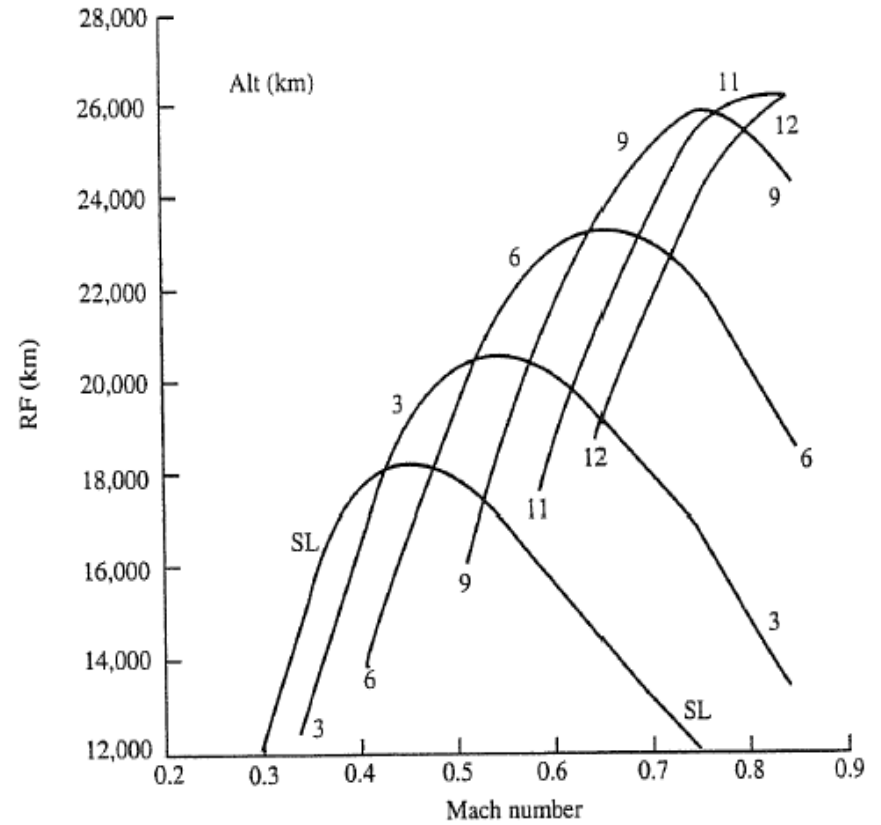
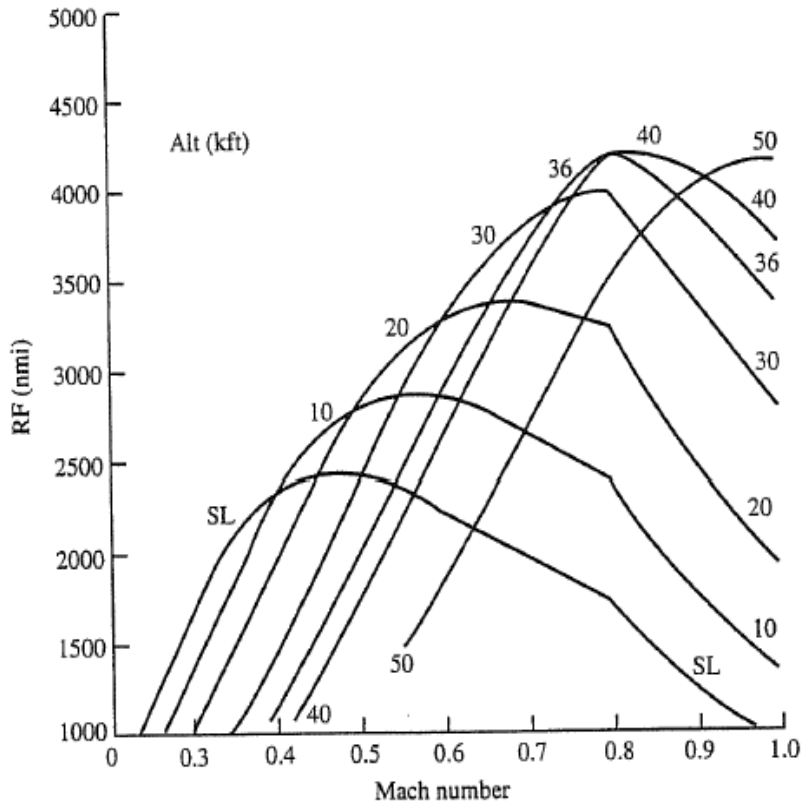
## HP-1



# Menzil Katsayıları

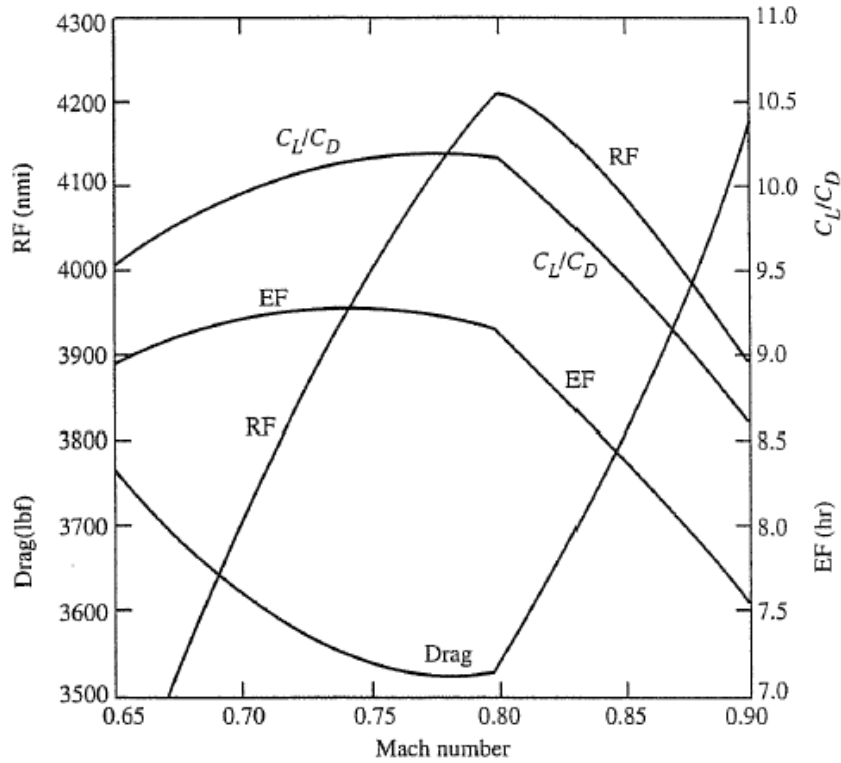
## HF-1

## HP-1



# Karşılaştırmalar

## HF-1



## HP-1

