



## YÜKSEK BYPASSLI TURBOFAN MOTORLARININ PERFORMANS ANALİZLERİ İLE İLGİLİ BİLGİSAYAR YAZILIMI GELİŞTİRME

**Önder TURAN, İlkay ORHAN, T.Hikmet KARAKOÇ**

Anadolu Üniversitesi, Sivil Havacılık Yüksek Okulu, İki Eylül Yerleşkesi, 26470, Eskişehir  
onderturan@anadolu.edu.tr

### ÖZET

Bu çalışmada, sivil yolcu uçaklarında kullanılan yüksek bypasslı, ayrık akışlı ve ardyanmasız turbofan motorlarının performans analizleri (tasarım noktası dışı) gerçekleştirilmiş, uçuş Mach sayısının motor itkisi, özgül yakıt sarfiyatı, hava debisi, bypass oranı, düzeltilmiş hava debisi, fan ve kompresör sıkıştırma oranları üzerindeki etkileri, farklı irtifalar ve sesaltı uçuşlar için incelenmiştir. Bu analizlerin yapılabilmesi için Visual Basic 6.0 programlama dilinde bir yazılım geliştirilerek bu yazılımdan elde edilen performans eğrileri açıklanmıştır.

**Anahtar Kelimeler:** Yüksek Bypasslı Turbofan, Performans Analizi, Ön Tasarım, İtki, Uçak Gaz Türbini

## DEVELOPMENT OF SOFTWARE FOR PERFORMANCE ANALYSIS OF HIGH BYPASS TURBOFAN ENGINES

### ABSTRACT

In this paper, performance analysis (off-design) of high bypass turbofan engines with separate flow and no afterburning used in commercial aircraft was investigated and then thrust, specific fuel consumption, air mass flow rate, bypass ratio, corrected mass flow rate, fan and compressor pressure ratio of the engine were characterized in different altitudes and subsonic flight Mach numbers. A software program was developed in Visual Basic 6.0 programming language on this purpose. Some performance curves in the newly developed software program were explained in this paper.

**Keywords:** High Bypass Turbofan Engines, Performance Analysis, Preliminary Design, Propulsion, Aircraft Gas Turbine

### 1. GİRİŞ

Günümüzde orta ve uzun menzilli sivil yolcu ve kargo taşımacılığı gerek ülkemizde gerekse dünya üzerinde büyük bir ivme kazanmıştır. 2006-2025 yılları arasında dünya üzerindeki ticari hava taşımacılığında kullanılacak uçakların ve bu uçaklara ait motorların pazar araştırması motor yapımcıları tarafından yapılmıştır. Rolls-Royce firmasının [1] yaptığı pazar araştırmasına göre önümüzdeki 20 yıllık süreçte 130-180 koltuk kapasiteli yolcu uçaklarının pazara hakim olacağı görülmüştür. Pazarda ikinci sırayı iş jetleri almakta, 400 ve üzeri koltuklu yolcu uçaklarının ise pazarda en düşük paya sahip oldukları öngörülmüştür.

Önümüzdeki 25 yıllık süreçte motor itki değeri 97.86-200.17 kN (22000-45000 lb) olan motor grubunun adet olarak lider konumda olduğu, değer bazında ise pazarın liderliğini 333.6 kN ve üstü (75000 lb ve üstü) itki grubuna bıraktığını ve ikinci sıraya gerilediği görülmektedir. Turboprop motorlar ise her iki kategoride pazarda en az paya sahiptir [1].

Uçak motor pazarındaki dağılım doğal olarak uçak pazarının dinamiğini ve dağılımını da göstermektedir. Uçak motor pazarı, uçak kalkış itki değerine göre sınıflandırılır. Bu aynı zamanda uçak sınıflandırması için de bir referans değer olabilmektedir. Örneğin kalkış itkisi 26.69 kN (6000 lb) olan uçaklar küçük iş jetleri, 26.69-97.86 kN (6000-22000 lb) arasında olanlar bölgesel jetler ve güçlü iş jetleri, 97.86 kN-200.17 kN (22000-45000 lb)

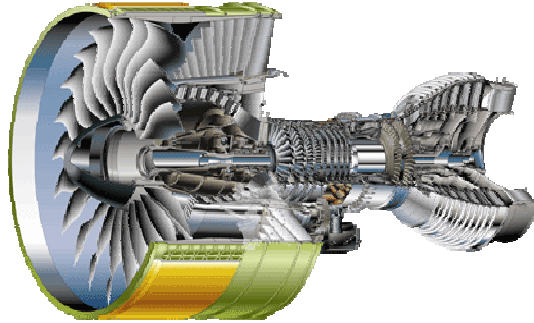
aralığında olanlar tek koridorlu, 200.17 kN (45000 lb) değerinden daha yüksek olanlar ise çift koridorlu uçaklar olarak sınıflandırılabilir.

İtki grupları maksimum itki değerine göre sınıflandırılarak sayı ve değer bazında motor dağılımı Tablo 1’de gösterilmiştir.

**Tablo 1.** Uçak motor dağılımı [1]

Kategori	Sayı	Değer (milyar \$)
Turboprop	2001	2
<13.34 kN (<3000 lb)	21466	14
13.34-26.69 kN (3000-6000 lb)	10684	13
26.69-44.48 kN (6000-10000lb)	15284	27
44.48 kN-97.87 kN (10000-22000 lb)	18142	63
97.87-200.17 kN (22000-45000 lb)	29107	185
200.17-333.6 kN (45000-75000 lb)	7934	121
> 333.6 kN (>75000 lb)	10151	193
<b>Toplam</b>	<b>114718</b>	<b>618</b>

Yukarıda açıklanan pazar araştırmasına göre orta ve uzun menzilli yolcu ve kargo uçaklarının pazara hakim olacağı görülmektedir. Bu uçaklarda kullanılan motor tipi ise Şekil 1’de bir örneği gösterilen yüksek bypasslı, ayrık akışlı ve ardyanmasız bir turbofan motorudur.



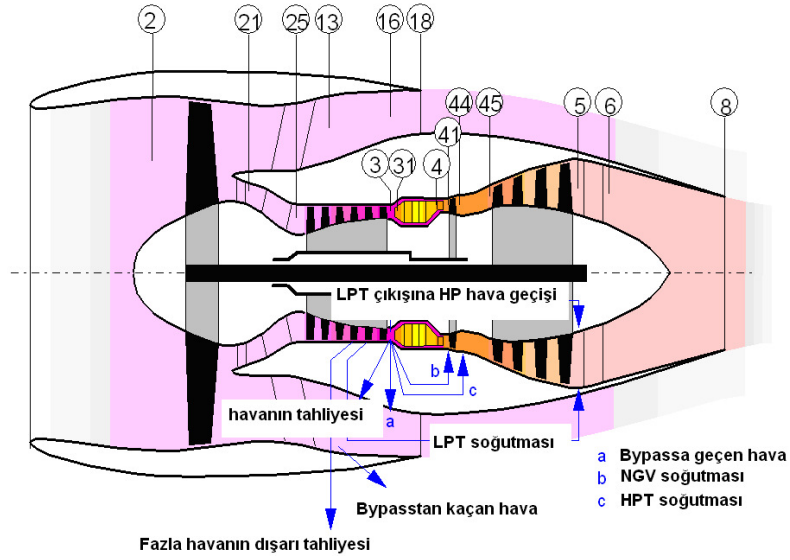
**Şekil 1.** Yüksek bypasslı turbofan motoru [2]

Orta ve uzun menzilli yolcu ve kargo taşımacılığında yüksek bypasslı motorların kullanılmasının sebebi özgül yakıt sarfiyatının turbojet, karışık akışlı turbofan gibi diğer motor tiplerine göre düşük olmasıdır. Özgül yakıt sarfiyatı, tıpkı özgül itki gibi bir motor performans parametresi olup bir motor tipinin diğer motor tipleriyle karşılaştırılmasında önemli bir ölçüttür. Ticari uçakların motorlarının tasarımında bu değer en küçüklenmesi amaçlanır.

Özgül yakıt sarfiyatı, özgül itki, teorik (ısı) verim, itki verimi ve toplam verim gibi parametreler motorun tasarım parametreleridir ve tamamıyla tasarımcının seçimine bağlı olarak parametrik analiz (on-design veya analiz tasarım noktası) denklemleriyle hesaplanırlar. Parametrik analizlerde tasarımcının belirlediği tasarım değişkenlerine göre motorun özgül itki, özgül yakıt sarfiyatı gibi değerleri hesaplanır. Performans analizler ise tasarım noktası belirlenmiş bir motorun, tasarımcının belirlediği parametrik değerleri referans alarak gerçek çalışma şartlarındaki performans değerlerini hesaplar. Performans hesaplamalarının yapılması için parametrik analizlerinin yapılması gerekmektedir. Bu sebeple geliştirilen yazılım önce tasarım noktası hesaplamaları yapmaktadır. Daha sonra bu değerler referans olarak motor performans analiz denklemleri kullanılır ve performans eğrileri çizilebilir [3-5].

## 2. YÜKSEK BYPASSLI TURBOFAN MOTORUNUN PERFORMANS ANALİZİ

Yüksek bypasslı turbofan motoruna ait parametrik ve performans analiz denklemlerini çeşitli kaynaklarda bulmak mümkündür [3-10]. Şekil 2’de yüksek bypasslı bir turbofan motorunun istasyon numaralandırılması gösterilmiştir.



Şekil 2. Yüksek bypasslı turbofan motorunun istasyon numaralandırılması [11]

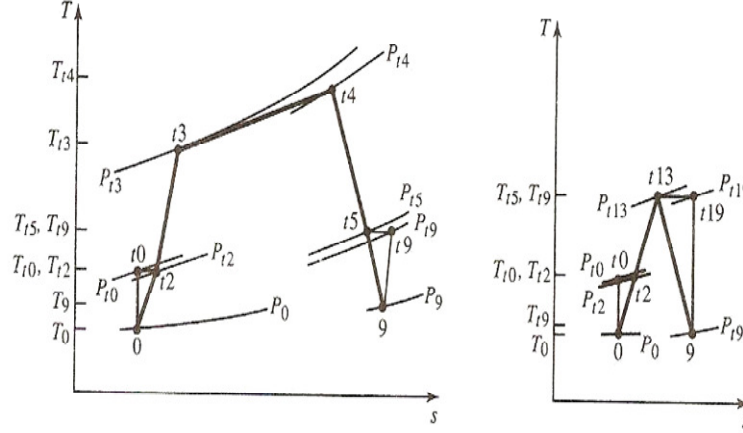
Her bir motor bileşenin giriş ve çıkış koşulları istasyon numarasına göre belirtilmektedir. Motor performans analizleri, parametrik analizlerle yakından ilişkilidir. Parametrik analizlerde kompresör sıkıştırma oranı, yanma odası çıkış sıcaklığı ve uçuş koşulları gibi parametreler bağımsız olarak seçilebilir. Parametrik analizlerde tasarım koşullarına göre motorun özgül performansı olarak adlandırılan özgül itki ve özgül yakıt sarfiyatı gibi değerleri hesaplanır. Parametrik hesaplamalardaki bu tasarım girdi değerleri tasarım noktası veya referans değerler olarak isimlendirilir. Yüksek bypasslı bir turbofan motorunun gerçek T-s diyagramı Şekil 3’te gösterilmiştir.

Tablo 2. İstasyon numaralarının açıklamaları

İstasyon no	Açıklama	İstasyon no	Açıklama
0	atmosfer	31	yanma odası çıkışı
1	uçak motoru ara yüzü	4	ilk türbin stator çıkışı=rotor girişi
2	fan girişi	41	soğutma sonrası HPT çıkışı
21	fan birincil akım çıkışı	44	LPT girişi
13	Fan ikincil akım çıkışı	45	yanma odası çıkışı
25	HPC girişi	5	soğutma sonrası LPT çıkışı
16	bypass çıkışı	6	yanmış gazların motordan çıkışı
18	bypass lülesi boğaz bölgesi	8	egzost lülesi boğaz bölgesi
3	son kompresör kademesi çıkışı		

Çevrim analizleri yapılırken;

- Yanma odası öncesinde, c alt indisi kompresörü ifade etmekte olup;  $\gamma_c$ , özgül ısılar oranı;  $R_c$ , gaz sabiti;  $C_{pc}$ , sabit basınçta özgül ısı değerleri sabittir ve akışkan gaz, mükemmel gazdır.
- Yanma odası sonrasında, t alt indisi türbini ifade etmekte olup;  $\gamma_t$ , özgül ısılar oranı;  $R_t$ , gaz sabiti;  $C_{pt}$  sabit basınçta özgül ısı değerleri sabittir ve akışkan gaz, mükemmel gazdır.
- Kompresör, fan ve türbin verimleri tanımlanırken sabit politropik verim ifadeleri her bir bileşen için ayrı ayrı verilmiş olup bu değerler sabittir.



Şekil 3. Yüksek bypasslı turbofan motorunun gerçek (kayıplı haldeki) T-s diyagramı [3]

Bu çalışmada, uçuş Mach sayısının ( $M_0$ ) sesaltı hızlardaki ( $0 \leq M_0 < 1$ ) değerleri alınarak, Tablo 3 ve Tablo 4'te verilen parametrik ve performans tasarım noktası sayısal değerlerine göre analizler yapılmıştır. Analizlerde uçuş Mach sayısına bağlı olarak motorun itkisi, özgül yakıt sarfiyatı, düzeltilmiş hava debisi, bypass oranı, fan ve kompresör sıkıştırma oranı değişimleri incelenmiştir. Bu çalışmada analize konu olan parametreler kısaca şu şekilde açıklanabilir:

- İtki, motorun momentum farkından dolayı oluşan kuvvettir. Motorda kullanılan akış debisi ve motor giriş-çıkışındaki hız farkı itkinin büyüklüğünü etkilemektedir.
- Özgül yakıt sarfiyatı, birim itki başına düşen yakıt debisinin bir ifadesidir.
- Düzeltilmiş hava debisi, deniz seviyesine indirgenmiş hava debisi olup analize konu olan irtifadaki hava debisinin düzeltme katsayısıyla çarpımıdır.
- Bypass oranı, fandan geçen hava debisinin, çekirdek motordan geçen hava debisine oranıdır.
- Fan sıkıştırma oranı, fan çıkışındaki havanın toplam basıncının, fan girişindeki toplam basınca oranıdır.
- Kompresör sıkıştırma oranı, fan çıkışındaki havanın toplam basıncının, fan girişindeki toplam basınca oranıdır.

Bu çalışmada örnek olarak ele alınan yüksek bypasslı motora ait parametrik ve performans analiz denklemleri Ek-1 ve Ek-2'de tablolar halinde detaylı bir şekilde verilmiştir. Ayrıca parametrik hesaplamalarla performans hesaplamalarına ait akış diyagramı Ek-3'te gösterilmektedir. Denklemlerin oldukça karmaşık olması anlaşılmasını güçleştirmekle birlikte hangi değişkenlerin birbiri etkilediği görülmesi bakımından yararlı olacağı düşünülmektedir.

### 3. GELİŞTİRİLEN YAZILIM YARDIMIYLA YÜKSEK BYPASSLI TURBOFAN MOTORUNUN PERFORMANS ANALİZİ

Yüksek bypasslı turbofan motorunun gerek tasarım noktası (parametrik analiz) gerekse tasarım noktası dışı (performans analizi) hesaplamalarını yapan Visual Basic 6.0 programlama dilinde Turan [10] tarafından geliştirilen yazılım 4. bölümde açıklanacak olup, bu bölümde geliştirilen yazılımdan elde edilen performans analiz sonuçları açıklanmıştır. Geliştirilen yazılımın menülerinde yüksek bypasslı turbofan motoruna ait istasyon numaraları ve motor performans eğrileri bulunmaktadır. Ayrıca ekran görüntülerinde motor parametrelerini simgeleyen kısaltmaların açıklamaları ve bu parametrelerin birimleri yazılımın içerisinde ekran görüntüsü olarak bulunmaktadır. Böylelikle tasarımcı kullanılan simgelerin ne anlama geldiğini ekran görüntülerine bakarak anlayabilir. Analizler için Tablo 3'deki parametrik değerler ve Tablo 4'deki performans değerleri alınarak hesaplanmıştır. Tablo 3 ve Tablo 4'teki alt indislerdeki harfler motor bileşenlerini, sayılar ise istasyon numaralarını göstermektedir. İstasyon numaralarının anlamları Tablo 2'de, indis harfleri ise simge ve kısaltmalar bölümünde verilmektedir.

**Tablo 3.** Turbofan motoruna ait parametrik analiz giriş değerleri

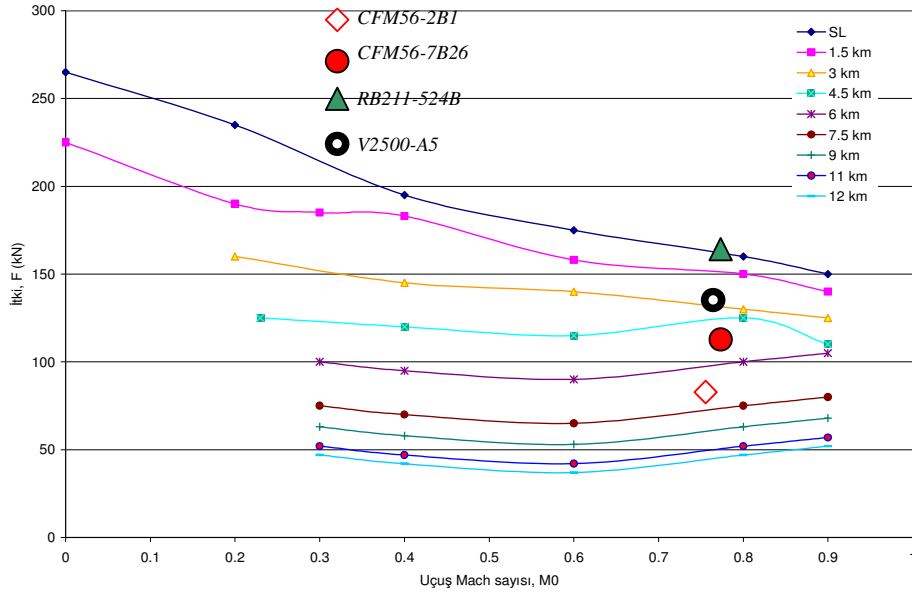
$M_0$	$T_0$ (K)	$h_{PR}$ (kJ/kg)	$\pi_c$	$T_4$ (K)	$C_{pc}$ kJ/(kg.K)	$C_{pt}$ kJ/(kg.K)	$\gamma_c$	$\gamma_t$	$\pi_c$
0.8	220	43100	20	1500	1.00488	1.147	1.4	1.33	20
$p_{t4} / p_{t3}$	$p_{t19} / p_{t13}$	$e_c$	$e_f$	$e_t$	$\eta_b$	$\eta_m$	$p_0 / p_9$	$p_0 / p_{19}$	
0.99	0.99	0.90	0.89	0.89	0.99	0.99	0.90	0.90	

**Tablo 4.** Turbofan motoruna ait performans giriş parametreleri

Referans değerler: Tablo 3'deki değerler, referans değerler olarak alınmıştır

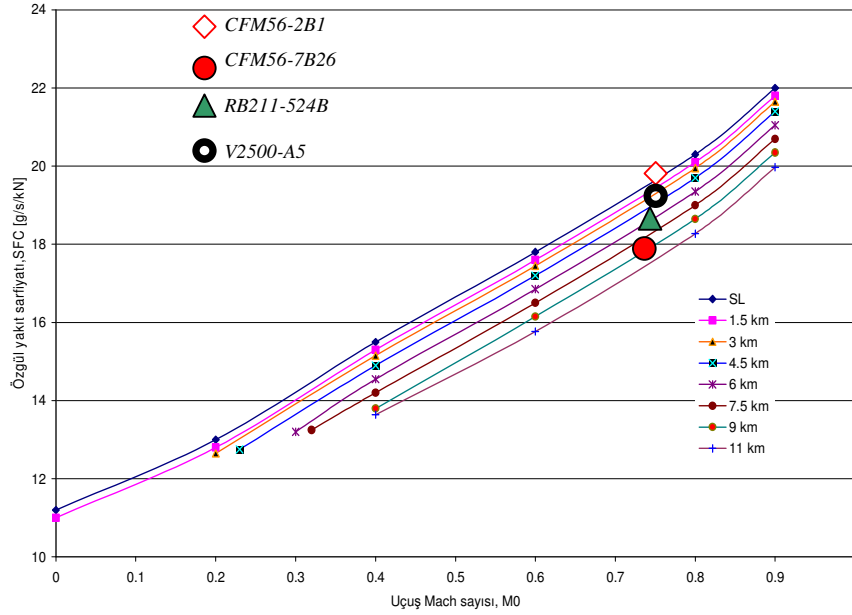
$T_4$ (K)= 1393	$0 \leq M_0 < 1$	$0 \leq \text{irtifa} < 12 \text{ km}$
-----------------	------------------	--

Tablo 3 ve Tablo 4'teki değerlere göre uçuş Mach sayısı ile analize konu olan motor itkisi, özgül yakıt sarfiyatı, düzeltilmiş hava debisi, bypass oranı, fan ve kompresör sıkıştırma oranı parametrelerinin değişimi Şekil 4'ten Şekil 10'a kadar olan grafiklerde gösterilmektedir. Bu grafiklerde ayrıca CFM56-2B1 ve 7B modelleriyle, RB211-524B ve V2500-A5 motorlarının grafiklere ilişkin değerleri [12] verilerek karşılaştırma yapılmasına olanak sağlanmıştır. Şekil 4'te itki değerinin uçuş Mach sayısı ile farklı irtifalardaki değişimi gösterilmiştir.



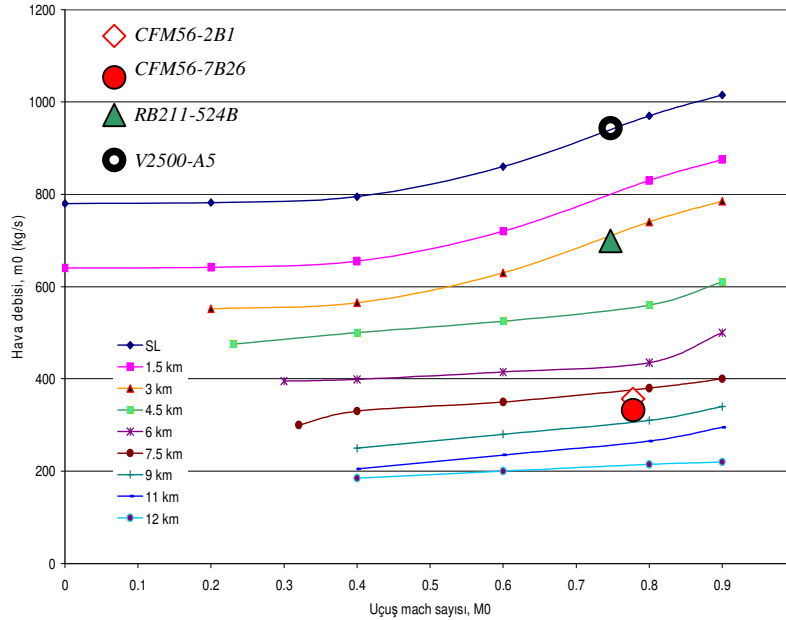
**Şekil 4.** Farklı irtifalarda itki değerinin uçuş Mach sayısı ile değişimi [12]

Şekil 4'e göre uçuş Mach sayısının artması, itki değerini düşük irtifalarda azaltmaktadır. İrtifa arttıkça itki değerinin azaldığı görülmüştür. İrtifa arttıkça havanın yoğunluğu azalmakta, dolayısıyla motorun itkisi de azalmaktadır. Yüksek irtifalarda (6 km'den sonra) itkinin uçuş Mach sayısı ile değişimi düşük irtifalara çok az değişim göstermektedir. Bu sonuç, performans analiz denklemleriyle türetilmiş bir sonuçtur.



Şekil 5. Uçuş Mach sayısı ile hava özgül yakıt sarfiyatının değişimi [12]

Şekil 5'te özgül yakıt sarfiyatıyla uçuş Mach sayısının farklı irtifalardaki değişimi gösterilmiştir. İrtifanın artması havanın yoğunluğunu azaltacağından, motora giren hava debisinin daha az olması anlamına gelmektedir. Dolayısıyla gerekli itkinin elde edilmesi için daha fazla yakıtı ihtiyacı olmaktadır. Uçuş Mach sayısının artması, itkiyi azaltmaktadır. Özgül yakıt sarfiyatı denkleminde (bu denklemler Ek bölümünde detaylı olarak verilmiştir), itki kuvveti paydadır ve bu değer azalması özgül yakıt sarfiyatını artırmaktadır. Şekil 6'da ise uçuş Mach sayısı ile hava debisinin değişimi farklı irtifalar için verilmiştir.

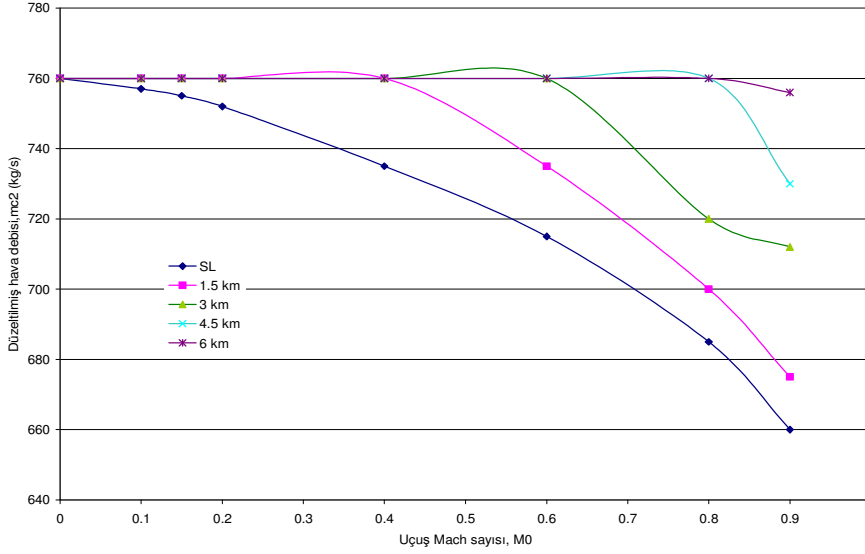


Şekil 6. Uçuş Mach sayısı ile hava debisinin değişimi [12]

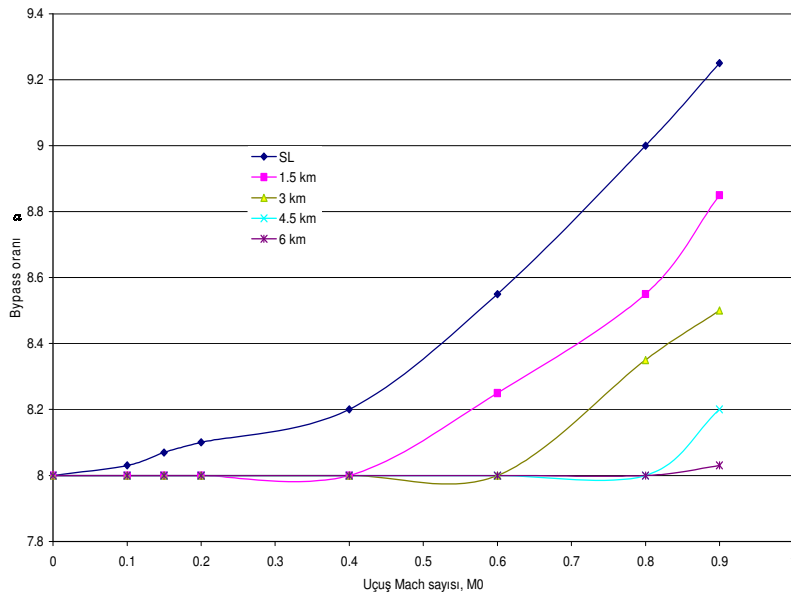
Şekil 6'ya göre uçuş Mach sayısının artması hava debisi artmaktadır. Yüksek hızda uçulduğunda çarpma (ram) etkisiyle hava alığından daha fazla akış olmaktadır. İrtifayla hava yoğunluğu azaldığından, hava debisi yüksek irtifalarda azalmaktadır. Uçuş Mach sayısı ve irtifa arttıkça, hava debisinin değişimi doğrusala yakın bir değişim göstermektedir.

Şekil 7'de uçuş Mach sayısının düzeltilmiş hava debisi üzerindeki etkisi gösterilmiştir. Düzeltilmiş hava debisinin belirli bir uçuş Mach sayısına kadar azaldığı ve irtifa arttıkça sabit kaldığı görülmüştür. Bunun sebebi Ek bölümünde düzeltilmiş hava debisi için verilen denklemde, uçulan irtifadaki toplam sıcaklık ve toplam basınç değerlerinin deniz seviyesine oranlarından oluşan katsayının değişimiyle ilgilidir. Bu değişim, standart atmosfer tablolarıyla da çoğu kaynakta verilmektedir.

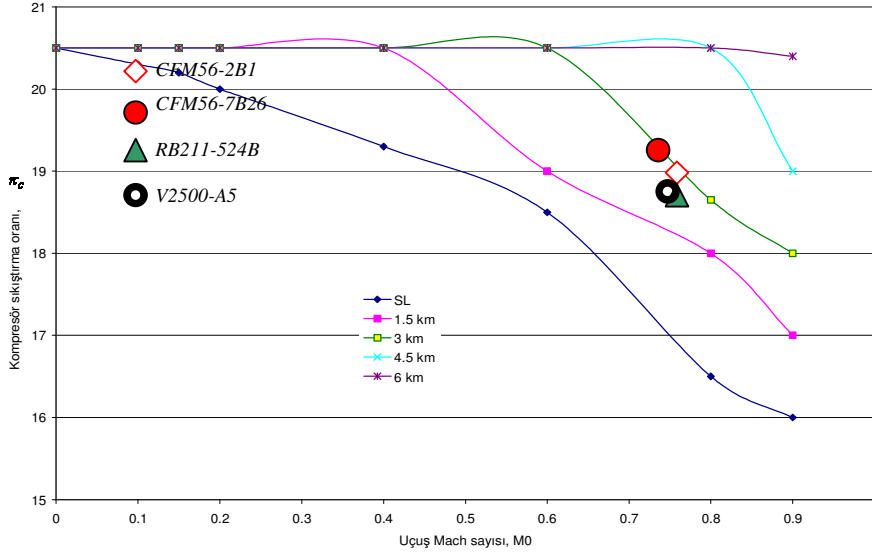
Şekil 8'de uçuş Mach sayısı ile bypass oranının değişimi gösterilmiştir. Uçuş Mach sayısı arttıkça düşük irtifalarda bypass oranının arttığı ve irtifa arttıkça bypass oranının sabit kaldığı görülmüştür. Bu durum ancak performans analiz denklemleriyle açıklanabilmektedir.



Şekil 7. Uçuş Mach sayısı ile düzeltilmiş hava debisinin değişimi [12]



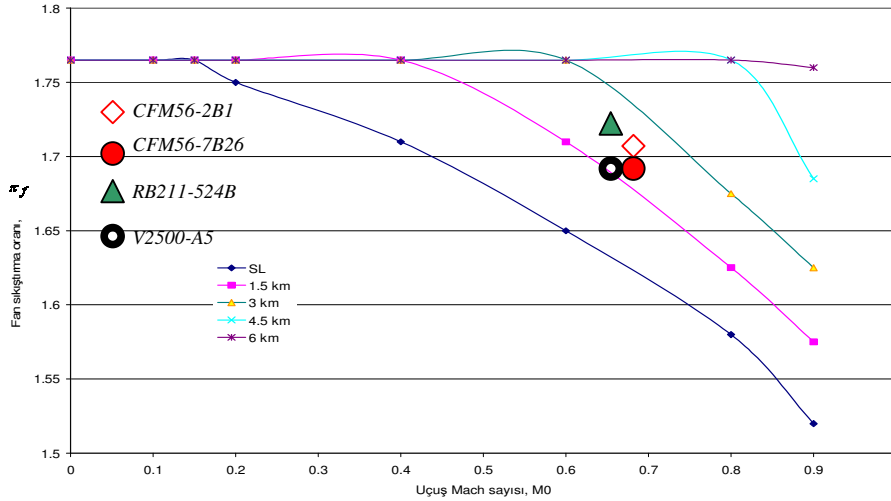
Şekil 8. Uçuş Mach sayısı ile bypass oranının değişimi [12]



Şekil 9. Uçuş Mach sayısı ile fan sıkıştırma oranının değişimi [12]

Şekil 9'da ise bypass oranının uçuş Mach sayısı ile fan sıkıştırma oranının değişimi gösterilmiştir. Düşük irtifalarda uçuş Mach sayısının artmasıyla fan sıkıştırma oranının azaldığı görülmüştür.

Şekil 10'da ise kompresör sıkıştırma oranının uçuş Mach sayısı ile değişimi gösterilmiştir. Düşük irtifalarda uçuş Mach sayısının artmasıyla kompresör sıkıştırma oranının azaldığı görülmektedir. İrtifa arttıkça kompresör sıkıştırma oranındaki azalmanın yavaşlamaktadır. Örneğin 6 km irtifada bu değerler uçuş Mach sayısından bağımsız olmaktadır.



Şekil 10. Uçuş Mach sayısı ile kompresör sıkıştırma oranının değişimi [12]

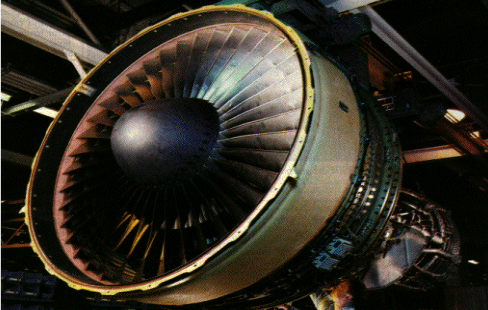
Şekil 9 ve Şekil 10'da fan ve kompresör basınç oranlarının denklemlerinde paydada bypass oranı yer almaktadır. Şekil 9'daki bypass oranının değişmesine ters orantılı olarak fan ve kompresör basınç oranları da değişmektedir.



#### 4. YÜKSEK BYPASSLI TURBOFAN MOTORU İÇİN GELİŞTİRİLEN YAZILIM

Şekil 11 ve Şekil 12’de geliştirilen yazılıma ait tasarım giriş ve parametrik hesaplama menüleri verilmektedir. Ek-3’de yazılımın akış şeması verilmiştir.

*On-Design Calculation High Bypass Turbofan Engine Input Menu*



Mach Number	0.8	Cooling Air #2 [%]	3
Altitude [ft]	30000	PI B	0.97
T0 [R]	411.6852	PI D	0.97
P0 [psia]	4.3651	PI N	0.98
Bleed Air [%]	3	PI N'	0.98
Shaft Coefficient	0.01	ec'	0.89
Gamma C	0.238	eCH	0.90
Gamma T	1.35	eTH	0.89
Cp C [Btu/lbm R]	1.4	eTL	0.91
Cp T [Btu/lbm R]	0.262	nmH	0.98
HPR [Btu/lbm]	18000	nmL	0.99
Cooling Air #1 [%]	4	nmP	0.98
nB	0.98	Bypass Ratio	10
PI C'	1.3	T0 [R]	2600
PI C	25	Massflow [lbm/sec]	1700

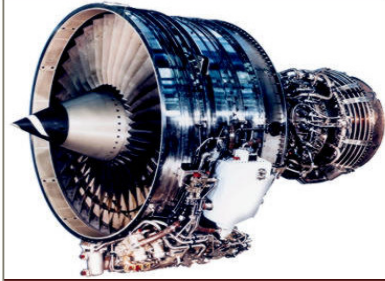
Performance Calculation Of High Bypass Turbofan Engine

Return To Main Menu

Şekil 11. Yüksek bypasslı turbofan motorunun parametrik giriş menüsü [12]

OFF-DESIGN MENU Mach Number Compressor Pressure Ratio Bypass Ratio

*On-Design Calculation High Bypass Turbofan Engine Output Menu*



V9/V0	2.014	nCH	0.8529
V9/V0	1.2596	nTH	0.9085
PI TH	0.2146	nTL	0.9229
PI TL	0.2784	M9	1
TAU C	1.0879	M9'	0.9958
TAU CH	2.5563	P9/P9	1.8627
TAU TH	0.7011	T9/T0	2.6952
TAU TL	0.7396	P0/P9	0.8873
TAU LMD	6.9524	P9/P9'	1.8837
nC	0.8856	T9/T0	1.0241
Engine Thrust [lbf]	18189.49	P0/P9'	1
Specific Thrust [lbf/lbm/s]	10.6997	Masflow [lbm/sec]	1700
Thrust Specific Fuel Consumption [1/lb]	0.6056		
Overall Fuel-Air Ratio	0.0018		
Fuel-Air Ratio Of Burner	0.022		
Propulsive Efficiency [%]	53.8076		
Thermal Efficiency [%]	34.275		

Return High Bypass Turbofan Engine Input Menu

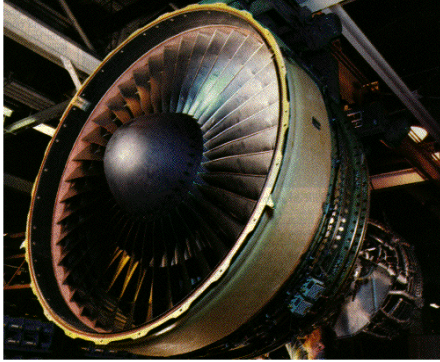
Save Data To File

Şekil 12. Yüksek bypasslı turbofan motorunun parametrik hesaplama menüsü [12]

Şekil 13’de ise bu çalışmada anlatılan performans analiz hesaplamalarına ilişkin yazılım ekranı görülmektedir.

*Off-Design Calculation High Bypass Turbofan Engine Input Menu*

Mach Number	0.8	Cooling Air #2 [%]	3
Altitude [ft]	30000	PIB	0.97
T0 [R]	411.6852	PI D Max	0.97
P0 [psia]	4.3651	PI N	0.98
Bleed Air [%]	3	PI N'	0.98
Gamma C	1.4	PI TH	0.2146
Gamma T	1.35	Tan M1	0.9676
Cp C [Btu/lbm R]	0.238	Tan M2	0.9732
Cp I [Btu/lbm R]	0.262	Tan TH	0.7011
HPR [Btu/lbm]	18000	n C'	0.8856
Cooling Air #1 [%]	4	n CH	0.8773
nB	0.98	n TL	0.9229
WmL	0.98	T4 [R]	3200
WmP	0.98		



Off-Design Calculation Of High Bypass Turbofan Engine

Return To Main Menu

Şekil 13. Yüksek bypasslı turbofan motorunun performans hesaplama menüsü [12]

Literatürde uçak gaz türbinli motorların çevrim performansını hesaplayan Mattingly [13] ve Kurzke [11] tarafından geliştirilen yazılımlar mevcuttur. Ancak bu yazılımların bazılarının ücretli olması ve deneysel sonuçlarla elde edilecek kodların kullanılabilmesi ve yazılıma ilave edilebilmesi için yeni bir yazılım geliştirilmiştir.

## 5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada;

- Yüksek bypasslı turbofan motorlarının parametrik ve performans analizlerini gerçekleştirmek için geliştirilen yazılım açıklanmıştır.
- Uçak itkisinin hesaplanması, denklemlerin karmaşıklığı ve hesaplamalarda iterasyon gerektirmesi sebebiyle oldukça zaman almaktadır. Geliştirilen bu yazılım sayesinde hesaplamalar kısa sürede ve güvenilir bir şekilde yapılabilmektedir.
- Bir uçak itki sistemi tasarlanırken, özgül yakıt sarfiyatının enküçüklenmesi, özgül itkinin en büyüklenmesi, verim değerlerinin enbüyüklenmesi gibi amaç fonksiyonları doğrultusunda kompresör sıkıştırma oranı, fan sıkıştırma oranı ve bypass oranı gibi değişkenlerin performans değerleri üzerine etkileri bilinmelidir. Geliştirilen yazılım yardımıyla uçuş Mach sayısı ile bu çalışmada ele alınan motorun temel performans değişkenlerinin değişimi incelenmiştir. Yazılımdan elde edilen sayısal değerlere bağlı grafikler yardımıyla yüksek bypasslı turbofan motorunun termodinamik çevrim karakteristiği belirlenmiştir.
- Elde edilen sonuçlarla gerçekte imal edilmiş ve kullanılan bazı itki sistemlerinin özellikleri karşılaştırılmış ve bu motor değerlerinin, bu çalışmada elde edilen grafiklerdeki verilerle uyum sağladığı görülmüştür.
- Geliştirilen yazılımdan elde edilen parametrik analizlerde kompresör sıkıştırma oranı, bypass oranı ve fan sıkıştırma oranı gibi serbest değişkenler seçilerek çok amaçlı fonksiyon (multiobjective) problem yapısı oluşturulup bir eniyileme (optimizasyon) çözümlemesinin yapılabileceği görülmüştür.

- f) İleride yapılacak çalışmalar için amaç fonksiyonu olarak özgül yakıt sarfiyatının enküçüklenmesi, aynı zamanda özgül itkinin enbüyüklenmesi gibi çok amaçlı fonksiyon ele alınıp çözümlene yapılabilir. Böylelikle itki gurubundan istenilen eniyi performans ön tasarım için elde edilebilir.
- g) Bu çalışmada geliştirilen yazılıma yukarıda anlatılan eniyileme problemlerini çözebilen bir menü eklenebilir.
- h) Yazılımın en önemli özelliklerinden bir tanesi, yeni değişkenlerin ilave edilebilmesidir. Dolayısıyla motor tasarım parametrelerinin bir fonksiyonu olan motor ağırlığı, emisyon ve gürültü seviyesi gibi ilave performans özelliklerinin yazılıma eklenmesi motorların performans özelliklerinin daha etkin değerlendirilmesini sağlayacaktır.
- i) Sonuç olarak hem uçak gaz türbinleri alanında eğitim gören öğrencilere hem de bu konuda yapılacak AR-GE çalışmalarında kullanılmak amacıyla geliştirilen bu yazılımın ve yazılımdan elde edilen sonuçların faydalı olacağı düşünülmektedir.

## **KAYNAKLAR**

- [1] [http://www.rollsroyce.com/civil\\_aerospace](http://www.rollsroyce.com/civil_aerospace)
- [2] <http://www.aircraftenginedesign.com>
- [3] MATTINGLY, D., J., Elements of Gas Turbine Propulsion, McGraw-Hill, International Editions, Singapore, 1996.
- [4] MATTINGLY, D., J., HEISER, H.,W. ve PRATT, T.,D., Aircraft Engine Design, Second Edition, AIAA Education Series, A.B.D., 2002.
- [5] MATTINGLY, D., J., D., J., HEISER, H.,W. ve PRATT, T.,D., Aircraft Engine Design, Third Printing, AIAA Education Series, A.B.D., 1987.
- [6] HILL, P. ve PETERSON, C., Mechanics and Thermodynamics of Propulsion, Second Edition, Addison Wesley Publishing Company, A.B.D., 1992.
- [7] OATES, C.,G., Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion, Fourth Printing, AIAA Education Series, A.B.D., 1988.
- [8] COHEN, H., ROGERS, G., F. ve SARAVANAMUTTOO, H.,I., Gas Turbine Theory, 4th Edition, Longman Group Limited, England, 1996.
- [9] BATHIE, W.,W., Fundamentals of Gas Turbines, Second Edition, John Wiley&Sons, A.B.D., 1996.
- [10] TURAN, Ö., Gaz Türbinli Motorlarda Performans Analiz ve Değerlendirme Programları, Yüksek Lisans Tezi, Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Eskişehir, 2000.
- [11] KURZKE, J., GASTURB user manuals
- [12] TURAN, Ö., Turbofan Motorlarının Elitizimli Genetik Algoritma Yöntemiyle Optimizasyonu, Doktora Tezi, Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Eskişehir, 2007
- [13] MATTINGLY, J., ONX ve OFFX programları

## **Simgeler ve Kısaltmalar Dizini**

a	: Ses hızı (m/s)
A	: Alan (m <sup>2</sup> )
C <sub>p</sub>	: Sabit basınçta özgül ısı (kJ/kg-K)
C <sub>v</sub>	: Sabit hacimde özgül ısı (kJ/kg-K)
C <sub>TO</sub>	: Aksesuar şaftı güç katsayısı
e	: Politropik verim
f	: Yakıt-hava oranı
F	: İtke; kuvvet (kN)
F/ $\dot{m}_0$	: Özgül itki (N.s/kg)
g <sub>c</sub>	: Newton sabiti
h	: Özgül entalpi (kJ/kg)
h <sub>PR</sub>	: Yakıtın alt ısıl değeri (kJ/kg)
HPC	: Yüksek basınç kompresörü
HPT	: Yüksek basınç türbini
LPT	: Alçak basınç türbini
$\dot{m}$	: Kütleli debi (kg/s)

M	: Mach sayısı
MFP	: Akış parametresi
N	: Motor devri
P	: Basınç (Pa)
R	: Üniversal gaz sabiti ( $m^2/(s^2-K)$ )
RPM	: Dakikadaki devir sayısı (rad/s)
SL	: Deniz seviyesi
SFC	: Özgül yakıt sarfiyatı (g/kN.s veya mg/N.s);
T	: Sıcaklık (K)
TSFC	: İtki özgül yakıt sarfiyatı (g/kN.s veya mg/N.s)
V	: Hız (m/s)
w	: Özgül iş (kJ/kg)
$\alpha$	: Bypass oranı
$\beta$	: Besleme hava oranı
$\epsilon$	: Soğutma havası oranı
$\eta_i$	: İzantropik verim
$\eta_m$	: Mekanik verim
$\eta_{mH}$	: Yüksek basınç şaftı mekanik verimi
$\eta_{mL}$	: Alçak basınç şaftı mekanik verimi
$\eta_{mP}$	: Aksesuar şaftı mekanik verimi
$\gamma$	: Özgül ısılar oranı
$\delta$	: Boyutsuz basınç oranı
$\pi$	: Basınç oranı
$\theta$	: Boyutsuz sıcaklık oranı
$\tau$	: Sıcaklık oranı
$\tau_\lambda$	: Yanma odası için tanımlanan entalpi oranı

#### Alt ve üst indisler

a	: a bileşeni
b	: Yanma odası; yanma
c	: Kompresör; düzeltilmiş
ci	: İdeal kompresör işi; i noktasında düzeltilmiş hava debisi
C	: Motorun gaz jeneratör bölümü
cH	: Yüksek basınç kompresörü
d	: Hava alığı
e	: Çıkış
DB	: Duct yanma odası
engine	: Motor
f	: Fan; yakıt
F	: Fan akımı
fn	: Fan nozul
m	: Soğutma karışım odası
mH	: Yüksek basınç şaftı
mL	: Alçak basınç şaftı
mP	: Güç transfer şaftı
n	: Nozul
O	: Toplam
R	: Referans koşullar
Ref	: Deniz seviyesi referans koşulları
Rspec	: Hava alığı standardı
Spool	: Şaft
t	: Toplam veya durgunluk; türbin
TH	: Isıl
r	: Serbest akım

Ek-1 Ayrık akışlı turbofan motorunun gerçek parametrik analiz denklemleri

Tablo E1. Girdi ve çıktı değerleri

Girdi parametreleri	
$M_0, T_0, \gamma_c, C_{pc}, \gamma_t, C_{pt}, h_{PR}, \pi_{dmax}, \pi_b, \pi_{fn}$	
$\pi_n, \pi_{fn}, e_c, e_f, e_b, \eta_b, \eta_m, P_0/P_9, P_0/P_{19}, T_{t4}, \pi_c, \pi_f, \alpha$	
Çıktı parametreleri	
$F / \dot{m}_0, f, SFC, \eta_{TH}, \eta_P, \eta_O$	

Tablo E2. Parametrik denklemler

denklem	no	denklem	no
$R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} C_{pc}$	(e.1)	$\eta_c = \frac{\pi_c^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1}{\tau_c - 1}$	(e.10)
$R_t = \frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} C_{pt}$	(e.2)	$\tau_f = \pi_f^{(\gamma_c-1)/(\gamma_c e_f)}$	(e.11)
$a_0 = \sqrt{\gamma_c g_c R_c T_0}$	(e.3)	$\eta_f = \frac{\pi_f^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1}{\tau_f - 1}$	(e.12)
$V_0 = a_0 M_0$	(e.4)	$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c}{h_{PR} \eta_b / (C_{pc} T_0) - \tau_\lambda}$	(e.13)
$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2$	(e.5)	$\tau_t = 1 - \frac{\tau_r [\tau_c - 1 + \alpha(\tau_f - 1)]}{\eta_m \tau_\lambda (1 + f)}$	(e.14)
$\pi_r = \tau_r^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)}$	(e.6)	$P_{t9} / P_0 = (P_0 / P_9) \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_n$	(e.15)
$\pi_d = \pi_{dmax} \eta_r$	(e.7)	$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_t - 1} \left[ \left( \frac{P_{t9}}{P_0} \right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} - 1 \right]}$	(e.16)
$\tau_\lambda = \frac{C_{pc} T_{t4}}{C_{pc} T_0}$	(e.8)	$\frac{T_9}{T_0} = \frac{\tau_\lambda \tau_t C_{pc}}{(P_{t9} / P_9)^{(\gamma_t-1)/\gamma_t} C_{pt}}$	(e.17)
$\tau_c = \pi_c^{(\gamma_c-1)/(\gamma_c e_c)}$	(e.9)	$\frac{V_9}{V_0} = M_9 \sqrt{\frac{\gamma_t R_t T_9}{\gamma_c R_c T_0}}$	(e.18)

Tablo E2. (devam)

$p_{t9} / p_{19} = (p_0 / p_{19}) \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{fn}$	(e.19)	$\frac{F}{\dot{m}_0} = \frac{a_0}{(1+\alpha)g_c} \left[ (1+f) \frac{V_9}{V_0} - M_0 + (1+f) \frac{R_t}{R_c} \frac{T_9 / T_0}{V_9 / V_0} \frac{1 - P_0 / P_9}{\gamma_c} \right] +$ $\frac{\alpha a_0}{(1+\alpha)g_c} \left[ \frac{V_{19}}{V_0} - M_0 + \frac{T_{19} / T_0}{V_{19} / V_0} \frac{1 - P_0 / P_{19}}{\gamma_c} \right]$	(e.23)
$M_{19} = \sqrt{\frac{2}{\gamma_c - 1} \left[ \left( \frac{p_{t19}}{p_0} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1 \right]}$	(e.20)	$SFC = \frac{f}{(1+\alpha)(F / \dot{m}_0)}$	(e.24)
$\frac{T_{19}}{T_0} = \frac{\tau_\lambda \tau_f}{(p_{t19} / p_{19})^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c}}$	(e.21)	$FR = \frac{(1+f) \frac{V_9}{V_0} - M_0 + (1+f) \frac{R_t}{R_c} \frac{T_9 / T_0}{V_9 / V_0} \frac{1 - P_0 / P_9}{\gamma_c}}{\frac{V_{19}}{V_0} - M_0 + \frac{T_{19} / T_0}{V_{19} / V_0} \frac{1 - P_0 / P_{19}}{\gamma_c}}$	(e.25)
$\frac{V_{19}}{V_0} = M_{19} \sqrt{\frac{T_{19}}{T_0}}$	(e.22)	$\eta_P = \frac{2M_0 \left[ (1+f)V_9 / a_0 + \alpha V_{19} / a_0 - (1+\alpha)M_0 \right]}{\left[ (1+f)(V_9 / a_0)^2 + \alpha(V_{19} / a_0)^2 - (1+\alpha)M_0^2 \right]}$	(e.26)
		$\eta_{TH} = \frac{a_0^2 \left[ (1+f)(V_9 / a_0)^2 + \alpha(V_{19} / a_0)^2 - (1+\alpha)M_0^2 \right]}{2h_{PR} (f + f_{AB} + \alpha f_{DB})}$	(e.27)
		$\eta_0 = \eta_{TH} \eta_P$	(e.28)

### Ek-2 Ayrık akışlı turbofan motorunun performans analizi

Ticari sübsonik taşımacılıkta kullanılan uçakların motorları genellikle iki şaftlı, yakınsak lüleli ve ayrık akışlı turbofan motor tipine sahiptirler. Egzost lülesinde boğaz bölgesi sabit alanlıdır. Egzost bölgesinde durgunluk basıncı/atmosfer statik basıncı oranı eğer  $[(\gamma+1)/2]^{\gamma/(\gamma-1)}$  değerine eşit veya büyükse akış boğulmuştur (choked). Egzosta boğulmamış (unchoked) akış söz konusuysa lüle çıkış basıncı atmosfer basıncına eşit ve çıkış Mach sayısı sesaltıdır (sübsoniktir). Tablo E3'de performans analiz değişkenleri verilmektedir.

**Tablo E3.** Ayrık akışlı turbofan motorunun performans analiz değişkenleri [3]

Değişkenler			
Bileşen	Bağımsız	Sabit ya da bilinen	Bağımlı
Motor	$M_0, T_0, P_0$		$\dot{m}_0, \alpha$
Difüzör		$\pi_d = f(M_0)$	
Fan			$\pi_f, \tau_f$
HPC			$\pi_{cH}, \tau_{cH}$
Yanma odası	$T_{t4}$	$\pi_b, \eta_b$	$f$
HPT		$\pi_{tH}, \tau_{tH}$	
LPT			$\pi_{tL}, \tau_{tL}$
<b>Tablo E3.</b> (devam)			
Ana egzost lülesi		$\pi_n$	$M_8$

Fan egzost lülesi	$\pi_{fn}$	$M_{18}$
<b>Toplam</b>	<b>4</b>	<b>11</b>

Tablo E4 ve Tablo E5’de performans analiz için girdi ve çıktı değerleri verilmektedir.

**Tablo E4.** Ayırık akışlı turbofan motorunun performans analiz girdi değerleri [3]

Uçuş parametreleri	$M_0, T_0, P_0$
Güç düzeyi	$T_{t4}$
Tasarım sabitleri	$\pi_{dmax}, \pi_b, \pi_{tH}, \pi_{fn}, \tau_{tH}, \eta_f, \eta_{cH}, \eta_b, \eta_{mH}, \eta_{mL}$ $\gamma_c, \gamma_t, C_{pc}, C_{pt}, h_{PR}$
Referans koşullar	$M_{0R}, T_{0R}, P_{0R}, \tau_{rR}, \pi_{rR}, T_{t4R}$
Bileşen davranışı	$\pi_{dR}, \pi_{fR}, \pi_{cHR}, \pi_{tLR}, \tau_{fR}, \tau_{cHR}, \tau_{tLR}, \alpha_R, M_{8R}, M_{18R}$

**Tablo E5.** Ayırık akışlı turbofan motorunun performans analiz çıktı değerleri [3]

Toplam performans	$F, \dot{m}_0, SFC, \eta_P, \eta_{TH}, \eta_O$
Bileşen davranışı	$\pi_f, \pi_{cH}, \pi_{tL}, \tau_f, \tau_{cH}, \tau_{tL}, \alpha, f, M_8, M_{18}, N_{fan}, N_{HPspool}$
Egzost basıncı	$P_0 / P_8, P_0 / P_{18}$

Ayırık akışlı turbofan motorunun performans analizlerinde kullanılan denklemler aşağıdaki gibidir:

$$R_c = \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} C_{pc} \quad (e.29)$$

$$R_t = \frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} C_{pt} \quad (e.30)$$

$$a_0 = \sqrt{\gamma_c R_c g_c T_0} \quad (e.31)$$

$$V_0 = a_0 M_0 \quad (e.32)$$

$$\tau_r = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 \quad (e.33)$$

$$\pi_r = \tau_r^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (e.34)$$

$$\eta_r = 1 \quad M_0 \leq 1 \quad (e.35)$$

$$\eta_r = 1 - 0.075(M_0 - 1)^{1.35} \quad M_0 > 1$$

$$\pi_d = \pi_{dmax} \eta_r \quad (e.36)$$

Başlangıç değerleri aşağıdaki  $\tau_{tL} = \tau_{tLR}, \tau_f = \tau_{fR}$  olarak alınır.

$$\tau_{cH} = 1 + \frac{\tau_\lambda / \tau_r - \tau_{fR}}{(\tau_\lambda / \tau_r)_R \tau_f} (\tau_{cHR} - 1) \quad (e.37)$$

$$\pi_{cH} = [1 + (\tau_{cH} - 1) \eta_{cH}]^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)} \quad (e.38)$$

$$\pi_f = [1 + (\tau_f - 1) \eta_f]^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)} \quad (e.39)$$

Egzosttaki hesaplamalar ise aşağıdaki denklemlerde verilmiştir:

$$P_{t18} / P_0 = \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{fn} \quad (e.40)$$

Eğer  $\frac{P_{t18}}{P_0} < \left(\frac{\gamma_c + 1}{2}\right)^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)}$  ise;

$$\frac{P_{t18}}{P_{18}} = \frac{P_{t18}}{P_0} \quad (e.41)$$

denklemleri elde edilir. Eğer  $\frac{P_{t18}}{P_0} < \left(\frac{\gamma_c + 1}{2}\right)^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)}$  değilse;

$$\frac{P_{t18}}{P_{18}} = \left(\frac{\gamma_c + 1}{2}\right)^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)} \quad (e.42)$$

$$M_{18} = \left\{ \frac{2}{\gamma_c - 1} \left[ \left( \frac{P_{t18}}{P_{18}} \right)^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c} - 1 \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (e.43)$$

$$P_{t8} / P_0 = \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{cH} \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_n \quad (e.44)$$

denklemleri yazılabilir.

Eğer  $\frac{P_{t8}}{P_0} < \left(\frac{\gamma_t + 1}{2}\right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)}$  ise;

$$\frac{P_{t8}}{P_8} = \frac{P_{t8}}{P_0} \quad (e.45)$$

eşitliği yazılabilir. Eğer  $\frac{P_{t8}}{P_0} < \left(\frac{\gamma_t + 1}{2}\right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)}$  değilse;

$$\frac{P_{t8}}{P_8} = \left(\frac{\gamma_t + 1}{2}\right)^{\gamma_t / (\gamma_t - 1)} \quad (e.46)$$

$$M_8 = \left\{ \frac{2}{\gamma_t - 1} \left[ \left( \frac{P_{t8}}{P_8} \right)^{(\gamma_t - 1) / \gamma_t} - 1 \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (e.47)$$

denklemleri yazılır. Diğer performans hesaplama denklemleri aşağıdaki gibidir:

$$\alpha = \alpha_R \frac{\pi_{cHR}}{\pi_{cH}} \sqrt{\frac{\tau_\lambda / \tau_r}{(\tau_\lambda / \tau_r)_R} \frac{MFP(M_{18})}{MFP(M_{18R})}} \quad (e.48)$$

$$\tau_f = 1 + \frac{1 - \tau_{iL}}{(1 - \tau_{iL})_R} \frac{\tau_\lambda / \tau_r}{(\tau_\lambda / \tau_r)_R} \frac{1 + \alpha_R}{1 + \alpha} (\tau_{fR} - 1) \quad (e.49)$$

$$\tau_{iL} = 1 - \eta_{iL} \left( 1 - \pi_{iL}^{(\gamma_t - 1) / \gamma_t} \right) \quad (e.50)$$

$$\pi_{iL} = \pi_{iLR} \sqrt{\frac{\tau_{iL}}{\tau_{iLR}} \frac{MFP(M_{18})}{MFP(M_{18R})}} \quad (e.51)$$

Eğer  $\tau_{iL}$  önceki değerinden 0.0001 limiti içerisinde değilse, tekrar iterasyon yapılır.

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_{0R} \frac{1 + \alpha}{1 + \alpha_R} \frac{P_0 \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{cH}}{(P_0 \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{cH})_R} \sqrt{\frac{T_{t4R}}{T_{t4}}} \quad (e.52)$$

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_f \tau_{cH}}{h_{PR} \eta_b / (C_{pc} T_0) - \tau_\lambda} \quad (e.53)$$



$$\frac{T_8}{T_0} = \frac{C_{pc}}{C_{pt}} \frac{\tau_\lambda \tau_{tH} \tau_{tL}}{(P_{t8}/P_8)^{(\gamma_t-1)/\gamma_t}} \quad (e.54)$$

$$\frac{V_8}{a_0} = M_8 \sqrt{\frac{\gamma_t R_t T_8}{\gamma_c R_c T_0}} \quad (e.55)$$

$$\frac{T_{18}}{T_0} = \frac{\tau_r \tau_f}{(P_{t18}/P_{18})^{(\gamma_c-1)/\gamma_c}} \quad (e.56)$$

$$\frac{V_{18}}{a_0} = M_{18} \sqrt{\frac{T_{18}}{T_0}} \quad (e.57)$$

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = \frac{1}{1+\alpha} \frac{a_0}{g_c} \left\{ [1+f] \frac{V_8}{a_0} - M_0 + [(1+f)] \frac{R_t}{R_c} \frac{T_8/T_0}{V_8/V_0} \frac{(1-P_0/P_8)}{\gamma_c} \right\} + \frac{\alpha}{1+\alpha} \frac{a_0}{g_c} \left[ \frac{V_{18}}{V_0} - M_0 + \frac{T_{18}/T_0}{V_{18}/a_0} \frac{(1-P_0/P_{18})}{\gamma_c} \right] \quad (e.58)$$

$$SFC = \frac{f}{F/\dot{m}_0} = \frac{f}{(1+\alpha)F/\dot{m}_0} \quad (e.59)$$

$$F = \dot{m}_0 \left( \frac{F}{\dot{m}_0} \right) \quad (e.60)$$

$$\left( \frac{N}{N_R} \right)_{fan} = \sqrt{\frac{T_0 \tau_r \frac{\pi_f^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1}{\pi_{fR}^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1}}{(T_0 \tau_r)_R \frac{\pi_{fR}^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1}{\pi_{cH}^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1}}} \quad (e.61)$$

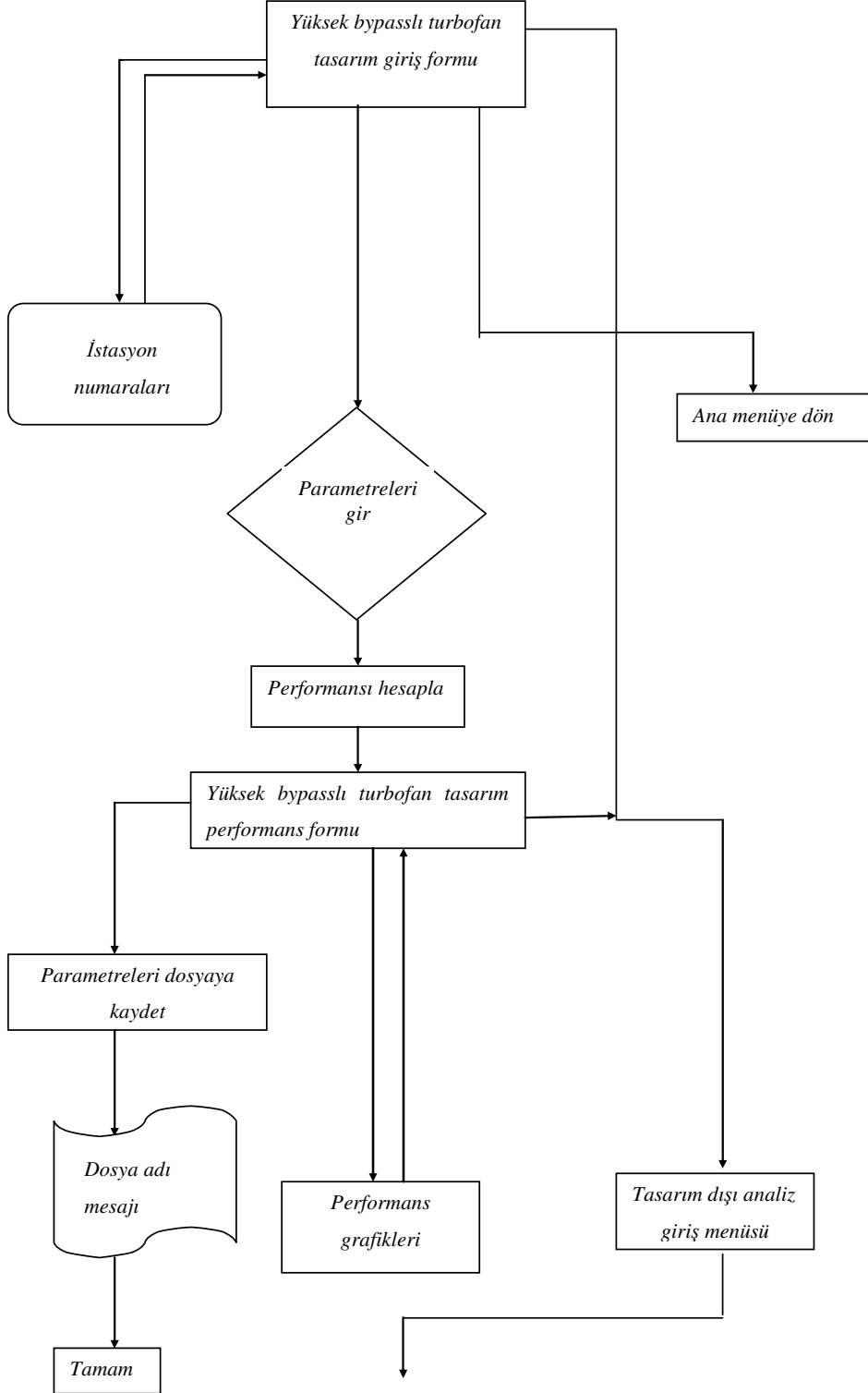
$$\left( \frac{N}{N_R} \right)_{HPspool} = \sqrt{\frac{T_0 \tau_r \frac{\pi_{cH}^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1}{\pi_{cHR}^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1}}{(T_0 \tau_r)_R \frac{\pi_{cHR}^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1}{\pi_{cH}^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1}}} \quad (e.62)$$

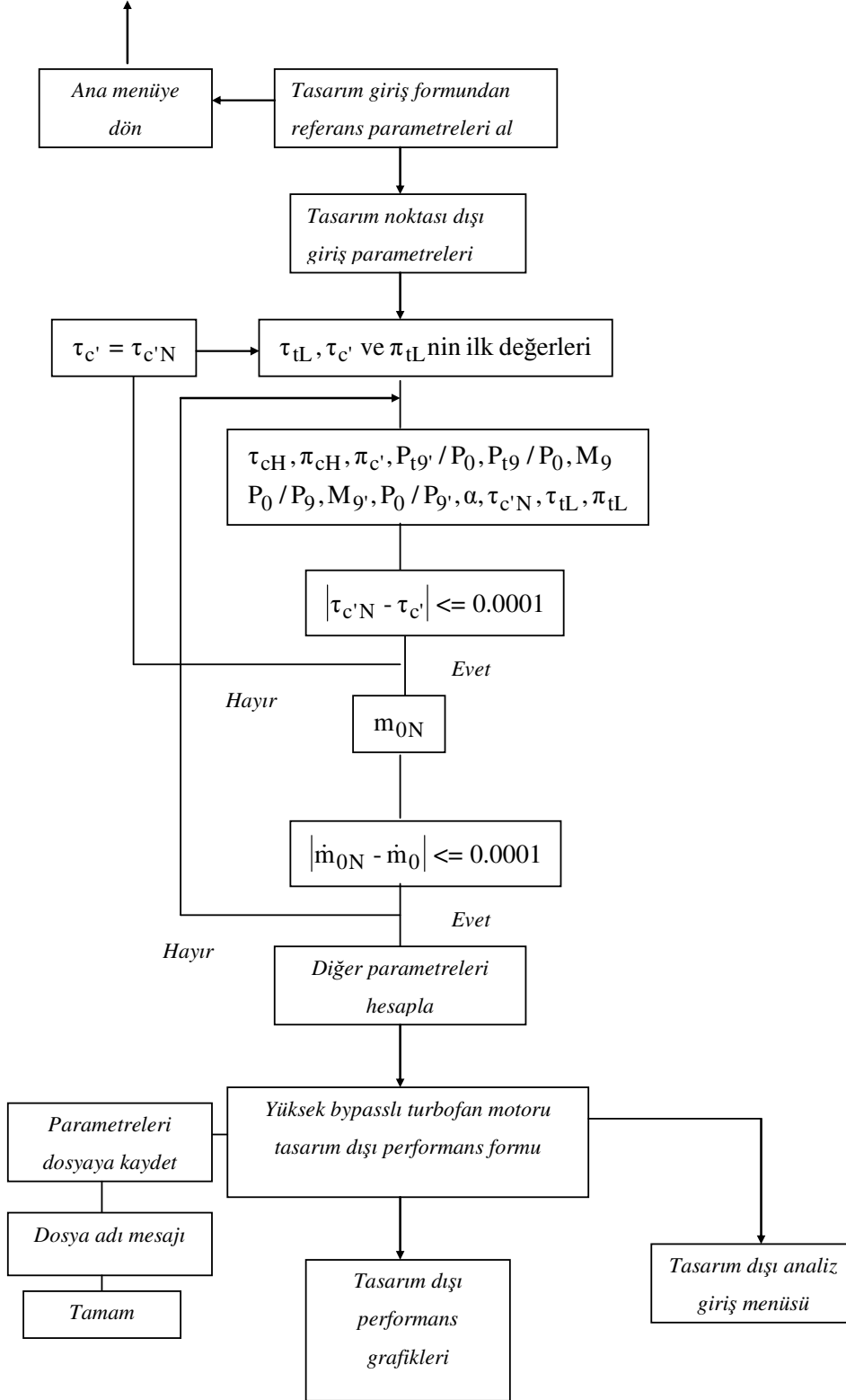
$$\eta_{TH} = \frac{a_0^2 \left\{ \left[ [1+f] \left( \frac{V_0}{a_0} \right)^2 + \alpha \left[ \left( \frac{V_{18}}{a_0} \right)^2 - (1-\alpha) M_0^2 \right] \right] \right\}}{2 g_c h_{PR}} \quad (e.63)$$

$$\eta_P = \frac{2 g_c V_0 (1+\alpha) \frac{F}{\dot{m}_0}}{a_0^2 \left\{ \left[ [1+f] \left( \frac{V_8}{a_0} \right)^2 + \alpha \left[ \left( \frac{V_{18}}{a_0} \right)^2 - (1-\alpha) M_0^2 \right] \right] \right\}} \quad (e.64)$$

$$\eta_O = \eta_P \eta_{TH} \quad (e.65)$$

### Ek-3-Ayrık akışlı turbofan motoruna ait yazılımın akış şeması





Ek-4 Boyutsuz ve Düzeltilmiş Bileşen Performans Parametreleri

Basınç ve sıcaklık değerleri, deniz seviyesi statik standart koşullardaki basınç ve sıcaklık değerlerine bölünmesiyle boyutsuz parametreler elde edilmektedir. Boyutsuz basınç ve sıcaklık parametreleri  $\delta$  ve  $\theta$  ile gösterilecek olursa,

$$\delta_i \equiv \frac{P_{ti}}{P_{ref}} \quad (e.66)$$

$$\theta_i \equiv \frac{T_{ti}}{T_{ref}} \quad (e.67)$$

$P_{ref} = 101325 Pa$ ,  $T_{ref} = 288.2 K$  değerlerine sahiptir. Bu referans değerler deniz seviyesi statik koşullardaki basınç ve sıcaklık değerleridir.

---