

JET MOTORLARININ BENZETİŞİMİ VE MOTOR PARÇALARININ PERFORMANSININ BELİRLENMESİ

Bekir NARİN*, Yalçın A. GÖĞÜŞ**

* Araş. Gör., ** Em. Prof. Dr.

Havacılık Mühendisliği Bölümü, Orta Doğu Teknik Üniversitesi

Bu makalede jet motorlarının performans modellemesi ve benzetişimi için geliştirilen bazı teknikler hakkında bilgi verilmiş ve bu geliştirilen teknikler F110-GE-100 turbofan motorunun performans modellemesi ve benzetişimi için kullanılmıştır. Bilinmeyen motor parametreleri, motorun temel (zero-level) benzetişim modelinin sonuçlarını, bremze ölçme sonuçları ile karşılaştırarak ayarlanmıştır (tuning). Bu model genellikle uygulananlardan farklı olarak şu etkileri göz önüne almaktadır: Özgül ısının sıcaklık ve bileşime bağımlılığı, soğutma havasının çekildiği kompresör kademesinin kompresör güç ihtiyacına ve türbin gücüne etkisi, yanma odası basınç düşüşünün hava debisine göre değişimi. Model, dönel parçaların verimlerinin tasarım dışı şartlar için değişimlerinin yaklaşık eşit olduğunu varsaydı ve bu varsayımın yaklaşık geçerliliği sınandı. Böylece belirlenen motor parametrelerine dayanarak ve bremze ölçme sonuçları kullanılarak, kompresör ve türbin performans haritaları en küçük kareler toplamı (least-squares) yöntemiyle oluşturulmuştur. İkinci aşama benzetişimde parçaların performans haritaları uygulanırken, temel modelin üç geliştirme tekniği de kullanılmaktadır.

Anahtar Sözcükler : Jet Motoru, Temel Benzetişim, Değişken Özgül Isı, Tasarım Dışı Şartlar, En Küçük Kareler Toplamı.

In this paper, some techniques developed for jet engine performance modeling and simulation is described and application of these techniques to F110-GE-100 turbofan engine is explained. To determine the unknown engine parameters a tuning procedure is applied by using zero level simulation model of the engine and test bed measurement results. The approach of this article takes into account the following effects in addition to the usual ones: Dependence of specific heat on temperature and on composition, variation of compressor power requirement and turbine power output due to bleed of cooling air at earlier stages of the compressor, variation of combustion chamber pressure drop with mass flow rate. It has been assumed and verified that changes of efficiencies of rotating components due to off-design operation are closely equal to each other. Using the engine parameters determined by the stated methods and test bed measurement results, performance maps for compressors and turbines are constructed by a least-squares type approach. For second level simulation model, while applying performance maps, three improvements of the zero-level simulation model are applied.

Keywords : Jet Engines, Zero Level Simulation, Parameter Determination, Variable Specific Heat, Off-Design Operation, Least-Squares

1. 1. Giriş

Bir jet motoru, ya da genel olarak gaz türbini, benzetişiminin geçerliliği, parametrelerinin ve parça performans haritalarının doğruluğuna bağlıdır. Fakat çeşitli nedenlerden dolayı bu haritaların, hatta parametrelerin, motor üreticilerinden ya da literatürden elde edilmesi genellikle mümkün olamamaktadır. Bu nedenle, performans haritalarının elde edilmesi için bazı özel tekniklerin uygulanması gerekir.

Bu makalede, jet motoru benzetişiminin iyileştirmesi ve parça performans haritalarının sınırlı sayıda bremze ölçüm sonuçlarından faydalanılarak elde edilmesi yöntemleri incelenmiştir. Sunulan yöntemin açıklanması için örnek olarak verilen hesaplamalarda, TUSAŞ Motor A.Ş. Eskişehir'in verdiği F110-GE-100 ölçüm sonuçları kullanılmıştır. Bu makalede, genel benzetişim yöntemi ve bu çalışma için yapılan geliştirmelerin inceliklerine değinilmemiş, sonuçlar üzerinde yöntem genel hatlarıyla anlatılmıştır. Parametrelerin ve performans haritalarının belirlenmesi yöntemi ve F110 motoruna uygulanması, birinci yazarın yüksek lisans çalışması çerçevesinde geliştirilmiştir. Bu makalede yer almayan ayrıntılar, [2] de görülebilir.

2. 2. Temel Benzetişim Modeli

Motorun temel benzetişim modelini oluşturabilmek için, tam bir termodinamik modeline ihtiyaç duyulmaktadır. Tipik bir turbofan motoru için, modüler gösterim Şekil 1'deki gibidir. Parametreleri bilinen bir jet motorunun dönel parçalarının verimlerinin de biliniyor olması halinde uygulanan benzetişim yöntemine "Temel Benzetişim" denilecektir. Bu yöntemin dayandığı varsayımlar, ilişkiler ve genellikle kullanılan (motor üreticisi tarafından belirtilmemiş) parametre değerleri şunlardır. (Ayrıca belirtilmediğinde sıcaklık ve basıncın dingin (stagnation) değerleri kullanılmaktadır):

- • Difüzör: Adyabatik fakat tersinmez akış nedeniyle difüzör basınç oranı;

$$\pi_d = \pi_{d \max} \cdot \eta_R$$

Sesaltı uçuşta $\eta_R = 1.0$, sesüstü uçuşta ise; $\eta_R = 1 - 0.075 \cdot (M_0 - 1)^{1.35}$. Bu denklemde M_0 , Mach sayısını göstermektedir. (Sesüstü uçuşlarda, Mach sayısı 1'den büyüktür.)

- • Difüzör maximum basınç oranı:

$$\pi_{d \max} = 0.97$$

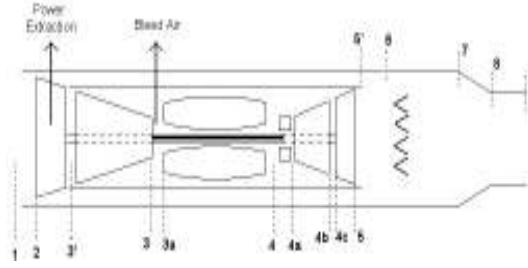
- • Fan (Alçak Basınç Kompresörü), kompresör, yüksek ve alçak basınç türbinlerinde akış politropiktir (adyabatik ve sürtünmeli).

- • Lüle basınç oranı: $\pi_l = 0.98$

- • Yanma verimi: $\eta_y = 0.99$

- • Yüksek ve alçak basınç millerinin mekanik verimleri:

$$\eta_{mY} = 0.98, \eta_{mA} = 0.99$$



Şekil 1. Turbofan Motoru Modüler Gösterimi ve İstasyon Numaraları

Benzetişim modeli, [1], [2], [7] ve [8]'de anlatılan modellerle aynı olmakla birlikte, aşağıdaki geliştirmeleri içermektedir [2]:

- Nemin havanın bileşimine etkisi göz önüne alınmıştır.
Havanın nem oranı;

$$\omega = \frac{0.622 \cdot \phi \cdot P_{\text{sat}}}{P - P_{\text{sat}}} \left(\frac{\text{kg water vapor}}{\text{kg dry air}} \right) \quad (1)$$

olarak ifade edilir. Clausius-Clapeyron Eşitliği'ne göre;

$$\ln \left(\frac{P_{\text{sat}}}{P_{\text{ref}}} \right) = C \cdot \left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T_{\text{ref}}} \right) \quad (2)$$

verilen bir sıcaklıkta, Eşitlik (1)'deki doyum basınç değeri (P_{sat}) hesaplanır. Nem oranı, molar olarak ifade edilirse;

$$\bar{\omega} = \omega \cdot \frac{\bar{M}_{\text{air}}}{\bar{M}_{\text{water}}} \quad (3)$$

Eşitlik (3)'den hareketle, havanın neme bağlı olarak bileşimi aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$X_i = X'_i \cdot \frac{1}{1 + \bar{\omega}} \quad i : \text{N}_2, \text{O}_2, \text{CO}_2$$

- Genellikle baypas havasının ikincil akım kanalındaki basınç kaybı yok sayılır. Ancak, çıkış basıncının giriş basıncına oranını ($\pi_{b'}$) 0.99 ile göz önünde tutmak daha doğru olduğu düşünülmüştür [2].

- Yanma odasındaki basınç düşüşünün debiye göre değişimi dahil edilmiştir.

Yüzey sürtünmesi, türbülans ve sıcaklıktaki yükselişe bağlı olarak, yanma odasında belli oranda bir basınç düşüşü olmaktadır. Standard motor benzetişim çalışmalarında, yanma odasındaki basınç düşüşü, sabit kabul edilir. Oysa ki bu basınç düşüşü, sıcaklık, basınç ve geçen havanın debisindeki değişimlere bağlıdır ve şu şekilde ifade edilir [3];

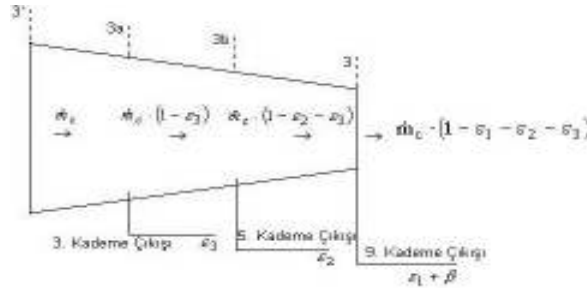
$$\frac{\Delta P}{P_i} = \alpha_{PLF} \cdot \frac{R}{2} \cdot \left(\frac{\dot{m} \cdot \sqrt{T_i}}{A_m \cdot P_i} \right)^2 \quad (4)$$

Bu eşitlikte, T_i ve P_i yanma odası giriş kesitindeki dingin sıcaklık ve basınç, A_m yanma odasındaki maximum kesit alanı, R gaz sabitini göstermektedir. Bu eşitlikteki α_{PLF} ise, basınç kaybı faktörüdür, ve aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$\alpha_{PLF} = K_1 + K_2 \cdot \left(\frac{T_e}{T_i} - 1 \right) \quad (5)$$

Eşitlik (5)'deki K_2 ve K_1 sabitleri, yanma odasının test ünitesinde “sıcak” ve “soğuk” çalıştırılması sonucu deneysel olarak elde edilir. F110 motoru için $K_1 = 16$ ve $K_2 = 1.5$ değerleri bulunmuştur.

- • Standard jet motoru benzetişimlerinde, bütün soğutma havalarının kompresörün son kademesinden alındığı varsayılarak hesap yapılır. Bu çalışmada soğutma havasının çekildiği kompresör kademesinin kompresör güç ihtiyacına ve türbin gücüne etkisi dahil edilmiştir.



Şekil 2. Soğutma Hava Akımları

Örneğin, Şekil 2'de F110 turbofan motorunda soğutma havalarının alındığı kompresör kademeleri gösterilmektedir.

Soğutma havalarının alındığı kademelerin dikkate alınmadığı durumda, kompresör ve yüksek basınç türbinini arasındaki güç dengesi;

$$\dot{W}'_c = \dot{m}_c \cdot (h_3 - h_{3'}) = \eta'_{mH} \cdot \dot{W}_t \quad (5)$$

şeklinde ifade edilir. Bu eşitlikte, η'_{mH} , yüksek basınç milinin mekanik verimini göstermektedir. Soğutma havalarının kademeleri dikkate alındığında, bu güç dengesi aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\dot{W}'_c = \dot{m}_c(h_{3a} - h_{3'}) + \dot{m}_c(1 - \epsilon_3)(h_{3b} - h_{3a}) + \dot{m}_c(1 - \epsilon_3 - \epsilon_2)(h_3 - h_{3b}) = \eta_{mH} \dot{W}_t \quad (6)$$

- • Özgül ısının sıcaklık ve bileşimle değişimi, entalpi ve entropi hesaplarına dahil edilmiştir. Bu hesaplar, sıcaklıkların iteratif olarak belirlenmesini gerektirir.

Özgül ısı, sıcaklığın ikinci dereceden bir fonksiyonu şeklinde ifade edilebilir:

$$\bar{C}_p = a + b \cdot T + c \cdot T^2 + d \cdot T^3 \quad (7)$$

a, b, c ve d sabitleri, çeşitli gazlar için, [9] da verilmiştir. Eşitlik (7)'yi kullanarak, entalpi ve entropinin tanımından:

$$h = \int_{T_{ref}}^T C_p \cdot dT \quad (8)$$

$$s^0 = \int_{T_{ref}}^T \frac{C_p}{T} \cdot dT \quad (9)$$

Motorun çeşitli kesitlerindeki sıcaklıklar, Eşitlik (8) ve (9)'u kullanarak iteratif olarak hesaplanır.

3. 3. Bilinmeyen Performans Parametrelerinin Tahmini ve Ayarlanması ve F110-GE-100 Turbofan Motoruna Uygulanması

Bu tahminlerin ardından, motor performansı üzerinde daha fazla etkisi olan: Karıştırıcı Alan Oranı ($A_r = A_{5'} / A_5$), Türbin Giriş Sıcaklığı ($TIT = T_4$), kompresör ve türbinlerin politropik verimleri (e_f , e_k , e_{ty} , e_{ta}) ve soğutma havası kütle oranları ($\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$) ayarlamayla (tuning) elde edilir. Ayarlama sırasında yine önce bir ilk tahmin, referanslardan ve literatürden elde edilen değerler kullanılarak seçilir. Bremze ölçüm sonuçları şunlardır: Giriş sıcaklığı ve basıncı ile Motor Güç Kolu Açısı (MGKA), karıştırıcı çıkışındaki sıcaklık (ya da ekzos gaz sıcaklığı) T_{56} ve yerleştirilmemiş durumdaki motor itkisi (uninstalled thrust).

Hesaplamalarda kullanılan referans politropik verimleri ve soğutma havası kütle oranları, Tablo 1 ve 2'de verildiği şekilde kabul edilmiştir. [1] de sadece iki soğutma havası kütle oranı değeri bulunmaktadır ($\varepsilon_1, \varepsilon_2$). Üçüncü soğutma havası oranı (ε_3), yaklaşık olarak tahmin edilmiştir.

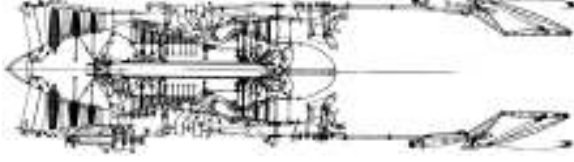
Tablo 1. Referans Politropik Verim Değerleri

e_R	
e_f	0.89
e_k	0.90
e_{ty}	0.89
e_{ta}	0.91

Tablo 2. Referans Soğutma Havası Kütle Oranları

ε_1	0.05
-----------------	------

ε_2	0.05
ε_3	0.01



Şekil 3. *F110-GE-100 Turbofan Motoru*

F110-GE-100 General Electric Inc. tarafından tasarım edilmekte ve T.E.I. tarafından üretilmektedir. F110-GE-100 iki şaftlı, düşük baypas oranlı, art yakıclı bir turbofan motorudur ve F16 savaş uçağı da dahil olmak üzere bazı ses üstü (supersonic) askeri jet uçaklarında kullanılmaktadır. Şekil 3.'de, bu motorun bir çizimi görülmektedir.

Parametrelerin ayarlanmasında birinci dereceden kriter, karıştırıcı alan oranıdır. Bu oran, motorun teknik çizimlerinden yaklaşık olarak tahmin edilir ve temel benzetişim modeli kullanılarak gerçek değerine oldukça yakın olarak tesbit edilir. Motorun teknik çizimlerinden yapılan ölçmeler sonucunda, bu oranın yaklaşık olarak;

$$A_r = \frac{A_{5'}}{A_5} \cong 0.33$$

olduğı tahmin edilmiştir.

Motorun tasarım şartları için tahmin edilmiş politropik verim ve soğutma havası kütle oranları ve bu verim ve kütle oranlarına yakın birkaç değer deneme için kullanılır. Temel benzetişim modelini kullanan kod bu değerler ve çizimlerden yaklaşık olarak elde edilen karıştırıcı alan oranına yakın değerlerdeki alan oranı değerlerinde çalıştırılır. Benzetişim kodunun sonuçları, bremze ölçüm sonuçlarıyla karşılaştırılarak, en yakın değerleri sağlayan karıştırıcı alan oranı, politropik verim ve soğutma havası kütle oranı değerleri elde edilir.

İlk denemeler tasarım motor güç kolu açısı (MGKA) değeri olan 87° civarında yapılmıştır. Tablo 3, bu açığa yakın değerdeki bir ölçme ile ilgili bilgi vermektedir. Bu ölçüme Test#1 adı verilmiştir.

Tablo 3. *Test #1 İçin Koşullar ve Ölçüm Sonuçları*

TEST#	1
MGKA	88.9°
T_0 (°C)	19
P_0 (psi)	13.425
F (lb)	15016.6
T_{56} (K)	690.6

Tablo 3'de T_0 , P_0 çevre statik sıcaklığını ve basıncını, F itki değerini belirtmektedir. Test #1 için, politropik verim ve soğutma havası kütle oranları Tablo 4'deki gibi alınarak deneme hesapları yapılmıştır.

Tablo 4. *Üç Değişik Deneme Alternatifi*

	a	B	c
e	e_R	e_R	$e_R+0.003$
ε_1	0.05	0.045	0.05
ε_2	0.05	0.045	0.05
ε_3	0.01	0.01	0.01

Tablo 5. Test #1 İçin Deneme Sonuçları

T₄ (K)	1525.3
e	e_R
ε_1	0.05
ε_2	0.05
ε_3	0.01
A_r	0.27
F (lb)	15017.21
T₅₆ (K)	688.46

Motorun temel benzetişim kodu bu üç değişik alternatif ve beş değişik karıştırıcı alan oranı ($A_r = 0.29, 0.28, 0.27, 0.26, 0.25$) ile çalıştırılmış ve en iyi sonuçlar Alternatif **a** ve $A_r = 0.27$ için elde edilmiştir. Buna göre Tablo 5, temel benzetişim kodunun Test #1 için çalıştırılmasıyla elde edilen itki (F) ve ekzos gaz sıcaklığı değerlerini göstermektedir.

Tablo 5’de T_4 , türbin giriş sıcaklığını göstermektedir. Bu değer, kodun tabloda gösterilmeyen bazı ardışık deneme çalıştırmaları sonucu elde edilmiştir. Tablo 5 ‘deki itki ve ekzos gaz sıcaklığı değerlerinin Tablo 3’de verilenlerle bir hayli yakın olduğu görülmektedir.

Aynı işlem, Tablo 6’da koşulları verilmiş olan ölçümler için de yapılmış ve Tablo 7’deki sonuçlar elde edilmiştir.

Tablo 6. Test #2,#3 ve #4 İçin Koşullar ve Ölçüm Sonuçları

TEST#	2	3	4
MGKA	87.7°	87.8°	87.9°
T_0 (°C)	8.2	22.5	0.7
P_0 (psi)	13.391	13.311	13.428
F (lb)	15683	14833.6	15290.1
T_{56} (K)	683.54	689	674

Tablo 7. Test #2,#3 ve #4 İçin Deneme Sonuçları

TEST#	2	3	4
T₄ (K)	1496.7	1512.2	1457.5
e	e_R	e_R	e_R
ε_1	0.05	0.05	0.05
ε_2	0.05	0.05	0.05
ε_3	0.01	0.01	0.01
A_r	0.27	0.27	0.27

Temel benzetişim kodunun Test #1,#2,#3 ve #4 için verdiği sonuçlar, karıştırıcı alan oranının $A_r = 0.27$, referans kompresör politropik verimlerinin ve soğutma havası kütle oranlarının sırasıyla Tablo 1 ve 2'deki gibi olduğunu göstermiştir.

F (lb)	15683	14833.6	15289.5
T₅₆ (K)	682.7	686.2	673.17

Yukarıda tasarım şartlarında (yani MGKA = 87° civarında) yapılan denemeler, diğer bazı güç kolu açısı değerlerinde yapılmış ölçümler için de gerçekleştirilmiştir. Tablo 8, bu ölçümlerin koşullarını göstermektedir.

Tablo 8. Test #5,#6 ve #7 İçin Koşullar ve Ölçüm Sonuçları

Test #5,#6 ve #7 için temel benzetişim kodunun sonuçları Tablo 9'da gösterilmektedir.

TEST#	5	6	7
MGKA	17.4°	26.7°	68.6°
T_0 (°C)	6.5	7.2	17.8
P_0 (psi)	13.388	13.389	13.428
F (lb)	528.5	1243	9906.9
T_{56} (K)	476.6	480	615

Tablo 9. Test #5,#6 ve #7 İçin Deneme Sonuçları

TEST#	5	6	7
T_4 (K)	1441	835	1318.3
e	$e_R - 0.035$	$e_R - 0.039$	$e_R - 0.02$
ε_1	0.05	0.05	0.05
ε_2	0.05	0.05	0.05
ε_3	0.01	0.01	0.01
A_r	0.27	0.27	0.27
F (lb)	529.12	1244.34	9906.87
T₅₆ (K)	476.81	480.6	615.41

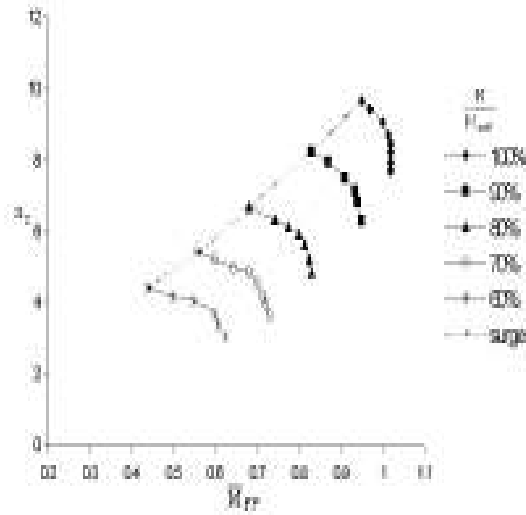
Tablo 9'da görüldüğü üzere, tasarım şartları dışındaki motor güç kolu açısı değerlerinde, kompresör ve türbinlerin politropik verimleri aynı oranda değiştirilmiştir [2]. Örneğin, Test #5 için (MGKA = 17.4°), politropik verimler, referans politropik verim değerlerinden

0.035 kadar eksiltilek elde edilmiştir. Bunun gerekçesi, bir sonraki bölümde verilmiştir.

4. 4. Politropik Verimlerdeki Değişimin Saptanması

Bölüm 4’de Test #5, #6 ve #7 için yapılan denemelerde, kompresör ve türbin verimleri aynı oranda değiştirilmiştir. Bu kabulün doğruluğunu göstermek için, literatürden elde edilen genel türbin ve kompresör haritaları kullanılmıştır [2].

[3]’den elde edilen genel kompresör ve türbin haritaları, [4]’de anlatılan tekniklerle oranlanmış ve F110-GE-100 için yaklaşık performans haritaları elde edilmiştir [2]. Şekil 2 ve 3’de bu şekilde elde edilmiş kompresör basınç ve izentropik verim eğrileri görülmektedir.

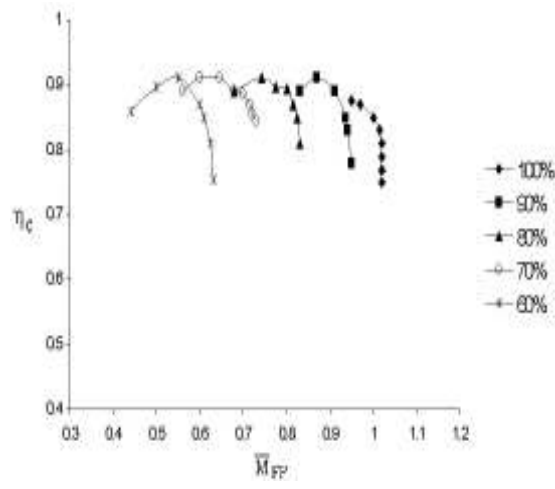


Şekil 4. Yaklaşık Kompresör Basınç Oranı Haritası

Fan ve kompresör için hesapları yaparken, öncelikle, [5]’den F110-GE-100 turbofan motoru için yüksek ve alçak basınç millerinin tasarım koşullarındaki devir sayısı, N_{Fd} ve N_{Gd} tesbit edilmiştir. Bu değerler;

$$NF_d = 8365 \text{ d/d (devir/daika)}$$

$$NG_d = 14460 \text{ d/d}$$



Şekil 5. Yaklaşık Kompresör İzentropik Verim Eğrisi

Bremze ölçüm sonuçları, yapılan ölçümdeki alçak ve yüksek basınç millerinin devir sayılarını ve motora giren hava debisi oranlarını vermektedir. Şekil 4 ve 5'deki yaklaşık haritalar yardımıyla, izentropik verim hesaplanabilir. İzentropik verim

$$\eta_c = \frac{\pi_c - 1}{\pi_c^{(k-1/k \cdot e_k)} - 1} \quad (10)$$

şeklinde ifade edilir. Eşitlik (1)'de π_c kompresör sıkıştırma oranını, k özgül ısıların oranını, η_c kompresörün izentropik verimini ve e_k ise politropik verimini göstermektedir. Bu eşitliği e_k için düzenlersek;

$$e_k = \left(\frac{k-1}{k} \right) \cdot \frac{\ln(\pi_c)}{\ln \left(1 + \frac{\pi_c^{(k-1/k)}}{\eta_c} \right)} \quad (11)$$

elde ederiz. Test #1 (MGKA = 88.9°) ve Test #7 (MGKA = 68.6°) için, Şekil 4, 5 ve Eşitlik (11)' i kullanarak; $(e_k)_1 = 0.899$ ve $(e_k)_7 = 0.8765$ bulunur. İki değer arasındaki fark;

$$\Delta e_k = 0.899 - 0.8765 = 0.0225$$

bulunur. Benzer işlemler fan için tekrarlanırsa,

$$\Delta e_f = 0.0216$$

hesaplanır. Görüldüğü gibi kompresör ve fan için politropik verimlerdeki değişimler birbirine çok yakındır.

Alçak ve yüksek basınç türbinleri için ise, [3]'de verilen genel türbin haritası kullanılır. Türbinin izentropik verim denklemi;

$$\eta_t = \frac{1 - \pi_t^{\left(\frac{(1-k)e_t}{k}\right)}}{1 - \pi_t^{\left(\frac{1-k}{k}\right)}} \quad (12)$$

şeklindedir. Eşitlik (12), türbinin politropik verimi (e_t) için düzenlenirse;

$$e_t = \frac{k}{1-k} \cdot \frac{\ln\left[1 - \eta_t \cdot \left(1 - \pi_t^{(1-k)/k}\right)\right]}{\ln(\pi_{tl})} \quad (13)$$

elde edilir. Alçak ve yüksek basınç türbinleri için Test #1 ve Test #7'deki politropik verimler arasındaki farklar $\Delta e_{ta} = 0.0203$ ve $\Delta e_{ty} = 0.0208$ hesaplanır [2]. Görüldüğü gibi alçak ve yüksek basınç türbinlerinin politropik verimlerinin değişimi de yaklaşık aynı orandadır ve bu değişim oranları kompresör ve fan için olan değişim miktarlarına da oldukça yakındır. Böylelikle, Bölüm 4'de yapılan, tasarım dışı şartlarda motor parçalarının politropik verimlerindeki değişim miktarının aynı olduğu kabulünün doğruluğu gösterilmiştir

5. 5. Dönel Parça Performans Haritalarının Belirlenmesi

Performans haritalarının oluşturulması için [6]'da tanımlanan işlemler uygulanır. Buna göre, bremze ölçüm sonuçları, en küçük kareler toplamı yöntemiyle, analitik fonksiyonlara uydurulur [6].

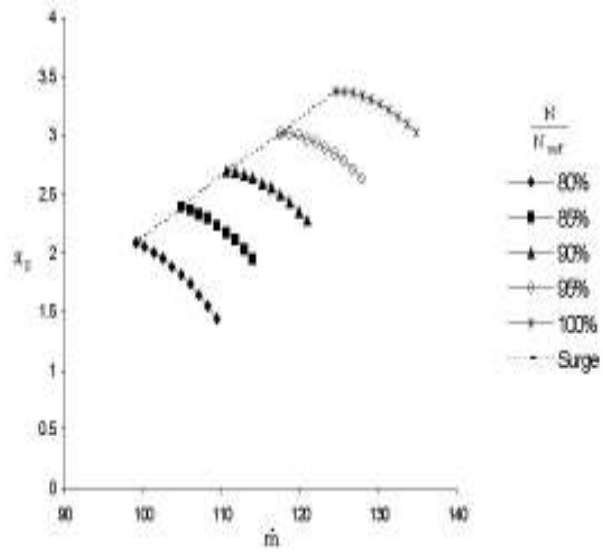
Bremze ölçmelerinde, kompresör ve fanın sıkıştırma oranları, motora giren hava debisi ve alçak ve yüksek basınç millerinin devir sayısı verilmektedir. Kompresör ve fanın sıkıştırma oranları ve politropik verimleri, oranlanmış hava debisinin ikinci dereceden fonksiyonu şeklinde ifade edilir.

$$\pi'_c = \alpha_1(\bar{n}) + \alpha_2(\bar{n}) \cdot \dot{m}'_0 + \alpha_3(\bar{n}) \cdot (\dot{m}'_0)^2 \quad (14)$$

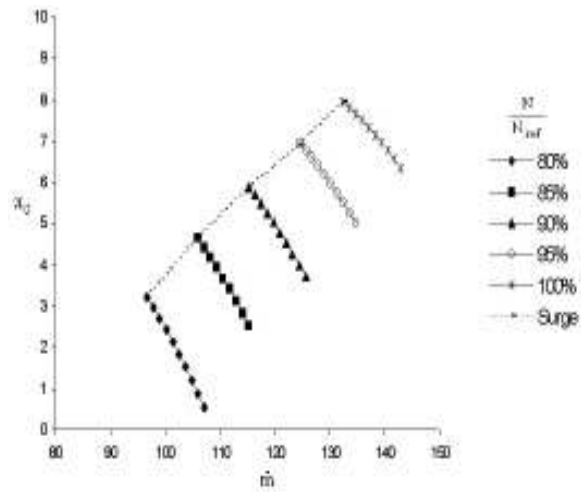
$$e = \alpha_1(\bar{n}) + \alpha_2(\bar{n}) \cdot \dot{m}'_0 + \alpha_3(\bar{n}) \cdot (\dot{m}'_0)^2 \quad (15)$$

Eşitlik 14 ve 15'de \dot{m}'_0 ve π'_c , kompresörün tasarım şartlarındaki değeriyle oranlanmış büyüklüklerdir [2].

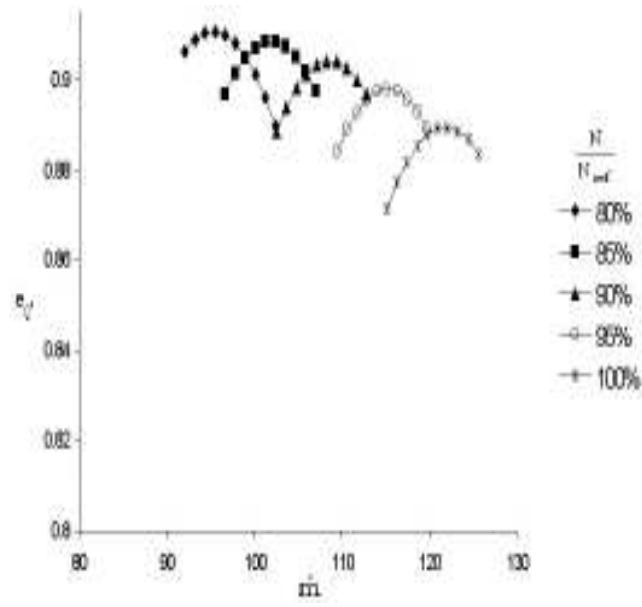
Bu yöntemle F110-GE-100 turbofan motoru için elde edilen kompresör ve fan basınç oranı ve politropik verim haritaları [2], Şekil 6, 7, 8 ve 9'da gösterilmiştir.



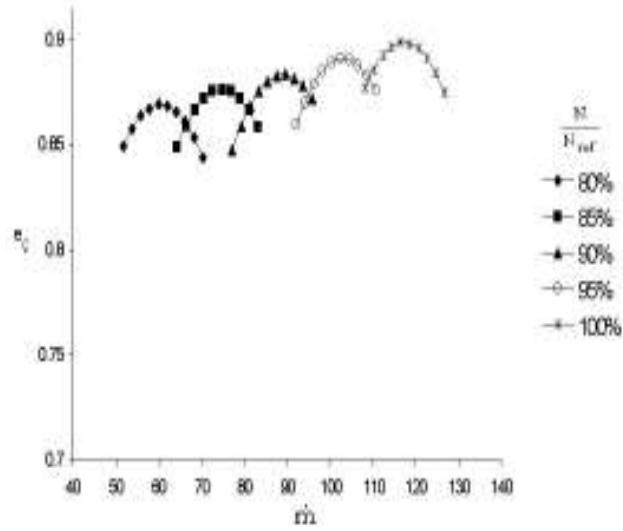
Şekil 6. F110 Fan Basınç Oranı Haritası



Şekil 7. F110 Kompresör Basınç Oranı Haritası



Şekil 8. *F110 Fan Polotropik Verim Haritası*



Şekil 9. *F110 Kompresör Politropik Verim Haritası*

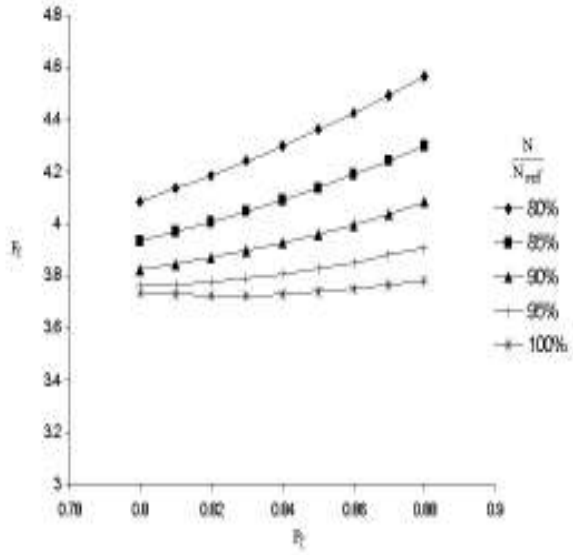
Alçak ve yüksek basınç türbin haritaları akış ve güç fonksiyonları cinsinden ifade edilir

[6]. Bu fonksiyonlar;

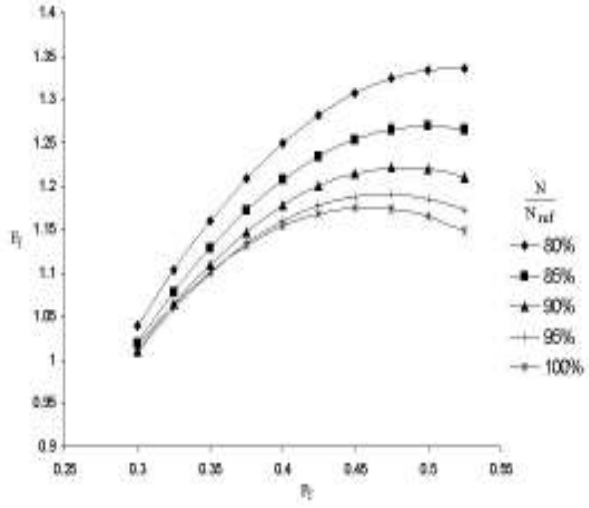
$$F_f = \left(\frac{\dot{m} \cdot \sqrt{T_t}}{P_t} \right) \cdot \bar{n} \quad (\text{Akış Fonksiyonu}) \quad (16)$$

$$P_f = \frac{\dot{m} \cdot \Delta h_t}{P_t \cdot \sqrt{T_t}} \quad (\text{Güç Fonksiyonu}) \quad (17)$$

Alçak ve yüksek basınç türbinleri için elde edilen akış fonksiyonu-güç fonksiyonu ve izentropik verim-güç fonksiyonu haritaları [2], Şekil 10, 11, 12 ve 13'de görülmektedir.

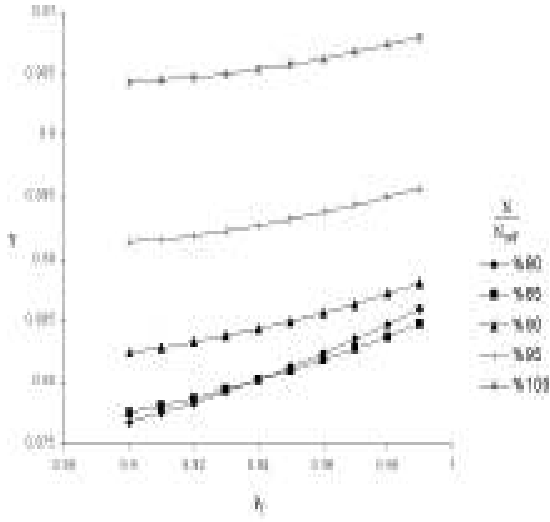


Şekil 10. *F110 Alçak Basınç Türbini Akış Fonksiyonu-Güç Fonksiyonu Haritası*



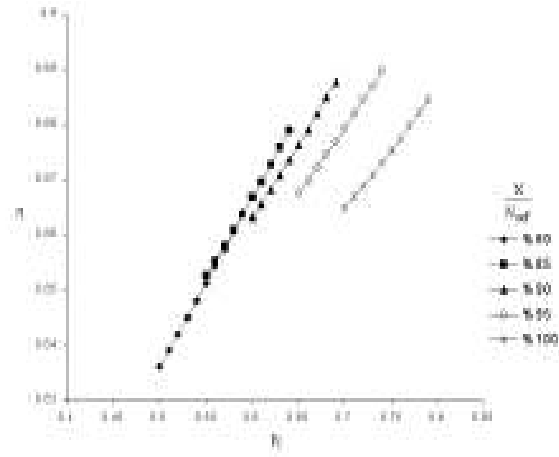
Şekil 11. F110 Yüksek Basınç Türbini Akış

Fonksiyonu-Güç Fonksiyonu Haritası



Şekil 12. F110 Alçak Basınç Türbini

İzentropik Verim-Güç Fonksiyonu Haritası



Şekil 13. *F110 Yüksek Basınç Türbini İzentropik Verim-Güç Fonksiyonu Haritası*

6. 6. Benzetişimin Uygulanması

Dönel parçaların haritalarının elde edilmesiyle birlikte, ikinci derece benzetişim modelini kullanan kod, uçuş ve test şartlarında motorun davranışını daha doğru olarak belirler.

Uçuş şartlarındaki motor benzetişimi için ise, motora giren hava debisi bilinmediği için, parça eşlemesi (matching) yapılması gerekir. Bu makalede, uçuş şartlarındaki benzetişim ve parça eşlemesine değinilmeyecektir.

7. 7. Bulgular ve Tartışmalar

Bu makalede, jet motoru benzetişimi ve benzetişim işleminin geçerliliği için çok önemli olan performans modellemesi üzerine yapılan çalışmalar anlatılmıştır. Çalışmalar, F110-GE-

100 motoruna uygulanmıştır. TUSAŞ Motor A.Ş. (T.E.I.)‘den temin edilen 15 civarındaki ölçüm sonucu da aslında yeterli bir miktar değildir. Buna rağmen, motor parçalarının performansı hakkında epeyce iyi sonuçlar elde edilmiştir. Ölçüm sonucu miktarlarının artırılmasıyla, daha güvenilir performans haritaları elde edilebilir.

Dönel parça haritalarının daha geçerli ve modern yöntemlerle elde edilmesi, örneğin kademe performanslarının birleştirilmesi (stage-stacking) daha sonraki çalışmalarda düşünülecektir. Fakat özellikle kademe performanslarının birleştirilmesi için, kompresörle ilgili incelikli geometrik bilgiye ihtiyaç duyulmaktadır.

Teşekkür

TUSAŞ Motor A.Ş. (T.E.I.)‘ye çalışmamıza gösterdikleri yakın ilgi ve bilgi desteği için teşekkür ederiz.

Kaynaklar

[1] Mattingly, J.D., Heiser, W.H., Daley, D.H., “Aircraft Engine Design”, AIAA Education Series, U.S.A., 1987.

[2] Narin B., “Simulation of Jet Engines and Thermo-economic Optimization of a Cogeneration System Incorporating J-79 Turbojet Engine”, Yüksek Lisans Tezi, Havacılık Mühendisliği Bölümü, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara, Türkiye, 2001.

(<http://www.ae.metu.edu.tr/~narin> adresinde tezin tam içeriği görülebilir; istenirse ilgili bölümler e-posta ile yollanacaktır.)

[3] Cohen, H., Rogers, G.F.C., Saravanamuttoo, H.I.H, “Gas Turbine Theory”, Pearson Education Limited, England, 1996.

[4] Lazzaretto, A., Toffolo, A., Boni, A., “Gas Turbine Design and Off-Design Simulation Model: Analytical and Neural Network Approaches”, Proceedings of ECOS 2001, İstanbul, Turkey, 2001.

[5] Evendale Technical Training School (1989a), F110-100 Student Workbook “Basic Engine”, G.E., U.S.A.

[6] Sieros, G., Stamatis, A., Mathioudakis K., “Jet Engine Component Maps for Performance Modeling and Diagnosis”, Journal of Propulsion and Power, Vol. 13, No. 5, pp. 665-674, September-October 1997.

[7] Öztürk, E., “Türbin Motorlarının Aerodinamiği”, Birsen Yayınevi, 1997.

[8] Öztürk, E., “Türbomakinalarda Akış”, Birsen Yayınevi, 1997.

[9] Çengel, Y.A., Boles, M.A., “Thermodynamics: An Engineering Approach”, McGraw-Hill Inc., 1994.