

JET EĞİTİM UÇAKLARINA UYGUN TURBOFAN MOTORLARININ SEÇİMİ İÇİN ETKİLEŞİMLİ BİR ANALİZ ARACI GELİŞTİRİLMESİ

Beyzanur Çavdar¹, Muhammed Şen², Mustafa Şanlı³, Ünver Kaynak⁴
Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi
Ankara

ÖZET

Uçak-motor birleştirilmesi uçak tasarımında önemli bir süreçtir. Genellikle uçak tasarım aşamasındayken bir motor seçimi yer almaktayken, eldeki mevcut motora göre "motor etrafında" buna uygun uçak üretilmesi de diğer seçenektir. Seçilen motor, uçağın görev gereksinimlerini karşılayabilmesi için gerekli itme kuvvetini üretebilmelidir. Bu çalışmada, jet eğitim uçakları için kullanılan turbofan motorları incelenecektir. Bu çalışmada, motor seçim problemine uygun olarak, parametrik çevrim analizi (PCA-Parametric Cycle Analysis) hesaplamaları yapan grafiksel bir kullanıcı arayüzü (GUI) geliştirilmiştir. GUI, seçilen motorun tasarım girdileriyle gereken itme kuvvetini üretebilen üretemeyeceğini göstermektedir. GUI'nin sonuçları, önce F-16C Block 50 uçağı ile bu uçak için kullanılan F110-GE-129 turbofan motoru kullanılarak doğrulanacaktır. GUI, bahsedilen motor için giriş parametreleri doğru bir şekilde girildiğinde, üretilen itki kuvvetinin F-16 uçağının gereksinim duyduğu itki kuvvetini karşılayacağını göstermektedir. MATLAB [MathWorks, 2019] kullanılarak geliştirilen GUI, AEDsys [AEDsys, 2012] program paketinin hususen ONX veya PARA olarak bilinen programıyla karşılaştırılmış ve yakın sonuçlar elde edilmiştir. Bu programla, uçak üretim aşamasında uçağın ve motorun uyumluluğu test edilebilir, montaj ve uçuş testlerinden önce basit bir şekilde uyumluluk hakkında fikir sağlanabilir.

GİRİŞ

Uçak geliştirme projeleri çok sayıda yineleme gerektiren karmaşık bir süreçtir ve önemli miktarda iş gücü, kaynak ve zaman gerektirir. Yüksek maliyetler göz önüne alındığında, adım adım bir yöntem kullanmak pratik değildir; bu nedenle tasarıma bütüncül bir yaklaşım getiren sistem mühendisliği ve eşzamanlı mühendislik yaklaşımının benimsenmesi gereklidir. Bu sürecin kritik bir yönü uçak ve motor boyutlandırmasıdır. Motor itiş gücü ve yakıt tüketimi, uçak boyutlandırmasını önemli ölçüde etkiler; aynı zamanda uçuş performansı gereksinimleri de gerekli motor itiş gücü ve yakıt tüketimi parametrelerini sınırlar.

Uçak ve motor boyutlandırması için iki ana yöntem vardır. "Esnek motor" yöntemi, uçuş performansı gereksinimlerine göre uçağı boyutlandırır ve ardından bu boyutlandırmaya göre yeni bir motor seçer veya tasarlar. Buna karşılık, "sabit motor" yöntemi, mevcut bir motorun bilinen özelliklerini ve uçuş performansı gereksinimlerini kullanarak uçağı boyutlandırır. Her iki yöntem de uçak tasarım süreçlerinde yaygın olarak kullanılır. Tasarımın erken aşamalarında, uçak ve motor boyutlandırma karşılaştırma süreci için yararlı bir araç gereklidir.

¹ Lisans Öğr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: cavdarbeyza1907@gmail.com

² Lisans Öğr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: muhammedsen260@gmail.com

³ Lisans Öğr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: mustafasanli2000@gmail.com

⁴ Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: unkaynak@gmail.com

Bu araç, gerekli motor parametrelerinin tasarlanacak veya mevcut motor parametreleri ile gereksinimler takımı sınırları içinde eşleştirilmesine olanak tanır. Böylece hem motor hem de uçak tasarımcıları bu aracı etkin bir şekilde kullanabileceklerdir. Uçak için motor seçimi uzun ve maliyetli bir süreçtir. Motorun itiş gücü, yakıt tüketimi ve ağırlığı, uçak üreticisi için kritik parametrelerdir. Bu parametreler üreticinin gereksinimlerini karşılamalıdır; aksi takdirde yeni bir motor seçilmesi, uçağın yeniden tasarlanması veya projenin iptali gibi sonuçlara yol açabilir, bu da zaman ve mali kayıplara neden olur.

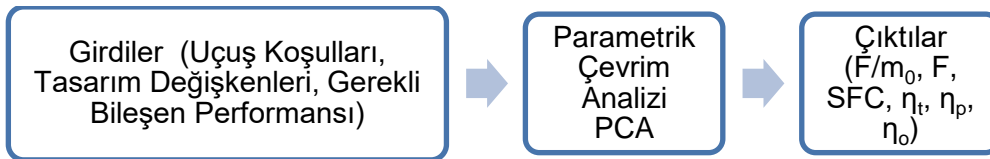
Literatür Taraması

Uçak için motor tasarımı ve seçimi, havacılık mühendisliğinde kapsamlı araştırmalara konu olmuştur. Bu alanda yapılan çalışmalar, motor performansını ve verimliliğini artırmak için çeşitli metodolojiler ve araçlar kullanılarak geliştirilmiştir. Özellikle jet eğitim uçakları için turbofan motorlarının seçimi ve analizi, bu çalışmaların önemli bir parçasını oluşturur. Bu alanda temel teorileri ele alan zengin kaynaklar vardır, örneğin [Mattingly, 1996], gaz türbin motorlarının termodinamik ve mekanik prensiplerini anlamak için kritik bir referanstır. Bu kitap, itiş gücü, yakıt tüketimi ve verimlilik hesaplamaları için temel formüller ve yöntemler sağlar ve motor tasarımının ve analizinin erken aşamalarında esastır. Parametrik Çevrim Analizi (PCA), motor performansını değerlendirmede ve eniyilemede büyük öneme sahiptir. PCA, farklı işletim koşullarında çeşitli performans parametrelerinin hesaplanmasını içerir ve tasarım değişkenlerindeki değişikliklerin motor performansını nasıl etkilediğini anlamaya yardımcı olur. Bu yöntem, akademik ve pratik uygulamalarda yaygın olarak kullanılır ve motorun gerekli performans standartlarını karşılayıp karşılamadığını değerlendirmek için önemlidir.

Motor tasarımı ve analizinde kullanılan çeşitli yazılım araçları da önemli bir rol oynar. Bu araçlar arasında GasTurb ve AEDsys'ten ONX öne çıkar. GasTurb, gaz türbin performans hesaplamaları için yaygın olarak kullanılan bir programdır ve ayrıntılı döngü analizi sağlar. AEDsys, uçak motoru tasarımına odaklanır ve ONX (PARA olarak da bilinir) gibi farklı yazılım paketleri sunar. ONX, karmaşık tahrik sistemlerini modellemeye ve performanslarını kapsamlı bir şekilde değerlendirmeye olanak tanıyan bir PCA aracıdır. Bu bilinen araçlara dayanarak, jet eğitim uçakları için turbofan motorlarının seçimi ve analizi için bir Grafik Kullanıcı Arayüzü (GUI) geliştirilmiştir. Bu GUI, motor performansının uçak gereksinimleriyle uyumlu olup olmadığını kolayca değerlendirmek için tasarlanmıştır. GUI'yi doğrulamak için F-16C Block 50 uçağı ve bu uçak için kullanılan General Electric F110-GE-129 turbofan motoru çiftinin özellikleri kullanılmıştır. Sonuç olarak GUI, itiş gücü gereksinimlerini ve performans metriklerini doğru bir şekilde simüle edebildiğini kanıtlamış ve motor tasarım ve analiz sürecinde güvenilir bir araç olduğunu göstermiştir. Bu çalışmalar, uçak tahrik sistemlerinin tasarım ve analizinde kapsamlı analizlerin ve simülasyonların önemini vurgulamaktadır. İleri yazılım araçları ve yerleşik teorik çerçeveler kullanılarak, motor performansında ve verimliliğinde önemli iyileştirmeler sağlanabilir. Bu metodolojilerin kullanıcı dostu bir GUI ile entegrasyonu, doğruluk ve kullanım kolaylığı açısından avantajlar sunar ve motor tasarımlarının modern havacılık gereksinimlerini karşılamasını sağlar.

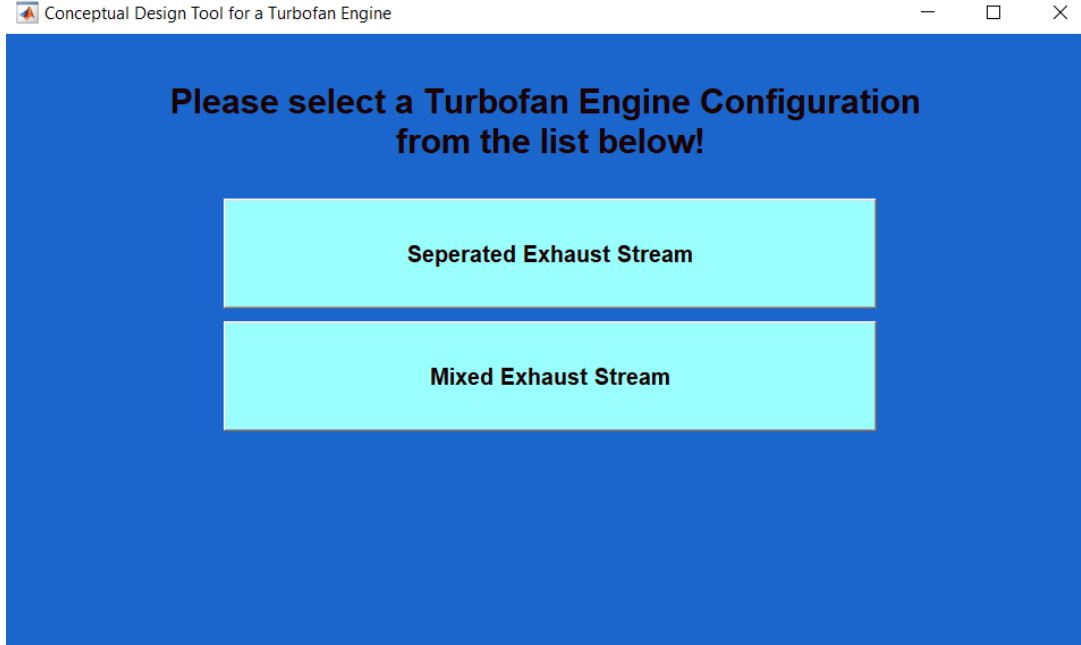
YÖNTEM

Geliştirilen araç temel olarak parametrik çevrim analizine (PCA) dayanmaktadır. Bu nedenle gerekli veriler ve denklemler parametrik çevrim analizinin aşamaları gözlemlenerek elde edilmiştir. Geliştirilen turbofan kavramsal tasarım aracının çalışma prensibi Şekil 1'e göre gerçekleşmektedir.



Şekil 1:Kavramsal tasarım aracının akış şeması.

İlk sayfada (Şekil 2), kullanıcılar ilgilendikleri turbofan motor tipini seçebilirler; bypass ve ana akım egzozları ayrı olan motorlar (separated exhaust stream) , bu hava akışlarının ek itme için artyakıcı bölümünden önce birleştirildiği karışımli egzozza sahip motorlar (mixed exhaust stream) gibi seçenekler mevcuttur. Bu sayfa, kullanıcıların tasarım ve performans hesaplamaları için ihtiyaç duydukları özel motor konfigürasyonunu belirlemelerine ve seçmelerine yardımcı olur.



Şekil 2: Aracın başlangıç sayfası.

Motor tiplerinin seçiminden sonra, kullanıcılar uçuş koşulları parametrelerini (yani Mach sayısı, irtifa, kompresör ve türbindeki özgül ısı sabitleri vb.); tasarım değişkenleri (yani kompresör basınç oranı, fan basınç oranı, bypass oranı, türbin giriş sıcaklığı vb.); turbomakinelerin (fan, kompresör, türbin) politropik verimleri; burner, afterburner ve mekanik şaftın verimleri; karıştırıcıdaki basınç oranı ve Mach sayısı ve motorun gerekli kütle akış hızı girmelidir. Bu ekranda (Şekil 3), kompresör ve türbindeki özgül ısı sabitleri (c_p) ve özgül ısı oranları (γ), bileşenlerin verimleri (η_b, η_{AB} vb.) ve politropik verimler gibi bazı değerler varsayılan sabitler olarak alınır. Ancak geliştirilen araç, bu değerleri değiştirmek için kullanıcı erişimi sağlar. Yani normalde sabit olarak kullanıcıya verilen bu değerleri kullanıcı istediği takdirde değiştirebilir, bu motor hakkında daha çok bilgiye sahip kullanıcılar düşünülerek eklenmiş bir özelliktir. Kullanıcı arayüzü Şekil 3'te gösterilmiştir.

Conceptual Design Tool for a Turbofan Engine

Flight Conditions:

M₀: 0
 Altitude (m): 0
 T₀ (K): 288.17
 P₀ (kPa): 101.325
 Cp c (J/(kg-K)): 1004.8
 Gamma c: 1.4
 Cp t (J/(kg-K)): 1155.6
 Gamma t: 1.33
 Fuel Heating Value (kJ/kg): 42868
 Cp AB (J/(kg-K)): 1155.6
 Gamma AB: 1.33

Design Variables:

Pi compressor: 0
 Pi fan: 0
 Bypass Ratio: 0
 Pi diffuser max: 0.99
 Pi burner: 0.96
 Pi afterburner: 0.95
 Pi nozzle: 0.98
 Tt4 (K): 0
 Tt7 (K): 0

Polytropic Efficiencies:

Fan: 0.89
 Compressor: 0.89
 Turbine: 0.89

Component Efficiencies:

Burner: 0.98
 Afterburner: 0.97
 Mechanical Shaft: 0.98
 P0/P9: 1

Mixer:

Pi mixer max: 0.97
 Mach number at mixer: 0

Mass Flow Rate

Mass Flow Rate (kg/s): 0

Afterburner: Off (dropdown menu)

Start PCA

Şekil 3: GUI, PCA hesaplamaları için girdi ekranı

Parametrik çevrim analizi bu girdi değerleri ile gerçekleştirilir. Parametrik çevrim analizi, motor performansını çeşitli uçuş koşullarında ve bir dizi tasarım seçeneği (ör. kompresör basınç oranı) ve tasarım sınırı (ör. yanma odası çıkış sıcaklığı) parametresinde değerlendirir. Parametrik çevrim analizi alternatif olarak tasarım noktası analizi veya tasarım üzerinde analiz olarak bilinir, çünkü çizilen her bir motorun belirlenen tasarım noktasında çalışmasının değerlendirilmesini içerir. Parametrik çevrim analizinin birincil amacı aşağıdaki parametreleri ilişkilendirmektir:

- Motor performans parametreleri (F and SFC)
- Tasarım seçimi ($\pi_c, \pi_f, \alpha, vb.$)
- Tasarım sınırlamaları ($T_{t4}, P_{t3}, vb.$)
- Uçuş ortamı ($M_0, T_0, vb.$)

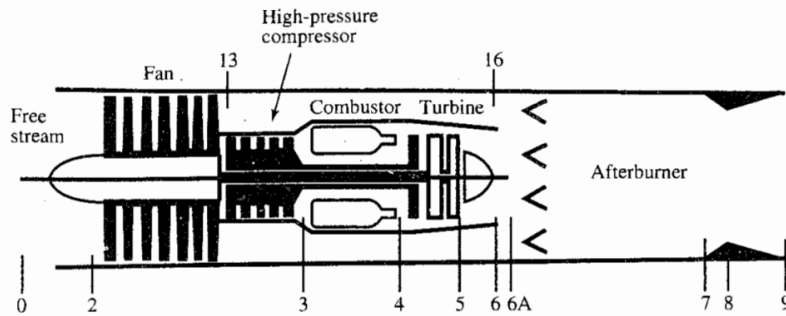
Turbofan motoru için parametrik çevrim analizini başlatmak için belirli değerlerin girilmesi gerekir. Bu girdiler şunlardır:

$$M_0, T_0, \pi_b, \pi_{AB}, P_0/P_9, T_{t4}, T_{t7}, \pi_c, \pi_f$$

Doğrulama için arayüze girilecek değerler Tablo 1’de verilmiştir.

Tablo 1: F-16C Block 50 uçağı için motor girdileri

Uçuş Koşulları (Flight Conditions):		Tasarım Değişkenleri (Design Variables):		Parça Verimleri (Component Efficiencies):	
M_0	2.05	π_c	20.4667	Burner	0.98
T_0 (K)	216.65	π_f	1.5	Afterburner	0.97
P_0 (kPa)	18.82307	α	0.76	Mechanical Shaft	0.98
Altitude (m)	12192	$\pi_{d_{max}}$	0.97	P0/P9	1
c_{p_c} (J/(kg-K))	996.458	π_b	0.97	Turbomakinelerin Politropik Verimleri (Polytropic Efficiencies):	
γ_c	1.4	π_{AB}	0.96	Fan	0.89
c_{p_t} (J/(kg-K))	1235.106	π_{nozzle}	0.98	Compressor	0.89
γ_t	1.3	T_{t4} (K)	1780	Turbine	0.89
h_{PR} (kJ/kg)	41868	T_{t7} (K)	2000	Karıştırıcı (Mixer):	
$c_{p_{AB}}$ (J/(kg-K))	1235.106	Kütle Akış Hızı (Mass Flow Rate):		$\pi_{M_{max}}$	0.97
γ_{AB}	1.3	\dot{m} (kg/s)	122.4	M_M	0.4



Şekil 4: Artyakıcı-Karışımli Egzoz Akışlı Turbofan Motor İstasyon Numaralandırması [Mattingly, 1996]

Bu değerler için parametrik döngü analizi başlatılabilir:

Adım 1. Uçağa Bağlanmamış İtki:

Uçağa bağlanmamış itki turbojet motorlar için kullanılabilir ve basınç dengesizliği terimi ile diğer akış büyüklükleri arasındaki ilişki için denklem kullanılabilir, çünkü turbojet ve artyakıcı turbofan motor tek bir girişe ve tek bir egzozu sahiptir.

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = \frac{a_0}{g_c} \left(\frac{\dot{m}_9 V_9}{\dot{m}_0 a_0} - M_0 \right) + \frac{A_9 P_9}{\dot{m}_0} \left(1 - \frac{P_0}{P_9} \right) \tag{1}$$

ve

$$\frac{A_9 P_9}{\dot{m}_0} \left(1 - \frac{P_0}{P_9} \right) = \frac{a_0}{g_c} \left(\frac{\dot{m}_9 R_9}{\dot{m}_0 R_0} \frac{T_9}{T_0} \frac{1 - \frac{P_0}{P_9}}{\gamma_0} \right) \tag{2}$$

ve

$$f_O = \frac{\dot{m}_f + \dot{m}_{fAB}}{\dot{m}_0} \quad (3)$$

varsayarak,

$$\dot{m}_9 = \dot{m}_0 + \dot{m}_f + \dot{m}_{AB} \quad (4)$$

Ardından, artyakıcıli turbofan motor için uçağa bağlanmamış itki denklemleri olur.

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = \frac{a_0}{g_c} \left[(1 + f_O) \frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1 + f_O) \frac{R_9}{R_c} \frac{T_9}{T_0} \frac{1 - \frac{P_0}{P_9}}{\gamma_0} \right] \quad (5)$$

Adım 2.

$$\left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 = \frac{a_9^2 M_9^2}{a_0^2} = \frac{\gamma_9 R_9 g_c T_9}{\gamma_0 R_0 g_c T_0} M_9^2 \quad (6)$$

İstasyon 0'daki gaz özellikleri için c alt simgesi kullanılır:

$$\left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 = \frac{\gamma_9 R_9 T_9}{\gamma_c R_c T_0} M_9^2 \quad (7)$$

Adım 3.

$$M_9^2 = \frac{2}{\gamma_9 - 1} \left[\left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{\frac{\gamma_9 - 1}{\gamma_9}} - 1 \right] \quad (8)$$

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_0}{P_9} \pi_r \pi_d \pi_c \pi_b \pi_t \pi_M \pi_{AB} \pi_n \quad (9)$$

Adım 4.

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{T_{t9}/T_0}{\left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{\frac{\gamma_9 - 1}{\gamma_9}}} \quad (10)$$

$$T_{t9} = T_{t4} \tau_t \tau_M \quad \text{artyakıcı kapalı} \quad (10a)$$

$$T_{t9} = T_{t7} \quad \text{artyakıcı açık} \quad (10b)$$

Adım 5.

Termodinamiğin birinci yasasının yanma odasına uygulanması ve yakıt/hava oranını f çözümü,

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \tau_c}{\frac{\eta_b h_{PR}}{(c_{pc} T_0)} - \tau_\lambda} \quad (11)$$

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c} \quad (11a)$$

Termodinamiğin birinci yasasının artyakıcıya uygulanması:

$$\dot{m}_{6A} c_{p6A} T_{t6A} + \eta_{AB} \dot{m}_{fAB} h_{PR} = \dot{m}_7 c_{p7} T_{t7} \quad (12)$$

Yukarıdaki denklemin $\dot{m}_0 c_{pc} T_0$ ile bölünmesi ve sıcaklık oranlarının tanımlarının kullanılması aşağıdaki sonucu verir:

$$\left(1 + \frac{f}{1 + \alpha} \right) \frac{c_{p6A}}{c_{pt}} \tau_\lambda \tau_t \tau_M + f_{AB} \frac{\eta_{AB} h_{PR}}{c_{pc} T_0} = \left(1 + \frac{f}{1 + \alpha} + f_{AB} \right) \tau_{\lambda AB} \quad (13)$$

Artyakıcı yakıt/hava oranı f_{AB} için çözüldüğünde

$$f_{AB} = \left(1 + \frac{f}{1 + \alpha}\right) \frac{\tau_{\lambda AB} - \left(\frac{c_{p6A}}{c_{pt}}\right) \tau_{\lambda} \tau_t \tau_M}{\frac{\eta_{AB} h_{PR}}{(c_{pc} T_0)} - \tau_{\lambda AB}} \quad (14)$$

Adım 6.

Türbin, kompresör ve fan arasındaki güç dengesi, türbin şaftının mekanik verimliliği η_m ile verilir:

$$\underbrace{\dot{m}_C c_{pc} (T_{t3} - T_{t2})}_{\text{Kompresöre Giden Güç}} + \underbrace{\dot{m}_F c_{pc} (T_{t13} - T_{t2})}_{\text{Fana Giden Güç}} = \underbrace{\eta_m \dot{m}_4 c_{pt} (T_{t4} - T_{t5})}_{\text{Türbinden Gelen Net Güç}} \quad (15)$$

Kompresöre Giden Güç	Fana Giden Güç	Türbinden Gelen Net Güç
----------------------	----------------	-------------------------

Türbin sıcaklık oranı için çözülen bu denklem şunu verir:

$$\tau_t = 1 - \frac{1}{\eta_m (1 + f)} \frac{\tau_r}{\tau_{\lambda}} [\tau_c - 1 + \alpha (\tau_f - 1)] \quad (16)$$

Daha sonra diğer parametreler elde edilebilir,

$$\pi_t = \tau_t^{\gamma_t / [(\gamma_t - 1) e_t]} \quad (17)$$

$$\eta_t = \frac{1 - \tau_t}{1 - \tau_t^{1/e}} \quad (18)$$

$$\tau_c = \pi_c^{(\gamma_c - 1) / (\gamma_c e_c)} \quad (19)$$

$$\eta_c = \frac{\pi_c^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c} - 1}{\tau_c - 1} \quad (20)$$

$$\tau_f = \pi_f^{(\gamma_c - 1) / (\gamma_c e_f)} \quad (21)$$

$$\eta_f = \frac{\pi_f^{(\gamma_c - 1) / \gamma_c} - 1}{\tau_f - 1} \quad (22)$$

Tipik olarak, fan basınç oranı veya baypas oranı bu motor çevrimi için 6. ve 16. istasyonlardaki toplam basınçları eşitleyecek şekilde seçilir. Baypas kanalında 13'ten 16'ya kadar izentropik akış olduğu varsayılırsa, bu durum aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$\pi_c \pi_b \pi_t = \pi_f \quad (23)$$

ya da

$$\tau_t = \pi_t^{(\gamma_t - 1) e_t / \gamma_t} = \left(\frac{\pi_f}{\pi_c \pi_b}\right)^{(\gamma_t - 1) e_t / \gamma_t} \quad (24)$$

Denklem (5) ve (6), bilinen büyüklükler cinsinden baypas oranı α veya fan sıcaklık oranı τ_f 'yi elde etmek için çözülebilir. Baypas oranı için çözüm şunları verir

$$\alpha = \frac{\eta_m (1 + f) (\tau_{\lambda} / \tau_r) \left\{ 1 - [\pi_f / (\pi_c \pi_b)]^{(\gamma_t - 1) e_t / \gamma_r} - (\tau_c - 1) \right\}}{\tau_f - 1} \quad (25)$$

Adım 7.

Özgül yakıt tüketimi denklemi şöyledir:

$$S = \frac{f_o}{F/\dot{m}_0} \quad (26)$$

Ve bağlanmamış itki:

$$F = (F/\dot{m}_0) \times \dot{m}_0 \quad (27)$$

Adım 8.

İtki verimliliği ve termal verimlilik tanımlarından, bu turbofan motor için aşağıdaki gibi gösterilebilir

$$\eta_P = \frac{2g_c V_o (F/\dot{m}_0)}{a_0^2 [(1 + f_o)(V_9/a_0)^2 - M_0^2]} \quad (28)$$

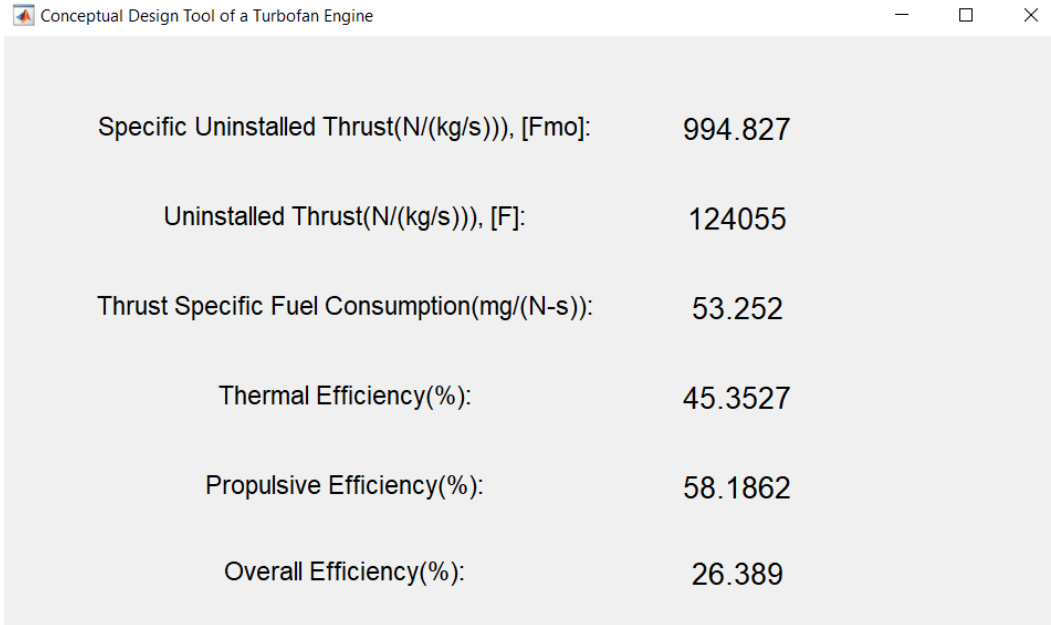
$$\eta_T = \frac{a_0^2 [(1 + f_o)(V_9/a_0)^2 - M_0^2]}{2g_c f_o h_{PR}} \quad (29)$$

$$\eta_O = \eta_T \times \eta_P \quad (30)$$

Geliştirilen GUI'de parametrik çevrim analizi ile istenilen veriler hesaplanmakta ve çıktı olarak verilmektedir. Bu çıktılar özgül bağlanmamış itki (F/\dot{m}_0), bağlanmamış itki (F), özgül yakıt tüketimi (SFC veya S), termal verimlilik η_T , itki verimliliği η_P ve genel verimlilik η_O .

UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Yöntemde de bahsedildiği gibi, MATLAB'ın [MathWorks, 2019] "uicontrol" komutlarıyla geliştirilen bu program PCA hesaplama kodunu çalıştırdıktan sonra bazı çıktı değerleri üretir. Bu değerler, motor hakkında spesifik yakıt tüketimi ve uçağa bağlanmamış motor itki bilgisi gibi önemli bilgiler içermektedir. Bu bilgiler doğrultusunda, kullanıcı seçilen veya tasarlanacak motorun öngörülen uçak için uygunluğunu değerlendirebilir. Bahsi geçen çıktı değerleri F110-GE-129 motorunun verilerine göre Şekil 5 ve 6 daki gibidir.



Parameter	Value
Specific Uninstalled Thrust(N/(kg/s)), [Fmo]:	994.827
Uninstalled Thrust(N/(kg/s)), [F]:	124055
Thrust Specific Fuel Consumption(mg/(N-s)):	53.252
Thermal Efficiency(%):	45.3527
Propulsive Efficiency(%):	58.1862
Overall Efficiency(%):	26.389

Şekil 5: GUI'nin F110-GE-129 motoru için artyakıcı açık durumdayken çıktı sonuçları

Conceptual Design Tool of a Turbofan Engine	
Specific Uninstalled Thrust(N/(kg/s)), [F _{mo}]:	465.648
Uninstalled Thrust(N/(kg/s)), [F]:	58066.3
Thrust Specific Fuel Consumption(mg/(N-s)):	37.6647
Thermal Efficiency(%):	50.4221
Propulsive Efficiency(%):	73.9951
Overall Efficiency(%):	37.3099

Şekil 6: GUI'nin F110-GE-129 motoru için artyakıcı kapalı durumdayken çıktı sonuçları

Doğrulama için, yukarda bahsedilen sonuçlar AEDsys program paketinin hususen ONX programıyla ve gerçek F-16 blok 50 verileriyle [Hocko, Vencel, Divok ve Husťák, 2023] karşılaştırılmıştır. Bahsedilen veriler Şekil 7 ve Tablo 2 de sırayla gösterilmiştir.

Without AB		With AB	
Pt9/P9	= 5.551	Pt9/P9	= 5.437
f	= 0.03543	f	= 0.03543
		f AB	= 0.03713
F/mdot	=475.041 N/(kg/s)	F/mdot	=923.330 N/(kg/s)
S	=37.7170 (mg/s)/N	S	=59.3895 (mg/s)/N
T9/T0	= 2.1477	T9/T0	= 4.6958
V9/V0	= 2.137	V9/V0	= 3.108
M9/M0	= 1.493	M9/M0	= 1.488
A9/A0	= 1.018	A9/A0	= 1.587
A9/A8	= 1.486	A9/A8	= 1.496
Thrust	= 58145 N	Thrust	= 113016 N
Thermal Eff	= 52.24 %	Thermal Eff	= 42.80 %
Propulsive Eff	= 64.21 %	Propulsive Eff	= 49.49 %

Şekil 7: ONX programının çıktı sonuçları (Tablo 1 e göre hesaplatıldığı takdirde.)

Tablo 2: F-16 uçağının gerçek test verileri [Hocko, Vencel, Divok ve Husťák, 2023]

Artyakıcı kapalı olduğu takdirde İtki	76.3	[kN]
Artyakıcı açık olduğu takdirde İtki	131.2	[kN]
Artyakıcı kapalı olduğu takdirde özümlü yakıt tüketimi	18.6	[mg/Ns]
Artyakıcı açık olduğu takdirde özümlü yakıt tüketimi	51.66	[mg/Ns]

Doğrulama için kullanılacak bu veriler, tasarlanmış olan grafik kullanıcı arayüzü (GUI) sonuçlarıyla karşılaştırıldığında elde edilen hata yüzdeleri Tablo 3'te gösterilmiştir. Hata payı hesaplanırken, gerçek veriler yerine PCA hesaplamalarını kullanan ONX programı kullanılmıştır. Bu tercih, gerçek verileri etkileyen çok sayıda çevresel ve mekanik kayıpların olması ve bu durumun sonuçları önemli ölçüde etkilemesinden kaynaklanmaktadır.

Tablo 3: Hata Payı Tablosu

ARTYAKICI AÇIK	GUI SONUÇLARI	ONX SONUÇLARI	HATA YÜZDESİ GUI-ONX
Özgül Bağlanmamış İtki	996.9455	923.33	% 7.9728
Bağlanmamış İtki	122026	113016	% 7.9723
Özgül Yakıt Tüketimi	54.4901	59.3895	% 8.2496
Termal Verimlilik	45.3575	42.8	% 5.9754
İtki Verimliliği	58.2161	49.49	% 17.6320
Genel Verimlilik	26.4054	21.18172	% 24.6612
ARTYAKICI KAPALI	GUI SONUÇLARI	ONX SONUÇLARI	HATA YÜZDESİ GUI-ONX
Özgül Bağlanmamış İtki	465.7691	475.041	% 1.9518
Bağlanmamış İtki	57010	58145	% 1.9520
Özgül Yakıt Tüketimi	38.5312	37.17	% 3.6620
Termal Verimlilik	50.4394	52.24	% 3.4467
İtki Verimliliği	74.0335	64.21	% 15.2990
Genel Verimlilik	37.342	33.543304	% 11.3247

SONUÇ

Bu proje, uçuş koşulları, tasarım değişkenleri ve temel bileşen performansı gibi belirli giriş koşullarına dayanarak gerekli motor parametrelerini belirlemek için gelişmiş bir araç oluşturulmasıyla sonuçlanmıştır. Araç, parametrik çevrim analizi (PCA) yöntemini kullanarak, montajı yapılmamış motor itiş, itişe özgül yakıt tüketimi ve motor verimliliği gibi temel çıktıları hesaplar. Bu çıktılar, motorun minimum gerekli itiş, özgül yakıt tüketimi ve optimal uçuş performansı için kritik olan diğer performans parametrelerini karşılamasını sağlar.

Dikkat edilmelidir ki, bu program sadece PCA hesaplamalarını içermektedir. Motorun gerçek performansını daha iyi anlamak için kayıp hesaplamaları, motor performans analizi (EPA) hesaplamaları gibi ek hesaplamalar yapılmalıdır. Program geliştirme aşamasında olup endüstriyel kullanım için yeterli değildir. Bu aracın yalnızca PCA hesaplamalarını içerdiği ve bu nedenle tamamen doğru sonuçlar sağlamadığı akılda tutulmalıdır.

Kaynaklar

- AEDsys. (2012). AEDsys Program. Mattingly, J. D.. <https://aedsys.software.informer.com/>
- GasTurb. (2007). GasTurb Professional (GasTurb11). gasTurb GmbH. <https://www.gasturb.com/>
- Hocko, M., Vencel, M., Divok, M. ve Husťák, M., 2023. General Electric F110 Turbofan Motor. Acta Avionica Journal, 25, s. 52-62. DOI: 10.35116/aa.2023.0015.
- Mattingly, J. D. 2002. Aircraft engine design. AIAA.
- Mattingly, J. D. 1996. Elements of gas turbine propulsion (Vol. 1). New York: McGraw-Hill.
- The MathWorks, Inc. MATLAB: Sürüm 9.7.0 (R2019b). Natick, Massachusetts: The MathWorks, Inc., 2019.