

TEKNİK NOT/TECHNICAL NOTE

GAZ TÜRBİNLİ MOTORLARDA PERFORMANS ANALİZ VE DEĞERLENDİRME PROGRAMI*

T. Hikmet KARAKOÇ¹, Önder TURAN²

ÖZ

Bu çalışmada, uçaklarda kullanılan aksenal akışlı gaz türbinli motorların zamandan bağımsız performanslarının incelenmesi amacıyla bir bilgisayar programı geliştirilmiştir. GAZTUSIM adı verilen bu bilgisayar programında, ardyanmalı ve ardyanmasız turbojet, ayırık akımlı turbofan, karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan, yüksek bypasslı turbofan ve turboprop motorları örnek motor tipleri olarak seçilmiş ve GAZTUSIM programında örnek motor tiplerinin tasarım noktası performansları hesaplanmıştır. Ayrıca karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan, yüksek bypass oranlı turbofan ve turboprop motorlarının tasarım dışı analizleri de GAZTUSIM programı yardımıyla incelenmiştir. GAZTUSIM programı, Visual Basic 6.0 programlama dilinde yazılmıştır. Herbir motor tipi için farklı uçuş ve bileşen giriş koşullarında, motor performansı ve bileşen karakteristiklerinin değişimi, GAZTUSIM programında hesaplanmıştır. Örnek motor tipleri için elde edilen tasarım ve tasarım dışı analiz sonuçları ve performans grafikleri GAZTUSIM programında sunulmuştur.

Anahtar Kelimeler: Aksenal akışlı gaz türbinli motorlar için bilgisayar programı, Tasarım analizleri, Tasarım dışı analizler, Zamandan bağımsız performans, Bileşen karakteristiği.

PERFORMANCE ANALYSIS AND EVALUATION PROGRAM OF GAS TURBINE ENGINES

ABSTRACT

In this study, steady state performance prediction of axial flow gas turbine engines used in aircraft has been investigated and a computer program is developed on this purpose. In this program, named GAZTUSIM, afterburning and nonafterburning turbojet and separate flow turbofan, mixed flow and afterburning turbofan, high bypass turbofan and turboprop engines are selected as example on-design engine types and their on-design performance is computed in GAZTUSIM program. Mixed flow and afterburning turbofan, high bypass turbofan and turboprop engines are selected as example off-design engine types in GAZTUSIM program and their off-design performance is also inquired into GAZTUSIM program. GAZTUSIM program is developed in Visual Basic 6.0 program language. In different operating point and component characteristic of example engines, each engine's and their component performance are calculated in GAZTUSIM program. On design and off-design analysis results and performance charts of selected example engines are presented in GAZTUSIM program.

Key Words: Computer program for axial flow gas turbine engines, On-design analysis, Off-design analysis, Steady state performance, Component characteristics.

* Bu çalışma, 1998-2000 yılları arasında TEİ (TUSAŞ Motor Sanayi)'nin Co-Op araştırma programı çerçevesinde TEİ'nin de desteğiyle, Anadolu Ün. Fen Bil. Enst. Siv. Hv. Anabilim Dalında yapılan "Gaz Türbinli Motorlarda Performans Analiz ve Değerlendirme Programları" başlıklı yüksek lisans tezinden yararlanılarak hazırlanmıştır.

¹ Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksek Okulu, 26470 Eskişehir.

² Tel: 0 222-335 05 80 (Dahili 6845); e-posta: hkarakoc@anadolu.edu.tr

Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Sivil Havacılık Anabilim Dalı, 26470 Eskişehir.

Tel: 0 222-322 82 68

Geliş: 19 Mart 2001; Düzeltme: 18 Mart 2002; Kabul: 10 Mayıs 2002.

1. GİRİŞ

Günümüzde gaz türbinli motorlar pek çok alanda kullanılmaktadır. Gaz türbinli motorlar, etkili bir enerji açığa çıkarırlar ve ağırlık yönünden hafiftirler. İtici sistemi olarak düşünüldüğünde ise yüksek ısı verime ve yüksek özgül güce sahiptirler. Yüksek ısı verime sahip olması, düşük özgül yakıt sarfiyatını da beraberinde getirmektedir. Özgül yakıt sarfiyatı ve ısı verim parametreleri, çevrimin toplam basınç oranı ve motor bileşenlerinin termodinamik verimlerine bağlıdır. Özgül güç parametresi öncelikli olarak maksimum çevrim sıcaklığına eşittir (Üçer, 1994).

Motor performansını belirleyen iki parametre, uçak üzerine yerleşmiş haldeki motor itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatıdır. Motor yapımçı firması, uçak üzerine yerleşmemiş haldeki itki kuvvetini belirlemektedir. Uçak üzerine yerleşmiş haldeki itki kuvveti ise, sürtünme gözönüne alınarak hesaplanan düzeltme faktörüyle uçak üzerine yerleşmemiş haldeki itki kuvvetinin çarpımıyla elde edilmektedir. Uçak üzerindeki gerçek itki kuvveti bu değerdedir (Raymer, 1989). GAZTUSIM programında hesaplanan itki kuvveti, uçak üzerine yerleşmemiş haldeki motorun itki kuvvetidir. Günümüzde itki sistemi performans hesaplamalarında İngiliz birim sistemi geçerliliğini koruduğundan bilgisayar programında ve analizlerde İngiliz birim sistemi kullanılmıştır.

Gaz türbinli motor, temel olarak gaz jeneratör ve güç çevirici bölüm olarak iki kısımdan oluşmaktadır. Gaz jeneratör bölümü kompresör, yanma odası ve türbin bölümlerini içerirken, türbin bileşeni sadece kompresörü çevirmek için faydalı güç sağlamaktadır. Bunun sonucunda türbin çıkışında yüksek basınç ve sıcaklıkta gaz akışı olmaktadır (Bathie, 1996).

2. SİMGELER VE KISALTMALAR

- a_0 : 0 istasyonundaki ses hızı ($m/s, ft/s$)
 f : Yakıt-hava oranı
 F : Uçağa yerleşmemiş haldeki motor itki kuvveti- (lbf, kN)
 F/m_0 : Özgül itki kuvveti- ($N.s/kg, lbf/(lbm/s)$)
 M_0 : 0 istasyonundaki Mach sayısı
 m_0 : 0 İstasyonundaki hava debisi- ($kg/s, lbm/s$)
 m_f : Yanma odası yakıt-hava debisi- ($kg/s, lbm/s$)
 S : Özgül yakıt sarfiyatı- ($mg/(N.s), lbm/(lbf/h)$)
 T_t : Toplam (durgunluk) sıcaklığı- (K, R)
 α : Motor bypass oranı

- γ : Özgül ısılar oranı
 η_P : Motorun itki verimi
 η_{TH} : Motorun ısı verimi
 π : Toplam basınç oranı
 τ : Toplam sıcaklık oranı
 τ_r : Serbest akım toplam sıcaklık oranı
 τ_λ : Yanma odası entalpi oranı

Alt İndisler:

- c : Kompresör
 c' : Fan
 o : toplam
 r : Serbest akım
 R : Referans
 t : Türbin

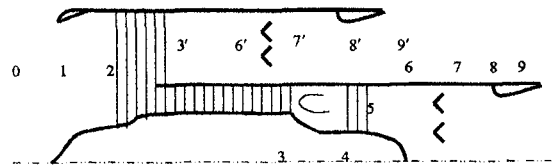
3. İDEAL ÇEVİRİM ANALİZLERİ

Çevrim analizlerinin amacı, tasarım limitleri (maksimum türbin giriş sıcaklığı gibi), tasarım seçimleri (kompresör sıkıştırma oranı, fan sıkıştırma oranı, bypass oranı vs.) ve uçuş şartlarına (Mach sayısı, atmosfer basıncı ve sıcaklığı) göre performans parametrelerini (öncelikle itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı) elde etmektir. Bu bölümde bütün motor bileşenleri ideal kabul edilmiştir. Analitik sonuçların doğruluğu, bileşenlerdeki kayıpları içeren hesaplamalara göre azdır. Fakat genel olarak bileşenlerin performans davranışları, gerçek çevrim analizleriyle benzer özellik taşımaktadır (Turan, 2000).

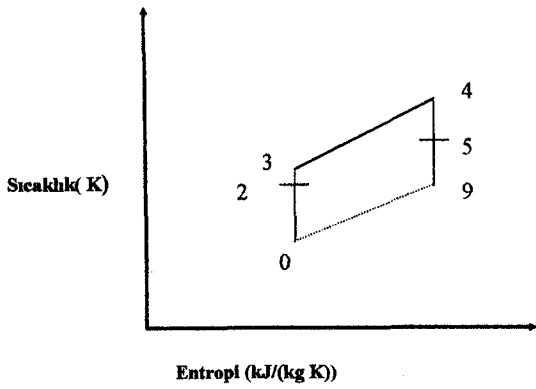
3.1. Numaralandırma

Motor üzerinde gösterilen istasyon numaralandırması, performans analizlerini kolaylaştırmak ve aynı zamanda belli bir standart elde etmek için gerekli olan bir uygulamadır. Şekil 1'de gösterilen istasyon numaralandırması tüm motor tipleri için geçerlidir.

İdeal turbojet motorunun sıcaklık-entropi diagramı Şekil 2'deki "Brayton" çevriminde gösterilmektedir.



Şekil 1. İstasyon Numaralandırması.



Şekil 2. Sıcaklık-Entropi Diagramı.

Bu çevrimde;

- 0 → 3 izantropik sıkıştırma
- 3 → 4 sabit basınçta yanma (sabit basınçta ısı girdisi)
- 4 → 9 izantropik genişleme
- 9 → 0 sabit basınçta ısı çıkışı

3.2. İtki Ve Isıl Verimler

İtki verimi, motorun ürettiği enerjinin uçuş aracına ilettiği faydalı güce oranıdır. Yani uçağa iletilen faydalı gücün elde edilen kinetik enerjiye oranıdır.

$$\eta_p = \frac{\text{Uçağa Verilen Güç}}{\text{Egzostaki Net Mekanik Güç}} \quad (1)$$

Isıl verim ise araçtan geçen hava akımının kinetik enerjisindeki değişimin araca eklenen ilave enerjiye oranıdır.

$$\eta_{TH} = \frac{\text{Kinetik Enerji Değişimi}}{\text{Enerji Girdisi}} \quad (2)$$

Toplam (overall) verim ise, itki ve ısı verimlerinin çarpımına eşittir.

$$\eta_0 = \eta_p \eta_{TH} \quad (3)$$

3.3. Özgül İtki Kuvveti Ve Özgül Yakıt Sarfiyatı

Uçak motorlarında kullanılan iki önemli parametre özgül itki kuvveti ve özgül yakıt sarfiyatı kavramlarıdır. İdeal bir turbojet motorunda özgül itki kuvveti aşağıdaki şekilde ifade edilir. Diğer motor tipleri de aşağıdaki temel denklemleri esas almaktadır.

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = a_0 \left\{ \left[\frac{2}{\gamma - 1} (\tau_r \tau_c \tau_t - 1) \right]^{1/2} - M_0 \right\} \quad (4)$$

Özgül yakıt sarfiyatı ise aşağıdaki gibidir.

$$S = \frac{\dot{m}_f}{F} 10^6 = \frac{f}{F / \dot{m}_0} 10^6 \quad (5)$$

İtki verimi, özgül itki kuvvetinin düşmesiyle artarken özgül yakıt sarfiyatı ise uçuş hızıyla doğru, ısı ve itki verimleriyle ters orantılı olarak değişmektedir. İtki veriminin artması özgül yakıt sarfiyatını düşürürken aynı değerde itki kuvveti sağlanması için motorun çektiği hava oranının artması gerekir. Çünkü itki veriminin artması özgül itki kuvvetini düşürecektir. Motorun hava debisinin artırılmasıyla birlikte motorun uçak üzerine yerleşim problemi ortaya çıkacaktır. Örneğin yüksek bypass oranlı motorların yüksek çaplı fana sahip olması, uçak üzerinde uzun iniş takımı kullanma zorunluluğunu beraberinde getirmektedir (Oates, 1984).

4. TASARIM ANALİZLERİ

Tasarım analizleri, tasarım parametreleri belirlenen bir motorun, tasarım performansının tahmin edilmesidir. Bu analizlerde, ideal analizlerden farklı olarak ideal olmayan çevrim prosesleri hesaba katılmış ve yanma odası ve ardyanma odasında farklı termodinamik özellikler kullanılmıştır. Tüm motor bileşenleri boyunca akışkan mükemmel bir gaz olarak ele alınmıştır. Sabit türbin ve kompresör politropik verimi alarak kompresör ve türbin verimleri tanımlanmıştır. Gaz kaçakları ihmal edilmiş ve yedek güç ünitesinden gelen hava hesaba katılmamıştır. Bu hesaplama modeli, (Mattingly vd., 1987) tarafından geliştirilen modele dayanmaktadır.

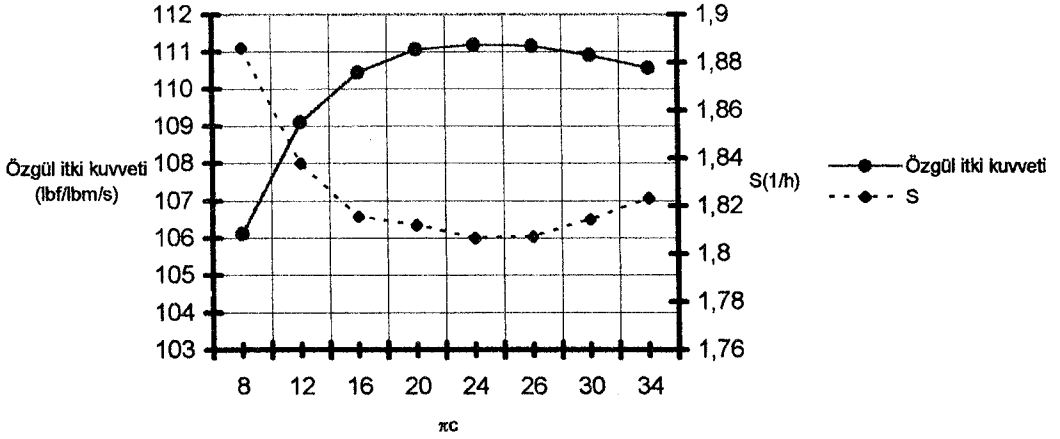
GAZTUSIM programının çalışması sırasında örnek olarak ele alınan karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan ile yüksek bypass oranlı turbofan motorlarının tasarım analizleri için yukarıdaki kabuller yapılmıştır.

4.1. Karışık Akımlı Ve Ardyanmalı Turbofan Motorunun Tasarım Analizi

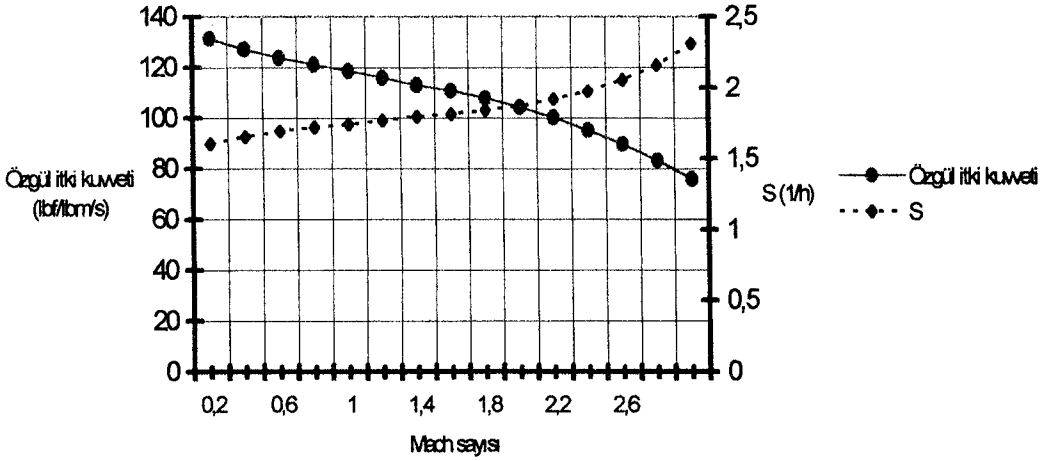
Bu tip motorlar, yüksek hıza ve dolayısıyla yüksek Mach sayısına (sesüstü uçuş) erişebilme sebeplerinden dolayı askeri amaçlı kullanılmaktadırlar.

Şekil 3'te kompresör sıkıştırma oranının, belirli giriş koşullarına göre özgül yakıt sarfiyatı ve özgül itki kuvveti üzerindeki etkileri görülmektedir.

Bu motor tipi için yapılan analizler, diğer tüm motor çevrim analizlerini de kapsamaktadır. Bu analizlerde hava soğutması, besleme hava miktarı ve aksesuar kısımlarına güç aktarımı da hesaba katılmıştır. GAZTUSIM programı yardımıyla, belirli giriş parametrelerine göre performans eğrileri çizilebilmektedir.



Şekil 3. GAZTUSIM Programında Örnek Olarak Seçilen Karışık Akımlı ve Ardyanmalı Turbofan Motorunda Kompresör Sıkıştırma Oranının Özgül İtki Kuvveti ve Özgül Yakıt Sarfiyatı Üzerindeki Etkisi.



Şekil 4. GAZTUSIM Programında Örnek Olarak Seçilen Karışık Akımlı ve Ardyanmalı Turbofan Motorunda Uçuş Mach Sayısının Özgül İtki Kuvveti ve Özgül Yakıt Sarfiyatı Üzerindeki Etkisi.

Bu grafiğe göre kompresör sıkıştırma arttıkça özgül yakıt sarfiyatı azalmaktadır. $\pi_c=25$ değerinden sonra özgül yakıt sarfiyatı artmakta ve $\pi_c=25$ değerinde minimum seviyede kalmaktadır. Özgül itki kuvveti ise $\pi_c=25$ değerine kadar artar. Bu değerden sonra özgül yakıt sarfiyatının tersine $\pi_c=25$ değerinden sonra azalmaya başlar ve $\pi_c=25$ değerinde maksimum seviyede olduğu görülmektedir.

Şekil 4'te karışık akımlı turbofan motorunda Mach sayısının motor performansı üzerindeki etkileri görülmektedir. Bu grafiklerde uçuş Mach sayısının artmasıyla özgül yakıt sarfiyatı artarken, özgül itki kuvveti azalmaktadır.

4.2. Yüksek Bypasslı Turbofan Motorunun Tasarım Analizi

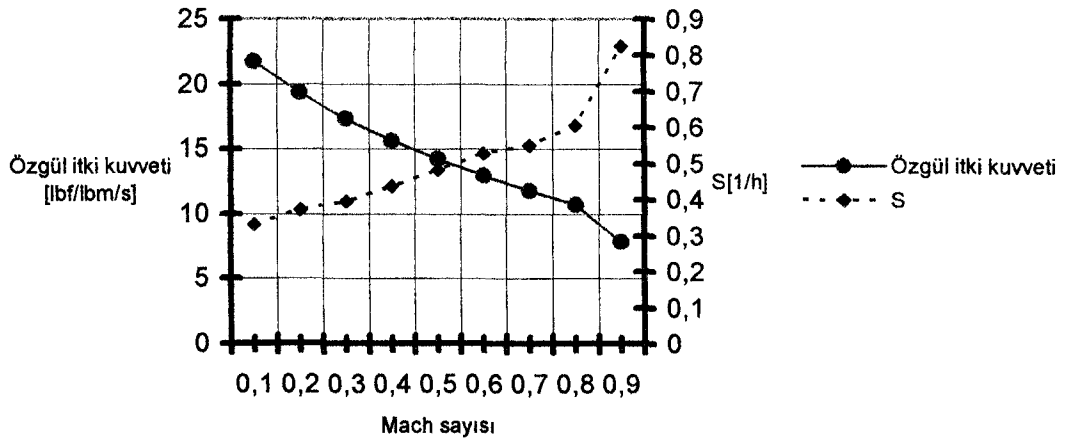
Bu tip bir motorun temel karakteristiği, yüksek itki kuvveti ve düşük özgül yakıt sarfiyatına sahip olmasıdır. Uçuş Mach sayısı 0.9 değerini aşmaz (sesaltı

uçuş). Bu sebepten dolayı özellikle ticari amaçlı uçaklarda kullanılmaktadırlar.

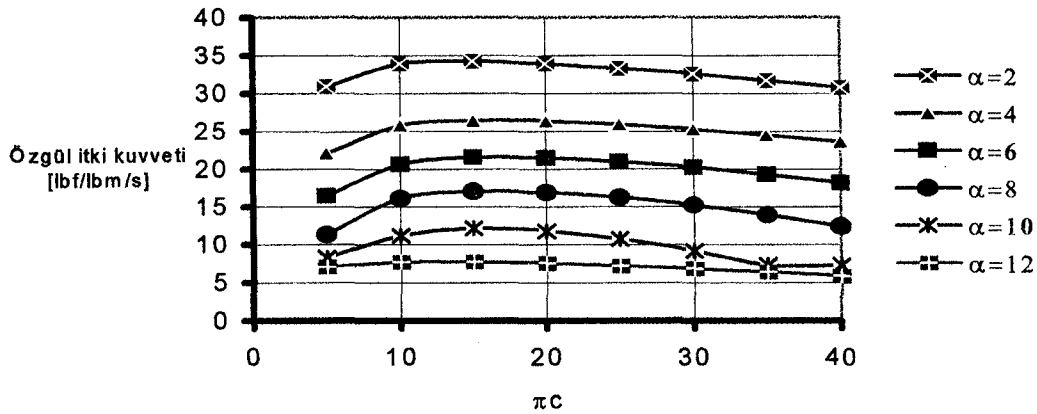
Şekil 5'te uçuş Mach sayısının, belirli tasarım giriş parametrelerinde motor performansı üzerindeki etkileri görülmektedir. Karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunda olduğu gibi burada da Mach sayısının artmasıyla özgül itki kuvveti azalırken, özgül yakıt sarfiyatı artmaktadır.

Şekil 6'da ise giriş verilerine dayanılarak, farklı bypass oranı değerlerinde kompresör sıkıştırma oranının özgül itki kuvveti üzerindeki etkileri görülmektedir. Kompresör sıkıştırma oranının küçük değerlerinde ($\pi_c \approx 10$), π_c değerinin artmasıyla özgül itki kuvveti de artmaktadır. Ancak bu değerden sonra π_c değerinin artması özgül itki kuvvetini sürekli olarak azaltmaktadır.

Yine aynı grafikte farklı bypass oranı değerlerinde özgül itki kuvveti de farklı değer almakta ve bypass oranı arttıkça özgül itki kuvveti azalmaktadır.



Şekil 5. GAZTUSIM Programında Yüksek Bypasslı Örnek Turbofan Motorunda Uçuş Mach Sayısının Özgül İtici Kuvveti ve Özgül Yakıt Sarfiyatı Üzerindeki Etkisi.



Şekil 6. GAZTUSIM Programında Yüksek Bypass Oranlı Turbofan Motorunda Kompresör Sıkıştırma Oranı Değerlerinde Bypass Oranı Değerlerinde, Özgül İtici Kuvveti Üzerindeki Etkisi.

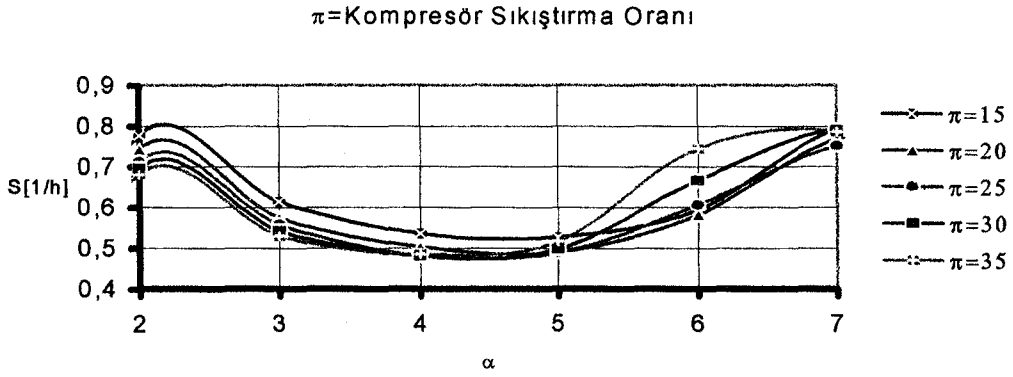
Şekil 7'de farklı kompresör sıkıştırma oranı değerlerinde, bypass oranının özgül yakıt sarfiyatı üzerindeki etkileri görülmektedir. Bypass oranının artmasıyla birlikte özgül yakıt sarfiyatı azalmaktadır. Farklı kompresör sıkıştırma oranı değerlerinde özgül yakıt sarfiyatı farklıdır. Kompresör sıkıştırma oranı arttıkça özgül yakıt sarfiyatı azalmaktadır. Fakat bypass oranının belirli bir değerinden sonra ($\alpha \geq 4,7$) bu eğilim tersine dönmekte ve bypass oranının bu değerden sonra artması özgül yakıt sarfiyatını da arttırmaktadır. O halde kompresör sıkıştırma oranının yüksek olduğu noktada özgül yakıt sarfiyatı da yüksek değerdedir.

5. TASARIM DIŞI ANALİZLER

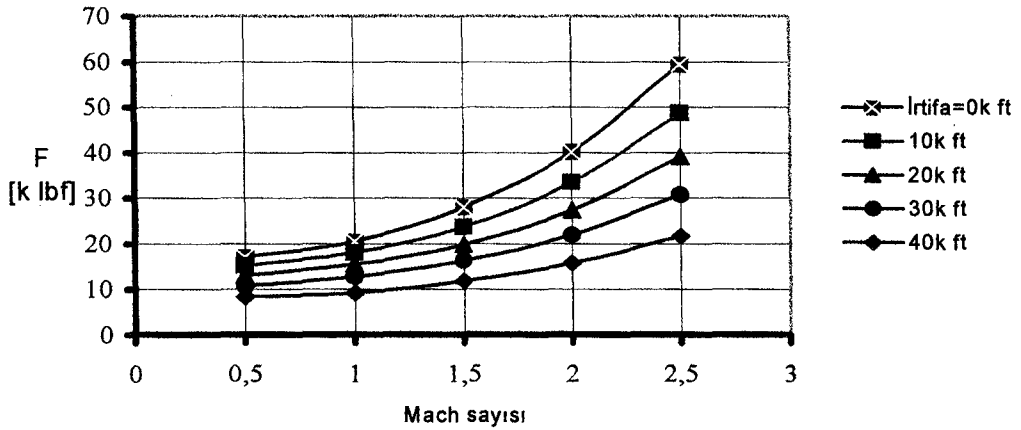
Tasarım analizlerinde, motorun tasarım seçimlerine göre tasarım performansı hesaplanabiliyor ve motor performansının tasarım değişkenleri ve tasarım parametrelerine göre zamandan bağımsız nasıl bir davranış göstereceği tahmin edilebiliyordu. Eksenel akışlı olmak üzere, aryanmalı ve karışık akımlı turbofan, yüksek

bypass oranlı turbofan ve turboprop motorlarının zamandan bağımsız tasarım dışı analizleri, GAZTUSIM programı yardımıyla yapılabilmektedir.

Tasarım dışı analizinin amacı, tasarım noktası dışında motor performansını hesaplamak ve motor performansını gerçek çalışma koşullarında tahmin edebilmektir. Tasarım dışı analizleri, tasarım analizlerinden oldukça farklıdır. Tasarım analizlerinde uçuş şartları da dahil olmak üzere tüm tasarım seçimleri tasarımcının seçimine göredir ve motor performans karakteristiği, seçilen bu parametrelere bağlıdır (Mattingly vd., 1987). Örneğin tasarım değişkenleri π_c , π_c ve α değerleri tasarımcı tarafından belirlenmekteydi. Halbuki bu parametrelere bağlı olarak türbin, fan ve kompresör arasındaki güç dengesi, atmosfer sıcaklığı, türbin sıcaklığı ve uçuş Mach sayısından etkilenmektedir. Dolayısıyla π_c , π_c ve α değerleri, tasarımdaki değerlerden farklı olacaktır (Oates, 1984). Diğer taraftan tasarım dışı analizleri, tasarım parametreleri belirlendikten sonra tüm ça-



Şekil 7. GAZTUSIM Programında Yüksek Bypasslı Turbofan Motorunun Farklı Kompresör Sıkıştırma Oranı Değerlerinde Bypass Oranı ile Özgül Yakıt Sarfiyatı Arasındaki İlişki.



Şekil 8. GAZTUSIM Programında Karışık Akımlı ve Ardyanmalı Örnek Turbofan Motorunun Tasarım Noktası Dışında Mach Sayısının Motor İtki Kuvveti Üzerindeki Etkisi.

İşma koşulları için geçerlidir. Tasarım dışı analizlerinde bağımsız ve bağımlı değişkenler mevcuttur. Tasarım dışı analizleri için bağımsız değişkenler, uçuş şartları, güç seviyesi ve egzoz lülesi davranışıdır. Motorun yapısal olarak ölçülendirilmesi ve hava debisinin tespitinden sonra, tasarım dışı analizleri yardımıyla seçilen motor tipinin performansı bütün çalışma koşullarında tespit edilebilir. Tasarım dışı analizlerde her bir motor bileşeninin performansı, çalışma koşullarının bir fonksiyonu olarak modellenmiştir.

Tasarım dışı analizler yapılmadan önce tasarım analizlerinin yapılmış olması gerekmektedir. Çünkü tasarım dışı analizleri için motor referans parametreleri ($S_R, [F/m_0]_R$), motor bileşenleri ($\pi_{c,R}, \tau_{c,R}$ v.s.) ve uçuş koşulları (M_{OR}, P_{OR}, T_{OR}) gibi referans parametreleri tasarım analizlerindeki parametrelerdir. Bu hesaplama modeli, (Mattingly vd., 1987) tarafından geliştirilen modelleme yöntemini esas almıştır.

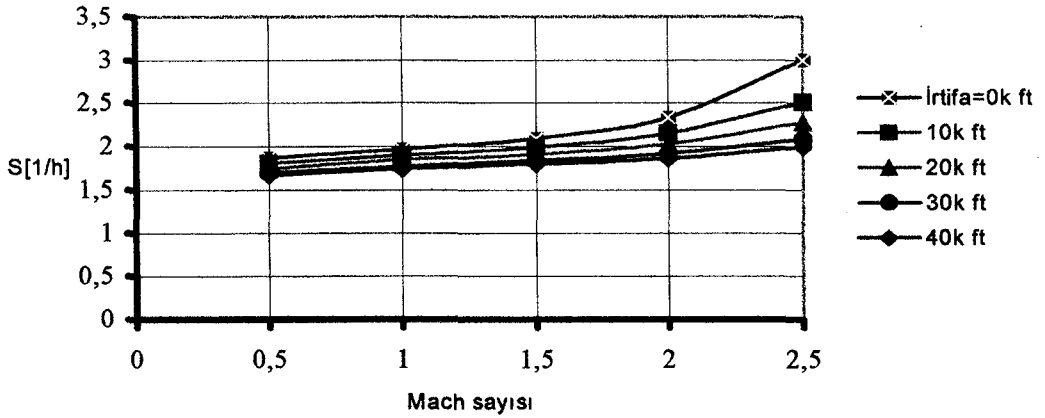
5.1. Karışık Akımlı Ve Ardyanmalı Turbofan Motorunun Tasarım Dışı Analizi

Tasarım analizlerinde bileşen performansları, uçuş koşulları, uçak sistem parametreleri ve tasarım seçimlerine bağlı olarak hesaplanmaktadır.

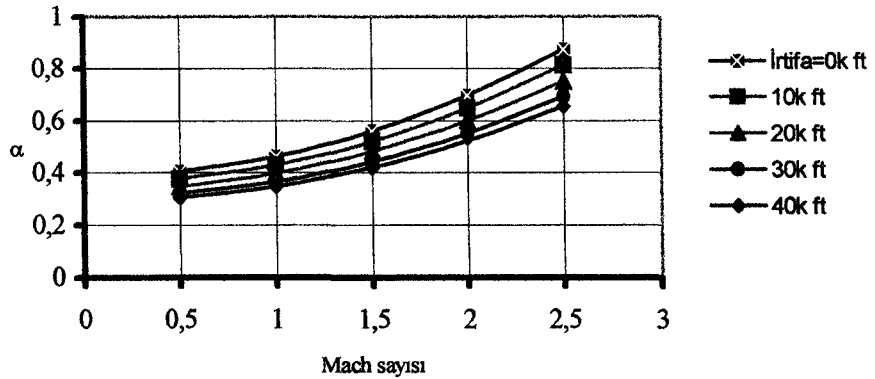
Bu motor tipinin tasarım dışı analizinde ise her bir bileşen performans değerini bulmak için bağımlı değişkenler kullanılır. Değişkenlerden bir kısmının değerinin sabit kaldığı kabul edilmiş ve hava debisi için tahmini bir değer verilmiştir.

Yüksek bypasslı turbofan ve turboprop motorlarının GAZTUSIM programındaki tasarım dışı analizleri de karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motoruna benzer hesaplama yöntemleriyle yapılmıştır. Yine bağımlı ve bağımsız değişkenler kullanılmıştır. Turbofan motorunun, belirli giriş koşullara göre elde edilen performans grafikleri Şekil 8, 9 ve 10' da gösterilmiştir.

Şekil 8'deki grafiğe göre uçuş Mach sayısının artmasıyla motor itki kuvveti de artmaktadır. İrtifa değeri arttıkça aynı Mach sayısında motor itki kuvveti azalmaktadır. Şekil 9'daki grafikte görüldüğü gibi uçuş



Şekil 9. GAZTUSIM Programında Karışık Akımlı ve Ardyanmalı Turbofan Motorunun Tasarım Dışı Koşullarda Mach Sayısıyla Özgül Yakıt Sarfiyatı Arasındaki İlişki.



Şekil 10. GAZTUSIM Programında Karışık Akımlı ve Ardyanmalı Turbofan Motorunun Tasarım Dışı Koşullarda Mach Sayısıyla Bypass Oranı Arasındaki İlişki.

Mach sayısının artması özgül yakıt sarfiyatını arttırmaktadır. Aynı Mach sayısında irtifa arttıkça özgül yakıt sarfiyatı azalmaktadır.

Şekil 10'daki grafikte ise uçuş Mach sayısının bypass oranı üzerindeki etkisi görülmektedir. Grafikte de görüldüğü gibi uçuş Mach sayısının artmasıyla bypass oranı da artmaktadır. Aynı Mach sayısında irtifa artması, motordaki bypass oranını azaltmaktadır.

5.2. Yüksek Bypass Oranlı Turbofan Motorunun Tasarım Dışı Analizi

Yüksek bypasslı turbofan motorunun tasarım dışı analizleri, karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorunda olduğu gibi bağımlı ve bağımsız değişkenleri içerir. Yüksek bypasslı turbofan için kabuller, karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan motorundaki kabullerle aynıdır. Ancak bu motor tipinde egzoz sabit alanlıdır ve karışım odası ve ardyanma yoktur.

Şekil 11'deki grafiğe göre uçuş Mach sayısının artmasıyla motorun itki kuvveti azalmakta, irtifa değeri arttıkça motor itki kuvveti azalmaktadır. Şekil 12'deki

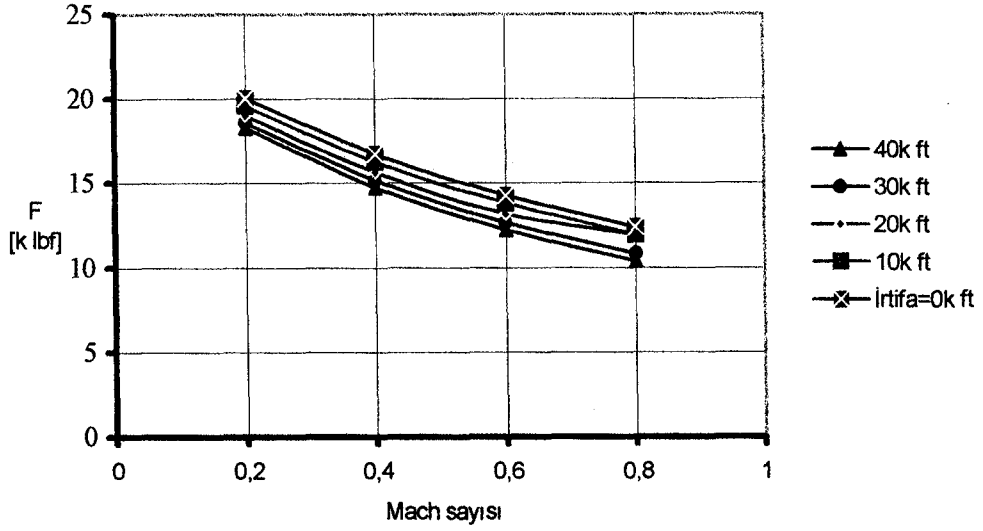
grafikte ise uçuş Mach sayısının artmasıyla özgül yakıt sarfiyatı azalmakta, irtifa artması özgül yakıt sarfiyatını azaltmaktadır.

Şekil 13'te ise uçuş Mach sayısının artması, motor bypass oranını arttırmaktadır. İrtifa değeri arttıkça bypass oranı azalmaktadır.

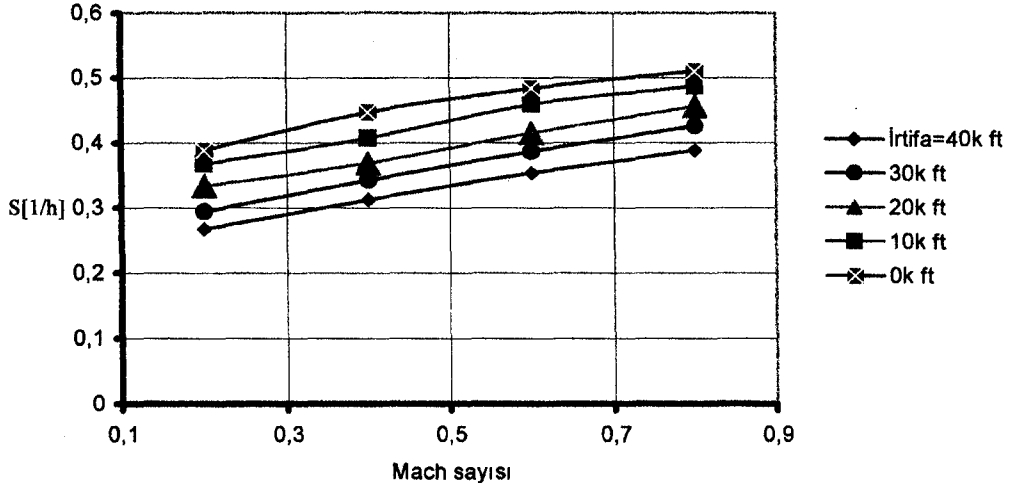
6. TARTIŞMA VE SONUÇ

Oluşturulan GAZTUSIM programı yardımıyla uçaklarda kullanılan aksel akışlı yedi farklı motor tipinin zamandan bağımsız tasarım performansı, farklı uçuş ve tasarım koşullarına göre hesaplanabilmektedir. Karışık akımlı ve ardyanmalı turbofan, yüksek bypasslı turbofan ve turboprop motorlarının tasarım dışı performansı, tasarım analizinde sabit alınan bazı parametrelerin gerçek çalışma koşullarındaki değişimi ve birbirleriyle olan ilişkisi, GAZTUSIM programında tasarım dışı analizler olarak hesaplanmaktadır.

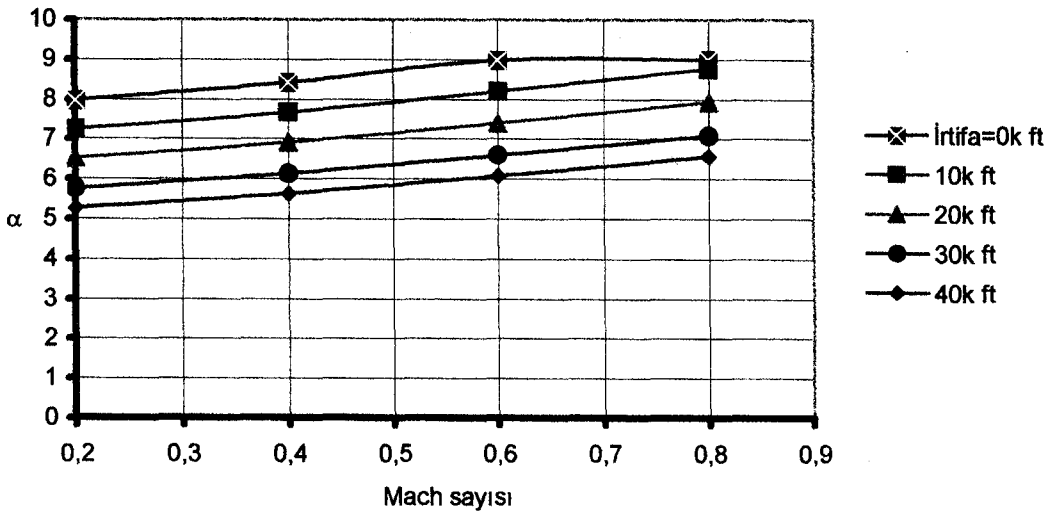
Günümüzde şirketler özellikle türbin giriş sıcaklığını artırıcı yönde çalışmalar yapmaktadır. Bunun turbojetler için öncelikli faydası özgül itki kuvvetini artırır-



Şekil 11. GAZTUSIM Programında Yüksek Bypasslı Örnek Turbofan Motorunun Tasarım Noktası Dışında Mach Sayısının Motor İtki Kuvveti Üzerindeki Etkisi.

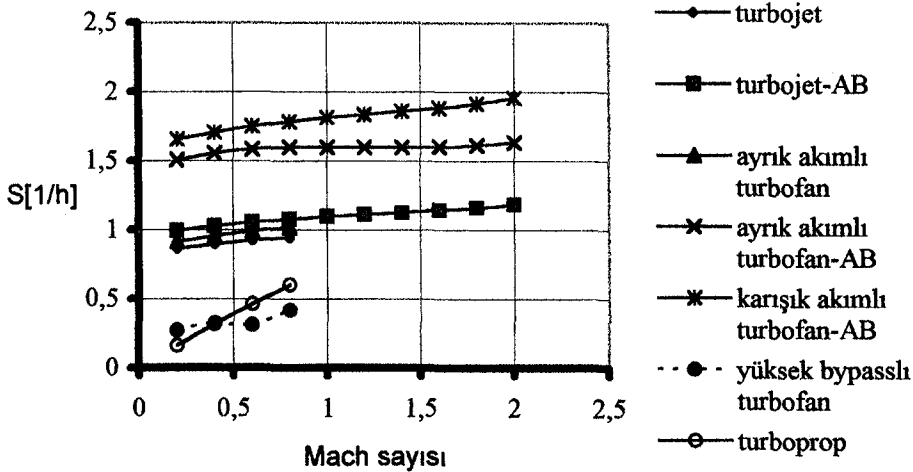


Şekil 12. GAZTUSIM Programında Yüksek Bypasslı Örnek Turbofan Motorunun Tasarım Noktası Dışında Mach Sayısının Özgül Yakıt Sarfiyatı Üzerindeki Etkisi.



Şekil 13. GAZTUSIM Programında Yüksek Bypasslı Örnek Turbofan Motorunun Tasarım Noktası Dışında Mach Sayısının Motor Bypass Oranı Arasındaki İlişki.

İrtifa=35 kft



Şekil 14. Farklı Motor Tiplerinin Özgül Yakıt Sarfiyatı.

masıdır. Turbofan motorlarda da türbin giriş sıcaklığının artmasıyla iş kapasitesinde artış sağlanabilmektedir.

Diğer bileşenler için de önemli değişiklikler türbin giriş sıcaklığının artırılmasıyla elde edilebilmektedir. Genel olarak yüksek basınç oranı yüksek ısı verim sağlar. Yanma odasında, yanma odası çıkış sıcaklığı arttığında yanma odası giriş Mach sayısı azaltılmadığı zaman istasyon basıncındaki kayıplar artar. Bu etkilerden dolayı kompresörler aşırı küçük, yanma odalarının da çok büyük olmaları gerekir.

Diğer bileşenlerinin tasarımları da motor performansında önemli etkiye sahiptir. Türbin giriş sıcaklığının artması, hava giriş lülesinin verimini artırır ve böylelikle motorun optimum bypass oranı önemli ölçüde artmış olur. Yüksek bypass oranlı motorlar, düşük gücü ve yüksek itki verimine rağmen büyük iniş takımı ve büyük boyutlu olmayı gerektirirler. Bu ve bunun gibi tasarım etkileşimleri başarılı bir uçak tasarımı etkiler. Fakat bunların tam olarak incelenebilmesi için tasarım dışı hesaplamalar üzerinde durulması gerekir.

Şekil 14'te görüldüğü gibi, tasarım analizleri sonuçlarına göre altı farklı motorda, özgül yakıt sarfiyatının uçuş Mach sayısı ile değişimi görülmektedir. Düşük uçuş Mach sayısında, yüksek bypasslı turbofan ve turboprop motorlarında düşük özgül yakıt sarfiyatı elde edilmektedir. Ticari uçaklarda yakıt sarfiyatı önemli bir seçim parametresi olduğundan, özellikle yüksek bypasslı turbofan motorları, günümüzde ticari ve taşıma amaçlı uçaklarda yaygın olarak kullanılmaktadır.

Askeri ve sivil uçaklarda, uçağın hızlı hareket edebilmesi, gerekli akrobatik hareketleri yapabilmesi ve yüksek itki kuvveti elde edebilmesi için arduyanmalı turbofan motorlarının seçimi önem kazanmıştır. Özgül yakıt sarfiyatı, bu amaçlar için ikinci planda düşünülme-

tedir. Arduyanma ilave edilmesiyle özgül yakıt sarfiyatı, Şekil 14'te görüldüğü gibi turbofan motorunda en üst seviyeye ulaşmaktadır.

KAYNAKÇA

- Üçer, A. (1994). *Turbomachinery Design Using CFD*. AGARD-LS-195.
- Raymer, D. (1989). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. AIAA Education Series.
- Bathie, W. (1996). *Fundamentals of Gas Turbine Engines*. John Wiley & Sons.
- Turan, Ö. (2000). *Gaz Türbinli Motorlarda Performans Analiz ve Değerlendirme Programları*. Yüksek Lisans Tezi, Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü.
- Oates, G. (1984). *Aerothermodynamic of Gas Turbine And Rocket Propulsion*. AIAA Education Series.
- Mattingly, D., Heiser, H. ve Daley, H. (1987). *Aircraft Engine Design*. AIAA Education Series.