

TURBOJET MOTORLAR İÇİN PERFORMANS DEĞERLENDİRME PARAMETRELERİ

PERFORMANCE EVALUATION PARAMETERS FOR TURBOJET ENGINES

Selçuk Ekici¹
Yasin Şöhret²
Tahir Hikmet Karakoç³

Özet

Son yıllarda havacılık sanayi ve havayolu ulaşımı her geçen gün hızla büyüme göstermekte ve ilerlemektedir. Bu durum hem hava araçlarındaki enerji tüketiminin hem de çevresel etkilerinin artışına yol açmaktadır. Dolayısıyla, başta uçaklar olmak üzere pek çok hava aracında kullanılan turbojet motorlarının performansları irdelenmesi gereken bu konudur. Geliştirilmekte olan bir turbojet motorun performans değerlendirilmesi neticesinde gerçek çalışma koşulları ile tasarım aşamasında öngörülen performans kıyaslanabilmektedir. Diğer yandan işletilmekte olan bir turbojet motor için kullanılan performans değerlendirme parametreleri söz konusu motorun bakım ve revizyon gereksinimini ortaya koyabilmektedir. Bu çalışmada sunulan performans değerlendirme parametreleri bir turbojet motor için belirlenmiştir. İncelenen turbojet motor için özgül yakıt tüketimi $3,916 \cdot 10^{-5} \text{ kg} \cdot \text{N}^{-1} \cdot \text{s}^{-1}$ olarak bulunmuştur. Diğer yandan motora ait diğer performans parametreleri olan itki verimi, ısı verimi toplam verimi ve ekserji verimi sırasıyla %57, %45, %25 ve %8,05 olarak belirlenmiştir.

Anahtar Kelimeler: Ekserji; Enerji; Gaz türbini; Performans; Turbojet; Uçak motoru

Abstract

In the last decade Aviation industry and air transportation has been growing rapidly and advances day by day. It yields increase of both energy consumption and environmental impact of the aerial vehicles. So that, the performance of the turbojet engines being used to power many aerial vehicles, particularly aircrafts, is an essential issue to be treated. As a result of performance assessment of a newly developed turbojet engine actual operating and on-design performance can be compared. On the other hand evaluating a turbojet engine in service may reveal the maintenance and revision requirement of the engine. In the current study, introduced performance evaluation parameters are also determined for a turbojet engine. Thrust specific fuel consumption of the engine under question is found to be $3,916 \cdot 10^{-5} \text{ kg} \cdot \text{N}^{-1} \cdot \text{s}^{-1}$ whereas propulsion efficiency, thermal efficiency, overall efficiency and exergy efficiency are calculated to be 57%, 45%, 25% and 8.05% respectively.

Keywords: Aero-engine, Exergy, Energy, Gas turbine, Performance, Turbojet

¹ Arş. Gör. Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, TR-26470, Eskişehir. E-posta: selcukekici@anadolu.edu.tr

² Yrd. Doç. Dr. Süleyman Demirel Üniversitesi, Sivil Havacılık Yüksekokulu, Uçak Gövde-Motor Bakım Bölümü, TR-32700, Isparta. E-posta: yasinsohret@sdu.edu.tr

³ Prof. Dr. Anadolu Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Gövde-Motor Bakım Bölümü, TR-26470, Eskişehir. E-posta: hkarakoc@anadolu.edu.tr

Giriş

Geleneksel enerji yakıt kaynakları her geçen gün artan enerji tüketimi ile birlikte azalmaktadır. Geleneksel yakıtların tükenme tehlikesi, enerji kaynaklarının daha verimli bir şekilde kullanılmasını gerektirmeye başlamıştır. Enerji üretim ve dönüşüm sistemlerinin performanslarının artırılması, enerjinin sürdürülebilirliğini ve enerji kaynaklarının daha etkin bir şekilde kullanımını arttırmaktadır. 2012 yılı verilerine dayalı olarak ulaşım sektörünün enerji tüketiminde ki rolünün, %25 oranla enerji tüketiminde önde gelen sektörlerden biri olduğu görülmektedir. Öngörüler, ulaşım sektörünün enerji tüketiminin her geçen yılda %1,4 artacağıdır. Bu durum temel alınarak; kara, deniz ve havayolu ulaşımında kullanılan enerji dönüşüm sistemlerinin performanslarının artırılması gerekliliği ortaya çıkmıştır. Ayrıca havacılık sektörünün ulaşımdaki ve taşımacılıktaki rolünün gün geçtikçe artmasından dolayı havayolu taşımacılığının enerji tüketimi ve çevresel etki parametrelerinin belirlenmesi gerekliliği ortaya çıkmıştır. 2040 yılı sonunda havayolu ulaşımının enerji tüketimindeki payının %20'yi geçeceği tahmin edilmektedir (US EIA, 2016; Jiang, 2015; Utlu ve Hepbaşlı, 2006).

Havayolu taşımacılığında en çok kullanılan uçakların enerji dönüşüm sistemleri gaz türbinli motorlardır. Gaz türbinli motorlar, 19. yüzyılda temelde itki-tepki prensibinden yola çıkılarak geliştirilmiştir. Günümüzde kullanılan modern gaz türbinli motor sistemlerinin benzeri bir sistemin patenti ilk defa 1971 yılında İngiltere'de alınmıştır. Yakıtın yanmasıyla elde edilen enerjinin bir tekerliği tahrik etmesi biçiminde çalışan bu sistemden yola çıkılarak gaz türbinli motor geliştirilmiştir. 1900lü yılların başında Almanlar tarafından geliştirilen bir gaz türbinli motor sistemi ise ilk defa bir uçakta kullanılabilir hale gelmiştir. Bu motor, bir radyal kompresör, yanma odası ve radyal türbinden oluşturulmuştur. İlerleyen yıllardaki teknolojik gelişmelere bağlı olarak turboprop ve turbofan motorlar geliştirilmiştir (Whittle, 1945; Gunston, 2006).

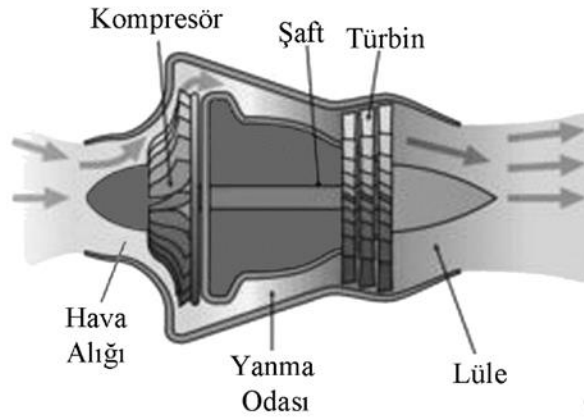
Günümüzde yaygın olarak hava araçlarında da turbojet, turboprop ve turbofan motorlar kullanılmaktadır. Günümüze kadar bu motorların verimliliklerini ve performanslarını ele alan pek çok çalışma literatüre sunulmuştur (Turan vd., 2008; Turan vd., 2009; Şöhret ve Karakoç, 2014; Mendez vd., 2014; Şöhret vd., 2015; Şöhret vd., 2016a; Önal ve Turan, 2016; Çoban vd., 2016; Ekici vd., 2016; Şöhret vd., 2016b). Uçaklarda kullanılan gaz türbinli uçak motorlarının performansını değerlendirmek için termodinamiğin birinci ve ikinci yasalarından faydalanılmaktadır. Yapılan birinci yasa analizleri ile motorun verimi incelenirken, ikinci yasa ile motorun iyileştirme oranı ve ulaşabileceği en üst kapasitesi belirlenir.

Turan vd. (2008) tarafından yapılan çalışmada yüksek bypass oranına sahip bir turbofan motorun tasarım değerlerine dayalı performans analizi gerçekleştirilmiştir. Bu amaç doğrultusunda bir yazılım geliştirilmiş ve parametrik birinci yasa analiz sonuçları yazılımın çıktısı olarak sunulmuştur. Bir diğer çalışmada (Turan vd., 2009) ise ardyanmalı ve ayrık akışlı bir turbofan motorun bypass oranı ve fan basınç oranının motor verimine etkisi irdelenmiştir. Üç farklı uçuş hızı (Mach sayısı) için bypass oranı-fan basınç oranı-verim değişimleri ortaya koyulmuştur. Mendez vd. (2014) tarafından yürütülen deneysel çalışmada ise bir gaz türbin motorun yakıt karışımına bağlı performans ve emisyon değişimi ortaya koyulmuştur. Önal ve Turan (2016) yaptıkları çalışmada bir turbofan motor için güç, özgül yakıt tüketimi, motor verimi başta olmak üzere başlıca performans parametrelerini termodinamiğin birinci yasası ışığında tanımlamış ve hesaplamışlardır. Uçaklara kullanılan gaz türbinli motorlardan turboprop'lara benzer yapıda olan ve helikopterlerde kullanılan bir turboşaft motorun birinci ve ikinci yasa analizlerini ortaya koyan bir diğer çalışmada (Çoban vd., 2016), motorun enerji ve ekserji verimleri ile beraber ekserji yıkımı, yakıt tüketim oranı, üretkenlik kaybı, geliştirme potansiyeli gibi parametreler belirlenmiştir.

Bu çalışmada uçaklarda kullanılan bir turbojet motor için performans değerlendirme parametreleri tanımlanmış ve örnek bir turbojet motor için performans parametreleri hesaplanmıştır.

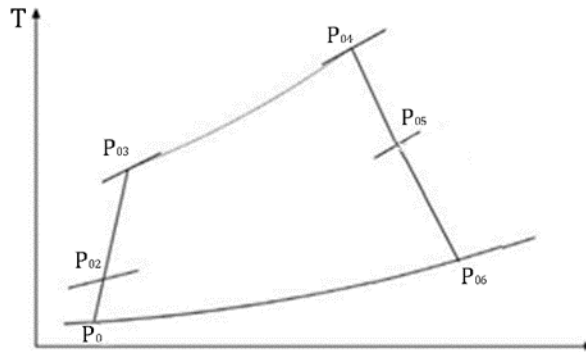
Performans Hesaplaması

Bir turbojet motor, Şekil 1’de de görüldüğü üzere, hava alığı, kompresör, yanma odası, gaz türbini ve lüleden oluşmaktadır. Dış ortamdan alınan havanın akışı hava alığında düzenlenir ve kompresöre yönlendirilir. Kompresörde sıkıştırılarak basıncı ve sıcaklığı yükselen hava daha sonra yanma odasına geçer. Yanma odası içerisinde yakıt ile hava tepkimeye girer ve yakıtın sahip olduğu kimyasal enerji ısı enerjisi olarak açığa çıkar. Isı enerjisi ile yüklenen yanma sonu gazları sahip oldukları enerji ile türbinde güç üretimi sağlar. Türbinden elde edilen güç, kompresörün tahrik edilmesi, dişli kutusu vb. aksesuarların ihtiyacını karşılamak için kullanılır. Türbinde enerjisinin bir kısmını kaybeden yanma sonu gazları lülede kesit daralması sonucunda hızlanarak motoru terk eder. Böylelikle itki elde edilmiş olur (Mattingly, 2006).



Şekil 1. Turbojet motorun şematik gösterimi

Turbojet motor temelde Brayton çevrimine göre çalışmaktadır. Gerçek çalışma koşulları altında değerlendirilen bir turbojet motorun çevrim hesaplamaları Şekil 2’de görülen T-s diyagramında verilen istasyon numaralarına göre gerçekleştirilir.



Şekil 2. Turbojet motora ait T-s diyagramı

Motora giren havanın hız profili ve basıncı hava alığında düzenlenir. Bu durumda alık çıkışındaki termodinamik özellikler için aşağıdaki ifadeler yazılabilir (El-Sayeed, 2008):

$$P_{02} = P_a \left(1 + \eta_a \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{k/(k-1)} \quad (1)$$

$$T_{02} = T_a \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{k/(k-1)} \quad (2)$$

Hava alığından sonra hava kompresörde sıkıştırılır ve bu süreç için aşağıdaki bağıntılar geçerlidir (El-Sayeed, 2008):

$$P_{03} = P_{02}\pi_c \quad (3)$$

$$T_{03} = T_{02} \left[1 + \frac{\pi_c^{(k-1)/k} - 1}{\eta_c} \right] \quad (4)$$

Burada ihtiyaç duyulan kompresör gücü ise aşağıdaki ifade ile hesaplanabilir:

$$\dot{W}_c = \dot{m}_0 \int_{T_{02}}^{T_{03}} c_p dT \quad (5)$$

Yanma odası için ise aşağıdaki ifadeler geçerlidir (El-Sayeed, 2008):

$$P_{04} = P_{03} - \Delta P_{cc} \quad (6)$$

$$\dot{m}_{03} c_{p03} T_{03} + \eta_{cc} \dot{m}_f LHV = \dot{m}_{04} c_{p04} T_{04} \quad (7)$$

Burada unutulmaması gereken husus, 04 noktasındaki yanma sonu gazlarının bir karışım olduğudur. Bu nedenle, burada özgül ısının hesabı için ideal gazların karışımını yaklaşımını yapmak daha doğru olacaktır.

Türbin giriş ve çıkışındaki basınç değişimi için aşağıdaki ifade kullanılabilir (El-Sayeed, 2008):

$$\frac{P_{05}}{P_{04}} = \left[1 - \frac{1}{\eta_T} \left(1 - \frac{T_{05}}{T_{04}} \right) \right]^{k/(k-1)} \quad (8)$$

Daha önce de belirtildiği üzere türbinden elde edilen güç başta kompresör olmak üzere diğer aksesuarları tahrik etmek amacıyla kullanılmaktadır. Bu durumda kompresör ile türbin arasındaki shaftın mekanik verimi dikkate alınarak aşağıdaki ifade yazılabilir:

$$\dot{W}_c = \dot{W}_T \eta_m \quad (9)$$

Bu bağıntıdan yola çıkılarak türbin giriş ve çıkışındaki sıcaklıklar arasında bir bağıntı kurulabilir:

$$\dot{m}_0 \int_{T_{02}}^{T_{03}} c_p dT = \eta_m \dot{m}_{04} \int_{T_{04}}^{T_{05}} c_p dT \quad (10)$$

Lüle çıkışındaki egzoz hızının belirlenmesi için ise öncelikle akışın boğulup boğulmadığı kontrol edilmelidir. Bu nedenle lüle çıkışındaki kritik basınç hesaplanmalıdır (El-Sayeed, 2008):

$$P_{cr} = P_{05} \left[1 - \frac{(1/\eta_n)(k-1)}{k+1} \right]^{k/k-1} \quad (11)$$

Kritik basıncın atmosfer basıncına eşit olduğu durumda akış boğulmamıştır ve çıkış hızı aşağıdaki ifade ile hesaplanabilir (El-Sayeed, 2008):

$$V_{06} = \sqrt{\int_{T_{06}}^{T_{05}} 2c_p dT} \quad (12)$$

Aksi halde ise aşağıdaki bağıntılardan yararlanılır (El-Sayeed, 2008):

$$\frac{T_{05}}{T_{06}} = \frac{k+1}{2} \quad (13)$$

$$V_{06} = \sqrt{kRT_{06}} \quad (14)$$

Motorun tüm çevrim hesaplamaları yapıldığında itki şu şekilde bulunur (El-Sayeed, 2008):

$$\dot{F} = \dot{m}_0 [(1+f)V_{06} - V] + A_{06}(P_{06} - P_0) \quad (15)$$

Burada f hava-yakıt oranı olup aşağıda verilen ifadeden bulunur (El-Sayeed, 2008):

$$f = \frac{c_{p04}T_{04} - c_{p03}T_{03}}{\eta_{cc}LHV - c_{p04}T_{04}} \quad (16)$$

Özgül Yakıt Tüketimi

Özgül yakıt tüketimi, motorun işletme maliyeti bakımından önem taşıyan bir parametredir ve itki üretmek için tüketilen yakıt miktarını ifade eder (El-Sayeed, 2008):

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{\dot{F}} \quad (17)$$

İtki Verimi

İtki verimi ise motorun ürettiği itkinin motor içerisinden akan iş akışkanındaki toplam kinetik enerji değişimine oranıdır:

$$\eta_p = \frac{2gV_0(F/\dot{m}_0)}{a_0^2[(1+f)(V_0/a_0)^2 - M^2]} \quad (18)$$

Isıl Verim

Bir turbojet motorun ısıl verimi, iş akışkanındaki kinetik enerji değişiminin yakıtın hava ile tepkimesi sonucu açığa çıkan ısı enerjisine oranıdır (El-Sayeed, 2008):

$$\eta_{th} = \frac{a_0^2[(1+f)(V_0/a_0)^2 - M^2]}{2gfLHV} \quad (19)$$

Toplam Verim

Bir turbojet motorun toplam verimi ise ısıl verimi ile itki veriminin çarpımı sonucunda bulunur (El-Sayeed, 2008):

$$\eta_o = \eta_{th}\eta_p \quad (20)$$

Ekserji Verimi

Bir turbojet motor için ekserji verimi elde edilen itkinin, itkiyi elde etmek için verilen yakıtın toplam ekserjisine oranı olarak ifade edilir (Şöhret vd., 2015):

$$\eta_{II} = \frac{FV_0}{\dot{E}_f} \quad (21)$$

Burada yakıtın fiziksel ekserjisi ihmal edilecek olursa, toplam ekserji yakıtın kimyasal ekserjisine eşit olur:

$$\dot{E}_f^{CH} = LHV \left[1.0401 + 0.1728 \frac{h}{c} + 0.0432 \frac{o}{c} + 0.2169 \frac{s}{c} \left(1 - 2.0628 \frac{h}{c} \right) \right] \quad (22)$$

Bulgular

Bu çalışmada bir turbojet motorun çevrim analizi ve performans değerlendirmesi amacıyla kullanılması önerilen parametreler açıklanmıştır. Bir turbojet motora ait çevrim verileri Tablo 1'de özetlenmiştir.

Tablo 1. İncelenen turbojet motora ait çevrim verileri (Mattingly, 2006)

İstasyon No	Debi (kg.s ⁻¹)	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)
0	-	242,7	41,06
02	15	276,3	61,95
03	15	525,7	495,6
04	15,345	1200	475,8
05	15,345	988,2	198,8
06	15,345	848,2	104,2

Bu veriler doğrultusunda hesaplanan motor performans parametreleri ise Tablo 2'de özetlenmiştir. Buradan da görüldüğü üzere, yakıt tüketimi 3,916.10⁻⁵ kg.N-1.s⁻¹ olarak belirlenmiştir. Turbojet motorun itki verimi, ısıl verimi ve toplam verimi sırasıyla %57, %45 ve %25 olarak bulunmuştur.

Ekserji verimi hesabında ise egzoz gazlarının lüleden dış ortama atılma hızı 569 m.s^{-1} olarak hesaplanmıştır. Hesaplanan egzoz gazı çıkışı hızı ve 8809 N itki değerleri için ekserji verimi ise % 8,05 olarak belirlenmiştir.

Tablo 2. İncelenen turbojet motora ait performans parametreleri

Parametre	Birim	Değer
Özgül yakıt tüketimi	$\text{kg.N}^{-1}.\text{s}^{-1}$	3916.10^{-5}
İtki verimi	%	57
Isıl verim	%	45
Toplam verim	%	25
Ekserji verimi	%	8,05

Sonuçlar ve Tartışma

Yaygın olarak uçaklarda kullanılan gaz türbin motorlarının performans değerlendirmesi işletim süreçlerinde büyük önem arz etmektedir. Motorlardan alınan verilerin işlenmesi sonucunda elde edilecek performans parametreleri motorun bakım ve revizyon gereksinimi hakkında fikir vermektedir.

Bilindiği üzere turbojet motorlar, hava araçlarında yaygın olarak kullanılan gaz türbinli uçak motoru tiplerinden birisidir. Bu çalışmada, bir turbojet motora ait performans parametrelerinin belirlenmesine ilişkin yöntem bir uygulama ile beraber örneklenerek sunulmuştur.

Bu çalışmada sunulan yöntemin, ülkemizde geliştirilmekte olan veya hâlihazırda kullanılmakta olan turbojet motorların performansını ölçebilmek ve değerlendirebilmek açısından havacılık teknolojileri ile ilgili çalışmalar yürüten araştırmacılara faydalı olacağı düşünülmektedir.

Kaynakça

- Çoban, K., Çolpan, C.Ö., Karakoç, T.H., (2016). Bir Helikopter Motorunun Enerji ve Ekserji Analizi. Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi, 1, 27-39.
- Ekici, S., Altuntaş, O., Açıkkalp, E., Sogut, M. Z., Karakoc, T.H., (2016). Assessment of thermodynamic performance and exergetic sustainability of turboprop engine using mixture of kerosene and methanol, International Journal of Exergy, 19, 295-314.
- El-Sayed, A.F., (2008). Aircraft propulsion and gas turbine engines. CRC Press.
- Gunston, B., (2006). The development of jet and turbine aero engines, 4th Ed., Haynes Publishing.
- Jiang, J., (2015). A factor decomposition analysis of transportation energy consumption and related policy implications, IATSS Research, 38, 142-148.
- Mattingly, J.D., (2006). Elements of propulsion: gas turbines and rockets. American Institute of Aeronautics and Astronautics Publication.
- Mendez, C. J., Parthasarathy, R.N., Gollahalli, S.R., (2014). Performance and emission characteristics of butanol/Jet A blends in a gas turbine engine, Applied Energy, 118, 135-140.
- Onal, O., Turan, O., (2016). Calculation and Comparison of a Turbofan Engine Performance Parameters with Various Definitions. International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering, 10, 1677-1681.
- Şöhret, Y., Dinç, A., Karakoç, T.H., (2015). Exergy analysis of a turbofan engine for an unmanned aerial vehicle during a surveillance mission, Energy, 93, 716-729.
- Şöhret, Y., Ekici, S., Altuntaş, Ö., Hepbasli, A., Karakoç, T. H., (2016). Exergy as a useful tool for the performance assessment of aircraft gas turbine engines: A key review, Progress in Aerospace Sciences, 83, 57-69.

- Şöhret, Y., Karakoç, T.H., (2014). Gaz Türbinli Uçak Motorlarının Termodinamik Modellenmesi, Bilecik Şeyh Edebalı Üniversitesi Fen Bilimleri Dergisi, 1, 29-36.
- Şöhret, Y., Sogut, M. Z., Karakoc, T. H., Turan, O., 2016. Customised application of exergy analysis method to PW120A turboprop engine for performance evaluation, International Journal of Exergy, 20, 48-65.
- Turan, Ö., Karakoç, T. H., (2009). Ardyanmalı Ve Ayrık Akışlı Turbofanlarda Fan Basınç Oranı Ve Bypass Oranıyla Toplam Verimin Değişiminin İncelenmesi, Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi, 4, 67-76.
- Turan, Ö., Orhan, İ., Karakoç, T.H., (2008). Yüksek Bypasslı Turbofan Motorlarının Tasarım Noktası Analizleri, Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi, 3, 1-8.
- US EIA, (2016). International Energy Outlook 2016 With Projections to 2040, U.S. Energy Information Administration Press.
- Utlu, Z., Hepbaşı, A., (2006). Assessment of the energy utilization efficiency in the Turkish transportation sector between 2000 and 2020 using energy and exergy analysis method, Energy Policy, 34, 1611-1618.
- Whittle, F., (1945). The first james clayton lecture: the early history of the whittle jet propulsion gas turbine, Proc. Inst. Mech. Eng., 152, 419-435.