



GAZ TÜRBİNLİ MOTORLARIN YANMA VERİMİNİN EMİSYON VERİLERİ KULLANILARAK MATRİS YÖNTEMİ İLE ÇÖZÜMÜ VE UYGULAMASI

Yasin Şöhret¹, T. Hikmet Karakoç²

¹Süleyman Demirel Üniversitesi, Keçiborlu Meslek Yüksekokulu, Keçiborlu/Isparta, ysohret@gmail.com

²Anadolu Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Eskişehir, hikmetkarakoc@gmail.com

DOI: [10.23890/SUHAD.2016.0107](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2016.0107)

ÖZET

Gas türbinli motorlar, tasarım aşaması tamamlandıktan sonra yanma odası, montaj öncesi ve montaj sonrası testlere tabi tutulur. Yanma odasının farklı noktalarından ölçülen basınç, sıcaklık, debi ve çıkış noktasından ölçülen emisyon değerleri, tasarım parametreleri ve farklı yazılımlar kullanılarak elde edilen katı model analiz sonuçlarıyla kıyaslanarak tasarım doğrulama çalışmaları gerçekleştirilir. Bu anlamda ölçülmüş olan emisyon verileri, yanma verimliliğinin belirlenmesi için önem taşımaktadır. Bu çalışma kapsamında, ölçülen emisyon değerleri kullanılarak yanma veriminin hesabına ilişkin bir matris çözüm yöntemi geliştirilmiştir. Geliştirilen bu matris çözüm yöntemi kullanılarak, bir turbofan tipi uçak motorunun yanma verimi hesabı gerçekleştirilmiş ve yanma verim değeri % 99.93 olarak bulunmuştur.

Anahtar Kelimeler: Gaz türbini, emisyon, yanma verimi, uçak motoru, turbofan

MATRIX METHOD TO CALCULATE COMBUSTION EFFICIENCY OF GAS TURBINE ENGINES WITH THE AID OF EMISSION DATA AND APPLICATION

ABSTRACT

Gas turbine engines are operated under test conditions before and after assembly when design process is over. Pressure, temperature, mass flow value measured from different stations and emission data measured from outlet of exhaust are compared with solid model analysis results obtained by using various software and off-design parameters for validation. In this sense, measured emission data is significant to determine combustion efficiency. In this study, a novel matrix solution method is developed to calculate combustion efficiency with the aid of emission data. Combustion efficiency of a turbofan engine is calculated by using developed matrix solution method and obtained to be 99.93%.

Keywords: Gas turbine, emission, combustion efficiency, aero engine, turbofan

1. GİRİŞ

Günümüzde, hava araçlarında kullanılan gaz türbinli motor teknolojisinde önemli gelişmeler yaşanmaktadır. Gelişen gaz türbinli motor teknolojisinin temel hedefi, gaz türbinli motorların performans parametrelerinin iyileştirilmesidir. Gaz türbinli motorların temel performans parametreleri; sıkıştırma oranı, genişleme oranı, hava yakıt oranı, özgül yakıt tüketimi, itki verimi, gaz türbinli motor bileşenlerinin ve motorun toplam verimidir. Son dönemlerde yapılan çalışmalar, toplam verimi yüksek tasarımlar geliştirmek üzerinedir (Bejan ve Siems, 2001; Conrado vd., 2004; Topal vd., 2013; Gohardani, 2013). Gaz türbinlerinin performans parametreleri arasında yer alan toplam verim, yani enerji verimi, termodinamiğin birinci yasasına göre tanımlanır. Bu tanıma göre, sistemden elde edilen

net gücün sisteme verilen enerjiye oranıdır. Sisteme verilen enerjinin ne oranda faydalı işe çevrilebileceği gaz türbinli motorun dönel parçalarıyla ilintilidir. Ancak sisteme olabildiğince yüksek değerlerde enerji sağlayabilmek yanma odasına bağlıdır. Bilindiği üzere, gaz türbinleri de diğer enerji sistemlerine benzer şekilde enerji kaynağı olarak yakıtın yanması sonucu açığa çıkan ısı enerjisi kullanırlar. Yanma sonucu açığa çıkan ısı enerjinin artırılması için yakıt tipinin değiştirilmesi, yanma verimi yüksek tasarımların yapılması gibi farklı yöntemler denenmektedir (Renyu ve Man, 2011; Paschereit vd., 2000; Lefebvre ve Ballal, 2010; Man vd., 2011). Bir gaz türbinli motorun geliştirilmesi sırasında yanma odası tasarımı bu nedenlerle büyük önem taşır. Yanma verimliliği yüksek tasarım geliştirmenin yanı sıra, yapılan modellemenin doğrulanması gereklidir. Tasarım doğrulama

çalışmaları ise, deneysel yollarla yapılabilmektedir. Test edilen motor ve bileşenlerinden alınan veriler, nümerik analiz sonuçları ve tasarım parametreleri ile kıyaslanarak bu çalışmalar yapılmaktadır. Bu kapsamda gerçekleştirilen deneysel çalışmalar arasında, gaz türbinli motorların yanma odalarının performans parametrelerinin belirlenmesine yönelik pek çok çalışma bulunmaktadır. İncelemesi yapılan çalışmalar; yanma odaları içerisinde sıcaklık, hız ve basınç dağılımları ile yakıt püskürtme sistemlerinin yanma olayına etkileri üzerinde durmaktadır. Egzoz emisyonlarının incelendiği çalışmalar ise, yalnızca standartlarda istenilen sınırların aşılma durumunu irdelemiştir (Paschereit vd., 2000; Lefebvre ve Ballal, 2010; Man vd., 2011; Lefebvre, 1984; Datta ve Som, 1999; Lebedev vd., 2009; Ballal ve Lefebvre, 1978; Mongia vd., 1984; Lee vd., 2009; Lee vd., 2010; Snape ve Metcalfe, 1991).

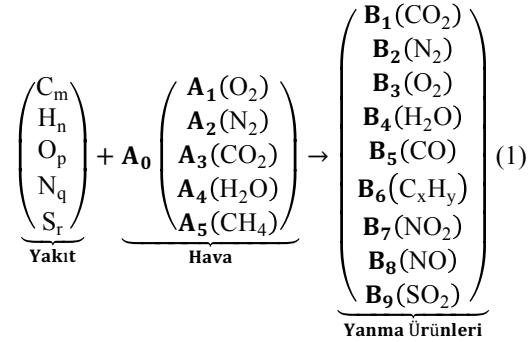
Uçak motorlarının çevresel etkileri açısından önem arz eden egzoz emisyonları, yanma verimliliğinin belirlenmesi noktasında da kilit rol oynamaktadır. Açık literatürden de görüleceği üzere, uçak motorlarından kaynaklanan egzoz emisyonlarının çevresel etkileri yoğun olarak çalışılmıştır (Snape ve Metcalfe, 1991; Beck vd., 1992; Lee vd., 1996; Kesgin, 2006; Yılmaz ve İlbaş, 2012; Ekici vd., 2013; Loo vd., 2014). Ancak uçak motorlarından kaynaklanan egzoz emisyonlarının performans parametreleri açısından ele alındığı çalışmalar, literatürde yeterince yer almamaktadır.

Bu çalışmada, bir gaz türbinli motordan kaynaklanan egzoz emisyon değerleri kullanılarak yanma verimliliğinin belirlenmesine yönelik bir matris çözüm yöntemi ortaya konulmuştur. Geliştirilen bu yöntem, herhangi bir gaz türbinli motorun yanma verimliliğini belirlemek amacıyla literatüre kazandırılmıştır. Çalışma kapsamında, bir turbofan tipi gaz türbinli motora ait emisyon verileri kullanılarak, geliştirilen matris çözüm yönteminin uygulanmasına da çalışmada yer verilmiştir.

2. YÖNTEM

Bir maddenin alevlenme sıcaklığında oksitlenerek ısı açığa çıkardığı kimyasal tepkimeler, yanma olarak adlandırılır. Yanma tepkimesi sonucunda, yakıtın sahip olduğu kimyasal enerji açığa çıkarak ısı enerjisine dönüşür. Yakıtın yanması sonucu birim zamanda açığa çıkan enerji miktarı yakıtın ısı değeri olarak adlandırılır. Bir yanma tepkimesi sonucunda çıkan ürünlerin dağılımı, tepkimeye giren hava ve yakıtın kimyasal yapılarının bilinmesi durumunda yanma tepkimesini oluşturmak mümkündür. Gaz türbinli motorlardan egzoz emisyon ölçümüne yönelik yayımlanmış pek çok standart ve geliştirilmiş yöntemden yararlanarak egzoz gazlarının dağılımı belirlenebilir, yanma tepkimesine giren yakıtın kimyasal analizleri gerçekleştirilebilir. Buna bağlı olarak öncelikle, yakıt ile hava arasındaki yanma tepkimesini

incelemek gerekmektedir (Glassman ve Yetter, 2008; Gürü ve Yalçın, 2012; Şöhret, 2013):



Bu yanma tepkimesinde;

m : yakıtın kimyasal yapısındaki karbonun mol sayısı

n : yakıtın kimyasal yapısındaki hidrojenin mol sayısı

p : yakıtın kimyasal yapısındaki oksijenin mol sayısı

q : yakıtın kimyasal yapısındaki azotun mol sayısı

r : yakıtın kimyasal yapısındaki kükürdün mol sayısı

A : hava ve bileşenlerinin mol sayısı

B : tepkime ürünlerinin mol sayısı

anlamına gelmektedir (Şöhret, 2013).

Bu tepkimeye göre karbon elementi için molar denge denklemi şu şekilde yazılır (Şöhret, 2013):

$$m + A_0(A_3 + A_5) = B_1 + B_5 + xB_6 \quad (2)$$

Yanma tepkimesine göre hidrojen elementi için molar denge denklemi şu şekilde yazılır (Şöhret, 2013):

$$n + A_0(2A_4 + 4A_5) = 2B_4 + yB_6 \quad (3)$$

Verilen tepkimeye göre oksijen elementi için molar denge denklemi şu şekilde yazılır (Şöhret, 2013):

$$\begin{aligned} p + A_0(A_1 + 2A_3 + A_4) \\ = 2B_1 + 2B_3 + B_4 \\ + B_5 + 2B_7 + B_8 \\ + 2B_9 \end{aligned} \quad (4)$$

Yanma tepkimesine göre azot elementi için molar denge denklemi şu şekilde yazılır (Şöhret, 2013):

$$q + 2A_0A_2 = 2B_2 + B_7 + B_8 \quad (5)$$

Benzer şekilde kükürt elementi için molar denge denklemi ise aşağıdaki şekilde yazılır (Şöhret, 2013):

$$r = B_9 \quad (6)$$

Uçak motorlarından kaynaklanan egzoz emisyon ölçümleri sırasında, bileşendeki gazlar birbirlerinin ölçümlerine etki etmektedir. Buna bağlı olarak etki katsayıları tanımlanmıştır. Bu katsayılar, ölçümler sırasında belirlenmelidir. Bu katsayıları da dikkate alarak, her bir ürün için mol sayısı aşağıdaki eşitliklerle hesaplanabilir (Şöhret, 2013):

$$B_5 = B[CO]' + k_1 B_1 + k_2 B_4 \quad (7)$$

$$B_7 + B_8 = B[NO_x]' + k_3 B_1 + k_4 B_4 \quad (8)$$

$$B_8 = B[NO]' + k_3 B_1 + k_4 B_4 \quad (9)$$

$$B_1 = B[CO_2]' + k_5 B_3 \quad (10)$$

Yukarıda verilen bağıntılarda (') indisi, ölçüm değeri anlamını taşımaktadır. Başka bir deyişle, stokiometrik yanma durumu için değil gerçek yanma durumundaki mol sayısını ifade etmektedir. Genellikle emisyon ölçüm cihazlarında, NO ve NO_x ölçümü tek bir algılayıcı ile gerçekleştirilir. Kullanılan bu sensör bünyesinde bulunan bir dönüştürücü, NO ve NO_x miktarlarını kullanarak NO₂ miktarını belirler. Bu sensörün ayarları değiştirilerek hangi gazı değerlendireceği belirlenebilir. Bu noktada dönüştürücü verimi tanımlanır (Şöhret, 2013):

$$\beta = \frac{B[NO_x]'}{B_7 + B_8} \quad (11)$$

Kullanılan pek çok egzoz emisyon ölçüm sisteminde, algılayıcılardan önce kurutucu olarak adlandırılan ve çekilen numune gazdaki su buharını almaya yarayan donanımlar bulunmaktadır. Ancak bu donanım her ne kadar sağlıklı çalışsa da, algılayıcılara giden numune gazda bir miktar da olsa su buharı kalır. Bu nedenle analiz edilen gaz, yarı kurutulmuş numune olarak adlandırılır. Kurutucudan geçirilmiş numune gazın içerdiği su buharı miktarının hesabı aşağıdaki eşitlik yardımıyla yapılır (Şöhret, 2013):

$$S = \frac{B_{4s}}{B - B_4} \quad (12)$$

Kurutucu verimliliği ve NO_x dönüştürücünün verimliliği göz önüne alınarak ifadeler yeniden düzenlenirse aşağıdaki eşitlikler elde edilir (Şöhret, 2013):

$$(B - B_4)\{(1 + S)[CO]' + k_2 S\} + k_1 B_1 - B_5 = 0 \quad (13)$$

$$(B - B_4)(1 + S)[CO_2]' - B_1 + (k_5 B_3 [CO_2]') = 0 \quad (14)$$

$$(1 + k_4)(1 + S)(B - B_4)[NO]' + k_3 B_1 [NO]' - B_8 = 0 \quad (15)$$

$$(1 + k_4)(1 + S)(B - B_4)[NO_x]' + k_3 B_1 [NO_x]' - \beta B_7 - B_8 = 0 \quad (16)$$

Şu ana kadar elde edilen eşitliklerin çözümü ile bilinmeyenlerin elde edilmesi gerekmektedir. Ortak bilinmeyenleri içeren bu eşitlikler kümesi, matris yöntemi ile çözülebilir.

Matris sisteminin çözülmesinin ardından, nemlilik katsayısı (K) aşağıdaki şekilde tanımlanarak molar oranlar yeniden ifade edilir (Şöhret, 2013):

$$K = \frac{B}{B - B_4} \quad (17)$$

$$[CO_2] = KB_1 \quad (18)$$

$$[N_2] = KB_2 \quad (19)$$

$$[O_2] = KB_3 \quad (20)$$

$$[CO] = KB_5 \quad (21)$$

$$[C_x H_y] = KB_6 \quad (22)$$

$$[NO_2] = KB_7 \quad (23)$$

$$[NO] = KB_8 \quad (24)$$

Egzoz gazı bileşenlerinden herhangi birisi için emisyon indeksi, birim yakıt tüketim miktarına bağlı olarak açığa çıkan egzoz gazı bileşeni miktarı olarak tanımlanır ve aşağıdaki eşitlikle ifade edilir (Şöhret, 2013):

$$EI(X) = \frac{N_x M_x}{m M_{\text{karbon}} + n M_{\text{hidrojen}}} \cdot 1000 \quad (25)$$

Bir yanma tepkimesinde kararlılığı gösteren en önemli unsur, yakıtın ne oranda yandığı ve yanma ürünleri arasında karbonmonoksit ile yanmamış hidrokarbonların bulunma oranlarıdır. Bu nedenle, yanma verimliliği ifadesi, karbonmonoksit ve yanmamış hidrokarbon bileşenlerinin emisyon indekslerine bağlı olarak ifade edilir (Şöhret, 2013):

$$\eta = 100 - \frac{10109 EI(CO)}{10 H_u - \frac{EI(C_x H_y)}{10}} \quad (26)$$

Bu ifadede H_u, yakıtın ısıl değeridir ve kJ/kg birimindedir.

3. JT8D-11 MOTORU ÜZERİNE UYGULAMA

JT8D motor ailesi, yolcu uçaklarında güç grubu olarak kullanılan turbofan tipi bir gaz türbinli motordur. Tablo 1’de genel özellikleri verilmiş olan bu motor neslinde, sekiz farklı tip bulunmaktadır. Bakım maliyetlerinin düşük olması ve düşük emisyon üretmeleri nedeniyle tercih edilmektedirler. Günümüzde havacılık sektöründe kullanımda olan 2400 adet JT8D nesil motor bulunmaktadır (İnternet, 2015).

Bu çalışma kapsamında ortaya konulan matris çözüm yöntemine dayalı olarak, Tablo 1’de kalkış uçuş fazına ait emisyon indeks değerleri verilen bir JT8D-11 motorunun yanma verimi hesabı yapılmıştır. ICAO tarafından yayımlanan dokümanda, bu verilerin alınması sırasında, yakıt olarak JET-A yakıtının kullanıldığını not düşülmüştür (ICAO, 2013). ASTM (2013), yayımladığı standartta bu yakıtın ısı değerini 42800 kJ/kg olarak belirtmiştir.

Tablo 1: JT8D-11 Motorunun Kalkış Uçuş Fazındaki Emisyon İndeks Değerleri (ICAO, 2013)

Emisyon İndeks Değerleri (g/kg yakıt)	
EI (C _x H _y)	EI(CO)
0.40	1.20

4. SONUÇLAR ve DEĞERLENDİRME

Yanma ürünlerinden yanmamış hidrokarbon ve karbonmonoksit miktarını yakıt miktarı bazında değerlendirerek, elde edilen emisyon indekslerine bağlı olarak geliştirilen bağıntı kullanılarak bir gaz türbinli motorun enerji girdisinin gerçekleştiği yanma odası içerisindeki kimyasal tepkimenin hangi düzeyde verimli olduğu tespit edilebilir. Bu çalışma kapsamında, bir gaz türbinli motordan alınan egzoz emisyon verileri kullanılarak yanma verimliliğinin belirlenmesine yönelik bir matris çözüm yöntemi geliştirilmiştir. Bu matematiksel modele göre, karbonmonoksit indeksinin yani egzoz gazı bileşimindeki karbonmonoksit miktarının azalmasına bağlı olarak yanma verimi artmaktadır. Benzer durum yanmamış hidrokarbonlar için de geçerlidir. Başka bir deyişle egzoz gazı bileşimindeki karbonmonoksit ve yanmamış hidrokarbon miktarı, yanma verimi ile ters orantılıdır. Teorik olarak, bu durum kimyasal tepkime analizlerinden de görülmektedir. Eşitlik (26)’da belirtilen yanma verimi denkleminde JT8D-11 gaz türbinli motoruna ait veriler yerine yazılarak yanma veriminin değeri % 99.93 olarak bulunmuştur. Geliştirilen matris çözüm yönteminin yapılan uygulaması sonucunda elde edilen % 99.93 yanma verimi değeri, yanma reaksiyonunun ideal yanmaya, başka bir deyişle stokiometrik yanma reaksiyonuna ne kadar yakın olduğunu ortaya

koymaktadır. Yukarıda da bahsedildiği üzere, bu durum emisyon indeks değerlerinin düşük olmasından da görülmektedir.

Daha sonraki çalışmalarda, geliştirilen matris çözüm yöntemine dayalı olarak farklı motor tiplerinin ve yanma odalarının yanma ve enerji verimi analizlerinin gerçekleştirilmesi öngörülmektedir.

SEMBOLLER

- A_n : Hava ve bileşenlerinin mol sayısı
 B_n : Tepkime ürünlerinin mol sayısı
 CO : Karbonmonoksit
 CO₂ : Karbondioksit
 C_xH_y : Yanmamış hidrokarbon
 EI : Emisyon indeksi (gr/kg yakıt)
 H_u : Isıl değer (kJ/kg)
 K : Nemlilik katsayısı
 M : Mol ağırlığı (kg/kmol)
 m : yakıtın kimyasal yapısındaki karbonun mol sayısı
 N : mol sayısı
 n : yakıtın kimyasal yapısındaki hidrojenin mol sayısı
 NO : Azotmonoksit
 NO_x : Azotoksit
 p : yakıtın kimyasal yapısındaki oksijenin mol sayısı
 q : yakıtın kimyasal yapısındaki azotun mol sayısı
 r : yakıtın kimyasal yapısındaki kükürdün mol sayısı
 S : Su buharı miktarı
Yunan Harfleri
 β : Azotoksit dönüştürücü verimi
 η : Yanma verimi (%)

KAYNAKLAR

- Ballal, D.R., ve A.H. Lefebvre. “Combustion Performance of Gas Turbine Combustors Burning Alternative Fuels.” *Journal of Energy* 3, no. 1 (1979): 50–54. doi:10.2514/3.62407.
- Specification for Aviation Turbine Fuels” (n.d.). doi:10.1520/d1655-15d.
- Beck, Jeannette P., Claire E. Reeves, Frank A.A.M. de Leeuw, ve Stuart A. Penkett. “The Effect of Aircraft Emissions on Tropospheric Ozone in the Northern Hemisphere.” *Atmospheric Environment. Part A. General Topics* 26, no. 1 (1992): 17–29. doi:10.1016/0960-1686(92)90257-1.
- Bejan, Adrian, and David L Siems. “The Need for Exergy Analysis and Thermodynamic Optimization in Aircraft Development.” *Exergy, An International Journal* 1, no. 1 (2001): 14–24. doi:10.1016/s1164-0235(01)00005-x.

- Conrado, A.C., Lacava, P.T. ve Filho, A.C.P., 2004. "Basic Design Principles for Gas Turbine Combustor", 10th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering, Rio de Janeiro, Brezilya, 2004.
- Datta, A., and S.K. Som. "Combustion and Emission Characteristics in a Gas Turbine Combustor at Different Pressure and Swirl Conditions." *Applied Thermal Engineering* 19, no. 9 (1999): 949–967. doi:10.1016/s1359-4311(98)00102-1.
- Ekici, Selcuk, Gorkem Yalin, Onder Altuntas, and T. Hikmet Karakoc. "Calculation of HC, CO and NOx from Civil Aviation in Turkey in 2012." *International Journal of Environment and Pollution* 53, no. 3/4 (2013): 232. doi:10.1504/ijep.2013.059919.
- Glassman, I. Yetter, R.A., *Combustion* (4th Edition), Elsevier Academic Press, ABD, 2008.
- Gohardani, Amir S. "A Synergistic Glance at the Prospects of Distributed Propulsion Technology and the Electric Aircraft Concept for Future Unmanned Air Vehicles and Commercial/military Aviation." *Progress in Aerospace Sciences* 57 (2013): 25–70. doi:10.1016/j.paerosci.2012.08.001.
- Gürü, M. Yalçın, H., *Stokiyometri*, Palme Yayıncılık, Cilt 1, Ankara, 519-524, 2012.
- ICAO, Doc 9646: ICAO Engine Exhaust Emissions Data Bank, 2013.
- İnternet, 2015, http://www.pw.utc.com/JT8D_Engine
- Kesgin, U. "Aircraft Emissions at Turkish Airports." *Energy* 31, no. 2–3 (2006): 372–384. doi:10.1016/j.energy.2005.01.012.
- Lebedev, A.B., A.N. Secundov, A.M. Starik, N.S. Titova, and A.M. Schepin. "Modeling Study of Gas-Turbine Combustor Emission." *Proceedings of the Combustion Institute* 32, no. 2 (2009): 2941–2947. doi:10.1016/j.proci.2008.05.015.
- Lee, S.H., M. Le Dilosquer, R. Singh, and M.J. Rycroft. "Further Considerations of Engine Emissions from Subsonic Aircraft at Cruise Altitude." *Atmospheric Environment* 30, no. 22 (1996): 3689–3695. doi:10.1016/1352-2310(96)00113-6.
- Lee, Min Chul, Seok Bin Seo, Jae Hwa Chung, Si Moon Kim, Yong Jin Joo, and Dal Hong Ahn. "Gas Turbine Combustion Performance Test of Hydrogen and Carbon Monoxide Synthetic Gas." *Fuel* 89, no. 7 (2010): 1485–1491. doi:10.1016/j.fuel.2009.10.004.
- Lee, Min Chul, Seok Bin Seo, Jae Hwa Chung, Yong Jin Joo, and Dal Hong Ahn. "Industrial Gas Turbine Combustion Performance Test of DME to Use as an Alternative Fuel for Power Generation." *Fuel* 88, no. 4 (April 2009): 657–662. doi:10.1016/j.fuel.2008.10.027.
- Lefebvre A.H. ve Ballal D.R., *Gas Turbine Combustion Alternative Fuels and Emissions*, CRC Press, ABD, 2010.
- Lefebvre, A. H. "Fuel Effects on Gas Turbine Combustion-Liner Temperature, Pattern Factor, and Pollutant Emissions." *Journal of Aircraft* 21, no. 11 (1984): 887–898. doi:10.2514/3.45059.
- Loo, Becky P.Y., Linna Li, Voula Psaraki, and Ioanna Pagoni. "CO₂ Emissions Associated with Hubbing Activities in Air Transport: An International Comparison." *Journal of Transport Geography* 34 (2014): 185–193. doi:10.1016/j.jtrangeo.2013.12.006.
- Man, Zhang, Fu Zhenbo, Li Jibao, and Lin Yuzhen. "CFD Approach to the Research and Design of Low Emission Commercial Aircraft Engine Combustor." *Procedia Engineering* 17 (2011): 616–617. doi:10.1016/j.proeng.2011.10.077.
- Mongia, H. C., R. S. Reynolds, And R. Srinivasan. "Multidimensional Gas Turbine Combustion Modeling Applications and Limitations." *AIAA Journal* 24, no. 6 (1986): 890–904. doi:10.2514/3.9364.
- Paschereit, C.O., Gutmark, E. ve Schuermans, B., "Performance Enhancement of Gas-Turbine Combustor by Active Control of Fuel Injection and Mixing Process-Theory and Practice", RTO AVT Symposium on Active Control Technology for Enhanced Performance Operational Capabilities of Military Aircraft, Land Vehicles and Sea Vehicles, Braunschweig, Almanya, 2000.
- Rabinovich, G.S., *Measurement Errors and Uncertainties: Theory and Practice* (3rd Edition), Springer Science and Media, Inc., ABD, 2005.
- Renyu, F. ve Man, Z., "Low Emission Commercial Aircraft Engine Combustor Development in China: From Airworthiness Requirements to Combustor Design", 2nd International Symposium on Aircraft Airworthiness, Pekin, Çin, 2011.
- Snappe, D.M., and M.T. Metcalfe. "Emissions From Aircraft: Standards And Potential For Improvement." *Freight Transport and the Environment* (1991): 175–184. doi:10.1016/s0166-1116(08)70367-4.
- Şöhret, Y., *Deneysel Bir Turbojet Motorunun Yanma Veriminin Motor Emisyonlarıyla Belirlenmesi, Yüksek Lisans Tezi*, Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, 2013.
- Topal, A., Uslu, S. ve Turan, Ö., "A Design Tool for the Preliminary Analysis of Gas Turbine Combustors", 7th Ankara International Aerospace Conference, Ankara, Türkiye, 2013.
- Yılmaz, İ. İbaşı, M., "Gaz Türbinli Uçak Motorlarında Kirlenici Emisyonların İncelenmesi", *Gazi Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Dergisi* 27, No 2 (2012): 343-351.