

SÜHAD

SÜRDÜRÜLEBİLİR HAVACILIK ARASTIRMALARI DERGİSİ

Cilt 1, Sayı 1, 2016



Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi

Cilt 1, Sayı 1, 2016

Yayıncı Web Sitesi: <http://www.sares.org>

e-mail: info@sares.org

DOI: [10.23890/SUHAD.2016.0101](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2016.0101)

ISSN (Online): 2548 - 0464



Elektronik ortamda yayınlanacak olan dergimiz, Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Derneğinin (SARES) bir yayınıdır. SÜHAD, kar amacı gütmeyen bilimsel bir dergidir. SÜHAD, sürdürülebilir havacılık konusunda Türkiye’de bir farkındalık yaratmak, bilimsel çalışmaların, etik kurallarını dikkate alarak bilim, sanayi ve kamunun paylaşımına sunmayı amaçlamaktadır. SÜHAD, yılda iki sayı yayınlanacak olup, kısa sürede ulusal indekslerde taranan bir dergi olması hedeflenmektedir. Derginin yayın dili Türkçe’dir. Dergiye yollanan yazılar hakemleme işlemine alındıktan sonra, olumlu görüş alınan yazılar yayınlanacaktır.

Dergi Konuları

- Sürdürülebilir Havacılık ve Uzay Araçları
 - Sürdürülebilir uçak, helikopter, füze, fırlatma ve uydular tasarımı, teknolojik değişim, yenilik, araştırma ve geliştirme
 - Matematiksel modelleme, sayısal / deneysel yöntemler, optimizasyon
 - Yeşil uçaklar
 - Yeşil havayolları
 - Yeşil havaalanları
 - Yeşil motor
 - Yeşil havacılık araçları
 - Elektrikli Uçaklar
 - Daha Elektrikli Uçaklar (More Electric Aircraft)
 - Tümü Elektrikli Uçaklar (All Electric Aircraft)
 - Yenilenebilir enerji kaynakları;
 - Alternatif / yeşil havacılık yakıtları
 - Enerji geri kazanım sistemleri, alternatif / yenilenebilir / temiz enerji teknolojileri
 - Yaşam döngüsü tasarımı ve yaşam döngüsü değerlendirmesi; maliyet verimliliği; atık / geri dönüşüm
 - Emisyon / gürültü / radyasyon, küresel ısınma / iklim değişikliği: Çevre etkileri ve ölçüm teknikleri
 - Matematiksel modelleme, sayısal / deneysel yöntemler, optimizasyon
 - Uçaklarda Klima ve soğutma uygulamaları
 - Hava meydanlarında iklimlendirme ve optimizasyon
 - Alternatif soğutucu akışkan uygulamaları
 - Enerji, ekserji, performans analizi, uçuş mekaniği ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği
 - Enerji analizleri
 - Ekserji analizleri
 - Performans analizi
 - Uçuş mekaniği
 - Hesaplamalı akışkanlar dinamiği
 - Havacılık araçları için motor tahrik teknolojileri
 - Yanma teknolojileri
 - Yanma ve optimizasyon

- Yanma kararsızlıkları
- Yenilikçi yanma teknolojileri
- Matematiksel modelleme, sayısal / deneysel yöntemler, optimizasyon
- Aviyonik ve oto kontrolü
 - Aviyonik
 - Otomatik Kontrol
- Uzay araç malzemeleri, ölçüm teknikleri ve sensörler
- Tasarım, yönetim, planlama, geliştirme
- Uzay araç stratejik planlama, hükümet mevzuat, politika yapma
- Havacılık yönetimi, filo planlama / çizelgeleme; hava trafik yönetimi; Gelecekteki hava taşımacılığı
- Havaalanı tasarım, yönetim, planlama, geliştirme
- Uçak bakım, onarım ve revizyon; uçuşa elverişlilik, güvenilirlik / güvenlik

Dergi Yazı Girişleri

Dergimize yazı girişleri <http://www.suhad.org/> internet sitesi üzerinden olup, site içerisinde bulunan dergi yazım kılavuzuna uygun şekilde gönderilmesi gerekmektedir.



Baş Editör

Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ – Anadolu Üniversitesi

Yardımcı Editör

Öğr. Gör. Dr. Yasin ŞÖHRET – Süleyman Demirel Üniversitesi

Editörler Kurulu

Prof. Dr. İbrahim Sinan AKMANDOR – Pars Makina
Prof. Dr. Nafiz ALEMDAROĞLU – Atılım Üniversitesi
Doç. Dr. Önder ALTUNTAŞ – Anadolu Üniversitesi
Doç. Dr. Can Özgür ÇOLPAN – Dokuz Eylül Üniversitesi
Prof. Dr. Yalçın GÖĞÜŞ – Ortadoğu Teknik Üniversitesi (E)
Prof. Dr. Cengiz HACIZADE – İstanbul Teknik Üniversitesi
Prof. Dr. Arif HEPBAŞLI – Yaşar Üniversitesi
Prof. Dr. Beycan İBRAHİMOĞLU – Giresun Üniversitesi
Prof. Dr. Birol KILKIŞ – Başkent Üniversitesi
Doç. Dr. Dilek Funda KURTULUŞ – Ortadoğu Teknik Üniversitesi
Prof. Dr. Rafiq MEHDİYEV – Gebze Teknik Üniversitesi
Prof. Dr. M. Barış ÖZERDEM – İzmir Ekonomi Üniversitesi
Prof. Dr. Yavuz YAMAN – Ortadoğu Teknik Üniversitesi
Prof. Dr. Nadir YILMAZ – Howard University

Yazı İşleri

Evren Yılmaz YAKIN – Eskişehir Osmangazi Üniversitesi
Semih DABAN – Anadolu Üniversitesi



Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi

Cilt 1 Sayı 1, 2016

<http://www.suhad.org>



İçindekiler

- 1 Editör Yazısı
Tahir Hikmet KARAKOÇ
- 3 Havacılıkta Alternatif Yakıt Kullanılmasının İncelenmesi
Nadir YILMAZ, Alpaslan ATMANLI
- 12 Sürdürülebilir Bir Tedarik Yönetim Sistemi Örneğinde, Askeri Turbofan Motor Geliştirme Projeleri Maliyet Tahmini Ve Teknoloji Hazırlık Seviyesi Tabanlı Risk Faktörleri
Ali DİNÇ
- 20 Yeni Airfoillerin Profillerinin Aerodinamiğinin Karşılaştırılması
Münir SUNER
- 27 Bir Helikopter Motorunun Enerji Ve Ekserji Analizi
Kahraman ÇOBAN, C. Özgür ÇOLPAN, T. Hikmet KARAKOÇ
- 40 Gaz Türbinli Motorların Yanma Veriminin Emisyon Verileri Kullanılarak Matris Yöntemi İle Çözümü Ve Uygulaması
Yasin ŞÖHRET, T. Hikmet KARAKOÇ



EDİTÖR YAZISI

T. Hikmet KARAKOÇ

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

DOI: [10.23890/SUHAD.2016.0102](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2016.0102)

Değerli Okurlar,

Bilindiği gibi havacılık ülkemizde her geçen gün önem kazanan bir konu olup, sektör olarak da hızla büyümektedir. Bu kadar hızlı gelişmekte olan bu sektörde büyüme ve aşama kaydetmek kadar sürdürülebilirliği sağlamak da büyük önem taşımaktadır. Temel olarak bu düşünce ve havacılıkta sürdürülebilirliği sağlanması felsefesiyle kurulmuş olan Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Derneği (SARES), havacılık konuları üzerine çalışmalar yürüten profesyonellerin ve akademisyenlerin bir araya gelmesi ve kamuoyunun bilinçlenmesi amacıyla 2016 yılından itibaren Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi (SÜHAD)'ni yayımlama kararı almıştır. Yılda iki sayı olarak yayımlanacak olan Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi'nde aşağıdaki konulara yer verilecektir:

- Sürdürülebilir Hava ve Uzay Araçları
 - Sürdürülebilir uçak, helikopter, füze, fırlatma ve uydular tasarımı, teknolojik değişim, yenilik, araştırma ve geliştirme
 - Matematiksel modelleme, sayısal / deneysel yöntemler, optimizasyon
 - Yeşil uçaklar
 - Yeşil havayolları
 - Yeşil havaalanları
 - Yeşil motor
 - Yeşil havacılık araçları
- Elektrikli Uçaklar
 - Daha Elektrikli Uçaklar (More Electric Aircraft)
 - Tümü Elektrikli Uçaklar (All Electric Aircraft)
- Yenilenebilir enerji kaynakları;
 - Alternatif / yeşil havacılık yakıtları
 - Enerji geri kazanım sistemleri, alternatif / yenilenebilir / temiz enerji teknolojileri
 - Yaşam döngüsü tasarımı ve yaşam döngüsü değerlendirmesi; maliyet verimliliği; atık / geri dönüşüm
 - Emisyon / gürültü / radyasyon, küresel ısınma / iklim değişikliği: Çevre etkileri ve ölçüm teknikleri
 - Matematiksel modelleme, sayısal / deneysel yöntemler, optimizasyon
- Uçaklarda Klima ve soğutma uygulamaları
 - Hava meydanlarında iklimlendirme ve optimizasyon
 - Alternatif soğutucu akışkan uygulamaları
- Enerji, ekserji, performans analizi, uçuş mekaniği ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği
 - Enerji analizleri
 - Ekserji analizleri
 - Performans analizi
 - Uçuş mekaniği
 - Hesaplamalı akışkanlar dinamiği
- Havacılık araçları için motor tahrik teknolojileri
- Yanma teknolojileri
 - Yanma ve optimizasyon
 - Yanma kararsızlıkları
 - Yenilikçi yanma teknolojileri
- Matematiksel modelleme, sayısal / deneysel yöntemler, optimizasyon

- Aviyonik ve oto kontrolü
 - Aviyonik
 - Otomatik Kontrol
- Uzay araç malzemeleri, ölçüm teknikleri ve sensörler
- Tasarım, yönetim, planlama, geliştirme
- Uzay araç stratejik planlama, hükümet mevzuat, politika yapma
- Havacılık yönetimi, filo planlama / çizelgeleme; hava trafik yönetimi; Gelecekteki hava taşımacılığı
- Havaalanı tasarım, yönetim, planlama, geliştirme
- Uçak bakım, onarım ve revizyon; uçuşa elverişlilik, güvenilirlik / güvenlik

Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi'nin kısa zamanda ulusal ve uluslararası veri tabanları ve indekslerde taranan bir dergi ve havacılık alanında yol gösterici olma hedefi bulunmaktadır. Uluslararası alanda tanınan tüm önde gelen dergiler gibi, Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi de bir CrossRef üyesi olup, her bir yayına özgü dijital nesne kimliği (DOI) vermektedir.

Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi'nin yayımlanmasında emeği geçen Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Derneği Yönetim Kurulu'na, Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi Editör Kurulu'na, katkılarından ötürü ilk sayımızda yazıları yer alan tüm yazarlara ve bu yazıların incelemesini yapan hakemlere teşekkür ederim.

Saygılarımla.

HAVACILIKTA ALTERNATİF YAKIT KULLANILMASININ İNCELENMESİ

Nadir Yılmaz¹, Alpaslan Atmanlı²

¹ Department of Mechanical Engineering, Howard University, Washington DC, USA, E-Mail: yilmaznadir@yahoo.com

² National Defense University, Istanbul, Turkey, E-Mail: aatmanli@hotmail.com

DOI: [10.23890/SUHAD.2016.0103](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2016.0103)

ÖZET

Dünya ekonomisi büyüdükçe ticaret yapan ülkeler için ürünlerin hızlı ulaştırılması isteği, başta var olan enerji kaynaklarının etkili kullanılmasını ve sonrasında ucuz ve temiz enerji kaynaklarının elde edilmesini önemli hale getirmiştir. Özellikle havayolu ile yolcu taşımacılığı başta olmak üzere kargo transferlerinin büyük çoğunluğunun yapıldığı havacılık sektöründe ulaşım maliyetini belirleyen en önemli etkenlerden bir tanesi de bu taşıtlarda kullanılan yakıtlardır. Günümüzde petrol türevli yakıt kullanan hava taşıtları atmosferdeki kirletici emisyonların artışına da olumsuz etki yapmaktadır. Karayolu taşıtlarında bu olumsuzlukların ortadan kaldırılması amacıyla uzun yıllardan beri alternatif yakıt kullanımına yönelik çalışmalar yapılmakta ve ülkeler hem çevreyi korumak hem de petrole olan bağımlılıklarını azaltmak için biyoyakıt kullanılmasını teşvik etmektedir. Benzer şekilde havacılık sektöründe de bu potansiyelin belirlenmesi ve alternatif yakıtların kullanılabilirliğinin incelenmesi ihtiyacını doğurmuştur. Bu maksatla yapılan çalışmada, havacılık sektöründe biyoyakıt kullanımının gerekliliği ve kullanılacak alternatif yakıt türlerinin özellikleri incelenmiştir. Sonuç olarak, gelecekte üretilecek hava taşıtlarının yakıt sistemleri ve özgün tasarımları sayesinde, içten yanmalı motorlar ve gaz türbinlerinde kullanılacak alternatif yakıtların benzer özelliklerde olabileceği bunun karayolu ve havayolu taşımacılığında yakıt birliği yaratarak ekonomik gelişmeye ve çevrenin korunmasına katkı sağlayacağı değerlendirilmiştir.

Anahtar kelimeler: Hava taşıtları, biyoyakıtlar, yakıt özellikleri, emisyon

EXAMINATION OF THE USE OF ALTERNATIVE FUELS IN AVIATION

ABSTRACT

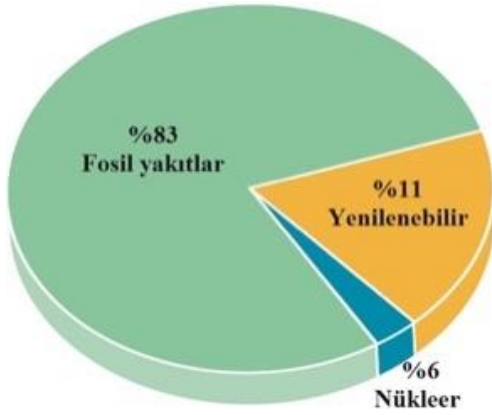
As the world economy grows, it has become important for countries to transport products quickly, to use energy efficiently, and to obtain cheap and clean energy resources. One of the factors determining the cost of transportation in the aviation sector, the vast majority of which includes cargo transfers and passenger transport by airlines, is the fuels used in air vehicles. At present, air vehicles using petroleum-derived fuels have a negative effect on the levels of pollutants in the atmosphere. With the purpose of eliminating those negative effects on ground (road) vehicles, research on alternative fuels has been done for many years, and in many countries, in order to protect the environment and to decrease the dependency on oil, through promoting the use of biofuels. Similarly, it is necessary to examine the use of alternative fuels and to explore their potential usability within the aviation sector. With this purpose in mind, this study outlines the necessity of using biofuels in the aviation sector and the characteristics of alternative aviation fuels. It is concluded that there is potential for alternative fuels, which would have similar properties to those currently being investigated in internal combustion engines and gas turbines, and their creation would call for the possibility of new fuel systems and unique designs for aircrafts in coming years. Use of such common fuels may create a consensus in both ground and air transportations, which would contributing positively to both economic development and environmental protection.

Keywords: Air vehicles, biofuels, fuel properties, emission

1. GİRİŞ

Enerji günlük yaşantımızda önemli bir rol oynamaktadır ve her ülkenin sosyo-ekonomik gelişiminde de aynı öneme sahiptir (Demirbaş A, 2009). Dünyada nüfus artışı, sanayileşme ve kentleşme olguları, küreselleşme sonucu artan ticaret olanakları doğal kaynaklara ve enerjiye olan talebi giderek artırmaktadır. Güvenilir, ucuz ve temiz enerji arzı günümüzün en önemli sorunu haline gelmiştir. Türkiye'nin de içinde bulunduğu birçok ülkede, sosyal ve ekonomik kalkınmanın temel girdisi olan enerjiye gün geçtikçe daha çok gereksinim duyulmaktadır. Nüfus artışı ve teknolojik gelişmeler, dünya enerji tüketiminin de her yıl artacağını göstermektedir.

Dünya birincil enerji kaynakları tüketiminde son 5 yılın başlangıcı olan 2012 yılında 2011 yılına göre %2,5 artış kaydedilmiştir. Bu artış son yıllarda daha da belirginlik kazanmıştır. Günümüzde fosil yakıtların enerji tüketimindeki baskın payı sürmektedir (EIA, 2012; Dudley B, 2012). 2011 yılında tüketilen 12 milyon ton eşdeğer petrol (MTEP) enerjinin %33'ü petrol, %28 kömür, %22'si doğal gaz, %6'sı nükleer ile geri kalan %11'lik kısmı ise diğer enerji kaynaklarıyla karşılanmıştır (EPDK, 2012; EPDK 2012*). Enerji çeşitlerine göre 2011 yılı dünya enerji tüketimi Şekil 1'de gösterilmektedir.



Şekil 1: Enerji çeşitlerine göre 2011 yılı dünya enerji tüketimi

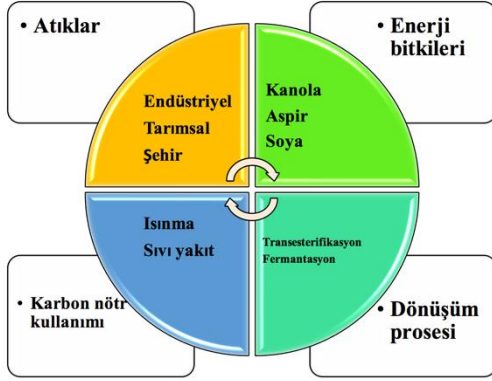
Ulaştırma sektöründe petrol kaynaklı sıvı yakıtlar kullanılmaktadır. 2011 yılı dünya petrol tüketiminin %54'lük bölümü karayolu, havacılık, denizcilik ve demiryolu taşımacılığında oluşan ulaşım sektöründe, %18'i sanayi sektöründe, %11'i evsel, ticari ve tarımsal alanda, %10'u petrokimya sektöründe, %7'si elektrik üretiminde gerçekleşmiştir (World Energy Council, 2011; IEA, 2012; OPEC, 2012). 2020 yılına kadar sektörel bazda petrol tüketim değişiminin öngörülerine göre, petrol tüketimindeki artışın %74'ünün ulaşım sektöründe olacağı tahmin edilmektedir. Bu nedenle, gelecek dönemlere ilişkin

petrol tüketimi öngörülerinde, dünya araç parkındaki ve kişi başına düşen araç sayısındaki değişim büyük önem arz etmekte olup, bu oranlar petrol üreten ülkeler tarafından yakından takip edilmektedir. 2009 yılı istatistiklerine göre dünyada bulunan yaklaşık 870 milyon otomobilin %70'i, Türkiye'nin de içinde bulunduğu OECD ülkelerinde bulunmaktadır (EPDK, 2012; OPEC, 2012; TÜİK 2011).

Dünya genelindeki üretim ve tüketim faaliyetleri sonucu atmosfere kirletici bileşenler yayılmaktadır. Bu kirleticilerin büyük bir bölümü fosil kökenli yakıtlardan kaynaklanmaktadır. Motorlu taşıt sayısının her geçen gün artmasına paralel olarak, bu taşıtların egzozlarından kaynaklanan kirleticilerin toplam atmosfer kirliliğindeki payı da artmaktadır. Atmosferin bileşimindeki küçük farklılaşmalar bile büyük iklimsel değişimlere yol açabilmektedir. Türkiye'nin de 2009 yılında imzaladığı atmosferdeki sera etkisini düzenleyen Kyoto protokolünde karbondioksit (CO₂) en büyük paya sahiptir (T.C. Resmî Gazete, 2009). CO₂ emisyonu dünya genelinde 2010 yılında 2009 yılına göre %4,6 artış göstermiştir. 2010 yılında atmosfere salınan toplam CO₂ emisyonunun %36'sı petrol kaynaklıdır ve bunun %22'si de ulaştırma sektöründen kaynaklanmaktadır (IEA, 2012). Bu sektör içerisinde karayolu ve havayolu taşıtlarının çevre açısından sürdürülebilir bir enerji kaynağı ile beslenmesi gerekmektedir.

Ulaştırma sektöründe en fazla kullanılan hava taşıtlarında alternatif yakıt olabilecek yenilenebilir enerji kaynakları içerisinde en büyük teknik potansiyele "biyokütle" sahiptir (Sidibe vd., 2010). Ana bileşenleri karbonhidrat bileşikler olan bitkisel ve hayvansal kökenli tüm biyolojik maddeler biyokütle enerji kaynağıdır (Ramadhas vd. 2004). Bu kaynaklardan üretilen yakıtlar ise "biyoyakıt" olarak tanımlanmaktadır (Srivastava vd., 2000; Nigam vd., 2011). Sürdürülebilir enerji kaynağı olan biyoyakıtlar, sera gazı emisyonunu önemli ölçüde azaltan, hava kalitesini artıran, petrol ithalatında daha az bağımlılık, istihdam ve yeni pazarlar için önemli bir enerji kaynağıdır (Nigam vd., 2011). Biyokütle potansiyeli yüksek olan ülkelerde biyoyakıt olarak bitkisel yağlar, yenmeyen nitelikteki yağlar ve biyoalkoller ön plana çıkmaktadır.

Biyokütlenin kullanılması için iki yol vardır. Bunlar, elektrik ve ısı üretimi için biyokütlenin direkt olarak yakılması, karbon monoksit, hidrojen ve metan gibi çeşitli gaz veya etanol, metanol, bütanol, biyoyağ, biyodizel gibi sıvı yakıtlara dönüştürülmesidir (Demirbaş, A vd., 2008; REN21, 2012). Biyokütlenin hammaddesi ve tüketilmesi Şekil 2'de gösterilmektedir.



Şekil 2: Biyokütlenin hammaddesi ve tüketimi

Dünyanın belli bölgelerinde üretilen petrol, sınırlı rezervlere sahiptir. Petrol fiyatlarındaki ani yükseliş, kaynağının sınırlı olması, özellikle sera gazı ile ilgili çevresel etkilerin insan ve diğer canlıların sağlığına önemli derecede zarar verici seviyeye ulaşması, sağlık ve güvenlik konuları göz önüne alındığında yeni ve yenilenebilir enerji kaynaklarına yönelmeyi zorunlu hale getirmiştir. Bu noktada biyokütleden üretilen biyoyakıtlar, her yerde bulunabilen, sosyo-ekonomik gelişme sağlayan, özellikle çevreye zararsız yöntemlerle elektrik üretebilen, kara ve hava taşıtları için alternatif yakıt kaynağı olabilen stratejik bir enerji kaynağıdır.

Havayolu taşımacılığında yıllık ortalama 2,2 milyar yolcu taşınmaktadır ve bu yolculara hizmet eden 32 milyonluk kişilik bir iş gücü bulunmaktadır. 1980 yılından beri giderek artan bir yakıt tüketimiyle bu rakamlar dünya ekonomisinde büyük bir yere sahiptir. Canlı bir sektör olan havayolu taşımacılığı aynı zamanda çevresel sorumluluğu da üzerine almak zorundadır. Küresel iklim değişikliği verilerine göre havayolunda kullanılan taşıtlar 2012 yılında 689 milyon ton CO₂ emisyonu salınımı ile toplam emisyon payı içerisinde %2'lik kısmını oluşturmaktadır bu oranın 2050 yılına kadar %3'e ulaşacağı öngörülmektedir. CO₂ emisyonundaki bu artışın azaltılmasına yönelik dünyada çeşitli önlemler alınmaktadır. Havacılık sektöründe de yakıtların 40 yıl öncesine göre daha verimli kullanılmasına yönelik motor ve yakıt teknolojilerinin geliştirilmesi önemli bir adım olmuştur. Her 100 km'de yolcu başına 3,5 litre olan yakıt tüketimi son yıllarda 3 litreye kadar gerilemiştir. Airbus A380 ve Boeing 787 yapılan geliştirme çalışmaları neticesinde 3 litrenin de altında yakıt tüketmektedir.

Hava taşıtlarında yakıt tüketiminin azaltılması ile birlikte karbon-nötr bir emisyon salınımının gerçekleştirilmesi gerekmektedir.

Bunu gerçekleştirmek için hava taşıtlarında çevreye dost yakıtların kullanılmasına yönelik araştırmaların yapılması önemli hale gelmiştir. 2008 yılında başlayan

çalışmalar da birçok test uçuşu üretilen biyoyakıtlar ile gerçekleştirilmiş ve Amerikan test standartları kuruluşu (ASTM) standartlarının sağlandığı 2011 yılı Temmuz ayından itibaren uçak ve motor üreticileri ve petrol şirketleri biyoyakıtların hava taşıtlarında kullanılmasına onay vermişlerdir. Aradan geçen süre içerisinde bazı havayolu şirketleri ticari uçuşlarında biyoyakıtları kullanmışlardır ve bu konudaki araştırma çalışmaları devam etmektedir. Uluslararası havayolu taşımacıları birliği (IATA) ve uluslararası sivil havacılık örgütü (ICAO) yapılan bu çalışmaları desteklemektedir ve 2020 yılına kadar 2'nci nesil biyoyakıtların %6 oranında kullanımına yönelik hedef belirlemiştir ve Boeing firması da bu amacı desteklemektedir.

Çevrenin korunması ve enerjide dışa bağımlılığı azaltmak amacıyla tüm ülkeler enerji giderlerinin büyük bir kısmını oluşturan petrole olan bağımlılıklarını azaltmak için alternatif yakıtlara yönelmeye başlamışlardır. Kara ve hava taşıt üreticileri de bu gelişmelerin ışığında motor ve taşıt dizaynlarında alternatif yakıtlara uygun araçlar üretmeyi gündeme almışlardır. Sıvı yakıt tüketiminin en çok olduğu karayolu taşımacılığında ki alternatif yakıtların hava taşıtları yakıt sistemleri ve kullanım şartlarına uygunluğunun araştırılması gerekmektedir. Bu kapsamda yapılan bu çalışmada pistonlu içten yanmalı motorlar ve gaz türbinlerinde kullanılabilecek alternatif yakıtların, üretim potansiyeli ve çevresel etkilerine göre ortak yönlerinin tespit edilmesi amaçlanmıştır.

2. TARTIŞMA ve DEĞERLENDİRME

İçten yanmalı motorlar için geliştirilecek alternatif yakıtlardan en önemli beklentilerin başında ham maddenin kolay elde edilebilir ve sürdürülebilir olması gelmektedir. Bu beklentiler doğrultusunda uzun yıllardan beri benzinli ve dizel motorlar için uygun özellikte alternatif yakıtlar üretilmeye çalışılmaktadır ve bu üretimler bu konuda bir üretim tecrübesi oluşturmuştur. Bu yakıtlar başta Avrupa Birliği ve ABD olmak üzere Brezilya, Malezya gibi ülkelerin karayolu taşımacılığında önemli bir yere sahiptir. Bu yakıtlar; biyokütleden üretilen alkoller, hayvansal, bitkisel ve atık yağlardan üretilen biyodizel ve Fischer-Tropsch (FT) gibi sentetik yakıtlardan oluşmaktadır. Benzer şekilde havayolu taşımacılığında kullanılan tüm taşıtlarda da bu alternatif yakıtların doğrudan veya karışım oluşturma şeklinde kullanılabilmesi çevresel ve ekonomik açıdan çok büyük fayda sağlayacaktır.

2.1. Alternatif Yakıtlar

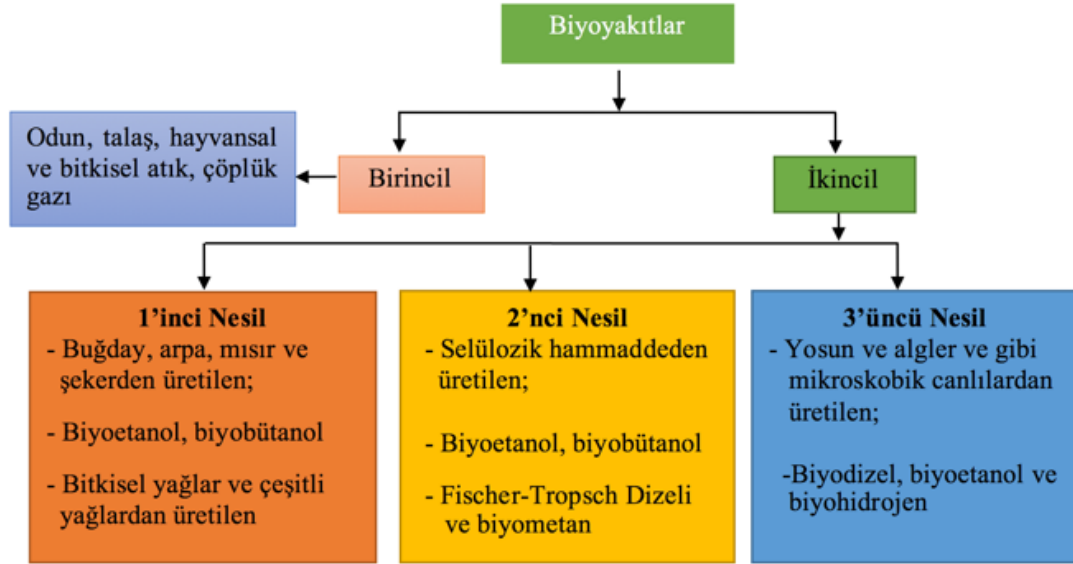
Yenilenebilir bir enerji kaynağı olarak biyokütleden elde edilen biyoyakıtlar temiz, çevreye dost ve oldukça verimli bir enerjidir. Biyoyakıtlar katı, sıvı ve gaz yakıt olarak kullanılmaktadır. Dünya enerji tüketiminde

büyük bir paya sahip olan ulaştırma sektöründe sıvı yakıtlar kullanılmaktadır. Fosil kökenli sıvı yakıtların yerine kullanılacak sıvı biyoyakıtların başında bitkisel yağlar, bu bitkisel yağlardan üretilen biyodizel ve biyokütleden üretilen biyoalkoller gelmektedir. Biyoyakıtlar fosil kökenli yakıtların yerine kullanıldığı için çevre ve ekonomi açısından büyük önem taşımaktadır. Fosil yakıtlar ile ekonomik olarak rekabet edebilir durumda olan biyoyakıtların kullanıldığı etkin biyo enerji dönüşümlerinin kullanımı son yıllarda artma eğilimindedir (Demirbaş A., 2009; Sidibe vd. 2010).

Çok sayıda gelişmiş ve gelişmekte olan ülkede petrole olan bağımlılığı azaltan, sera gazı emisyon etkisini düşüren ve kırsal alanda gelişmeyi sağlayan biyoyakıtlar için farklı üretim yöntemleri

geliştirilmiştir. Üretim teknolojisine göre birincil ve ikincil olmak üzere iki sınıfa ayrılmıştır. Birincil biyoyakıtlar doğal ve herhangi bir işlem gerektirmeden kullanılan atıklar, hayvansal yağ, odun, ağaç kabuğu gibi kimyasal bir işlem uygulanmadan direk olarak ısınma, pişirme ve elektrik üretiminde kullanılmaktadır.

İkincil olan biyoyakıtlar ise birincil olanların iyileştirilmesiyle üretilmektedir. Bunlar bitkisel yağ, biyodizel, etanol, metanol ve biyogaz gibi ürünler olarak sıralanmaktadır. İkincil biyoyakıtlar da kendi içinde üretim yöntemi ve kullanılan hammaddenin kimyasal işlemler yardımıyla dönüşümüne göre 1, 2 ve 3'üncü nesil olmak üzere sınıflandırılmaktadır (Nigam vd., 2011). Üretim teknolojisine göre biyoyakıtlar Şekil 3'te gösterilmektedir.



Şekil 3: Üretim teknolojisine göre biyoyakıtlar

İkincil biyoyakıtlar içten yanmalı motorlarda alternatif yakıt olarak doğrudan veya fosil yakıtlarla karıştırılarak kullanılabilir.

Günümüzde ise özellikle gelişmekte olan ülkelerde fosil yakıtların çevreye verdiği zararlı etkileri en aza indirmek ve bu yakıtların kullanımını azaltmak için alternatif yakıt olarak 2'nci ve 3'üncü nesil kaynaklar ile ilgili çalışmalar devam etmektedir (Ramadhas vd., 2004; Sriyastaya vd., 2000). Aynı zamanda bu çalışmaların gerçekleştirildiği ülkelerde bölgenin toprak, iklim koşulları, üretim miktarına ve gıda amaçlı kullanılmamasına göre bazı bilinen bitkisel yağlar öne çıkmaktadır. Bu yağlardan;

- Kanola yağı; Kanada, İngiltere, İsveç, Fransa, Almanya, İtalya, Finlandiya ve Rusya'da,
- Soya yağı; ABD, Meksika ve Brezilya'da,
- Akçiçek yağı; İspanya, Fransa ve Rusya'da,

- Pamuk yağı; Yunanistan ve Brezilya'da,
- Palmiye yağı; Malezya, Tayland, Endonezya ve Brezilya'da,

- Jatropha yağı; Hindistan, Çin, Endonezya, Tayland ve Filipinler'de,

- Hindistan cevizi yağı; Tayland ve Filipinler'de biyoyakıt olarak kullanılmaktadır (Lin vd., 2011). Bunların yanı sıra özellikle 3'üncü nesil yakıtlar arasında yer alan sentetik yakıtlar ve alglerden üretilen yakıtlar gelecekte önemli alternatif yakıtlar olarak yer almaktadır.

Havacılık sektöründe jet yakıtı olarak adlandırılan ve petrolden üretilen kerosen veya nafta tipi yakıtlar kullanılmaktadır. Kerosen yakıtlar karbon sayısı 8-16 arasında olan Jet A, Jet A-1, JP 5 ve JP 8 yakıtlarıdır. Nafta tipi yakıtlar ise 5-15 gibi geniş bir karbon aralığındaki Jet B ve JP-4 yakıtlarıdır. Aynı zamanda bu yakıtlar kerosen-nafta ve kerosen-benzin (JP-4)

karışımı olarakta kullanılmaktadır (IATA, 2015).
Biyodizel, biyoyakıt olarak yaygın kullanılan

alkollerden etanol ve bütanol ile jet yakıtlarının temel
yakıt özellikleri Tablo 1'de verilmiştir.

Tablo 1: Biyodizel, etanol, n-bütanol ve jet yakıtının yakıt özellikleri (Demirbaş vd., 2008; Lin vd., 2011; Daggett vd., 2006)

Özellik	Biyodizel (EN14214)	Etanol	n-Bütanol	Jet yakıtı
Molekül Ağırlığı (kg/kmol)	-	46,07	74,12	≈185
Yoğunluk (g/ml-20 °C)	0,860-0,9	0,789	0,810	0,775-0,84
Viskozite (mm ² /s - 40 °C)	3,5-5	1,08	2,23	8
Alt ısı değeri (MJ/kg)	35-43	26,8	33,1	42,80-43,02
Donma noktası (°C)	-1 - -15	-114,3	-89,5	-47 - -60
Parlama noktası (°C)	>120	8	35	38
Kendi kendine tutuşma sıcaklığı (°C)	-	434	385	210
Kaynama noktası (°C)	-	78,4	117,7	150-170
Buhar basıncı (kPa-38 °C)	-	13,8	2,27	14-21
Oksijen içeriği (%)	-	34,8	21,6	-

Bu yakıtların hava taşıtının kullanım amacına uygun olarak seçilmesi ve ASTM D1655 standartlarını sağlaması gerekmektedir. Ticari uçuşlarda kullanılacak yakıtların oktan sayısı, parlama noktası ve donma noktası gibi önemli özelliklerinin bilinmesi ve standartları sağlaması uçuş güvenliği açısından önemlidir. Örneğin Jet A yakıtı ile Jet B yakıtının donma noktaları arasında büyük bir fark bulunmaktadır, kullanılacağı bölgeye göre doğru yakıtın seçilmesi için yakıt özellikleri iyi bilinmelidir. Aynı zamanda askeri amaçlı kullanılan JP yakıtları NATO standartlarını da karşılamak zorundadır. Artan yakıt ihtiyacına bağlı olarak petrolden üretilen bu yakıtların özelliklerini karşılayacak sentetik yakıtlar ve karışımları da kullanılabilir. Bu kapsamda hava araçlarında kullanılacak alternatif yakıtların da Avrupa yenilenebilir enerji direktifi (EU-RED), Amerika yenilenebilir yakıt standartları (US-RFS2) veya RSB gibi sürdürülebilir/yenilenebilir havacılık yakıt standartlarını sağlama zorunluluğu bulunmaktadır.

2.2. Hava Taşıtlarında Kullanılabilecek Alternatif Yakıtlar

Havacılık sektöründe yakıt verimliliği, petrole olan bağımlılığının azaltılması ve küresel ısınmaya neden olan CO₂ salınımının azaltılması gibi çevresel faktörler dikkate alınarak alternatif yakıtların kullanılması gerekliliği benimsenmiştir. Üretilen alternatif yakıtların hammadde seçimi, üretim prosesi, yakıt özelliklerinin standartları sağlanması, yakıtın

depolanabilmesi, kolay taşınabilmesi, yaygın bir kullanım ağına sahip olması yönlerinden olumlu sonuçlar vermesi gerekmektedir. Karayolu taşıtlarında olduğu gibi dünya üzerinde var olan biyolojik kaynaklardan üretilebilecek biyoyakıtların hava taşıtlarında kullanabilmesi gelişen sektör için büyük bir fırsat yaratacaktır.

Havacılık sektöründe kullanılan petrol türevli yakıtlara alternatif olabilecek yakıtlar arasında da bitkisel yağ tabanlı yakıtlar (camelina, jatropha ve alg yağı dahil) ön plana çıkmaktadır. Bu yağlardan esterleşme yöntemi ile üretilen biyodizel yakıtı düşük sıcaklıklarda akma noktasının zayıf olması nedeniyle doğrudan jet yakıtı olarak kullanılamamaktadır. Ayrıca üretiminden itibaren oksidasyona uğramaması için 6 ay içerisinde kullanılması gerekmektedir ve bu husus depolama sürecinde sorun yaratmaktadır. Bu kapsamda ilk yapılan araştırma çalışmalarında, Bio-SPK (bio-sentetik parafinik kerosen) olarak adlandırılan jatropha, algae, tallow, babassu ve camelina (Şekil 4) gibi bitkisel yağlardan yüksek sıcaklıkta parçalama yöntemi ile elde edilen biyo-sentetik parafinik kerosen kullanılmıştır. Bu yakıtlar doğrudan jet yakıtının yerine kullanılmadığından belirli karışım oranlarında (%5 ile %20 arasında) jet yakıtı ile karıştırılarak kullanılabilir. Üretim yöntemi ve çevresel faktörler açısından sürdürülebilir potansiyele sahip olmasına karşın havacılık yakıt standartlarının sağlanması için daha farklı işlemlerin uygulanması

gerektirmektedir bu durumda yakıtın üretim maliyetini artırmaktadır (Daggett vd., 2006). 2014 yılında ASTM jet yakıtlarında 5mg/kg yağ biyodizel karışımı kullanılmasını onaylamıştır.



Şekil 4: Biyo-Jet yakıtı için kullanılan yağ kaynakları

Daha sonra geliştirilen ve halen üzerinde araştırma yapılan çalışmalarda, FT-SPK olarak adlandırılan katı biyokütleden veya kömürden prolez yöntemi ile üretilen Fischer-Tropsch biyo-sentetik parafinik kerosen kullanılmıştır. Bu sentetik yakıt, yakıt özellikleri bakımından havacılık yakıt standartlarını sağlamaktadır ve doğrudan jet yakıtının yerini alabilecek potansiyele sahiptir ancak mevcut üretim prosesi çevresel açıdan çok etkili görülmemektedir (Daggett vd., 2006). Kömür ve biyokütleden büyük üretim potansiyeline sahip olan FT-SPK yakıtının üretimi için direk sıvılaştırma ve parçalı oksidasyon yöntemleri kullanılmaktadır. Bunlardan direk sıvılaştırma karışık ve pahalı bir yöntemdir. Bu yöntemde kömür oksijensiz ortamda parçalanarak karbon monoksit (CO), hidrojen (H₂) ve kül elde edilir. Daha sonra CO ve H₂ miktarları ayarlanarak yüksek basınç altında sıvılaştırma işlemi gerçekleştirilir bu işlem sonucunda CO₂ açığa çıktığı için bu emisyonun azaltılması için ilave önlemler alınması gerekmektedir. Bu yöntem benzer olarak doğal gazdan da GTL (gas to liquids) adında yakıt üretilmektedir. Kömür ve doğal gaz sürdürülebilirlik açısından değerlendirildiğinde alternatif yakıt olarak değerlendirilememektedir. Şekil 5'de biyoyakıt ve sentetik jet yakıtı üretim aşamaları görülmektedir.



Şekil 5: Biyoyakıt ve sentetik jet yakıtı üretimi

Gelecekteki çalışmalarda ise alkollerin yapılarındaki hidroksil (-OH) nedeniyle su tutma gibi olumsuzluğunu gidermek için etanol ve bütanol gibi

alkollerini oksijensiz hale getirilerek jet yakıtına dönüştürülmesi amaçlanmaktadır. Alkollerin çok düşük ısı değere ve yüksek buharlaşmaya sahip olmaları doğrudan jet yakıtı olarak kullanılmalarda ki en büyük engeldir. Ancak teknolojik gelişmeler ile alkollerin kimyasal yapısının değiştirilmesiyle uygun nitelikte yakıt elde edilebilmektedir (Daggett vd., 2007; Hileman vd., 2008).

2007-2008 yıllarında başlayan bütün bu çalışmalar 2015 yılına gelindiğinde hız kazanmıştır. Ancak bu çalışmalar yapılırken karşılaşılan problemlerin başında ise ekonomik etkenler ön plana çıkmaktadır. Petrol fiyatlarındaki aşağı yöndeki dalgalanmalar alternatif jet yakıtı geliştirme çalışmalarının gelecek projeksiyonunun belirlenmesine olumsuz etki yapmaktadır. Örneğin 2011-2013 yılları arasında varil fiyatı 100 doların üzerinde olan ham petrolün son yıllarda 40 doların altına gerilemesi bu çalışmaların gözden geçirilmesine neden olmuştur. Ticari olarak üretilen yakıtın ucuz ve petrol ile rekabet edebilecek düzeyde fiyatlandırmasının olması gerekmektedir. Alternatif yakıtın fiyatının belirlenmesinde farklı hammadde maliyetleri, farklı üretim teknolojileri olması nedeniyle maliyetin değişmesine yol açmaktadır. Aynı durum petrol içinde geçerli olmaktadır. Dünyanın bir bölgesinde petrolün varil fiyatı diğer bölgesine göre farklılık göstermektedir.

Bu nedenle hammaddenin ucuz ve çevreye duyarlı kaynaklardan elde edilmesi tüm alternatif yakıt geliştirme çalışmaları için en büyük etkidir. Bu kapsamda ticari olarak üretimi yapılabilen bu yakıtlar özellikle ABD olmak üzere avrupa ülkelerinde ve Avusturalya, Brezilya, Güney Afrika, Çin, Endonezya ve Japonya'da Airbus, Boeing ve Gulfstream şirketlerinin girişimleri sayesinde ortaklık ve geliştirme çalışmaları yapılmaktadır. Japonya 2020 yılında yapılacak olan Tokyo olimpiyatlarında ki tüm ticari uçuşların alternatif yakıtlar ile yapılmasını hedeflemektedir. Endonezya ve ABD arasında ise alternatif yakıt geliştirme için ortaklık çalışmaları yapılmaktadır. Buna benzer şekilde Güney Afrika'da RSB standartlarını sağlayabilecek yakıt üretim çalışmaları yapılmaktadır. Avrupa bünyesinde ise solar-jet projesi uygulanmaktadır [26]. Ayrıca bu ülkeler sürdürülebilir jet yakıtı kullanılması kapsamında Tablo 2'de görüldüğü gibi biyoyakıt karışım hedefi koymuşlardır. Bu hedefleri gerçekleştirmek için potansiyel ve üretim planlamaları yapılarak birçok test yapılmıştır.

Tablo 2: Ülkelere göre sürdürülebilir jet yakıtı kullanım hedefleri (IATA, 2015)

Ülke/Bölge	Organizatör	Karışım hedefi	Gerçekleştirme yılı
Dünya	Boeing	%1	2016
ABD	FAA	%5	2018
Avrupa Birliği	EC	%3-%4	2020
Avustralya	AISAF	%50	2050
Almanya	Aireg	%10	2025
Hollanda	Bioport Holland	%1	2015
İsrail	FCI	%20	2025
Endonezya	Devlet	%2	2016
Kuzey ülkeleri	NISA	%3-%4	2020

2.3. Alternatif Yakıt Kullanımının Çevresel Etkisi

Havacılık sektöründe alternatif yakıt üretimi henüz genç bir sektördür. Alternatif jet yakıtları farklı bir yakıt değildir sadece yakıt özellikleri bakımından uçuş ve iklim koşullarına dayanıklı olmalıdır. Özellikle sera gazı etkisini azaltan yanma sonu ürünlerine sahip bir kimyasal yapıdadır. Aynı hammaddeden karayolu ve havayolu taşıtları için yakıt üretilebilir. 2011 yılından beri 22 havayolu şirketi yaklaşık 2000 ticari uçuşta bitkisel ve hayvansal yağlardan üretilen biyoyakıtları kullanmıştır (IATA, 2015; IATA, 2016).

Tablo 3: 2008-2013 yılları arasında alternatif yakıt kullanan havayolu şirketleri ve yakıt türleri (IATA, 2016).

Yıl	Havayolu şirketi	Kullanılan hammadde/Yakıt
2008	Airbus Virgin Atlantic Air New Zealand	Babassu Hindistan cevizi yağı
2009	Continental Airlines JAL KLM Qatar	Jatropha Algae Camelina GTL
2010	United Airlines TAM Airlines	GTL Jatropha Algae
2011	Interjet Honeywell Boeing Air China	Jatropha Algae Camelina
2012	ANA Airlines Azul Airlines	Atık yağ Şeker kamışı Katalitik hidrotermoliz
2013	China Eastren	Atık yağ (gutter oil)

Aynı zamanda IATA tarafından yapılan bir çalışmada [27], 2008-2013 yılları arasında alternatif yakıt denemelerini yapan havayolu şirketleri ve kullandıkları yakıt türleri Tablo 3'te görülmektedir. Ancak bu yakıtların kullanılacağı havayolu şirketlerinin sayısının artması için üretim miktarı ve maliyetin düşürülmesi gerekmektedir ve sosyal, çevresel, ekonomik ve

teknolojik açıdan sürdürülebilir olmalıdır. Yakıt üretiminde kullanılacak hammaddenin de yenmeyen nitelikte olması sürdürülebilirliğin besin zinciri üzerindeki olumsuzluk yaratmamasını sağlayacaktır. Bu nedenle etkili kaynak kullanımı için ortaklıklar kurulmalı ve yatırımlar yapılmalıdır.

Çevresel döngü açısından değerlendirildiğinde alternatif yakıtların kullanılmasıyla birlikte sera gazı oluşumu etkisinin %85'e kadar azaltılacağı ve sülfür içeriğinin olmaması da insan sağlığı açısından zararlı olan kirleticilerinde azalmasını sağlayacaktır. Emisyon karşılaştırmalarında araçların aynı mesafeyi almalarında tükettikleri yakıt miktarına bağlı olarak atmosfere yaydıkları CO₂ emisyonları karşılaştırılmaktadır. Orta mesafeli bir uçuşta %71 CO₂, %28 su buharı ve %1'den az oranda da CO, hidrokarbon (HC), azot oksitler (NO_x), sülfür oksitler (SO_x) ve partikül madde (PM) açığa çıkmaktadır. Buna göre, uzun ve kısa mesafeli uçuşlarda alınan mesafenin 4 kişilik bir otomobil ile alınması durumunda daha az CO₂ salınımı olmaktadır (SWAFEA, 2011). Yolcu sayısı ve alınan mesafeye bağlı olarak bu miktara artış göstermektedir. Ayrıca yüksek irtifalarda atmosfere karışan zararlı gazların çevreye etkisi daha fazladır. Bu noktada havacılık sektöründen kaynaklı CO₂ emisyonunun azaltılması için bu yakıtların kullanımının yaygınlaştırılması gerekmektedir. Diğer kirletici emisyonlar olan NO_x, CO ve HC açısından karşılaştırma yapıldığında ise alternatif yakıt kullanıldığında Jet A yakıtına göre daha düşük seviyelerde emisyon elde edilmektedir (Yılmaz vd., 2012; Sorokin vd., 2004). ICAO ve IATA belirlediği hedefinde hava taşıtlarından kaynaklı 2005 yılı CO₂ seviyesinin 2050 yılına kadar %50 oranında azaltmayı belirtmiştir (SWAFEA, 2011; TUIK, 2011). Bu amacı gerçekleştirmek için yapılan düzenlemeler ile EU-RED, US-RFS ve ASTM tarafından onaylanan 15 adet havacılıkta kullanılabilecek biyoyakıt üretim yöntemi ve standartları bulunmaktadır ve bu yöntemlerin sayısının artmasıyla çevresel korunumun sağlanması için biyoyakıt kullanımı gelişecektir.

3. SONUÇ

Alternatif yakıt üretimi için yeni endüstrilerin kurulması hem zaman hem de büyük çaba gerektirmektedir. Karayolu taşıtlarında kullanılan alternatif yakıtların hammaddesi havayolu taşıtları için geliştirilecek alternatif yakıtlar içinde uygundur. Yakıt özelliklerinin hava taşıtının motor çalışma koşuluna ve yakıtı depolama şartlarına, çevre ve uçuş güvenliğine uygun olması için yeni bir endüstrinin kurulması önemlidir. Hammadde üretimi ve bu üretimden elde edilen kaynağın biyoyakıtı dönüştürülerek kısa sürede karışım şeklinde kullanılabilmesi biyoyakıt endüstrisinin temel amacı olmalıdır (Şekil 6).



Şekil 6: Hammadde-biyoyakıt-tüketim zinciri

Bu sürece gelinene kadar yapılan çalışmalar alternatif yakıtların hava taşıtlarında güvenle kullanılabileceğini göstermiştir. Bu kapsamda, üretim maliyeti açısından petrol fiyatlarına göre karşılaşılan ekonomik durgunluğa rağmen bu çalışmaların ve üretilen yakıtların kullanılması yavaşlamamalıdır. IATA ve ICAO gibi büyük kuruluşlar, havayolu şirketlerini ve uçak firmalarını bir araya getirerek kurulacak ortaklıklarla ticari uçuşlarda CO₂ salınımının azaltılmasına yönelik alternatif yakıt kullanımı için gerekli önlemlerin alınmasını sağlamalıdır. Bu motivasyonla, çalışmanın sonucunda havacılık sektöründeki uzun vadede yapılacak alternatif yakıt geliştirme çalışmalarına yönelik bazı öneriler sıralanmıştır;

-Ekonomik ve sosyal fayda sağlamak amacıyla alternatif yakıt üretimi ve kullanımı için yasal düzenlemeler yapılmalıdır.

-Çevre döngüsünde sera gazı oluşumunun azaltılmasına katkı sağlamalıdır bu nedenle hammadde üretiminde toprak ve su kaynaklarının korunması için kimyasal kullanılmamalıdır.

-Gıda olarak kullanılmayan hammaddelerin alternatif yakıt üretiminde kullanılmasıyla gıda güvenliği sağlanmalıdır.

-Üretim teknolojilerinin geliştirilmesinde üretilecek yakıtın yaygın kullanıma sahip olması hedeflenmelidir.

KAYNAKLAR

- Daggett D., Hadaller, O., Hendricks,R., Walther,R., "Alternative fuels and their potential impact on aviation", NASA/TM-2006-214365.
- Daggett D., Hendricks,R., Walther,R., Corporan E., "Alternate Fuels for use in Commercial Aircraft", Boeing, 2007.
- Demirbaş A., Green energy and technology biofuels, London: Springer Verlag, 1-4, (2009).
- Demirbaş, A., Biodiesel, A realistic fuel alternative for diesel engines, London: Springer-Verlag, 65-92, (2008).
- Drapcho, C. M., Nhuan, N., P. and Walker, T., H., Biofuels engineering process technology, New York: Mc Graw Hill, 69-94, (2008).
- Dudley B., "Statistical review world of energy, BP", 6-19, (2012).
- EIA, "Annual energy outlook 2012 with projections to 2035", 17-63, (2012).
- EPDK, "Enerji yatırımcısı el kitabı", 45-52, (2012).
- EPDK, "Petrol piyasası sektör raporu", 1-11, (2012).
- World Energy Council, "Enerji raporu", 43-50, (2011).

Hileman J.I., Wong H.M., Ortiz D., Brown N., Maurice L., Rumizen M., "The feasibility and potential environmental benefits of alternative fuels for commercial aviation" 26th International congress of the aeronautical sciences, ICAS 2008.

IATA Guidance Material for Sustainable Aviation Fuel Management, 2 th edition 2015, Montreal, Geneva.

IATA Sustainable Aviation Fuel Roadmap, 2 th edition 2015, Montreal, Geneva.

IEA, "Key world energy statistics", 6-11, (2012).

IEA, "CO₂ emission from fuel combustion", 37-39, (2012).

Lin, L., Cunshan, Z., Vittayapadung, S., Xiangqian, S. and Mingdong, D., "Opportunities and challenges for biodiesel fuel", Applied Energy, 88, 1020-1031, (2011). IATA 2015 Report on Alternative Fuels, 10 th edition December 2015, Montreal, Geneva.

Nigam, P. S. and Singh, A., "Production of liquid biofuels from renewable resources-Review", Progress in Energy and Combustion Science, 37, 52-68, (2011).

OPEC, "World oil outlook", 25-62, (2012).

PETDER, "Petrol sektör raporu Ocak-Haziran", 3-6, (2012).

Ramadhass, A.S., Jayaraj, S. and C. Muraleedharan, "Use of vegetable oils as I.C. engine fuels-A review", Renewable Energy, 29, 727-742, (2004).

REN21, "Renewables 2012 global status report",31-3, (2012).

Sidibe, S.S., Blin, J., Vaitilingom, G. and Azoumah Y., "Use of crude filtered vegetable oil as a fuel in diesel engines state of the art: Literature review", Renewable and Sustainable Energy Reviews, 14, 2748-2759, (2010).

Sorokin, A., Arnold, F., "Electrically charged small soot particles in the exhaust of an aircraft gas-turbine engine combustor: comparison of model and experiment", Atmospheric Environment, 38, 2611-2618, (2004).

Srivastava, A. and Prasad, R., "Triglycerides-based diesel fuels", Renewable and Sustainable Energy Reviews, 4, 111-133, (2000).

SWAFEA Demonstration Initiative Report, D.9.2., March 2011.

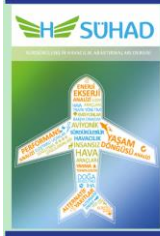
T.C. Resmi Gazete, "Milletlerarası sözleşme", Sayı, 27227, (2009).

TPAO, "Ham petrol ve doğal gaz sektör raporu", 2-6, (2011).

TUİK, "Motorlu kara taşıtları istatistikleri", 1-4, (2011).

TUİK, "Ulusal sera gazı emisyon envanteri raporu 1990-2009", 27-29, (2011).

Yılmaz, I., Ilbas, M., "Gaz türbinli uçak motorlarında kirletici emisyonların incelenmesi", Gazi Üniv. Müh. Mim. Fak. Der., Cilt 27, No 2, 343-351, (2012).



SÜRDÜRÜLEBİLİR BİR TEDARİK YÖNETİM SİSTEMİ ÖRNEĞİNDE, ASKERİ TURBOFAN MOTOR GELİŞTİRME PROJELERİ MALİYET TAHMİNİ VE TEKNOLOJİ HAZIRLIK SEVİYESİ TABANLI RİSK FAKTÖRLERİ

Ali DİNÇ¹

¹ALP Havacılık A.Ş., Organize Sanayi Bölgesi 8. Cad. 26110 Eskişehir, alidinc@yahoo.com

DOI: [10.23890/SUHAD.2016.0104](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2016.0104)

ÖZET

Gaz türbinli motorlar geçmişten günümüze sivil ve askeri amaçlarla havacılık, deniz ulaşımı ve enerji üretimi gibi pek çok alanda kullanılmaktadır. En üst teknolojiye sahip bu sistemlerin geliştirilmesi süreci sistematik bir tedarik yönetim (ArGe'ye dayalı) anlayışını gerektirmektedir. Bu kapsamda; Amerika Savunma Bakanlığı, gaz türbinli motor geliştirme programları başta olmak üzere çeşitli savunma ve enerji projelerinde 5 aşamalı süreç kullanmaktadır. Bu aşamalar; Sistem Çözüm Analizi, Teknoloji Geliştirme, Mühendislik ve İmalat Geliştirme, Üretim ve Geliştirme, Operasyon ve Destektir. Bu çalışmada askeri turbofan motor geliştirme projelerinin Mühendislik ve İmalat Geliştirme aşaması için ön maliyet tahmini analizleri yapılmıştır. Literatürdeki 4 farklı maliyet tahmin modeli incelenmiştir. F119 ve F135 motorları örnek alınarak farklı modellerle maliyet tahmin hesaplamaları yapılmış ve gerçek değerlerle karşılaştırılmıştır. Ayrıca, teknoloji hazırlık seviyesi ile ilgili riskler incelenmiş ve tartışılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Turbofan, maliyet tahmini, teknoloji hazırlık seviyesi, savunma tedarik yönetim sistemi

MILITARY TURBOFAN ENGINE DEVELOPMENT PROJECT COST ESTIMATION AND TECHNOLOGY READINESS LEVEL BASED RISK FACTORS IN A SUSTAINABLE ACQUISITION MANAGEMENT SYSTEM EXAMPLE

ABSTRACT

Gas turbine engines in the past to the present are used for civil and military purposes in many fields such as aviation, marine, transportation and energy production. The development process of these systems which have highest technology, requires a systematic acquisition management (research & development based) approach. In this context, United States Department of Defense has been using a 5-phase process in a variety of defense and energy projects including gas turbine engine development programs. These phases are: Analysis of System Solutions, Technology Development, Engineering and Manufacturing Development, Production and Development, Operations and Support. In this study, preliminary cost estimate analysis is made for the Engineering and Manufacturing Development phase of military turbofan engine development projects. 4 different cost estimation models in literature have been investigated. By taking F119 and F135 engines as examples, cost estimates were calculated with different models and compared with the actual values. Additionally, risks associated with the technology readiness level are investigated and discussed.

Keywords: Turbofan, cost estimation, technology readiness level, defence acquisition management system

1. GİRİŞ

Savunma sanayi yüksek teknoloji kullanan, yüksek maliyetli projelerin gerçekleştirildiği bir sektördür. Geliştirme proje maliyetleri milyon ABD doları mertebesinde başlayıp milyar ABD doları seviyelerinde sıklıkla görülebilmektedir. Bu anlamda projelerin yönetim sistematığı ve maliyet tahmini önem kazanmaktadır. Dünyada bu

konularda detaylı çalışmalar yapılmakta ve projelerin yönetim süreci ve maliyet tahminleri ile ilgili yöntem ve modeller geliştirilmektedir.

Savunma sanayiinde proje maliyetlerinin doğru tahmini hem projeyi gerçekleştiren kuruluşlar hem de proje finansmanını sağlayan devlet kurumları için oldukça önemlidir. Bir taraftan devlet kurumları kısıtlı bütçelerle ihtiyaç olan birçok projeyi

fonlamada zorluk yaşarken, diğer taraftan şirketler yaptıkları maliyet tahminleri ile proje bütçesi içinde kalıp zarar etmeden faaliyetlerini sürdürmeye çalışmaktadır. Son dönemlerde, savunma bütçelerindeki kısıtlamalar, proje maliyetlerinin düşürülmesini ve tamamlanma zamanının azaltılmasını gerektirmektedir (Gencer ve İncel, 2002). Bu nedenlerle geliştirme projeleri maliyet tahmininin doğruluğu ve risklerin belirlenmesi taraflar için önemlidir. Ayrıca, askeri ortamlarda verilen tedarik kararları, maliyet ve hazır olma kriterleri arasında yapılan fayda-maliyet analizleri sonucunda değişebilmektedir (Güler, 2012). Türkiye’de hâlihazırda geleneksel tedarik yöntemleri uygulanmaktadır. Ancak, geliştirme projelerinin çoğu planlanan zaman ve maliyet içerisinde tamamlanamamaktadır (Müslüm vd., 2010).

Bu çalışmada, askeri uçak motorları geliştirme projeleri maliyet tahminleri incelenmiştir. Askeri savaş uçaklarında genellikle ardyanmalı, düşük bypass oranlı turbofan tipi motorlar kullanılmaktadır. Bu motorlar yüksek Mach sayısına

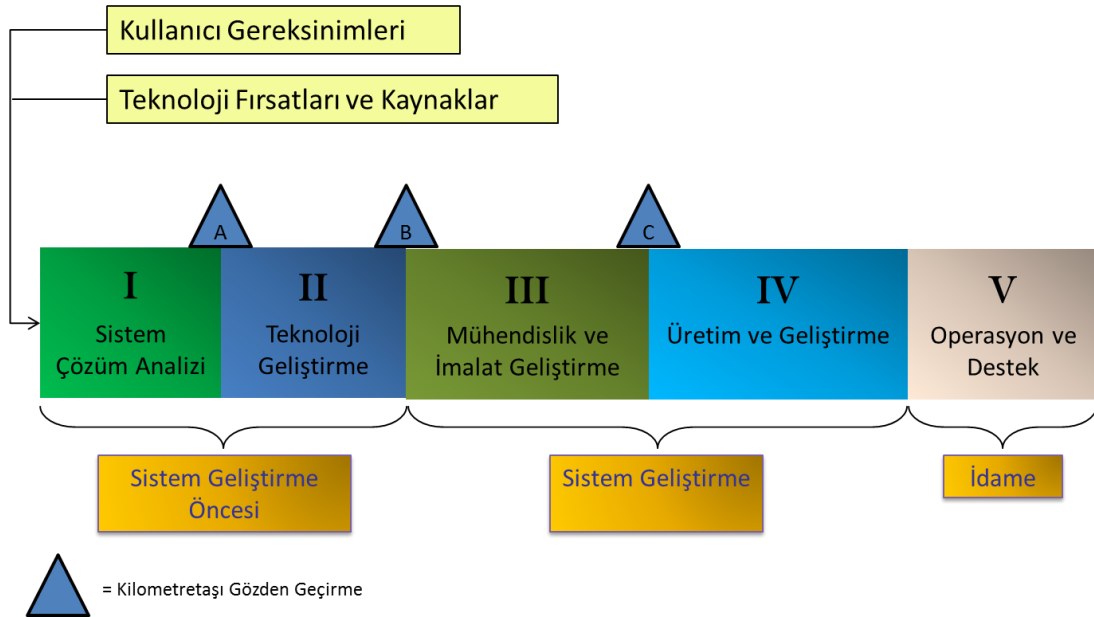
ulaşabilmekte ve böylelikle sesüstü hızda uçabilmektedirler (Turan ve Karakoç, 2010).

2. SAVUNMA TEDARİK YÖNETİM SİSTEMİ

Bu çalışmada Sistemleri kullanıcılara, etkili, ekonomik ve zamanında sağlayan yönetim süreci (DoD, 2007) olarak tanımlanan ABD Savunma Bakanlığının uyguladığı savunma tedarik yönetim sistemi (ArGe’ye dayalı) temel alınmıştır. Bu sistem dahilinde Şekil 1’de verilen 5 aşamalı süreç uygulanmaktadır (DoD, 2008). Bu aşamalar;

- I. Aşama 1: Sistem Çözüm Analizi
- II. Aşama 2: Teknoloji Geliştirme
- III. Aşama 3: Mühendislik ve İmalat Geliştirme
- IV. Aşama 4: Üretim ve Geliştirme
- V. Aşama 5: Operasyon ve Destek

Her bir aşamanın kontratı, proje devam ederken aşama aşama yapılmakta böylece uzun süreli ve karmaşık sistemlerin ortaya çıkardığı riskler ortadan kaldırılabilmektedir (DoD, 2008).



Şekil 1: Savunma tedarik yönetim sistemi (DoD, 2008)

Aşama I, Sistem Çözüm Analizi aşaması kullanıcı ihtiyaçlarına ve bu ihtiyaçlara cevap verebilme kabiliyetlerine bağlı olarak değişkenlik gösterebileceğinden bu aşamanın maliyetlerini çıkarmak her bir ihtiyaç tanımına göre farklılık göstermektedir. Aşama II, Teknoloji Geliştirme ise, kullanıcı ihtiyaçlarına cevap verecek teknolojilerdeki olgunluk seviyesi ve bu teknolojileri olgunlaştırmak için gerekli çalışmaları kapsayacağından bu aşamaa ait maliyet çalışmaları yüksek belirsizlikler içerecektir. Aşama III, Mühendislik ve İmalat Geliştirme aşaması

maliyetlerinin ise; kullanıcı isterlerinin netleşmiş olması, bu isterleri karşılayacak teknolojik kabiliyetlerin kazanıldığı ve üründe kullanılabileceğinin gösterilmiş olması nedeniyle belirli bir sistematik çerçevesinde hesaplanması mümkündür. Ancak Aşama III’ün başında teknolojik olgunluğun ve yeterliliğin değerlendirmesi en doğru şekilde yapılmalıdır. Son 2 aşamaya (IV ve V) ait maliyetler de ürünün teknik özellikleri, operasyon gereklilikleri ve kullanıcının operasyon ihtiyacına göre oluşturduğu program çerçevesinde geliştirilecek çeşitli yöntemlerle

hesaplanabilmektedir. Nitekim Amerika gibi çeşitli gaz türbinli motor projelerine imza atmış ülkelerde özel şirketler, araştırma kuruluşları ve devlet kurumlarında bu maliyetlerin hesaplanması için ekipler oluşturulmakta ve program bütçeleri kontrol altında tutulmaktadır.

Şekil 1’de verilen ABD Savunma Tedarik Yönetim Sisteminin, aşamaları arasında bazı kilometre taşları ve net çıktıları da tanımlanmıştır. Örnek olarak, Ülkemizde teknoloji geliştirme ve ürün geliştirme süreçleri farkı hakkında tartışmalar mevcutken, ABD Savunma Tedarik Yönetim Sistemi bu iki süreci Aşama II ve III olarak ayırmıştır. Bu anlamda, Aşama II ve III’ün arasında “kilometre taşı B” olarak net bir onay noktası tanımlanmıştır (DoD, 2008).

3. MALİYET TAHMİN YÖNTEMİ

ABD Sayıştay (US Government Accountability Office- GAO), maliyet tahmin yöntemi geliştirirken 12 temel adıma dikkat edilmesini tavsiye etmektedir (GAO, 2009);

1. Maliyet tahmininin amacının belirlenmesi
2. Maliyet tahmini planı oluşturulması
3. Proje (veya Program) özelliklerinin belirlenmesi
4. Maliyet tahmini yapısının belirlenmesi (iş dağılım ağacı vb.)
5. Temel kural ve varsayımların belirlenmesi
6. Verilerin toplanması
7. Baz maliyet tahmininin yapılması ve bağımsız bir çalışma ile karşılaştırılması
8. Duyarlılık analizi yapılması
9. Risk ve belirsizlik analizi yapılması
10. Çalışmaların dokümantasyonunun yapılması
11. Yönetim onayına sunulması
12. Gerçekleşen maliyetler ve değişiklikler ışığında veri tabanının güncellenmesi

Literatürde maliyet hesabı için genel olarak 3 farklı yöntem kullanılmaktadır. Bu çalışmada maliyet tahmininin yapılabilmesi için literatürdeki temel kural ve varsayımlar incelenerek bir örnek incelenmiştir.

Tüme Varım: Bu hesaplama yönteminde motor konfigürasyonuna büyük oranda karar verilmiş olunmalıdır. Motora ait tüm sistem ve alt sistemlere ilişkin, tasarım, analiz, malzeme maliyeti, prototip imalat maliyeti ve test süreleri ile ihtiyaç duyulan personel sayıları hesaplanarak geliştirme maliyeti hesaplanır. Baz motor konfigürasyonuna ve performans isterlerini karşılayacak teknolojilere uzman personelin karar vermesi gerekmektedir. Bu yöntemi uygularken dikkat edilmesi gereken önemli nokta yeni teknolojik gelişmeler ışığında sistemde yeni malzeme, proses veya yöntemlerin uygulanması gerekliliklerinin hesaba dahil edilmesidir (Younossi vd., 2002).

Kıyaslama ile hesaplama: Özellikle bir benzerinden türetilerek (derivative) geliştirilecek motorların geliştirme maliyetlerinin hesaplanması için geliştirilmiş bir yöntemdir. Bu yöntemde tüme varım yönteminden farklı olarak sadece değişiklik yapılacak komponentle ilgili bölüm bütçesi güncellenir ve toplam proje maliyeti hesaplanır. Böylece maliyet hesabı için gerekli süre kısalmaktadır (Younossi vd., 2002).

Parametrik hesaplama: Parametrik hesaplama yöntemi, ilk iki yöntemden daha farklı olarak temel istatistiksel yöntemlerin uygulandığı ve motora ilişkin teknik özelliklerin (itki, ağırlık, türbin giriş sıcaklığı vb.) kullanıldığı bir yöntemdir. Parametrik hesaplama yönteminde genel olarak regresyon analizi kullanılır. Aşağıda çoklu en küçük kareler regresyon analizinin genel formülü verilmiştir (Younossi vd., 2002):

$$\ln Y = \beta_0 + \sum_i \beta_i \ln X_i + \varepsilon \quad (1)$$

Yukarıdaki denklemde X, bağımsız değişken; Y: Bağımlı Değişken; β_0 , X=0 olduğunda bağımlı değişkenin alacağı değer (kesim noktası), β_i : regresyon katsayısı; ε , hata terimidir. Parametrik hesaplama yönteminde logaritmik değerlerin kullanılması hata oranlarının ve karşılaştırmaların yüzdesel olarak yapılmasına olanak tanır. Oluşturma süreci oldukça zor olan parametrik metod bir kez doğrulandığında takip eden projelerin maliyet hesabının yapılma süresi kısalmaktadır.

Maliyet tahminleri projenin başında yapılıp sona erene kadar kullanılan statik bir doküman değildir. Projenin her aşamasında sürekli güncellenmekte ve tahmin hassasiyeti iyileştirilmektedir. Sürekli güncellenen maliyet hesaplama araçlarının tahmin hassasiyeti proje tanımı netleştikçe artar. Projenin tanımı (konu, kapsam, hedeflenen çıktılar vb.) netleştikçe tahmin hassasiyeti iyileşmektedir (DoE, 2011).

4. MALİYET TAHMİN MODELLERİ

Bu çalışmada parametrik hesaplama yöntemi ile geliştirilen ve literatürde bulunan 4 farklı maliyet hesaplama yaklaşımı incelenmiştir. Çalışmalar farklı tarih aralıklarında yapıldığından ABD İstatistik Kurumu tarafından yayınlanan enflasyon oranları dikkate alınarak geliştirme maliyetleri günümüz ABD dolarına çevrilmelidir. Aşağıdaki formülleri verilen Model 1, 2001 yılı; Model 2, 1980 yılı; Model 3, 1980 yılı; Model 4 ise 1993 yılı ABD dolarına göre hesaplama yapmaktadır:

- o **Model 1:** RAND 2002–Maliyet Hesaplama Yaklaşımı (Younossi vd., 2002)

$$y = e^{-24.429+4.027 \ln T/T} \quad (2)$$

- **Model 2:** Monte Carlo Simülasyonu ile Maliyet Hesaplama Yaklaşımı (Culy ve Gossen, 1984)

$$y = 0.0872T^{0.8927} \quad (3)$$

- **Model 3:** RAND 1982–Maliyet Hesaplama Yaklaşımı (Birkler, 1982)

$$y = -845.8 + 0.005T + 249,8M + 0.313TiT \quad (4)$$

- **Model 4:** NASA Maliyet Hesaplama Yaklaşımı (Peffley vd., 1996)

$$y = 7.4871T^{0.511} \quad (5)$$

Bu çalışmada verilen maliyet modelleri sadece Aşama III'ü kapsamaktadır (Aşama I, II, IV, V dahil değildir). Örnek vermek gerekirse Aşama III'e gelmek için gerekli ve önce gerçekleştirilmesi gereken Aşama II "Teknoloji Geliştirme" faaliyetleri ile Aşama IV'te olacak uçak/motor entegrasyonu ve uçuş testlerinin maliyetlerini içermemektedir. Ayrıca herhangi bir yatırım kalemini (tasarım, imalat, test bina ve ekipmanları) kapsamamaktadır.

Modellerin türetilmesi için kullanılan gerçek maliyet değerlerinin birçoğu gizlilik nedeniyle literatürde verilmemiştir. Üstelik bu değerler ABD'nin farklı veri tabanlarında farklılık göstermektedir. Yapılan motor geliştirme projelerinde birçok etken (teknoloji seviyesi, yeni veya türev motor olması, proje kapsamı vb.) nedeniyle modellemelerdeki hata payı yüksektir (Younossi vd., 2002).

Konunun değerlendirilmesi için sırasıyla, F-22 ve F-35 savaş uçaklarında kullanılan F119 ve F135 motorları örnek uygulama için seçilmiştir (Şekil 2-3). Bu motorların özet tasarım parametreleri Tablo 1'de verilmiştir.



Şekil 2: F-35 savaş uçağı F135 motoru (Pratt & Whitney, 1996)

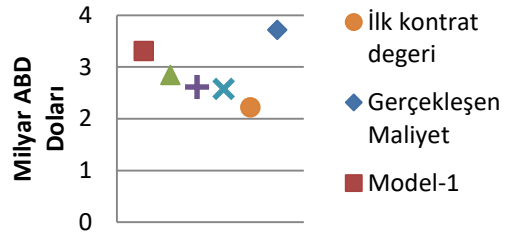


Şekil 3: F-22 savaş uçağı F119 motoru (Pratt & Whitney, 1996)

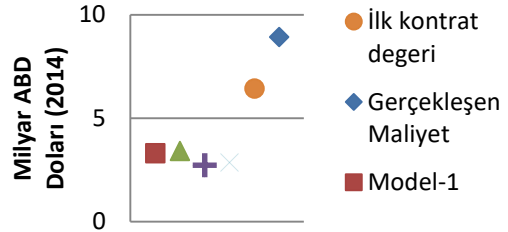
Tablo 1: Varsayılan motor parametreleri (Younossi vd., 2002), (Pratt & Whitney, 1996)

	F119	F135
İtki seviyesi	155,7 kN (35000 lb)	191,3 kN (43000 lb)
TiT	1922 K (3000 F)	1922 K (kabul)
Azami uçuş hızı (Mach)	2	2

Seçilen F119 ve F135 askeri turbofan motorlarının Mühendislik ve İmalat Geliştirme aşaması maliyetleri literatürde bulunan 4 farklı yöntemle hesaplanmıştır. Bu sonuçlar ayrıca literatürdeki ilk kontrat ve gerçekleşen maliyetleri (Skira, 2002; GAO, 2010) ile de 2014 yılı ABD doları mertebesine göre karşılaştırılmıştır (Şekil 4-5).



Şekil 4: F119 motoru maliyet karşılaştırması



Şekil 5: F135 motoru maliyet karşılaştırması

Şekil 4'te F22 savaş uçağına ait F119 motoru geliştirme maliyet modelleri sonuçları ile gerçekleşen ve ilk kontrat değerleri verilmiştir. Bu motorun ilk kontrat değeri 2014 ABD dolarına çevrilmiş olarak \$2,22 milyar dolar (1991 yılı 1,36 milyar ABD doları) iken proje \$3,72 milyar dolar civarında tamamlanmıştır (Skira, 2002). Maliyet modellerinin hepsi ilk kontrat değerinin üzerinde sonuç vermiştir. Ancak gerçekleşen değer bu sonuçların üzerinde olmuştur.

Şekil 5'te ise, F35 uçağına güç veren F135 motoru geliştirme maliyet modelleri sonuçları ile gerçekleşen ve ilk kontrat değerleri verilmiştir. İlk kontrat değerinin 2001 yılında \$4,8 milyar dolar

(2014 yılı eşdeğeri 6,43 milyar ABD doları) olmasına rağmen gerçekleşen maliyetin \$2,5 milyar dolar artışla, \$7,3 milyar dolara (2014 yılı eşdeğeri $6,43+2,5=8,93$ milyar ABD doları kabul edilebilir) ulaşacağı tahmin edilmektedir (GAO, 2010). Maliyet modellerinin hepsinin ilk kontrat değerinin altında sonuç verdiği görülmektedir. Maliyetinin fazla olmasının bir nedeni de F135 motorunun birkaç farklı versiyonda geliştirilmesi ve diğer motorlarda yaygın olmayan ek bileşenlere sahip olmasıdır. STOVL (kısa mesafede kalkış ve dikey iniş) versiyonunda Şekil 2'de görüldüğü gibi ön kısma entegre olan dikey itki sağlayan "lift fan" isimli bir fan, yanlarda denge sağlayıcı itki veren 2 adet "roll post" ve yatay/dikey eksenler arasında 95 derece hareket edebilen itki yönlendirme (thrust vectoring) kabiliyetine sahip bir egzoz bileşeni genel olarak motorun geliştirme maliyetini artırmaktadır. STOVL versiyonundaki "lift fan", "roll post" ve itki yönlendirici egzoz bileşenlerinin geliştirilmesi Rolls-Royce İngiltere şirketi tarafından yapılmaktadır. Rolls-Royce firmasına ait bu işpaketinin toplam değeri 1 milyar dolardır (projenin yaklaşık %20,8'i) (Rolls-Royce, 2008). Ancak gerçekleşen değer bu sonuçların üzerindedir. Maliyet artış nedenleri arasında, işçilik ve malzeme fiyatlarındaki artışlar, tedarikçi sorunları ve motor paalesindeki sorunun tekrar tasarım yoluyla giderilişi vb. sayılmaktadır (GAO, 2010).

JSF (müşterek taaruz uçağı) olarak ta adlandırılan F-35 uçağı sisteminin toplam geliştirme maliyeti 2001 yılında \$34,4 milyar dolardan 2012 itibarıyla %60 artışla \$55,2 milyar dolara çıkmıştır (GAO, 2013). Bunun sebeplerinden birisi, JSF uçağının 2001'de sistem geliştirme fazına "olgunlaşmamış kritik teknolojiler" ile girmesi olarak belirtilmiştir (GAO, 2005).

5. TEKNOLOJİ HAZIRLIK SEVİYESİ VE RİSK FAKTÖRLERİ

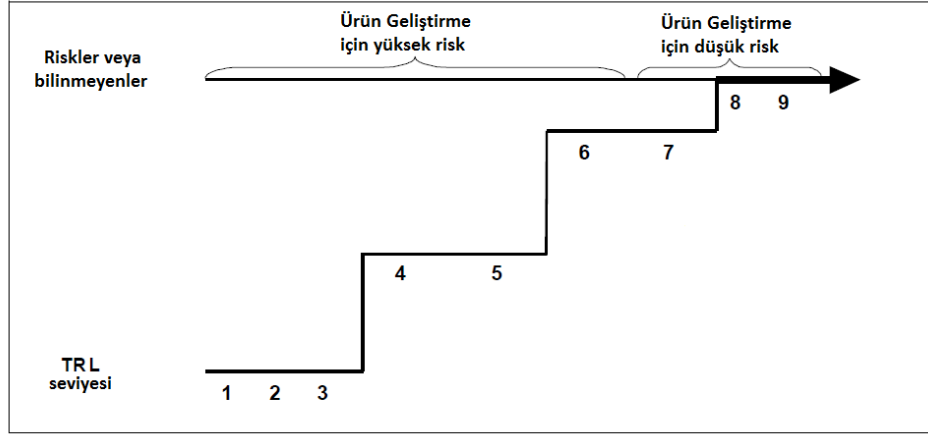
Teknoloji Yönetimi, firmaların teknolojiden en üst düzeyde yararlanmasını, teknolojik gelişmelere uyum sağlanmasını ve bu değişimlerin bizzat firmalar tarafından yaratılmasını hedefler (Ünsal, 2009). Projelerin tedarik sürecinde yer alan organizasyonlar, hızla değişen rekabet ortamında, maliyet, zaman ve performans risklerini en aza indirgeyerek daha az kayıp süre ve daha düşük

maliyetle daha yüksek performansa sahip projeleri hayata geçirebilecek mekanizmaların, süreçlerin veya metodolojilerin arayışı içindedirler. Bu doğrultuda geliştirilmiş çözümlerden bir tanesi de olgunluk değerlendirme araçlarıdır (Babaçoğlu vd., 2009). Teknoloji Hazırlık Seviyesi (TRL: Technology Readiness Level), belirli bir teknolojinin olgunluğunun değerlendirilmesini sağlayan ve farklı teknolojiler arasında olgunluğun tutarlı bir şekilde karşılaştırılmasına imkân veren sistematik bir ölçüm sistemidir (Mankins, 1995). TRL metriği, ilk olarak 1980'lerde NASA Goddard Uçay Uçuş Merkezi tarafından uzay teknolojisinin riskini ve hazırlığını değerlendirmek amacıyla kullanılmaya başlanmıştır. Kullanımında görülen faydalar nedeniyle, ABD Sayıştayı (GAO) tarafından ABD'nin büyük savunma tedarik projelerinde kullanılması önerilmiştir ve 1999'dan itibaren kullanılmaktadır (Fernandez, 2010). Tablo 2'de NASA Teknoloji Hazırlık Seviyeleri (TRL) açıklamalı olarak verilmiştir. Bu metrik son yıllarda Ülkemizde önde gelen savunma kuruluşlarında (TEI, TUSAŞ, Roketsan vb.) devlet kurumları (TUBİTAK vb.) araştırma enstitülerinde (TUBİTAK SAGE vb.) yer yer kabul görmüş ve kullanılmaya başlanmıştır.

Ürün geliştirme projeleri sürecinde kullanılan teknolojilerin TRL seviyeleri ile projenin maliyet ve takvim parametrelerinin arasında bir ilişki olduğu görülmüştür. Yeni bir ürün geliştirme projesinde kullanılması düşünülen teknolojilerin olgunluk seviyesi (TRL), projenin maliyetini ve süresini etkilemektedir. ABD Sayıştayı GAO tarafından incelenen ABD savunma ve ticari teknoloji geliştirme proje örnekleri göstermektedir ki; ürün geliştirme projelerinde kullanılacak teknolojilerin olgunluk seviyesi yüksek ise bu programların başarılı olma şansı daha fazladır (GAO, 1999). Başka bir deyişle, projede daha olgun teknolojilerin kullanımı, bu projenin hedeflerine ulaşmasına daha fazla yardım edecektir. Bir ürün geliştirme programına olgunlaşmadan dahil edilen teknolojiler daha sonra bu ürünlerde maliyet artışı ve takvimsel gecikmelere sebep olmuştur. Şekil 6'da teknoloji olgunlaşma seviyesi TRL6 olarak gösterilmiş ve bu seviyenin altındaki teknolojiler ile ürün geliştirme sürecinde başlanması yüksek risk olarak değerlendirilmiştir.

Tablo 2: NASA teknoloji hazırlık seviyeleri (Mankins, 1995)

TRL 1 – Temel prensiplerin gözlenmesi (Fikir oluşturma)
TRL 2 – Teknoloji konseptinin formüle edilmesi
TRL 3 – Konseptin deneysel kanıtlanması
TRL 4 – Laboratuvar ortamında teknolojinin doğrulanması
TRL 5 – İlgili ortamda teknolojinin doğrulanması
TRL 6 – İlgili ortamda teknolojinin denenmesi
TRL 7 – Gerçek çalışma ortamında sistem prototipin performans gösterimi (uçuş testinin yapılması)
TRL 8 – Sistemin tamamlanması ve kalifiye edilmesi (uçuş ile kalifiye edilmiş sistem)
TRL 9 – Çalışma ortamında gerçek sistemin kanıtlanması (operasyonel olarak sistemin kanıtlanması)



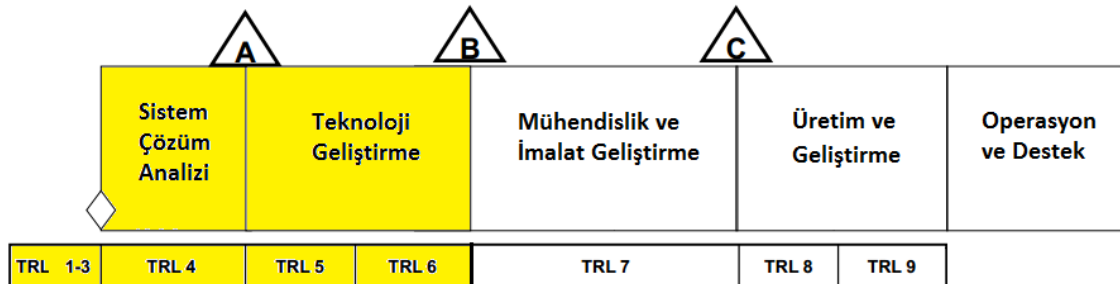
Şekil 6: TRL seviyelerinin ürün geliştirme sürecine getirdiği risk miktarı (GAO, 1999)

ABD Sayıştay GAO'nun 54 savunma projesi üzerindeki incelemesine göre; projelerin sadece %15'i sistem tasarımına (kilometre taşı B sonrası, bkz. Şekil 1) olgun teknoloji ile başladılar (TRL 7). Olgunlaşmamış teknolojiler kullanan projeler ortalama olarak 41% maliyet artışı ve 13 ay takvimsel gecikme ile karşılaştılar (GAO, 2005).

Savunma tedarik sistemlerinin mühendislik ve imalat geliştirme aşamasına (Aşama III, bkz. Şekil 1) olgunlaşmamış teknolojiler ile giren projelerde maliyet artışı ve gecikme sorunları olması nedeniyle ABD Kodu 10, Başlık kısım 2366b'de kilometre taşı B onayından önce teknolojinin ilgili ortamda gösterimini (TRL 6 seviyesine getirilmesini) şart koşturmaktadır (DoD, 2008). Bu Aşama II ve III arasında kesin bir onay noktası ve süreç kilometre taşıdır. Bu noktada teknoloji hazırlık

seviyesi metriği ve teknoloji hazırlık seviyesi değerlendirme araçları devreye girmektedir. Başarılı bir kilometre taşı B değerlendirmesi için bu metrik ve değerlendirme araçlarının kullanımı şarttır. Bu anlamda tedarik yönetim sistemi süreci ve TRL seviyelerinin düzenlenmesi Şekil 7'de verilmiştir (Keenan, 2013).

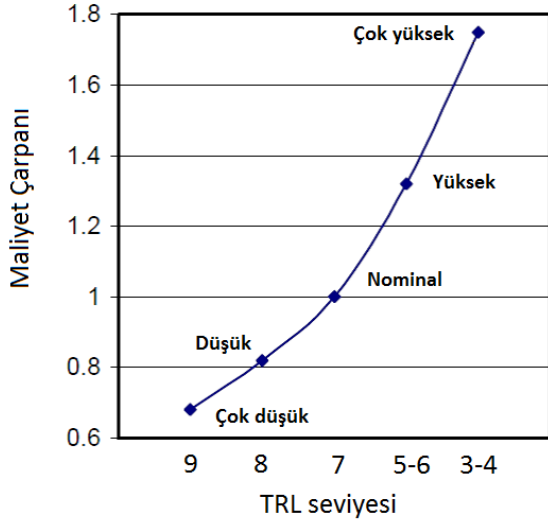
Maliyet tahmini modellerinde dahil edilmesi gereken en önemli risk faktörlerinin başında teknoloji riski gelmektedir (Valerdi ve Kohl, 2014). Teknoloji riskine ait maliyet çarpanları Tablo 3'te açıklanmış ve Şekil 8'de verilmiştir. Görüldüğü üzere TRL seviyesinin düşük olduğu durumlarda risk faktörü maliyet çarpanı sayısal olarak artmaktadır.



Şekil 7: Tedarik yönetim sistemi süreci ve teknoloji hazırlık seviyeleri hizalaması (Keenan, 2013)

Tablo 3: Teknoloji riski maliyet çarpanları (Valerdi ve Kohl, 2014)

	Çok Düşük	Düşük	Nominal	Yüksek	Çok Yüksek
Olgunlaşma eksikliği	Teknoloji kanıtlanmış ve endüstride yaygın olarak kullanılmakta	Gerçek kullanım ile kanıtlanmış ve yaygın uyarılma için hazır	Pilot projelerle kanıtlanmış ve üretim işleri için kullanıma hazır	Pilot kullanım için hazır	Hala laboratuvarında
Hazırlık eksikliği	Operasyonel olarak kanıtlanmış (TRL9)	Kavram kalifiye edilmiş (TRL8)	Kavram gösterimi yapılmış (TRL7)	Teknoloji doğrulanmış (TRL 5-6)	Kavram tanımlanmış (TRL 3-4)
Eskime	(Eskime sözkonusu değil)	(Eskime sözkonusu değil)	Teknoloji en modern seviyede	Teknoloji eskimeye başlamış, kısa vadede yeni ve daha iyi teknoloji	Teknoloji eskimiş ve yeni sistemlerde kullanımında kaçınılmalı
Maliyet çarpanı	0,68	0,82	1,0	1,32	1,75



Şekil 8: Teknoloji riski maliyet çarpanları (Valerdi ve Kohl, 2014)

6. SONUÇLAR

Bu çalışmada askeri turbofan motoru geliştirme projeleri için (Aşama III) literatürde geçen 4 farklı maliyet tahmin modeli ve gerçek değerler ile karşılaştırmaları verilmiştir. Bunlara ek olarak maliyet tahminlerini önemli ölçüde etkileyebilecek teknoloji riski tanımlanmıştır. Maliyet tahminlerini etkileyen teknoloji riski ise kilometre taşı B'de (bkz. Şekil 1) geçiş metriği olarak ta kullanılan TRL seviyelerine endeksli olarak tahmin edilebilmektedir. Ülkemizde ve dünyada çeşitli geliştirme projelerinde tahmin edilenin üzerinde maliyet ve süre artışı olmasının en önemli sebeplerinden biri de savunma tedarik sistemi sürecinin uygulamasında ve teknoloji riski öngörülerindeki eksikliklere bağlanabilir.

Sonuç olarak bu çalışmada anlatılan savunma tedarik sistemi süreci ABD örneği, maliyet tahmin yöntemleri,

askeri turbofan geliştirme maliyet tahmin modelleri ve örnek hesaplamaları, teknoloji hazırlık seviyesi metriği ve değerlendirme araçları ile buna bağlı maliyet risk çarpanları birbirleri ile ilişkili ve bir bütün olarak özetlenmiştir. Ülkemizdeki savunma projeleri kapsamında tedarik süreç yönetimi (ArGe'ye dayalı) ile teknoloji seviye ve risklerinin anlaşılması ve buna göre icra edilmesi, projelerde maliyet ve takvim sınırları içinde kalmayı kolaylaştırıcı ve başarı oranını artırıcı bir etken olacaktır.

SEMBOLLER DİZİNİ

- M : Mach sayısı
T : itki
TiT : türbin giriş sıcaklığı
X : bağımsız değişken
y : mühendislik ve imalat geliştirme aşaması maliyeti (Aşama III, bkz. Şekil 1)
Y : bağımlı değişken (bkz. Denklem (1))
- ### Yunan Harfleri
- β_0 : $X=0$ için bağımlı değişkenin değeri
 β_i : regresyon katsayısı
 ε : hata terimi

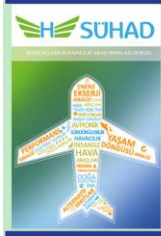
KAYNAKLAR

- Babaçoğlu, S., Akgün, İ., Kayhan, A., "Sistem Geliştirme Projelerinde Kullanılan Olgunluk Değerlendirme Araçları Üzerine Bir Literatür Araştırması", Savunma Bilimleri Dergisi; 13-1, 1-36, 2014
- Birkler, J.L., Garfinkler, J.B., Marks, K.E., "Development and Production Cost Estimating Relationships for Aircraft Turbine Engines", RAND, USA, 1982
- Culy, D., Gossen, J., "Monte Carlo Simulation of the Engine Development Process", Journal of Aircraft,

- 1984
- DoD, Directive “The Defense Acquisition System (5000.01)”, Department of Defense, USA, 2007
- DoD, Instruction “Operation of the Defense Acquisition System (5000.02)”, Department of Defence, USA, 2008
- DoE, “Cost Estimating Guide (DOE G 413.3-21)”, Department of Energy, USA, 2011
- Fernandez, A., “Contextual Role of TRLs and MRLs in Technology Management”, Sandia National Laboratories, USA, 2010
- GAO, “Best Practices: Better Management of Technology Development Can Improve Weapon System Outcomes (GAO/NSIAD-99-162)”, Government Accountability Office, USA, 1999
- GAO, “Defense Acquisitions: Assessments of Selected Major Weapon Programs (GAO-05-301)”, Government Accountability Office, USA, 2005
- GAO, “Cost Estimating and Assesment Guide (GAO-09-3SP)”, Government Accountability Office, USA, 2009
- GAO, “Joint Strike Fighter, Additional Costs and Delays Risk Not Meeting Warfighter Requirements on Time (GAO-10-382)”, Government Accountability Office, USA, 2010
- GAO, “F-35 Joint Strike Fighter, Restructuring Has Improved the Program, but Affordability Challenges and Other Risks Remain (GAO-13-690T)”, Government Accountability Office, USA, 2013
- Gencer, C., İncel, S., “Tümleřik Ürün ve Süreç Geliştirme Tekniđinin Mühendislik-Geliştirme Tabanlı Üretim Projelerinde Uygulamasına Ait Bir Uygulama”, Gazi Üniversitesi Mühendislik-Mimarlık Fakültesi Dergisi, 17-4, 1-14, 2002
- Güler, Ç.U., “Türk Hava Kuvvetlerinde Malzeme İhtiyaç Planlaması”, Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi, 5-3, 35-45, 2012
- Keenan, B., “Capabilities Development and System Acquisition Management”, Army Force Management School (AFMS), USA, 2013
- Mankins, J.C., “Technology Readiness Levels, A White Paper”, Advanced Concepts Office, Office of Space Access and Technology, NASA, USA, 1995
- Müslüm, S., Topcu, M.K., Mala, M., “Savunma Tedarikinde Güncel Yaklaşımlar: Evrimsel Tedarik Stratejisi ve Türkiye Açısından Bir Değerlendirme”, Savunma Bilimleri Dergisi, 9-2, 91-115, 2010
- Peffley, A., Hagen, J., Bock, R., “A User's Manual for Developing Cost Estimating Relationships”, NASA Contractor Report 194428 (D658-10343-1), USA,
- 1996
- Pratt & Whitney, F135 ürün brořürü, http://www.pw.utc.com/F135_Engine, 2012
- Rolls-Royce, Basın Büleni, http://www.rolls-royce.com/news/press_releases/2008/231208_liftsystem_delivery.jsp, 2008
- Skira, C.A., “Reducing Military Aircraft Engine Development Costs through Modeling and Simulation”, RTO AVT Symposium on Reduction of Military Vehicle Acquisition Time and Cost through Advanced Modelling and Virtual Simulation, RTO-MP-089, France, 2002
- Turan, Ö., Karakoç, T.H., “Arđyanmalı ve Ayrık Akışlı Turbofanlarda Fan Basınç Oranı ve Bypass Oranıyla Toplam Verimin Değişiminin İncelenmesi”, Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi, 4-2, 67-76, 2009
- Ünsal, E., “Dinamik Bir Yetenek Olarak Teknoloji Yönetimi: Teknoloji Yönetimi Yeteneđi” Savunma Bilimleri Dergisi, 8-2,167-189, 2009
- Valerdi, R., Kohl, R., “An Approach to Technology Risk Management”, Engineering Systems Division Symposium, 2014
- Younossi O., Arena M., Lorell R., Mason J. ve Graser J. C., (2002), “Military Jet Engine Acquisition: Technology Basics and Cost-Estimating Methodology”, RAND, USA.

SORUMLULUK REDDİ (Disclaimer)

Bu makalede bulunan tüm fikir ve görüşler sadece yazarına ait olup, ALP Havacılık A.ř. veya başka bir kurum veya kuruluşun resmi görüşünü yansıtmaz.



YENİ AIRFOİLLERİN PROFİLLERİNİN AERODİNAMİĞİNİN KARŞILAŞTIRILMASI

Münir SUNER¹

¹Istanbul Teknik Üniversitesi, Denizcilik Fakültesi Gemi Mühendisliği, 34940 Tuzla İstanbul, Türkiye, msuner@itu.edu.tr

DOI: [10.23890/SUHAD.2016.0105](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2016.0105)

ÖZET

Uçan sistemlerin airfoillerinin profillerinin yapıları, basınç alanını, direnci ve buna bağlı olarak sistemlerin verimlerini, yakıtı, hatta yakıt nedeni ile çevreye olan etkilerini değiştirmektedir. Bu nedenle airfoillerin profillerinin dizaynı çok önemlidir. Ayrıca aynı sebepten dolayı, analitik çözümün ve yeni airfoillerin profillerinin alanyazına büyük katkısı olacaktır. Bu çalışmada, yeni airfoillerin profilleri tasarlanmış ve aerodinamiği analitik olarak potansiyel akım teorisine göre incelenmiştir. Burada yeni altı adet airfoillerin profilleri üretilerek katı cisim modellemesi ile dizayn edilmiştir. Önce bu farklı profillerin kompleks potansiyel fonksiyonları elde edilmiş ve daha sonra akım fonksiyonları çıkarılmıştır. Bunların akım çizgileri, hız dağılımları, basınç dağılımları bulunmuştur. Bu airfoillerin aerodinamiği karşılaştırılmıştır. Airfoillerin profillerinin katı cisimleri, etraflarındaki akım çizgileri, hız dağılımı ve üzerlerindeki basınç dağılımları Matlab programı ile gösterilmiştir.

Anahtar kelimeler: Aerodinamik dizayn, Potansiyel akış, Basınç dağılımı, Airfoil, Analitik modelleme

COMPARISON OF THE AERODYNAMICS OF NEW AIRFOILS PROFILES

ABSTRACT

Airfoils' structures of flying systems affects the pressure field, resistance, and accordingly the performance of the system, also the fuel and even changes the influence of fuel on environment. So the design of airfoils' profiles are of importance. For this reason analytical solution and new profiles design are very big contribution for the literature. In this study the aerodynamic of new different airfoils' profiles have been generated and analysed through the analytical potential flow theory. Here six new airfoils' profiles have been designed by solid modelling after generating different sections. The firstly generated the complex potential functions of these different profiles and then stream functions of them have been derivated. Streamlines of flow, velocity and pressure distribution of the airfoils' profiles have been determined. Aerodynamics of the airfoils' profiles have been compared. Solid modelling of airfoils' profiles, streamlines of flow, velocity field and pressure distribution around them have been illustrated with Matlab.

Keywords: Aerodynamics, Design, Potential flow, Pressure distribution, Airfoil, Analytical solution

1. GİRİŞ

Uçan sistemler için kanat performansı çok önemlidir. Cisim uçarken en önemli unsurlardan biri airfoiller etrafındaki akış ve bu akışın analitik dizaynıdır. Buna bağlı olarak sürünme katsayısı, hız ve basınç dağılımı airfoillerin verimliliğini etkilemektedir. Bu sebeple, söz konusu airfoillerin etrafındaki akımın modellemesi burada açıkça belirtilmiştir; Airfoillerin profillerinin geometrisi de enerji verimini etkileyen en önemli faktörlerden biridir. Bir airfoil profilinin katı geometrisi ile etrafındaki akımın analitik modellemesi dikkate alınmalıdır ve bunlara göre basınç, hız alanları

belirlenebilir. Konu ile ilgili alanyazın taraması yapılmış, airfoillerle ilgili çok çalışma olsa da bu şekilde sınırlı sayıda çalışma yakın olduğu düşünülen çalışmalar dikkate alınmıştır. Konuyla ilgili yakın çalışmalar aşağıda özetlenmiştir.

L.M. Schroeder ve arkadaşları, 1989, salınımlı düz plaka bir airfoilin viskoz aerodinamiğinin analitik tahmini üzerinde yerel ölçekte çalışmışlardır. Sürekli ve zamana bağımlı viskoz akım alanları ile ilgili çözümleri, yerel olarak geliştirdikleri analitik çözümlerden elde etmişlerdir. Başka bir çalışmada (J.M. Wolff, S. Fleeter, 1990), Reynolds sayısı değerleri orta seviyede olan sıkıştırılmaz laminar

bir akım içerisindeki düz plaka bir airfoilin zamana bağımlı olmayan, viskoz, çapraz rüzgâr aerodinamiklerini analiz etmek amacıyla matematiksel bir model geliştirilmiştir. Sürekli akımda ise önce, doğrusal olmayan konvektif devrelerin Navier-Stokes eşitliğinde yerel ölçekte doğrusallaştırılması gerçekleştirilmiştir. Daha sonra, Reynolds sayısı ve düşürülen frekansın, airfoilde zamana bağımlı aerodinamikler oluşturan çapraz rüzgâr üzerindeki önemli etkileri gösterilmiştir. Yapılan bir çalışmada (M.V. Cook, 2007) bir uçağın uçuş ve taşıma nitelikleri incelenmiş, uçak sınıflandırılmış ve uçuş safhası tanımlanmıştır. Bu çalışma aynı zamanda bir uçağın dizaynının önemini vurgulamış; bu sebeple, tasarımcı en yüksek uçuş kalitelerini elde edebilmek için tasarımlar ve değerlendirici başarıyla tamamlandığını teyit eder. Ning H.J. ve arkadaşlarının, 2015 çalışmasının sonuçları değişken kesitli kirisin titreşim karakteristiklerinin hesaplanmasında kullanılan yarı analitik yöntemin yüksek hızda uçan profil çubuğun aeroelastik deformasyonunun analizinde uygulandığını göstermiştir. Bu sonuçlara yarı analitik yöntem ile ulaşılmıştır. R.C. Lock and J. Bridgewater, 1967,'ın çalışması, transonik ve süpersonik hızlarda etkili bir şekilde yolculuğu amaçlayan ok kanat gövde birleşimlerinin dizaynı için kapsamlı bir yöntem öne sürmüştür. Bu yöntem günümüzde sesaltı hızlarda kullanılan geliştirilmesini hedeflemektedir ve kanatlarda iki-boyutlu bir kanat kısmının üstündeki, kritik engelleme artış Mach sayısının hemen altındaki (ses altı akışta) bir akıma (bir anlamda) eşdeğer bir akım yaratmayı amaçlamaktadır. Bu, kanatlar üzerinde hedeflenen belli bir basınç dağılımını sağlayacak şekilde, kanatlar ve gövdenin birlikte dizayn edilmesiyle gerçekleştirildi. Bir araştırma incelemesinde (Reckzeh D., 2003) ilk airbus uçakların yüksek kaldırma dizaynlarındaki deneyimler, dizayn çalışması için gerekli başlıca araçlar (hesaplamalı akışkanlar dinamiği ve rüzgâr tüneli testi) ve alınan onay sunulmuştur. Ayrıca, gelecek nesil uçaklar için yeni yüksek kaldırma içeriklerinin geliştirilmesi için kullanılacak araştırma programlarına dikkat çeken bir yan görüşe yer verilmiştir. Megaliner yüksek kaldırma kanadının geliştirilmesi için tanımlanan çalışma optimize edilmiş genel bir dizayna duyulan ihtiyaçtan yola çıkılarak yürütülmüştür. Yolculuk sırasındaki çeşitli etkileşimler, kanat, destek ve devreye alma sistemi dizaynları vurgulanmıştır, bu da olabilecek en iyi dengeli çözümlere ön ayak olmuştur. Mukesh R. ve arkadaşları, 2012, çalışmalarında aerodinamik şekillerinin optimizasyonunun çözümlenmesinde optimizasyon algoritmasını kullanmışlardır. Çalışmanın sonucuna göre, parçacık sürü optimizasyonu şeması çeşitli olası çözümler arasında en iyisini bulmada daha etkilidir. Ayrıca PSO'nun daha etkili bir gezgin olarak kabul edilen

GA ile kıyaslandığında daha fazla sömürme karakteristikleri gösterdiği görülmüştür. Zakharov V. E. ve arkadaşları, 2002, açılı korur toplam ve Fourier bileşimine dayalı potansiyel akışlara ve iki boyutlu bir yüzeye sayısal çözümler sağlayan yeni bir yöntem geliştirip öne sürmüşlerdir. Suner M., 2015, serbest ve sınırlı akışkan ortamlarda katı bir cisim etrafındaki akım modellemesi üzerinde çalışmıştır. Suner M. ve diğerleri, 2015, potansiyel akım teorisini kullanarak delikli Rankine ovali hidrodinamiğinin analitik analizini yapmışlardır. Suner M. sınırsız akış ortamında uçan iki-boyutlu cisimlerin aerodinamiğinin analitik analizini araştırmıştır.

Alanyazında yer alan yukarıdaki çalışmalar genel olarak özetlendiğinde, airfoiller ve uçan cisimlerle ilgili potansiyel akışların, viskoz akışın, uçan cisimler etrafındaki etkileşimlerin, maddelerin veya nesnelerin hareketlerinin, yüzey hareketlerinin ve uçan gövdeye benzer nesnelerin simülasyonlarının incelendiği anlaşılmaktadır. Ancak airfoillerin profilleri üzerinde bu şekilde analitik aerodinamik çalışma ilk defa literatürde ele alınmıştır.

Bu çalışmanın amacı makro ve mikro mühendislik sistemleri içinde küçük ölçekli projeleri yürütmede özellikle airfoillerin verimlerinin artırılması ve analitik çözümlerin üretilmesi için analitik ve sayısal yöntemleri uygulayarak her türlü araştırma ve incelemeyi kısıtlanmadan gerçekleştirebilmek açısından aerodinamik probleminin çözümüne katkıda bulunmaktır.

Problem: iki-boyutlu potansiyel akış teorisinden yararlanılarak bir matematiksel modelleme yapılmış; ardından, nümerik modelleme çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Sınırsız akışkan ortamında farklı airfoillerin profillerinin aerodinamiği potansiyel akış teorisini kullanılarak incelenmiştir. Daha sonra girdap ve çift akımlardan faydalanarak airfoillerin oluşumunun akım fonksiyonu elde edilmiştir; böylece, hız, basınç ve kuvvet alanlarına analitik olarak ulaşılmıştır. Bu çalışmada, farklı yeni airfoillerin profillerinin aerodinamik dizaynı yapılmakta ve bu yeni farklı airfoiller karşılaştırılmaktadır. Bu çalışmanın literatürde böyle bir dizayn ile ilgili yapılan ilk araştırma örneği olacağı kabul edilmektedir. Airfoillerin analitik dizaynı tamamen yenilikçi bir konsepttir.

2. METODOLOJİ AEROFİLLERİN MATEMATİKSEL MODELLEMESİ

2.1. Problemin Tanımı

Bu araştırma kapsamında incelenecek bir nesne olduğu varsayılan airfoillerin profillerinin geometrik şekli uçan cismin yapısı gibidir. Hava ortamının serbest akım yönü uçuş yönüyle aynı olabilir. Dolayısıyla uçan cismin hava sahasının akımı yönünde ilerleyebilir. Akış ortamı ideal, sürekli, sıkıştırılmaz ve sınırsız kabul edilmektedir. İki-boyutlu airfoillerin profillerinin

hareketi analitik olarak potansiyel akış teorisi ile belirlenmiştir.

Sınırsız bir akım ortamındaki airfoillerin profilleri etrafında oluşan iki boyutlu akımların hareketini incelemek amacıyla genel akım, noktasal girdaplar kullanılacaktır. Konu, sınırsız akış ortamında ele alınacaktır. Sınırsız akışkan ortamdaki airfoillerin profillerinin yapıları farklı uzunlukla kalınlıkta ve açılardadır.

2.2. Hipotez

Hava sahası sürekli, akışkan ideal ve sıkıştırılmazdır, ($\frac{\partial}{\partial t} \equiv 0$, $\mu = 0$, $\rho = \text{sabit}$),

girdap potansiyeli ($\bar{\omega} = 0$), hız alanı ($\vec{V} = \nabla\phi = \text{grad}\phi$), tek faz akım, akım ses altı hızdadır. ($Ma \leq 0.3$)

Burada; μ dinamik viskoziteyi gösterir (kg/ms), ρ yoğunluk (kg/m³), V hız (m/s), ω açısal hız (rad/s), t zaman (s), $F(z)$ ise potansiyel fonksiyondur, (m).

Bu doğrultuda, hareketin potansiyel fonksiyonu süreklilik eşitliğinden ve Laplace diferansiyel denkleminin $\nabla^2\phi = 0$ çözümünden elde edilir.

2.3. İki Boyutlu Potansiyel Akış Teorisi

Potansiyel akış teorisinden bilindiği gibi;

$z = x + iy = r.e^{i\theta}$ 'nin aşağıda belirtildiği şekilde kompleks potansiyeli $F(z)$, potansiyel fonksiyonu ϕ , akım fonksiyonunu ψ , hız alanını \vec{V} , basınç alanını P , kuvvet alanını \vec{F} temsil ettiği düşünülmektedir. Denklem (1), ... , Denklem (6). Akım fonksiyonuna ait akım fonksiyonu ve potansiyel fonksiyon aracılığıyla elde edilen hız ve basınç alanlarına Matlab programı yardımıyla gösterilmiştir.

Kompleks potansiyel fonksiyon Denklem (1) de olduğu gibi akım fonksiyonu ve hız potansiyelinin toplamına eşittir.

$$F(z) = \phi + i\psi \quad (1)$$

Hız alanı akışın potansiyel bir fonksiyondan veya akım fonksiyonundan elde edilmiştir ve Denklem (2)'de gösterilmektedir

$$\vec{V} = u\vec{i} + v\vec{j} = \nabla\phi = \frac{\partial\phi}{\partial x}\vec{i} + \frac{\partial\phi}{\partial y}\vec{j} = \frac{\partial\psi}{\partial y}\vec{i} - \frac{\partial\psi}{\partial x}\vec{j} \quad (2)$$

Hız sonucu ve Bernoulli teoreminde yararlanılarak Denklem (3) 'teki gibi yazılır.

$$|\vec{V}|^2 = u^2 + v^2$$

$$p_1 + \frac{\rho}{2}|\vec{V}_1|^2 = p_2 + \frac{\rho}{2}|\vec{V}_2|^2 \Rightarrow p_2 = p_0 + \frac{\rho}{2}(|\vec{V}_2|^2 - |\vec{V}_1|^2) \quad (3)$$

Bu eşitlikte P_0 ortam basıncıdır (N / m²), \vec{V}_1 , ve \vec{V}_2 enerji eşitliği yazılana kadar dikkate alınır. Kuvvet alanı eşitliği Denklem (4)'te gösterildiği gibidir.

$$\vec{F} = \iint p\vec{n}.d\sigma = \iint \left(p_0 + \frac{\rho}{2}(|\vec{V}_2|^2 - |\vec{V}_1|^2) \right) \vec{n}.d\sigma \quad (4)$$

Burada, $P_1 = P_\infty$ ve $V_1 = U_\infty$ elde edilmiştir. Aynı anda birden fazla akımın olması durumunda süperpozisyon teorisine göre kompleks potansiyel fonksiyonları toplanır (Denklem 5). Akım fonksiyonu, hız alanı ve basınç alanı bu yeni elde edilen fonksiyona göre düzenlenir.

$$F(z) = F_1(z) + F_2(z) + \dots + F_n(z) \quad (5)$$

3. AIRFOİLLERİN KATI MODELLENMESİ

3.1 Airfoillerin Katı Profillerinin Modellemesi

Airfoil katı modeli girdap, genel akım ve uçan nesnenin dış duvarının birleştirilmesiyle ortaya çıkmıştır. Bu duvarların bulunması konusuna ise ayrıca değinilecektir. Süperpozisyon teorisine göre ayrı olarak elde edilen Airfoillerin profillerinin dış duvarı için fonksiyonları toplanmış ve böylece kompleks potansiyel fonksiyonu için Denklem 6 da olduğu gibi elde edilir.

Genel akım, girdaplar farklı fonksiyonların birleşimi olan, kompleks ve belirli bir gövde yapısına sahip katı airfoillerin profillerinin oluşturulması amacıyla kullanılır ve bu iki-boyutlu potansiyel akım teorisi ile üretilebilirler. Katı airfoil yapısı etrafındaki akım fonksiyonu, hız ve basınç alanları sınırsız bir akışkan ortamında analitik olarak üretilebilir ve hız alanı ile basınç alanı bu teoriden yararlanılarak yazılabilir.

Potansiyel akış teorisi kompleks airfoil etrafına uygulandığında kompleks potansiyel fonksiyonu Denklem 6'da görüldüğü gibi yazılabilir. Noktasal girdap merkezleri alinyasında ilk defa bu makalenin yazarı tarafından araştırılan airfoillerin yeni üretilen profillerine göre uygulanmıştır.

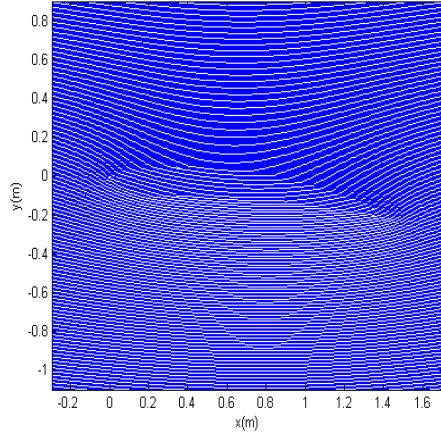
$$F_{\text{airfoil}}(z) = F(z) + U_\infty z = U_\infty z + \lim_{n \rightarrow \infty} \sum_{j=1}^n \frac{q}{i} \log(z - z(j)) \quad (6)$$

3.2 Airfoil Profillerinin Akım ve Potansiyel Fonksiyonu

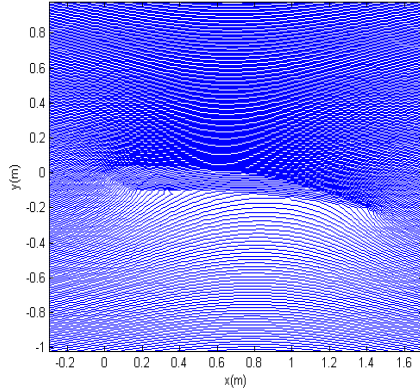
Kompleks potansiyel fonksiyonundan (Denklem 6) yola çıkarak airfoillerin profillerinin potansiyel akımının akım çizgileri ve potansiyel fonksiyonuna Denklem 7'de gösterildiği gibi ulaşılabilir. Airfoillerin katı cismi ve katı isim etrafındaki akış, varsayılan airfoillerin profilleri, noktasal girdaplar ve genel akım ile elde edilir. Airfoillerin profillerinin katı duvarı, y' nin, x' e bağlı fonksiyonu tanımlandıktan sonra, bu dış duvar üzerinde noktasal girdaplar yerleştirilerek ve genel

akımla süperpozisyon teorisine göre toplanarak elde edilmiş ve böylece kompleks potansiyel fonksiyonu için Denklem 6'ya ulaşılmıştır.

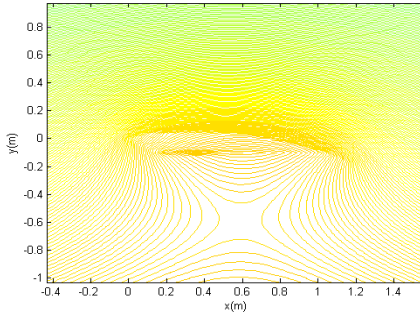
$$\psi_{airfoil}(x, y) = U_{\infty} y - \lim_{n \rightarrow \infty} \sum_{j=1}^n q \left[\log(x - x(j)) + (y \mp y(j))^2 \right] \quad (7)$$



(a)



(b)



(c)

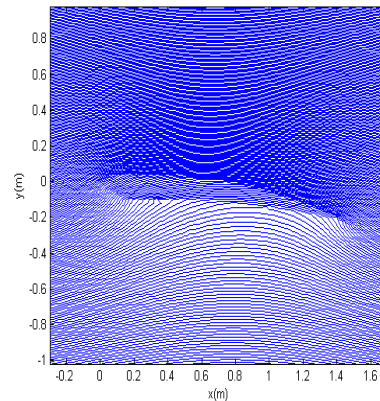
Şekil 1: Farklı airfoillerin profillerinin katı cisim modelleri ve akım çizgileri; a) airfoil 5, b) airfoil 2, c) airfoil 3

Denklem 7 uygulamalarıyla elde edilen airfoillerin profillerinin katı modeli ve etraflarındaki akım çizgileri Şekil 1'de görülmektedir. Şekil 1a' da airfoil profili 5, Şekil 1b'de airfoil profili 2 ve Şekil 1c de airfoil profili 3 katı modeli ve etrafındaki akım çizgileri görülmektedir. Bu çözüm sayesinde airfoiller etrafındaki akım çizgileri gibi,

geometrinin lift kuvveti üzerindeki etkisi açıkça görülebilmektedir.

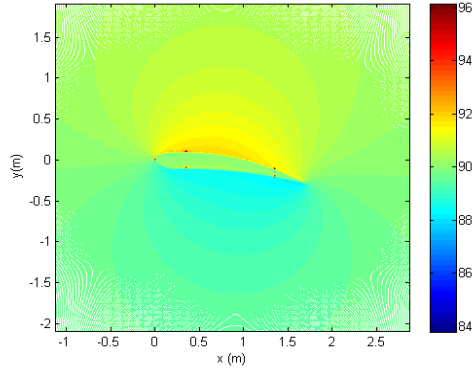
3.3 Airfoil Profilleri Üzerindeki Hız ve Basınç Alanı

Denklem 2 kullanıldığı takdirde hız alanı eşitlikleri ile hız dağılımı sonucuna ulaşılabilir ve bunu takiben Bernoulli Teoremi kullanılarak airfoil profilleri etrafındaki basınç dağılımı belirlenebilir. Şekil 2'de airfoil katı modeli ve etrafındaki akım, airfoil profili üzerindeki hız ve basınç dağılımları ve farklı seviyelerde, ön ve arka tarafında farklı seviyelerde hız ve basınç değişimleri yer almaktadır. Şekil 2a'da katı cisim modeli akış çizgileri net biçimde görülebilir, Şekil 2b'de airfoil profili üzerindeki hızın dağılımı görülmektedir. Buna göre airfoil profili üzerindeki hız, profilin altındaki hıza göre daha yüksektir. Profilin üst tarafında öne doğru daha yüksektir ve profilin altında çıkışa doğru en alt düzeydedir. Hız dağılımının profil geometrisine bağlı olarak değiştiği açıkça görülmektedir. Şekil 2c'de airfoil profili üzerindeki basınç dağılımında basıncın profilin altındaki basıncın üstteki basınca göre daha yüksek olduğu ve bunun lift kuvvetine sebep olduğu görülecektir. Profilin üst tarafında öne doğru daha en düşük ve profilin altında çıkışa doğru en üst düzeydedir. Şekil 2d' de hızın profilin üzerinde daha yüksek olduğu ve altta düştüğü grafikten anlaşılmaktadır. Şekil 2e, 2f' de grafiklerden ise airfoil profili altındaki basıncın airfoil altındakinden daha düşük olduğu, arkasındaki basıncın ön basınçta daha yüksektir. Basınç dağılımı ve lift kuvvetinin airfoil profilin giriş geometrisine, hücum açısına, airfoil profilinin kıvrımına ve airfoil profilinin dış yapısına bağlı olarak değiştiği anlaşılmaktadır. Basınç üstte düşük ve altta yüksektir. Kanadın çıkışında basıncın arttığı da görülebilir.

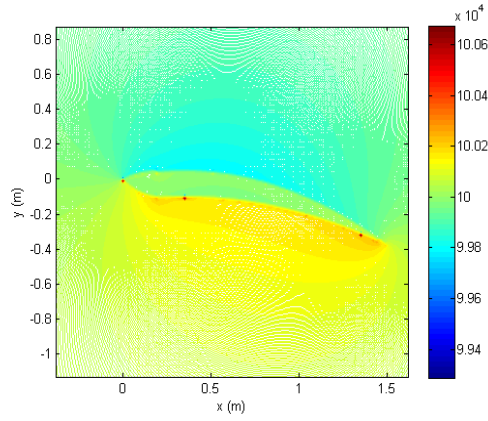


(a)

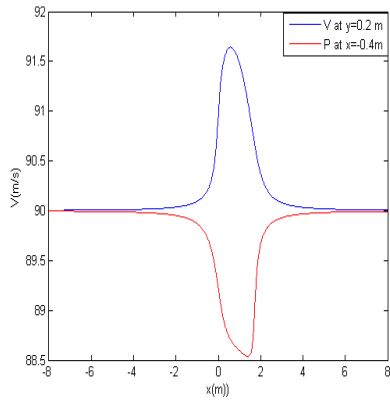
Şekil 2: Airfoil2 katı modeli etrafındaki; a) akım çizgileri, b) hız dağılımı, c) basınç dağılımı d) Farklı seviyelerde alt ve üst hız değişimi, e) ön ve arka basıncı, f) üst ve alt tarafında farklı seviyelerde basınç değişimi



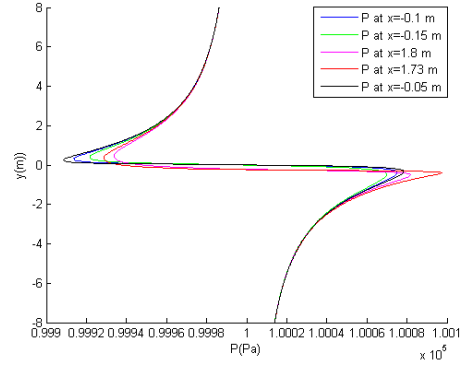
(b)



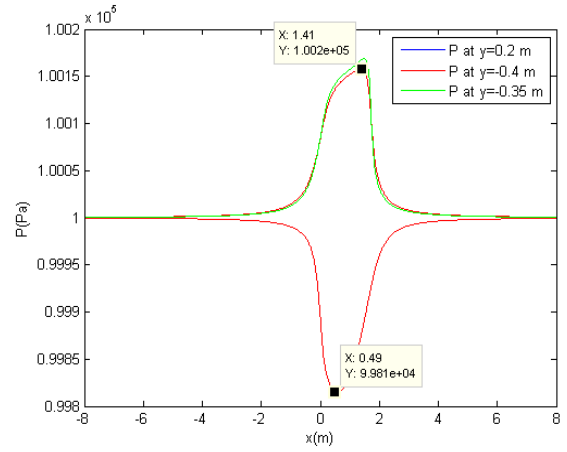
(c)



(d)



(e)

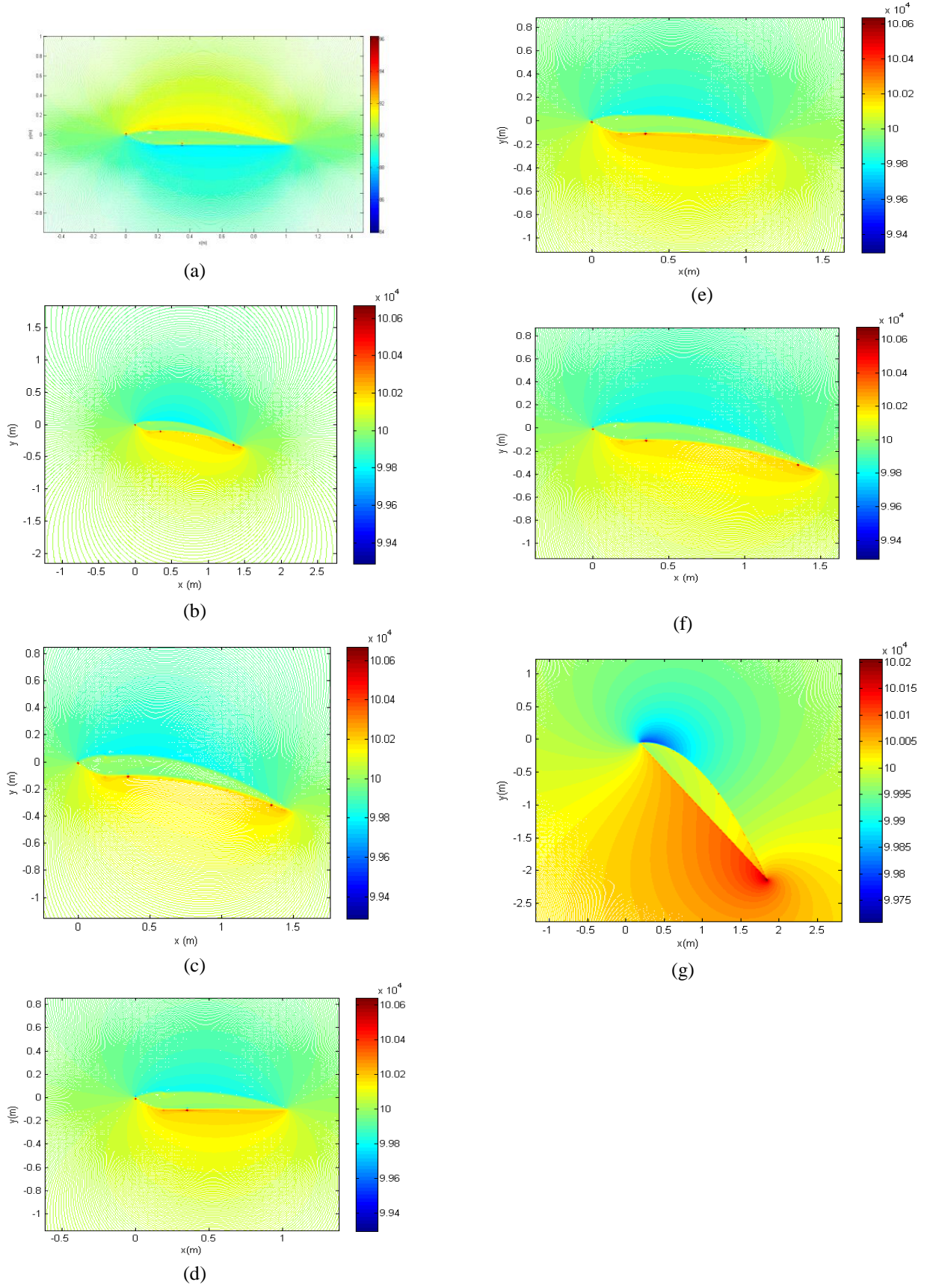


(f)

Şekil 2: Airfoil2 katı modeli etrafındaki; a) akım çizgileri, b) hız dağılımı, c) basınç dağılımı d) Farklı seviyelerde alt ve üst hız değişimi, e) ön ve arka basıncı, f) üst ve alt tarafında farklı seviyelerde basınç değişimi (Devam)

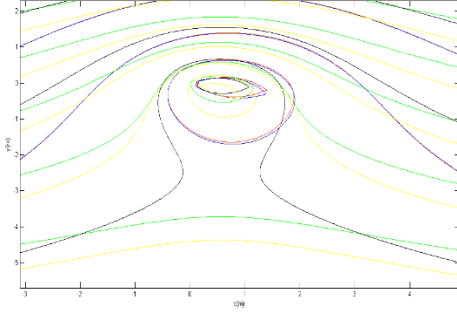
Şekil 2: Airfoil2 katı modeli etrafındaki; a) akım çizgileri, b) hız dağılımı, c) basınç dağılımı d) Farklı seviyelerde alt ve üst hız değişimi, e) ön ve arka basıncı, f) üst ve alt tarafında farklı seviyelerde basınç değişimi (Devam)

Şekil 3'te airfoillerin profilleri üzerindeki hız ve basınç dağılımları görülmektedir. Şekil 3a' da airfoil3 üzerindeki hız dağılımı, Şekil 3b'de airfoil1 basınç dağılımı, Şekil 3c'de airfoil2 basınç dağılımı, Şekil 3d'de airfoil3 basınç dağılımı, Şekil 3e'de airfoil4 basınç dağılımı, Şekil 3f'de airfoil5 üzerindeki basınç dağılımı, Şekil 3g'de airfoil6 basınç dağılımı görülmektedir. Hücum açısı arttıkça basınç farkı değişmektedir. Hücum açısına bağlı olarak değişimler net olarak okunabilir. Airfoil profilinin uzunluğu, kalınlığı oluşan itme ve lift kuvvetinde önemli rol oynamaktadır.



Şekil 3: Airfoillerin profilleri üzerindeki, a) airfoil3 hız dağılımı, b) airfoil1 basınç dağılımı, c) airfoil2 basınç dağılımı, d) airfoil3 basınç dağılımı, e) airfoil4 basınç dağılımı, f) airfoil5 basınç dağılımı, g) airfoil6 basınç dağılımı

Şekil 4'te ilk beş airfoilin profilinin akım çizgileri ve bu profillerin lift kuvveti etkisi görülmektedir. Bu teoride noktasal girdap kullanıldığından bunlar üzerinde oluşan lift kuvveti büyüklüğü akım çizgisinden belirlenebilir.



Şekil 4: Airfoillerin profillerinin lift kuvvetine etkisi

4. SONUÇ ve DEĞERLENDİRME

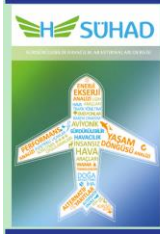
Bu çalışmada farklı profillerden oluşan iki-boyutlu airfoiller araştırılmış ve katı gövdeleri potansiyel akış teorisi yöntemi ile analitik olarak üretilmiştir. Farklı profillerin kompleks potansiyel fonksiyonları bulunmuştur. Airfoil profillerinin katı cisim geometrisi, akım fonksiyonları çıkarılmış, basınç alanları fonksiyonların analitik olarak bulunmuş ve Matlab programı ile gösterilmiştir. Airfoiller etrafındaki basınç dağılımı ve hız alanı belirlenmiş ve Matlab programı ile gösterilmiştir. Sonuçlara göre, söz konusu airfoillerin hucum açısı, profilleri, uzunlukları ve kalınlıkları verimi ve basınç alanı önemli derecede etkilemektedir. Bu çözümler ile geometrinin basınç ve kuvvet alanı ile enerji verimliliği üzerindeki etkisi anlaşılabilir. Ayrıca bu çözümler teorik ve pratik anlamda eşleştirilmiştir. Verimleri açıkça görülmektedir ve literatür ile uyum içindedir.

SEMBOLLER DİZİNİ

F(z)	Kompleks potansiyel fonksiyonu, (m)
F	Kuvvet (N)
P	Basınç (kg/ ms ²)
u	x- eksenindeki hız bileşeni, (m / s)
V	Hız, (m / s)
v	y- eksenindeki hız bileşeni, (m / s)
y(j)	Noktasal girdabın y eksenindeki konumu, (m)
x(j)	Noktasal girdabın x-eksenindeki konumu, (m)
q	Noktasal girdabın şiddeti, (m ² /s)
μ	Dinamik viskozite, (kg/ms)
ρ	Kütleli yoğunluk (kg / m ³)
φ	Potansiyel fonksiyonu, (m ² / s)
ψ	Akım fonksiyonu, (m ² / s)

KAYNAKLAR

- Cook M.V., 2007. Flying and Handling Qualities . Flight Dynamic Principles (Second Edition), Pages 240-273
- Janson, Carl E., Potential flow panel method for calculation of free surface flow with lift, Doctor Savhandlingar vid chalmers Tekniska Hogskola, 1997, 1277.
- Lock R.C., Bridgewater J., 1967, Theory of aerodynamic design for swept-winged aircraft at transonic and supersonic speeds Progress in Aerospace Sciences, Volume 8, Pages 139-228
- LI J., Gao Z., Huang J., K Zhao K. August 2013 Aerodynamic design optimization of nacelle/pylon position on an aircraft. Chinese Journal of Aeronautics, Volume 26, Issue 4, Pages 850-857
- Mukesh R., Pandiyarajan R., Selvakumar U., Lingadurai K. 2012 Influence of Search Algorithms on Aerodynamic Design Optimisation of Aircraft Wings Procedia Engineering, Volume 38, 2012, Pages 2155-2163
- Schroeder L.M., Wolff J.M., Fleeter S. 1989. Locally analytical prediction of the viscous aerodynamics of an oscillating flat plate airfoil Mathematical and Computer Modelling, Volume 12, Issue 6, Pages 707-719
- Ning H., Nan-Peng Feng, Tan-Hui Wu, Cheng Zhang, Hao Wang, march 2015, Semi-analytical method for calculating aeroelastic effect of profiled rod flying at high velocity. Defence Technology, Volume 11, Issue 1, Pages 85-92
- Suner M., Sınırlı olmayan akışkan ortamda uçan iki boyutlu yüzey airodinamiğinin analitik analizi, Uluslararası Sürdürülebilir Havacılık Konferansı, Temmuz 2015, İstanbul
- Suner M. 2015 Modeling of flow around a solid body in free and restricted fluidal mediums, chapter by Springer
- Suner M., Salci S.A., Yigit K.S., Kandemir Ilyas. 2015. Analytical analysis of hydrodynamics of the perforated Rankine oval, ocean engineering, 108, 227-240
- Reckzeh D., March 2003 Aerodynamic design of the high-lift-wing for a Megaliner aircraft. Aerospace Science and Technology, Volume 7, Issue 2, , Pages 107-119
- Wolff J.M., Fleeter S., 1990. Viscous unsteady gust aerodynamics of a flat plate airfoil by a locally Analytical method. Computers & Mathematics with Applications, Volume 19, Issue 6, 1990, Pages 27-36



BİR HELİKOPTER MOTORUNUN ENERJİ VE EKSERJİ ANALİZİ

Kahraman ÇOBAN¹, C. Özgür ÇOLPAN², T. Hikmet KARAKOÇ³

¹Fen Bilimleri Enstitüsü, Uçak-Gövde-Motor ABD, Anadolu Üniversitesi, TR-26470, Eskişehir, Türkiye

²Makine Mühendisliği Bölümü, Dokuz Eylül Üniversitesi, Buca, İzmir, 35397, Türkiye

³Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Anadolu Üniversitesi, TR-26470, Eskişehir, Türkiye

DOI: [10.23890/SUHAD.2016.0106](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2016.0106)

ÖZET

Turboşaft motor en basit hali ile helikopter rotoru gibi bir üniteye shaft gücü sağlamak için kullanılan bir gaz türbin olarak tanımlanabilir. Bu çalışmada, askeri helikopterde kullanılan bir turboşaft motorunun enerji ve ekserji analizleri yapılmıştır. Yapılan çalışmanın temel amacı ise, motorun performansını incelemek ve motor modüllerindeki ekserji yıkımlarını belirlemektir. Tüm hesaplamalar, dört farklı yük değerinde (test #1 için 284 N·m, test #2 için 436 N·m, test #3 için 547 N·m ve test #4 için 579 N·m) yapılmış ve analizler teorik termodinamik performans değerlendirmeleri ve yer testlerinden elde edilen verilerle birlikte gerçekleştirilmiştir. Göreli tersinmezlik, yakıt tüketim oranı, üretkenlik kaybı, geliştirme potansiyeli gibi ekserjetik performans parametreleri incelenmiştir. Tüm modüller arasında en yüksek ekserji yıkım değerine sahip olan yanma odası modülünün ekserji yıkım değerleri ise test #1 için 1170.30 kW, test #2 için 1474.50 kW, test #3 için 1650.12 kW ve test #4 için 1702.50 kW olarak elde edilmiştir. Ayrıca ekserji yıkım değerinin toplam ekserji yıkım değerine oranı test #2'de en yüksek değeri (88.81%) yanma odası için elde edilirken; bu oranın en düşük değeri (0.75%) yine test #2'de yüksek basınç türbininde elde edilmiştir. Bu çalışmanın, motorun farklı yüklerdeki performans iyileştirme potansiyelini belirleyerek gelecekteki tasarım iyileştirme çalışmalarına katkı sağlayabileceği değerlendirilmektedir.

Anahtar Kelimeler: Ekserji Analizi, Gaz Türbin, Turboşaft Motor, Enerji Analizi

ENERGY AND EXERGY ANALYSIS OF AN HELICOPTER ENGINE

ABSTRACT

By definition, a turboshaft engine is simply a gas turbine used to deliver shaft power such as to a helicopter rotor. This paper presents the energetic and exergetic analyses of a turboshaft engine which is used for military helicopter at various load values. The main objectives of this study are to assess the performance of the engine and to calculate the amount of exergy destructions in the components of the engine. The calculations were performed at four different load values (284 N·m for test #1, 436 N·m for test #2, 547 N·m for test #3 and 579 N·m for test #4) and all analyses were performed and presented on the basis of the experimental engine ground test data together with a theoretical thermodynamic performance evaluation. The exergetic performance parameters, such as the relative exergy destruction, the fuel depletion ratio, the productivity lack, the improvement potential were also investigated. The exergy destruction values for the combustion chamber, which has the highest exergy destruction among all the components, were calculated as 1170.30 kW, 1474.50 kW, 1650.12 kW, and 1702.50 kW for tests #1, #2, #3 and #4, respectively. In addition, the ratio of the exergy destruction to the total exergy destruction was obtained to be the highest in combustion chamber (88.81%) at test #2; whereas this ratio was found to be the lowest in the high-pressure turbine (0.75%) at test #2. This study would help to identify the performance improvement potential of the engine at various loads which may lead to design improvements in future.

Keywords: Exergy Analysis, Gas Turbine, Turboshaft Engine, Energy Analysis

1. GİRİŞ

Küresel enerji ve çevre sorunları nedeniyle, araştırmacılar, bilim insanları ve politikacılar

ekonomik konuları da hesaba katarak enerji sistemlerinin verimliliğinin artırılması ve çevre sorunlarının (örn. hava kirliliği, iklim değişikliği ve

termal kirlilik) azaltılması ile ilgili çözümlere ilgi duymaktadır. Bu nedenle, son yıllarda daha fazla endüstriyel sektör sürdürülebilir enerji teknolojilerine yatırım yapmaktadır. Güç sistemlerinde enerji tasarrufunu artırmak, enerji harcamalarını azaltmak ve çevre ile dost güç sistemlerini geliştirme için sürdürülebilir çözümlere yatırım yapan havacılık endüstrisi de bu sektörler arasındadır (Atılğan vd., 2013). Bu sektörde, ciddi küresel çevre sorunlarına yol açan jet motor emisyonları ciddi önem verilmektedir. (Brasseur ve Gupta, 2010) havacılığın tüm taşımacılık sektöründeki fosil yakıt emisyonlarının 13%'ünden ve antropojenik karbondioksitin 2%'sinden sorumlu olduğunu ortaya çıkarmıştır. Jet yakıtın yanması sonucu ortaya çıkan karbondioksit (CO₂), su buharı, ozon (O₃), nitrik oksit (N₂O) ve metan (CH₄) gibi sera gazlarının 1995 yılı değerlerinin 2050 yılına kadar 200% ile 500% arasında artması tahmin edilmektedir (Norton, 2014). Teknolojik çözümlerinin etkinliği ile ilgili en iyimser senaryo karşısında dahi, havayolu taşımacılığına olan güçlü ilgi nedeniyle 2036 yılındaki havacılık kaynaklı CO₂ emisyonlarının 2006 yılındaki değerlerinden 2.5 kat daha fazla olması beklenmektedir (European Commission, 2013). Çevresel endişelere ek olarak, doğrudan operasyon maliyetinin 20% ve 50% ye kadar da çıkabilen oranda sorumlusu olan yakıt maliyetleri de güç sistemlerindeki geliştirme etkenlerinden biridir. Böylece, hava yolları ve dolaylı olarak üreticiler yakıt tasarrufu ile ilgili teknolojilere çok büyük ilgi duymaktadır (Lee ve Mo, 2011). Sonuç olarak, yakıt tasarrufu sürdürülebilir bir havacılık endüstrisi için olmazsa olmaz bir konudur. Fakat, ekonomik ve çevresel endişeleri hesaba katarak bir yandan motorun daha iyi bir performansla sahip olmasını amaçlarken diğer yandan da yakıt tasarrufunu iyileştirmek için çalışma, motor tasarımcıları için çözümü zor bir problem olarak ortaya çıkmaktadır.

Enerji dönüştürücü bir sistemin performansı, enerji ve ekserji konseptleri kullanılarak termodinamik olarak incelenebilir. Bu konseptler literatürde termodinamik ve sürdürülebilir analizlerde kullanılmıştır (örn. Rosen vd., 1999, Bejan ve Siems, 2001 ve Kotas, 1995). Enerji analizi enerjinin miktarını dikkate alırken, ekserji analizi enerjinin kalitesi ile ilgilenmektedir. Ekserji, bir prosesin çevre ile denge gelirken elde edilebilecek en yüksek teorik iş olarak tanımlanmaktadır (Moran vd., 2011). Ekserji, sistemin verimsizliğine neden olan enerjinin bozulmasını açıkladığı için, yıkımların tipi, yeri ve büyüklüğünün belirlenmesinde kullanılabilir. Böylece, tasarımcılar en yüksek ekserji yıkımının olduğu komponenti belirleyerek enerji sistemini buna göre modifiye edebilirler (Tai vd., 2014). Sonuç olarak, birçok mühendis ve bilim insanı, daha fazla fikir vermesi ve enerji analizine göre verimliliğin artması çalışmalarında daha yararlı olması nedeniyle,

termodinamik performansın en iyi ekserji analizi ile değerlendirilebileceğini belirtmektedir (Dincer ve Rosen, 2005).

Turboşaft motorlar genellikle yüksek güç ihtiyacı olan yerlerde kullanılmakta ve emniyetli, küçük boyutlu ve yükte hafif güç üretim sistemleri olmaları nedeniyle tercih edilmektedir. Kullanım yerlerinden biri helikopterler için tahrik sistemleridir. Bu tip motorlar turboprop motorlara benzemekte ve platformdaki transmisyon kutusuna türbin modülünden tahrik alan motor şaftı bağlanmaktadır. Turboşaft en basit tanımı ile dönen bir silindirik şaftı tahrik eden bir gaz türbindir. Bu şaft da açıklandığı şekilde, helikopter rotoruna bağlanarak dönmesini sağlamaktadır. Bunun için gerekli mekanik enerji, motora giren ortam havasının ve yakıtın yakılması sonucu ortaya çıkan termal enerjinin dönüştürülmesi ile elde edilir. Motor çalışması sırasında, güç türbini hızı kontrol sisteminin yakıt miktarını ayarlaması ile sabit tutulmaktadır. Turboşaft motorunun optimize edilmesi, tüm sistem performansının iyileştirilmesi ve özgül yakıt tüketimi ile kirlenici emisyonların azaltılması için önemlidir. Turboşaft motorun çalışma prensibinin termodinamik kurallara dayanması nedeniyle, platformların tasarımlarında ekserji ve termodinamik optimizasyon metodlarının gerekliliği ortaya çıkmaktadır (Bejan ve Siems, 2001). Bu metodlar ile motor verimi ve yakıt tasarrufu artırılabilir, ayrıca çevresel etkiler önemli oranda azaltılabilir.

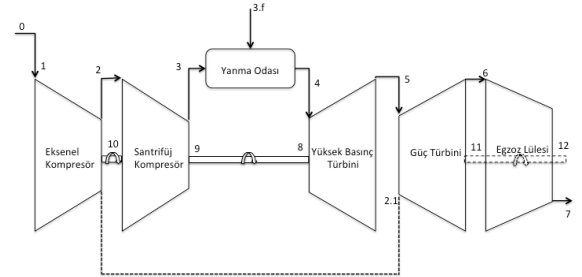
Havacılık motorlarında ekserji analizi uygulamaları birçok çalışma literatürde bulunmaktadır. (Tona vd., 2010) uçak motorlarına ekserjetik yöntemleri uygulamışlardır. Yazarlar tüm görev zarfında motor performansını incelemiş ve farklı ölü hal noktalarının analiz sonuçlarında kritik olduğunu bulmuşlardır. (Etele ve Rosen 2001) bir turbojet motorunda farklı referans çevre modellerinin etkilerini deniz seviyesinden 15000 m'ye kadar farklı irtifalardaki durumlar için ekserji analizi ile incelemişlerdir. Bu çalışma sonucu, motorun verimi deniz seviyesinde 16.9% ve 15000 m'de 15.3% olarak elde edilmiş, sonuç olarak verimin artan irtifa ile birlikte azaldığı ortaya çıkarılmıştır. (Ballı vd., 2008), J69-T25 turbojet motorunun enerji ve ekserji performansını incelemiş ve ekserji verimini 34.84%, en yüksek ekserji yıkımını da yanma odasında 3.7 MW olarak bulmuşlardır. (Turgut vd., 2007), bir turbopan motoru için deniz seviyesi ve 11000 m irtifada ekserji analizi uygulamıştır. Bu çalışmada, her bir motor modülündeki ekserji yıkımları ile ekserji verimleri elde edilmiştir. 48.1% ile en yüksek ekserji yıkımı artıcıda ve deniz seviyesinde elde edilmiş, bu modülü sırasıyla 29.7% ile egzoz, 17.2% ile yanma odası ve son olarak 2.5% ile de türbin izlemiştir. (Şöhret vd., 2016), bir turboprop motorunun performansını incelemek için ekserji analizinde yararlanmıştır. Motorun enerji ve ekserji verimleri sırasıyla

27.89% ve 26.74% olarak bulunmuştur. (Ballı ve Hepbaşlı 2013), bir T56 Turboprop motorunu değerlendirmiştir. Tüm motorun ve modüllerinin enerjetik ve ekserjetik analizleri farklı yükte çalışma koşulları için hesaplanmıştır. Sonuç olarak en yüksek ekserji yıkım değerinin yanma odasında olduğu ve motorun yük değerleri arttıkça ekserji yıkım değerinin de arttığı görülmüştür. (Aydın vd., 2012), bir CT7 turboprop motorunda deneysel verilere ve sonucunda elde edilen performans parametrelerine dayanarak farklı yük değerleri için ekserjetik değerlendirme yapmışlardır. Çalışma sonucunda, tüm modüller için geçerli olmak üzere, tork değeri arttıkça ekserji yıkım değerleri de artmakta ve en düşük yıkım değeri motor için en yüksek yük değerinde elde edilmiştir. Son olarak, benzer bir Makila 1A1 motoru için yeni bir çalışma yapılmıştır (Turan ve Aydın, 2016). Yazarlar, motorun en yüksek güç değerinde motor ve modüller için enerji ve ekserji analizini yapmışlardır. Çalışmaya göre, motorun ekserji verimi 27.5% olarak elde edilmiştir. Ayrıca, ekserji verim değerleri kompresör için 83.8%, güç türbini için 88.6%, yanma odası için 80.6% ve gaz jeneratör türbini için de 91.4% olarak bulunmuştur. Bu çalışmada, bir turboşaft motoru için enerji ve ekserji analizleri yapılarak farklı yük koşullarındaki performansı incelenmiştir. İncelenen turboşaft motoru dünya çapında farklı iklim koşullarında kullanılan gelişmiş bir helikopter motorudur. Çalışmanın asıl amacı ise motorun ana modüllerinin ekserji verimlerini ve ekserji yıkım değerlerini belirleyerek aynı zamanda bazı ekserjetik performans değerlendirme parametrelerini de hesaplamaktır. Bu parametreler ise göreceli tersinmezlik, yakıt tüketim oranı, üretkenlik kayıp oranı ve geliştirme potansiyeli olarak tanımlanabilir. Bu çalışmanın literatürdeki diğer çalışmalardan ve özellikle (Turan ve Aydın, 2016)'dan farkı ise turboşaft motorun ve modüllerinin farklı yük koşullarında deneysel verilere dayanarak detaylı bir enerji ve ekserji analizinin yapılmasıdır.

2. SİSTEM AÇIKLAMASI

Bu çalışmada seçilen turboşaft motoru (Makila 1A1) üretimine 1984 yılında başlanan Makila 1A motorunda üretilmiştir. Motor asıl olarak AS332 Puma ve AS532 Cougar helikopterleri tarafından çift motorlu konfigürasyonda kullanılmaktadır. Kalkış koşullarında 1820 ve seyir şartlarında ise 1589 shaft beygir gücü üretmektedir (Safran, 2016). Söz konusu motor farklı iklim koşullarında ve zorlu askeri şartlarda çok yönlülüğünü kanıtlamıştır. Alev sıcaklığının yanma odasında yaklaşık 2500 °C'e ulaşmasına rağmen yüksek basınç türbini kanatçıkları soğutmaya ihtiyaç duymamaktadır. Motorun ana modülleri; aksel ve santrifüj kompresörler, yanma odası, yüksek basınç türbini, güç türbini ve lüle olarak tanımlanmış ve Şekil 1'de

ilgili istasyon numaralandırması ile birlikte gösterilmiştir. Kompresör rotor modülü üç kademe aksel ve bir kademe santrifüj kompresörden oluşmaktadır. Üç kademe aksel kompresör ve bir kademe santrifüj motora giren havayı yanma odası öncesi basınçlandırmaktadır. Sıcak ve yüksek hızlı gazların enerjisi ise güç türbin tarafından çevrilen transmisyon şaftında torka dönüşmektedir. Dönüştürücü dişli ise aksesuarların sürülmesi için yüksek basınç türbinindeki düşük tork ve yüksek dönüş hız değerlerini yüksek tork ve düşük dönüş hızına çevirmektedir. İncelenen motor, test sisteminde güç türbini transmisyon şaftına bağlanan bir su frenli dinamometre ile test edilmektedir. Güç türbini hızı motor ve dinamometre üzerindeki sensörler tarafından ölçülmekte ve birbiri ile test süresince karşılaştırılarak doğrulama yapılmaktadır. Ayrıca, güç türbini transmisyon şaftı tarafından üretilen tork değeri ise torkmetre sensörü ile hassas şekilde ölçülmektedir. Motorun test değerleri ile bazı teorik parametreleri ve analizlerde referans alınan çevresel koşulları Tablo 1'de verilmiştir.



Şekil 1: Turboşaft motor kesit ve istasyon numaraları

3. YÖNTEM

3.1. Enerji Analizi

Bir kontrol hacmindeki kararlı haldeki bir proses için, kütle denge denklemi aşağıdaki şekilde yazılabilir:

$$\sum \dot{m}_{in} = \sum \dot{m}_{out} \quad (1)$$

burada \dot{m} kütle akış debisi ve altsimgeler in ve out giriş ve çıkışları sırasıyla simgelemektedir.

Kararlı haldeki bir kontrol hacim için genel enerji dengesi ise:

$$\dot{Q} - \dot{W} + \sum_{in} \dot{m} \left(h + \frac{V^2}{2} + gz \right) - \sum_{out} \dot{m} \left(h + \frac{V^2}{2} + gz \right) = 0 \quad (2)$$

Burada \dot{Q} kontrol hacmine giren net ısı transferini, \dot{W} net iş üretimini, h özgül entalpiyi, V hızı, g yerçekimi ivmesini ve z ise yüksekliği ifade etmektedir.

Tablo 1: Turboşaft motorun dört yer test adımıdaki parametreleri

Test adım numarası (Yük Değeri)	1 (284 N·m)	2 (436 N·m)	3 (547 N·m)	4 (579 N·m)
Atmosferik basınç (kPa)	92	92	92	92
Atmosferik sıcaklık (K)	288.15	288.15	288.15	288.15
Güç (kW)	683.30	1053	1320.9	1405.1
Güç türbini hızı (rpm)	22997	23072	23071	23158
Gaz jeneratör hızı (rpm)	29103	31044	32634	33297
Hava debisi (kg s ⁻¹)	4.535	5.2	5.55	5.62
Yakıt debisi (kg s ⁻¹)	0.065	0.086	0.104	0.11
Güç türbini giriş sıcaklığı (K)	863.15	930.15	1010.55	1054.15
Yüksek basınç türbini giriş sıcaklığı (K)	1090.15	1191.15	1283.7	1327.5
Kompresör modülü çıkış basıncı (kPa)	669.85	802.05	889.64	912.46
Kompresör modülü çıkış sıcaklığı (K)	546.64	573.9	599.04	605.7
Hava-yakıt oranı	68.23	59.084	52.27	49.6

Yukarıdaki kütle ve enerji denklemleri turboşaft motor Makila 1A1'e uygulanarak sistem ve bileşenleri modellenmiştir. Kompresör, yanma odası, yüksek basınç türbini ve diğer modüllere özel denklemler aşağıda verilmiştir (Mansouri vd., 2012).

Santrifüj kompresör çıkışındaki basınç ve sıcaklık değerleri 3 ve 4 nolu denklemlerde sırasıyla verilmiştir.

$$P_3 = r P_1 \quad (3)$$

$$T_3 = T_1 \left(1 + \frac{1}{\eta_c} \left[r^{\gamma_a - 1/\gamma_a} - 1 \right] \right) \quad (4)$$

Burada P, r, T, η_c ve γ_a sırasıyla basınç, kompresör basınç oranı, sıcaklık, kompresör izantropik verimi ve havanın özgül ısı oranıdır.

Kompresörün ihtiyaç duyduğu güç ise denklem 5'de verilmiştir.

$$\dot{W}_c = \dot{m}_a (h_3 - h_2) \quad (5)$$

burada \dot{m}_a, \dot{W} ve h sırasıyla havanın kütle akış debisi, kompresör güç ihtiyacı ve özgül entalpiyi tanımlamaktadır.

Yanma odası enerji denklemi ise denklem 6 ile belirlenmektedir.

$$\dot{m}_3 h_3 + \dot{m}_f LHV = \dot{m}_g h_4 + (1 - \eta_{cc}) \dot{m}_f LHV \quad (6)$$

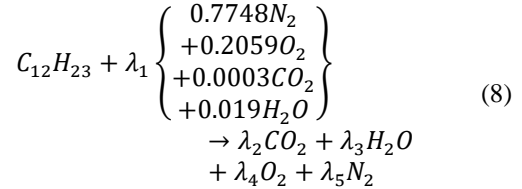
Burada $\dot{m}_f, \dot{m}_g, LHV$ ve η_{cc} sırasıyla yakıt akış debisi, yanma gazları akış debisi, yakıtın alt ısı değeri ve yanma odası verimini ifade etmektedir.

Yüksek basınç türbininin çıkışındaki sıcaklık değeri aşağıdaki denklemde verilmektedir.

$$T_5 = T_4 \left(1 - \frac{1}{\eta_T} \left[1 - \left(\frac{P_4}{P_5} \right)^{1-\gamma_g/\gamma_g} \right] \right) \quad (7)$$

Burada η_T ve γ_g sırasıyla türbin izantropik verimini ve yanmış gazların özgül ısı oranını ifade etmektedir.

Motorda kullanılan yakıt kerozen tipinde JP-8 yakıtıdır ve C₁₂H₂₃ (Annamalai ve Puri, 2007) şeklinde formüle edilmiştir. Yanma denklemi denklem 8'de verilmiştir. Mol ya da hacim temelli bakıldığında, kuru hava bileşimi 77.48% nitrojen, 20.59% oksijen, 0.03% karbondioksit ve 1.90 su baharı olarak varsayılmıştır. Yanma sırasında nitrojen âtil gaz olarak davranarak diğer bileşenlerle tepkiyeme girmez ve ihmal edilebilir oradan nitrik oksit formu oluşturur (Çengel ve Boles, 2006).



Yanma denkleminde bulunan yanma gazlarının katsayıları (örn. bir mol yakıt için mol sayıları) (λ), karbon, hidrojen, oksijen ve nitrojen atomlarının korunumu kuralı ile herbir farklı yük değeri için hesaplanmıştır. Bu sabitler, 4, 5, 6 ve 7 nolu istasyonlardaki yanmış gaz karışımının entalpi ve entropi değerlerinin hesaplanması için kullanılmıştır. Elde edilen değerler Tablo 2'de özetlenmiştir.

Tablo 2: Farklı test adımlarında yanma reaksiyonu sabitleri

Sabit	Test adımı numarası			
	1	2	3	4
λ_1	393.64	340.88	301.58	285.7
λ_2	12.12	12.10	12.09	12.1
λ_3	19	18	17.2	16.9
λ_4	63.3	52.43	43.34	41.1
λ_5	305	264.12	233.66	221.4

Türbin modülü tarafından üretilen güç aşağıdaki şekilde hesaplanabilir:

$$\dot{W}_T = \dot{m}_g (h_4 - h_5) \quad (9)$$

Motor tarafından üretilen şaft gücü ise dinamometre tarafından ölçülmekte ve güç türbini çıkış gücüne bağlıdır.

$$\dot{W}_{PT} = \frac{\dot{W}_{SP}}{\eta_m} \quad (10)$$

Burada \dot{W}_{PT} , η_m ve \dot{W}_{SP} sırasıyla güç türbini tarafından üretilen gücü, transmisyon şaftının mekanik verimini ve motor tarafından üretilen ve transmisyon şaftından elde edilen şaft gücünü ifade etmektedir.

Egzoz lülesi enerji denklemi ise denklem 11’de olduğu şekilde ifade edilebilir.

$$\eta_{ED} = \frac{c_{p,av}(T_6 - T_{7a})}{c_{p,av}(T_6 - T_{7s})} \quad (11)$$

Burada η_{ED} egzoz lülesinin enerji verimini ifade ederken, bu çalışmada değeri 99% olarak varsayılmıştır.

Nihai olarak ise, motorun genel verimi η_{TE} ise elde edilen net şaft gücünün motora sağlanan enerji miktarına oranı şeklinde denklem 12’de tanımlanmaktadır.

$$\eta_{TE} = \frac{\dot{W}_{SP}}{\dot{m}_f LHV} \quad (12)$$

3.2. Ekserji Analizi

Enerji bir işlem boyunca miktarı korunan bir nicelik olmasına rağmen, entropinin üretimi ile birlikte ekserji de yıkıma uğramaktadır. Termal sistemlerin tasarımı ve geliştirilmesi için ekserji analizi kütle ve enerji korunumu hesaplamalarını termodinamiğin ikinci yasasını ile birlikte kullanmaktadır.

Kararlı haldeki kontrol hacimler için ekserji denklemi aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\dot{E}x_{heat} - \dot{E}x_{work} + \dot{E}x_{mass,in} - \dot{E}x_{mass,out} - \dot{E}x_{dest} = 0 \quad (13)$$

$$\dot{E}x_{heat} = \sum (1 - (T_0/T_j)) \dot{Q}_j \quad (14)$$

$$\dot{E}x_{work} = \dot{W} \quad (15)$$

$$\dot{E}x_{mass} = \sum \dot{m} ex_f \quad (16)$$

Burada \dot{Q}_j kontrol hacminin T_j sıcaklığındaki sınırından net ısı transferini, \dot{W} net iş transferini, $\dot{E}x$ girişi ve çıkışta ekserji miktarını, ex_f özgül akış ekserjisini ve $\dot{E}x_{dest}$ ekserji yıkım miktarını ifade etmektedir.

Özgül akış ekserjisi aşağıdaki şekilde yazılabilir:

$$ex_f = (h - h_0) - T_0(s - s_0) \quad (17)$$

Burada s entropiyi ifade ederken indis sıfır (0) ise hareketsiz durum anlamında gelmektedir.

Denklem 17, ayrıca hava için ve sabit ısı katsayısı yaklaşımı ile aşağıdaki formda da yazılabilir:

$$ex_{f,air} = \left[c_p \left(T - T_0 - T_0 \ln \frac{T}{T_0} \right) + RT_0 \ln \frac{p}{p_0} \right] \quad (18)$$

Sıvı yakıtların birim kütleye göre özgül kimyasal ekserjileri denklem 19’daki korelasyona göre hesaplanabilmektedir (Kotas, 1995).

$$\frac{ex_{ch,f}}{LHV} = \varphi = 1.0401 + 0.1728 \frac{h}{c} + 0.0432 \frac{o}{c} + 0.2169 \frac{s}{c} \left(1 - 2.0628 \frac{h}{c} \right) \quad (19)$$

Burada h, c, o ve s sırasıyla hidrojenin, karbonun, oksijenin ve sülfürün kütle kesirlerini simgelemektedir. Ayrıca, φ ise yakıtın ekserji korelasyon formülü olarak kabul edilmekte ve JP8 jet yakıtı için değeri de 1.06789 olarak hesaplanmıştır (LHV ise 42800 kJ/kg). $C_{12}H_{23}$ formülü ile verilen kerozen yakıtı için sülfür atomu ihmal edilmiştir çünkü yakıt bileşiminde bu atomun neredeyse sıfıra yakın bir oranda bulunmasıdır (Aydın vd., 2013).

Son olarak ise, egzoz gazları için kimyasal ekserji denklemi aşağıdaki şekilde yazılabilir:

$$\overline{ex}_{ch,g} = \sum \overline{ex}_{ch,i} x_i + \bar{R} T_0 \sum x_i \ln x_i \quad (20)$$

Burada $\overline{ex}_{ch,i}$, x_i , \bar{R} ve T_0 sırasıyla molar kimyasal ekserjiyi, i gazının mol kesirini, universal gaz sabitini ve hareketsiz durumdaki denge sıcaklığını belirtmektedir. Kimyasal bileşenlerin kimyasal ekserjileri ise nitrojen için 639 kJ.kmol⁻¹, oksijen için 3951 kJ.kmol⁻¹, karbondioksit için 14176 kJ.kmol⁻¹ ve su buharı için ise 8636 kJ.kmol⁻¹ olarak verilmiştir (Bejan vd., 1996).

3.3.Sistem Bileşenlerinin Performans Değerlendirme Parametreleri

Sistemin termodinamik mükemmellik derecesini ölçmeyi hedefleyen ekserji verimi, yararlı ekserji

çıkışının harcanan ekserji girişine oranı olarak tanımlanabilir.

Ana modüller için ekserji dengesi ve ekserji verimi denklemleri Tablo 3’de gösterilmiştir.

Ekserji verimine ek olarak, sistemin termodinamik olarak değerlendirilmesi için farklı parametreler de bulunmaktadır. Bu parametreler; göreceli tersinmezlik χ , yakıt tüketim oranı δ , üretkenlik kaybı ζ ve geliştirme potansiyeli IP dir. Bu parametrelerin detaylı çalışması (Gool, 1997 ve Xiang vd., 2004)’de yapılmıştır. Bu parametrelerin tanımları ise aşağıdaki şekilde yapılabilir (Turgut vd., 2009b):

Göreceli tersinmezlik χ , sistemin bir bileşeninin ekserji yıkım miktarının tüm sistemin ekserji yıkım miktarına oranı şeklinde verilmektedir.

$$\chi_k = \frac{\dot{E}x_{D,k}}{\dot{E}x_{D,total}} \quad (21)$$

Yakıt tüketim oranı δ , sistemin bir bileşeninin ekserji yıkımının tüm sistemin toplam yakıt ekserjisine oranı olarak belirtilmektedir.

Tablo 3: Ekserji denge ve ekserji verimi denklemleri

Modül	Ekserji dengesi	Ekserji verimi
Eksenel kompresör (AC)	$\dot{E}x_1 + \dot{W}_{10} - (\dot{E}x_2 + \dot{E}x_{2,1}) = \dot{E}x_{D,AC}$	$\eta_{ex,AC} = \frac{(\dot{E}x_2 + \dot{E}x_{2,1}) - \dot{E}x_1}{\dot{W}_{AC}}$
Santrifüj kompresör (CeC)	$\dot{E}x_2 + \dot{W}_9 - \dot{E}x_3 = \dot{E}x_{D,CeC}$	$\eta_{ex,CeC} = \frac{\dot{E}x_3 - \dot{E}x_2}{\dot{W}_{CeC}}$
Yanma odası (CC)	$\dot{E}x_3 + \dot{E}x_{3,f} - \dot{E}x_4 = \dot{E}x_{D,CC}$	$\eta_{ex,CC} = \frac{\dot{E}x_4}{\dot{E}x_{3,f} + \dot{E}x_3}$
Yüksek basınç türbini (HPT)	$(\dot{E}x_4 - \dot{E}x_5) - \dot{W}_{HPT} = \dot{E}x_{D,HPT}$	$\eta_{ex,HPT} = \frac{\dot{W}_{HPT}}{\dot{E}x_4 - \dot{E}x_5}$
Güç türbini (PT)	$(\dot{E}x_{2,1} + \dot{E}x_5 - \dot{E}x_6) - \dot{W}_{PT} = \dot{E}x_{D,PT}$	$\eta_{ex,PT} = \frac{\dot{W}_{PT}}{(\dot{E}x_{2,1} + \dot{E}x_5) - \dot{E}x_6}$
Egzoz lülesi (ED)	$\dot{E}x_6 - \dot{E}x_7 = \dot{E}x_{D,ED}$	$\eta_{ex,ED} = \frac{\dot{E}x_7}{\dot{E}x_6}$
Turboşaft motor (TE)		$\eta_{ex,TE} = \frac{\dot{W}_{SP}}{\dot{m}_f \epsilon_{ch,f}}$

4. SONUÇLAR

Turboşaft motoru bölüm 3’de yer alan enerji ve ekserji denklemleri kullanılarak incelenmiştir. Öncelikle, her bir istasyondaki termodinamik özellik (örn. modül giriş ve çıkışlarında sıcaklık basınç, özgül entalpi ve özgül entropi değerleri) motor testinden elde edilen değerler yardımıyla ve enerji analizi ile bulunmuştur. Bu kapsamda, test verileri HPT, PT ve ED çıkışlarındaki termodinamik parametrelerin bulunması ve kompresör ile türbin modüllerinin izantropik

$$\delta_k = \frac{\dot{E}x_{D,k}}{\dot{E}x_{fuel,total}} \quad (22)$$

Üretkenlik kaybı, yakıt tüketim oranına benzer şekilde, ekserji yıkımı formunda ürün kayıp miktarını açıklamakta yani ürün ekserjisinin ne kadarının yıkım olarak kaybedildiğini açıklamaktadır.

$$\zeta_k = \frac{\dot{E}x_{D,k}}{\dot{E}x_{product,total}} \quad (23)$$

Geliştirme potansiyeli ise sistemin ne kadar daha iyileştirilebileceğini belirtmektedir. Ayrıca, bu parametre iyileştirme için uygun sistem bileşenlerinin belirlenmesini sağlamaktadır.

$$IP_k = (1 - \eta_{ex,k})(\dot{E}x_{in} - \dot{E}x_{out}) \quad (24)$$

verimlerinin hesaplanması için kullanılmıştır. Hesaplamalar dört farklı test adımı için de yapılarak farklı yük değerleri (247 N·m, 436 N·m, 547 N·m ve 579 N·m) için tüm parametreler elde edilmiştir. İstasyonlardaki bilinmeyen değerlerin bulunması için kullanılan test verileri aşağıda ve Tablo 1’de verilmiştir.

- Çevre şartları basınç ve sıcaklık
- Eksenel kompresör giriş basıncı
- Santrifüj kompresör çıkış basıncı
- Eksenel kompresör giriş sıcaklığı

- Santrifüj kompresör çıkış sıcaklığı
- Yüksek basınç türbini giriş basıncı
- Yüksek basınç türbini giriş sıcaklığı
- Güç türbini giriş sıcaklığı
- Yakıt akış debisi
- Hava debisi
- Şaft gücü

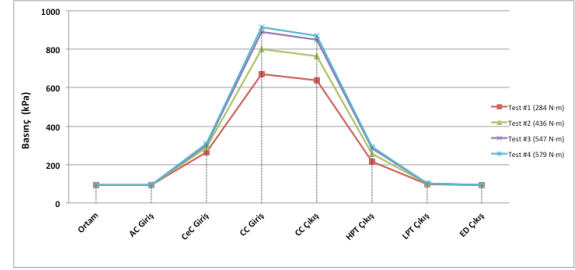
Tüm sistem ve bileşenlerinin ekserji verimleri, ekserji yıkım değerleri ve noktaları ile diğer yukarıda bahsedilen parametrelerin (görelî tersinmezlik, yakıt tüketim oranı, üretkenlik kaybı ve geliştirme potansiyeli) belirlenmesi için detaylı bir ekserji analizi yapılmıştır.

Bu çalışma boyunca yapılan varsayımlar ise aşağıda listelenmiştir:

- Hava ve egzoz gazları ideal gazdır.
- Özgül ısı kapasite değerleri için giriş ve çıkış sıcaklıklarının ortalaması alınarak sabit sıcaklık yaklaşımı yapılmıştır.
- Motor modülleri termal olarak izoledir.
- Kinetik ve potansiyel enerji ile kinetik ve potansiyel ekserjideki değişimler ihmal edilmiştir.
- Yanma reaksiyonu tamamlanmıştır.
- Motor testleri statik koşullarda yapıldığı için motora giren hava hızı sıfır (0) olarak kabul edilmiştir.
- Türbin rulman bölgesini basınçlandırmak için gerekli olan tahliye havası miktarı motora giren toplam hava debisininin 2% si olacak şekilde varsayılmıştır.

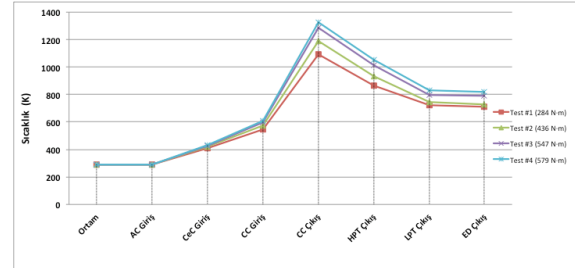
a. Enerji analiz sonuçları

Farklı yüklerde gerçekleştirilen motor testlerinden elde edilen motor termodinamik parametreleri Tablo 1'de verilmiştir. Ek olarak, her bir istasyondaki akışın tipi, akışların kütsel akış debileri, basınçları, sıcaklıkları, özgül entalpileri, özgül entropileri ve ekserjileri de ilgili test numarası ve Şekil 1'de verilen istasyon numarası ile birlikte 4,5,6 ve 7 no'lu tablolarda gösterilmiştir. Bu tablolarda verilen deneysel test ve enerji analiz sonuçlarına göre, hava basıncının en yüksek değeri (912.46 kPa, 1405.10 kW güç ve test #4 için) eksenel ve santrifüj kompresörlerin yüksek basma oranları sayesinde yanma odasının girişinde görülmektedir. Diğer yandan, en düşük basınç değeri nihai genişlemenin olduğu egzoz lülesinde elde edilmiştir. Yanma odasında ise, yanma sırasında oluşan yüksek türbülans seviyesi nedeniyle hava basıncı yaklaşık 4-5% değerlerinde azalmaktadır. Basınç düşümü ise daha fazla yakıt tüketimine ve daha düşük güç üretimine neden olmaktadır. Tüm motor için bakıldığında ise hava ve karışım gazlarının basıncı motoru güç seviyesi ile birlikte artmaktadır.



Şekil 2: Farklı test adımlarında motordaki basınç dağılımı

Motor boyunca sıcaklık değişimi Şekil 3'de görüldüğü üzere en yüksek sıcaklık değeri yüksek basınç türbini girişinde elde edilmektedir. Bu noktada en yüksek sıcaklık değeri ise test #4 için 1327.50 K elde edilmiştir. Yük seviyesi azaldıkça, bu sıcaklık değeri basınç değerinin azalması ile birlikte 1090 K değerine düşmektedir. Türbin giriş sıcaklığı, motorun daha fazla yük değerlerine çıkabilmesine olanak sağlaması bakımından kritik bir parametredir. Fakat, türbin kanatçıklarının malzeme özelliği nedeniyle belli bir sıcaklık değerinden daha fazla sıcaklığa dayanmamaktadır. Diğer yandan, yüksek sıcaklık değerleri ayrıca yüksek NOx değerlerine sebep olmaktadır. Bu olgu da, motor üreticileri ve araştırmacılar için önemli bir optimizasyon problemi olarak karşılına çıkmaktadır.



Şekil 3: Farklı test adımlarında motordaki sıcaklık dağılımı

b. Ekserji analiz sonuçları

Bu çalışmada, ekserji analizi ile turboşaft motorun modüllerindeki ekserji yıkımı ile yıkımın olduğu noktaların belirlenmesi amaçlanmıştır. 4,5,6 ve 7 no'lu Tablolardaki veriler kullanılarak, ekserji yıkım miktarları, ekserji verimleri, yakıt tüketim oranları, üretkenlik kayıpları, görelî tersinmezlikler ve geliştirme potansiyelleri her bir motor modülü için hesaplanmış ve 8,9,10 ve 11 no'lu Tablolarda farklı yük değerleri için ilgili sonuçlar verilmiştir. Daha önce de bahsedildiği gibi, kinetik ekserji değeri ekserji akışının toplam ekserji değeri içinde çok küçük değerlere sahip olması nedeniyle ihmal edilmiştir. Ayrıca, giriş ve çıkış noktalarındaki yükseklik farkı da yok denecek kadar az kabul edilerek, potansiyel ekserji de ekserji analizinde ihmal edilmiştir.

Tablo 4: Turboşaft motor termodinamik değerleri (test #1)

<i>İstasyon No.</i>	<i>Akışkan tipi/iş</i>	<i>Kütle debisi (kg s⁻¹)</i>	<i>Sıcaklık (K)</i>	<i>Basınç (kPa)</i>	<i>Özgül Entalpi (kJ/kg)</i>	<i>Özgül Entropi (kJ/kg.K)</i>	<i>Ekserji (kW)</i>
0	Hava	0	288.15	92.00	293.31	6.92	0
1	Hava	4.54	288.15	92.00	293.31	6.92	0
2	Hava	4.44	410.16	264.28	418.42	6.98	484.07
2.1	Hava	0.09	410.16	264.28	418.42	6.98	9.81
3	Hava	4.44	546.64	669.85	560.86	7.00	1078.51
3.f	Yakıt	0.065	288.15	220.00			2985.70
4	Yanmış gaz.	4.51	1090.15	637.12	1189.18	7.85	2893.91
5	Yanmış gaz.	4.51	863.15	215.44	921.52	7.89	1635.12
6	Yanmış gaz.	4.60	722.23	97.44	759.66	7.92	889.04
7	Yanmış gaz.	4.60	711.69	92.00	747.86	7.92	834.59
8	HPT iş çıkışı						1207.14
9	CeC iş girişi						632.42
10	AC iş girişi						527.61
11	PT iş çıkışı						699.29
12	Motor şaft gücü						683.30

Tablo 5: Turboşaft motor termodinamik değerleri (test #2)

<i>İstasyon No.</i>	<i>Akışkan tipi/iş</i>	<i>Kütle debisi (kg s⁻¹)</i>	<i>Sıcaklık (K)</i>	<i>Basınç (kPa)</i>	<i>Özgül Entalpi (kJ/kg)</i>	<i>Özgül Entropi (kJ/kg.K)</i>	<i>Ekserji (kW)</i>
0	Hava	0	288.15	92.00	293.31	6.92	0
1	Hava	5.20	288.15	92.00	293.31	6.92	0
2	Hava	5.10	419.16	286.39	427.71	6.97	604.79
2.1	Hava	0.10	419.16	286.39	427.71	6.97	11.86
3	Hava	5.10	573.89	802.06	589.76	7.00	1387.26
3.f	Yakıt	0.08	288.15	220.00			3964.09
4	Yanmış gaz.	5.18	1191.15	764.17	1315.58	7.93	3876.85
5	Yanmış gaz.	5.18	930.15	255.06	1000.77	7.94	2233.78
6	Yanmış gaz.	5.29	745.45	99.52	787.35	7.95	1125.57
7	Yanmış gaz.	5.29	730.72	92.00	770.71	7.96	1036.82
8	HPT iş çıkışı						1630.69
9	CeC iş girişi						826.43
10	AC iş girişi						656.11
11	PT iş çıkışı						1069.57
12	Motor şaft gücü						1053.00

Tablo 6: Turboşaft motor termodinamik değerleri (test #3)

<i>İstasyon No.</i>	<i>Akışkan tipi/iş</i>	<i>Kütle debisi (kg s⁻¹)</i>	<i>Sıcaklık (K)</i>	<i>Basınç (kPa)</i>	<i>Özgül Entalpi (kJ/kg)</i>	<i>Özgül Entropi (kJ/kg.K)</i>	<i>Ekserji (kW)</i>
0	Hava	0	288.15	92.00	293.31	6.92	0
1	Hava	5.55	288.15	92.00	293.31	6.92	0
2	Hava	5.44	429.22	301.62	438.12	6.98	686.81
2.1	Hava	0.11	429.22	301.62	438.12	6.98	13.89
3	Hava	5.44	599.04	889.64	616.58	7.02	1601.14
3.f	Yakıt	0.10	288.15	220.00			4777.12
4	Yanmış gaz.	5.55	1283.70	848.55	1433.7	7.99	4728.14
5	Yanmış gaz.	5.55	1010.55	282.67	1098.70	8.01	2827.55
6	Yanmış gaz.	5.66	797.81	99.63	848.67	8.04	1427.57
7	Yanmış gaz.	5.66	782.04	92.00	839.59	8.05	1357.03
8	HPT iş çıkışı						1859.65

Tablo 6: Turboşaft motor termodinamik değerleri (test #3) (Devam)

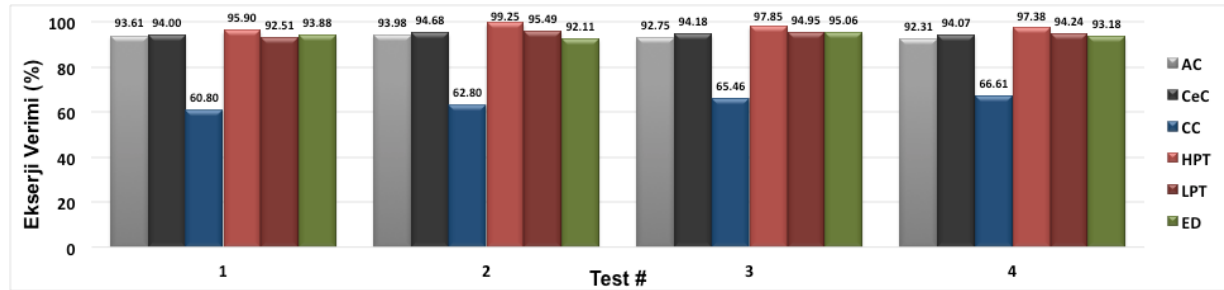
9	CeC iş girişi	970.82
10	AC iş girişi	755.47
11	PT iş çıkışı	1342.51
12	Motor şaft gücü	1320.90

Tablo 7: Turboşaft motor termodinamik değerleri (test #4)

İstasyon No.	Akışkan tipi/iş	Kütle debisi (kg s ⁻¹)	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)	Özgül Entalpi (kJ/kg)	Özgül Entropi (kJ/kg.K)	Ekserji (kW)
0	Hava	0	288.15	92.00	293.31	6.92	0
1	Hava	5.62	288.15	92.00	293.31	6.92	0
2	Hava	5.51	433.24	308.45	442.28	6.99	713.63
2.1	Hava	0.11	433.24	308.45	442.28	6.99	14.25
3	Hava	5.51	605.67	912.46	623.67	7.02	1653.81
3.f	Yakıt	0.11	288.15	220.00			5098.65
4	Yanmış gaz.	5.62	1327.50	870.87	1490.47	8.03	5049.96
5	Yanmış gaz.	5.62	1054.15	292.54	1152.47	8.06	3099.27
6	Yanmış gaz.	5.73	833.17	99.69	890.25	8.09	1602.13
7	Yanmış gaz.	5.73	816.75	92.00	871.25	8.09	1492.85
8	HPT iş çıkışı						1899.54
9	CeC iş girişi						999.45
10	AC iş girişi						788.52
11	PT iş çıkışı						1424.40
12	Motor şaft gücü						1405.10

Şekil 4’de motor modüllerinin farklı yük koşullarındaki ekserjetik verimleri gösterilmektedir. AC ve CeC modüllerinin ekserjetik verimlerinde önemli bir değişim gözlemlenmezken, HPT, PT ve ED modülleri ekserji verimlerinde az miktarda değişimler olmuştur. Fakat, yanma odası için ekserji verimi değerleri belirgin olarak görülmekte ve 284 N·m tork değerinden 579 N·m tork değerine artış sırasında 10% luk iyileşme görülmektedir. Tablo 2’de de görüleceği üzere, yanma reaksiyonun stokiometrik yanma ortamına yaklaşarak tam yanma için daha az artık havanın olmasıdır. Nihai olarak, turboşaft motorun ekserjetik verimi tüm yük

değerleri için hesaplanarak, yakıt ekserji miktarları da test #1 için 2985.7 kW, test #2 için 3964 kW, test #3 için 4777.12 kW ve test #4 için 5098.65 kW olarak elde edilmiştir. Sonuçlara bakıldığında, motorun ürettiği şaft gücü artması ile birlikte ekserji veriminin de arttığı görülmüş ve 547 N·m tork değerinde en yüksek değeri aldığı görülmüştür. Sadece 4 nolu test adımındaki ekserjetik veriminin bir önceki test adımına (test #3) göre az miktarda azaldığı (0.3%) görülmüştür. Dolayısıyla, daha fazla yakıt ekserjisi sağlanmasına rağmen elde edilen şaft gücü aynı oranda artmamıştır.



Şekil 4: Motor modüllerinin ekserjetik verimleri

Ekserji analizi sonucunda görülmüştür ki, tüm test adımlarında ve yüksek tersinmezlik nedeniyle yanma odası modülü diğer tüm modüller arasında en yüksek ekserji yıkımına uğrayan modül olmuştur. Yanma odası için ekserji yıkım değerleri test #1’de 1170.30 kW, test #2’de 1474.50 kW, test

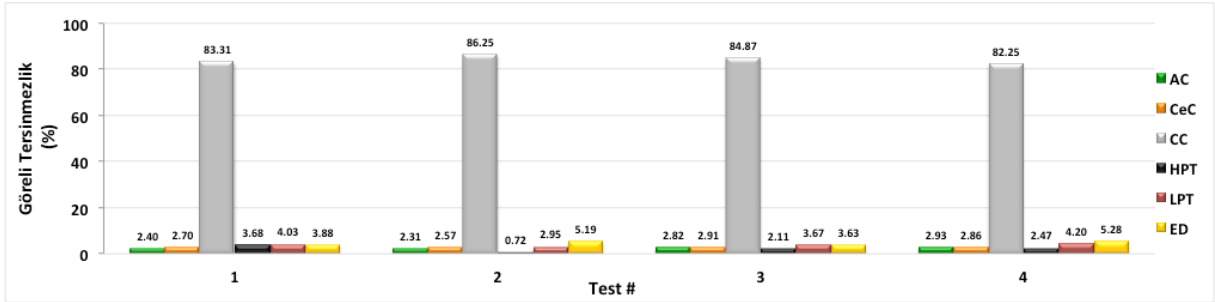
#3’de 1650.12 kW ve test #4’de 1702.50 kW olarak elde edilmiştir. Gerçekte yanma prosesi ürünlerin entalpisinin daha yüksek değerlere ulaşmasını engelleyecek şekilde çok karmaşık bir süreçtir. Sonuçlara bakıldığında, yakıt miktarı arttığında tüm modüller için ekserji yıkım değerleri de

artmaktadır. 284 N·m yük değerinden 579 N·m yük değerine değişim sırasında AC için ekserji yıkım değeri 33.72 kW'dan 60.65 kW'a artarken CeC için 37.98 kW'dan 59.27 kW'a çıkmaktadır. Yük değerlerinin artışı ile birlikte ise HPT ve PT için ekserji yıkım değerleri değişkenlikler göstererek en düşük değerler HPT için 12.38 kW ve PT için 50.49 kW olarak elde edilmiştir. Sonuç olarak, ED için en yüksek ekserji yıkım değeri test #4'de 109.27 kW olarak bulunmuştur. Ekserji yıkım değerleri kullanılarak, tüm modüller için görece tersinmezlikleri hesaplanmıştır ve Şekil 5'de gösterilmiştir. Değerlere bakıldığında en yüksek görece tersinmezlik değeri (436 N·m motor yükünde 88.81%) beklendiği şekilde yanma odası modülünde elde edilmiştir.

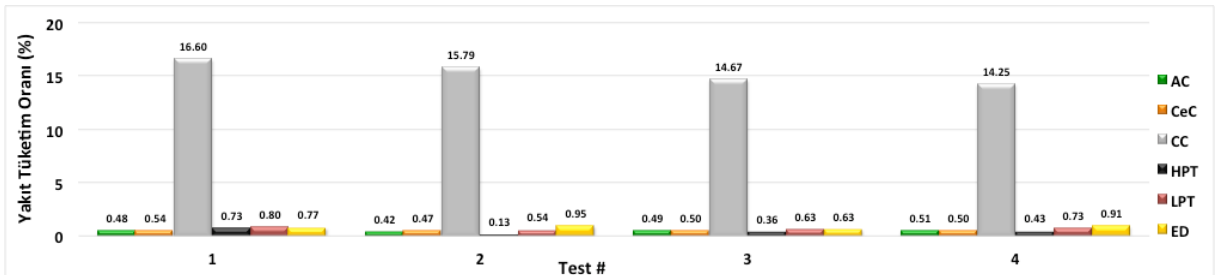
Tüm modüller için yakıt tüketim oranı ile üretkenlik kaybı değerleri tüm yük değerleri için Şekil 6 ve Şekil 7'de gösterilmiştir. Resim 6'da görüldüğü üzere, test adımları ile uyumlu şekilde azalan değerler olmakla birlikte yanma odası en yüksek yakıt tüketim oranı ile üretkenlik kaybı değerlerine sahip modül olarak görülmektedir. Bu da bize büyük oranda yakıt ve ürün ekserji potansiyelinin bu modülde kaybedildiğini göstermektedir. Aslında ekserji yıkımının yanma odası modülünde en yüksek olması nedeniyle bu sonuç beklenmektedir. Diğer modüller için yakıt tüketim oranı ile üretkenlik kaybı değerleri önemli oranda değişmemekle birlikte, AC ve CeC için yakıt tüketim oranı değerleri sırası ile 0.42% ile 0.51% ve 0.47% ile 0.54% arasında değişiklik göstermektedir. Ek olarak, bu modüller için üretkenlik kaybı değerleri ise 0.52%-0.61% ve 0.58%-0.67% arasında değişim göstermiştir. HPT

için yakıt tüketim oranı test #2'de azalmış ve sonrasında diğer testlerde az miktarda artış görülmüştür. Benzer durum bu modülün üretkenlik kaybı değeri için de geçerlidir. PT modülü de 0.66% ve 1.00% arasında değişen düşük değerlerde yakıt tüketim oranına sahipken, üretkenlik kaybı değerleri de HPT modülüne benzer şekilde eğilim göstermektedir. ED için ise yakıt tüketim oranı ve üretkenlik kaybı değerleri sırasıyla 0.63%-0.91% ve 0.76%-1.16% arasında değişmektedir.

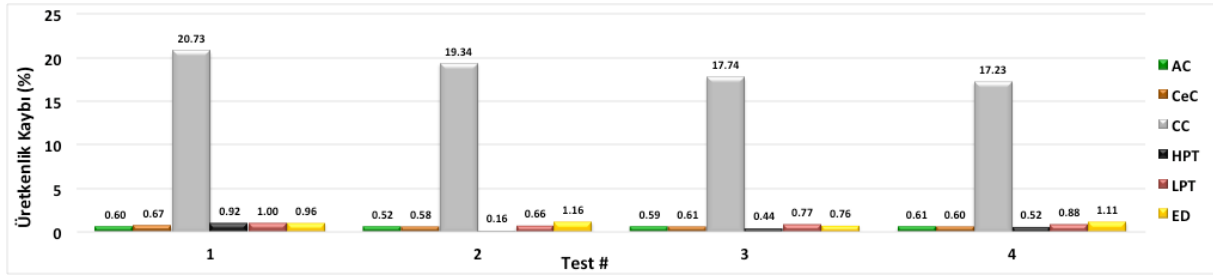
Tüm test adımlarında en yüksek ekserji geliştirme potansiyeli değeri ise yanma odası modülünde elde edilmiştir. Bu değer dört test adımı için 458.72 kW ve 569.99 kW değerleri arasında değişim göstermiş ve 547 N·m yük değerinde en yüksek değerine ulaşmıştır. Önemli bir geliştirme potansiyeli olan diğer modül ise ED olmuş ve değerleri 3.34 kW ile 7.45 kW arasında değişim göstermiştir. CeC ve AC modülleri için ise geliştirme potansiyeli değerleri motor yük değerleri arttıkça kararlı şekilde artış trendi göstererek sırasıyla 2.28 kW-3.51 kW ve 2.16 kW-4.66 kW değerlerinde değişiklik göstermiştir. Turboşaft motor için, en düşük geliştirme potansiyeline sahip modül HPT olmuş ve değerleri 0.09 kW ile 2.12 kW arasında elde edilmişken PT için bu değerler 2.28 kW ile 5.01 kW arasında olmuştur. Sonuçlara bakıldığında, yanma odası açık ara geliştirmeye en açık modül olarak öne çıkmaktadır. Ekserji yıkımını ve geliştirme potansiyelini azaltmak için yanma odasında oluşan tersinmezliklerin nedenlerini iyi anlamak gerekmektedir. Bu tersinmezliklere neden olan etkenlerden bazıları basınç düşümü, akışların karışımı, kimyasal reaksiyon ve ısı transferi prosesidir.



Şekil 5: Motor modüllerinin görece tersinmezlikleri



Şekil 6: Motor modüllerinin yakıt tüketim oranları



Şekil 7: Motor modüllerinin üretkenlik kaybı

Tablo 8: Motor modüllerinin performans parametreleri (test #1)

Modül	$\dot{E}x_D(kW)$	$\eta_{ex}(\%)$	$\chi(\%)$	$\delta(\%)$	$\zeta(\%)$	$\dot{I}P(kW)$
AC	33.72	93.61	2.44	0.48	0.60	2.16
CeC	37.98	94.00	2.74	0.54	0.67	2.28
CC	1170.30	60.80	84.56	16.60	20.73	458.72
HPT	51.65	95.90	3.73	0.73	0.92	2.12
PT	56.60	92.51	4.09	0.80	1.00	4.24
ED	54.45	93.88	3.93	0.77	0.96	3.34

Tablo 9: Motor modüllerinin performans parametreleri (test #2)

Modül	$\dot{E}x_D(kW)$	$\eta_{ex}(\%)$	$\chi(\%)$	$\delta(\%)$	$\zeta(\%)$	$\dot{I}P(kW)$
AC	39.46	93.98	2.38	0.42	0.52	2.37
CeC	43.96	94.68	2.65	0.47	0.58	2.34
CC	1474.50	62.80	88.81	15.79	19.34	548.46
HPT	12.38	99.25	0.75	0.13	0.16	0.09
PT	50.50	95.49	3.04	0.54	0.66	2.28
ED	88.75	92.11	5.35	0.95	1.16	7.00

Tablo 10: Motor modüllerinin performans parametreleri (test #3)

Modül	$\dot{E}x_D(kW)$	$\eta_{ex}(\%)$	$\chi(\%)$	$\delta(\%)$	$\zeta(\%)$	$\dot{I}P(kW)$
AC	54.77	92.75	2.84	0.49	0.59	3.97
CeC	56.49	94.18	2.93	0.50	0.61	3.29
CC	1650.12	65.46	85.57	14.67	17.74	569.99
HPT	40.94	97.85	2.12	0.36	0.44	0.88
PT	71.36	94.95	3.70	0.63	0.77	3.60
ED	70.54	95.06	3.66	0.63	0.76	3.49

Tablo 11: Motor modüllerinin performans parametreleri (test #4)

Modül	$\dot{E}x_D(kW)$	$\eta_{ex}(\%)$	$\chi(\%)$	$\delta(\%)$	$\zeta(\%)$	$\dot{I}P(kW)$
AC	60.64	92.31	3.00	0.51	0.61	4.66
CeC	59.27	94.07	2.93	0.50	0.60	3.51
CC	1702.50	66.61	84.23	14.25	17.23	568.49
HPT	51.15	97.38	2.53	0.43	0.52	1.34
PT	86.99	94.24	4.30	0.73	0.88	5.01
ED	109.28	93.18	5.41	0.91	1.11	7.45

5. DEĞERLENDİRME

Bu çalışmada Makila 1A1 Turboşaft motorunun ve ana modüllerinin dört farklı yük değerinde modül-temelli enerji ve ekserji analizleri yapılmıştır.

Enerji analizi sonuçlarına göre kompresör (AC ve CeC) ve türbin (HPT ve PT) izantropik verimleri sırasıyla 82%-84.3% ile 89.4%-94.4% değerlerinde değişim göstermektedir. En yüksek izantropik

verim her iki modül için test #2'de (436 N·m yük değerinde) elde edilmiştir.

Turboşaft motor için gerçekleştirilen modül-temelli ekserji analizi sonuçlarına göre, yanma odası modülü tüm yük değerlerinde en yüksek ekserji yıkım değerlerine sahiptir. Aynı zamanda, bu modül yüksek tersinmezlik nedeniyle düşük ekserji verimi ve yüksek yakıt tüketim oranı, üretkenlik kaybı, görel tersinmezlik ve ekserjetik geliştirme potansiyeli değerlerine sahiptir. Böylece, optimizasyon için en büyük aday modül olarak karşımıza çıkmaktadır. Ayrıca, turboşaft motor için en yüksek ekserji verimi test #3'de (547 N·m yük değerinde) 27.65% olarak bulunmuştur.

Tersinmezliklerin yerleri ve nedenlerinin belirlenmesi sonucu bu çalışmanın sonuçları geliştirme çalışmalarına bir yol gösterici olabilir. Sonuçlar ayrıca benzer turboşaft/turboprop tahrik sistemlerinin tasarım ve geliştirme süreçlerinde kullanılabilir. Bu çalışma eksergo ekonomik, eksergo çevresel ve eksergo sürdürülebilirlik analizlerini de içerecek şekilde gelecek çalışmalarda daha da geliştirilebilir.

TEŞEKKÜR

Bu çalışmaya destek sağlayan Anadolu Üniversitesi'ne teşekkür ederiz.

SEMBOLLER DİZİNİ

AC	Eksenel kompresör
AFR	Kütleye göre Hava-Yakıt oranı
CC	Yanma odası
CeC	Santrifüj kompresör
cp	Sabit basınçta özgül ısı (kJ/kg.K)
\dot{E}	Enerji akımı (kW)
ED	Egzoz lüle
ex	Özgül ekserji (kJ/kg)
\bar{e}_x	Özgül molar ekserji (kJ/kmol)
\dot{E}_x	Ekserji akımı (kW)
h	Entalpi (kJ/kg)
HPT	Yüksek basınç türbini
$\dot{I}P$	Geliştirme potansiyeli (kW)
LHV	Alt ısı değer (kJ/kg)
\dot{m}	Kütle debisi (kg/s)
pe	Potansiyel enerji (kW)
P	Basınç (kPa)
PT	Güç türbini
r	Kompresör basınç oranı
\dot{Q}	Isı transfer akımı (kW)
R	Gaz sabiti (J/kg.K)
SP	Şaft gücü
T	Sıcaklık (K)
TE	Turboşaft motor
\dot{W}	Güç (kW)
x_i	Yanma gazı i nin mol kesri
ε	Akımın özgül ekserjisi (kJ/kg)
η	Verim
χ	Görel tersinmezlik
δ	Yakıt tüketim oranı

ζ	Üretkenlik kaybı
λ	Yanma denklemi sabiti
γ	Özgül ısı oranı
φ	Yakıtın ekserji korelasyon formülü

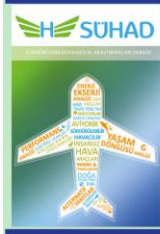
İNDİSLER

0	Ölü hal
a	Hava
c	Kompresör
ch	Kimyasal
D	Yıkım
exh	Egzoz
f	Yakıt
g	Yanma gazları
in	Giriş
k	Kinetik
m	Mekanik
out	Çıkış
p	Potansiyel
ph	Fiziksel
SP	Şaft gücü
T	Türbin

KAYNAKLAR

- Annamalai,K., and Puri,I.K. (2007).*Combustion Science and engineering*. Boca Raton.:CRC Press/Taylor&Francis
- Atilgan,R., Turan, O.,Altuntaş,O.,Aydın,H., Synylo,K. (2013). Environmental impact assessment of a turboprop engine with the aid of exergy. *Energy* 58,664-671.
- Aydın H., Turan O., Karakoc T.H., Midilli A. (2012). Component-based exergetic measures of an experimental turboprop/turboshaft engine for propeller aircrafts and helicopters. *International Journal of Exergy*. Vol. 11: 322-348.
- Aydın H., Turan O., Karakoc T.H., Midilli A., (2013). Energetic and exergetic performance assessment of a turboprop engine at various loads. *International Journal of Exergy*. Vol. 13: 543-563.
- Aydın, H. Turan, O. (2016). Numerical calculation of energy and exergy flows of a turboshaft engine for power generation and helicopter applications,.*Energy*,115.914-923.
- Balli O, Aras H, Aras N, Hepbasli A. (2008). Exergetic and exergoeconomic analysis of an Aircraft Jet Engine (AJE). *Int J Exergy*;5(5/6):567-81.
- Balli, O., Hepbasli,A.(2013).Energetic and exergetic analyses of T56 turboprop engine.*Energy convergent.and Management*.73.106-120.
- Bejan A., Siems D.L., (2001). The need for exergy analysis and thermodynamic optimization in aircraft development, *Exergy, An International Journal* 1: 14-24.
- Bejan A, Tsatsaronis G, Moran M., (1996). *Thermal design and optimization*. New York: John Wiley & Sons Inc.

- Brasseur, G.P. and Gupta, M. (2010). Impact of Aviation on Climate: Research Priorities. *Bull. Amer. Meteor. Soc.* 91, 461-463.
- Cengel Y.A., Boles M., (2006). *Thermodynamics: An Engineering Approach 5th Edition*. McGraw-Hill Higher Education.
- Dincer, I., and Rosen, M.A. (2005). Thermodynamic aspects of renewables and sustainable development. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, Vol. 9, 169-189.
- Etele, J. and Rosen, M.A. (2001). Sensitivity of exergy efficiencies of aerospace engines to reference environmental selection. *International Journal of Exergy*, Vol. 1, No. 2, pp.91-99.
- European Commission (2013). *Impact assessment on Proposal From the Commission to the European Parliament and Council for derogating from Directive 2003/87/EC*. Retrieved from http://ec.europa.eu/clima/policies/transport/aviation/docs/swd_2013_430_en.pdf
- Gool, V. (1997). Energy policy fairy tales and factualities. *Innovation and Technology-Strategies and Policies*, Kluwer, Dordrecht. 93-105.
- Kotas, T.J. (1995). *The Exergy Method of Thermal Plant Analysis, Reprint ed.*, Krieger, Malabar, Florida.
- Lee, J., Mo, J. (2011). Analysis of Technological Innovation and Environmental Performance Improvement in Aviation Sector. *Int. J. Environ. Res. Public Health*, 8, 3777-3795.
- Mansouri M.T., Ahmadi, P., Kaviri, A.G., Jaafar, M.N.M. (2012). Exergetic and economic evaluation of the effect of HRSG configurations on the performance of combined cycle power plants. *Energy Convers Management*; 58: 47-58.
- Moran, M.J., Shapiro, H.N., Boettner, D.D., Bailey, M. B. (2011). *Fundamentals of Engineering Thermodynamics*. Westford. John Wiley & Sons, Inc.
- Norton, Travis M. (2014). Aircraft Greenhouse Gas Emissions during the Landing and Takeoff Cycle at Bay Area Airports. Master's Projects. Paper 15.
- Rosen, M.A., Pedinelli, N. and Dincer, I. (1999). Energy and exergy analyses of cold thermal storage systems. *Int. J. Energy Res.*, 23: 1029-1038.
- Söhret, Y., Sogut, M.Z., Karakoç, T.H., Turan, O. (2016). Customised application of exergy analysis method to PW120A turboprop engine for performance evaluation. *International Journal of Exergy*. Vol. 20, 48 - 65.
- Tai, V.C., Mares, C., See, P.C. (2014). Optimisation of energy and exergy of turbofan engines using genetic algorithms. *Int. J. Sustainable Aviation*, Vol. 1, No. 1, 25-42.
- Tona C., Antonio P., Pellegrini L.F., de Oliveira Jr. S., (2010). Exergy and thermoeconomic analysis of a turbofan engine during a typical commercial flight, *Energy* 35: 952-959.
- Turgut E.T, Karakoç T.H, Hepbasli A. (2007). Exergetic analysis of an aircraft turbofan engine. *Int J Energy Res*: 31(14):1383-97.
- Turgut, E.T., Karakoç, T.H., Hepbasli, A., and Rosen, M.A. (2009b). Exergy analysis of a turbofan aircraft engine. *International Journal of Exergy*. Vol. 6, No. 2, 181-199.
- www.safran-helicopter-engines.com/helicopter-engines/over-2000-shp/makila/makila-1a1/1a2/1k2 [last access: October 11, 2016]
- Xiang, J.Y., Cali, M. and Santarelli, M. (2004). Calculation for physical and chemical exergy of flows in systems elaborating mixed-phase flows and a case study in an IRSOFC plant. *International Journal of Energy Research*, Vol. 28, No. 2, 101-115.



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

Gaz 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, genleşme 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 enerjisinin 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).

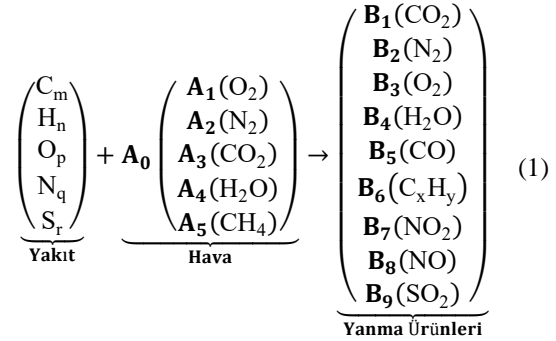
Uçak motorlarının çevresel etkileri açısından önem arz eden egzoz emisyonları, yanma verimliliğinin belirlenmesi noktasında da kilit rol oynamaktadır. Açık literatürden de görüleceği üzere, uçak motorlarından kaynaklanan egzoz emisyonlarının çevresel etkileri yoğun olarak çalışılmıştır (Snape ve Metcalfe, 1991; Beck vd., 1992; Lee vd., 1996; Kesgin, 2006; Yılmaz ve İlbaşı, 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 uygulamasına 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 denklemini ise aşağıdaki şekilde yazılır (Şöhret, 2013):

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

Uçak motorlarından kaynaklanan egzoz emisyon ölçümleri sırasında, bileşendeki gazlar birbirilerinin 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):

$$B_5 = B[CO]' + k_1B_1 + k_2B_4 \quad (7)$$

$$B_7 + B_8 = B[NO_x]' + k_3B_1 + k_4B_4 \quad (8)$$

$$B_8 = B[NO]' + k_3B_1 + k_4B_4 \quad (9)$$

$$B_1 = B[CO_2]' + k_5B_3 \quad (10)$$

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):

$$(B - B_4)\{(1 + S)[CO]' + k_2S\} + k_1B_1 - B_5 = 0 \quad (13)$$

$$(B - B_4)(1 + S)[CO_2]' - B_1 + (k_5B_3[CO_2]') = 0 \quad (14)$$

$$(1 + k_4)(1 + S)(B - B_4)[NO]' + k_3B_1[NO]' - B_8 = 0 \quad (15)$$

$$(1 + k_4)(1 + S)(B - B_4)[NO_x]' + k_3B_1[NO_x]' - \beta B_7 - B_8 = 0 \quad (16)$$

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):

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

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

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

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

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

$$[C_xH_y] = KB_6 \quad (22)$$

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

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

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):

$$EI(X) = \frac{N_x M_x}{mM_{\text{karbon}} + nM_{\text{hidrojen}}} 1000 \quad (25)$$

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):

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

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 çözümleri 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 DİZİNİ

- 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. İlbaş, M., "Gaz Türbinli Uçak Motorlarında Kirletici Emisyonların İncelenmesi", *Gazi Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Dergisi* 27, No 2 (2012): 343-351.