

SÜHAD

SÜRDÜRÜLEBİLİR HAVACILIK ARASTIRMALARI DERGİSİ

Cilt 2, Sayı 1, 2017



Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi

Cilt 2, Sayı 1, 2017

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

e-mail: info@sares.org

DOI: [10.23890/SUHAD.2016.0108](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2016.0108)

ISSN (Online): 2548 - 0464



Elektronik ortamda yayınlanacak olan dergimiz, Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Derneğinin (SARES) bir yayımıdır. 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 2 Sayı 1, 2017

<http://www.suhad.org>



İçindekiler

- 1 HAVACILIKTA SÜRDÜRÜLEBİLİR GELİŞME GÖSTERGELERİ
Emre ALPMAN, A. Yalçın GÖĞÜŞ
- 13 OPTİK EMİSYON SPEKTROMETRE KULLANILARAK YÜKSEK GÜÇLÜ BİR
PLAZMATRON PLAZMA AKIŞI SICAKLIK ÖLÇÜMÜ
Özge YAZICIOĞLU, T. Yaşar KATIRCIOĞLU, Beycan İBRAHİMOĞLU
- 20 ÖZGÜN TÜRBO-DÖNGÜSEL MOTOR TASARIMI, İMALATI VE
PERFORMANS DEĞERLERİ
İbrahim Sinan AKMANDOR, Melih OKUR
- 27 HAVACILIKTA KULLANILAN BATARYALARIN TASARIM
PARAMETRELERİNE GÖRE BOYUTLANDIRILMASI
Melih YILDIZ, T. Hikmet KARAKOÇ
- 38 İNİŞ KALKIŞ DÖNGÜSÜNDEKİ SAFHA SÜRELERİNİN GERÇEK UÇUŞ
VERİLERİ KULLANILARAK DEĞERLENDİRİLMESİ
Ali Ozan CANARSLANLAR

HAVACILIKTA SÜRDÜRÜLEBİLİR GELİŞME GÖSTERGELERİ

Emre ALPMAN¹, A. Yalçın GÖĞÜŞ²

¹ Emre ALPMAN, Makine Mühendisliği Bölümü, Marmara Üniversitesi, İstanbul, emre.alpman@marmara.edu.tr

² A. Yalçın GÖĞÜŞ, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, ODTÜ, Ankara, yogus@metu.edu.tr

DOI: [10.23890/SUHAD.2017.0101](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2017.0101)

ÖZET

Genel sürdürülebilir gelişme indeksi, kendisini belirleyen üç indesten özellikle toplumsal sürdürülebilir gelişme indeksi dolayısıyla, politik kararlar için önem taşımaktadır. Eksergoekonomik ve çevresel sürdürülebilir gelişme indeksleri ise teknolojik gelişme için ön plana çıkmaktadır. Bu çalışmada, birleşik eksergoekonomik - çevresel indeksi oluşturan göstergelerden havacılık sektörünü ilgilendirenler irdelenmiştir. Göstergeleri normalleştirme ve aritmetik, geometrik birleştirme yöntemlerine ilişkin geliştirme önerileri sunulmuştur. Çok sayıdaki benzer eksergoekonomik göstergelerden, havacılık alt sektörlerinin ihtiyacı doğrultusunda temel olanlar üzerinde durulması teknolojik iletişim için kolaylık sağlayacaktır. Sürdürülebilirlik analizinin uygulanması yararlı olacak başlıca alt sektörler: Uçak gövdesi ve uçuş; uçak itki sistemleri, uçak yardımcı enerji sistemleri, hava meydanları, hava trafiği kontrolü ve uçak yer hizmetleri, uçak dışı hava araçları, askeri havacılık, havacılıkta geri dönüşümdür. Beyaz eşya ve binalar için uygulanmakta olan enerji sertifikasyonuna benzer olarak eksergoekonomik - çevresel gelişme indeksi ve sertifikasyonu, sanayi tesislerine ve havacılık alt sektörlerine, geniş bir zaman çerçevesi içinde, uygulanmalıdır. Çalışmada uçuş sırasında çevre şartlarının değişiminin etkisi ve Genişletilmiş Ekserji Muhasebesi yöntemi hakkında bilgilere de yer verilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Sürdürülebilirlik indeksi, Sürdürülebilir gelişme indeksi, eksergoekonomik - çevresel indeks, eksergoekonomik sürdürülebilirlik indeksi, çevresel sürdürülebilirlik indeksi, sürdürülebilirlik göstergeleri, sürdürülebilir havacılık göstergeleri.

INDICATORS OF SUSTAINABLE DEVELOPMENT IN AVIATION

ABSTRACT

General sustainable development index is very important for making a political decision especially thanks to the social sustainable development index, which is one of the three indices that define it. Exergoeconomic and environmental sustainable development indices, however, become important for technological development. Among the indicators that form the aggregated exergoeconomic-environmental sustainability index and related to the aviation sector are analyzed in this study. Remarks have been made on normalization of the indicators, and arithmetic and geometric aggregation methods. Among the many similar exergoeconomic indicators, emphasizing the basic ones for aviation subsectors will be beneficial for technical communication. The primary sub-sectors which will benefit from sustainability analysis are: airplane fuselage and flight, airplane propulsion systems, airplane auxiliary energy systems, airports, air traffic control and ground services, air transportation other than aircraft, military aviation and recycling in aviation. Similar to the energy certifications applied for home appliances and buildings, an exergoeconomic environmental sustainability index and its certification should also be applied for industrial facilities and aviation subsectors in the long run. Study also contains remarks on the effect of the variation of environmental conditions during flight, and Extended Exergy Accounting method.

Keywords: Sustainability index, sustainable development index, exergoeconomic-environmental index, exergoeconomic sustainability index, environmental sustainability index, sustainability indicators, sustainable aviation indicators.

1. GİRİŞ

Sürdürülebilirlik kavramı İkinci Dünya Savaşı sonrasında dünya kaynaklarının uzun dönemde tükenmesi endişesinden kaynaklanan Roma Kulübü bildirgesiyle ön plana çıkmıştır. 1973 petrol krizi enerji kaynaklarının, 1996 Roma Bildirisi ise gıda kaynaklarının önemine dikkatleri çekti. Çevre konusundaki uluslararası işbirliğinin başlangıcı olarak BM (Birleşmiş Milletler) Çevre ve Kalkınma Konferansı (1972 Stockholm) ve UNEP'in (United Nations Environmental Program) kuruluşu sayılabilir. Yenilenemez enerji kaynaklarının ve diğer doğal kaynakların tükenmesi ve çevre kirliliği ülke sınırlarını aşan sorunlar olarak uluslararası işbirliğini gerektirmektedir ve insanlığın tüm eylemleri için sınırlayıcı olarak göz önünde tutulmalıdır.

Dünya Çevre ve Gelişme Konseyine göre “Bir gelişmenin sürdürülebilir olması, şimdiki kuşağın gelişme ihtiyaçlarını karşılarken, gelecek kuşakların kendi gelişme ihtiyaçlarını karşılama tehlikeye sokmamasıdır” (Frangopoulos, 2006).

Genel anlamda söz konusu olan, toplumsal gelişmenin sürdürülebilirliğidir. BM 2000 yılındaki Zirve Toplantısında 8 madde olarak “21. Yüzyıl Hedefleri” ile bir uluslararası gelişme doğrultusu önerdi; 2015 yılına kadarki deneyime dayanarak o yıl yapılan Zirve toplantısında ise 17 maddelik “Sürdürülebilir Gelişme Amaçları”nın bu öneriler yerine geçmesi kararlaştırıldı.

Amaçların Toplumsal (sosyal) Sürdürülebilir Gelişmeyle ilgili olanları: Yoksulluğun giderilmesi, Sağlık iyileştirilmesi, Eğitimin iyileştirilmesi, Kadın eşitliği, Gelir dağılımının iyileştirilmesi, Kurumsallaşma, Sürdürülebilirlikte işbirliği.

Amaçların çevresel ve ekonomik sürdürülebilir gelişmeyle ilgili olanları: Gıda güvenliği, Su güvenliği, Enerji güvenliği, Altyapıların iyileştirilmesi, Ekonomi, Tüketim – Üretim dengesinin sağlanması, Barınma gereksiniminin giderilmesi, İklimin korunması, Deniz eko sistemi, Eko sistem.

Bu amaçların gerçekleşmesi için 169 hedef ve gerçekleştirme ölçütü olarak 304 gösterge belirlendi fakat henüz uygulamaya konulamadı. BM bazı ülkelerle özel anlaşmalara vararak bu konuda ilerlemeye çalışmaktadır.

Sürdürülebilir gelişme kavramı kurumların, sektörlerin, hatta kişilerin bile, eylemleri için uygulanabilir. Sürdürülebilir gelişmenin toplumsal düzeydeki birinci temelini yukarıdaki birinci grup, çevresel ve ekonomik düzeydeki ikinci ve üçüncü temellerini ise yukarıdaki ikinci grup amaçlar oluşturmaktadır. Sık kullanılan “uzaydaki dünya gemisindeyiz” sözüyle (Sciubba ve Frankl, 2006) toplumsal sürdürülebilirliğin yanı sıra dünya kaynaklarının sınırlılığı ve temiz tutulması, dolayısıyla fiziki-kimyasal-biyolojik, kısaca Çevresel Sürdürülebilir Gelişmenin önemi de anlatılmaktadır ve bu sürdürülebilir gelişmenin ikinci temelidir.

Sürdürülebilir gelişmenin üçüncü temelini, toplumsal etkileşimlerle fiziki-biyolojik çevrenin arakesiti olarak ekonomik sürdürülebilirlik oluşturur (Liu, 2014). Ekonomi bir bakıma toplumsal bir gelişme mekanizmasıdır, toplumsal eylemleri yönlendirir. Öte yandan ekonomi fiziki-biyolojik çevrenin değişmesine sebep olan teknolojik eylemleri de belirler. Ancak gelişme söz konusu olduğuna göre, bilime dayalı teknolojik gelişme olmaksızın ekonomi yalnız başına sürdürülebilirlik için yeterli olamaz; sürdürülebilirliğin üçüncü temeli teknolojik-ekonomik sürdürülebilirlik olarak kabul edilmelidir. Teknolojinin itici gücü, eylemleri oluşturan enerji, daha doğru adıyla ekserjidir (= ısınmın ve iç enerjinin işe dönüştürülebilir bölümü). Bu nedenle toplumsal gelişme uzmanlarının yaygın olarak “ekonomik sürdürülebilir gelişme” adlandırdıkları üçüncü temeli Eksergoekonomik Sürdürülebilir Gelişme olarak adlandırmalıdır (Sciubba, 2013). Her ne kadar birçok araştırmacı sürdürülebilir gelişmenin bu üç temele dayandığı görüşünde iseler de bu kesinleşmiş bir kural değildir; bazı araştırmacılar inceledikleri sektörün etkisiyle dört, hatta dokuz kriteri temel saymışlardır (Kılıkış ve Kılıkış, 2016b; Grimley, 2006).

Genel sürdürülebilir gelişmeyi belirleyen büyüklüğü sürdürülebilir gelişme indeksi, bunun temelini oluşturan kriterlerin büyüklüklerini ise toplumsal, çevresel ve eksergoekonomik sürdürülebilirlik indeksleri olarak adlandırmak uygun olacaktır. Temel sürdürülebilirlik indekslerini birleştirme yaklaşımına zayıf sürdürülebilirlik yaklaşımı denmektedir (Sciubba ve Frankl, 2006). Ancak üç indeksin her birinin, ayrı ayrı büyük öneme sahip olduğu gerçeği göz önünde tutulduğunda bunları birleştirerek birinin fazlalığı ile diğerinin eksikliğini telafi etmenin doğru olmayacağı, her bir kriteri kendi başına önemsemek düşüncesini ağır basar ki buna kuvvetli sürdürülebilirlik yaklaşımı denmektedir (Sciubba ve Frankl, 2006).

Bir faaliyetin toplumsal, çevresel ve eksergoekonomik sürdürülebilirlik indeksleri, bir takım parametrelere bağlıdır. Bu parametrelere “gösterge” adı verilir. Göstergeler uygun yöntemlerle birleştirilerek indeksler bulunur. Ölçülebilirlik bakımından biri birine yakın olan çevresel ve eksergoekonomik sürdürülebilirlikleri belirleyen göstergelerin Eksergoekonomik - Çevresel İndeks (EÇİ) adıyla birleştirilmesi, bir orta yol yaklaşımıdır ve güvenliği göstergelerin doğru belirlenmesi yanı sıra birleştirilme yöntemine de bağlıdır. Eksergoekonomik - çevresel sürdürülebilir gelişme indeksini oluşturan, parasal, ekserjik ya da normalleştirilmiş göstergelere EÇİ göstergeler adı verilebilir. Bu göstergelerin kabul edilebilir sınırları kuvvetli sürdürülebilirlik yaklaşımıyla belirlenmeli hatta önemlileri yasalarla zorunlu kılınmalıdır (Kjelstrup vd., 2015). Beyaz eşyaların enerji verimi ve binaların yalıtımı konularında uygulanan sertifika zorunluluğu önerilen yasal gelişme için iyi örneklerdir.

Alman Enerji sektörünün sürdürülebilir gelişmesinin ölçülmesi konusundaki makalede Schlör vd. (2011) göstergesi, karakteristik bir büyüklüğün olması istenilen değeri ile güncel değeri arasındaki fark olarak tanımlamakta ve göstergelerden indeksi belirleme yöntemlerini de tartışmaktadır. Çevresel etkiler Birleşmiş Milletler tarafından 1993 de Çevresel Temel Etkiler olarak önerilmiştir, UNEP ve başka kuruluşlar tarafından geliştirilmektedir. Örneğin hava kirliliği göstergesi, başlıca kirletici miktarlarının telafi fiyatlarıyla çarpılarak toplanmasından oluşan maliyet, bunun normalleştirilmiş ve önem katsayı ile çarpılmış değeridir, eksergoekonomik değerlerle birleştirilebilir. Teknolojik-ekonomik sürdürülebilirlik, kaynak tüketiminin ve enerji dönüşümü sırasında oluşan etkilerin azaltılmasına bağlıdır.

Bu makalede EÇİ göstergelerinin havacılığı ilgilendirenleri ve bunların birleştirilmesi üzerinde durulacaktır. Yalnızca sürdürülebilir gelişme gösterge ve indisleri söz konusu olduğundan tüm “gösterge” ve “indeks” kelimelerinin yanında “sürdürülebilir gelişme” tekrarlanmayacak ve var kabul edilecektir. Terim ve simgeler Türkçeye öncelik vererek seçilecek, literatürde karşılaşılan diğer şekilleri köşeli parantez [] içinde verilecektir. Bir eylemin ya da devamlı sistemin sürdürülebilir gelişmesi incelenirken, o eylemin oluşumunu başından sonuna, eylem için gerekli sistemlerin tasarımını, üretimini, eylem sırasında çevreyle ve toplumla tüm etkileşimleri, eylem tamamlandığında sistemin ortadan kaldırılmasını ve onu takip edecek eylemin ön hazırlığını da içererek, beşikten – beşiğe, ömür çevrimini incelemek gerekir. Teknolojinin gelişmesi, eylemlerin daha hızlı gerçekleşmesine ve hareketliliğin artmasına imkan sağladıkça havacılık sektörünün önemi ve hacmi hızla büyümektedir. Bugün her biri onbinlerce kişi çalıştıran ve çevreyi, ekonomiyi önemli ölçüde etkileyen şu alt sektörlerin sürdürülebilirlik sorunlarını, ayrı ayrı ve etkileşimleriyle incelemekte yarar vardır: Uçak gövdesi ve uçuş; uçak itki sistemleri, uçak yardımcı enerji sistemleri, hava meydanları, hava trafiği kontrolü ve uçak yer hizmetleri, uçak dışı hava araçları, askeri havacılık, havacılıkta geri dönüşüm. Bu alt sektörlerin sürdürülebilirliğinin incelenmesi, ilgili özel ve kamu kuruluşlarının sürdürülebilirliğini önemli ölçüde iyileştirecektir.

2. HAVACILIKTA SÜRDÜRÜLEBİLİRLİK HAKKINDAKİ ÖNCÜ BAZI ÇALIŞMALAR

Grimley (2006) havacılık sektöründe sürdürülebilirliği incelemiş ve toplumsal, ekonomik, çevresel ve kurumsal indeksler için sırasıyla 7, 8, 9, 5 gösterge önermiştir. Aynı indeksler için İngiliz ve Avrupa Birliği gösterge sayıları sırasıyla 6, 6, 3, 2 ve 7, 9, 3, 0 olarak açıklanmıştır. Görüldüğü gibi teknoloji bu değerlendirmelerde ikinci planda kalmaktadır. Kılış ve Kılış, (2016a) çeşitli büyük hava alanlarını sürdürülebilirlik açısından karşılaştırabilmek amacı ile

bir (havaalanları için genel) sürdürülebilirlik indeksi geliştirmiştir. Benzer şekilde bu indeksleri hava yolları için elde ettikleri indeksler ile birleştirerek bir sürdürülebilir havacılık indeksi tanımlamışlardır (Kılış ve Kılış, 2016b). Çalışma yalnız toplumsal göstergelerin aydınlığa kavuşturulması bakımından değil, birleşik indeksin ilgili kurumlara yol göstermesi bakımından da önemli katkılar içermektedir. Liu (2014) bir yenilenebilir enerji sisteminin sürdürülebilirliğinin belirlenme yöntemi üzerine yapmış olduğu çalışmada üç temel sürdürülebilirliği vurgulamış ve karmaşık bir sistem için bulanık mantık uygulamasını açıklamıştır. Romero ve Linares (2014) ekserji verimliliğini artırmanın her zaman sürdürülebilirlik açısından yeterli olmayacağını savunmuş ve analizlerde ekserji verimliliğine ek olarak tersinirlik derecesi ve ekserjik yıkım katsayısı gibi ekstra göstergeler kullanılabileceğini belirtmiştir. Aydın ve çalışma arkadaşları bir turboprop (Aydın vd. 2013) ve bir turbofan (Aydın vd. 2015) motorunun kısımlarının ekserji analizini yapmıştır. Bu analizler sonucunda motorun çeşitli kısımlarındaki kayıplar ve en verimsiz bölgeler tespit edilebilmiştir. Çalışmalarda motorlar altı adet gösterge için incelenmesine rağmen bu göstergeler aslında birbirleri ile yüksek derecede örtüşmektedirler. Ayrıca makalelerde de (Aydın vd. 2013; Aydın vd. 2015) belirtildiği gibi motorların egzoz gazları direk atmosfere atıldığından, barındırdıkları ekserjinin geri kazanılması mümkün değildir. Dolayısı ile uçak motorlarının ekserjik sürdürülebilirlik analizlerinde geri kazanılabilir ekserji oranının çok büyük önem taşımadığı düşünülmektedir. Önceki paragrafta da belirtildiği gibi Romero ve Linares (2014) ekserji verimliliğini artırmanın iyi bir şey olduğunu ancak bunun her zaman sürdürülebilirlik açısından yeterli olmayabileceğini savunmuştur. Örneğin bir motorun ekserji verimini artırma motorun ilk yatırım maliyetlerini yüksek miktarda artırırsa bu eksergoekonomik sürdürülebilirlik için olumlu olmayacaktır (Bejan, v.d., 1996). Bu sebeple ekserji analizlerine ek olarak yapılacak eksergoekonomik analizler gereklidir; bu analizler maliyetin ne kadarının verimsizliklere ne kadarının da ilk yatırım ve bakıma bağlı olduğunun tespit edilmesini sağlayacaktır (Bejan vd, 1996; Ballı ve Hepbaşlı, 2014). Analizlerin güvenilir sonuçlar verebilmesi bakımından referans çevrenin doğru bir şekilde belirlenmesi, özellikle analizler kimyasal ekserji içeriyorsa, büyük önem taşımaktadır (Romero ve Linares, 2014; Gadreau vd. 2012). Tona v.d. (2010) tarafından bir turbofan motoru için yapılan ekserji ve termoekonomik analizler sırasında kullanılan farklı referans çevre koşullarının motor verim hesaplarını çok etkilemediği ancak motorun kısımları arasındaki tersinmezliklerin dağılımını değiştirdiği görülmüştür. Bu da bileşen bazlı iyileştirme çalışmalarını etkileyebilecektir. Ayrıca bir uçuşun evreleri sırasında uçak motoru çok farklı çevre şartları içerisinde bulunacağından, analizlerin sabit çevre şartları yerine zamana bağlı olarak değişen şartlarda yapılması

(Göğüş v.d. 2002) sonuçları daha güvenilir hale getirebilecektir. Ancak, Gadreau v.d. (2012) e göre her durumda da çevrenin sonsuz olması ve sistemden etkilenmediği varsayımı, atık ekserjinin çevreye etkisini değerlendirmede ve özel durumlarda hatalı sonuçlar doğuracaktır. Bu da ekserjinin sürdürülebilirlik göstergesi olarak kullanılmasındaki etkinliğini düşürebilecektir.

Hava meydanlarının terminal binalarındaki iklimlendirme sistemleri, yolcuların konforu açısından çok önemlidir. Ancak bu sistemler ciddi enerji sarfiyatına da sebep olabilmektedir (Zhang vd., 2013). Binalarda düşük ekserjili iklimlendirme sistemleri konusunda çok detaylı bir çalışma Hepbaşlı (2012) tarafından ortaya konmuştur. O çalışmada iklimlendirme sisteminin ekserji temelli değerlendirilmesi için pek çok parametre tanımlanmıştır. Bu parametreler arasından sürdürülebilirlik indeksi ve ekserji kaynağının yenilenebilir bölümünün oranı dikkat çekmektedir. Bunlardan birincisinin eksergoekonomik gösterge, ikincisinin yenilenebilirlik göstergesi olarak adlandırılmasını önermekteyiz.

Sewalt, vd. nin (2001) yenilenebilir kaynaklardan gelen ekserji girdisinin kaybının çevreye zararı olmadığını savunduğu düşünüldüğünde, ikinci göstergenin daha önemli olabileceği kanısına varılabilmektedir. Ayrıca sistemden çıkan ekserjinin bir kısmı faydalı işe dönüştürülemediği kayıp olacaktır (Sciubba, 2005) ve bu ekserjinin en azından bir kısmının geri kazanılabilmesi önemlidir. Bu sebeple Midilli ve Dinçer (2009) tarafından tanımlanmış geri kazanılabilir ekserji oranı terminal binaları için önemlidir. Ayrıca, Rocco vd. (2014) atıkların belirlenen çevre şartlarına göre pozitif ekserjiye sahip olmasının bu atıkların çevrede değişiklik yapma potansiyelini gösterdiğini ve böylece atık ekserji miktarının çevresel etki için (zehirlilik gibi durumlar haricinde) kullanılabileceğini belirtmiştir.

3. GÖSTERGELERİN ÖZELLİKLERİ, NORMALİZASYONU VE BİRLEŞTİRİLMESİ

3.1. Göstergelerin Genel Özellikleri

Sürdürülebilirlik analizi için tanımlanacak göstergeler ölçülebilir olmalı ve sürdürülebilirlik kavramının birçok yönünden birini, bir etkiyi, olabildiğince gerçekçi yansıtmalıdır (Romero ve Linares, 2014). Sürdürülebilir gelişmenin temel (toplumsal, çevresel, eksergoekonomik) indekslerinin her biri birden çok etkiyi içermekte olduğundan bir indeks için seçilen göstergelerle o indekse dahil etkilerin tamamının kapsanması istenilir.

Özellikle toplumsal sürdürülebilirlik indeksi ancak çok sayıda göstergenin hesaba katılmasıyla gerçeğe

yakın belirlenebilir. Bu farklı göstergeleri gruplar halinde birleştirip bileşik göstergeler ve bazı kapsamlı göstergelerin ise alt göstergeleri oluşturulabilir. Toplumsal indeksi belirlemede bazı önemli göstergelerin zamana göre türevi de, türetilmiş göstergeler olarak kullanılabilir. Örneğin Kalkış ve Kalkış (2016a) hava alanlarının ağaçlandırılma durumunu ve ileriye yönelik ağaçlandırma projelerinin varlığını ayrı göstergeler olarak değerlendirdiler.

Boyutsuz büyüklükler birimsizdir ve genelde olduğu gibi mühendisliğin bu dalında da göstergeler için tercih edilmelidir. Fakat boyutsuzlaştırmada kullanılan referans büyüklüğünün sistemin karakteristik bir büyüklüğü olması ve boyutsuzlaştırılan büyüklükle aynı mertebeden seçilerek sayısal hesaplar sırasında değişimlere duyarlılığın kaybolmaması sağlanmalıdır. Boyutlu **göstergelerden de** genel ve kullanışlı olanları arasından **yaygın değil özgül** olanlar (birim alana, hacime, zamana, kütleyle indirgenmiş olanlar) tercih edilmelidir.

Eksergoekonomik göstergeler sistemin temel fiziksel büyüklükleri ve farklı ekonomik parametrelerin birleştirilmesi sonucu ortaya çıkmaktadır. Temel birkaç büyüklükten yola çıkarak biri birine çok yakın fakat farklı göstergeler oluşturulabilir. Seçilen göstergelerin birbirleri ile fazla örtüşmeleri zaman kaybına sebep olacağından bundan kaçınılmalıdır. Sınırlı amaçlı özel göstergeler ve yalnız tek bir göstergenin basit bir fonksiyonu olan türetilmiş göstergeler de kullanılabilir; ancak uzun vadede önemini kaybetmeyecek temel göstergelerin belirlenmesine, bunlara öncelik verilmesine ihtiyaç vardır. (Liu, 2014)

3.2. Göstergelerin Kök Değerleri, Normalleştirme
Göstergeler, ölçme ya da analiz sonucu bulunan verilere dayanır. Verilerin istatistiki yöntemler ya da basit ortalamalarla elde edilen ve bir (G_i) göstergesini belirleyen sonuç, kök değer ($G_{i,k}$) olarak adlandırılabilir. Farklı tür göstergeler, (örneğin uçakların çevreye gürültüyle ve CO₂ salınımıyla olan iki etkisi) karşılaştırılacaksa ya da birleştirilecekse “büyüklük türünün farkı” ve “etkinin öneminin ifadesi” iki ayrı sorun oluşturur. Birinci sorun boyutsuzlaştırarak ve sayısal büyüklüğü 0 ile +1 arasına dönüştürerek, bilinen adıyla normalleştirerek (normalization), ikinci sorun ise izleyen altbölümde açıklanan yolla çözümler.

Bir göstergenin ölçülen kök büyüklüğü farklı sistemlerde ve farklı şartlarda, sıfır ile bir referans büyüklüğü $G_{i,ref}$ arasında kalıyorsa, normalleştirmek için $G_{i,ref}$ ile bölmek yeterlidir:

$$G_{i,nor} = G_{i,k} / G_{i,ref}; \quad 0 \leq G_{i,k} \leq G_{i,ref} \quad \rightarrow \quad 0 \leq G_{i,nor} \leq 1,0 \quad (1)$$

Eğer bu şartı sağlayan anlamlı bir referans değeri bulunamıyorsa, $G_{i,k}$ kök büyüklüğünün değişik

şartlarda ulaşması ihtimali sınırdaki en küçük $G_{i,min}$ ve en büyük $G_{i,maks}$ değerleri seçilerek

normalleştirilmiş gösterge şu şekilde tanımlanır (gelişmiş min-maks yöntemi):

$$G_{i,nor} = \left\{ \frac{G_{i,maks} - G_{i,k}}{G_{i,maks} - G_{i,min}} \right\}^p \quad (2a)$$

$$G_{i,k} < G_{i,min} \text{ için } G_{i,nor} = 0; \quad G_{i,k} > G_{i,maks} \text{ için } G_{i,nor} = 1,0 \quad (2b)$$

Tanımdaki üs p parametresi genellikle 1.0 dır. Özel durumlarda, etkileyen değişkenin ($G_{i,k}$), etkisini belirleyen ($G_{i,nor}$) ile ilişkisi doğrusallıktan saparsa, p parametresi 1.0 dan büyük ya da küçük alınır. $G_{i,min}$ ve $G_{i,maks}$ değerlerinin seçiminde, ortalamaya yakın bölgedeki duyarlılığı azaltmamak amacıyla, veri kümesinin en uç değerleri yerine Eş. (2b) göz önünde tutularak uç değerlere yakın fakat iç bölgeden değerler seçilebilir.

Toplumsal hatta bazı çevresel incelemelerde etkenlerin kök değerlerinin doğruluğuna az güvenilir. Böyle durumlarda bulanık mantık yöntemlerinin geliştirdiği normalleştirme türleri kullanılmalıdır. (Liu, 2014)

3.3. Göstergelerin Birleştirilmesi

Bir ülke, kurum ya da sektör için normalleştirilmiş göstergeleri, toplumsal, çevresel, eksergoekonomik ya da eksergoekonomik - çevresel indeksleri oluşturmak amacıyla birleştirirken her göstergenin eşit önemli olduğunu varsaymak basit bir yaklaşımdır. Zayıf ve en basit yaklaşımla, bu temel indeksler eşit önemli varsayılarak genel sürdürülebilir gelişme indeksi oluşturulabilir. Yine çok basit bir zayıf yaklaşımda temel indekslerin tüm göstergeleri eşit önemli varsayılarak doğrudan genel indeks hesaplanabilir (Schlör, 2013). Ancak aşağıda açıklanan yöntemlerden biriyle gösterge önemi farklarını göz önünde tutmak, fazladan çalışma gerektirse de tercih edilmelidir.

$$\sum_{k=1}^p w_k \cdot n_k = 1,0; \quad w_{k+1} = \alpha_k w_k, \quad k = 1, \dots, p-1 \quad (5a) \quad (5b)$$

Her gösterge için ait olduğu grubun önem çarpanı w_k kullanılarak Eş. (3) uygulanır. Göstergeler yalnız iki önem grubuna ayrılırsa ve bu gruplardaki gösterge

$$w_1 \cdot n_1 + w_2 \cdot n_2 = 1,0 \quad w_1 / w_2 = \alpha \quad (5c) \quad (5d)$$

Göstergelerin ağırlığını belirlemek için önerilen bu yöntem, oluşturulan grupları araştırmacının ayırt etme yöntemi izin verdiği derecede kendi içinde bölerek de derinleştirilebilir. Önerilen bu yöntem uygulamada henüz sinanmamıştır.

3.3.3 Ağırlıklı geometrik birleştirme

Bir göstergenin gelişmiş normalleştirilmesinde p üssünün 1.0 dan farklı alınması, etkisinin indekste meydana getireceği değişimi gerçeğe uygun olarak modelleyebilir, fakat yetersiz de kalabilir.

3.3.1. Ağırlıklı aritmetik birleştirme

Normalleştirilmiş farklı göstergeler $G_{i,nor}$ bir indeksi I_j belirlemek amacıyla birleştirilecekse ya da karşılaştırılacaksa her bir gösterge önemini ifade eden w_i katsayısıyla çarpılır. Diğer indekslerin göstergelerinden ayırt etmek amacıyla j indeksine ait olanlara j altgöstergesi ilave edilir (burada nor altgöstergesi gerekmez, çünkü yalnız normalleştirilmiş göstergeler birleştirilir).

$$I_j = \sum_i G_{i,j} \cdot w_{i,j} \quad (3)$$

İndekslerin normalize olmaları ($0 < I_j < 1.0$) için önem çarpanlarının toplamı 1.0 olmalıdır. Bir seçenek tüm göstergeleri eşit önemli varsaymaktır:

$$\sum_i w_i = 1,0 \quad w_i = 1,0/n \quad (4)$$

Bu en basit yaklaşımdır, fakat genellikle tavsiye edilmemektedir (Liu, 2014) çünkü en azından birkaç tanesi diğerlerinden farklı önemli olmaktadır.

3.3.2 Genel basitleştirilmiş ağırlıklı aritmetik birleştirme

Bir indeksi oluşturan göstergelerin önem dereceleri hassas olarak belirlenemiyorsa bunlar 2, 3, .. veya p grupta toplanarak $\alpha_1 (=w_2/w_1) \dots \alpha_k (=w_{k+1}/w_k) \dots \alpha_{p-1} (=w_p/w_{p+1})$ önem oranları tahmin edilir ve her gruptaki gösterge sayısı $n_1 \dots n_k$ belirlenir. Her grubun önem çarpanı w_k şu doğrusal denklem takımının çözümü ile bulunur:

sayıları n_1, n_2 , önem oranı α olursa w_1 ve w_2 için denklem takımı:

Psikolojideki, hissetme derecesinin etkenin logaritmasıyla orantılı olmasına benzer, bazı sürdürülebilirlikte etkiler etkenlerle logaritmik ilişkidir, göstergelerin logaritmalarının toplamı indeksin logaritmasına eşit olmaktadır. Burada da önem çarpanları kullanılabilir:

$$\ln(I_j) = \sum_i w_i \ln(G_{i,nor}) \quad (6)$$

Böyle durumlarda göstergelerin çarpımı indeksi meydana getirir; önem katsayıları da göstergelerin üssü olur:

$$I_j = \prod_i (G_{i,nor})^{w_i} \quad (7)$$

Önem çarpanları w_i ağırlıklı aritmetik toplama yöntemi için açıklanan yöntemle belirlenebilir.

Literatürde açıklanan ve özel şartlar için geliştirilmiş diğer birleştirme yöntemlerine Liu (2014) çalışmasında yer vermiştir.

2. HAVACILIK SEKTÖRÜ EKSERJİ EKONOMİK - ÇEVRESEL GÖSTERGELERİ VE İNDEKSİ

Giriş Bölümünde vurgulandığı gibi genel sürdürülebilirlik açısından toplumsal sürdürülebilirlik, dolayısıyla toplumsal göstergeler büyük önem taşımaktadır. Ancak bu makalenin kapsamı havacılık

sektöründe kullanılması uygun eksergoekonomik - çevresel indeksi oluşturan göstergeler ve onların alt göstergeleriyle sınırlanmıştır.

Bağıntılar ömür çevrimi analizinin birim zamandaki akışları içindir. "E", ekserji akısını göstermektedir.

4.1 Ekserjik Göstergeler

Havacılık sektörünün bel kemiği olan uçakların kalbi itki sistemidir. İtki sistemlerinin performansı (kaynak olan yakıtın tükenmeye gidişi ve yanma ürünlerinin çevreye olan etkisi nedeniyle) sürdürülebilirlik açısından çok büyük önem taşımaktadır. Kabin ve terminal binası konfor düzenekleri, yer hizmetleri de enerji tüketimi bakımından itki sistemlerin ardından gelir. Aşağıdaki performans göstergeleri hem tüm motor, tüm iklimlendirme tesisatı gibi toplam (sistem) için "to", hem de bunları meydana getiren bileşenler için "i" geçerlidir:

$$\text{Ekserjik verim} = \text{Ürün ekserji} / \text{Kaynak ekserji: } \varepsilon = E_{\text{Ü}} / E_{\text{K}} \quad (7)$$

$$\text{Aradaki fark, tüketilen ekserji } E_{\text{tü}} \text{ olarak adlandırılır: } E_{\text{tü}} = E_{\text{K}} - E_{\text{Ü}} \quad (8)$$

$$\text{Bu fark yıkım ekserji } E_{\text{y}} \text{ ile kayıp ekserjiden } E_{\text{k}} \text{ oluşur: } E_{\text{tü}} = E_{\text{y}} + E_{\text{k}} \quad (9)$$

Kaynak olarak kullanılan ekserji E_{K} ikinci önemli göstergedir ve genellikle diğer türetilmiş göstergeler için referans olarak alınır.

Söz konusu göstergeler "y" simgesiyle gösterilen, sırasıyla şu oranlardır, (Bejan vd. 1996)

Ekserji yıkım oranı:

$$y_{\text{y}} = E_{\text{y}} / E_{\text{K}}, \quad y_{\text{y,i}} = E_{\text{y,i}} / E_{\text{K,to}} \quad [= \delta = f_{\text{y}} = \text{yıkım faktörü}] \quad i = 1, n; \quad (10a,b)$$

$$\text{Ekserji kayıp oranı: } y_{\text{k}} = E_{\text{k}} / E_{\text{K,to}} \quad [= r_{\text{r}}], \quad y_{\text{k,i}} = E_{\text{k,i}} / E_{\text{K,to}} \quad (10c,d)$$

Ekserji tüketim oranıdır:(Şöhret Y.,v.d. 2015)

$$y_{\text{tü}} = [\alpha = 1 - \varepsilon] = E_{\text{tü}} / E_{\text{K}}; \quad (11a)$$

$$y_{\text{tü,i}} = E_{\text{tü,i}} / E_{\text{K,to}} \quad [= \alpha_i = 1 - \varepsilon_i] \quad (11b)$$

Diğer sistem göstergeleri: (Aydın, v.d., 2013)

$$\text{Çevre etki faktörü: } f_{\text{ce}} = E_{\text{tü}} / E_{\text{Ü}}, \quad (12a)$$

$$\text{Ekserjik sürdürülebilirlik indeksi: } \theta_{\text{esi}} = 1 / f_{\text{ce}} = E_{\text{Ü}} / E_{\text{tü}}, \quad (12b)$$

$$\text{Geri kazanılabilir ekserji oranı } r_{\text{gk}} = E_{\text{gk}} / E_{\text{k}} \quad (12c)$$

Bileşenler için, sürdürülebilirliği etkileyen, türetilmiş diğer parametreler, homojen notasyonlarla, şunlardır: (Van Gool, W. 1997)

$$\text{Bileşen ekserji verimi: } \varepsilon_i = E_{\text{Ü,i}} / E_{\text{K,i}} \quad (13a)$$

$$\text{Görece ekserji yıkımı: } Y_{\text{y,i}} = E_{\text{y,i}} / E_{\text{y,to}} \quad [= \chi_i] \quad (13b)$$

$$\text{Üretim eksiltme oranı: } Y_{\text{tü,i}} = E_{\text{tü,i}} / E_{\text{Ü,to}} \quad [= \beta_i] \quad (14a)$$

$$\text{Görece ekserji kaybı: } Y_{\text{k,i}} = E_{\text{tü,i}} / E_{\text{Ü,to}} \quad (14b)$$

$$\text{İyleştirebilir potansiyeli: } \text{İP}_i = (1 - \varepsilon) E_{\text{tü,i}} \quad (15)$$

Yukarıda tanımlanan parametreler bir sistemin ekserji verimliliğini artırmak için sistem bileşenlerinin daha iyi tanınmasına yardımcı olmak amacıyla güder. (Aydın H.,v.d. 2013)

Ekserji kaynağının bir bölümü yenilenebilir (E_{YE}) ise şu iki parametre sürdürülebilirlikle yakından ilgilidir: (Hepbaşlı, A. 2012)

$$\text{Ekserjik yenilenebilirlik oranı: } R_{\text{YE}} = E_{\text{YE}} / E_{\text{K}} \quad (16)$$

$$\text{Sürdürülebilirlik indeksi: } R_{\text{S}} = E_{\text{K}} / E_{\text{YE}} \quad (17)$$

Bazı araştırmacılar yukarıdaki birkaç örnekte görüldüğü gibi, ekserji tüketimini, yenilenebilir ekserjinin oranını ya da ekserjik verimi sürdürülebilirlik ile doğrudan, bire bir ilişkilendirmeyi önermektedirler. Gerçekten de tersinirlik sürdürülebilirliğe önemli katkı sağlayacaktır. Fakat seçilen göstergenin tüm sürdürülebilirliği içermediği verilen addan belli olmalıdır.

4.2. Ekonomik Göstergeler

Doğayı koruyacak önlemler, ekserji verimini artıracak yatırımlar dolayısıyla ucuz olmaya gerektirmektedir, bu da faiz oranının düşük olmasına bağlıdır. O halde faiz oranı ekonomik göstergelerin en önemlilerinden biridir. Bir diğer önemli gösterge yaygın olarak kullanılan elektrik, akaryakıt, kömür gibi kaynakların ekserji birim fiyatıdır. Tabii ki devlet dolaylı olarak bunlara ilaveten vergilerle ekonomiyi etkilemektedir. Saatlik indirgenmiş maliyetlerin altı adımdan oluşan hesaplama yöntemi ve gerekli parametrelerin formülleri Ballı vd. (2008) tarafından açıklanmıştır. Dikkat çekmeye değer bir kısım parametreler aşağıdaki Eksergoekonomik göstergeler bölümünde verilmiştir

Bu ekonomik göstergeler sürdürülebilirliği sağlamakla görevli mühendislerin çalışma alanlarını sınırlarlar; sanayileşmiş ülkelerde sanayileşmeyi teşvik edecek ve sürdürülebilirliğe engel olmayacak düzeydedir. Şartlar elverişsiz de olsa mühendis çözüm yolları bulacaktır, yeter ki devlet çarkları şeffaf, öngörülebilir, keyfilikten uzak olarak dönsün.

4.3. Eksergoekonomik Göstergeler

Bu alt bölümde ekserjiler gibi maliyetler (C_i) de birim zaman içindir, sistem bileşenleri arasında akar. Özgül Maliyetler (c_i) birim ekserji içindir.

$$c_i = C_i / E_i \quad (18)$$

Sistem bileşenlerinden birine giren ekserji akışı, sistemdeki tersinmezliklerden dolayı bir kısmı tüketilerek sistemden çıkmaktadır; maliyet akışlarında ise bunun tersi bir durum vardır: bir bileşene (j) giren maliyet akışı, o bileşendeki hem ekserji tüketiminin bedeli ($C_{tü,j}$), hem de yatırım ve işletme giderlerinin bedeli (Z_j) kadar artmış olarak o bileşenden çıkar. Tüm sistem ya da bileşenler için maliyet bilançoları yapılarak giren maliyetlerden ($C_{g,j}$) çıkan maliyetler ($C_{tü,j}$) bulunur. $C_{tü,j}$ ve Z_j ikiye bileşenden oluşur, birincisi yıkım ve kayıp ekserjilerin maliyetinden, ikincisi ise **yatırım** (Z^y) ve **işletme-bakım** (Z^i) maliyetinden. Toplam sistem ve her bileşen için geçerli olan bilanço:

$$C_g + c_g \cdot (E_y + E_k) + (Z^y + Z^i) - C_c = 0 \quad (19)$$

Yerleşik eksergoekonomik analizde ve bileşenlerin eniyilemesinde (optimizasyon) kullanılan iki önemli gösterge Bejanv.d. (1996) tarafından verilmiştir.

Görece Özgül Maliyet (ÖM) Artışı = (ürün ÖM – kaynak ÖM)/(kaynak ÖM);

$$r_{i,j} = (C_{ü,j} - C_{k,i}) / C_{k,i} \quad (20)$$

Bir bileşendeki özgül maliyet artışının kaynak özgül maliyetine oranı, o bileşenin mali performansı hakkında bilgi verir.

Eksergoekonomik faktör

$$f_i = (Z^y + Z^i) / ((Z^y + Z^i) + c_g \cdot (E_y + E_k)) \quad (21)$$

Bir bileşendeki yatırım ve işletmenin sebep olduğu maliyet artışını toplam maliyet artışı ile karşılaştıran bu faktör bileşende giderlerin dengeli olup olmadığını bir ölçütüdür.

Bu göstergeler havacılığın enerji sistemlerinde ekserji tüketimini azaltarak çevreye olan olumsuz etkilerin de azalmasına yardımcı olacaktır. Ekserji yıkımını azaltma çalışmalarında son yıllarda geliştirilmiş bir yöntem, yıkımın azaltılabilir olduğu bileşenleri bulmaya dayanmaktadır. Sistem bileşenlerinin ekserji yıkımını, içsel ve dışsal olarak ikiye parçaya ayırmak eniyilemede kolaylık sağlamaktadır: Sistemin belirli bir bileşeni normal performansında çalışırken onun dışındaki tüm diğer bileşenleri ideal, yıkımsız çalışması durumunda o belirli bileşenin ekserji tüketiminde artış meydana gelir. Bu artış, o belirli bileşenin dışsal ekserji yıkımıdır (E^d). Bileşenin toplam ekserji yıkımından dışsal ekserji yıkımı çıkarılarak içsel ekserji yıkımı (E^i) bulunur. Şöhret vd. (2015) bu yöntemi açıkladılar ve geliştirerek bir uçak motoruna uyguladılar. Bu yöntem kabin içi iklimlendirmede ekserji kaybını azaltma amacıyla da uygulanabilir (Ordenez, 2003).

4.4. Çevresel Göstergeler

Tüm havacılık sektörünün çevresel göstergeleri için Kılıkış ve Kılıkış (2016) üç ana grupta şu 15 göstergeyi önermiş ve kullanmışlardır:

CO₂ salımı ve azaltma çalışmaları:

1. CO₂ salımı
2. Yolcu başına salım
3. Enerji birimi başına salım
4. ACA düzeyi (1, 2, 3, 4)
5. CO₂ nötrlük hedefi

Çevre yönetimi ve biyo-çeşitlilik:

1. Su kullanımı
2. ISO 14001 sertifikası
3. Çıkarı atık
4. Atığın geri dönüşüme gireninin oranı
5. Korunan alan

Atmosfer ve düşük salınlı taşımacılık:

1. PM10 a göre hava kirlenme
2. Gürültü azaltma
3. Düşük salınlı kara araçları
4. Toplu taşımanın oranı
5. Havacılıkta biyoyakıt

Hava meydanları ve Havayolları için bu göstergelerin hepsi önemli olmakla beraber bazı göstergelerin farklı alt sektörlerden bir kısmıyla hiç ilgisi yoksa diğer ilgisi olanların ağırlığı artar. Örneğin Uçak itki sistemleri alt sektöründe biyo-çeşitliliğin ağırlığı olmayınca kendiliğinden gürültünün, atmosfer kirlenme salınımı ve ekserji veriminin önemi artacaktır. Bu konu altbölüm 4.5 Eksergoekonomik - Çevresel Göstergeler ve Birleştirme’de ele alınıyor.

4.5. Eksergoekonomik Çevresel Göstergeler ve Birleştirilmesi

Her ne kadar kuvvetli sürdürülebilirlik anlayışına göre ekolojik koruma ayrıca önemsenirse de, bu sürdürülebilirliğin tamamını değil ama enerji ve basit çevresel yönlerini birleştiren bir eksergo-çevresel indeks arayışını tamamen engellemelidir.

Bir yandaki “ekserji verimliliği-yenilenebilir enerji” yaklaşımı ve öte yandaki “çevre kirliliğini azaltma-kaynakları koruma” yaklaşımı uygun ağırlıkla birleştirilmelidir.

Bu birleşme doğrultusunda kapsamlı çalışmaların sonuçlarına ulaşmak zaman alacağından, son zamanda önerilmiş eldeki “sürdürülebilirlik indeks” lerini tanımlamakta yarar vardır.

1. Romero ve Linares (2014) ekserjetik verimin sürdürülebilirlik ölçüsü olarak kullanılmasının önemli gerekçelerini sıralamakla beraber bu yaklaşımın zayıf noktalarına da dikkat çekmektedirler. Buna karşılık Kjelstrup vd. (2015) ekserji kayıplarının sürdürülebilirliği azaltıcı etkilerine daha büyük önem vermekteler ve hükümetlerin sürdürülebilirlik çalışmalarını tamamen ikinci yasaya dayandırmalarını önermektedir
2. Sewalt v.d. (2001) ekolojik verimi, ekserji maliyeti yöntemiyle hesaplamayı ve bir bakıma sürdürülebilirlik ölçüsü olarak kullanmayı öneriyorlar. Ekolojik verim, sistemin ürün ekserjisinin, ürün artı yenilenemeyen kaynak ekserji toplamına oranıdır. Ekolojik verimin bilinen ekserji veriminden farkı, kaynaktaki yenilenebilir ekserji hesaba katılmamaktadır. Çünkü bu doğal kaynakları tüketmemektedir.
3. Rosen v.d. (2008), Ballı ve Hepbaşlı (2014) bir sistem bileşeninin ürününün o bileşenin ekserji tüketimine oranını (ekserjik verimin tersini) sürdürülebilirlik indeksi olarak kabul ediyorlar. Ballı ve Hepbaşlı (2014) ayrıca çevre kirliliğine sebep olan gazların verdiği zararın maliyetini de hesaplamakta ve bunu eksergoekonomik maliyet

ile birleştirmektedirler. Ancak ikinci maddede de belirtildiği gibi Sewalt (2001) yenilenebilir kaynaklardan gelen ekserji kaybının çevreye zarar vermeyeceği için bu hesapların dışında tutulması gerektiğini savunmaktadır. Bu doğrultuda ekolojik ve ekserjik verimin aritmetik ortalamasının da bir sürdürülebilirlik indeksi olarak kullanmak düşünülebilir.

4. Frangopoulos (2006) çevresel etkilerin parasal değerini eksergoekonomik analizin sonucu olan ekserjinin parasal değeriyle birleştirilmesini önermekte, dolayısıyla bu alt bölüm başlangıcındaki görüşlere katılmaktadır.

5. EKSERGOEKONOMİK ANALİZ İÇİN İKİ TAMAMLAYICI BİLGİ

5.1. Genişletilmiş Ekserji Muhasebesi

Genişletilmiş Ekserji Muhasebesi fikri Sciubba tarafından (Sciubba, 2005) eksergo-ekonomik analizler için ortaya atılmıştır. Bejan vd. (1996) tarafından tanımlanan eksergo-ekonomik analizlerinde, bir sistemin ekserji analizi tamamlandıktan sonra her bir ekserji akımı için bir özgül maliyet (\$/kJ) hesaplanmakta ve bu ilgili ekserji akış oranı ile çarpılarak o akımın maliyeti bulunmaktadır. Burada sermaye ve iş gücü gibi ekserji analizine doğrudan katılmayan maliyetler ise ekstra olarak eklenmektedir. Sciubba (2005) bu yaklaşımın iki adet zayıflığı olduğunu belirtmiştir. Birinci zayıflığın ekserji ile para gibi çok farklı iki göstergenin birleştirilmeye çalışılması, ikinci zayıflığın ise birinciye bağlı olarak çevresel etkilerin bu analizler ile çok doğru bir şekilde değerlendirilemediği olarak belirlemiştir. Ballı ve Hepbaşlı (2013), Bejan vd. (1996) tarafından tanımlanan eksergo-ekonomik analiz yöntemini bir turboprop motor için yaptıkları sürdürülebilirlik analizinde kullandıklarında; ekserji dışı masraflar olarak yatırım ve işletim – bakım maliyetlerini analizlere eklemiş, çevreye olan etkiyi ise ayrıca “çevre zarar maliyeti (environmental damage cost rate)” ile göstermişlerdir. Bu maliyeti, atık gazların kütle debilerini her gaz için belirlenmiş birim maliyet ile çarparak elde etmişlerdir.

Genişletilmiş Ekserji Muhasebesi’nde ise ekserji akımları için parasal maliyetler tanımlamak yerine bütün maliyetler ekserji cinsinden tanımlanmaya çalışılmıştır. (Sciubba, 2005, 2013, Rocco vd. 2014). Burada ilk yatırım maliyetlerini, iş gücünü ve çevresel etkileri ekserji analizlerine ekserji cinsinden eklemek yoluna gidilmiştir. Seçilen kontrol hacminin kendisinin ve onun tarafından kullanılacak kaynakların ham madde olarak temininden başlayarak, süreç sonrasında oluşan atıkların doğaya zarar vermeyecek şekilde salınabilmesi için gerekli proseslere harcanacak ekserji hesaplanması düşünülmüştür (Rocco vd. 2014). Sermaye ve iş gücünün ekserjik olarak tanımlanması için toplam bir sistem olarak düşünülmüş ve “Bir topluma giriş yapan

ekserji kaynağının bir kısmının iş gücü yaratmak için kullanılacağı” varsayımı ve “İş gücü için kullanılan ekserjinin bir kısmının da parasal dolaşım yaratmak için gerekeceği” varsayımları kullanılmıştır (Rocco vd. 2014). Bu bağlamda iki adet ekonometrik katsayı tanımlanmış ve bu katsayılar çeşitli ülkeler için hesaplanmıştır (Sciubba, 2011). Çevresel etkiler için ise atıkları doğaya yasal limitler içerisinde salabilmek için gerekli bir prosesin (örneğin bir arıtma tesisi) ekserji-ekonomik analizi de genişletilmiş kontrol hacmi içerisinde eklenmiştir (Rocco vd. 2014). Sciubba (2013) Genişletilmiş Ekserji Muhasebesi'nin doğru ekserji analizleri için, yeterli ve “ayrıştırılmış” veri tabanları kullanıldığı takdirde, küçük ve büyük ölçekli sistemlere rahatlıkla uygulanabileceğini göstermiştir. Bu yöntem bilinen eksergo-ekonomik analizi, genişletilmiş bir kontrol hacmi için ekserji analizi haline getirmektedir ve Sciubba tarafından tanımlanmış (Sciubba, 2013) ekserji maliyetleri aslında genel ve yerel ekserji verimlerinin tersidir. Midilli ve Dinçer'in (2009) “proton değişim membranlı yakıt hücreleri” için tanımladıkları sekiz adet ekserjetik sürdürülebilirlik göstergesinin Genişletilmiş Ekserji Muhasebesi yöntemiyle eksergo-ekonomik sürdürülebilirlik göstergeleri olarak da kullanılabileceği düşünülmektedir.

5.2. Değişen Çevre Şartlarında Hareket Eden Sistemin Ekserji Bilançosu

Söz konusu şartlarda bilançoya farklı terimlerin katılması gerekmektedir. Göğüş v.d. (2002) den

$$(\dot{E}_{q,R} - \dot{E}_{q,c}) - (\dot{E}_w + \dot{E}_{w,c}) + (\dot{B}_{in} + \dot{B}_{in,c}) - (\dot{E}_d + \dot{E}_L) = \dot{A} + \dot{A}_c \quad (22)$$

$$\dot{E}_{q,R} = \dot{Q}_b \cdot (1 - T_{0,m}/T_R); \quad (22a)$$

$$\dot{E}_{q,c} = \dot{Q}_b \cdot (T_{0,m}/T_b - T_{0,m}/T_R) \quad (22b)$$

$$\dot{E}_w = \dot{W}_{u,m} = (P_s - P_0)\dot{V}_s + \bar{F}_s \bar{V}_s + \dot{W}_{sh} + \dot{W}_{oth} \quad \dot{E}_{w,c} = \dot{W}_D = C_D \rho_0 (\bar{V}_s^2/2) \cdot \bar{V}_s \cdot \bar{A}_p \quad (22c)$$

$$\dot{B}_{in} = \dot{m}_{in} b$$

$$b = b^{TM} + b^{CH}$$

$$b^{TM} = (h_t - T_{0,m} \cdot s) - \sum_i (\dot{N}_i / \dot{m}) \cdot \mu_i^* \quad (22d)$$

$$b^{CH} = \sum_i (\dot{N}_i / \dot{m})_i (\mu_i^* - \mu_{i,0}) \quad (22e)$$

$$\dot{B}_{in,c} = \bar{V}_s \cdot \bar{A}_{in} (P_{in} - P_0)$$

$$\dot{E}_L = \dot{m}_L (h_L - T_{0,m} \cdot s_L) + \dot{Q}_L (1 - T_{0,m}/T_{bL}) \quad (22f)$$

$$\dot{E}_d = T_{0,m} \dot{S}_{gen} \quad (22g)$$

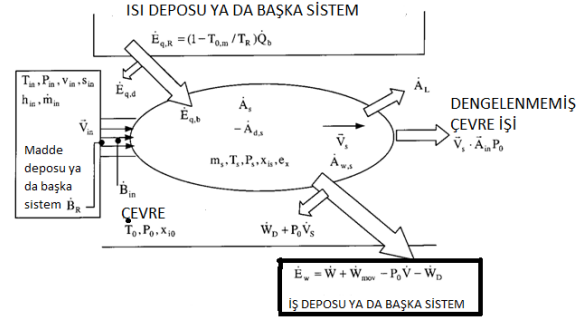
$$\dot{A} = \dot{A}^{TM} + \dot{A}^{CH} \quad (22h)$$

$$\dot{A}^{TM} = d[(E_{ts} + P_0 V_s - T_{0,m} S_s) - (\sum_i N_{i,s} \mu_{i,s}^*)] / dt \quad (22i)$$

$$\dot{A}^{CH} = d \left[\sum_i N_{i,s} \mu_{i,s}^* - \sum_i N_{i,s} \mu_{i,0} \right] / dt \quad (22j)$$

$$\dot{A}_c = S_s \dot{T}_0 - V_s \dot{P}_0 + \sum_i N_{i,s} \dot{\mu}_{i,0} \quad (22k)$$

aktarılan bilgilerle bu konunun açıklanması amaçlanmaktadır. Değişen çevre şartlarında hareket eden genel bir sistemin ekserji etkileşimi bilançosu Şekil 1'de görülebilir.



Şekil 1: Değişen çevrede hareketli bir sistem için genel ekserji bilançosu (Göğüş v.d. (2002) den uyarlanmıştır)

Termodinamiğin birinci ve ikinci yasalarını birleştirerek, çevre basıncının dengelenmeyen basınç işini ve ısı, iş, akış ve sistem ekserjilerinin (E_q , E_w , B , A) tam diferansiyele dönüşme düzeltmelerini (indeks c) göz önünde tutarak elde edilen ekserji bilançosu ve simgelerin açıklaması Göğüş v.d. (2002) den uyarlanan aşağıdaki denklemler ile yapılmaktadır. Buradaki denklemlerde (‘) üst indisi pozitif yönü normal yönün (sistem içine) tersinde (sistem dışına) olan büyüklükleri göstermektedir.

Denklem 22’de üstteki “ * ” reaksiyonsuz ölü (=çevreyle dengeli) durumu göstermektedir, alt indis “ 0 “ ise reaksiyonlu (=çevreyle kimyasal da dahil) dengede durumu göstermektedir. TM ve CH termomekanik ve kimyasal ekserjiyi göstermektedir. Bu eşitliklerde “c“ indisi bulunduran terimler değişen çevre koşulları dolayısı ile denklemlere eklenmesi gereken düzeltme terimidir. Detaylar ve ilgili bazı uygulamalar Göğüş v.d. (2002)’de bulunmaktadır.

3. BULGULAR

Genel sürdürülebilirlik indeksi, kendisini belirleyen üç indeksten özellikle toplumsal sürdürülebilir gelişme indeksi dolayısıyla, politik kararlar için önem taşımaktadır. Eksergoekonomik ve çevresel indeksler ise teknolojik gelişme için ön plana çıkmaktadır. Bu çalışmada, birleşik eksergoekonomik - çevresel indeksi oluşturan göstergelerden havacılık sektörünü ilgilendirenler tartışılmıştır.

Ekserji analizleri ile bir sistemdeki kayıplar, kullanılmayan potansiyel ve iyileştirilebilecek bileşenler açık bir şekilde görülebilir. Ekserji kullanılarak tanımlanan göstergeler eksergoekonomik-çevresel indeksi belirlemekte birinci derecede önemlidir. İndeks ve göstergelerin tanımlanması konusunda ekserji analizi içermeyen çalışmaların (örneğin Kılış ve Kılış, 2016a,b) sürdürülebilirlik konusunda karşılaştırmalar yapılması, birleşik bir indeks tanımlanması ve bu birleşik indeksin ilgili kurumlara yol gösterilmesi bakımından önemli katkılar içermesine rağmen, incelenen sistemlerdeki zayıf noktaları ve iyileştirme potansiyeli yüksek yerleri göstermede yetersiz olduğu düşünülmektedir.

Göstergeleri normalleştirme ve aritmetik, geometrik birleştirme yöntemlerine ilişkin değerlendirmelerde bulunulmuştur. Bazı süreçler için önemli olabilecek göstergelerin bazı diğer süreçlerde kullanışsız olmasından dolayı (örneğin uçak motorları için geri kazanılabilir ekserji oranı) çok sayıdaki benzer eksergoekonomik göstergelerden temel ve kullanışlı olanların kullanımına ağırlık verilmesi teknolojik iletişim için kolaylaştırıcı olacaktır. Hepsi “sürdürülebilirlik indeksi” adını almak isteyen üç farklı büyüklüğe, özelliklerine göre farklı gösterge adları verilmesi uygun olacaktır. Çalışmada Bejan vd. (1996) tarafından tanımlanmış ve yaygın olarak uygulanmış eksergoekonomik analizlere alternatif olan Genişletilmiş Ekserji Muhasebesi (Extended Exergy Accounting, (Sciubba, 2005, 2011)) yöntemine ve uçuş sırasında değişen çevre şartlarının ekserji hesaplarını nasıl etkileyeceğine de yer verilmiştir.

KAYNAKÇA

Aydın, H., Turan, Ö., Karakoç, T. H., Midilli, A., (2013), Exergo-Sustainability Indicators of a

- Turboprop Aircraft for the Phases of a Flight, Energy, cilt 58, sayfa 550 – 560.
- Aydın, H., Turan, Ö., Karakoç, T. H., Midilli, A., (2015) Exergetic Sustainability Indicators as a Tool in Commercial Aircraft: A Case Study for a Turbofan Engine, International Journal of Green Energy, cilt, 12, sayfa 28 – 40.
- Ballı, Ö., Aras H., Aras N., Hepbaşlı, A., (2008), Exergetic and exergoeconomic analysis of an aircraft jet engine (AJE), Int. J. Exergy, cilt, 5., sayfa 567 – 581.
- Ballı, Ö., Hepbaşlı, A., (2013), Energetic and Exergetic Analysis of T56 Turboprop Engine, Energy Conversion and Management, cilt, 73, sayfa 106 – 120.
- Ballı, Ö., Hepbaşlı, A., (2014), Exergoeconomic, Sustainability, and Environmental Damage Cost Analyses of T56 Turboprop Engine, Energy, cilt, 64, sayfa 582 – 600.
- Bejan, A., Tsatsaronis, G., Moran, M., (1996) Thermal Design and Optimization, John -Wiley&Sons, Inc.
- Frangopoulos, C., (2006), Exergy, energy system analysis, and optimization, in Encyklopedia of Life Supporting System.
- Gadreau, K., Fraser, R. A., Murphy, S., (2012) The Characteristics of Exergy Reference Environment and Its Implications for Sustainability Based Decision Making, Energies, cilt 5, sayfa 2197 – 2213.
- Göğüş, Y. A., Çamdalı, Ü., Kavsaoglu, M. Ş., (2002) Exergy Balance of a General System with Variation of Environmental Conditions and Some Applications, Energy, cilt 27, sayfa, 625 – 646.
- Grimley, P. M., (2006) Indicators of sustainable development in civil aviation, Ph.D. Thesis, Loughborough University.
- Hepbaşlı, A., (2012) Low exergy (LowEx) heating and cooling systems for sustainable buildings and societies, Renewable and Sustainable Energy Reviews, cilt 16 sayfa 73– 104.
- Liu, G., (2014) Development of a General Sustainability Indicator for Renewable Energy Systems, A Review, Renewable and Sustainable Energy Reviews, cilt, 31, sayfa, 611 – 621.
- Kılış, Ş., Kılış, Ş., (2016a) Benchmarking Airports Based on a Sustainability Ranking Index, Journal of Cleaner Production, cilt, 130, sayfa, 248 – 259.
- Kılış, Ş., Kılış, Ş., (2016b) Multicriteria Analysis of Integrated Airline – Main Hub Airports Based on a Sustainable Aviation Sector Index, International Symposium on Sustainable Aviation, 29 Mayıs – 1 Haziran 2016, İstanbul, Türkiye.
- Kjelstrup, S., Dewulf, J., Norden, B., (2015) A Thermodynamic Metric for Assessing Sustainable use of Natural Resources, International Journal of Thermodynamics, cilt 18, sayfa 66 – 72.
- Midilli, A., Dinçer, İ., (2009) Development of Some Exergetic Parameters for PEM Fuel Cells for Measuring Environmental Impact and

- Sustainability, International Journal of Hydrogen Energy, cilt, 34, sayfa 3858 – 3872.
- Ordonez, J. C., Bejan, A., (2003) “Minimum power requirement for environmental control of aircraft, Energy, cilt 28, sayfa 1183–1202.
- Rocco, M.V., Colombo, E., Sciubba, E., (2014) Advances in exergy analysis: a novel assessment of the Extended Exergy Accounting Method, Applied Energy, cilt 113 sayfa 1405–1420.
- Romero, J. C., Linares, P., (2014) Exergy as a Global Energy Sustainability Indicator. A Review of the State of the Art, Renewable and Sustainable Energy Reviews, cilt, 33, sayfa, 427 – 442.
- Rosen, M.A., Dinçer, İ., Kanoğlu, M., (2008) Role of exergy in increasing efficiency and sustainability and reducing environmental impact. Energy Policy, 36 (1), 128-137.
- Sciubba, E., (2005) Exergo-economics: Thermodynamic Foundation of a Rational Resource Use, International Journal of EnergyResearch, cilt 29, sayfa 613 – 636.
- Sciubba, E., Frankl, P. (2006), Life-cycle, environmental and social considerations – sustainability, in Encyklopedia of Life Supporting Systems.
- Sciubba, E., (2011) A Revised Calculation of the Econometric factors and for the Extended Exergy Accounting Method, Ecol Model, cilt 222, sayfa 1060 – 1066.
- Sciubba, E., (2013) Can an Environmental Indicator, Valid Both at the Local and Global Scales, be Derived on a Thermodynamic Basis; Ecological Indicators, cilt 29, sayfa 125 – 137.
- Schlör H., Fischer W., Hake J.-F., (2013) Methods of measuring sustainable development of the German energy sector, Applied Energy 101 (2013) Sayfa 172–181.
- Sewalt, M. P. G., Toxopeus, M. E., Hirs, G. G., (2001) Thermodynamics Based Sustainability Concept, International Journal of Applied Thermodynamics, cilt 4, sayfa 35 – 41.
- Şöhret, Y., Açikkalp, E., Hepbaşlı, A., Karakoç, T. H., (2015) Advanced Exergy Analysis of Aircraft GasTurbine Engine: Splitting Exergy Destructure into parts, Energy, cilt 90, sayfa 1219 – 1228.
- Tona, C., Raviolo, P. A., Pellegrini, L. F., Junior S. de O. (2010) Exergy and Thermoeconomic Analysis of a Turbofan Engine during a Typical Commercial Flight, Energy, cilt 35, sayfa 952 – 959.
- Van Gool W. (1997) Exergy policy: fairly tales and factuallities, Innovation and technology strategies- and policies, Dordrecht, Kluwer.
- Zhang, T., Liu, X., Zhang, L., Jiang, J., Zhou, M., Jiang, Y., (2013), Performance analysis of the air-conditioning system in Xi’an Xianyang International Airport, Energy and Buildings, cilt 59, sayfa 11–20.



OPTİK EMİSYON SPEKTROMETRE KULLANILARAK YÜKSEK GÜÇLÜ BİR PLAZMATRON PLAZMA AKIŞI SICAKLIK ÖLÇÜMÜ

Özge YAZICIOĞLU¹, T. Yaşar KATIRCIOĞLU², Beycan İBRAHİMOĞLU³

¹ Özge YAZICIOĞLU, AR&TeCS Anadolu Ar-Ge Teknoloji Mühendislik ve Danışmanlık A.Ş., Ankara, oyazicioglu@ar-tecs.com

² T. Yaşar KATIRCIOĞLU, AR&TeCS Anadolu Ar-Ge Teknoloji Mühendislik ve Danışmanlık A.Ş., Ankara, tykatircioglu@ar-tecs.com

³ Beycan İBRAHİMOĞLU, AR&TeCS Anadolu Ar-Ge Teknoloji Mühendislik ve Danışmanlık A.Ş., Ankara, bibrahimoglu@ar-tecs.com

DOI: [10.23890/SUHAD.2017.0102](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2017.0102)

ÖZET

Plazmatron elektrik gücünü ısı güce çevirerek yüksek sıcaklıkta plazma akışı üretmektedir. Yüksek sıcaklıktaki ve hızdaki plazma akışı kömür, biyokütle ve her türlü atığın yakılması ve gazlaştırılması, hava araçlarının atmosfere yeniden giriş koşullarının simüle edilmesi, ısı koruma malzemeleri üretimi, plazma metalurjisi ve bilimsel araştırmalar gibi pek çok yüksek sıcaklık teknolojisinde kullanılmaktadır. Bu çalışmada kullanılan atmosferik basınç ve yüksek sıcaklıkta plazma akışı üreten yüksek güçlü bir plazmatronun ana elemanları elektrotlar, karışma odası, manyetik bobinler, konfuzör kanalları ve bir nozuldur. Çalışma gazı olarak kullanılan hava üç fazlı alternatif akım (AC) tarafından beslenen sistem içerisinde ısıtılmakta ve yüksek sıcaklıkta plazma akışı oluşturmaktadır. Yukarıda belirtilen alanlarda plazmanın etkin olarak kullanılabilmesi için plazmanın sıcaklık başta olmak üzere özelliklerinin iyi bilinmesi gerekmektedir. Optik emisyon spektrometre plazmanın parçacık kompozisyonu, yoğunluk ve sıcaklık gibi özelliklerini plazmaya müdahale etmeden belirlemek için geniş sıcaklık ve basınç aralığında kullanılabilen temel bir araçtır. Optik emisyon spektrometre ile plazma akışından gelen ışık alınarak, dijital ortama dalga boyu - ışık şiddeti grafiği olarak aktarılmakta ve grafik analiz edilerek elektron sıcaklığı, elektron yoğunluğu gibi plazma parametrelerine ulaşılabilmektedir. Bu yöntemle plazmaya müdahale edilmediği için plazma bozulmadan ölçüm yapılabilmektedir. Optik emisyon spektrometre ile sıcaklık ölçümlerinde farklı özelliklere sahip plazmalar için farklı metotlar geliştirilmiştir. Atmosferik ısı plazmalarda yüksek basınçla birlikte artan çarpışmalardan dolayı elektronlar sıcaklıklarını diğer ağır parçacıklara aktararak elektron sıcaklığı gaz sıcaklığına yaklaşmakta ve bu tür plazmalarda genellikle lokal termodinamik denge şartları geçerli olmaktadır. Bu çalışmada optik emisyon spektrometreye lokal termodinamik denge modeli kullanılarak yüksek güçlü bir plazmatron plazma akışı elektron sıcaklığı 11984 K olarak bulunmuştur. Literatürdeki benzer çalışmalarla karşılaştırıldığında sıcaklık seviyelerinin beklenen seviyelerde olduğu görülmüştür.

Anahtar Kelimeler: Plazmatron, AC, yüksek güç, kömür, biyokütle, atık yakma ve gazlaştırma, plazma akışı, optik emisyon spektrometre

TEMPERATURE MEASUREMENT OF A HIGH POWER PLASMATRON PLAZMA FLOW USING OPTICAL EMISSION SPECTROSCOPY

ABSTRACT

The plasmatron produces a high temperature plasma flow by converting electric power to thermal power. High temperature and high velocity plasma flow is used in many high temperature technologies such as combustion and gasification of coal, biomass and all kinds of waste, simulating the re-entry conditions of air vehicles into the atmosphere, production of heat protection materials, plasma metallurgy and scientific research. In this study, the main elements of the high-power plasmatron which produces atmospheric pressure high temperature plasma flow are electrodes, a mixing chamber, magnetic bobbins, constrictor channels, and a nozzle. Air used as the working gas is heated in the facility which is powered from three-phase alternating current (AC) and forms the high temperature plasma flow. To use the plasma effectively in the fields mentioned above, it is necessary to know the properties of the plasma mainly in temperature. Optical emission spectrometry is a fundamental tool that can be used to determine the specifications of plasma such as particle compositions, density and temperature at wide temperature and pressure ranges without interfering the plasma. With the optical emission spectrometry, the light coming from the plasma flow is taken and transferred to digital media as wavelength versus intensity

graph and analyzing the graph, plasma parameters such as electron temperature, electron density can be reached. Because optical emission spectroscopy method does not interfere the plasma, measurements can be made without disrupting the plasma. Different methods have been developed for different plasma types to measure temperature with using optical emission spectrometry. In atmospheric thermal plasmas, due to increased collisions with high pressure, electrons transfer their temperatures to other heavy particles, the electron temperature approaches gas temperature, and local thermodynamic equilibrium conditions are generally valid in such plasmas. In this work, using local thermodynamic equilibrium model with optical emission spectrometry, electron temperature of plasma flow in high power plasmatron is obtained as 11984 K. Compared with similar studies in the literature, it is seen that the temperature levels are at the expected levels.

Keywords: Plasmatron, AC, high power, coal, biomass, waste combustion and gasification, plasma flow, optical emission spectrometry

1. GİRİŞ

Maddenin dördüncü hali olarak tanımlanan plazma, içerdiği elektron, iyon ve nötral parçacıklar ile iyonize bir gazdır (F. F. Chen, 1983). Plazmalar iyonlaşma seviyeleri ve ağır parçacıklarla elektronlar arasındaki sıcaklık farklarına göre ısı ve ısı olmayan plazmalar olarak sınıflandırılmaktadır (C. Tendero, v.d, 2005). Plasmatron, ürettiği yüksek sıcaklık ve yüksek entalpiye sahip plazma akışı ile kömür, biyokütle ve zehirli atıklar dahil her türlü atığın yakılmasında ve gazlaştırılmasında yüksek verim sağlamaktadır (F. Fabry, v.d, 2013, M. A. Gorokhovski, v.d, 2007). Plazma; içerdiği elektronlar, iyonlar, nötral parçacıklar, atomik oksijen, hidrojen ve hidroksil gibi reaktif türlerle kimyasal reaksiyonların dönüşümünü hızlandırmakta ve zararlı emisyonları azaltarak yakma ve gazlaştırma işlemlerinde çevreci bir teknoloji sağlamaktadır (P. Basu, 2010). Ayrıca plasmatron sağladığı yüksek sıcaklık ve sesüstü hızlardaki plazma akışı ile hava ve uzay araçlarının atmosfere yeniden giriş koşullarının yer koşullarında canlandırılması, ısı koruma malzeme üretim testleri, bilimsel çalışmalar gibi pek çok alanda kullanılmaktadır (G. Degrez, vd, 2000). Elektrik gücünü ark yoluyla gaz jeti olarak ısı güce dönüştüren plasmatronların yukarıda belirtilen alanlarda kullanılmak için tercih edilmesinde plazmanın küçük bir hacminin bile yüksek konsantrasyonda enerji içermesinin büyük etkisi vardır (M.F. Zhukov, v.d, 2007).

Elektrik arki ilk olarak 1802 yılında St Petersburg Tıp-Cerrahi Akademisi'nde Profesör V.V. Petrov tarafından üretilmiş olmasına rağmen ancak 100 yıl sonra 20. Yüzyıl başlarında endüstride kullanılmaya başlanmıştır. Elektrik ark üreticilerine olan ilgi 1950'lerin sonlarına doğru aerodinamik borulardaki gazların ısıtılması ihtiyacı, sesüstü hızlarda hareket eden hava araçlarının uçuş modellemeleri, dünya ve diğer gezegenlerin atmosferine yeniden giriş şartlarının araştırılması ihtiyacıyla birlikte artmıştır (M.F. Zhukov, v.d, 2007). Güvenilir elektrik güç sistemlerinin geliştirilmesiyle de birlikte plasmatronların Avrupa, ABD ve Rusya'da kullanımı yaygınlaşmıştır. 2016 Ekim ayında ise Keldysh Araştırma Merkezi ile işbirliği içerisinde

Türkiye'de AR&TeCS (Anadolu R&D Teknoloji Mühendislik ve Danışmanlık Şirketi) Tesisleri'nde yüksek güçlü plasmatron test sistemlerinin kurulumu ve ilk testleri başarıyla gerçekleştirilmiştir.

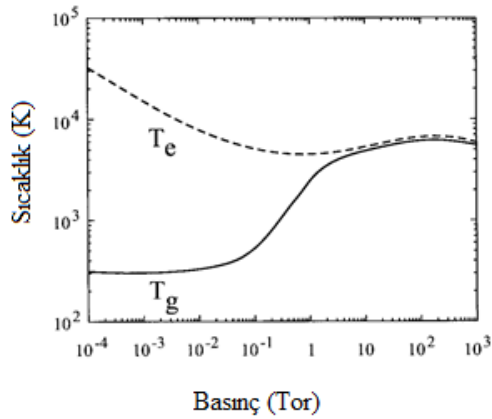
Plasmatronların performans testleri ve plazma akışının incelenmesinde ısı akısı probu, basınç probu gibi plazmaya müdahale eden ölçüm araçları kullanılmaktadır (B. Bottin, v.d, 1999). Bunların yanında; plazma parçacık karakterizasyonu, plazma yoğunluğu, plazma potansiyeli, elektron sıcaklığı, ion/elektron enerji dağılımı, ion kütle dağılımı gibi bilgilerin elde edilmesi için Langmuir prob (F. F. Chen, 2003), interferometri (A. Kono, 2002), kütle spektroskopisi (C. Seidel, v.d, 1999), optik spektrometre gibi plazmaya müdahale eden ve plazmaya müdahale etmeyen pek çok prob kullanılmaktadır (D. M. Devia, v.d, 2015). Optik spektrometre geniş sıcaklık ve basınç aralığında plazma karakterizasyonu için kullanılabilen, temel bir araçtır. Optik spektrometreler genel olarak pasif yöntem olan emisyon spektrometresi ve aktif yöntem olan absorpsiyon spektrometresi olarak ikiye ayrılmaktadır (U Fantz, 2006). Bu çalışmada kullanılan optik emisyon spektrometre ile plazmaya müdahale edilmeden fiber kablo aracılığıyla plazmadan gelen ışık bilgisayar ortamına ışık şiddeti-dalga boyu grafiği olarak aktarılmaktadır. Plazmaya müdahale edilmemesi plazmanın bozulmamasını sağlamaktadır. Optik emisyon spektrometre uygulaması kolay ve hızlı bir araç olmasına karşın, sıcaklık, yoğunluk gibi plazma parametrelerine ve parçacık kompozisyonlarına ulaşılmasında detaylı analiz çalışması gerektirmektedir (U Fantz, 2006). Elde edilen dalga boyu-ışık şiddeti grafiği incelenerek ve plazmanın türüne göre uygun metot seçilerek plazma parametrelerine ulaşılabilir (D. M. Devia, v.d, 2015).

Plazmalar sıcaklık, basınç, yoğunluk ve iyonlaşma dereceleri gibi pek çok parametreye göre farklı karakteristikler göstererek farklı türlere ayrılmaktadır (P. M. Bellan, 2004). Bu sistemde kullanılan yüksek güçlü plasmatron atmosferik basınçta "Gaz Dinamik Metot (Gas Dynamics Method)" ile 4000 K üzeri sıcaklığa çıktığı

hesaplanan plazma gaz akışı sağlayarak, ısı ve atmosferik basınçta plazma oluşturmaktadır.

Plazma içerisinde enerji ilk olarak elektronlara iletilerek çarpışmalarla birlikte diğer ağır parçacıklara (iyonlar, nötraller) aktarılmaktadır. Kütleli düşük olması sebebiyle elektronlar diğer parçacıklardan daha hareketlidir ve sıcaklıkları diğer parçacıkların sıcaklıklarından daha yüksektir ancak çarpışmalar arttıkça diğer parçacıkların sıcaklıkları da o oranda yükselmektedir (M. Moisan, v.d, 2012).

Düşük basınçtaki vakum plazmalarında elektron sıcaklığı ve gaz sıcaklığı arasında büyük fark olduğu ve basınç arttıkça elektronların enerjilerini diğer ağır parçacıklara aktararak iki sıcaklığın birbirine yaklaştığı görülmektedir. Literatürde cıva ve asal gaz karışımıyla üretilen bir plazmada yapılan çalışmalar plazma deşarj basıncının artması ve 760 tor üzerine çıkmasıyla birlikte elektron sıcaklığının gaz sıcaklığıyla yaklaşık aynı değerlerde bulunduğu Şekil 1'deki sıcaklık basınç grafiğinde görülmektedir (A. Schutze, v.d, 1998).



Şekil 1: Cıva ve asal gazlar karışımından oluşan bir deşarj plazmasında sabit akımda elektron ve gaz sıcaklığı sıcaklık-basınç grafiği (A. Schutze, vd., 1998).

Bir başka çalışmada, atmosferik ortamda test edilen, gaz olarak hava kullanılan 50 kW induktif eşleşmiş plazma (Inductively Coupled Plasma) torçunda gaz sıcaklığının yaklaşık 2000-3000 K, elektron sıcaklığının yaklaşık 116000 K (1eV) olduğu görülmektedir. Bu şartlardaki plazma kimyasal olarak dengede olmayan ısı plazmadır ve optik emisyon spektrometreyle sıcaklık ölçümlerinde lokal termodinamik denge (LTE, Local Thermodynamic Equilibrium) yöntemi kullanılmıştır (C O Laux, v.d., 2003).

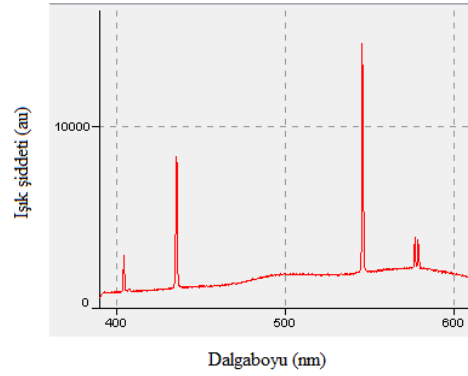
Literatürdeki bir başka çalışmada, atmosfer basıncında çalışan bir plazma torçunda lokal termodinamik denge modeli kullanılarak elektron sıcaklığı yaklaşık 11178 K olarak hesaplanmıştır (P.J. Wang, v.d., 2010).

Bu çalışmada ise AR&TeCS Tesisleri'nde kurulan ve test edilen yüksek güçlü plazmatron plazma

akışında Ocean Optics HR 4000 optik emisyon spektrometre kullanılarak atmosferik basınçta çalışan yüksek güçlü bir plazmatronun plazma elektron sıcaklığı lokal termodinamik denge yöntemi kullanılarak yaklaşık 11984 K (~1eV) olarak hesaplanmıştır.

2. YÖNTEM

Optik emisyon spektrometre plazmaya müdahale etmeden plazmadan gelen ışığı alarak emisyon spektrumunu analiz ederek plazma parametrelerine ulaşmayı sağlayan temel plazma diyagnostik metodlarından biridir. Elektron sıcaklığı temel plazma parametrelerinden biridir ve genel olarak gaz sıcaklığından yüksek olmakla birlikte atmosfer seviyelerindeki basınçlarda gaz sıcaklığına yaklaştığı literatürde görülmektedir (A. Schutze, v.d, 1988). Plazmadan alınan spektrum radyasyonu Şekil 2'de verildiği gibi ışık şiddeti-dalga boyu olarak elde edilmektedir.



Şekil 2: Optik emisyon spektrometreyle elde edilen örnek bir ışık şiddeti-dalgaboyu grafiği

Grafikte belirli dalga boyu ve ışık şiddetlerinde tepe noktalarının olduğu görülmektedir. Bu durum fiziksel olarak şu şekilde açıklanabilir: plazma içerisinde elektronlarla çarpışan parçacıklar (atom, molekül, iyon) enerji kazanırlar ve bu parçacıkların atomlarındaki elektronlar uyarılarak düşük seviyeden yüksek seviyeye çıkarlar. Elektronlar bu durumda stabil olmadıklarından tekrar düşük enerji seviyesine geçtiklerinde uyarılırken aldıkları enerjiyi foton olarak yayarlar. Yayılan fotonun enerjisi düşük ve yüksek enerji seviyelerindeki farka eşit olmaktadır (U. Fantz, 2006).

Salınan fotonun dalga boyu aşağıdaki denklemde de verildiği gibi h (Planck sabiti), c (ışık hızı) ve elektron yüksek enerji seviyesi ve düşük enerji seviyesi arasındaki fark ile ifade edilmektedir.

$$\lambda = \frac{hc}{E_2 - E_1} \quad (1)$$

Geçiş enerjisi parçacık türleri için karakteristik olduğu için foton enerjisinin analizi plazma kompozisyonuna ilişkin bilgi vermektedir. Optik emisyon spektrometreyle alınan data bilgisi analiz

edildiğinde plazmada olmasına rağmen gözlenemeyen bazı parçacıklar bulunmaktadır. Bunlar uyarılmamış parçacıklardır ve elektron seviye geçişleri olmadığı için foton yayınlamamışlardır (A. Kolpaková, v.d, 2011.) Grafikteki dalgaboyunun belirlenmesi denklem 1 ile kolay olmasına karşın, ışık şiddetinin ölçülmesi çizgi emisyon katsayısı ile aşağıdaki şekildedir:

$$\varepsilon_{21} = n(2)A_{21} \frac{hc}{4\pi\lambda} = \int \varepsilon_{\lambda} d\lambda \quad (2)$$

Burada ε_{21} çizgi emisyon katsayısının birimi $W (m^2 sr)^{-1}$ dir. 4π tam açı $d\Omega$ (izotropik radyasyon) gösterir ve steradian (sr) olarak ölçülür. $n(2)$; uyarılmış enerji seviyesindeki parçacık yoğunluğu ve A_{21} enerji seviyeleri arasındaki geçiş olasılığıdır (U Fantz, 2006).

Bu çalışmada optik emisyon spektrometre kullanılarak elektron sıcaklığı temel olarak plazmatron jet gazı içindeki parçacıkların uyarılma enerji seviyelerine göre belirlenmektedir. Spektrum içerisinde O, N, N₂, O₂, CO ve NO, OH radikalleri gözlenmiştir. Çalışma gazı olan havada %78 oranında Azot bulunması ve plazma akışında gözlenen en belirgin tepe noktalarının azot iyonları olması sebebiyle uyarılan Azot iyonlarına göre hesaplama yapılmıştır. Azot iyonlarının birinci iyonlaşma değerleri, NII kullanılmıştır.

Lokal termodinamik denge yönteminde elektron sıcaklığı hesaplaması aşağıdaki formülasyona göre yapılmaktadır (S.X. Zhi, v.d., 2007).

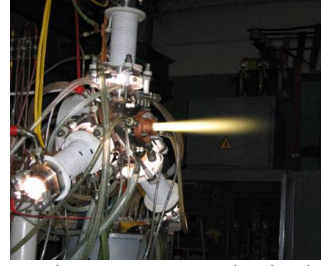
$$\ln \left[\frac{I_2 \lambda_2}{g_2 A_2} \right] = - \frac{1}{kT} E_2 + b \quad (3)$$

Bu formülde I_2 ışık şiddeti, λ_2 dalgaboyu, g_2 istatistiksel ağırlık, A_2 geçiş olasılığı ve E_2 enerji seviyesi, yüksek enerji seviyesi için verilen değerlerdir. k Boltzmann sabiti, T uyarılma sıcaklığı ve b ise sabittir. Dalgaboyu ve ışık şiddeti bilgisi spektrometre ile grafikten, g_2 , A_2 , E_2 değerleri National Institute of Standards and Technology (NIST) tablolarından elde edilmektedir (NIST, n.d.)

$\ln \left[\frac{I_2 \lambda_2}{g_2 A_2} \right]$ y ekseninde, E_2 x ekseninde olacak şekilde grafik çizdirilerek uydurma (curve fitting) yapıldığında eksi eğime sahip bir grafik elde edilmektedir. Elde edilen doğrunun eğimi $-1/kT$ 'yi vermekte ve bu bilgiden elektron sıcaklığına ulaşılmaktadır.

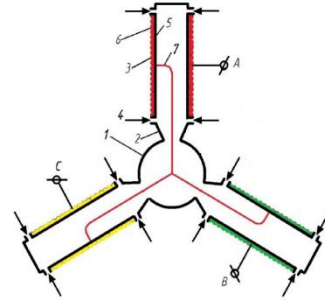
3. DENEY DÜZENEGİ

Keldysh Araştırma Merkezi'nde tasarlanmış 1 MW güçte çalışan AC ark plazmatronun resmi Şekil 3'te verilmiştir.



Şekil 3: Keldysh Araştırma Merkezi'nde tasarlanmış 1 MW güçte çalışan AC plazmatron

Üç fazlı AC ağı ile çalışan plazmatron temel olarak Şekil 4'te gösterildiği gibi karışma odasında (1) birleşen ve her biri boğaz (2), elektrot ünitesi (3), elektrotun iki taraflarındaki yalıtkanlardan oluşan özdeş üç arktan oluşmakta ve herbir arktan sisteme gaz verilmektedir (4). Şekilde görüldüğü gibi sistem bakır silindirik elektrotlar (5), manyetik bobinler (6) ve karışma odası çıkışındaki bir nozulden oluşmaktadır. Üç fazlı elektrik hattı her biri bir faza bağlı üç elektrot ünitesinden sağlanmaktadır ve her bir ark (7) yıldız noktası denilen bir noktada birleşmektedir (Y. S. Svirchuk and A. N. Golikov, 2016).

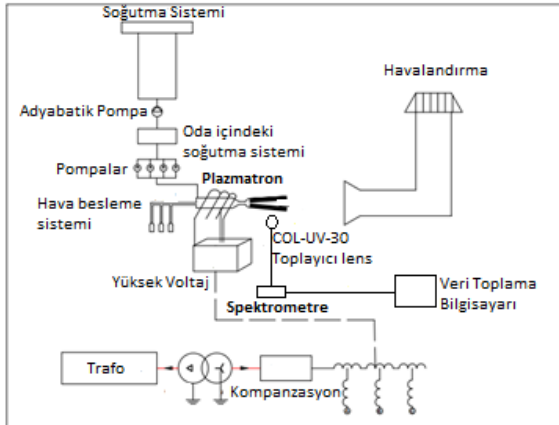


Şekil 4: Plazmatron şematik gösterimi (Y. S. Svirchuk ve A. N. Golikov, 2016).

AR&TeCS'te kurulu olan plazmatron test sistemi; elektrik güç sistemi, su soğutma sistemi, hava besleme sistemi, veri toplama sistemi ve havalandırma sisteminin yer aldığı beş alt sistemden oluşmaktadır. İlk olarak su soğutma ve hava besleme sistemleri çalıştırılmaktadır daha sonra sisteme güç verilerek elektrotlar ve boğaz arasında deşarj akımı oluşturulmaktadır. Besleme gazıyla etkileşen deşarj akımı plazma oluşturmaktadır. Manyetik alanla etkileşerek dönmeye başlayan ark boğazda hızlanarak yıldız noktasında birleşmekte ve karışma odası çıkışındaki nozulden dışarıya çıkmaktadır.

Plazmatron nozul çıkışındaki plazma akışından 200-1100 nm dalgaboyu aralığında ölçüm yapabilen Ocean Optics HR-4000-UV-NIR model spektrometre ile optik emisyon spektrumu elde edilmektedir. Alınan veriler spektrometre yazılımı ile toplanmakta ve kayıt altına alınmaktadır. Şekil 5'te optik spektrometre ile veri toplanan deney düzeneğinin genel şematığı verilmiştir. Spektrometre plazma akışından 53.5 cm uzakta ve

akışın ilk 10 cm'lik kısmından veri alacak şekilde yerleştirilmiştir.



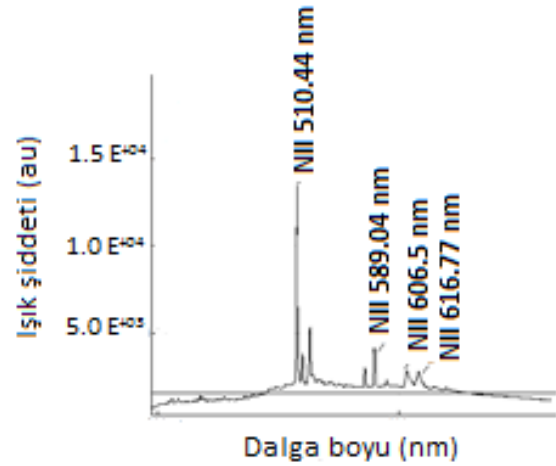
Şekil 5: Deneysel düzenek şeması

4. DENEY SONUÇLARI

AR&TeCS'te kurulu olan yüksek güçlü AC plazmatron plazma akışından optik emisyon spektrometre kullanılarak elde edilen ışık şiddeti-dalgaboyu grafiği Şekil 6'da verilmiştir.

Azot birinci iyonlaşma NII değerleri ve Denklem 3'te verilen lokal termodinamik denge modeli kullanılarak, elde edilen dört tepe noktası için gA (s^{-1}) ve E (cm^{-1}) değerleri NIST veritabanı kullanılarak elde edilmiştir. k Boltzmann sabiti $1.380648e^{-23}$ ($J.K^{-1}$) olarak kullanılmıştır.

Elde edilen veriler ve geçişler aşağıdaki Tablo 1'de gösterilmektedir.

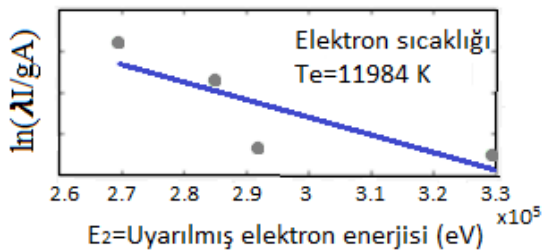


Şekil 6: Plazmatron jet gazından elde edilen ışık şiddeti-dalgaboyu grafiği

Tablodaki verilerle lokal termodinamik denge modeli kullanılarak $\ln \left[\frac{I_2 \lambda_2}{g_2 A_2} \right]$ y eksenini ve E_2 x eksenini olacak şekilde uydurma yapılarak elde edilen $-1/kT$ eğiminden elektron sıcaklığı Şekil 7'de gösterildiği gibi 11984 K olarak hesaplanmıştır.

Tablo 1: NII iyonlarının elektron sıcaklığını hesaplamak için gerekli spektral parametreleri

Dalgaboyu (nm)	gA (s^{-1})	E_2 (cm^{-1})	Işık Şiddeti (a.u)	Geçiş
510.44	3.03E+07	197858.69	13470.92	$2s^2 2p 3p \ ^1S - 2s^2 2p 4s \ ^1P^o$
589.04	2.02E+08	228791.8	2309.52	$2s 2p^2 \ (^4P) 3s \ ^3P - 2s 2p^2 \ (^4P) 3p \ ^3D^o$
606.50	1.28E+06	187091.4	2818.24	$2s^2 2p 3p \ ^3P - 2s^2 2p 3d \ ^1D^o$
616.77	1.86E+08	202861.4	2793.72	$2s^2 2p 3d \ ^3F^o - 2s^2 2p 4p \ ^3D$



Şekil 7: LTE modeli kullanılarak elektron sıcaklığı belirlenmesi

5. SONUÇ ve TARTIŞMA

Plazmatronlar yüksek sıcaklık ve yüksek hızlarda ürettikleri ısı plazma ve plazmanın küçük bir hacminde yoğun enerji içerebilmesi ile kömür, biyokütle, her türlü atık yakılması/gazlaştırılması, hava araçlarının atmosfere yeniden girişi

koşullarının simüle edilmesi, metalurji ve malzeme testleri gibi pek çok yüksek sıcaklık teknolojisinde kullanılmaktadır. Plazma akışının karakterize edilmesinde sıcaklık önemli parametrelerden biridir. Optik emisyon spektrometre plazmaya müdahale etmeden veri elde ettiği için plazmada bozulmalara sebep olmayan ve plazmaya müdahale ederek ölçüm yapan diğer problemlere göre daha güvenilir sonuç elde eden bir yöntemdir. Hızlı, kolay kullanımı ve basit deneysel düzenek ile anlık sonuçlar alınabilmekte ancak alınan verilerin yorumlanması, analizi, hesaplamaların yapılması ise detaylı ve dikkatli çalışma gerektirmektedir. Hesaplamaların yapılmasında çalışılan plazmanın özelliklerine göre uygun metodun kullanılması önemlidir. Bu çalışmada atmosfer basıncında hava ile çalışan yüksek güçlü AC plazmatrondan sağlanan ısı plazma akışının dalgaboyu-ışık şiddeti grafiği optik emisyon spektrometre kullanılarak elde edilmiştir. Literatürdeki atmosfer basıncındaki

plazmalar incelendiğinde, basınçla birlikte artan çarpışmaların elektron sıcaklığı ve gaz sıcaklığını birbirine yaklaştırdığını ve sistemin lokal termodinamik dengeye ulaştığını göstermektedir. Atmosferik basınçta 50 kW güçte hava ile çalışan bir indüktif eşleşmiş plazma torçunda gaz sıcaklığı 2000-3000 K civarında iken elektron sıcaklığı optik emisyon spektrometre ile lokal termodinamik denge metodu kullanılarak 11600 K olarak hesaplanmıştır (C O Laux, v.d., 2003). Argon gazı ile çalışan bir başka plazma torçunda ise sıcaklık optik emisyon spektrometre ile 11178 K olarak hesaplanmıştır. Bu çalışmada yüksek basınçlı ısı plazmaların lokal termodinamik dengede olarak tanımlandığı ifade edilmiştir (P.J. Wang, v.d., 2010).

Plazma jetlerinde yüksek basınç ve sıcaklıklarda çarpışmaların artmasıyla birlikte elektron sıcaklığının diğer ağır parçacıklar ve dolayısıyla gaz sıcaklığına yaklaştığı ve lokal termodinamik denge şartlarının geçerli olduğu literatürdeki diğer çalışmalarda da ifade edilmektedir (A. Blais, v.d, 2005).

AR&TeCS Tesisleri'nde bulunan 1 MW güçteki AC plazmatronun optik emisyon spektrometre ile sıcaklık ölçümlerinde O, N, N₂, O₂, CO ve NO, OH radikaller gözlenmiş, hesaplamalarda ise 510.44 nm, 589.04 nm, 606.50 nm ve 616.77 nm dalgalı boylarındaki nitrojen birinci iyonlaşma değerleri kullanılmıştır.

Azot iyonlarının birinci iyonlaşma değerlerinden lokal termodinamik denge yöntemi ile elektron sıcaklığı 11984 K olarak hesaplanmıştır. Optik yöntemle elde edilen plazma elektron sıcaklığı yanında, plazma gaz sıcaklığı "Gaz Dinamik Metot (Gas Dynamics Method)" ile 4000 K seviyelerinde bulunmuştur.

Literatürde azot uyarılma emisyon bandları yanında gözlenebilen diğer spektrum bandları da sıcaklık hesaplarında kullanılabilir. Laux, v.d, tarafından atmosferik basınçta 50 kW güçte hava ile çalışan indüktif eşleşmiş plazma torçta da optik emisyon spektrometre ile benzer olarak OH, NO, N₂, C₂, CO, NH ve OH bandları gözlenmiş ve sıcaklık hesaplamaları OH, NO, N₂ rotasyonel bandları ve N₂⁺ titreşimsel bandı kullanılarak yapılmıştır (Laux, v.d, 2003).

Uyarılma enerji bandları ve rotasyonel ve titreşimsel bandlar ile yapılan iki farklı hesaplamada da yukarıda belirtildiği şekilde yaklaşık 11000 K seviyelerinde benzer elektron sıcaklıkları hesaplanmıştır.

Benzer sistemler üzerinde optik emisyon spektrometre ile lokal termodinamik denge yönteminin kullanıldığı literatürdeki çalışmalar göz önüne alındığında bu çalışmadaki plazma elektron sıcaklığı beklenen seviyelerdedir. Bundan sonraki çalışmalarda plazmatronun farklı güçlerde çalıştırılması ile sıcaklığın değişimi incelenebilecektir.

SEMBOLLER DİZİNİ

T_e : Elektron sıcaklığı

T_g : Gaz Sıcaklığı

λ : Dalgaboyu

h : Planck Sabiti

c : Işık hızı

E_2 : Elektron yüksek enerji seviyesi

E_1 : Elektron düşük enerji seviyesi

\mathcal{E}_{21} : Çizgi emisyon katsayısı

$n(2)$: Uyarılmış enerji seviyesindeki parçacık yoğunluğu

III : Azot iyonlarının birinci iyonlaşma değerleri

I_2 : Yüksek enerji seviyesi ışık şiddeti

λ_2 : Yüksek enerji seviyesi dalgaboyu

g_2 : Yüksek enerji seviyesi istatistiksel ağırlık

A_2 : Geçiş olasılığı

T : Uyarılma sıcaklığı

k : Boltzmann sabiti

a.u.: Arbitrary Unit (Keyfi birim)

KAYNAKLAR

- A. Blais, B. Jodoin, J-L. Dorler, M. Gindrat, and C. Hollenstein, Inclusion of Aerodynamic Non Equilibrium Effects in Supersonic Plasma Jet Enthalpy Probe Measurements, September 2005.
- A. Kolpaková, P. Kudrna, ve M. Tichý Charles, "Study of Plasma System by OES (Optical Emission Spectroscopy)" University Prague, Faculty of Mathematics and Physics, Prague, Czech Republic, (2011): 180.
- Akihiro Kono, Negative ions in processing plasmas and their effect on the plasma structure, Center for Cooperative Research in Advanced Science and Technology, Nagoya University, Chikusa-ku, Nagoya 464-8603, Japan, (2002).
- Andreas Schutze, James Y. Jeong, Steven E. Babayan, Jaeyoung Park, Gary S. Selwyn, ve Robert F. Hicks. "The Atmospheric-Pressure Plasma Jet: A Review and Comparison to Other Plasma Sources"(1998):1-3.
- B. Bottin, O. Chazot, M. Carbonaro, V. Van Der Haegen, S. Paris, The VKI Plasmatron Characteristics and Performance, The von Karman Institute for Fluid Dynamics 72 Chaussee de Waterloo B- 1640 Rhode-Saint-Genese Belgium, (1999).
- C O Laux, T G Spence, C H Kruger ve R N Zare, "Optical diagnostics of atmospheric pressure air plasmas"(2003):125.
- C. Seidel, H. Kopf, B. Gotsmann, T. Vieth, H. Fuchs, and K. Reihls, "A plasma treated and Al metallised polycarbonate: a XPS, mass spectroscopy and SFM study," Applied Surface Science, p. 19–33, 1999.
- Claire Tendero, Christelle Tixier, Pascal Tristant, Jean Desmaison a, Philippe Leprince, Atmospheric pressure plasmas: A review, France, November 2005.

- D. M. Devia, L. V. Rodriguez-Restrepo and E. Restrepo-Parra, *Methods Employed in Optical Emission Spectroscopy Analysis: A Review*, (2015). Paul M. Bellan, *Fundamentals of Plasma Physics*, Pasadena, California, September, 2004.
- Francis F. Chen, *Introduction to Plasma Physics and Controlled Fusion*, Second Edition, Volume:1 Plasma Physics, 1983.
- Francis F. Chen, *Langmuir Probe Diagnostics*, Electrical Engineering Department University of California, Los Angeles Mini-Course on Plasma Diagnostics, IEEE-ICOPS meeting, Jeju, Korea, June 5, 2003
- Frédéric Fabry, Christophe Rehmert, Vandad Rohani, Laurent Fulcheri, *Waste Gasification by Thermal Plasma: A Review*, 2013.
- Gerard Degrez, David Vanden Abeele, Paolo Barbante, and Benoit Bottin, *Numerical Simulation of Inductively Coupled Plasma Flows and Hypersonic (Re-)entry Flows*, September 2000.
- M. A. Gorokhovski, Z. Jankoski, F. C. Lockwood, E. I. Karpenko, V. E. Messerle and A. B. Ustimenko, *Enhancement of Pulverized Coal Combustion by Plasma Technology*, 2007.
- M.F. Zhukov ve I.M Zasyplin, “Thermal Plasma Torches, Design Characteristics, Applications.” (2007): v-viii.
- Michel Moisan, Jacques Pelletier, *Physics of Collisional Plasmas: Introduction to High-Frequency Discharges*, 2012.
- NIST, National Institute of Standards and Technology, accessed January 2017. <https://www.nist.gov/pml/atomic-spectra->
- P.J. Wang, C.C. Tzeng, ve Y. Liu, “Thermal Temperature Measurements of Plasma Torch by Alexandrite Effect Spectropyrometer”(2010):1-7. doi:10.1155/2010/656421.
- Prabir Basu, *Biomass Gasification and Pyrolysis Practical Design and Theory*, 2010.
- S.X. Zhi, Y. Ping, Z.H. Ming, ve W. Jie, “Transition probabilities for NII 2p4f–2p3d and 2s2p23d–2s2p23p obtained by a semiclassical Method”, no:10, (2007): 2934-2936.
- U Fantz, Max-Planck-Institut für Plasmaphysik, EURATOM Association Boltzmannstr, 2, D-85748 Garching, Germany, “Basics of plasma spectroscopy”(2006):137-138, doi:10.1088/0963-0252/15/4/S01.
- Y. S. Svirchuk ve A. N. Golikov, “Three-Phase Zvezda-Type Plasmatrons” (2016):1-3.



ÖZGÜN TÜRBO-DÖNGÜSEL MOTOR TASARIMI, İMALATI VE PERFORMANS DEĞERLERİ

İbrahim Sinan AKMANDOR¹, Melih OKUR²

¹ Prof. Dr. İbrahim Sinan AKMANDOR (E), Pars Makina Ltd., Ankara, sinan.akmandor@parsmakina.com

² Doç. Dr. Melih OKUR, Otomotiv Müh. Böl., Teknoloji Fakültesi, Gazi Üniversitesi, Teknikokullar, Ankara, mokur@gazi.edu.tr

DOI: [10.23890/SUHAD.2017.0103](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2017.0103)

ÖZET

300 DaN itki sınıfında klasik bir turbojet motor performansı ile tamamen yerli bir konsept olan Pars turbojet motorun itki ve yakıt tüketim düzeyleri karşılaştırılmıştır. Pars turbojet motor klasik turbojet motora göre %35 daha az hava ile tüm kompresör basma oranları ve tüm türbin giriş sıcaklıklarında klasik turbojet motoruna göre %5 daha fazla itki ürettiği ve %3 daha iyi özgül impuls'a sahip olduğu ortaya konmaktadır. Bu iyileştirmenin sebebi aynı kompresör basıncı ve türbin giriş sıcaklığında daha fazla iş üretebilen patentli özgün termodinamik çevrimdir. 1'e kadar artan uçuş Mach sayısına göre itki ve yakıt tüketimine bakıldığında ise çok düşük Mach sayıları hariç Pars turbojet motorun klasik turbojet motora göre daha üstün performans sergilediği görülmektedir.

Anahtar kelimeler: Paletli Türbo Motor, Türbo-Döngüsel Motor, Dönel Piston Kompresör ve Türbin, Yüksek Verimli Özgün Türbojet, Düşük Devirli Yüksek Verimli Motor

NOVEL TURBO-ROTARY ENGINE DESIGN, MANUFACTURING AND PERFORMANCE VALUES

ABSTRACT

The thrust and fuel consumption levels of a totally indigenous concept named as Pars turbojet and a conventional turbojet engine in the 300 DaN thrust range have been compared to each other. Compared to this conventional turbojet, Pars turbojet uses 35% less air and produces %5 more thrust with 3% better specific impulse across all compressor pressure ratios and all turbine inlet temperatures. The reason of this performance improvement is the patented novel thermodynamic cycle that can produce more work for same compressor pressure ratio and turbine inlet temperature. Also when flight Mach number was varied from 0 to 1, Pars turbojet exhibited a performance higher than conventional turbojet except for very low Mach numbers.

Keywords: Turbo Vane Engine, Turbo-Rotary Engine, Rolling Piston Compressor and Turbine, Highly Efficient Innovative Turbojet, Low RPM High Efficiency Engine

1. GİRİŞ

Uzun yıllardır gaz türbinli motorlar hafif, güçlü fakat göreceli olarak daha az verimli motorlar olarak havacılık alanında yaygın olarak kullanılmaktadır. Pistonlu motorlar ise kara ve deniz ulaşımında piyasa payı açısından üstünlüklerini tartışmaz olarak sürdürmektedirler. Pistonlu motorlar üretikleri güce göre çok ağır olmalarına rağmen verimli oldukları için tercih edilmektedirler. Emre amadelik ve periyodik bakım aralığı olarak ise gaz türbinli motorların pistonlu motorlara üstünlük

kurduklarını görmekteyiz. Gaz türbinli motorlar 20000 saatte bir ağır bakıma girmelerine karşın, pistonlu motorlarda bu rakkam 3000 saat civarında kalmaktadır.

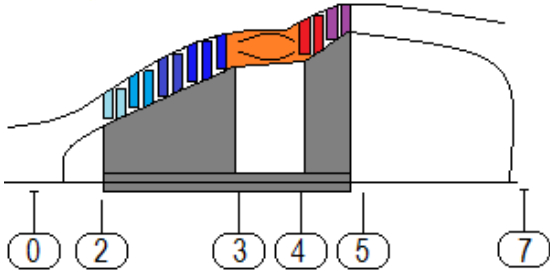
Döngüsel motorlar yüksek verimlilik ve güç vaat etmelerine karşın Wankel motor dışında henüz piyasaya çıkmış bir motor bulunmamaktadır. Bunun nedeni bu motorların henüz temel mekanik sorunlarını çözmemiş olmasından kaynaklanmaktadır. Geleneksel paletli turbo motorlar hala birkaç kayda değer sorun

sergilemektedirler. Paletlerin her biri kendi ilgili yuvanın içinde ileriye ve geriye doğru hareket ettiği zaman, hatırı sayılır bir derecede sürtünme, ısı ve aşınma üretilmektedir. Bu nedenle döngüsel motorlar yoğun olarak motor içi yağlama gerektirmekte buda emisyonları olumsuz yönde etkilemektedir. Yağlama olmaksızın uzun süreli çalışmada ise palet yuvaları zamanından önce aşınmakta, boşluklar artmakta ve performans bozulmaktadır. Pars Makina patentlerinde ve makalelerinde açıklandığı üzere, kavisli dönele paletle sahip olan kompresör ya da genişleticilerde bu gibi aşınmalar önlenmiştir. (I. S. Akmandor, 2015), (I. S. Akmandor, 2014), (I. S. Akmandor, 2013), (I. S. Akmandor, N. Ersoz, 2008), (M. Okur, I. S. Akmandor, 2011) Ancak daha önceki döngüsel motorların eksantrik değerleri pistonlu motorlara göre düşük olduğu için yeteri kadar tork üretememekteydi. Döngüsel motorlardaki düşük tork sorunu, iç rotor ile birlikte dönen dış gövde yapısı ile aşılmış görünmektedir. Böylelikle Pars türbojet motor, gaz türbinli motor ile pistonlu motor konseptlerinin bir melezi olarak motor dünyasında performansı, üretim kolaylığı, ucuzluğu, sağlam ve uzun ömürlülüğü ile önder bir yer edinmeyi hedeflemektedir.

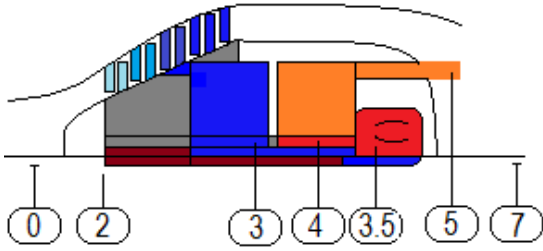
2. MOTOR YAPISI VE ÖNE ÇIKAN ÖZELLİKLER

Klasik türbojet yapısı şekil 1'de verilmektedir. Bu yapı çok balanslı olmasına rağmen birçok zafiyet de içermektedir. Bunlar; a) Kompresör kademesi basma oranları çok azdır. Çünkü ister aksel, ister radyal kompresörler'de olsun, kompresyon süreci, önu ve arkası açık bir yapı içinde gerçekleştirilmektedir. Önu ve arkası açık bir bölgede havanın sıkıştırılabilmesi için rotorların çok yüksek hızda ve kanatçıkların çok iyi bir aerodinamik yapı ile döndürülmesinin gereklidir. Bu yüksek hız, büyük ve ağır rotor disklerinin varlığına yol açmaktadır çünkü kanatçıkları merkez kaç kuvvetini yenerek disk bağlantılarına zarar vermemesi gerekir. Kompresör kademesinin basınçlandırma kabiliyeti sınırlı olduğundan, arzu edilen basma oranlarına ulaşmak için uzun ve ağır kompresör grupları tasarlanmaktadır. b) Türbojet motorlar küçüldükçe motorun verimliliği de azalmaktadır. Oysa insansız hava araçlarının yaygınlaşması ile birlikte motorların küçülmesi dünya geleceğinin kaçınılmaz bir olgusudur. Küçük gaz türbinli motorlar -düşük verimliliklerinden dolayı- pazar paylarının bir bölümünü pistonlu motorlara devretmektedirler. c) Sürekli yüksek sıcaklığa maruz kalan türbin kanatçıklarının soğutulması gereklidir. Bu soğutma gereksinimi bazen kompresörde üretilen basınçlı ve faydalı havanın %20'sinden fazlasını bile

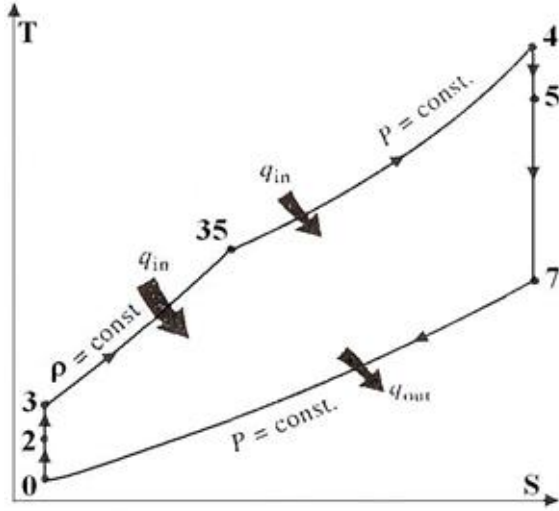
tüketmektedir. Pars türbojet yapısı Şekil 2'de verilmektedir. A) Klasik türbojetin merkezinden ince bir shaft kompresör ve türbin gruplarını bağlarken Pars türbojet'te kompresör ve türbin sabit ve sağlam bir kiriş üzerine monte edilmektedir. B) Pars türbojetin motor dış gövdesi döndüğü için kompresör havası en dış çapta teğetsel yönde kepeçlenerek içeri alınmaktadır. Bu olgu hava alığının yüksek volümetrik verimde sürekli çalışmasını sağlamaktadır. C) Kompresör kapalı hacim içinde sıkıştırma yapmakta, basma verimi %30'a kadar artmaktadır. D) Yanma odası sabit merkez kiriş üzerine monte edilerek motor çapı en verimli şekilde kullanılmaktadır. E) Türbin radyal yönde içten dışa genişleme sağlamakta, yüksek enerjili dolgu, kapalı hacim içinde geliştirildiği için klasik türbojet motorlarına göre çok daha yüksek sıcaklıkları işleyebilmekte, verimliliğin artmasına katkıda bulunmaktadır. F) Klasik türbojetlerden farklı olarak türbin girişi değil kompresör girişi boğulmaktadır. Böylelikle akış içindeki basınçlandırma darbeleri sönmelenmekte, sürekli yanma türbojet motorlarında olduğu gibi sağlanmaktadır. G) yanma kapalı küçük bir yanma hacmi içinde oluşmaktadır, Pars türbojet motor devir hızı klasik türbojet motorlarına göre daha az olduğu için yanmanın ilk evresinde sabit hacim yanma ile birlikte basınç dahada artmakta, sistemin ürettiği itki de bu oranda yükselmektedir. Daha fazla yakıt harcanmadığı için sistem termal verimi daha yüksek olmaktadır. F) Yanma odası sabit merkez kirişte olması, türbindeki genişlemenin merkezden dışa doğru olmasını sağlamaktadır. Radyal yönü aksel yön ile birlikte kullanıldığı için bu olgu motor dış çapının klasik türbojet motorlara göre daha az küçüktür (bakınız Şekil 1 ve Şekil 2) G) Türbin girişinde bulunan yönlendirici lüle çıkışında oluşan ani öngenleşme Pars türbojet motorda önlenmiş, faydalı genişleme süreci artmıştır. Şekil 3'te Pars türbojet motora ait patentli termodinamik çevrim verilmektedir. Brayton çevriminden ana fark yanmanın bir bölümünün (3-3.5) sabit hacim yanma olmasıdır. Sabit yoğunluk eğrisi (3-3.5) sabit basınç eğrisine (3.5-4) göre daha yüksek bir eğime sahip olduğu için çevrimin faydalı iş alanı artmaktadır. Tasarlanan motor şekil 4'te verilmektedir. Şekil 5 üretilen motor prototipini göstermektedir. Motor üretimi süreçleri sırası ile universal torna, malzeme normalizasyonu, CNC freze, malzeme normalizasyonu ve malzeme sertleştirme, universal taşlama, satıh taşlama ve son olarak tel erozyon CNC işlemlerini içermektedir.



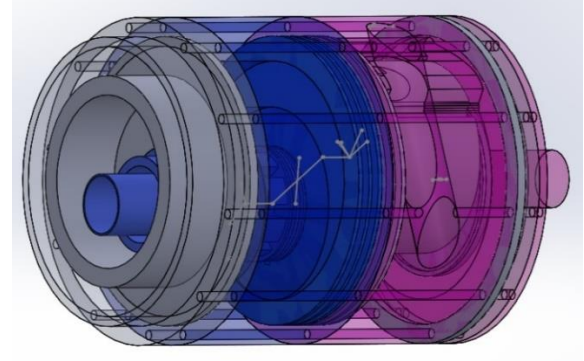
Şekil 1: Klasik türbojet. Mavi: kompresör, Kahverengi: yanma odası, Kırmızı-mor: türbin, Gri: dönen rortor diskleri



Şekil 2: Pars türbojet. Mavi: aksenal kompresör ve kapalı hacim kompresör. Gri: dönen disk. Koyu kahverengi: rulmanları taşıyan sabit giriş. Kırmızı: yanma odası ve sabit hacim yanma. Kahverengi: türbin ve egzost.



Şekil 3: Termodinamik çevrim



Şekil 4: Pars türbojet motor (yanma odası gösterilmemektedir). Gri: Döner rulman yuvaları. Merkez mavi boru: sabit giriş. Lacivert: kompresör. Açık kırmızı: türbin.



Şekil 5: Üretilen Pars türbojet motor (yanma odası gösterilmemektedir). Beyaz: seramik rulmanlar. Yan hava deliği havayı teğetsel olarak kepeçleyerek ve fazladan basınçlandırarak içeri almaktadır.

3. DENKLEMLER VE PERFORMANS FORMÜLLERİ

Tasarım boyutlandırma öncesi sabitlenen değerler: teknolojik motor parametreleri olarak da adlandırılan yanma odası sabit hacimde boyutsuz maksimum yanma sıcaklık oranı $\theta_v = \frac{T_{t35}}{T_0}$ ile

yanma sonu çıkılabilecek en yüksek boyutsuz sıcaklık derecesi $\theta_t = \frac{T_{t4}}{T_0}$ olarak tanımlanmaktadır.

Bunlar motor malzemesi ile ilişkili değerlerdir ve tasarımcı tarafından boyutlandırma aşamasında sabitlenmektedir. Ayrıca seyir Mach sayısı uçağın uçtuğu irtifada tasarım öncesi sabitlenmektedir. İrtifa ile birlikte statik sıcaklık ve statik basınç değerleride T_0, p_0 sabitlenmektedir. M_0 bilindiği için $\theta_0 = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2$ değeri hesaplanmaktadır.

Kompresör basma oranı π_c tasarım boyutlandırma

ana parametresi olduğu için tarafımızca belirlenmiştir. Tüm bu bilgiler ışığında $\tau_c, \tau_{bv}, \tau_b$ 1 ve 2'den hesaplanmaktadır. Kompresör ve türbinin politropik komponentler olduğu ve politropik verimin η_{pol} bilindiği varsayılmaktadır.

$$\tau_c = \frac{T_{t3}}{T_{t2}} = \pi_c^{\frac{(\gamma_c-1)}{\gamma_c \eta_{pol}}} \quad (1)$$

$$\tau_b = \frac{T_{t4}}{T_{t35}} = \frac{\theta_t}{\theta_v} \text{ ve } \tau_{bv} = \frac{T_{t35}}{T_{t2}} = \frac{\theta_v}{\theta_0 \tau_c} \quad (2)$$

Kompresör ve türbin arasındaki güç eşitliği denklemini (3) kullanarak türbin toplam sıcaklık ve basınç oranları τ_t, π_t aşağıdaki denklemlerden (3 ve 4) hesaplanmaktadır:

$$\tau_t = 1 - \frac{\theta_0}{\theta_t} (\tau_c - 1) \quad (3)$$

$$\tau_t = \pi_t^{\frac{(\gamma_t-1)\eta_{pol}}{\gamma_t}} \quad (4)$$

Sabit hacim yanma'ya ait sıcaklık ve basınç oran ilişkileri: Yanma başlangıcında kısa bir süreliğine de olsa sabit hacim'de yanma gerçekleşmekte ve bu süreç (3'ten 3.5) boyunca yoğunluk sabit kalmaktadır ($\frac{1}{\rho_{t35}} = \frac{1}{\rho_{t3}}$). İdeal gaz ilişkisinden

(5), sabit hacim yanma sürecine ait toplam sıcaklık ve toplam basınç ($\tau_{bv} = \frac{T_{t35}}{T_{t2}}, \pi_{bv} = \frac{P_{t35}}{P_{t2}}$)

değerleri arasındaki ilişki ortaya çıkmaktadır (6)

$$\mathfrak{R} = \frac{P_{t35} \frac{1}{\rho_{t35}}}{T_{t35}} = \frac{P_{t3} \frac{1}{\rho_{t3}}}{T_{t3}} \quad (5)$$

$$\frac{P_{t35}}{T_{t35}} = \frac{P_{t3}}{T_{t3}} \text{ yani } \frac{T_{t35}}{T_{t3}} = \frac{P_{t35}}{P_{t3}} \text{ yani } \pi_{bv} = \tau_{bv} \quad (6)$$

Klasik turbojet ve Pars turbojet'e ait özgül itki ve özgül impuls denklemleri:

Kayıpları dikkate alan klasik turbojet itki denklemini (7)'de verilmiştir (Jack L. Kerrebrock, 1977):

$$F = \dot{m}_7 u_7 - \dot{m}_0 u_0 + A_7 (p_7 - p_0) \quad (7)$$

Burada A_7 egzost çıkış alanıdır ancak bu değer aerodinamik veriler ile kütle korunumundan

$$(\dot{m}_0 = \rho_0 u_0 A_0 = \dot{m}_7 = \rho_7 u_7 A_7)$$

hesaplanmaktadır:

$$A_7 = \frac{\dot{m}_0 (1 + f + f_v)}{\rho_0 u_0} \left(\frac{\mathfrak{R}_t}{\mathfrak{R}_c} \right) \left(\frac{p_0}{p_7} \right) \left(\frac{T_7}{T_0} \right) \left(\frac{u_0}{u_7} \right) \quad (8)$$

Yukarıda verilen denklemde $f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_0}$ yakıt hava

kütle oranıdır ve sabit hacim ile sabit basınç yanma enerji korunumlarından bulunmaktadır;

$$f_v = \frac{\dot{m}_{f_v}}{\dot{m}_0} = \frac{C_v T_0}{h} (\theta_v - \theta_0 \tau_c) \quad (9)$$

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_0} = \frac{C_v T_0}{h} (\theta_t - \theta_v) \quad (10)$$

Yukarıdaki denklemlerde $h = 43000000$ J/kg jet yakıtı özgül enerji içeriği değeridir.

Denklem 8'de bulunan ve hala belirlenmeyi bekleyen üç oran daha vardır. Bunlar turbojet motor giriş ve çıkış arasındaki basınç ($\frac{p_0}{p_7}$), sıcaklık ($\frac{T_7}{T_0}$)

ve hız ($\frac{u_0}{u_7}$) oranlarıdır. Bu oranlar aşağıda bahsi

geçen şekilde bulunup denklem 7'den türetilen özgül itki denkleminde yerlerine konularak motorun birinci performans değeri hesaplanmaktadır:

$$\frac{F}{\dot{m} u_0} = (1 + f + f_v) \frac{u_7}{u_0} - 1 + \quad (11)$$

$$\frac{1 + f + f_v}{\gamma_c M_0^2} \frac{\mathfrak{R}_t T_7 u_0}{\mathfrak{R}_c T_0 u_7} \left(1 - \frac{p_0}{p_7} \right)$$

Özgül itki $\frac{F}{\dot{m} u_0}$ hesaplandıktan sonra ikinci

performans değeri olan özgül impuls tanım denkleminde ($I = \frac{F}{\dot{m}_f g}$) türetilerek

hesaplanmaktadır. Yakıt hava oranları 9 ve 10 nolu denklemlerden elde edilmektedir. Klasik turbojet için sabit hacim yanma yakıt tüketimi sıfır $f_v = 0$ alınmaktadır.

$$I = M_0 \frac{F / \dot{m}_0 u_0}{(f_v + f) \frac{g}{a_0}} \quad (12)$$

Basınç ($\frac{p_0}{p_7}$), sıcaklık ($\frac{T_7}{T_0}$) ve hız ($\frac{u_0}{u_7}$) oran

hesapları:

Sol tarafı toplam sıcaklık tanımı olan, sağ tarafı ise Pars turbojet motor içinde gelişen toplam sıcaklık oran çarpımı olan $T_{t7} = T_{t7}$ basit eşitliği kullanılmaktadır:

$$T_{i7} = T_7 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_7^2\right) = \frac{T_{i7}}{T_{i5}} \frac{T_{i5}}{T_{i4}} \frac{T_{i4}}{T_{i35}} \frac{T_{i35}}{T_{i3}} \frac{T_{i2}}{T_{i0}} T_0 \quad (13)$$

13 nolu denklemin sağ tarafı motor içi aerotermodinamik değerlerden oluşmaktadır. “n” egzoz, “t” türbin, “b” yanma odası, “bv” sabit hacim yanma odası, “c” kompresör, “d” hava alığı, θ_0 Mach sayısı ile ilgili yukarıda açıklanan

$$\frac{T_{i7}}{T_{i5}} \frac{T_{i5}}{T_{i4}} \frac{T_{i4}}{T_{i35}} \frac{T_{i35}}{T_{i3}} \frac{T_{i2}}{T_{i0}} T_0 = \tau_n \tau_t \tau_b \tau_{bv} \tau_c \tau_d \theta_0 T_0 \quad (14)$$

motor egzozu ve hava alığı enerji üretmediği için aşağıda verilen ilgili değerler “1” olarak alınmaktadır;

$$\tau_n = 1, \tau_d = 1 \quad (15)$$

Bu sadeleştirmeden sonra 13 nolu denklemden statik sıcaklık oranı ($\frac{T_7}{T_0}$) elde edilmektedir:

$$\frac{T_7}{T_0} = \frac{\theta_0 \tau_c \tau_b \tau_{bv} \tau_t}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_7^2} \quad (16)$$

Benzer bir çalışmayı toplam basınç basit eşitliğini ($P_{i7} = P_{i7}$) ele alarak aşağıda yapılmaktadır. Yine sol taraf toplam basınç tanımı yapmakta, sağ taraf ise turbojet motor içi toplam basınç oran çarpımları ile yine P_{i7} ’yi tanımlamaktadır:

$$P_{i7} = p_7 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_7^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \frac{P_{i7}}{P_{i5}} \frac{P_{i5}}{P_{i4}} \frac{P_{i4}}{P_{i35}} \frac{P_{i35}}{P_{i3}} \frac{P_{i2}}{P_{i0}} P_0 \quad (17)$$

17 nolu denklemin sağ tarafı toplam basınç oranlarının çarpımını ifade etmektedir.

$$\frac{P_{i7}}{P_{i5}} \frac{P_{i5}}{P_{i4}} \frac{P_{i4}}{P_{i35}} \frac{P_{i35}}{P_{i3}} \frac{P_{i2}}{P_{i0}} P_0 = \pi_n \pi_t \pi_b \pi_{bv} \pi_c \pi_d \delta_0 P_0 \quad (18)$$

Böylelikle denklem 17’den motor giriş-çıkışı arasındaki statik basınç oranı tanımlanmaktadır:

$$\frac{P_7}{P_0} = \frac{\pi_n \pi_t \pi_b \pi_{bv} \pi_c \pi_d \delta_0}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_7^2} \quad (19)$$

Klasik türbojet ve Pars türbojet insansız hava aracının motoru olarak tasarlandıkları için hafif olmaları gerekmektedir. Bu sebeple egzoz mümkün olduğunca kısa olmalı, ayrıca motor içi akış dış etkenlerden mümkün olduğunca bağımsız ve

hesaplanan değerlere yakın çalışması gerekmektedir. Bu isterleri sağlamak için egzoz çıkış ağzında egzoz gazlarının boğulmasına ve çıkış ağzı alanının A_7 buna göre belirlenmesine karar verilmiştir.

$$M_7 = 1 \quad (20)$$

M_7 değeri ile birlikte $\theta_0, \tau_c, \tau_b, \tau_{bv}, \tau_t$ bilindiği için denklem 16’dan $\frac{T_7}{T_0}$ hesaplanmaktadır. Yine

M_7 değeri ile birlikte $\pi_d, \pi_c, \pi_b, \pi_n$ değerleri verildiği ve $\delta_0, \pi_{bv}, \pi_t$ değerleri hesaplandığı için denklem 19’dan $\frac{P_7}{P_0}$ hesaplanmaktadır. Motor giriş-

çıkış arasındaki hız oranı $\frac{u_7}{u_0}$ ise aşağıdaki

denklemden hesaplanmaktadır. Aşağıdaki denklemin sağ tarafı bilindiğinden hız oranında hesaplanmaktadır.

$$\frac{u_7}{u_0} = \frac{M_7}{M_0} \sqrt{\frac{\gamma_t \mathfrak{R}_t T_7}{\gamma_c \mathfrak{R}_c T_0}} \quad (21)$$

11 ve 12 nolu denklemlerin sağ tarafı hesaplanarak özgül itki ve özgül impuls değerler ortaya çıkarılmaktadır. Klasik turbojet motorda $f_v = 0$,

$\tau_{bv} = 1, \pi_{bv} = 1, \theta_v = \frac{T_{i35}}{T_0} = \frac{T_{i3}}{T_{i2}} \frac{T_{i2}}{T_{i0}} = \tau_c \theta_0$ olarak

alındığında aynı denklemler klasik turbojet denklemine dönüşmektedir.

Tablo 1: Girdiler

Seyir Mach sayısı	0.8
Ortam sıcaklığı T_0 [K]	210
Ortam basıncı (Pa)	20000
Cp	1004
R	287
γ	1.4
Politropik verim	0.9
Hava alığı basınç oranı	0.9
Yanma odası basınç oranı	0.94
Pars Türbinde sabit hacimde yanma çıkış sıcaklığı (K)	733.40.46
Yakıt ısı değeri (J/kg)	4300000 (J/kg)

4. HESAPLAR

Bir önceki bölümde açıklanan denklemler ve hesaplama yöntemi kullanılarak klasik türbojet ve

Pars türbojet performansı hesaplanmıştır. Girdiler Tablo 1 de verilmektedir. Seyir hızı, ortam sıcaklığı ve basıncı örnek olacak şekilde seçilmiştir.

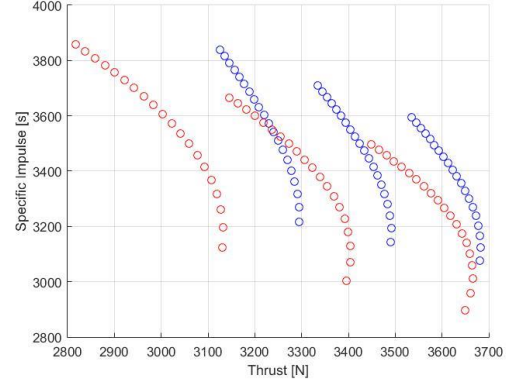
Örnek karşılaştırma Tablo 2 de verilmektedir. Pars türbojet motor klasik turbojet motora göre %35 daha az hava ile tüm kompresör basma oranları ve tüm türbin giriş sıcaklıklarında klasik turbojet motoruna göre %5 daha fazla itki ürettiği ve %3 daha iyi bir özgül impuls'a sahip olduğu ortaya konmaktadır.

Tablo 2: Karşılaştırma

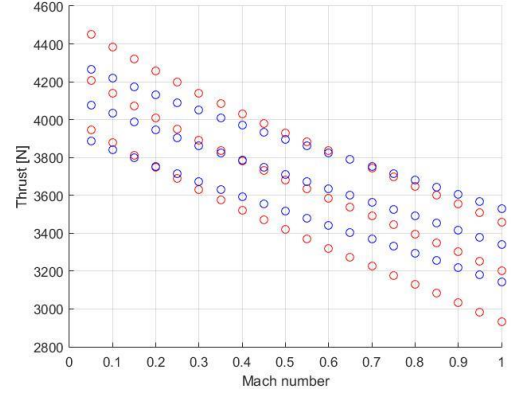
Parametre	Klasik türbojet	Pars türbojet	Fark
Hava debi (kg/s)	5	3.25	-35% (-1.75 kg/s)
Yakıt debi (kg/s)	0.1021	0.1045	+2.35% (0.0024 kg/s)
Basma oranı (Bar)	8	8	0% (0 Bar)
Türbin giriş sıcaklığı (K)	1255	1780	+41.83% (525 K)
Egzost sıcaklığı (K)	1029	1551	+50.72% (522 k)
İtki (N)	3129.9	3294.8	+5.27% (164.9 N)
Özgül impuls (s)	3124.3	3215.1	+2.91% (90.8 s)

Şekil 6'da Pars türbojet'in her türlü üstünlüğü söz konusudur. Daha az hava ile çalıştığı için daha kompakt bir yapıya sahiptir. Pars turbojet türbin giriş sıcaklığı daha fazladır. Bunun sebebi Tablo 2 den görüldüğü gibi aşırı derecede fazla yakıt konulduğu için değildir. Nedeni daha az hava ile hemen hemen aynı oranda yakıt ile yanma gerçekleştirilmesidir. Bu hem gücü, hem de yanma stabilitesini arttıran bir etkidir. Şekil 6'da basma oranı her türbin giriş sıcaklığında 8'den (eğrilerde en alt veri noktası) 28'e kadar arttırılmıştır (eğrilerde en üst very noktası). Türbin giriş sıcaklığı arttıkça itki artmakta ancak özgül impuls -enerjinin verimli kullanımı- azalmaktadır. Kompresör basma oranı arttıkça aynı türbin giriş sıcaklığında itki azalmakta ancak özgül impuls artmaktadır. Şekil 7'de uçuş Mach sayısına göre itki değerleri verilmektedir. Düşük türbin sıcaklıklarında ve düşük Mach sayılarında klasik türbojet itkisi daha üstün çıkmakta ancak uçuş hızı ve türbin giriş sıcaklığı arttıkça Pars turbojet performansı öne çıkmaktadır. Türbin giriş sıcaklığı arttığında itki artmaktadır. Aynı türbin giriş sıcaklığında basma oranı arttırıldığı zaman motor iç yükü yükseldiği için itki azalmaktadır. Şekil 8'de yakıt tüketiminin tersi olan özgül impuls değerlerinin Mach sayısına göre değişimi vardır. Türbin giriş sıcaklığı arttıkça yakıt tüketimi de arttığı için özgül impuls azalmaktadır. Basma oranı arttığı

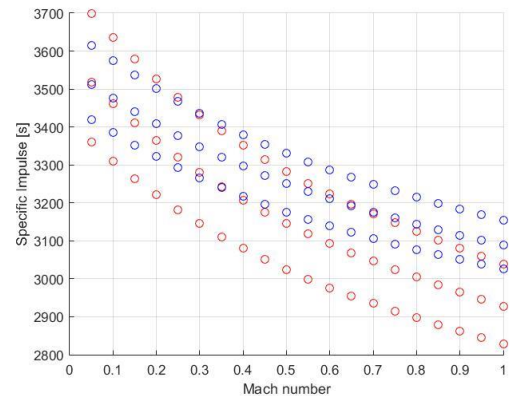
zaman daha çok iş yapıldığı için özgül impuls da yüksek basma oranına bağlı olarak artmaktadır.



Şekil 6: İtki ve özgül impuls. Kırmızı: klasik türbojet, mavi: Pars turbojet. Her motor için 3 grup veri, soldan sağa Klasik turbojet T_{t4} : 1155K, 1255K, 1355K, Pars turbojet T_{t4} : 1680K, 1780K, 1880K



Şekil 7: İtki ve özgül impuls. Kırmızı: klasik türbojet, mavi: Her motor için 3 grup veri, aşağıdan yukarıya Klasik turbojet T_{t4} : 1155K, 1255K, 1355K, Pars turbojet T_{t4} : 1680K, 1780K, 1880K



Şekil 8: İtki ve özgül impuls. Kırmızı: klasik türbojet, mavi: Pars turbojet. Yukarıdan aşağıya Klasik turbojet T_{t4} : 1155K, 1255K, 1355K, Pars turbojet T_{t4} : 1680K, 1780K, 1880K

5. SONUÇ

Aynı hava koşullarında ve aynı basma oranına sahip klasik bir türbojet motor ile Pars türbojet performans verileri hesaplanmıştır. Yeni bir motor türü olan Pars türbojet'in daha az hava tüketmesine karşın çoğu zaman klasik türbojet'e göre daha çok itki ürettiği ve daha verimli olduğu görülmektedir.

KAYNAKLAR

- Akmandor Ibrahim Sinan, Revolving Outer Body Arc Vane Rotary Compressor or Expander, Pars Makina Ltd. USPTO patent pending, 2015
- Akmandor Ibrahim Sinan, Pivoting Hinged Arc Vane Rotary Compressor or Expander, EP 2 495 396 B1, Pars Makina Patent, European patent Office, issued April 2014
- Akmandor Ibrahim Sinan, "Pivoting, Hinged Arc Vane Rotary Compressor or Expander", US 8,579,615 B2, USPTO issued November 12th, 2013
- Akmandor, Ibrahim Sinan and Erzöz, Nazmi; "Rotary Vane Engine and Thermodynamic Cycle", US 7,314,035 B2, USPTO issued January 1st 2008
- Jack L. Kerrebrock, Aircraft Engines and Gas Turbines, p54, ISBN 0-262-11064-4, 1977, MIT, Alpine Press Inc., USA
- M. Okur, I. S. Akmandor, 'Experimental investigation of hinged and spring loaded rolling piston compressors pertaining to a turbo rotary engine', Applied Thermal Engineering, Vol:31 No :6-7, pp.1031-1038, (2011)

HAVACILIKTA KULLANILAN BATARYALARIN TASARIM PARAMETRELERİNE GÖRE BOYUTLANDIRILMASI

Melih YILDIZ¹, T. Hikmet KARAKOÇ²

¹Melih YILDIZ, Atılım Üniversitesi, Sivil Havacılık Yüksekokulu, Ankara, melih.yildiz@atilim.edu.tr

²T. Hikmet KARAKOÇ, Anadolu Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Eskişehir, hkarakoc@anadolu.edu.tr

DOI: [10.23890/SUHAD.2017.0104](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2017.0104)

ÖZET

Ulaşım araçlarının emisyonlarından dolayı çevre üzerindeki etkileri günümüzde çözüm üretimi açısından üzerinde odaklanılan konuların başında gelmektedir. Bu amaçla yenilikçi ve çevreye etkisi daha az olan ulaşım teknolojileri geliştirilmektedir. Havacılık alanında da uçaklarda tahrik sisteminde daha çok elektrik gücü kullanılmaya alternatif olarak ortaya çıkmıştır. Elektrik enerjisinin özelliğinden dolayı, uçuş boyunca ihtiyaç olduğunda bulunabilmesi için üretiminin yanı sıra depolanması da gereklilik olarak görülmektedir. Elektrik enerjisinin uçaklarda depolanması için bataryalar diğer alternatifler arasında ön plana çıkmaktadır. Bu çalışmada uçaklarda kullanılan bataryanın tasarımı ve boyutlandırılmasına yönelik girdiler incelenerek tasarım formülleri geliştirilmiştir. Elde edilen formüller ile uçak tasarım aşamasında bataryanın ağırlığına yönelik kestirim ve kapasite iterasyonları yapılması mümkün olacaktır.

Anahtar Kelimeler: Elektrikli uçak, batarya, batarya boyutlandırılması, ısıl yönetim

SIZING OF BATTERIES USED IN AVIATION USING DESIGN PARAMETERS

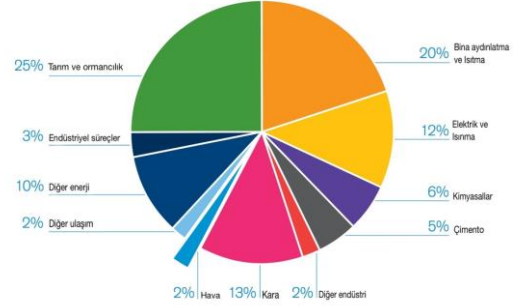
ABSTRACT

The environmental impacts due to the emissions of transport vehicles are at the forefront of research issues today. For this purpose, innovative transportation technologies with less impact on the environment are being developed. In the field of aviation, the use of more electric power in the propulsion system has also emerged as an alternative. Due to the nature of electricity, it is necessary to store it as well as its production so that sufficient electric power would be available when needed during the flight. Batteries are among the alternatives for storing electricity in airplanes. In this study, input parameters were analyzed for designing and dimensioning the battery used in airplanes. The developed formulas will make it possible to estimate and iterate the weight and capacity of the battery that will be used in the aircraft.

Keywords: Electric aircraft, battery, battery sizing, thermal management

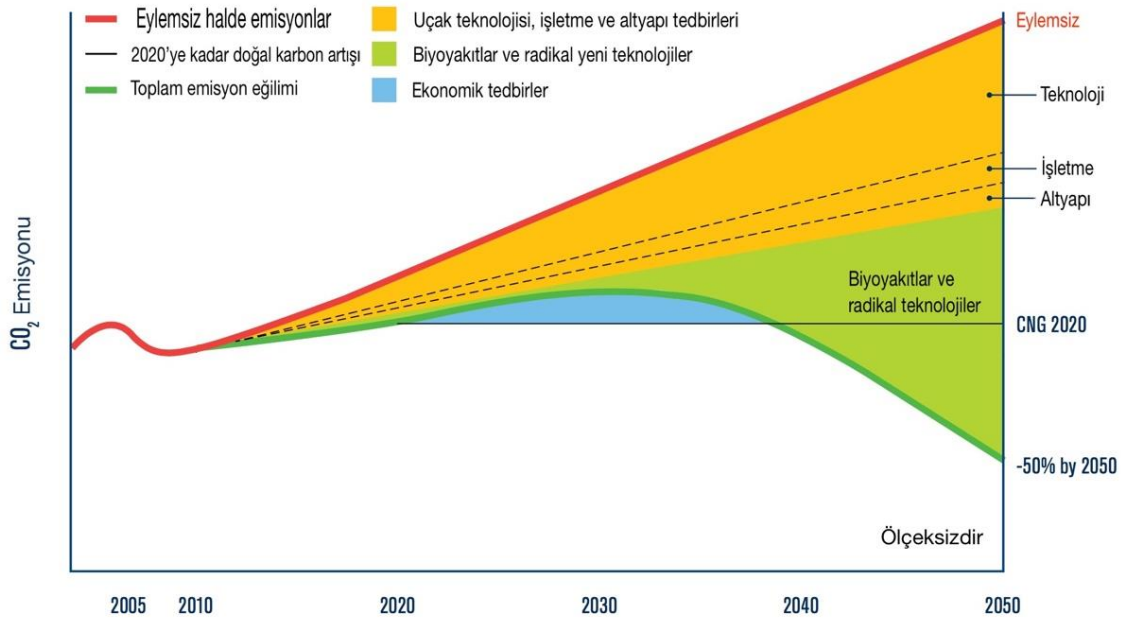
1. GİRİŞ

İnsanoğlunun tüm endüstriyel faaliyetleri arasında havacılık, tek başına tüm emisyonların %2'lik kısmından doğrudan sorumludur (IATA, 2013). Bu faaliyetler arasında havacılığın yeri, Şekil 1'de gösterilmiştir. Bu yüksek değerler nedeni ile havacılık alanında emisyonlar ve gürültü kirliliğine karşı uluslararası önlemler alınması zorunlu olmuştur. Örneğin Amerikan Ulusal Havacılık Ajansı (NASA), havacılık endüstrisine koyduğu hedeflerde 2020 yılına kadar, 1998 yılı değerlerine göre %50 daha az yakıt tüketimi, %75 daha düşük NOx salınımı ve 42 dB daha az gürültü hedeflerini şart koşmuştur (Shaw vd., 2012). Benzer olarak, Avrupa Birliği, Flight Path 2050 (Brussels, 2011) dokümanı ile 2050 yılına kadar %75 oranında CO2 ve %90 oranında NOx salınımlarının azaltılması koşullarını içermektedir. Tanımlanan bu hedeflerin, artan hava trafiği ve taleplerin yanı sıra, mevcut konvansiyonel tahrik sistemleri ve teknolojiler ile sağlanamayacağı görülmektedir.



Şekil 1: CO2 emisyon kaynakları Kaynak: (IATA, 2013)'den uyarlanmıştır.

Havacılık alanındaki araştırma konularında yapılacak iyileştirmeler ile 2050 yılına kadar ancak %50'lik emisyon düşüşü hedefine ulaşılabilecektir. Araştırma alanlarına göre emisyon oranlarındaki düşüşe katkıları Şekil 2 ile temsili olarak gösterilmiştir.



Şekil 2: CO2 emisyon azaltma yol haritası Kaynak: (IATA, 2013)'den uyarlanmıştır

Uluslararası Hava Taşımacılığı Kuruluşu (International Air Transport Association-IATA) havacılık alanında emisyonların ve çevreye yönelik hedeflerin karşılanabilmesi için stratejiler tanımlamıştır (IATA, 2013). Bu stratejik alanlardan birisi de uçaklarda tahrik sistemlerinin mevcut teknolojilere kıyasla verimi daha yüksek olan elektrikli güç yapıları ile takviye edilmesi veya değiştirilmesidir. Havacılık alanında yürütülen bu araştırmalar Daha Elektrikli Uçak (DEU) adı altında ele alınmaktadır.

1.1. Havacılıkta Elektrik Kullanımı ve Daha Elektrikli Uçak Kavramı

Elektrikli uçak kavramı ortaya atıldığı 1916 yılından bu yana, güç elektroniği ve elektrik sistemleri ve sayısal kontrol teknolojilerindeki gelişmelere bağlı olarak günümüzde ancak kullanım alanı bulabilmiştir (Emadi, Ehsani, ve Miller 2004; Avery, Burrow, and Mellor, 2007). Özellikle elektronik kontrol teknolojisindeki gelişme, hemen tüm sektörlerde elektrik ve elektronik uygulamalarının önünü açmış olup, havacılık endüstrisi de buna paralel araştırmalara başlamıştır.

Pearson 1998 yılında (Pearson, 1998) Daha Elektrikli Uçak (DEU) kavramının sağladığı avantajları şu şekilde sıralamaktadır;

- Maksimum kalkış ağırlığında %6,5 düşüş
- Ömür devri maliyetinde %3,2 azalma
- Arızalar arasındaki ortalama uçuş süresinde %5,4 artış
- Uçuş saati başına bakım adam saatinde %4,2 oranında düşüş

Güç elektroniği alanındaki gelişmeler, daha verimli ve ucuz elektrik motorlarının üretilmesini mümkün kılmıştır. Bu sayede mekanik, pnömatik ve hidrolik güç yerine elektrik gücünün kullanımı mümkün olmuştur. Bu sayede uçaklarda daha düşük ağırlık ve yakıt ekonomisi, salınımlarda azalma ile daha az gürültü seviyeleri elde edilmiştir. Bu alandaki çalışmalarda, daha elektrikli teknolojiler ile örnek olarak 200 koltuklu bir uçağın boş ağırlığında %10, motor gücünde %13 ve yakıt tüketiminde %9 düşüş gösterilmiştir (Naayagi, 2013).

Airbus A380 uçağında yapılan DEU uygulaması incelendiğinde, bu uçak konvansiyonel güç dağıtım sistemleri ile yaklaşık 40 MW'lık tahrik gücünden, 200 kW elektrik, 1.2 MW pnömatik, 240 kW hidrolik ve 100 kW mekanik güç çekilmesi gerekecek ve toplam 1.7 MW güç tahrik dışı güç olarak motorlardan çekilmiş olacaktır. DEU uygulaması ile 40 MW motor gücünden sadece 1 MW elektrik gücü çekilmekte ve 39 MW doğrudan tahrik için kullanılmaktadır. Motordan pnömatik kanama havasının (bleeding air) ve mekanik bağlantıların çıkarılması ile de verim, bakım/tutum kolaylığı ve ağırlık avantajı yaratıldığı görülmektedir (Wheeler ve Bozhko, 2014).

1.2. Havacılıkta Enerji Depolama Araçları ve Gereksinimi

Her tip hava aracında farklı amaçlara yönelik de olsa, elektrik enerjisi ihtiyacını karşılamak için elektrik enerjisi depolama ünitesi bulunmaktadır. Havacılık uygulamaları için elektrik enerjisi fly-wheel, batarya, kapasitör, hidrojen gibi farklı

şekillerde saklanabilir (Luo vd., 2015). Bunlar arasında en yaygın bataryalardır.

Havacılıkta elektrik gücü kullanımı konusundaki çalışmalar ağırlık kazanmış olmasına rağmen, batarya ve elektrik enerjisi depolama konusu 2010'lu yıllara kadar araştırma konusu olmamıştır. Havacılıkta 2013 yılında ortaya yaşanan bir kaza ile bataryaların özellikle çalışması gereken bir konu olduğu gündeme gelmiştir (National Transportation Safety Board 2013; Williard vd. 2013).

Bataryalar, hava araçlarında şu işlevleri yerine getirirler;

- Elektrik sistemine gelen ani yükleri dengelemek;
- Sistem ve motor çalıştırma gücünü sağlamak;
- Acil durumlarda enerji sağlamak.

Bu amaçla farklı türlerde bataryalar kullanılması mümkündür. Hava aracı için batarya seçimi, hava aracının kullanım ve görev özelliklerine göre farklılık gösterir. Mars yüzey araçları, Ay arabaları, GEO uyduları, LEO uyduları, yolcu uçakları, askeri uçaklar, İHALar vb tümü farklı gereksinimlere sahiptir. Sadece uçak uygulamalarında bile gereksinimler irtifaya, elektrik yüklerine, görev tipine vb göre farklılaşır. Örneğin, uydu uygulamalarında uzun ömür döngüsü gerekli iken, uçaklarda anlık ve yüksek deşarj oranları temel gereksinim olabilmektedir (R. . R. A. Marsh vd. 2001; Borthomieu, 2014).

ABD Hava Kuvvetleri 90'lı yıllardan bu yana, hava araçlarında kullanılmak üzere farklı tip ve özelliklerde batarya geliştirme projelerini desteklemiştir (R. A. Marsh 1994). Farklı firma ve araştırma merkezlerine yaptırılan projeler sayesinde Mars inicileri ve Mars yürüyücüleri 2003 yılında hayata geçirilmiştir. Bu projelerin temelini Li-iyon bataryalar oluşturmuştur (R. . R. A. Marsh vd., 2001). Uydular, iniciler (landers) ve yürüyücüler (rovers) gibi sistemlerde Li-iyon bataryalar kullanılmaktadır. Tablo 1'de hava araçlarının görevlerine göre batarya gereksinimleri arasındaki farklılıklar verilmiştir.

Tablo 1: Farklı havacılık uygulamalarında batarya performans gereklilikleri (R. A. Marsh, 1994)

	Landers	Rovers	GEO Orbiter	LEO Orbiter	Uçak	İHA
Kapasite (Ah)	30	8	10-35	10-35	5-20	100-200
Voltaj (V)	28	28	28-100	28	28-270	28-100
Deşarj oranı	C/5 - C	C/5 - C/2	C/2	C/2 - C	C	C/5 - C
Devir ömrü	>500	>500	>2000	>30000	>1000	>1000
Deşarj derinliği (DoD) (%)	>60	>60	>75	>30	>50	>50
İşletme sıcaklığı (°C)	-40 +40	-40 +40	-5 +30	-5 +30	-40 +65	-40 +65
Raf ömrü (yıl)	3	3	>10	>5	>5	>5
Özgül Enerji (Wh/kg)	>100	>100	>100	>100	>100	100
Enerji yoğunluğu (Wh/l)	120-160	120-160	120-160	120-160	120-160	120-160

Uçaklarda kullanılacak batarya seçimi için parametreler şu şekilde sıralanabilir (Howey and Alavi 2015);

- Depolanacak enerji
- Şarj-deşarj devir sayısı
- Gerek duyulan anlık güç
- Gerek duyulan sürekli güç
- Çevresel şartlar
- Maliyet

- İzin verilen en yüksek kütle
- İzin verilen en yüksek hacim.

Bu parametreler her bir tasarımda yeniden ele alınmalıdır. Örneğin otomobil uygulamalarında, batarya performansının çevresel özelliklere çok bağlı olduğu gösterilmiştir (Pesaran, 2001).

Havacılıkta elektrik kullanımını artırmayı hedefleyen Green Flight Challenge yarışmasında Tablo 2 ile sunulan sonuçlar elde edilmiştir.

Tablo 1: Green Flight Challenge 2011 yarışması verim kategorisi sonuçları (Green Flight Challenge Results, 2011)

Takım	Pipistrel	e-Genius	Phoenix	Embry-Riddle
Kullanılan yakıt (Litre)			14.13	14.13
Kullanılan enerji (kWh)	65.40	34.70		3.80
Eşdeğer kullanılan yakıt (Litre)	7.18	3.81	14.73	15.17
Uçuş süresi (hız için)	1:47:16	1:48:27	2:25:01	2:00:48
Uçuş süresi (mesafe için)	1:49:37	1:50:23	2:25:43	2:04:07
Menzil (hız için) (km)	307.20	305.60	298.72	228
Menzil (mesafe için) (km)	313.44	309.92	300.48	236.96
Mesafe (km)	645.60	601.12	150.88	115.52
Hız (km/h)	171.84	169.12	123.68	113.12

Tablo 2 ile verilen sonuçlar batarya teknolojisindeki gelişmelerin, havacılık uygulamalarında performans açısından belirleyici olduğunu göstermektedir. Batarya teknolojisinin ortaya koyduğu özgül enerji değerleri, havacılık açısından en önemli engeldir. Bataryaların havacılıkta birincil enerji depolama unsuru olabilmesi için özgül enerji kapasitelerinin çok daha artırılması gerekmektedir.

NASA, Green Flight Challenge 2011 yarışması sonuçlarına göre, elektrikli tahrik hedefine ulaşılabilmesi için geliştirilmesi gereken teknolojik alanlar şunlar olarak belirlenmiştir (Misra, 2012);

- Yüksek güç yoğunluğuna sahip, soğutmasız tip motor
- Yüksek güç yoğunluklu bataryalar
- Yüksek sıcaklıkta çalışabilen güç elektroniği
- Gelişmiş ısı yönetim teknikleri
- Şebeke benzeri yapıya sahip gelişmiş güç dağıtım mimarileri
- Güç sistem mimarilerinin ve güç yönetiminin gerçek boyutlu benzetimleri dahil analiz ve modellemesi

1.3. Uçaklar İçin Batarya Yönetim Sistemi Gereksinimleri

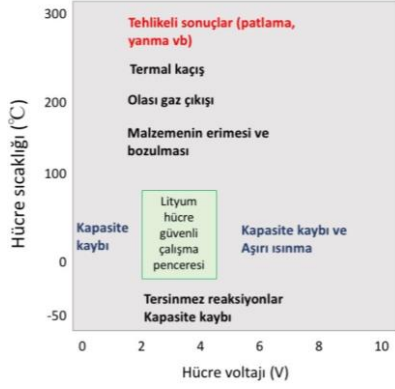
Elektrik gücü kullanılan uygulamalarda, sistem performansı temel olarak elektrik enerjisi depolama ünitesine yani bataryalara bağlı olup, bataryaların emniyetli ve ekonomik ömrünün uzatılması, performans ve maliyet etkinlik açısından önem arz

etmektedir. Batarya üreticileri, lityum-iyon teknolojisini tercih etmiştir. Bunun nedeni, lityum – iyonun benzerleri karşısında sağladığı özgül enerji, yüksek voltaj ve düşük kendi kendinedeşarj oranıdır (Ritchie ve Howard 2006; Javani vd., 2014).

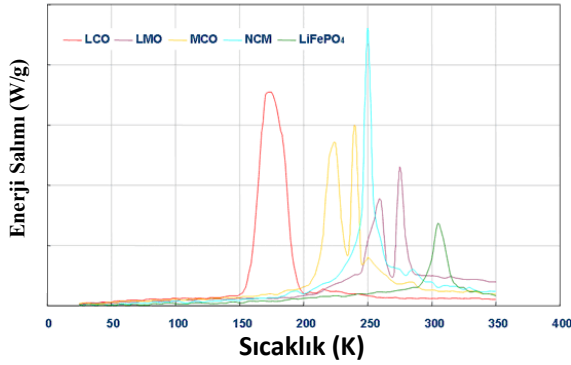
Bataryaların ısı yönetimi, bataryaların emniyetli ve ekonomik olarak kullanımı için kritik öneme sahiptir (Hamut, Dincer, ve Naterer 2014). Batarya içinde üretilen ısının ortamdaki uzaklaştırılması, güvenilirliği artırmak ve hataları önlemek için gereklidir (M. A. Keyser vd., 2003; M. Keyser vd., 1999).

Bataryalar, Şekil 1 ile gösterildiği gibi çalışma sıcaklık aralıkları dışında bozulur ve tehlikeli durumların ortaya çıkmasına neden olabilirler. Düşük sıcaklıklarda performans düşüşü ve yüksek sıcaklıklarda ömür kaybı gösterirler (Pals ve Newman 1995; Wu vd. 2013). Her bir elektrokimya yapısına göre farklı optimum çalışma sıcaklığı gösterir.

Şekil 2 ile farklı elektrokimyaya sahip bataryaların, farklı sıcaklık değerinde performansları gösterilmiştir. Bu nedenle batarya tasarımı sırasında, kullanılacak hücrenin elektrokimyasının seçimi önemli bir tasarım girdisidir (Väyrynen ve Salminen, 2012).

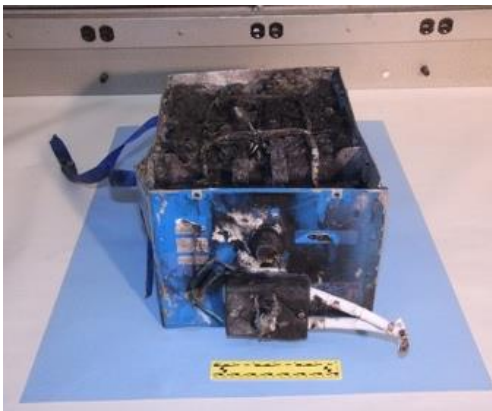


Şekil 1: Batarya çalışma sıcaklık ve gerilim aralığı (NREL)



Şekil 2: Batarya elektrokimyasallarına göre performans değişimleri (Keyser vd. 2003)

Bir uçak bataryasının 2013 yılında sebep olduğu bir kaza, bataryalarda emniyet ve güvenilirlik konularını gündeme taşımıştır. Kazaya uğrayan batarya paketinin, kaza sonrası durumu Şekil 5'te gösterilmiştir. Kaza sonrası inceleme raporları, bataryaların bir sistem yaklaşımı ile tasarlanması gerekliliğini ve ısıl yönetimin zaruri bir işlev olduğunu ortaya koymuştur (National Transportation Safety Board, 2013).



Şekil 5: 2013 yılındaki kazaya neden olan batarya (National Transportation Safety Board 2013) Anılan kazanın oldukça detaylı hazırlanmış inceleme raporları (National Transportation Safety

Board 2013; Williard vd., 2013) şu şekilde özetlenebilir;

- Bataryada şarj/deşarj veya kullanımdan doğan sorun yoktur
- Batarya içinde nem olmakla birlikte hatanın nedeni olmadığı değerlendirilmiştir
- Hücrelerin ısıl kaçış hasarına uğradığı görülmüştür
- Batarya içindeki 5. ve 6. hücrelerin içinde oluşan kısa devrenin tüm hücreleri sırası ile ısıl kaçışa neden olduğu tespit edilmiştir
- İnceleme heyetince yapılan deneylerde, hücrelerin BYS tarafından tespit edilemeyecek kadar yüksek hızda sıcaklığının artabileceği göstermiştir
- Sonuç bölümünde ısıl yönetimin gerekli olduğu ve hücrelerdeki tüm ısı kaynaklarını kapsaması gerektiği hükmüne ulaşılmıştır.

Kaza yeni nesil Daha Elektrikli Uçak olarak bilinen bir uçakta meydana gelmişti ve üretici firma kazadan sonra, bataryaların ısıl yönetimi için yeni emniyet çözümleri geliştirmiştir (Naayagi, 2013).

Enerjinin akışının hassas şekilde izlenmesi ve kontrolü, batarya ağırlığı, maliyeti ve hacmi açısından etkinlik sağlar (Meissner ve Richter, 2003). Bu izleme ve kontrole dayalı yönetim işlevi Batarya Yönetim Sistemi (BYS) tarafından yerine getirilir. Batarya yönetim sistemi hem batarya işletme yöntemlerinin uygulanmasına olanak sağlarken, sistemin emniyetini ve güvenilirliğini de artırır (Karden vd., 2005).

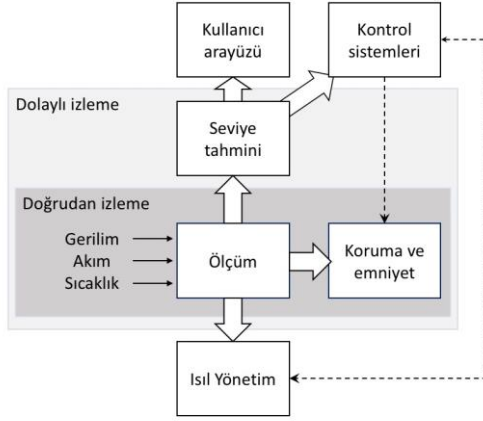
Yüksek kapasiteli bataryaların oluşturulması için çok sayıda hücre bir araya getirilerek entegre edilir. Batarya hücreleri, güç ihtiyacını karşılayacak ölçüde paralel kollarda (bank) ve bu paralel hücre bankları da daha sonra toplam gerilim ihtiyacına göre seri olarak bağlanırlar (Glaize ve Geniès, 2013; Andrea, 2010). Seri bağlı banklar, bataryaların çalışma özelliğinden dolayı benzer olmalı ve şarj-deşarj döngüleri sırasında enerji dengeleri korunmalıdır. Aksi halde, bataryanın toplam kapasitesi, kapasitesi en düşük olan seri bağlı bankın kapasitesi ile sınırlı kalır ve iç dirençlerin farklı yükselmelerinden dolayı, zaman içinde tehlike yaratacak olaylara neden olabilirler (Vitols, 2015; Aizpuru vd., 2016; Hauser ve Kuhn 2015; Federico Baronti, Roncella, ve Saletti, 2014; F Baronti ve Fantechi, 2013).

Batarya Yönetim Sistemi (BYS)'nin alan yazında tanımlanan birkaç temel görevi bulunmaktadır (Chaturvedi vd., 2010; Andrea, 2010; Rahn. D. ve Wang, 2013; Hauser ve Kuhn, 2015; Lu vd., 2013):

- Şarj vedeşarjı kontrol ederek, batarya paketini yeterli performans düzeyinde tutmak,
- Sıcaklığı yönetmek (ısıl yönetim)

- Batarya durumunu izlemek ve tahmin etmek (voltaj, akım, sıcaklık, SoC, DoD, SoH, v.b.);
- Hataları tespit etmek ve
- Sistem bileşenleri arasında güvenilir iletişim kurmak.

Bu işlevlerin şematik gösterimi Şekil ile verilmiştir.



Şekil 6: BYS işlevleri

Batarya yönetim sistemlerinin diğer önemli işlevlerinden birisi de kapasite seviyesinin ölçümlere dayalı olarak hesaplanması veya tahminidir. Bataryanın doluluk durumu (SoC), sağlık seviyesi (SoH), işlevsellik seviyesi (SoF) gibi değerlerinin gösterimi, ölçülen değerlerin kullanılarak karmaşık sayısal yöntemlerle hesaplanmasına dayalıdır. Bu değerlerin hesabı ve tahmini için alan yazında çok sayıda yöntem tanımlanmıştır (Unterrieder vd., 2015; Zou vd., 2015; Cuma ve Koroglu, 2015).

Bataryayı oluşturan seri bağlı hücreler arasında üç tip dengesizlik söz konusu olup, BYS bu dengesizliğin giderilmesi için işlevlere sahip olmalıdır. Bu dengesizlikler (Hauser ve Kuhn, 2015);

- Şarj seviyesi farkı, genellikle hücreler arasındaki sıcaklık farklılıklarından ortaya çıkar
- Toplam kapasite farkı, üretimden gelen farklılıklar sonucu olabilir,
- İç direnç farkı, hücrelerin üretim tekniğinden veya kullandığı dengersizliklerden dolayı oluşur. İç direnç farklılıkları, şarj sırasında hücrelerin üst şarj gerilim sınırını aşarak tehlikeli sonuçlar doğurmasına ve deşarj sırasında ise toplam batarya kapasite kaybına neden olabilir.

2. BATARYA TASARIMI

Bataryaların temel tasarım girdileri kullanım görevlerine göre enerji ve güç gereksinimleridir. İç güç ve ekserji içeriklerine göre boyutlandırılırlar (Christen ve Carlen, 2000). Havacılık açısından

gerekli olan uçuş süresine temel olacak değer bataryanın kapasitesinin sonuna gelmeden önce geçecek zaman;

$$t_{tükenme} = E_{ext}/P_{ext} \quad (1)$$

olarak verilir. Burada E_{ext} bataryanın P_{ext} güç seviyesinde verebileceği en fazla ekserji miktarıdır (Kuhn ve Sizmann, 2012).

Uçak için bataryada depolanması gerekli toplam enerji, tüm uçuş fazları için gerekli enerji miktarlarının toplamına emniyet yedek enerjisinin eklenmesi ile bulunur ve aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$E_{bat} = E_{kalkış} + E_{seyir} + E_{iniş} + E_{yedek} \quad (2)$$

Tek bir hücrenin enerjisi,

$$E_{hücre} = V_{hücre} \times K_{hücre} \quad (3)$$

denklemi ile bulunur. Burada $V_{hücre}$ bataryada kullanılacak hücrenin gerilimi (V) ve $K_{hücre}$ ise hücrenin kapasitesini (Ah) ifade etmektedir.

Batarya tasarımında ilk adımda paralel ve seri olarak bağlanacak hücrelerin hesaplanması yapılır. Bu amaçla, bataryadan beklenen gerilim (V) bilinmelidir. Gerekli gerilim $V_{besleme}$ kullanılarak seri hücrelerin sayısı (N_{seri}) şu şekilde hesaplanır,

$$N_{seri} = tavan\left(\frac{V_{besleme}}{V_{hücre}}\right) \quad (4)$$

Bataryada kullanılacak paralel hücre sayısını bulmak için sürekli ve maksimum güç değerleri ile toplam enerji miktarına göre hücre sayıları hesaplanır ve bulunan değerlerden en yüksek olan seçilir.

Yeni nesil lityum-iyon hücrelerde sürekli besleme güç değerleri 2C ve anlık akım değerleri 15C civarlarına çıkabilmektedir. Eski nesillerde bu maksimum anlık akım değerleri 2C ila 5C ve sürekli besleme değerleri 0,1 ile 1C arasında olduğu bilinmektedir. Tasarımda kullanılan hücrelerin seçiminde bu parametre önemlidir.

Uçuş sırasında ihtiyaç duyulacak anlık en yüksek güç (P_{maks}) bataryanın anlık olarak verebileceği en yüksek akım değeri ($C_{maks,batt}$) tarafından sağlanabilmelidir. Bu amaçla kullanılacak hücre sayısı

$$N_{maks,paralel} = tavan\left(\frac{C_{maks,batt}}{C_{maks,hücre}}\right) \quad (5)$$

denklemi ile hesaplanır.

Benzer olarak uçuş fazları sırasında ihtiyaç duyulacak sürekli güç değeri ($P_{sür}$) değerini karşılayacak paralel hücre sayısı için

$$N_{sür,paralel} = tavan\left(\frac{C_{sür,bat}}{C_{sür,hücre}}\right) \quad (6)$$

hesaplanır. Bu parametrenin hesaplanmasında, hücrenin ısı özelliğinin çekilen akıma bağlı olduğu bilindiğinden (Yıldız, Karakoç, ve Dincer, 2016), hücrelerin görev boyunca düşük C seviyelerinde çalıştırılması amacı ile tasarımda hücrelerin güç kapasitelerinin, gerekli güç değerinin üzerinde seçilmesine gayret edilmelidir. Batarya güç kapasitesinin gereğinden yüksek seçilmesi yani bataryanın düşük C değerlerinde çalıştırılması, bataryanın ısı performansını artıracak ve ısı yönetime ihtiyacı azaltacaktır. Ancak batarya ağırlığı artacağından, bataryaların ısı yönetiminin getireceği ağırlık ile bu ilave ağırlık arasında optimizasyon yapılmalıdır.

Enerji açısından hesaplanacak üçüncü parametre, seri bağlı hücrelerin sağladığı gerilim ile paralel bağlı hücrelerin sağladığı akım üzerinden yapılır ve

$$N_{kapasite,paralel} = \frac{tavan\left(\frac{E_{bat}}{V_{bat}}\right)}{E_{hücre}/V_{hücre}} \quad (7)$$

denklemleri ile hesaplanır.

Tasarımda kullanılacak paralel hücre sayısı, bu üç parametreden en büyük olanın seçilmesi yolu ile yapılır:

$$N_{paralel} = maks\left(\frac{N_{maks,paralel}, N_{sür,paralel}}{N_{kapasite,paralel}}\right) \quad (8)$$

$$N_{toplam} = N_{seri} \cdot N_{paralel} \quad (9)$$

Bataryanın toplam enerjisi bu halde şu denklem ile hesaplanabilir:

$$E_{bat} = N_{seri} \cdot V_{hücre} \cdot N_{paralel} \cdot K_{hücre} \quad (10)$$

Diğer yönden Denklem (2.6) kullanılarak:

$$E_{bat} = N_{toplam} \cdot V_{hücre} \cdot K_{hücre} \quad (11)$$

Kullanılan hücrelerin birim ağırlığı kullanılarak, kullanılacak bataryanın toplam ağırlığı (W_{bat}) şu şekilde hesaplanabilir:

$$W_{bat} = N_{toplam} \cdot W_{hücre} + W_{BYS} + W_{ısı\ yönetim} + W_{kutu} \quad (12)$$

Bu şekilde, bataryanın boyutlandırılması ve kullanılacak hücre sayısının hesaplanması ile uçak tasarım parametrelerinden ağırlık, hacim ve maliyet tahmini yapılması kolaylaştırılmış olacaktır. Batarya firmalarının teknik tanımlarına göre toplam batarya kütlelerinin 15%–20% kadarını BYS, kutu, ısı yönetim sistemi ve kablolama oluşturmaktadır

(“European Batteries Company Web Page”, 2016). Bu nedenle Denklem (2.12) içinde yer alan $W_{BYS} + W_{ısı\ yönetim} + W_{kutu}$ değerlerini yaklaşık olarak %15 civarında alınabilir. Bu ekleme ile bataryanın ağırlığına yönelik yaklaşık bir tasarım ağırlığı elde edilmesi mümkündür.

Isıtma ve soğutma sistemlerinin ağırlıklarının ilavesi ile bataryanın toplam enerji sığası haliyle bataryayı meydana getiren hücrelerin enerji sığasından düşük olacaktır. Bataryaların enerji yoğunluğu, ilave ağırlıklarla birlikte azalacağından, eklenecek her işlevin veya ağırlığın tasarımı ve etkinliği havacılık uygulamaları açısından önem kazanmaktadır.

Batarya üzerine hücre haricinde gelecek ilave ağırlık hesabına bir örnek olarak Tablo 1.2 ile verilen Pipistrel uçağının 65,400 Wh enerjiye sahip olan bataryası, Li-iyon hücrelerden oluştuğu düşünülerek ortalama 150 Wh/kg değeri ile BYS hariç toplam 436 kg ağırlığa sahip olacaktır. İlave olarak %15 BYS ve ısı yönetim sistemlerinin ağırlığı ile batarya toplam ağırlığı 501,4 kg olmaktadır. Bu ağırlığın içindeki yaklaşık 70 kg, bataryanın güvenli çalışması için ilave edilmektedir. Emniyet, özellikle havacılık uygulamalarında vazgeçilmez bir unsurdur. Bataryanın son durumda onu oluşturan hücrelerin özgül enerji değeri 150 Wh/kg iken bataryanın özgül enerji değeri 130.43 Wh/kg seviyesine düşmektedir.

3. SONUÇ

Hava araçları için batarya tasarımı, bataryada kullanılacak hücrenin seçimi ile başlamaktadır. Kullanılacak hücrenin ısı ve performans özelliklerine göre bataryanın gereksinimleri doğrultusunda öncelikle paralel ve seri olarak kullanılacak hücrelerin sayısı belirlenir. Bu sayının belirlenmesinde bataryanın güç, enerji ve uçuş süreleri dikkate alınır ve en yüksek değere sahip olan parametreye uygun olarak tasarım yapılır.

Batarya tasarımında emniyet açısından, hücrelerin ısı hassasiyetleri ve ısı yönetim sistemi gereksinimi de düşünüldüğünde, bataryayı daha düşük güç değerlerinde çalıştırmanın batarya üzerinde daha düşük sıcaklıklar oluşmasına dolayısı ile ısı yönetime daha az ihtiyaç duyulmasına neden olacaktır. Bu da hem ısı yönetim sisteminin ağırlığında azalma hem de ısı yönetim tarafından kullanılacak enerji miktarında düşüşe neden olacağından bir avantaj yaratacağı aşıkardır. Diğer yandan gerekenden fazla kapasitede batarya kullanımı ile ilave ağırlık ortaya çıkmaktadır. Ancak hava araçlarında emniyet gereksinimlerinin yüksek olmasından dolayı ve bu iki değer arasında hassas ve hücre yaşlanması ile birlikte ortaya çıkacak farklı gereksinimleri de dikkate alan bir optimizasyon yapılmasına ihtiyaç bulunduğu değerlendirilmelidir.

Bu çalışmada sunulan batarya ağırlığı hesaplama formülü ile tasarım aşamasında batarya ağırlığının yaklaşık olarak belirlenmesi mümkün olmaktadır. Yine bu formül yardımı ile farklı ısı yönetim sistemleri ve kapasite alternatifleri arasında iterasyon yapılabilmesi kolaylaştırılmış olmaktadır.

KAYNAKLAR

- Aizpuru, Iosu, Unai Iraola, Jose Mari Canales, and Ander Goikoetxea. 2016. "Comparative Study and Evaluation of Passive Balancing Against Single Switch Active Balancing Systems for Energy Storage Systems." *PCIM Europe*, no. May: 10–12.
- Andrea, Davide. 2010. *Battery Management Systems for Large Lithium-Ion Battery Packs*. Norwood: Artech House.
- Avery, C. R., S. G. Burrow, and P. H. Mellor. 2007. "Electrical Generation and Distribution for the More Electric Aircraft." *Proceedings of the Universities Power Engineering Conference*, 1007–12. doi:10.1109/UPEC.2007.4469088.
- Baronti, F, and G Fantechi. 2013. "Design of the Battery Management System of LiFePO 4 Batteries for Electric off-Road Vehicles." *(ISIE), 2013 IEEE*.
- Baronti, Federico, Roberto Roncella, and Roberto Saletti. 2014. "Performance Comparison of Active Balancing Techniques for Lithium-Ion Batteries." *Journal of Power Sources* 267. Elsevier B.V: 603–9. doi:10.1016/j.jpowsour.2014.05.007.
- Borthomieu, Yannick. 2014. "Satellite Lithium-Ion Batteries." In *Lithium-Ion Batteries*, 311–44. Elsevier. doi:10.1016/B978-0-444-59513-3.00014-5.
- Brussels. 2011. *Flight Path 2050. Europe's Vision for Aviation*. European Union.
- Chaturvedi, Nalin A., Reinhardt Klein, Jake Christensen, Jasim Ahmed, and Aleksandar Kojic. 2010. "Algorithms for Advanced Battery-Management Systems." *IEEE Control Systems Magazine* 30 (3): 49–68. doi:10.1109/MCS.2010.936293.
- Christen, Thomas, and Martin W. Carlen. 2000. "Theory of Ragone Plots." *Journal of Power Sources* 91 (2): 210–16. doi:10.1016/S0378-7753(00)00474-2.
- Cuma, Mehmet Ugras, and Tahsin Koroglu. 2015. "A Comprehensive Review on Estimation Strategies Used in Hybrid and Battery Electric Vehicles." *Renewable and Sustainable Energy Reviews* 42. Elsevier: 517–31. doi:10.1016/j.rser.2014.10.047.
- Emadi, Ali, Mehrdad Ehsani, and John M Miller. 2004. *Vehicular Electric Power Systems Land, Air, and Space Vehicles*. Marcel Dekker.
- "European Batteries Company Web Page." 2016. http://www.europeanbatteries.com/upload/files/EB_brochure_2011_EN.pdf.
- Glaize, Christian, and Sylvie Geniès. 2013. "Definitions and Measuring Methods." *Lithium Batteries and Other Electrochemical Storage Systems*, 21–87. doi:10.1002/9781118761120.ch2.
- "Green Flight Challenge Results." 2011. http://cafe.foundation/v2/gfc_2011_results.html.
- Hamut, H. S., I. Dincer, and G. F. Naterer. 2014. "Experimental and Theoretical Efficiency Investigation of Hybrid Electric Vehicle Battery Thermal Management Systems." *Journal of Energy Resources Technology* 136 (March): 11202. doi:10.1115/1.4026267.
- Hauser, A., and R. Kuhn. 2015. "Cell Balancing, Battery State Estimation, and Safety Aspects of Battery Management Systems for Electric Vehicles." In *Advances in Battery Technologies for Electric Vehicles*, 26262:283–326. Elsevier. doi:10.1016/B978-1-78242-377-5.00012-1.
- Howey, David A, and S M Alavi. 2015. "Rechargeable Battery Energy Storage System Design." *Handbook of Clean Energy Systems, Vol. 5*. doi:10.1002/9781118991978.hces212.
- IATA. 2013. "Technology Roadmap."
- Javani, N., I. Dincer, G.F. F. Naterer, and B.S. S. Yilbas. 2014. "Heat Transfer and Thermal Management with PCMs in a Li-Ion Battery Cell for Electric Vehicles." *International Journal of Heat and Mass Transfer* 72 (May). Elsevier Ltd: 690–703. doi:10.1016/j.ijheatmasstransfer.2013.12.076.
- Karden, Eckhard, Paul Shinn, Paul Bostock, James Cunningham, Evan Schoultz, and Daniel Kok. 2005. "Requirements for Future Automotive Batteries – a Snapshot." *Journal of Power Sources* 144 (2): 505–12. doi:10.1016/j.jpowsour.2004.11.007.
- Keyser, M, A Pesaran, S Oweis, G Chagnon, and C Ashtiani. 1999. "Thermal Evaluation and Performance of High-Power Lithium-Ion Cells." In *16th Electric Vehicle Conference*. Beijing, China.
- Keyser, Matthew A., Ahmad Pesaran, Mark Mihalic, Ji-sang Yu, and Soo-ryung Kim. 2003. "Thermal Characterization of Advanced Lithium-Ion Polymer Cells." In *Third Advanced Automotive Battery Conference*.
- Kuhn, H., and A. Sizmann. 2012. "Fundamental Prerequisites for Electric Flying." *Deutscher Luft- Und Raumfahrt Kongress, DLRK*, 1–8. doi:ID281440.
- Lu, Languang, Xuebing Han, Jianqiu Li, Jianfeng Hua, and Minggao Ouyang. 2013. "A Review

- on the Key Issues for Lithium-Ion Battery Management in Electric Vehicles.” *Journal of Power Sources* 226. Elsevier B.V: 272–88. doi:10.1016/j.jpowsour.2012.10.060.
- Luo, Xing, Jihong Wang, Mark Dooner, and Jonathan Clarke. 2015. “Overview of Current Development in Electrical Energy Storage Technologies and the Application Potential in Power System Operation.” *Applied Energy* 137 (January). Elsevier Ltd: 511–36. doi:10.1016/j.apenergy.2014.09.081.
- Marsh, R.A Richard A., S Vukson, S Surampudi, B.V Ratnakumar, M.C Smart, M Manzo, and P.J Dalton. 2001. “Li Ion Batteries for Aerospace Applications.” *Journal of Power Sources* 97–98 (1–2): 25–27. doi:10.1016/S0378-7753(01)00584-5.
- Marsh, Richard A. 1994. “Air Force Aviation Battery Programs.” In *Proceedings of MILCOM '94*, 201. IEEE. doi:10.1109/MILCOM.1994.473946.
- Meissner, Eberhard, and Gerolf Richter. 2003. “Battery Monitoring and Electrical Energy Management.” *Journal of Power Sources* 116 (1–2): 79–98. doi:10.1016/S0378-7753(02)00713-9.
- Misra, Ajay. 2012. “Technology Challenges for Electric Aircraft.” In *EnergyTech 2012*.
- Naayagi, R. T. 2013. “A Review of More Electric Aircraft Technology.” In *2013 International Conference on Energy Efficient Technologies for Sustainability*, 750–53. IEEE. doi:10.1109/ICEETS.2013.6533478.
- National Transportation Safety Board. 2013. “Auxiliary Power Unit Battery Fire Japan Airlines Boeing 787-8.” Boston, MA.
- Pals, Carolyn R., and John Newman. 1995. “Thermal Modeling of the Lithium/Polymer Battery I. Discharge Behavior of a Single Cell.” *Journal of The Electrochemical Society* 142 (10): 3282. doi:10.1149/1.2049975.
- Pearson, W. 1998. “The More Electric/All Electric Aircraft - a Military Fast Jet Perspective.” *IEE Colloquium on All Electric Aircraft*, 5–5. doi:10.1049/ic:19980343.
- Pesaran, Ahmad. 2001. “Battery Thermal Management in EVs and HEVs : Issues and Solutions.” In *Advanced Automotive Battery Conference*, 10. Las Vegas, Nevada.
- Rahn, D., Christopher, and Chao-Yang Wang. 2013. *Battery Systems Engineering*. Wiley.
- Ritchie, Andrew, and Wilmont Howard. 2006. “Recent Developments and Likely Advances in Lithium-Ion Batteries.” *Journal of Power Sources* 162 (2 SPEC. ISS.): 809–12. doi:10.1016/j.jpowsour.2005.07.014.
- Shaw, J. C., S. D. A. Fletcher, P. J. Norman, and S. J. Galloway. 2012. “More Electric Power System Concepts for an Environmentally Responsible Aircraft (N+2).” *Proceedings of the Universities Power Engineering Conference*. doi:10.1109/UPEC.2012.6398668.
- Unterrieder, C., C. Zhang, M. Lunglmayr, R. Priewasser, S. Marsili, and M. Huemer. 2015. “Battery State-of-Charge Estimation Using Approximate Least Squares.” *Journal of Power Sources* 278. Elsevier B.V: 274–86. doi:10.1016/j.jpowsour.2014.12.035.
- Väyrynen, Antti, and Justin Salminen. 2012. “Lithium Ion Battery Production.” *The Journal of Chemical Thermodynamics* 46 (March): 80–85. doi:10.1016/j.jct.2011.09.005.
- Vitols, Kristaps. 2015. “Efficiency of LiFePO4 Battery and Charger with Passive Balancing.” In *2015 IEEE 3rd Workshop on Advances in Information, Electronic and Electrical Engineering (AIEEE)*, 1–4. IEEE. doi:10.1109/AIEEE.2015.7367295.
- Wheeler, Pat, and Sergei Bozhko. 2014. “The More Electric Aircraft: Technology and Challenges.” *IEEE Electrification Magazine* 2 (4): 6–12. doi:10.1109/MELE.2014.2360720.
- Williard, Nicholas, Wei He, Christopher Hendricks, and Michael Pecht. 2013. “Lessons Learned from the 787 Dreamliner Issue on Lithium-Ion Battery Reliability.” *Energies* 6 (9): 4682–95. doi:10.3390/en6094682.
- Wu, Bin, Zhe Li, Jianbo Zhang, Jun Huang, Zhihua Nie, Ying Sun, Fuqiang An, and Ningning Wu. 2013. “Thermal Modelling of Large-Format Laminated Li-Ion Battery and Experimental Validation Using Embedded Thermocouples.” *2013 World Electric Vehicle Symposium and Exhibition (EVS27)*, no. 1: 1–9. doi:10.1109/EVS.2013.6914769.
- Yildiz, Melih, Hikmet Karakoc, and Ibrahim Dincer. 2016. “Modeling and Validation of Temperature Changes in a Pouch Lithium-Ion Battery at Various Discharge Rates.” *International Communications in Heat and Mass Transfer* 75 (July): 311–14. doi:10.1016/j.icheatmasstransfer.2016.03.009
- Zou, Yuan, Xiaosong Hu, Hongmin Ma, and Shengbo Eben Li. 2015. “Combined State of Charge and State of Health Estimation over Lithium-Ion Battery Cell Cycle Lifespan for Electric Vehicles.” *Journal of Power Sources* 273. Elsevier B.V: 793–803. doi:10.1016/j.jpowsour.2014.09.146.



İNİŞ KALKIŞ DÖNGÜSÜNDEKİ SAFHA SÜRELERİNİN GERÇEK UÇUŞ VERİLERİ KULLANILARAK DEĞERLENDİRİLMESİ

Ali Ozan CANARSLANLAR

Ali Ozan CANARSLANLAR, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir, aocanarslanlar@anadolu.edu.tr

DOI: [10.23890/SUHAD.2017.0105](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2017.0105)

ÖZET

Hava taşımacılığı endüstrisi, ülkeler için ekonomik büyümede kilit rol oynamanın yanı sıra atmosferdeki kirletici emisyonlarını da ortaya çıkartan önemli bir kaynak durumundadır. Bu nedenle bu endüstrinin çevresel etkilerinin dikkate alınması ve doğru bir şekilde tahmin edilmesi önemlidir. Havaalanı ve civarındaki uçak emisyonlarının hesaplanmasında ICAO LTO döngüsündeki safha sürelerinin kullanılması halinde sonuçların gerçek emisyon değerlerini yansıtmayacağı ICAO tarafından belirtilmiştir. Bu çalışma kapsamında havaalanı civarındaki uçak emisyonlarının doğruluğunu iyileştirmek amacıyla Türkiye'deki belirli havaalanları için operasyonel ICAO LTO döngüsü safha süreleri hesaplanmıştır. Gerçek uçuş verilerine dayalı olarak yapılan hesaplamalar neticesinde ICAO tarafından belirlenen LTO döngüsüne kıyasla tüm safha süreleri için ciddi farklılıklar bulunmuştur.

Anahtar kelimeler: İniş-kalkış Döngüsü, Uçuş Safhaları, Uçuş Veri Kayıtları, Operasyonel Uçuş

AN ASSESSMENT OF LANDING AND TAKE-OFF CYCLE TIME-IN MODE USING OPERATIONAL FLIGHT DATA

ABSTRACT

The air transport industry plays a key role in economic growth for countries, as well as an important source of pollutant emissions in the atmosphere. For this reason it is important that the environmental impacts of this industry are taken into account and accurately estimated. ICAO has stated that the calculation of aircraft emissions in and around the airport do not reflect the actual emission values of the results if the phase durations in the ICAO LTO cycle are used. In this study, operational ICAO LTO cycle times for certain airports in Turkey are calculated to improve the accuracy of aircraft emissions around the airport. As a result of calculations based on actual flight data, significant differences are found for all phase durations compared to the LTO cycle determined by ICAO.

Keywords: Landing and Take-Off Cycle., Flight Phases, Flight Data Recorder, Operational Flight

1. GİRİŞ

Hava araçları tarafından tüketilen yakıt ve üretilen emisyonlar hem ekonomik hem de çevresel nedenlerden dolayı her geçen gün daha da önem kazanmaktadır. Uçak kaynaklı emisyonlar uçuşun farklı safhalarında ve yerdeki operasyonu sırasında ortaya çıkmaktadır. Havaalanı civarındaki uçak emisyonlarının yerel hava kalitesine ve havaalanı civarında yaşayan insanların sağlığına direkt bir etkisi söz konusudur. Uçuş sırasında ortaya çıkan emisyonlar, harcanan yakıt miktarına ve emisyon indekslerine bağlı olduğu kadar uçuş safhalarında geçen süreye de bağlıdır. Havaalanı ve çevresinde uçaklardan kaynaklanan emisyonların

hesaplanmasında Uluslararası Sivil Havacılık Teşkilatı (ICAO -International Civil Aviation Organisation) motor egzoz emisyon veri tabanı ve ICAO İniş ve Kalkış Döngüsü (LTO-Landing and Take-off Cycle) kullanılmaktadır. Bu veri tabanı ve döngü; sabit itki ayarlarına, safha sürelerine, yakıt akış oranlarına ve emisyon indekslerine bağlıdır. ICAO LTO döngüsü, uçakların havaalanı ve havaalanı civarındaki yerden karışım yüksekliğine (genellikle 3000 feet) kadar olan hareketlerini kapsamaktadır. LTO döngüsü ICAO tarafından taksi-in, taksi-out, tırmanma, son yaklaşma ve kalkış olmak üzere 5 safha olarak belirlenmiştir. Taksi-in safhası, uçağın inişini tamamladığı andan

park pozisyonuna gidip ana motorlarını kapattığı ana kadar olan gaz kolu ayarlarının mevcut olduğu süreyi kapsamaktadır. Taksi-out safhası, motor çalıştırma anından kalkış için frenlerin bırakıldığı ana kadar olan gaz kolu ayarlarının mevcut olduğu süreyi içermektedir. Tırmanma safhası, güç kolunun arkaya çekildiği noktadan karışım yüksekliğine kadar olan gaz kolu ayarlarının mevcut olduğu süreyi kapsamaktadır. Kalkış safhası, kalkış için frenlerin serbest bırakıldığı andan ana motor güç kolunun arkaya çekildiği ana kadar olan ortalama gaz kolu ayarlarının mevcut olduğu süreyi kapsamaktadır. Yaklaşma safhası ise karışım yüksekliğinden pist üzerinde inişini gerçekleştirdiği ana kadar olan ortalama gaz kolu ayarlarının mevcut olduğu süreyi kapsamaktadır. Uçak motorları bu safhalarda farklı itki ayarlarında uçuşları gerçekleştirmektedirler. ICAO tarafından belirlenen safha süreleri ve itki ayarları Tablo 1’de verilmiştir (ICAO Doc9889, 2011).

Tablo 1: ICAO LTO döngüsü safha süreleri ve itki ayarları

Safha	Zaman(dk)	İtki Ayarı
Taksi-in	7	7%
Taksi-out	19	7%
Yaklaşma (Approach)	4	30%
Kalkış (Take-off)	0.7	100%
Tırmanma (Climb)	2.2	85%

ICAO, uçak motor emisyon standartlarının hesaplanmasında kullanılan LTO döngüsündeki safha sürelerini ilk olarak 1960’ları sonu ile 1970’lerin başında belirlemiştir. Bu zamandan beri özellikle uçak motor teknolojilerinin her geçen gün geliştirilerek daha verimli hale gelmesine rağmen ICAO LTO döngüsü yenilenmemiştir. Ayrıca, LTO döngüsündeki safha süreleri ve itki ayarları operasyon sırasında uçak ağırlığı, sıcaklık, rüzgâr, pist şartları gibi faktörlere bağlı olarak da farklılık göstermektedir (Simic ve Babic, 2015). Bu nedenlerden dolayı tek bir havaalanı için günden güne hatta gün içerisinde bile bu safha sürelerinde farklılıklar olabileceği ICAO tarafından belirtilmektedir. ICAO, operasyon sırasında elde edilen gerçek uçuş verileri mevcut ise daha doğru bir envanter elde etmek amacıyla bu verilerin kendi verilerinin yerine hesaplamalarda kullanılmasını tavsiye etmektedir (ICAO Doc9889, 2011).

Gerçek uçuş verileri kullanılmasıyla LTO safhaları boyunca gerçekleşen yakıt tüketiminin ve emisyonun belirlenmesi adına gerçekleştirilen birçok çalışma mevcuttur (Romano vd., 1999; Herndon vd., 2004, 2009; Yader, 2007; Senzig vd., 2009; Nikoleris vd, 2011; Kurniawan ve Kardi, 2011; Khadilkar ve Balakrishnan, 2012). Fakat operasyonel LTO safha sürelerinin belirlenmesi adına yapılan çalışmalar ve bu çalışmalarda

kullanılan veri sayısı kısıtlıdır. Fleuti ve Polymeris (2004) tarafından gerçekleştirilen çalışmada İsviçre Zürih Havaalanı için mevcut uçak operasyonlarını yansıtan LTO döngüsü oluşturulmuş ve ICAO LTO döngüsüne göre kıyaslama yapılmıştır. Çalışmanın neticesinde özellikle kalkış ve tırmanma safhalarında ICAO LTO döngüsüne göre belirgin farklılıklar bulunmuştur. Celikel ve ark. (2004) tarafından yapılan çalışmada Zürih Havaalanı için emisyon envanterinin oluşturulması amacıyla operasyonel LTO döngüsü safha süreleri kullanılmıştır. Patterson ve ark. (2009) tarafından gerçekleştirilen çalışmada ICAO LTO döngüsüne kıyasla gerçek yaklaşma safhası süresi önemli derecede daha yüksek, tırmanma safhası süresi ise daha düşük bulunmuştur. Yashovardhan ve Hamsa (2014) tarafından yapılan çalışmada ise özellikle taksi ve tırmanma safhalarında ICAO LTO döngüsüne kıyasla daha düşük değerler bulunmuştur. Ayrıca yaklaşma safhası değerleri birçok uçak tipi için daha yüksek bulunmuştur. Yılmaz (2017) tarafından yapılan çalışmada Kayseri Havaalanı’ndaki taksi süresindeki 2 dakikalık azalma neticesinde LTO emisyonlarının toplamında yaklaşık %4 azalma olacağı belirlenmiştir.

Yakıt tüketimlerinin ve emisyonların doğru bir şekilde belirlenmesi ekonomik sebeplerden dolayı oldukça önemlidir. Ayrıca emisyonların azaltılmasının bir yolu da doğru bir şekilde tahmin edilmesidir. Bu çalışmada gerçek uçuş verilerinden operasyonel LTO döngüsü safha sürelerinin belirlenmesi ve bu sürelerin ICAO LTO safha süreleri ile kıyaslanması amaçlanmıştır. Bu amaç doğrultusunda THY’nin 2011 yılında İstanbul merkez olmak üzere yurt içinde gerçekleştirdiği uçuşların FDR kayıtları kullanılarak analizler yapılmış ve operasyonel LTO safha süreleri Türkiye’deki 30 havaalanı için ayrı ayrı hesaplanmıştır.

2. YÖNTEM

2.1 FDR Verileri

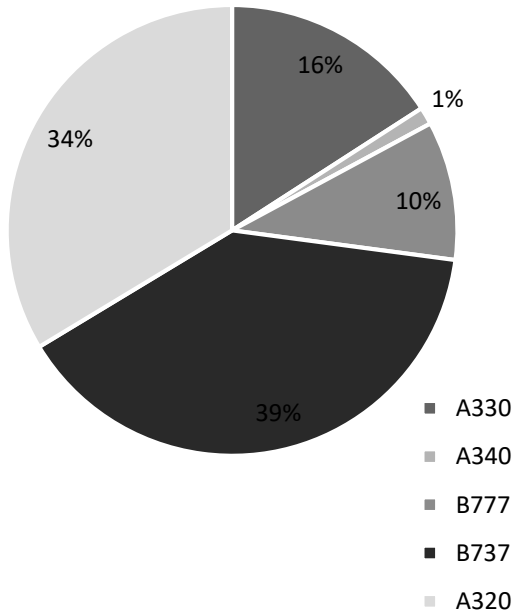
Türkiye’deki havaalanları için LTO döngüsü belirlenirken THY Uçuş Emniyet Müdürlüğü’nden elde edilen uçuş veri kayıtları (FDR-Flight Data Recorder) kullanılmıştır. FDR, uçağın motor çalıştırıldığı andan inişini gerçekleştirdiği ana kadar olan tüm verilerin gösterge ve sensörlerden temin edilerek anlık olarak kaydedilmesini sağlayan bir cihazdır. Bu cihaz, uçağın pilotunun ve otopilotun yaptığı tüm değişiklikleri de kaydetmektedir (ICAO Annex 6, 2010).

FDR kayıtlarındaki parametreler uçak tipine göre farklılık göstermektedir. Bu nedenle ilgili uçak tipinin belirlenmesi önemlidir. Bu çalışma kapsamında yapılan analizlerde B738 ve A320 tipi uçaklara ait veriler kullanılmıştır. 2016 yılı sonu itibarıyla THY filosunda bulunan yolcu uçaklarının %39’unu B737 tipi uçaklar %34’ünü de A320 tipi

uçaklar oluşturmaktadır (THY, 2017). Bunun yanı sıra Türk hava sahasındaki tüm uçuşların %41'lik kısmı B737 tipi uçaklarla ve %33'lük kısmı da A320 tipi uçaklarla gerçekleştirilmiştir (DHMI, 2017). Bu nedenlerden dolayı FDR kayıtlarının temininde bu uçak tipleri seçilmiştir.

FDR kayıtları excel dosyası olarak uçuşun her saniyesindeki bilgilerini içerecek şekilde elde edilmiştir. Bu dosyalar her bir uçuşun uçak çağrı adı, kalkış ve iniş meydanı, pist rakımı, enlem ve boylam, yükseklik ve irtifa gibi bilgilerini içermektedir. Verilerin analiz edilmesi amacıyla ilk olarak FDR kayıtlarından LTO hesaplamaları için gerekli olan uçuş bilgileri belirlenmiştir. ICAO tarafından LTO döngüsü tanımı 3000 feet ve altından gerçekleşen uçuşlar için yapılmıştır. Başka bir deyişle karışım yüksekliği değeri 3000 feet olarak belirlenmiştir. Bu nedenle ilgili uçuş verileri yer seviyesinden 3000 feet ve altı için belirlenmiştir. Bu çalışma kapsamında kullanılan uçuş parametreleri Tablo 2'de verilmiştir.

Uçuş safhası süreleri belirlenirken taksi-in ve yaklaşma süreleri için varış havaalanları, taksi-out, kalkış ve tırmanma süreleri için ise kalkış havaalanlarına ait uçuş verileri kullanılmıştır. Bu veriler ışığında uçağın gaz kolu ayarlamalarına göre B737 ve A320 uçak tipleri için kalkış, tırmanma, yaklaşma ve taksi safhalarının süreleri MS Access ve MySQL veri tabanı yönetim sistemi kullanılarak ayrı ayrı hesaplanmıştır.



Şekil 1: 2016 yılına ait THY'nın filosundaki uçak tiplerini yüzde olarak dağılımı (THY, 2017)

Tablo 2: LTO döngüsü için kullanılan FDR parametreleri

FDR parametresi	Açıklaması
TLA1C	1 no'lu motorun gaz kolu açısı(Merkez)
LDGL	Uçağın yerde veya havada olduğunu gösteren devre
ORIGIN	Kalkış Meydanı
RUNWAY_TO	Kalkış yapılan pist başı
DESTINATION	İniş Meydanı
RUNWAY_LD	İniş yapılan pist başı
HEIGHT	Yükseklik (ft)
ALT_QNH	QNH İrtifa (ft)

Çalışma kapsamında THY'nin 2011 yılında yurt içinde İstanbul Atatürk Havalimanı merkez olmak üzere 30 havaalanına gerçekleştirdiği toplam 9884 uçuşun FDR verisi elde edilmiştir. Bu FDR kayıtlarında B737 için 63 ve A320 için ise 61 farklı parametre sütunu bulunmaktadır. Hem toplam veri sayısının hem de parametre sayısının fazlalığı nedeniyle veri depolama kapasitesi yüksek olan MySQL veri tabanı kullanılmıştır. MySQL veri tabanı oluşturulurken FDR parametrelerindeki farklılıklar nedeniyle A320 uçuşları veri320, B738 uçuşları ise veri738 olmak üzere iki ayrı çizelgede tutulmuştur. Veri320 çizelgesinde yer alan A320 uçuşlarına ait veriler on altı milyondan fazla satır içermektedir. Çizelgelerde A320 için 61 farklı parametre sütunu yer aldığı dikkate alındığında veri320 kayıtları (16,487,239 x 61)'lik bir matris formundadır. Veri737 çizelgesinde yer alan B737 uçuşlarına ait yaklaşık on beş milyon satır içermektedir. Çizelgelerde B737 için 63 farklı parametre sütunu yer aldığı dikkate alındığında veri738 kayıtları (14,939,238 x 63)'lük bir matris formundadır. MySQL veri tabanı üzerindeki analizler MS Access sorguları aracılığı ile yapılmıştır.

Yapılan kontroller neticesinde her bir LTO safha süresinin belirlenmesi aşamasında o veri setine ait olmadığı düşünülen aşırı uç değerler veri setinden çıkartılmıştır. Bu nedenle her bir havaalanı ve LTO safhası için kullanılan veri sayısı değişiklik göstermektedir. Bu değerler genellikle sistem hatasından kaynaklanabilen değerlerdir. Taksi-out safhasında olan bir uçağın pilotu pist başına kadar geldikten sonra arıza vb. durumdan dolayı kalkışı iptal edebilir. Bu durumda uçak taksi hareketine devam ederek aprona döner. Bu gibi durumlar söz konusu olduğunda bu uçuşa ait veriler de veri setinden çıkartılmıştır.

2.2 Veri Analizleri

FDR kayıtları motorun çalıştırılması ile başlar. Taksi-out sorgusu, uçağın motor çalıştırma anından

pist başına gelerek kalkış için hareket ettiği ana kadar geçen süreyi kapsamaktadır. Bu durumda motorun ilk çalıştırıldığı an başka bir deyişle FDR kayıtlarının ilk satırı taksi-out safhasının başlangıcını gösterir. TLA1C parametresi toplam 5 değer almaktadır. Bu değerlerden FLX-MCT (Flexible Maximum Continuous Thrust) gaz kolunun tamamen açılarak maksimum itkinin oluşturulması ile kalkış safhasına başladığını göstermektedir. TLA1C parametresi bu durumda 4 değerini alır. Bu nedenle TLA1C'nin ilk kez 4 olduğu satır taksi-out safhasının bittiğini belirleyen satırdır. Dolayısıyla taksi_out safha süresi FDR kayıtlarının ilk veri satırı ile TLA1C'nin ilk kez 4 olduğu satır arasındaki satırları içermektedir. Her satırın 1 saniye sürüyor olma mantığı ile taksi-out süresi belirlenmiştir.

Taksi-in safhası uçağın varış meydanına inişi sırasında piste teker koyduğu andan park edeceği aprona ulaşım ana motorlarını kapattığı ana kadar olan süreyi kapsamaktadır. FDR kayıtlarındaki LDGL parametresi hava/yer mantığını ifade etmektedir. "0" değeri uçağın havada olduğunu, "1" değeri ise uçağın yerde olduğunu göstermektedir. LDGL parametresinin varış meydanında ilk olarak "0" olduğu an uçağın taksi-in safhasının başladığı an olarak kabul edilmiştir. Bu andan itibaren ki veri satırı ile son veri satırına kadar olan süre taksi-in süresini vermektedir.

Kalkış safhası, taksi-out safhasının sonu ile başlayıp uçağın pist üzerinde teker keserek tırmanmaya geçmesi ile son bulmaktadır. Bu kapsamda TLA1C'nin ilk kez 4 değerini aldığı satır kalkış safhasının başlangıcı, LDGL parametresinin ilk kez "0" değerini aldığı satır ise kalkış safhasının bitişini göstermektedir. Bu iki satır arasındaki satırlar toplamı ise her bir satırın bir saniyeye karşılık gelme mantığı ile kalkış safhasının süresini vermektedir.

Tırmanma safhası uçağın pist üzerinde teker keserek havalanması ile başlayıp karışım yüksekliğine ulaşması ile son bulur. Bu kapsamda LDGL parametresinin ilk kez "0" değerini aldığı (güç kolunun arkaya çekildiği an) satır ile yüksekliği ifade eden HEIGHT parametresinin ilk kez 3000 feet olduğu satır aralığı tırmanma süresini belirlemektedir.

Yaklaşma safhası, karışım yüksekliğinden pist üzerine inişini gerçekleştirdiği ana kadar olan ortalama gaz kolu ayarlarının mevcut olduğu süreyi kapsamaktadır. Yüksekliği ifade eden HEIGHT parametresinin son kez 3000 feet olduğu satır ile LDGL parametresinin son kez "0" olduğu (varış havaalanına teker koyduğu an) satır aralığı sayılarak yaklaşma safhasının süresi belirlenmiştir.

3. BULGULAR

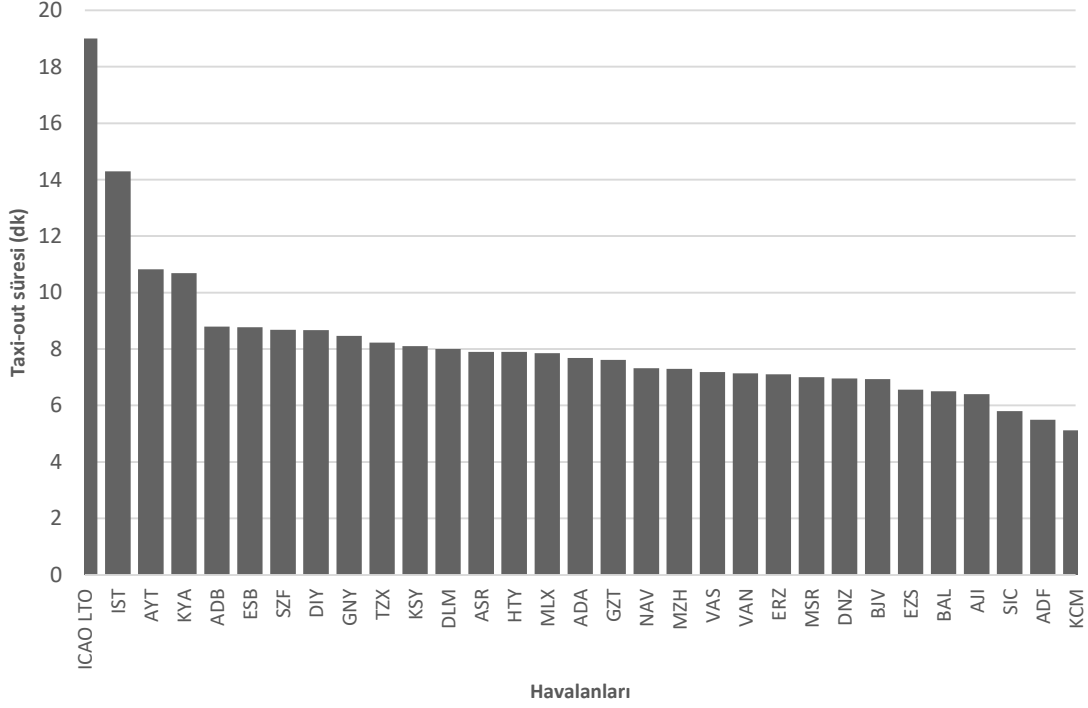
3.1 Taksi-out Safhası

ICAO'nun belirlediği standart LTO döngüsünde taksi-out süresi 19 dakika olarak belirtilmiştir. Çalışma kapsamında yapılan hesaplamalara göre en uzun taksi-out süresine sahip havaalanı ortalama 14.3 dakika ile İstanbul Atatürk Havaalanı olarak belirlenmiştir. İstanbul Atatürk Havaalanı'ndan sonra en uzun taksi-out süresine sahip havaalanı Antalya Havaalanı'dır (10.8 dk). Yapılan taksi-out süresi hesaplamalarında en az taksi-out süresine sahip havaalanları sırasıyla Kahramanmaraş (5.1 dk), Adıyaman (5.5 dk) ve Sinop Havaalanı (5.8 dk) olarak belirlenmiştir.

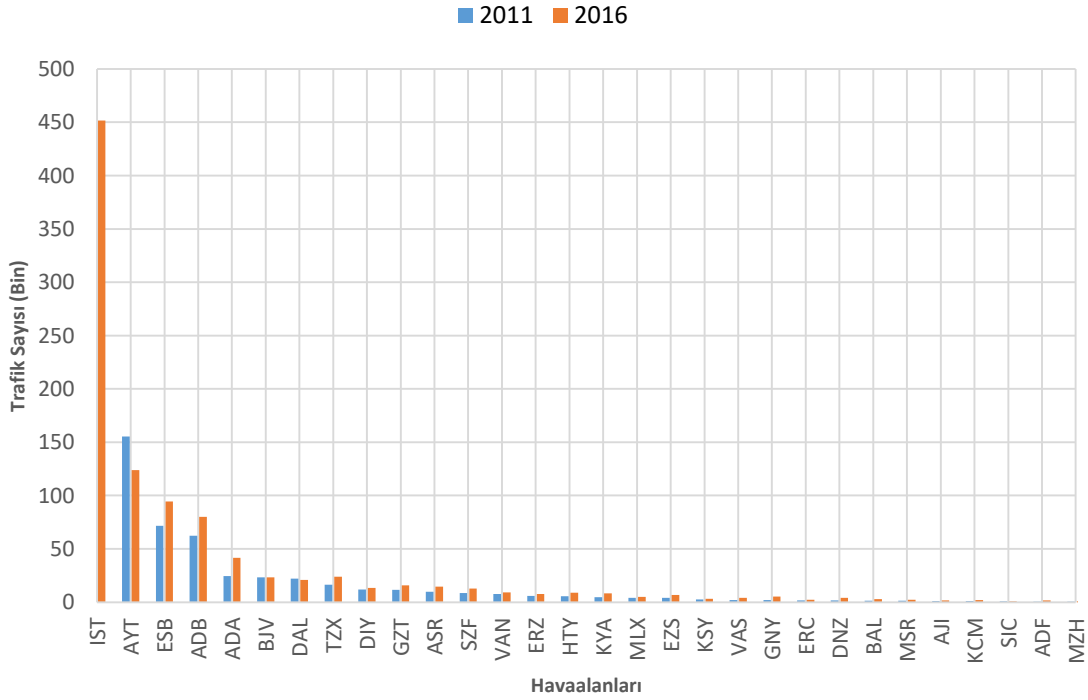
Uçakların taksi-out sürelerini etkileyen bazı durumlar söz konusudur. Pist başına gelen kalkış uçağı son yaklaşımda olan uçağın inip pisti terk etmesini bekleyebilir. Aynı şekilde önünden kalkacak uçak ile gerekli ayırmanın sağlanabilmesi için pist başında bekleyebilir. Bu bekleme süreleri de taksi-out safhası içerisindedir. Dolayısıyla da taksi-out süresi artabilmektedir. Bu gibi durumlar ilgili havaalanın trafik yoğunluğu ile ilişkilidir. Bu nedenle havaalanlarının trafik yoğunluğu incelenmiştir.

Çalışma kapsamında elde edilen FDR verilerin 2011 yılında gerçekleşen uçuşlara aittir. Şekil 3'de 2011 yılına ait havaalanlarının ticari uçak sayıları verilmiştir (DHMİ, 2017). Ayrıca güncel hava trafik durumunun da görülebilmesi amacıyla 2016 trafik sayıları da şekilde gösterilmiştir. Bu sıralamaya göre en fazla uçuşun gerçekleştiği havaalanı İstanbul Atatürk Havaalanı'dır (301,518 uçuş). En az uçuşun gerçekleştiği havaalanları ise sırasıyla Amasya (470 uçuş), Adıyaman (518 uçuş) ve Sinop (668 uçuş) Havaalanları'dır. Dolayısıyla ilgili havaalanının trafik yoğunluğunun taksi-out süresini etkilediği düşünülebilir.

Trafik yoğunluğu ile taksi-out süresi arasındaki ilişkiye bakıldığında trafik yoğunluğu az olup taksi-out süresi yüksek çıkan bazı havaalanları (Konya ve Amasya Havaalanları gibi) olduğu görülmektedir. Şekil 3'de verilen trafik sayıları sadece sivil uçuşları kapsamaktadır. Konya, Amasya, Dalaman, Erzurum, Batman, Diyarbakır, Elâzığ, Muş ve Sivas havaalanları ikili anlaşmalar gereği sivil ulaşımın yararlanan ve DHMİ tarafından hizmet verilen hem askeri hem sivil havaalanlarıdır. Askeri operasyonlar trafik yoğunluğunu etkileyebilmektedir. Bu durumda havaalanlarının taksi-out süreleri de artabilmektedir. Bu nedenle bu havaalanlarına ait taksi-out süresinde askeri trafik sayısı da göz önünde bulundurulmalıdır.



Şekil 2: Havaalanlarına ait taksi-out süreleri



Şekil 3: Havaalanlarına ait 2011 ve 2016 yılı trafik sayıları (DHMİ, 2017)

3.2 Taksi-in Safhası

ICAO'nun standart LTO döngüsünde taksi-in süresi 7 dakika olarak belirtilmiştir. En uzun taksi-in süresine sahip havaalanları Amasya (9.3 dk), İstanbul Atatürk (9.2 dk) ve Malatya (7.4 dk) Havalimanlarıdır. Bu değerler ICAO LTO taksi-in

süresinin üzerindedir. En kısa taksi-in süresine sahip havaalanları ise Ağrı (3.2 dk), Kayseri (3.6 dk) ve Van (3.8 dk) Havalimanlarıdır. Trafik yoğunluğu LTO döngüsü taksi-in sürelerini etkileyen faktörlerdendir. Daha önce verilen Şekil 3'de görüldüğü üzere en yoğun trafiğe sahip havaalanları

olan İstanbul Atatürk Havalimanı'nın taksi-in süresi ICAO LTO taksi-out süresinin yaklaşık %30'u kadar yüksek çıkmıştır. Fakat en az trafiğe sahip havaalanı olan Amasya Havaalanı en yüksek taksi-in süresine sahiptir. Amasya Havaalanı 05-23 pist konfigürasyonuna sahiptir ve sivil apron ile terminal binası 05 pist başına yakın konumlandırılmıştır. 05 pistine iniş yapan uçak pist sonundan taksi yoluna girerek aprona gitmektedir. Bu da 05 pistine iniş yapan uçağın taksi-in süresinin fazla olmasına neden olmaktadır. Eldeki Amasya uçuşları tamamında iniş için 05 pistinin kullanıldığı görülmüştür. Sonuç olarak; trafik yoğunluğunun yanı sıra uçağın iniş yaptığı pist başı, park pozisyonuna giderken izlediği taksi yolu, uçağın bulunduğu apron gibi havaalanı elemanlarının yerleşimi safha süresini etkileyen bir faktördür.

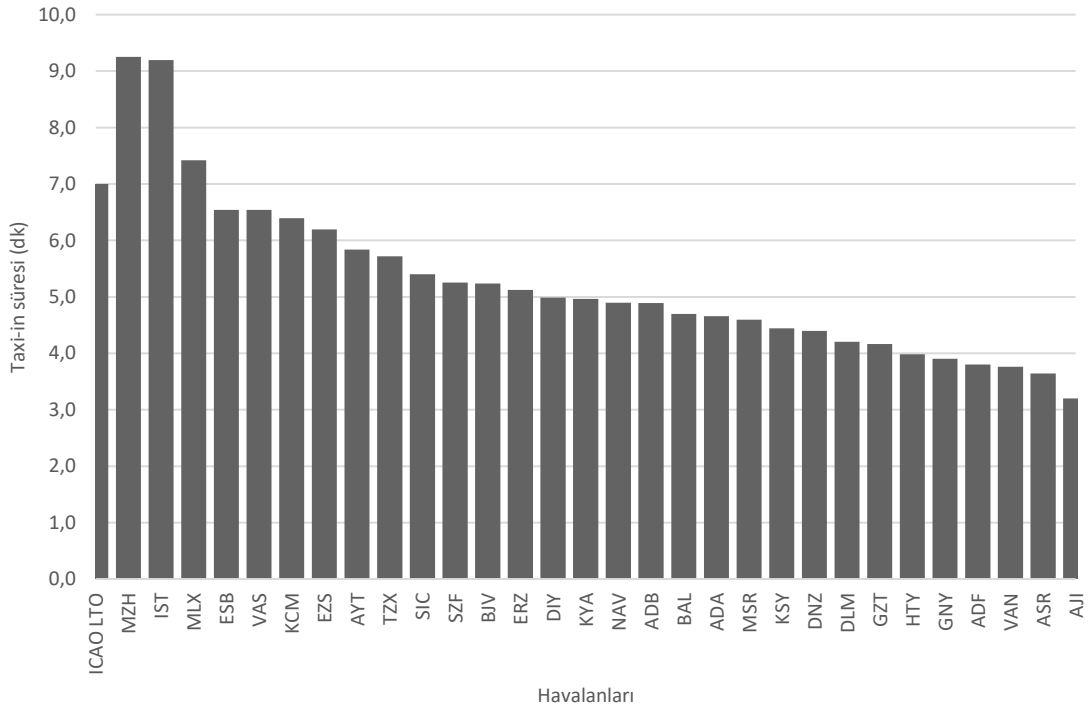
3.3 Kalkış Safhası

ICAO LTO döngüsündeki kalkış safhasının süresi 42 sn olarak belirlenmiştir. Havaalanları arasında her iki uçak tipinin ortalaması alınarak hesaplanan kalkış süreleri anlamında büyük bir farklılık

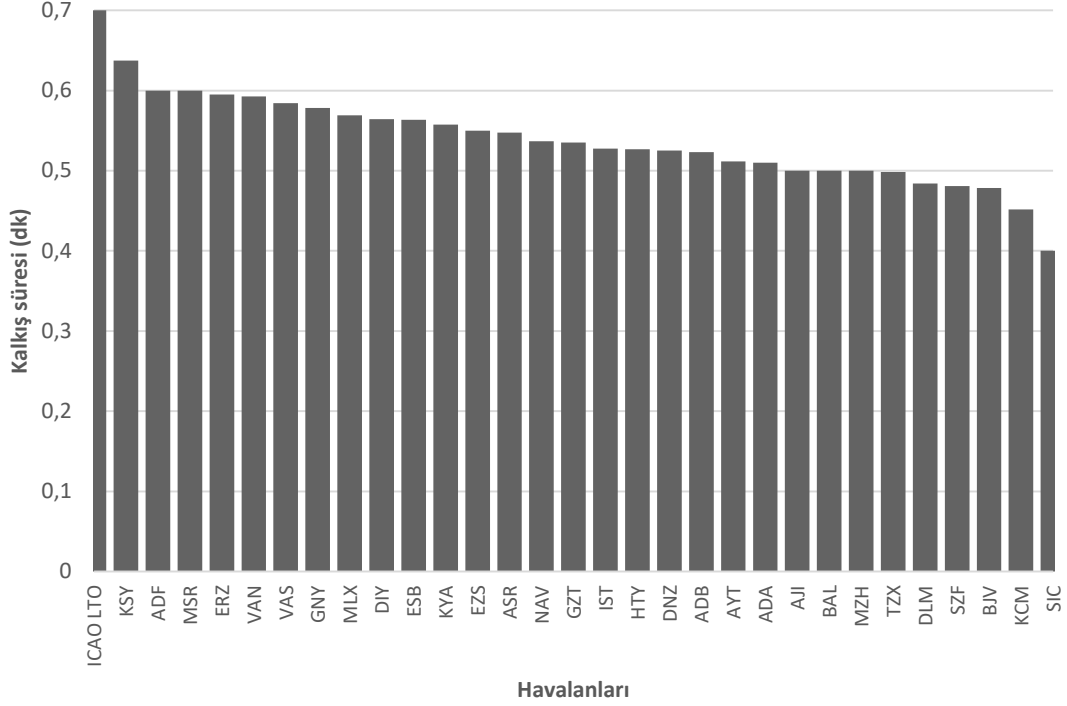
bulunmamaktadır. Toplam 12 havaalanı için LTO kalkış süresi 36 sn, 17 havaalanı için ise 30 sn olarak hesaplanmıştır. Sadece Sinop Havaalanı için bu değer yaklaşık 25 sn olarak belirlenmiştir (Şekil 5).

3.4 Tırmanma Safhası

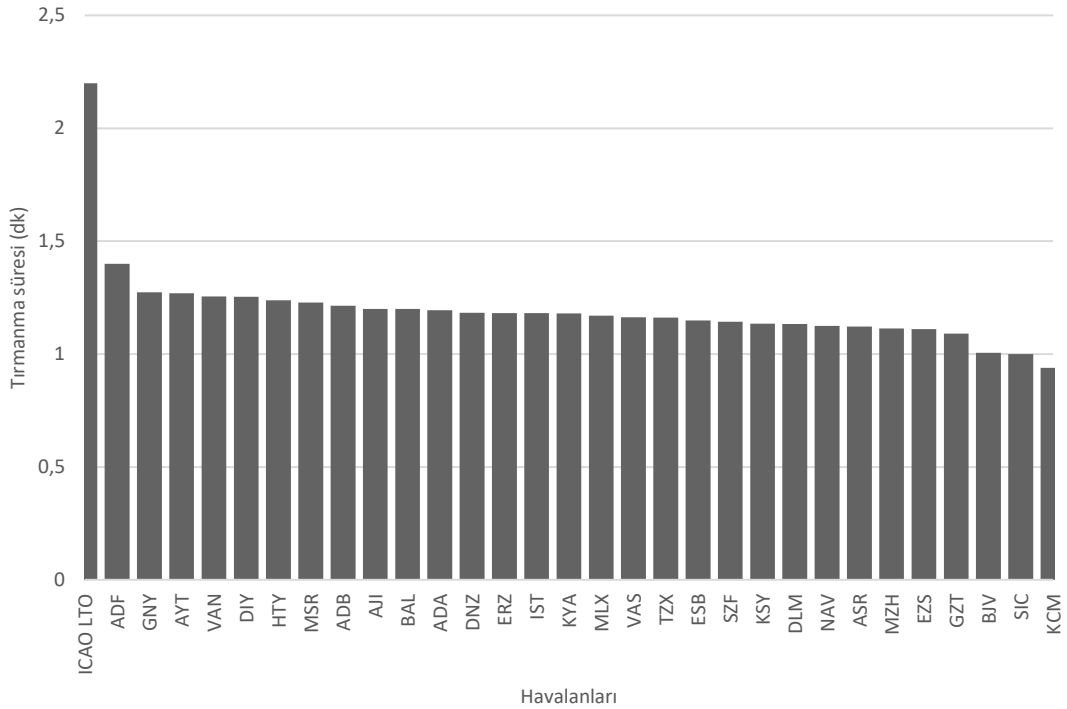
Tırmanma süreleri bütün havaalanları için 0.9-1.4 dakika arasında birbirlerine yakın olarak tespit edilmiştir (Şekil 6). Bu değerler ICAO LTO tırmanma safhası değeri (2.2 dk) ile kıyaslandığında oldukça ciddi bir fark olduğu görülmektedir. Bunun nedeni uçak motorlarının geliştirilmesi ile daha verimli bir hale getirilmesi ve böylelikle tırmanış sürelerinin kısalmasıdır. Ayrıca çalışma kapsamında sadece B737 ve A320 uçak tiplerine ait veriler kullanılmıştır. ICAO ise LTO safha sürelerini belirlerken tüm uçak kategorilerine ait verileri kullanmıştır. Farklı uçak kategorisindeki uçak tiplerinin farklı tırmanma oranlarına sahip olduğu ve tırmanma safhasındaki söz konusu farkın bu nedenden dolayı kaynaklanabileceği göz önünde bulundurulmalıdır.



Şekil 4: Havaalanlarına ait taksi-in süreleri



Şekil 5: Havaalanlarına ait kalkış süreleri



Şekil 6: Havaalanlarına ait tırmanma süreleri

3.4 Yaklaşma Safhası

Karışım yüksekliğinden pist üzerine inişini gerçekleştirdiği ana kadar olan ortalama gaz kolu ayarların mevcut olduğu süreyi kapsamaktadır.

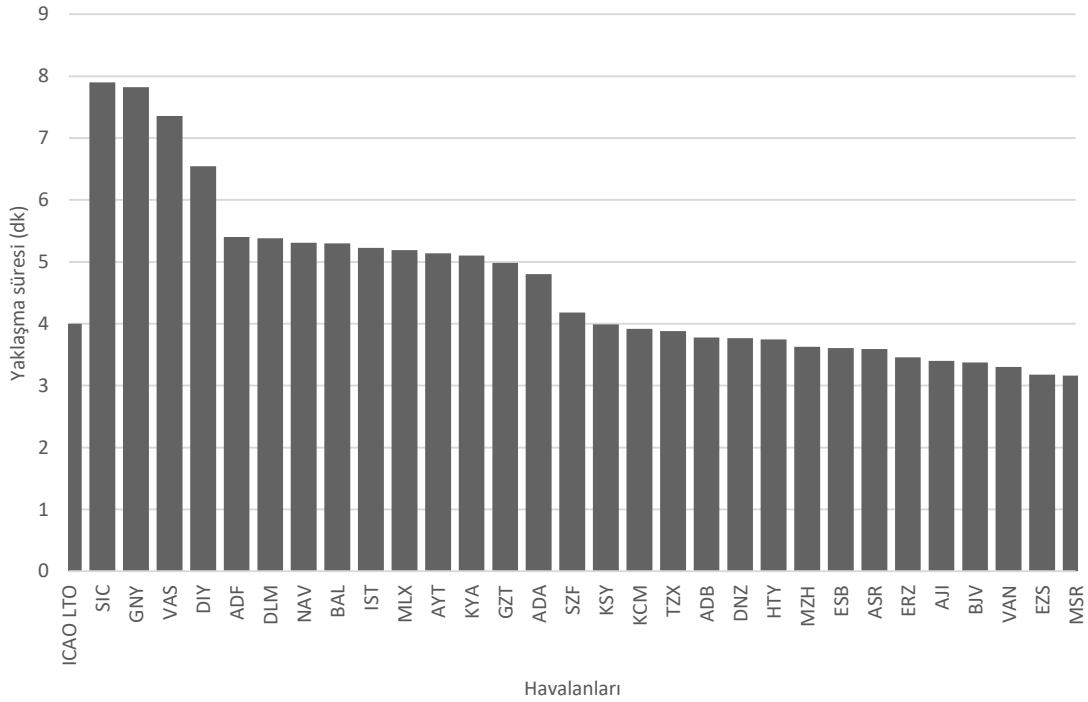
ICAO LTO döngüsündeki yaklaşma safhasının süresi 4 dakika olarak belirlenmiştir.

Her iki uçak tipinin ortalamaları alınarak yapılan hesaplamalar sonucunda en yüksek yaklaşma

süresine sahip havaalanları Sinop (7.9 dk), Şanlıurfa (7.8 dk) ve Sivas (7.4 dk.) Havaalanları olarak belirlenmiştir. En düşük yaklaşma süresine sahip havaalanları ise Muş (3.2 dk), Elâzığ (3.2 dk) ve Van (3.3 dk) Havaalanları'dır. Adana, Antalya, İstanbul, Diyarbakır, Malatya, Nevşehir ve Batman Havaalanları için hesaplanan yaklaşma süreleri ICAO'nun belirlediği 4 dakikalık yaklaşma süresinin üzerinde bulunmuştur (Şekil 6).

Trafik sayısı düşük olan Sinop Havaalanı'nın en yüksek yaklaşma süresine sahip olması nedeniyle bu havaalanına ait yaklaşma planları incelenmiştir. Sinop Havaalanı LTO yaklaşma safha süresinin belirlenmesi için kullanılan 40 uçuş verisi incelendiğinde 35 uçuşun inişini 23 pistine gerçekleştirdiği görülmektedir. Sinop Havaalanı yaklaşma planlarında 23 pistine direkt yaklaşma planlarının olduğu, 05 pisti için ilan edilmiş bir yaklaşma planının bulunmadığı 05 pistine inişlerin 23 pistine yapılan yaklaşmanın devamında turlu yaklaşma (circling/visual manoeuvring) ile gerçekleştirildiği görülmektedir. Sinop Havaalanı 23 pisti NDB/DME yaklaşma planı incelendiğinde

minimum bekleme irtifası 3000 feet olan sola dönüş bir bekleme paterninin mevcut olduğu görülmektedir. İnişe gelen uçak ilk olarak NDB üzerinde 3000 feette beklemeye girmektedir. Beklemeyi 3000 ft'de terk eden uçak 45°/180° Prosedür Dönüşü manevrası ile alçalmakta ve 23 pistini karşılayacak konuma gelmektedir. Bu manevrada uçak 6 NM dönüş noktasına ilerleyerek 2000 ft'e alçalmakta daha sonra 45°/180° dönüşünü gerçekleştirerek, 230° baş ile 23 pistini karşıladığı son yaklaşma fiksine gelmektedir. Bu fiksten itibaren de alçalmasına devam etmektedir. Bu manevra neticesinde uçakların 3000 ft'de bekleme paternini terk etmelerinden itibaren 23 pistine incek uçaklar için yaklaşık 7 dk, aynı yaklaşmayı uygulayarak 05 pistine turlu yaklaşma ile incekler için 10 dk sürmektedir. LTO döngüsü yaklaşma safhasının 3000 feet ile piste teker konulduğu ana kadar olduğu göz önünde tutulduğunda Sinop Havaalanı için seyrüsefer yardımcısının piste olan konumu ve ilan edilen yaklaşma prosedürleri yaklaşma süresinin yüksek çıkmasında belirleyici olduğu görülmektedir.



Şekil 7: Havaalanlarına ait yaklaşma süreleri

3.5 Toplam LTO süresi

Havaalanı ve civarında uçaklardan kaynaklanan emisyon miktarının daha doğru bir şekilde hesaplanması amacıyla her bir havaalanı için ayrı LTO döngüsü toplam süresi bu çalışma kapsamında hesaplanmıştır. Bu anlamda; elde edilen verilerle tüm havaalanları için ayrı ayrı hesaplanan LTO döngüsü safha süreleri Tablo 3'de verilmiştir.

Ayrıca ICAO LTO döngüsü ile kıyaslama yapabilmek adına tüm havaalanlarına ait safha sürelerinin ortalamaları alınarak tek bir LTO döngüsü belirlenmiştir. Buna göre operasyonel LTO döngüsü için taksi-out süresi 7.8 dk, taksi-in süresi 5.2 dk, tırmanma süresi 1.2 dk, kalkış süresi 0.5 dk ve yaklaşma süresi ise 4.6 dk olarak hesaplanmıştır.

Tablo 3: “Medium” uçak kategorisi için belirlenen LTO safha süreleri

Havaalanı	LTO Safha Süreleri (dk)					LTO toplam süre (dk)
	Taxi-in	Taxi-out	Kalkış	Yaklaşma	Tırmanma	
ADA	4.7	7.7	0.5	4.8	1.2	18.9
ADB	4.9	8.8	0.5	3.8	1.2	19.2
ADF	3.8	5.5	0.6	5.4	1.3	16.6
ASR	3.6	7.9	0.5	3.6	1.1	16.8
AJI	3.2	6.4	0.5	3.4	1.2	14.7
AYT	5.8	10.8	0.5	5.1	1.3	23.5
BAL	4.7	6.5	0.5	5.3	1.2	18.3
BJV	5.2	6.9	0.5	3.4	1.0	17.0
DIY	5.0	8.7	0.6	6.5	1.3	22.0
DLM	4.2	8.0	0.5	5.4	1.1	19.2
DNZ	4.4	7.0	0.5	3.8	1.2	16.8
ERZ	5.1	7.1	0.6	3.5	1.2	17.5
ESB	6.5	8.7	0.6	3.6	1.1	20.5
EZS	6.2	6.6	0.6	3.2	1.1	17.6
GNV	3.9	8.5	0.6	7.8	1.3	22.0
GZT	4.2	7.6	0.5	5.0	1.1	18.4
HTY	4.0	7.9	0.5	3.7	1.2	17.4
IST	9.2	14.3	0.5	5.2	1.2	30.4
KCM	6.4	5.1	0.5	3.9	0.9	16.8
KSY	4.4	8.1	0.6	4.0	1.1	18.3
KYA	5.0	10.7	0.6	5.1	1.2	22.5
MLX	7.4	7.9	0.6	5.2	1.2	22.2
MSR	4.6	7.0	0.6	3.2	1.2	16.6
MZH	9.3	7.3	0.5	3.6	1.1	21.9
NAV	4.9	7.3	0.5	5.3	1.1	19.2
SIC	5.4	5.8	0.4	7.9	1.0	20.4
SZF	5.3	8.7	0.5	4.2	1.1	19.7
TZX	5.7	8.2	0.5	3.9	1.2	19.4
VAN	3.8	7.1	0.6	3.3	1.3	16.1
VAS	6.5	7.2	0.6	7.4	1.2	22.8

4. SONUÇ

ICAO LTO döngüsünün belirlenmesinde motor ayarlarının uçak tipini, uçuş prosedürlerini ya da atmosferik şartları hesaba katmadan gerçek uçuş ayarlarını gösterdiği varsayılmaktadır. Bunun sonucunda gerçek uçuş verileri ile yapılan operasyonel LTO ölçümleri standart olan LTO döngüsünden farklı çıkmaktadır. Gerçek uçuş verileri ile yapılan hesaplamalar neticesinde oluşturulan operasyonel LTO döngüsü ile ICAO tarafından belirlenen LTO döngüsü arasında tüm safha süreleri için ciddi farklılıklar bulunmuştur. Buna göre; ICAO LTO döngüsü safha sürelerine kıyasla taxi-out süresinde %59, tırmanma süresinde %45, kalkış süresinde %29 ve taksi-in süresinde ise %26’lık bir azalma belirlenmiştir. Sadece yaklaşma safhası süresinde ICAO LTO döngüsüne göre bir artış (%15) söz konusudur. Yaklaşma safhası için

belirlenen bu artış literatürdeki diğer çalışmalarla tutarlılık göstermektedir (Patterson vd., 2009; Rice, 2003).

Havaalanının trafik yoğunluğu nedeniyle hava trafik kontrolörleri uçaklara 3000 feet veya altında düz uçuş yaptırabilmektedir. Aynı şekilde yaklaşma prosedürleri nedeniyle pilotlar türlü yaklaşma, yön değiştirme ve racetrack manevraları uygulayarak 3000 feet veya altında düz uçuş gerçekleştirebilmektedirler. LTO döngüsünün 3000 feet altındaki uçak hareketleri kapsamı nedeniyle yukarıda bahsedilen durumlar yaklaşma safhasının süresinin artmasına neden olmaktadır.

Dikkat edilmesi gereken bir diğer konu da yapılan hesaplamalarda sadece “medium” kategorisine ait uçak tiplerinin esas alınmış olmasıdır. Uçak performanslarındaki farklılıklar nedeniyle diğer

uçak tipleri için bu LTO safha süreleri farklılık gösterecektir.

Sonraki çalışmalarda, elde edilen bu operasyonel LTO safha süreleri kullanılarak Türkiye'deki havaalanları için emisyon hesaplamaları gerçekleştirilecektir.

TEŞEKKÜR

Bu çalışma Türkiye Bilimsel ve Teknolojik Araştırma Kurumu (TÜBİTAK, Proje No: 111Y048) tarafından desteklenmiştir. Uçuş verilerine erişmemize izin vererek çalışmaya katkıda bulunan Türk Hava Yolları'na teşekkür ederim.

KAYNAKLAR

Celikel, A., Duchene, N., Fleuti, E., Fuller, I., Hoffman, P., Moore, T., Silue, M., 2004, "Airport local air quality studies; case study: Emission inventory for Zurich Airport with different methodologies", Eurocontrol Experimental Centre, Rep. No. EEC/SEE/010, Devlet Hava Meydanları İşletmesi Genel Müdürlüğü (DHMI), erişim tarihi: Ocak, 2017, URL: <http://www.dhmi.gov.tr/istatistik.aspx>

Fleuti, E., Polymeris, J., 2004, "Aircraft NOx-Emissions within the Operational LTO Cycle," Unique Swiss, s. 11

Herndon, S.C., et al., 2004, "NO and NO₂ emission ratios measured from in-use commercial aircraft during taxi and takeoff", *Environ. Sci. Technol.* 38, 6078-6084

Herndon, S.C., Wood, E.C., Northway, M.J., Miake-Lye, R., Thornhill, L., Beyersdorf, A., Anderson, B.E., Dowlin, R., Dodds, W. ve Knighton, W.B., 2009 "Aircraft hydrocarbon emissions at Oakland International Airport," *Environmental Science and Technology*, vol. 43, no. 6, s. 1730-1736

International Civil Aviation Organisation (ICAO), 2010, "Annex 6. Operation of Aircraft Part I, International Commercial Air Transport-Aeroplanes"

International Civil Aviation Organisation (ICAO), 2011, "Doc 9889: Airport Air Quality Guidance Manual", Kanada, s. 3-A1-2

International Civil Aviation Organisation (ICAO), 2011, "Doc 9889: Airport Air Quality Guidance Manual", Kanada, s. 3-A1-3

Khadilkar, H. ve Balakrishnan, H. 2012, "Estimation of aircraft taxi fuel burn using flight data recorder archives", *Transportation Research Part D*, vol. 17, no. 7, s. 532- 537

Kurniawan, J.S., Khardi, S., 2011 "Comparison of methodologies estimating emissions of aircraft pollutants, environmental impact assessment around airports", *Environmental Impact Assesment Review*, vol.31, no:3, s. 240-252

Nikoleris, T., Gupta, G., Kistler, M., 2011, "Detailed estimation of fuel consumption and

emissions during aircraft taxi operations at Dallas/FortWorth International Airport", *Transp. Res. Part D* 16, 302-308

Patterson, J., Noel, G.J., Senzig, D.A., Roof, C.J., Fleming, G.G., 2009, "Analysis of Departure and Arrival Profiles Using Real-Time Aircraft Data", *Journal of Aircraft* 46(4), 1094-1103

Rice, C. C., 2003, "Validation of Approach and ClimbOut times in Mode for Aircraft Emissions Computation," *Transportation Research Record*, Vol. 1850, s. 79-82

Romano, D., Gaudioso, D., Lauretis, R., 1999 "Aircraft emissions: a comparison of methodologies based on different data availability", *Environ. Monit. Assess.*, vol:56, s.51-74

Senzig, D.A., Fleming, G.G. ve Iovinelli, R.E. 2009, Modeling of terminal-area airplane fuel consumption," *AIAA Journal of Aircraft*, vol. 46, no. 4, s. 1089-1093

Simic T., Babic O. 2015, "Airport Traffic Complexity and Environment Efficiency Metrics for Evaluation of ATM Measures", *Journal of Air Transport Management*, s. 260-271

Türk Hava Yolları, erişim tarihi: Ocak 2017 URL: <http://investor.turkishairlines.com/tr/mali-veriler/filo>

Yashovardhan, S., Hamsa, B., 2014, "Analysis of aircraft fuel burn and emissions in the landing and take-off cycle using operational data", 6th International conference on research in air transportation (ICRAT)

Yılmaz I., 2017, "Emissions from passenger aircrafts at Kayseri Airport, Turkey", *Journal of Air Transport Management*, Volume 58, s. 176-182,

Yoder, T. 2007, "Development of aircraft fuel burn modeling techniques with applications to global emissions modeling and assessment of the benefits of reduced vertical separation minimums", S.M. Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge