

# SÜHAD

SÜRDÜRÜLEBİLİR HAVACILIK ARASTIRMALARI DERGİSİ

Cilt 2, Sayı 2, 2017



# Sürdürülebilir Havacılık Araştırmaları Dergisi

Cilt 2, Sayı 2, 2017

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

e-mail: [info@sares.org](mailto:info@sares.org)

DOI: [10.23890/SUHAD.2017.0200](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2017.0200)

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
- Çevresel Modelleme & Yazılım
  - 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

## İçindekiler

- 49 PLAZMANIN HAVACILIKTA KULLANIMI  
*Beycan İBRAHİMOĞLU, Seren Elifcan KIZIŞAR*
- 55 KÜÇÜK BİR TURBOJET MOTORUN FARKLI YAKIT KULLANIMLARINDA  
EKSERJETİK VE EKSERGOEKONOMİK PERFORMANSININ  
KARŞILAŞTIRILMASI  
*Kahraman ÇOBAN, Yasin ŞÖHRET, C. Özgür ÇOLPAN, T. Hikmet KARAKOÇ*
- 66 MHA TASARIMLARINA İLHAM VEREN KANATLI BÖCEKLERİN UÇUŞ  
ÖZELLİKLERİ  
*Dilek Funda KURTULUŞ*
- 76 UÇAKLARDA BUZLANMA VE BUZLANMAYI ÖNLEYECEK YÖNTEMLER  
*Derya ÜNLÜ, Nilüfer DURMAZ HİLMİOĞLU*
- 82 SPEKTROMETRİK YAĞ ANALİZİ  
*Raziye TAŞER*



## PLAZMANIN HAVACILIKTA KULLANIMI

Beycan İBRAHİMOĞLU<sup>1</sup>, Seren Elifcan KIZIŞAR<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Anadolu Plazma Teknoloji Enerji Merkezi, Ankara

DOI: [10.23890/SUHAD.2017.0201](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2017.0201)

### ÖZET

Plazma, son zamanlarda sanayinin pek çok alanında kendine yer edinmiş bir teknolojidir. Tıptan tekstile, gıda güvenliğinden malzeme işleme kadar çok geniş bir yelpazede kullanım alanı bulunan plazma, normal gazlardan farklı aerodinamik özelliğe sahip olması ile havacılıkta kendine yer edinebilmiştir. Günümüzde dünyanın pek çok ülkesinde hava araçlarında türbülans ve sürüklenme sorununun azaltılması, manevra kontrolünün sağlanması için plazma aktüatör sistemleri geliştirilmekte ve test edilmektedir. Yapılan çalışmalarda plazmanın farklı aerodinamik özelliklere sahip olmasının rüzgâr türbinlerinde daha az elektrik sarfiyatı ile daha fazla enerji elde edilebilmesini sağlayacağı görülmüştür.

**Anahtar Kelimeler:** Plazma Fiziği, Aerodinamik, Hava aracı

### USING PLASMA IN AVIATION

#### ABSTRACT

Plasma is a technology that has recently earned its place in many areas of the industry. Plasma, which has a wide range of applications, like medicine, textile, food safety and material processing, is able to acquire a place in aviation due to its different aerodynamic characteristics from normal gas. Today, in many countries of the World, plasma actuator systems are being developed and tested to provide maneuver control and reduce turbulence and drag issues in aircraft. In the studies carried out, it has been observed that the different aerodynamic characteristics of the plasma will enable more energy obtainment with less electricity consumption in the wind turbines.

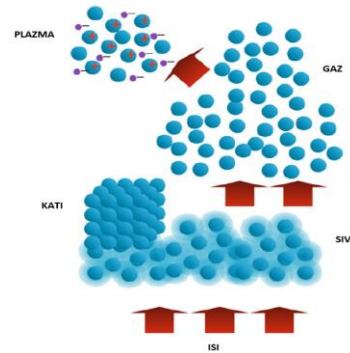
**Keywords:** Plasma, Aerodynamic, Aircraft

## 1. GİRİŞ

### 1.1. Plazma Nedir?

Yaklaşık yüz yıl kadar önce Crookes tarafından yapılan deneylerde elektron ve proton karışımı yüklü parçacıklardan oluşan yeni bir gaz türü gözlemlendi, 1923 yılında ise Irving Langmuir ve 1929 yılında Amerikalı bilim adamı Lrvy Tonks yaptığı deneylerde, elektrik deşarjı sırasında salınım yapan elektron bulutunu tanımlamak üzere “plazma” terimini kullandı ve plazma literatürde maddenin dördüncü hali olarak yerini aldı (Eliezer vd., 1989). Plazma ile ilgili geçmişten bugüne kadar gelen en büyük handikap iyonlaşmış gaz olarak ele alınmasıdır. Oysaki iyonlaşmış her gaz plazma olarak adlandırılmaz, iyonlaşmış gazın plazma olarak kabul edilebilmesi için bazı şartları sağlamış olması gerekir. Örneğin elde ettiğimiz iyonlaşmış gazın yarı-nötral özelliği (kuvazanötrlük) ve

elektriksel/manyetik güç ile tanımlanan özelliklere sahip olması gerekir (Wiesemann) bunun yanı sıra serbest hareket eden parçacıkların varlığı ve bu parçacıkların çok sayıda olması da plazma tanımının yapılması için gereklidir.



Şekil 1: Maddenin halleri (Wong vd., 2016)

Plazma tanımının yapılması için gerekli olan diğer kriterler şu şekildedir:

### 1.1.1. Kriter 1: $\lambda_D \ll L$

Burada L, plazmanın karakteristik boyutudur. Bu kriter, plazma serbest bir yük ile pertürbe edilirse geçerlidir, bu durumda serbest yükün etkisi plazmanın karakteristik boyutundan çok daha küçük olan bir Debye uzunluğunda kalacak şekilde korunmalıdır.

### 1.1.2. Kriter 2: $N_D = \frac{4}{3}\pi\lambda_D^3N \gg 1$

Debye küresinin içindeki parçacık sayısı " $N_D$ " en az 1'den büyük olmalıdır. Bu plazmanın parçacık yoğunluğunun yeterince büyük olması gerektiği anlamına gelir.

### 1.1.3. Kriter 3: $\omega_p\tau > 1$

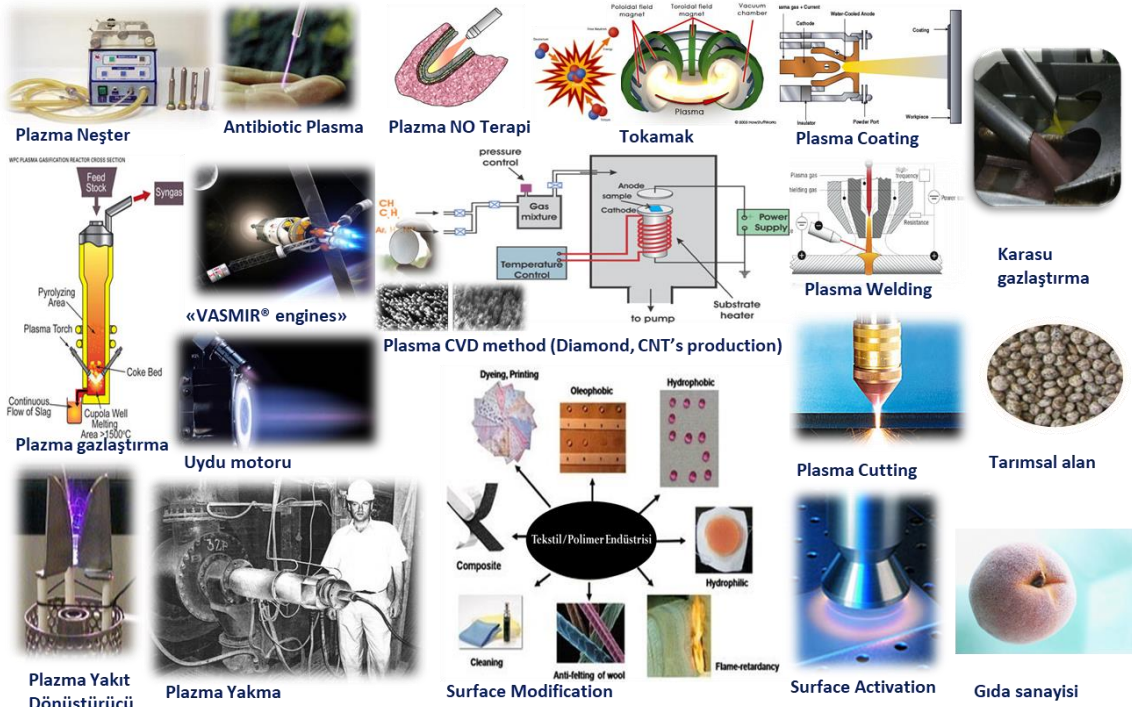
$\omega_p = 2\pi f_e$ , elektron plazma titreşiminin açısal frekansı olup  $\tau$  ise elektron-atom veya elektron-iyon çarpışmasının ortalama serbest zamanını ifade eder. Diğer bir deyişle plazma titreşim frekansı çarpışma frekansından yüksek olmalıdır. Bu, elektronun iki çarpışma arasındaki süreçte pek çok salınım yapması gerektiği anlamına gelir (Wong vd., 2016).

## 2. PLAZMA TEKNOLOJİSİNİN UYGULAMALARI

Plazma teknolojisi; askeri ve sivil amaçlı olmak üzere enerji, metalürji, tıp, tekstil, kaplama teknolojileri (yapay elmas üretimi vb.), uzay,

otomobil ve uçak sanayisinde geniş şekilde uygulanmaktadır.

Bilim adamları plazmayı uzay yarışlarının en yoğun olduğu 50 sene önce itki motorlarının verimini ve çalışma süresini artırmak amacı ile incelemeye başlamışlardır bu çalışmalar günümüzde de devam etmekte olup plazma itki motorlarının geçmişten bugüne Hall etkili iticiler, Vasimr başta olmak üzere pek çok türü geliştirilmiştir (Asgarlı, 2012). Uzay araçlarındaki çalışmalar devam ederken bilim adamlarının ilgisini aynı zamanda uzay aracı kapsülünün yeryüzüne dönmekte olduğu sırada meydana gelen olaylar çekmişti. Atmosferin üst tabakalarına girişi sırasında kapsülün yüzeyi hava direncinden dolayı o kadar ısınır ki, kapsül etrafındaki gaz molekülleri bir plazma kılıfı oluşturarak iyonize olurlar. Daha sonraları yapılan araştırmalarda oluşan bu plazma kılıfı ile hızlı hareket eden objeler için hava direncinin azaldığı tespit edilmiştir (Hambling, 2013). Aynı zamanda plazmanın elektrik ve manyetik yapısı itibari ile gelen elektromanyetik dalgaları absorbe ederek radarlarda karışıklığa yol açması bilim adamlarının dikkatini çekmiş ve bu konu üzerinde de çalışmalar başlatılmıştır. Soğuk savaş döneminde Rus bilim adamları bu konu üzerindeki çalışmalarını büyük bir gizlilik içinde yürütse de daha sora SSCB'nin dağılması ile bu gizlilik ortadan kalkmış ve çalışmalara diğer ülkelerdeki bilim adamları da erişim sağlamış böylece bu alandaki çalışmalar artmıştır.



Şekil 2: Plazmanın çeşitli kullanım alanları



Plazmanın aerodinamik etkisine geri dönecek olursak bilim adamları plazmanın yapısını anladıkça plazma aerodinamiğinin hava aerodinamiğinden farklı olduğunu görmüş ve böylece plazma havacılıkta geniş bir uygulama alanı bulmuştur. Örneğin rüzgâr jeneratörünün pervane kanadının etrafında oluşturulacak bir plazma kılıfı rüzgâr jeneratörüyle üretilen elektrik enerjisinin maliyetini düşürebilmektedir. Bir diğer örnek ise plazmanın, aşırı yakıt tüketen motorlara sahip otomobil ve uçaklarda kullanılması ile yakıt tüketimini azaltması ve dolayısıyla zararlı gazların emisyon miktarını azaltmasıdır.

Bilim adamları bu aerodinamik olayın (rüzgâr olayının) fiziki nedenlerini henüz anlamaya başladıkları sırada ABD'nin Knoxville Eyaletindeki Tennessee Üniversitesinin mühendisi Reece Roth ve meslektaşları muazzam bir atılım gerçekleştirerek meslektaşları ile birlikte 1998 yılında glow deşarj plazma panellerin, kıyasla daha düşük hızla seyreden objeler için bile ortam direncini azalttığını ortaya koydular. Bu gelişme ile birlikte plazmanın havacılıkta uygulamalı kullanım bulacağı yönünde umutlar doğdu (Roth vd., 1998).

Bu araştırma kapsamında ileriki yıllarda NASA'ya ait ABD'nin Virginia Eyaletindeki Hamilton Langley Araştırma Merkezi'nin aerodinamik tüneline (rüzgâr tüneline) yapılan deneylerle de plazmanın havacılıktaki mümkün kullanım yöntemi hakkında fikirler edinilmiş oldu (Schafer).

Teorik olarak hava ve kanat arasındaki sürtünme kuvvetinin minimum düzeye indirilebilmesi için, kanat yüzeyine en yakın hava tabakasının düzgün akım çizgileriyle hareket etmesi gerekir. Ancak gerçekte yüzey üstü hava tabakası çok kolay kopar ve kanat yüzeyinden uzaklaşır, dolayısıyla ortamın uçan nesnenin hareketine karşı direncini üç katına artıran türbülans olayı meydana gelir. Söz konusu türbülans sorununu ortadan kaldırmak üzere çalışmalara başlayan Roth ve meslektaşları, kanadın üst düzlemine, çok ince tabaka halinde elektrik izolasyon filmi bulunan iki adet elektrot yerleştirdiler ve bu elektrotlara uyguladıkları yüksek gerilim etkisi ile elektrotların arasındaki boşlukta bulunan havanın iyonizasyona uğramasını sağladılar böylece kanadın üst düzleminde oluşan plazma şeridinin sürtünme ve türbülansı azalttığını gözlemlədiler (Roth vd., 2000).

Yapılan çalışmalar sonucunda varılan sistemin etki prensibi hakkında varılan sonuç, plazmanın oluştuktan hemen sonra yalıtılmamış elektrotun plazmayı itmesi ve bunun sonucunda kanattan geriye ve aşağıya doğru akan "iyonik rüzgâr" oluşumudur. Bu akım sayesinde hız arttıkça kanadın yüzey tabakasındaki havanın hareket hızı artmakta olup bunun havanın kanadın üst

düzleminden "kopmasını" engelliyor olabileceği düşünülmüştür (Magnier vd., 2007).

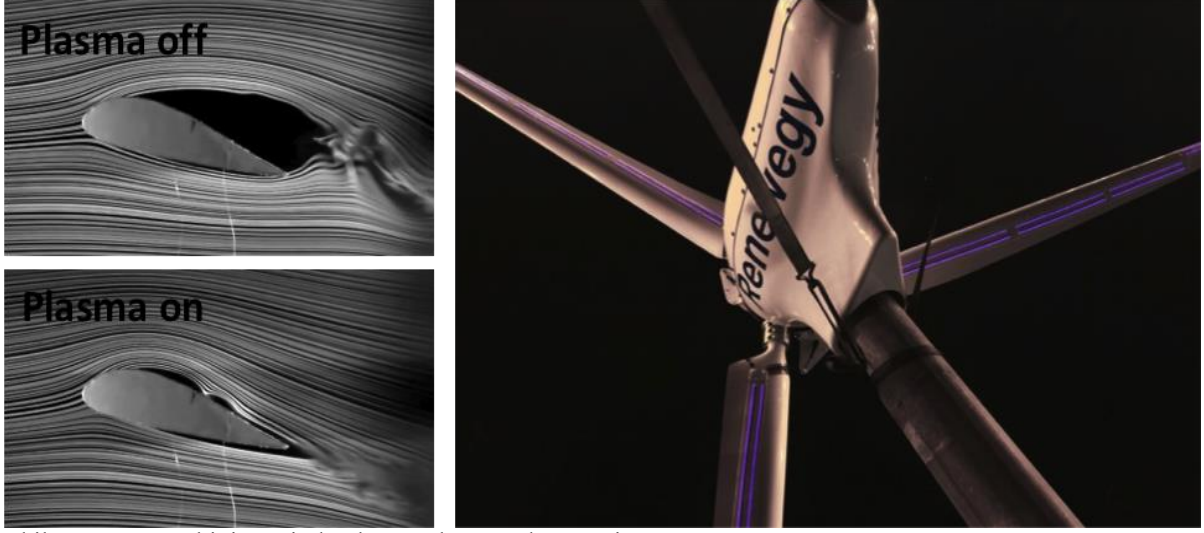


Şekil 3: Prototip kanat üzerinde plazma aktüatör görünümü (Ashley, 2016)

Söz konusu tasarımlar sivil havacılıkta da uygulama alanı bulabilir. Yılda yaklaşık 40 milyon ton jet yakıtı kullanan ABD sivil havacılığı için bu teknolojinin kullanılmasından elde edilecek olan tasarruf hem yakıt fiyatları hem de yılda 5 milyon tonluk karbon dioksit emisyonu dikkate alındığında 1,5 milyar dolar olacaktır (Hambling, 2013).

Almanya'da ise Ravensburg'daki rüzgâr türbinleri için plazma regülâtörleri geliştiren Smart Balde Şirketinin Mühendisi Georgios Pechlivanoglou'nun da aralarında bulunduğu ekip tarafından rüzgâr türbinleri için plazma aktüatör geliştirilmesi konusunda çalışmalar gerçekleştirilmiştir. Yapılan çalışmada pervanenin merkez bölgesinde dielektrik bariyer deşarj plazması oluşturularak akış kontrolü incelenmiş ve sonuç olarak doğal ayrılma noktasına doğru olan aktüatör konumlarında sürüklenme de önemli derecede azalma ve taşıma kuvvetinde artış görülmüştür (Eisele vd., 2011). Georgios Pechlivanoglou, rüzgâr türbinleri için plazma teknolojisini ucuz ve hiçbir hareketli parça içermeyen çok umut verici bir sistem olduğuna değinmiş ve elektrotların neredeyse pervane bıçaklarına bant ile yapıştırılacak kadar ince olduğunu ve bu nedenle de uygulamanın oldukça basit olmasının, plazma teknolojisini rüzgâr enerjisi sektöründeki işletmeler için oldukça cazip hale gelmesini sağladığını belirtmiştir (Hambling, 2013).

Yine başka bir şirket olan ve sabit kanatlı uçaklar, rotorlu araçlar, insansız hava araçları (İHA) ve mikro hava araçları (MHA) gibi aerodinamik uygulamalar için aktif akış kontrol cihazlarının geliştirilmesi üzerine çalışmalar yapan Navatek şirketi, 2013 yılında rüzgâr enerjisinin maliyetini düşürmek amacı ile plazma akış kontrol sistemi geliştirmek üzere üç fazlı bir proje başlatmışlar ve başarıyla tamamlamışlardır (Fine vd., 2013).



Şekil 4: Rüzgâr türbini üzerinde plazma aktüatör denemesi

Notre Dame Üniversitesinin hava araçları tasarım mühendislerinden Thomas Corke yaptığı açıklamada NASA destekli demonstrasyon projesi kapsamında rüzgâr tüneli için geliştirilen plazma aktüatörler ile 100 kat daha az enerji ile 20 kat daha fazla itme gücü ve bunun yanı sıra sürüklenme miktarında %65 azalma elde etmiş olduklarını ifade etmiştir. Rüzgâr türbinine uygulandığında ise enerji kazanımında %10 artış ve rotor kanadı üzerindeki rüzgâr yükünde büyük ölçüde azalma gözlenmiş bu sayede daha uzun ömürlü olmaları sağlanmıştır (Welding, 2016). Thomas Corke sonuçları Predator UVA (İHA) tipi bir uçak için ölçeklendirdiğinde, plazma aktüatör eklenmesi durumunda etki aralığının %300 arttığını ve dayanıklılığının 24 saatten 36 saate çıktığını belirtmiştir (Ashley, 2016).

Plazma aktüatörler bahsedilen tüm bu avantajlarının yanı sıra oldukça hassas çalışma gerektirmektedirler. Aktüatörlerin doğru çalışmasının sağlanabilmesi için plazma çok yüksek doğrulukla monte edilmesi gerekmektedir öyle ki bu konuda yapılan çalışmalarda

konumlandırmadaki çok ufak bir sapmanın dahi hava ortamının direncini artıracakı tespit edilmiştir. 2009 yılında birkaç Avrupa Ülkesi yüzey ve ark deşarj plazma aktüatörlerin hava araçlarının akışlarını nasıl etkilediği ve nasıl kontrol ettiğini araştırmak ve sonucunda bu ve buna benzer birkaç soruna çözüm bulmak üzere bir araya gelmiştir. PLASMAERO Projesinin çerçevesinde bu aerodinamik fenomenin fiziki nedenleri araştırılmaktadır. Plazma jeneratörlerinin verimliliğinin artırılması amacının dışında, projeye UAV insansız hava araçlarının kapakçık kanatları ile diğer hareketli parçaları olmadan sadece plazma jeneratörlerin yardımıyla kumanda ve kontrol edilmesinin öğrenilmesi gibi hedefler de vardır. Proje kapsamında 2012 yılında Almanya Darmstadt'ta daha ileri seviye bir insansız hava aracında (Şekil 5) gerçekleştirilen test başarı ile sonuçlanmıştır daha önce 2007 yılında ise General Electric tarafından F-16 jet uçaklarında sürüklenmenin azalmasını test etmek üzere plazma aktüatörlerin testi yapılmıştır (Hambling vd., 2013).



Şekil 5: Plasmaero projesi kapsamında İHA üzerinde yapılan plazma aktüatör denemesi (Landewers, 2014)

Bununla birlikte bu teknoloji, şimdilerde bile hava aracı tasarımcılarına aerodinamikle ilgili eski görüşlerini revize etmeleri için ilham vermektedir. Kanadın tüm yüzeyinin plazma jeneratör elektrotlarıyla kaplanması durumunda bu durumun plazma elektrotlarının uçak kanadının sadece ön kenarında takılmasına göre daha büyük avantaj sağlayacağı düşünülmektedir.

Uçan araçların verimliliğini radikal bir şekilde iyileştirmenin diğer bir yolu da yıldırım kanalı misali bir boru içinde uçuş yöntemidir. Bu yöntem, sadece ortam direncinin azaltılması olanağını sağlamakla kalmayıp, uçağın “raylar üzerindeymiş gibi” önünde sürekli oluşturulan plazma tüneli içinde yönetilmesini de sağlayacaktır. Bu fikri geliştiren ABD’nin Arizona Tucson’daki PM&AM Research Şirketinin Genel Müdürü Kevin Kremeyer’dir. Kremeyer hava aracını, güzergâhı önüne ard arda “ateşlenen” ve her biri dar bir plazma kanalı oluşturacak olan çok güçlü aşırı kısa süreli itme gücü sağlayacak muazzam güçlü lazerlerle donatmayı planlamıştır (Hambling, 2013). Hesaplamalar göstermektedir ki havacılık için plazma aktüatör teknolojisi uzun vadede büyük miktarda enerji tasarrufuna olanak sağlayacak, kurulum maliyetini düşürecek ve zararlı emisyon salınımını azaltabilecektir. Bunun için önemli olan, gerekli şekil ve ebatlardaki plazma kanalını oluşturmayı öğrenebilmemizdir.

### 3. SONUÇ

Yapılan araştırmalarda varılan sonuç iyonize gazın hava akımının karakterini değiştirerek kanat etrafında pürüzsüz bir laminar hava akışı sağlar örneğin bu şekilde rüzgâr türbininin kanatları etrafında plazma kılıfı oluşturularak üretilen elektriğin fiyatı düşürülebilir. Görüldüğü üzere plazma içerisinde hareket eden objenin aerodinamiği havadan tamamen farklıdır ve bu durum gelecekte hava ulaşım araçlarında plazma teknolojisinin tercih edilme olasılığını artırmaktadır. Plazmanın hava akış kontrolü sağlama İHA’ların klapeleler veya diğer hareketli parçalar kullanılmadan sadece plazma jeneratörleri ile yönlendirilmesini mümkün kılmaktadır. Plazma teknolojisinin havacılıktaki kullanımı ile ilgili çalışmalar kanadın kenarları değil tüm kanat yüzeyine uygulandığında daha büyük bir avantaj sağlayacağıın anlaşılması üzerine bu yönde ilerletilmektedir.

Plazmanın hava akış kontrolü dışında aynı zamanda iyonize gazın radar sinyallerini absorbe etmesi, gezegene dönen uzay aracı için ciddi bir sorundur çünkü bu etkinin bir sonucu olarak yer istasyonundan, dönen kapsülün yörüngesini takip etmek zorlaşır. Ancak aynı etkiden, askeri uçakların radar tarafından fark edilmemesi şeklinde yararlanmak mümkündür. Bunun için “plazma görünmezlik” adı altında çalışmalar başlatılmıştır.

Bu teknoloji, ABD’de yeni nesil insansız savaş uçağı F-117 ve B-2’de STEIS teknolojisi kullanılmaktadır, Rusya’da da aynı şekilde hem kara hem de hava araçlarında radardan korunmak için plazma teknolojisi geliştirmiştir.

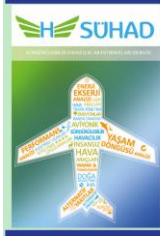
Günümüz şartlarında, teknoloji seviyemizin öncül ülkeler ile rekabet edecek düzeye erişebilmesi için plazmanın havacılık ve savunma sanayi sektöründe kullanılabilir bu avantajları üzerine yapılacak çalışmaların başlatılması ve uygulamaya geçilmesi üzerinde durulması gereken bir konudur. Başta üniversiteler ve meslek liseleri sonrasında ise sanayide olmak üzere plazma teknolojisinin önemini anlaşılmasını sağlamak bu doğrultuda atılacak önemli bir adımdır. Türkiye’de şu an Ar-Ge ve sanayi boyutunda plazma teknolojileri alanında çalışmalar yapan şirket olarak Anadolu Plazma Teknoloji Enerji Merkezi bulunmaktadır. Geleceğin teknolojisi olarak görülen plazma teknolojisi sanayinin pek çok alanında kullanılabilir düzeyde olup bu konuda yapılacak çalışmalar revaçta olan bu teknolojinin yaygınlaşması için büyük önem arz etmektedir.

### KAYNAKLAR

- Asgarlı T., Yalçın O., Bilen H., İbrahimoglu B., "A Novel Double Stage Hall-Effect Thruster With Rounded Ionization Chamber," Plasma Physics and Plasma Technology, VII International Conference On, Minsk, Belarus, (2012)
- Ashley, Steven, Flying with the Fourth State of Matter. NovaNext: <http://www.pbs.org/wgbh/nova/next/space/plasma-air-control/>, 2016
- Eliezer Y., Eliezer S., “The Fourth State of Matter”, IOP, 1989
- Eisele O., Pechlivanoglou G., Nayeri C.N., Paschereit C.O., “Flow Control Using Plasma Actuators at The Root Region of Wind Turbine Blades”, Proceedings of DEWEK, (2011).
- Fine N. E., Szlatenyi C., Rosenthal B., “Test-bed and Full-Scale Demonstration of Plasma Flow Control for Wind Turbines Phase I Final Report”, (2013)
- Hambling, D “Plasma For Everyone”, [http://www.strf.ru/material.aspx?CatalogId=387&d\\_no=54325#.WV99qIjyiUl](http://www.strf.ru/material.aspx?CatalogId=387&d_no=54325#.WV99qIjyiUl), (2013)
- Hambling D., Crystall B., “Glow planes: Plasmas take the drag out of air travel”, New Scientist, 9, (2013)
- Landewers A., Gloeiende vleugels: plasma en weerstandsvermindering, <http://avianet.eu>, (2014)
- Magnier P., Hong D., Chesneau A. L., Bauchire J. M., Hureau J., “Control of separated flows with

- the ionic wind generated by a DC corona discharge. Experiments”, 815-825, (2007).
- Roth J. R., Sherman D. M., “Electrohydrodynamic Flow Control with a Glow-Discharge Surface Plasma”, AIAA JOURNAL, 1166-1172, (2016)
- Roth, J. R.; Sherman Daniel M., Wilkinson, Stephen P. Boundary Layer Flow Control with a One Atmosphere Uniform Glow Discharge Surface Plasma. Aerospace Sciences Meeting and Exhibit; 36th; United States. Hampton: NASA Langley Research Center, (1998).
- Schaefer W. T., “Characteristics Of Major Active Wind Tunnels At The Langley Research Center”. Langley Station, Hampton: Langley Research Center
- WELDING, N., “Wind Energy to Benefit from Notre Dame Plasma Research”, University of Notre Dame: <https://engineering.nd.edu/news-publications/pressreleases/wind-energy-to-benefit-from-notre-dame-plasma-research>, (2016)
- Wiesemann, K. “A Short Introduction to Plasma Physics.” t.y., y.y.
- Wong C. S., Mongkolnavin R., “Elements of Plasma Technology”, Springer Singapore. (2016)





## KÜÇÜK BİR TURBOJET MOTORUN FARKLI YAKIT KULLANIMLARINDA EKSERJETİK VE EKSERGOEKONOMİK PERFORMANSININ KARŞILAŞTIRILMASI

Kahraman ÇOBAN<sup>1</sup>, Yasin ŞÖHRET<sup>2</sup>, C. Özgür ÇOLPAN<sup>3</sup>, T. Hikmet KARAKOÇ<sup>4</sup>

<sup>1</sup>Kahraman ÇOBAN, Fen Bilimleri Enstitüsü, Uçak-Gövde-Motor ABD, Anadolu Üniversitesi, TR-26470, Eskişehir, Türkiye

<sup>2</sup>Yasin ŞÖHRET, Sivil Havacılık Yüksekokulu, Süleyman Demirel Üniversitesi, Isparta, 32260 Türkiye

<sup>3</sup>C. Özgür ÇOLPAN, Makine Mühendisliği Bölümü, Dokuz Eylül Üniversitesi, Buca, İzmir, 35397, Türkiye

<sup>4</sup>T. Hikmet KARAKOÇ, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Anadolu Üniversitesi, TR-26470, Eskişehir, Türkiye

DOI: [10.23890/SUHAD.2017.0202](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2017.0202)

### ÖZET

Günümüzde, küresel ısınmaya ve diğer çevresel konulara ek olarak, enerji kaynaklarının hızlı tükenmesi ve artan maliyetleri büyük endişe yaratmaktadır. Her şeye rağmen, enerji verimli sistem gelişmeleri ve biyoyakıt teknolojisindeki ilerleme umut verici çözümlerdir. Havacılık sektörü, sektörün troposfer üzerindeki çevresel etkiden sorumlu olduğu ana konulardan biridir. Bu çerçevede, bu çalışmada, deneysel bir turbojet motorun ekserji temelli değerlendirmesi yapılmaktadır. Bu amaçla, geleneksel havacılık yakıtı ve biyoyakıt tüketimleri için karşılaştırmalı olarak ekserji ve ekonomik performansı yapılmıştır. Bu çalışmanın sonucunda, hava kompresörü, yanma odası ve gaz türbini bileşenlerinin ekserji verimi, biyoyakıtla çalışan durumlarda sırasıyla %74.52, %47.68 ve %99.00 olarak bulunmuştur. Öte yandan, motor, konvansiyonel havacılık yakıtıyla beslenirken, hava kompresörü, yanma odası ve gaz türbini bileşenlerinin ekserji verimi % 75.22, %48.34 ve %98.44 olarak hesaplanmıştır. Buna ek olarak, konvansiyonel havacılık yakıtının ve biyoyakıtın saatlik düzeydeki maliyetleri sırasıyla saat 7.070 US\$ ve 8.215 US\$ olarak tespit edilmiştir.

**Anahtar kelimeler:** Biyoyakıt, Eksergoekonomi, Ekserji, Turbojet

### USING EXERGY FOR THE PERFORMANCE COMPARISON AND THE ECONOMIC EVALUATION OF AN EXPERIMENTAL TURBOJET ENGINE FED WITH VARIOUS FUELS

#### ABSTRACT

Today, rapid depletion and increasing costs of energy resources are major concerns in addition to global warming and other environmental issues. Despite all, energy efficient system developments and progress in biofuel technology are promising solutions. Aviation industry is one of the main sectors that is responsible for environmental impact over the troposphere. In this framework, exergy-based evaluation of an experimental version of a turbojet engine is scoped in the present study. For this purpose, exergetic performance and economic aspects of the engine are discussed comparing the conventional aviation fuel and biofuel cases. As a result of this study, exergy efficiencies of air compressor, combustion chamber and gas turbine components are found to be 74.52%, 47.68% and 99.00%, respectively, for the biofuel-using engine. While engine is fed with the conventional aviation fuel, exergy efficiencies of air compressor, combustion chamber and gas turbine components are calculated to be 75.22%, 48.34% and 98.44%, respectively. In addition, costs of the conventional aviation fuel and the biofuel are found as 7.070 US\$ and 8.215 US\$ per hour, respectively.

**Keywords:** Biofuel, Exergoeconomics, Exergy, Turbojet



## 1. GİRİŞ

Bilindiği gibi, günümüzde alternatif ve yenilenebilir enerji teknolojilerinde kaydedilen ilerlemelere rağmen, gerekli enerji çoğunlukla fosil yakıtlar tarafından sağlanmaktadır. Ekonomik olarak gelişmekte olan ülkelerin yüksek orandaki talepleri, artan maliyet ve sürekli artan fosil yakıt tüketimi nedeniyle oluşan çevre sorunlarına karşılık, daha verimli sistemlerin geliştirilmesi ve alternatif enerji kaynaklarının kullanılması, sürdürülebilir enerji kullanımı için gereksinimlerdir. Bu nedenlerle, enerji sistemlerinin ekonomik ve çevresel yönleri de termodinamik mühendislikte ayrıca kapsanmalıdır (Stougie ve Kooi, 2012, Bilgen ve Sarıkaya, 2015, Kanoğlu vd., 2012, Zafar ve Dincer, 2014, Dincer ve Cengel, 2001). Bu amaçla termodinamikte enerji ve ekserji temelli analizler en çok kullanılan araçlardır. Ekserji analizi, incelenen sistemdeki tersinmezlikleri ve verimsizlikleri anlamak için önemli bir araç olarak ortaya çıkmakta, böylece termodinamik yasalar temelinde sistem performansının iyileştirilmesine önemli katkı sağlamaktadır. Ekserji analizini ekonomik analizle birleştirmek ise, ekonomik kayıpları ve sistem iyileştirmesiyle ilgili potansiyel kazanımları ortaya çıkarabilmektedir (Tsatsaronis, 2007, Tsatsaronis ve Morosuk, 2015).

Gaz türbinleri, enerji santrallerinde elektrik üretimi ve hava araçlarında gerekli itkinin sağlanması için kullanılan enerji üretim sistemleridir. Bu nedenle, gaz türbinleri endüstriyel ve havacılık amaçlı kullanım olarak sınıflandırılabilir. Endüstriyel gaz türbinleri, enerji güç santrallerinde nihai olarak elektrik üretimi, ısıtma gibi amaçlar için kullanılmaktadır. Havacılıkta kullanılan gaz türbinleri ise turbojet, turbofan ve turboprop / turboşaft motorlar olarak sınıflandırılmaktadır. Turbojet motorlar gaz türbinlerin temel hali olarak tüm diğer tip motorların çekirdeğini oluşturur. Turbofan ve turboprop / turboşaft motorlar ise turbojet motorlara göre daha verimli şekilde çalışmaktadır. Detaylı bilgiler birçok kitapta bulunabilir (Mattingly vd., 2002, El-Sayed, 2008, Boyce, 2011).

Bugüne kadar birçok araştırmacı ve araştırma grubu, havacılık tipi gaz türbini motorlarını ekserji yardımı ile araştırmıştır. Art Yanmalı bir uçak motoru, Ehyaei vd. (2013) tarafından 200 m/s hızda 11000 m irtifada ekserjetik olarak incelenmiştir. Araştırmacılar, her bir motor komponentinin giriş ve çıkışları için birim zamandaki ekserjilerini bularak, ilgili komponentlerin ekserji verimlerini ve entropi üretimlerini de hesaplamışlardır. Giriş hava sıcaklığındaki 1°C'lik artış, turbojet motorun ekserji veriminde 0.45% oranında bir azalmaya neden olmaktadır. Diğer bir çalışmada da (Aydın vd., 2013) bir turboprop motorun termodinamik analizi farklı yük koşullarında gerçekleştirilmiştir. Buna göre, en yüksek birinci ve ikinci yasa verimleri sırasıyla 30.7% ve 29.2%

olarak elde edilmiştir. Turan vd. (2014) ise bir turbofan motorunun kalkış (take-off) koşullarında (en yüksek güç ihtiyacı durumunda) ekserji analizini yapmışlardır. Çalışma sonunda, her bir komponent ve motor bütünü için yakıt tüketim oranı, üretkenlik kaybı, göreceli tersinmezlik ve ekserji verimi değerleri hesaplanmıştır. Askeri tip bir turbojet motor ise, farklı bir araştırmada ekserjetik olarak incelenmiştir (Balli, 2014). Bu çalışmada, turbojet motor askeri ve aryanmalı çalışma şartlarında ele alınmış ve ekserji yönünden karşılaştırmaları sunulmuştur. Tai vd. (2014) ise iki şaftlı turbofan motor için enerji ve ekserji parametrelerini genetik algoritmalar yardımı ile optimize edebilecek bir yazılım üzerinde çalışmışlardır. Diğer bir çalışma ile de (Baklacioglu vd., 2015), genetik algoritmalar ve yapay sinir ağları bir turboprop motorun ekserji modeli için kullanılmıştır. Böylece, elde edilen deneysel veriler ekserji hesaplamalarında kullanılmak üzere modele girdi olarak verilmiştir. Yine bir turboprop motor için Şöhret vd. (2016) tarafından ekserjetik performans analizi yapılmıştır. Turboprop motorun enerji ve ekserji verimleri sırasıyla 27.89% ve 26.74% olarak bulunmuştur. Benzer bir yaklaşım, kerozen ve metanol karışımlarını kullanan bir turboprop motorun ekserjetik karakteristiğini belirlemek için de yapılmıştır (Ekici vd., 2016). Ekserjetik performans sonuçlarına ek olarak, bu çalışma ile sürdürülebilirlik göstergeleri de elde edilmiştir. Yine Sohret vd. (2015) tarafından insansız hava aracı için geliştirilen bir turbofan motorun birinci ve ikinci yasa kuralları ile analizi, hava aracının gözetleme görevi süresince yapılmıştır. Çalışma sonuçlarına bakıldığında, yanma odası en yüksek tersinmezliğe sahip komponent olarak bulunurken, yüksek basınç türbininin ise en verimli komponent olduğu görülmüştür. Ayrıca, turbofan motorun ekserji verimi 4.39% ile 11.10% değerleri arasında değişmektedir. Havacılıkta kullanılan gaz türbin motorlar üzerinde yapılan ekserji analizlerine ek olarak ise, eksergoekonomik analizler de birçok motor için yapılmıştır (Balli vd., 2008, Tona vd., 2010, Aydın vd., 2012 ve Balli ve Hepbasli, 2014). Bu çalışmalar ile her bir motor komponentinin giriş ve çıkışında enerji ve ekserji akımlarının maliyet oranları elde edilmiştir.

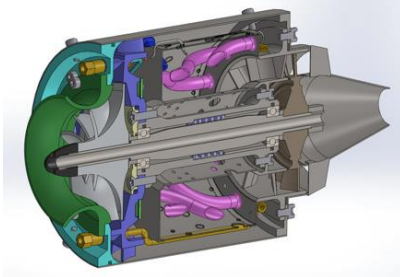
Yukarıda bahsedilen literatür araştırmasına göre, birçok araştırmada havacılıkta kullanılan gaz türbin motor incelemeleri, standart jet yakıt kullanım durumuna göre yapılmıştır. Fakat, biyoyakıt kullanımının gaz türbin motorların ekserji performansına etkisi yeterince incelenmemiştir. Havacılıkta kullanılan gaz türbin motorların çevresel etkilerini inceleyen bazı çalışmalarda (Rojo vd., 2015, Habib vd., 2010, Bergthorson ve Thomson, 2015, Winchester vd., 2015 ve Cremonez vd., 2015) biyoyakıt kullanımı özellikle önerilmiştir. Biyoyakıt üretim teknolojisindeki

gelişmeler, biyoyakıtın birçok alanda kullanımına izin vermektedir. Bu nedenle, biyoyakıtların gaz türbin motor performansı üzerinde etkileri incelenmelidir. Bu çalışma ile, literatürdeki bu boşluğun doldurulması hedeflenmiştir. Standart jet yakıt ve biyoyakıt kullanan bir turbojet motorun ekserji ve maliyet oluşumlarının karşılaştırılması yapılmıştır.

## 2. YÖNTEM

### 2.1. Deney Düzenegi

İncelenen motor, tek şaftlı küçük ölçekli özgün bir turbojet motordur. Motor, Şekil 1'de gösterildiği şekilde, temel olarak bir kademe santrifüj kompresör, aksel difüzör, doğrusal akışlı dairesel yanma odası, bir kademe yüksek basınç türbini ve egzoz lülesi komponentlerinden oluşmaktadır. Santrifüj kompresörde sıkıştırılan motora giren hava, yanma odasında buharlaşan yakıt ile birlikte yakılmaktadır. Oluşan egzoz gazları yüksek basınç türbininden geçer ve türbin de böylece santrifüj kompresörü dönmesini sağlamaktadır. Turbojet motor maksimum güçte 120000 RPM şaft hızına sahip olmakla birlikte, bu noktada 177 N itki üretmektedir. Ayrıca, yine en verimli çalıştığı bu noktada,  $125 \text{ g}\cdot\text{N}^{-1}\cdot\text{h}^{-1}$  özgül yakıt tüketim değerine sahiptir.



Şekil 1. Örnek bir küçük turbojet motor kesit gösterimi (İnternet,2017)

Turbojet motor, temel olarak teknoloji gösterim amacı ile tasarlanmış olmakla birlikte, yer testlerinin tamamlanması ile birlikte, insansız hava araçlarında kullanım için uçuş testleri yapılması hedeflenmiştir. Motorun uzun çalışma sürelerine ulaşabilmesi için, benzer motorlarda bulunmayan kapalı devre yağlama sistemi entegre edilmiştir. Bu sistem sayesinde, motorun güvenilirliği ve çalışma süresi artırılmış, farklı küçük model platformlarda uçuş testleri gerçekleştirilmiştir.

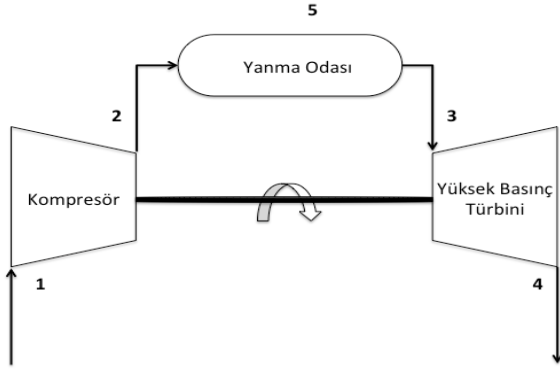
Yapılan testlerde, aşağıda listelenen parametreler ölçülmüştür:

- Ortam basınç ve sıcaklığı ( $P_0, T_0$ )
- Kompresör giriş ve çıkış basıncı ( $P_1, P_2$ )
- Kompresör giriş ve çıkış sıcaklığı ( $T_1, T_2$ )
- Türbin çıkış sıcaklığı ( $T_4$ )
- Türbin çıkış basıncı ( $P_4$ )
- Yakıt tüketimi ( $\dot{m}_f$ )
- Giriş hava debisi ( $\dot{m}_a$ )
- İtki ( $N$ )

Her bir test adımında, motor çalışma esnasından yakıt tipi değiştirilmemiştir. Testler 306 K sıcaklık ve 91.4 kPa basınç değerlerine sahip ortam koşullarında gerçekleştirilmiştir. Motor ateşleme yapıldığında, öncelikle rölanti devrine (35000 RPM) hızlanmaktadır. Bu noktada, denge durumuna geldikten sonra, gaz kolu motor maksimum hız değerine doğru artırılarak, veri toplama işlemine başlanmıştır. Test operatörü veri toplama sistemi yardımı ile, tüm sıcaklık, basınç değerleri ile motor hız ve itki verilerini test ekranından görerek, kayıt altına alınmıştır. Deniz seviyesine göre doğrulanmış deneysel veriler Tablo 1'de Şekil 2'deki istasyon numaralandırılmasına göre sunulmuştur.

Tablo 1: Turbojet motorun deneysel verileri

İstasyon No	Akışkan Türü	Jet Yakıtı			Biyoyakıt		
		Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)	Kütle Debisi ( $\text{g}\cdot\text{s}^{-1}$ )	Sıcaklık (K)	Basınç (kPa)	Kütle Debisi ( $\text{g}\cdot\text{s}^{-1}$ )
0	Hava	308.00	91.40	0.00	308.00	91.40	0.00
1	Hava	306.15	91.40	236	302.15	91.40	240
2	Hava	469.15	275.00	236	465.15	275.00	240
3	Yanmış gaz	1080.15	264.00	239.7	1066.15	264.00	244.3
4	Yanmış gaz	944.15	125.00	239.7	930.15	125.00	244.3
5	Yakıt	306.15	91.40	3.7	302.15	91.40	4.3



Şekil 2: Motor istasyon numaralandırılması

## 2.2. Enerji Analizi

Ekserji analizinden önce, Şekil 2’de gösterilen sistemdeki her bir komponenti çevreleyen kontrol hacminde birim zamanda kütle (Denklem 1) ve enerji (Denklem 2) dengeleri kararlı durum için yapılmalıdır (Dincer ve Rosen, 2012, Kotas, 1985 ve Bejan vd., 1995):

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

$$\dot{Q} - \dot{W} + \sum \dot{m}_{in} [h_{in} + (V_{in}^2/2) + gz_{in}] - \sum \dot{m}_{out} [h_{out} + (V_{out}^2/2) + gz_{out}] = 0 \quad (2)$$

Burada,  $\dot{m}$  birim zamandaki kütle akışımı simgelerken  $\dot{Q}$ ,  $\dot{W}$ ,  $h$ ,  $V^2/2$ , ve  $gz$  ise sırasıyla, birim zamanda ısı transfer ve iş, entalpiyi, özgül kinetik ve özgül potansiyel enerjileri belirtmektedir.

## 2.3. Ekserji Analizi

Açık sistemler için birim zamanda ekserji dengesi ise sırasıyla Denklem 3.a ve 3.b ile açıklanabilmektedir (Dincer ve Rosen, 2012, Kotas, 1985 ve Bejan vd., 1995):

$$\sum \left(1 - \frac{T_0}{T}\right) \dot{Q} - \dot{W} + \sum_{in} \dot{m} ex - \sum_{out} \dot{m} ex - \dot{D} - \dot{L} = 0 \quad (3a)$$

$$\dot{F} - \dot{P} - \dot{D} - \dot{L} = 0 \quad (3b)$$

3a ve 3b denklemlerinde  $\dot{F}$  ve  $\dot{P}$  sırasıyla sistemdeki birim zamandaki yakıt ve ürünün ekserjileri,  $\dot{D}$  ve  $\dot{L}$  ise sırasıyla birim zamandaki ekserji yıkım ile ekserji kayıplarını göstermektedir. Ekserji ise diğer etkiler göz ardı edildiğinde, temel olarak fiziksel, kimyasal, kinetik ve potansiyel bileşenlerden oluşmaktadır (Dincer ve Rosen, 2012, Kotas, 1985 ve Bejan vd., 1995):

$$\dot{E}x = \dot{m}(ex^{PH} + ex^{CH} + ex^{KN} + ex^{PT}) \quad (4)$$

Özgül fiziksel ekserji aşağıdaki şekilde açıklanabilir:

$$ex^{PH} = (h - h_0) - T_0(s - s_0) \quad (5)$$

Mükemmel gaz ve sabit basınçta özgül ısı varsayımına göre Denklem 5 aşağıdaki şekilde yazılabilir:

$$ex^{PH} = c_p(T - T_0) - T_0[c_p \ln(T/T_0) - R \ln(P/P_0)] \quad (6)$$

Bir gaz karışımının molar kimyasal ekserjisi ile sıvı bir yakıtın kütle kimyasal ekserjisi Denklem 7 - 9 de sırasıyla verilmektedir (Dincer ve Rosen, 2012, Kotas, 1985 ve Bejan vd., 1995):

$$\bar{e}x_{mix}^{CH} = \sum x_k \bar{e}x_k^{CH} + \bar{R}_U T_0 \sum x_k \ln x_k \quad (7)$$

$$ex_f^{CH} = \gamma LHV \quad (8)$$

$$\gamma = 1.0401 + 0.1728 \frac{h}{c} + 0.0432 \frac{o}{c} + 0.2169 \frac{s}{c} (1 - 2.0628 \frac{h}{c}) \quad (9)$$

Burada  $x_k$  ve  $\bar{R}_U$  sırasıyla her bir gaz karışım bileşeninin mol oranı ile evrensel gaz sabitini göstermektedir. Diğer yandan LHV ve  $\gamma$  sırasıyla, yakıtın alt ısıl değeri ile kimyasal ekserjisinin yakıt enerjisine oranını gösterirken  $h$ ,  $c$ ,  $o$ , ve  $s$  ise hidrojen, karbon, oksijen ve kükürt’ün atom numaralarını belirtmektedir.

Ekserji verimi, geliştirme potansiyeli, göreceli tersinmezlik, yakıt tüketim oranı ve üretkenlik kaybı genel olarak ekserjetik performans ölçmek için kullanılan parametrelerdir. Buna göre, ekserji verimi ürün ekserjisinin yakıt ekserjisine oranı olarak tanımlanabilir (Bejan vd., 1995 ve Xiang vd., 2004):

$$\varepsilon = \frac{\dot{P}}{\dot{F}} \quad (10)$$

Geliştirme potansiyeli bir diğer performans parametresi olarak, sistemdeki ekserji yıkımının azaltılması oranı olarak tanımlanabilir (van Gool, 1992):

$$\dot{I}P = \dot{D}(1 - \varepsilon) \quad (11)$$

Göreceli tersinmezlik sistemin bir bileşeninin ekserji yıkım miktarının tüm sistemin ekserji yıkım miktarına oranı şeklinde verilmektedir (Xiang vd., 2004):

$$\chi = \frac{\dot{D}}{\sum \dot{D}} \quad (12)$$

Yakıt tüketim oranı sistemin bir bileşeninin ekserji yıkımının tüm sistemin toplam yakıt ekserjisine oranı olarak belirtilmektedir (Xiang vd., 2004):

$$\delta = \frac{\dot{D}}{\sum \dot{F}} \quad (13)$$

Üretkenlik kaybı ise yakıt tüketim oranına benzer şekilde, ekserji yıkımı formunda ürün kayıp miktarını açıklamakta yani ürün ekserjisinin ne kadarının yıkım olarak kaybedildiğini açıklamaktadır (Xiang vd., 2004):

$$\xi = \frac{\dot{D}}{\sum \dot{P}} \quad (14)$$

#### 2.4. Ekonomik Analiz

Bu çalışmada, ekonomi analizi için düzeltilmiş maliyet yöntemi kullanılmıştır. Bu yöntemde göre, sistemin mevcut değeri, hurda değeri, mevcut değer faktörü, yıllık sermaye maliyeti, sermaye geri kazanım faktörü ve yıllık ekipman maliyeti değerleri elde edilebilmektedir (Balli, vd.,2008, Aydın vd., 2012):

$$PW = CIC - S PWF(i, n) \quad (15)$$

$$S = CIC j \quad (16)$$

$$PWF = \frac{1}{(1+i)^n} \quad (17)$$

$$ACIC = PW CRF(i, n) \quad (18)$$

$$CRF = \frac{i(1+i)^n}{(1+i)^n - 1} \quad (19)$$

$$\dot{Z}^T = \frac{\phi ACIC}{3600\tau} \quad (20)$$

Burada,  $\phi$  tüm sistemin işletim ve bakım maliyetini simgelemektedir. Denklem 20 ayrıca herhangi bir sistem komponenti için, işletme ve bakım maliyeti değişimine göre saatlik düzeltilmiş sermaye yatırım maliyeti olarak da aşağıdaki şekilde türetilebilir (Balli, vd.,2008, Aydın vd., 2012):

$$\dot{Z}^{CIC} = \frac{ACIC}{\tau} \quad (21)$$

Bir sistem komponenti için saatlik düzeltilmiş sermaye yatırım maliyeti aşağıdaki şekilde yazılabilir (Balli, vd.,2008, Aydın vd., 2012):

$$\dot{Z}_k^{CIC} = \dot{Z}^{CIC} \frac{PEC_k}{\sum PEC} \quad (22)$$

Benzer şekilde, bir sistem komponenti için saatlik düzeltilmiş işletme ve bakım maliyeti ise (Balli, vd.,2008, Aydın vd., 2012):

$$\dot{Z}_k^{OM} = \frac{\dot{C}^{OM} PEC_k}{\tau \sum PEC} \quad (23)$$

Yakıtın ekserjetik saatlik düzeltilmiş maliyeti ise (Balli, vd.,2008, Aydın vd., 2012):

$$\dot{C}^f = \frac{F \dot{C}_e LHV}{\tau ex^{CH}} \quad (24)$$

#### 2.5. Eksergoekonomik Analiz

Literatürde, çok sayıda yöntem ile ekserji ve ekonomi analizleri birleştirilmiştir (Torres vd.,2002, Lazzaretto ve Tsatsaronis, 2006, Rosen ve Dincer 2003, Kwak vd., 2003). Bu çalışmada ise, birçok çalışmada tercih edilmiş olan özgül ekserji maliyeti (SPECO) yöntemi tercih edilmiştir. SPECO yöntemi yakıt ve ürün kuralına dayanmaktadır. Yakıt kuralı, bir ekserji akımı içerisinde herhangi bir sistem bileşeninden ekserjinin çıkarılarak, yakıtın tanımında giriş ve çıkış arasındaki ekserji farkı dikkate alınır. Ürün kuralı ise, ilgili sistem bileşeninin içindeki bir ekserji akımına ayrıca ekserji eklenmesi durumunu tanımlamaktadır. Ürün yaklaşımı, sistem bileşeni içinde ürün olarak tanımlanan akımlara eklenecek her ekserji akımının aynı ortalama maliyette olduğunu öngörmektedir. SPECO yaklaşımına göre tüm sistem ve komponentleri için geçerli olan maliyet denge denklemi aşağıdaki şekilde yazılabilir (Balli vd.,2008, Bejan vd., 1995 ve Lazzaretto ve Tsatsaronis, 2006):

$$\sum_{in} \dot{C} + \dot{Z}^T = \sum_{out} \dot{C} + \dot{C}_W \quad (25)$$

Burada,  $\dot{C}$  ve  $\dot{C}_W$  ekserji akımlarının ve gücün ekserji maliyetlerini göstermektedir.  $\dot{Z}^T$  ise incelenen sistemin toplam düzeltilmiş maliyetini simgelemekte ve aşağıdaki şekilde hesaplanmaktadır:

$$\dot{Z}^T = \dot{Z}^{CIC} + \dot{Z}^{OM} \quad (26)$$

### 3. DENEYSEL TURBOJET MOTORUN İNCELENMESİ

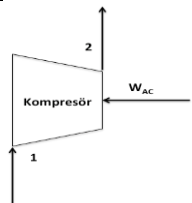
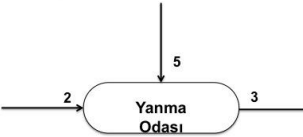
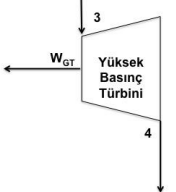
#### 3.1. Sistem Tanımı ve Varsayımlar

Birinci ve ikinci termodinamik yasaları için sistemin iyi tanımlanması önemlidir. Tüm sistemin şematik gösterimi Şekil 2’de gösterilmiştir. Ek olarak, bu çalışmada kabul edilen varsayımlar aşağıdadır:

- Gaz türbin motor durağan durum ve durağan akış koşullarında çalışmıştır. Deneyler test odasında statik koşullarda yapılmıştır.
- Kompresör, yanma odası ve türbin komponentleri adyabatiktir.
- Yanma odasındaki basınç düşümü ihmal edilebilir seviyededir.
- Kinetik, potansiyel enerji ve ekserjilerdeki değişimler ihmal edilebilir seviyededir.

- Standart jet yakıt ve biyoyakıtın kimyasal formülleri sırasıyla  $C_{12}H_{23}$  (Baklacioglu vd., 2015) ve  $C_{19}H_{36}O_2$  olarak alınmıştır (Habib vd., 2010).
- Alt ısı değerleri sırasıyla jet yakıt için  $42800 \text{ kJ}\cdot\text{kg}^{-1}$ , biyoyakıt için ise  $37400 \text{ kJ}\cdot\text{kg}^{-1}$  olarak alınmıştır.

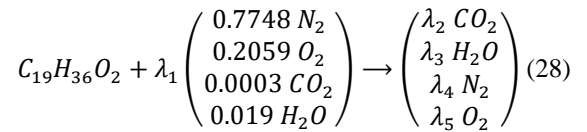
Tablo 2: Motor komponentlerinin enerji korunumu, ekserji ve eksergoekonomi denge denklemleri

Komponent	Kontrol Hacmi	Enerji ve Ekserji Denklemleri	Eksergoekonomi Denklemleri
Kompresör (K)		$\dot{W}_K + \dot{E}X_1 - \dot{E}X_2 = \dot{D}_K$ $\dot{W}_K = \dot{m}(h_2 - h_1)$ $\epsilon_K = \frac{\dot{E}X_2 - \dot{E}X_1}{\dot{W}_K}$	$\dot{C}_1 + \dot{C}_{W,K} - \dot{C}_2 + \dot{Z}_K^T = 0$
Yanma Odası (YO)		$\dot{E}X_2 + \dot{E}X_5 - \dot{E}X_3 = \dot{D}_{YO}$ $\epsilon_{YO} = \frac{\dot{E}X_3}{\dot{E}X_2 + \dot{E}X_5}$	$\dot{C}_2 + \dot{C}_5 - \dot{C}_3 + \dot{Z}_{YO}^T = 0$
Yüksek Basınç Türbini (YBT)		$\dot{E}X_3 - \dot{E}X_4 - \dot{W}_{YBT} = \dot{D}_{YBT}$ $\dot{W}_{YBT} = \dot{m}(h_3 - h_4)$ $\epsilon_{YBT} = \frac{\dot{W}_{YBT}}{\dot{E}X_3 - \dot{E}X_4}$	$\dot{C}_3 + \dot{C}_{W,YBT} - \dot{C}_4 + \dot{Z}_{YBT}^T = 0$

Tablo 3: Yanma denklemleri katsayıları

Sabit	JetYakıtı		Biyoyakıt	
	İdeal	Gerçek	İdeal	Gerçek
$\lambda_1$	82.29	368.66	131.13	574.94
$\lambda_2$	12.024	12.11	19.04	19.17
$\lambda_3$	13.063	18.50	20.50	28.92
$\lambda_4$	61.289	274.58	97.66	428.21
$\lambda_5$	0.00	58.15	0.00	90.38

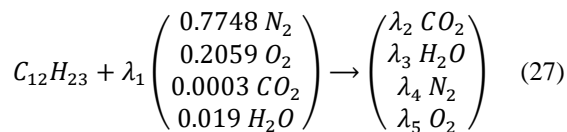
- Deneysel sırasındaki ortam koşulları sıcaklık ve basınç değerleri sırasıyla 306 K ve 91.4 kPa olarak alınmıştır.
- Havanın bileşimi %77.48 nitrojen, %20.59 oksijen, %0.03 karbon dioksit ve %1.9 su buharı olarak kabul edilmiştir.
- Hava ve yanmış egzoz gazları ideal gaz olarak kabul edilmiştir.



Yanma denklemlerindeki,  $\lambda_1$ ,  $\lambda_2$ ,  $\lambda_3$ ,  $\lambda_4$  ve  $\lambda_5$  ise, yanma reaksiyon katsayılarını simgelemekte ve değerleri Tablo 3’de verilmiştir.

### 3.2. Motor Komponentlerinin I. ve II. Yasa Analizleri

Yapılan varsayımlara göre, her bir komponenti için enerji korunumu ve ekserji denge denklemleri Tablo 2’de verilmiştir. Diğer taraftan, jet yakıt ve biyoyakıt için yanma denklemleri sırasıyla aşağıdaki şekilde yazılmıştır:



### 3.3. Motor Komponentlerinin Eksergoekonomik Analizleri

Ekserji ve ekonomi analizini yapmadan önce, sistemin ekonomik verisi elde edilmelidir. Turbojet motorun analizi için gerekli ekonomik veriler Tablo 4 ve 5’de verilmiştir. Ayrıca, Denklem 25’in her bir motor komponenti için düzenlenmiş durumları Tablo 2’de verilmiştir. Tüm motor için ise eksergoekonomik denge denklemleri:

$$\dot{C}_1 + \dot{C}_5 - \dot{C}_4 + \dot{Z}_{TJE}^T = 0 \quad (29)$$



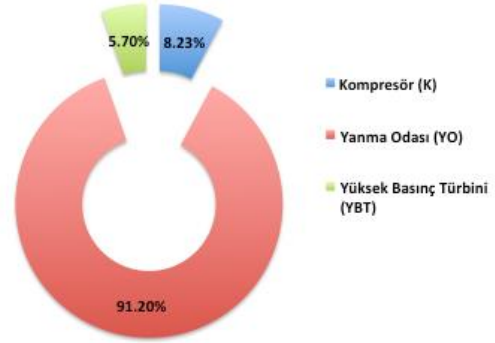
Tablo 4: Turbojet motorun ve komponentlerinin yatırım maliyetleri

Komponent	PEC (US\$)	$\dot{Z}_k^{CIC}$ (US\$/h)	$\dot{Z}_k^{OM}$ (US\$/h)	$\dot{Z}^T$ (US\$/h)
Kompresör (K)	1070.70	205.22	178.45	383.67
Yanma Odası (YO)	797.98	152.95	133.00	285.94
Yüksek Basınç Türbini (YBT)	1131.30	216.83	188.55	405.38
Turbojet Motor (TJ)	3000.00	575.00	500.00	1074.99

Tablo 5: Eksergoekonomi analizi için ekonomik girdi parametreleri

Parametre	Birim	Değer
CIC	US\$	3000
OM	US\$.yr <sup>-1</sup>	400
i	%	10
j	%	15
n	yr	10
$\tau$	h. yr <sup>-1</sup>	0.8
PR (Jet Yakıt)	TL.lt <sup>-1</sup>	3
PR (Biyoyakıt)	TL.lt <sup>-1</sup>	3
ER	TL.US\$ <sup>-1</sup>	3

Tabloya ek olarak, Şekil 3 farklı bir bakış açısından yanma odasındaki en yüksek ekserji yıkımını göstermektedir.



Şekil 3: Jet yakıt ile komponentlerin göreceli tersinmezlik değerleri

#### 4. BULGULAR VE DEĞERLENDİRMELER

Bu çalışmada, küçük ölçekli bir turbojet motoru ekserji ve eksergoekonomi yöntemleri ile incelenmiştir. Bu inceleme standart jet yakıt ve biyoyakıt kullanım durumları için yapılmıştır. Böylece, performans ve eksergoekonomi karşılaştırması da turbojet motor için yapılmıştır.

##### 4.1. Ekserji Analiz Sonuçları

Standart havacılık yakıtıyla beslenen turbojet motor için ekserji analizi Tablo 6'da sunulmuştur. En yüksek ekserji yıkımı diğer tüm komponentlere kıyasla yanma odasında gerçekleşmektedir. Kompresör, yanma odası ve gaz türbini bileşenleri için ise ekserji yıkım oranları sırasıyla 10.10 kW, 111.98 kW ve 0.70 kW'dır. Bilindiği gibi, ekserji yıkımı sistemdeki tersinmezliği ve verimliliği belirtmektedir. Bu nedenle, yüksek basınç türbini sistemdeki en yüksek ekserji verimine sahiptir. Kompresör, yanma odası ve yüksek basınç türbini bileşenlerinin ekserji verimleri sırasıyla %75.22, %48.34 ve %98.44 olarak tespit edilmiştir. Tablo 6'dan da anlaşılabilir gibi, yakıt tüketim oranı ve tersinmezlik ekserji verimliliği ile ters orantılıdır.

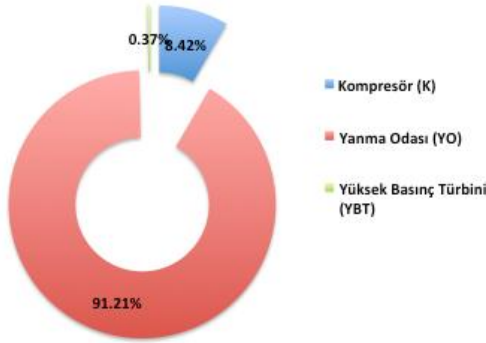
Tablo 7, biyoyakıtla beslenen turbojet motorunun ekserji analizinden elde edilen sonuçlarını özetlemektedir. Standart havacılık yakıtı durumuna benzer şekilde ekserjetik yaklaşım yapılabilir. Tablo 7'den anlaşılacağı üzere kompresör, yanma odası ve yüksek basınç türbini komponentleri için ekserji yıkım oranı sırasıyla 10.54 kW, 114.21 kW ve 0.46 kW olarak hesaplanmıştır. Komponentlerdeki ekserji yıkım oranı ile ters orantılı olarak, kompresör, yanma odası ve yüksek basınç türbini için ekserji verimleri sırasıyla %74.52, %47.68 ve %99.00 olarak bulunmuştur. Ekserji yıkım ve iyileştirme potansiyeli arasındaki ilişkiye bağlı olarak, iyileştirme potansiyeli oranları kompresör ve yanma odası için sırasıyla 2.69 kW ve 59.76 kW'tır. Ek olarak, yüksek basınç türbini komponentinin iyileştirme potansiyeli, sıfıra yakın olması nedeniyle göz ardı edilebilir. Bileşenlerin görece ekserji yıkımları da Şekil 4'te gösterilmektedir.

Tablo 6: Jet yakıt ile ekserji analiz sonuçları

Komponent	F (kW)	P (kW)	D (kW)	$\epsilon$ (%)	IP (kW)	$\chi$ (%)	$\delta$	$\xi$
Kompresör (K)	40.75	30.65	10.10	75.22	2.50	8.23	0.03	0.06
Yanma Odası (YO)	216.76	104.78	111.98	48.34	57.85	91.20	0.37	0.62
Yüksek Basınç Türbini (YBT)	45.23	44.52	0.70	98.44	0.01	0.57	0.00	0.00

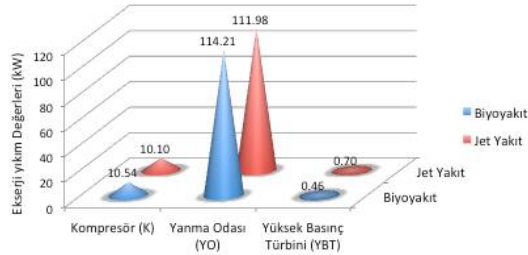
Tablo 7: Biyoyakıt ile ekserji analiz sonuçları

Komponent	$F$ (kW)	$P$ (kW)	$D$ (kW)	$\varepsilon$ (%)	$IP$ (kW)	$\chi$ (%)	$\delta$	$\xi$
Kompresör (K)	41.37	30.83	10.54	74.52	2.69	8.42	0.03	0.06
Yanma Odası (YO)	218.28	104.07	114.21	47.68	59.76	91.21	0.37	0.63
Yüksek Basınç Türbini (YBT)	45.87	45.41	0.46	99.00	0.00	0.37	0.00	0.00

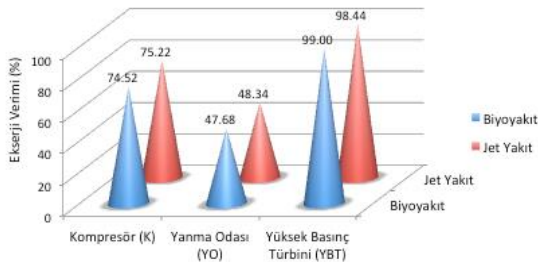


Şekil 4: Biyoyakıt ile komponentlerin göreceli tersinmezlik değerleri

Şekil 5, motor standart havacılık yakıtı ve biyoyakıt ile çalıştırılırken, motor komponentlerindeki ekserji yıkım oranlarını karşılaştırmak üzere çizilmiştir. Standart havacılık yakıtıyla beslenen motor için, kompresör ve yanma odası içerisindeki ekserji yıkım oranı, biyoyakıt kullanım durumundan daha yüksektir. Öte yandan, yüksek basınç türbinindeki ekserji yıkım oranı, biyoyakıt kullanım durumunda daha yüksek olmaktadır. Komponentlerin ekserji verimliliği değerlerine bakıldığında, Şekil 6'ya göre biyoyakıt kullanımı, kompresörün ve yüksek basınç türbininin ekserji verimliliğini artırırken, yanma odasının ekserjetik performansı bozulmaktadır.

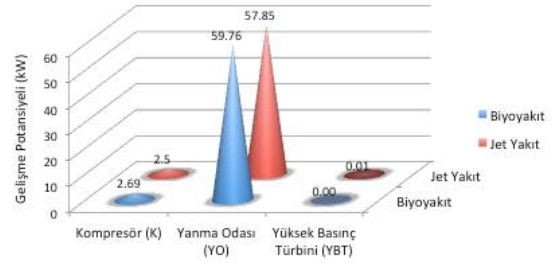


Şekil 5: Komponentlerin ekserji yıkım değerleri



Şekil 6: Komponentlerin ekserji verimleri

Şekil 7'den açıkça anlaşıldığı üzere, motor standart havacılık yakıtını kullanırken, yüksek basınç türbini hariç diğer komponentler biyoyakıt kullanım durumuna göre daha az iyileştirme potansiyeline sahiptir. Yüksek basınç türbini iyileştirme potansiyeli ise biyoyakıt kullanımında iyileştirmeye ihtiyaç duymamaktadır.



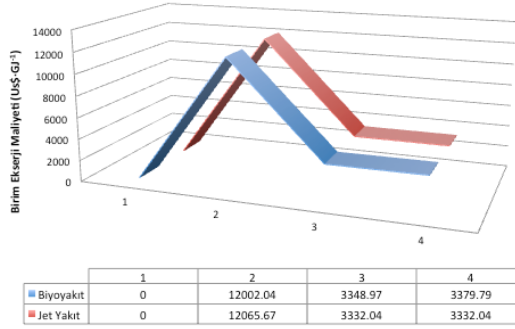
Şekil 7: Komponentlerin gelişme potansiyelleri

#### 4.2. Eksergoekonomik Analiz Sonuçları

Standart havacılık ve biyoyakıtın saatlik kullanım maliyetleri sırasıyla 7.070 US\$ ve 8.215 US\$ olarak elde edilmiştir. Böylece, düzeltilmiş maliyetler ile ekserjetik maliyet değerleri her bir motor istasyonunda hesaplanmıştır. Her bir akım için ekserji ve birim ekserji maliyeti Table 8'de verilmiştir. Burada, yanma odasının birim yakıt ekserji maliyeti standart havacılık yakıtı için 9.060 US\$·GJ<sup>-1</sup>, biyoyakıt için ise 10.455 US\$·GJ<sup>-1</sup> olarak bulunmuştur. Ek olarak, Şekil 8'de de görüleceği üzere, ekserji maliyeti yanma odası çıkışında en yüksek iken, kompresör girişinde ortam şartları nedeniyle ekserji maliyeti bulunmamaktadır. Bu durum her iki yakıt kullanımı için de geçerli olmaktadır.

Tablo 8: Eksergoekonomi sonuçları

İstasyon No	Jet Yakıtı			Biyoyakıt		
	$\dot{E}_x$ (GJ/h)	$\dot{C}$ (US\$/h)	$c$ (US\$/GJ)	$\dot{E}_x$ (GJ/h)	$\dot{C}$ (US\$/h)	$c$ (US\$/GJ)
1	0	0	0	0	0	0
2	0.11	1331.64	12065.67	0.11	1332.21	12002.04
3	0.49	1624.65	3332.04	0.48	1626.37	3348.97
4	0.32	1082.06	3332.04	0.32	1083.21	3379.79
5	0.78	7.07	9.06	0.78	8.22	10.46



Şekil 8: Turbojet motorda ekserji akım maliyetlerinin değişimi

## 5. SONUÇ

Bu çalışma ekserji tabanlı yöntemler kullanarak deneysel bir turbojet motorun performans ve ekonomik parametrelerini karşılaştırması nedeniyle literatüre katkıda bulunmaktadır. Bu çalışmanın sonunda, aşağıdaki çıkarımlar yapılabilir:

- İncelenen turbojet motorda biyoyakıt kullanımı önemli bir performans iyileştirmesine neden olmamıştır.
- Standart havacılık yakıtı kullanım durumuna benzer şekilde, motor biyoyakıt ile çalıştırıldığında da en yüksek ekserji yıkımı yanma odasında gerçekleşmektedir.
- Biyoyakıtın daha yüksek ekserji maliyetine sahip olması, standart havacılık yakıtı yerine kullanım için ekonomik olarak değerlendirilmesi gereken bir parametre olmaktadır.
- Biyoyakıt ile kullanımda, motorun ekserjetik performansında önemli bir gelişme yada kayıp olmamaktadır.

## TEŞEKKÜR

Yazarlar, bu araştırmaya 1503F106 no'lu BAP projesi ile verilen destek nedeniyle Anadolu Üniversitesi'ne teşekkür ederler.

## SEMBOLLER DİZİNİ

ACIC	Yıllık sermaye maliyeti (US\$/yr <sup>-1</sup> )
$c$	Ortalama birim ekserji maliyeti (US\$/GJ <sup>-1</sup> )
$c_p$	Sabit basınçta özgül ısı (kJ·kg <sup>-1</sup> ·K <sup>-1</sup> )
$C$	Ekserji maliyeti (US\$/h <sup>-1</sup> )
CIC	Sermaye maliyeti (US\$)

CRF	Sermayenin yeniden elde edilmesi faktörü
$\dot{D}$	Ekserji yıkımı (kW)
$e_x$	Özgül ekserji (kJ·kg <sup>-1</sup> )
$\dot{E}_x$	Ekserji akımı (kW)
$\dot{F}$	Yakıt ekserjisi (kW)
$\dot{F}C$	Yıllık yakıt maliyeti (US\$/yr <sup>-1</sup> )
$h$	Özgül entalpi (kJ·kg <sup>-1</sup> )
$\dot{I}P$	Geliştirme potansiyeli (kW)
$i$	Faiz oranı (%)
$j$	Amortisman oranı (%)
$K$	Kompresör
$\dot{L}$	Birim zamanda ekserji kaybı (kW)
LHV	Alt ısıl değer (kJ·kg <sup>-1</sup> )
$\dot{m}$	Kütle akışı (kg·s <sup>-1</sup> )
$\dot{P}$	Ürün ekserjisi (kW)
$P$	Basınç (kPa)
PEC	Satın alınan ekipman maliyeti (US\$)
PW	Mevcut değer (US\$)
PWF	Mevcut değer faktörü
$\dot{Q}$	Isı (kW)
$R_u$	Evrensel gaz sabiti (kJ·kg <sup>-1</sup> ·K <sup>-1</sup> )
$S$	Hurda değeri (US\$)
$T$	Sıcaklık (K)
TJ	Turbojet motor
$\dot{W}$	İş (kW)
$x$	Mol kesri
YBT	Yüksek basınç türbini
YO	Yanma odası
$\dot{Z}$	Sermaye maliyet akımı (US\$/h <sup>-1</sup> )
$\gamma$	Ekserjinin enerjiye oranı
$\delta$	Yakıt tüketim oranı
$\varepsilon$	Ekserji verimi
$\xi$	Üretkenlik kaybı
$\tau$	Tam yükte yıllık çalışma saati (h)
$\chi$	Görelî tersinmezlik
$\phi$	İşletme ve bakım faktörü

## İndisler

0	Referans hal
a	Hava
CH	Kimyasal
e	Enerjetik
f	Yakıt
in	Giriş
k	Bileşen
KN	Kinetik
mix	Karışım
OM	İşletme ve bakım

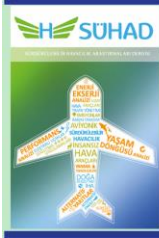
out	Çıkış
PH	Fiziksel
PT	Potansiyel
T	Toplam
W	İş

#### KAYNAKLAR

- Aydin, H., Turan, O., Midilli, A. and Karakoc, T.H. (2012) 'Exergetic and exergo-economic analysis of a turboprop engine: a case study for CT7-9C', *Int. J. Exergy*, Vol. 11, No. 1, pp.69–88.
- Aydin, H., Turan, O., Midilli, A., Karakoc, T.H., (2013).Energetic and exergetic performance assessment of a turboprop engine at various loads, *International Journal of Exergy* 13: 543-564.
- Baklacioglu, T., Turan, O., Aydin, H. (2015). Dynamic modeling of exergy efficiency of turboprop engine components using hybrid genetic algorithm-artificial neural networks. *Energy*.
- Balli, O., (2014).Afterburning effect on the energetic and exergetic performance of an experimental turbojet engine (TJE), *International Journal of Exergy* 14: 212-243.
- Balli, O., Aras, H., Aras, N., Hepbasli, A., (2008).Exergetic and exergoeconomic analysis of an Aircraft Jet Engine (AJE), *International Journal of Exergy* 5: 567-581.
- Balli, O., Hepbasli, A., (2014).Exergoeconomic, sustainability and environmental damage cost analyses of T56 turboprop engine, *Energy* 64 582-600.
- Bejan A, Tsatsaronis G, Moran M. (1995) *Thermal design and optimization*, John Wiley & Sons Inc.
- Bilgen, S., Sarıkaya, İ. (2015). Exergy for environment, ecology and sustainable development. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 51, 1115-1131.ZZ
- Boyce, M. P. (2011). *Gas turbine engineering handbook*. Elsevier.
- C. Rojo, X. Vancassel, P. Mirabel, J.-L. Ponche, F. Garnier, (2015). Impact of alternative jet fuels on aircraft-induced aerosols, *Fuel*, Volume 144, Pages 335-341, doi: 10.1016/j.fuel.2014.12.021.
- Dincer, I. Rosen, M. A. (2012) *Exergy: Energy, Environment and Sustainable Development*, Elsevier.
- Dincer, I., & Cengel, Y. A. (2001). Energy, entropy and exergy concepts and their roles in thermal engineering. *Entropy*, 3(3), 116-149.
- Ehyaiei, M.A., Anjiridezfuli, A., Rosen, M.A., (2013). Exergetic analysis of an aircraft turbojet engine with an afterburner, *Thermal Science* 17: 1181-1194.
- Ekici, S., Altuntas, O., Açıkkalp, E., Sogut, M. Z., Karakoc, T.H., (2016). Assessment of thermodynamic performance and exergetic sustainability of turboprop engine using mixture of kerosene and methanol, *International Journal of Exergy*, 19, 295-314.
- El-Sayed, A.F. (2008). *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines*. CRC Press.
- İnternet,2017, <https://grabcad.com/library/wrenmw54-gas-turbine-engine-1>
- Jeffrey M. Bergthorson, Murray J. Thomson, (2015).A review of the combustion and emissions properties of advanced transportation biofuels and their impact on existing and future engines, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, Volume 42, Pages 1393-1417, doi: 10.1016/j.rser.2014.10.034.
- Kanoğlu, M., Çengel, Y. A., & Dinçer, İ. (2012). Efficiency, Environment, and Sustainability. In *Efficiency Evaluation of Energy Systems* (pp. 1-7). Springer New York.
- Kotas, T.J. (1985). *the Exergy Method of Thermal Plant Analysis*. Anchor Brendon Ltd.
- Kwak, H. Y., Kim, D. J., Jeon, J. S., (2003). Exergetic and thermoeconomic analyses of power plants. *Energy*, 28: 343-360.
- Lazzaretto, A., Tsatsaronis, G., (2006).SPECO: a systematic and general methodology for calculating efficiencies and costs in thermal systems. *Energy*, 31,1257-1289.
- Mattingly, J.D., Heiser, W.H., Pratt, D.T. (2002). *Aircraft engine design* (2nd Ed.). AIAA Education Series.
- Niven Winchester, Robert Malina, Mark D. Staples, Steven R.H. Barrett, (2015).The impact of advanced biofuels on aviation emissions and operations in the U.S., *Energy Economics*, Volume 49, Pages 482-491, doi: 10.1016/j.eneco.2015.03.024.
- Paulo André Cremonez, Michael Feroldi, Amanda Viana de Araújo, Maykon Negreiros Borges, Thompson Weiser Meier, Armin Feiden, Joel Gustavo Teleken, (2015).Biofuels in Brazilian aviation: Current scenario and prospects, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, Volume 43, Pages 1063-1072, doi: 10.1016/j.rser.2014.11.097.
- Rosen, M. A., Dincer, I., (2003).Exergy–cost–energy–mass analysis of thermal systems and processes. *Energy Conversion and Management*, 44, 1633-1651.
- Sohret, Y., Dinc, A., Karakoc, T.H., (2015).Exergy analysis of a turbofan engine for an unmanned aerial vehicle during a surveillance mission, *Energy* 93: 716-729, doi: 10.1016/j.energy.2015.09.081
- Sohret, Y., Sogut, M.Z., Karakoc, T.H., Turan, O. (2016). Customized Application of Exergy Analysis Method to PW120A Turboprop Engine for Performance Evaluation. *International Journal of Exergy*, 20(1), 48-65, DOI: 10.1504/IJEX.2016.076678.

- Stougie, L., Kooi, H. J. V. D. (2012). Exergy and sustainability. *International Journal of Exergy*, 11(4), 508-517.
- Tai, V.C., See, P.C., Mares, C., (2014). Optimisation of energy and exergy of turbofan engines using genetic algorithms, *International Journal of Sustainable Aviation* 1: 25-42.
- Tona, C., Raviolo, P.A., Pellegrini, L.F., de Oliveira Jr. S., (2010). Exergy and thermoeconomic analysis of a turbofan engine during a typical commercial flight, *Energy* 35: 952-959.
- Torres, C., Valero, A., Serra, L., & Royo, J., (2002). Structural theory and thermoeconomic diagnosis: Part I. On malfunction and dysfunction analysis. *Energy conversion and management*, 43: 1503-1518.
- Tsatsaronis, G. (2007). Definitions and nomenclature in exergy analysis and exergoeconomics. *Energy*, 32(4), 249-253.
- Tsatsaronis, G., & Morosuk, T. (2015). Understanding the Formation of Costs and Environmental Impacts Using Exergy-Based Methods. In *Energy Security and Development* (pp. 271-291). Springer India.
- Turan, O., Aydın, H., Karakoc, T.H., Midilli, A., (2014). Some exergetic measures of a JT8D turbofan engine, *Journal of Automation and Control Engineering* 2: 110-114.
- van Gool, W. (1992). Exergy analysis of industrial processes. *Energy*, 17(8), pp.791-803.
- Xiang, J., Cali, M. and Santarelli, M. (2004). Calculation for physical and chemical exergy of flows in systems elaborating mixed-phase flows and a case study in an IRSOFC plant. *International Journal of Energy Research*, 28(2), pp.101-115
- Zafar, S. Dincer, I. (2014). Energy, exergy and exergoeconomic analyses of a combined renewable energy system for residential applications, *Energy and Buildings* 71: 68-79.
- Zehra Habib, Ramkumar Parthasarathy, Subramanyam Gollahalli, (2010). Performance and emission characteristics of biofuel in a small-scale gas turbine engine, *Applied Energy*, Volume 87, Issue 5, Pages 1701-1709, doi: 10.1016/j.apenergy.2009.10.024.





## MHA TASARIMLARINA İLHAM VEREN KANATLI BÖCEKLERİN UÇUŞ ÖZELLİKLERİ

Dilek Funda KURTULUŞ<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Dilek Funda KURTULUŞ, ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, Email: [kurtulus@metu.edu.tr](mailto:kurtulus@metu.edu.tr)

DOI: [10.23890/SUHAD.2017.0203](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2017.0203)

### ÖZET

Son yıllarda çırpan kanatlı mikro insansız hava araçları aerodinamiği üzerine çokça incelemeler yapılmaktadır. Kuşlar, böcekler gibi doğal uçan hayvanların uçuş mekanizmaları analiz edilerek insan yapımı robotik insansız hava araçları üretilmektedir. Genel olarak düşük Reynolds sayısındaki akışların incelendiği çalışmalar hem biyolojik uçan hayvanları hem de insan yapımı Mikro Hava Araçları (MHA) kapsamaktadır. Bu çalışmada kanatlı böceklerin uçuşları ve özellikleri mikro hava araçları tasarımına ilham teşkil etmeleri adına özetlenmiştir. Çalışmada ayrıca deneysel çalışmalarda kullanılabilecek boyut analizi gösterilmiştir.

**Anahtar Kelimeler:** Mikro hava araçları, çırpan kanat, kanatlı böcekler, boyut analizi

### FLIGHT PROPERTIES OF WINGED INSECTS WHICH INSPIRES THE DESIGNS OF MAVS

#### ABSTRACT

In the last years, there has been lots of investigation on the aerodynamics of flapping wing micro air vehicles. By analysing the flapping mechanics of natural flyers like birds and insects, human made robotical unmanned aircrafts are manufactured. In general, the works which investigates the flows at low Reynolds numbers covers both the biological flyers and human-made Micro Air Vehicles (MAV). In this work, the flight and properties of winged insects are summarized for the purpose of giving inspiration for the designs of Micro Air Vehicles. In addition, dimensional analysis which could be used for the experimental works is shown.

**Keywords:** Micro air vehicles, flapping wing, winged insects, dimensional analysis

#### 1. GİRİŞ

Son yıllarda, mikro hava araçları özellikle gözlem ve teslimat gibi askeri ve sivil uygulamalarda çok popüler olmuştur (Babinsky vd. 2010, Ol vd. 2012). Gelişen teknolojiler ve yapılan bilimsel çalışmalar sayesinde mini ve nano hava araçlarının üretimi sağlanmaktadır. Son yıllarda özellikle çırpan kanatlı mikro hava araçları sabit kanatlılara alternatif olarak görülmektedir. Çırpan kanatlı mikro hava araçlarının avantajları arasında yüksek manevra kabiliyeti, hızlı konumlanabilme, sessiz olma, hafif olma, küçük boyutlu olma bulunmaktadır.

Düşük Reynolds sayılarındaki çalışmalar hem kuş/böcek gibi uçan hayvanların özelliklerini anlamak açısından hem de mikro insansız hava araçlarının geliştirilmesi açısından önem arz etmektedir. Maksimum boyutu 15 cm olan ve uçuş hızları 10 m/s civarında bulunan MHA'ların farklı çevreleri gözleme, inceleme ve insanın

giremeyeceği tehlikeli ve küçük alanlara girebilme özellikleri sebebi ile son yıllarda bu konudaki çalışmalara büyük hız verilmiştir. Genel olarak düşük Reynolds sayısındaki akışların incelendiği çalışmalar hem biyolojik uçan hayvanları hem de insan yapımı Mikro Hava Araçları (MHA) kapsamaktadır.

Diğer uçakların aksine bu küçük boyutlu araçların uçuş rejimi 105 Reynolds sayısı ve altında olmaktadır. Düşük Reynolds sayılarındaki çalışmaların azlığı sebebiyle de bu rejimdeki akımlar çok iyi bilinmemektedir (Kurtulus 2015, 2016). Aerodinamik karakteristiklerinin yüksek Reynolds sayılarına göre büyük ölçüde değiştiği anlaşılmaktadır (Kurtulus vd. 2007, 2008). Akış ayrılması ve laminar akımdan türbülanslı akıma geçişte efektif kanat şeklinde değişime sebebiyet vermekte ve bu durum aerodinamik performansı etkilemektedir. Çok hafif yapılı olan bu araçlar aynı

zamanda çok düşük hızlarda hareket etmeleri sebebi ile ani rüzgâr değişimlerine karşı da çok duyarlı olmaktadır. Ayrıca kanat yapılarının çok esnek olması sebebi ile uçuş boyunca deforme olurlar. Bunun sonucunda zamana bağlı aeroelastik kuvvetlerin hesaba katılması gerekmekte ve uçuş performansının analizleri güçleşmektedir (Shyy vd. 2013).

Çırpın kanatlı mini hava araçları için literatürde farklı mekanizma uygulamaları bulunmaktadır. Birçok araştırmacı DC motor ve/veya servo kullanarak mekanizmayı sürmektedir. Benzer mekanizmaların tasarımında daha önce çark ve yay sistemleri, 4 çubuklu mekanizmalar, farklı materyaller ve menteşeler kullanılmıştır. Bu doğrultuda daha kapsamlı bir literatür taranarak hali hazırda mevcut robot sistemlerinden ve doğada canlı bulunan sinek, kelebek veya kuş türlerinin kas yapılarından esinlenilecektir. Dişli ve dört-çubuk mekanizmaları kullanılarak çeşitli tasarımlar yapılmaktadır (Senol vd. 2015, 2017). Son zamanlarda ise gelişen teknoloji ile birlikte piezoelektrik malzemeler kullanılmaya başlanmıştır (Comez vd. 2015).

Biyo-esinlenmiş çırpın kanat tasarımı büyüyen bir araştırma alanı olmakla birlikte mühendisler, çırpın kanat sistemlerini tasarımlarına adapte etmek için çeşitli yollar aramaktalar. Genellikle, bu alanda çalışan insanlar düşük Reynolds sayısı ile uçanları taklit etmek için ornitopter mekanizmasını kullanmaktadırlar (Tanaka vd. 2008, Wang vd. 2010). Fakat, ornitopter mekanizması aktüatöre ek olarak, dişli sistemi, uzun giriş çubuklara ihtiyaç duymakla birlikte uzun montaj süresi gerektirmekte ve biyo-uyumlu bir çözüm sunmamaktadır. Son dönemlerde, kolay üretilen ve sonucunda hafif bir yapı ortaya çıkaran origami tabanlı tasarımlara da odaklanılmıştır (Beker vd. 2017).

## 2. YÖNTEM

### 2.1 Kanatlı böcekler ve uçuş özellikleri

Dünyamızda milyon mertebesinde uçan böcek türü bulunmaktadır. Buna ek olarak 9000'e yakın kuş ve 1000 yarası türü vardır (Shyy vd. 2013). Kuşlar arasında arıkuşu (hummingbird) türünün havada asılı konumda durabilme özelliğine sahip olduğu görülmektedir. Kanatlı böceklerin havada asılı konumda kalabilme yetenekleri ağırlıklarına, kanat sayısına, kanat çırpma frekansına ve genliğine, kanat alanına bağlı olarak değişmektedir. Örneğin, arılar (Şekil 1) iki kanatlı yapıya sahip iken kelebekler (Şekil 2) veya yusuçuk böcekleri (Şekil 3) dört kanatlı yapıya sahiptirler.

Böcekler iki alt sınıfa ayrılmaktadır. Bunlar kanatsız böcekler (*Apterygota*) ve kanatlı böcekler (*Pterygota*)'dır. Kanatlı böceklerden bir kısmı kanatlarını karınlarına karşı düz bir şekilde katlama yeteneğine sahiptirler. Bunların büyük bir kısmı *Neoptera* (yeni kanat) olarak adlandırılmaktadır. Kanatlı böceklerden bir diğer kısmı da *Paleoptera*

(eski kanat) olarak adlandırılırlar çünkü *Neoptera* böceklerinin karmaşık kanat katlanma mekanizmasından yoksundurlar. *Paleoptera* takımındaki kanatlı böcekler farklı bir mekanizma kullanarak kanatlarını karınlarına geri katlayamazlar. *Neoptera* böceklerinden olan kelebekler ise kanatlarını karınlarına karşı katlayamazlar ama atalarının bu şekilde kanatlarını katlayabildikleri ve bu geçen süre zarfında bu özelliklerini kaybettikleri düşünülmektedir (New World Encyclopedia, 2008).

Kanatlı böcekler ayrıca kanat yapılarına göre de *Neuroptera* (sinir kanatlılar), *Hymenoptera* (zar kanatlılar), *Hemiptera* (yarım kanatlılar), *Coleoptera* (kın kanatlılar), *Lepidoptera* (pul kanatlılar) ve *Diptera* (çift kanatlılar) gibi çeşitli takımlara ayrılırlar.



Şekil 1: İşçi Arı (*Apis mellifera*) havada asılı konumda uçarken (© D. Funda Kurtuluş-Nikon D90, 2017)

Bazı böceklerde (örneğin düz kanatlar (Orthoptera), sinir kanatlılar (Neuroptera), termit (Isoptera), kızböcekleri (Odonata)) ön ve arka kanatlar uçuş sırasında bağımsız hareket ederler. Örneğin, ön kanat aşağı hareket ederken arka kanat yükselir, ön kanat yükseldiğinde de arka kanat aşağı doğru hareket eder (Wigglesworth, 1972).

Tek bir fonksiyonel şekil oluşturmak için kanatların modifikasyonu, ön kanatlar tarafından üretilen türbülanslı bölgede çırpın arka kanatların dezavantajını ortadan kaldırır. Bu durum düz kanatlar (Orthoptera)'da gözlemlenmekte olup, bir faz farkı yaratılarak ön kanatların yukarı ve aşağı vuruşu arka kanatların önünde gerçekleşmektedir. Yusuçuk böcekleri bu zorluğa aşmış ve kanat çırpma hareketinin sırasını tersine çevirerek nispeten daha etkili bir uçuş tipi geliştirmişlerdir. Arka kanat ilk önce çırpmakta ve gelen akımı ön kanadın çırpma hareketi etkisi olmadan yani akışın bozulmasına izin vermeden önce kullanmaktadır (Wigglesworth, 1972).

Arı, ileri ve geriye doğru hareketini veya havada asılı durmasını bir seferde çırpma hareketini yaptığı düzlemi değiştirerek elde etmektedir. Kanat çırpma

düzlemi yataya yaklaştığında yukarı doğru hareket artmakta ve ileri doğru hareket azalmaktadır. Her iki kanadının çırpma genliğini değiştirerek de yanal hareketler yarattığı görülmektedir. Çırpma frekansı aynı kalmakta ama çırpma hareketinin genliğini bir tarafta azaltarak ve hatta tamamen duruncaya kadar devam edebilmektedir ve böylece yanal hareketler sağlanmaktadır (Wigglesworth, 1972).



Şekil 2: Lahana kelebeği (Large White, *Pieris brassicae*) kanadının yukarı ve aşağı çırpma hareketleri (© D. Funda Kurtuluş-Nikon D90, 2017)

Yarasalar ve kelebekler gibi kanadın gövdeye ağırlık oranı ve atalet momenti büyük olan türler, bir çırpma hareketinde ani yön değişikliklerini kolaylıkla yapabilmektedir (Şekil 2). Bunların büyük atalet momentleri bir iki çırpma periyodunda dönüş manevraları yapabilmelerini sağlamaktadır. Fakat bununla beraber kanat ağırlığının fazla olması sebebiyle kanat çırpma hareketi için daha fazla enerji tüketmektedirler. Zamana bağlı çırpma hareketinin aerodinamiği direk olarak uçuş performans karakterini etkilemektedir. Bu sebeple zamana bağlı aerodinamik kuvvetler, bu tip türler için hem uçuş dinamiği hem de kontrolü ile çok yakından ilişkilidirler (Shyy vd. 2016).

Kaldırma kuvvetinin değişimi kanatlar arasındaki farklı kanat bükme şekilleri ile çoğunlukla kontrol edilmekte ve kanat çırpma frekansı ve çırpma açısının toplam genliği gibi parametreler çoğunlukla sabit kalmaktadır. Güç ise birçok kas lifinin hareket ettirilmesi ile kontrol edilmektedir. Arka kanatlar toplam kaldırma kuvveti ve itki kuvvetinin %70'ini karşılamaktadır ve bunun %80'i aşağı vuruş halinde oluşmaktadır. Aynı zamanda kanat kaslarının bazılarının ayrıca bacak kaslarına alternatif olarak kullanıldığı gözlemlenmiştir (Wigglesworth, 1972).



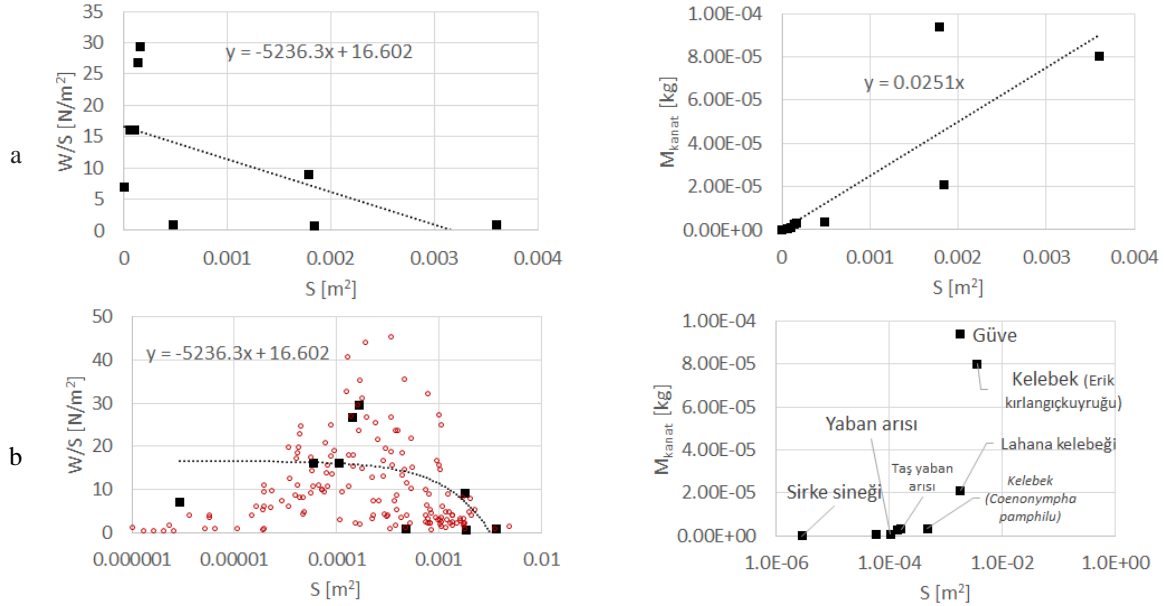
Şekil 3: Yusufçuk böceği (Dragonfly) kanatları esneklik ve anizotropik oluklu yapılar sergiler. Yusufçuk kanadının yakın plan görüntüsü (© D. Funda Kurtuluş, 2015)

Birçok küçük uçan türlerden düşük kanat-gövde ağırlık oranı ( $M_k/M_g$ ) olanlar, arıkuşu ve böcekler gibi (kelebekler hariç), tüm gövdenin manevra kabiliyetine nazaran daha hızlı kanat çırpma hareketine sahiptirler (Tablo 1). Kaldırma ve sürüklenme ve itki kuvvetlerinin bir çırpma periyodundaki değişimleri daha yumuşak bir şekilde değişmekle birlikte çırpan kanat aerodinamiğinin neredeyse statik olarak kabul edileceği anlamına gelmemektedir (Shyy vd. 2016). Şekil 4'de Tablo 1'deki verilerden yararlanılarak farklı kanatlı böceklerin kanat yükleri ( $W/S$ ) ve kanat kütleleri ( $M_k$ ), kanat alanına ( $S$ ) göre çizilmiştir. Kanat alanı ( $S$ ) çift kanatlı böcekler için her iki kanadın toplam alanını, dört kanatlı böcekler için de ön ve arka kanatların alanlarının toplamını ifade etmektedir. Farklı boyutlardaki böceklerin oluşturduğu dağılımın daha geniş bir alanda gözlemlenebilmesi amacı ile Şekil 4b'de kanat alanı ( $S$ ) logaritmik ölçekte çizilmiştir. Şekil 4b'de kırmızı yuvarlak semboller ile gösterilen verilen Byrne (1988)'den elde edilen 160 farklı kanatlı böcek türüne ait verilerdir.

Tablo 1'deki verilerden yararlanılarak oluşturulan Şekil 5'teki grafikler incelendiğinde, kanat/gövde ağırlık oranının yüksek olduğu kanatlı böcek türü olan güve ( $f=15$  Hz), kelebek vb. gibi böceklerin kanat çırpma frekanslarının düşük olduğu gözlemlenmektedir. Daha düşük kanat/gövde ağırlık oranına sahip arı veya sirke sineği gibi kanatlı böceklerde ise frekans 150 Hz ve üzerinde olmaktadır (Şekil 5a). Bu böceklerin kanat alanları da güve veya kelebeğe göre çok düşüktür (Şekil 5b).

Tablo 1: Arı, kelebek ve diğer bazı kanatlı böceklerin özellikleri (Shyy vd., 2013; Byrne, 1988)

	f [Hz]	Re	AR	S [m <sup>2</sup> ]	M <sub>g</sub> [kg]	M <sub>k</sub> [kg]	M <sub>k</sub> /M <sub>g</sub> [%]	W/S [N/m <sup>2</sup> ]
<b>ARI</b>								
Bal arısı ( <i>Apis mellifera</i> )	240	1900	6.62	5.98×10 <sup>-5</sup>	9.75×10 <sup>-5</sup>	4.25×10 <sup>-7</sup>	0.44	15.98
Taş yaban arısı ( <i>Bombus lapidaries</i> )			6.60	1.65×10 <sup>-4</sup>	4.95×10 <sup>-4</sup>	3.10×10 <sup>-6</sup>	0.63	29.40
Toprak yaban arısı ( <i>Bombus terrestris</i> )			7.21	1.42×10 <sup>-4</sup>	3.88×10 <sup>-4</sup>	2.50×10 <sup>-6</sup>	0.64	26.78
<i>Bombus terrestris</i>	150	1200-3000	6.6	1.06×10 <sup>-4</sup>	1.75×10 <sup>-4</sup>	9.0×10 <sup>-7</sup>	0.51	16
Yaban arısı ( <i>Hymenoptera</i> )	156	4800	6.6					
<b>KELEBEK</b>								
Erik kırlangıçkuyruğu (Scarce Swallowtail)			1.52	3.6×10 <sup>-3</sup>	3.00×10 <sup>-4</sup>	8.00×10 <sup>-5</sup>	26.67	0.82
Lahana kelebeği (Large White, <i>Pieris brassicae</i> )	12		2.09	1.84×10 <sup>-3</sup>	1.27×10 <sup>-4</sup>	2.10×10 <sup>-5</sup>	16.54	0.68
Küçük zıpzıp perisi (Small Heath- <i>Coenonympha pamphilus</i> )			2.13	4.8×10 <sup>-4</sup>	4.60×10 <sup>-5</sup>	3.50×10 <sup>-6</sup>	7.61	0.94
<b>Diğer Kanatlı Böcekler</b>								
Sirke sineği (Fruit fly, <i>Drosophila melanogaster</i> )	200	130-210	2.4	2.9×10 <sup>-6</sup>	2.0 × 10 <sup>-6</sup>	9.6 × 10 <sup>-9</sup>	0.48	7
Güve (Hawkmoth, <i>Manduca sexta</i> )	25	4200-5300	5.3	1.782×10 <sup>-3</sup>	1.579×10 <sup>-3</sup>	9.4×10 <sup>-5</sup>	5.95	9



Şekil 4: Farklı kanatlı böceklerin kanat yükünün ve kanat ağırlığının, kanat alanına göre grafikleri (a) lineer b) yarı-logaritmik (○ Byrne (1988); ■ Tablo 1 verileri)

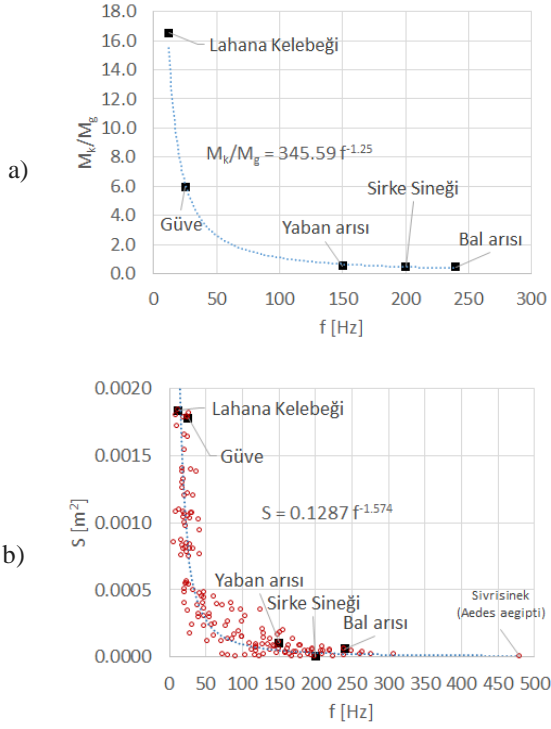
Şekil 5'deki veriler kullanılarak eğri uydurulmuştur ve kanat/gövde ağırlık oranının kanat frekansına göre denklemini Denklem 1' de verilmiştir. Şekil 5b'de Byrne (1988)'den elde edilen 160 farklı kanatlı böcek türüne ait veriler (kırmızı yuvarlak semboller) de Tablo 1 verilerine ek olarak kullanılmıştır. Kanat alanının kanat çırpma frekansına göre denklemini tüm bu veriler

kullanılarak oluşturulmuş ve Denklem 2'de gösterilmiştir.

$$\frac{M_k}{M_g} = 345.59 f^{-1.25} \quad (1)$$

$$S = 0.1287 f^{-1.574} \quad (2)$$



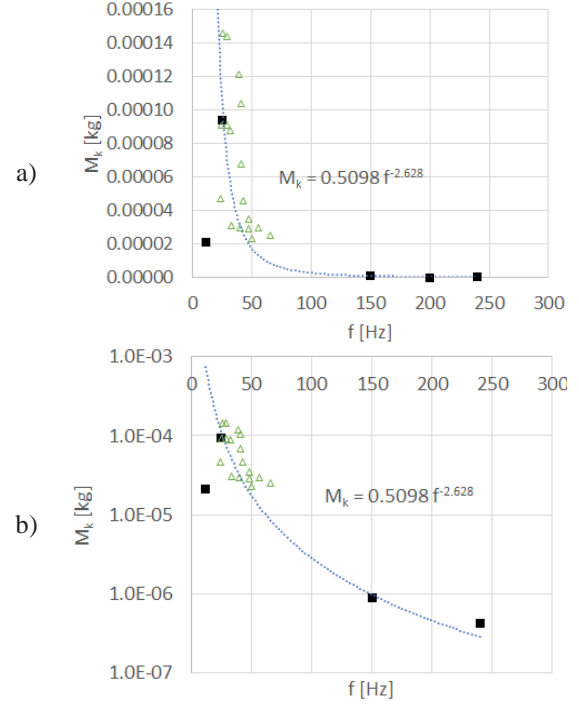


Şekil 5: Kanatlı böceklerin a) kanat-gövde ağırlık oranının ve b) kanat alanının kanat çırpma frekansına göre grafikleri (○ Byrne (1988); ■ Tablo 1 verileri)

Casey (1981) özellikle güveler üzerinde yaptığı çalışmasında kanatların uzunlukları, ağırlıkları ve kanat çırpma frekansları ile ilgili veriler vermiştir. Bu çalışması ile Tablo 1 verilerinden kanat kütlelerinin frekans ile grafikleri Şekil 6a'da lineer ve Şekil 6b'de yarı logaritmik olarak gösterilmektedir. Bu veriler sonucunda da Denklem 3'de verilen kanat kütlelerinin kanat çırpma frekansına interpolasyon denklemi elde edilmiştir.

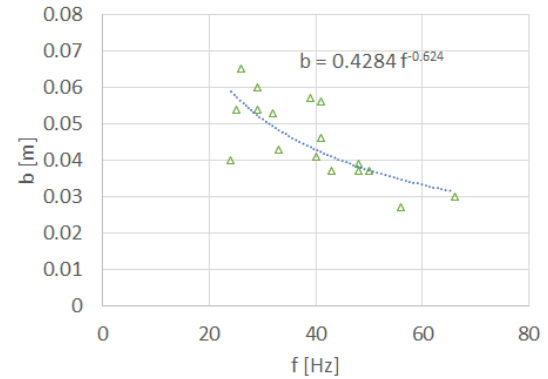
$$M_k = 0.5098f^{-2.628} \quad (3)$$

Kanatların çırpma frekansı farklı türlerde çok değişmektedir. Bazı çalışmalar, çırpma hareketi sonucunda oluşan sesin ölçülmesi ile kanadın çırpma frekansının elde edilmesi yönündedir ama bu yöntem ile elde edilen verilerin çok yüksek çıkması nedeni ile her kanadın iki basınç dalgası oluşturduğu ve oluşan tonların titreşim değerinin bulmakta zayıf bir ölçü olduğu düşünüldü. Sonraki zamanlarda da bu oran, kanat ucuna konan bir izleyici ile izlenerek tahmin edilmiştir. Kymograph, sinematograf veya stroboskopik yöntemler kullanılarak bir ışık kaynağının frekansı kanat çırpma hareketi ile senkronize edilip kanadın hareketsiz gözüktüğü durumda kanadın çırpma frekansı kaydedilmiştir. Farklı çalışmalarda elde edilen frekans değerleri Tablo 2'de verilmektedir. Kanatlı böceklerin çırpma frekansının çoğunluğu uçuşları esnasındaki ses tonundan çıkarılmıştır (Wigglesworth, 1972).



Şekil 6: Kanatlı böceklerin kanat kütlelerinin ve kanat çırpma frekansına göre a) lineer b) yarı logaritmik grafikleri (△ Casey (1981); ■ Tablo 1 verileri)

Casey (1981) tarafından güveler üzerinde elde edilen veriler ışığında kanat açıklığının kanat çırpma frekansına grafiği de Şekil 7'de verilmiştir.



Şekil 7: Kanat açıklığının kanat çırpma frekansına grafiği (△ Casey, 1981)

Büyük kelekler (Papilio) için bu değerler 5-9 Hz civarında iken erken sivrisineklerde (Aedes) 587 Hz'e ve uçuş kasları çok gelişmiş olan Ceratopogonid Forcipomyia'larda 988-1047'ye çıkmaktadır. Yapılan çalışmalarda kuşlar arasında en hızlı çırpma frekansına sahip kuş ise 30 Hz - 50 Hz arasında kanat çırpan arıkuşu olduğu belirtilmiştir. Bu güvelere kanat çırpma frekansına yakın bir frekanstır. Çırpma frekansı aynı zamanda böceğin yaşı, ortamın nemi ve derecesi gibi faktörlerle de değişmektedir. Örneğin Drosophila melanogaster'in 10°C'deki kanat çırpma frekansı 150 Hz iken 37°C'de 250 Hz'e ulaşmaktadır. Bu

frekanslar ayrıca böceğin yorulması ile de düşmektedir (Wigglesworth, 1972).

Kanatlı böcekler üzerine yapılan çalışmalar birçok mikro hava aracı aerodinamik çalışmasına esin kaynağı olmuştur. Literatürde en çok atıf yapılan çalışmalardan biri Dickinson ve ekibi tarafından gerçekleştirilen (Dickinson, 1994; Dickinson vd., 1999; Sane ve Dickinson, 2001; Birch ve Dickinson, 2001; vs.) ölçeklendirilmiş bir *Drasophila* kanadının dinamik modelinin testleri ve aerodinamik kuvvetlerin ölçümüdür. Bu çalışmaların özeti ve kullanılan parametreler Tablo 3'de özetlenmiştir (Kurtuluş, 2005).

Dört çubuk mekanizması ve/veya piezoelektrik malzeme kullanılarak üretilen farklı mikro insansız hava araçlarında kullanılan ölçeklendirilmiş böcek kanatlarının özeti Tablo 4'de verilmektedir.

Tablo 2: Farklı kanatlı böceklerin kanat çırpma frekansları ve ileri uçuş hızları (Wigglesworth, 1972, Shyy, 2013)

	Frekans f [Hz]	İleri uçuş hızı [m/s]
<b>Zar Kanatlılar (Hymenoptera)</b>		
Bal arısı ( <i>Apis</i> )	190-250	2.5-3.7
Bombus	130, 240	3-5
Eşek arısı ( <i>Vespa</i> )	110	
Yaban arısı ( <i>Bombus terrestris</i> )	150	4.5
<b>Çift Kanatlılar (Diptera)</b>		
Tipulids	44-73	
Culex	278-307	
Tabanus	96	4, 14
Musca	180- 197, 330	2
Muscina	115-220	
Sirke Sineği (Fruit fly, <i>Drosophila Melanogaster</i> )	200	2
<b>Pul Kanatlılar (Lepidoptera)</b>		
Beyazlar ( <i>Pieris</i> )	9, 12	1.8-2.5
Dumanlı Sarılar ( <i>Colias</i> )	8	
Saturnia	8	
Macroglossa	72, 85	5
Acidalia	32	
Sphingids		15
Güve (Hawkmoth, <i>Manduca sexta</i> )	25	5
<b>Kın Kanatlılar (Coleoptera)</b>		
Melolontha	46	2.2-3
Uğur böceği familyasının alt cinsi ( <i>Coccinella</i> )	75-91	
Rhagonycha	69-87	
<b>Kızböcekleri (Odonata)</b>		
Kızböceğigiller familyasının alt cinsi ( <i>Libellula</i> )	20	4-10
Asil Yusufçuk familyasının alt cinsi ( <i>Aeschna</i> )	22, 28	

Tablo 3: Dickinson'ın çalışmalarında *Drasophila* kanadı ile ilgili deneylerin parametrelerinin karşılaştırılması (U ileri uçuş hızı, c veter uzunluğu, v kinematik viskozite, f frekans, Re Reynolds sayısı ve k indirgenmiş frekans'dır) (Kurtuluş, 2005)

	U [cm/s]	c [cm]	v [cm <sup>2</sup> /s]	f [Hz]	Re=Uc/v	k=2πfc/U
Dickinson (1994)	12	5	0.25 (%54 sakaroz çözümü)	625 rad/s	236	4.5
<i>Drosophila</i> özelliği (Dickinson, 1994)	125	0.0085	0.1454 (hava)	3.8x10 <sup>5</sup> rad/s	236	4.5
Sane ve Dickinson (2001)	15-25	6.256	1.15 (mineral yağ)	0.145	136	
<i>Drosophila</i> özelliği (Sane ve Dickinson, 2001; Dickinson vd. 1999)	280 (kanat ucu ortalama hızı)				136	
Sane ve Dickinson (2001)			1.2 (mineral yağ)	0.168	~10 <sup>2</sup>	
Birch ve Dickinson (2001)			1.15	0.168	160 (ortalama Re sayısı)	
Dickinson ve Götz (1993)	4 ile 12 arası [ 62.5 cm/s <sup>2</sup> lik ivme ile sıfırtan sabit hıza ulaşarak]	5	0.22-0.25 (%54 sakaroz çözümü)		10m/s için Re=192	



Tablo 4: Dört çubuk mekanizması ve/veya piezoelektrik malzeme kullanılarak tasarlanan mikro hava aracı sistemlerinin özellikleri (Senol, 2016)

	Örnek alınan böcek kanadı	Çırpma hareketi genliği	f [Hz]	Ağırlık	Mekanizma türü	Piezoelektrik malzeme (PZT) türü
Fearing vd. (2000)	Et sineği ( <i>Calliphora</i> )	60°	17	43 mg	Dört-çubuk	5H Unimorph
Syaifuddin vd. (2005)	Drosophila	60°	9	20 g	Dört-çubuk	Unimorph
Syaifuddin vd. (2006)	Etsineği ( <i>Calliphora erythrocephala</i> )	90°	10	-	Dört-çubuk	Unimorph
Truong vd. (2011)	Güve ( <i>Hawkmoth</i> )	92°	17	-	Dört-çubuk	3203 HD
Wood (2007)	Tipula sineği ( <i>Diptera</i> )	120°	-	60 mg	Krank-biyel	-
Hines (2012)	Karasinek ( <i>Housefly</i> )	100°	26	0.65	Krank-biyel	5H Bimorph

## 2.2 Boyut Analizi

Kanatlı böceklerin yüksek frekanslarda kanat çırpmaları ve kanat boyutlarının çok küçük olması dolayısıyla deneysel ölçümlerde kullanılan kamera veya ölçüm sistemleri yetersiz kalmaktadır. Çırpma kanat probleminin deneysel olarak laboratuvarında bire bir boyutta test edilmesinin bu gibi sebeplerden ötürü mümkün olmadığı koşullarda boyut analizinin gerçekleştirilmesi gerekmektedir.

Çırpma kanat probleminde, yedi geometrik ve akış parametresinin aerodinamik kuvvetleri bulmak için önemli olduğu analiz edilmiştir. Bunlar dışında boyutsuz (ünitesiz) olan hücum açısı ( $\alpha$ ) da kuvveti etkileyen bir diğer parametredir. Kuvvet kanadın hızına ( $U$ ), akışkanın yoğunluğuna ( $\rho$ ), kanadın veterine ( $c$ ), akışkanın viskozitesine ( $\mu$ ), kanat çırpma periyoduna ( $T$ ), çırpma hareketinin uzunluğuna  $x_T$  (İki boyutlu analizlerde kanadın yol aldığı toplam uzunluk, üç boyutlu analizlerde kanat uç noktasının aldığı yol olarak tanımlanabilir. Üç boyutlu analizlerde bu parametre yerine boyutsuz bir değer olan kanat çırpma açısının genliği kullanılmaktadır.) ve yunuslama açısına ( $\omega$ ) bağlıdır (Kurtulus, 2005). Tablo 5 iki boyutlu çalışmalar için örnek olarak verilmiştir. Boyut analizinde esas değişkenler  $U$ ,  $\rho$  ve  $c$  olarak alınmıştır. MLT boyut sistemi kullanılarak Buckingham Pi teoremi (Fox vd., 2015) uygulandığında beş boyutsuz parametre elde

edilmiştir (Denklem 4). Analiz sonucu elde edilen parametreler Denklem 5-9'da verilmektedir. Hücum açısı denklemlerde ünitesiz (boyutsuz) bir parametre olduğu için belirtilmemiştir ancak geometrik benzeşim için gerekli bir parametredir.

$$f(\Pi_1, \Pi_2, \Pi_3, \Pi_4, \Pi_5) = 0 \quad (4)$$

$$\Pi_1 = \frac{F'}{\rho U^2 c} \quad (5)$$

$$\Pi_2 = \frac{\mu}{\rho U c} = \frac{1}{\text{Re}} \quad (6)$$

$$\Pi_3 = \frac{TU}{c} = \frac{U}{fc} = \frac{2\pi}{k} \quad (7)$$

$$\Pi_4 = \frac{x_T}{c} \quad (8)$$

$$\Pi_5 = \frac{\omega c}{U} \quad (9)$$

Böceklerin uçtuğu ortamın hava olduğu göz önüne alınarak 1 nolu değerler hava olarak alındığında deneysel olarak yapılan çalışmaların su, yağ veya farklı ortamlarda yapılması sonucunda aşağıdaki benzeşim kuralları uygulanarak 2 nolu deneysel modelin ileri hızı, çırpma frekansı, boyutu ve açılal hızı hesaplanabilir (Denklem 10-13).

Tablo 5: Boyut Analizi

	$F' = \text{Kuvvet/kanat}$ açıklığı [kg/s <sup>2</sup> ]	U [m/s]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	c [m]	$\mu$ [kg/ms]	T [s]	$x_T$ [m]	$\omega$ [rad/s]
<b>M</b>	1	0	1	0	1	0	0	0
<b>L</b>	0	1	-3	1	-1	0	1	0
<b>T</b>	-2	-1	0	0	-1	1	1	-1

$$\frac{\mu_1}{\rho_1 U_1 c_1} = \frac{\mu_2}{\rho_2 U_2 c_2} \text{ veya } Re_1 = Re_2$$

$$U_2 = U_1 \left( \frac{\mu_2 \rho_1 c_1}{\mu_1 \rho_2 c_2} \right) = U_1 \left( \frac{v_2 c_1}{v_1 c_2} \right) \quad (10)$$

$$\frac{T_1 U_1}{c_1} = \frac{T_2 U_2}{c_2} \quad T_2 = T_1 \left( \frac{U_1 c_2}{U_2 c_1} \right) \quad (11)$$

$$\frac{x_{T_1}}{c_1} = \frac{x_{T_2}}{c_2} \quad x_{T_2} = x_{T_1} \left( \frac{c_2}{c_1} \right) \quad (12)$$

$$\frac{\omega_1 c_1}{u_1} = \frac{\omega_2 c_2}{u_2} \Rightarrow \omega_2 = \omega_1 \left( \frac{u_2 c_1}{u_1 c_2} \right) \quad (13)$$

Boyut analizindeki temel amaç, havada yüksek hızda veya frekansta gerçekleştirilen kanat çırpma hareketlerinin mineralli yağ veya su gibi farklı ortamlarda daha düşük frekans ve hızlarda benzeşim parametreleri neticesinde aynı akışı oluşturmalarıdır. Böylece tam benzeşim neticesinde aynı boyutsuz aerodinamik kuvvetler elde edilebilmektedir. Boyut analizi, kuvvet ölçüm sensörleri veya akış görüntüleme için kullanılan Parçacık Görüntü Hız Ölçüm (Particle Image Velocimetry, PIV) sistemi gibi ölçüm sistemlerinin daha düşük frekanslar kullanılabilmesine olanak sağlanmaktadır (Kurtuluş, 2005).

### 3. SONUÇ

Bu çalışmada kanatsız böceklerin sınıflandırılması özetlenmiştir. Böcekler iki alt sınıfa ayrılmaktadır. Bunlar kanatsız böcekler (Apterygota) ve kanatlı böcekler (Pterygota)'dir. Kanatlı böcekler de Neoptera (yeni kanat) ve Paleoptera (eski kanat) olarak iki farklı sınıfta incelenmektedir. Kanatlı böcekler ayrıca kanat yapılarına göre de çeşitli takımlara ayrılırlar.

Kanat/gövde ağırlık oranının yüksek olduğu güve ( $f=15$  Hz), kelebek vb. gibi böceklerin kanat çırpma frekanslarının düşük olduğu gözlemlenmektedir. Daha düşük kanat/gövde ağırlık oranına sahip arı veya sirke sineği gibi böceklerde ise frekans 150 Hz ve üzerinde olmaktadır. Bu çalışmada literatürdeki farklı kanatlı böcek türleri verileri toplanarak kanat/gövde ağırlık oranının, kanat kütesinin ve kanat alanının kanat frekansına göre eğri denklemleri verilmiştir.

Doğada bulunan çırpan kanatlı böcekler bakıldığında üç boyutlu kanat çırpma hareketinin farklı frekanslarda ve genliklerde olduğu ayrıca kanatların aeroelastik yapılarının oluşan aerodinamik kuvvetleri büyük ölçüde etkiledikleri gözlemlenmektedir. Gerçek zamanlı uçuş gereksinimlerine bağlı olarak, bu karmaşık hareketler ve kanat şekilleri farklı uçuş ortamlarında istenilen kaldırma ve itme kuvvetlerini üretebilmektedir. Günümüzde, uçan böcek veya kuşlardan esinlenilerek üretilen çırpan kanatlı mikro hava araçları mevcuttur. Fakat bu araçların büyük bir bölümü test aşamasındadır ve doğadaki canlıların özelliklerine ve hızlı manevra kabiliyetlerine büyük ölçüde sahip değillerdir. Bu

çalışmada, mikro hava araçları tasarımında kullanılacak böcek kanat yapılarının, daha büyük boyutlarda veya farklı akışkan tipleri kullanılarak (yağ, su vb. ) laboratuvar ortamında test edilebilmesi amacı ile boyutlandırma analizi açıklanmıştır. Teknolojinin gelişmesi; sensör, batarya vb. sistemlerin daha küçük ve verimli hale getirilmesi sonucunda robotik mikro ve nano hava araçlarının kullanımının gelecekte daha da artacağı öngörülmektedir.

### SEMBOLLER DİZİNİ

AR	: Kanat açıklık oranı
b	: Kanat açıklığı [m]
c	: Veter uzunluğu [m]
f	: Kanat çırpma frekansı [Hz]
F'	: Kuvvet/kanat açıklığı [kg/s <sup>2</sup> ]
k	: İndirgenmiş frekans
M <sub>g</sub>	: Gövde kütesi [kg]
M <sub>k</sub>	: Kanat kütesi [kg]
Re	: Reynolds sayısı
S	: Kanat alanı (dört kanatlı böcekler için ön ve arka kanatların toplam alanı)[m <sup>2</sup> ]
T	: Kanat çırpma periyodu [s]
U	: İleri uçuş hızı [m/s]
W/S	: Kanat yükü [N/m <sup>2</sup> ]
x <sub>T</sub>	: Kanat çırpma hareketinin uzunluğu [m]
α	: Hücum açısı [°]
ρ	: Akışkanın yoğunluğu [kg/m <sup>3</sup> ]
μ	: Dinamik viskozite [kg/ms]
ν	: Kinematik viskozite [m <sup>2</sup> /s]
ω	: Yunuslama açısal hızı [rad/s]

### TEŞEKKÜR

Bu çalışma, TÜBİTAK 116M273 nolu TÜBİTAK 1001 projesi kapsamında desteklenmektedir.

### KAYNAKLAR

- Babinsky, H., Baik, Y., Bansmer, S., Beran, P., Bernal, L., Gunaydinoglu, E., Jones, A., Kang, C.-K., Konrath R., Kurtuluş, D. F., Ol, M., Paquet, J-B., Radespiel, R., Reichert, T., Rival, D. Shyy W., Ukeiley, L., Visbal, M.R., Yuan W. (2010) Unsteady Aerodynamics for Micro Air Vehicles, NATO Technical Report, RTO-TR-AVT-149, ISBN 978-92-837-0118-7, NATO Research and Technology Organisation, Mart 2010.
- Beker C., Turgut A. E. , Ozcan O., Arıkan K. B., Kurtuluş D. F. (2017) Design of a Novel Foldable Flapping Wing Micro Air Vehicle, AIAC-2017-138, 9'uncu Ankara Uluslararası Havacılık-Uzay Konferansı, 20-22 Eylül 2017, Ankara.
- Birch, J. M., Dickinson, M. H. (2001) Spanwise flow and the attachment of the leading-edge

- vortex on insect wings, *Nature* 412, sayfa 729-733.
- Byrne D. N. (1988) Relationship between wing loading, wingbeat frequency and body mass in homopterous insects, *J. exp. Biol.*; 135, sayfa 9-23.
- Casey T. M. (1981) A comparison of mechanical and energetic estimates of flight cost for hovering sphinx moths, *J. exp. Biol.*, 91, sayfa 117-129
- Comez Y.F., Senol M.G., Kurtulus D.F., Arikan K.B. (2015) Unsteady Aerodynamic Analysis of a Flapping Wing Actuated with PZT Material, Workshop on Non-Intrusive Measurements of Unsteady Flows and Aerodynamics, Poitiers, France, 27-29 Ekim 2015.
- Dickinson, M. H., Lehmann Fritz-Olaf, Sane S., P. (1999) Wing Rotation and the Aerodynamic Basis of Insect Flight. *Science*, Vol.284, sayfa 1954-60,1999.
- Dickinson, M.H., Götz, K. G. (1993) Unsteady Aerodynamic Performance of Model Wings at Low Reynolds Numbers. *J.exp. Biol.*; Vol.174, sayfa 45-64.
- Dickinson, M. H. (1994) The Effects of Wing Rotation on Unsteady Aerodynamics Performance at Low Reynolds Numbers. *Journal of Experimental Biology*, Vol. 192, Issue 1, sayfa 179-206.
- Fearing, R.S., Chiang, K.H., Dickinson, M.H., Pick, D.L., Sitti, M., Yan, J. (2000) Wing transmission for a micromechanical flying insect. *IEEE Int. Conf. Robotics and Automation*.
- Fox R, McDonald A. T., Pritchard P. J., Leylegian J. C., Mitchell J. W. (2015), *Fluid Mechanics*, 9. Baskı, John Wiley and Sons, 7. Bölüm.
- Hines, L. (2012) Design and control of a flapping flight micro aerial vehicle, *Doktora Tezi*, Mart 2012.
- Kurtulus DF (2005) Numerical and Experimental Analysis of Flapping Motion in Hover. Application to Micro Air Vehicles. *Doktora Tezi (Çift taraflı)*, Poitiers University/ENSMA-ODTÜ, 17 Haziran 2005, Poitiers, Fransa
- Kurtulus D.F., David L., Farcy A., Alemdaroglu N. (2008) Aerodynamic Characteristics of Flapping Motion in Hover. *Experiments in Fluids*, Vol. 44, sayfa 23–36
- Kurtulus DF, David L, Farcy A, Alemdaroglu N (2007) Flapping Airfoil Analysis of Micro Air Vehicles using Star-CD, *Star-CD Dynamics*, Vol:27, sayfa 22-23 ([http://www.cdadapco.com/press\\_room/dynamics/27/airfoil.html](http://www.cdadapco.com/press_room/dynamics/27/airfoil.html))
- Kurtulus DF (2015) On the unsteady behavior of the flow around NACA 0012 airfoil with steady external conditions at  $Re=1000$ , *International Journal of Micro Air Vehicles*, Vol. 7, No 3, sayfa 301-326, Eylül 2015
- Kurtulus DF (2016) On the wake pattern of symmetric airfoils for different incidence angles at  $Re=1000$ , *International Journal of Micro Air Vehicles*, Vol 8, No:2, sayfa 109-139
- New World Encyclopedia (2008) <http://www.newworldencyclopedia.org/entry/Neoptera>
- Ol M., Beran P., Radespiel R., Kurtulus D.F., Watkins S., Rival D., Yuan W., Luc-Bouhali A., Konrath R., Tropea C., Voersmann P., Wolf T., Iosilevski G., Lentink D., Ruijsink R., Bayrak M., Caylar S., Icen I, Temiz K, Vardar K., Babinsky H., Bomphrey R., Jones C., Sibilski K., Abate G., Babcock J., Banda S., Bernal L., Chankaya K., Cox C., Fahroo F., Flynn A., Kobayashi M., Shkarayev S., Surampudi S., *Flight Physics in Micro Air Vehicles and in Nature*, Final Report of Workshop AVT-182, RTO TECHNICAL MEMORANDUM, RTO-TM-AVT-182, Ağustos 2012.
- Sane, S., Dickinson, M. H. (2001) The Control of Flight Force by a Flapping Wing: Lift and Drag Production. *J. of Exp. Biology*; 204; sayfa 2607-2626.
- Senol M. G. (2016) Design and Testing of a Four-bar Flapping Wing Mechanism, *Yüksek Tezi*, ODTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü Havacılık ve Uzay Mühendisliği Anabilim Dalı, Şubat 2016.
- Senol M. G., Arikan K.B., Kurtulus D.F. (2017) Experimental and Numerical Results of a Flapping Wing Four Bar Mechanism, 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting , AIAA Scitech Forum, AIAA 2017-0498, 9-13 Ocak 2017
- Senol M.G., Comez F.Y., Kurtulus D.F., Arikan K.B.(2015), Testing of Flapping Wing Four-Bar Mechanism, Workshop on Non-Intrusive Measurements of Unsteady Flows and Aerodynamics, Poitiers, France, 27-29 October 2015.
- Shyy W., Aono H. , Kang C, Hao Liu H. (2013), *An Introduction to Flapping Wing Aerodynamics*, Cambridge Aerospace Series, 1. Baskı, 2013
- Shyy W, Kang C, Chirarattananon P, Ravi S, Liu H. (2016) Aerodynamics, sensing and control of insect-scale flapping-wing flight. *Proceedings Mathematical, Physical, and Engineering Sciences / The Royal Society*. 472(2186):20150712. doi:10.1098/rspa.2015.0712.
- Syaifuddin, M., Park, Yoon, J. K., Goo, N.S. (2005) Design and evaluation of LIPCA-actuated flapping device. *Smart Structures and Materials*, Vol. 5764.
- Syaifuddin, M., Park, H.C., Lee, S.K., Byun, D.Y. (2006) An improved flapping wing system actuated by the LIPCA, *Smart Structures and Materials*, Vol. 6173.

- Tanaka, H., Matsumoto, K. and Shimoyama, I. (2008) Design and Performance of Micromolded Plastic Butterfly Wings on Butterfly Ornithopter, IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Eylül 2008.
- Truong, Q.T., Nguyen, Q.V., Park, H.C., Byun, D.Y., Goo, N.S. (2011) Modification of a four-bar linkage system for a higher optimal flapping frequency. Journal of Intelligent Material Systems and Structures
- Wang, C., Zhou, C., Zhang, X. and Liu, C. (2010) An optimization on single-crank-double-rocker flapping wing mechanism, Fourth International Conference on Genetic and Evolutionary Computing, Temmuz 2010.
- Wood, R.J. (2007) Design, fabrication and analysis of a 3 DOF, 3 cm flapping-wing MAV. IEEE/RSJ International conference on Intelligent Robots and Systems.
- Wigglesworth V. B. (1972) The Principles of Insect Physiology, Chapman and Hall Ltd., New York, 7. Baskı

## UÇAKLARDA BUZLANMA VE BUZLANMAYI ÖNLEYECEK YÖNTEMLER

Derya ÜNLÜ<sup>1</sup>, Nilüfer DURMAZ HİLMİOĞLU<sup>2</sup>

1Dr. Derya Ünlü, Kocaeli Üniversitesi, Kimya Mühendisliği Bölümü, Kocaeli, derya.unlu@kocaeli.edu.tr

2Prof. Dr. Nilüfer Durmaz Hilmioğlu, Kocaeli Üniversitesi, Kimya Mühendisliği Bölümü, Kocaeli, niluferh@kocaeli.edu.tr

DOI: [10.23890/SUHAD.2017.0204](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2017.0204)

### ÖZET

Uçakların kanatları üzerinde ki kar ve buz birikintileri uçuş performansını etkileyerek uçuşun elverişsiz hale gelmesine sebep olur ve kalkış yapmasını engeller. Bu sebeple buzlanma havacılık sektöründe önemli bir meteorolojik tehlikedir. Uçuş yüksekliği, hava koşulları, nem, sıcaklık gibi çevresel faktörler buzlanmayı önemli derecede etkiler. Buzlanma yolcuların hayatını tehlikeye sokacak sonuçlara sebep olabileceği için tehlikeli bir durumdur. Dolayısıyla buzlanma olayının sebepleri, neden olduğu olumsuz sonuçlar ve buzlanmayı engelleme veya buzlanmanın olumsuz sonuçlarını ortadan kaldırma çalışmaları hem insan hayatı bakımından hem de teknolojik açıdan önemli bir yere sahiptir. Bu çalışmada buzlanma oluşumunu ortadan kaldırmak için kullanılan buzlanma önleyici ve engelleyici kimyasallar, yapı malzemeleri araştırılmıştır.

**Anahtar Kelimeler:** Buzlanma, mat buz, parlak buz, uçak.

## ICING IN AIRCRAFT AND METHODS FOR PREVENTING ICING

### ABSTRACT

Snow and ice accumulations on the wings affect the flight performance of plane, the flight becomes unfit and this ice accumulation prevents the taking off the plane. For this reason, icing is an important meteorological hazard in the aviation industry. Environmental factors such as flight altitude, weather conditions, humidity, temperature affect the icing significantly. Icing is dangerous for the passengers due to the flight effects. Therefore, the reasons of the icing, the negative consequences of icing and the efforts for the preventing the icing are both of important for the human life and technological approaches. In this study, icing and the methods of anti-icing and de-icing were investigated.

**Keywords:** Icing, dull ice, glare ice, aircraft

### 1. GİRİŞ

Buzlanma, hava sıcaklığı donma noktasının altına indiğinde veya havadaki nemin yağış olarak yeryüzüne indiği durumlarda beklenir. Bu yağış, yağmur veya kar şeklinde olabilir. Ayrıca sisin yoğunlaşması ile de buzlanma oluşabilir. Buzlanma çoğunlukla çok soğuk hava şartlarında meydana gelir. Ayrıca buzlanma, uçak yüzeyinin sıcaklığı donma sıcaklığının altında ise ve havada nem varsa oluşabilir. Yağmur damlacıkları, donma noktasından düşük sıcaklıktaki uçak yüzeyi ile temas ettiğinde, uçağın kanatları üzerlerinde buzlanma meydana gelir (Çakıcı, 2015; Fakorede vd., 2016).

Uçağın temiz yüzeye sahip olması performansında oldukça önemli etkiye sahiptir. Kar ve buzun uçak yüzeyinde toplanması uçağın ağırlığını arttırır. Bu durum, sürüklenme kuvvetini artırır ve uçağa etki eden kaldırma kuvvetini azaltır ve uçağın harcadığı güç artar. Bu yüzden uçağın yüzeyinde kar ve buzun bulunduğu durumlarda uçuş yapılması güvenilir değildir.

Artan uçak ağırlığı, kanadın aerodinamik şeklini bozarak taşıma kuvvetini azaltır. Bu da uçağın havada tutunma hızının artmasına yol açar. Kanatçıklar ve irtifa dümeni gibi uçuş kontrol yüzeylerinin donması ve kuyruk bölgesinde buzlanma uçağın kontrolünü zorlaştırır (Jung vd., 2015, Wang vd., 2014).

Uçaklarda kullanılan piston motorların, gaz türbinlerinin hava giriş kanallarında oluşan buzlanma ciddi bir problemdir. Kanalları tıkayarak motora giren hava miktarının azalmasına sebep olur. Bu da motorun hasar görerek güç kaybetmesine hatta durmasına bile sebep olabilir. Ayrıca pervaneli hava taşıtlarında pervanelerin buzlanması dengeyi bozarak sarsıntılar yol açar.

Uçak yüzeylerinde çeşitli amaçlarla bulunan hava delikleri vardır. Buzlanma bu deliklerin de tıkanmasına neden olur. Bu durumda hava hızı göstergelerini içeren cihazlarda yanlış değerler gösterir, bu da büyük kazalara neden olabilir. Temiz hava girişlerinin sağlandığı hava kanallarının, yakıt sistemindeki hava deliklerinin tıkanması da önemli sorunlara yol açabilir. Ayrıca kokpit camının buzlanarak görüşü bozması, kalkış ve inişleri zorlaştırır (Boduroğlu, 2014).

Buzlanmanın sebep olabileceği tüm bu problemler, uçaklarda buz kontrol sistemlerinin önemini vurgular. Bu çalışmada uçaklarda buzlanma olayı, buzlanmanın sebepleri ve buz giderme sistemleri incelenmiştir.

## 2. BUZ OLUŞUMU

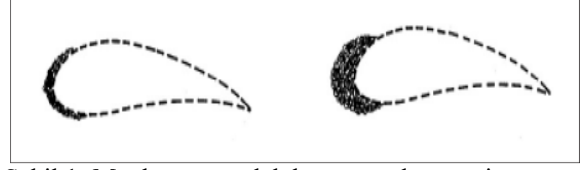
Uçakta buz oluşumu şu şartlar altında gerçekleşir:

- Uçak yüzeyinde sıvı halde suyun varlığı,
- 0°C'nin altında atmosfer sıcaklığı
- 0°C'nin altında uçak yüzeyinin sıcaklığı

Uçak yüzeyinde meydana gelen buzlanma hava akışını bozar. Uçağın yükselme gücü azalır, ağırlık ve sürtünme artar. Buzlanma uçağın pitot tüpü, motor, kanat ve kuyruk gibi uçağın yapısal parçalarına zarar verir. Uçağın inişi ve kalkışı esnasında sorunlara neden olur. Ayrıca yakıtın da buzlanması yakıt kanallarını kapatır.

### 2.1. Buz Çeşitleri

Uçaklarda iki çeşit buzlanma meydana gelir. Bunlar mat buz ve parlak buz olarak adlandırılır. Küçük su damlaları hızlı bir şekilde donarlar ve havayı içerisinde hapsederler. Oluşan bu buz-hava karışımı mat buz olarak adlandırılır. Mat buz 0°C'nin altındaki sıcaklıklarda oluşur. Buzun görünümü oldukça mattır, yüzeyde tutunamaz, bu sebeple kanatların üzerinde fazla yayılamaz. Mat buzlanma dışı doğru keskin bir burun şeklinde çıkıntı yapar. Mat buz ve parlak buzun yüzey üzerinde oluşturduğu şekil, Şekil 1' de verilmiştir. Mat buz, buzlanmayı önleyici ya da giderici sistemlerle önlenir.



Şekil 1: Mat buz ve parlak buzun uçak yüzeyi üzerinde aldığı şekil

Büyük su damlaları kanat ile temas ettiğinde bir bölümü donarken, donmadan kalan bölüm kanattan akarken donar. İçinde hava kabarcığı kalmayan su damlacığı yüzeye iyi tutunma özelliğine sahiptir. Bu buz çeşididir "parlak buz" olarak adlandırılır. Şeffaf, yoğun ve sert bir yapıya sahiptir. Şekil 2'de parlak buz görülmektedir.



Şekil 2: Parlak buz görünümü

Soğuk hava koşullarında uçak kanatlarının üst yüzeylerinde oluşan parlak buz tabakası kanatların alt yüzeylerinde de buzlanmaya neden olmaktadır.

Parlak buz uçak yüzeyinde geniş bir alana yayılarak yüzeyin şeklini alır. Yüzeye güçlü bir şekilde tutunur ve yüzeyden ancak kırılma ile uzaklaşır. Parlak buzun kanatlar üzerinde oluşumu motorunu arkasında bulunan uçaklar için oldukça tehlikelidir. Uçağın kalkışı ve inişi sırasında buz kırılır ve kanattan ayrılarak motor tarafına geçer ve buzun büyüklüğüne bağlı olarak motorda hasar oluşmasına neden olur. Parlak buz çoğunlukla 0°C ile -10°C arasında oluşur. En tehlikeli buzlanma türüdür. Önlenmesi en zor buzlanma şeklidir (Demirgüç, 1955).

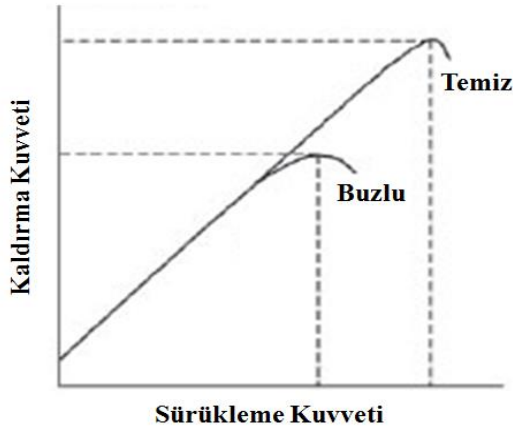
Kontroller esnasında saydam buz tespit etmek oldukça güçtür. Zayıf ışık altında ya da kabinden görülmesi mümkün değildir. Oluşan buz motor tipine göre bazı uçaklar için büyük tehlike oluşturmaktadır. Uçağın kalkışı ve inişi esnasında kanat üzerine yapışan buz, esneme dolayısıyla kırılır. Kırılan bu buz tabakaları motorun içine akar motorda hasar oluşturabilir.



### 3. BUZLANMANIN UÇUŞA ETKİLERİ

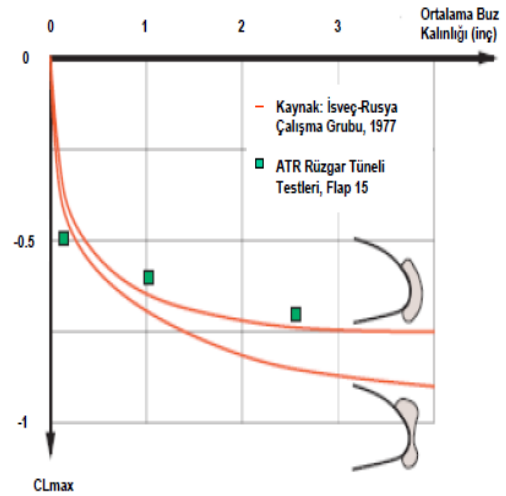
Buzlanma uçuşu olumsuz etkileyen ve güvenliği düşüren önemli bir olaydır. Buzlanma uçak tiplerine göre farklı etkilere sahiptir. Uçak yüzeyinde ve kanatlarda buz birikimi uçağın ağırlığının artmasına, güç ve hız kaybına neden olur. Uçağın kararlılığını ve kontrolünü bozar ve performansını düşürür. Kanattaki buzlanma kanadın şeklini bozar ve taşıma kuvvetini azaltır. Bunun yanında uçak yüzeyinde, havalandırma sistemlerinde ve yakıt sistemlerinde bulunan hava deliklerinin buzlanması da oldukça tehlikeli bir durumdur ve büyük kazalara sebep olabilir.

Buzlana, sürüklenme kuvvetinde de artışa sebep olur. Bu durum uçağın hızında düşüğe, yakıt tüketiminde artışa neden olur. Sürüklenme kuvveti ile kaldırma kuvveti arasındaki ilişki Şekil 3'te verilmiştir (Paraschivoiu ve Saeed, 2005).



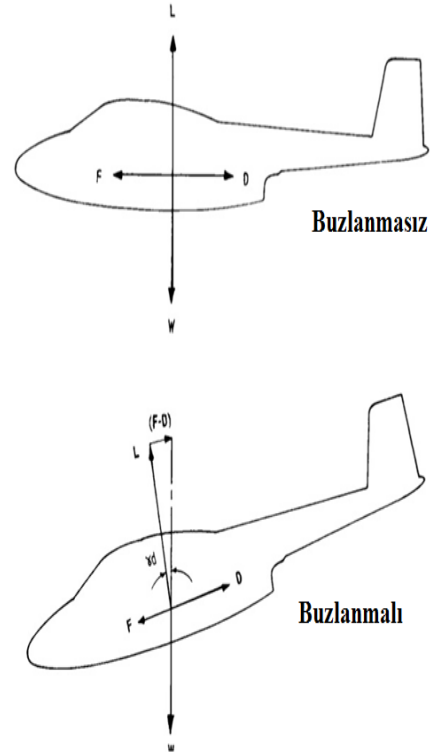
Şekil 3: Uçağa etki eden kaldırma kuvveti ve sürüklenme kuvvetinin temiz ve buzlu yüzeyde değişimi

Buzlanma kaldırma kuvvetinde önemli azalmaya sebep olur. Buzlanma miktarına bağlı olarak maksimum kaldırma kuvveti katsayısı ( $CL_{max}$ ) azalır. Çok az bir buzlanma dahi  $CL_{max}$  değerinde düşüğe sebep olur. Şekil 4'te bir ATR Uçağının kaldırma kuvveti katsayısının buz kalınlığı ile değişimi gösterilmiştir (www.atraircraft.com).



Şekil 4: ATR Uçağının kaldırma kuvveti katsayısının buz kalınlığı ile değişimi

Uçağın kanadının yanı sıra kuyruk bölgesinde de buzlanma görülebilir. Bu bölgedeki buzlanma uçağın burun aşağı hareketine sebep olur. Şekil 5'te uçağa etki eden kuvvetlerin buzlanmanın uçağa etkisi gösterilmiştir. Bu durum iniş sırasında sorunlara neden olmaktadır (Boduroğlu, 2014).



Şekil 5: Uçağa etki eden kuvvetlerin buzlanma ile birlikte değişimi

## 4. BUZLANMAYI ETKİ EDEN FAKTÖRLER

### 4.1. Sıcaklık

0 ile -40°C sıcaklıkları arasında buzlanma görülebilen sıcaklık aralığıdır. -25°C'ye kadar yoğun olarak buzlanma görülürken, 30°C'nin üzerinde ender buzlanma görülür. 30.000 ft yüksekliğe kadar buzlanma görülebilir.

### 4.2. Su Miktarı

Bulutta bulunan su miktarı buzlanma oranının belirlenmesinde oldukça önemlidir. Bulut ne kadar alçak olursa ve sıcaklığı ne kadar yüksek olursa bulutun içindeki su miktarı da o kadar fazla olur. Soğuk su damlacıklarının sayısının artması da buzlanma olasılığını artırır.

### 4.3. Damlacık Boyutu

Damlacık boyutu buzlanmada önemli bir etkiye sahiptir. Boyut büyüdükçe buzlanma da artar.

### 4.4. Birikim

Uçak yüzeyinde biriken su damlacıkları arttıkça bulanmanın etkinliği artmaktadır. Burada uçak yüzeyinin yapısı ve büyüklüğü su damlacıklarının tutunmasını belirler.

### 4.5. Aerodinamik Isınma

Aerodinamik ısınma arttıkça buzlanma azalır. Aerodinamik ısınma uçağın hızına ve yükseliğine göre değişir. Uçak üzerinde buzlanma meydana gelemsi için sıcaklığın 0° C altında olması gerekir.

### 4.6. Bulutluluk

Bulutun üzerine yükselmek buzlanma olasılığını azaltır. Bulutların alt tarafında sıcaklık arttıkça buzlanma riski de oluşur (Çamalan, 2011).

## 5. BUZLANMAYI ENGELLEME YÖNTEMLERİ

### 5.1. Buz Önleme Sistemleri (Anti-Icing)

Uçaklarda buzlanmayı önlemek için; termal, elektrikli ve kimyasal buz önleme sistemleri kullanılmaktadır.

Termal buz önleme sistemlerinde sıcak hava gaz türbinli uçaklarda kompresörlerinden, Pistonlu motorlu uçaklarda ise egzoz gaz ısıtıcılarından sağlanır. Bu sıcak hava ile kanat, kuyruk ve motor hava girişi bölgelerinde buzlanma önlenir.

Uçakların birçoğunda ise buzlanmayı önlemek için elektrikli ısıtma kullanılmaktadır. Bu yöntem buzlanmadan korumak için bir nesneden geçen akım üzerinde yayılan Joule ısısının kullanımı temellidir. Buzlanma ihtimalinin olduğu yerler elektrik akımı ile ısıtılarak buzlanmanın önlenmesi sağlanır. Yolcu uçaklarındaki tuvalet ve lavabolarda su hatlarının donmasını engellemek için de elektrikli ısıtıcılardan

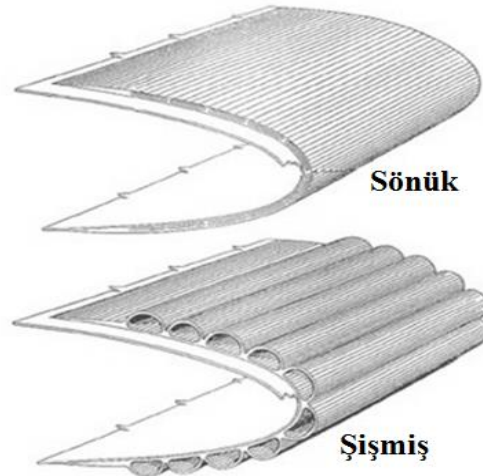
yararlanılmaktadır. Aynı şekilde Kokpit camlarının buzlanmasını önlemek için de elektrikli ısıtma kullanılmaktadır. Ancak bu metotlar ilave güç tüketimi ve pahalı cihaz gerektirir (Boinovitch ve Emelyanenko, 2013).

Buzlanmayı önlemek için kullanılan bir diğer yöntemde kimyasal yöntemdir. Bu yöntem sudan daha düşük kristalizasyon sıcaklığına sahip sulu çözelti sıvıların kullanımını içerir. İzopropil alkol, etilen glikol veya alkol karışımları kullanılarak buzlanma önlenilmektedir. Bu kimyasal maddelerin kullanımı uçak üzerindeki suyun donma noktasını düşürür, yüzeyi kayganlaştırarak yüzey üzerinde buz oluşumunu önler. Bu buz önleyici kimyasallar kokpit camlarına, pervanelere ve karbüratörlere uygulanmaktadır (Murphy vd., 2015, Sanderson, 1997).

### 5.2. Buz Giderme Sistemleri (De-Icing)

Uçağın kanat ve kuyruk yüzeylerinde buz önleme yerine buz giderme sistemlerinin kullanımının daha etkili olduğu belirlenmiştir. Bu yüzden başlangıçta buz oluşumuna izin verilir ve sonrasında buz kırılarak buzun giderilmesi gerçekleştirilir. Buz giderme sisteminde buz önleyici sistemlerin sebep olduğu çözülün buzlardan akan suların tekrar donup buz oluşturması ve uçuşu olumsuz etkileme gibi olumsuz özellikleri engellenmiş olunur (Paraschivoiu ve Saeed, 2005).

Pnömatik buz giderme sistemi olarak adlandırılan buz giderme sistemlerinde kanat ve kuyruk bölgelerine kauçuk kaplamalar yerleştirilir. Bu kaplamalar, tüplerden meydana gelmektedir. Tüpler şişirilerek hava ile doldurulup sonrasında boşlatılabilme özelliğinin sahiptir. Şekil 6'da pnömatik buz giderme sistemi örneği verilmiştir.



Şekil 6: Pnömatik buz giderme sistemi

Pervaneli uçaklarda ise kauçuk kaplamaların içine ısıtıcı kablolar konulur. Bu kablolarla gelen elektrik akımı kauçuğun ısınmasını sağlar ve oluşan buzun erimesi sağlanır. Rüzgârın etkisiyle ya da merkezkaç kuvveti ile de buz bulunduğu yüzeyden uzaklaştırılır. Uçaklar karlı kış günlerinde hangarlardan çıkarıldıklarında yüzeylerinde buzlanma görülebilir. Buzlanmayı ortadan kaldırmak için kullanılan yöntemler aynı zamanda tekrar buzlanma olasılığını da ortadan kaldırmalıdır. Şekil 7'de uçak yüzeydeyken buz giderme yöntemi gösterilmiştir.



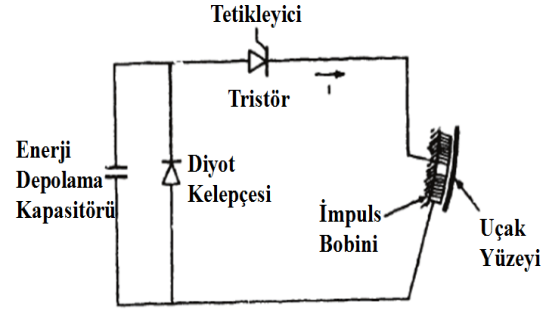
Şekil 7: Uçak yüzeydeyken buz giderme yöntemi

Tüm bu metotlar atmosferik buzlanma koşulları altında buz birikimini azaltmak için kullanılır ancak bazı durumlarda yetersiz kalmaktadır. Ayrıca bu yöntemler aktif personel kullanımı ve enerji ve kimyasal tüketimi gerektirir ve kullanılan kimyasal ve harcanılan enerji çevreye zarar verir. Bu yöntemlere alternatif olarak buz sevmeyen, buz tutmayan yüzeylerin kullanımı ilgi çekici yöntemlerden biri olmaktadır. Bu yaklaşımın verimi suyun yüzeyde birikimini azaltmak için su itici yüzey özelliklerine bağlıdır. Buz tutmayan yüzeyler oluşan buzun, karın veya donun düşük adhezyonu ile karakterize edilir (Boinovich ve Emelyanenko, 2013).

Buz tutmayan yüzeylerin kullanımının yanında yüzeylerin anti-icing kaplama yöntemi bir diğer ilgi çekici yöntemdir. Yüzey topografisini modifiye ederek buz birikimini ve oluşumunu engeller. Anti-icing stratejisinde de suyu iten ve su damlacıklarının yapışmasını engelleyen kaplamalar kullanılır (Jung vd., 2015).

Bir diğer buz giderme sistemi elektriksel impulslar ile buz giderme sistemidir. Elektriksel impulslar ile buz giderme mekanik bir yöntemdir, çalışma prensibi Şekil 8'de gösterilmiştir. Trafo ve doğrultucu köprü vasıtasıyla, güçler DC'ye dönüşür ve kapasitöre voltaj tedarik eder. Kondansatör ayarlanan değeri aldığında, şarj devresinin güç bağlantısı kesilir. Daha sonra tiristör (SCR), kondansatörün bobin boyunca deşarj

olmasını sağlamak için tetiklenir. Bobinde akan anlık akım nedeniyle manyetik alan oluşmakta ve bobinde hızlı bir şekilde azalmaktadır, böylece metal yüzeyde girdap akımına neden olmaktadır. Bu nedenle, bobin ile metal yüzey arasında darbe kuvveti oluşur. İmpuls kuvveti yüzeyin küçük amplitüdün elastik deformasyonuna ve buzun kırılması için yüksek ivmelenme hareketine neden olur. Sonrasında kırılan buzlar havaya uçurulur.



Şekil 8: Elektro-impuls sistemi temel devresi

Tristör (SCR), devrenin tetik gerilimini veya tetikleme süresini ayarlayarak devreye sokmasını veya bağlantısını kesmesini sağlayan kontrol devresi için kullanılır. SCR'nin doğası gereği diyot özellikleri vardır; döngü akımı RLC tepkisinin ilk pozitif döngüsünü izler. Bu, kapasitörün ters şarj edilmesiyle sonuçlanır. Kondansatörlerin polaritesi vardır ve bu tür ters şarj, kondansatörü önemli derecede azaltır. Bu nedenle kondansatörün üzerine bir sıkıştırma diyot yerleştirilir (Fan ve Shinan, 2011).

Mekanik buz çözme teknolojilerinden biri olan Ultrasonik Kılavuzlu Dalga buz giderme teknolojisi, kolay değişim ve bakım özellikleri kadar, hafifliği, düşük maliyeti, enerji tüketiminde ciddi azalma gibi özelliklere sahiptir. Ultrasonik teknikler kapsamlı olarak incelenmiş ve uçak buzlanma araştırmaları için uygulanmıştır. Ultrasonik dalga, buz gidermek için uçak yüzeyinde yüksek frekanslı titreşim gerçekleştirir. Bu yöntem, ultrasonik buz çözme teorisi, piezoelektrik malzemeler ve dönüştürücüler, buz çözücü sistem tasarımı ve enerji tasarrufu gibi çeşitli bileşenleri içerir (Wang vd., 2017).

## 6. SONUÇ

Havacılık uygulamalarında buzlanma önemli bir problemdir. Uçuş performansını düşürerek uçuşu tehlikeli hale getirir. Sıcaklık, nem gibi atmosfer koşulları buzlanmanın derecesini etkileyen önemli faktörlerdir. Buzlanma uçuş iptaline ya da uçuşlarda gecikmelere neden olur. Çünkü buzlanma uçağın aerodinamik kuvvetlerini etkiler. Sürüklenmeyi artırarak kaldırma azaltır. Uçuş esnasında meydana gelebilecek olumsuz koşulları önlemek için buz

önleyici ya da giderici işlemler uygulanmaktadır. Bu çalışmada buzun oluşumuna sebep olacak koşullardan bahsedilmiştir. Ardından buzlanma çeşitleri açıklanmıştır. Mat buz ve parlak buzun oluşumu ve uçuşa etkileri incelenmiştir. Buzlanmaya etki eden faktörler listelenmiştir. Buzlanmayı engellemek için kullanılan buz giderici ve buz önleyici sistemler açıklanmıştır. Ayrıca alternatif olarak son yıllarda kullanılan kaplama yöntemlerinden söz edilerek çalışma sonlandırılmıştır.

#### KAYNAKLAR

- Boduroğlu K., (2014), Uçaklarda Aerodinamik Yapısal Ve Sistemsel Problemlere Yol Açan Donma Probleminin İrdelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, Yıldız Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- Boinovich L.B., Emelyanenko A.M., (2013), Anti-icing potential of superhydrophobic coatings, *Mendelev Communication*, 23, 3–10 .
- Çakıcı A., (2005), Uçaklarda buzlanma ve pervaneli uçaklarda buz giderme sisteminin değerlendirilmesi üzerine bir araştırma, Yüksek Lisans Tezi, Gazi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara.
- Çamalan İ., (2011), JAA ATPL Eğitimi (Meteoroloji), Meteoroloji Mühendisi Havacılık Meteorolojisi Şube Müdürlüğü 2011.
- Demirgüç, Z., (1955), Uçaklarda Buzlanma ve Korunma Metotları, İstanbul Teknik Üniversitesi Matbaası, İstanbul.
- Fakorede O., Feger Z., Ibrahim H., Ilinca A., Perron J., Masson C., (2016), Ice protection systems for wind turbines in cold climate: characteristics,

- comparisons and analysis, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 65, 662–675.
- Fan G., Shinan C., (2011), Design Test of Electro-Impulse De-icing System of an Aircraft, 2nd International Conference on Artificial Intelligence, Management Science and Electronic Commerce (AIMSEC), 3918-3921.
- Icing Manual, (2003), ATR Training Center, Toulouse, www.atraircraft.com, (Ziyaret Tarihi: 31.08.2017).
- Jung M., Kim T., Kim H., Shin R., Lee J., Lee J., Lee J., Kang S., (2015), Design and fabrication of a large-area superhydrophobic metal surface with anti-icing properties engineered using a top-down approach, *Applied Surface Science*, 351, 920–926.
- Murphy C., Wallace S., Knight R., Cooper D., Sellers T., (2015), Treatment performance of an aerated constructed wetland treating glycol from de-icing operations at a UK airport, *Ecological Engineering* 80, 117–124.
- Parachivoiu, I., and Saeed, F., *Aircraft Icing*, Wiley, New York, 2004, pp. 1–24.
- Sanderson J., (1997), *A&P Technician Airframe Textbook*, Inc., USA.
- Wang Y., Hudson N.E., Pethrick R.A., Schaschke C.J., (2014), Poly(acrylic acid)–poly(vinyl pyrrolidone)-thickened water/glycol de-icing fluids, *Cold Regions Science and Technology*, 101, 24–30.
- Wang Y., Xu Y., Huang Q., (2017), Progress on ultrasonic guided waves de-icing techniques in improving aviation energy efficiency, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 79, 638–645.

## SPEKTROMETRİK YAĞ ANALİZİ

Raziye TAŞER<sup>1</sup>

<sup>1</sup>1. Hava Bakım Fabrika Müdürlüğü, Eskişehir

DOI: [10.23890/SUHAD.2017.0205](https://doi.org/10.23890/SUHAD.2017.0205)

### ÖZET

Spektrometrik yağ analizi, yağlama sıvısı numunelerinde aşınmış metallerin tipini ve miktarını belirlemek için kullanılan bir yöntemdir. Bu amaçla, yaygın olarak atomik emisyon disk elektrot spektrometresi kullanılmaktadır. Bu analizlerle aşınmış metal derişiminin artışı takip edilir. Böylece, anormal bir aşınmış metal oluşum seviyesi tespit edildiğinde, bunların tipi ve miktarı aşınan parçalara ilişkin ipuçları sağlar. Ancak, spektrometrik yağ analiz yöntemi sadece küçük parçacıkları belirlemekte olup, yağlama sıvısındaki aşınmış metal miktarında anormal bir artış ile karakterize edilen arızaları teşhis etmede etkilidir. Bu çalışmada, demir elementinin anormal seviyede olduğunu gösteren sonuçlar elde edilen bir GTC85-180 motor yağı analizi arıza teşhisine örnek olarak verilmiştir. Laboratuvarın tavsiyelerine göre, motor çalıştırılmaya devam edilmiş ve bir dizi yağ numunesi alınmıştır. Anormal seviyelerde demir, bakır ve alüminyum element derişimleri tespit edilmiştir. Motor söküldüğünde; aşırı burç aşınması, dişli kırılması ve alüminyum esaslı pompa gövdesinde aşınma görülmüştür.

**Anahtar kelimeler:** Spektrometrik yağ analizi, aşınmış metal, uçak motor arızası.

### SPECTROMETRIC OIL ANALYSIS

#### ABSTRACT

Spectrometric oil analysis is a tool for determining type and amount of wear metals in lubrication fluid samples. For this purpose, atomic emission disc electrode spectrometry is widely used. The increasing of wear metal concentration is monitored by these analyzes. Thus, when an abnormal level of production wear metals detected, the type and quantity of them provide clues concerning the parts being worn. However, the spectrometric oil analysis method identifies only small particles and is effective in diagnosing failures characterized by an abnormal increase in the amount of worn metal in the lubricating fluid. In this study, GTC85-180 engine oil analysis has been given as an example for detecting a failure, of which results showed iron was abnormal level. According to the laboratory recommendations continued to run the engine and a series of oil samples have been taken. Iron, copper and also aluminum elements concentrations have been detected in abnormal levels. When the engine disassembled; excessive bushing wear, gear fracture and wear on the aluminum based pump housing have been observed.

**Keywords:** Spectrometric oil analysis, wear metal, aircraft engine failure.

## 1. GİRİŞ

Spektrometrik yağ analizi, yağlama yağındaki aşınmış metallerin tip ve miktarlarını belirlemek için kullanılan bir önleyici bakım aracıdır. Motorlar, transmisyonlar, dişli kutuları ve hidrolik sistemler en çok takip edilen ekipman tipleridir (JOAP Manuel Vol I, 2014). Spektrometrik yağ analizinin amacı mekanik sistemde bulunan yağlama yağından uygun şartlarda alınan yağ numunesinin analizi ile elde edilen veriler doğrultusunda sistemde meydana gelebilecek aşınma, korozyon, çizilme ve parçalanma gibi anormal bir durumun olup olmadığını motora dışarıdan bir etki yapmaksızın (motor indirme, söküm vb.) önceden tespit etmektir. Bu sayede oluşabilecek büyük hasarları önlemek, bakım maliyetini düşürmek ve emniyeti artırmak mümkün olmaktadır.

Yağlama yağları yağla ıslanan makinelerin hayat boyu kanları gibidir. Önleyici bakım teknolojilerinin önemli bir unsuru olan, bakım sırasında yapılan yağ analizi yağlama yağının durumu, kirliliği ve aynı zamanda makinenin aşınması hakkında bilgi verir. Emniyet mühendisleri ve bakım uzmanları yağ analiz sonuçlarına göre bakım kararları verebilir. Bakımda yağ analizinin doğrudan faydaları yağ karışıklığını önleme, kirlilik kontrolü, duruma dayalı bakım ve hasar analizidir (Zhao Y., et al., 2014). Yağ analizi ve analiz sonuçlarının izlenmesi, sistemdeki aşınma ve değişimleri takip ederek, oluşabilecek hasarlardan sakınmak için yapılan önleyici bakımların işlevini kontrol etmede, kullanıcılara uyarıcı işaretler sağlamaktadır (Leal B., et al., 2009).

Uygulamada, bir yağ numunesi periyodik olarak bir sistemden alınır. Hareketli parçalardan aşınan metallerin iz seviyelerini, aynı zamanda kirlilik ve katkı elementlerinin seviyelerini tespit etmek için spektrometre cihazı ile yağ numunesi analiz edilir. Elde edilen veriler, önceki analizlere ve izin verilen sınırlara göre, mekanizmanın normal bir aşınmasını gösterebilir ya da erken dönemde potansiyel olarak mekanizmada ciddi bir soruna işaret edebilir. Bu gelişmiş uyarı ile ciddi hasar veya yaralanma meydana gelmeden durumu düzeltmek için bazı önlemler alınabilir (Zhao Y., et al., 2014).

Bu çalışmada, Spektrometrik yağ analiz yöntemi ile aşınmış metal parçacıklarının tip ve miktarlarının belirlenmesi, bu sayede arıza teşhisinin yapılması konusu incelenmiş olup, GTC85-180 model yer takat cihazına ait bir motorda tespit edilen örnek bir bulgu sunulmuştur.

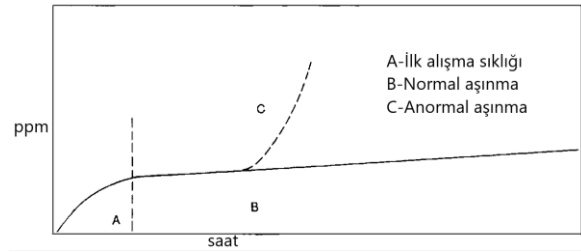
## 2. YÖNTEM

### 2.1. Yağ Numunesinin Arızayı Haber Vermesi

Yağlama yağının dolaştığı sistemlerdeki hareketli mekanik kısımların birbirine sürtünmesi, sistemdeki yağ içinde bulunan metal parçacık derişiminin

yükselmesine neden olur. Bu durum sistemde dolaşan yağı ileride meydana gelebilecek arızaları haber verecek bir kaynak haline getirir. Sürtünerek çalışan, aşınan kısımların hangi element veya element grubundan imal edildiği ve yağ içine karışan metal parçacıkların normal veya anormal miktarlarına ilişkin limitler bilinirse parçalarda meydana gelebilecek aksaklıkların hangi kısımlarda ve ne ölçüde olduğu tespit edilir. Analiz sonucunda elde edilen elementlerin cinsi aşınan parçayı, miktarı ise aşınmanın şiddetini gösterir.

Normal çalışan sistemde aşınmış metal parçacıkları belli hızda üretilir ve artar. Aşınmış metal derişiminin milyonda bir (ppm) birimde, sistemin saat olarak çalışma süresine karşılık gelen teorik grafiği Şekil 1'de verilmiştir (JOAP Manual Vol I, 2014).



Şekil 1: Aşınmış Metal Derişiminin Çalışma Saatine Göre Değişimi

Buna göre hareketli parçalarda aşınmış metal derişimi önce hızlanarak artar ve normal çalışma devam ettikçe yavaş bir şekilde aşınan metal derişiminin artışı devam eder. Anormal bir durum olursa aşınma hızı yüksek olur ve aşınmış metal derişimi ani bir şekilde artış gösterir. Bu durum tespit edilip doğrulanmazsa hasar giderek büyür, ikincil deformasyonlara yol açarak diğer ünitelerin zarar görmesine ve sonunda tüm sistemin arızalanmasına neden olur.

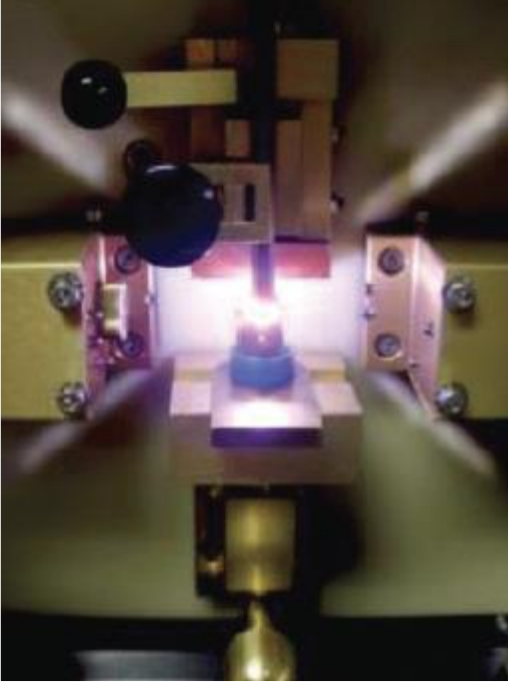
### 2.2. Yağ Numunesinin Analizi

Spektrometrik yağ analizi ile mekanik sistemdeki yağlama yağı içinde üretilen aşınmış metal parçalar son derece düşük iz seviyesindeki derişimlerde ölçülebilir. Atomik emisyon spektrometreleri bakımda yaygın bir şekilde yağ analizi için kullanılmaktadır (JOAP Manuel Vol I, 2014). Rotasyonel Disk Elektrot (RDE) emisyon spektrometre tekniği, kullanılmış yağlarda aşınmış metallerin kantitatif olarak tespitinde standart bir metod olarak halihazırda kabul edilmiştir (Lukas M., et al., 2004).

ABD Savunma Departmanları tarafından uygulanan Müşterek Yağ Analiz Programı (JOAP) sayesinde tüm ABD askeri birliklerdeki yağ analiz laboratuvarları ilgili Teknik Emir (TO 33-1-37) esasları doğrultusunda standart hale getirilmiştir.



JOAP sertifikasyon ve korelasyon programına dahil olan laboratuvarlar TO 33-1-37'de belirtilen kalite kriterlerini karşılamak zorundadır. Bu kriterlerden biri cihaz tipi olarak Atomik Emisyon Rotasyonel disk elektrot (AER) kullanılmasıdır. Spektrometrik yağ analizinde kullanılan AER spektrometrede bir numunenin analiz sırasındaki görüntüsü Şekil 2'de sunulmuştur (Zhao Y., et al., 2014).



Şekil 2: AER Spektrometre Numune Standı ve Yağ Numunesinin Analizi

### 2.3. Yağ Numunesinin Analiz Sonuçlarının Değerlendirilmesi

Yağ numunesinin analiz sonuçlarının değerlendirilmesi aşağıda belirtilen kriterlere göre yapılır:

- Analiz sonuçları, aynı seri numaralı sistemin önceki analiz sonuçları ile karşılaştırılarak 10 saatlik çalışma süresi için element derişimindeki artış miktarı belirlenir. Bu değerler TO 33-1-37'de verilen motor veya teçhizat tipine göre açıklanmış limit değerlerle karşılaştırılır.

- Artışlar limitler dahilinde ise; normal numune alma periyoduna devam edilir. Eğer sonuçlarda bir anormallik görülürse; numunenin ait olduğu sistem tipi, artış gösteren elementlerin cinsi, aşınma eğiliminin şiddeti ve sistemin daha önceki analiz sonuçlarına göre işlem uygulanır.

- Değerlendirme yaparken öncelikle Al, Cr, Cu, Fe, Mg, Ag gibi ana yapı elementleri göz önüne alınır.

- 10 saatlik eğilim değerlerini belirlemek için aşağıdaki formül uygulanır:

$$(A-B) / (C-D) \times 10 = 10 \text{ saat çalışma için eğilim değeri}$$

A = Analiz edilen numunenin değeri (ppm)

B = Önceki değer (ppm)

C = Analiz edilen numunenin uçuş saati

D = Önceki numunenin uçuş saati

Değerlendirme limitleri her sistem için TO 33-1-37'de ayrı ayrı verilmiş olup, rakamsal olarak 5 kategoriye ayrılmıştır. Bu kategoriler aşağıda açıklanmıştır:

(1) Anormal aşınma eğilimi

Bu değer 10 saatlik çalışma için anormal aşınma eğilimini belirtir. Sistemin geçmiş dönemindeki analiz sonuçları ile son durum birlikte değerlendirilir.

(2) Normal limit

Aşınma eğilimi normal olduğu sürece buradaki değerlere kadar gelebilir.

(3) Tolerans aralığı limitleri

Aşınma eğilimi normal olan ve daha önceki analizlerde artış göstermeyen sistemlere bu değerlerde müdahale etmeye gerek yoktur.

(4) Yüksek limit

Analiz sonucu bu değere ulaşan sistemin; aşınan element cinsi, aşınma hızı, sistemin bakım ve revizyon saatleri göz önünde bulundurularak numune alma periyodu sıklaştırılır. Özel yer çalıştırılması, yağlama sisteminin temizlenmesi veya şüpheli görülen parça değişimi istenebilir.

(5) Anormal limit

Artış gösteren element veya element grubunun kullandığı sistemin arızasının giderilmesi istenir.

Tablo 1'de iz elementlerin oluşumunun muhtemel nedenlerinin kabaca bir özeti görülmektedir (The Spex Speaker, 1968).

Tablo 1: Yağlama Yağında İz Element Oluşumunun Genel Nedenleri.

Tespit edilen iz element	Değerlendirme
Demir (Fe)	Arızalı dişli-dış yatağının iç yüzeyine sürtünmesi.
Demir (Fe), Gümüş (Ag)	Gümüş kaplama şaft dişi aşırı aşınması.
Demir (Fe), Bakır (Cu), Gümüş (Ag)	Sıralı bir şekilde görülen aşırı dişli aşınması.
Magnezyum (Mg)	Pompa ve dişli kutusu gövdelerinden gelen yağ. Çelik dişli, magnezyum döküm gövdesini aşındırıyor olabilir.
Krom (Cr)	Çoğunlukla krom kaplama ile kaplanan ve değiştirilen aşınmış parçalar.
Kurşun (Pb)	Pistonlu motorlarda, gazolindeki tetraetil kurşun girişim yapar. Jet motorlarında, kurşun yatak yüzeyleri yaygındır.
Silikon (Si)	Silikon sentetik yağlarda girişim yapar. Aksi takdirde, hava filtresi arızalıdır.
Alüminyum (Al)	Yağ pompası aşınması. (General Elektrik T58 motoru alüminyum dökme gövdesine sahiptir).

### 3. GTC85-180 MODEL (YER TAKAT CİHAZI) MOTORDA ARIZA TESPİTİ

GTC85-180 model yer takat cihazı motoruna ait spektrometrik yağ analizi ile belirlenen bir arıza tespiti aşağıda açıklanmıştır. Tablo 2’de GTC85-180 model yer takat cihazı motorunun değerlendirme kriterleri verilmiştir.

Tablo 2: GTC85-180 Yer Takat Cihazı Motoru Limit Değerleri (JOAP Manual Vol III, 2013).

MOTOR TİPİ: GTC85-180						
DEĞERLENDİRME ARALIĞI	ELEMENT TİPİ					
	Fe	Ag	Al	Cr	Cu	Mg
Anormal Aşınma Eğilimi (ppm/10 saat)	9	2	4	2	4	3
Normal Limit	0-29	0-2	0-10	0-4	0-13	0-6
Tolerans Aralığı	30-36	-	11-12	5	14-16	7
Yüksek Limit	37-44	3	13-14	6	17-19	8-9
Anormal Limit	45+	4+	15+	7+	20+	10+

Bu tabloya göre Fe elementinin 10 saatlik artış hızı 9 ppm’dir. Fe elementi saatte artış hızı 0.9 ppm’i geçmemek suretiyle 0-29 ppm arasında bir değere gelebilir.

Spektrometrik yağ analizi faaliyetleri kapsamında, GTC85-180 model motorun revizyonundan sonra alınan ilk numunede bir anormallik tespit edilmiş olup, bir seri analiz yapılmıştır. Analiz sonuçları Tablo 3’de görülmektedir.

Buna göre;

- 2 saatlik çalışmada alınan numunede Fe elementi 1-2 ppm çıkması gerekirken 13 ppm çıkmıştır. Bu durumda ilave çalışma verilmiştir.
- Bu çalışmada da Fe ve Cu elementlerinde ani artış görülmesi üzerine, artışın devam edip etmeyeceğinin kontrolü için bir ilave çalışma daha yaptırılmıştır.
- Fe ve Cu değerleri sabitlenmiş, ancak Al elementinde de bir artış gözlenmiştir. Analiz sonuçlarına göre tamire gider kararı verilmiştir.
- Hasar giderildikten sonra yağ analiz sonuçları normale dönmüştür.

Analiz sonuçları arıza yeri olarak Fe esaslı şaftı ve Cu esaslı burcu işaret etmiştir. Al elementinde de artış gözlenmesi yağ pompasında hasar olduğunu göstermiştir. Pompa gövdesinin tamir edilmek üzere açılmasıyla; dişlide kırılma, burçta aşırı aşınma, Al esaslı pompa gövdesinde aşınma olduğu gözlenmiştir (Şekil 3).



Şekil 3: GTC85-180 Yer Takat Cihazının Hasarlı Bölgesi

Tablo 3: GTC85-180 Yer Takat Cihazı Motoru Yağ Analiz Sonuçları

<b>MOTOR TİPİ: GTC85-180</b>								
Num. No.	Fe	Ag	Al	Cr	Cu	Mg	Sonuç	Lab. Tavsiyesi
1.	13	0	1	0	2	1	Fe Anormal Aşınma Eğilimi	İlave Çalışma
2.	20	0	1	0	4	1	Fe ve Cu Anormal Aşınma Eğilimi	İlave Çalışma
3.	19	0	2	1	4	1	Al Anormal Aşınma Eğilimi	Tamire Gider
4.	2	0	0	0	1	0	Normal	Rutin

#### 4. SONUÇ VE DEĞERLENDİRME

Bu çalışmada, spektrometrik yağ analizi tekniği ve değerlendirme süreci açıklanmış, arıza tespitindeki rolü vurgulanmıştır.

Önleyici bakım aracı olan yağ analizi, uçak motor ve ekipman çeşitliliği, numune alma sıklığındaki farklılıklar gibi nedenlerden dolayı uygulamada zorlukları olan, deneyim ve uzmanlık gerektiren bir tekniktir.

Kullanılan cihaz Atomik emisyon rotasyonel disk elektrot spektrometre olup, standart olarak başlıca demir, gümüş, alüminyum, krom, bakır, magnezyum, kurşun, nikel, molibden, silikon, titanyum ve kadmiyum elementlerinin ppm seviyesinde analizleri yapılmaktadır. Uçak motorları, transmasyonlar, gaz türbinleri ve hidrolik sistemler gibi kapalı döngü yağlama sistemlerinde dolaşım yapan yağlarının analizi sonucunda, oluşabilecek büyük arızaların ilk belirtilerinin saptanmasına çalışılmaktadır.

Shell firmasının bir raporuna göre uçak motorlarının yaklaşık %70'i kirliliğe bağlı olarak servise alınmakta ve bunların %50'si metalik sürtünme ve aşınma problemlerinden dolayı hasarlanmaktadır (Leal B., et al., 2009).

Sonuç olarak; spektrometrik yağ analizi havacılık endüstrisinde önemli bir önleyici bakım aracıdır. Bu teknik sayesinde potansiyel büyük hasarların erken uyarıları tespit edilmekte olup, böylelikle ekipman ömrü uzatılmakta, bakım maliyetleri düşürülmekte ve uçuş emniyeti artırılmaktadır. Aynı zamanda çevresel farkındalık oluşturularak sürdürülebilir kalkınmaya katkı sağlanmaktadır.

#### KAYNAKLAR

- JOAP Manual Volume I., 2014, Joint Oil Analysis Program Introduction, Theory, Benefits, Customer Sampling Procedures, Programs and Reports. T.O.33-1-37-1. Published by Naval Air Systems Command, USA. (for Technical Order)
- JOAP Manual Volume III, 2013, Joint Oil Analysis Program. Laboratory Analytical Methodology and Equipment Criteria (Aeronautical). T.O.33-

1-37-3. Published by Naval Air Systems Command, USA. (for Technical Order)

Lukas, M. and Anderson D.,P., 2000, Development of an ASTM Standard Test Method for the Rotating Disc Electrode (RDE) Emission Spectroscopy Technique. Technology Showcase, April 3-6, 2000. Mobile, Alabama, USA. (for Conference)

Leal B., Ordieres J., Capuz-Rizo S.F., Cifuentes P., 2009, Contaminants Analysis in Aircraft Engine Oil and its Interpretation for The Overhaul of the Engine. WSEAS Transactions on Information Science and Applications, 1729-1738. (for Journal)

The Spex Speaker Volume XIII, 1968, Spectrometric Oil Analysis Program. Published by Spex Industries, Inc., Metuchen, NJ, USA. (for Journal)

Zhao Y., Henning P., Walsh D., Yurko R., Barraclough T., Shi A., Garvey R., 2014, Oil Analysis Handbook for Predictive Equipment Maintenance. Spectro Scientific, Confidence In Knowing. (for Book)