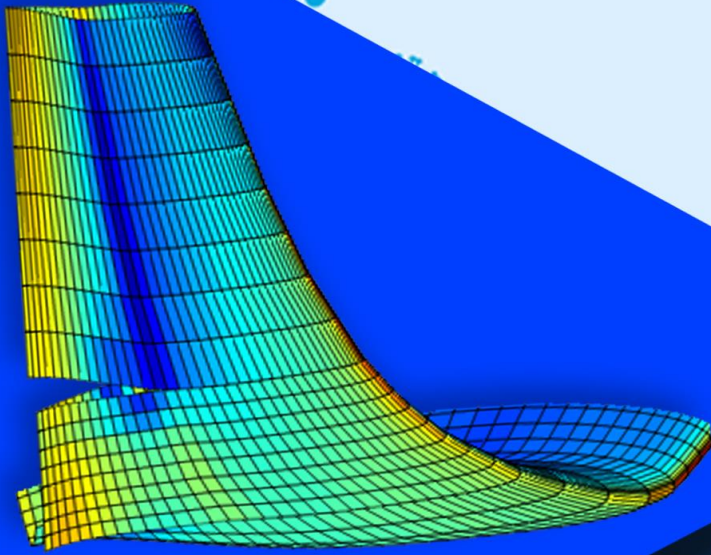


# JAV

e-ISSN: 2587-1676

COVID-19  
in AVIATION



JOURNAL  
OF AVIATION

Volume 5 - Issue 1

[dergipark.gov.tr/jav](http://dergipark.gov.tr/jav)

June 2021

[www.javsci.com](http://www.javsci.com)

### **Editör/Editor**

Prof. Dr. Vedat Veli Çay (Dicle University, Turkey)

---

### **Alan Editörleri / Section Editor**

Prof. Dr. Özlem Atalık (Anadolu University, Turkey)  
Prof. Dr. Mustafa Taşkın (Mersin University, Turkey)  
Assoc. Prof. Dr. Fatih Koçyiğit (Dicle University, Turkey)  
Asst. Prof. Dr. Ömer Osman Dursun (Fırat University, Turkey)  
Asst. Prof. Dr. Bahri Baran Koçak (Dicle University, Turkey)  
Asst. Prof. Dr. Yusuf Er (Fırat University, Turkey)

---

### **Dil Editörleri / Language Editors**

Asst. Prof. Dr. Bahri Baran Koçak Department of Aviation Management in Shool of Civil Aviation  
(Dicle University, Turkey)  
Lecturer İbrahim Çapar School of Foreign Languages (Dicle University, Turkey)

---

### **Yayın Kurulu / Editorial Board**

Prof. Dr. Mohd Razif İdris (Kuala Lumpur University, Malaysian)  
Prof. Dr. Simone Sarmento ( Federal Do Rio Grab De Unv. Brazil)  
Prof. Dr. Sukumar Senthilkumar (Chon Buk National University, South Korea)  
Prof. Dr. Nicolas Avdelidis, (Universite Laval, Canada)  
Prof. Dr. Tarcisio Saurin (Federal do Rio Grande do Sul Unv. Brazil)  
Prof. Dr. Mary Johnson (Purdue University, United States)  
Prof. Dr. Özlem Atalık (Anadolu University, Turkey)  
Prof. Dr. Faruk Aras (Kocaeli University, Turkey)  
Prof. Dr. Sermin Ozan (Fırat University, Turkey)  
Prof. Dr. Mustafa Sabri Gök (Bartın University, Turkey)  
Prof. Dr. Ahmet Topuz (Yıldız Technical University, Turkey)  
Prof. Dr. Mustafa Boz (Karabük University, Turkey)  
Prof. Dr. Melih Cemal Kuşhan (Eskişehir Osmangazi University, Turkey)  
Assoc. Prof. Dr. Matilde Scaramucci ( Estadual Campinas Unv., SP, Brazil)  
Assoc. Prof. Dr. Ümit Deniz Göker (National Defense University, Turkey)  
Assoc. Prof. Dr. Kumar Shanmugam (Masdar Institute of Science & Technology, Abu Dhabi, UAE)  
Assoc. Prof. Dr. Sonjoy Das (Buffalo University, United States)  
Assoc. Prof. Dr. Önder Altuntaş (Anadolu University, Turkey)



e-ISSN: 2587-1676

J Aviat 2021; 5(1)

Assoc. Prof. Dr. Ferhan Kuyucak Şengür (Anadolu University, Turkey)  
Assoc. Prof. Dr. Uğur Soy (Sakarya University, Turkey)  
Asst. Prof. Dr. Hüseyin Tamer Hava (Milli Savunma University, Turkey)  
Asst. Prof. Dr. Haşim Kafalı (Muğla University, Turkey)  
Asst. Prof. Dr. Fatih Koçyiğit (Dicle University, Turkey)  
Asst. Prof. Dr. Üyesi Mustafa Yeniad (Yıldırım Beyazıt University, Turkey)  
Asst. Prof. Dr. Tolga Tüzün İnan (Gelişim University, Turkey)  
Asst. Prof. Dr. Bahri Baran Koçak (Dicle University, Turkey)  
Asst. Prof. Dr. Kasım Kiracı (Iskenderun Technical University, Turkey)  
Asst. Prof. Dr. Akansel Yalçınkaya (Medeniyet University, Turkey)  
Asst. Prof. Dr. Cengiz Mesut Bükeç (Bahçeşehir University, Turkey)  
Asst. Prof. Dr. Salvatore Brischetto (Polytechnic University of Turin, Italy)  
Dr. Hikmat Asadov (Azerbaijan National Aerospace Agency)  
Dr. Bilal Kılıç (Ozyegin University, Turkey)  
Dr. Marco Linz (EBS University, Germany)

---

**Journal of Aviation (JAV)** TÜBİTAK ULAKBİM DERGİPARK sistemi bünyesinde faaliyet gösteren Uluslararası Hakemli bir dergidir. Dergide yayımlanan yazıların sorumluluğu yazarlara aittir.

## Dizinler ve Platformlar/Abstracting & Indexing

 <p><a href="#">TR Dizin</a></p>	 <p><a href="#">Index Copernicus</a></p>	 <p><a href="#">CrossRef</a></p>	 <p><a href="#">ASOS Index</a></p>
 <p><a href="#">Google Scholar</a></p>	 <p><a href="#">International Scientific Indexing</a></p>	 <p><a href="#">DRJI</a></p>	 <p><a href="#">Bielefeld Academic Search Engine (BASE)</a></p>
 <p><a href="#">Journal Factor</a></p>	 <p><a href="#">JIFACTOR</a></p>	 <p><a href="#">i2or</a></p>	 <p><a href="#">Rootindexing</a></p>
 <p><a href="#">Science Library Index</a></p>	 <p><a href="#">Academic Keys</a></p>	 <p><a href="#">Eurasian Scientific Journal Index</a></p>	 <p><a href="#">COSMOS IF</a></p>
 <p><a href="#">Scientific Indexing Services</a></p>			

### İletişim / Contact

<http://dergipark.org.tr/jav> - [www.javsci.com](http://www.javsci.com)  
[journalofaviation@gmail.com](mailto:journalofaviation@gmail.com) - [info@javsci.com](mailto:info@javsci.com)  
 ISSN: 2587-1676

## İçindekiler/Contents

**-Araştırma Makalesi / Research Article-**

Sabit Hücüm Açısı ile Yapılan Wingsuit Atlayışlarının Aerodinamik Hesaplamalarının İncelenmesi <i>Investigation of Aerodynamic Calculations of Wingsuit Jumps with Fixed Angle of Attack</i> <b>Emin Tugay KEKEÇ, Mehmet KONAR</b>	1-8
Numerical Investigation of Effects of Airspeed and Rotational Speed on Quadrotor UAV Propeller Thrust Coefficient <b>Tuğrul OKTAY, Yüksel ERASLAN</b>	9-15
Aerodynamic Performance Improvement with Morphing Winglet Design <b>Metin UZUN1, Sezer ÇOBAN</b>	16-21
Ankılı Yangın Söndürme Mühimmatının Sayısal Analizi <i>Numerical Analysis of Smart Fire Extinguishing Ammunition</i> <b>Murat TOPTAŞ, Mehmet YILMAZ</b>	22-35
Küresel Seyrüsefer Uydu Sistemleri Kullanılmayan Alanlarda İnsansız Hava Aracının Stabilizasyonunun Artırılması <i>Increasing the Stabilization of Unmanned Aerial Vehicle in Global Navigation Satellite System Unavailable Areas</i> <b>Fatma YILDIRIM DALKIRAN , Mustafa Samet GENÇAĞ</b>	36-44
Gender Discrimination in the Flight Deck: An Analysis on the Experiences of Ab-initio Pilots <b>Bilal KILIÇ</b>	45-52
COVID-19 ve Havacılık Sektörünün Geleceği: Havacılık Yönetimi Kapsamında Bir Değerlendirme <i>COVID-19 and the Future of the Aviation Industry: An Assessment in the Scope of Aviation Management</i> <b>Gökdeniz KALKIN</b>	53-63

## Sabit Hücüm Açısı ile Yapılan Wingsuit Atlayışlarının Aerodinamik Hesaplamalarının İncelenmesi

Emin Tugay KEKEÇ<sup>1</sup> , Mehmet KONAR<sup>2</sup> 

<sup>1</sup> Kapadokya Üniversitesi, Kapadokya Meslek Yüksek Okulu, Uçak Teknolojisi Bölümü, 50350, Nevşehir, Türkiye

<sup>2</sup> Erciyes Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Havacılık Elektrik ve Elektronik Bölümü, 38039, Kayseri, Türkiye

### Özet

Bilgisayar destekli tasarım, analiz ve üretim sistemlerinin gelişimi ile sportif havacılık disiplinleri ilerlemiştir. Sportif havacılık disiplinleri içerisinde yamaç paraşütleri, yelken kanatlar ve planörler en bilinen ve tercih edilebilen sportif havacılık branşlarıdır. Buna rağmen son on yılda yarası adam uçuşu olarak bilinen wingsuit uçuşları da oldukça popüler bir konuma gelmiştir. İnsanlar için kuş gibi uçuşun en doğal hali olarak tanımlanan wingsuit uçuşları, deneyimli serbest paraşütçüler tarafından yapılmaktadır. Wingsuit'ler insan bedenine aerodinamik bir şekil vermek için tasarlanmış uçuş tulumlarıdır. Kontrol edilmesi, uzun bir serbest düşüş deneyimine sahip paraşütçüler tarafından rahatlıkla yapılmaktadır. Bu çalışmada wingsuit'ler hakkında genel tanımlamalar ve wingsuit BASE (Building Antenna Span Earth) atlayışları açıklanmıştır. Ayrıca wingsuit'lerin sabit bir hücüm açısı ile yapılan atlayışta aerodinamik özellikleri bilimsel eşitliklerden yararlanarak açıklanmıştır. Bu çalışmanın bu spor ile ilgilenen insanlar için faydalı olacağı ve bu alanda bilimsel çalışma yapmak isteyen bilim insanlarına ve çalışmalarına ışık tutacağı düşünülmüştür.

**Anahtar Kelimeler:** Wingsuit uçuşu, Wingsuit aerodinamiği, Sportif Havacılık, Skydiving, Paraşütler,

## Investigation of Aerodynamic Calculations of Wingsuit Jumps with Fixed Angle of Attack

### Abstract

Sports aviation disciplines have advanced with the development of computer aided design, analysis and production systems. Among the sportive aviation disciplines, paragliding, sail wings and gliders are the most known and preferred sports aviation branches. However, wingsuit flights, known as bat-man flight, have become quite popular in the last decade. Wingsuit flights, which are defined as the most natural form of flight like a bird for humans, are carried out by experienced free paratroopers. Wingsuits are flight suits designed to give an aerodynamic shape to the human body. Controlling is easily done by paratroopers with a long experience of free fall. In this study, general definitions about wingsuits and wingsuit BASE (Building Antenna Span Earth) jumps are explained. In addition, the aerodynamic properties of wingsuits in the jump made with a fixed angle of attack are explained by using scientific equations. It is thought that this study will be beneficial for people who are interested in this sport and will shed light on scientists who want to do scientific work in this field and their studies.

**Keywords:** Wingsuit flight, Wingsuit aerodynamics, Sports Aviation, Skydiving, Parachutes

**Corresponding Author/Sorumlu Yazar:** Emin Tugay KEKEÇ tugay.kecec@kapadokya.edu.tr

**Citation/Alıntı:** Kekeç E.T., Konar M. (2021). Sabit Hücüm Açısı ile Yapılan Wingsuit Atlayışlarının Aerodinamik Hesaplamalarının İncelenmesi J. Aviat. 5 (1), 1-8.

**ORCID:** <sup>1</sup> <https://orcid.org/0000-0003-1530-996X> ; <sup>2</sup> <https://orcid.org/0000-0002-9317-1196>

**DOI:** <https://doi.org/10.30518/jav.866712>

**Gelis/Received:** 22 Ocak 2021 **Kabul/Accepted:** 26 Haziran 2021 **Yayınlanma/Published (Online):** 30 Haziran 2021

**Copyright © 2020 Journal of Aviation** <https://javsci.com> - <http://dergipark.gov.tr/jav>



This is an open access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution 4.0 International Licence

## 1. Giriş

İnsanlar binlerce yıldır kuş gibi uçmanın özgürlüğünü hayal etmiştir. Bu uçuş hayalini efsanelere ve tarihi kalıntılarda rastlamak mümkündür [1]. Buradan da anlaşılacağı üzere insanların özgür olmak ve uçabilme arzusu binlerce yıldır hep var olmuştur. Ancak günümüzde fiziksel eşitlikler insanın yalnız kol gücü ile böyle bir şey yapmasının neredeyse imkânsız olduğunu söylese de sportif havacılık branşları insanların rüzgârı hissederek uçuş yapabilmesine imkân tanımaktadır. Havacılık, Wright kardeşlerin havadan ağır insanlı uçuş denemelerinden sonra oldukça yüksek bir ivme ile gelişimini devam ettirmektedir [2]. Bu gelişim hızı aynı zamanda günümüzde sportif havacılık olarak bilinen, yelken kanatlar, planörler ve yamaç paraşütleri gibi branşlarında ilerlemesine sebep olmuştur. Bu branşlardan yelken kanatlar ve planörlerin tarihi çok daha eskidir. Wright kardeşler motorlu uçuş denemelerinden önce yüksek ve eğimli tepelerden, yeni tasarladıkları hava araçlarının planör uçuş stili (motorsuz) ile deneme uçuşlarını yapmıştır. Daha önceki yıllarda, planörlerin atası olarak bilinen Otto Lillihental tarafından tasarlanan ve binlerce sorti uçuş denemeleri yapılan planörlerde üretilmiştir [3].

Sportif havacılık tarihinde serbest paraşütçülükte (skydiving) oldukça eski bir tarihe sahiptir. Serbest paraşütçülüğün başlangıcı bazı kaynaklara göre 1100'lü yıllara dayandığı söylenmektedir. Ancak bilinen ilk paraşüt tasarımı 1485 yılında Leonardo DaVinci tarafından çizilmiştir. DaVinci tarafından çizilen bu paraşüt tasarımı, 515 yıl sonra 26 Haziran 2000 yılında Adrian Nicholas tarafından denenmiştir. Adrian başarılı bir iniş yaparak DaVinci'nin paraşütünün başarılı olduğunu kanıtlamıştır [4]. Serbest paraşütçülüğün gerçek tarihi ise 1797 yılında, sıcak hava balonunun altına bağlanarak atlayış yapan Fransız Andre-Jacques Garnerin tarafından başlamıştır. Tarihe geçen ilk serbest atlayış ise Leslie Irvin tarafından 1919 yılında gerçekleşmiştir [5-6]. Statik paraşütler üzerinde modern çalışmalar yapan Irvin, 27 Temmuz 1918'de patent başvurusunda bulundu ve dünyanın ilk paraşüt tasarımcısı ve üreticisi olan Irving Air Chute Company şirketini kurdu [6]. Daha ileri yıllarda Amerikan ordusu tarafından taktiksel bir hareket olarak kullanılan serbest paraşütçülük 2. Dünya savaşından sonra dönen askerler tarafından

oldukça popülerlik kazanmış ve 1952'de ulusal bir spor haline gelmiştir [3-4].

1990'ların sonlarında gelişmeye başlayan modern wingsuit'lerin ilk fikri ise 1912 yılına dayanmaktadır. 4 Şubat 1912'de bir terzi olan Franz Reichelt, modern wingsuit'e benzeyen buluşunu denemek için Eysel Kulesi'nden atlamıştır (Şekil 1) [4]. Ancak erken bir denemede bulunduğu için başarısız bir atlayış yaparak hayatını kaybetmiştir [4]. 1930 yılında 19 yaşında bir genç olan Rex G. Finney, geleneksel kumaşlar ve ahşap kullanarak geliştirdiği wingsuit'i yatay hareket ve süzülüş yeteneği kazanmak için kullanmıştır [6].



**Şekil 1.** Franz Reichelt'in tasarımının gösterimi

1990'de, modern wingsuit, Fransız Patrick de Gayardon tarafından geliştirilmiştir. 1997'de Bulgar asıllı Sammy Popov, bir wingsuit tasarlamış ve prototipini Nevada'da geliştirmiştir [7]. Daha sonra ilk test Ekim 1998'de yine Nevada'da, uçurulmuştur. Serbest paraşütçü olan Jari Kuosma ve Robert Pečnik, Bird-Man International Ltd.'yi kurarak serbest paraşütçüler için kolay ulaşılabilen ve güvenli olan ilk ticari wingsuit'i geliştirmiş ve satışa sunmuştur. Bu ikili aynı zamanda wingsuit eğitimleri açarak ve eğitim standartları geliştirerek bu sporun tehlikeli olduğu imajını ortadan kaldırmak istemişlerdir [4,5,7].

Wingsuit'lerin gelişimi her geçen gün daha çok ilerlemesine rağmen wingsuit'leri konu alan bilimsel çalışmalar aynı ölçüde gelişim gösterememiştir. Ancak şu an literatürde bilinen en önemli çalışmalardan birisi Geoffrey ve Raffaello tarafından yapılmıştır. Çalışmalarında wingsuit'lerin süzülüşleri için bilinen aerodinamik yasalar kullanılarak, bir takım uçuş parametrelerini hesaplamışlardır. Daha uzun süreli uçuşlar için gerekli olan itiş göstermek için bilimsel eşitlikler

kullanmışlardır. Ayrıca wingsuit'ler için uzunlamasına ekseninde stabilite sağlamak için bir model önerisi sunmuşlardır. Bu çalışma ayrıca jetsuit olarak bilinen küçük jet motoru ve kompozit malzemeden üretilen kanatlara sahip hava araçlarını da aerodinamik ve itki açısından incelemiştir [8].

Michael ve arkadaşları tarafından yapılan çalışma da delta kanatlı bir uçak tasarımına benzer farklı bir wingsuit tasarım önerisi yapmıştır. Bununla birlikte bu yeni tasarımın kanat alnını genişletmeye çalışmış ve rüzgâr tüneline bir manken üzerinde bu tasarımın aerodinamik performansını analiz etmiştir. Ayrıca yeni tasarımını modern wingsuit performans parametre değerleri ile kıyaslamıştır [9].

Timothy çalışmasında, wingsuit'lerin üretiminde kullanılan malzemelerin ve kumaşların aerodinamik etkilerini incelemiştir. NACA 4418 kanat profili kullanarak düşük hızlı rüzgâr tüneline analizler yapmıştır. Bu çalışmada ayrıca yeni malzeme yapısına sahip bir wingsuit tasarımı ele alınmıştır. Yeni tasarım wingsuit testleri üretilen wingsuitlere kıyasla daha pürüzsüz bir yapıda olduğu için düşük bir sürtünme kuvveti oluşturmuş ve yüksek bir  $L/D$  oranı elde edilmiştir [10].

Bu çalışmada ise wingsuit'lerin gelişimi ile günümüzde üretilen modern wingsuit'ler ve wingsuit tipleri ele alınmıştır. Bununla birlikte, binalar, anten kuleleri, viyadükler veya köprüler ve kayalıkların baş harflerinden oluşan, BASE atlayış olarak bilinen ve deneyimli serbest paraşütçüler tarafından yapılan atlayışlar açıklanmıştır. Aynı zamanda BASE atlayışlarını örnek olarak başlayan ve wingsuit'ler kuşanılarak yapılan, Wingsuit BASE atlayışlarının temel teknikleri, atlayış basamakları ve uçuş sırasında oluşan aerodinamik kuvvetler bilimsel eşitlikler kullanılarak açıklanmıştır.

## 2. Wingsuitler

Wingsuit'ler, aerodinamik olarak tasarlanmış uçuş tulumlarıdır. Ülkemizde daha çok yarası adam kıyafeti olarak bilinmekte olmasına rağmen yarasalardan esinlendiği kanısı yanlıştır. Uçan sincap olarak halk dilinde bilinen Şekil 2'de gösterilen Squirrel glider'lar wingsuit'lerin esin kaynağıdır [11]. Temel wingsuit'lerin ortalama 2.5/1 süzülüş oranına sahiptir. Ancak gelişen teknoloji ile farklı tip wingsuit çeşitleri ortaya çıkmıştır [12].



Şekil 2. Squirrel glider ve wingsuit

### 2.1. Wingsuit tipleri ve uçuş stilleri

Temel olarak wingsuit çeşitleri arasındaki farklar, pilotun tecrübesine bağlı olarak seçilmektedir. Tıpkı diğer sportif havacılık branşlarında olduğu gibi yeni başlangıç pilotları için daha güvenli ve yapılan hataları telafi edebilecek wingsuit'ler tercih edilmektedir. Buna karşılık deneyimli ve uçuş sayısı fazla olan wingsuit pilotları için daha performanslı yani yüksek  $L/D$  oranı ve daha hızlı wingsuit'ler tercih sebebi olmaktadır. Performans ve güvenlik birbiri ile ters orantılı olmasından dolayı bu tip wingsuit'leri tercih etmeden önce yeterli deneyime sahip olmak şarttır. Ayrıca yüksek performanslı wingsuit'ler, başlangıç seviyesinde olanlara göre daha büyük yüzey alanına sahiptir. Buda süzülüş kabiliyetini arttırmakta ve dolayısıyla kanat yüklemesini (wing loading) azaltmaktadır. Şekil 3'te modern wingsuit tipleri gösterilmiştir [11-13].



Şekil 3. Farklı tip wingsuit görünümleri

### 2.2. Wingsuit BASE atlayış

Modern paraşütlerin gelişimi ile deneyimli serbest paraşütçüler uçaktan atlayarak bu ekipmanlar ile başarılı pek çok atlayış yapmıştır. Ancak bir dönem sonra farklı arayışlar içerisine giren meraklı bir grup, BASE adını verdikleri atlayış stilini keşfetmiştir. BASE jumping olarak nitelendirilen ve Şekil 4'te sırasıyla gösterilen bu atlayış stili binalar, anten kuleleri, viyadükler ve kayalıklar gibi sabit nesnelere yapılan atlayışların bütünüdür [14]. Oldukça zor ve tehlikeli olarak nitelendirilen bu atlayışların atası olarak



bilinen Carl Boenish, 1978 yılında Yosemite Ulusal Parkı'nda yer alan El Capitan kayalıklarından ilk BASE atlayışını yapmıştır [15]. Başlangıçta tıpkı uçaktan atlayarak yapılan serbest paraşütler gibi sabit nesnelere serbest düşüş yaptıktan sonra paraşütlerini açan BASE jumper'lar sonrasında güvenli iniş yapmaktadır [10-15].

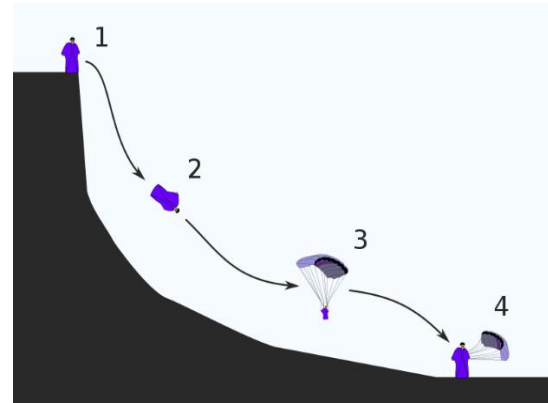


**Şekil 4.** BASE atlayış stilleri (Binalar, Anten kuleleri, Viyadükler, Uçurumlar)

Adrenalin ve merak duygusu ilerleyen yıllarda daha çok etkisini göstermiştir. Bu nedenle başlangıçta wingsuit'ler ile sadece uçaktan atlayış yapılabilmesine karşın kumaş teknolojisi ve aerodinamik olarak daha verimli wingsuit'lerin üretilmesi ile BASE atlayışlarda da kullanılmaya başlanmıştır. Uçaktan yapılan wingsuit atlayışları ile sabit nesnelere yapılan wingsuit BASE atlayışlar çok farklı temellere dayanmaktadır. Bu iki stil arasındaki en belirgin fark ise BASE atlayışlar çok daha teknik bilgi ve deneyim gerektirir. Çünkü BASE atlayışlar genelde alçak irtifalardan ve birçok engelin olduğu bölgelerden yapılmaktadır. Buna karşı uçaktan yapılan atlayışlar çoğunlukla 4000 metrenin üzerinden yapılır ve uçak kapı çıkışından itibaren bir engel ile karşılaşmaz. Bu nedenle uçaktan yapılan atlayışlarda, wingsuit pilotlarına çoğunlukla oluşabilecek acil durumların veya hataların önüne geçilebilecek kadar zaman verir. BASE atlayışlarda genellikle alçak irtifa nedeniyle ilk çıkış ve uçuş boyunca vücut pozisyonunun kusursuz olması beklenir. Kusursuz bir vücut pozisyonu olmadan yapılacak atlayışlar çoğunlukla kazalar ile sonuçlanmaktadır. Sonuç olarak serbest paraşütçülerin genellikle wingsuit BASE atlayışlara yönelmeden önce uçaktan pek çok atlayış yapması ve burada kendisini hazırlaması oldukça büyük bir öneme sahiptir [8-15]. Normal olarak uçaktan yapılan bütün wingsuit atlayışlarında

pilot iki paraşüt sistemi taşımaktadır. Bunlardan birincisi ana paraşüt ve ikincisi de ana paraşütte oluşabilecek herhangi bir problemde kullanılabilecekleri yedek paraşüttür. Wingsuit BASE atlayışlarının ekstra bir risk faktörü de tek ve özel bir paraşüt sistemine sahip olmasıdır. Çünkü yapılan atlayışlar genellikle uçaktan yapılan atlayışlara kıyasla çok alçak irtifadadır ve yedek paraşüt kullanma ihtimali çok düşüktür. Bu nedenle wingsuit BASE atlayışlarından önce paraşütün doğru katlanması ve harness içerisinde doğru yerleştirilmesi büyük önem arz eder. Wingsuit BASE atlayışları alınan pek çok önlem ve düzenlemeye rağmen tehlikeli bir eğlence sporu olmuştur [15]. Colorado üniversitesinde yapılan bir araştırmaya göre Mei-Dan ve arkadaşları, 2006 ve 2010 yılları arasında 102 farklı BASE atlayış etkinliğini incelemiş sonuç olarak ortalama her 1000 BASE atlayış için 2 ciddi kaza olduğu istatistiğini oluşturmuştur [16].

Temelde wingsuit BASE atlayışları Şekil 5'te görüldüğü gibi dört farklı bölümde numaralandırılarak incelenmektedir [15]. Bu bölümler sırasıyla çıkış, uçuş, paraşütü açma ve iniş aşamalarından oluşmaktadır. Bütün adımlar planlı ve zamanlı olmak zorundadır [6]. Bu adımların öncesinde bölgenin incelenmesi ve meteorolojik şartların göz önünde bulundurulması gerekmektedir. Genelde iniş alanı, atlayıştan önce kontrol edilmelidir. Bunun yanında atlayış yapılması planlanan uçurumların iniş alanı ile arasında bulunan yükseklik bilinmeli ve atlayış yapılacak wingsuit'in süzülüş oranının, iniş alanı mesafesi için yeterli olup olmadığı kontrol edilmelidir. Kontrol edilen süzülüş oranı sonrasında uçurumların ve dağlık bölgenin çıkıntıları gibi engellerin süzülüş rotası içerisinde olmaması istenmektedir [15].



**Şekil 5.** Wingsuit BASE atlayış basamakları

Wingsuit BASE atlayışların zorluklarından bir diğeri ise doğru bir çıkıştır. Çünkü çıkış sırasında ilk saniyelerde pilot artan bir ivme ile düşüşe başlar, bu düşüş esnasında wingsuit'lerin yeterli hıza ulaşması biraz zaman alır ve bu zaman aralığında kaldırma kuvveti çok azdır. Bu durum vücudu doğru pozisyona getirmeyi güçleştirmektedir. Bu nedenle wingsuit BASE atlayışlar güçlü, koordineli ve simetrik olmalıdır. Bu kısımda en önemli olgulardan bir tanesi pilotun hücum açısıdır. Çünkü pilot, doğru hücum açısına ne kadar çabuk geçerse o kadar çabuk uçuşa başlar ve nesnelere uzaklaşabilirler. Daha iyi bir süzülüş için çıkış büyük bir önem taşır. Ayrıca wingsuit'ler çıkıştan hemen sonra uçuşa geçemezler öncelikle hava içerisinde bir ivme kazanır ve wingsuit'in sel ağzı denilen hava giriş kanallarından giren hava ile aerodinamik bir yapı oluşturur. Hemen sonra uçuş aşaması başlar. Wingsuit BASE atlayışlarda doğru çıkış için ayak pozisyonu Şekil 6'da gösterilmiştir [15-17].



Şekil 6. BASE wingsuit atlayışı için doğru çıkış

Sonuç olarak wingsuit BASE atlayışlarının iki önemli ve temel kuralı vardır. Bunlardan birincisi alt tarafta bulunma ihtimali olan engellerde uzağa atlayarak olası çarpma durumundan kaçınmaktır. İkinci kural ise öne doğru eğilerek, uçuş için gerekli hücum açısına yakın bir açı ile atlamaktır [15]. Böylece pilot, klasik yapılan bir atlayıştan onlarca metre daha yüksekte ve daha erken süzülmeye başlayacaktır.

### 3. Sabit Hücum Açısı ile Yapılan Wingsuit Atlayışlarının Aerodinamik Hesaplamalarının İncelenmesi

Wingsuit Denklemleri, iki boyutta uçuş dinamiklerini belirleyen diferansiyel eşitliklerdir. Bu basit eşitlikler, ile wingsuit simülasyonu yapmak mümkündür. Ancak hız gibi bazı değişkenlerin yüksek hassasiyet ile sürekli takip edilmesi gerekmektedir. Ancak bu durum çok zordur bu nedenle wingsuit uçuşunu bilgisayar destekli olarak modellemesini yapmak imkansızdır. Uçuş güzergahını ve ivmeyi hesaplamak için uçuşun herhangi bir anında wingsuit'in üzerine etki eden kuvvetleri kesin olarak bilmesi gerekmektedir. Wingsuit'e ilk hız verildiği anda ivmenin hesaplanabilir ve daha sonra tüm yörüngeyi sayısal olarak modellenilebilir. Dolaylı olarak ivmeden hareket ederek hızı da entegre etmiş olacaktır [8].

Uçan bir nesne üzerine etki eden aerodinamik kuvvetler olan taşıma ve sürüklenme sırasıyla hava yoğunluğu, yüzey alanı, taşıma ve sürüklenme katsayıları ve hava hızının karesiyle doğru orantılıdır. Yüzey alanı ve taşıma ve sürüklenme katsayıları tam olarak ne olduğunu bilinmiyor. Bunun karşın, bu değişkenler hücum açısına ve vücut pozisyonuna bağlıdır [18].

Wingsuit'i etkileyen 3 kuvvet ağırlık ( $W$ ), taşıma ( $L$ ) ve sürüklenme ( $D$ ) sırasıyla, Eşitlik 1-3'de verilmiştir [8,19-22].

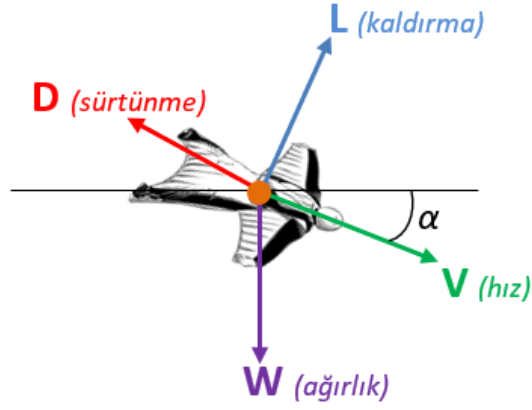
$$W = mg \quad (1)$$

$$L = \frac{1}{2} C_l \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \quad (2)$$

$$D = \frac{1}{2} C_d \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \quad (3)$$

Burada  $m$ , kütleyi;  $g$ , yer çekimi ivmesini;  $V$ , hızı;  $C_l$  ve  $C_d$ , (noktalama işaretlerini kontrol etsene) sırasıyla kaldırma ve sürüklemenin boyutsuz katsayılarıdır,  $\rho$  havanın yoğunluğu iken  $S$  ise, kanat tulumunun etkili alanıdır.

Şekil 7'de Wingsuit uçuşu esnasında vücutta oluşan aerodinamik kuvvetlerin gösterimi verilmiştir [18]. Şekil 7'de de görüldüğü gibi, ufuk çizgisi ile mevcut süzülme istikametinin yaptığı açı  $\alpha$  ise, kaldırma kuvveti ve sürtünme kuvvetinin yatay bileşenleri  $L \sin \alpha$  ve  $-D \cos \alpha$ 'dır, dikey bileşenler  $-L \cos \alpha$  ve  $-D \sin \alpha$  dır. Böylece, Eşitlik 4 ve Eşitlik 5 Newton'un hareket eşitliklerini göstermektedir.



Şekil 7. Wingsuit uçuşu esnasında vücutta oluşan aerodinamik kuvvetlerin gösterimi

$$F_x = m\alpha_x = L \sin a - D \cos a \quad (4)$$

$$F_y = m\alpha_y = mg - L \cos a - D \sin a \quad (5)$$

Eşitlik 4 ve 5'teki  $\alpha_x$  ve  $\alpha_y$  yatay ve dikey ivmeler olup Eşitlik 6 ve 7'de verilmiştir.

$$\alpha_x = dV_x / dt \quad (6)$$

$$\alpha_y = dV_y / dt \quad (7)$$

Eşitlik 6-7'de verilen,  $V_x$  ve  $V_y$  toplam hızın yatay ve dikey bileşenleri olup, Eşitlik 8'de verilmiştir [8-18].

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2} \quad (8)$$

$\sin a = V_y / V$ ,  $\cos a = V_x / V$  olduğundan, standart kaldırma kuvveti ( $L$ ) ve sürtünme kuvveti ( $D$ ) eşitliklerinden yola çıkılmıştır. Eşitlik-8'den hareketle  $L$  ve  $D$  eşitlikleri yeniden düzenlendiği zaman Eşitlik 9'da ve Eşitlik 10'da gösterildiği gibi yazılabilmektedir [18].

$$\frac{dV_x}{dt} = \frac{1}{2} \frac{\rho S}{m} V (C_l V_y - C_d V_x) \quad (9)$$

$$\frac{dV_y}{dt} = g - \frac{1}{2} \frac{\rho S}{m} V (C_l V_x + C_d V_y) \quad (10)$$

Eşitlik 9 ve 10'da  $C_l$ ,  $C_d$  ve  $S$  değerleri bilinemediği için başarılı bir şekilde çözebilmek oldukça zordur. Çeşitli hücum açıları için  $C_l$  ve  $C_d$ 'yi bulmak için kapsamlı rüzgâr tüneli analizleri yapılmalıdır [18]. Bir wingsuit uçuşunun her anında rüzgâr tüneli ile  $C_l$  ve  $C_d$  değerleri için analizler yapmak mümkün değildir. Böylece yeni eşitliklere

ihtiyaç duyulmaktadır. Eşitlik 11 ve 12 şu şekilde açıklanmaktadır;

$$K_l = \frac{1}{2} \frac{\rho S}{mg} C_l \quad (11)$$

$$K_d = \frac{1}{2} \frac{\rho S}{mg} C_d \quad (12)$$

Eşitlik 11 ve 12'den yola çıkarak hareket eşitliklerinin yeni biçimi;

$$\frac{dV_x}{dt} = gV (K_l V_y - K_d V_x) \quad (13)$$

$$\frac{dV_y}{dt} = g - gV (K_l V_x + K_d V_y) \quad (14)$$

$K_l$  ve  $K_d$  için, mevcut vücut pozisyonu ve hücum açısı ile wingsuit pilotunun sabit yatay ve dikey hızlarının  $V_{xs}$  ve  $V_{ys}$  olduğu düşünülürse, ivme sıfır olacaktır. Böylece yeni eşitlikler şu şekilde (Eşitlik 15 ve 16) gösterilebilecektir [8-18].

$$g V_s (K_l V_{ys} - K_d V_{xs}) = 0 \quad (15)$$

$$g - g V_s (K_l V_{xs} + K_d V_{ys}) = 0 \quad (16)$$

Eşitlik 15 ve 16'da  $V_s$ , toplam sürekli hızdır. İki bilinmeyenli bu iki eşitlikte,  $K_l$  ve  $K_d$  için Eşitlik 17 ve Eşitlik 18'de gösterildiği gibi çözülebilmektedir.

$$K_l = \frac{V_{xs}}{V_s^3} \quad (17)$$

$$K_d = \frac{V_{ys}}{V_s^3} \quad (18)$$

$K_l$  ve  $K_d$  katsayılarının oranı aynı zamanda wingsuit'lerin  $L/D$  oranına eşittir ve Eşitlik 19'da gösterilmektedir [8-10].

$$\frac{K_l}{K_d} = \frac{V_{xs}}{V_{ys}} = \frac{L}{D} \quad (19)$$

Eşitlik 19'dan sonra hala bilinmeyen aerodinamik parametreler kanat yüklemesi  $mg/S$  ve aerodinamik katsayıları  $C_l$ ,  $C_d$ 'dir. Bu parametreler  $K_l$  ve  $K_d$  katsayılarının içerisinde yer almaktadır. Belirli yatay ve dikey hızlarda kolaylıkla hesaplanabilmektedir.

Burada türetilen diferansiyel eşitliklerin tamamına wingsuit eşitlikleri denilmektedir (Eşitlik 20 ve 21) [18].

$$\frac{dV_x}{dt} = gV(K_l V_y - K_d V_x) \quad (20)$$

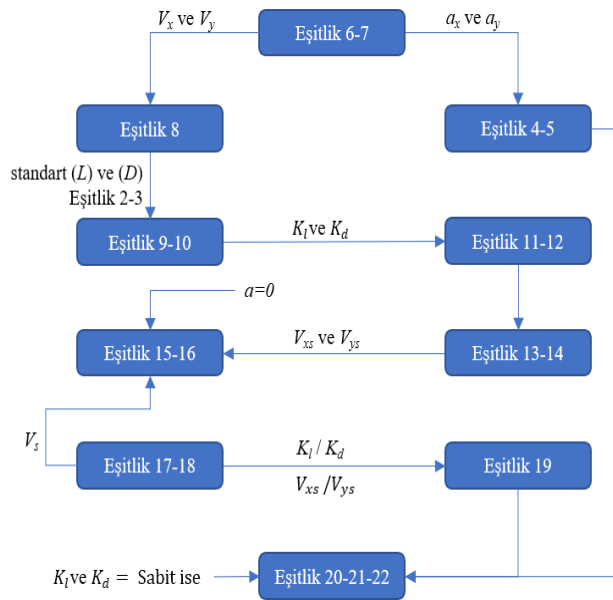
$$\frac{dV_y}{dt} = g - gV(K_l V_x + K_d V_y) \quad (21)$$

Ayrıca matris formunda yazımı (Eşitlik 22);

$$\frac{\vec{V}}{g} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} - V \begin{bmatrix} K_d & -K_l \\ K_l & K_d \end{bmatrix} \vec{V} \quad (22)$$

Bu eşitlikleri basitleştiren temel unsur  $K_l$  ve  $K_d$ 'nin uçuş boyunca sabit olmasıdır. Yani wingsuit pilotu uçuş boyunca vücut pozisyonunu ve hücum açısını koruduğu varsayılmıştır [8-18].

Bu bölüm içerisinde bahsedilen bütün Eşitlikler'in birbirleri ile olan bağlantılarının anlaşılması wingsuit BASE atlayışları için büyük önem taşımaktadır. Bu önemle Şekil 8'de bütün eşitliklerin birbirleri ile olan ilişkisinin açıklandığı akış diyagramı sunulmuştur. Ayrıca eşitliklerde  $K_l$ ,  $K_d$ ,  $V_{xs}$  ve  $V_{ys}$  gibi katsayıların hangi eşitliklerde katkı sağladıklarında akış diyagramında gösterilmiştir.



Şekil 8. Eşitlikler için akış diyagramı

#### 4. Sonuçlar

Rüzgâr olmayan, stabil bir havada GPS bağlantılı bir uçuş veri cihazı (flight sight) ile kaydedilen verilerin sonuçları kullanılarak en iyi  $L/D$  oranı bulunabilmektedir. Bu veriler ışığında sabit bir

nesneden atlayış yapan bir wingsuit pilotu için aynı vücut pozisyonu ve aynı hücum açısında yapılan bir atlayışta yunuslama açısı (pitch angle) değiştirilirse sabit hızlardan hesaplanan wingsuit denklemleri ile sayısal olarak kolayca ifade etmek mümkündür. Kısaca bir BASE atlayışı yapan wingsuit pilotunun atlayışı esnasında ölçülebilecek iki parametre ile uçuşun her anında konumu ve hızını rahatlıkla hesaplamak mümkündür.

Hücum açısı ve vücut pozisyonunun sabit olmadığı yani farklı hücum açılarında birtakım uçuş parametrelerini bilmemiz şarttır. Bu parametreler  $V_x$  ve  $V_{ys}$  kombinasyonları veya  $K_l$  ve  $K_d$  değerleridir. Bu değerlerin tam olarak bilinmesi için bir wingsuit BASE atlayışta kaydedilen uçuş verilerinin analiz edilmesi gereklidir. Bulunan değerlerin, wingsuit eşitliklerine uygulayıp bir sonraki anda uçuş durumunu hesaplamak için o anki duruma karşılık gelen hücum açısı kullanılmalıdır.

Bununla birlikte verilen bilimsel eşitlikler, wingsuit atlayışlarında kullanılmak üzere üretilmesi planlanan, uçuş kayıt ve uçuş yönlendirici cihaz için bir temel oluşturmuştur.

Gerçekte yapılan bir Wingsuit BASE atlayış ele alınacak olursa, atlayış yapılan ilk birkaç saniye (çıkış) güvenlik açısından çok önemlidir. Ancak bu ilk birkaç saniyede aerodinamik kuvvetler oldukça küçüktür. İlk çıkış anında Hücum açısında, kaldırma ve sürtünme katsayılarında yaşanan önemli değişiklikler, genel uçuş için önemli bir etkiye sahip değildir. Yapılan en iyi atlayışlarda, çıkışlar wingsuit'i süzülüşe geçirene kadar hızlı ve pratik olmalıdır. Bu pratiklik ile yapılan bir uçuşta hücum açısını ve vücut pozisyonunu korumak kolay olacağı için sabit uçuş eşitlikleri daha gerçekçi olacaktır.

#### Etik Kurul Onayı



Gerekli değil

#### Kaynaklar

- [1] Krölller, E., 2016. Fear of Flying? The Myth of Daedalus and Icarus in Canadian Culture: To the Memory of Greg Curnoe. Journal of Canadian Studies, 28(4), 102-116.
- [2] Culick, F. E. C., 2003. The Wright Brothers: First Aeronautical Engineers and Test Pilots. AIAA Journal, 41(6), 985-1006.

- [3] Raffel, M., Wienke, F., Dillmann, A. 2019. Flight-Testing Stability and Controllability of Otto Lilienthal's Monoplane Design from 1893. *Journal Of Aircraft*, 56(4), 1735-1742.
- [4] Skydiving Melbourne. 2015. Where did it all start? <http://www.skydivingmelbourne.com.au/> (Erişim Tarihi: 09.11.2020).
- [5] Rodwell, T. 2018. *Daredevil Dads*. ss 1-83. . Crux Publishing Ltd, 214s.
- [6] Salazar, K. 2011. Leslie Leroy Irvin. <https://www.findagrave.com/memorial/74770725/leslie-leroy-irvin> (Erişim Tarihi: 13.12.2020).
- [7] Ferguson, M. 2016. Flying without Dying: The Future of Wingsuit Design. <https://openscholarship.wustl.edu/engr310/1/> (Erişim Tarihi: 13.12.2020).
- [8] Robson, G., D'andrea, R., 2010. Longitudinal Stability Analysis of a Jet-Powered Wingsuit. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 1-9.
- [9] Berry, M, S., Fargeas, J, L., Blair K, B., 2010. Wind Tunnel Testing of a Novel Wingsuit Design. *Journal of Canadian Studies*, 2(2), 2735-2740.
- [10] Sestak, T, A. 2017. The Effect of Surface Materials and Morphology on Wingsuit Aerodynamics. *Embry-Riddle Aeronautical University, PhD Dissertations and Master's Theses*, 355s, Daytona Beach, Florida.
- [11] Rodney, R., Bennet, A, F., 2003. Home range of the squirrel glider (*Petaurus norfolcensis*) in a network of remnant linear habitats. *Journal of Zoology*, 259(4), 327-336.
- [12] Schwartz, D. 2012. Wing-Suits: Humans Surpassing Animals in Flight. <http://blogs.bu.edu/bioaerial2012/2012/09/26/wing-suits-humans-surpassing-animals-in-flight/> (Erişim Tarihi: 09.11.2020).
- [13] Reddit,. 2014. Wingsuit progression (beginner/intermediate/advanced). [https://www.reddit.com/r/pics/comments/2mb52c/wingsuit\\_progression\\_beginner\\_intermediate\\_advanced/](https://www.reddit.com/r/pics/comments/2mb52c/wingsuit_progression_beginner_intermediate_advanced/) (Erişim Tarihi: 09.11.2020).
- [14] Carina A. H., Reidar J. M., 2006. Space and Place for BASE: On the Evolution of a BASE - Jumping Attraction Image. *Scandinavian Journal of Hospitality and Tourism*, 6(2), 95-117.
- [15] Gerdes, M. 2010. *The Great Book of BASE*. s Publishing, 270s.
- [16] Mei-Dan, O., Carmont, M., 2012. The Epidemiology of Severe and Catastrophic Injuries in BASE Jumping. *Clinical Journal of Sport Medicine*, 22(4), 262-267.
- [17] Stöckl, A., Sieker, J., Westman, A., 2012. Practical and Conceptual Analysis of Wingsuit BASE Flight. *Muscle, Ligaments and Tendons Journal*, 10(2), 257-268.
- [18] Yuri, B. 2006. The Wingsuit Theory, or How to fly like an eagle while barely moving on the couch. <https://www.dropzone.com/forums/topic/97830-the-wingsuit-theory-or-how-to-fly-like-an-eagle-while-barely-moving-on-the-couch> (Erişim Tarihi: 09.11.2020).
- [19] Konar M. (2019). "Redesign of morphing UAV's winglet using DS algorithm based ANFIS model", *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 91 (9), 1214-1222.
- [20] Konar M., (2020). "Simultaneous determination of maximum acceleration and endurance of morphing UAV with ABC algorithm-based model", *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 92 (1), 579-586.
- [21] Arik, S., Turkmen, I., & Oktay, T. (2018). Redesign of morphing UAV for simultaneous improvement of directional stability and maximum lift/drag ratio. *Advances in Electrical and Computer Engineering*, 18(4), 57-62.
- [22] Oktay, T., Arik, S., Turkmen, I., Uzun, M., & Celik, H. (2018). Neural network based redesign of morphing UAV for simultaneous improvement of roll stability and maximum lift/drag ratio. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*.

## Numerical Investigation of Effects of Airspeed and Rotational Speed on Quadrotor UAV Propeller Thrust Coefficient

Tuğrul OKTAY<sup>1</sup> , Yüksel ERASLAN<sup>2\*</sup> 

<sup>1</sup> Erciyes University, Department of Aeronautical Engineering, Kayseri, Turkey

<sup>2</sup> İskenderun Technical University, Unmanned Aerial Vehicle Technology and Operator Program, Hatay, Turkey

### Abstract

In this article, a numerical investigation was performed on a quadrotor unmanned aerial vehicles (UAV) propeller to examine the effects of airspeed and rotational speed on thrust coefficient, which is one of the most important parameters on propeller aerodynamic performance. For that purpose, Computational Fluid Dynamics (CFD) analyses of an 11-inch propeller were carried out at different airspeeds and rotational speeds in vertical climbing flight conditions. In order to have the optimum number of mesh elements in the computational domain, mesh independence analyses were also conducted. In conclusion, the results of the analyses with the  $k-\omega$  SST turbulence model were shown that increase in rotational speed was led to higher turbulent kinetic energy. Furthermore, higher rotational speeds also resulted in higher differences between numerical estimations and experimental data but were found to become more independent from airspeed.

**Keywords:** Computational Fluid Dynamics, Unmanned Aerial Vehicle, Propeller, Aerodynamics, Thrust Coefficient

### 1. Introduction

Nowadays, multi-rotor unmanned aerial vehicles (UAVs) are commonly preferred in commercial, military, and industrial applications due to their not only low weight, but also superior abilities in maneuvering and hovering flight [1]. As rotary-wing aerial vehicles, Quadrotor UAVs are one of the most popular configurations, which are named by the number of rotors they have [2]. In order to improve flight performances of these types of vehicles, propellers are one of the most important

components that need to be investigated [3]. Small scale unmanned aerial vehicle propellers are continued to rise in importance parallel with the increase in popularity of these unmanned technologies, especially since the 1990s.

Quadrotor UAVs have low rotor inertia, which provides them to be able to easily control by adjusting rotational speeds of their propellers separately [4]. Moreover, in dimension, small-scaled propellers resulted in performance losses in

**Corresponding Author:** Yüksel ERASLAN [yuksel.eraslan@iste.edu.tr](mailto:yuksel.eraslan@iste.edu.tr)

**Citation:** Oktay T., Eraslan Y. (2021). Numerical Investigation of Effects of Airspeed and Rotational Speed on Quadrotor UAV Propeller Thrust Coefficient J. Aviat. 5 (1), 9-15.

**ORCID:**<sup>1</sup> <https://orcid.org/0000-0003-4860-2230> <sup>2</sup> <https://orcid.org/0000-0002-5158-5171>

**DOI:** <https://doi.org/10.30518/jav.872627>

**Received:** 1 February 2021 **Accepted:** 28 June 2021 **Published (Online):** 30 June 2021



This is an open access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution 4.0 International Licence

terms of payload, range, and endurance due to dominant viscous effects at low-Reynolds number (Re) flows [5]. Thus, the performance of propellers is an important issue for not only aerodynamic manner but also control considerations of these vehicles.

Propeller aerodynamic performance,  $\eta$  is defined in terms of unitless thrust coefficient,  $C_T$  and power coefficient,  $C_P$  together with the advance ratio,  $J$  as given in Equation 1,

$$\eta = J \frac{C_T}{C_P} \quad (1)$$

and the advance ratio,  $J$  is defined in airspeed,  $V$  propeller rotational speed,  $n$  and diameter,  $D$  in Equation 2 [6].

$$J = \frac{V}{nD} \quad (2)$$

Thus, the change in thrust coefficient and power coefficient with respect to change in airspeed and rotational speed is an important consideration that needs to be investigated to determine a propeller's performance.

In order to obtain thrust and power coefficients, there are analytical, experimental or numerical methods applied in the literature. Today, as a numerical method, Computational Fluid Dynamics (CFD) applications come to the fore, which helps to obtain aerodynamic investigation results of complex geometries in a short time [7]. In the literature, there exist various studies including CFD investigation on multi-rotor UAV propeller aerodynamic performance parameters.

Yener et. al. [8] were carried out a CFD investigation on the interaction between the propeller and various frame arm geometries. Their study was also included wind tunnel experiments at static conditions on two different propellers, and results were found to be in good agreement with literature data in terms of thrust and power coefficients. On the other hand, CFD analyses were performed at both vertical climb and hovering flight conditions, after validating the simulation condition with experimental data. They obtained that while the square frame arm has the highest propulsive efficiency, the Eppler arm yielded the highest total thrust value. Moreover, the propeller thrust coefficient was found to be decreased with

increasing distance between the propeller and frame arm.

Kutty et al. [9] were performed computational fluid dynamics analyses on a small-scale propeller using Ansys FLUENT program. Their study was also included mesh independence analyses and turbulence model comparison, in terms of thrust coefficient, power coefficient and propeller efficiency. Numerical estimations on thrust coefficient were found to show slight under-prediction at low advance ratios. Moreover, power coefficient results were found to show under-prediction at low advance ratios and over-prediction at high advance ratios. Overall, it was concluded that small-scale low-Re number propeller performances could be reliably predicted by numerical methods.

Yeong et al. [10] were carried out a CFD investigation on the propeller of a micro quadrotor UAV design with the aim of aerodynamic performance optimization. To improve the performance of the base model, various airfoils were compared in terms of their aerodynamic performances. The superior airfoil was applied on the new design and numerically investigated both on the single rotor and multi rotor configurations. In addition, grid independence analyses were conducted for computational analyses and experimental validation was conducted for the airfoil. As a result, the optimized propeller design was found to generate a higher thrust force and have a higher lift to drag ratio. On the other hand, quad rotor configuration outperformed due to higher induced drag.

Cespedes and Lopez [11] simulated single and quad rotors with overset mesh and analyzed at different rotational speeds on ANSYS Fluent CFD analysis program. The overset and far-field meshes generated with Pointwise v18 for a single rotor and then scaled to quad rotors. In addition, an experimental analysis for a single rotor was performed to obtain thrust and torque values. Single rotor CFD analysis was found to predict thrust value 7% and torque value 22% less than experimental results.

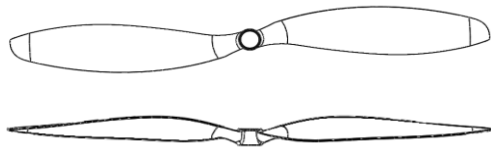
A number of the quadcopter ducted-fan models investigated by Kuantama and Tarca [12] in terms of their air velocity behaviors. Thrust force, frame material and power consumptions compared by

means of CFD analyses they performed at various propeller rotational speeds.

The aim of this study is to investigate the effects of airspeed and rotational speed on the thrust coefficient of a quadrotor UAV propeller by means of CFD analyses. For that purpose, an 11-inch diameter propeller from the literature was investigated in terms of thrust coefficient by means of a Navier-Stokes solver (Ansys Fluent v17.2) at four different vertical climbing airspeeds and three different rotational speeds.

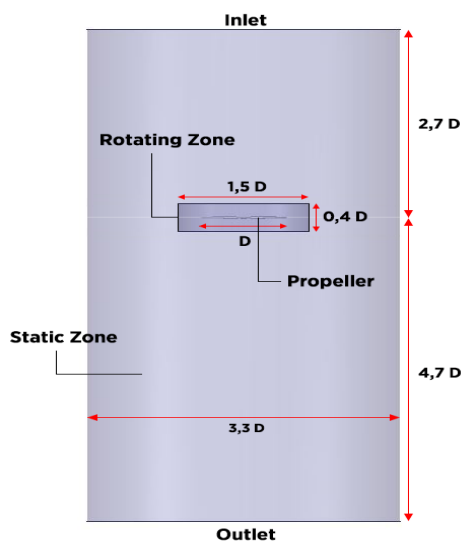
## 2. Numerical Method

In this study, the CFD analysis procedure was included three steps named pre-processing, solver and post-processing in Ansys Fluent program. In pre-processing, propeller Computer Aided Design (CAD) geometry was imported to the Ansys SpaceClaim environment. The propeller geometry of 11-inch in diameter and 4.7 inch in pitch diameter (11x4.7) was given in Figure 1 [13].



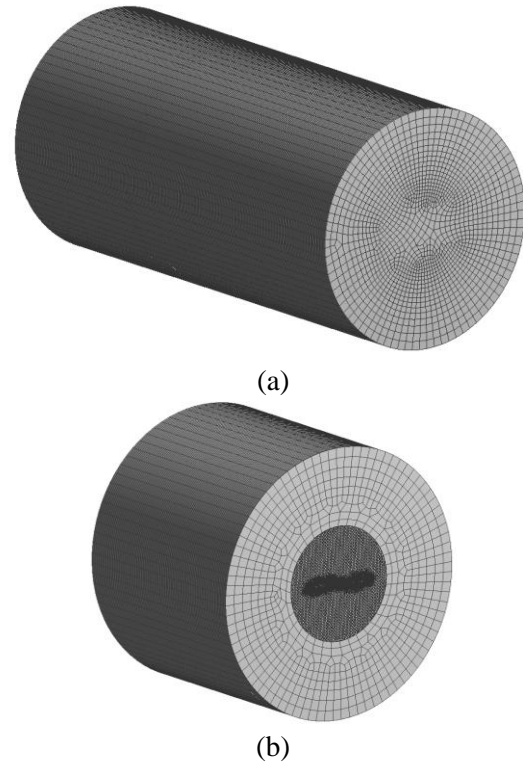
**Figure 1.** Top and side views of propeller CAD geometry

In order to have a proper structure for overset mesh application, the computational domain was composed of rotating and static zones as given in Figure 2 [2].

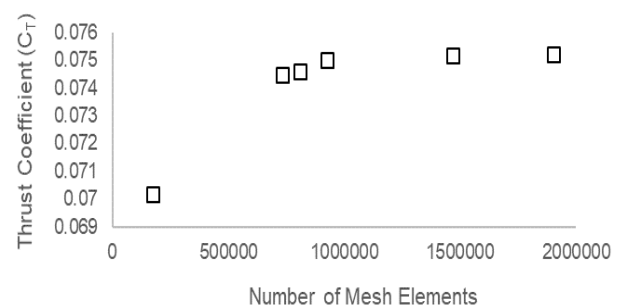


**Figure 2.** Dimensions of the computational domain composed of rotating and static zones

Computational domain mesh structure was prepared in Ansys Mesher with tetrahedral and hex elements as given in isometric and section views in Figure 3. Mesh quality metrics were obtained as a maximum skewness value of 0.704 and a maximum aspect ratio of 5.994.



**Figure 3.** Mesh structure of computational domain (a) isometric view, (b) section view



**Figure 4.** Thrust coefficient changing with the number of mesh elements

The rotating zone was composed of tetrahedral elements and the static zone was mostly included hex elements. The number of mesh elements was determined as  $925 \times 10^3$  with respect to the results of the mesh independence study plotted in Figure 4 [14]. Grid independence analyses were performed at 3000-RPM rotational speed and 2.41 m/s vertical



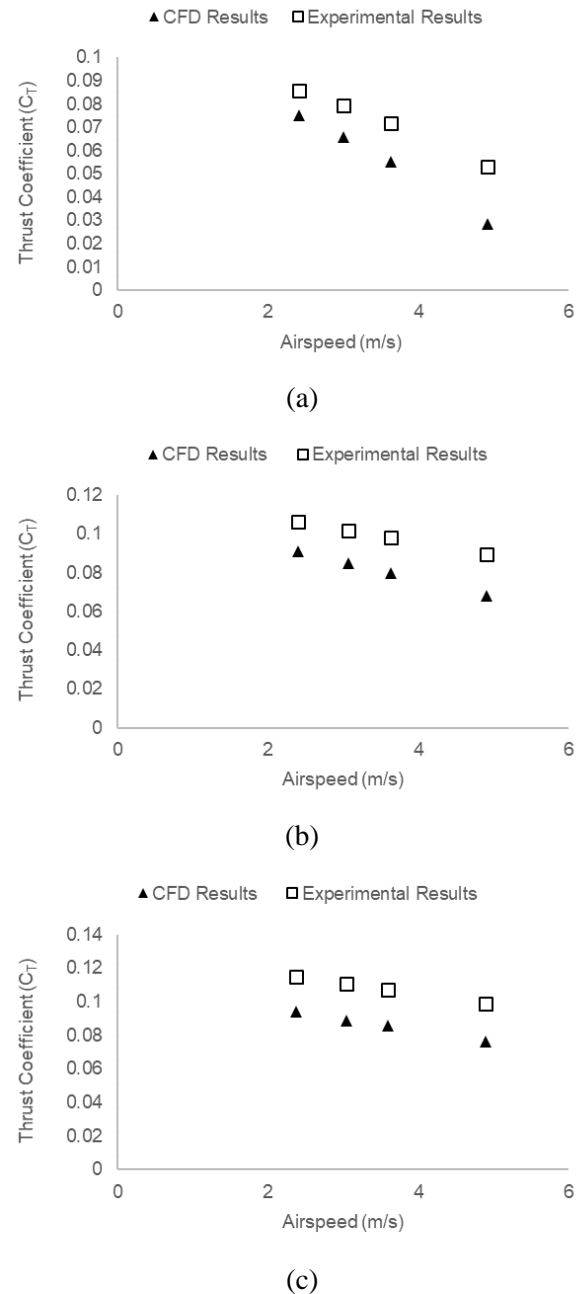
climbing airspeed using  $k-\omega$  SST turbulence model with curvature correction.

In the solver step, ANSYS Fluent solves mass and momentum conservation equations for all flows. The flows with heat transfer and compressible effects have additional energy conservation equations. In this study, the highest rotational speed applied was 6000-RPM, which leads to a tip speed of 0.255 Mach and can be defined as incompressible flow.

The turbulence model was selected as  $k-\omega$  SST with curvature correction, which involves modifications for low-Re effects, compressibility, and shear flow spreading. The model is based on model transport equations for the turbulence kinetic energy,  $k$  and specific dissipation rate,  $\omega$ . SST  $k-\omega$  model is another version of  $k-\omega$ , which accurate formulation near-wall region and independent from freestream in the far-field [15]. The model is able to predict the laminar-to-turbulent transition, which makes it to estimate a wide range of flows such as adverse pressure gradient flows or transonic shock waves. Inlet was defined as velocity inlet, the outlet was defined as pressure outlet and frame motion was also defined for the rotating zone. Air density and viscosity are defined as sea-level conditions.

### 3. Results and Discussion

GWS 11x4.7 propeller was investigated by means of CFD analyses at 3000-RPM, 5000-RPM and 6000-RPM rotational speeds at various vertical climbing airspeeds. Results of thrust coefficients changing with respect to airspeed were plotted in Figure 5. Moreover, numerical results of the analyses were listed in Table 1, Table 2 and Table 3. Both of the results shown that numerical estimations become more accurate in lower airspeeds.



**Figure 5.** The change in thrust coefficient with airspeed at rotational speeds of a) 3000-RPM, b) 5000-RPM, c) 6000-RPM

Numerical estimation discrepancies with experimental data were found to range between 12.69% and 46.42% at 3000-RPM rotational speed. In addition, discrepancies were found to range between 14.61% and 24.30%, 18.46% and 22.78% at 5000-RPM and 6000-RPM, respectively. These results have shown that, in higher rotational speeds, numerical estimation discrepancies became more independent from airspeed. As the  $k-\omega$  SST is a low-Re turbulence model, higher discrepancies found to be acceptable in results for higher Re conditions, where the boundary layer is thicker [16].

**Table 1.** Computational estimations of thrust coefficient changing with airspeed at 3000-RPM rotational speed

Airspeed (m/s)	Numerical Result	% Difference from Experimental Result
4.93	0.02840	46.42
3.64	0.05520	23.18
3.00	0.06611	16.98
2.41	0.07510	12.69

**Table 2.** Computational estimations of thrust coefficient changing with airspeed at 5000-RPM rotational speed

Airspeed (m/s)	Numerical Result	% Difference from Experimental Result
4.91	0.06790	24.30
3.63	0.08005	18.48
3.07	0.08487	16.47
2.40	0.09085	14.61

**Table 3.** Computational estimations of thrust coefficient changing with airspeed at 6000-RPM rotational speed

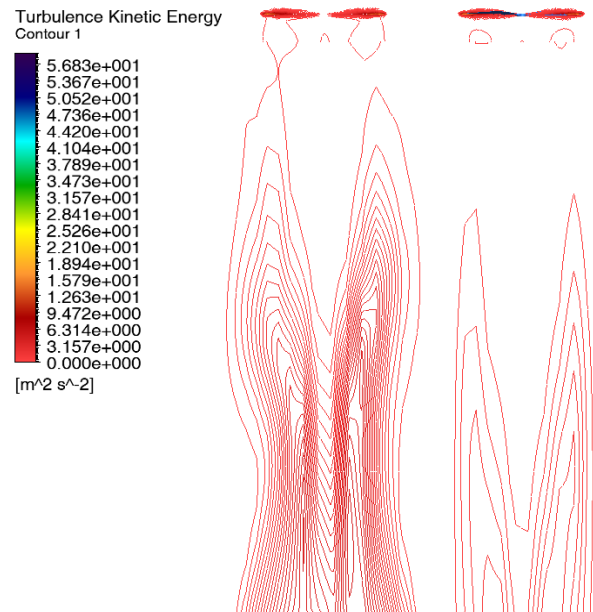
Airspeed (m/s)	Numerical Result	% Difference from Experimental Result
4.9	0.076220	22.78
3.6	0.085664	20.16
3.04	0.088750	19.97
2.37	0.093768	18.46

Figure 6 and Figure 7 represent turbulence kinetic energy contours on propeller and wake region at different airspeeds and rotational speeds. It is clear from the figures that turbulence tendency is higher at lower airspeeds and higher rotational speeds.

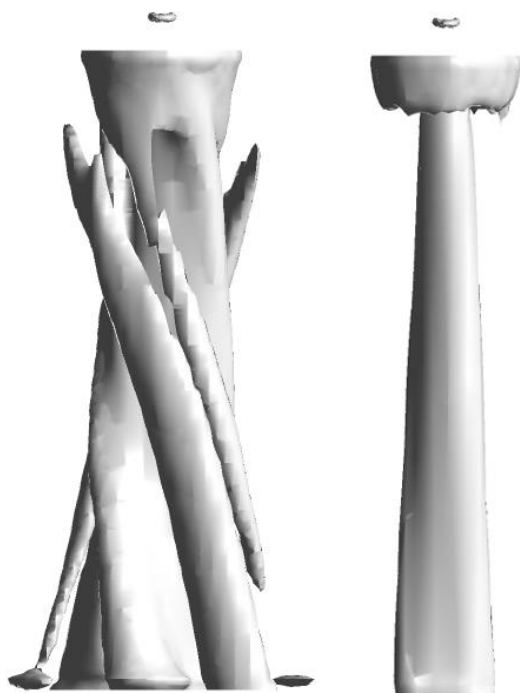


**Figure 6.** Turbulent kinetic energy contours of 6000-RPM (left) and 3000-RPM (right) at 2.4 m/s airspeed

Moreover, Q-criterion plots of 3000-RPM and 6000-RPM rotational speeds at 2.4 m/s vertical climbing airspeed was given in Figure 8. Q-criterion of larger than zero means existence of turbulence, where vorticity magnitude is greater than the rate of strain. Thus, at same airspeed, higher rotational speeds led to higher turbulence, where the strong turbulence intensity found to be resulted in turning laminar flow to turbulent flow and correspondingly lower thrust coefficient.



**Figure 7.** Turbulent kinetic energy contours of 2.37 m/s (left) and 4.9 m/s (right) airspeed at 6000-RPM rotational speed



**Figure 8.** Q-criterion distribution at 6000-RPM (left) and 3000-RPM (right) in three-dimensions with level of  $3 \times 10^{-5}$

#### 4. Conclusion

In this article, the effects of airspeed and rotational speed of a quadrotor UAV propeller on thrust coefficient were investigated. CFD analyses on a Navier-Stokes solver were conducted as a numerical method for thrust coefficient estimations. Consequently, it was obtained that, increase in rotational speed was led to higher turbulent kinetic energy especially at blade tip regions. Furthermore, higher rotational speeds also resulted in higher differences between numerical estimations and experimental data but shifted as more independent from airspeed.

#### Ethical Approval

Not applicable

#### References

[1] O. Kose and T. Oktay, “Dynamic Modeling and Simulation of Quadrotor for Different Flight Conditions” *European Journal of Science and Technology*, 15, 132-142, 2019.

[2] T. Oktay and Y. Eraslan, “Computational Fluid Dynamics (CFD) Investigation of a Quadrotor UAV Propeller” *International Conference on Energy, Environment and Storage of Energy*, 21-25, 2020.

[3] Y. Eraslan, E. Özen and T. Oktay, “A Literature Review on Determination of Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles Propeller Thrust and Power Coefficients” *EJONS 10<sup>th</sup> International Conference on Mathematics, Engineering, Natural & Medical Sciences*, 108-118, 2020.

[4] D. Shukla, N. Hiremath, S. Patel and N. Komerath, “Aerodynamic Interactions Study on Low-Re Coaxial and Quad-Rotor Configurations” *ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, 58424, 2017.

[5] R. W. Deters, “Reynolds Number Effects on the Performance of Small-scale Propellers” *32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 1-43, 2014.

[6] P. Burgers, “A Thrust Equation Treats Propellers and Rotors as Aerodynamic Cycles and Calculates Their Thrust Without Resorting to the Blade Element Method” *International Journal of Aviation Aeronautics, and Aerospace*, 6(5), 1-21, 2019.

[7] A. Şumnu, İ. H. Güzelbey and O. Ögücü, “Aerodynamic Shape Optimization of a Missile Using a Multiobjective Genetic Algorithm” *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2020, 1-17, 2020.

[8] S. Yener and M. Perçin, “Numerical Investigation of Propeller-Frame Arm Interaction in Hovering Flight” *Journal of Aeronautics and Space Technologies*, 13(2), 189-200, 2020.

[9] H. A. Kutty and P. Rajendran, “3D CFD Simulation and Experimental Validation of Small APC Slow Flyer Propeller Blade” *Aerospace*, 4(1), 10, 1-11, 2017.

[10] S. P. Yeong and S. S. Dol, “Aerodynamic Optimization of Micro Aerial Vehicle” *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 9(5), 2111-2121, 2016.

[11] J. F. Céspedes and O. D. Lopez, “Simulation and Validation of the Aerodynamic Performance of a Quadcopter in Hover Condition Using Overset Mesh” *AIAA Aviation 2019 Forum*, 1-14, 2019.

[12] E. Kuantama and R. Tarca, “Correction of Wind Effect on Quadcopter” *International Conference on Sustainable Information Engineering and Technology (SIET)*, 257-261, 2018.

- [13] J. Brandt and M. Selig, "Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers" 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 1-18, 2011.
- [14] T. Oktay and Y. Eraslan, "Mesh Independence Study on Computational Fluid Dynamics (CFD) Analysis of A Quad-Rotor UAV Propeller" 3<sup>rd</sup> International European Conference on Interdisciplinary Scientific Researches, 495-501, 2021.
- [15] T. Oktay and Y. Eraslan, "Evaluation of Various Turbulence Models in Computational Fluid Dynamics (CFD) Investigation of a Quad-Rotor UAV Propeller" 3<sup>rd</sup> International European Conference on Interdisciplinary Scientific Researches, 502-509, 2021.
- [16] H. Yao and H. Zhang, "A Simple Method for Estimating Transition Locations on Blade Surface of Model Propellers to be Used for Calculating Viscous Force" International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering, 10(4), 477-490, 2018.

## Aerodynamic Performance Improvement with Morphing Winglet Design

Metin UZUN<sup>1\*</sup> , Sezer ÇOBAN<sup>2</sup> 

<sup>1,2</sup>Department of Aircraft Airframe and Powerplant, İskenderun Technical University, İskenderun, Turkey.

### Abstract

The aim of this study is to reduce unnecessary lift and minimize drag at the same time when the aircraft reaches a certain speed level by using the active morphing method during flight. In this study, the flight performance was improved by designing a morphing winglet. Aerodynamic analysis of the wing in flat level flight at speeds of 15, 20 and 25 m / s has been performed. Morphing winglet of the wing was analyzed separately at 0-20-45-60-75 degree toe angles at speeds of 10-15-20-25-30 m / s. Optimum parameters have been determined to achieve maximum lift and minimum drag.

**Keywords:** Morphing Winglet, Aerodynamic, Lift, Drag.

### 1. Introduction

Wing shape optimization and morphing mechanisms are an important aviation practice that enables aircraft to be produced more efficiently. Shape optimizations significantly improve the flight performance of the aircraft and achieve simpler structures and minimize fuel consumption. The potential of the adjoint technique for aerodynamic shape optimization is explained. In this way, drag reduction studies using optimization techniques for transonic flows have gained importance for the literature.

When the studies to improve aerodynamic performance are examined in the literature, there are studies such as changes in body structures, use

of winglets, reduction of induced drag, the use of flow control techniques, noise reduction, and wing aspect ratio (AR) changes.

Aerodynamic performance optimization studies are carried out for aircraft fuselage, nose and tail structure, and the most suitable structure and components are investigated. Optimization studies are sometimes related to the material of the component and sometimes the shape design. Fuel consumption is minimized by increasing aerodynamic performance with optimization studies [1-13].

Various studies have been carried out to improve flight performance. For example, in [2] the potential

**Corresponding Author** Metin UZUN [metin.uzun@iste.edu.tr](mailto:metin.uzun@iste.edu.tr)

**Citation:** UZUN M., COBAN S., (2021) Aerodynamic Performance Improvement with Morphing Winglet Design J. Aviat. 5 (1), 16-21

**ORCID:** <sup>1\*</sup> <https://orcid.org/0000-0002-0744-3491>; <sup>2</sup><https://orcid.org/0000-0001-6750-5001>

**DOI:** <https://doi.org/10.30518/jav.884721>

**Received:** 22 February 2021 **Accepted:** 24 June 2021 **Published (Online):** 30 June 2021

**Copyright © 2021 Journal of Aviation** <https://javsci.com> - <http://dergipark.gov.tr/jav>



of the adjoint technique for aerodynamic shape optimization is described. With these studies, the drag force has been minimized by optimizing the transonic flows and made significant contributions to the literature.

In the reduction of friction force and noise was performed by comparing different blade sweeps [3,4]. The lower wing sweep angle and increased wing height decreased the induced drag. The use of these features has improved the aerodynamic performance of aircraft.

A methodology for aerodynamic shape optimization in turbulent flow is presented [5]. This methodology is based on three-dimensional RANS equations. Constrained gradient based optimization was applied using SNOPT. The results showed that the blade geometries in viscous flow based optimizations were insufficient in viscous analysis. A new methodology has been described for aerodynamic and radar cross section optimization of wing body segments using a multi-purpose evolutionary algorithm. [6]

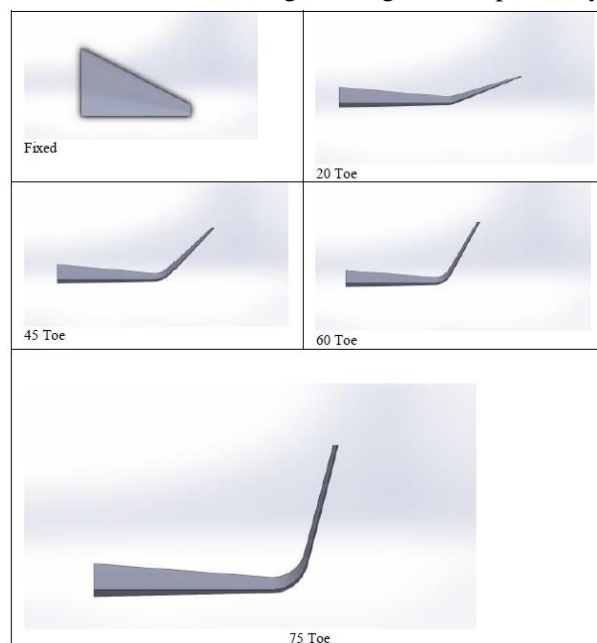
It has been clearly seen that the use of winglets has an important effect on reducing drag force, especially in aircraft [7]. Compared by computational modeling where different wings are attached to the first wing and for a wide range of angle of attack. The results showed a significant improvement in the aerodynamic performance of the aircraft when the optimized winglet was fitted [8]. Experimental investigation of large wing and wing flap mechanisms in large transport vehicles. The 1:32 model was built and studied with a 7 degree angle of attack and a Reynolds number of  $0.5 \times 10^6$ . The escape aerodynamic performance of different end wing types has been tested. The rotating blade mechanisms create an additional vortex effect. 3 different wing configurations such as no winglet, Witcomb winglet, optimized winglet have been examined [9]. Graphs of the examined wing design attack angle and  $CL / CD$  and root bending moment graphs are given. Optimized blade design increases durability by 33.96% and  $E_{max}$  by 15.61%. Compared with the numerical examinations on the sail surfaces of the fins made before with the split wing design [10]. Cross-country flights, which have a positive effect on flight performance, are discussed in detail. The use of split bulletins increases nationwide speed and lowers sink rate.

## 2. Numerical Analysing of Morphing Winglet

### 2.1. Numerical method

In this study, numerical analyzes have been performed by applying a winglet design with morphing to improve aerodynamic performance in unmanned aerial vehicles. Using the Geo 508 airfoil, a fixed wing with a tapering ratio of 6 and a wing span of 1m was designed. Winglet toe angle at different angles according to the speed of the 20 cm unmanned aerial vehicle from the tip of the fixed wing is considered. As the drone increases its speed, both drag force and lift will continue to increase. The fixed wing, which will morphing to reduce the drag force, will have a toe angle of 20-45-60-75 degrees. All analyzes in this study were taken at 10-15-20-25-30 m / s velocities at 0° angle of attack, air density  $1.036 \text{ kg / m}^3$  and kinematic viscosity value  $1.5111 \times 10^{-5} \text{ m}^2 / \text{s}$ . It has been examined as turbulent flow and the standard k-ε turbulence model has been chosen. The convergence criterion value was targeted as  $1e-06$ .

In figure 1, CAD drawings of Morphing winglet at 0-20-45-60-75 toe angles are given, respectively.



**Figure 1.** CAD drawings of morphing winglet at 0-20-45-60-75 Toe Angles

### 2.2 Boundary Conditions

The area of the upper and lower region of the front edge of the wing is defined as 15 times the wing

span and 20 times the wing span from the pressure outlet region to the rear. The velocity value is defined as 10-15-20-25-30 m/s. Anti-slip boundary condition is applied to solid surfaces. Boundary condition study is shown in Figure 2.

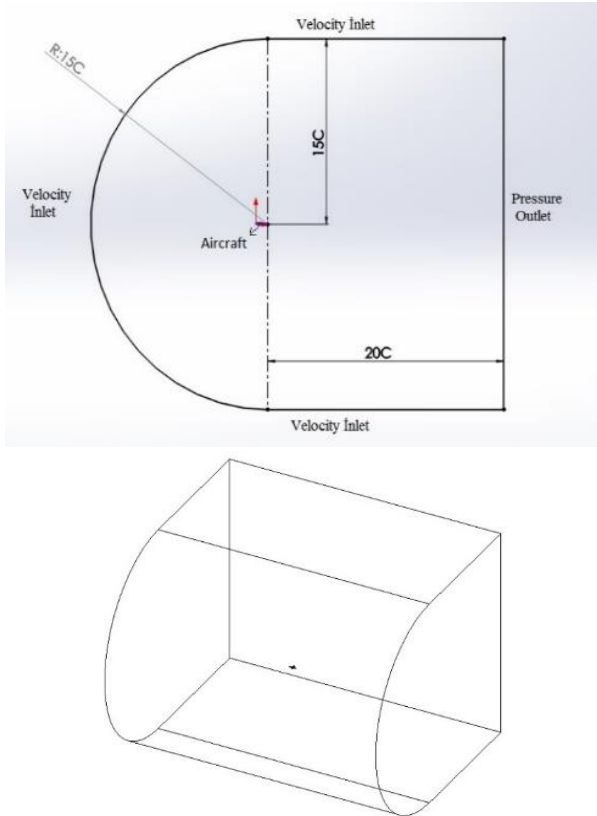


Figure 2. Boundary conditions

### 2.3 Grid Independence Study

Although the modified wing structures differ geometrically in this study, the Patch Conforming / Sweep mesh method is generally preferred in the program. In order to minimize the mesh effect, an optimum mesh element number study was conducted. The increase in the number of mesh elements improves the analysis result, and the number of unnecessary mesh elements delays the solution process. In this study, the optimum mesh number was defined as 2400000 and the minimum layer thickness as 0.00015m and given in figure 3.

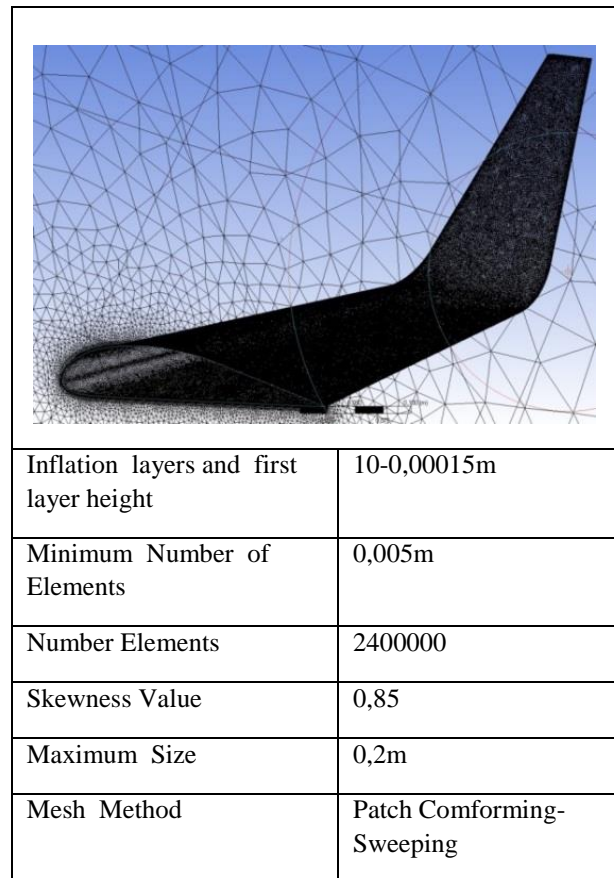
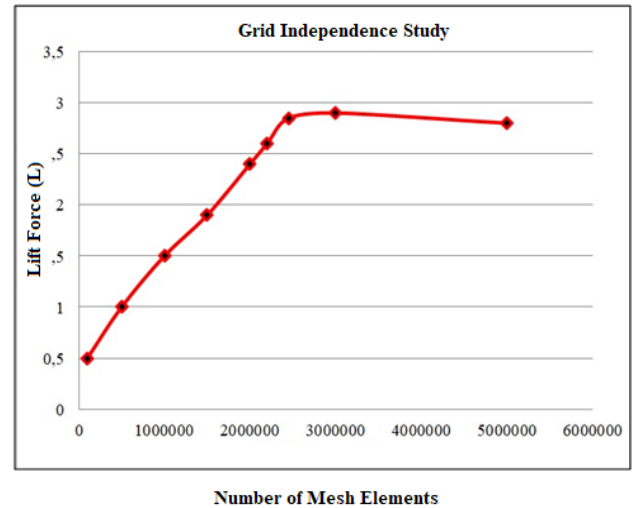


Figure 3. Grid independence study

The drag force values generated in our airfoil at 0-20-45-60-75 degrees toe angle and 10-15-20-25-30 m/s velocities are given in figure 4.

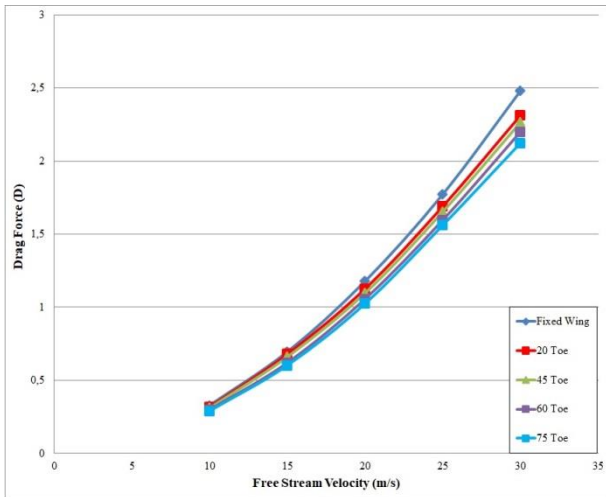


Figure 4. Drag force values

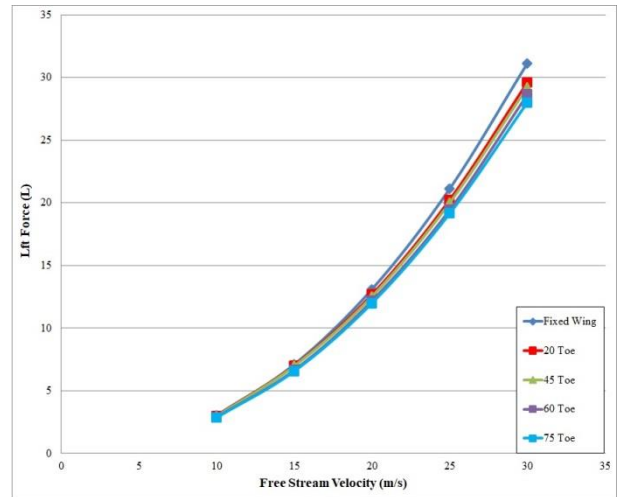


Figure 5. Lift force values

The lift force values formed in our airfoil at 0-20-45-60-75 degrees toe angle and 10-15-20-25-30 m / s speeds are given in figure 5.

Numerical values of lift and drag force at 0-20-45-60-75 degrees toe angle, 10-15-20-25-30 m / s speeds are given in Table 1.

Table 1. Numerical values of lift and drag force

Free Stream Velocities (m/s)	Winglet Toe Angle Values									
	Fixed		20		45		60		75	
	D	L	D	L	D	L	D	L	D	L
10	0,32914	3,0318	0,31756	3,0014	0,31124	2,97	0,298543	2,78	0,29034	2,8578
15	0,6955	7,1038	0,67904	7,02	0,65985	6,9752	0,62044	6,6456	0,60233	6,5632
20	1,17754	13,1054	1,1254	12,6786	1,09654	12,5314	1,056123	12,1778	1,0245	11,9974
25	1,7723	21,125	1,6895	20,24	1,65287	20,004	1,59635	19,4374	1,56086	19,152
30	2,4802	31,15	2,31205	29,622	2,26514	29,252	2,20021	28,6524	2,1235	28,026

The numerical values of Lift / Drag at 0-20-45-60-75 degrees toe angle and 10-15-20-25-30 m / s speeds are given in table 2.

Table 2. Numerical values lift/drag

Free Stream Velocities (m/s)	Winglet Toe Angle Values				
	Fixed	20	45	60	75
	L/D	L/D	L/D	L/D	L/D
10	9,211278	9,451442	9,542475	9,740715	9,842943
15	10,21395	10,33812	10,57089	10,7111	10,89667
20	11,12947	11,26586	11,42813	11,53066	11,71049
25	11,91954	11,97988	12,10259	12,17615	12,27016
30	12,55947	12,81201	12,91399	13,02258	13,19802

### 2.4. Aerodynamic Fines Coefficient

Since the aerodynamic forces significantly affect the flight performance of the aircraft, it is essential to obtain the optimum values of these forces. For this reason, aircraft lift force should be maximized

and drag forces should be minimized. Thus, while fuel consumption is reduced, flight performance values are also maximized.



$$C_D = C_{D_0} + KC_L^2$$

When the above equation is examined, we cannot comment on the fact that only the improvement of drag and only the lift force improves flight performance. Because drag force varies in proportion to the square of the lift force. Therefore, improving the ratio of these forces or the aerodynamic fines coefficient will be more accurate in terms of flight performance comparison [14].

$C_D$  : parasitic drag coefficient depends on the shape of the aircraft

$K$  : The induced drag coefficient depends on the wing span ratio and shape

$$K = \frac{1}{\pi A_R e}$$

$A_R$  : wing span ratio

$e$  : wing efficiency factor. For an ideal infinite-span wing,  $e=1$  In practice, the value of  $e$  varies between 0.6 and 0.9

Fines is the ratio of lift to drag

$$E = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}$$

Maximum fines aerodynamic efficiency indicator

Maksimum fines:

$$E_{\max} = \frac{C_{L_{E_{\max}}}}{C_{D_{E_{\max}}}} = \frac{1}{2\sqrt{KC_{D_0}}}$$

It would be more accurate to compare the flight performance of aircraft using the above equation. Because in this equation, the design is made by taking into account the drag coefficient of the aircraft at zero degree angle of attack, and the values of all the lift and drag coefficients at other angles of attack [14]. As a result of the design, optimum values of both drag and lift force are obtained. The lift/drag coefficient values formed in our airfoil at 0-20-45-60-75 degrees toe angle and 10-15-20-25-30 m / s speeds are given in figure 5.

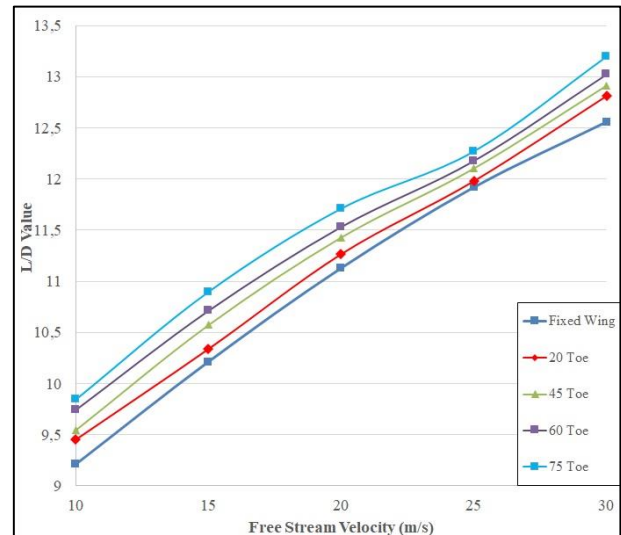


Figure 6. Aerodynamic fines coefficient ( $E_{\max}$ )

### 3. Results and Conclusion

In this study, an active metamorphosis winglet was designed in order to obtain the maximum range and maximum stay time during the cruise flight of unmanned aerial vehicles. Winglet used in air vehicles helps to reduce drag force and improves the aerodynamic performance of the aircraft, as well as reducing wing tip eddies. Here, an area of 20 cm from the tip of a wing with a wingspan of 2 m is designed as an active metamorphosis winglet. Until the aircraft takes off the runway and carries its own weight, winglet toe angles are gradually used to reduce unnecessary lift and minimize drag in subsequent speed increases with the fixed wing. The aircraft we designed has a wing area that can carry its own weight at a speed of 10m/s. Therefore, when the aircraft accelerates its speed to 15m/s, it will reach 20 winglet toe angle, when it accelerates to 20m/s it will reach 45 winglet toe angle, when it accelerates to 25 m/s it will reach 60 winglet toe angle and when it accelerates to 30m/s, it will reach 75 winglet toe angle. When Table 1 and Table 2 are examined, our aircraft achieved a drag force of 2.48 as a fixed wing at 30 m / s, and when the winglet toe angle was 75, it was 2.12 and there was a 15% reduction in drag force and a 5% improvement in the L/D ratio has been seen. According to the results of this study, if the winglet design were fixed, higher wing area would be required for take-off from the runway, in this case it would cause both weight problem and drag force.

#### Ethical Approval

Not applicable

**References**

- [1] Y. R. Ding, Y. C. Liu, and F. B. Hsiao, "The application of extended Kalman filtering to autonomous formation flight of small UAV system." *International Journal of Intelligent Unmanned Systems* (2013).
- [2] S. N. Skinner, and H. Z. Behtash, "State-of-the-art in aerodynamic shape optimisation methods." *Applied Soft Computing* 62 (2018): 933-962.
- [3] A. Jahangirian, and A. Shahrokhi, "Aerodynamic shape optimization using efficient evolutionary algorithms and unstructured CFD solver." *Computers & Fluids* 46.1 (2011): 270-276.
- [4] G. W. Burgreen, O. Baysal, and M. E. Eleashaky, "Improving the efficiency of aerodynamic shape optimization." *AIAA journal* 32.1 (1994): 69-76.
- [5] G. Hugo, and D. W. Zingg, "Euler-equation-based drag minimization of unconventional aircraft configurations." *Journal of Aircraft* 53.5 (2016): 1361-1371.
- [6] O. Lana, et al. "Drag minimization based on the Navier–Stokes equations using a Newton–Krylov approach." *AIAA Journal* 53.6 (2015): 1555-1577.
- [7] Z. Lyu, and J. R. R. A. Martins, "Aerodynamic design optimization studies of a blended-wing-body aircraft." *Journal of Aircraft* 51.5 (2014): 1604-1617.
- [8] P. Panagiotou, P. Kaparos, and K. Yakinthos. "Winglet design and optimization for a MALE UAV using CFD." *Aerospace Science and Technology* 39 (2014): 190-205.
- [9] A. Allen, and C. Breitsamter, "Transport aircraft wake influenced by a large winglet and winglet flaps." *Journal of aircraft* 45.2 (2008): 686-699.
- [10] J. Weierman, and J. Jacob. "Winglet design and optimization for UAVs." 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference. 2010.
- [11] T. Oktay, and S. Coban, "Lateral autonomous performance maximization of tactical unmanned aerial vehicles by integrated passive and active morphing." *International Journal of Advanced Research in Engineering* 3.1 (2017): 1-5.
- [12] S. Coban, "Different Autopilot Systems Design For a Small Fixed Wing Unmanned Aerial Vehicle." *Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi* 17 (2019): 682-691.
- [13] M. Onal, et al., "Dikey İniş Kalkış Yapabilen Bir İHA'nın Azami Menzili ve Asgari Güç Gereksinimi İçin En Uygun Uçuş Parametrelerinin Belirlenmesi." *Journal of Aviation* 3.2: 106-112.
- [14] H. Acar, İHA Aerodinamik ve Uçuş Mekanığı. Ders Notları. İstanbul Teknik Üniversitesi. Mart 2019, Gebze.

## Akıllı Yangın Söndürme Mühimmatının Sayısal Analizi

Murat TOPTAŞ<sup>1\*</sup> , Mehmet YILMAZ<sup>2</sup> 

<sup>1,2</sup> İnönü Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, Malatya, Türkiye

### Özet

Akıllı yangın söndürme mühimmatı (AYSM) yangınlarla havadan mücadele yöntemlerinde kullanılacak, yeni ve etkili bir üründür. Bu ürün NATO üyesi ülkelerin envanterinde bulunan bir harp mühimmatı olan MK-82 (havadan yere genel maksat bombası) tip mühimmatın tasarımına benzer tasarıma sahiptir. Tasarım ölçülerinin var olan bir harp mühimmatına benzemesi onu hava araçları üzerinde herhangi bir iyileştirme veya değiştirme yapmadan doğrudan hava aracına yükleme imkânı vermektedir. Bu çalışmanın amacı, insansız bir hava aracına yüklü mühimmatın, araca ait maksimum hız koşullarında ortaya çıkaracağı sürüklenme katsayısının tespitidir. Hava aracının ulaşacağı maksimum hız değerinde AYSM'nin gövdesi üzerinde ortaya çıkacak basınç ve hız profillerinin belirlenerek görselleştirilmesi amaçlanmıştır. Korunum denklemleri farklı türbülans modelleri kullanılarak sonlu elemanlar esasına dayalı olan Ansys Fluent yazılımı yardımıyla çözülmüştür. Bilgisayar ortamında sanal bir rüzgâr tüneli kurulmuş farklı  $y^+$  değerleri kullanılarak mühimmata ait ağ optimizasyonu yapılmıştır. Türbülans modelleri olarak SpalartAllmaras (S-A) modeli, standart k- $\epsilon$  modeli ve SST k- $\omega$  türbülans modeli kullanılmıştır. Bulunan sonuçlar MK-82 tip genel maksat bombasına ait literatür verileri ile karşılaştırılarak doğrulama yapılmıştır. AYSM için verilen hız ve irtifa koşullarında en uygun  $y^+$  değerinin 60 olduğu ve buna bağlı olarak ilk inflation katman kalınlığının 0.3 mm olması gerektiği hesaplanmıştır. Kullanılan türbülans modellerinden SST k- $\omega$  türbülans modeli en doğru sonucu vermiştir. Bu modele göre AYSM'nin sürüklenme katsayısı 0.14633 olarak bulunmuştur. Bu model kullanılarak maksimum uçuş hızı için mühimmat gövdesi üzerinde meydana gelebilecek basınç ve hız profilleri elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlar ileride yapılacak yapısal statik ve dinamik analizlerde kullanılacaktır.

**Anahtar Kelimeler:** Yangın Söndürme Mühimmatı, Akıllı Mühimmat, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD), Türbülans Modelleri, Sürüklenme Katsayısı

**Corresponding Author/Sorumlu Yazar:** Murat TOPTAŞ [murat.toptas@inonu.edu.tr](mailto:murat.toptas@inonu.edu.tr)

**Citation/Alıntı:** Toptaş M., Yılmaz M. (2021). Akıllı Yangın Söndürme Mühimmatının Sayısal Analizi J. Aviat. 5 (1), 22-35.

**ORCID:** <sup>1</sup> <https://orcid.org/0000-0001-9368-5675> ; <sup>2</sup> <https://orcid.org/0000-0001-5025-1842>

**DOI:** <https://doi.org/10.30518/jav.900833>

**Gelis/Received:** 22 Mart 2021 **Kabul/Accepted:** 25 Haziran 2021 **Yayınlanma/Published (Online):** 30 Haziran 2021

**Copyright© 2020 Journal of Aviation** <https://javsci.com> - <http://dergipark.gov.tr/jav>



This is an open access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution 4.0 International Licence

## Numerical Analysis of Smart Fire Extinguishing Ammunition

### Abstract

Smart fire extinguishing ammunition (SFEA) is a new and effective product that can be used in aerial firefighting methods. This product has a design similar to the MK-82 (air-to-ground general purpose grenade) type ammunition, which is a war ammunition in the inventory of NATO member countries. Being the design dimensions similar to an existing warfare ammunition allows it to be loaded directly onto the aircraft without any improvement or modification on the aircraft. The aim of this study is to determine the drag coefficient of ammunition loaded on an unmanned aerial vehicle at maximum speed conditions of the vehicle. It is aimed to determine and visualize the pressure and velocity profiles that will appear on the body of the AYSM at the maximum speed that the aircraft will reach. The conservation equations have been solved by using Ansys Fluent software based on finite elements by different turbulence models. A virtual wind tunnel was established in the computer environment and mesh optimization of the ammunition was performed using different  $y^+$  values. SpalartAllmaras (S-A) model, standard  $k-\epsilon$  model and SST  $k-\omega$  turbulence model were used as turbulence models. The results were compared with the literature data of the MK-82 type general purpose bomb and verified. It was calculated that the optimum  $y^+$  value for the speed and altitude conditions given for the AYSM is 60, and accordingly, the first inflation layer thickness should be 0.3 mm. Among the turbulence models used, the SST  $k-\omega$  turbulence model gave the most accurate result. According to this model, the drag coefficient of SFEA is 0.14633. This model was used to determine pressure and velocity profiles that can occur on the ammunition body at maximum flight speed have been obtained. The obtained results will be used in future structural, static and dynamic analyzes.

**Keywords:** Fire Extinguishing Ammunition, Smart Ammunition, Computational Fluid Dynamics (HAD), Turbulence Models, Drag Coefficient.

### 1. Giriş

Kontrolsüz yanma reaksiyonlarının neden olduğu afetlere yangın adı verilir. Yangınlar başta can kayıpları olmak üzere geri dönüşü olmayan çok ciddi hasarlara neden olmaktadır. Özellikle ormanlar için birinci dereceden tehlike unsuru yangınlardır. Avrupa Orman Yangınları Bilgi Sistemi (EFFIS)'nde yer alan bir rapora göre 2000 ila 2017 yılları arasında Avrupa ve ülkemizde meydana gelen orman yangınlarında 8.5 milyon hektar ormanlık alan yanmıştır. Bu rakam her yıl yaklaşık olarak yarım milyon hektara denk gelmektedir. Bu olaylar neticesinde 611 sivil ve itfaiyeci hayatını kaybetmiş ve 54 milyon euroya yakın ekonomik kayıp meydana gelmiştir [1].

Literatürde birçok yerde yangın üçgeni olarak adlandırılan ve bir yangının ortaya çıkmasına neden olan üç temel unsur bulunur. Bunlar yanıcı madde, yakıcı madde ve ısıdır. Bir şekilde bu üç elemandan birinin yangın ortamından uzaklaştırılması yangının sona erdirilmesini sağlar [2].

Yangınlarla mücadele günümüzde karadan ve havadan mücadele olmak üzere iki şekilde yapılmaktadır. Karadan yapılan mücadelede insan ve iş makineleri gibi geleneksel araçlar kullanılmaktadır [3]. Havadan mücadele ise 1950'li yıllardan sonra Kanada ve Amerika Birleşik

Devletleri'nde ortaya çıkan ve mücadelede uçak, helikopter benzeri hava araçlarının kullanımını esas alan bir mücadele yöntemidir.

Yangınlara havadan müdahale yöntemi özellikle hava araçlarının sahip olduğu hız faktörü ve arazi şartlarından bağımsız olarak havadan gözlem ve müdahale şansını vermesi gibi nedenlerden ötürü oldukça etkili bir yöntem olarak öne çıkmaktadır [4]. Bu yöntemin etkinliğini daha da arttırmak amacıyla özellikle hava araçları üzerinde bazı iyileştirmelerin yapıldığı, daha da ötesi son yıllarda hava araçlarının özellikle yangınlarla mücadele için özel olarak tasarlanmaya başlandığı görülmektedir. Ayrıca bu yöntemin kullanılmaya başlandığı ilk zamanların aksine bugün hava araçlarından yangın bölgesi üzerine su veya topraktan başka söndürücü maddeler de atılmaya başlanmıştır. Bu maddeler genel olarak fosfat esaslı kimyasallar, köpük, jel veya toz formda yangın söndürme kimyasalları şeklindedir [5]. Bu maddelerin hava araçlarından yangın bölgesi üzerine bırakılması operasyonu yangın bölgesinin söndürücü ve soğutucu maddeler ile bombardıman edilmesi olarak adlandırılır.

Orman yangınlarında hava araçları genellikle ağaç tepe yüksekliklerinin 60 metre kadar yukarısına kadar alçalarak yangın bölgesini

bombardıman etmeye başlarlar [6]. Bu noktadan daha yüksek irtifalardan bırakılacak söndürücü madde gerek yangın bölgesi üzerinde meydana gelen sıcaklık kaynaklı hava akımları ve gerekse hava direnci gibi nedenlerden ötürü yangın bölgesine ulaşmadan havada dağılmakta ve metrekareye düşmesi gerekenden çok daha az miktarda maddenin bölgeye inmesine neden olmaktadır. Dolayısıyla söndürücü madde etkinliği azalmaktadır. Tersisi durumda yani hava aracının yangın bölgesi üzerine daha fazla yaklaşması durumunda ise hava aracının yangından etkilenecek kırım geçirilmesi veya söndürücü maddenin çarpma etkisi ile bölgeye ulaşması neticesinde söndürme işlevinden çok söndürücünün sahip olduğu ağırlık nedeni ile bir takım zararlar ortaya çıkmaktadır.

Özetlemek gerekirse yangınlarla havadan yapılan mücadele yönteminde kullanılan söndürücü ve soğutucu maddelerin yeterli miktarda, doğru bir konumda ve güvenli bir mesafeden bırakılması, çözülmeyi bekleyen önemli problemlerdir. Bu sorunları çözmek amacıyla farklı ülkelerde çeşitli çalışmalar yapılmıştır. Bu çalışmalardan ilki 2004 yılında Rusya'da ortaya çıkmıştır. Çalışmaya konu olan ürünün ismi ASP-500'dür [7]. Esasında polietilen malzemeden üretilen ve varil şeklinde silindir bir tank içerisine 500 kg kadar söndürücü malzeme doldurulmuştur. Bu tank yangın bölgesine bir hava aracı ile yukarıdan atılmakta ve yere çarpan tank içerisinde bulunan patlayıcı infilak ederek söndürücü maddenin dağılması sağlanmaktadır. Proje test aşamasından sonra hayata geçmemiştir. Bunun başlıca nedeni tasarım ve çalışma prensibinde yapılmış olan bazı hatalardır. Öncelikle ürünün aerodinamik bir yapısı bulunmamaktadır. Bırakıldıktan sonra rüzgâr direncinden çokça etkilenmekte ve doğru hedefi bulamamaktadır. Bir diğer problem ise çalışma şekli ile alakalıdır. Ürün sadece yere çarptığında aktive olabilmektedir. Ancak yangın sadece zeminde ilerlemez. Bu konuda yapılan diğer bir çalışma ise 2017 yılında Çin'de ortaya çıkmıştır. Yangın söndürme roketleri diyebileceğimiz bu ürün çok namlulu roket atar benzeri bir sistemin itfaiye aracı gibi bir kaide üzerine monte edilmesinden ibarettir. Roketler maksimum 300 metre mesafedeki en fazla 60 m<sup>3</sup> kapalı alanda meydana gelen yangınlara 3.6 kg söndürücü malzemeyi taşımaktadırlar [8]. Bu ürün

de bir önceki gibi birçok problem ihtiva eden bir tasarıma sahiptir. Bunlardan ilki roketlerin doğal olarak katı yakıtlı birer roket motoru taşımasıdır. Bu motorlar birkez ateşlendiklerinde ihtiva ettikleri yakıt bitene kadar yanmaya devam ederler. Yangın bölgesi üzerine bu türden yanıcı ve patlayıcı bir malzemenin gönderilmesi, üstelik bunun kapalı alanlara atılması mevcut olan felaketi daha da kötü bir hale getirebilir. Ayrıca 3.6 kg bir söndürücü malzemeyi hedefine gönderebilmek için bunun on katı kadar bir roket yakıtı kullanılması gerekir. Hedefleme için kullanılan ve roketlerin burun kısmına yerleştirilmiş olan bir takım sensörlerin de toplam maliyeti düşünüldüğünde aslında bu projenin de efektif olmadığı görülmektedir. Ayrıca bu proje açık alanlarda meydana gelen yangınlarda kullanılamamaktadır.

ASP-500 ve yangın söndürme roketlerinden farklı olarak kapalı alanlarda ve alan içerisinde bulunan elektrik sigorta panoları benzeri yangının ortaya çıkması muhtemel alanlarda kullanılmak üzere yangın söndürme topları geliştirilmiştir [9]. Bu toplar yaklaşık 1-1.5 kg ağırlığında ve içerisinde yangını boğucu bir madde (amonyum monofosfat) bulunan, dışı PVC ile kaplı ve hemen PVC altında karabarut bulunan ürünlerdir. El ile doğrudan yangın üzerine atılabileceği gibi çoğu durumda yangının çıkmasının muhtemel olduğu noktaların üzerine bir aparat yardımı ile tutturulmaktadır. Bu ürün şu şekilde çalışır; yangının neden olduğu alevlerin etkisi ile topun dış kısmında bulunan PVC hızlıca erir ve PVC altında bulunan barut yanarak merkeze ulaşır. Merkezde bulunan bir miktar patlayıcı özellikteki kimyasal küçük bir patlama gerçekleştirerek amonyum monofosfatın çevreye saçılımını sağlar. Bu ise yangını boğarak alevleri sönmeye zorlar. Bu sistem bahsedildiği gibi hava araçlarından atımı mümkün olmakla birlikte açık alanlarda yüksek miktarda bulunan havayı kesmede ve yangını boğmada yetersizdir. Kapalı alanlarda ve küçük hacimli mekânlarda (elektrik panoları veya 25 m<sup>3</sup> hacme sahip odalar gibi) alanlarda kullanılabilmektedir.

Tasarladığımız akıllı yangın söndürme mühimmatı (AYSM) ise bahsi geçen tüm problemlere çözüm sunan yeni bir üründür. Bu ürün NATO üyesi ülkelerin envanterinde bulunan MK-82 (havadan yere genel maksat bombası) tip

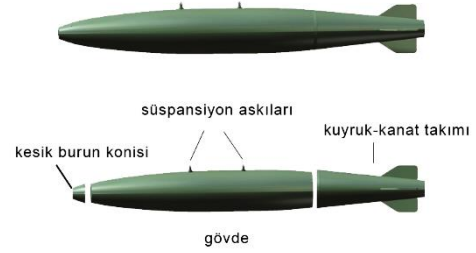
mühimmatın tasarımına benzer tasarıma sahiptir. Bu tasarım sayesinde ürün Rusya’da ortaya çıkmış olan ASP-500’ün aerodinamik hatalarından kurtulmaktadır. Ayrıca tasarım ölçülerinin var olan bir harp mühimmatına benzemesi onu hava araçları üzerinde herhangi bir iyileştirme veya değiştirme yapmadan doğrudan hava aracına yükleme imkânı vermektedir. Bu çalışmanın amacı, insansız bir hava aracına yüklü mühimmatın, araca ait maksimum hız koşullarında ortaya çıkaracağı sürüklenme katsayısının bilgisayar analizi ile tespitidir. Hava aracının ulaşacağı maksimum hız değerinde AYSM’nin gövdesi üzerinde ortaya çıkacak basınç ve hız profillerinin belirlenerek görselleştirilmesi amaçlanmıştır. Korunum denklemleri, farklı türbülans modelleri kullanılarak sonlu elemanlar esasına dayalı olan Ansys Fluent 16.0 yazılımı yardımıyla çözülmüştür. Bilgisayar ortamında sanal bir rüzgâr tüneli kurulmuş farklı  $y^+$  değerleri kullanılarak mühimmata ait ağ optimizasyonu yapılmıştır. Türbülans modelleri olarak Spalart Allmaras (S-A), standart k- $\epsilon$  ve SST k- $\omega$  türbülans modelleri kullanılmıştır. Bulunan sonuçlar MK-82 tip genel maksat bombasına ait literatür verileri ile karşılaştırılarak doğrulama yapılmıştır. Kullanılan türbülans modellerinden SST k- $\omega$  türbülans modeli en doğru sonucu vermiştir. Bu model kullanılarak verilen hız büyüklüğü için mühimmat gövdesi üzerinde meydana gelebilecek basınç ve hız profilleri elde edilmiştir.

## 2. Akıllı Yangın Söndürme Mühimmatı (AYSM)

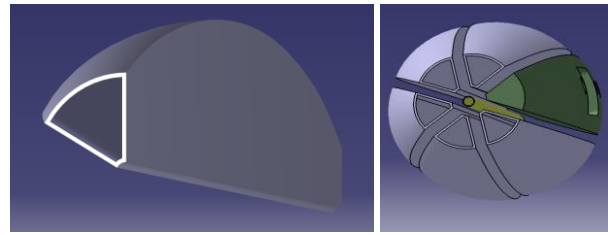
Akıllı yangın söndürme mühimmatı gövde, burun konisi, kanat takımı, söndürücü - soğutucu malzeme, patlayıcı, fünye, elektronik donanım ve yazılımdan oluşmaktadır (Şekil 1):

- Gövde: AYSM’ye ait gövde yapısı, 60°’lik açısı olan 1504 mm uzunluğundaki 6 parçanın merkezi bir silindir etrafında dizilimi ile meydana gelmiştir (Şekil 2). Bu parçaların içleri söndürücü - soğutucu madde ile doldurulmak üzere boşluklara sahiptir. Gövde merkezinde bulunan silindirik boru 32 mm çapında olup içerisi patlayıcı madde haznesi olarak tasarlanmıştır. Gövdeyi meydana getiren 6 boşluklu yapıdan biri kontrol kartı, batarya ve süspansiyon askılarını barındırır. Burun

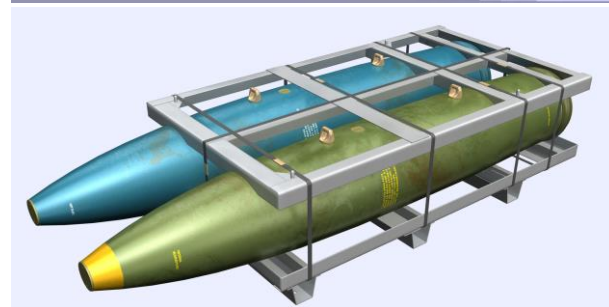
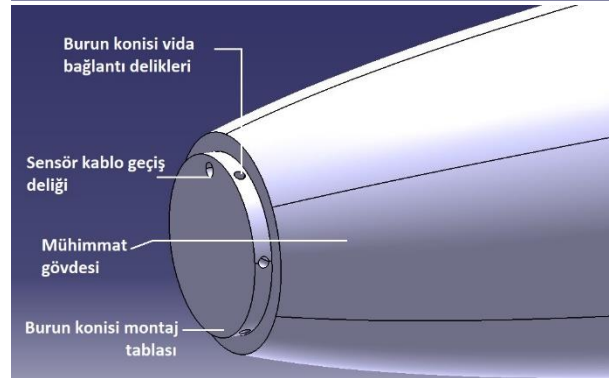
konisi ve kuyruk takımı gövde üzerine monte edilir. AYSM gövdesinin montajlı durumu Şekil 3’de gösterilmiştir.



Şekil 1. Akıllı yangın söndürme mühimmatını (AYSM) meydana getiren elemanlar

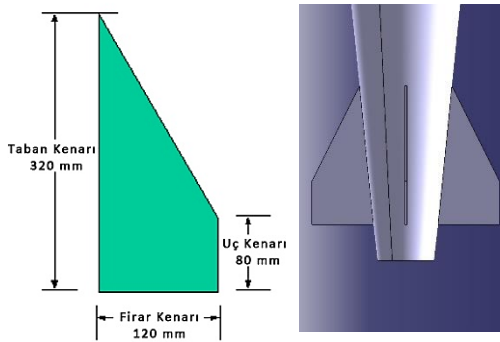


Şekil 2. AYSM gövde dilimli yapısına ait 3D model



Şekil 3. AYSM gövdesinin montajlı durumu

- b) **Burun Konisi:** Burun konileri hava araçlarında hava direnci ile ilk karşılaşan elemanlardır. AYSM'ye ait burun konisi, üzerinde alev algılama, mesafe ölçüm ve çarpma sensörlerini barındıran kesik tip bir burun konisidir. Burun konisine ait ilk örneğin imalatı fiber katkılı Naylon 12 malzemeden yapılmıştır (MJF Baskı Teknolojisi ile 3D baskı). AYSM'nin seri üretiminde ise mühendislik alanında kullanılan, sağlam ve tokluk değeri yüksek bir termoplastik çeşidi olan polikarbonat hammaddenin (PC) kullanılması planlanmaktadır. Burun konisi ve gövdeye ait elemanların plastik enjeksiyon yöntemi ile üretimi gerçekleştirilecektir.
- c) **Kanat Takımı:** AYSM 90°'lik açısı olan dört adet kanata sahiptir. AYSM üzerinde kullanılan kanatlara ait geometri kırpılmış delta tip kanat geometrisidir (Şekil 4). Bu kanatların taban kenarı uzunlukları 320 mm, firar kenar uzunlukları 120 mm ve uç kenar uzunlukları 80 mm'dir. Kanatlar NACA benzeri herhangi bir aerodinamik profil yapısına sahip olmayıp 4 mm St-37 çelik sac levhadan lazer kesim yöntemi ile imal edilmişlerdir. Kanatlar yine aynı sac malzemenin şekillendirilmek suretiyle ortaya çıkarılan konik bir yapı üzerine kaynak yapılarak yerleştirilmişlerdir. Koni ve üzerine monte edilmiş kanatlardan oluşan bu takıma AYSM kanat takımı adı verilmiş olup bu takım gövdeye vidalarla monte edilerek sabitlenmiştir.



Şekil 4. AYSM kanat ölçüleri

- d) **Söndürücü-Soğutucu Malzeme:** AYSM içerisinde üretimi ülkemizde yapılmakta olan, bor minerali esaslı ve toksisitesi

olmayan toz formda bir kimyasal bulunur. Bu kimyasal diğer yangın söndürücülerin aksine aynı zamanda soğutma görevi de görmektedir. Bu maddenin orman yangınlarında kullanılan türü, yanmakta olan cisim üzerine atıldığında nesnenin sıcaklığını 10 saniye gibi kısa bir zaman aralığında 450°C'den 24°C'ye düşürmektedir. Aynı malzemenin metal ve kimyasal kaynaklı yangınlar için olanı da mevcut olup AYSM içerisinde kullanılabilir.

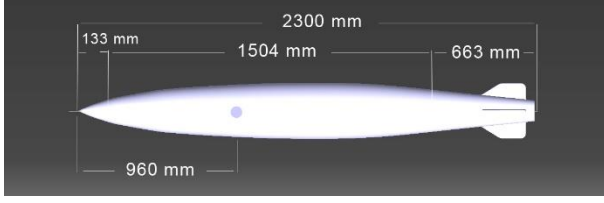
- e) **Patlayıcı:** AYSM gövde merkezinde bulunan silindirik hazne içerisinde dinamit patlayıcı bulunur. Patlayıcı elektrikli bir fünye marifetiyle detone edilir.
- f) **Fünye:** Fünyeler patlayıcıları aktif hale getiren mekanik veya elektrikli düzeneklerdir. AYSM'de bulunan dinamit patlayıcı elektronik bir fünye marifetiyle patlatılır.
- g) **Elektronik Donanım:** AYSM üzerinde alev, mesafe, çarpma, 6 eksen ivme ve Gyro sensörleri bulunur. Ayrıca bu sensörlerden gelen verilerin işlenerek uygun zamanda patlayıcı malzemenin detone edilmesini sağlayan denetleyici bir kart mevcuttur. Tüm bu sensör ve kartların enerji ihtiyacını sağlayan 12V 1.3A bir batarya da AYSM'nin elektronik ekipmanları arasında sayılabilir.
- h) **Yazılım:** AYSM'nin hava aracından ayrıldıktan sonraki süreçte görevini doğru bir şekilde yerine getirebilmesi için bir takım otonom kararlar alması gerekir. Bu kararları alırken ihtiyacı olan verileri sensörlerden alır. Üzerinde bulunan yazılım algoritması sayesinde bu verileri işler ve uygun noktada mühimmatın görevini icra etmesini sağlar. Yazılım C programlama dili ile yazılmıştır.

### 3. Malzeme ve Yöntem

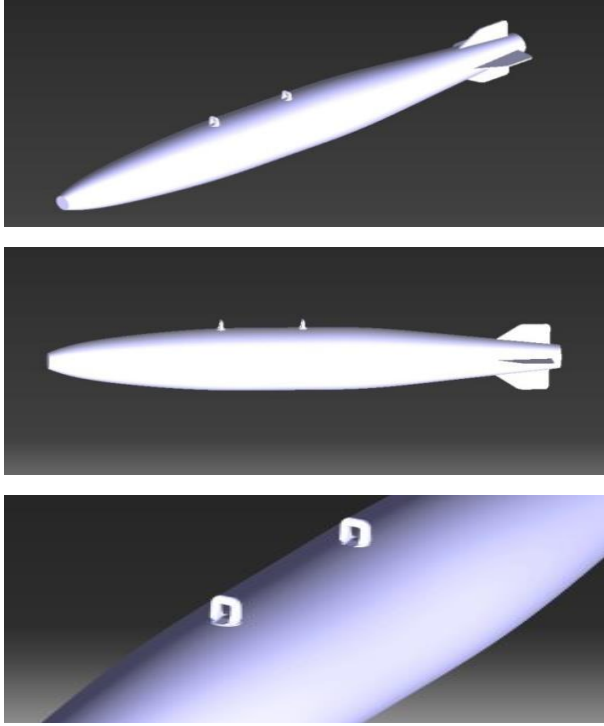
#### 3.1. AYSM'nin 3 boyutlu modelinin oluşturulması

AYSM, NATO mühimmatı olan havadan karaya genel maksatlı mühimmat tipi MK-82'nin boyutlarına göre oluşturulmuştur (Şekil 5). Üç boyutlu bir katı model oluşturmak için bilgisayar

destekli bir tasarım uygulaması (Catia V5.R.21) kullanılmıştır (Şekil 6).



Şekil 5. MK-82 tipi havadan yere genel maksat mühimmatının metrik boyutları



Şekil 6. Bilgisayar tabanlı 3 boyutlu tasarım uygulaması ile oluşturulan AYSM modeli

### 3.2. Sanal Rüzgâr Tünelinin Oluşturulması

Rüzgâr tünelleri, hava ile havada uçan bir cisim arasındaki etkileşimi taklit etmek için kullanılan geometrilerdir. Bilgisayar ortamında analiz yapmak için tünel geometrisinin boyutları ve şekli belirlenerek sanal bir rüzgâr tüneli tasarlanmalıdır. HAD analizinde, bu geometri genellikle "mahfaza (enclosure)" olarak adlandırılır. Analizde kullanılacak rüzgâr tüneli geometrisi dikdörtgen prizma olarak seçilmiştir. Rüzgâr tüneli, tünel sınırlarının hava akışını etkilememesini sağlayacak bir boyutta olmalıdır. Bu nedenle sanal rüzgâr tüneli mahfaza uzunluğunun AYSM uzunluğunun 6 katı ve genişliğinin ise AYSM genişliğinin 4 katı olacak şekilde tasarlanmasının yeterli ve uygun olacağı görülmüştür [10]. Bu mahfaza SpaceClaim (katı modelleme CAD (bilgisayar destekli tasarım)

yazılımı) ile oluşturulmuş ve üçte biri modelin önünde, üçte ikisi ise modelin arkasında olacak şekilde konumlandırılmıştır (Şekil 7).



Şekil 7. Sanal rüzgâr tüneli mahfazasının görünümü

### 3.3. Korunum Denklemleri ve Türbülans Modelleri

Bu çalışmada akışın türbülanslı, üç boyutlu, sıkıştırılmaz ve sürekli rejimde olduğu kabul edilmiştir. Ansys Fluent yazılımı türbülans modellemesinde Eddy viskozitesi yaklaşımıyla, değişkenlerin ortalama değeriyle salınım değerlerinin toplamı olarak göz önüne alındığı Reynolds ortalamalı Navier-Stokes denklemlerini kullanmaktadır. Bu yaklaşımda hız bileşenleri aşağıdaki gibi ortalama değerleriyle salınım değerlerinin (çalkantı) toplamı şeklinde ifade edilirler [11]:

$$u = \bar{u} + u' \quad v = \bar{v} + v' \quad (1)$$

Türbülanslı, iki boyutlu, sıkıştırılmaz ve sürekli rejimdeki akışı ifade eden süreklilik, momentum ve enerji denklemleri kartezyen koordinatlarda aşağıdaki gibidir [11]:

Süreklilik denklemi:

$$\frac{\partial(\bar{\rho}u)}{\partial x} + \frac{\partial(\bar{\rho}v)}{\partial y} = 0 \quad (2)$$

x-Momentum denklemi:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\bar{\rho}uu)}{\partial x} + \frac{\partial(\bar{\rho}vu)}{\partial y} = -\frac{\partial \bar{P}}{\partial x} \\ + \frac{\partial}{\partial x} \left( (\mu + \mu_t) \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( (\mu + \mu_t) \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \right) \\ + \frac{\partial}{\partial x} \left( \mu \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \mu \frac{\partial \bar{v}}{\partial x} \right) \end{aligned} \quad (3)$$



y-Momentum denklemi:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\overline{\rho uv})}{\partial x} + \frac{\partial(\overline{\rho vv})}{\partial y} &= \rho g - \frac{\partial \bar{P}}{\partial y} \\ + \frac{\partial}{\partial x} \left( (\mu + \mu_t) \frac{\partial \bar{v}}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( (\mu + \mu_t) \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} \right) & \quad (4) \\ + \frac{\partial}{\partial x} \left( \mu \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \mu \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} \right) & \end{aligned}$$

Enerji denklemi:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x} (\overline{\rho u C_p \bar{T}}) + \frac{\partial}{\partial y} (\overline{\rho v C_p \bar{T}}) &= \frac{\partial}{\partial x} \left( (k_t + k_t) \frac{\partial \bar{T}}{\partial x} \right) \\ + \frac{\partial}{\partial y} \left( (k_t + k_t) \frac{\partial \bar{T}}{\partial y} \right) & \quad (5) \end{aligned}$$

Bu denklemlerde  $k_t$  türbülanslı eddy iletkenliği ve  $\mu_t$  türbülanslı eddy viskozitesidir. Bu çalışmada korunum denklemleri farklı türbülans modelleri kullanılarak sonlu elemanlar esasına dayalı olan Ansys Fluent yazılımı yardımıyla çözülmüş ve elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır. Kullanılan türbülans modelleri Spalart Allmaras (S-A) modeli, standart k-ε modeli ve SST k-ω türbülans modelidir. Bu modeller aşağıda kısaca açıklanmıştır.

### 3.3.1. Spalart Allmaras (S-A) modeli

Spalart-Allmaras (S-A) modeli, kinematik eddy türbülans viskozitesi için modellenmiş taşınım denklemini çözen tek denklemlilik bir RANS modelidir. Modifiye edilmiş formdayken, eddy viskozitesinin cidar yakınında çözülmesi kolaydır. Spalart-Allmaras modeli, duvarla sınırlı akışları içeren havacılık uygulamaları için özel olarak tasarlanmıştır ve ters basınç gradyanlarına maruz kalan sınır tabakaları için iyi sonuçlar vermektedir. Ayrıca turbomakine uygulamalarında da popülerlik kazanmaktadır.

Orijinal biçiminde, model, etkin düşük-Reynolds sayılı bir modeldir ve sınır tabakanın viskoziteden etkilenen bölgesinin uygun şekilde çözülmesini gerektirir ( $y^+ \sim 1$  ağırlar). Spalart-Allmaras modeli aerodinamik akışlar için geliştirilmiştir. Genel endüstriyel akışlar için kalibre edilmemiştir ve bazı serbest kayma akışları için, özellikle düzlem ve yuvarlak jet akışları için nispeten daha büyük hatalar üretir. Her tür karmaşık mühendislik akışlarına uygulanabilirliği konusunda

iddialı bir model değildir. Homojen, izotropik türbülansın sönümlenmesini belirlemede güvenilir değildir [12].

### 3.3.2. Standart k-ε modeli

k-epsilon türbülans modeli türbülanslı akış koşullarında ortalama akış özelliklerini simüle etmek için Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği'nde (HAD) kullanılan en yaygın modeldir. Standart k-ε modeli, k ve ε'yi çözen temel iki-transport denklemlilik bir modeldir. Bu iki denklem modeli türbülanslı enerjinin taşınımı ve yayılması gibi etkilerini hesaba katmaya yarar. Katsayılar deneysel olarak türetilmiştir; yalnızca tam türbülanslı akışlar için geçerlidir. Viskoz ısıtma, kaldırma kuvveti ve sıkıştırılabilirliği hesaba katan seçenekler diğer k – ε modellerinde dikkate alınmaktadır [12]. Standart k-ε modelinde türbülans kinetik enerjisi (k) ve onun yayılma hızı (ε) olmak üzere türbülans viskozitesi ve türbülans iletkenliği şu şekilde ifade edilir [11]:

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (6)$$

$$k_t = \frac{\mu_t C_p}{\sigma_t} \quad (7)$$

Standart k-ε türbülans modelinde iki boyutlu daimi akış için türbülans kinetik enerjisi (k) ve türbülans kinetik enerjisi yayılma hızı (ε) denklemleri şu şekilde ifade edilmektedir [13]:

$$\frac{\partial \overline{\rho uk}}{\partial x} + \frac{\partial \overline{\rho vk}}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial x} \left( \frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial y} \right) \quad (8)$$

$$+ \mu_t \Phi - \rho \varepsilon + \frac{C_4 \beta \mu_t}{\sigma_t} \left( g \frac{\partial T}{\partial y} \right)$$

$$\frac{\partial \overline{\rho u \varepsilon}}{\partial x} + \frac{\partial \overline{\rho v \varepsilon}}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial x} \left( \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial y} \right)$$

$$+ C_{1\varepsilon} \mu_t \frac{\varepsilon}{k} \Phi - C_2 \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (9)$$

$$+ \frac{C_\mu (1 - C_3) \beta \rho k}{\sigma_t} \left( g \frac{\partial T}{\partial y} \right)$$

(9) nolu denklemdeki türbülans kinetik enerji üretimi ( $\Phi$ ) şu şekilde tanımlanmaktadır:

$$\Phi = 2 \left[ \left( \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} \right)^2 \right] + \left( \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} + \frac{\partial \bar{v}}{\partial x} \right)^2 \quad (10)$$

Türbülans model sabitleri ise  $C_\mu=0.09$ ,  $C_1=1.44$ ,  $C_2=1.92$ ,  $C_3=1.0$ ,  $C_4=0.0$ ,  $\sigma_k=1.0$ ,  $\sigma_\varepsilon=1.30$  ve  $\sigma_t=0.9$  şeklindedir.

### 3.3.3. SST k- $\omega$ türbülans modeli

SST k- $\omega$  türbülans modeli, birçok aerodinamik uygulama için kullanılan iki denklemlilik bir eddy-viskozite modelidir. Wilcox k- $\omega$  modeli, viskoz alt katmandaki akışı simüle etmek için çok uygundur. k- $\varepsilon$  modeli ise duvardan uzak bölgelerdeki akış davranışını tahmin etmek için idealdir. SST (shear stress transport) formülasyonu, Wilcox k- $\omega$  ve k-epsilon modellerini birleştiren hibrit bir modeldir. Bir harmanlama işlevi kullanarak duvarların yakınında kullanım için orijinal Wilcox modelini ve duvarlardan uzakta standart k- $\varepsilon$  modelini birleştirir. Bu, uygun modelin akış alanı boyunca kullanılmasını sağlar. Sınır tabakanın iç kısımlarında k- $\omega$  formülasyonunun kullanılması, modeli viskoz alt tabaka boyunca duvara kadar doğrudan kullanılabilir hale getirir; dolayısıyla SST k- $\omega$  modeli herhangi bir ekstra sönümlenme fonksiyonu olmaksızın düşük-Re türbülans modeli olarak kullanılabilir. SST formülasyonu ayrıca serbest akışta k- $\varepsilon$  davranışına geçer ve böylece modelin giriş serbest akış türbülans özelliklerine fazla duyarlı olması şeklindeki yaygın k- $\omega$  problemini önler. SST k- $\omega$  modeli, ters basınç gradyanlı ve ayrılma bölgesi akışlarda iyi sonuçlar vermektedir. SST k- $\omega$  modeli, durma bölgeleri ve yüksek ivmeli bölgeler gibi büyük normal gerilmeye sahip bölgelerde biraz fazla yüksek türbülans seviyeleri üretir. Bu eğilim, normal k- $\varepsilon$  modelinkinden çok daha az belirgindir [14, 15].

k- $\omega$  modelinde türbülans kinetik enerjisi (k) ve türbülans kinetik enerji özgül yayılma hızı ( $\omega$ ) olmak üzere türbülans viskozitesi şu şekilde ifade edilir [11, 16]:

$$\omega = \frac{\varepsilon}{C_\mu k} \quad (11)$$

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega} \quad (12)$$

k- $\omega$  türbülans modelinde iki boyutlu daimi akış için türbülans kinetik enerjisi (k) ve türbülans kinetik enerji özgül yayılma hızı ( $\omega$ ) denklemleri şu şekilde ifade edilmektedir [11, 16]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \overline{\rho u k}}{\partial x} + \frac{\partial \overline{\rho v k}}{\partial y} &= \frac{\partial}{\partial x} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x} \right) \\ &+ \frac{\partial}{\partial y} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial y} \right) + \mu_t \Phi - C_\mu \rho k \omega \\ &+ \frac{C_4 \beta \mu_t}{\sigma_k} \left( g \frac{\partial T}{\partial y} \right) \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \overline{\rho u \omega}}{\partial x} + \frac{\partial \overline{\rho v \omega}}{\partial y} &= \frac{\partial}{\partial x} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x} \right) \\ &+ \frac{\partial}{\partial y} \left( \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial y} \right) + \gamma \rho \Phi - \beta' \rho \omega^2 \\ &+ \frac{(1 - C_3) \beta \rho}{\sigma_t} \left( g \frac{\partial T}{\partial y} \right) \end{aligned} \quad (14)$$

Bu modeldeki sabitler ise  $\sigma_k=2.0$ ,  $\sigma_\omega=2.0$ ,  $\gamma=0.555$  ve  $\beta'=0.075$  şeklindedir.

SST türbülans modeli k- $\omega$  ve k- $\varepsilon$  modellerinin avantajlarını birleştirmiştir. SST k- $\omega$  türbülans modelinde denklem (13)'de yer alan  $P_t = \mu_t \Phi$  terimi yerine  $P_t = \min(\mu_t \Phi, C_{\text{lim}} \varepsilon)$  terimi kullanılmaktadır. Ayrıca bu modelde türbülans kinetik enerji özgül yayılma hızı denkleminde fazladan

$$\frac{(1 - F_1) 2 \rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \left[ \frac{\partial k}{\partial x} \frac{\partial \omega}{\partial x} + \frac{\partial k}{\partial y} \frac{\partial \omega}{\partial y} \right] \quad (15)$$

terimi bulunmaktadır. Burada  $F_1$  karışım fonksiyonu olup bu değer duvara yakın bölgelerde 1, uzak bölgelerde 0 olarak tanımlanmaktadır. Bu fonksiyon sayesinde SST türbülans modeli duvara yakın bölgelerde k- $\omega$  ve duvardan uzak bölgelerde k- $\varepsilon$  modeli gibi davranmakta, model katsayısı aşağıdaki gibi verilmektedir:

$$\varphi = F_1 \varphi_1 + (1 - F_1) \varphi_2 \quad (16)$$

Burada  $\varphi_1$  ve  $\varphi_2$  terimleri sırasıyla k- $\omega$  ve k- $\varepsilon$  model katsayılarıdır. Model katsayıları  $C_{\text{lim}}=10^{15}$ , k- $\omega$  için  $\sigma_k=1.176$ ,  $\sigma_\omega=2.0$ ,  $\gamma=0.5532$  ve  $\beta'=0.075$ ; k- $\varepsilon$  için  $\sigma_k=1.0$ ,  $\sigma_\omega=1.168$ ,  $\gamma=0.4403$  ve  $\beta'=0.0828$  şeklindedir [9, 14].

### 3.4. Sayısal Çözümleme

HAD analizleri yapılırken sınır tabakanın doğru modellenmesi oldukça önemlidir. Çünkü hız ve sıcaklık gradyanları sınır tabaka içerisinde meydana gelir. AYSM yüzeyinden akmakta olan akışkan,

AYSM ile aynı hıza sahiptir. AYSM'nin normali olan yönünde de ilerlendiğinde akışkan katmanlarının hızı giderek artar. Sınır tabaka içerisinde farklı hızlarda akan akışkan tabakaları arasında kayma gerilmeleri meydana gelir. Bunun nedeni viskozite ve türbülansların neden olduğu momentum değişimleridir. Dolayısıyla bu bölge doğru belirlenmediğinde bilgisayar ortamında yapılacak olan analiz sonuçları gerçek koşullarla eşleşmeyecektir. Özetle sınır tabaka hassas bir şekilde modellenmelidir. Bu amaçla ANSYS Fluent analiz yazılımı içerisinde sınır tabakanın istenilen sayı ve kalınlıkta katmanlara ayrılabilmesini sağlayan inflation tabakaları seçeneği bulunur. Bu tabakanın ilk kalınlığının belirlenmesi için sırasıyla aşağıdaki formüllere dayalı hesaplamalar yapılmıştır.

Öncelikle Reynolds sayısı aşağıdaki eşitlik kullanılarak hesaplanmıştır:

$$Re = \frac{\rho \cdot V_{\infty} \cdot L_c}{\mu} \quad (17)$$

Yüzey sürtünme katsayısı ( $C_f$ ) Reynolds sayısına bağlıdır ve aşağıdaki eşitlik kullanılarak hesaplanmıştır [16]:

$$C_f = [2 \cdot \log_{10}(Re_x) - 0.65]^{-2.3} \quad (18)$$

Yüzey sürtünme katsayısı kullanılarak cidar kayma gerilmesi (19) nolu eşitlik kullanılarak hesaplanmıştır:

$$\tau_w = C_f \cdot \rho \cdot \frac{V_{\infty}^2}{2} \quad (19)$$

Sürtünme hızı aşağıdaki eşitlik kullanılarak hesaplanmıştır:

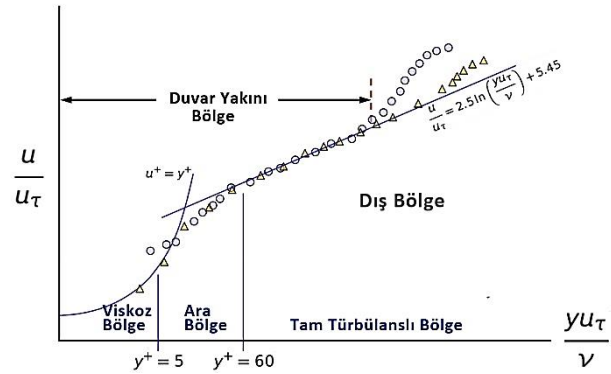
$$U_* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (20)$$

Tüm bu hesaplamalardan sonra Şekil 8'e göre bir  $y^+$  aralığı belirlenmiştir. Reynolds sayısına bağlı olarak, analizin türbülans kaynaklı kayma gerilmelerinin baskın olduğu tam türbülanslı bölgede yapılması gerektiği görülmüştür. En uygun  $y^+$  değerini birbirleriyle karşılaştırarak belirlemek için beş farklı (60, 90, 120, 180, 240) değer seçilmiştir.

Inflation tabakasına ait ilk kalınlığı belirleyebilmek için yukarıda seçilen her  $y^+$  değeri için (21) no'lu denklem ayrı ayrı çözülmüştür:

$$y = \frac{y^+ \cdot \mu}{\rho \cdot U_*} \quad (21)$$

Elde edilen sonuçlar her  $y^+$  değeri için inflation katmanının ilk kalınlığıdır. Toplam katman sayısı 11 ve her katman arasındaki büyüme oranı 1.2 olacak şekilde ağ yapıları oluşturulmuştur. Ağ yapıları meydana getirilirken ortogonal ve skewness kalite değer aralıklarına riayet edilmiştir.



Şekil 8. Farklı akış bölgeleri için  $y^+$  aralıkları [17].

Beş farklı  $y^+$  değeri için ağ yapıları oluşturulduktan sonra RANS (Reynolds-Averaged Navier Stokes) modellerinden birisi olan Spalart Allmaras modeli ile hesaplanan sürüklenme katsayıları, vertex basınçları ve statik basınçlar hesaplanmıştır. Sonuçlar arasında en küçük hata oranına bakılarak en doğru  $y^+$  değeri belirlenmiştir. En doğru  $y^+$  değeri için analiz, standart k- $\epsilon$  ve SST k- $\omega$  türbülans modelleri için tekrarlanmıştır. Üç farklı türbülans modeli için hesaplanan sonuçlar Avustralya Savunma Bilim ve Teknoloji Departmanı tarafından yayınlanan bir dökümandan (Aerodynamic Database for the Mk 82 General Purpose Low Drag Bomb [18]) alınan verilerle karşılaştırılarak bir doğrulama çalışması gerçekleştirilmiştir.

## 4. Bulgular ve Tartışmalar

### 4.1. Analiz Koşulları

Analiz insansız bir hava aracına ait maksimum seyahat koşulları için yapılmıştır (Tablo 1). Bu koşullarda AYSM üzerindeki akışın Reynolds sayısı  $1.3 \times 10^7$  olarak hesaplanmıştır. Bu koşullarda akış tam türbülanslı bir akıştır.

**Tablo 1.** Analiz parametreleri

Parametre	Değerler
Serbest akım hızı	86 m/s
Yoğunluk	1.205 kg/m <sup>3</sup>
Dinamik viskozite	1.82x10 <sup>-5</sup> kg/m.s
Mühimmat uzunluğu	2.3 m
Mach sayısı	0.25

#### 4.2. Uygun Ağ Yapısının ve Türbülans Modelinin Belirlenmesi

Farklı  $y^+$  değerleri için inflation katmanlarının hesaplanan ilk katman kalınlıkları Tablo 2'de verilmiştir. Elde edilen ağ yapıları Şekil 9'da gösterilmiştir.

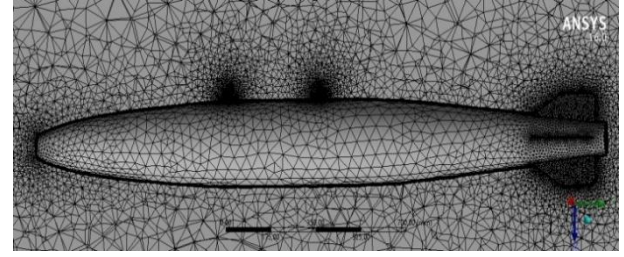
**Tablo 2.**  $y^+$  değerlerine göre tahmini ilk katman kalınlıkları

$y^+$	Hesaplanan ilk katman kalınlıkları (y) (mm)
240	1.20
180	0.90
120	0.60
90	0.45
60	0.30

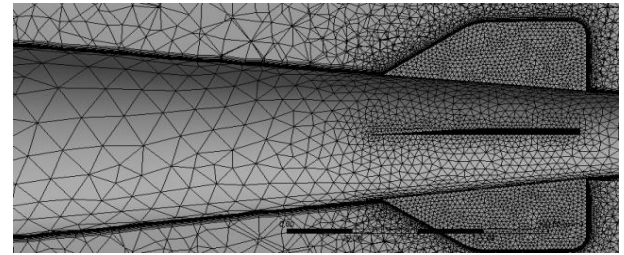
Spalart Allmaras RANS türbülans modeli kullanılarak sürüklenme katsayıları, vertex basınçları ve statik basınçlar elde edilmiştir. Bu sonuçlara göre optimum  $y^+$  değerinin 60 olduğu belirlenmiştir. Spalart Allmaras RANS türbülans modeli dışında Standart k- $\epsilon$  ve SST k- $\omega$  türbülans modelleri kullanılarak sürüklenme katsayıları, tepe basınçları ve statik basınçlar elde edilmiştir. Standart k- $\epsilon$  ve SST k- $\omega$  türbülans modelleri ile çözümlenirken  $y^+$  değeri olarak optimum değer olan 60 değeri seçilmiştir.

Sürüklenme katsayıları MK-82 mühimmatı için literatürde olan  $C_d$  direnç katsayıları ile karşılaştırılmış ve en uygun türbülans modelin SST k- $\omega$  türbülans modeli olduğu belirlenmiştir. SST k-

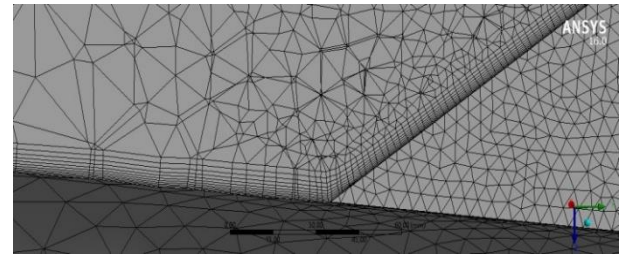
$\omega$  türbülans modeli kullanılarak elde edilen direnç katsayısı, vertex basıncı ve statik basınç değerleri Tablo 3'de verilmiştir.



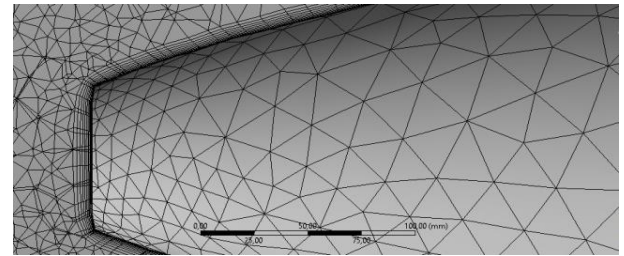
(a)



(b)



(c)



(d)

**Şekil 9.** AYSM'ye ait ağ ve inflation katmanları

**Tablo 3.** SST k- $\omega$  türbülans modeli sonuçları

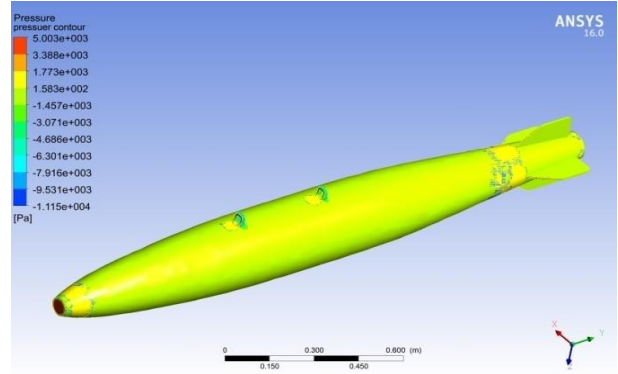
Parametre	SST k – $\omega$
Direnç Katsayısı ( $C_d$ )	0.14633
Vertex Basıncı (Pa)	4806.10
Statik Basınç (Pa)	-9978.93
	4853.77

### 4.3. Statik Basınç Dağılımı

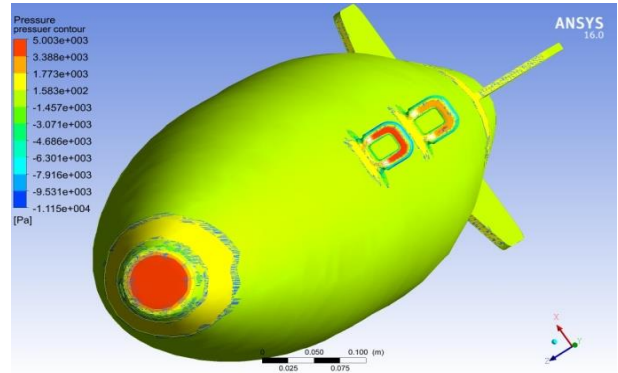
Mühimmat gövdesi üzerindeki basınç dağılımının incelenmesi oldukça önemlidir. Toplam direnç katsayısı, sürtünme direnç katsayısı ve basınç direnci katsayısının toplamına eşittir. Mühimmat gövdesi üzerindeki basınç dağılımı basınç direncinin büyüklüğünü belirler. AYSM gövdesi üzerindeki statik basınç dağılımı Şekil 10'da verilmiştir. Bernoulli ilkesi, sürtünmesiz bir akış boyunca, hızda gerçekleşen bir artışın aynı anda ya basınçta ya da akışkanın potansiyel enerjisinde azalmaya neden olduğunu ifade eder. Şekil 10a-10d'den hızın düşük olduğu yerlerde basıncın arttığı görülmektedir. Mühimmatın ön bölgesi basıncın en yüksek olduğu bölgedir. Mühimmat etrafındaki basınç dağılımı incelendiğinde burun kısmı ve süspansiyon askılarının akışa dönük ön yüzlerinde basıncın çok yükseldiği ve bu bölgelerde durma noktası oluştuğu görülmektedir ( $\sim 5 \times 10^3$  Pa) (Şekil 10b). Süspansiyon askılarının içerisinde bulunan boşluklardan ve askıların üst kısımlarından geçen akış hızlanmakta ve bunun sonucu oluşan basınç en düşük olmaktadır ( $\sim -9.5 \times 10^3$  Pa) (Şekil 10c). Ayrıca kanat bölgesinde kanatçıkların ön yüzlerinde basınç artmakta ( $\sim 1.7 \times 10^3$  Pa), ancak bu artış burun kısmı ve süspansiyon askılarının akışa dönük ön yüzlerindeki kadar yüksek olmamaktadır (Şekil 10d).

### 4.4. Hız Dağılımı

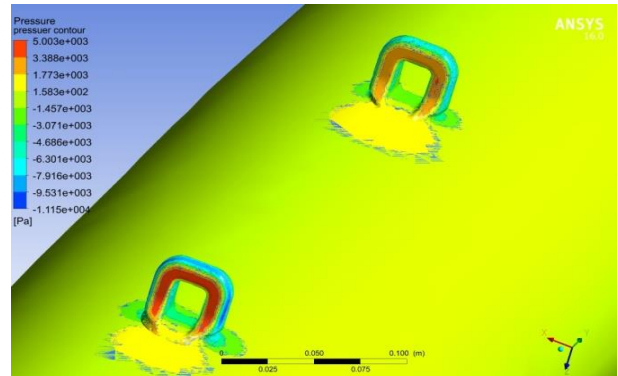
Bernoulli ilkesi, sürtünmesiz bir akış boyunca toplam enerjinin korunacağını, hızın arttığı yerde basıncın düşeceğini ve tersi olarak da basıncın düştüğü yerde hızın artacağını belirtmektedir. Kısaca ifade etmek gerekirse, basınç dağılımı ile hız dağılımı ters orantılıdır. AYSM gövdesi üzerindeki hız dağılımı Şekil 11'de verilmiştir. Akış alanı içinde, AYSM'ndan çok uzaktaki akışa serbest akış denir. Henüz mühimmatın hareket alanına girmemiş hava akımları paralel durumdadır, hareket alanı içindekiler kompleks hareket sergilerler. Mühimmat geometrisi göz önüne alındığında hızın en yüksek olduğu bölge beklenildiği gibi mühimmatın burun ve kuyruk kısmı dışındaki gövde bölgesidir. En yüksek hızlar süspansiyon askıları civarında elde edilmektedir.



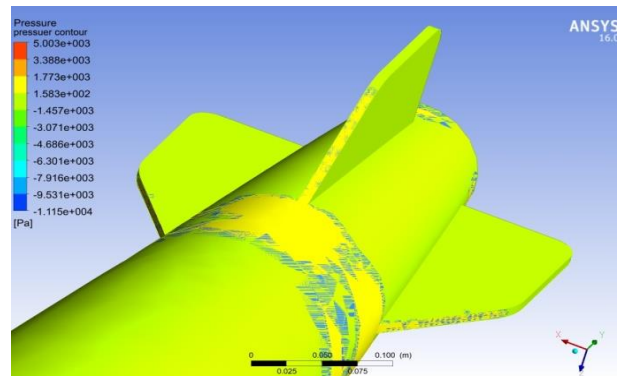
(a)



(b)



(c)



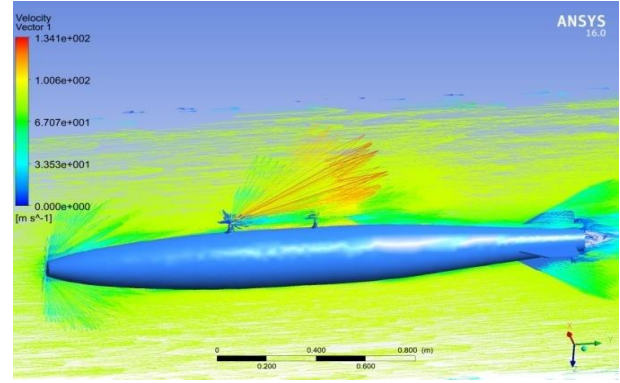
(d)

Şekil 10. AYSM gövdesi üzerindeki statik basınç dağılımı.

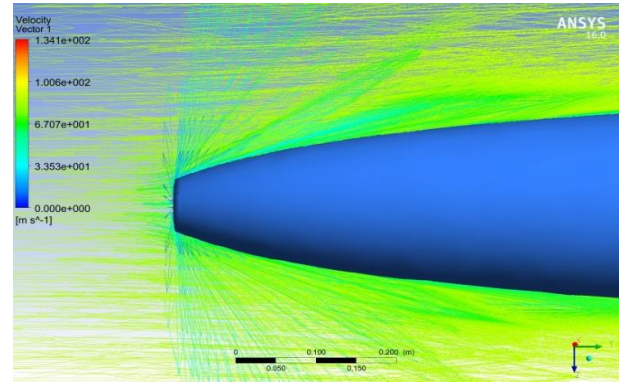
Burun kısmı üzerindeki hız dağılımı Şekil 11b'de, süspansiyon askıları etrafındaki hız dağılımı Şekil 11c'de, kuyruk kısmı etrafındaki hız dağılımı Şekil 11d'de ayrıntılı olarak gösterilmiştir. Basıncın çok yüksek olduğu burun kısmının ön taraflarında hızın oldukça düşük olduğu görülmektedir (Şekil 11b). Süspansiyon askılarının içerisinde bulunan boşluklardan ve askıların üst kısmından geçen akış oldukça hızlanmaktadır ( $\sim 1.3 \times 10^2$  m/s) (Şekil 11c). Şekil 11d'den görüldüğü gibi kanat bölgesinde kanatçıkların ön yüzeylerinde hız oldukça düşmektedir. Şekil 11d'de ayrıca kuyruk kısmının etrafında oluşan ayrılma bölgesi ve ard izi bölgesi gösterilmiştir. Bu bölgelerin incelenmesi özellikle ard izi bölgesinde hızın düşük olduğunu ve kompleks davranış sergilediğini göstermektedir. Ancak mühimmatın aerodinamik tasarımı ayrılma ve ard izi bölgelerinin büyük olmasını engellemiş ve böylece basınç direncinin yüksek olmasına mani olmuştur.

## 5. Sonuçlar

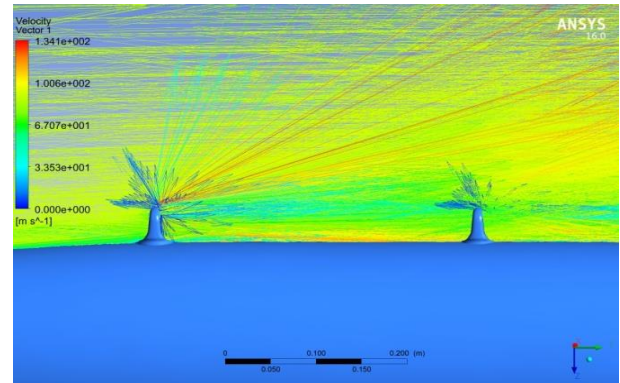
Tarafımızca geliştirilen akıllı yangın söndürme mühimmatı (AYSM) yangınlarla havadan mücadele yöntemlerinde kullanılabilir, yeni ve etkili bir üründür. Bu ürün NATO üyesi ülkelerin envanterinde bulunan bir harp mühimmatı olan MK-82 (havadan yere genel maksat bombası) tip mühimmatın tasarımına benzer tasarıma sahiptir. Tasarım ölçülerinin var olan bir harp mühimmatına benzemesi onu hava araçları üzerinde herhangi bir iyileştirme veya değiştirme yapmadan doğrudan hava aracına yükleme imkânı vermektedir. Bu çalışmada, insansız bir hava aracına yüklü mühimmatın, araca ait maksimum hız koşullarında ortaya çıkaracağı sürükleme katsayısı belirlenmiş ve hava aracının ulaşacağı maksimum hız değerinde AYSM'nin gövdesi üzerinde oluşan basınç ve hız profilleri elde edilmiştir. Korunum denklemleri farklı türbülans modelleri kullanılarak sonlu elemanlar esasına dayalı olan Ansys Fluent yazılımı yardımıyla çözülmüştür. Türbülans modelleri olarak SpalartAllmaras (S-A) modeli, standart k- $\epsilon$  modeli ve SST k- $\omega$  türbülans modeli kullanılmıştır. Çalışma sonucunda aşağıdaki bulgular elde edilmiştir:



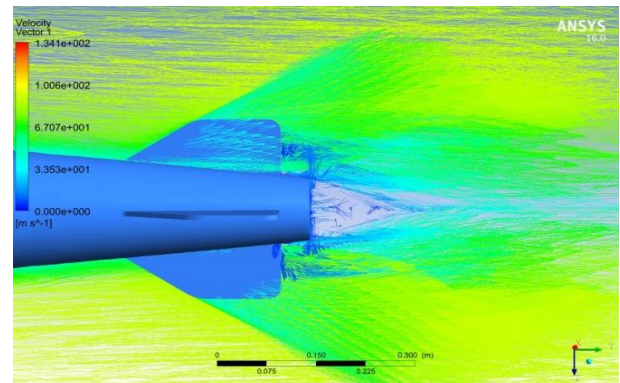
(a)



(b)



(c)



(d)

Şekil 11. AYSM gövdesi üzerindeki hız dağılımları.

- (a) Bir ağ yapısı oluşturulurken inflation katmanının ilk katman kalınlığının belirlenmesinde boyutsuz  $y^+$  değeri oldukça önemlidir ve doğru bir değer kullanılmalıdır. Çalışmanın sonucu literatür değerleri ile karşılaştırıldığında AYSM için verilen hız ve yükseklik koşullarında yapılan analiz için en uygun  $y^+$  değerinin tam türbülanslı bölgenin başlangıcı olan  $y^+ = 60$  olduğu ve bu değer için sınır tabaka modellemesinde kullanılacak ilk katman kalınlığının ( $y$  değeri) 0.3 mm olması gerektiği görülmüştür.
- (b) Bu çalışmada SpalartAllmaras (S-A) modeli, standart  $k-\epsilon$  modeli ve SST  $k-\omega$  türbülans modeli kullanılmış, bu türbülans modellerinden SST  $k-\omega$  türbülans modeli en doğru sonucu vermiştir.
- (c) SST  $k-\omega$  türbülans modeli kullanılarak maksimum uçuş hızı için mühimmat gövdesi üzerinde meydana oluşan basınç ve hız profilleri elde edilmiştir. Mühimmatın aerodinamik tasarımı ayrılma ve ard izi bölgelerinin büyük olmasını engellemiş ve böylece basınç direncinin yüksek olmasına mani olunmuştur.
- (d) SST  $k-\omega$  türbülans modeli kullanılarak yapılan analizde sürükleme katsayısının 0.14633 olduğu bulunmuştur.
- (e) Mühimmat gövdesi üzerinde meydana gelen maksimum statik basıncın burun ve taşıma halkalarının akışa dik olan yüzeylerinde meydana geldiği görülmüştür. Statik basınç -9978.93 Pa (minimum), +4853.77 Pa (maksimum) aralığında değişmektedir.
- (f) Bu çalışma sonucunda elde edilen boyutsuz bir değer olan  $y^+$  değeri ve SST  $k-\omega$  türbülans modeli ile mühimmat gövdesi üzerinde oluşan basınç ve hız profillerine ait veriler ileride AYSM'ye ait gövde, burun konisi ve kanatlarla ilgili olarak ileride yapılacak yapısal statik ve dinamik analizlerde kullanılacaktır.

**Etik Kurul Onayı**  
Gerekli değil

## 6. Simgeler

- $C_p$ : Özgül ısı, J/kg.K  
 $F_1$ : Karışım fonksiyonu  
 $g$ : Yer çekimi ivmesi,  $m/s^2$   
 $k_i$ : Isı iletimi katsayısı, W/m.K  
 $k$ : Türbülans kinetik enerjisi,  $m^2/s^2$   
 $P$ : Basınç, Pa  
 $q$ : Isı akısı,  $W/m^2$   
 $Re$ : Reynolds sayısı ( $=VLc/\nu$ )  
 $T$ : Sıcaklık, K  
 $u$ : x yönündeki hız, m/s  
 $\bar{u}$ : X yönündeki ortalama hız, m/s  
 $u'$ : Hızın x yönündeki salınım değeri, m/s  
 $v$ : Y yönündeki hız, m/s  
 $\bar{v}$ : Y yönündeki ortalama hız, m/s  
 $y'$ : Hızın y yönündeki salınım değeri, m/s  
 $kt$ : Türbülanslı eddy iletkenliği  
 $k$ : Türbülans kinetik enerjisi  $m^2 \cdot s^{-2}$   
 $\nu$ : Kinematik viskozite,  $m^2/s$   
 $\epsilon$ : Türbülans kinetik enerji yayılma hızı,  $m^2/s^3$   
 $\mu$ : Dinamik viskozite, Pa.s  
 $\mu_t$ : Türbülanslı eddy viskozitesi, Pa.s  
 $\rho$ : Yoğunluk,  $kg/m^3$   
 $\omega$ : Türbülans kinetik enerji özgül yayılma hızı  
 $\Phi$ : Türbülans kinetik enerji üretimi  
 $V_\infty$ : Akış hızı m/s  
 $L_c$ : Mühimmat uzunluğu m  
 $C_f$ : Yüzey sürtünme katsayısı  
 $T_w$ : Cidar kayma gerilmesi  $kg/m \cdot s^2$   
 $U_*$ : Sürtünme hızı m/s  
 $y$ : İlk inflation katmanı kalınlığı m

## Kaynaklar

- [1] European Commission, Directorate-General for Research and Innovation, "Forest Fires-Sparking fire smart policies in the EU," Publications Office of the European Union, Luxembourg 2018.
- [2] R. Hall, "Essentials of Fire Fighting," Fire Protection Publications, Fourth Edition. Stillwater, OK, 1998.
- [3] A. Küçükosmanoğlu, "Türkiye Orman Yangınlarına Ait Bazı Verilerin Değerlendirilmesi," İstanbul Üniversitesi Orman Fakültesi Dergisi, 43, 94, 1993.
- [4] M. Pulicinski, J. Gould, "The Effectiveness and Efficiency of Aerial Firefighting in

- Australia,” (Technical Report Number A0701), University of Melbourne, Department of Environment and Conservation, Melbourne, Australia 2007.
- [5] R. Alder, “Fighting Bush fires from the air”, Paper presented at the Conference of the Institute of Fire Engineers, Adelaide, 1990.
- [6] S. Dowling, “The jaw-dropping missions of fire-fighting pilots”, <https://www.bbc.com/future/article/20150821-the-jaw-dropping-missions-of-fire-fighting-pilots>. [Erişim Tarihi: 19-Mart-2021].
- [7] V. K. Korenkov, “ASP-500 Fire-extinguishing Air System”, *Revue Militaire Suisse*, 149, 32, 2004.
- [8] Z. Lei, *China Daily*, “Chinese rockets aimed at high-rise fires”, [https://www.chinadaily.com.cn/china/2017-02/14/content\\_28190425.htm](https://www.chinadaily.com.cn/china/2017-02/14/content_28190425.htm). [Erişim Tarihi: 19-Mart-2021].
- [9] A. H. Purcell, “Bombing' Forest Fires: A Proposed Technology,” *Environmental Conservation*, 11(2), 183-183, 1984.
- [10] H. Houghton, “F1 in Schools Car Design Simulation Tutorial,” *Autodesk Flow Design*, 5, 2014.
- [11] S. Geçim, E. Pulat, M. K. İşman ve A. E. Etemoğlu, “Çarpan dikdörtgen bir hava jetinde türbülans modellerinin karşılaştırılması ve ilgili parametrelerin ısı transferine etkileri,” *Uludağ Üniversitesi Mühendislik-Mimarlık Fakültesi Dergisi*, Cilt 13, Sayı 2, 2008.
- [12] FLUENT, *Fluent User’s Guide*, Lebanon, NH: Fluent Incorporated, 2006.
- [13] B.E. Launder, D.B. Spalding, “The numerical computation of turbulent flows,” *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Volume 3, Issue 2, 1974, 269-289.
- [14] F. R. Menter, “Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications,” *AIAA Journal*, 32, 1598–1605, 1994.
- [15] CFD Online, “CFD-Online.com.” [https://www.cfd-online.com/Wiki/SST\\_k-omega\\_model](https://www.cfd-online.com/Wiki/SST_k-omega_model). [Erişim Tarihi: 19-Mart-2021].
- [16] D. C. Wilcox, “Reassessment of the scale-determining equation for advanced turbulence models,” *AIAA Journal*, 26, 1299–1310, 1998.
- [17] *Ansys Fluent 14.0: Theory Guide*, ANSYS, Inc., 275 Technology Drive Canonsburg, PA 15317, 2011.
- [18] L. V. Krishnamoorthy, D. R. Kirk, R. Glass, “Aerodynamic Database for the Mk 82 General Purpose Low Drag Bomb,” DSTO-TR-0554, Canberra (Australia), Defence Science and Technology Organization, 1997.



## Küresel Seyrüsefer Uydu Sistemleri Kullanılmayan Alanlarda İnsansız Hava Aracının Stabilizasyonunun Artırılması

Fatma YILDIRIM DALKIRAN<sup>1\*</sup>, Mustafa Samet GENÇAĞ<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Erciyes Üniversitesi, Havacılık Elektrik ve Elektronik Bölümü, Kayseri, Türkiye

<sup>2</sup> Kapadokya Üniversitesi, Uçak Teknolojisi Programı, Nevşehir, Türkiye

### Özet

Günümüzde kullanılan insansız hava araçlarının (İHA) neredeyse tamamı, küresel seyrüsefer uydu sistemini (Global Navigation Satellite System, GNSS) kullanmaktadır. Bu sistem, hava aracına yüksek hassasiyetli konum, hız ve zaman bilgisi sağlamaktadır. Ancak GNSS kullanıldığında, yüksek yapıların arasında, engebeli arazilerin bazı bölgelerinde ve kapalı alanlarda veri akışında aksaklıklar meydana gelmektedir. Bu sistemin eksikliğinde, ataletsel ölçüm birimi (Inertial Measurement Unit, IMU) içerisinde bulunan jiroskop, ivmeölçer ve manyetometre verileri kullanılmaktadır. Kapalı ortamda uçuş yapılırken, harici bir seyrüsefer sistemi kullanılmadığı zaman, IMU' da sapmalar meydana gelmekte ve bu sapmalar düzeltilmemekte, uçuş boyunca da artarak devam etmektedir. Bu çalışmada, kapalı ortam uçuşlarında ortaya çıkan sapmaları azaltmak ve buna bağlı olarak uçuş stabilitesini artırmak için optik akış, kızılötesi ve ultrasonik sensörlerin birlikte kullanıldığı bir İHA modeli sunulmuştur. Geliştirilen İHA' nın uçuş stabilitesini karşılaştırma açısından kapalı ortam uçuşu için iki farklı konfigürasyon kullanılmıştır. Arduino üzerinde geliştirilen algoritmalar sayesinde, İHA' nın kapalı alanda engellerden kaçınması sağlanmış ve hem IMU' daki sapmalar azaltılmış hem de uçuş stabilizasyonu artırılmıştır.

**Anahtar Kelimeler:** İHA, GPS'siz Uçuş, Sensör Füzyonu, Kapalı Alan, Stabilizasyon

## Increasing the Stabilization of Unmanned Aerial Vehicle in Global Navigation Satellite System Unavailable Areas

### Abstract

Nowadays nearly all of unmanned aerial vehicles (UAV) use Global Navigation Satellite System (GNSS). This system provides high-precision position, speed and time information to the aircraft. However, some problems can occur about data flow between high buildings, in some areas of rough terrain and indoor environment when GNSS is used. If this system is not available, the gyroscope, accelerometer and magnetometer data contained in the Inertial Measurement Unit (IMU) are used. Indoor flight, when an external navigation system cannot be used, deviations occur in the IMU. These deviations cannot be corrected and continue to increase throughout the flight. In this study, an UAV, in which optical flow, infrared and ultrasonic sensors are used together, has been presented to reduce the deviations that occur in indoor flights and increase flight stability accordingly. Two different configurations were used for indoor flight in terms of comparing the flight stability of the developed UAV. Thanks to the algorithms developed on Arduino, the UAV has been allowed to avoid obstacles in the closed area, and both the deviations in the IMU have been reduced and the flight stabilization has been increased.

**Keywords:** UAV, Flight without GPS, Sensor fusion, Indoor area, Stabilization

**Corresponding Author/Sorumlu Yazar:** Fatma YILDIRIM DALKIRAN fatmay@erciyes.edu.tr

**Citation/Alıntı:** Yıldırım Dalkıran F., Genç ağ M.S. (2021). Küresel Seyrüsefer Uydu Sistemleri Kullanılmayan Alanlarda İnsansız Hava Aracının Stabilizasyonunun Artırılması J. Aviat. 5 (1), 36-44.

**ORCID:** <sup>1</sup> <https://orcid.org/0000-0001-8663-241X> ; <sup>2</sup> <https://orcid.org/0000-0002-3212-1814>

**DOI:** <https://doi.org/10.30518/jav.932978>

**Gelis/Received:** 6 Mayıs 2021 **Kabul/Accepted:** 29 Haziran 2021 **Yayınlanma/Published (Online):** 30 Haziran 2021

**Copyright © 2021 Journal of Aviation** <https://javsci.com> - <http://dergipark.gov.tr/jav>



This is an open access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution 4.0 International Licence

## 1. Giriş

Drone olarak da adlandırılan insansız hava araçları (İHA) günümüzde hızlı bir şekilde yaygınlaşarak kendisine birçok kullanım alanı bulmuştur. Teknolojik gelişmelerle birlikte gelişen İHA'ların boyut ve kabiliyet olarak çok fazla çeşidi bulunmaktadır. Görüntü alma, yangın söndürme, lojistik, havadan haritalama, arama-kurtarma ve ilaçlama gibi birçok alanda insan hayatını tehlikeye atmadan ve insan kabiliyetlerinin sınırlı olduğu alanlarda kullanımı yaygınlaşmıştır [1-3].

Sabit ve döner kanatlı olmak üzere iki tip İHA vardır. İlk İHA'lar, radyo sinyalleri vasıtasıyla yer istasyonundan bir operatör tarafından kontrol edilmekte iken son zamanlarda tasarlanan İHA'lar, daha karmaşık sistemleri kullanarak, önceden programlanmış uçuş planlarına göre uçuş gerçekleştirebilmektedirler. İHA'ların otonom uçuşunda, uçuş kontrolcüsünde bulunan dahili atalet ölçüm birimi (Inertial Measurement Unit, IMU) kullanılmaktadır. IMU, başlangıç noktasından itibaren doğrusal hareketi ve açısal hareketi tespit etmek için üç ivmeölçere ve üç jiroskopa sahiptir ancak IMU ölçümlerinde kayma hataları oluşmakta ve bu hatalar, uçuş süresi uzadıkça artmaya devam etmektedir. Kayma hatası, çok küçük olsa bile zamanla büyük bir değere dönüşmektedir. IMU'nun bu kayma hatasını telafi etmek için GNSS konum bilgisi kullanılmaktadır [4-5].

Bazı küçük İHA'lar, navigasyon için tamamen GNSS'e güvenmektedirler. GNSS, arızalanmasına neden olabilecek kazara veya kasıtlı girişime karşı savunmasızdır. En iyi ortam koşullarında bile GNSS kesintileri, saniyeler hatta bazen dakikalarca sürebilmektedir [6]. GNSS kullanılmadığı durumlarda, uçuş kontrolcüsünde yer alan dahili sensörler (IMU'da), özellikle kapalı alanda güvenli bir uçuş gerçekleştirmek için yeterli değildir [7]. Bu çalışmada, kapalı ortamlarda veya yüksek yapıların arasında, GPS'in dolayısıyla GNSS'in kullanılmadığı durumlarda stabil bir uçuş gerçekleştirmek için geliştirilen İHA'dan bahsedilecektir. Uçuş stabilitesini sağlamak için geliştirilen bu İHA'da optik akış sensörü, ultrasonik sensör ve kızılötesi sensör kullanılmıştır.

İHA'ların dış ortamda gerçekleştirilen uçuşları ile ilgili literatürde çok sayıda çalışma olmasına rağmen kapalı ortamda gerçekleştirilen uçuşlarla

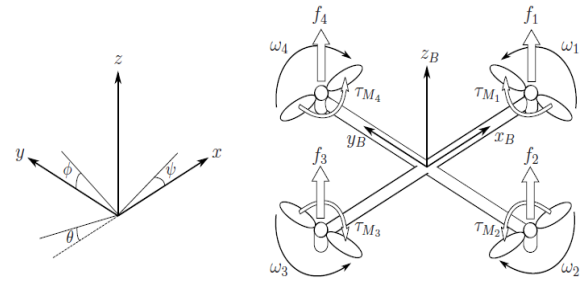
ilgili yapılan çalışmaların sayısı çok azdır. Bu çalışmalardan birinde, insansız hava araçlarının kontrolü için doğru durum bilgisi gerekliliğine dikkat çekilmiştir. Bu amaçla kullanılan, uygun maliyetli mikro elektro mekanik sistemlerin (Micro Electro Mechanical System, MEMS) jiroskopları ve ivmeölçerleri, fazla gürültülü çalışır iken güvenilir seyrüsefer bilgisi sağlamak için de GPS gibi ek bir komponente ihtiyaç duyuluyormuş. Yapılan bu çalışmada MEMS, GPS ve görüntü tabanlı sensör verileri füzyon edilmiş, Kalman filtresi ile de sapma miktarının azaltılması sağlanmıştır [8]. Bir başka çalışmada Shen et al., açık alanda GPS'siz mikro hava araçları (Micro Air Vehicle, MAV) için kullanılan ataletsel seyrüsefer sistemindeki (Inertial Navigation System, INS) sapmaların yüksek olması sebebiyle INS, optik akış sensörü ve manyetometre entegrasyonunu yapmışlar ve genişletilmiş Kalman filtresini kullanmışlardır. Yapılan çalışmada, MAV'ın hızını ve konumunu tahmin etmek için INS ve optik akış bilgileri kullanılmıştır. MAV, durağan durumdayken veya sabit bir biçimde hareket ederken jiroskop, akselerometre ve manyetometre bilgileri, MAV durumunu tahmin etmek için dikkate alınmıştır. Jiroskop ise sadece MAV hızlanırken veya yavaşlarken, MAV durumunu tahmin etmek için kullanılmıştır. Bu çalışma sonucunda INS sapmalarının azalması sağlanmıştır [9]. Diğer bir çalışmada küçük hava araçlarında birer adet IMU ve tek gözlü kamera kullanılarak, ataletsel ölçümler ile İHA'nın yerdeki sabit bir nesneye olan uzaklık bilgisi dikkate alınarak otonom iniş, kapalı alan kullanımı ve otonom seyrüseferi gerçekleştirilmiştir [10]. Çalışmada, birçok araştırmanın konusu olan eşzamanlı lokalizasyon ve haritalama (Simultaneous Localization and Mapping, SLAM) ile genişletilmiş Kalman filtresi kullanılmıştır. Kapalı alanda GPS kullanmadan otonom uçuş gerçekleştirilmiştir [10]. Lange ve arkadaşları ise bir kamera, sonar sensör ve optik akış sensörü ile GPS olmayan ortamda Kalman filtresi ile sapmaları azaltarak, otonom İHA'nın inişi ve pozisyon kontrolü için görsel tabanlı yaklaşım kullanmışlardır [7]. Bir başka çalışmada ise GPS'siz ortamda İHA üzerinde algılama ekipmanı olarak bir kamera ve bir IMU kullanılmıştır [11]. Yerde ise Optitrack hareket yakalama sistemi kullanılarak İHA'nın 3 boyutlu

pozisyonu çıkartılmıştır. Bu sistemle görsel bir hedefe ulaşılması veya bir hedefin takip edilmesi amaçlanmıştır. Ayrıca bu çalışmada kapalı döngü sisteminin kararlılığı, Lyapunov analizi ile doğrulanmıştır [11]. Stephen Carnduff tarafından 2008 yılında yapılan çalışmada İHA' ların sistem tanımlaması ve genişletilmiş Kalman filtresi kullanılarak hava aracının durum değişkenlerinin tahmini yapılmıştır [12]. Bir diğer çalışma, dört rotorlu İHA' ların durum ve parametre kestirimi üzerine yapılmıştır [13]. Durum kestirimi için genişletilmiş Kalman filtresi ve IMU kullanılmıştır. Yapılan çalışmada hava aracının durum tahmininin, GPS sinyalinin zayıf olduğu ortamlarda hava aracının konum kestirimi için avantajları gösterilmiştir [13]. Yapılan bir başka çalışmada, görsel odometri (visual odometry, VO) ve SLAM gibi görsel tabanlı seyrüsefer kullanılarak GPS' den veri alınmadığı ortamlarda İHA' nın uçuşunu yönetmek için bir modüler çoklu sensör veri füzyon tekniği geliştirilmiştir [4]. Yalnızca araç üzerinde algılamaya dayalı, İHA' nın doğrusal hareket hızının tahmini için iki yöntemin önerildiği diğer bir çalışmada, tek bir yerleşik kamera tarafından sağlanan küresel görüntü ölçümleri, IMU verileri ile ana verileri içerir [14]. İlk algoritma Lyapunov sentezi kullanılarak tasarlanmış, doğrusal olmayan bir gözlemciden oluşurken ikincisi, Kalman filtreleme tekniğine dayanmaktadır. Mevcut yaklaşımlardan farklı olarak hız, aracın 3D pozisyonunu tam olarak tahmin etmeye gerek kalmadan, doğrudan yerleşik görüntüden pozisyon tahmininden sağlanmıştır [14]. Driessen ve arkadaşları, düşük maliyetli sensörler kullanarak İHA' nın hız, yükseklik ve pozisyon tahmini için genişletilmiş Kalman filtresi tabanlı sensör füzyonu tasarlamışlardır [15].

## 2. Materyal ve Metot

Bu çalışmasında kullanılan İHA, dört rotorlu (Quadcopter) yapıya sahiptir. Quadcopterler, Quadrotor olarak da bilinmektedirler. Rotorlar, yukarı doğru bir itki üretir ve rotorlar, quadcopter, kütle merkezine eşit mesafede kare şeklinde yerleştirilir. Quadcopterin kontrolü, elektrik motorları tarafından döndürülen rotorların açısal hızlarını ayarlayarak sağlanır [16]. Quadrotorlar, altı serbestlik derecesine sahipken kontrol edilebilir dört değişkeni bulunmaktadır. Bu durum,

quadrotoru dinamik olarak kararsız bir sistem yapmaktadır. Şekil 1' de dört rotorlu bir İHA modellenmesi gösterilmektedir. Kontrol edilebilen değişkenlerin sayısı, quadcopterin havadaki konumunu ve durumunu etkileyen motorların sayısına eşittir. Quadcopter, eksenlerden biri etrafında dönüş hareketi yapmadan, yani eğimi olmadan ilerleme hareketi yapamamaktadır. Eğimi elde etmek için motorların torkunu eksenlerden birine göre değiştirmek gerekir. Bunu yapmak için, bir veya iki motor üzerindeki itişini artırmak veya azaltmak gerekir [17].



Şekil 1. Dört rotorlu bir İHA modellemesi [16]

Quadcopterin x, y, z eksenlerindeki lineer konumu,  $\varepsilon$  ile Denklem 1' de tanımlanmıştır. Açısal konum, atalet referans çerçevesinde (inertial frame) üç Euler açısı,  $\eta$  ile Denklem 1' de yer almaktadır. Şekil 1' de  $\theta$  ile gösterilen yunuslama (pitch) açısı, quadcopterin y eksenine etrafındaki dönüşünü belirtmektedir. Şekilde yatış (roll) açısı olan  $\phi$ , x eksenine etrafındaki dönüşü ifade ederken  $\psi$  ile belirtilen sapma (yaw) açısı, z eksenine etrafındaki dönüşü tanımlamakta kullanılır. Denklem 1' deki q vektörü, lineer ve açısal konum vektörlerini içermektedir [16].

$$\varepsilon = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}, \quad \eta = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}, \quad q = \begin{bmatrix} \varepsilon \\ \eta \end{bmatrix} \quad (1)$$

Gövdenin merkezi, quadcopterin kütle merkezidir.

### 2.1. Kapalı Alanda İHA Konfigürasyonları

Bu çalışmada geliştirilen İHA üzerinde bulunan elektronik bileşenler ve bunların bağlantıları Şekil 2' de gösterilmiştir [18]. İHA üzerindeki bileşenler, bir quadcopterde de bulunması gereken 4 adet motor, 4 adet elektronik hız kontrolcüsü (Electronic Speed Controller, ESC), batarya, güç dağıtım kartı, uçuş kontrolcüsü, alıcı, güç modülü ve hava veri istasyonudur (HVI). Bunların yanı sıra standart

quadcopterden farklı olarak Arduino Mega, optik akış sensörü, PPM encoder, kızılötesi sensör ve ultrasonik sensör gibi ek donanımlar kullanılmıştır. Geliştirilen İHA' nın karşılaştırmasını yapabilmek amacıyla iki farklı konfigürasyon kullanılmıştır.

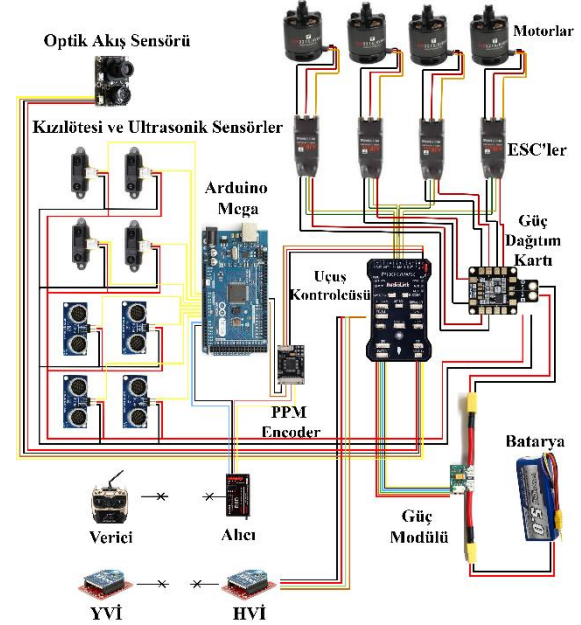
Tablo 1' de gösterildiği gibi ilk konfigürasyonda hız ve konum bilgisi için IMU kullanılırken, ikinci konfigürasyonda IMU' ya ek olarak optik akış sensörü, kızılötesi sensör ve ultrasonik sensörler kullanılmıştır. Kullanılan sensörlerden optik akış sensörü, irtifa sabitlemesi ve konum bilgisi elde etmek için kullanılmıştır. Ultrasonik ve kızılötesi sensörler ise hem dar alanlarda duvarlara eşit mesafede ilerler iken stabilizeyi arttırmak için hem de karşılaşılan engellerden kaçınmak için kullanılmıştır. Birinci ve ikinci konfigürasyonda herhangi bir yapısal değişikliğe gidilmemiştir, bunun yerine birinci konfigürasyonda sensörler, yazılımsal olarak deaktif edilmiştir ve böylece karşılaştırma için eşit şartlar sağlanmıştır [18].

Şekil 2' de verilen bağlantı şemasında ana enerji kaynağı bataryadır. İHA üzerinde 14.8V ideal gerilime sahip batarya kullanılmaktadır. Kaynaktan gelen gerilim, güç modülüne aktarılmıştır. Güç modülü, güç dağıtım kartına 14.8V gönderirken, aynı zamanda gerilim düşümü yaparak, uçuş kontrolcüsünü de 5V ile beslemektedir. Ayrıca güç

**Tablo 1.** İHA konfigürasyonlarında kullanılan sensörler

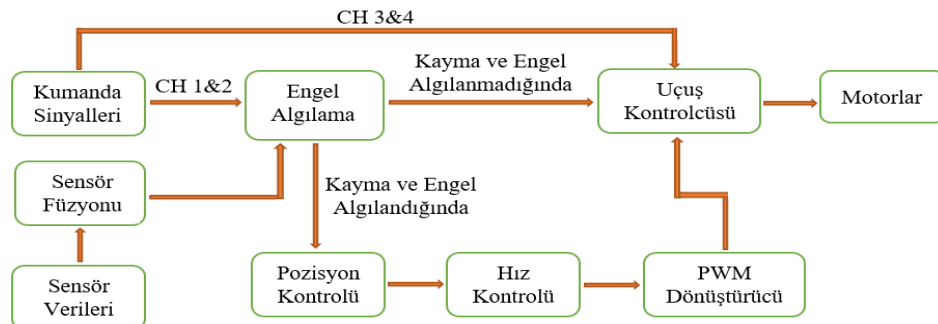
Konfigürasyon	Birinci Konfigürasyon	İkinci Konfigürasyon
GPS	X	X
IMU	✓	✓
Optik Akış Sensörü	X	✓
Kızılötesi Sensör	X	✓
Ultrasonik Sensör	X	✓

modülü, bataryada kalan enerjinin yüzdelik olarak gösterilmesi için uçuş kontrolcüsüne bilgi de sağlamaktadır. Bu bilgi sayesinde uçuş esnasında bataryadaki güç tamamen bitmeden kullanıcı uyarılarak, İHA' nın güvenli bir şekilde inişi gerçekleştirilmiştir.



**Şekil 2.** Hava aracı üzerinde bulunan bileşenlerin elektriksel bağlantı şeması

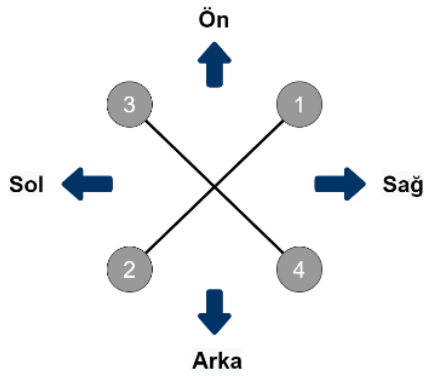
Şekil 3' te sensörlerden ve kumandanın gelen verilere göre, motorlara uygulanan sinyallerin, buna bağlı olarak İHA pozisyon kontrolünün bir şeması gösterilmektedir. Bu şemaya göre kumandanın 3. ve 4. sinyal kanalları pilot tarafından verilen sinyallere göre direkt olarak uçuş kontrolcüsüne gönderilmektedir. 3. ve 4. dördüncü kanallar sırasıyla gaz kolu ve yaw ekseninde dönüş sinyalleri; 1. ve 2. kanal sinyalleri ise sırasıyla yunuslama ve yatış eksenlerinde dönüş hareketi sağlamaktadır. Bunlar diğer kanallardan farklı olarak direkt olarak uçuş kontrolcüsüne gönderilememektedir. Eğer sensörler, bir engel ile



**Şekil 3.** Referans algılama ve engellerden kaçınma sistemi

karşılaşırsa hava aracının kontrolünde kumandadan gelen sinyaller kullanılamamaktadır. Bunun yerine geliştirilen algoritma sayesinde hava aracının engellerden kaçınması ve referans noktalara olan mesafesinin korunması sağlanmaktadır.

IMU verileri ve sensör verileri kullanılarak hava aracının hızını ve konumunu, düzgün bir şekilde tahmin etmek için lineer Kalman filtresi kullanılmıştır. Elde edilen tahminler doğrultusunda PWM sinyaller üretilerek, uçuş kontrolcüsüne iletilmiştir. Bu sinyaller, yatış ve yunuslama eksenlerinde hareket etmek üzere sinyal üretmektedir. Ani manevralardan oluşabilecek kontrol kaybını önlemek için PWM çıkış sinyalleri sınırlandırılmıştır. Algılama alanı içerisinde herhangi bir engel veya referans noktası tespit edilemezse, İHA tamamen kullanıcı kontrolünde hareket etmektedir ve pilotun kumanda sinyalleri olduğu gibi uçuş kontrolcüsüne iletilmektedir. Herhangi bir kumanda sinyali gönderilmediğinde bulunduğu konumda kendisini sabit bir şekilde tutmaktadır. Şekil 4' te İHA üzerinde bulunan sensörlerin algılama yönleri gösterilmiştir. Şekil 5' de geliştirilen İHA' nın bir gösterimi yer almaktadır.



Şekil 4. Sensör algılama yönleri

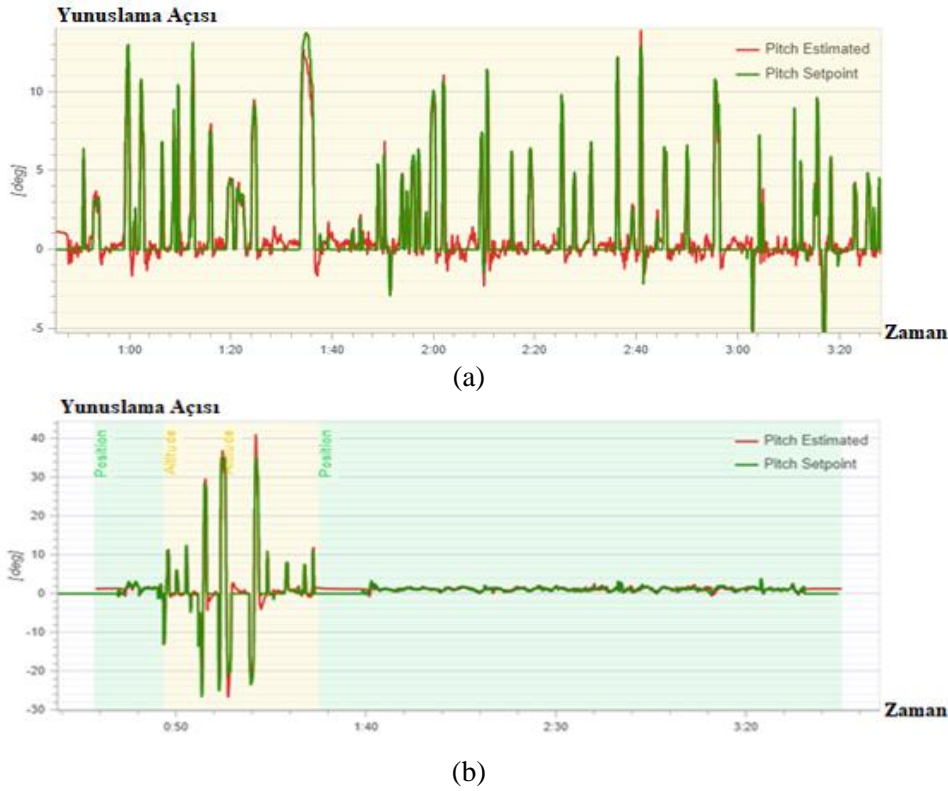
### 3. Bulgular ve Tartışmalar

İHA uçuş konfigürasyonları 6 metre genişlik, 15 metre uzunluk ve 3,5 metre yükseklik ölçülerine sahip olan kapalı alanda gerçekleştirilmiştir. Kapalı alanda azami 3 metre yüksekliğe çıkılabilmektedir.



Şekil 5. Geliştirilen İHA uçuş görseli [18]

Birinci konfigürasyonda gerçekleştirilen uçuş boyunca yanal eksen üzerinde yaptığı yunuslama açısının zamana göre değişimleri derece cinsinden Şekil 6(a)' da gösterilmiştir. Bu grafiğe göre, kumanda tarafından hava aracına pitch manevra komutu gönderilmemesine rağmen yunuslama açısında istenmeyen sapmalar meydana geldiği gözlenmiştir. Bu sapmaların nedeni, IMU' nun tek başına kullanılmasıdır. IMU tek başına kullanıldığı zaman hatalar meydana gelmektedir. İHA' larda bu hatalar açık alanda GPS ile düzeltilirken, kapalı alanda GPS sinyallerinin zayıf olmasından veya olmamasından dolayı düzeltme işlemi yapılamamaktadır. Yalnızca IMU verileri ile gerçekleştirilen uçuşlarda IMU' da oluşan hatalar devamlı meydana geldiği ve düzeltilemediği için, artarak da devam etmektedir. Bu sebepten dolayı elde edilen grafiklerden de görüldüğü üzere kapalı alanda yunuslama açısını sabit tutmak için IMU verileri yetersiz kalmaktadır. Şekil 6(b)' de ikinci konfigürasyon kullanılarak gerçekleştirilen uçuş boyunca yanal eksen üzerinde yaptığı yunuslama açısının zamana göre değişimleri derece cinsinden gösterilmiştir. Şekil 6(b)' de küçük periyotlar halinde yer alan aşırı sapmalar, İHA' nın engellerle



**Şekil 6.** Yunuslama açısı-zaman grafiği, (a) IMU verileri kullanılarak gerçekleştirilen uçuşta, (b) Sensör füzyonu kullanılarak gerçekleştirilen uçuşta

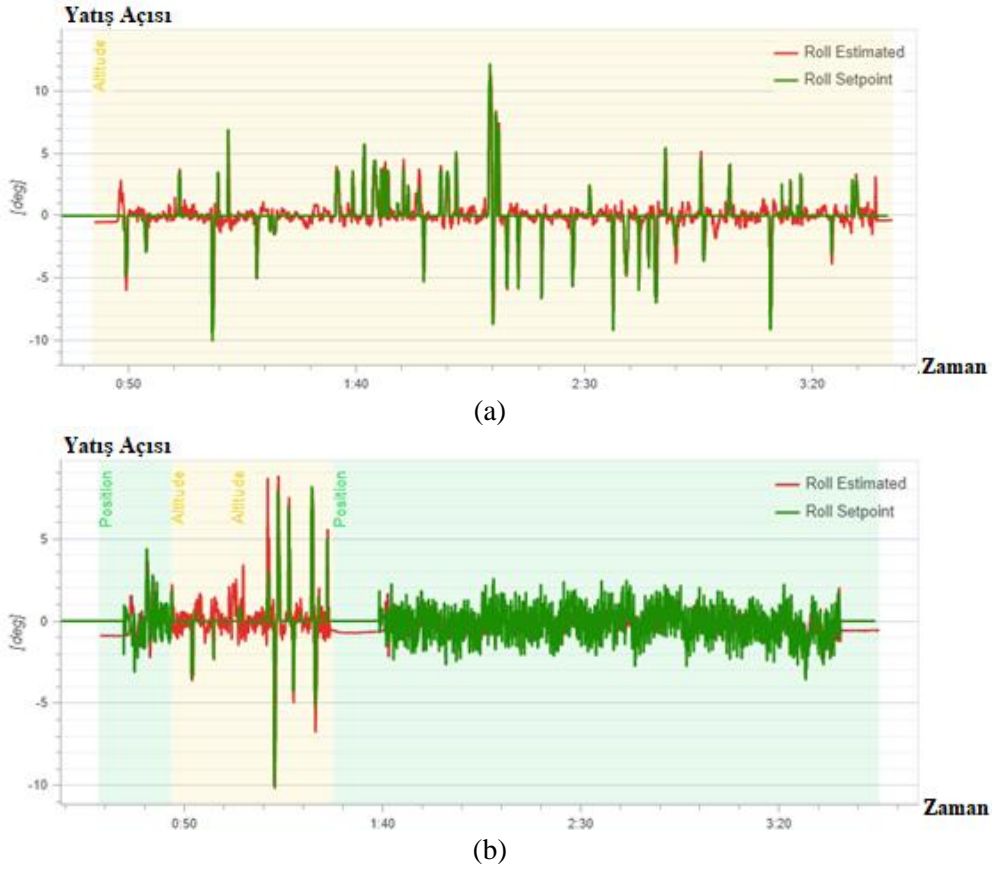
karşılaştığında engellerden kaçınmak için yaptığı ani manevralardan kaynaklanmaktadır. Herhangi bir engelle karşılaşmadığında ani manevralar gerçekleşmemektedir ve buna bağlı olarak aşırı sapmalar meydana gelmemektedir.

İHA'nın birinci konfigürasyon uçuşu boyunca boylamsal eksen üzerinde yaptığı yatış açısının zamana göre değişimleri Şekil 7(a)'da gösterilmiştir. Grafikte de görüldüğü gibi yalnızca IMU verileri kullanılarak gerçekleştirilen uçuşta yatış açısında istenmeyen sapmalar meydana gelmiştir. Bu sapmalar sonucunda yatış açısını stabil tutmak için sadece IMU'dan alınan verilerin yetersiz olduğu gözlenmiştir. Şekil 7(b)'de ise ikinci konfigürasyon kullanılarak gerçekleştirilen uçuş boyunca boylamsal eksen üzerinde İHA'nın yaptığı yatış açısının zamana göre değişimi yer almaktadır. Grafikte kırmızı bölge aralığında gösterilen aşırı sapmalar, engellerle karşılaşılmasından kaynaklı meydana gelen sapmalardır. Herhangi bir engelle karşılaşmadığı durumda hava aracı konumunu korumuştur. Birinci ve ikinci konfigürasyondaki yatış açısı eğrileri karşılaştırıldığı zaman, sensör füzyonu yapıldığında yatış açısı sapmalarında gözle görülür bir azalma olduğu gözlemlenmiştir. İlk uçuşta yapılan maksimum yatış açısı sapması,  $-10^\circ$  ile  $+12^\circ$

arasındayken sensör füzyonu yapıldığında bu sapma,  $-4^\circ$  ile  $+3^\circ$  arasında değişmektedir. Bu verilere göre ek sensörlerin kullanıldığı uçuşta, yatış açılarındaki maksimum sapmalar yaklaşık olarak %68 oranında azalmıştır.

Şekil 8(a)'da birinci konfigürasyon kullanılarak gerçekleştirilen uçuş boyunca dikey eksen üzerinde yaptığı sapma açısının zamana göre değişimleri yer almaktadır. Grafik incelendiğinde sapma açısında meydana gelen istenmeyen sapmalar, yunuslama ve yatış açılarındaki olduğu kadar fazla olmamakla birlikte anlık olarak yüksek sapmalar meydana gelmiştir.

İkinci konfigürasyon kullanılarak gerçekleştirilen uçuş boyunca dikey eksen üzerinde yaptığı sapma açısının zamana göre değişimi ise Şekil 8(b)'de verilmiştir. Grafikler incelendiğinde birinci konfigürasyonda meydana gelen ani sapmaların, ikinci konfigürasyon kullanıldığında azaldığı gözlemlenmiştir. Birinci konfigürasyon ile gerçekleştirilen uçuşta maksimum  $-5^\circ$  ile  $+5^\circ$  arasında bir sapma tespit edilirken, diğer konfigürasyonda maksimum  $-3^\circ$  ile  $+4^\circ$  arasında bir sapma tespit edilmiştir. Böylece ek sensörler kullanıldığında sapma açısındaki maksimum sapmaların, yaklaşık %30 azaldığı gözlemlenmiştir.



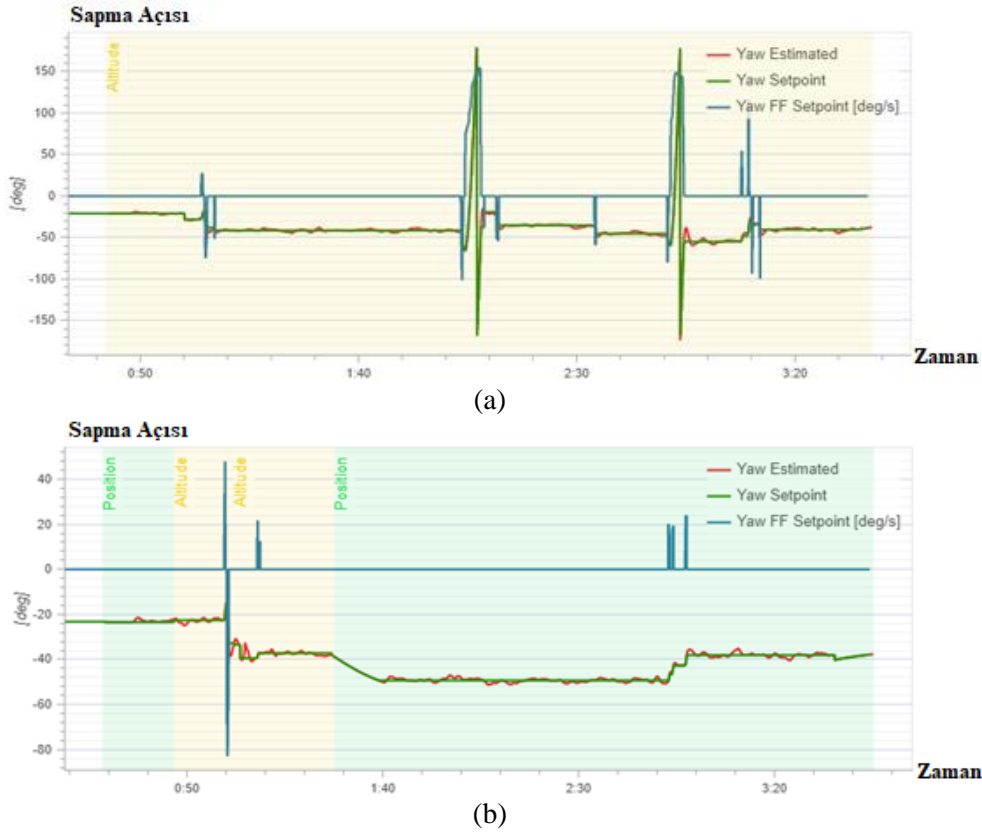
Şekil 7. Yatış açısı-zaman grafiği, (a) IMU verileri kullanılarak gerçekleştirilen uçuşta, (b) Sensör füzyonu kullanılarak gerçekleştirilen uçuşta

#### 4. Sonuçlar

Bu çalışmada ilk olarak kapalı alanda sadece uçuş kontrolcüsü üzerindeki IMU verileri kullanılarak uçuş gerçekleştirilmiştir. Bu yapı birinci konfigürasyon olarak adlandırılmış ve bu uçuşun verileri alınarak incelenmiştir. Daha sonra İHA gövde yapısının alt kısmına optik akış sensörü, dört bir tarafına da birer adet kızılötesi sensör ve ultrasonik sensör yerleştirilerek sensör füzyonu yapılmıştır ve bu yapı da ikinci konfigürasyon olarak tanımlanmıştır. Ayrıca elde edilen sensör verileri kullanılarak ani sapsmaların önüne geçmek amacıyla Kalman filtresi uygulanmıştır. Bu uçuş sonucunda elde edilen uçuş verileri analiz edilmiş ve ilk uçuşla karşılaştırılarak grafikleri incelenmiştir. Çalışma kapsamında elde edilen grafikler incelendiğinde, kapalı ortamda yalnızca IMU kullanarak gerçekleştirilen uçuş ile ek sensörler kullanılarak gerçekleştirilen uçuş arasında, İHA'nın uçuş stabilitesi açısından farklılıklar gözlemlenmiştir. Ek sensörlerin kullanıldığı hava aracının uçuşlarının, hem daha stabil hem de daha az sapma oranına sahip olduğu görülmüştür.

Birinci konfigürasyona bakıldığında, yunuslama açısında maksimum  $15^\circ$  gibi bir sapma meydana gelirken, ikinci konfigürasyonda bu,  $4^\circ$ 'ye kadar düşürülmüştür. Bu verilere göre yunuslama açısındaki maksimum sapsmalar, %73 oranında azalmıştır. Ayrıca maksimum sapsmalardaki azalmanın yanı sıra uçuş genelindeki yunuslama açısına bakıldığında, ikinci konfigürasyonda uçuşun daha stabil olduğu gözlemlenmiştir.

Başarılı gerçekleşen uçuşlar sonucunda elde edilen yatış grafiği incelendiğinde, yunuslama açısına benzer bir değişim gözlemlenmiştir. Birinci konfigürasyonla gerçekleştirilen uçuş sonucu elde edilen yatış açısı grafiğindeki maksimum sapsmalar, yaklaşık  $22^\circ$  dir. Sensörlerin eklendiği, ikinci konfigürasyonla gerçekleştirilen uçuş sonucu oluşturulan grafikte ise yaklaşık  $7^\circ$  lik bir sapma tespit edilmiştir. Bu bilgiler doğrultusunda, ikinci konfigürasyon kullanıldığında birinci konfigürasyona göre yatış açısındaki maksimum sapsmalar %68 oranında azalmıştır. Grafiğin geneline bakıldığında da yatış açısındaki sapsmaların, ikinci konfigürasyon kullanıldığında azaldığı gözlemlenmiştir.



**Şekil 8.** Sapma açısı-zaman grafiği, (a) IMU verileri kullanılarak gerçekleştirilen uçuşta, (b) Sensör füzyonu kullanılarak gerçekleştirilen uçuşta

Kapalı ortamda İHA' nın uçuş stabilitesini inceleme açısından bakılan bir diğer parametre de sapma açısıdır. Sapma açısı, İHA' nın dikey eksen üzerinde yaptığı dönüş açısını vermektedir. Karşılaştırmada yine iki ayrı konfigürasyon kullanılmıştır. Sapma açısında meydana gelen istenmeyen sapmalar, yunuslama ve yatış açlarına kıyasla daha düşük seviyededir. Sapma açısı grafikleri incelendiğinde, birinci konfigürasyon ve ikinci konfigürasyonda sırasıyla maksimum  $10^\circ$  lik ve  $7^\circ$  lik sapmalar meydana gelmiştir. Bu verilere göre sapma açısında meydana gelen maksimum sapma %30 oranında azalmıştır.

Bu çalışma, ileride yapılacak olan, GPS' li uçuştan kapalı alana geçiş ve kapalı alanda otonom uçuş geliştirme çalışmalarına bir kaynak olacağı düşünülmektedir. Ayrıca geliştirilen bu İHA, geliştirilecek sürü İHA uygulamalarının 4 yönlü engellerden kaçınmasına da örnek olacaktır.

## 5. Simgeler

$\varepsilon$ : Hava aracı lineer konumu  
 $\eta$ : Hava aracı açısal konumu  
 $q$ : Lineer ve açısal konum vektörleri  
 $\theta$ : Yunuslama açısı  
 $\phi$ : Yatış açısı

$\psi$ : Sapma açısı

## Teşekkür

Bu çalışma Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Koordinasyon Birimi tarafından FYL-2019-8951 nolu proje kapsamında desteklenmiştir.

## Etik Kurul Onayı

Gerekli değil

## Kaynaklar

- [1] S. Akyürek, M. A. Yılmaz, M. Taşkiran, İnsansız hava araçları: Muharebe alanında ve terörle mücadelede devrimsel dönüşüm. Türkiye: Bilgesam Yayınları, İstanbul, 2012.
- [2] M. Konar, "Redesign of morphing UAV's winglet using DS algorithm based ANFIS mode," Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 1214-1222, 2019.
- [3] M. Konar, E. T. Kekeç, "İnsansız Hava Araçlarının Uçuş Süresinin Termal Hava Akımları Kullanılarak Arttırımı," Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi, (23), 394-400, 2021.



- [4] G. Balamurugan, J. Valarmathi, V.P.S. Naidu, "Survey on UAV Navigation in GPS Denied Environments," International Conference on Signal Processing, Communication, Power and Embedded System (SCOPE5), Paralakhemundi, India, 2016, ss. 198-204.
- [5] M. Konar, A. Turkmen, T. Oktay, "Improvement of the thrust-torque ratio of an unmanned helicopter by using the ABC algorithm," Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 1133-1139, 2020.
- [6] G. Mao, S. Drake, B.D.O. Anderson, "Design of an Extended Kalman Filter for UAV Localization," IEEE Information, Decision and Control (IDC), Adelaide, Australia, 2007, ss. 224-229.
- [7] S. Lange, N. Sunderhauf, P. Protzel, "A Vision Based Onboard Approach for Landing and Position Control of An Autonomous Multirotor UAV in GPS-Denied Environments," International Conference on Advanced Robotics, Munich, Germany, 2009, ss. 1-6.
- [8] C. Schlaile, O. Meister, N. Frietsch, C. Keßler, J. Wendel, G.F. Trommer, "Using Natural Features for Vision Based Navigation of An Indoor-VTOL MAV," Aerospace Science and Technology, 13 (7), 349-357, 2009.
- [9] C. Shen, Z. Bai, H. Cao, K. Xu, C. Wang, H. Zhang, D. Wang, J. Tang, J. Liu, "Optical Flow Sensor/INS/Magnetometer Integrated Navigation System for MAV in GPS-Denied Environment," Hindawi Publishing Corporation Journal of Sensors, 1-10, 2016.
- [10] J. Langelaan, S. Rock, "Passive GPS-Free Navigation for Small UAVs," IEEE Aerospace Conference, Big Sky, USA, 2005, ss. 1-9.
- [11] R. Mebarki, V. Lippiello, B. Siciliano, "Nonlinear Visual Control of Unmanned Aerial Vehicles in GPS-Denied Environments," The Institute of Electrical and Electronics Engineers, 31(4), 1004-1007, 2015.
- [12] S. Carnduff, "System identification of unmanned aerial vehicles," Cranfield University, Doctorate Thesis, United Kingdom, 2008.
- [13] S. C. Quebe, "Modeling, parameter estimation and navigation of indoor quadrotor robots," Brigham Young University, Master Thesis, United States of America, 2013.
- [14] R. Mebarki, J. Cacace, V. Lippiello, "Velocity Estimation of an UAV Using Visual and IMU Data in a GPS-Denied Environment," IEEE International Symposium on Safety, Security, and Rescue Robotics (SSRR), Linkoping, Sweden, 2013, ss. 1-6.
- [15] S. P. H. Driessen, N. H. J. Janssen, L. Wang, J. L. Palmer, H. Nijmeijer, "Experimentally Validated Extended Kalman Filter for UAV State Estimation Using Low-Cost Sensors," 18th IFAC Symposium on System Identification (SYSID 2018), Stockholm, Sweden, 2018, ss. 43-48.
- [16] T. Bresciani, "Modelling, identification and control of a quadrotor helicopter," Lund University, Master thesis, Sweden, 2008.
- [17] Z. Benić, P. Piljek, D. Kotarski, "Mathematical Modelling of Unmanned Aerial Vehicles with Four Rotors," Interdisciplinary Description of Complex Systems: INDECS, 14(1), 88-100, 2016.
- [18] M. S. Genççağ, "Kapalı ortamlarda insansız hava aracının stabilizasyonunun iyileştirilmesi," Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, Kayseri, Türkiye, 2020.

## Gender Discrimination in the Flight Deck: An Analysis on the Experiences of Ab-initio Pilots

Bilal KILIÇ<sup>1\*</sup> 

<sup>1</sup> Boeing 777/787 Fleet, Istanbul, Turkey

### Abstract

Gender-related issues among pilots are increasingly recognized as a serious, worldwide safety concern. A considerable amount of literature has been published on gender discrimination in commercial aviation and general aviation. However, to the best of authors' knowledge, no research has been found that examined the gender-related issues among ab-initio pilots in Turkey. The aim of this research project has therefore been to investigate the gender discrimination among ab-initio pilots. With consideration in mind, a survey was developed by using previously published two questionnaires in the field of gender-related issues in aviation and conducted to collect data. By the end of the survey period, data had been collected from 104 ab-initio pilots. It has been concluded that female ab-initio pilots face gender discrimination. Furthermore, it has been found that female ab-initio pilots had the need to prove themselves in the workplace. The results of this study provided an understanding on gender-related issues among ab-initio pilots. The findings of this study may provide important implications in the field of crew resource management training for ab-initio pilots and increase overall safety in aviation.

**Keywords:** Ab-initio pilot, Gender Stereotype, Pilot Training, Human Factors, Gender Discrimination

### 1. Introduction

Over the past century, there has been a dramatic increase in the number of women in male-dominated industries such as aviation [1]. In the recent decades, women's employment and gender discrimination in aviation have been one of the major interesting research subjects [2]. Gender-related issues among pilots are of great importance [3]. A considerable amount of literature has been published on gender stereotype and gender

discrimination among airline pilots [4]. In 2012, Germain et al. reported that female student pilots face several challenges such as flight instructors, self-efficacy, stereotyping, and lack of acceptance [5]. The experiences of ab-initio pilots in United Kingdom was explored by McCarthy [6]. More recently, Thatchatham and Peetawan examined the perspective of female student pilots in Thai towards gender stereotype in aviation [7] In another study,

**Corresponding Author:** Bilal KILIÇ capt.bilalkilic@gmail.com

**Citation/Alıntı:** Kiliç B. (2021). Gender Discrimination in the Flight Deck: An Analysis on the Experiences of Ab-initio Pilots J. Aviat. 5 (1), 45-52.

**ORCID:** <sup>1</sup> <https://orcid.org/0000-0002-3773-6682>

**DOI:** <https://doi.org/10.30518/jav.896067>

**Received:** 12 March 2021 **Accepted:** 28 June 2021 **Published (Online):** 30 June 2021

**Copyright © 2020 Journal of Aviation** <https://javsci.com> - <http://dergipark.gov.tr/jav>



This is an open access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution 4.0 International Licence

Matthews examined the gender-based attitude toward military pilots [8]. To the best of authors' knowledge, no previous study has investigated the gender discrimination of female ab-initio pilots in Turkey. The aim of this research is to investigate the gender-related issues (e.g., gender discrimination, gender stereotype, and perception of students towards piloting profession) that female ab-initio pilots face.

This paper has been divided into five sections. The first section provides a brief overview. In second section, a literature review is presented. The next section presents the methods used in this work. The fourth section discusses the findings which emerged from statistical analysis. Our conclusions are drawn in the final section.

**2. Literature Review**

**2.1. Gender-related issues**

Women faces several challenges (e.g., discriminative attitudes, sexual harassments, and bullying behaviors) in traditionally male-dominated industries such as health care [9], construction [10], management and business [11], sports media [12] and aviation [4]. Gender discrimination is still a significant problem for female employees in aviation [3]. It is claimed that the military culture is accounted for the male domination in aviation [13]. Another significant issue in aviation is the underrepresentation of women [3]. It has been suggested that lack of support and role models result in the underrepresentation of female pilots in aviation [14]. Table 1 highlights the number of worldwide airline female pilots by region. Nowadays, the female airline pilots account for almost 10 percent of airline pilots in the world [15].

There are numerous studies on gender issues in aviation that suggest the difference between male and female pilots with regard to factors such as ability, learning, confidence, communication structure, interpersonal relationships, leadership style, flight performance [2][16]. Flying skills and standards of female pilots may be eroded due to gender-related obstacles such as perception of flight instructors, confronting gender, and sexist remarks and behavior [17][18].

**Table 1.** The stats of female airline pilots around the World [15]

Region	Total # Pilots	Total # Female Pilots	% Female Pilots
USA	97.285	5182	5.27%
Canada	10433	718	6.78%
Europa	23779	1510	5.61
Russia	2800	62	2.20%
Iceland	640	70	10.90%
Middle East	9789	223	2.05
India	8797	1092	12.41%
Asia	23237	359	1.55%
Australia/ New Zealand	7281	435	5.65%
Africa	1102	95	9.78%
Worldwide	185143	9744	5.26%

It is highly likely that female ab-initio pilots may feel isolated and unsupported when they face gender stereotype and gender discrimination. It has been reported that ab-initio pilots are prone to make failures when they feel stressed [19][20]. Subsequently, it may affect non-technical skills (e.g., decision-making, crew resource management, communication, and stress management) of pilots which is of great importance for flight safety [21][22][23]. Furthermore, student pilots may feel fatigued when they fly with an inconsiderate disrespectful instructor. [24]. It has been shown that poor non-technical skills of pilots contributed to various unwanted occurrences in aviation including navigational errors, incidents, accidents, and near-misses [25][26][27][28]. Based on the issues mentioned above, we posited following hypotheses in three categories that are aimed to tested in this study.

- Category-1: Gender stereotype

H<sub>0</sub>: There is no significant difference in gender stereotype experienced by ab-initio pilots between male and female peers.

H<sub>1</sub>: There is significant difference in gender stereotype experienced by ab-initio pilots between male and female peers

- Category-2: Gender discrimination

H<sub>0</sub>: There is no significant difference in experience of gender discrimination (discriminative attitudes) between male and female ab-initio pilots.

H<sub>1</sub>: There is significant difference in experience of gender discrimination (discriminative attitudes) between male and female ab-initio pilots.

- Category-3: The need to prove themselves in the workplace

H<sub>0</sub>: There is no significant difference in the need for ab-initio pilots to prove themselves in the workplace between male and female peers

H<sub>1</sub>: There is significant difference in the need for ab-initio pilots to prove themselves in the workplace between male and female peers.

### 3. Method

#### 3.1. Survey

For this study, a novel survey was developed by using previously published two questionnaires in the field of gender-related issues in aviation [4],[18]. The survey is composed of 18 items and organized into 4 subgroups. The first four of the 18 questions were asked demographic information (e.g., age, gender, flying experience, and type of pilot license). The remaining 14 questions were divided into 3 groups and asked to answer on a 5-point Likert-type Scale (1. Strongly Disagree- 5. Strongly Agree). The questions in the first group (Q5,7,8,9,10, and 12) were asked examine the gender stereotype among ab-initio pilots. The second group comprised five questions (Q6, 15,16,17, and 18) which were asked to analyze the experience of gender discrimination of ab-initio pilot. The last group is composed of 3 questions (Q11,13 and 14). The questions in the last group were asked to examine the need to prove themselves (ab-initio pilots) in the workplace.

#### 3.2. Statistical analysis

The test of the hypotheses was carried out by using SPSS 25 (Statistical Package for Social Sciences) The null hypothesis (H<sub>0</sub>) and alternative hypothesis (H<sub>1</sub>) were used. The descriptive statistics of the responses of the participants are highlighted in Table 3.

For the analysis of the data, in addition to the descriptive statistical methods (frequency, percentage, mean and standard deviation values) the independent sample t-test was employed to analyze the dimension scores according to gender and age of participants, and the analysis of variance test was used to examine the flying hours experience and pilot license type. Sidak binary comparison test was applied to determine the group that caused the difference in results of analysis of variance (ANOVA). The correlation analysis was performed to determine the relationships between the sub-dimensions. P values less than 0.05 were considered significant.

Cronbach's alpha test was performed to test the reliability of 14 expressions and factor analysis was used to determine the consistency. KMO levels, internal consistency, explained variance rates and Tukey summability levels were examined.

### 4. Findings

#### 4.1. Demographic Findings

The on-line survey was delivered to approximately 300 ab-initio pilots at 5 Turkey-based flight training organizations. 104 ab-initio pilots completed and returned to the survey. The response rate was %35 after two weeks. All ab-initio pilots had at least a valid pilot license (e.g., SPL: student pilot license, PPL: private pilot license, or CPL: commercial pilot license) and most of the participants (65,4%, *N*=68) had PPL. Of the respondents, 65 (62,5%) were male, 39 (37,5%) were female. In this sample, most respondents (67,3%, *N*=70) were 17-23 years of age. Relatively few respondents (6,7%, *N*=7) were older than 30. The demographics of the respondents was demonstrated in Table 2.

#### 4.2. Results

The Cronbach's alpha coefficient was determined as 0.88. The coefficient obtained demonstrated that the scale was quite reliable. As a result of the reliability analysis, it was determined that there were three sub-dimensions as a result of factor analysis in the scale. The Kaiser-Meyer-Olkin (KMO), the sampling adequacy value, was found to be 0.83 which showed that the number of *n*=104 questionnaires is sufficient to reveal the factor structure. The dimensions obtained were determined as gender stereotype, gender

discrimination, and the need to prove themselves in the workplace. It was determined that the total explained variance rate was 76%. As a result of Barlett's Test, it was seen that the 3 sub-dimensional structures were significant ( $p < 0.05$ ). (Table-1).

Higher dimension scores indicated high levels of gender stereotype, gender discrimination among ab-initio pilots the need to prove themselves (female ab-initio pilots) in the workplace. As a result of the Tukey summability test, it was found that that all expressions in the scale were not collected at a single level and should be examined based on sub-dimensions ( $p = 0.21$ ,  $p > 0.05$ )

It was observed that the level of gender stereotype among the participants was  $3.26 \pm 0.67$ , the levels of gender discrimination were  $3.38 \pm 0.71$  and the need to prove themselves in the workplace were  $2.94 \pm 0.94$ . (Table-3)

As Table 4 shows there is significant difference in gender stereotype experienced by ab-initio pilots between male ( $M = 3.43 \pm 0.63$ ) and female ab-initio pilots ( $M = 2.97 \pm 0.65$ ) ( $p < 0.05$ ). It demonstrates that for the category-1 the alternative hypothesis ( $H_1$ ) of was accepted and the null hypothesis ( $H_0$ ) was rejected.

Table 4 also illustrates that there is significant difference in gender discrimination faced by ab-initio pilots between male ( $M = 3.26 \pm 0.70$ ) and female ab-initio pilots ( $M = 3.57 \pm 0.69$ ) ( $p < 0.05$ ). It demonstrates that for the category-2 the alternative hypothesis ( $H_1$ ) of was accepted and the null hypothesis ( $H_0$ ) was rejected.

Furthermore, Table 4 proves that there is significant difference in the need for ab-initio pilots to prove themselves in the workplace between male ( $M = 2.75 \pm 0.83$ ) and female ab-initio pilots ( $M = 3.27 \pm 1.03$ ) ( $p < 0.05$ ). It demonstrates that for the category-3 the alternative hypothesis ( $H_1$ ) of was accepted and the null hypothesis ( $H_0$ ) was rejected.

Furthermore, it was found that the age and type of pilot licenses of participants had no positive relationship with sub-dimensions (e.g., gender discrimination, gender stereotype, and the need for ab-initio pilots to prove themselves in the workplace) ( $p > 0.05$ ).

## 5. Discussion

Most striking finding of this study was that female ab-initio pilots faced negative behavior and attitudes of male peers and flight instructors. It was also suggested that female ab-initio pilots were subject to the gender prejudice. This is well in-line with previous findings [6],[7].

The results of this study show that female ab-initio pilots faced gender discrimination. These results are consistent with Thatchatham's (2020) findings [7].

Another important finding was that there was a need for female ab-initio pilots to prove themselves in the workplace. These findings are well in-line with previous studies [4].

The current findings add to a growing body of literature on the gender discrimination among ab-initio pilots. Furthermore, we believe that our results provide considerable insight into the gender biases and attitudes towards female ab-initio pilots. Based on the results of this study, organizations (e.g., flight training departments of universities and private flight schools) and individuals (e.g., faculty members, flight instructors, and ground course instructors) shall take preventive measures to support the female ab-initio pilots' career planning and development.

## 6. Conclusions

The purpose of the current study was to examine the gender discrimination among ab-initio pilots. To the best of the authors' knowledge, there have been no reports which investigate the gender-related issues faced by female ab-initio pilots in Turkey.

This study has shown that female ab-initio pilots experienced gender discrimination which may affect negatively their cognitive functions and performance. It was also shown that female ab-initio pilots had the need to prove themselves in the workplace.

This paper provides an exciting opportunity to advance our knowledge of gender discrimination and stereotype among ab-initio pilots. Furthermore, this study will make several noteworthy contributions to the implementations to increase the number of female pilots attracted to career in aviation.

The current study was limited in several ways. First, the response rate was low. The second limitation is the findings might not be representative of ab-initio pilots who pursue a career in military aviation.

Further research might specifically explore flight instructors' perception towards female ab-initio pilots. We are in the process of investigating gender-related challenges of female ab-initio pilots in military aviation.

Organizations (e.g., flight training departments of universities and private flight schools) and individuals (e.g., ground course instructors, academic members of faculties, and flight instructors) should identify the sources of gender discrimination and prejudice to prevent negative stereotyping and discrimination. These subjects should be included into the syllabi of CRM training and human factors training for ab-initio pilots in order to advance flight safety.

**Table 1.** Reliability and Validity Tests

Questions	Eigenvalue	Sub-dimension	Explained Variance	Reliability	KMO
Q7	0,627				
Q5	0,664				
Q8	0,672	Gender Stereotype	%32	0,81	
Q9	0,721				
Q10	0,685				
Q12	0,691				
Q6	0,471				
Q16	0,506	Gender Discrimination	%28	0,76	0,83
Q15	0,545				
Q18	0,767				
Q17	0,796	The need to prove themselves (female pilots) in the workplace	%16	0,71	
Q14	0,622				
Q11	0,746				
Q13	0,822				

**Table 2.** Demographic Findings

	Frequency	Percent	Valid Percent	Cumulative Percent
<b>S1-Gender</b>				
Female	39	37,5	37,5	37,5
Male	65	62,5	62,5	100
Total	104	100		
<b>S2-Which of the following categories describes your age?</b>				
17-23	70	67,3	67,3	67,3
24-30	27	26	26	93,3
31 and older	7	6,7	6,7	100
Total	104	100	100	
<b>S3-Holding type of license</b>				
PPL	68	65,4	65,4	65,4
SPL	30	28,8	28,8	94,2
CPL	6	5,8	5,8	100
Total	104	100	100	
<b>S4-How many flying hours experience do you have?</b>				
0-50 hours	44	42,3	42,3	42,3
51-100 hours	35	33,7	33,7	76
101-150 hours	4	3,8	3,8	79,8
151-200 hours	13	12,5	12,5	92,3
More than 200 hours	8	7,7	7,7	100
Total	104	100	100	

**Table 3.** Examination of the sub-dimensions

Sub-dimensions	X±s.s.
Gender Stereotype	3,26±0,67
Gender Discrimination	3,38±0,71
The need to prove themselves in the workplace	2,94±0,94

**Table 4.** Examination of factors affecting sub-dimensions

Properties		Gender Stereotype (1)	Gender Discrimination (2)	The need to prove themselves in the workplace (3)	P <sub>1</sub>	P <sub>2</sub>	P <sub>3</sub>
		X±s.s.	X±s.s.	X±s.s.			
<b>Gender</b>	Male	3,43±0,63	3,26±0,70	2,75±0,83	0,01*	0,03*	0,02*
	Female	2,97±0,65	3,57±0,69	3,27±1,03			
<b>Age</b>	17-23	3,24±0,57	3,28±0,63	2,89±0,90	0,75	0,06	0,38
	24>	3,29±0,85	3,58±0,82	3,06±1,02			
<b>Type of license</b>	CPL	3,56±1,23	3,76±1,09	3,00±1,21	0,17	0,23	0,27
	PPL	3,09±0,63	3,29±0,80	3,19±0,85			
	SPL	3,28±0,57	3,36±0,60	2,84±0,93			
<b>Flying hours</b>	0-50	3,13±0,62	3,19±0,72	3,11±0,90	0,14	0,04*	0,28
	51-100	3,28±0,59	3,43±0,58	2,82±0,76			
	101>	3,46±0,81	3,63±0,78	2,81±1,20			

\* significant on the level of 0,05

**Acknowledgment**

The authors gratefully acknowledge student pilots for participating the survey with outstanding professionalism.

**Ethical Approval**

Prior commencing the study, ethical clearance was obtained from the Özyeğin University’s Human Research Ethics Board (2020/1).

**References**

[1] FAA, “U.S. Civil Airmen Statistics,” 2019 Active Civil Airmen Statistics, 2019. [Online]. Available: [https://www.faa.gov/data\\_research/aviation\\_data\\_statistics/civil\\_airmen\\_statistics/](https://www.faa.gov/data_research/aviation_data_statistics/civil_airmen_statistics/). [Accessed: 03-May-2020].

[2] M. A. Turney, “Attracting Women to Aviation Careers: What Recent Studies Reveal,” *Coll. Aviat. Rev. Int.*, vol. 18, no. 1, 2000.

[3] D. Bridges, J. Neal-smith, and A. J. Mills, “Chapter 6 -Grounded? Women Pilots , Gender Identity and Integration into the Australian Defence Force,” in *Absent*

aviators: Gender issues in aviation, no. January, 2014.

[4] F. Mccarthy, L. Budd, and S. Ison, “Gender on the flightdeck: Experiences of women commercial airline pilots in the UK,” *J. Air Transp. Manag.*, vol. 47, pp. 32–38, 2015.

[5] M. L. Germain, M. J. R. Herzog, and P. R. Hamilton, “Women employed in male-dominated industries: Lessons learned from female aircraft pilots, pilots-in-training and mixed-gender flight instructors,” *Hum. Resour. Dev. Int.*, vol. 15, no. 4, pp. 435–453, 2012.

[6] F. McCarthy, “An Exploration of the Gender and Professional Identities of Ab Initio Pilots,” Loughborough University, 2017.

[7] C. Thatchatham and W. Peetawan, “An Exploration on Pilots ’ and Student Pilots ’ Perspectives towards the Gender Bias in Thai,” in *Innovation Aviation & Aerospace Industry—International Conference 2020 (IAAI 2020)*, 2020, pp. 1–5.

[8] M. D. Matthews, M. G. Ender, J. H. Laurence, and D. E. Rohall, “Role of group affiliation and gender on attitudes toward women in the military,” *Mil. Psychol.*, vol. 21, no. 2, pp. 241–251, 2009.



- [9] T. A. LaPierre and M. K. Zimmerman, "Career advancement and gender equity in healthcare management," *Gend. Manag.*, vol. 27, no. 2, pp. 100–118, 2012.
- [10] N. Kaewsri and T. Tongthong, "Favorable Female Attributes in Relation to Career Challenges of Women Engineers in the Thai Construction Industry," *Int. J. Constr. Educ. Res.*, vol. 10, no. 3, pp. 222–236, 2014.
- [11] D. H. B. Welsh, E. Kaciak, and C. Minialai, "The influence of perceived management skills and perceived gender discrimination in launch decisions by women entrepreneurs," *Int. Entrep. Manag. J.*, vol. 13, no. 1, 2017.
- [12] M. Hardin and E. Whiteside, "Consequences of being the 'Team Mom': Women in sports information and the friendliness trap," *J. Sport Manag.*, vol. 26, no. 4, pp. 309–321, 2012.
- [13] C. L. Davey and M. J. Davidson, "The right of passage? The experiences of female pilots in commercial aviation," *Fem. Psychol.*, vol. 10, no. 2, pp. 195–225, 2000.
- [14] M. Ferla and A. Graham, "Women slowly taking off: An investigation into female underrepresentation in commercial aviation," *Res. Transp. Bus. Manag.*, vol. 31, p. 100378, 2019.
- [15] K. McCullough, "Worldwide Airline Female Pilot Numbers by Region," The International Society of Women Airline Pilots, 2020. [Online]. Available: [https://www.iswap.org/content.aspx?page\\_id=86&club\\_id=658242&sl=1530518160](https://www.iswap.org/content.aspx?page_id=86&club_id=658242&sl=1530518160). [Accessed: 18-Mar-2020].
- [16] M. A. Turney, *Tapping Diverse Talent in Aviation: Culture, Gender, and Diversity (Studies in Aviation Psychology and Human Factors)*. Routledge, 2004.
- [17] L. P. Vermeulen, "FLIGHT INSTRUCTORS' PERCEPTIONS OF PILOT BEHAVIOUR," *SA J. Ind. Psychol.*, vol. 35, no. 1, pp. 128–135, 2009.
- [18] L. P. Vermeulen and J. I. Mitchell, "Development and validation of a measure to assess perceptions regarding gender-related pilot behavior," *Int. J. Aviat. Psychol.*, vol. 17, no. 2, pp. 197–218, 2007.
- [19] B. Kilic, "HFACS Analysis for Investigating Human Errors in Flight Training Accidents," *J. Aviat.*, vol. 3, no. 1, pp. 28–37, 2019.
- [20] B. Kilic and C. Ucler, "Stress among ab-initio pilots: A model of contributing factors by AHP," *J. Air Transp. Manag.*, vol. 80, no. March, p. 101706, 2019.
- [21] B. Kilic and S. Soran, "How Can an Ab-Initio Pilot Avert a Future Disaster: A Pedagogical Approach to Reduce The Likelihood of Future Failure," *J. Aviat.*, vol. 3, no. 1, pp. 1–14, 2019.
- [22] L. P. Vermeulen, P. Schaap, J. I. Mitchell, and A. Kristovics, "Exploring the equivalence of the aviation gender attitude questionnaire for South African and Australian pilots: A cross-cultural comparison," *Int. J. Aviat. Psychol.*, vol. 19, no. 4, pp. 367–390, 2009.
- [23] B. Kilic, "Self-Medication Among Ab Initio Pilots," *Aerosp. Med. Hum. Perform.*, vol. 92, no. 13, pp. 1–6, 2021.
- [24] B. Kilic, "Fatigue Among Student Pilots," *Aerosp. Med. Hum. Perform.*, vol. 92, no. 1, pp. 20–24, 2021.
- [25] C. A. Havle and B. Kilic, "A hybrid approach based on the fuzzy AHP and HFACS framework for identifying and analyzing gross navigation errors during transatlantic flights," *J. Air Transp. Manag.*, vol. 76, pp. 21–30, 2019.
- [26] B. Kilic and E. Gumus, "Application of HFACS to the Nighttime Aviation Accidents and Incidents," *J. Aviat.*, vol. 4, no. 2, pp. 10–16, 2020.
- [27] B. Kilic, "The Analysis of Hot-Air Balloon Accidents by Human Factor Analysis and Classification System," *J. Aeronaut. Sp. Technol.*, vol. 13, no. 1, pp. 17–24, 2020.
- [28] B. Kilic and S. Gundogdu, "Human Factors in Air Cargo Operations: An Analysis Using HFACS," *J. Aviat. Res.*, vol. 2, no. 2, pp. 101–114, 2020.
- [29] E. Seymour and N. M. Hewitt, *Talking about leaving*. Westview Press, 1994.

## COVID-19 ve Havacılık Sektörünün Geleceği: Havacılık Yönetimi Kapsamında Bir Değerlendirme

Gökdeniz KALKIN<sup>1\*</sup> 

<sup>1</sup> Muğla Sıtkı Koçman Üniversitesi, Dalaman Sivil Havacılık Yüksekokulu, Muğla, Türkiye

### Özet

Bu çalışma 2020 yılının ilk yarısında ortaya çıkan COVID-19 pandemisinin küresel ölçekte havacılık sektörüne etkisini analiz etmektedir. Çalışmada, yaşanan krizin havacılık bağlamında ortaya konması ve örgütsel dayanıklılık açısından incelenmesi amaçlanmıştır. Özellikle havacılık sektöründeki mevcut durum ve yaşanan kayıplar ve krizi yönetmek için alınan önlemler ve değerlendirmeler ele alınarak çeşitli önerilerde bulunulmuştur.

**Anahtar Kelimeler:** COVID-19, Havacılık yönetimi, Örgütsel dayanıklılık, Havacılık

## COVID-19 and the Future of the Aviation Industry: An Assessment in the Scope of Aviation Management

### Abstract

This study analyzes the impact of the COVID-19 pandemic that emerged in the first half of 2020 on the aviation industry on a global scale. In the study, it is aimed to reveal the current crisis in the context of aviation and to examine it in terms of organizational resilience. In particular, various suggestions are made by taking the current situation and losses in the aviation sector and the measures and evaluations taken to manage the crisis into consideration.

**Keywords:** COVID-19, Aviation management, Organizational resilience, Aviation

### 1. Giriş

Günümüzde şahit olduğumuz büyük felaketler, insan yaşamının ve iş dünyasının neredeyse tüm alanlarında olumsuz sonuçlar yaratabilmektedir [1]. Buna en yakın örnek ise, Dünya Sağlık Örgütü (WHO) Çin Ofisi tarafından 31 Aralık 2019

tarihinde yapılan açıklama ile Wuhan-Hubei' de nedeni bilinmeyen zatürre vakalarını bildirmesi ile birlikte başlayan COVID-19 salgınıdır [2]. Böylece dünya, daha önce hiç karşılaşmadığı büyük bir sorunla karşı karşıya olduğunu fark etmiştir. Çok kısa sürede yayılan salgın, 2020 Kasım ayı sonu it

**Corresponding Author/Sorumlu Yazar:** Gökdeniz KALKIN [gokdenizkalkin@mu.edu.tr](mailto:gokdenizkalkin@mu.edu.tr)

**Citation/Alıntı:** Kalkin, G. (2021). COVID-19 ve Havacılık Sektörünün Geleceği: Havacılık Yönetimi Kapsamında Bir Değerlendirme. J. Aviat. 5 (1), 53-63.

**ORCID:** <http://orcid.org/0000-0001-9200-5893>

**DOI:** <https://doi.org/10.30518/jav.837803>

**Gelis/Received:** 9 Aralık 2020 **Kabul/Accepted:** 3 Mayıs 2021 **Yayınlanma/Published (Online):** 30 Haziran 2021

**Copyright © 2020 Journal of Aviation** <https://javsci.com> - <http://dergipark.gov.tr/jav>

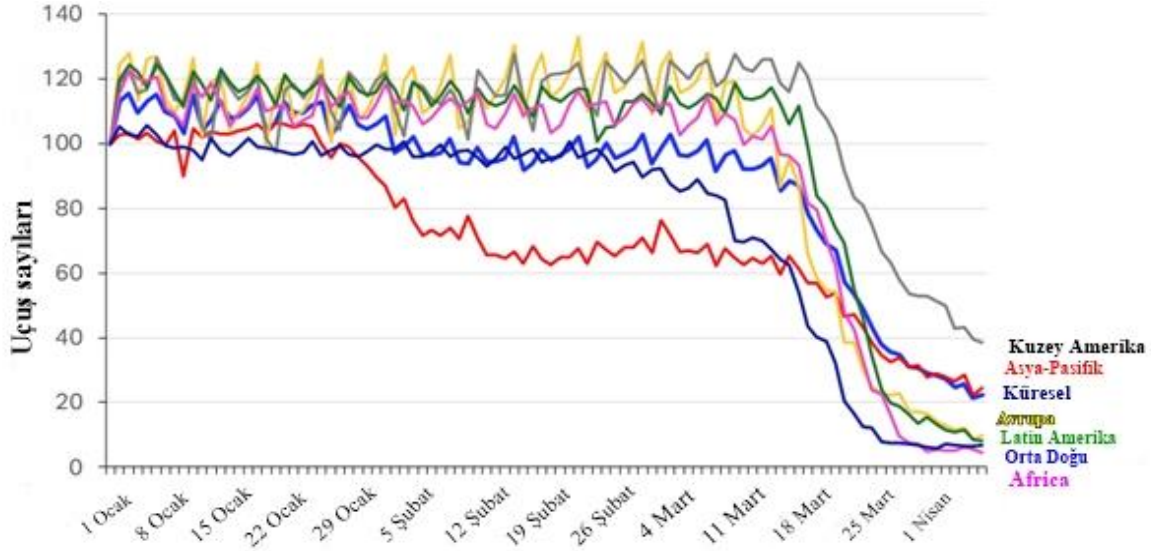


This is an open access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution 4.0 International Licence

itibariyle 1.300.000' den fazla kişinin ölümüne neden olmuştur [3].

Salgının halk sağlığı üzerindeki ağır sonuçlarının yanı sıra, işyerlerinin kapatılması ve seyahat yasakları gibi dünya çapında alınan tedbirler de beraberinde önemli ekonomik sonuçları getirmiştir. Son tahminlere ve analizlere göre, dünya genelinde 2020 yılı için Gayri Safi Yurtiçi Hasıla'da (GSYİH) %9,7'lik bir düşüş olacağı ve Euro Bölgesi için bu düşüşün yaklaşık %13'e ulaşabileceği belirtilmektedir [4]. Pandeminin dünya ekonomisi üzerindeki etkisi sektörlere göre değişirken, havacılık sektöründeki etkisi oldukça

kritik seviyelere ulaşmıştır [5]. Çoğu havayolu, kısıtlamalara kadar normal programlarını korumaya devam etse de 2020 Mart ayı ortalarından itibaren karantina uygulaması ve sınırların kapatılması ile birlikte uçuş sayılarında ani düşüşler yaşanmaya başlanmıştır [6]. Şekil 1.'de Uluslararası Hava Taşımacılığı Birliği (IATA)'nin açıklamış olduğu verilere göre, Nisan 2020 başında dünya çapında uçuşlar neredeyse %80 azalma göstermiştir [7]. Salgının ilk etkisi yolcu sayısının azalması, ardından gelir kaybı nedeniyle iflaslar, çalışanların işten çıkarılması, uçak filolarının sayı ve kalitesindeki değişikliklerin başlamasıyla devam etmiştir [5, 8].



**Şekil 1.** Dünya Üzerindeki Günlük Uçuşlar

Havayolu firmalarının bu süreçte beklenmedik olaylara yeterince tepki vermelerini ve hayatta kalmalarını potansiyel olarak tehdit edebilecek olaylarla baş etmelerini sağlayabilecek birtakım yeteneklerini geliştirmeleri gerekmektedir. Günümüz dünyasında her şeyin beklendiği gibi gitmeyeceği, çeşitli kriz durumlarının her zaman olabileceği gerçeğinden hareketle hazırlıklı olmak, çeşitli kriz durumlarına göre geliştirilmiş alternatif senaryolarla hareket etmek zorunluluğu ortaya çıkmıştır. Belirsiz ortamlarda hayatta kalmak ve gelecekteki başarıyı teşvik etmek için havacılık sektöründe faaliyette bulunan örgütler de beklenmedik durumların tüm bu sonuçlarını etkin bir şekilde yorumlayabilmedir [9].

Bu çerçevede pandemi ile birlikte havacılık sektöründe çok önemli bir krizin yaşandığı görülmektedir. Çalışmada, mevcut krizin havacılık bağlamında ortaya konması ve örgütsel dayanıklılık açısından incelenmesi amaçlanmıştır. Müteakip bölümlerde öncelikle havacılık sektöründe mevcut durum ve yaşanan kayıplar ve krizi yönetmek için alınan önlemler ve değerlendirmeler ele alınmıştır. Son olarak krizle ilgili bir değerlendirme ve çeşitli öneriler yapılmıştır.

## 2. Literatür Araştırması

### 2.1. COVID-19 ve Havacılık

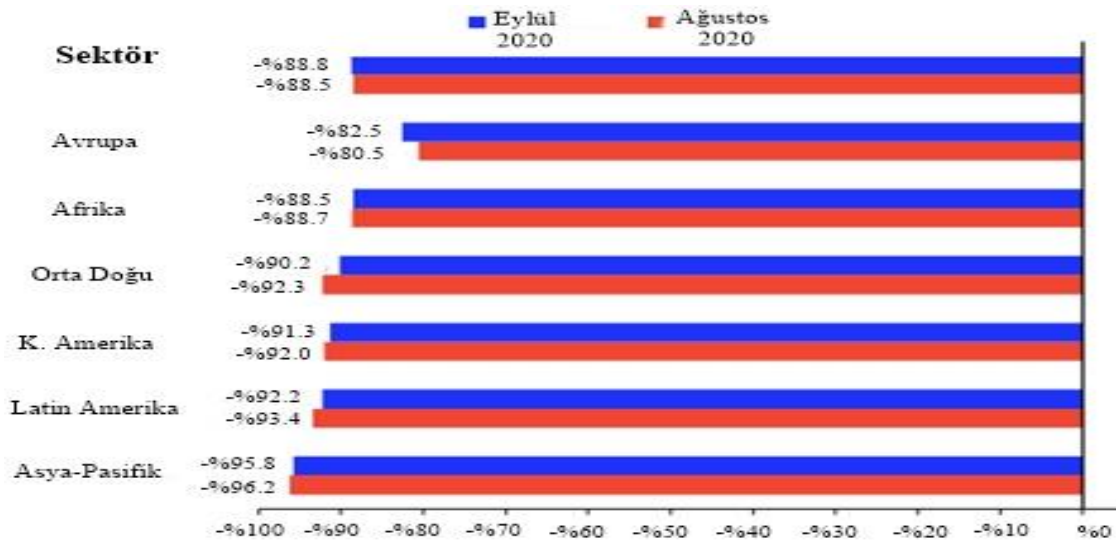
#### 2.1.1. Mevcut Durum ve Sektörel Kayıplar

2020'nin ilk yarısında COVID-19 salgını toplum için geniş kapsamlı ve ağır sonuçlar doğurmuştur.

Sağlık ve ölüm oranı üzerindeki bariz etkisinin dışında [5] hava, karayolu ve deniz taşımacılığı dahil olmak üzere ulaşım sektörünün tamamı olumsuz olarak etkilenmiştir [10, 11]. COVID-19, boyut ve kapsam bakımından önceki pandemilerden çok daha kötü bir tablo çizmektedir [8]. Seyahat kısıtlamaları ile ilgili değişen koşullarda, yolcu güveni üzerinde kalıcı bir etki ve bireylerin uçağa binme isteklerinde de derin bir etki bırakmıştır [12].

Salgının etkileri artmaya başladıkça, içinde olunan krizin çok daha vahim sonuçları olduğu görülmeye başlanmıştır [9]. COVID-19, havaalanları ve havayollarında itibar kaybı ve operatörler üzerinde ek maliyet baskısı oluştururken [12], birçok havayolu filolarını küçültmek, eski uçaklarını envanterden çıkartmak ve uzun mesafeli uçuşlarını sonlandırmak zorunda kalmıştır [13]. Bazı havayolları personellerine ücretsiz izin kullanırken, bazı havayolları ise personellerini

işten çıkartmak zorunda kalmıştır [14]. Havayollarının bir kısmı belirli havalimanlarından operasyonlarını geri çekmiş [12] ve birçok uçak yerde kalmak zorunda kalmıştır [15]. Örneğin, The German-Turkish holiday airline SunExpress salgından büyük darbe aldığını ve filosunun çoğunu 2 Nisan-31 Mayıs 2020 tarihleri arasında yerde bıraktığını resmi olarak açıklamıştır [16]. Emirates Group ise, %74 düşüşle 3,7 milyar dolar gerilediğini açıklamıştır [17]. IATA, uluslararası RPK (ücretli yolcu kilometre) verilerinin bir önceki yılın Ağustos ve Eylül aylarına göre %88.8 düşüş gösterdiğini [18] ve dünya çapında yapılan uçuşlarda %65'lik bir düşüşün küresel ekonomiye yaklaşık 252 milyar dolar yansımaya olacağını [7] açıklamıştır. Yapılan açıklamalara ilişkin veriler Şekil 2. ve Tablo 1.'de yer almaktadır.



Şekil 2. Uluslararası RPK (ücretli yolcu kilometre) verileri (%bir önceki yıla göre) [18]

Tablo 1. COVID-19'un Havacılık Sektöründeki Finansal Kesintiye Etkisi [7]

Havayolunun kayıt bölgesi	Yolcu geliri Milyon \$ 2019'a göre 2020 yılı
Asya-Pasifik	-88
Avrupa	-76
Kuzey Amerika	-50
Orta Doğu	-19
Latin Amerika	-15
Afrika	-4
<b>Toplam</b>	<b>-252</b>

Hem arz hem de talepteki yaşanan zorluklar, iflas eden havayolu şirketlerinin sayılarında keskin bir artışa neden olarak havacılık endüstrisini sert bir şekilde vurmuştur [19, 8]. 2020 yılının ilk yarısında

Tablo 2.'de görülebileceği gibi, içerisinde South Africa Airways, Flybe ve AtlasGlobal havayollarının da olduğu 23 şirket iflas başvurusunda bulduklarını açıklamıştır.

**Tablo 2.** Pandemiden Dolayı İflas Başvurunda Bulunan Havayolları [8]

Havayolu	Hizmet başlangıç yılı	İflas başvuru zamanı	Filo büyüklüğü
Flybe	1979	05.03.2020	63
Miami Air International	1990	24.03.2020	6
Trans States Airlines	1982	01.04.2020	45
Compass Airlines	2007	05.04.2020	56
Ravn Air	1948	05.04.2020	73
Braathens Regional Airlines	1976	06.04.2020	14
Germanwings	1997	07.04.2020	33
South African Airways	1934	16.04.2020	39
Virgin Australia	2000	21.04.2020	98
LGW	1980	22.04.2020	15
German Airways	1980	22.04.2020	20
Air Mauritius	1972	23.04.2020	14
Avianca	1919	10.05.2020	102
LATAM	1919	10.05.2020	315
Thai Airways	1988	27.05.2020	80
Level Europe GmbH	2017	18.06.2020	6
NokScoot	2015	26.05.2020	7
Aeromexico	1934	30.06.2020	68
Avianca Brasil	1998	06.07.2020	10

Diğer taraftan azalan yolcu sayısı havayollarını dar gövdeli uçaklara yöneltmeye ve herhangi bir ağda kullanılmayan uçak türlerinin de kullanımdan kaldırılmasını hızlandırmıştır. Airbus A380 ve Boeing 747-8 gibi geniş gövdeli uçakların üretimi risk altına girmiştir [20]. Örneğin; Singapur Havayolları filosundaki Boeing 777-200ER ve Airbus A330-300 gibi eski uçakları bir yıl içinde tamamen kaldıracağını açıklarken [21], Air France, Airbus A380 filosunu aşamalı olarak durdurma planlarını hızlandırma kararı almıştır [22]. Thai Havayolları ise, 747 filosunun tamamı dahil olmak üzere 34 uçağı satışa sunduğunu açıklamıştır [23].

Krizin etkisi sadece havayolu şirketlerine değil, havalimanlarına ve iştiraklerine de yansımıştır. Uluslararası Havalimanları Konseyi (ACI), havalimanları yolcu trafiği hacimlerinin küresel

ölçekte Nisan ayında %90 azaldığını ve bu azalışın Avrupa'da %97'den Asya-Pasifikte %70'e kadar değişim gösterdiğini açıklamıştır. Havalimanlarının bugüne kadar yolcu ve uçuş sayısındaki düşüşle birlikte, havayolları tarafından ödenen iniş ve park ücretleri, yolcular tarafından ödenen yolcu hizmet ücretleri ve güvenlik ücretleri gibi birçok ücretten de gelir kaybı yaşamaya devam edeceğini belirtmiştir [24]. Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü (ICAO), havalimanlarının dünya genelinde Ekim ayında yaklaşık 10 milyar dolar kayıp yaşadığını açıklamıştır [25]. Yaşanan en somut örnek ise, Heathrow Havalimanı yılın ilk dokuz ayında toplam 1,5 milyar sterlin zarara uğrayarak, Avrupa'nın en yoğun havalimanı olma statüsünü kaybetmiştir [26].

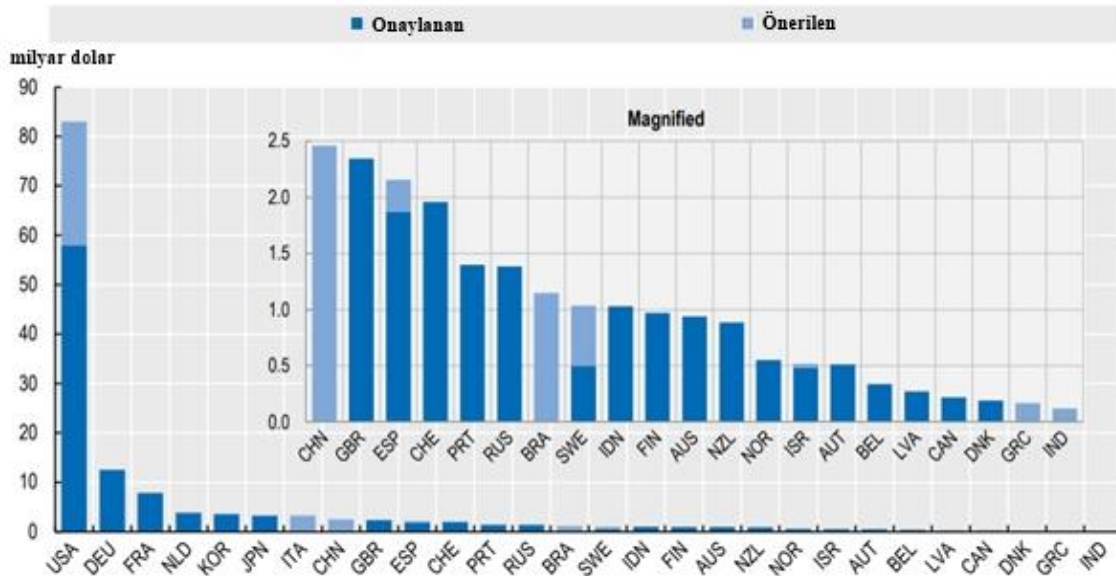
Salgının ekonomiye bir başka etkisi, bireylerin maaşları ve istihdamı üzerinde olmuştur [1]. IATA'nın hazırlamış olduğu analizde, dünya genelinde havacılık sektöründe faaliyet gösteren çalışanların yaklaşık %20'sinin işini kaybedeceği öngörülmüştür [27]. Hükümet desteklerine rağmen, British Airways salgın nedeniyle 42000 kişilik işgücünden yaklaşık 12000 işgöreni çıkaracağını açıklarken, Easy Jet ise 4000 kabin ekibini iki aylığına işten çıkarmıştır [28]. Bir başka havayolu şirketi olan Rynair, Avrupa'daki bir dizi üssü kapatabileceğini ve 3000 personeli işten çıkarmayı ve personel ücretlerini beşte bir oranında azaltmayı planladıklarını açıklamıştır [29]. Ülkemizde Turkish Do&Co, toplam 200 bin personeli işten çıkarırken, TGS yer hizmetleri işletmesi ise 200 sözleşmeli personeli sözleşmelerinde yenileme yapmayarak işten çıkarmıştır [30].

### 2.1.2. Krizle Başa Çıkma Stratejileri

Havacılık, çoğu hükümet tarafından ekonomik kalkınmayla yakından bağlantılı stratejik bir sektör olarak görülmekte ve sonuç olarak, değer zincirinin birçok bölümünde doğrudan veya dolaylı olarak desteklenmektedir. Bu nedenle likidite sıkıntısı çeken havayolları finansal destek için ulusal hükümetler ile görüşme gerçekleştirmektedir [5]. Ağustos 2020 itibarıyla hükümetler havayollarına yaklaşık 160 milyar ABD doları destek sağlamıştır. Bu desteğin neredeyse üçte ikisi doğrudan yardımdan (sübvansiyonlar, krediler, öz sermaye,

nakit enjeksiyonu) oluşurken, üçte biri ücret sübvansiyonları şeklindedir [31]. Avrupa'da Hollanda, Fransa, Alman ve İtalyan hükümetleri, Avrupa Komisyonu'nun himayesi altında olmasına rağmen kendi ulusal havayollarına milyarlarca avro yardımda bulunmuştur [32]. Örneğin Alman hükümeti Lufthansa hava yolu için 9 milyar avroluk mali destek paketini kabul etmiştir. Kabul edilen bu paketle hükümet, havayolunda %20 hisse sahibi olmuştur [33]. Krizden etkilenen bir başka havayolu Brüksel Havayolları için; Belçika Devleti 290 milyon avro ve Lufthansa şirketi ise 170 milyon avro taahhüt etmiştir [34]. Dünya çapında havacılık endüstrisine verilen devlet destekleri Şekil 3.'te gösterilmektedir.

Devlet desteklerinin yanı sıra bazı kurumlar da sektöre destek vermeye çalışmaktadır. Yolcu operasyonlarındaki önemli azalma nedeniyle, bazı operatörler planlanan bakım gereksinimleri açısından ek esneklik talep etmek zorunda kalmış ve ilgili kuruluş olan Federal Havacılık İdaresi (FAA) bu kolaylığı sağlayacağını duyurmuştur [35]. Ek olarak bazı kredi verenler kuruluşlar, birkaç havalimanının uzun vadeli borç vergilerini düşürmüştür [36]. Ekonomik Kalkınma ve İşbirliği Örgütü (OECD), havacılık endüstrisi için sürdürülebilir bir yörüngeyi teşvik etmek için hükümet politikalarının endüstri çapında önlemlere ve rekabete öncelik vermesi gerektiğini belirtmiştir [31].



Şekil 3. COVID-19 Krizi ile Birlikte Havayollarına Devlet Destekleri (OECD, 2020)

Yukarıda bahsedilen desteklere ek olarak, seyahat kısıtlamaları ve kapalı sınırlar nedeniyle, havayolları ve havalimanları hayatta kalmak için hızlı ve etkili alternatifler ve önlem arayışlarına girmişlerdir [15]. Havalimanlarının her işlem için kullanacağı self servis ve temassız teknolojiler sayesinde; operasyonel maliyetleri düşüreceği, yolcu deneyimini iyileştirebileceği ve aynı zamanda virüsün yayılmasını en aza indirebileceği düşünülmektedir [15]. Örneğin Qantas, tüm havalimanlarında ve dinlenme solanlarında hizmet ve satış masalarını kalıcı olarak kapatma ve yolcuları self-servis kiosklarda çevrimiçi olarak veya bir çağrı merkezi aracılığıyla iptalleri ve son dakika rezervasyon değişikliklerini kendilerinin yapması gerektiğini duyurmuştur [37].

## 2.2. Örgütsel Dayanıklılık

Günümüzde küreselleşmenin de etkisiyle örgütler, beklenmedik olayların mevcut olduğu ve giderek karmaşıklaşan bir dünyada faaliyet göstermektedirler [38]. Örgütün ve çevresinin istikrarını ve güvenliğini zayıflatabilecek durumlara örnek olarak; doğal afetler, salgın hastalıklar, terörist saldırıları, ekonomik durgunluk, ekipman arızası ve insan hataları gibi birçok olay verilebilmektedir [39]. Örgütlerin, beklenmedik durumlarla/krizlerle etkili bir şekilde başa çıkmalarına ve eski düzenlerine geri dönmelerine olanak tanıyan bir direnç kapasitesi geliştirmeleri gerekmektedir [40].

Dayanıklılık kavramı fizik bilimlerinden doğmuştur ve bir sistemin, olumsuz bir durumun ardından eski şeklini geri alma kapasitesini ifade etmektedir [39]. Yönetim ve örgütsel çalışmalar literatüründe ise dayanıklılık kavramı, genellikle bir kuruluşun beklenmedik değişim karşısında [40], doğal afetler, ekonomik durgunluk ve yaygın salgın gibi dışardan gelebilecek beklenilmedik durumlarla baş edebilmesi için gerekli olan bir yetenek olarak tanımlanmaktadır [41]. Dolayısıyla dayanıklılık bireylerin, ekiplerin ve tüm organizasyonun ortak bir özelliği konumundadır [42].

Örgütsel dayanıklılık, örgütlerin sistemdeki bozulmalara uyum sağlama ve değişen çevreden kaynaklanan fırsatları yakalama kapasitesini [43] ve değişimle başa çıkmada kazandığı gücü ifade etmektedir [44]. Örgütsel dayanıklılık, kuruluşların

sahip olduğu veya olmadığı statik bir özellik değildir. Örgütlerin beklenmedik koşullarla başa çıkmalarına yardımcı olan uyumsuz eğilimleri fark edip düzelterek geliştirdikleri yola bağlı, gizli yetenekler kümesidir [45]. Bahsedilen yetenekler kümesi pozitif ilişkiler, öz yeterlilik, sosyal sermaye, öz disiplin, sosyal destek veya problem çözme ağları aracılığıyla gerçekleştirilmektedir [46, 47, 48].

Örgütsel dayanıklılık, örgütlerin stratejik çevikliği ve iş sürekliliği için önemli unsurlardan biri olduğu gibi [49] beklenmedik olayların öncesinde ve sonrasında da etkili bir şekilde yanıt vermeyi de içermektedir [38]. Tıpkı bireyler gibi örgütlerde, hatalardan ders alarak dayanıklılığı artırabilmektedirler. Örgütler krizden ders çıkarırsa ve gerekli düzenlemeleri yaparsa, geçmişte yaşanan olumsuzluklar örgütleri güçlendirebilmektedir [50].

Dayanıklılığın uyarlanabilmesi, örgütün riski algılamasına, esnekliğine ve değişime hazır olmasıyla ilişkilidir [43]. Yaklaşan krizlerin erken tahmininden sonra, dirençli bir şekilde tepki vermek ve bu durumların üstesinden gelmek için uygun çözümler geliştirmek özellikle önemli bir unsurdur. Dayanıklı bir örgüt birey, ekip ve örgüt boyutuyla desteklenen bir bütündür [51]. Özellikle bireysel özelliklerin birleşimi, sistemin dayanıklılık potansiyelini belirlerken, çalışanlar ile bu bireylerin içinde olduğu sosyal ağlar arasındaki ilişkiler, sahip olunan yeteneklerin ve kaynakların kullanılabilirliğini ve erişilebilirliğini güçlü bir şekilde belirlemektedir [48]. Bu bağlamda, sosyal kaynaklar genellikle örgütsel dayanıklılığın kaynağı olarak kabul edilmektedir [9].

Örgütsel dayanıklılıkta çalışanların psikolojik dayanıklılığı da kilit rol oynamaktadır. Psikolojik dayanıklılık, bireylerin zorluklarla başa çıkmalarına ve bunlara olumlu bir şekilde uyum sağlamalarına izin veren bir özellik [43], zorlu yaşam deneyimlerine olumlu adaptasyon veya iyileşme gücü olarak tanımlanmaktadır [52]. Bu görüş, bireylerin stresli olaylarla karşılaştıklarında psikolojik kaynaklar elde ederek direnç geliştirdiklerini ve bu kaynakların ileriki dönemlerde de karşılaşılabilecekleri zorlu durumlarda kullanılacaklarını ifade etmektedir [43]. Böylece dayanıklılığın bireyden örgütsel

seviyelere ilerlemesi, problemlerin tekrarını önlemeye ve kalıcı iyileştirmeyi sağlamaya yardımcı olmaktadır [51]. Bu bağlamda, sosyal sermayenin toplulukların ve hayatta kalan örgütlerin iyileşmesini kolaylaştırdığı ve daha hızlı iyileşmelerin daha güçlü sosyal sermaye ile bağlantılı olduğu [46; 49] ve sosyal sermayenin varlığının veya yokluğunun da pandemiye karşı alınacak tedbirler için iş birliği boyutunu etkilediği düşünülmektedir [54].

### 3. Sonuç

İçerisinde bulunulan krizin etkilerinin birçok alanda devam edeceği söylenebilmektedir. Tahminlere göre, krizin etkisinin 2022 yılına kadar devam edeceği ve havacılık sektörünün 2025 yılına kadar pandemi öncesi durumuna gelemeyeceği öngörülmektedir [55]. Bu nedenle öncelikli olarak hem bireysel hem de örgütsel olarak yeni “normale” hazırlanmalıdır. ICAO, 2020 yılında havayollarının yolcu işletme gelirlerinde 389 ila 391 milyar USD kayıp yaşayacağı ve bu kaybın 2021 yılının ilk yarısında 135-185 milyar USD olacağını açıklamıştır [31]. Bu nedenle diğer ekonomik alanlarda olduğu gibi önümüzdeki dönemde de havacılık şirketlerini ve çalışanlarını zor günlerin beklediği söylenebilir.

İşgörenlerin ve çalıştıkları sektörün dayanıklılığı, pandemi sürecinin yönetilmesinde ve ekonomik büyümede daha da önemli hale gelmektedir [1]. Örgütler düşük olasılıklı, yüksek etkili olaylara yanıt verirken hem beklenmedik hem de son derece belirsiz olması muhtemel yeni durumlarla başa çıkmak zorunda kalmaktadır. Dayanıklılık, kuruluşların bu tür olumsuzluklarla başa çıkmaları ve bunlardan kurtulmaları için gerekli olacaktır [56]. Bu nedenle finansal sürdürülebilirlik için havalimanları, temel olmayan harcamaları ertelemeli, kritik olmayan işe alımları durdurmalı, maliyet tasarrufu sağlayan çözümler bulmak için tedarikçilerle koordineli çalışmalı, temel olmayan sözleşmeleri azaltmalı veya durdurmalı, operasyonel olmayan alanları kapatmalı veya küçültmeli ve temel hizmetleri dış kaynak olarak kullanılmalıdır [15]. Ayrıca önümüzdeki gelecek dönemde insanların seyahat etmekten korktuğu gerçeği göz önünde bulundurularak bu konuda ek tedbirlerin alınabileceği değerlendirilmekte ve genel olarak

uçanın iç tasarımlarının dahi revize edilebileceği öngörülebilmektedir.

Örgütler karmaşık sistemlerdir ve en önemli parçalarını ise işgörenler oluşturmaktadır [48]. Bu nedenle liderlerin, COVID-19 sırasında çok çeşitli korkulardan kaynaklanan duygusal sıkıntının, tek bir korkunun ele alınmasının, kişinin işini veya lisansını kaybetmenin psikolojik güvenliğinin yerini alabileceğini anlamaları önemlidir. Bu nedenle, normal zamanlarda çalışanın psikolojik güvenliğine öncelikle iş güvenliği açısından bakmak mantıklı olsa da duygusal sıkıntı ve çalışan tükenmişliğinin daha geniş etkisini önlemek için COVID-19 gibi eşi görülmemiş zamanlarda psikolojik güvenliğin daha bütünsel bir şekilde ele alınması çok önemlidir [42]. Örneğin; Gittell vd. (2006), bazı havayollarının 11 Eylül saldırıları sonrasındaki sergiledikleri örgütsel dayanıklılığın, yöneticilerin bağlılık ve üretkenliği sağlamak için kriz sırasında oluşturdukları güçlü çalışan ilişkilerinin sürdürmelerinin ve geliştirmelerinin önemini vurgulamışlardır [57]. Prayag vd. (2020) ise, 2010 yılında yaşanan Canterbury depremi sonrası ayakta kalabilen turizm firmaları çalışanlarının psikolojik dayanıklılığının, çalışan dayanıklılığı üzerinde pozitif yönlü etkisi olduğunu belirtmişlerdir. Çalışan dayanıklılığı ise hem yaşam memnuniyeti hem de örgütsel dayanıklılık üzerinde olumlu katkıda bulunmaktadır [43].

Sonuç olarak, aşılama takvimini ve normale dönme eğilimlerini kesin olarak söylemek mümkün olmamakla birlikte her krizin ve ondan alınacak derslerin gelecekte faydalı olacağı düşünülmektedir. Bu kapsamda önümüzdeki dönem havacılık yöneticilerinin ve çalışanlarının krizle ilgili detaylı analizler yapacağı oldukça verimli bir dönem olacaktır. COVID-19 gibi beklenmedik durumların çıkışı ve etkileri önceden tahmin edilemese bile, sonrasında yaşanacakların öngörülmesi biraz daha olası bir durumdur. Her krizin aynı zamanda fırsatlar yarattığı da düşünülürse krizi fırsata çevirecek tedbirler de bu dönemde görülebilecektir.



**Etik Kurul Onayı**

Gerekli değil

**Kaynaklar**

- [1] D. Pathak, and G. Joshi, "Impact of psychological capital and life satisfaction on organizational resilience during COVID-19: Indian tourism insights," *Current Issues in Tourism*, 2020.
- [2] World Health Organization (WHO). (2020a). "Novel coronavirus (2019-nCoV) situation report-1," <https://www.who.int/docs/default-source/coronaviruse/situation-reports/20200121-sitrep-1-2019-ncov.pdf> sfvrsn 20a99c10 4, [Erişim Tarihi: 26-Kasım-2020].
- [3] World Health Organization (WHO). (2020b). "WHO coronavirus disease (COVID-19) dashboard," <https://covid19.who.int/>, [Erişim Tarihi: 26-Kasım-2020].
- [4] McKinsey & Company. (2020). "COVID-19: Briefing materials," <https://www.mckinsey.com/~media/McKins ey/Business Functions Risk Our Insights COVID- 19 Implications for business COVID-19 No. 2011 COVID-19 Facts and Insights Oct 30 Final.pdf>, [Erişim Tarihi: 26-Kasım-2020].
- [5] M. Abate, P., Christidis, and A. J. Purwanto, "Government support to airlines in the aftermath of the COVID-19 pandemic," *Journal of Air Transport Management*, 89, 101931, 2020.
- [6] P. Suau-Sanchez, A. Voltés-Dorta, and N. Cugueró-Escofet, "An early assessment of the impact of COVID-19 on air transport: Just another crisis or the end of aviation as we know it?," *Journal of Transport Geograhya*, 86, 102749, 1-8, 2000.
- [7] The International Air Transport Association (IATA). "COVID-19 Updated Impact Assessment," <https://www.iata.org/en/iata-repository/publications/economic-reports/covid-fourth-impact-assessment/>, [Erişim Tarihi: 24-Kasım-2020].
- [8] A. I. Czerny, X. Fu, Z. Lei, and T. H. Oum, "Post pandemic aviation market recovery: Experience and lessons from China," *Journal of Air Transport Management*, 90, 101971, 2021.
- [9] S. Duchek, "Organizational resilience: a capability-based conceptualization," *Business Research*, 13, 215-246, 2020.
- [10] A. Abu-Rayash, and I. Dincer, "Analysis of mobility trends during the COVID-19 coronavirus pandemic: Exploring the impacts on global aviation and travel in selected cities," *Energy Research & Social Science*, 68, 101693, 2020.
- [11] E. Linden, "Pandemics and environmental shocks: What aviation managers should learn from COVID-19 for long-term planning," *Journal of Air Transport Management*, 90, 101944, 1-12, 2021.
- [12] L. Budd, S. Ison, and N. Adrienne, "European airline response to the COVID-19 pandemic – Contraction, consolidation and future considerations for airline business and management," *Research in Transportation Business & Management*, 2020.
- [13] S. Gössling, "Risks, resilience, and pathways to sustainable aviation: A COVID-19 perspective," *Journal of Air Transport Management*, 89, 101933, 1-4, 2020.
- [14] L. B. Bauer, D. Bloch, and R. Merkert, "Ultra Long-Haul: An emerging business model accelerated by COVID-19," *Journal of Air Transport Management*, 89, 101901, 2020.
- [15] F. Serrano, and A. Kazda, "The future of airports post COVID-19," *Journal of Air Transport Management*, 89, 101900, 2020.
- [16] SunExpress, "New strategic positioning for SunExpress: Clear focus on tourism in Turkey," <https://www.sunexpress.com/en/company/media-center/press-releases/new-strategic-positioning-for-sunexpress/>, [Erişim Tarihi: 20-Kasım-2020].
- [17] CNBC, "Emirates eyes return to profitability in 2022 as new travel corridors open," <https://www.cnbc.com/2020/11/15/emirates-eyes-return-to-profitability-in-2022-as-new-travel-corridors-open.html?&qsearchterm=airlines>, [Erişim Tarihi: 20-Kasım-2020].
- [18] The International Air Transport Association (IATA). "The recovery in passenger travel slows amid elevated risks,"

- <https://www.iata.org/en/iata-repository/publications/economic-reports/air-passenger-monthly-analysis-september-2020/> [Erişim Tarihi: 20-Kasım-2020].
- [19] G. Dickinson, “The 23 airlines that have collapsed since COVID-19,” <https://www.telegraph.co.uk/travel/news/airlines-collapsed-bankrupt-covid-pandemic/>, [Erişim Tarihi: 20-Kasım-2020].
- [20] S. Broderick, H. Massy-Bersford, A. Schofield, J. Flottau, and B. Goldstein, “Airlines revamping fleets with little insight on future,” *Aviation Week*, <https://aviationweek.com/air-transport-month/airlines-revamping-fleets-little-insight-future/>, [Erişim Tarihi: 20-Kasım-2020].
- [21] A. Chua, “SIA coy on accelared retirements amid pandemic hit,” *FlightGlobal*, <https://www.flightglobal.com/airlines/sia-coy-on-accelerated-retirements-amid-pandemic-hit/138388.article> [Erişim Tarihi: 19-Kasım-2020].
- [22] G. Dunn, “Air France terminates A380 fleet with immediate effect,” *FlightGlobal*, <https://www.flightglobal.com/fleets/air-france-terminates-a380-fleet-with-immediate-effect/138463.article>, [Erişim Tarihi: 19-Kasım-2020].
- [23] Flightglobal, “Thai puts 34 aircraft on sale, including entire 747 fleet,” <https://www.flightglobal.com/airlines/thai-puts-34-aircraft-on-sale-including-entire-747-fleet/140975.article>, [Erişim Tarihi: 19-Kasım-2020].
- [24] Airports Council International (ACI), “Economic impact assessment of COVID-19 on the airport business,” <https://aci.aero/wp-content/uploads/2020/05/200505-Third-Economic-Impact-Bulletin-FINAL.pdf>, [Erişim Tarihi: 20-Kasım-2020].
- [25] International Civil Aviation Organization (ICAO), “Airport revenue/losses,” <https://data.icao.int/coVID-19/airports.htm>, [Erişim Tarihi: 19-Kasım-2020].
- [26] D. Sales, and J. Wright, “Heathrow loses its status as Europe’s busiest airport and suffers £1.5 billion loss in 2020 as boss says Britain has been ‘too slow’ on passenger testing,” *Dailymail*, <https://www.dailymail.co.uk/news/article-8887599/Heathrow-Airport-records-1-5BILLION-loss-nine-months-2020-coronavirus.html>, [Erişim Tarihi: 23-Kasım-2020].
- [27] The International Air Transport Association (IATA), “COVID-19 pandemic puts employment at risk,” <https://www.iata.org/en/iata-repository/publications/economic-reports/covid-19-pandemic-puts-employment-at-risk/>, [Erişim Tarihi: 20-Kasım-2020].
- [28] BBC, “British Airways to cut up to 12,000 jobs as air travel collapses,” <https://www.bbc.com/news/business-52462660>, [Erişim Tarihi: 19-Kasım-2020].
- [29] The Guardian, “Ryanair to cut 3,000 jobs as coronavirus grounds flights,” <https://www.theguardian.com/business/2020/may/01/ryanair-cut-jobs-coronavirus-grounds-flights-restructuring>, [Erişim Tarihi: 20-Kasım-2020].
- [30] Euronews, “Sivil havacılıkta COVID-19: Sefer iptalleri, ücretsiz izin ve işten çıkarmalar THY ne durumda?” <https://tr.euronews.com/2020/03/19/korona-virus-salgini-thy-nasil-etkileniyor-covid-19-corona-virus-pegasus-ucak-doco-bilet>, [Erişim Tarihi: 02-Ocak-2021].
- [31] Organisation for Economic Co-operation and Development (OECD), “COVID-19 and the aviation industry: Impact and policy responses,” <file:///C:/Users/aidata52/Downloads/document.pdf>, [Erişim Tarihi: 20-Kasım-2020].
- [32] S. Albers, and V. Rundshagen, “European airlines strategic responses to the COVID-19 pandemic,” *Journal of Air Transport Management*, 2020.
- [33] The Guardian, “Lufthansa agrees €9bn bailout with German government,” <https://www.theguardian.com/business/2020/may/26/lufthansa-9bn-bailout-german-government-coronavirus-flights>, [Erişim Tarihi: 20-Kasım-2020].
- [34] Le Soir, “L’aide de 460 millions approuvée par Brussels Airlines et sa société mère Lufthansa,” <https://www.lesoir.be/315138/article/2020-07-24/laide-de-460-millions-approuvee-par-russels-airlines-et-sa-societe-mere>, [Erişim Tarihi: 27-Kasım-2020].
- [35] Federal Aviation Administration (FAA), “Information for operators (INFO) 20005,”

- [https://www.faa.gov/other\\_visit/aviation\\_industry/airline\\_operators/airline\\_safety/info/all\\_infos/media/2020/InFO20005.pdf](https://www.faa.gov/other_visit/aviation_industry/airline_operators/airline_safety/info/all_infos/media/2020/InFO20005.pdf), [Erişim Tarihi: 15-Kasım-2020].
- [36] International Finance Corporation (IFC), “The impact of COVID-19 on airports: An analysis,” [https://www.ifc.org/wps/wcm/connect/26d83b55\\_4f7d\\_47b1\\_bcf3\\_01eb996df35a/IFC\\_Covid19\\_Airport\\_FINAL\\_web3.pdf\\_MOD\\_AJPERES\\_CVID\\_n8l9pkG](https://www.ifc.org/wps/wcm/connect/26d83b55_4f7d_47b1_bcf3_01eb996df35a/IFC_Covid19_Airport_FINAL_web3.pdf_MOD_AJPERES_CVID_n8l9pkG), [Erişim Tarihi: 27-Kasım-2020].
- [37] The Sydney Morning Herald (SMH), “Qantas to shut airport service desks, force customers onto self-service,” <https://www.smh.com.au/business/companies/qantas-to-shut-airport-service-desks-force-customers-onto-self-service-20201105-p56byw.html>, [Erişim Tarihi: 27-Kasım-2020].
- [38] S. Duchek, S. Raetzke, and I. Scheuch, “The role of diversity in organizational resilience: a theoretical framework”, *Business Research*, 13, 387-423, 2020.
- [39] A. Annarelli, and F. Nonino, “Strategic and operational management of organizational resilience: Current state of research and future directions,” *Omega*, 62, 1-18, 2016.
- [40] X. Jia, M. Chowdhury, G. Prayag, and Md M.H. Chowdhury, “The role of social capital on proactive and reactive resilience of organizations post-disaster,” *International Journal of Disaster Risk Reduction*, 48, 101614, 2020.
- [41] W. Huang, S. Chen, and L. T. Nguyen, “Corporate social responsibility and organizational resilience to COVID-19 crisis: An empirical study of Chinese firms,” *Sustainability*, 12, 8970, 1-19, 2020.
- [42] P. Rangachari and J. L. Woods, “Preserving Organizational Resilience, Patient Safety, and Staff Retention during COVID-19 Requires a Holistic Consideration of the Psychological Safety of Healthcare Workers,” *International Journal of Environmental Research and Public Health*, 17, 4267, 1-12. 2020.
- [43] G. Prayag, S. Spector, C. Orchiston, and M. Chowdhury, “Psychological resilience, organizational resilience and life satisfaction in tourism firms: insights from the Canterbury earthquakes”, *Current Issues in Tourism*, 23(10), 1216-1233, 2020.
- [44] F. Bouaziz and Z. S. Hachicha, “Strategic human resource management practices and organizational resilience”, *Journal of Management Development*, 37(7), 537-551, 2018.
- [45] N. Ortiz-de-Mandojana and P. Bansal, “The long-term benefits of organizational resilience through sustainable business practices,” *Strategic Management Journal*, 37, 1615-1631, 2016.
- [46] J. H. Gittell, “Relationships and resilience: Care provider responses to pressures from managed care,” *The Journal of Applied Behavioral Science* 44: 25–47, 2008.
- [47] C. A. Lengnick-Hall, T. E. Beck, and M. L. Legnick-Hall, “Developing a capacity for organizational resilience through strategic human resource management,” *Human Resource Management Review*, 21, 243-255, 2011.
- [48] G. S. Van Der Vegt, P. Essens, M. Wahlstrom, and G. George, “Managing risk and resilience”, *Academy of Management Journal*, 58(4), 971-980, 2015.
- [49] B. Herbane, “Rethinking organizational resilience and strategic renewal in SMEs”, *Entrepreneurship & Regional Development*, 31(5-6), 476-495, 2019.
- [50] S. R. Veil and C. L. Woods, “Resilience”, *The International Encyclopedia of Strategic Communication*, 1-10, 2018.
- [51] P. Rangachari and J. L. Woods, J.L., “Preserving organizational resilience, patient safety, and staff retention during COVID-19 requires a holistic consideration of the psychological safety of healthcare workers”, *International Journal of Environmental Research and Public Health*, 17, 4267, 1-12, 2020.
- [52] S. E. Pinar, G. Yildirim, and N. Sayin, “Investigating the psychological resilience, self-confidence and problemsolving skills of midwife candidates”, *Nurse Education Today*, 64, 144-149, 2018.
- [53] A. K. Forsman, C. Herberts, F. Nyqvist, K. Wahlbeck, and I. Schierenbeck, “Understanding the role of social capital for mental wellbeing among older adults,” *Ageing and Society*, 33(5), 804-825, 2012.

- [54] K. Kokubun, Y. Ino, and K. Ishimura, “Social capital and resilience make an employee cooperate for coronavirus measures and lower his/her turnover intention,” <https://arxiv.org/pdf/2007.07963.pdf>, 2020.
- [55] The International Air Transport Association (IATA), “Airline industry will continue to burn through cash until 2022,” <https://www.iata.org/en/iata-repository/publications/economic-reports/airline-industry-will-continue-to-burn-through-cash-until-2022/>, 9 October 2020.
- [56] M. Llyod-Smith, “The COVID-19 pandemic: Resilient organisational response to a low-chance, high-impact event,” *BMJ Leader*, 0, 1-4.
- [57] J. H. Gittell, K. Cameron, S. Lim, and V. Rivas, “Relationships, layoffs, and organizational resilience airline industry responses to September 11,” *The Journal of Applied Behavioral Science* 42, 300-329, 2006.