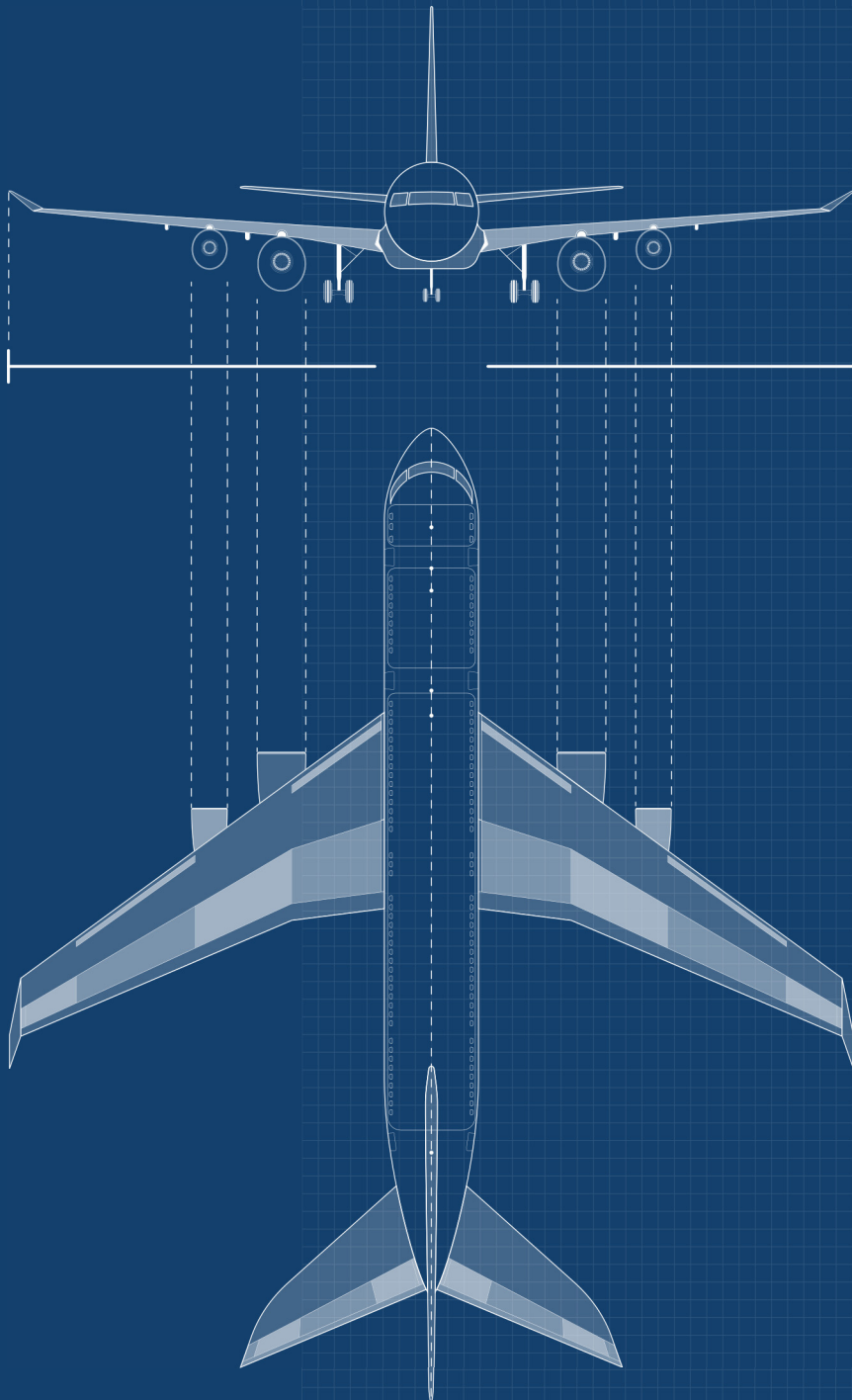


VOLUME: 2 ISSUE: 1

# ASREL

Aerospace Research Letters



e-ISSN: 2980-0064

**NECMETTİN ERBAKAN ÜNİVERSİTESİ**  
**AEROSPACE RESEARCH LETTERS (ASREL)**  
**Cilt/Volume: 2, Sayı/Issue: 1 (Haziran / June 2023)**  
Ulusal Hakemli Dergi / National Peer Reviewed Journal

**Sahibi / Owner**

Necmettin Erbakan Üniversitesi / Necmettin Erbakan University

**Baş Editör / Editor-in-Chief**

Dr. Öğr. Üyesi Engin Hasan ÇOPUR

**Editör Yardımcısı / Associate Editor**

Dr. Öğr. Üyesi Hasan Hüseyin BİLGİÇ

**Yayın Türü / Publication Type**

Ulusal Süreli Yayın / National Periodical

**Yayın Periyodu / Publication Period**

Yılda 2 kez (Haziran ve Aralık) yayınlanır / Published twice-annual (June and December)

**Baskı Tarihi / Print Date**

Haziran/ June 2023

**Yazışma Adresi / Correspondence Address**

Necmettin Erbakan Üniversitesi Köyceğiz Yerleşkesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi Dekanlığı  
Köyceğiz Mah. Demeç Sok. No:42/C PK: 42140 Meram/ KONYA

**Tel / Phone:** 0332 325 20 34

**Web:** <https://www.asreljournal.com>

**E-posta / E-mail:** [info@asreljournal.com](mailto:info@asreljournal.com)

Necmettin Erbakan Üniversitesi Aerospace Research Letters yılda 2 kez yayınlanan ulusal hakemli bir dergidir /  
Aerospace Research Letters - ASREL is an national peer reviewed twice-annual journal

**E- ISSN: 2980-0064**

<b>İÇİNDEKİLER</b>		<b>CONTENTS</b>
<b><u>ARAŞTIRMA MAKALESİ</u></b>		<b><u>RESEARCH ARTICLE</u></b>
<b>Uçuş Veri Kayıt Sistemi ve Önemi</b> <i>Fatih Alpaslan KAZAN, Rüştü GÜNTÜRKÜN, İsmail YAVAŞ</i>	<b>1</b>	<b>Flight Data Recording System and Its Importance</b> <i>Fatih Alpaslan KAZAN, Rüştü GÜNTÜRKÜN, İsmail YAVAŞ</i>
<b>Elektrikli İnsansız Hava Aracının Maksimum Menzil Hesabı</b> <i>Tolunay DAĞ, Tarık ÜNLER, Mesut UYANER</i>	<b>10</b>	<b>Maximum Range Calculation of an Electric Unmanned Aerial Vehicle</b> <i>Tolunay DAĞ, Tarık ÜNLER, Mesut UYANER</i>
<b>Kabin İçi 4G (LTE) ve WiFi Kablosuz Haberleşme Sistemlerinde Kullanılmak Üzere Mikroşerit Anten Tasarımı</b> <i>Özgür DÜNDAR, Batuhan KOYUNCU</i>	<b>19</b>	<b>Microstrip Antenna Design for In-Cabin 4G (LTE) and WiFi Communication Systems</b> <i>Özgür DÜNDAR, Batuhan KOYUNCU</i>
<b>Havadan Havaya Katı Yakıtlı Füze Tasarımı</b> <i>Mustafa Ali AKDUMAN, Dursun KARTAL, Mustafa KABADAYI, Mustafa KARABACAK, Muammer ÖZGÖREN</i>	<b>27</b>	<b>Air-to-Air Solid Propellant Missile Design</b> <i>Mustafa Ali AKDUMAN, Dursun KARTAL, Mustafa KABADAYI, Mustafa KARABACAK, Muammer ÖZGÖREN</i>
<b>Havacılık Çalışanlarının Örgütsel Destek Algılarının Demografik Özelliklerine Göre İncelenmesi</b> <i>Mehmet SERCAN, Kayra ÖZELGE, Berkay ORDUKIRAN, Eren ALTINTAŞ</i>	<b>48</b>	<b>Investigation of Organizational Support Perceptions of Aviation Employees by Demographic Characteristics</b> <i>Mehmet SERCAN, Kayra ÖZELGE, Berkay ORDUKIRAN, Eren ALTINTAŞ</i>

## Uçuş Veri Kayıt Sistemi ve Önemi

İsmail YAVAŞ<sup>1</sup>  Rüştü GÜNTÜRKÜN<sup>2</sup>  Fatih Alpaslan KAZAN<sup>2,\*</sup> 

<sup>1</sup> Türk Hava Yolları Teknik A.Ş., Teknik Birim Savunma Projeleri Operasyon Müd., Konya, Türkiye

<sup>2</sup> Selçuk Üniversitesi, Sivil Havacılık Yüksekokulu, Havacılık Elektrik ve Elektronik Bölümü, Konya, Türkiye

\*[akazan@selcuk.edu.tr](mailto:akazan@selcuk.edu.tr) (Corresponding Author/Sorumlu Yazar)

### Makale Bilgileri

### ÖZ

#### Makale Geçmişi

Geliş: 25/05/2023

Kabul: 23/06/2023

Yayın: 30/06/2023

#### Anahtar Kelimeler:

Uçuş Veri Kaydedicisi,  
Flight Data Recorder,  
FDR,  
Uçak,  
Uçak Kazası.

Bu çalışmada günümüz yolcu uçaklarında kullanılan uçuş veri kayıt sistemi ve sistemi oluşturan elemanların birbiriyle olan bağlantıları araştırılmıştır. Uçuş veri kayıt sistemi uçaklarda sonradan kullanılmaya başlanmış fakat günümüzde bir zorunluluk haline gelmiştir. Havacılıkta sebebi ve oluş şekli aydınlatılmayan kazalar sektöre karşı güven kayıplarına neden olmuştur. Kazaların sebebini öğrenebilmek, varsa teknik çözümler üretebilmek için, ayrıca ticari açıdan giderleri azaltmak amacıyla uluslararası sivil havacılık otoriteleri uçuş verilerinin kaydedilmesini istemiştir. Uçuş veri kaydediciler uçaklarda ilk kullanıldığı zamanlarda basit sistemler olarak kullanılmıştır. Teknolojinin gelişmesi ve ihtiyaçlar doğrultusunda günümüzde karmaşık hale gelmiş ve birçok komponenti içinde barındıran bir sistem haline gelmiştir. Çalışmada dünyada en çok kullanılan yolcu uçaklarından olan Boeing 737 seçilmiştir. Çalışmada anlatılacak sistem bir Boeing 737 sistemi olmasına rağmen tüm yolcu uçaklarında benzer bir sistem kullanıldığı için verilen bilgiler genel olarak tüm yolcu uçakları için temel bilgi niteliğindedir.

## Flight Data Recording System and Its Importance

### Article Info

### ABSTRACT

#### Article History

Received: 25/05/2023

Accepted: 23/06/2023

Published: 30/06/2023

#### Keywords:

Flight Data  
Recorder,  
FDR,  
Aircraft,  
Aircraft Accident.

In this study, the flight data recording system used in today's passenger planes and the connections between the elements that make up the system were investigated. Flight data recording system started to be used in airplanes later, but today it has become a necessity. Accidents in aviation, the cause and manner of which could not be clarified, caused a loss of confidence in the sector. In order to learn the cause of the accidents, to produce technical solutions, if any, and to reduce commercial costs, international civil aviation authorities have requested the recording of flight data. Flight data loggers were used as simple systems when they were first used on airplanes. In line with the development of technology and needs, it has become complex and has become a system that includes many components. Boeing 737, one of the most used passenger aircraft in the world, was chosen for the study. Although the system to be explained in the study is a Boeing 737 system, since a similar system is used in all passenger aircraft, the information given is generally basic information for all passenger aircraft.

**Attf/Citation:** Yavaş, İ., Güntürkün, R. & Kazan, F. A., (2023). Uçuş Veri Kayıt Sistemi ve Önemi. *Aerospace Research Letters (ASREL) Dergisi*, 2(1), 1-9.



"This article is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/) (CC BY-NC 4.0)"

Bu çalışma, Necmettin Erbakan Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi tarafından 15-17 Mayıs 2023 tarihleri arasında Konya'da düzenlenen II. Havacılık Öğrencileri Sempozyumu'nda bildiri olarak sunulmuştur.

## GİRİŞ

Wright kardeşler tarafından 1903 yılında yapılan ilk uçuştan bu zamana kadar uçaklarda birçok yenilik ve gelişme yaşanmıştır. Yaşanan bu gelişmelerden bazıları uçakların konforu, hızları, yön ve konum tespit sistemleri, özellikle savaş uçağı pilotları tarafından kullanılan kıyafetlerde yaşanan gelişmeler, eğlence sistemleri, iletişim araçları ve uçak arıza tespit sistemleri bunlara örnek olarak verilebilir (Hein & Brun, 2019). Artık havacılık sadece bir yerden başka bir yere yolcu ve yük taşıma veya askeri amaçlı olmaktan çıkmış, gözünü uzayın derinliklerine dikmiştir (Yalçın, 2016). Havacılığın evrilme sürecindeki en önemli gelişme Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü (International Civil Aviation Organization) olan ICAO'nun kurulmasını sağlayan ve 1944 yılında gerçekleştirilmiş olan Chicago Sözleşmesi'dir (Kaya, 2016). Havacılık sektörü, II. Dünya Savaşı'ndan sonra yeni havalimanlarının açılması, uçakların daha modern hale gelmesi ve gelişimin hızla genişlemeye devam etmesi sonucunda günümüzde ekonomik olarak ve ulaşım ağının kapsamı bakımından oldukça büyümüştür. ICAO verilerine göre 1950'lerde 100 milyon kişi olan tarifeli yolcu sayısı, artan bir ivmeyle 2019 senesinde 4,5 milyar kişi sayısına ulaşmıştır. Her ne kadar Covid-19 salgını sebebiyle bu rakam 2020 yılında 1,8 milyar kişiye düşse de havacılık sektörü gelişmeye devam etmektedir (ICAO, 2021).

Uçuş veri kaydedici (Flight Data Recorder, FDR) sistem, uçağın motorlarının çalışması ile başlayan, motorların kapanmasının ardından da belli bir süre devam eden süreçte çok sayıda veriyi kaydeder. Kayıtlı olan bu uçuş verileri gerektiğinde ya da rutin bakım işlemlerinde mühendisliğin incelemesine sunulur.

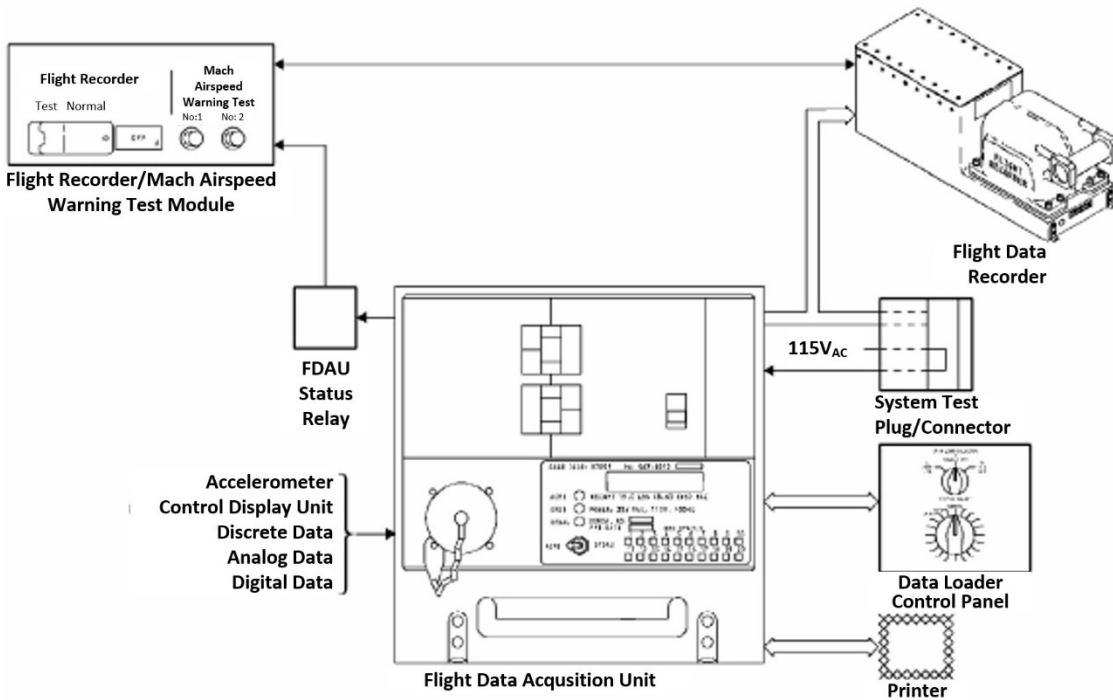
Bir kazadan sonra bozulmadan kalabilen bir FDR için ilk gereksinim 1940'larda meydana gelen uçak kazalarından kaynaklanmıştır. Bu, Sivil Havacılık Otoritesini kaza soruşturması amacıyla bir uçuş kaydedici ihtiyacını düzenlemeye zorlamıştır. Ancak II. Dünya Savaşı ve uygun ekipman eksikliği nedeniyle 1957'ye kadar bir gelişme sağlanamamıştır. 1957 yılında Sivil Havacılık Otoritesi uçuş kaydediciler hakkında bir yönetmelik yayınlamış ve 5670 kg üzerindeki ve yaklaşık 7600 m irtifada uçan tüm uçakların irtifa, hava hızı, istikamet ve tırmanış ivmesini kaydeden bir kara kutu ile donatılması gerektiğine karar vermiştir (EUROCAE, 2003). Sivil havacılık otoritesi, kaza soruşturması amacıyla uçuş ekibi konuşmalarının kaydedilmesini istediğinde, Amerika Birleşik Devletleri'ndeki Federal Havacılık İdaresi (Federal Aviation Administration, FAA) bir kokpit ses kayıt cihazı için fizibilite çalışmasını tamamlamış ve 1967'de kokpit ses kaydedici (Cockpit Voice Recorder, CVR) cihazının kullanılmasını zorunlu kılmıştır. Böylece FDR ve CVR cihazı olmak üzere iki sistem devreye alınmıştır. Bir FDR'nin gereksinimleri 1972'ye kadar değişmemiştir. 1980'den önceki küçük değişikliklere rağmen, katı hal uçuş kaydedicisinin 1980'lerin sonlarında ortaya çıkması, uçuş kaydedicilerin gelişiminde önemli ilerlemeler sağlamıştır. Katı hal depolama aygıtlarının kullanımı, kayıt yeteneklerini genişletmiş, şok ve yangına karşı direnci ve aygıtın güvenilirliğini artırmıştır (Tsuruta, 2008). Günümüzde Dijital Uçuş Veri Kayıt Sistemi (Digital

Flight Data Recorder System, DFDRS), son 25 saatlik operasyon için uçak parametrelerini ve sistem verilerini saklamaktadır. Katı hal uçuş veri kaydedici (Solid State Flight Data Recorder, SSFDR), parametreleri ve sistem verilerini korur. Bir uçakta problem ya da kaza olması durumunda, bu parametreler uçuş koşulları ve uçak sistemlerinin işleyişi hakkında veri sağlar. Havayolu personeli, verileri uçak bakımı sırasında sistem performansının bir analizini yapmak için de kullanabilir. FDR, uçak parametrelerini uçak sistemlerinden ve sensörlerden alıp ısı ve sudan etkilenmeyecek şekilde sonrasında kullanılmak üzere depolar. Depolanan bu gerçek veriler Dalkıran ve Yıldırım (2021) tarafından yapıldığı gibi, uçaktaki bazı parametrelerin hesaplanması veya tahmin edilmesi amacıyla da kullanılabilir. Bu hesaplamalarda bulanık tabanlı farklı algoritmalar ya da uyarlanabilir ağ tabanlı bulanık çıkarım sistemi kullanılabilir (Bağis & Konar, 2018; Konar & Bağış, 2016).

### SİSTEMİN BİLEŞENLERİ VE İŞLEYİŞİ

FDR sistemi içinde birçok komponent barındırmaktadır. Bu komponentlerden kimileri karmaşık hesaplar yapan bilgisayarlar olurken kimileri de uçağın hareketli ya da kritik bölgelerine yerleştirilmiş sensörlerdir. Sistemin diğer bazı elemanları ise sistemde bir hata olup olmadığını takip eden elektronik elemanlardır.

Şekil 1'de FDR'nin şematize edilmiş görseli verilmiştir. Şekil 1'de görülmekte olan uçuş verilerini toplama ünitesi (Flight Data Acquisition Unit, FDAU) bu sistemde verilerin toplandığı merkezdir. FDAU'ya dijital ve analog olmak üzere birçok veri gelmektedir. Gelen veriler yine bu merkezden dağıtılır ve FDR'ye iletilerek kaydedilip saklanır. Ayrıca bazı havayolları bu sisteme ilave olarak yazıcı ve hızlı erişim kaydedicisi gibi opsiyonel donanımlar da kullanabilmektedir.

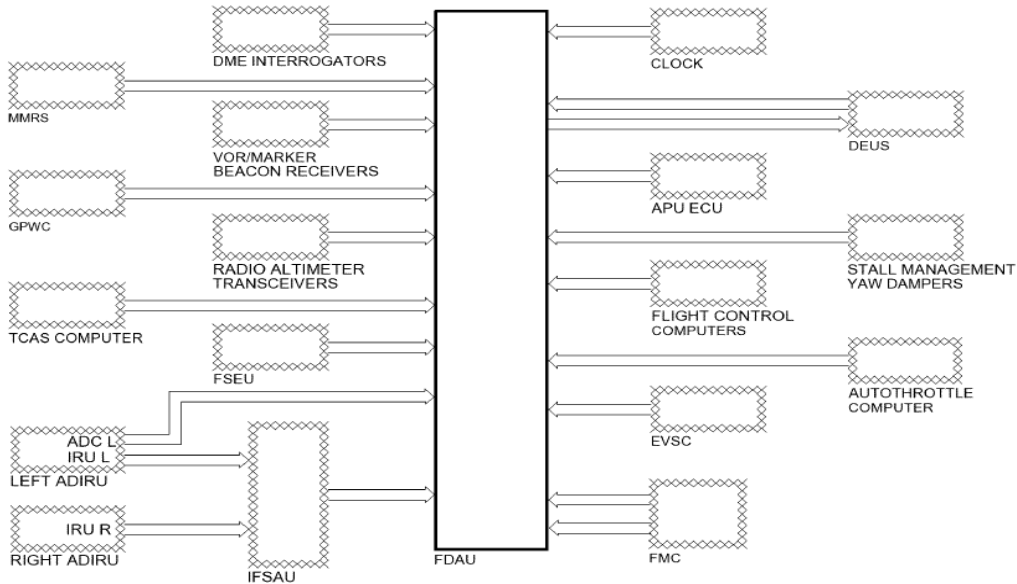


Şekil 1. FDR sisteminin şematize edilmiş görseli (Şener, 2003).

### Dijital Uçuş Veri Toplama Birimi

Dijital uçuş veri toplama birimi (Digital Flight Data Acquisition Unit, DFDAU) verileri toplar, çoğaltır ve standart bir dijital formata dönüştürür. Girdiler birçok uçak sisteminden ve sensörden gelir. FDR, DFDAU'dan gelen işlenmiş sinyalleri saklar. Uçak verilerini dijital, ayrık ve analog kaynaklardan alan DFDAU, bu verileri FDR için seri dijital veriler oluşturmada kullanır. DFDAU ayrıca uçak durumu izleme sistemi (Aircraft Condition Monitoring System, ACMS) için veri toplar ve ACMS verilerini depolar. DFDAU, sistem test konnektörü aracılığıyla P18 panelinden 115VAC, 400 Hz, tek fazlı güç alır. Dâhili bir güç kaynağı için gerekli tüm DC gerilimleri sağlar. DFDAU ayrıca analog vericiler ve sensörler için 28Vac referans voltajı alır. DFDAU'nun aldığı veriler zorunlu ve zorunlu olmayan veriler olarak ayrılabilir. FDR için toplanan uçuş verileri zorunlu veridir. DFDAU ayrıca mühendislik kullanımı için ACMS verilerini toplar. Bu zorunlu bir veri değildir. DFDAU, zorunlu verileri harvard iki fazlı formatına dönüştürür. Bu veriler uçuş veri kaydedicisine gider. DFDAU'nun hafızasında ACMS yazılımı vardır. Bu yazılım izlenecek giriş verilerini seçer. Veriler dijital formata dönüştürülür. DFDAU dönüştürülen verileri hafızasında tutar. Veriler, veri yükleyici kontrol paneline gidebilir ve ardından veri yükleyicideki bir diske taşınabilir. DFDAU'nun ön tarafında bir disk sürücüsü vardır. Bir disk takılıysa, DFDAU ACMS verilerini programlandığı gibi diske kaydeder (Boeing, 2023c). DFDAU dijital, ayrık ve analog girişlerden aldığı verileri seri dijital verilere dönüştürür. Gelen dijital verilerin çoğu uçakta takılı olan başka bilgisayarlar tarafından gönderilen verilerdir.

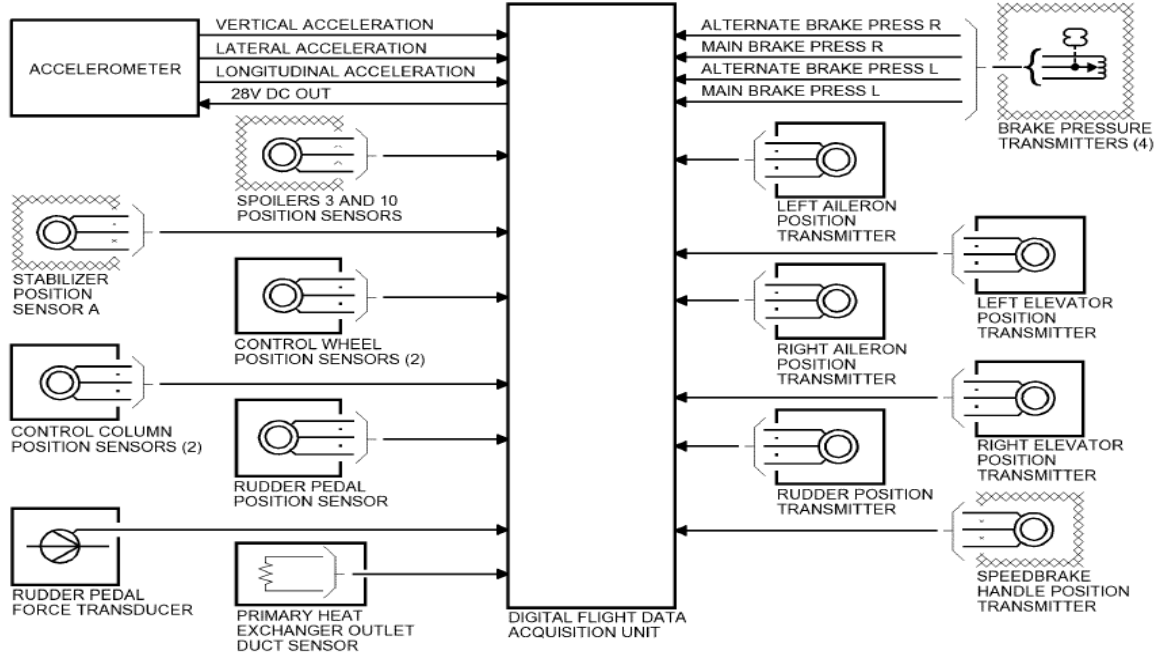
Şekil 2'de de görüleceği üzere, toplanan dijital veriler arasında yükseklik, konum, otopilot hareketleri, hava trafik durumu gibi çok çeşitli bilgiler vardır. DFDAU bu bilgilerin zorunlu olanlarını FDR'a, zorunlu olmayan bazı verileri ise hızlı erişim için hızlı erişim kaydedici (Quick Access Recorder, QAR)'a iletir. QAR verileri depolar. Uçak performans verilerine erişilmesini sağlar (FAA, 2004).



Şekil 2. FADAU'ya gelen dijital sinyaller (Boeing, 2023a).

DFADAU'ya gelen analog veriler ise Şekil 3'de de görüleceği üzere ivmeölçer, kumanda

yüzeyi sensörleri ve bazı pozisyon ya da basınç vericileri gibi elemanlardan gelen verilerdir. Gelen bu analog veriler dijitale dönüştürülerek FDR'ye iletilir ve kaydedilir. DFDAU'ya gelen diğer veri çeşidi ise ayrıık sinyallerdir. Ayrıık sinyaller arasında hidrolik basınçları, iniş takımlarının konumları, uçağın hız ya da durum bilgisi, oto fren, duman sensörleri gibi bilgiler bulunmaktadır.



Şekil 3. DFDAU'ya gelen analog sinyaller (Boeing, 2023b).

Wireless özelliği olan hızlı erişim kaydedici (Wireless Quick Access Recorder, WQAR) verileri saklar, kaydeder. Kaydedilen verileri ticari bir kablosuz veri bağlantısı üzerinden otomatik olarak iletme yeteneğine sahipken, aynı zamanda çıkarılabilir bir kayıt ortamı kullanarak kaydedilen verilerin manuel olarak çıkarılmasına da imkân verir. Uçak yerdeyken kaydedilen veriler sıkıştırılır, şifrelenir ve kablosuz hücreli veri bağlantısı üzerinden güvenli bir şekilde iletilir.

Birçok arayüze sahip DFDAU, sistem için verilerin toplandığı ve iletildiği çok önemli bir kavşak noktasıdır. Sistemin temelini oluşturan bu bilgisayar FDAU veya yeni serilerde DFDAU olarak uçaklarda halen kullanılmakta olup kokpitin altında elektronik ekipman bölgesinde konumlandırılmıştır.

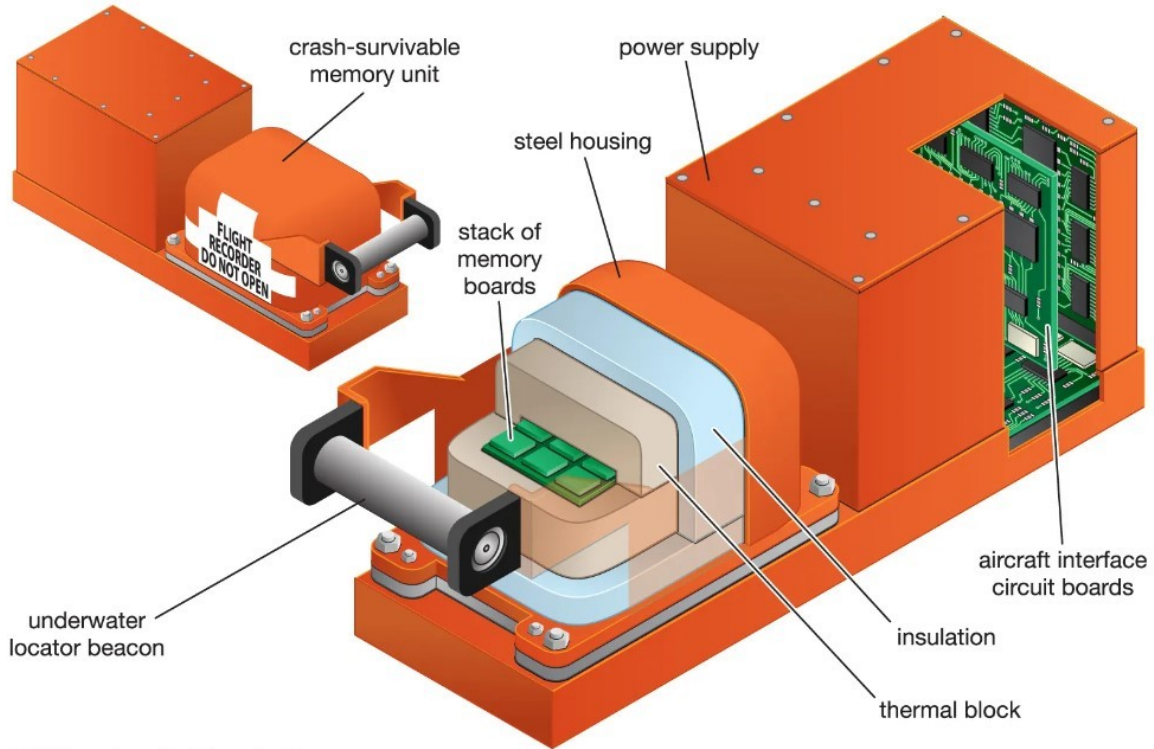
### Uçuş Veri Kaydedicisi

Hava araçlarında kaza-kırım durumları sonrası verileri incelemeye sunan, önleyici bakım uygulamalarına zemin hazırlayan ve yorumlanan veriler sonrası havacılık eğitimine katkıda bulunan FDR, uçuş sırasında birçok veriyi kayıt altına alır (Dub & Pařízek, 2018). FDR, son 25 saatlik uçuş verilerini alır ve saklar. Veriler çarpmaya ve yangına dayanıklı bir korumadadır. FDR, iyi durumda olduğundan emin olmak için açılışta kendi kendini test eder. FDR, DFDAU'dan harvard iki fazlı formatta veri alır. Giriş/çıkış arabirimi arabelleği, verileri veri yoluna koyar. Alınan verileri DFDAU'ya geri gönderir. Merkezi işlemci birimi (Central Processing Unit, CPU) veri hareketini kontrol eder. Ayrıca kendi kendine testler yapar ve test sonuçlarını test için yerleşik test ekipmanı (Built-In Test Equipment, BITE)'ye gönderir. BITE test güç kaynağını ve FDR işlevlerini sürekli kontrol eder. BITE test sonucunda



bir olumsuzluk varsa sistem durum ikazı ya da bakım ikazı uyarıları verilir. Giriş gücü kaybı, giriş verilerinin kaybı, merkezi işlemci biriminin yıkıcı bir darbeye maruz kalması, arızalı bellek aygıtları nedeniyle yeterli bellek olmaması, yazılımda bulunan hatalar, hatalı veri hızı girişleri, verilerin uygun şekilde kaydedilmemiş olması ve test modunda çalışma esnasında sistem durum ikazı alınır. Donanım hataları, yazılımda bulunan hatalar ve hatalı veri hızı girişleri ise bakım ikazının alınmasına sebep olur.

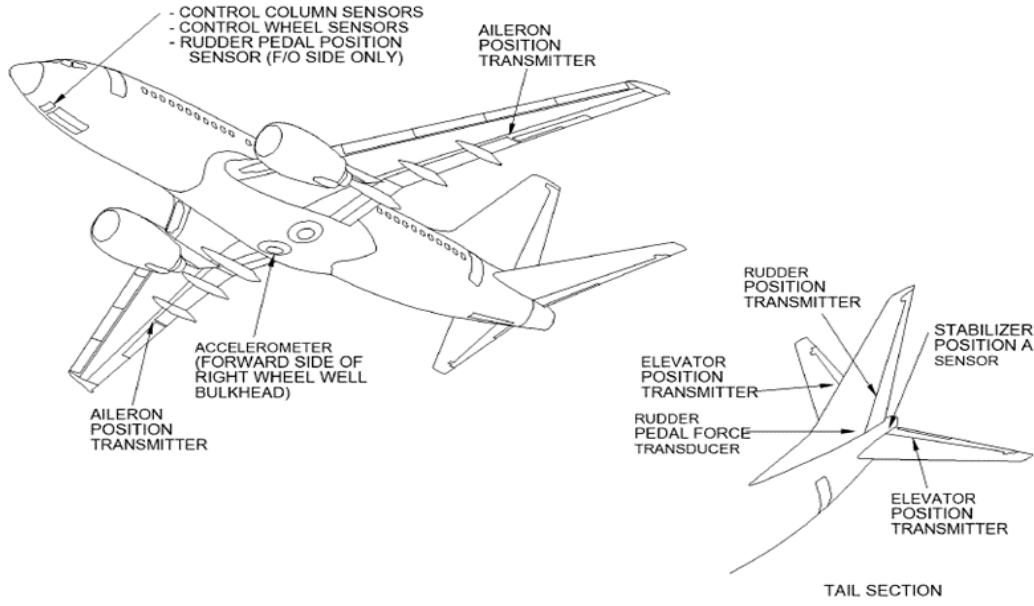
Şekil 4'de örnek bir görseli sunulan FDR, koruma sağlamak için sert çelik alaşımlardan yapılmıştır. Yaklaşık 8,2 kg ağırlığındadır. FDR'deki bellek depolama düzeneği, 2273 kg'a kadar ezilmeye karşı dayanıklıdır. FDR kasası ayrıca 20.000 fit'e kadar derin deniz basınçları ve yarım saat boyunca 1100°C'ye kadar yangına karşı koruma sağlar (Boeing, 2017). Uçaklarda kabinin arka tarafında tavan bölgesinde ya da kuyruk konisinde konumlandırılmıştır. FDR'nin ön tarafında bir su altı konum belirleme cihazı (Underwater Locator Device, ULD), bir ATE konektörü ile sarı bir BITE ışığı bulunur. Bir FDR arızası olduğunda sarı BITE ışığı yanar. ATE konektörü, taşınabilir test ekipmanı bağlamanıza ve katı hal belleğinden bilgi kopyalamanıza olanak tanır.



Şekil 4. Örnek bir FDR cihazına ait görsel (Britannica, 2013).

FDR'nin ön kısmında bulunan ULD, ultrasonik bir sinyal yayan bir vericidir. FDR'nin su altında olup olmadığının anlaşılmasını, su altındaysa bulunmasını kolaylaştırır (Gümüş, 2020). Saniyede bir 37,5 kHz'lik bir akustik darbe tonu yayar. ULD suya temas ettiğinde çalışmaya başlar ve 20.000 fit'e kadar sinyal gönderebilir (FAA, 2022). ULD'lerin uçaklarda ilk kez kullanımı 1968 yılında Amerika'da olmuştur. FAA, Dukane Corporation isimli şirkete 1968 yılında bir ULD tasarlatmıştır. Tasarlatılan bu ULD sualtı ortamında test edildikten sonra, elde edilen tüm bulgular bir rapor halinde yayınlamıştır. Bu cihaz tasarımsal özellikler ve kullanım şekli itibarıyla havacılıkta kullanılan ULD'lere çok benzerdir (FAA, 1968). ULD'lerin FDR ve CVR cihazlarına takılması 1977 yılında zorunlu hale getirilmiştir. Şekil

5'de yukarıda bahsi geçen bazı sensör ve vericilerin uçaktaki konumlarını görülmektedir.



Şekil 5. Bazı sensör ve vericilerin uçaktaki konumları (Boeing, 2002).

## SONUÇ

Yapılan bu çalışmada uçaklar için kritik öneme sahip uçuş veri kaydedici sistem ve bileşenleri hakkında bilgi verilmiştir. Görüldüğü üzere sistem, birbirleriyle uyum içinde çalışan farklı sistem elemanlarını içermektedir. Sistemde bulunan bazı elemanlar karmaşık yapıya sahip bilgisayarlar iken bazıları daha basit analog komponentlerdir. Sistemde sensör, vericiler ve ivmeölçer bilgi kaynağı oluştururken, sistemin temel parçası olan DFDAU verilerin toplandığı ve işlendiği bir merkez halindedir. FDR ise toplanan bu verilerin kayıt altına alınıp güvenle saklanmasını sağlayan gerektiğinde ise verilerin indirilebileceği bir komponenttir. Sistemdeki diğer elemanlar daha çok sistemin doğru çalışıp çalışmadığını kontrol eden elemanlardır. Bir arıza ya da aksaklık durumunda kullanıcıya bilgi vermektedir.

Veri kaydedici sistemi, kullanılmaya başlandığı zamana oranla çok ilerlemiştir. Örneğin FDR üzerindeki ULD ilk zamanlarda 36 saat çalışabiliyorken günümüzde 90 güne kadar çalışabilmektedir. Hızlı erişim kaydedici teknolojisine ile kablosuz veri transferi, FDR'nin fiziksel dayanımının artması, yazılımda yapılan iyileştirmeler, bir yazıcı vasıtasıyla çıktıların alınabilmesi, kullanılan elemanlarda ağırlığın azaltılması ya da daha fazla hafıza alanı gibi yenilikler verilebilecek başka örneklerdir. Bu sistemin gelişmesiyle kazaların daha rahat aydınlatılabileceği, bakım maliyetlerinin ve iş gücü kayıplarının azaltılabileceği öngörülmektedir.

## KAYNAKÇA

- Bagis, A., & Konar, M. (2018). ABC and DE algorithms based fuzzy modeling of flight data for speed and fuel computation. *International Journal of Computational Intelligence Systems*, 11(1), 790.
- Boeing. (2002). *Boeing 737-600/700/800/900 Aircraft Maintenance Manual Part 1 Chapter 31-31-00--004 Flight Data Recorder System / Airplane Component Location*. B. Company.
- Boeing. (2017). *Boeing Aircraft Maintenance Manual Chapter 31-31-00-012 Flight Data Recorder System / FDR*. B. Company.
- Boeing. (2023a). *Aircraft Maintenance Manual Part 1 Chapter 31-31-00--009 Flight Data Recorder System / DFDAU Digital Interface*. B. Company.
- Boeing. (2023b). *Aircraft Maintenance Manual Part 1 Chapter 31-31-00--010 Flight Data Recorder System / DFDAU Digital Interface*. B. Company.
- Boeing. (2023c). *Aircraft Maintenance Manual Part 1 Chapter 31-31-00--014 Flight Data Recorder System*. B. Company.
- Britannica. (2013). *Flight Recorder*. Retrieved 23 Kasım 2022 from <https://www.britannica.com/technology/flight-recorder>
- Dalkıran, F. Y., & Yıldırım, F. R. (2021). Uçağın trim parametresinin ANFIS kullanılarak tahmin edilmesi. *Niğde Ömer Halisdemir Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 10(1), 54-62.
- Dub, M., & Pařízek, J. (2018). Evolution of Flight Data Recorders. *Advances in Military Technology*, 13(1), 95-106.
- EUROCAE. (2003). *Minimum Operational Performance Specification for Crash Protected Airborne Recorder Systems (ED-112)*.
- FAA. (1968). *Underwater Locator Beacon Detection Ranges for Fuselage Encapsulated Recorders* Retrieved 20 Mart 2023 from <http://www.fire.tc.faa.gov/pdf/na68-7.pdf>
- FAA. (2004). *Advisory Circular - Flight Operational Quality Assurance*. U. S. D. o. T.-F. A. Administration.
- FAA. (2022). *Report to Congress Aircraft Data Access and Retrieval Systems*. F. A. Administratio
- Gümüş, E. (2020). *FDR ve CVR'nin Uçaklar İçin Önemi Nedir?* Retrieved 12 Aralık 2022 from <https://herkesicinhavacilik.com/tag/fdr/>
- Hein, A. M., & Brun, J. (2019). A conceptual framework for breakthrough technologies. *Proceedings of the Design Society: International Conference on Engineering Design*.
- ICAO. (2021). *Safety Report 2021 Edition (ICAO Doc 10004)*.
- Kaya, İ. S. (2016). Chicago Sözleşmelerinin Uluslararası Hukuk Açısından Değerlendirilmesi. *İnönü Üniversitesi Hukuk Fakültesi Dergisi*, 7(2), 187-200.
- Konar, M., & Bağış, A. (2016). Simultaneous computation of the speed and fuel parameters of flight control system by using Anfis and artificial neural networks. 2016 24th Signal Processing and Communication Application Conference (SIU).

Şener, T. (2003). *Yapay Sinir Ağları Yaklaşımı İle Uçuş Kontrol Sisteminde Arıza Tesbiti Ve Yalıtımı* İstanbul Teknik Üniversitesi].

Tsuruta, G. M. L. (2008). The Analysis of Flight Operational Quality Assurance (FOQA) Data: Exploration of a Proposed List of Improved Safety Parameters.

Yalçın, O. (2016). Havacılık, Hava Gücünün Doğuşu ve Birinci Dünya Savaşına Etkisi. *Ankara Üniversitesi Türk İnkılâp Tarihi Enstitüsü Atatürk Yolu Dergisi*, 59.

## Elektrikli İnsansız Hava Aracının Maksimum Menzil Hesabı

Tolunay DAĞ<sup>1,\*</sup>  Tarık ÜNLER<sup>2</sup>  Mesut UYANER<sup>2</sup> 

<sup>1</sup> İskenderun Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği, Hatay, Türkiye

<sup>2</sup> Necmettin Erbakan Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü, Konya, Türkiye

\* [tolunay.dag@iste.edu.tr](mailto:tolunay.dag@iste.edu.tr) (Corresponding Author/Sorumlu Yazar)

### Makale Bilgileri

### ÖZ

#### Makale Geçmişi

Geliş: 24/05/2023

Kabul: 24/06/2023

Yayın: 30/06/2023

#### Anahtar Kelimeler:

İnsansız Hava Aracı,  
Sabit Kanat,  
Elektrikli Motor,  
Menzil.

Bu çalışmada düşük ağırlığa sahip bir insansız hava aracı tasarımı ve akış analizleri gerçekleştirilmiştir. 15 m/s seyir hızı ve 1000 metre maksimum uçuş irtifası ile havada 15 dakika kalabilen hava aracı gerekli aerodinamik kuvvetlerinin sağlayabildiği de OpenVSP analizleri ile desteklenmiştir. Bu aerodinamik kuvvetler sayesinde hava aracı 13.5 km menzile sahip olup bu çaptaki tüm noktalarda kararlı bir uçuş sergileyerek görevini sağlayabilmektedir.

## Maximum Range Calculation of an Electric Unmanned Aerial Vehicle

### Article Info

### ABSTRACT

#### Article History

Received: 24/05/2023

Accepted: 24/06/2023

Published: 30/06/2023

#### Keywords:

Unnamed Air  
Vehicle,  
Fixed Wing,  
Electric Engine,  
Range

In this study, a low-weight unmanned aerial vehicle design and flow analyzes were carried out. The ability of the aircraft, which can stay in the air for 15 minutes with a cruising speed of 15 m/s and a maximum flight altitude of 1000 meters, can provide the necessary aerodynamic forces has also been supported by OpenVSP analysis. Thanks to these aerodynamic forces, the aircraft has a range of 13.5 km and can perform its mission by displaying a stable flight at all points of this diameter.

**Atıf/Citation:** Dağ, T., Ünler, T. & Uyaner, M., (2023). Elektrikli İnsansız Hava Aracının Maksimum Menzil Hesabı. *Aerospace Research Letters (ASREL) Dergisi*, 2(1), 10-18.



"This article is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/) (CC BY-NC 4.0)"

## GİRİŞ (INTRODUCTION)

Havacılığın hızla gelişmekte olduğu ve yeni teknolojik ilerlemeler ile yeni bir döneme girildiği açıkça görülmektedir. İnsansız hava aracı (İHA) sistemlerinin günümüzde yaptığı operasyonlar insanlı operasyonlardan daha az maliyetli olmakla birlikte zaman açısından daha avantajlı olduğu bilinmektedir (Schuchardt vd., 2021). Keşif uçuşları, kargo taşımacılığı, trafik denetleme uçuşları gibi farklı uygulamalarla desteklenebilecek birçok alanda görev alabilen mini insansız hava araçları yaygınlaşmaktadır (Joshi vd., 2019; Liersch & Huber, 2014). Bu hava araçları döner kanatlı, sabit kanatlı ve dikey iniş kalkış yeteneğine sahip hava araçları olmak üzere birçok farklı tipte hava aracı konsepti bulunmaktadır (Bektaş vd., 2022). Bunun yanında elektrik motorlu olarak kullanılan modellerin aynı zamanda karbon salınımı bakımından diğer havar araçlarına göre daha çevrecidir. Kullandıkları elektrikli motolar sayesinde elektrik enerjisinden itki kuvveti üreterek gerekli ivmelenmeye rahatlıkla ulaşabilmektedirler.

Elektrikli motorlar yaygın olarak tercih edilen yüksek performans ile çalışabilen motorlardır (Bayrak vd., 2020; Gur & Rosen, 2009). Fakat hava aracının boyutu büyüdükçe ihtiyaç duyduğu motor itki gücü de artış göstermektedir (Yeol, 2015). Motor boyutları arttıkça ihtiyaç duyulan güç miktarıda artış gösterilmektedir. Bu güç miktarını karşılamak için pil boyutları ve ağırlığı da buna paralel artmaktadır (Ostler & Bowman, 2005; Panagiotou vd., 2016; Zhang vd., 2021). Şu an da birçok firma temiz enerji konsepti altında geliştirdikleri hava araçlarıyla şehir içinde hava taşımacılığına yön vermektedirler.

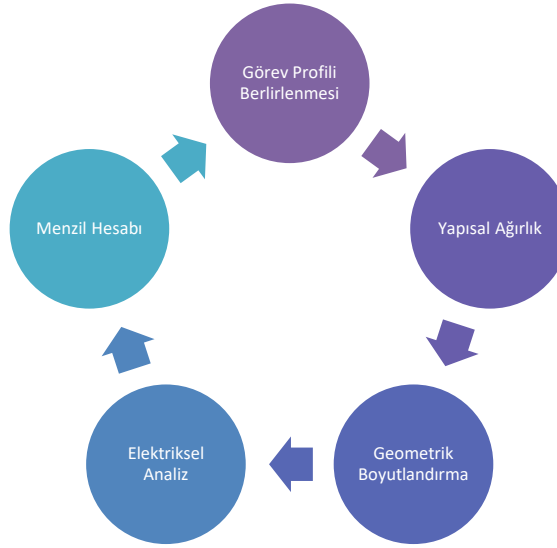
Kentsel hava taşımacılığında kullanılması hedeflenen araçların tasarımında özellikle elektrikli motor sistemlerine yer verilerek şehir içinde oluşan ses ve çevre kirliliğinin en düşük seviyeye indirilmesi hedeflenerek ulaşım imkânı sağlanmaktadır (DAĞ vd., 2022). Daha küçük boyutlarda çok daha fazla enerji yoğunluğuna sahip pillerin üretimiyle şehir içinde hem dikey iniş kalkış yapabilen hem de seyir uçuşu yapabilen araçların üretimi de mümkün kılınabilmektedir (Jo & Kwon, 2017).

Bu çalışmada sabit kanatlı bir hava aracının seyir uçuşunda yol alabilmesi için ihtiyaç duyduğu en düşük itki değeri sürüklenme kuvveti analizleriyle belirlenecektir (Yaylı vd., 2017). Belirlenen bu itki değerini sağlayacak olan elektrikli motor ile hava aracının yakıt sistemini oluşturacak olan Li-Po batarya bir test düzeneğine bağlanarak hava aracının hava da kalma süresi ve menzili ortaya çıkarılacaktır (Retana & Rodríguez-Cortés, 2007).

## YÖNTEM (METHOD)

Hava aracının tasarımı aşamasında izlenen metodoloji Şekil 1'de gösterildiği gibidir. Öncelikle hava aracının gerçekleştireceği görev konsepti belirlenmiştir. Bu görev konseptinin belirlenmesi sonucunda hava aracının uçuş yapacağı sınır durumları ortaya çıkarılmıştır. Görev koşullarının belirlenmesinin ardından ağırlık değerinin belirlenmesi ve bu ağırlık değerinin ortaya

çıkartılmasıyla birlikte geometrik boyutlandırması gerçekleştirilmiştir. Son adım olarak da aracın elektiriksel hesaplamaları yapılarak hava aracının menzili ve uçuş süresi hesaplanmıştır.



Şekil 1. Çalışma Metodolojisi

Hava aracının geometrik boyutlandırması bilgisayar destekli bir CAD ve analiz programı olan OpenVSP ile gerçekleştirilecek olup gerekli sürüklüme ve taşıma katsayıları analizleri de bu yazılım kullanılarak elde edilecektir (ÜNLER TARIK vd., 2022).

### Görev Profili (Mission Profile)

Sabit kanatlı insansız hava aracı 100-1000 metre irtifa aralığında görevini gerçekleştirirken 15-16 m/s seyir hızıyla uçuş gerçekleştirecektir.

Seyir hızı: 15 m/s

Maksimum irtifa: 1000 metre

Stall hızı: 12 m/s

### Yapısal Ağırlık (Structural Weight)

Hava aracının ağırlık değerinin belirlenmesinde temel rol oynayacak olan üretim yöntemleri detaylıca incelenmiştir. Kompozit üretim yöntemleri, kalıp üretim yöntemleri, sıcak tel ile kesim yöntemi ve 3D yazıcı ile geometri oluşturma gibi birçok yöntem incelenmiş ve en uygun yöntemin strafor köpüklerin sıcak tel ile kesilerek uygun geometrik şekillerin elde edilmesi yönünde olduğuna karar verilmiştir. Üretim kolaylığının yanı sıra yapısal ağırlık açısından daha hafif ve sünek olan bu yapı malzemesi mukavemet açısından ekstra avantajlar sağlamaktadır. Ayrıca oluşacak yüklerin yapısal hasara sebep olmaması adına birleşim noktalarının takviye yapıları ile desteklenerek güçlendirilmesi düşünülmüştür. Bu takviye elemanlarının üretimi 3D yazıcı ile gerçekleştirilmiştir.

Aracın tüm bileşenlerinin yapısal kütlesi şu şekildedir;

Gövde: 0.350 kg

Kanat: 0.400 kg

Kuyruk: 0.150 kg

Motor: 0.200 kg

Batarya: 0.450 kg

Uçuş kontrol sistemi: 0.350 kg

Faydalı yük: 0.500 kg

Aracın tüm bileşenlerinin kütle ölçümleri sonucunda toplam kütle değeri 2.40 kg olarak belirlenmiştir.

### **Geometrik Boyutlandırma (Geometric Dimensions)**

Hava aracının ağırlık tahmininin gerçekleştirilmesinin ardından uygun taşıma kuvveti oluşturabilmesi adına kanat geometrisi, kararlı bir uçuş sağlayabilmesi adına kuyruk boyutlandırılması ve gövde uzunluğu hesaplanmıştır.

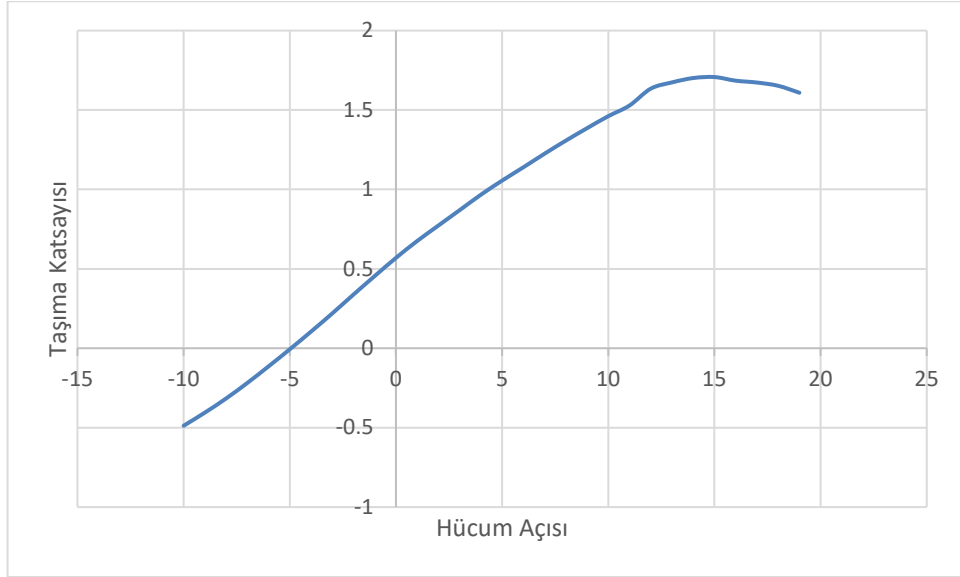
Aracın gerekli taşıma katsayısı kuvvetini üretebilmesi için uygun bir kanat profili ve uygun bir geometriye sahip olmalıdır. Bunun için aracın seyir uçuşunda üretmesi gereken minimum taşıma değeri aracın ağırlığına eşit olmalıdır.

$$L = W = 0.5\rho V^2 S C_L$$

1)

Kanadın kesit alanını oluşturan kanat profili gerekli taşıma katsayısını geometrik şekli sayesinde oluşturabilmektedir. SM-701 kanat profili aracın kanadı için yeterli taşıma değerinin üretebildiği XFLR5 analizleriyle doğrulanmıştır (Güzelbey vd., 2018; Lasauskas & Naujokaitis, 2009). Şekil 1’de bu analizler sonucunda elde edilen taşıma katsayısı- hücum açısı değişim grafiği verilmiştir. Kanadın gövdeye oturma açısı 0° olduğundan dolayı kanat profilinin seyir uçuşunda sağlayacağı iki boyutlu taşıma katsayısı ( $C_L$ ) değeri Şekil 2’de ki grafikte olduğu gibi 0.57 olarak belirlenmiştir. Bu değer iki boyutlu analizler ile elde edildiğinde bu sonuçları üç boyutlu kanat performansına karşılık gelmemektedir. Bunun için iki boyutlu bir kanat profili analizlerinden elde edilen verileri 0.90 katsayısı ile çarpma işlemi gerçekleştirilerek analizlerin sonuçlarını üç boyutlu kanat analizi verilerini çevrilebilmektedir.



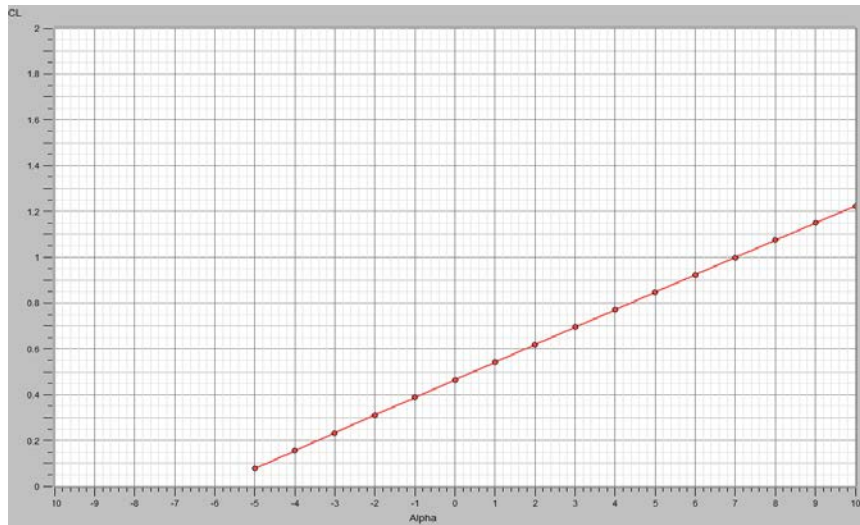


Şekil 2. XFLR5 Hücüm açısı- Taşıma katsayısı eğrisi

$$C_L = C_\ell * 0.90 \quad (2)$$

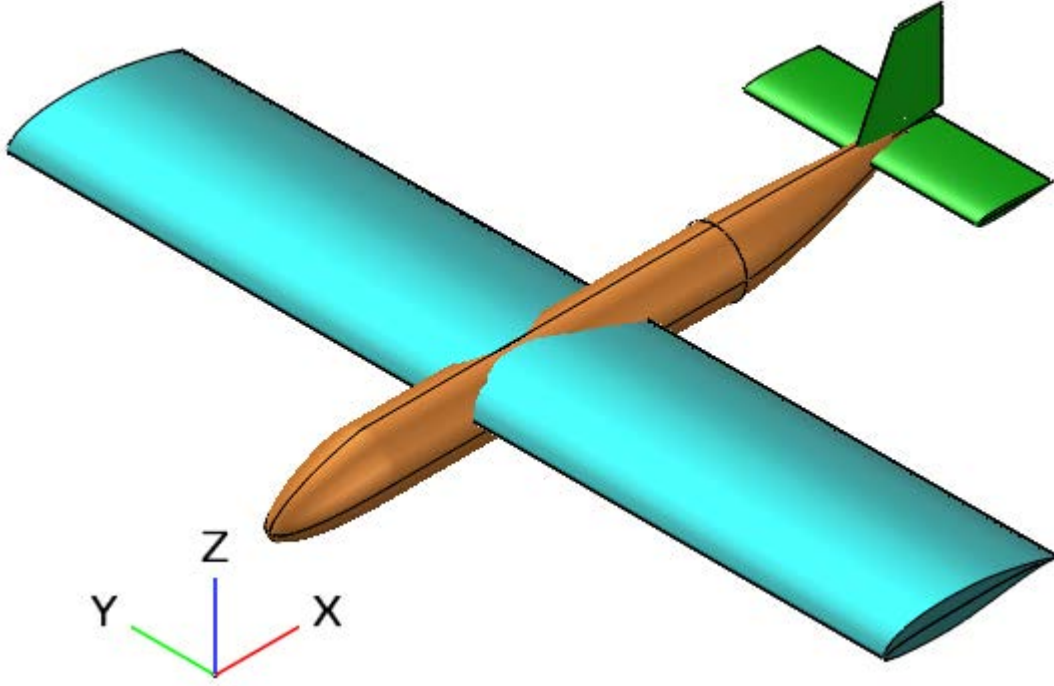
Denklem 2'de yapılan hesaplamalar sonucunda hava aracı kanadının  $0^\circ$  seyir uçuşunda sağlayabileceği taşıma katsayısı değeri 0.51 olarak belirlenmiştir. Bu taşıma katsayısı değeri de belirlendikten sonra Denklem 1'de verilen eşitlik kullanılarak aracın ihtiyacı olan kanat alanı değeri  $0.45 \text{ m}^2$  olarak belirlenmiştir (Lynch vd., 2018).

Analizlerden elde edilen bulguların doğruluğunu kontrol edebilmek amacıyla kanat geometrisinin üç boyutlu modellemesi OpenVSP üzerinden tasarlanmış ve VSPAero analizleri gerçekleştirilmiştir (Sargent & Anemaat, 2018). Hücüm açısı aralığı  $-5$  ile  $10$  derece arasında 16 iterasyonla gerçekleştirilen analizlerde panel yöntemi tercih edilmiş ve Şekil 3'te elde edilen taşıma katsayısı-hücüm açısı eğrisi elde edilmiştir.



Şekil 3. OpenVSP Hücüm açısı- Taşıma eğrisi analizi

Yapılan geometrik boyutlandırma sonucunda hava aracının bilgisayar destekli modellemesi OpenVSP uygulaması ile çizilmiştir. Şekil 4'te bu modelin CAD programından alınmış görseli yer almaktadır.



Şekil 4. Hava aracının OpenVSP yazılımı ile modellenmesi

Tasarımı tamamlanan bu aracın seyir uçuşunda ihtiyaç duyduğu itki değerinin belirlenebilmesi adına parazit sürüklenme analizi yapılmış ve tüm bileşenlerinin ürettiği parazit sürüklenme değerleri belirlenmiştir.

15 m/s seyir hızında 1000 metre maksimum uçuş irtifasında hava aracının toplam parazit sürüklenme değeri 0.021 olarak belirlenmiştir. Kanat, gövde, yatay kuyruk ve dikey kuyruk yüzeylerinin ürettikleri parazit sürüklenme değerleri ve yüzey sürtünme katsayıları Tablo 1’de verilmiştir.

Tablo 1. Araç bileşenlerinin parazit sürüklenme değerleri ve yüzey sürtünme katsayıları

Bileşen Adı	Parazit Sürüklenme Katsayısı	Yüzey Sürüklenme Katsayısı
Kanat	0.001554	5.72
Gövde	0.003020	4.44
Yatay Kuyruk	0.001900	6.83
Dikey Kuyruk	0.00065	6.97

Hava aracının seyir hızında ihtiyaç duyduğu itki hesabı için Denklem 5’te verilen eşitlik kullanılması uygundur. Bu denklemde yer alan sürüklenme katsayısı ( $C_D$ ) değeri parazit sürüklenme ve indüklenmiş sürüklenme değerlerinin toplamı ile bulunabilmektedir (Götten vd., 2021). Parazit sürüklenme değerinin hesaplanmasının ardından aracın indüklenmiş sürüklenme değerinin Denklem 3’de verilen eşitlik kullanılarak 0.017 olarak hesaplanmıştır.

$\lambda$ : Kanat Koniklik Oranı

$AR$ : Kanat Açıklık Oranı

$e$ : Oswald Verimlilik Faktörü

$M_S$ : Seyir Uçuşu Mach Sayısı

$N_e$ : Kanatlardaki Motor sayısı

$$C_i = \frac{C_L^2}{\pi A R e} \quad (3)$$

$$f(\lambda) = 0.005[1 + 1.5(\lambda - 0.6)^2] \quad (4)$$

$$e = \frac{1}{(1 + 0.12M_s^6) \left[ \frac{0.142 + f(\lambda)AR \left(\frac{10t}{c}\right)^{0.33}}{(\cos \lambda_{0.25c})^2} \right] + \frac{0.1(3N_e + 1)}{(4 + AR)^{0.8}}} = 0.95 \quad (5)$$

Toplam sürüklenme (*drag*) değeri ise parazit ve indüklenmiş sürüklenme değerlerinin toplamı kadar olduğundan 0.038 olarak belirlenmiştir. Seyir uçuşunda gerekli olan itki değeri de Denklem 6'da verilen eşitlik kullanılarak 220 gr olarak belirlenmiştir.

$$T = D = 0.5\rho V^2 S C_D$$

6)

### TARTIŞMA / SONUÇ / ÖNERİ (DISCUSSION, CONCLUSION, RECOMMENDATIONS)

Yapılan bu çalışmada mini bir insansız hava aracının konsept tasarımı gerçekleştirilmiş olup, uygun görev koşullarında uçuş kabiliyeti incelenmiştir. Hava aracının 15 m/s seyir hızıyla 1000 metre irtifada kararlı bir uçuş sergileyebilmesi için gerekli moment dengesinin sağlanabilmesi için yatay ve dikey dengeleyiciler, ihtiyaç duyulan aerodinamik kuvvetlerin karşılanabilmesi için uygun airfoil ve kanat geometrisi tasarımı tamamlanmıştır. Tasarlanan mini insansız hava aracının geometrik modellemesi OpenVSP yazılımı üzerinden gerçekleştirilerek aerodinamik analizleri gerçekleştirilmiştir. Tasarlanan bu hava aracının analizleri sonucunda elde edilen sürüklenme ve taşıma katsayıları ile aracın seyir anında ihtiyaç duyduğu en düşük itki değeri ve aracın ağırlığını taşıyabilecek taşımayı üretebilecek kanat geometrisine sahip olduğu sonucuna varılmıştır. Aracın yakıt kaynağı olarak Lityum-Polimer (Li-Po) pil tercih edilmiştir. 3300 mAh akım değerinde ve 40 C deşarj özelliğine sahip olan 4S hücreli batarya ile hava aracı tahmini olarak 15 dakika uçuş süresine sahiptir. Bu uçuş süresiyle hava aracı yaklaşık olarak 13.5 km menzile sahip olacaktır.

Üretim yöntemindeki inavosyonlar ile yapısal kütleyi daha aşağı değerlere çekerek ihtiyaç duyulan itki miktarı düşürülebilir. Yüksek verimliliğe sahip batarya entegrasyonu ile menzil ve havada kalma süresinde de iyileştirmeler gerçekleştirilebilir. Ayrıca kanat, kuyruk ve gövde üzerine yerleştirilebilen güneş panelleri ile araç uçuş esnasında da güç üreterek doğrudan güç sistemine veya bataryaya aktararak havada kalma süresine doğrudan etki edebileceği düşünülmektedir.

## KAYNAKÇA (REFERENCES)

- Bayrak, Z. U., Kaya, U., & Oksuztepe, E. (2020). Investigation of PEMFC performance for cruising hybrid powered fixed-wing electric UAV in different temperatures. *International Journal of Hydrogen Energy*, 45(11), 7036–7045. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2019.12.214>
- Bektaş, D. N., Yaman, G., & Dağ, T. (2022). Dikey Kalkış v e İniş Yeteneğine Sahip Bir İnsansız Hava Aracının Çok Disiplinli Kavramsal Tasarımı. *3rd International Conference on Applied Engineering and Natural Sciences*.
- DAĞ, T., ÜNLER, T., ÇOPUR, E. H., & ÇAKIN, U. (2022). Conceptual Design and Range Calculation of a Vertical Landing-Takeoff Aircraft to be Used in Urban Air Mobility. *Konya Journal of Engineering Sciences*, 10(3), 649–664. <https://doi.org/10.36306/konjes.1090492>
- Götten, F., Finger, D. F., Havermann, M., Braun, C., Marino, M., & Bil, C. (2021). Full configuration drag estimation of short-to-medium range fixed-wing UAVs and its impact on initial sizing optimization. *CEAS Aeronautical Journal*, 12(3), 589–603. <https://doi.org/10.1007/s13272-021-00522-w>
- Gur, O., & Rosen, A. (2009). Optimizing electric propulsion systems for unmanned aerial vehicles. *Journal of Aircraft*, 46(4), 1340–1353. <https://doi.org/10.2514/1.41027>
- Güzelbey, İ. H., Eraslan, Y., & Doğru, M. H. (2018). Performansı Açısından XFLR5 Kullanılarak Nümerik Olarak İncelenmesi. *The Black Sea Journal of Sciences*, 8(1), 48–65.
- Jo, D., & Kwon, Y. (2017). Analysis of VTOL UAV Propellant Technology. *Journal of Computer and Communications*, 05(07), 76–82. <https://doi.org/10.4236/jcc.2017.57008>
- Joshi, A., Tripathi, A., & Ponnalgu, R. N. (2019). Modelling and Design of a Hybrid Aerial Vehicle Combining VTOL Capabilities with Fixed Wing Aircraft. *Proceedings of the 2019 6th International Conference on Instrumentation, Control, and Automation, ICA 2019, August*, 47–51. <https://doi.org/10.1109/ICA.2019.8916678>
- Lasauskas, E., & Naujokaitis, L. (2009). Analysis of three wing sections. *Aviation*, 13(1), 3–10. <https://doi.org/10.3846/1648-7788.2009.13.3-10>
- Liersch, C. M., & Huber, K. C. (2014). Conceptual design and aerodynamic analyses of a generic UCAV configuration. *32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, June*, 1–17. <https://doi.org/10.2514/6.2014-2001>
- Lynch, M., Mandadzhiev, B., & Wissa, A. (2018). Bioinspired wingtip devices: A pathway to improve aerodynamic performance during low Reynolds number flight. *Bioinspiration and Biomimetics*, 13(3). <https://doi.org/10.1088/1748-3190/aaac53>
- Ostler, J. N., & Bowman, W. J. (2005). Flight testing of small, electric powered unmanned aerial vehicles. *Collection of Technical Papers - U.S. Air Force T and E Days: Transforming the T and E Enterprise, 2005*, 484–495. <https://doi.org/10.2514/6.2005-7654>
- Panagiotou, P., Tsavlidis, I., & Yakinthos, K. (2016). Conceptual design of a hybrid solar MALE UAV. *Aerospace Science and Technology*, 53(March), 207–219. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.03.023>
- Retana, E. R., & Rodríguez-Cortés, H. (2007). Basic small fixed wing aircraft sizing optimizing endurance. *2007 4th International Conference on Electrical and Electronics Engineering, ICEEE 2007, Iceee*, 322–325. <https://doi.org/10.1109/ICEEE.2007.4345033>
- Sargent, P. B., & Anemaat, W. A. J. (2018). Benchmarking a robust panel code for ducted fan VTOL aircraft

design. *2018 Applied Aerodynamics Conference*, 1–14. <https://doi.org/10.2514/6.2018-4212>

Schuchardt, B. I., Becker, D., Becker, R.-G., End, A., Gerz, T., Meller, F., Metz, I. C., Niklaß, M., Pak, H., Schier-Morgenthal, S., Schweiger, K., Shiva Prakasha, P., Sülberg, J. D., Swaid, M., Torens, C., & Zhu, C. (2021). *Urban Air Mobility Research at the DLR German Aerospace Center – Getting the HorizonUAM Project Started*. 1–12. <https://doi.org/10.2514/6.2021-3197>

ÜNLER TARIK, DAĞ TOLUNAY, & ÖZTÜRK MUHAMMET. (2022). (PDF) Sabit Kanat Bir İnsansız Hava Aracı Konsept Tasarımı (3). *RD INTERNATIONAL CONFERENCE ON APPLIED ENGINEERING AND NATURAL SCIENCES* , 199–205.

Yayli, U. C., Kimet, C., Duru, A., Cetir, O., Torun, U., Aydogan, A. C., Padmanaban, S., & Ertas, A. H. (2017). Design optimization of a fixed wing aircraft. *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*, 4(1), 65–80. <https://doi.org/10.12989/aas.2017.4.1.065>

Yeol, J. W. (2015). Design and operation of a small unmanned aerial vehicle with multiple tentacles. *2015 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics, IEEE-ROBIO 2015*, 1, 1877–1881. <https://doi.org/10.1109/ROBIO.2015.7419046>

Zhang, C., Zhang, C., Li, L., & Guo, Q. (2021). Parameter analysis of power system for solar-powered unmanned aerial vehicle. *Applied Energy*, 295(February), 117031. <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2021.117031>

# Kabin İçi 4G (LTE) ve WiFi Kablosuz Haberleşme Sistemlerinde Kullanılmak Üzere Mikroşerit Anten Tasarımı

Özgür DÜNDAR<sup>1,\*</sup>  Batuhan KOYUNCU<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Necmettin Erbakan Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fak., Havacılık ve Uzay Mühendisliği, Konya, Türkiye

<sup>2</sup> TUSAŞ, Ankara, Türkiye

\*[odundar@erbakan.edu.tr](mailto:odundar@erbakan.edu.tr) (Corresponding Author/Sorumlu Yazar)

Makale Bilgileri	ÖZ
<b>Makale Geçmişi</b> <b>Geliş:</b> 26/05/2023 <b>Kabul:</b> 24/06/2023 <b>Yayın:</b> 30/06/2023	<p>Bu çalışmanın özü, gündelik hayatta olmazsa olmaz bir ulaşım aracı haline gelen uçak yolculuklarında, seyahat esnasında günümüz cep telefonları henüz 5G altyapısına hazır olmadığı için mevcut cihazlara entegre edilebilecek, aynı anda ister 4G (LTE) mobil şebeke ister WiFi kablosuz internet bağlantısı ile kullanılacak genişbant mikroşerit anten tasarım detayları ve High Frequency Structural Simulator (HFSS) program ile gerçekleştirilmiş simülasyon sonuçlarını içermektedir. Cep telefonu, tablet, dizüstü bilgisayar vb. mobil kişisel cihazların içerisine entegre edilerek uçak içinde seyahatler esnasında hem 4G (LTE) hem de 2.4 GHz WiFi kablosuz haberleşme bantları ile aynı anda haberleşebilecek mikroşerit yama anten tasarımı amaçlanmıştır. İlgili mikroşerit yama anten tasarımı mikroşerit hat besleme yöntemi ile tasarlanmış olup malzeme seçimi FR-4 dielektrik malzemesinden yana olmuştur. Bant genişliğinin artırılabilmesi için ise tasarımın toprak katında ölçü farklılıklarına gidilmiştir. HFSS program ile simüle edilmiştir. Yapılan mikroşerit yama anten tasarımı ve HFSS program ile yapılan simülasyon sonuçlarına göre; anten merkez frekansı 2,57 GHz olup <math>S_{11}</math> değeri -24,18 dB olarak ölçülmüştür. Sistemin bant genişliği 250 MHz seviyesindedir. Ayrıca, anten kazanç değeri ise 3,08 dBm olarak simüle edilmiştir. Tasarlanan anten kazancının büyüklüğü ve genişbant olması sebebi ile günümüz mevcut cep telefonlarında hem 4G (LTE) hem de 2.4 GHz WiFi (9-14 kanalları arası) kablosuz haberleşme sistemlerinde verimli bir şekilde kullanılabileceği görülmüştür.</p>
<b>Anahtar Kelimeler:</b> Mikroşerit, Anten, WiFi, LTE, 4G.	

## Microstrip Antenna Design for In-Cabin 4G (LTE) and WiFi Communication Systems

Article Info	ABSTRACT
<b>Article History</b> <b>Received:</b> 26/05/2023 <b>Accepted:</b> 24/06/2023 <b>Published:</b> 30/06/2023	<p>The essence of this study is the broadband microstrip that can be integrated into devices, whether it is 4G (LTE) mobile network or WiFi wireless internet connection, at the same time, since today's mobile phones are not ready for 5G infrastructure, during airplane journeys, which have become an indispensable means of transportation in daily life, includes antenna design details and simulation results with High Frequency Structural Simulator (HFSS) program. It is aimed to design a microstrip patch antenna that can communicate with both 4G (LTE) and 2.4GHz WiFi wireless communication bands at the same time, by integrating it into mobile personal devices such as mobile phone, tablet, laptop, etc. The related microstrip patch antenna design was designed with the microstrip feeding method and the material selection was in favor of the FR-4 dielectric material. In order to increase the bandwidth, measurement differences were made on the ground floor of the design. According to the microstrip patch antenna design and simulation results made with the HFSS program; antenna center frequency is 2.57 GHz and <math>S_{11}</math> value is measured as -24.18 dB. The bandwidth of the system is at 250 MHz. In addition, the antenna gain value is simulated as 3.08 dBm. Due to the large size of the designed antenna gain and broadband, it has been seen that it can be used efficiently in both 4G (LTE) and 2.4 GHz WiFi (between 9-14 channels) wireless communication systems in today's existing mobile phones.</p>
<b>Keywords:</b> Microstrip, Antenna, WiFi, LTE, 4G.	

**Atf/Citation:** Dündar, Ö. & Koyuncu, B. (2023). Kabin İçi 4G (LTE) ve WiFi Kablosuz Haberleşme Sistemlerinde Kullanılmak Üzere Mikroşerit Anten Tasarımı. *Aerospace Research Letters (ASREL) Dergisi*, 2(1), 19-26.



"This article is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/) (CC BY-NC 4.0)"

## GİRİŞ

Kablosuz haberleşme günlük hayatta olmazsa olmazlarımız arasına girmiştir. Bu ihtiyaç hayatın her anında olduğu gibi yolculuklar esnasında da gerekliliğini göstermektedir. Kara ve deniz yolculuklarının yanı sıra özellikle hava yolculuklarında insanlar mobil cihazlarını kullanabilmeyi istemektedir. Uçak içerisinde yolcuların mobil telefonlarını kullanabilmelerine imkan sağlayan birçok çalışma, örnekler ve üretimler mevcuttur (Dündar vd., 2021).

1G, 2G, 3G, 4G, LTE gibi gelişmelerin ardından artık 5G ve 6G için çalışmalar hızla ilerlemekte ve bu yeni teknolojileri mobil cihazlara adapte edebilmek için süreçler hızla devam etmektedir (Mutlu, 2022), (Demirci, 2021). Dünya çapında telekomünikasyon sektöründeki hızlı gelişmelere adapte olabilmek için mevcut olarak kullanılan kişisel mobil cihazların sık sık değiştirilmesi ihtiyacına sebebiyet vermektedir. Günümüz hayat şartlarının pahalılığı göz önüne alındığında sık sık yeni mobil cihaz satın almak çoğu kişi için mümkün olmamaktadır (Sugianto, 2013).

Günümüzde insanların sıklıkla kullandığı mobil cihazlar göz önüne alındığında birçoğunun henüz 5G altyapısına uyum sağlamaya hazır olmadığı görülmektedir. Dolayısıyla yolcuların özellikle yurtiçi uçuşlarında farklı teknolojilerdeki kablosuz ağların ortaklaşa çalışabilmesinin yanı sıra hizmet kalitesi yüksek ve düşük maliyetli bağlantı ihtiyacını karşılayabilmek, daha az maliyetle hizmet vermek ve ses, veri, video gibi farklı trafik kapasitelerine sahip hizmetlerin, hizmet kalitesinin maksimumda tutularak kablosuz haberleşme aracılığı ile iletilmesi büyük kolaylıklar getirecektir (Ateş, 2017).

Hem mobil ağları kullanabilmek hem de istendiğinde Wi-Fi kablosuz haberleşme sisteminden faydalanabilmek adına bant genişliği büyük, verimi yüksek, tek bir mikroşerit anten kullanmak mobil cihaz üreticileri için maliyeti de düşüreceğinden cihaz satış fiyatları da düşecektir (Tiwari, 2020). Kolaylıkla erişilebilen cihazlar insanlar için cezbedici ve satın alımı sıklıkla yapılabilir hale gelecektir. Bu nedenle bu tarz etkin bir mikroşerit anten tasarımı hedeflenmektedir (Döne, 2011).

**Tablo 1.** 2.4 GHz (802.11b/g/n/ax) WLAN Frekans Kanal Listesi, Frekans Aralıkları ve Bu Kanalları Kullanan Ülkeler Listesi

Kanal	Merkez Frekans (MHz)	Frekans Aralığı (MHz)	Çoğu Dünya Ülkesi	Kuzey Amerika	Japonya
9	2452	2441-2463	EVET	EVET	EVET
10	2457	2446-2468	EVET	EVET	EVET
11	2462	2451-2473	EVET	EVET	EVET
12	2467	2456-2478	EVET	HAYIR	EVET
13	2472	2461-2483	EVET	HAYIR	EVET
14	2484	2473-2495	HAYIR	HAYIR	EVET

2.4 GHz frekans bandı kanal listelerinin bir kısmı Tablo 1’de frekans aralıkları ve dünya çapında hangi ülkelerde kullanıldıkları bilgisi ile birlikte verilmiştir. Dünya çapında birçok ülkede 9-14. Kanalların aktif olarak kullanıldığı görülmektedir (Kayabaşı, 2019).

Öte yandan Bilgi Teknolojileri Kurumu (BTK) tarafından yayımlanan GSM/IMT-2000 UMTS Ayrıntılı Band Planı ve Tahsis Bilgileri Tablo 2’de belirtilmiştir. Şu anda 4G – LTE mobil şebeke haberleşmesi için kullanılan 2600 MHz FDD ve TDD bandı baz alınarak; yapılan mikroşerit anten tasarımı bant genişliği 2.453 – 2.703 MHz aralıklarını kapsayacak şekilde toplamda 250MHz bant genişliğine sahip bir tasarım olarak yapıldığından; aynı anten ile hem 2.4 GHz WiFi kanal 9-14 arasında hem de 2.6 GHz 4G-LTE FDD/TDD bantları ile haberleşebilecek bir yapı hedeflenmiştir.

Bunların yanı sıra hedeflenen anten tasarımı özellikle yurtiçi hava yolu ulaşım araçlarında kullanılmak istendiğinden; uçak içerisindeki diğer kablosuz haberleşme yapılarını etkilemeyecek

şekilde tasarlanmalı ve uygulaması yapılmalıdır (Zhang, 2013). Uluslararası havacılık içerisinde hali hazırda kullanılan Aviyonik Haberleşme Bantları Tablo 3’de gösterilmiştir.

**Tablo 2. BTK GSM/IMT-2000 UMTS Ayrıntılı Band Planı ve Tahsis Bilgileri - Türkiye**

2600 MHz FDD Bandı (MHz)	2600 MHz TDD Bandı (MHz)
T(UL) – 2500	A (UL/DL) – 2570
V (UL) – 2525	V (UL/DL) – 2585
A (UL) – 2540	T(UL/DL) – 2595
TD – 2550	TD – 2605/2620
2.6 TDD – 2570	
T(DL) - 2620	
V (DL) – 2645	
A(DL) – 2660	
TD – 2670/2690	

*T: Turkcell, V: Vodafone, A: Avea, TD: Tahsisli Değil, UL; Uplink, DL: Downlink*

**Tablo 3. Aviyonik Kablosuz Haberleşme Bantları**

Frekans Aralığı	Sistem
190 – 1750 kHz	Automatic Directional Finder
2-30 MHz	High Frequency (HF) Radio
75 MHz	Marker Beacon
108 – 112 MHz	Localizer (LOC)
108 – 118 MHz	VHF Omnidirectional Range (VOR)
118 – 137 MHz	Very High Frequency (VHF) Radio
329 – 335 MHz	Glide Slope
962 – 1213 MHz	Distance Measuring Equipment
1030, 1090 MHz	Traffic Alert and Collision Avoidance (TCAS)
1030, 1090 MHz	Air Traffic Control (ATC)
1530 – 1660 MHz	Satellite Communication (SATCOM)
1575.42 MHz	Global Position Satellite (GPS)
4235 – 4365 MHz	Radio Altimeter
5031 – 5091 MHz	Microwave Landing System (MLS)
5440, 9350 MHz	Weather Radar

## YÖNTEM

### Mikroşerit Yama Anten Tasarımı

Tasarlanan antenin hem 2.4 GHz WiFi kablosuz haberleşmesi ile hem de 2.6 GHz 4G (LTE) mobil şebeke haberleşmesi ile aynı anda çalışabilmesi adına merkez frekansı 2.57 GHz olarak belirlenmiştir. Buna ek olarak kullanılacak dielektrik malzeme, bağıl dielektrik sabiti  $\epsilon_r = 4.4$ , kayıp tanjantı ise  $\tan \delta = 0.02$  olan FR-4 seçilmiş ve dielektrik malzeme kalınlığı bant genişliğini artırabilmek adına 1.6 mm olarak belirlenmiştir. Bundan sonraki aşamalarda anten boyutlarını hesaplayabilmek için; dielektrik malzemenin sabiti, malzeme kalınlığı kullanılarak yapılacaktır. Yama genişliği  $W$  ile gösterilmiş olup, Eşitlik 1 kullanılarak aşağıdaki gibi hesaplanmıştır.

$$W = \frac{c_0}{\left(2f_c \sqrt{\frac{2}{\epsilon_r + 1}}\right)} \quad (1)$$

İlgili eşitlikte  $c_0$  ışık hızı,  $f_c$  ise merkez frekansı göstermektedir.  $f_c = 2.5720 \text{ GHz}$  merkez



frekansı için; anten genişliği  $W = 36.025 \text{ mm}$  olarak hesaplanmıştır. Tasarımda  $h = 1.6 \text{ mm}$  olup, FR-4 dielektrik malzeme kalınlığını temsil etmektedir (Bansal, 2008). Bu değerlere göre;  $\frac{W}{h} \geq 1$  koşulu sağlandığından, efektif dielektrik sabiti  $\epsilon_{reff}$  Eşitlik 2 kullanılarak hesaplanmıştır.

$$\epsilon_{reff} = \frac{\epsilon_r + 1}{2} + \frac{\epsilon_r - 1}{2} \left[ 1 + \frac{12h}{W} \right]^{-1/2} \quad (2)$$

$\epsilon_r = 4.4$ ,  $h = 1.6 \text{ mm}$  ve  $W = 36.025 \text{ mm}$  değerleri için;  $\epsilon_{reff} = 4.0730395712074$  olarak elde edilmiştir.

$$L_{eff} = \frac{c_0}{2f_c \sqrt{\epsilon_{reff}}} \quad (3)$$

Efektif uzunluk  $L_{eff}$ , Eşitlik 3 ile verilen formül ile hesaplandığında ve  $c_0 = 3 \times 10^8 \text{ m/s}$ ,  $\epsilon_{reff} = 4.0730395712074$  ve  $f_c = 2.5720 \text{ GHz}$  değerleri kullanıldığında;  $L_{eff} = 28.897 \text{ mm}$  olarak bulunur.

$$\Delta L = 0.412 \frac{(\epsilon_{reff} + 0.3) \left( \frac{W}{h} + 0.264 \right) h}{(\epsilon_{reff} - 0.258) \left( \frac{W}{h} + 0.8 \right)} \quad (4)$$

$$L = \frac{c_0}{2f_c \sqrt{\epsilon_{reff}}} - 2\Delta L \quad (5)$$

Mikroşerit anten yama uzunluğu  $L$  ve saçak değeri  $\Delta L$  hesaplanırken,  $W = 36.025 \text{ mm}$ ,  $c_0 = 3 \times 10^8 \text{ m/s}$ ,  $\epsilon_{reff} = 4.0730395712074$  ve  $f_c = 2.5720 \text{ GHz}$ ,  $L_{eff} = 28.897 \text{ mm}$ ,  $h = 1.6 \text{ mm}$  değerleri ile Eşitlik 4 ve Eşitlik 5 kullanılarak sırasıyla  $\Delta L = 0.738 \text{ mm}$  ve  $L = 27.8125 \text{ mm}$  olarak hesaplanmıştır. Yapılan tüm hesaplamalar sonucunda belirlenen yama boyutları  $W = 36.025 \text{ mm}$  ve  $L = 27.8125 \text{ mm}$  olmuştur.

**Tablo 4. Anten Parametreleri**

Parametre	Değer
Dielektrik Malzeme	FR-4
W	36.025 mm
L	27.8125 mm
$\epsilon_r$	4.4
$\epsilon_{reff}$	4.0730395712074
$L_{eff}$	28.897 mm
$f_c$	2.5720 GHz
$\Delta L$	0.738 mm
$c_0$	$3 \times 10^8 \text{ m/s}$

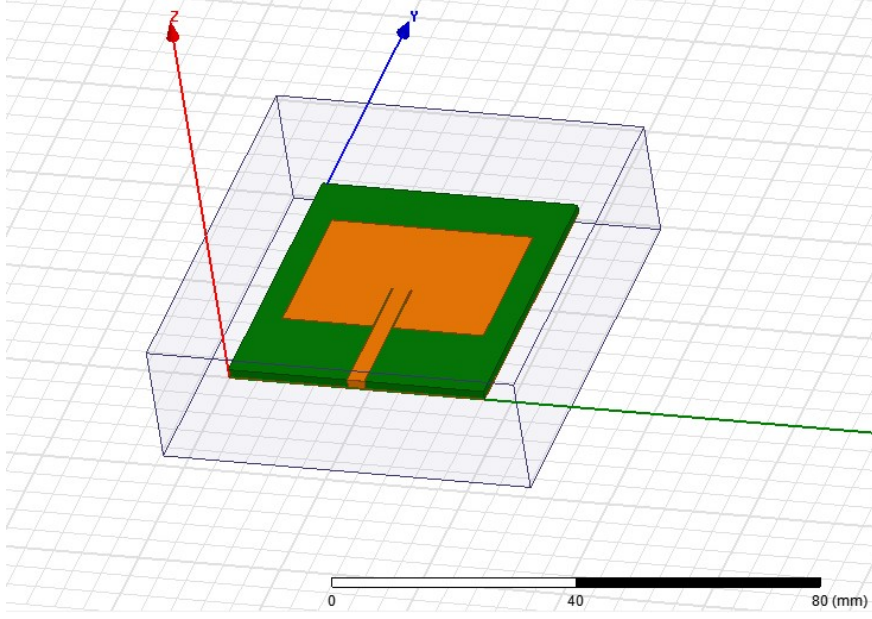
Tasarlanan anten parametre değerleri Tablo 4'te özetlenmiştir.

## BULGULAR

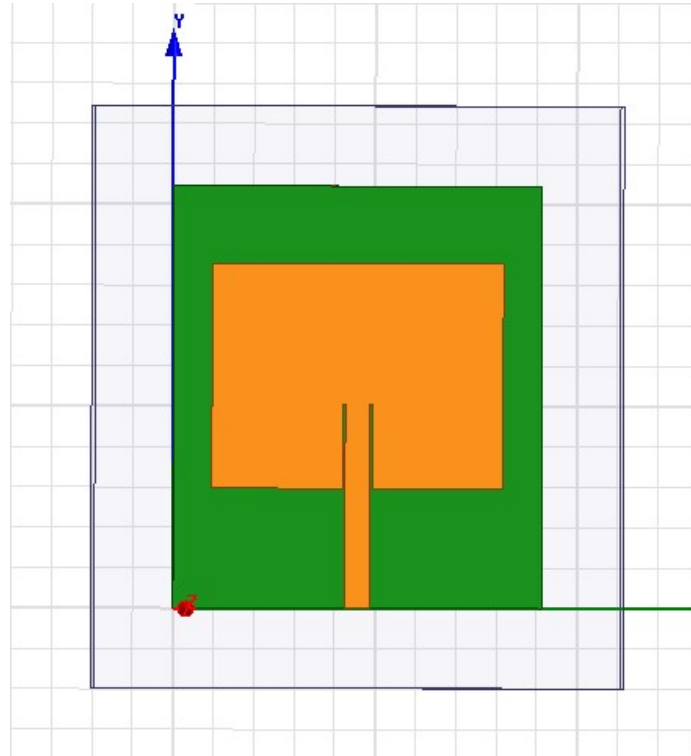
Tablo 4'te belirtilen Anten Parametreleri'ne göre mikroşerit beslemeli yama anten tasarımı HFSS simülasyon programı ile yapılmıştır. Tasarım yapılırken anten feed kolu sağ ve soluna yarıklar açılarak anten kazancı artırılmış, geri dönüş kaybı  $S_{11}$  değeri iyileştirilmiş ve merkez frekansı ayarlama işlemleri gerçekleştirilmiştir. Tasarlanan mikroşerit yama antenin görüntüleri Şekil 1 ve Şekil 2'de belirtilmiştir.

Tasarlanan antenin HFSS ile yapılmış simülasyonları incelendiğinde;  $S_{11}$  grafiğininde merkez

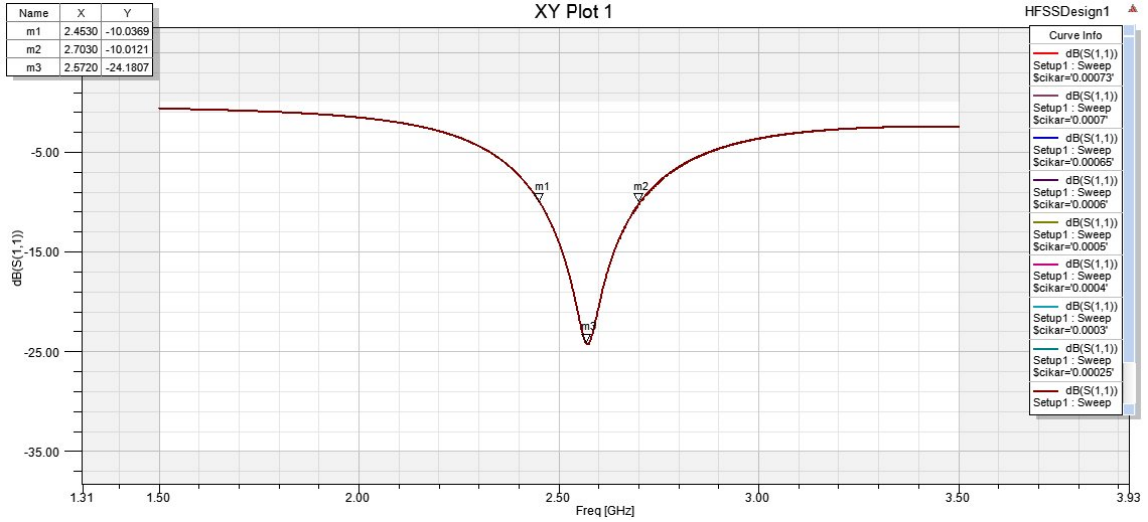
frekansının 2.5720 GHz ve geri dönüş kaybı  $S_{11}$  değerinin -24.1807 dBm olduğu görülmüştür. İlgili grafik Şekil 3'te gösterilmiştir. Öte yandan; -10 dBm referans değerinin altında kalan alana baktığımızda 250 MHz bant genişliğine sahip bir anten tasarlandığı görülmüştür.



Şekil 1. Tasarlanan Mikroşerit Anten Genel Görünümü

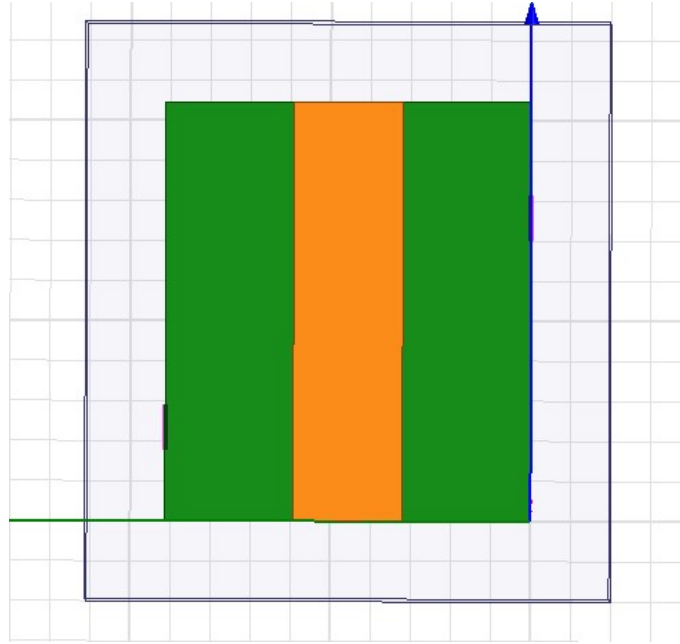


Şekil 2. Tasarlanan Mikroşerit Anten Üstten Görünümü



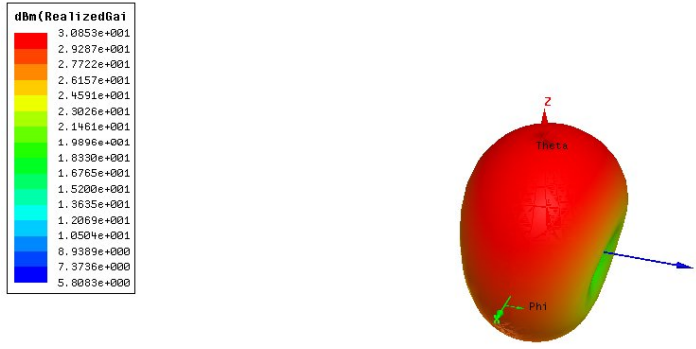
**Şekil 3.** Mikroşerit Yama Anten  $S_{11}$  Parametre Grafiği

Hem WiFi WLAN haberleşmesi hem de 4G (LTE) şebeke haberleşmesinin aynı anda yapılması hedeflendiğinden anten tasarımında bant genişliğini artırıcı bazı durumlar gerçekleştirilmiştir. Bunlardan ilki dielektrik malzeme kalınlığı 1.6 mm olarak yüksek bir değer seçilmiştir. Ancak sadece bu malzeme seçimi yeterli olmayacağından anten tasarımı toprak katında şekil değişikliklerine de gidilmiştir. Bu şekil değişiklikleri sayesinde anten bant genişliği (BW) 250 MHz seviyesine kadar çıkarılmıştır. Anten toprak katının tasarım görüntüsü Şekil 4'te gösterilmiştir.



**Şekil 4.** Mikroşerit Yama Anten Toprak Katı Tasarım Görünümü

Öte yandan; tasarlanan mikroşerit antenin Şekil 5'deki kazanç grafiği incelendiğinde hem ışıma şekli görüntüsü görülmekte ve kazancının 3.085 dBm olduğu HFSS programı ile simüle edilmiştir.



Şekil 5. Mikroşerit Yama Anten Kazanç Grafiği

## SONUÇ

Yapılan tasarım ve HFSS programı ile yapılan simülasyonlar neticesinde -24.1807 dBm  $S_{11}$  değeri ve 250 MHz bant genişliğine sahip mikroşerit yama anten 2.5720 GHz merkez frekansında ve bant genişliği 2.453 – 2.703 MHz aralıklarını kapsayacak şekilde tasarlanmıştır. Bu anten 3.085 dBm kazanç ile uçak içerisinde seyahat esnasında yolcuların hem 4G – LTE mobil şebeke haberleşmesi için kullanılan 2600 MHz FDD ve TDD bandı hem de 2.4 GHz WiFi kanal 9-14 arasında haberleşme sağlayabileceği gözlemlenmiştir.

## KAYNAKÇA

- Ateş, Y. & Ürgün, S. (2017). Kablosuz Uçak İçi Eğlence Sistemi Uygulaması Ve Gömülü Sistemlere Göre. In Journal of Aviation (Vol. 1, Issue 2).
- Bansal, R. (2008). Antenna theory; analysis and design. In Proceedings of the IEEE (Vol. 72, Issue 7). <https://doi.org/10.1109/proc.1984.12959>
- Demirci, M., & Ermiş, S. (2021). 5G Teknolojisi için Çift Bantlı (28/38 GHz) Dikdörtgen Mikroşerit Anten Tasarımı. *Bilişim Teknolojileri Dergisi*, 14(2), 171-181.
- Döne, E. & Kaya, A. (2011). 2.4 GHz ISM Bandı Kablosuz Haberleşme Sistemleri Rf Ön Uç Modülleri için Aktif Kutuplama ile Güçlendirilmiş Güç Yükseltici Tasarımı . *Teknik Bilimler Dergisi* , 1 (2) , 18-21 . Retrieved from <https://dergipark.org.tr/en/pub/tbed/issue/20927/225013>
- Dundar, O. , Koyuncu, B. & Ozelik, H. (2021). Microstrip Patch Antenna System Design for In Cabin Wireless Communications and Internet Services . *The Eurasia Proceedings of Science Technology Engineering and Mathematics* , 14 , 8-14 . DOI: 10.55549/epstem.1050149
- Kayabasi, Ahmet & Tekbas, Mustafa & Güngörer, Büşra. (2019). WLAN Uygulamaları için Besleme Metotları Farklı Dairesel Mikroşerit Anten Benzetimi ve Üretimi. 1. 117-124.
- Mutlu, M., & Kurnaz, Ç. (2022). 5G Uygulamaları için Eliptik Mikroşerit Anten Tasarımı. *Düzce Üniversitesi Bilim ve Teknoloji Dergisi*, 10(5), 52-64.
- Sugianto, D., & Hariyadi, T. (2013). Design of microstrip antenna for LTE (Long Term Evolution) 700 MHz applications. 2013 International Conference of Information and Communication Technology (ICoICT), 328-331.

- Tiwari, R. N., Singh, P., Kanaujia, B. K., Kumar, S., Gupta, S. K. (2020). A low profile dual band MIMO antenna for LTE/Bluetooth/Wi-Fi/WLAN applications. *Journal of Electromagnetic Waves and Applications*, 34(9), 1239–1253. <https://doi.org/10.1080/09205071.2020.1716859>
- Zhang, C., Yu, J., & Pang, K. (2013). Multiple access points deployment optimization in cabin wireless communications. *IEEE Antennas and Wireless Propagation Letters*, 12, 1220-1223. <https://doi.org/10.1109/LAWP.2013.2282156>

## Havadan Havaya Katı Yakıtlı Füze Tasarımı

Mustafa Ali AKDUMAN<sup>1</sup> Dursun KARTAL<sup>1</sup> Mustafa KABADAYI<sup>1</sup>  
Mustafa KARABACAK<sup>1,\*</sup>  Muammer ÖZGÖREN<sup>1</sup> 

<sup>1</sup> Necmettin Erbakan Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü, Konya, Türkiye

[mkarabacak@erbakan.edu.tr](mailto:mkarabacak@erbakan.edu.tr) (Corresponding Author/Sorumlu Yazar)

Makale Bilgileri	ÖZ
<b>Makale Geçmişi</b> Geliş: 31/05/2023 Kabul: 23/06/2023 Yayın: 30/06/2023 <b>Anahtar Kelimeler:</b> Roket Füze Tasarımı Havadan Havaya Füze Katı Yakıtlı Füze	Havadan havaya füze için katı yakıtlı roket tasarımı bu çalışmanın konusudur. Havadan havaya füze için tasarım amaçları belirlenmektedir. Havadan havaya füze tasarımı için en önemli tasarım amacının manevra kabiliyeti olduğu bilinmektedir. Manevra kabiliyetine etki eden pek çok tasarım parametresi olduğu bilinmektedir ancak manevra kabiliyetinin füzenin itki sistemiyle bağlantılı olan bir parametre olarak itki-ağırlık oranı olduğu bu çalışmada kabul görmüştür. Diğer tasarım amaçları menzil ve uçuş Mach sayısı olarak belirlenmiştir. Sigara tipi yakıt çekirdeği tasarımı bu çalışmada seçilmiştir. Bu tasarım amaçlarına ulaşmamızda etkili olacak tasarım parametreleri olarak yakıt çubuğu çapı, yakıt çubuğu uzunluğu ve yanma odası basıncı belirlenmiştir. Kompozit yakıt tipi tasarımı tasarım amaçlarına ulaşılmasını sağlamak için uygun görülmüştür. PBAN/AP/AL, CTPB/AP/AL ve HTPB/AP/AL yakıt çeşitleri tasarım seçenekleri olarak belirlenmiştir. Tasarım parametrelerini tasarım amaçları doğrultusunda belirlemek bu çalışmada gerçekleştirilmektedir. Bunun için tasarım parametrelerine bağlı olarak tasarım amaçlarının değişimi grafiklerle ifade edilmektedir. Öncelikli tasarım amacı olarak itki-ağırlık oranı alınmış ve daha az öncelikli tasarım amaçları olarak uçuş Mach sayısı ve menzil alınmıştır. Tasarım amaçlarına ulaştıracak tasarım parametrelerinin belirlenmesi için optimizasyon çalışması gerçekleştirilmiştir. Optimizasyon yöntemi olarak meta-sezgisel algoritmalar seçilmiştir. Hız tasarım amacını belirlemek için sürükleme modeli literatürden elde edilmektedir. Bu modele bağlı olarak uçuş Mach sayısı belirlenmektedir. Literatürdeki roket malzemeleri tespit edilip tablo halinde ifade edilmektedir. Yakıt tipi ve malzeme seçimi tasarım amaçları doğrultusunda optimizasyon sonuçlarına bağlı olarak gerçekleştirilmektedir. Tasarım seçimleri ve tasarım parametreleri belirlenmesi optimizasyon metoduyla gerçekleştirilerek havadan havaya füze için katı yakıtlı roket kavramsal tasarımı gerçekleştirilmektedir. Yapılan çalışmalar doğrultusunda azami hızı 4.6 Mach ve 12.68 kilometre menzile sahip bir füze tasarlanmıştır. Tasarlanan optimum füzenin itki ağırlık oranı 16'nın üzerinde elde edilmiştir.

## Air-to-Air Solid Propellant Missile Design

Article Info	ABSTRACT
<b>Article History</b> Received: 31/05/2023 Accepted: 23/06/2023 Published: 30/06/2023 <b>Keywords:</b> Rocket Missile Design Air-to-Air Missile Solid Propellant Rocket	Solid propellant rocket design for air-to-air missiles is the subject of this study. The most important design objective for an air-to-air missile is known to be maneuverability. It is known that there are many design parameters that affect maneuverability, but it is accepted in this study that maneuverability is a parameter related to the propulsion system of the missile, namely the thrust-to-weight ratio. Other design objectives are range and Mach number of flight. The cigarette type fuel core design was chosen for this study. Fuel rod diameter, fuel rod length and combustion chamber pressure were determined as the design parameters that will be effective in achieving these design objectives. The composite fuel type design was deemed appropriate to achieve the design objectives. PBAN/AP/AL, CTPB/AP/AL and HTPB/AP/AL fuel types were determined as design options. Determining the design parameters in line with the design objectives is carried out in this study. For this purpose, the change of design objectives depending on the design parameters is expressed graphically. The thrust-to-weight ratio is taken as the primary design objective and Mach number and range are taken as the lower priority design objectives. An optimization study was carried out to determine the design parameters that will achieve the design objectives. Meta-heuristic algorithms were selected as the optimization method. To determine the speed design objective, the drag model is obtained from the literature. Depending on this model, the flight Mach number is determined. Rocket materials in the literature are identified and tabulated. Fuel type and material selection are made based on the optimization results in line with the design objectives. Design choices and design parameters are determined by optimization method and conceptual design of solid fuel rocket for air-to-air missile is realized. In line with the studies, a missile with a maximum speed of Mach 4.6 and a range of 12.68 kilometers is designed. The thrust-to-weight ratio of the optimum designed missile is obtained above 16

**Atf/Citation:** Akduman, M. A., Kartal, D., Kabadayı, M., Karabacak, M. & Özgeren, M. (2023). Havadan Havaya Katı Yakıtlı Füze Tasarımı. *Aerospace Research Letters (ASREL) Dergisi*, 2(1), 27-47.



"This article is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/) (CC BY-NC 4.0)"

\* Havacılık Öğrencileri Sempozyumu'nda (HAVÖS'2023) bildiri olarak sunulmuştur.

## 1. TARİHÇE

Milattan önce 200'lü yıllarda Çin Hanedanlığı'nda roketler kullanılmıştır [1]. Mısırlı bilim insanı Hero, reaktif itme prensibinden yararlanarak Aeropili icat etti. Çinliler, barut ve bambu deneyleriyle geliştirilen roketlerle uzaya fırlatılan ilk roket motorunu yarattılar [2]. İngiliz ordusunda görev yapan Sir William Congreve, Congreve roketlerini geliştirerek Napolyon'a karşı mücadele etti [3]. Birinci Dünya Savaşı, savunma teknolojisinin hızla geliştiği bir dönemdi ve mobilite kazandırılmış roketler kullanılmıştır [4]. Sıvı yakıtlı roket motorları, Konstantin Tsiolkovsky, Wernher von Braun ve Robert H. Goddard gibi bilim insanları tarafından geliştirilmiştir [5]. Von Braun, A-4 roketi (V-2) ile uzay çağının başladığı kabul edilen bir fırlatma gerçekleştirdi [6]. İkinci Dünya Savaşı'nda modern füzelerin tasarımı hızlandı.

## 2. KATI YAKITLI FÜZE

Katı yakıtlı roket motoru (SPRE), hava solumayan bir motor türüdür ve askeri amaçlar için Çin'de kullanılmıştır. Katı yakıtlı roketler, kara baruttan yapılan bir yakıt bileşimi kullanır. Bu tür roket motorları ekonomik, güvenilir ve yüksek güvenlik seviyesine sahiptir. Yakıt, oksitleyiciler ve katkı maddelerinden oluşan itici gazın yanma odasında depolandığı ve desteklendiği tane adı verilen bloklardan oluşur. SPRE'nin toplam kütesinin büyük bir kısmını bu tanecikler oluşturur. Elektrik anahtarıyla ateşlendiğinde, itici gazın yüzeyinde yanma süreci başlatılır.

**Tablo 1.** Roket Motoru Başlangıç Birim Maliyetleri [7]

Roket Türü	\$/kg Kütle	\$/N İtki	\$/Ns Toplam İtki
Katı Yakıtlı	41.0	1.52	0.0171
Sıvı Yakıtlı	113.1	8.88	0.0445

Katı yakıtlı roketler basit tasarıma sahip olduğu için düşük maliyetlidir. Hibrit roketler, sıvı yakıtlı ve katı yakıtlı roketler arasında maliyet açısından orta seviyededir. Sıvı yakıtlı roketlerin geliştirilme maliyetleri ise katı yakıtlı roketlere göre daha yüksektir. Katı yakıtlı roketlerin kullanımı ve depolanması daha kolay ve uzun ömürlüdür. Ayrıca, sıvı yakıtlı roketlere göre daha güvenilirdir ve küçük patlama riskleri yoktur. Sıvı yakıtlı roketlerde yakıtın buharlaşması nedeniyle buzlanma sorunu yaşanabilir, bu da yakıtın hızla kullanılamaz hale gelmesine yol açar. Katı yakıtlı roketlerin bu özelliği, savaşa her an hazır olma gereksinimi olan ordular için önemlidir. Tüm bu faktörler göz önüne alındığında, katı yakıtlı roketler tercih edilen bir seçenek olmaktadır.

## 3. HAVADAN HAVAYA FÜZELER

Havadan havaya füzeler, teknolojinin ilerlemesiyle birlikte hava savaşlarında büyük değişimlere yol açan silah sistemleridir. Geleneksel it dalaşı kavramının yerini, uzun mesafelerden gerçekleşen ve teknolojik kabiliyetlerin önemli olduğu hava-hava muharebeleri almıştır. Soğuk savaş döneminde havadan havaya füzelerin kullanıma girmesiyle hava savaşları yeni bir aşamaya geçmiştir. Havadan havaya füzeler, görüş içi ve görüş ötesi olarak iki kategoriye ayrılır. Görüş içi füzeler yakın mesafede görülebilir hedeflere karşı kullanılırken, görüş ötesi füzeler radar sinyalleriyle algılanabilen ancak gözle görülemeyen uzaktaki hedeflere yöneliktir. Füzeler aynı zamanda pasif güdümlü ve yarı aktif radar güdümlü olarak sınıflandırılır.

Havadan havaya füzelerin sürekli olarak geliştirildiği ve farklı türlerinin, güdüm sistemlerinin, menzillerin ve atış parametrelerinin üzerinde çalışmaların yapıldığı bir sektördür. Bu gelişmeler, hava savaşlarında daha etkili ve keskin bir silah gücü sağlama hedefini taşır.

**Tablo 2.** AIM-9 ve AIM-120 Karşılaştırması [8]

	<b>AIM-9 Sidewinder</b>	<b>AIM-120 AMRAAM</b>
Uzunluk (cm)	302	365
Çap (mm)	127	178
Ağırlık (kg)	85,3	157,7
Azami hız (Mach)	2.5	4
Menzil (km)	1-35,4	50-160

#### *A.AIM-9 Sidewinder*

1960'lı yıllar itibariyle Türk Hava Kuvvetleri envanterine girmiş olan Sidewinderlar o yıllarda kullanılan ve ilk modeli olan AIM-9B ile ülkemize giriş yapmıştır. O dönem için yeni teknoloji olan ve Türk Hava Kuvvetleri'nin yeni satın aldığı F-5A ve F-104G uçaklarında kullanılmak üzere alınmıştır. İlerleyen yıllarda ülkemizin F-4 Phantom uçakları ile tanışmasıyla birlikte AIM-9P modeli kullanılmıştır. Günümüzde Hava Kuvvetlerinin gözdelelerinden olan F-16'ların hayatımıza girmesiyle birlikte ise AIM-9 füzelerinin L/M/S varyasyonları aktif olarak kullanılmaktadır.

#### **B. Yerli Füzeler**

Türk Hava Kuvvetlerinin havadan havaya füze ihtiyaçlarının sürekli olarak ithal olarak karşılanmasından dolayı 2013 yılından itibaren yerli havadan havaya füzeler için çalışmalar başlatılmıştır. Bu doğrultuda karşımıza Gökdoğan ve Bozdoğan çıkmaktadır. Tasarımcılığı TÜBİTAK-SAGE tarafından gerçekleştirilen bu iki füzenin de üreticisi Roketsan'dır.

**Tablo 3.** AIM-9 ve BOZDOĞAN Karşılaştırılması [9]

<b>ÖZELLİK</b>	<b>AIM-9</b>	<b>BOZDOĞAN</b>
Menzil (km)	1-35.4	25
Ağırlık (kg)	85,3	140
Azami hız (Mach)	2,5	4
Uzunluk (cm)	302	330
Çap (mm)	127	160

#### **YAKIT**

Katı yakıtlı roketlerde yanma, itici gazın silindirik iç deliği ve düz uç yüzeyinde gerçekleşir. Yanma odası duvarının büyük bir kısmı yanma süresi boyunca sıcak gazdan korunacak şekilde tasarlanır. Katı yakıtlı roketlerde nozul boğazı ile yakıt arasında yalıtım malzemesi bulunur. En iyi malzemeler genellikle boğaz bölgesinde kullanılırken, diğer bölgelerde daha hafif ve ucuz malzemeler tercih edilebilir. Yüksek performanslı katı yakıtlı roketler için tipik bir konseptte, boğaz bölgesinde kompozit malzeme kullanılır. Bu malzeme, yüksek sıcaklıkları tolere edebilir ve bir miktar soğutma sağlayacak şekilde tasarlanmıştır.

#### **A. Katı Roketler için Yakıtlar ve Oksitleyiciler**

Katı yakıtlar, homojen ve heterojen sistemler olmak üzere ikiye ayrılır. Homojen yakıtlar, yakıt ve



oksitleyici bileşenlerin moleküler seviyede birleştiği yakıt karışımlarıdır. Heterojen yakıtlar ise oksitleyici ve yakıt bileşenlerinin ayrı şekilde bulunduğu yakıtlardır, ancak yakıtın içindeki itici gaz yapısal olarak sağlam bir katıdır. Homojen katı yakıtlar, nitroselüloz ve nitrogliserin gibi bileşikler temel alınarak oluşturulur. Bu yakıtlar stabilizatörler, yanma hızı düzenleyicileri ve opaklaştırıcı ajanlar gibi diğer bileşenlere ihtiyaç duyarlar. Heterojen yakıtlar ise genellikle amonyum perklorat gibi katı oksitleyiciler ve alüminyum gibi yakıt bileşenleri kullanılarak oluşturulur. Bu yakıtların yanması daha yüksek alev sıcaklığı ve ikincil duman üretir. Yakıtların performansı ve karakteristik özellikleri, içerdikleri bileşenlerin oranına bağlıdır. Özet olarak, katı roket yakıtları farklı bileşenlerin kombinasyonu ile oluşturulur ve performansı artırmak için stabilizatörler, yanma hızı düzenleyicileri ve opaklaştırıcı ajanlar gibi diğer bileşenlere ihtiyaç duyarlar. DB, CP ve CMDB'deki tipik malzemelerin listesi Tablo 4'te gösterilmiştir.

**Tablo 4.** Çift Baz (DB), Kompozit (CP) ve Kompozit Modifiye Çift Bileşenleri Baz (CMDB) İtici [10]

ÖZELLİK	DB	CP	CMDB
"Fuel"	NC	PU, PBAN, PBAA, CTPB, HTPB	NC+HMX veya RDX
Oxidiser	NG	AP, AN	NG
Stabiliser	EC, 2NDPA	-	EC, 2NDPA
Plasticiser	DEP, TA	DOP, DOA, IDP	DEP, TA
Burn rate modifier	PbSa, LiF, Pb2EH, CuSt, PbSt	IDP, Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub> , nBF, CuCH, DnBF, LiF	-
Metal Fuel	Al, Mg	Al, Mg, B	Al, Mg
Curingagent	-	TDI, MAPO, IPDI	-
Wettingagent	-	Lecithin	Lecithin
Stability additive	Metal	Metal	Metal

Oksitleyicilerin gücü ve yakıtların kolaylığı, bileşiklerin karakteristik özelliklerini belirler. Oksijen, klorürden daha güçlü bir oksitleyicidir, ancak florun toksik ve aşındırıcı olması nedeniyle kullanılmaz. Yakıt olarak hidrojen, karbondan daha kolay oksitlenir. Alüminyumun tamamen oksitlenmesi için daha yüksek sıcaklıklara ihtiyaç vardır ve bu süreç alüminyum oksit kaplaması oluşturarak gerçekleşir. Yakıt tahmini yapmak için, tüm oksijenin hidrojeni suya ve karbonu CO veya CO<sub>2</sub>'ye dönüştüreceği varsayılır. Kalan karbon, artık yakıt değeri olarak kabul edilir. Eğer oksijen fazlaysa, tüm hidrojen suya ve tüm karbon karbondioksit şeklinde oksitlenir ve kalan oksijen oksitleyicinin kütlesine dahil edilir. Amonyum perklorat (AP) durumunda, klorürün oksitleme sürecinde oksijenle rekabet ettiği düşünülerek, hidrojenin yarısının HCl'ye dönüşeceği ve geri kalanının suya dönüşeceği varsayılır.

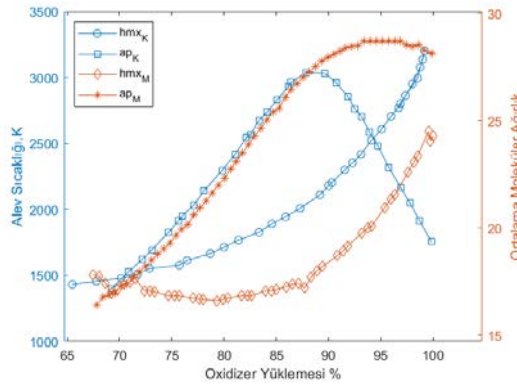
**Tablo 5.** Aktif bileşenlerin bileşimi ve özellikleri [11]

Malzeme	Kimyasal Formül	F ya da Ox, %	Durum(300K)	$\rho_p$ kg/m <sup>3</sup>	$\Delta H_f$ kJ/mole
NC	$C_8H_{7.55}O_2(NO_2)_{2.45}$	F, 12.9	Katı	1660	-670.6
NG	$C_2H_5O_2(NO_2)_3$	Ox, 0.04	Sıvı	1660	-400.6
AP	$NH_4ClO_4$	Ox, 31.0	Katı	1950	-296.1
AN	$NH_4ClO_2$	Ox, 20.0	Katı	1730	-327.6
RDX	$C_3H_5N_3(NO_2)_3$	F, 20.0	Katı	1820	61.5
HMX	$C_4H_8N_4(NO_2)_4$	F, 20.0	Katı	1900	75.0

AP, diğer katı yakıtlara kıyasla daha yüksek bir oksitleyici değere sahiptir ve yüksek yoğunluğa sahip olduğu için iyi bir seçimdir. RDX ve HMX benzer element oranlarına sahiptir, ancak farklı grup sayılarına sahiptirler. NG, NC'ye kıyasla daha reaktiftir ve yanma ürünleri daha düşük molekül ağırlığına sahiptir. AN, reaktif bir oksitleyici değildir ve alev sıcaklığı en düşüktür.

## B. Termokimyasal Performans

CP durumunda,  $I_{sp}$ 'deki zirve propellanttaki AP'nin yaklaşık %90'ında meydana gelir. Alüminyumun tanıtılması, moleküler ağırlıktaki marjinal bir değişiklikle alev sıcaklığı %10 artırır, böylece  $I_{sp}$  %5 artar. CMDB propellantlar, DB propellantlarının performansına kıyasla CP seviyesine veya bazı durumlarda biraz daha iyi bir performans gösterir. CMDB propellantlarının ortaya çıkmasının daha önemli nedeni, RDX/HMX kullanarak az dumanla CP'nin performansına eşitlik sağlamaktır. AP, kendi başına yüksek enerji içeriği sağlamayan bir oksitleyicidir ancak Şekil 1'den anlaşılacağı üzere yüksek oksitleyici yüklemesi ile düşük sıcaklıklarda kararlı hale dönüşürken HMX ise yüksek oksitleyici yüklemesi ile kararlılığı daha yüksek sıcaklıklarda ele almaktadır. AP, diğer yakıt bileşenleriyle birleştirildiğinde yüksek enerji verimliliği elde edilebilir. HMX, yüksek enerji içeriğine sahip bir oksitleyicidir. AP, stabil ve dayanıklı bir oksitleyicidir. Uzun süre depolama koşullarında kararlı kalabilir. HMX, yüksek sıcaklıklara ve darbelere karşı dayanıklıdır. AP, kompozit yakıtlarda daha yaygın olarak kullanılan bir oksitleyicidir. HMX ise daha çok askeri patlayıcılar için tercih edilen bir bileşiktir. Kompozit yakıtların tasarımı ve bileşen seçimi karmaşık bir süreçtir. Seçilen oksitleyici, yakıt matrisi ve diğer katkı maddeleri performans, güvenlik ve işlenebilirlik açısından dikkate alındığında AP oksitleyicinin kullanılması kararlaştırılmıştır.



Şekil 1. AP ve HMX'e dayalı alev sıcaklığı ve ortalama moleküler ağırlık [12]

## C. Yakıt Tipi Seçimi

DB2, daha yüksek bir enerji içeriğine sahip bir itici madde olduğundan DB1 ve DB3'e göre daha yüksek bir yanma hızına sahiptir. Bu etki "yanma hızı modifikatörü" etkisinden kaynaklanmaz.

Yüksek basınçta yanma hızını göstermek için referans koşulu seçilmiştir. Çünkü çoğu itki sistemi yüksek basınçlarda çalışır ve dolayısıyla yüksek basınçtaki davranış daha önemlidir. Bazı yakıtların basınçla değişen indeksleri olduğundan, önemli olan daha yüksek basınçlardaki indekstir. AP ve HMX gibi monopropellantlar göreceli olarak yüksek indekslerle yanarlar. DB yakıtlarının basınç indeksleri,

monopropellanların nedeniyle benzer şekilde, kompozit yakıtlardan daha yüksektir. Yanma hızının sıcaklık duyarlılığı genellikle DB yakıtlarında daha yüksektir. Kompozit modifiye edilmiş yakıtlarda, AP kullanımı basınç indeksini azaltırken, özgül impulsu artırmak için HMX kullanımı basınç indeksini önemli ölçüde artırır.

Tablo 6’da görüldüğü gibi katkı maddeleriyle yapılan yanma hızı davranışı değişiklikleri, bir bütün olarak mümkün olan değişikliklerin küçük bir alt kümesidir. Katkı maddeleri kullanılarak normalde sınırlı bir basınç aralığında yanma hızı değişmeyen bir etki, platonizasyon denilen bir etki yaratılabilir. Bu etki özellikle DB iticili yakıtlarda belirgin olarak görülür. Tablo 6’da 7 numaralar yakıt, Hiroksil-terminatedpolybutadiene (HTPB) bazlı bir katı yakıt türüdür ve birçok roket motoru tasarımında kullanılmaktadır. Tabloda verilen verilere bakıldığında, HTPB bazlı yakıtlar diğer katı yakıtlarla karşılaştırıldığında orta düzeyde bir yanma hızına sahiptir. Bununla birlikte, HTPB hazlı yakıtlar, farklı sıcaklık ve basınç koşullarında tutarlı bir performans sergileyen ve depolanması kolay olan yakıt türlerinden biridir. Tablo 6’da 7 numaralı yakıt çeşidinin seçilmesinin nedenleri arasında, orta seviyede yanma hızı, stabil bir performans göstermesi ve depolanması kolay olması gibi faktörler sayılabilir.

Ammonium Perchlorate (AP), yüksek oksijen içeriği ve enerji yoğunluğu sayesinde yakıtın yanmasını hızlandıran bir oksitleyici maddedir. Alüminyum (Al) ise yanıcı bir madde olarak kullanılır ve yakıtın yanmasını hızlandırarak motor performansını artırır. AP ve Al birlikte kullanıldığında, yüksek enerji yoğunluğu ve hızlı yanma özellikleriyle yüksek performanslı katı yakıtlı roket motorlarının oluşturulmasına yardımcı olurlar. PBAN/AP/Al yakıtı düşük yoğunluğa ve düşük sıcaklıkta yanabilme özelliğine sahiptir, ancak düşük yanma hızıyla yüksek hızlı roketlerde kullanımı zordur. CTPB/AP/Al yakıtı yüksek yanma hızına sahiptir, ancak istikrarsızlık sorunu vardır. HTPB/AP/Al yakıtı ise yüksek yanma hızı ve daha iyi istikrar özellikleriyle daha güvenli bir seçenektir, ancak düşük sıcaklıkta yanma hızı düşüktür.

**Tablo 6.** Katı yakıtların basıncı ve başlangıç sıcaklığı ile yanma hızı davranışı [13]

Malzeme		$a_{70}$ mm/s (atm) <sup>n</sup>	n	$\sigma_T$ %/K
1	AP	7.9	0.77	0.20
2	HMX	10.0	0.93	0.20
3	DB1 (44NC+43NG+11DEP+2EC)	7.0	0.72	0.56
4	DB2 (56NC+40NG+4DEP)	10.0	0.58	0.34
5	DB3 (50NC+37NG+13DEP)	7.3	0.82	0.62
6	CP1 (80AP+20HTPB)	7.5	0.38	0.25
7	CP2 (68AP+18AL+14HTPB)	6.7	0.42	0.32
8	CP2 + 0.25 IO – 0.25AP	8.3	0.49	0.34
9	CP2 + 0.50 IO – 0.50AP	8.9	0.51	0.36
10	CP2 + 1.00 IO – 1.00AP	9.8	0.54	0.37
11	CP2 + 2.00 IO – 2.00AP	10.3	0.55	0.38
12	CP2 + 0.25 CC – 0.25AP	12.0	0.43	0.26
13	CP2 + 3.00CC – 3.00AP	15.0	0.44	0.28
14	CP3 (80HMX+29HTPB)	1.9	0.64	0.55
15	CMDB1 (DB1+30AP)	15.0	0.40	0.54
16	CMDB2 (DB1+30HMX)	6.5	0.83	0.54

**Tablo 7. Polimer/AP/Al Türü Yakıtların Genel Özellikleri [14]**

Yakıt	PBAN/AP/Al	CTPB/AP/Al	HTPB/AP/Al
Özgül ısılar oranı	1.18	1.2	1.142
Alev sıcaklığı (K)	3480	3246	3328.9
Yoğunluk ( $kg/m^3$ )	1772	1747	1770
Mol Kütlesi ( $gram/mol$ )	27.8	26.92	27.4
Yakıt Yanma Hızı Parametresi	3.912	17.456	4.986
Yanma Hızı Basınç İndeksi	0.33	0.40	0.30

#### 4. İTKİ

##### A. Karakteristik Hız

Karakteristik hız, roket motorunun gerçekleşen yanmanın performansını ölçen bir parametredir. Bu ölçüm, roketin itme gücü ve performans potansiyelini belirlemede önemli bir faktördür ve lüle tasarımından bağımsızdır. Karakteristik hız, yakıt özelliklerine bağlı olarak belirlenir ve yanma odası tasarımının zayıf bir etkisi vardır. Yanma odası sıcaklığı, genellikle adyabatik alev sıcaklığı olarak kabul edilir ve mevcut tasarım aşamasında karakteristik hız sadece yakıt özelliklerinin bir fonksiyonu olarak ele alınır. Karakteristik hız, farklı yakıt tiplerinin karşılaştırmak için kullanılan bir ölçüttür.

$$c^* = \frac{\sqrt{k^* \frac{R}{M_w} * T_c}}{k^* \sqrt{\frac{2}{k+1} \frac{k+1}{k-1}}} \quad (1)$$

- $k$ , özgül ısılar oranı
- $R$ , evrensel gaz sabiti  $8314 (kg \cdot m^2 / s^2) / (^{\circ}K \cdot mol)$
- $T_c$  Yanma odası sıcaklığı (Adyabatik alev sıcaklığı kullanılacaktır)
- $M_w$  İse yakıtın moleküler ağırlığıdır.

**Tablo 8. Yakıt tiplerine göre karakteristik hız verileri [14]**

Yakıt Tipi	Karakteristik Hız (m/s)
PBAN/AP/AL	1583
CTPB/AP/AL	1544
HTPB/AP/AL	1578

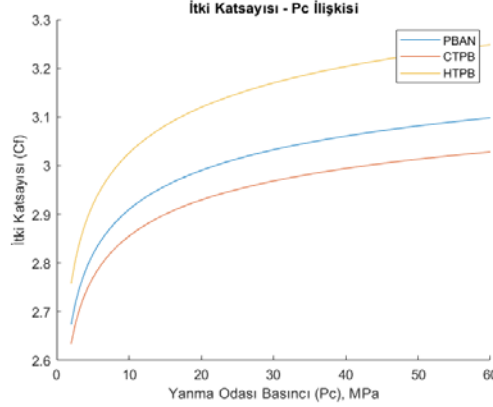
##### B. İtki Katsayısı

İtki katsayısı, bir roket motorunun performansını tanımlayan bir parametredir. Aşağıda verilen formül (2)'de, itki katsayısını hesaplarken kullanılan bir denklemdir. Bu denklemde,  $C_f$  sembolüyle temsil edilen itki katsayısı, yakıt özgül ısıları oranına ( $k$ ), lüle alan oranına ( $A_e/A_t$ ), yanma odası basıncının lüle

çıkış basıncına ( $P_e/P_c$ ) oranına ve diğer sabitlere bağlı olarak hesaplanır.

$$C_f = \sqrt{2 * \frac{k^2}{k-1} * \frac{2}{k+1} * \left[ 1 - \frac{P_e}{P_c} \right]^{\frac{k-1}{k}}} + \frac{P_e - P_a}{P_c} * \frac{A_e}{A_t} \quad (2)$$

İtke katsayısı, optimum değerini lüle çıkış basıncının ortam basıncına eşit olduğu noktada alır. Bu noktada, itkinin maksimum verimlilikle üretildiği kabul edilir. İtke katsayısı, roket motorunun verimliliğini, itme gücünü ve performansını belirlemek için kullanılan bir ölçüttür. Daha yüksek bir itke katsayısı, daha yüksek bir itme gücüne ve daha iyi performansa işaret eder.



Şekil 2. İtke katsayısı- yanma odası basıncı ile değişimi [14]

### C. Yanma Hızı

Katı yakıtlar hem yakıt hem de oksitleyici bileşenleri taşıdığından, inert bir atmosferde veya yanma ürünleri atmosferinde kendiliğinde yanarlar. Yakıtın yanma geometrisindeki en önemli özellik, yanma yerel yüzeye dik olmasıdır. Bu, bir düzlem yüzeyin düzlem bir şekilde geri çekileceği anlamına gelir. Geri çekilmenin gerçekleştiği hız, yanma hızı olarak adlandırılır.

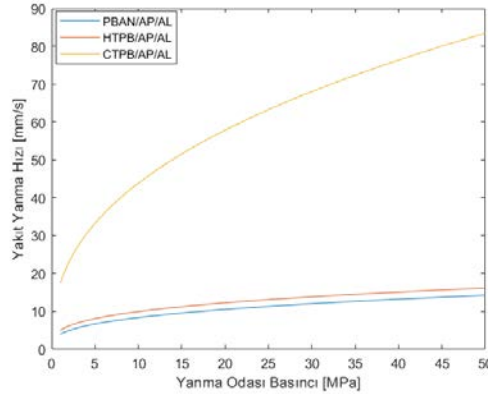
Yanma hızını Saint-Robert kuvvet yasasıyla aşağıdaki şekilde ifade etmek mümkündür. Burada  $n$  yanma hızı basınç indeksi,  $a$  ise 1 atm'deki yanma hızı parametresidir ve  $P_{cs}$  ise statik basınçtır.

$$\dot{r} = a * (P_{cs})^n \quad (3)$$

Tablo 9. Polimer/AP/Al Türü Yakıtların Genel Özellikleri [14]

Yakıt	PBAN/AP/Al	CTPB/AP/Al	HTPB/AP/Al
Özgül ısılar oranı	1.18	1.2	1.142
Alev sıcaklığı (K)	3480	3246	3328.9
Yoğunluk ( $kg/m^3$ )	1772	1747	1770
Mol Kütle ( $gram/mol$ )	27.8	26.92	27.4
Yakıt Yanma Hızı Parametresi	3.912	17.456	4.986
Yanma Hızı Basınç İndeksi	0.33	0.40	0.30

Tablo 9’da verilmiş olan yakıt yanma hızı parametresi ve yanma hızı basınç indeksleri kullanılarak değişken yanma odası basıncına göre yakıt yanma hızı Şekil 3’te gösterilmiştir.

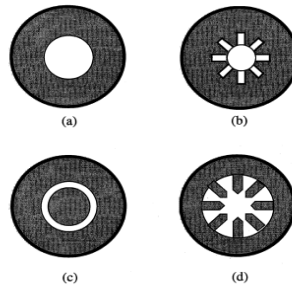


Şekil 3. Yanma hızının farklı yakıt türlerinde yanma odası basıncıyla değişimi [14]

#### D. Yakıt Yerleşimi

Oda içindeki basınç ve itki, yanma madde tüketim hızına bağlıdır. Silindirik bir grainin lineer yanması sabit bir itki üretir ancak sınırlı bir yanma alanına sahiptir ve termal hasar riski vardır. Boş silindirik şeklindeki bir yükleme ise daha büyük bir yanma alanı sağlar, daha yüksek bir itki üretir ve yanmamış tahılların duvarı sıcak gazlardan izole etmesini sağlar. Sabit bir itki için tahılın iç çapı dişli şeklinde oluşturulabilir ve yanma alanı zamanla artar. En az bir konik segmentin profilinin kullanılması, erozyonlu yanmayı hafifletmek ve itki profilini müdahale etmek için yaygındır.

Şekil 4’te farklı tipte itki yakıt çekirdekleri görülmektedir. A tipi “büyüyen (progressive)” olarak adlandırılır ve doğrusal bir şekilde artan bir yanma alanı, kütle akış hızı ve itki üretir. B tipi ise diş şeklinin etkisiyle başlangıçta geniş bir yanma alanına sahiptir, ancak dişler yanarken yanma alanı azalır. C tipi tamamen düz bir itki profili oluşturur, çünkü yanma iç çubuğun dış yüzeyinde ve dış silindirin iç yüzeyinde gerçekleşir. D tipi ise dar kanatçıklara sahip yanıcı maddeler kullanılır ve başlangıçta yüksek bir yüzey alanıyla yüksek bir itki üretir, ancak zamanla düşük ve yavaşça artan bir itkiye dönüşür. Büyük çaplı yanma kesitlerinde, alan değişimi daha yavaş olur.



Şekil 4. Farklı yakıt çekirdeği tipleri [15]

Ortam sıcaklığı, yanma hızı ve itki profili üzerinde önemli bir etkiye sahiptir, özellikle katı yakıt roketlerde. Sıvı yakıtlı roketlerde yakıt ve beslenme hızı dış etkilerden değil, yanma odasındaki koşullardan belirlenir. Ancak katı yakıtlarda durum farklıdır. Yakıtın yanma yüzeyinden buharlaşma hızı, malzemenin ısınma hızına bağlıdır. Bu da yanma tarafından sağlanan ısı besleme hızı ve yanıcı maddenin sıcaklığına

bağlıdır.

Tablo 9'daki verilere göre, kontrol tasarımı açısından ağırlık merkezinin zamanla değişim parametresi önemlidir. Sigara tipi yakıt yerleşimi, bu parametre açısından dezavantajlıdır. Ancak menzil gereksinimi düşünüldüğünde, menzil itkinin karekökü ile ilişkilidir ve yanma süresi de menzil üzerinden etkilidir. Ayrıca, yüksek ağırlık oranıyla tasarlanan sigara tipi yakıt yerleşimi, verimli bir tasarım için sınırlı hacim gereksinimini karşılamada avantaj sağlar. Sonuç olarak, sigara tipi yakıt yerleşimi, kontrol tasarımında bazı dezavantajlarına rağmen tercih edilmiştir.

**Tablo 10.** İtkinin Zamanla Sabit Bir Değere Ulaştığı Yakıt Yerleşimlerinin Özellikleri [14]

Konfigürasyon	Ağ oranı	Hacim Oranı	Yanma Karakteristiği	Kütle Merkezi Yer Değişimi
Sigara tipi	>1.0	0.90-0.98	Sabit kalan	Büyük
İçten yanmalı tüp	0.5-0.9	0.80-0.95	Sabit kalan	Küçük ve orta seviye arası
Bölünmüş tüp	0.5-0.9	0.80-0.90	Sabit kalan	Küçük
İç yıldız	0.3-0.6	0.75-0.85	Sabit kalan	Küçük
Vagon Tekerleği	0.2-0.3	0.55-0.70	Sabit kalan	Küçük
Dentrit	0.1-0.2	0.55-0.70	Sabit kalan	Küçük
İçten-dışardan yanmalı tüp	0.3-0.5	0.75-0.85	Sabit kalan	Küçük
Çubuk ve tüp	0.3-0.5	0.60-0.85	Sabit kalan	Küçük
Köpek kemiği	0.2-0.3	0.70-0.80	Sabit kalan	Küçük

#### E. Roket Motoru Performansı

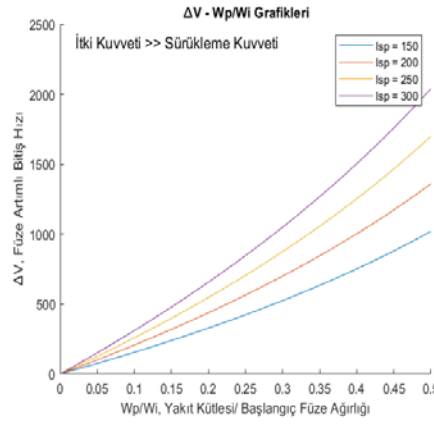
Şekil 17, roketin artımsal hızının itici madde ağırlık oranı ve özgül itki fonksiyonu olarak ilişkisini göstermektedir. Denklem şu şekildedir;

$$\Delta V = -g_c * I_{sp} * \ln \left( 1 - \frac{W_p}{W_t} \right) \quad (4)$$

Şekil, itme kuvvetinin sürtünmeden çok daha büyük olduğu yüksek itme motoru varsayımına dayanmaktadır. Hipersonik Mach sayısı, itici madde ağırlığının füze fırlatma ağırlığının yarısından fazla olduğu durumlarda düşük hızlı bir fırlatma ile elde edilebilir. Ayrıca, daha yüksek özgül itki yanma sonu hızı sağlar. Daha yüksek özgül iki aynı zamanda daha yüksek yanma sonu hızı verir (Fleeman, 2001).

Temel füze için, fırlatma ağırlığı 213 kg'dır. İtki için kullanılan yakıt ağırlığı 36.22 kg'dır ve itki sırasındaki özgül itki değeri 200 saniye olarak belirtilmiştir. İtki tarafından sağlanan maksimum artımsal hız 100 m/s olarak hesaplanmıştır.

Tipik bir fırlatma koşulu için, 20000 ft (6096 m) yükseklikte Mach 0.8 hızında olan fırlatma hızı 820 ft/s (250 m/s)'dir. Bu durumda teorik olarak itişin sonunda ulaşılacak hız 920 m/s olur. Ancak, sürtünme nedeniyle gerçek itişin sonunda hız daha düşüktür.



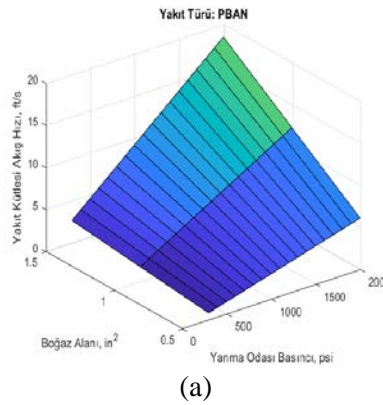
**Şekil 5.** Yakıt kütlesi/başlangıç füze ağırlığının füze artırımını bitiş hızı ile değişimi

Şekil 6'de gösterildiği gibi, istenen yakıt akış hızını sağlamak için gerekli nozul boğaz alanı  $A_t$ 'dir.

Denklem şu şekildedir;

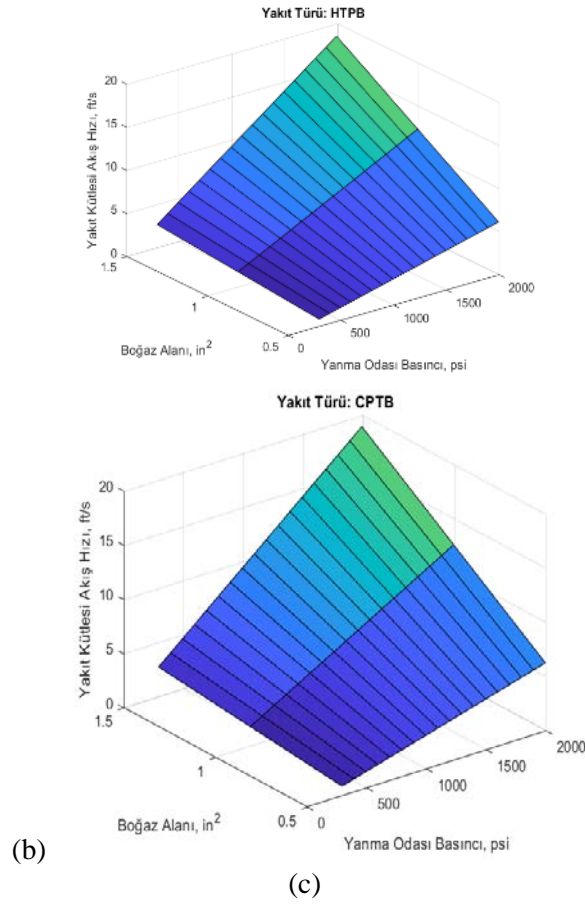
$$\dot{w}_p = A_t * g_c * p_c / c^* \quad (5)$$

Burada önemli bir kriter, gereken boğaz alanı  $A_t$ , tasarım yakıt yanma hızı ve karakteristik hız değerlerinin artmasıyla artmasıdır.



(a)

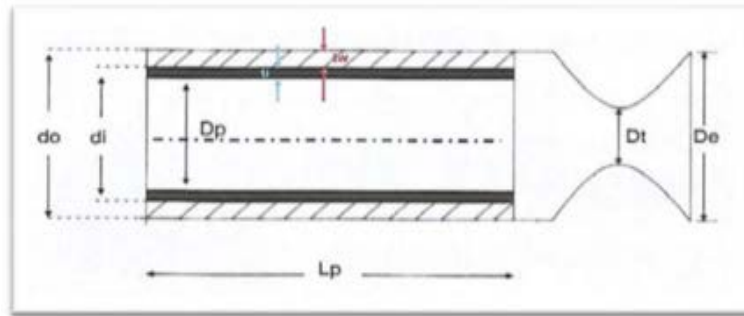




Şekil 6. Yakıt kütleli akış hızı, boğaz alanı ve yanma odası basıncı ile değişimi

## 5. Yapısal Ağırliklar

Motor borusu malzemesinin seçimi ve kalınlığının belirlenmesi için tasarlanan roket kesit resmi Şekil 7’de gösterilmiştir.



Şekil 7. Roket motorunun ölçeklendirilmesi [16]

Roket motoru borularının malzemesi olarak, sıcaklığa dayanıklı ve mekanik dayanım sınırı yüksek, aynı zamanda maliyeti düşük ve kolayca elde edilebilen çelik alaşımları kullanılmaktadır. Bu amaçla, Tablo 11’de gösterilen çelik alaşımları kullanılır. Bu alaşımların dayanım sınırının yoğunluğa oranı, motor borusunun ne kadar hafif olacağını belirler ve bu nedenle seçim yaparken bu özellik göz önünde bulundurulmalıdır. Tablo 11’deki verilere göre, en yüksek dayanım sınırına sahip alaşım maryaşlanma çeliğidir. Bu nedenle, roket motoru boruları için en uygun seçim, maryaşlanma çeliği olacaktır.

**Tablo 11.** *Roket Motorunda Kullanılan Malzemelerin Genel Özellikleri (Oda Sıcaklığında) [14]*

Malzeme	Dayanım Sınırı (MPa)	Yoğunluk (kg/m <sup>3</sup> )
2014-T6(Alüminyum alaşımı)	469	2768
T178-T6(Alüminyum alaşımı)	579	2768
AISI 4340(Çelik alaşımı)	1792	7750
5Cr- Mo- V(Çelik alaşımı)	1792	7750
18Ni- Co-Mo(Maryaslanma çeliği)	2139	8027
300 M(Çelik alaşımı)	1862	7750
Ti-6Al-4V(Titanyum alaşımı)	1172	4457
Ti-13V-11Cr-3Al(Titanyum alaşımı)	1310	4844

Maryaslanma çelikleri, uzun menzilli füzelerin motorlarında ve yapılarında kullanılan çeliklerdir. Bu çelikler, düşük karbon içeriği ve yüksek mukavemet özellikleri ile bilinir. Martensit dönüşümü ve çökelme sertleşmesi yöntemleriyle elde edilen yüksek mukavemete sahiptirler. Nikel, kobalt, molibden gibi elementlerin yanı sıra titanyum ve alüminyum da içerirler. Martensit hale getirilen çelikler sünek ve işlenebilir özelliktedir ve yaşlandırma işlemiyle daha da yüksek mukavemete ulaşır.

**Tablo 12.** *Maryaslanma Çeliğinin Genel Özellikleri [14]*

Yoğunluk (kg/m <sup>3</sup> )	8027
Isıl iletim katsayısı (W/(m.K))	25.55
Dayanım Sınırı (MPa)	2139
Maksimum Operasyon Sıcaklığı (K)	800

#### A. Yapısal Ağırlıkların Belirlenmesi

Motor borusunun kütlesi aşağıda gösterildiği gibi belirtilebilir [16].

$$m_{boru} = \pi * \rho_s * (\beta + 1) * d_r^2 * D_p^3 * (Q + 1) \quad (6)$$

Burada;

$$Q = \frac{t_w}{d_i}$$

$$\beta = \frac{L_p}{D_p}$$

$$d_r = 1 + 2 * \frac{t_i}{D_p}$$

Ateşleyici, Ateşleyici ve lülenin motor bağlantısı, lüle, kanat ve kuyruk hamili kütlesini istatistiki bilgilerden yararlanarak aşağıda gösterildiği şekilde ifade etmek mümkündür [16].

$$m_{A+L+KH} = \frac{\pi}{4} * \rho_s * d_i^2 * 10 * t_w$$

Yakıt kütleini aşağıda gösterildiği şekilde ifade etmek mümkündür [16].

$$m_p = \frac{\pi}{4} * \varphi * \beta * \rho_p * D_p^3 \quad (8)$$

Burada  $\varphi$ , yükleme yoğunluğu sigara tipi yanmalı çekirdek yapılarında bire eşittir [16].

Tasarımını yaptığımız torpidonun savaş başlığı ve diğer görev ekipmanları dâhil 21,2 kg faydalı yük taşıyacağı kabul edilir.

## 6. AVİYONİK SİSTEMLER

### A. Güdüm Kontrol Sistemleri (GCS)

Kısa menzilli füzeler, bir arayıcı düzeneği, elektronik bir aksam ve servo sistemi içeren üç ana tertibattan oluşur. Arayıcı düzeneğe hedefi saptar ve izlerken, elektronik aksam bu bilgileri işler. Servo sistemi ise elektrik izleme sinyallerini kanatçıkların mekanik hareketine dönüştürür. AIM-9x gibi füzelerde WGU 4A/b Güdüm kontrol sistemi kullanılmaktadır ve benzer bir sistem, tasarlanan füze için de uygun görülmüştür.

### B. Hedef Dedektörleri

Bu projede kullanılması planlanan hedef dedektörü DSU-15B'dir [17]. DSU-15B, dar ışıklı, aktif optik yakınlık sensörlü bir tapan sistemidir. Ana bileşenleri, dört dar huzme yayan bir verici, lazer alıcısı, sinyal işleme devresi ve termal pil içerir. Tasarlanan füzede değiştirilebilir bir hedef dedektörü sistemi kullanılmaktadır. Hedef dedektörünün ağırlığı 9.4 kilogramdır.

### C. Güvenli Teçhizat Donanımı

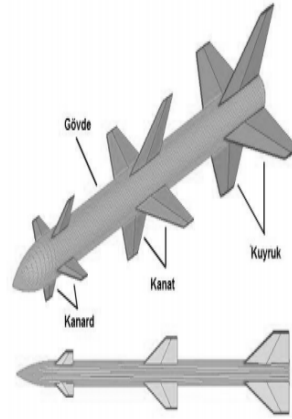
Bu projede, füzeyi güvenli bir mesafede devreye almak ve savaş başlığını patlatmak için kesintili patlayıcı düzeneğe, ivmeli teçhizat düzenekleri ve elektrik anahtarları içeren bir donanım tasarlanmıştır. Bu donanım için güvenli teçhizat olarak Mk.13 Mod 2 kullanılmıştır. Mk.13 Mod 2'nin ağırlığı 226,8 gram olarak belirlenmiştir.

### D. Harp Başlığı

Bu projede, füze üzerine yerleştirilen harp başlığı, mühimmatın yıkım gücünü sağlamaktadır. Harp başlığının ana bileşenleri arasında bir kasa tertibatı, iki güçlendirici plaka, yüksek oranda patlayıcılar, fünye ve parçalanma çubukları bulunmaktadır. Bu projede tercih edilen harp başlığı WDU-17/B'dir ve net kütlesi 12 kilogram olarak belirlenmiştir.

## 7. STABİLİZASYON ve KONTROL SİSTEMLERİ

Havadan havaya füzelerde stabilizasyon önemlidir. Kararlı bir uçuş için basınç merkezi ( $C_p$ ), ağırlık merkezinin ( $C_g$ ) gerisinde olmalıdır. Sabit kanatlar genellikle yeterli kararlılığı sağlamak için kullanılır ve hareketli kontrol yüzeylerine göre daha basit ve ekonomiktir. Füzelerde kullanılan stabilizasyon sistemleri çeşitli yöntemlerle gerçekleştirilebilir.



Şekil 8. Farklı Stabilizasyon Sistemleri [18]

### A. Kanat Profilleri

Kanat profilleri füze uçuş performansını doğrudan etkiler. Doğru bir kanat profilinin seçimi, kullanım amacı, hız, maruz kalınan kuvvetler gibi faktörleri dikkate alınarak yapılmalıdır. Günümüzde birçok farklı kanat profili mevcuttur ve uygun olanı seçmek önemlidir.

### B. Airfoil Benzeri Kanat Profili

Aerodinamik profil özelliğine sahip bir kanat profilidir. Bu tip kanat geometrisi ses altı uçuşlardaki performansı yüksektir. Buna karşın sürüklenme kuvveti de büyük olmaktadır. Kesit simetrik değilse, diğer bir deyişle kamburluğa sahip olsa sıfır hücum açısında bile taşıma kuvveti oluşturulabilmektedir. Bu yüzden simetrik olarak üretilmek zorundadır.

### C. Kanat ve Kanard Tasarımı

Havadan havaya füze için tasarlanan kanatlar ve kanardlar, füzenin stabilitesini sağlamak ve kontrol etmek amacıyla özenle tasarlanmalıdır. Kanatlar, lift oluşturarak füzenin stabil kalmasına yardımcı olurken, kanardlar füzenin yuvarlanmasını kontrol etmek için kullanılır. Kanatlar airfoil şekilli ve hafif bir dihedral açığa sahiptir, kanardlar ise airfoil şekilli ve hafif negatif açıdadır.

### D. Seçilen Kanat ve Kanard Tasarımı

Füzenin kanat ve kanard tasarımı, stabilite, manevra kabiliyeti ve etkinlik için optimize edilmelidir. Airfoil şekilli kanatlar lift oluşturarak stabilite sağlarken, hafif negatif açılı kanardlar füzenin yuvarlanmasını kontrol eder. Bu tasarım, hedefin takibini ve etkili bir savunma yeteneğini sağlar. Kanatların ve kanardların airfoil şekli, kaldırma kuvveti üreterek füzenin stabil kalmasını sağlar. Dihedral açısı ve negatif geliş açısı ise daha fazla stabilite ve kontrol sağlar.

## 8. OpenRocket Üzerinden Füze Tasarımı

Tasarımın ilk aşamalarında geometriyi oluşturmak için Open Rocket programı kullanılmıştır. Open Rocket roket ve füze tasarımları için tasarlanmış bir yazılımdır. Roket ve Füze tasarımına ve simüle edilmesine imkân sağlamaktadır. Malzeme seçiminden dış yüzey kalitesine kadar birçok imkân sağladığından dolayı tercih edilmiştir. Ayrıca tasarlanan füze için gerekli birçok parçayı eklenmesine imkân sağlamaktadır. Ayrıca yapılan tasarımın dışa aktarımını da mümkün kılması büyük bir avantaj sağlamaktadır.

Open Rocket uygulaması üzerinden tasarım çalışmaları başlatılmıştır. Tasarıma ön kısımdan başladığımız için öncelikle burun konisi oluşturmamız gerekmektedir. Bunun için arayıcı başlıklar değişebileceğinden kaynaklı değiştirilebilen bir burun konisi tercih edilmiştir. Ayrıca malzeme optimizasyonu sonrasında seçim değiştirme durumu olabileceğinden kaynaklı olarak Alüminyum malzemeden imal edilmiştir. Bunun sebebi ilk aşamada sadece geometrimiz temel hatlarının oluşturulmasının amaçlanmasıdır. Ayrıca Ansys üzerinden de malzeme türü değiştirme imkânı tanınmaktadır.

Burun konisi için eklemeli ve toplamda 30 santimetre uzunluğunda ve 12,7 santimetre çapında bir burun konisi tercih edilmiştir. Bu uzunluklar farklı arayıcı başlıklar arasında tercih yapılabilmesini mümkün kılacak şekilde tasarlanmıştır. Ayrıca Burun konisine eklenen omuz parçası hem imalatı hem de üretimi kolaylaştırırken aynı zamanda gövde ile birleşim kısmına yapısal açıdan destek vermektedir.

Burun konisinin omuz parçası füze gövdesine bağlanmaktadır. Buradaki gövde parçası füzenin stabilizasyonunu sağlayan ön kanatçıkların bulunduğu bölümdür. Burada füzenin stabilizasyonu ve yönlendirilmesi desteklenmesi amaçlanmıştır. Burada gövde parçasının da uzunluğu 40 santimetre olarak hesaplanıp içerisinde burun konisinin omuz parçası sabitlenebilecek şekilde tasarlanmıştır. Bundan kaynaklı olarak dış çapı 12,7 santimetre iken iç çapı ise 12,1 santimetre olarak hesaplanmıştır. Yapılan hesaplamalar doğrultusunda burada gövde et kalınlığı 3 santimetre olarak kabul edilmiştir.

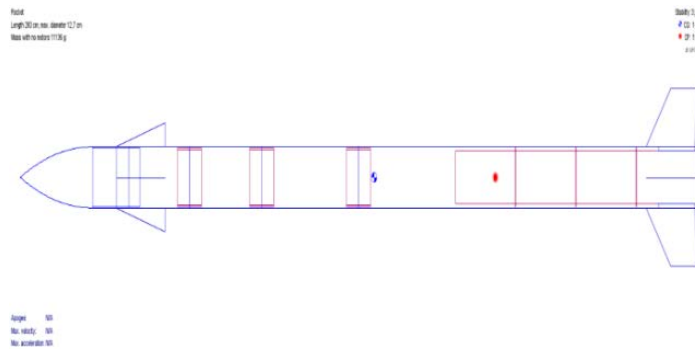
Ön kanatçık ve burun konisinin sabitlendiği gövde parçası sonrasında bir sonraki bölüm olan optik hedefleme ve uçuş bilgisayarının bulunduğu gövde parçasının bir önceki gövde parçasıyla birleşim yerine bir bağlantı parçası eklenmiştir. Ayrıca optik hedefleme ve uçuş bilgisayarını için ayrılan bölüme 30 santimetre kadar bir uzunluk ayrılıp buraya gerekli parçaların sabitlenebileceği bir boşluk bırakılmıştır. Bu bölümde dış çap 12,7 santimetre iken iç çap olarak 12,3 santimetre uygun görülmüştür.

Optik hedefleme ve uçuş bilgisayarını bölümü sonrasında füzeye faydalı yük kısmı eklenmelidir. Bir füzenin olabildiğince fazla faydalı yük taşıyabilmesi o füzenin daha fazla infilaka sahip olmasını sağlayacaktır. Bundan kaynaklı olarak olabildikçe fazla yük taşıyabilmesi hedeflenmiştir. Ayrıca bu bölgede 40 santimetre bir uzunluk ayrılmış olup 3 santimetrelilik bir et kalınlığı tercih edilmiştir.

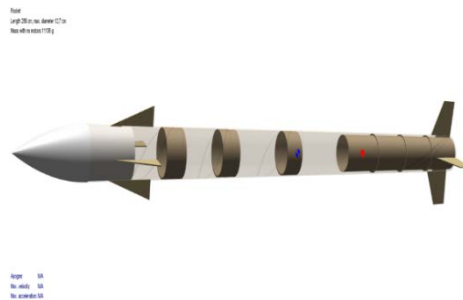
Faydalı yük kısmı sonrasında füzenin itki sistemine yer verilmiştir. Bu kısma hem füzenin itki sistemi hem de yakıt bölmesi için yer verilmiştir. Bundan kaynaklı olarak itki ve yakıt sistemi için 140

santimetrelük bir bölüm ayrılmıştır. Bu bölümde tasarlanacak motor için bir katı yakıt bölmesi de tasarlanacaktır. Ayrıca füzenin lüle kısmını üstüne yerleştirilen kanatçıklar füzenin manevrasını sağlamaktadır. Bu şekilde daha iyi bir hedef takibi yapılması amaçlanmıştır. Ayrıca yerleştirilen bu kanatçıklar tasarlanırken motorun çıkış kısmındaki sıcaklık da tahmin edilerek bu sıcaklığın kanatçıkları etkilenmesini engelleme amacıyla sıcaklık yalıtımları uygulanacaktır. Bu sayede lülede oluşacak sıcaktan kanatçıkların etkilenmemesi amaçlanmıştır.

Tasarlanan roket motorunun itki bölümünün merkezine konumlandırılacağından dolayı merkezleme halkalarının kullanılması gerekmektedir. Bunun sebebi motorun tamamen sabitlenmesidir. Motorun sabit olmaması durumunda elde edilen itki tek doğrultu boyunca olmayacaktır ve laminar bir çıkış sağlayamayacaktır. Motor kısmını sabitlemek için kullanılan merkezleme halkaları gerekli analizler doğrultusunda üç adet ile sınırlandırılmıştır. Bunun sebebi fazla ağırlıktan kaçınılmasıdır.



Şekil 9. Open Rocket programı üzerinde tasarlanan füzenin yandan görünüşü [20]



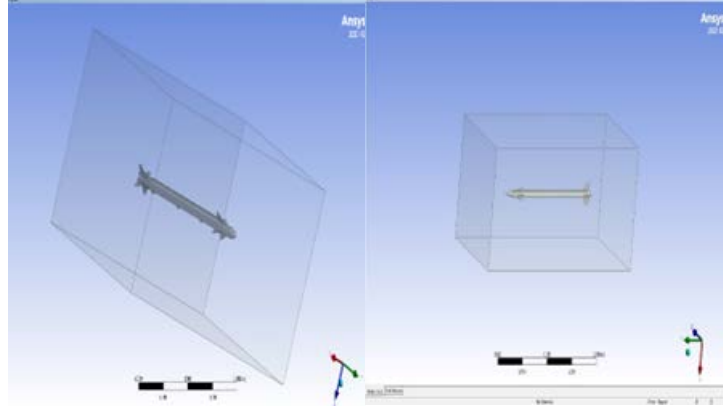
Şekil 10. Open Rocket üzerinde tasarlanan füzenin 3D görünüşü [20]

Yapılan bu planlamalar ve tasarım aşamaları doğrultusunda elde edilen füzenin teknik ve üç boyutlu çizimi Şekil 11 ve Şekil 12’de gösterilmiştir. Elde edilen füze tasarımında motor eklenmemiş olup gövde ağırlığı 11136 gram olarak hesaplanmıştır. Ayrıca elde edilen toplam uzunluk 280 santimetre olup çapı ise 12.7 santimetredir. Bu aşamada ağırlık merkezi ve basınç merkezi noktalarını elde edebiliyor olsak da füzenin iç parçaları yerleştirildikten sonra bu verilerin değişmesi beklenmektedir. Ayrıca motorun yerleştirilmemesinden kaynaklı maksimum hız ve maksimum ivmelenme verileri bu kısımda henüz verilememektedir.

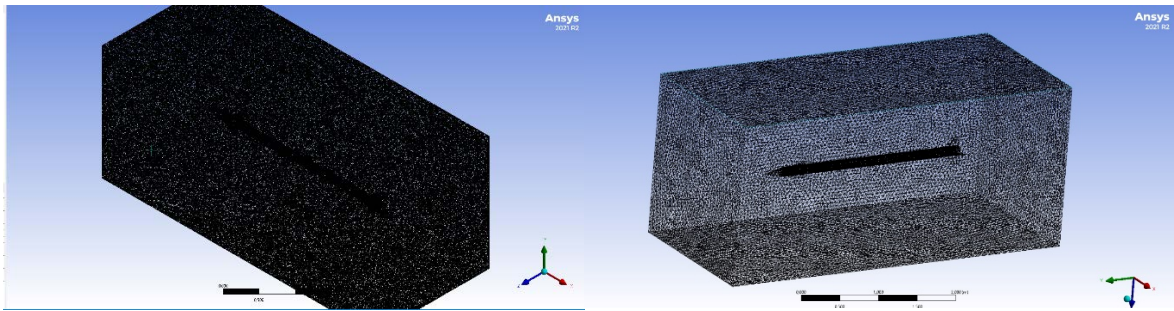
## 9. AİM-9X İÇİN HESAPLAMALI AKIŞKANLAR DİNAMIĞI ANALİZLERİ (HAD)

Yapılan havadan havaya füze çalışmasında örnek tasarım olarak AİM-9X kullanılmıştır. Bunun sebebi F-16 varyasyonlarında güncel olarak kullanılan bir füze olmasıdır. Analizlerimize başlamadan önce AİM-9X in teknik resimleri incelenmiş olup verilere uygun olarak geometrisi oluşturulmuştur.

Ansys Workbench üzerinden gerçekleştirilen fluid flow fluent eklentisi ile yapılan HAD analizleri gerçekleştirilmiştir.



Şekil 11. Füze Geometrileri [19]



Şekil 12. Füzelerin Mesh Görüntüsü [19]

Tasarlanan füzenin geometrisini oluşturmak için Open Rocket programı kullanılmıştır. Tasarıma ön kısımdan başlanarak değiştirilebilen bir burun konisi tercih edilmiştir. Burun konisi ve omuz parçası alüminyum malzemeden imal edilmiştir. Gövde parçaları stabilizasyon ve yönlendirme için tasarlanmıştır. Optik hedefleme ve uçuş bilgisayar bölümüne boşluk bırakılmıştır. Faydalı yük taşıma kapasitesi arttırılmak istenmiştir. İtki sistemi ve yakıt bölmesi için ayrı bir bölüm ayrılmıştır. Kanatçıklar, füzenin manevrasını sağlamak ve sıcaklık yalıtımı için tasarlanmıştır. Motorun sabitlenmesi için merkezleme halkaları kullanılmıştır.

Yapılan analizler doğrultusunda elde edilen veriler Tablo 13'te gösterilmiştir.

**Tablo 13. Füze Verileri Karşılaştırması**

	AIM-9x	Gerçekleştirilen Tasarım
Hız Konturu (ms <sup>-1</sup> )	1049	1174
Basınç Konturu (Pa)	390200	349450
İtke Katsayısı	1.24	1.29
Sürüklenme Katsayısı	0.430	0.419

## 10. BULGULAR

Yapılan optimizasyon çalışmasında üç farklı yakıt tipi 13 farklı değişken ile incelenmiş olup değerlendirme yapılmıştır. Bu değerlendirme esnasında birinci öncelik olarak itke ağırlık oranı alınırken ikinci öncelik olarak ise menzile ve azami hız değerlendirilmiştir. Optimizasyon algoritması içerisinde temel parametre olarak yanma odası basıncı, yanma borusu çapı, yanma borusu uzunluğu ve izolasyon kalınlığı kullanılmıştır. Bu veriler doğrultusunda elde edilen sonuçlar Tablo 14'te gösterilmiştir.

**Tablo 14. Farklı Yakıt Tiplerine Göre Elde Edilen Veriler**

	PBAN/AP/AL	CTPB/AP/AL	HTPB/AP/AL
Yanma odası basıncı MPa	5.3994	4.6022	5.1704
Yanma borusu çapı m	0.93333	0.95000	0.96985
Yanma borusu uzunluğu m	0.94959	0.49691	0.65143
İzolasyon kalınlığı m	0.0015	0.0015	0.0015
Azami hız Mach	3.9963	3.8532	4.6423
Menzil km	18.424	10.948	12.685
Yakıt ağırlığı kg	32.7431	27.2720	36.2236
Füze motor ağırlığı kg	2.44	3.29	4.53
Toplam füze ağırlığı kg	53.3512	44.8918	55.3613
Elde edilen itke miktarı kN	15.742	5.9093	6.1897
İtke ağırlık oranı kN/kg	11.2929	12.8237	16.9387
Yanma hızı m/s	0.0068	0.0032	0.0082
Gövde et kalınlığı m	0.285	0.285	0.285

## SONUÇ

Tasarlanan füze füze ağırlığı, uzunluk ve çap gibi parametreler lojistik açıdan avantaj sağlayabilmelidir. Ayrıca minimum miktarda yakıt kullanması da ekonomik olarak üstünlük sağlamaktadır.



Azami hızın en yüksek değer PBAN/AP/AL yakıtı için yaklaşık 18 km olarak elde edilmiştir ve o yakıt türüne en yakın performans gösteren HTPB/AP/AL yakıtı için menzil değeri yaklaşık 13 km olarak belirlenmiştir. Azami uçuş Mach sayısı HTPB/AP/AL için yaklaşık 4.64 olarak elde edilmiş, ve PBAN/AP/AL ve CTPB/AP/AL yakıtları için sırasıyla yaklaşık 4.00 Mach ve 3.85 Mach olarak elde edilmiştir.

Birinci öncelikli parametrenin manevra kabiliyeti yani dolayısıyla itki ağırlık oranı olması ve ikinci öncelik olarak seçilen azami hız ve menzil verilerindeki üstünlüklerinden dolayı tasarımın yakıtı olarak HTPB/AP/AL seçilmiştir. İncelenen değişkenler doğrultusunda en optimum tasarım gerçekleştirilmesi amaçlanmıştır. Tasarımda kullanılan yakıt ve motor doğrultusunda elde edilen ağırlık diğer tasarımlardan yüksek çıkmıştır. Ancak bu kütle farkı itki miktarı ile dengelenip daha iyi bir itki-ağırlık oranı elde edilebilmektedir

Yapılan çalışma ile havadan havaya füze tasarımı gibi çok kompleks bir alanda roket tasarımı için yol gösterici bir model oluşturulmuş olup gelecek çalışmalara bu konuda tasarım metodu bırakılmıştır.

## 11. Kaynakça

[1] Hudgikar, S. R. K. (2022). Development of A Gas Propelled Rocket Engine. *International Journal of Research and Analysis in Science and Engineering*, 2(5), 9-9.

[2] Mishra, D. P. (2017). *Fundamentals of rocket propulsion*. CRC Press.

[3] Werrett, S. (2012). Technology on the Spot: The Trials of the Congreve Rocket in India in the Early Nineteenth Century. *Technology and culture*, 53(3), 598-624.

[4] Misak, R. E. (2001). *Capabilities-Based Planning: Maximizing Combat Power From Legacy to Objective Force*. Army Command and General Staff Coll Fort Leavenworth Ks School of Advanced Military Studies(p.10).

[5] Weingardt, R. G. (2012). Wernher von Braun and the Race to the Moon. *Leadership and Management in Engineering*, 12(1), 26-36.

[6] Biddle, W. (2009). *Dark side of the Moon: Wernher von Braun, the Third Reich, and the space race*. WW Norton & Company.

[7] Broquere, B., Pouliquen, M., & Le Moal, D. (2004). Liquid and Solid Propulsions: Comparison and Application Areas. In *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit* (p. 3899).

[8] Slocombe, G. (2013). RAAF stand-off missiles-Fire and forget?. *Asia-Pacific Defence Reporter* (2002), 39(2), 26.

[9] Mevlütoğlu, A. (2020). The Future of Turkey's Airpower. *Insight Turkey*, 22(3), 131-160.

[10] Han, X., Wang, T. F., Lin, Z. K., Han, D. L., Li, S. F., Zhao, F. Q., & Zhang, L. Y. (2009). RDX/AP-CMDB Propellants Containing Fullerenes and Carbon Black Additives. *Defence science journal*, 59(3).

[11] Yan, Q. L., Zhao, F. Q., Kuo, K. K., Zhang, X. H., Zeman, S., & DeLuca, L. T. (2016). Catalytic

effects of nano additives on decomposition and combustion of RDX-, HMX-, and AP-based energetic compositions. *Progress in Energy and Combustion Science*, 57, 75-136.

**[12]** Muthiah, R., Varghese, T. L., Rao, S. S., Ninan, K. N., & Krishnamurthy, V. N. (1998). Realization of an Eco-Friendly Solid Propellant Based on HTPB-HMX-AP System for Launch Vehicle Applications. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 23(2), 90-93.

**[13]** Chen, D. M., Hsieh, W. H., Snyder, T. S., Yang, V., Litzinger, T. A., & Kuo, K. K. (1991). Combustion behavior and thermophysical properties of metal-based solid fuels. *Journal of Propulsion and Power*, 7(2), 250-257.

**[14]** Karabacak, M. (2014). Roket Motorunun Tahrik Ettiği Sualtı Jet Akışı, Yüksek Lisans Tezi, Gebze Teknik Üniversitesi

**[15]** Zeller, B. (1993). Solid propellant grain design. In *Solid rocket propulsion technology* (pp. 35-84). Pergamon.

**[16]** İnger, E. (2010). Roket ve Füze Mühendisliği. 10-120. *Palme Yayıncılık. Ankara.*

**[17]** Mitsenko , ID (2009) Experimental determination of the influence of the radome on the characteristics radio-technical systems (p.74).

**[18]** Wang, H. G., & Williams, T. C. (2008). Strategic inertial navigation systems-high-accuracy inertially stabilized platforms for hostile environments. *IEEE Control Systems Magazine*, 28(1), 65-85.

**[19]** Hernandez, R. N., Singh, H., Messimer, S. L., & Patterson, A. E. (2017). Design and performance of modular 3-D printed solid-propellant rocket airframes. *Aerospace*, 4(2), 17.

**[20]** Niskanen, S. (2013). OpenRocket technical documentation. *Development of an Open Source model rocket simulation software*, 11-13.

# Havacılık Çalışanlarının Örgütsel Destek Algılarının Demografik Özelliklerine Göre İncelenmesi

Mehmet SERCAN<sup>1,\*</sup>  Kayra ÖZELGE<sup>1</sup>  Berkay ORDUKIRAN<sup>1</sup>   
Eren ALTINTAŞ<sup>1</sup> 

<sup>1</sup> Kastamonu Üniversitesi, Sivil Havacılık Yüksekokulu, Havacılık Yönetimi Bölümü, Kastamonu, Türkiye

\*[sercan12433@gmail.com](mailto:sercan12433@gmail.com) (Corresponding Author/Sorumlu Yazar)

Makale Bilgileri	ÖZ
<p><b>Makale Geçmişi</b> <b>Geliş: 29/05/2023</b> <b>Kabul: 23/06/2023</b> <b>Yayın: 30/06/2023</b> <b>Anahtar Kelimeler:</b> Havacılık, Algılanan Örgütsel Destek, Demografik Özellikler.</p>	<p>Havacılık sektörü küreselleşme ve teknolojik yeniliklerin etkisiyle sürekli gelişmekte ve değişmektedir. Örgütler, bu değişim ve gelişime ayak uydurabilmesi, sürdürülebilir rekabet avantajı yakalayabilmesi ve özellikle varlığını sürdürebilmesi için en kıymetli kaynağı olan çalışanlarına ihtiyaç duymaktadır. Bu bağlamda örgütlerin çalışanlarının motivasyonunu, performansını, bağlılığını ve iş tatminini yükselterek amaçlarına ulaşabilmesi için örgütsel destek kavramı ön plana çıkmaktadır. Bu çalışmanın amacı, havacılık çalışanlarının örgütsel destek algılarının onların demografik özelliklerine göre farklılaşıp farklılaşmadığını incelemektir. Araştırmanın verileri İGA İstanbul Airport işletmesinde görev yapan 410 çalışanın katılımıyla anket yöntemiyle toplanmıştır. Anket iki kısımdan oluşmakta olup, birinci kısmında katılımcıların demografik özelliklerine ilişkin sorular, ikinci kısmında ise algılanan örgütsel destek düzeylerine ilişkin sorular bulunmaktadır. Araştırmada “Algılanan Örgütsel Destek Ölçeği” kullanılmıştır. Havacılık çalışanlarının örgütsel destek algıları demografik özelliklerine göre nasıl farklılaştığını belirlemek için varyans ve t-testi analizlerinden yararlanılmıştır. Bulgulara göre, çalışanların örgütsel destek algıları onların yaş, eğitim ve medeni durumları ile statülerine göre anlamlı şekilde farklılaşmakta, cinsiyet, işletmedeki kıdem ve toplam kıdemleri açısından herhangi bir anlamlı farklılık göstermemektedir.</p>

## Investigation of Organizational Support Perceptions of Aviation Employees by Demographic Characteristics

Article Info	ABSTRACT
<p><b>Article History</b> <b>Received: 29/05/2023</b> <b>Accepted: 23/06/2025</b> <b>Published: 30/06/2023</b> <b>Keywords:</b> Aviation, Perceived Organizational Support, Demographic Characteristics.</p>	<p>The aviation sector is constantly developing and changing with the effect of globalization and technological innovations. Organizations need their employees, who are the most valuable resources, in order to keep up with this change and development, to achieve sustainable competitive advantage and especially to survive. In this context, the concept of organizational support comes to the fore in order for organizations to reach their goals by increasing the motivation, performance, commitment and job satisfaction of their employees. The aim of this study is to examine whether the organizational support perceptions of aviation employees differ according to their demographic characteristics. The data of the research were collected by the survey method with the participation of 410 employees working at İGA İstanbul Airport. The questionnaire consists of two parts, in the first part there are questions about the demographic characteristics of the participants, and in the second part there are questions about the levels of perceived organizational support. “Perceived Organizational Support Scale” was used in the study. Analysis of variance and t-test were used to determine how the organizational support perceptions of aviation employees differ according to their demographic characteristics. According to the findings, employees' perceptions of organizational support differ according to their age, education and marital status, and there is no difference in terms of gender, seniority in the enterprise and total seniority.</p>

**Atf/Citation:** Sercan, M., Özelge K., Ordukiran, B. & Altıntaş, E. (2023) Havacılık Çalışanlarının Örgütsel Destek Algılarının Demografik Özelliklerine Göre İncelenmesi. *Aerospace Research Letters (ASREL) Dergisi*, 2(1), 48-55.



“This article is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/) (CC BY-NC 4.0)”

Bu araştırma, Doç. Dr. Engin Kanbur danışmanlığında yürütülmekte, 1919B012202782 proje başvuru numarasıyla TÜBİTAK 2209-A Üniversite Öğrencileri Araştırma Projeleri Desteği Programı tarafından desteklenmektedir.

## GİRİŞ

Havacılık sektörü, günümüzde hızla gelişen ve değişen aynı zamanda önemli bir ekonomik getirisi olan bir sektör olarak dikkat çekmektedir. Havayolu işletmelerinin sektör içinde varlığını sürdürebilmeleri ve uzun dönemli kar elde edebilmeleri ancak özverili, örgütüne bağlı, verimli çalışan, proaktif ve iş tatmini yüksek çalışanlarla mümkün olabilir. Bu bağlamda örgüt ile çalışan arasında karşılıklı kazan-kazan mantığına dayalı bir kavram olan algılanan örgütsel destek kavramı büyük önem taşımaktadır. Algılanan örgütsel destek, çalışanların, örgütün kendi katkılarına değer verdiği ve refahlarını önemseydiği algısı olarak tanımlanmaktadır (Kim, Eisenberger & Baik, 2016; Zacher & Winter, 2011). Algılanan örgütsel destek; çalışanların psikolojik iyi oluşları, işlerine ve örgütlerine yönelik olumlu yönelimleri ve örgüte yardımcı olan davranışları ile ilişkilidir (Eisenberger & Stinglhamber, 2011). Diğer bir ifadeyle algılanan örgütsel destek, çalışanların, örgütün katkılarına ne kadar değer verdiğine ve onları önemseydiğine ilişkin görüşüdür. Çalışanlar, örgütün kendilerine karşı desteğini görece bağımlılığı yansıtan ve resmi bir sözleşmenin ötesine geçen karşılıklı bir değişim ilişkisi olarak görürler (Allen, Armstrong, Reid & Riemenschneider, 2008; Gavino, Wayne & Erdogan, 2012). Bu bağlamda algılanan örgütsel destek kavramı, örgütün işgörenin sergilemiş olduğu çabaya karşı ona değer vermesi, mutlu olmasını önemsemesi ve onu etkileyen tüm olumlu faaliyetlerin örgüt tarafından gönüllü olarak desteklediğine dair algılar şeklinde belirtilebilir (Kanbur, 2016). En genel anlamıyla algılanan örgütsel destek çalışanın belirlemiş olduğu hedeflere ulaşabilmesi için ortaya koyduğu gayret sonucunda örgütün de çalışana verdiği destek olarak tanımlanmaktadır (Eisenberger, Jones, Aselage & Sucharski, 2004).

Algılanan örgütsel destek, örgütün çalışanlarının çabalarını görme ve kabul etme, onların sosyo-duygusal gereksinimlerini karşılamaya hazır olma ve bağlılıklarına ilişkin inançlarına dayalı bir kavram olduğu belirtilmektedir (Rhoades & Eisenberger, 2002). Örgütsel destek kavramının gücü, çalışanların örgütlerinin kendilerine adil davranıp davranmadığına dair inancına bağlıdır (Kurtessis vd., 2017). Aynı zamanda çalışanların kariyer gelişimini ve refahını artırabilen örgütsel bir kaynak olarak da görülmektedir (Kinnunen, Feldt & Makikangas, 2008). Çalışanlar, örgüte olan katkılarının sonucunda beklentilerinin karşılanmasını istemektedirler (Özsavaner, 2019). Bu beklentiler ne seviyede karşılanırsa çalışan da örgüte en az o seviyede destek olacak ve örgüte daha fazla bağlanabilecektir. Bu durum örgütsel destek teorisi kapsamında incelenmektedir. Örgütsel destek teorisine göre, çalışanların örgütün katkılarına veya desteklerine ne ölçüde değer verdiği ve onları önemseydiği konusunda genel bir algı geliştirmektedir (Eisenberger & Stinglhamber, 2011). Örgütsel destek teorisine göre örgütün değerli kaynaklarını kullanan çalışanlar, destek algılarını geliştirir ve karşılıklılık normuna dayalı olarak, örgütün amaçlarına ulaşması için gerekli olan yardımları yaparak borçlarını ödemek isterler (Neves & Eisenberger, 2014).

Algılanan örgütsel destek, bireyin örgüte karşı daha fazla duygusal bağlanma ve yükümlülük duygusu geliştirmesine neden olması beklenmektedir. (Allen, Shore & Griffeth, 2003). Dolayısıyla algılanan örgütsel desteğin, işe devam etme (Eisenberger, Huntington, Hutchison & Sowa, 1986), iş performansı (Eisenberger, Fasolo & Davis-LaMastro, 1990), örgütsel vatandaşlık davranışı (Shore & Wayne, 1993), iş tatmini (Eisenberger, Cummings, Armelo & Lynch, 1997), işe adanma (Ahmad ve Nawaz, 2015; Caesens ve Stinglhamber, 2014) ve duygusal bağlılık (Wayne, Shore & Liden, 1997) ile pozitif ilişkili olduğu belirtilmektedir. Havacılık sektörü gibi yüksek stres seviyelerinin olduğu iş alanlarında çalışanların örgütsel destek algısı, işletmenin başarısı için kritik öneme sahiptir. Demir (2012) havalimanı çalışanları ile yaptığı çalışmada, algılanan örgütsel desteğin örgütsel bağlılık üzerinde pozitif, işten ayrılma niyeti üzerinde ise negatif bir etkisinin olduğunu belirtmektedir. Karabulut (2019) tarafından havacılık sektöründe gerçekleştirilen bir çalışmada, algılanan örgütsel desteğin iş tatminini pozitif etkilediği görülmektedir. Özsavaner (2019) çalışmada havacılık çalışanlarının örgütsel destek algısının öznel iyi oluş üzerinde pozitif ve anlamlı bir ilişkisinin olduğu vurgulanmaktadır. Özgül, Erkmen ve Karaarslan (2020) havacılık çalışanları ile yürüttükleri araştırmalarında, örgütsel desteğin çalışanların örgütsel bağlılık, iş-aile yaşam dengesi ve aile-iş dengesi üzerinde pozitif bir etkisinin

olduğunu ortaya koymaktadırlar. Bu nedenle, havacılık sektöründe faaliyet gösteren işletmelerin, çalışanlarının örgütsel destek algısını artırmak için etkili stratejiler belirlemeleri gerekmektedir. Bu bağlamda, bu çalışmanın amacı, havacılık sektöründe çalışanların örgütsel destek algılarının demografik özelliklerine göre incelenmesidir. Bu çalışmada, havacılık sektöründe çalışanların örgütsel destek algısını etkileyebilecek demografik faktörlerin analiz edilmesi ve bu faktörlerin örgütsel destek algısı üzerindeki etkisinin belirlenmesi hedeflenmektedir. Araştırma bulguları hem gelecekte yapılması düşünülen araştırmalara hem de havacılıkla ilgili tüm paydaşlara yol gösterebilmesi açısından yazına katkı sağlayacaktır.

## YÖNTEM

### Araştırmanın Amacı

Araştırmanın amacı, havacılık çalışanlarının örgütsel destek algılarının onların demografik özelliklerine göre farklılaşıp farklılaşmadığını incelemektir.

### Araştırmanın Hipotezleri

- H<sub>1</sub>.** Çalışanların örgütsel destek algıları, cinsiyetlerine göre anlamlı şekilde farklılaşmaktadır.
- H<sub>2</sub>.** Çalışanların örgütsel destek algıları, medeni durumlarına göre anlamlı şekilde farklılaşmaktadır.
- H<sub>3</sub>.** Çalışanların örgütsel destek algıları, statülerine göre anlamlı şekilde farklılaşmaktadır.
- H<sub>4</sub>.** Çalışanların örgütsel destek algıları, yaşlarına göre anlamlı şekilde farklılaşmaktadır.
- H<sub>5</sub>.** Çalışanların örgütsel destek algıları, eğitim durumlarına göre anlamlı şekilde farklılaşmaktadır.
- H<sub>6</sub>.** Çalışanların örgütsel destek algıları, işletmedeki çalışma sürelerine göre anlamlı şekilde farklılaşmaktadır.
- H<sub>7</sub>.** Çalışanların örgütsel destek algıları, toplam çalışma sürelerine göre anlamlı şekilde farklılaşmaktadır.

### Örneklem

Araştırmanın örneklemini İstanbul Airport İGA'da görev yapan 600 çalışan oluşturmaktadır. İGA İstanbul Airport işletmesinin 600 çalışana çevrimiçi anket uygulanmış ve 410 çalışandan geri dönüşüm sağlanmıştır. Evren temsiliyeti yeterli olan (Altunışık, Coşkun, Bayraktaroğlu ve Yıldırım, 2004) bu veriler araştırma analizlerine dâhil edilmiştir.

### Ölçek

Araştırmada çalışanların örgütsel destek algılarını belirlemek amacıyla Eisenberger vd. (1986) tarafından geliştirilen ölçeğin uzun formunun yerine, Eisenberger vd. (1997) ile Lynch vd. (1999) tarafından geliştirilmiş ölçeğin kısa formu kullanılmıştır. Ölçeğin Türkçe uyarlaması Kanbur (2015) tarafından gerçekleştirilmiştir. Ölçek tek boyut ve 8 maddeden oluşmaktadır. Ölçek, beşli Likert tipine (Kesinlikle katılmıyorum 1- Kesinlikle katılıyorum 5) uygundur. Ölçeğin güvenirlik ve faktör analizine ilişkin bulgular Tablo 1'de sunulmaktadır.

**Tablo 1.** Faktör Analizi

Faktörler	Madde Sayısı	Fak. Yük. Aralığı	Açıklanan Varyans (%)	Cronbach Alpha ( $\alpha$ )
Algılanan Örgütsel Destek	8	0,412 – 0,880	53,708	0,85

*Kaiser-Meyer-Olkin (KMO): 0830*  
*Barlett: ki-kare=1950,093; df=28; p=0,000*

Tablo 1'deki bulgular incelendiğinde, ölçeğin orijinali gibi tek faktör ve 8 maddeden oluştuğu ve güvenilirliğinin kabul edilebilir sınıırın üzerinde olduğu görülmektedir (Hair, Black, Babin & Anderson, 1998; Gürbüz & Şahin, 2016).

### Veri Toplama Araçları ve Süreçleri

Araştırma verilerinin toplanması için birincil veri toplama yöntemi olan anket tekniğinden yararlanılmıştır. Araştırma anketi iki kısımdan oluşmaktadır. Birinci kısımda katılımcıların; cinsiyet, medeni durum, statü, eğitim durumu, yaş, işletmedeki kıdem ve toplam kıdemlerinin sorulduğu demografik özelliklere ilişkin sorular yer almaktadır. İkinci kısımda ise katılımcıların örgütsel destek algılarını ölçmek amacıyla algılanan örgütsel desteğe ilişkin sorular yer almaktadır. Araştırma verileri 15.07.2022-15.08.2022 tarihleri arasında toplanmıştır.

### Verilerin Analizi

Araştırma verilerinin analiz edilmesinde istatistiksel paket programdan (SPSS 23) yararlanılmıştır. Katılımcıların demografik özelliklerini ortaya koymak için frekans analizinden, araştırma hipotezlerini test etmek için t-testi ve varyans analizlerinden faydalanılmıştır.

### Etik

Araştırmanın etik kurul izni Kastamonu Üniversitesi Sosyal ve Beşerî Bilimler Araştırma ve Yayın Etiği Kurulu 22.06.2022 tarih ve 7/10 kararı ile alınmıştır.

### BULGULAR

Katılımcılara ait demografik özelliklere ilişkin bulgular Tablo 2'de, t-testi analizine ilişkin bulgular Tablo 3'te ve Varyans analizine ilişkin bulgular Tablo 4'de sunulmaktadır.

**Tablo 2.** Katılımcıların Demografik Özellikleri

Demografik İfadeler	N	%	Demografik İfadeler	N	%
<b>Cinsiyet</b>			<b>Medeni durum</b>		
Kadın	35	8,5	Evli	318	77,6
Erkek	375	91,5	Bekar	92	22,4
<b>Statü</b>			<b>Yaş</b>		
Yönetici	48	11,7	24 yaş ve altı	71	17,3
Yönetici değil	362	88,3	25-30 yaş	36	8,8
<b>Eğitim Durumu</b>			31-36 yaş	71	17,3
Lise	220	53,7	37-42 yaş	57	13,9
Önlisans	6	1,5	43 yaş ve üzeri	175	42,7
Lisans	144	35	<b>Toplam Kıdem</b>		
Lisansüstü	40	9,8	3 yıl ve daha az	94	22,9
<b>İşletmedeki Kıdem</b>			4-9 yıl arası	138	33,7
3 yıl ve daha az	135	32,9	10-15 yıl arası	50	12,2
4-9 yıl arası	275	67,1	16 yıl ve üzeri	128	31,2
<b>Toplam</b>	410	100	<b>Toplam</b>	410	100

Araştırmaya katılan çalışanlarının demografik özellikleri Tablo 2'de gösterilmektedir. Bulgular incelendiğinde çalışanların büyük bir kısmının erkek (n = 375, %91,5) ve evli (n = 318, %77,6) olduğu, eğitim durumu itibarıyla en kalabalık grubun lise (n = 220, %53,7) ve lisans (n = 144, %35,1) mezunu olduğu, yaş itibarıyla en kalabalık grubun 43 yaş ve üzeri olduğu (n = 175, % 42,7) görülmektedir. Ayrıca katılımcıların çoğunluğunun idari görevi olmadığı (n = 362, % 88,3) görülmektedir. Katılımcıların

mevcut işletmedeki çalışma süresi ve toplam çalışma süresi (kıdem) bakımından en çok 4-9 yıl olduğu görülmektedir.

Araştırma kapsamında geliştirilen H<sub>1</sub>, H<sub>2</sub>, H<sub>3</sub> ve H<sub>6</sub> numaralı hipotezlerin analizinde t testinden faydalanılmıştır. Söz konusu test değerleri Tablo 3'te gösterilmektedir. Çalışanlarının örgütsel destek algılarının cinsiyet, medeni durum, statü ve işletmedeki çalışma sürelerine göre farklılık gösterip göstermediğini t-testi ile analiz edilmiştir. Ayrıca gruplar arasında varyansların normal dağıldığını gösteren Levene's testi değerleri incelenmiş olup, değişkenlerin normal dağılıma sahip olduğu görülmektedir (p>0,05). T-testi bulguları incelendiğinde cinsiyet ve çalışanların işletmedeki çalışma sürelerine göre herhangi bir anlamlı farklılığın bulunmadığı görülmektedir. Ancak çalışanların örgütsel destek algılarının medeni durumlarına göre farklılaştığı (t<sub>(408)</sub>=2,119; p<0.05) görülmektedir. Bu farklılığın ise evli çalışanlardan (X=4,05) kaynaklandığı söylenebilir. Diğer taraftan çalışanların örgütsel destek algılarının sahip oldukları statülerine göre farklılaştığı (t<sub>(408)</sub>=4,173; p<0.05) görülmektedir. Bu farklılığın ise yönetici olmayan çalışanlardan (X=4,06) kaynaklandığı söylenebilir. Dolayısıyla H<sub>1</sub> ve H<sub>6</sub> reddedilmiş, H<sub>2</sub> ve H<sub>3</sub> ise kabul edilmiştir.

**Tablo 3.** T-Testi Analizi Bulguları

<b>Cinsiyet</b>	<b>N</b>	<b>X</b>	<b>S</b>	<b>df</b>	<b>t</b>	<b>p</b>	<b>Levene's</b>
Kadın	35	3,98	,244	408	,994	,585	,785
Erkek	375	4,02	,661				
<b>Medeni Durum</b>	<b>N</b>	<b>X</b>	<b>S</b>	<b>df</b>	<b>t</b>	<b>p</b>	<b>Levene's</b>
Evli	318	4,05	,588	408	2,119	,035	,202
Bekâr	92	3,89	,774				
<b>Statü</b>	<b>N</b>	<b>X</b>	<b>S</b>	<b>df</b>	<b>t</b>	<b>p</b>	<b>Levene's</b>
Yönetici	48	3,66	,646	408	4,173	,000	,299
Yönetici değil	362	4,06	,621				
<b>İşletmedeki kıdem</b>	<b>N</b>	<b>X</b>	<b>S</b>	<b>df</b>	<b>t</b>	<b>p</b>	<b>Levene's</b>
3 yıl ve daha az	135	4,03	,519	408	,231	,817	,856
4-9 yıl arası	275	4,01	,688				

\* p<0.05

Araştırma kapsamında geliştirilen H<sub>4</sub>, H<sub>5</sub> ve H<sub>7</sub> numaralı hipotezlerin analizinde varyans (one way anova) testinden faydalanılmıştır. Söz konusu test değerleri Tablo 4'de gösterilmektedir.

**Tablo 4.** Varyans Analizi Bulguları

<b>Yaş</b>	<b>N</b>	<b>X</b>	<b>S</b>	<b>sd</b>	<b>F</b>	<b>p</b>
24 yaş ve altı	71	4,15	,493	405	12,116	,000*
25-30 yaş	36	4,41	,358			
31-36 yaş	71	3,67	,742			
37-42 yaş	57	3,84	,747			
43 yaş ve üzeri	175	4,07	,570	409		
<b>Eğitim</b>	<b>N</b>	<b>X</b>	<b>S</b>	<b>sd</b>	<b>F</b>	<b>p</b>
Lise	226	4,11	,583	2	6,006	,003*
Lisans	144	3,89	,737	407		
Lisansüstü	40	3,90	,415	409		
<b>Toplam kıdem</b>	<b>N</b>	<b>X</b>	<b>S</b>	<b>sd</b>	<b>F</b>	<b>p</b>
3 yıl ve daha az	94	4,01	,535	3	1,243	,294
4-9 yıl arası	138	4,00	,647	406		
10-15 yıl arası	50	3,89	,886	409		
16 yıl ve üzeri	128	4,09	,574			

\* p<0.05

Tablo 4’te yer alan bulgular incelendiğinde, çalışanların örgütsel destek algıları onların yaşlarına göre farklılık göstermektedir ( $F_{(4-409)}=12,116$ ;  $p<0.01$ ). Bu farklılığın hangi gruptan kaynaklandığını ortaya koymak için Tukey testinden yararlanılmıştır. Tukey testi bulgularına göre 25-30 yaş ile 31-36 yaş arasında anlamlı bir farklılığın olduğu, bu farklılığın da 25-30 yaş ( $X=4,41$ ) arasındaki çalışanlardan kaynaklandığı söylenebilir. Aynı şekilde çalışanların örgütsel destek algıları onların eğitim durumlarına göre anlamlı bir farklılık göstermektedir ( $F_{(2-409)}=6,006$ ;  $p<0.01$ ). Bu farklılığın hangi eğitim durumundan kaynaklandığını ortaya koymak için Tukey testi bulguları incelenmiştir. Buna göre lise mezunları ile lisans mezunları arasında anlamlı bir farklılığın olduğu, bunun da lise ( $X=4,11$ ) mezunlarından kaynaklandığı belirtilebilir. Ancak çalışanların örgütsel destek algıları ile onların toplam çalışma süreleri arasında herhangi bir farklılık gözlemlenmemiştir ( $F_{(4-409)}=1,243$ ;  $p>0.01$ ). Dolayısıyla  $H_4$  ve  $H_5$  kabul edilirken,  $H_7$  reddedilmiştir.

## TARTIŞMA / SONUÇ / ÖNERİ

Havacılık, değişimin hızlı yaşandığı, teknolojinin ve emeğin yoğun kullanıldığı bir sektördür. Havacılık içinde bulunduğu sektör gereği bilgi ve beceri düzeyi yüksek kalifiye çalışanlara ihtiyaç duymaktadır. Havacılık çalışanları sahip oldukları bilgi, beceri ve sergiledikleri performansları karşılığında örgütten bazı beklentileri vardır. Örgüt bu beklentileri ne ölçüde karşılayabilirse çalışanlar da o derece örgüte gerek performans gerekse de bağlılık olarak örgütün beklentilerini yerine getirmektedirler. Bu bağlamda örgütsel destek kavramı her sektör çalışanları için olduğu gibi havacılık çalışanları için de son derece önemlidir. Çalışanlar verdikleri emek karşılığında örgütün kendilerine her konuda destek olmasını ve kendilerinin yanında olduklarını hissettirmelerini beklemektedir. Karşılıklı ilişkisine dayanan bu kavram her iki taraf içinde kazan-kazan mantığına dayanmaktadır.

Bu araştırmanın amacı, havacılık çalışanlarının örgütsel destek algılarının onların demografik özelliklerine göre farklılaşıp farklılaşmadığını incelemektir. Bu bağlamda t-testi ve varyans analizleri kullanılmıştır. T-testi bulguları incelendiğinde; çalışanların örgütsel destek algılamalarının cinsiyet ve işletmedeki çalışma sürelerine göre herhangi bir anlamlı farklılık göstermemektedir. Ancak çalışanların örgütsel destek algılarının medeni durumlarına ve statülerine göre farklılaştığı görülmektedir. Bu bulgu Kestek, Çolakoğlu ve Atay (2018) çalışmalarında algılanan örgütsel desteğin çalışanların medeni durumlarına göre farklılaştığı sonucuyla örtüşmektedir. Evli çalışanların bekâr çalışanlara göre örgütten beklentileri daha farklı olabilir. Özellikle maddi beklentiler, daha düzenli çalışma saatleri ve işyükü bakımından örgütün desteğini daha fazla hissetmek isteyebilir. Aynı şekilde statüleri farklı olan çalışanların buldukları mevki ve sahip oldukları bilgi ve beceri karşılığının örgüt tarafından karşılanmasını beklerler. Çünkü çalışanlar sahip oldukları statülere ulaşmak için oldukça yoğun bir çaba harcamaktadırlar. Bu çabanın örgüt tarafından gerektiği ölçüde desteklenmesi beklenmektedir.

Araştırmanın varyans analizi bulguları incelendiğinde; çalışanların örgütsel destek algılarının, onların yaşlarına ve eğitim durumlarına göre farklılaştığı söylenebilir. Bu bulgu Deniz ve Çetin (2018) tarafından ortaya konulan araştırma sonuçları ile örtüşmektedir. Ayrıca Kestek, Çolakoğlu ve Atay (2018) çalışmalarında algılanan örgütsel desteğin çalışanların medeni durumlarına göre farklılaştığı sonucuyla da örtüşmektedir. Çalışanların eğitim seviyeleri arttıkça örgütten beklentileri de aynı oranda artmaktadır. Çalışanlar, eğitim seviyelerini artırmak için çeşitli zorlukları üstlenmekte ve çaba göstermektedirler; bunun sonucunda akademik kariyerlerinde ilerleme kaydederek örgüt tarafından desteklenmeyi beklemektedirler. Bu çaba ve destek karşılıklı olarak sağlanabilirse örgütsel anlamda pozitif çıktılar sağlanabilir. Aynı şekilde çalışanlar yaşları ilerledikçe sahip oldukları bilgi ve tecrübenin örgüt tarafından farkında olunması ve gerektiğinde de desteklenmesini beklemektedirler. Dolayısıyla araştırmanın bulguları genel olarak değerlendirildiğinde havacılık çalışanları için beklenen bir sonuç olduğu söylenebilir.

Araştırmanın örnekleminin İstanbul Airport İGA işletmesi çalışanları ile gerçekleştirilmesi, verilerin toplanmasında anket yönteminden yararlanılması, t-testi ve varyans analizlerinin kullanılması araştırmanın sınırlılıkları olarak belirtilebilir. Araştırma sonuçları itibarıyla havacılık sektöründe faaliyet gösteren



işletmelerin, çalışanların demografik özelliklerini dikkate alarak örgütsel destek sağlama stratejilerini geliştirebileceğini göstermektedir. Özellikle evli çalışanların, statüleri farklı olan çalışanların ve yüksek eğitim düzeyine sahip çalışanların örgütsel destek beklentilerine daha fazla odaklanmanın önemli olduğunu vurgulanabilir. Ayrıca, çalışanların yaşlarına ve eğitim durumlarına göre örgütsel destek algılarının farklılaştığını göz önünde bulundurarak, işletmelerin bu faktörleri dikkate alarak örgüt içi politikalarını ve destek mekanizmalarını şekillendirmeleri önerilebilir. Bu şekilde, havacılık sektöründe faaliyet gösteren işletmeler, çalışanların memnuniyetini ve bağlılığını artırarak işletme performansını olumlu yönde etkileyebilirler. Bu çalışma bulguları itibarıyla bu konuda çalışmalarını yönlendiren araştırmacılara ve havacılık sektörü ile ilişkili olan tüm paydaşlara katkı sağlayabilir.

### KAYNAKÇA

- Ahmed, I., & Nawaz, M. M. (2015). Antecedents and outcomes of perceived organizational support: A literature survey approach. *Journal of Management Development*, 34(7), 867-880.
- Allen, D. G., Shore, L. M., & Griffeth, R. W. (2003). The role of perceived organizational support and supportive human resource practices in the turnover process. *Journal of Management*, 29(1), 99-118.
- Allen, M. W., Armstrong, D. J., Reid, M. F., & Riemenschneider, C. K. (2008). Factors impacting the perceived organizational support of IT employees. *Information & Management*, 45(8), 556-563.
- Altunışık, R., Coşkun, R., Bayraktaroğlu, S., & Yıldırım, E. (2004). *Sosyal bilimlerde araştırma yöntemleri: SPSS uygulamalı*. İstanbul: Sakarya Kitabevi.
- Demir, A. P. D. M. (2012). Örgütsel destek, örgütsel bağlılık ve işten ayrılma eğilimi ilişkisi: Havalimanı yer hizmetleri işletmelerine yönelik bir araştırma. *ISGUC The Journal of Industrial Relations and Human Resources*, 14(1), 47-64.
- Deniz, G., & Çetin, B. (2018). İşgörenlerin dışsal prestij ve örgütsel destek algılamalarının demografik nitelikler açısından değerlendirilmesi: Otel işletmelerinde bir araştırma. *Disiplinlerarası Akademik Turizm Dergisi*, 3(1), 23-36.
- Eisenberger, R., Huntington, R., Hutchison, S., & Sowa, D. (1986). Perceived organizational support. *Journal of Applied Psychology*, 71(3), 500- 507.
- Eisenberger, R., Fasolo, P., & Davis-LaMastro, V. (1990). Perceived organizational support and employee diligence, commitment, and innovation. *Journal of Applied Psychology*, 75, 51-59.
- Eisenberger, R., Cummings, J., Armeli, S., & Lynch, P. (1997). Perceived organizational support, discretionary treatment, and job satisfaction. *Journal of Applied Psychology*, 82(5), 812-820.
- Eisenberger, R., Jones, R. J., Aselage, J. & Sucharski (2004). *Perceived organizational support. in the employment relationship: Examining psychological and contextual perspectives*. Oxford University Pres.
- Eisenberger, R., & Stinglhamber, F. (2011). *Perceived organizational support: Fostering enthusiastic and productive employees*. Washington, DC: American Psychological Association.
- Gavino, C. M., Wayne, J. S. & Erdogan, B. (2012). Discretionary and transactional human resource practices and employee outcomes: The role of perceived organizational support. *Human Resource Management*, 51(5), 665-686.
- Gürbüz, S., & Şahin, F. (2014). *Sosyal bilimlerde araştırma yöntemleri*. Ankara: Seçkin Yayıncılık.
- Hair, J. F., Black, W. C., Babin, B. J., & Anderson, R.E. (2010). *Multivariate data analysis: A global perspective*. 7th Edition, Pearson Education, Upper Saddle River.
- Kanbur, E. (2015). *Çalışanların bireysel yaratıcılık düzeylerinin iç girişimcilik performansları üzerindeki etkisinde algılanan örgütsel desteğin aracılık rolü*. Gaziosmanpaşa Üniversitesi Sosyal Bilimler Enstitüsü, Yayınlanmamış Doktora Tezi, Tokat.
- Kanbur, E. (2016). Algılanan örgütsel desteğin çalışanların iç girişimcilik performansları üzerindeki etkisinin incelenmesi. *KAÜİİBFD*, 7(14), 443-460.

- Karabulut, İ. (2019). Savunma ve havacılık sektöründeki kobiler üzerine bir araştırma Algılanan örgütsel destek, lider desteği, sosyal desteğin iş tatminine etkisinde örgütsel bağlılığın aracılık rolü. *Ufuk Üniversitesi Sosyal Bilimler Enstitüsü Dergisi*, 8(15), 439-464.
- Kestek, S. B., Çolakoğlu, Ü., & Atay, H. (2018). Otel çalışanlarının algılanan örgütsel destek düzeylerinin demografik özelliklerine göre incelenmesi: Kuşadası örneği. *Journal of Travel and Tourism Research*, 13, 53-68.
- Kim, K. Y., Eisenberger, R., & Baik, K. (2016). Perceived organizational support and affective organizational commitment: Moderating influence of perceived organizational competence. *Journal of Organizational Behavior*, 37(4), 558-583.
- Kinnunen, U., Feldt, T., & Makikangas, A. (2008). Testing the effort-reward imbalance model among finnish managers: The role of perceived organizational support. *Journal of Occupational Health Psychology*, 13(2), 114-127.
- Kurtessis, J. N., Eisenberger, R., Ford, M. T., Buffardi, L. C., Stewart, K. A., & Adis, C. S. (2017). Perceived organizational support: A meta-analytic evaluation of organizational support theory. *Journal of Management*, 43(6), 1854-1884.
- Lynch, D. P., Eisenberger, R., & Armeli, S. (1999). Perceived organizational support: Inferior Versus superior performans by wary employees. *Journal of Applied Psychology*, 84(4), 467-483.
- Neves, P., & Eisenberger, R. (2014). Perceived organizational support and risk taking. *Journal of Managerial Psychology*, 29(2), 187-205.
- Özgül, B., Erkmen, T., & Karaarslan, E. (2020). Algılanan örgütsel destek ile örgütsel bağlılık ilişkisinde iş-yaşam dengesinin aracılık rolü üzerine bir araştırma. *Business & Management Studies: An International Journal*, 8(5), 4364-4412.
- Özsavaner, B. B. (2019). *Örgütsel adalet ve örgütsel destek algısının öznel iyi oluş üzerine etkisi: Havacılık yer hizmetleri çalışanları üzerine bir çalışma*. Yayınlanmamış Yüksek Lisans Tezi, Kocaeli Üniversitesi, Sosyal Bilimler Enstitüsü, Kocaeli.
- Rhoades, L., & Eisenberger, R. (2002). Perceived organizational support: A review of the literature. *Journal of Applied Psychology*, 87(4), 698-714.
- Shore, L. M., & Wayne, S. J. (1993). Commitment and employee behavior: Comparison of affective commitment and continuance commitment with perceived organizational support. *Journal of Applied Psychology*, 78, 774-780.
- Wayne, S. J., Shore, L. M., & Liden, R. C. (1997). Perceived organizational support and leader-member exchange: A social exchange perspective. *Academy of Management Journal*, 40, 82-111.
- Zacher, H. & Winter, G. (2011). Eldercare demands, strain, and work engagement: The moderating role of perceived organizational support. *Journal of Vocational Behavior*, 79, 667-680.