



T.C.  
NECMETTİN ERBAKAN ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ



İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA TASARIM  
PARAMETRELERİNİN UÇUŞ GÜVENLİĞİNE  
ETKİLERİ

Leyla BÜYÜKESEN

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Ocak-2021  
KONYA  
Her Hakkı Saklıdır

## TEZ KABUL VE ONAYI

Leyla BÜYÜKESEN tarafından hazırlanan “*İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA TASARIM PARAMETRELERİNİN UÇUŞ GÜVENLİĞİNE ETKİLERİ*” adlı tez çalışması .../.../... tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oy birliği / oy çokluğu ile Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı’nda YÜKSEK LİSANS TEZİ olarak kabul edilmiştir.

### Jüri Üyeleri

#### Başkan

Dr. Öğr. Üyesi Ziya ÖZÇELİK

#### Danışman

Prof. Dr. Mehmet KARALI

#### Üye

Dr. Öğr. Üyesi Barış GÖKÇE

### İmza

.....

.....

.....

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu’nun .../.../20.. gün ve ..... sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Prof. Dr. S. Savaş DURDURAN  
FBE Müdürü

## **TEZ BİLDİRİMİ**

Bu tezdeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edildiğini ve tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada bana ait olmayan her türlü ifade ve bilginin kaynağına eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

## **DECLARATION PAGE**

I hereby declare that all information in this document has been obtained and presented in accordance with academic rules and ethical conduct. I also declare that, as required by these rules and conduct, I have fully cited and referenced all material and results that are not original to this work.

Leyla BÜYÜKESEN

Tarih: 12.01.2021

## ÖZET

### YÜKSEK LİSANS TEZİ

# İNSANSIZ HAVA ARAÇLARINDA TASARIM PARAMETRELERİNİN UÇUŞ GÜVENLİĞİNE ETKİLERİ

Leyla BÜYÜKESEN

Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü  
Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Mehmet KARALI

2021, 53 Sayfa

Jüri

Prof. Dr. Mehmet KARALI  
Dr. Öğr. Üyesi Ziya ÖZÇELİK  
Dr. Öğr. Üyesi Barış GÖKÇE

İnsansız hava araçları içinde insan bulundurmayan, uzaktan kontrol edilebilen veya otonom olarak hareket eden hava araçlarıdır. İnsanlı hava araçlarına göre arıza, kırım veya kaza esnasında insan hayatının riske girmemesi en büyük avantajlarıdır. Motor teknolojilerinin gelişmesiyle daha büyük taşıma kapasitesine ulaşan insansız hava araçları askeri ve lojistik sektörün yanı sıra ulaşım sektöründe de kullanılmaya başlamıştır. Dolayısıyla olası bir arıza veya olumsuz hava şartları nedeniyle oluşabilecek bir kaza sonucunun insan hayatını riske atacağı düşünülmektedir. Bu kazalar havadaki kuş sürüsü, ani yön değiştiren rüzgarlar veya motorlardan en az birinin arıza yapmasından kaynaklanabilir. Motorlar çalışır vaziyette olduğu müddetçe güçlü bir kontrol algoritması ve etkin bir aerodinamik tasarımla kaza riski minimize edilebilir. Ancak motorlardan en az birinin arıza yapması durumunda diğer motorların dengeleyici olarak ilave güç üretmesi gerekecektir. Bu durumda dengeleyici ilave gücün, aracın güvenle inişini sağlayabilmesi için motor sayısı, motorların ağırlık merkezine göre dizilimi ve kalkış ağırlığı gibi bir takım tasarım parametreleri önem arz etmektedir. Bu çalışmada hava taksi olarak tasarlanmış farklı hava araçlarının olası bir motor arızası durumunda tasarım parametrelerinin güvenli bir iniş üzerindeki etkileri araştırılmıştır. Bu amaçla mevcut hava taksilerin tasarım parametreleri incelenmiş, kaldırma kuvvetleri ve dönme momentlerine ait teorik analizler yapılmıştır. Bu analizlerin hızlıca gerçekleştirilebilmesi için bir hava aracına ait temel tasarım ve uçuş denklemlerini içeren bir arayüz yazılımı gerçekleştirilmiştir. Elde edilen uçuş ve kaza senaryoları, aracın tasarım parametreleri, kalkış ağırlıkları ve ihtiyaç duyacağı dengeleme kuvvetleri arasındaki ilişki birtakım grafiklerle görselleştirilmiş ve yorumlanmaya çalışılmıştır.

**Anahtar Kelimeler:** Hava Taksi, İnsansız Hava Araçları, Tasarım Parametreleri, Uçuş güvenliği

## **ABSTRACT**

### **MS THESIS**

#### **THE EFFECTS OF DESIGN PARAMETERS ON FLIGHT SAFETY IN UNMANNED AERIAL VEHICLES**

**Leyla BÜYÜKESEN**

**THE GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCE OF  
NECMETTİN ERBAKAN UNIVERSITY  
THE DEGREE OF MASTER OF SCIENCE  
IN MECHATRONIC ENGINEERING**

**Advisor: Prof. Dr. Mehmet KARALI**

**2021, 53 Pages**

**Jury**

**Prof. Dr. Mehmet KARALI  
Asst. Prof. Dr. Ziya ÖZÇELİK  
Asst. Prof. Dr. Barış GÖKÇE**

Unmanned aerial vehicles are air vehicles that do not carry people, can be remotely controlled or move autonomously. Compared to manned aircraft, human life is not put at risk during faults, incidents or accidents. With the development of engine technologies, unmanned aerial vehicles, which have reached a greater carrying capacity, have started to be used in the transportation sector as well as the military and logistics sector. Therefore, it is thought that the result of an accident that may occur due to a possible faults or unfavorable weather conditions will put human life at risk. These accidents can be caused by a flock of birds in the air, sudden reversal winds, or at least one engine failure. As long as the engines are running, the risk of accident can be minimized with a powerful control algorithm and an efficient aerodynamic design. However, if at least one of the motors fails, the other motors will have to generate additional power as a stabilizer. In this case, a number of design parameters such as the number of engines, the arrangement of the engines according to the center of gravity and the take-off weight are important for the stabilizing additional power to ensure the safe landing of the vehicle. In this study, the effects of design parameters on a safe landing in the event of a possible engine failure of different aircraft designed as air taxis were investigated. For this purpose, the design parameters of the existing air taxis were examined, and theoretical analyzes of the lifting forces and rotation moments were made. An interface software containing the basic design and flight equations of an aircraft has been developed in order to perform these analyzes quickly. The relationship between the flight and accident scenarios, design parameters of the vehicle, take-off weights and the required balancing forces are visualized and interpreted with some graphics.

**Keywords:** Air Taxi, Design Parameters, Flight Safety, Unmanned Aerial Vehicles

## ÖNSÖZ

Bu tez çalışması Necmettin Erbakan Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı Öğretim Üyelerinden Sayın Prof. Dr. Mehmet KARALI yönetiminde gerçekleştirilmiş ve Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü'ne yüksek lisans tezi olarak sunulmuştur.

Tez çalışmasının planlanmasında, araştırılmasında, yürütülmesinde ve oluşumunda bilgi, destek ve tecrübelerinden yararlandığım çok kıymetli danışman hocam Sayın Prof. Dr. Mehmet KARALI'ya saygı ve şükranlarımı sunarım.

İskenderun Teknik Üniversitesi Mekatronik Mühendisliği Bölümü hocalarıma destekleri ve anlayışları için teşekkür ederim ve saygılarımı sunarım. KTO Karatay Üniversitesi Mekatronik Mühendisliği Bölümü hocalarıma verdikleri her türlü emek ve destekleri için teşekkür ederim ve saygılarımı sunarım. Her zaman destek olan, yol gösteren değerli hocam Öğr. Gör. Mehmet ÖZBAY'a teşekkürlerimi ve saygılarımı sunarım.

Hayatım boyunca bana her türlü konuda yardımcı olan, yol gösteren, motivasyonumu her zaman yükselten, maddi ve manevi her zaman destekçim olan babam Ali BÜYÜKESEN'e, annem Hatice BÜYÜKESEN'e, abim Mustafa'ya, ablalarım Nazmiye ve Seda'ya, kardeşim Beyza Nur'a ve yengem Pınar'a sevgi ve teşekkürlerimi sunarım. Mutluluk ve neşe kaynağım olan yeğenlerim Hatice, Alara ve Nisa Nur'a sevgilerimi sunarım ve hayatıma getirdikleri güzellikler için teşekkür ederim. Bu tez çalışmamı canım aileme ithaf ediyorum.

Leyla BÜYÜKESEN

KONYA-2021

## İÇİNDEKİLER

ÖZET .....	iv
ABSTRACT.....	v
ÖNSÖZ .....	vi
İÇİNDEKİLER .....	vii
ŞEKİL LİSTESİ.....	ix
ÇİZELGE LİSTESİ.....	x
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xi
<b>1. GİRİŞ .....</b>	<b>1</b>
1.1. İHA Çeşitleri .....	2
1.2. Tezin Amacı ve İçeriği.....	6
<b>2. İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI .....</b>	<b>7</b>
2.1. İnsansız Hava Araçları Gelişim Süreci .....	7
2.2. Türkiye’ de İHA Çalışmaları .....	9
2.3. İHA Kullanım Alanları .....	9
2.4. İHA Sınıflandırma.....	10
<b>3. MULTİKOPTERLERİN GELİŞİMİ VE YAPILAN ÇALIŞMALAR.....</b>	<b>11</b>
3.1. Multikopterlerin Tarihi Gelişimi.....	11
3.2. Literatür Çalışması .....	17
<b>4. MULTİKOPTERLERİN HAVA TAKSİ OLARAK KULLANILMASI.....</b>	<b>21</b>
4.1. Hava Taksilerde Arıza ve Güvenlik Sorunları .....	21
4.2. Referans Koordinat Sistemleri .....	22
4.2.1. Sabit Yer Koordinat Sistemi .....	22
4.2.2. Gövde Koordinat Sistemi.....	22
4.3. Kuvvet Denklemleri .....	23
4.3.1. Taşıma Kuvveti.....	24
4.3.2. Ağırlık.....	24
4.3.3. İtme Kuvveti .....	24
4.3.4. Sürüklenme Kuvveti .....	24
<b>5. MATERYAL VE METHOD .....</b>	<b>25</b>
<b>6. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA.....</b>	<b>28</b>
6.1. Motor Arıza Analizi .....	28
6.1.1. 4F Tipi Hava Aracı için Uçuş Analizi .....	29
6.1.2. 4E Tipi Hava Aracı için Uçuş Analizi .....	30

6.1.3.	6F Tipi Hava Aracı için Uçuş Analizi .....	31
6.1.4.	6F Tipi Hava Aracı için Uçuş Analizi .....	32
6.1.5.	(4x2)E Tipi Hava Aracı için Uçuş Analizi .....	33
6.1.6.	8F Tipi Hava Aracı için Uçuş Analizi .....	34
6.1.7.	12F Tipi Hava Aracı için Uçuş Analizi .....	35
6.1.8.	12F Tipi Hava Aracı için Uçuş Analizi .....	37
6.1.9.	(8x2)E Tipi Hava Aracı için Uçuş Analizi .....	38
6.1.10.	18F Tipi Hava Aracı için Uçuş Analizi.....	40
6.2.	Uçuş Güvenlik Analizi .....	43
<b>7.</b>	<b>SONUÇLAR VE ÖNERİLER .....</b>	<b>48</b>
	<b>KAYNAKLAR .....</b>	<b>50</b>
	<b>ÖZGEÇMİŞ .....</b>	<b>53</b>



## ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 1.1. İHA çeşitleri .....	2
Şekil 2.1. Predator ve Global Hawk .....	8
Şekil 3.1. Breguet-Richet Gyroplane .....	11
Şekil 3.2. Oemnichien No.2 .....	11
Şekil 3.3. George De Bothezat ve Ivan Jerome quadcopter .....	12
Şekil 3.4. Convertawings Model A .....	12
Şekil 3.5. Bell Boing Quad Tiltrotor .....	13
Şekil 3.6. Dört kanatlı farklı tasarımlar .....	13
Şekil 3.7. Volocopter VC-2 .....	13
Şekil 3.8. Volocopter 2X .....	14
Şekil 3.9. Ehang hava araçları .....	14
Şekil 3.10. Airbus Vahana .....	15
Şekil 3.11. Bell Nexus tasarımları .....	15
Şekil 3.12. Adsız .....	16
Şekil 3.13. Cezeri .....	16
Şekil 3.14. Uber çalışmaları .....	17
Şekil 3.15. Cora .....	17
Şekil 4.1. Multikopter konfigürasyonları .....	21
Şekil 4.2. Sabit yer koordinat sistemi .....	22
Şekil 4.3. Gövde koordinat sistemi .....	23
Şekil 4.4. Bir multikopterin serbest cisim diyagramı .....	23
Şekil 5.1. Arayüzde oluşturulan motor girdi sekmesi .....	25
Şekil 5.2. Moment çıktı sekmesi .....	26
Şekil 5.3. Araç analizleri .....	27
Şekil 6.1. 4F tipi hava aracı için serbest cisim diyagramı .....	29
Şekil 6.2. 4E tipi hava aracı için serbest cisim diyagramı .....	30
Şekil 6.3. 6F tipi hava aracı için serbest cisim diyagramı .....	31
Şekil 6.4. 6F tipi hava aracı için serbest cisim diyagramı .....	32
Şekil 6.5. (4x2)E tipi hava aracı için serbest cisim diyagramı .....	33
Şekil 6.6. 8F tipi hava aracı için serbest cisim diyagramı .....	34
Şekil 6.7. 12F tipi hava aracı için serbest cisim diyagramı .....	35
Şekil 6.8. 12F tipi hava aracı için serbest cisim diyagramı .....	36
Şekil 6.9. (8x2)E tipi hava aracı için serbest cisim diyagramı .....	38
Şekil 6.10. 18F tipi hava aracı için serbest cisim diyagramı .....	40
Şekil 6.11. Minimum kalkış ağırlığında (yüksüz) iken arıza-güvenli iniş ihtimalleri ...	42
Şekil 6.12. Minimum kalkış ağırlığında araç türlerinin iniş ihtimalleri .....	43
Şekil 6.13. Motor arızası durumunda hava taksilerin erken iniş yapma potansiyelleri ..	44
Şekil 6.14. Motor arızası durumunda hava taksilerin acil iniş yapma potansiyelleri .....	45
Şekil 6.15. Motor arızası durumunda hava taksilerin panik iniş yapma potansiyelleri ..	46

## ÇİZELGE LİSTESİ

Çizelge 1.1. Multikopter sınıflandırması .....	4
Çizelge 1.2. Hava taksi türleri .....	5
Çizelge 2.1. İHA' ların ağırlık ve görev yüksekliğine göre sınıflandırılması .....	10
Çizelge 6.1. 4F tipi hava aracı için motor arıza analizi .....	30
Çizelge 6.2. 4E tipi hava aracı için motor arıza analizi .....	30
Çizelge 6.3. 6F tipi hava aracı için motor arıza analizi .....	31
Çizelge 6.4. 6F tipi hava aracı için motor arıza analizi .....	32
Çizelge 6.5. (4x2)E motor arıza analizi .....	33
Çizelge 6.6. 8F tipi hava aracı için motor arıza analizi .....	34
Çizelge 6.7. 12F tipi hava aracı için motor arıza analizi .....	35
Çizelge 6.8. 12F tipi hava aracı için motor arıza analizi .....	37
Çizelge 6.9. (8x2)E tipi hava aracı için motor arıza analiz .....	39
Çizelge 6.10. 18F tipi hava aracı için motor arıza analizi .....	41



## SİMGELER VE KISALTMALAR

### Simgeler

$X^E$ : Yer koordinat sisteminde X eksenini

$Y^E$ : Yer koordinat sisteminde Y eksenini

$Z^E$ : Yer koordinat sisteminde Z eksenini

$O^E$ : Yer koordinat sistemi orijini

$X^B$ : Gövde koordinat sisteminde X eksenini

$Y^B$ : Gövde koordinat sisteminde Y eksenini

$Z^B$ : Gövde koordinat sisteminde Z eksenini

$O^B$ : Gövde koordinat sistemi orijini

n: Motor sayısı

$\alpha$ : Hareket doğrultusu ile yatay eksen arasındaki açı (*rad*)

L: Taşıma kuvveti (*N*)

W: Ağırlık (*N*)

T: İtke (*N*)

$F_{M1}$ : 1. motorun itke kuvveti (*N*)

$F_{M2}$ : 2. motorun itke kuvveti (*N*)

$F_{M3}$ : 3. motorun itke kuvveti (*N*)

$F_{Mn}$ : n. motorun itke kuvveti (*N*)

D: Sürüklenme kuvveti (*N*)

$F_{net}$ : Net kuvvet (*N*)

$m_T$ : Toplam kütle (*kg*)

a: İvme (*m/s<sup>2</sup>*)

$\ddot{X}$ : Multikopterin x yönündeki ivmesi

$\ddot{Y}$ : Multikopterin y yönündeki ivmesi

$\ddot{Z}$ : Multikopterin z yönündeki ivmesi

$\rho$ : Yoğunluk (*kg/m<sup>3</sup>*)

V: Hava akış hızı (*m/s*)

$S_w$ : Kanat alanı (*m<sup>2</sup>*)

$C_L$ : Kaldırma sabiti

$F_g$ : Yerçekim kuvveti (*N*)

g: Yerçekim ivmesi (*m/s<sup>2</sup>*)

$C_D$ : Sürükleme sabiti

$M_x$ : Yalpalama momenti ( $Nm$ )

$M_y$ : Yunuslama momenti ( $Nm$ )

$M_z$ : Sapma momenti ( $Nm$ )

$x$ : X eksen

$y$ : Y eksen

$z$ : Z eksen

$l$ : Bağlantı kol uzunluğu ( $m$ )

$F_i$ : i. motorun kaldırma kuvveti ( $N$ )

$F_T$ : Toplam kuvvet ( $N$ )

$F_1$ : 1. motorun kaldırma kuvveti ( $N$ )

$F_2$ : 2. motorun kaldırma kuvveti ( $N$ )

$F_3$ : 3. motorun kaldırma kuvveti ( $N$ )

$F_4$ : 4. motorun kaldırma kuvveti ( $N$ )

$F_5$ : 5. motorun kaldırma kuvveti ( $N$ )

$F_6$ : 6. motorun kaldırma kuvveti ( $N$ )

$F_7$ : 7. motorun kaldırma kuvveti ( $N$ )

$F_8$ : 8. motorun kaldırma kuvveti ( $N$ )

$F_9$ : 9. motorun kaldırma kuvveti ( $N$ )

$F_{10}$ : 10. motorun kaldırma kuvveti ( $N$ )

$F_{11}$ : 11. motorun kaldırma kuvveti ( $N$ )

$F_{12}$ : 12. motorun kaldırma kuvveti ( $N$ )

$F_{13}$ : 13. motorun kaldırma kuvveti ( $N$ )

$F_{14}$ : 14. motorun kaldırma kuvveti ( $N$ )

$F_{15}$ : 15. motorun kaldırma kuvveti ( $N$ )

$F_{16}$ : 16. motorun kaldırma kuvveti ( $N$ )

$F_{17}$ : 17. motorun kaldırma kuvveti ( $N$ )

$F_{18}$ : 18. motorun kaldırma kuvveti ( $N$ )

$F$ : Arızadan hemen önceki anlık kaldırma kuvveti

$F_{max}$ : Maksimum kaldırma kuvveti

$M_1$ : 1. motor

$M_2$ : 2. motor

$M_n$ : n. motor

$\theta$ : Motor yönlendirme açısı

### **Kısaltmalar**

İHA: İnsansız Hava Aracı

UA: İnsansız Hava Aracı (Unmanned Aircraft)

UAV: İnsansız Hava Taşıtı (Unmanned Aerial Vehicle)

UAS: İnsansız Hava Aracı Sistemi (Unmanned Air Systems)

AA: Otonom Hava Aracı (Autonomous Aircraft)

RPA: Uzaktan Pilot Kontrollü Hava Aracı (Remotely-Piloted Aircraft)

RPAS: Uzaktan Pilot Kontrollü Hava Aracı Sistemi (Remotely-Piloted Aircraft Systems)

VTUAV: Dikey Kalkış ve İniş Yapan Taktiksel Hava Taşıtı

HTOL: Yatay Kalkış ve İniş

GPS: Global Konumlama Sistemi

MALE: Orta İrtifa ve Uzun Havada Kalma

HALE: Yüksek İrtifa ve Uzun Havada Kalma

VTOL: Dikey Kalkış ve İniş

HİHA: Hibrit İnsansız Hava Aracı

TAI: Türk Havacılık ve Uzay Sanayi

TİHA: Taktiksel İnsansız Hava Aracı

ODTÜ: Orta Doğu Teknik Üniversitesi

NMPC: Lineer Olmayan Model Öncezili Kontrol

PD: Oransal-Türev

PID: Oransal-İntegral-Türev

LQR: Lineer Kuadratik Regülasyon

FTC: Hata Tolerans Kontrol

SMC: Kayan Kipli Kontrol

PSO: Parçacık Sürü Optimizasyonu

MPC: Model Öncezili Kontrol

## 1. GİRİŞ

İnsansız hava araçları (İHA), içinde insan bulundurmayan, askeri ve sivil alanlarda çeşitli görevleri yerine getirmek için tasarlanan, uzaktan veya otonom kontrol edilebilen sistemlerdir. Uzaktan pilotla kontrol edilen hava araçları, pilot bulundurmaksızın uçurulan ancak pilot tarafından her an müdahale edilebilen araçlardır. Otonom hava araçları ise uçuş sırasında pilot müdahalesine gerek duymayan araçlardır.

İnsansız hava araçları ile ilgili dünyada birçok farklı terim kullanılmıştır. Terminolojiye bakıldığında hem Türkçe hem de İngilizce olarak birçok terim kullanılmaktadır. İnsansız Hava Aracı (İHA), Unmanned Aerial Vehicle (UAV), Unmanned Aircraft (UA), Unmanned Aerial Systems (UAS), Autonomous Aircraft (AA), Remotely-Piloted Aircraft (RPA) ve Remotely-Piloted Aircraft System (RPAS) kullanılan terimlerdir [1].

İHA'ların insanlı hava araçlarına ve görev tanımına göre tercih edilmelerinin en önemli sebebi kullanıldıkları görevlerde birtakım avantajlara sahip olmalarıdır. İHA'ların birçok avantajı olduğu gibi dezavantajları da mevcuttur. Avantaj ve dezavantajları şu şekilde sıralanabilir [2].

### **Avantajlar;**

1. Sıkıcı görevlerde kullanılırlar. Uzun süreli gözlem ve gözetleme işleri bu göreve örnek verilebilir.
2. Tehlikeli görevlerde kullanılırlar. Düşman tehdidinin olduğu bölgelerde gözetleme veya keşif görevlerinin yapılmasıdır.
3. Kirli görevlerde kullanılır. Biyolojik, kimyasal, nükleer ve radyoaktif kirlenme tespitinde kullanılır. Bu görevlerde kullanılması insan sağlığına zararlı durumlardan kaçınmak için önemli bir sebeptir.
4. İnsan kaynaklı hata riski minimumdur. Böylece daha etkin görev yerine getirilmektedir.
5. Herhangi bir kaza veya kırım olayında can kaybı yaşanmamaktadır.
6. Ekonomik açıdan da insanlı hava araçlarına göre düşük maliyetlidir.

### **Dezavantajlar;**

1. Kuvvetli yağış, rüzgar ve türbülans gibi olumsuz hava şartlarından çok kolay etkilenmektedirler. Hem uçuş güvenliği hem de performans açısından negatif etki olmaktadır.

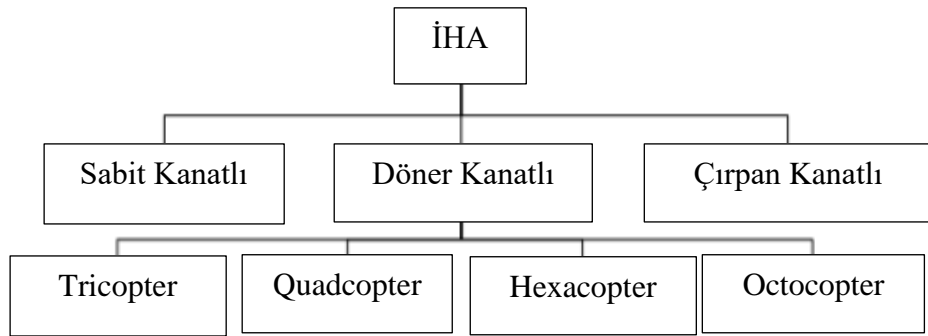
2. Uçuş esnasında insanlı hava araçlarına göre görüş mesafesi ve alanı kısıtlıdır. Buna bağlı olarak hava trafiğindeki diğer araçlara çarpma ihtimali vardır.
3. İHA' lar kontrol linklerine bağımlıdır. Bağlantıda oluşan kesilmeler ve kopukluklar görev etkinliğinin azalmasına hatta aracın infilak etmesine sebep olur.

### 1.1. İHA Çeşitleri

Farklı gövde, farklı motor ve farklı kanat yapısına sahip birçok İHA türü mevcuttur. Bu tasarım parametrelerine göre İHA' lar sabit kanatlı, döner kanatlı (multikopter) ve uçan kanat olarak sınıflandırılmaktadır. Sabit kanatlı İHA' lar ekonomik, yüksek hızlı, uzun menzilli ve uzun süreli uçuş yeteneklerini sahiptir. Dezavantajları ise kalkış için gerekli olan uzun pist gereksinimidir.

Çırpan kanat türü insansız hava araçları; kuşlardan alınan ilhamla geliştirilen robotik kuşların kullanılması, daha iyi kamufle olabilen, doğaya rahat adapte olabilen, uçak ve helikoptere göre daha verimli ve daha sessiz uçabilen sistemler elde edilmesi potansiyelini de beraberinde getirmiştir. Günümüzde kullanılan uçaklar kuşlardan esinlenerek tasarlanmıştır. Kuşlar üzerinde yapılan yoğun gözlem ve araştırmalar neticesinde elde edilen bilgi birikimi sayesinde uçak tasarımlarının çırpan kanat şeklinde olması daha verimli ve daha sessiz uçabilen sistemler elde edilmesini sağlamaktadır.

Multikopterler sahip oldukları motor sayılarına göre adlandırılan, birden fazla motora sahip döner kanatlı insansız hava araçlarıdır. Bunlar; dikey iniş kalkış yapabilen (VTOL), üç ekseninde hareket edebilen, motor ya da motora bağlı pervanelerin ürettiği hava itişisi sayesinde havalanan, uçan ve havada durabilen araçlardır. Tricopter, quadcopter, hexacopter ve octocopter çok motorlu döner kanatlı insansız hava araçlarından bazılarıdır. Şekil 1.1' de İHA çeşitleri gösterilmektedir.



Şekil 1.1. İHA çeşitleri

Tricopter üç motora ve bu motorların bağlı olduğu üç kola sahip olan multikopterdir. Diğer insansız hava araçlarına göre manevra kabiliyeti ve havada kalış süresi gibi avantajları vardır. Motorlardan birinin arızalanması durumunda büyük denge problemi oluşmaktadır. Tricopterler “Y” ve “T” bağlantı şekline sahiptirler ve bağlantı türüne göre Ycopter veya Tcopter olarak isimlendirilebilmektedir [3].

Quadcopter dört motora ve bu motorların bağlı olduğu dört kola sahip olan multikopterdir. Yüksek manevra kabiliyetine sahip, dikey iniş kalkış yapabilen türdür. Motorların ikisi aynı ve diğer ikisi zıt yönde çalışarak quadcopterin kendi eksenini etrafında dönmesi engellenir. Motorlar tarafından üretilen itki sayesinde ve pervaneler yardımıyla taşıma gerçekleşir. Quadcopterler “+” ve “x” bağlantı şekline sahiptirler. Bağlantı şekilleri, hareket eksenine göre hangi motorların etkin çalışması gerektiğini belirlemektedir [4].

Hexacopter altı motora ve bu motorların bağlı olduğu altı kola sahip olan multikopterdir. Ardışık motorlar birbiriyle zıt yönde olacak şekilde motorların üçü aynı ve üçü zıt yönde çalışmaktadır. Quadcoptere göre motor sayısı fazla olduğu için daha ağır ve daha pahalı sistemlerdir. Ancak daha düşük güce sahip motorlar ile hareket edebilmektedir. Hexacopterler “+”, “x” ve “Y6” bağlantı şekline sahiptirler. Y6 konfigürasyona sahip olan hexacopterde altı motor ve bu motorların bağlı olduğu üç kol vardır. Her bir kolda birbirine ters bağlanmış ve zıt yönde hareket eden iki motor mevcuttur.

Octocopter sekiz motora ve bu motorların bağlı olduğu sekiz kola sahip olan multikopterlerdir. Motorlardan birinin arızalanması durumunda, motor sayısı arttığı için diğer multikopterlere göre daha kararlı hareket etmektedir. Ancak dezavantaj olarak motor sayısının artması ağırlığı artırmaktadır. Octocopterler “+”, “x” ve “X8” bağlantı şekline sahiptirler. X8 konfigürasyona sahip olan octocopterde sekiz motor ve bu motorların bağlı olduğu dört kol vardır. Her bir kolda birbirine ters bağlanmış ve zıt yönde hareket eden iki motor mevcuttur. Bazı multikopter türleri Çizelge 1.1’ de gösterilmiştir.

Günümüzde insansız hava araçları insan taşımacılığında kullanılmaya başlanmıştır. Hava taksi olarak adlandırılan bu araçlar pilotsuz, otonom kontrol edilen çok motorlu hava araçlarıdır. Dört, altı, sekiz, on iki, on altı ve on sekiz motorlu, farklı konfigürasyonlara sahip olan hava taksi türleri ve çalışmaları mevcuttur. Çizelge 1.2’ de hava taksi türleri gösterilmiştir.





Çizelge 1.1. Multikopter türleri

Multikopter Türü	Örnek
QUADCOPTER +	
QUADCOPTER x	
HEXACOPTER +	
HEXACOPTER x	
HEXACOPTER Y6	
OCTOCOPTER +	
OCTOCOPTER x	
OCTOCOPTER X8	

Çizelge 1.2. Hava taksi türleri

Hava Taksi Türleri	İsim/ Kısaltma Adı	Şekil
Dört Motorlular	Bell Nexus 4EX/ 4F	
	Adsız/ 4E	
Altı Motorlular	Bell Nexus 6HX/ 6F	
	Uber S-A/ 6F	
Sekiz Motorlular	Ehang 184/ (4x2)E	
	Airbus Vahana/ 8F	
	Cezeri/ (4x2)E	

Çizelge 1.2. (Devam) Hava taksi türleri

On İki Motorlular	Cora/ 12F	
	Uber/ 12F	
On Altı Motorlular	Ehang 216/ (8x2)E	
On Sekiz Motorlular	Volocopter 2X/ 18F	

## 1.2. Tezin Amacı ve İçeriği

Bu çalışmanın amacı, farklı tasarımsal yapıya sahip olan ve insan taşıyan hava taksilerin uçuş güvenliği hakkında yaklaşımlar sunmaktadır. Hava taksiler, motor sayılarına, konumlama biçimlerine göre 6 ana kategoride ve toplam 11 farklı tasarım olarak incelenmiştir. Her bir kategorinin serbest cisim diyagramları çıkartılarak kaldırma kuvvetleri ve döndürme momentleri elde edilmiştir. Yalpalama, yunuslama ve sapma hareketleri esnasında farklı konumlardaki motorların arızalanmasına dair senaryolar geliştirilmiş ve bu senaryolara bağlı olarak denge şartını koruyacak ilave kuvvet ve moment hesaplamaları yapılmıştır. Kuvvet ve moment analizi numerik yaklaşımlardan sonra elde edilen denklemlerle ve Excel VBA ile tasarlanan arayüzde gerçekleştirilmiştir. Böylece hava taksi tasarım türlerinden hangisinin daha kararlı ve güvenli olduğu ile ilgili çıkarımlarda bulunulmuştur. Tasarımsal farklılıkların uçuş esnasında kararlılık ve denge üzerine etkileri irdelenmiştir.

## 2. İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI

### 2.1. İnsansız Hava Araçları Gelişim Süreci

İnsansız hava araçları çalışmaları 20. yüzyılın başlarından beri devam etmektedir. İlk defa ABD’ de 1900’ lü yıllarda askeri amaçlı olarak kullanılmaya başlanmıştır. Vietnam savaşında da görülen İHA’ lar, ilk defa gerçek bir silah sistemi olarak 1982 Bekaa Hava Muharebesi’nde İsrail tarafından kullanılmıştır [5].

Günümüzdeki seyir füzelerine öncülük eden ilk çalışmalar; 1914’ te İngiliz ordusunda tek kanatlı “Air Target”, 1917’ de ABD donanmasında çift kanatlı “Aerial Torpedo” ve 1918’ de ABD ordusunda çift kanatlı “Kettering Bug” tır. Bu araçlar orduda kullanmak için yetersiz ve güvenilmez tasarımlar olmasına rağmen gelecekteki İHA’ lara öncülük etmektedir. 1927’ de İngiliz donanmasında kullanılmak üzere tek kanatlı, 114 kg faydalı yük taşıyabilen “Larynx” isimli bir araç tasarlanmış ve bu araç 480 km’ lik menzil boyunca uçmuştur. İkinci dünya savaşı döneminde, seyir füzesi konseptinin yerini telsiz kontrollü çalışmalar almıştır. 1934 ile 1943 yılları arasında De Havilland Tiger Moth tarafından “Queen Bee” isimli, ahşaptan yapılmış, radyo kontrollü çok sayıda araç tasarlanmıştır. Almanya ise seyir füze geleneğini sürdürerek “V1 Vengeance Weapon” isimli ilk jet füzesini tasarlamıştır [6].

İkinci dünya savaşından sonra, ABD tarafından radyo kontrollü “Falconer” ve “Shelduck” tasarlanmıştır. Ayrıca bu dönemde İHA’ lar, anti-radar tespit tuzağı şeklinde yani karşı radar sistemlerini etkisiz hale getirmek için kullanılmıştır. 1960’ lı yıllarda jet motorlu, yüksek hızlı ve uzun menzilli olarak tasarlanan İHA’ lar; keşif, tespit ve saldırı amaçlı kullanılmıştır. “Firebee”, fırlatma ile kalkış yapan bir anti-radar sistemidir ve süpersonik hıza sahip, insansız hava sistemlerine öncülük etmiş bir tasarımıdır. Küçük ve hafif olan “Northrop Chuckar”, otopilot sistemine sahiptir ve saldırı amaçlı kullanılmıştır. “Gyrodyne DASH” ise ABD tarafından kullanılan radyo kontrollü bir denizaltı helikopteridir [6].

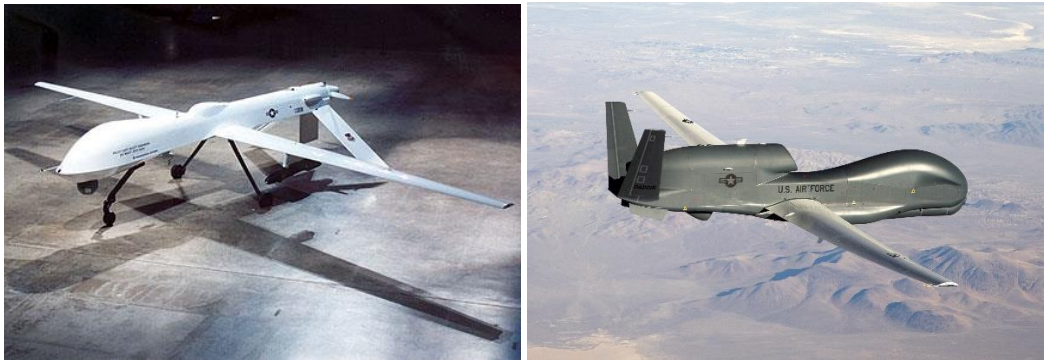
1970’ li yıllarda daha kısa menzilli araçlar tasarlanmıştır. “Lockheed Aquila” piston motorlu, pervaneli, kısa menzilli ve taşınabilir bir tasarım olarak düşünülen ancak gerçekleştirilemeyen bir çalışmadır. Küçük bir turbo motora sahip “MBLE Epervier” adlı tasarım fırlatma rampasıyla kalkış yapan ve otopilot kontrol edilen bir araçtır. Bu dönemde İHA kazalarının pek çoğu fırlatma ve kurtarma esnasında meydana geldiği için bu soruna çözüm amaçlı dikey kalkış yapan tasarımlar üzerine yoğunlaşmıştır. “Westland Wisp” jiroskop ve radyo kontrolü birlikte barındıran, dikey iniş kalkış yapan, kısa menzilli bir araç olarak tasarlanmıştır. “Compass Cope” 680 kg’ lık faydalı yüke

sahip, yüksek irtifa ve uzun menzilli, başlangıçta radyo kontrollü ve daha sonra otopilot olarak kontrol edilen bir tasarımıdır [6].

1980' li yıllarda Canadair CL-89, CL-289 ve CL-227 tasarımları dikkat çekmektedir. Canadair CL-89 küçük, yüksek hızlı, otopilotla kontrol edilen bir araçken bunun geliştirilmesiyle oluşan Canadair CL-289 ise daha büyük gövde ve geniş kanat açıklığına sahip bir tasarım olmuştur. Canadair CL-227 VTUAV (Vertical Take-Off and Landing Tactical Unmanned Air Vehicle) başlangıçta rotorlu olan sonra pistonlu motorlarla geliştirilen ve son olarak da turbo motorlarla tasarlanmış bir araçtır. Orta menzilli HTOL (Horizontal Take-Off and Landing) türü olarak IAI Scout tasarlanmıştır ve bunlar ikiz kuyruklu, itici pervaneye sahip olan araçlardır [6].

1990' lı yıllarda küresel konumlandırma sisteminin (GPS) kullanılmasıyla radyo kontrollü çalışmaları yerini jiroskoba ve navigasyon sistemine bırakmıştır. Böylece daha uzun menzilli ve kararlı çalışan İHA tasarımları ortaya çıkmıştır. "General Atomics Gnat" piston motorlu olan, MALE (Medium Altitude, Long Endurance) ve HALE (High Altitude, Long Endurance) türü sistemlere öncülük eden bir tasarımıdır. Keşif amacıyla kullanılan bu İHA' lar geliştirilerek havacılıkta önemli yer tutan tasarımlar oluşturulmuştur. Orta ve uzun menzilli İHA' lara bir diğer örnek ise "Denel Seeker" tasarımıdır [6].

2000' li yıllarda uçuşta menzili ve dayanıklılığı artırmak için daha ağır, büyük ve yetenekli tasarımlar yapma düşüncesi ortaya çıkmıştır. Bu amaçla turbo pervaneli motorla çalışan "Predator" ve turbo fanlı motorla çalışan "Global Hawk" tasarlanmıştır. Predator Afganistan ve Irak savaşları başta olmak üzere birçok savaşta kullanılmıştır. Global Hawk ise keşif ve gözlem amaçlı kullanılan casus uçağıdır. Predator ve Global Hawk, Şekil 2.1' de gösterilmektedir.



Şekil 2.1. Predator ve Global Hawk [7]

## 2.2. Türkiye’ de İHA Çalışmaları

İnsansız hava araçları ile ilgili ülkemizdeki çalışmalar 1990’ lı yıllarda hızlanmış ve her geçen gün bu çalışmalar artmaya devam etmektedir. İHA sistemlerinin tasarım ve üretim aşamasında büyük ivme kazanan ülkemiz, İHA üreten sekiz ülkeden biridir.

Ülkemizde, askeri alanda İHA kullanımını sivil kullanım oranına göre daha fazladır. Özellikle insan hayatının tehlikede olduğu düşman hava sahasında keşif, gözetleme, istihbarat ve taarruz esnasında kullanılarak hayati risk ortadan kalkmaktadır.

1990’ larda Türkiye’ de İHA üretme ve geliştirme çalışmaları başlamıştır. TAI (Türk Havacılık ve Uzay Sanayi) tarafından başlatılan ilk çalışmalar doğrultusunda 1990 yılında “UAV-XI”, 1995 yılında “Turna” ve “Keklik”, 2003 yılında “Baykuş” ve “Pelikan”, 2004 yılında ise “Martı” üretilmiştir. Bu araçlar pilot eğitimlerinde kullanılmak üzere tasarlanmıştır [8].

2004 yılında TAI tarafından TİHA (Taktiksel İnsansız Hava Aracı) türü “Anka” aracı tasarlanmaya başlanmıştır. Anka, farklı yük taşıma kapasitesi ve farklı tasarım parametreleriyle geliştirilerek yeni versiyonlar üretilmiştir. HALE türü olan “Anka Blok A” geliştirilerek ve yük taşıma kapasitesi artırılarak “Anka Blok B” üretilmiştir. Uydu kontrollü, MALE türü olan “Anka-S” elektronik harp-istihbarat sistemleriyle geliştirilerek “Anka-I” tasarlanmıştır. Anka’ nın son türevi ise Anka-S’ nin çift motorlu olan hali “Anka-2” (Aksungur) tasarım çalışmaları sürmektedir [8].

2005 yılında Kalekalıp ve Baykar tarafından ilk yerli üretim olan “Bayraktar Mini İHA” üretilmiştir. Dönerkanatlı mini İHA olan “Malazgirt”, Baykar tarafından 2006 yılında üretilmiş bir diğer çalışmadır. 2007’ de ise Kalekalıp ve Baykar ortak çalışmasıyla “Bayraktar TB2 TİHA” çalışmaları başlamış ve 2009’ da uçuş tamamlanmıştır [8].

2005 yılında Vestel Savunma tarafından mini İHA türü olan “Efe” ve mikro İHA türü olan “Arı” isimli çalışmalar yapılmıştır. “Karayel TİHA” çalışmaları ise 2007’ de başlamıştır [8].

Ayrıca üniversitelerde de İHA çalışmaları yapılmış ve halen yapılmaktadır. ODTÜ tarafından geliştirilen “Güventürk” mini İHA türünde bir araçtır [8].

## 2.3. İHA Kullanım Alanları

İHA’ lar birçok alanda farklı görevleri yerine getirmek için kullanılır. İHA çalışmaları 1914’ te askeri amaçlı ve daha sonra 1950’ li yıllarda sivil amaçlı kullanılmaya başlanmıştır. Kullanım alanlarını şu şekilde sıralayabiliriz:


1. Keşif, İstihbarat, Gözetleme

2. Tehlikeli Bölgelerin İzlenmesi, Sınır İzleme
3. Hedef Tanıma ve Takip
4. Yük Taşıma
5. Tarım
6. Ulaşım ve Haberleşme
7. İnşaat
8. Gıda Kaynakları
9. Su ve Enerji Kaynakları
10. Madencilik
11. Toplum Sağlığı ve Güvenliği Amaçlı
12. Lojistik
13. Medya
14. Haritalama

## 2.4. İHA Sınıflandırma

Literatürde İHA' lar, farklı birçok parametreye bağlı olarak sınıflandırılmaktadır. Tanımlanan görevi yerine getirebilmek ve ihtiyacı karşılayabilmek için İHA' lar kategorilere ayrılırken çeşitli parametreler göz önünde bulundurulmuştur. İHA' lar temel olarak kullanım alanları, kalkış ağırlığı, menzil, irtifa ve havada kalış süresi, tasarım parametreleri, kalkış ve iniş yöntemleri gibi farklı kategoriler altında incelenmektedir. İHA' ların ağırlık ve görev yüksekliğine göre sınıflandırılması Çizelge 2.1' de gösterilmiştir.

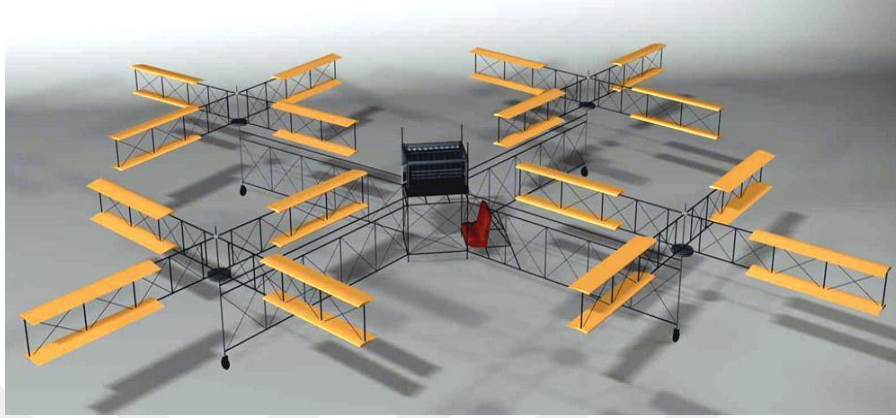
Çizelge 2.1. İHA' ların ağırlık ve görev yüksekliğine göre sınıflandırılması [9]

Sınıfı	Kategorisi	Görev Yüksekliği (ft)	Görev Yarıçapı (km)	Sivil Kategori	Örnek Platform
Sınıf I (150 kg.dan hafif)	Mikro (<2 kg)	<200 (AGL)	5 (LOS)	Ağırlık Sınıfı Grup 1 Küçük İHA (<20 kg)	Black Widow 
	Mini (2-20 kg)	<3.000 (AGL)	25 (LOS)		Bayraktar, Malazgirt, Scan Eagle 
	Küçük (>20 kg)	<5.000 (AGL)	50 (LOS)	Ağırlık Sınıfı Grup 2 Hafif İHA (20-150 kg)	Hermes 90 
Sınıf II (150-600 kg)	Taktik	<10.000 (AGL)	200 (LOS)	Ağırlık Sınıfı Grup 3 İHA (>150 kg)	Çaldıran, Karayel, Aerostar 
Sınıf III (600 kg.dan ağır)	Orta İrtifa Uzun Havada Kalış (MALE)	<45.000 (MSL)	Limitsiz (BLOS)		ANKA, Heron, Predator, Reaper 
	Yüksek İrtifa Uzun Havada Kalış (HALE)	<65.000	Limitsiz (BLOS)		Global Hawk 
	Saldırı / Muharebe	<65.000	Limitsiz (BLOS)	X-47B, Phantom Ray 	

### 3. MULTİKOPTERLERİN GELİŞİMİ VE YAPILAN ÇALIŞMALAR

#### 3.1. Multikopterlerin Tarihi Gelişimi

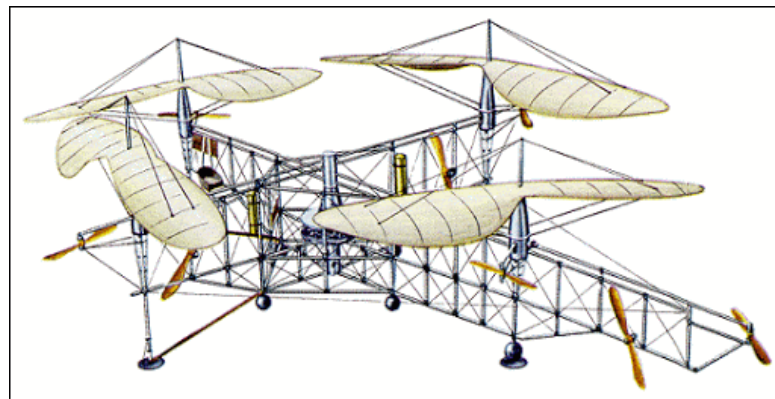
Döner kanatlı araçlara yönelik ilk deneysel çalışma 1900' lü yıllarda Fransız Charles Ricket tarafından yapılan helikopter tasarımıdır ve Şekil 3.1' de gösterilmiştir.



Şekil 3.1. Breguet – Richet Gyroplane

Bu çalışma başarılı olmamıştır ancak multikopter çalışmalarına öncülük etmiştir. 1907 yılında Fransız kardeşler Jacques ve Louis Breguet, bir quadcopter olan “Breguet – Richet Gyroplane” i inşa etmişlerdir.

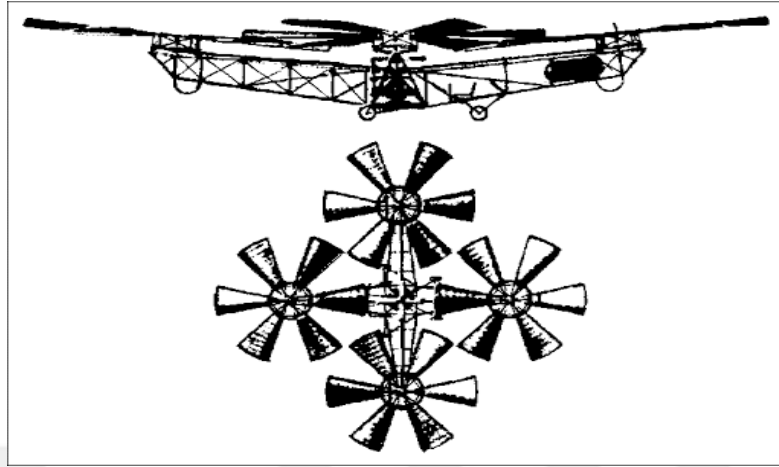
1920 yılında Etienne Oemnichien tarafından dört motorlu ve sekiz pervaneli bir quadcopter tasarlanmıştır. “Oemnichien No.2” isimli olan bu araç Şekil 3.2’ de gösterilmiştir.



Şekil 3.2. Oemnichien No.2 [10]

Dikey olarak bağlanan beş pervane dengeleme, burun kısmına bağlanan bir pervane yönlendirme ve yatay olarak bağlanan iki pervane de ileri hareket için kullanılmıştır [10].

1922 yılında mühendis George De Bothezat ve Ivan Jerome, Şekil 3.3’ te gösterildiği gibi “X” konfigürasyonuna sahip bir quadcopter tasarlamışlardır.



Şekil 3.3. George De Bothezat ve Ivan Jerome quadcopter [11]

Bu tasarımda düzgün kalkış ve iniş için tekerlekler eklenmiştir. Maksimum 5 m yüksekliğe tırmanabilen bu tasarım ile 100 başarılı uçuş gerçekleştirilmiştir [11].

1956 yılında, Şekil 3.4’ te gösterilen iki motorlu ve dört pervaneli “Convertawings Model A” tasarlanmıştır.



Şekil 3.4. Convertawings Model A [12]

Oemnichen No.2 tasarımı fazladan dört pervane ile kalkış sağlanırken bu araçta ileri uçuşta kaldırma için kanatlar kullanılmıştır [12].

1979 yılında Bell Boeing tarafından sabit quadcopter tasarımı tiltrotor konsepti olarak geliştirilmiştir. “Bell Boing Quad Tiltrotor” tasarımı Şekil 3.5’ te gösterilmiştir.



Şekil 3.5. Bell Boeing Quad Tiltrotor

Şekil 3.6' da dört kanat kategorisine ait farklı tasarımlar görülmektedir.



a) ArduCopter

b) ArduQuad

c) ParrotAR.Drone

Şekil 3.6. Dört kanatlı farklı tasarımlar

Bu tasarımlardan Arducopter ve Arduquad, Arduino tabanlı ve açık kaynak kodlu quadcopterlerdir. ParrotAR.Drone ise akıllı telefon ve tabletlerle kontrol edilebilen kamera işlevi gören quadcopterlerdir. Bu çalışmalar son dönem tasarımlarıdır.

Şekil 3.7' de gösterilen "Volocopter VC-2", Alman Volocopter şirketi tarafından tasarlanmış ve ilk olarak 2011 yılında uçmuştur.



Şekil 3.7. Volocopter VC-2 [13]

Ortaya monte edilmiş bir koltuk ve alüminyum bir kafes çerçeve etrafına asılmış on sekiz motora sahip olan bir araçtır [13].

“Volocopter 2X” iki koltuklu, isteğe bağlı pilotlu ve on sekiz motorlu bir elektrikli multikopterdir ve Şekil 3.8’ de gösterilmiştir.



Şekil 3.8. Volocopter 2X [14]

Kişisel hava aracı, Bruchsal'daki Volocopter GmbH tarafından tasarlanmış ve ilk olarak 2017'de AERO Friedrichshafen hava gösterisinde uçmuştur [14].

Ehang şirketi tarafından üretilen hava araçları Şekil 3.9’ da gösterilmiştir.



a) Ehang 184



b) Ehang 216

Şekil 3.9. Ehang hava araçları [15]

2017 yılında, “Ehang 184” isimli otonom bir yolcu uçağı üretilmiştir. Tek koltuklu olan bu araç dört kollu ve sekiz motorlu bir octocopterdir. 2018 yılında aynı şirket tarafından üretilen “Ehang 216” ise iki koltuklu, sekiz kollu ve 16 motorlu multikopterdir. Bu araçlar hava taksi olarak kullanılmaktadır [15].

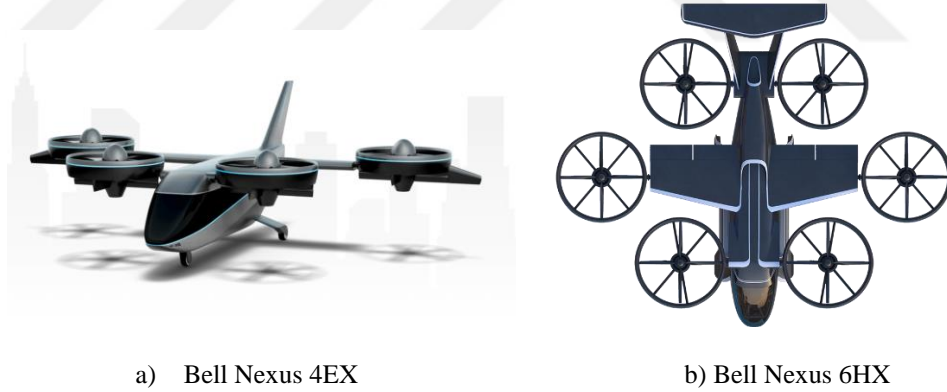
2019 yılında tasarlanan ve Şekil 3.10’ da gösterilen “Airbus Vahana”, elektrikle çalışan sekiz motorlu bir VTOL hava aracıdır.



Şekil 3.10. Airbus Vahana [16]

Mevcut insan pilotların beklenen uçuş hacmi için yeterli olmayacağı düşüncesi, daha yüksek taşıma kapasitesi ve işçilik giderlerinden tasarruf sağlanması amacıyla otonom olarak tasarlanmıştır. Tek ve iki kişilik türleri vardır [16].

Bell şirketi tarafından tasarlanan hava taksiler Şekil 3.11’ de gösterilmiştir.



a) Bell Nexus 4EX

b) Bell Nexus 6HX

Şekil 3.11. Bell Nexus tasarımları [17]

Elektrikli dikey kalkış ve iniş yapabilen, aynı zamanda uzun menzil ihtiyacında kullanmak için hibrit sistemi de bulunan hava taksi tasarımlarını yapmıştır. Dört motorlu olan tasarım “Bell Nexus 4EX” ve altı motorlu olan tasarım “Bell Nexus 6HX” olarak adlandırılan deneysel çalışmalardır [17].

İngiltere tarafından çalışmaları devam eden hava taksi, şehir içi taşımacılığında kullanılmak üzere tasarlanmaktadır. Dört motorlu olan, dikey kalkış ve iniş yapabilecek bu tasarım Şekil 3.12’ de gösterilmiştir.



Şekil 3.12. Adsız

İlk yerli uçan hava aracı “Cezeri”, Baykar Makine tarafından yapılan bir çalışmadır ve Şekil 3.13’ te gösterilmiştir.



Şekil 3.13. Cezeri [18]

Şehir içi yolcu ve kargo taşımacılığında, sağlık sektörü ve askeri alanda ise lojistik amaçlı kullanılmak üzere geliştirilen bir konseptir. Tek kişilik olan bu araç sekiz motorlu, döner kanatlı bir hava aracıdır [18].

Hyundai ve Uber tarafından yürütülen çalışmalar “Uber S-A1” ve “Uber” Şekil 3.14’ te gösterilmiştir.



a) Uber S-A1

b) Uber

Şekil 3.14. Uber çalışmaları

Wisk tarafından geliştirilen on iki motorlu hava taksi “Cora”, Şekil 3.15’ te gösterilmiştir.



Şekil 3.15. Cora

### 3.2. Literatür Çalışması

Mehndiratta ve arkadaşları, Y6 hexacopterin matematiksel modellemesini yapmışlar ve motorlardan birinin arızalanması durumunda hexacopteri kontrol etmeyi amaçlamışlardır. Lineer olmayan model önsüzli kontrol (NMPC) yaklaşımıyla hexacopterin kontrolünü sağlamışlardır. Çoklu kontrolör tasarlama ihtiyacını ortadan kaldıran, yeniden yapılandırılabilir düşük seviyeli kontrolörü içeren kademeli bir kapalı döngü kontrol metodolojisini önermişlerdir. Bu yaklaşım ile bir rotor arızalandığında veya iki farklı rotorun sıralı arıza durumlarında, arızanın tespiti ve bu süre zarfında irtifa kayıplarının tespiti incelenmiştir [19].

Marks ve arkadaşları (2012), octocopterin farklı motor arıza senaryolarına göre modellemesini ve kontrolör tasarımını yapmışlardır. Farklı bir veya birkaç motor

arızasında gerekli itki ve momentini karşılamak ve kararlılığı sağlamak için oransal, türevsel (PD) denetleyici kullanmışlardır [20].

Selim ve arkadaşları (2013), quadcopterin kararlılık analizi için kontrolör tasarlamışlardır. Sistemin hareket ve moment denklemlerini çıkararak modellemesini yapmışlardır. Matlab/ Simulink ile simülasyon ve oransal, integral, türevsel (PID) denetleyici ile kontrol çalışmalarını yapmışlardır. Tasarlanan kontrolör ile quadcopterin yükseklik kontrolünü ve pozisyonunun korunmasını sağlamışlardır [21].

Mueller ve arkadaşları (2014), quadcopterin modellenmesi ve kontrolü üzerinde durmuşlardır. Quadcopterin bir, iki ve üç pervanesinin kopması durumundaki kararlılığını incelemişler ve lineer kuadratik kontrol (LQR) yöntemi kullanarak pozisyon kontrolü üzerine çalışmışlardır. Bir ve iki pervane kopma durumları için sonuçlar deneysel olarak doğrulanırken, üç pervane kopması durumu doğrusal olmayan bir simülasyon ile doğrulanmıştır [22].

Saied ve arkadaşları (2015), X8 octocopterin motor arızalanması sonucunda arıza tespiti ve octocopterin kararlı bir şekilde çalışmasına yönelik algoritma geliştirmişlerdir. Hata toleranslı kontrol (FTC) yöntemi kullanılarak arızalanan motor çiftini kontrol etmiş ve uçuşun kararlı bir şekilde devamlılığını sağlamışlardır [23].

Kıyak ve arkadaşları (2016), bir quadcopterin modellemesini yapmışlardır. Farklı motor arıza senaryolarını oluşturarak PID denetleyici ile kontrolünü sağlamışlardır. Farklı parametre girdileri kullanılarak geliştirilmiş PID denetleyici ile arıza kontrolünü denetlemişlerdir [24].

McKay ve arkadaşları (2016), hexacopterin bir motorunun arızalanması durumunda hover ve seyir uçuşundaki kararlılık üzerine çalışmışlardır. Farklı motorların tek tek arızalanması; uçağın aerodinamik kuvvetleri, yalpalama, yunuslama ve sapma momentlerinde değişime sebep olmuştur. Arızanın tolere edilmesi için motor hız, açı ve dönme yönlerini değiştirip kararlılığı sağlamışlardır [25].

Brito tez çalışmasında (2016), X8 octocopterin modellenmesi ve hata toleranslı kontrolü üzerine çalışmıştır. Tasarlanan kontrolör ile oluşturulmuş modelin arıza tespitini ve tolere edilmesini sağlamıştır. Arızalanan bir veya birkaç motorun pozisyonu ve açısına göre octocopterin hareketlerini incelemiştir. Motor arızasının sistem kararlılığını bozmaması için motorların çalışmasını kontrol etmiştir [26].

Dongjie ve arkadaşları (2016), multikopterlerin bir motor arızası sonucunda hangisinin daha güvenilir ve kontrol edilebilir olduğu üzerine çalışmışlardır. Motorların pozitif ve negatif dönme yönlerine göre iki tür hexacopteri ele almışlardır. Pozitif yön P

ve negatif yön N olmak üzere “PNPNPN” ve “PPNNPN” türü iki hexacopterin motor arızası durumunda kararlılığını incelemiş ve “PPNNPN” konfigürasyonunun daha güvenilir olduğu sonucuna varmışlardır. Ayrıca multikopter türlerinden octocopterin, hexacopter ve quadcopterden daha güvenli olduğunu vurgulamışlardır [27].

Saied ve arkadaşları (2017), X8 ve x konfigürasyonlu octocopterlerin bir veya birkaç motor arızası sonucu kontrol edilebilirliği üzerine çalışmışlardır. Bir, iki, üç ve dört motor arızası durumunda octocopterlerin kararlılık analizini hem analitik hem de deneysel çalışmalar ile ortaya koymuşlardır. Farklı konfigürasyondan dolayı octocopterlerin hata toleranslarının farklı olduğunu sonucuna varmışlardır [28].

Zhang ve arkadaşları (2017), bir octocopterin aerodinamik denklemlerini çıkarıp modellemesini yapmışlardır. Octocopterin kararlılığını ve kontrolünü sağlamak için uyarlamalı geri adımlama kontrol yöntemini kullanmışlardır. Sistemin altı farklı bozucu etkiye maruz kaldığı durumda pozisyon ve yükseklik analizini yapmışlardır [29].

Walter ve arkadaşları (2018), bir octocopterin matematiksel modellemesi ile kuvvet ve moment analizini yapmışlardır. Hover ve ileri uçuş esnasında motor arıza durumlarını incelemişlerdir. Arızalanan motorun itkisini karşılamak için diğer motorları farklı pozisyon ve hızlarda çalıştırarak denge kontrolünü sağlamışlardır [30].

Brito ve arkadaşları (2018), X8 octocopterin modellemesi ve farklı kontrol yaklaşımları üzerine çalışmışlardır. Motor arızası olduğunda sistem kararlılığını; PID denetleyici, kayan kipli kontrolör (SMC), parçacık sürü optimizasyon yöntemi (PSO) ve kaskad kontrolör yaklaşımları ile inceleyip karşılaştırma yapmışlardır [31].

Sayed çalışmasında (2018), model önsezili kontrol (MPC) yöntemiyle bir quadcopterin kontrolünü ve dinamik analizini ele almıştır. Doğrusal olmayan sistem dinamiklerini doğrusallaştırarak ve matematiksel modelleme yaparak yeni bir model oluşturmuştur. Bu modelin analizini ve simülasyonunu Matlab/ Simulink ve Matlab MPC Designer Toolbox’ ı kullanarak gerçekleştirmiştir. Bu yaklaşım ile quadcopterin üç eksenindeki pozisyon kontrolü etkili bir şekilde sağlanmıştır [32].

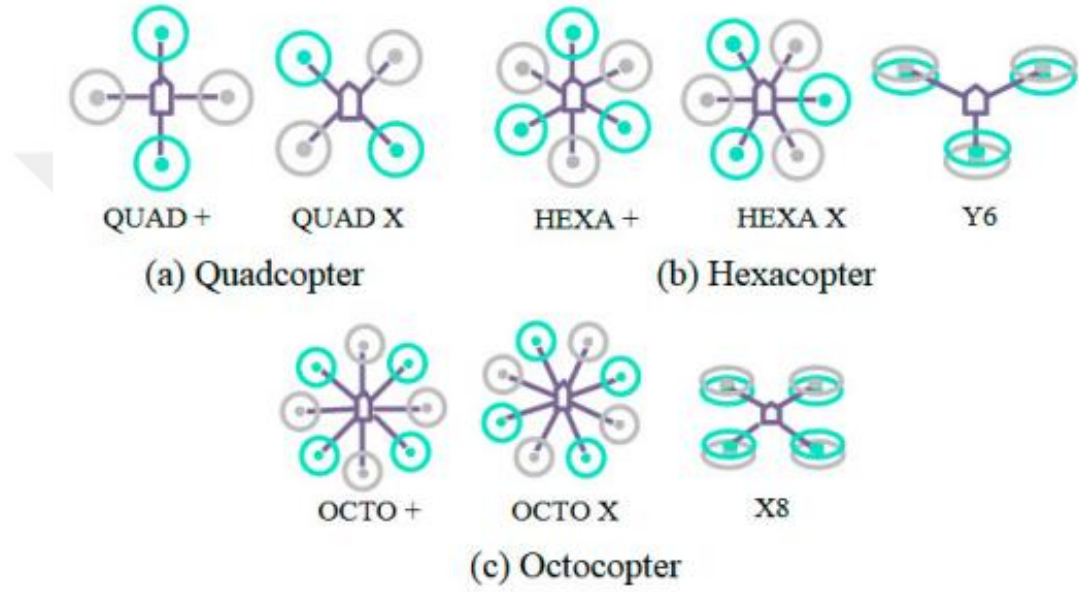
Yıldırım ve arkadaşları (2020), multikopterlerin hover ve seyir uçuşunda bozucu etki altındaki performanslarının karşılaştırılması üzerine çalışmışlardır. Bir hexacopter ve octocopterin motor sayılarındaki farklılıktan dolayı aynı kontrolör ile farklı davranış sergilediklerini ifade etmişlerdir. PID denetleyici ile bu iki aracın bozucu etki altındaki performans analizi yapılmış ve analiz sonuçlarına göre octocopterin daha kararlı davranışa sahip olduğunu belirtmişlerdir [33].

Heidari ve arkadaşları (2020), bu çalışmada bir hexacopterin farklı rüzgar etkisine maruz kaldığında oluşacak yörünge problemine çözüm üretmeyi amaçlamışlardır. Sistemin matematiksel modellemesini ve dinamik denklemlerini oluşturmuşlardır. Yapılan simülasyon çalışmalarıyla hexacopterin yörünge kontrolünü gerçekleştirmişlerdir [34].



#### 4. MULTİKOPTERLERİN HAVA TAKSİ OLARAK KULLANILMASI

Günümüzde yaygın olarak bilinen multikopter türleri tricopter, quadcopter, hexacopter ve octocopterdir. Bunlar üç, dört, altı ve sekiz motorlu döner kanatlı insansız hava araçlarıdır. Son dönemlerde on, on iki, on altı ve on sekiz motora sahip olan araçlar üzerine bilimsel çalışmalar ve projeler mevcuttur. Ayrıca ulaşım amaçlı kullanılan, çok popüler olan hava taksiler de çok motorlu hava aracı türleridir. Çeşitli multikopter konfigürasyonları Şekil 4.1’ de gösterilmiştir.



Şekil 4.1. Multikopter konfigürasyonları [35]

##### 4.1. Hava Taksilerde Arıza ve Güvenlik Sorunları

Son dönemlerde, hava taksiler yolcu taşımacılığında kullanılmaya başlanmıştır. Şehir içi hava ulaşımı hava taksiler ile sağlanabilmektedir. Hava taksilerin güvenilir olması insan hayatının riske girmemesi için çok önemlidir. Uçuş esnasında meydana gelen herhangi bir arıza, hava şartlarının ani değişimi veya kuş sürüsü ile karşılaşma ihtimali kırım veya kazaya sebebiyet verebilir. Hava taksilerde arıza durumu; elektrikli olan motorların arızasından, batarya problemlerinden veya kuş sürüsü ile karşılaşma durumunda motor pervanelerinde kuş çarpmasından dolayı oluşan hasarlardan kaynaklı olabilir. Ayrıca ani değişen hava koşulları hava taksinin uçuş esnasında denge problemine sebep olabilir. Bu ihtimaller meydana geldiğinde insan hayatı riske girebilir ve ölümlere yol açabilir.

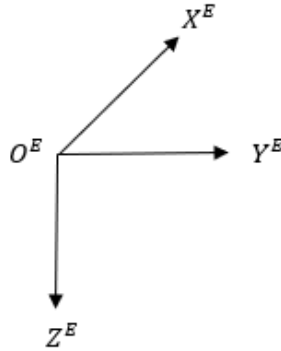
## 4.2. Referans Koordinat Sistemleri

Multikopterler tanımlanan görevi yerine getirmek için birçok sensörden veri alır. Bu sensörlerden alınan veriler farklı koordinat sistemine göre ifade edilir. Jiroskop, ivmeölçer, manyetometre, basınç, hava hız ölçer (pitotüp), sıcaklık, nem ve GPS gibi sensörler multikopterlerde kullanılan başlıca sensörlerdir. Jiroskop ve ivmeölçer sensör çıkışları sabit yer koordinat sistemine göre ölçüm yaparken manyetometre ve GPS gövde koordinat sistemine göre ölçüm yapar. Multikopterlerin matematiksel modellenmesi yapılırken tüm hareket denklemleri aynı koordinat sistemine göre belirtilmelidir ve bu farklılıkları ortadan kaldırmak için eksenler arasında dönüşüm yapılmalıdır [35].

Multikopterlerin matematiksel modellenmesini yapmak için ilk olarak referans koordinat sistemi belirtilir. Sabit yer koordinat sistemi ve gövde koordinat sistemi multikopterler için kullanılır. Gövde koordinat sistemi multikopterlerin merkezinde yer alır ve birlikte hareket gerçekleştirilir.

### 4.2.1. Sabit Yer Koordinat Sistemi

Sabit yer koordinat sistemi  $E$  üst indisiyle ifade edilecektir.  $X^E, Y^E, Z^E$  ve  $O^E$  eksenleri ile ifade edilir. Sabit yer koordinat sisteminde  $X^E$  kuzeye,  $Y^E$  doğuya ve  $Z^E$  aşağı doğru yönlendirilir.  $O^E$  yer koordinat sisteminin orijini. Sabit yer koordinat sistemi Şekil 4.2' de gösterilmiştir.

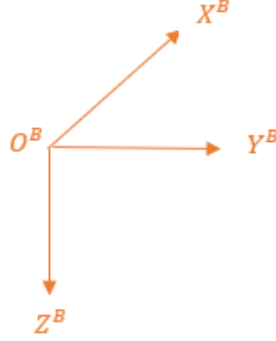


Şekil 4.2. Sabit yer koordinat sistemi

### 4.2.2. Gövde Koordinat Sistemi

Gövde koordinat sistemi multikopterlerin ağırlık merkezinde bulunan ve birlikte hareketin gerçekleştiği koordinat sistemidir. Gövde koordinat sistemi  $B$  üst indisiyle ifade edilecektir.  $X^B, Y^B, Z^B$  ve  $O^B$  eksenleri ile ifade edilir. Gövde koordinat sisteminde  $X^B$  multikopterin önüne,  $Y^B$  sağına ve  $Z^B$  aşağı doğru yönlendirilir.  $O^B$  gövde koordinat

sisteminin orijini ve multikopterlerin ağırlık merkeziyle çakışmıştır. Gövde koordinat sistemi Şekil 4.3’ de gösterilmiştir.

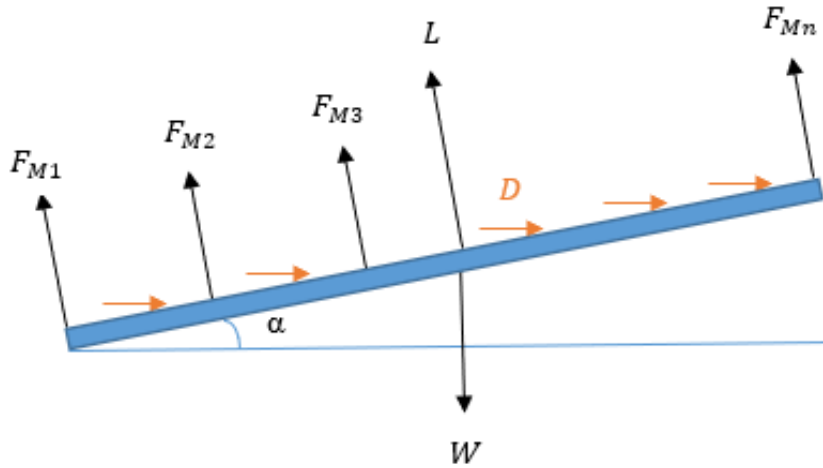


Şekil 4.3. Gövde koordinat sistemi

### 4.3. Kuvvet Denklemleri

Hava araçları, uçuş eylemini gerçekleştirirken dört fiziksel kuvvetin etkisi altındadır. Şekil 4.4’ te bir multikopterin serbest cisim diyagramı gösterilmiştir. Motor sayısı  $n$ , hareket doğrultusu ile yatay eksen arasındaki açı  $\alpha$  olmak üzere bu kuvvetler şunlardır:

- $L$ , uçuş hareket doğrultusuna dik olan taşıma kuvvetidir.
- $W$ , yer merkezine doğru düşey olarak etkiyen ağırlıktır.
- $T$ , itki kuvvetidir ve motorlar tarafından oluşturulan itme kuvveti  $F_{M1}$ ,  $F_{M2}$ ,  $F_{M3}$ , ...,  $F_{Mn}$  ile gösterilir.
- $D$ , uçuş hareket doğrultusuna paralel olan sürüklenme kuvvetidir.



Şekil 4.4. Bir multikopterin serbest cisim diyagramı

Newton yasalarına göre kuvvet denklemi aşağıdaki şekilde ifade edilmektedir.

$$\sum F_{net} = m_T * a \quad (4.1)$$

$$\sum F_{net} = m_T * \begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

#### 4.3.1. Taşıma Kuvveti

Taşıma kuvveti, hava akışının kanadın alt ve üst yüzeylerinde basınç farkı oluşturmasından dolayı meydana gelir. Taşıma kuvvetinin oluşması için üst yüzeydeki basınç alt yüzeydeki basınca göre düşük olmalıdır. Dengeli bir uçuş için taşıma kuvveti ağırlığa eşit olmalıdır. Taşıma kuvveti “L” ile gösterilir ve  $\rho$  yoğunluk,  $V$  hava akış hızı,  $S_w$  kanat alanı ve  $C_L$  kaldırma sabiti olmak üzere aşağıdaki gibi ifade edilmektedir.

$$L = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S_w * C_L \quad (4.3)$$

#### 4.3.2. Ağırlık

Dünyanın cisme uyguladığı kuvvet çekim kuvvetidir ve cismin ağırlığına eşittir. Newton yasalarına göre aşağıdaki şekilde ifade edilmektedir.

$$W = F_g = m_T * g \quad (4.4)$$

$$W = F_g = m_T * \begin{bmatrix} 0 \\ g \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

#### 4.3.3. İtme Kuvveti

İtme motorlar tarafından oluşturulan kuvvettir. Multikopterlerin itme kuvveti şu şekilde ifade edilmektedir:

$$T = \begin{bmatrix} \sin \alpha * F_{M1} + \sin \alpha * F_{M2} + \sin \alpha * F_{M3} + \dots + \sin \alpha * F_{Mn} \\ \cos \alpha * F_{M1} + \cos \alpha * F_{M2} + \cos \alpha * F_{M3} + \dots + \cos \alpha * F_{Mn} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

#### 4.3.4. Sürüklenme Kuvveti

Hava akışının oluşturduğu sürtünmeden dolayı kaynaklanan ve uçağın hareket doğrultusuna paralel olan ancak ters yönde etkiyen kuvvettir. Sürüklenme kuvveti “D” ile gösterilir ve  $\rho$  yoğunluk,  $V$  hava akış hızı,  $S_w$  kanat alanı ve  $C_D$  sürüklenme sabiti olmak üzere aşağıdaki denklemle ifade edilmektedir.

$$D = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S_w * C_D \quad (4.7)$$

## 5. MATERYAL VE METHOD

Bu çalışmada motor arıza analizi ve güvenlik analizi Excel VBA aracılığıyla yapılmıştır. Analiz yapılırken hava taksilerin serbest cisim diyagramları oluşturulmuştur. Serbest cisim diyagramlarına göre kuvvet ve moment denklemleri çıkarılmıştır. Excel VBA' da bir arayüz tasarlanmıştır. Bu arayüzde motorlardan herhangi biri arızalandığında oluşan denge problemi giderilmeye çalışılmıştır.

Arayüz tasarlanırken ilk olarak motor tanımlamaları yapılmıştır. İncelenen hava taksi çalışmalarında en fazla 18 motorlu araç tasarımı mevcut olduğu için 1 ile 18 arasında motor girdisi oluşturulmuştur. Motorların kaldırma kuvveti, oluşturulan bu motor girdi sekmesi aracılığıyla arayüze aktarılarak analiz çalışmalarında kullanılmıştır. Şekil 5.1' de arayüzde oluşturulan motor girdileri gösterilmiştir.

motor 1	motor 2	motor 3	motor 4	motor 5	motor 6	motor 7	motor 8	motor 9
0	180	180	180	180	180	180	180	180
motor 10	motor 11	motor 12	motor 13	motor 14	motor 15	motor 16	motor 17	motor 18
180	180	180	180	180	180	180	180	180

Şekil 5.1. Arayüzde oluşturulan motor girdi sekmesi

Arayüzün bu sekmesi ile herhangi bir motor arızası sonucunda motorlarda meydana gelen kaldırma kuvveti değişimleri sisteme girilmektedir. Böylece toplam kaldırma kuvveti, yalpalama (roll), yunuslama (pitch), sapma (yaw) momentleri ve bunların değişimleri hesaplanmaktadır. Bu analizleri yapabilmek için çıkarılan kuvvet ve moment denklemleri kodlama ile Excel VBA' ya aktarılmıştır. 11 farklı hava taksi tasarımı için motor arızası durumunda 3 eksendeki moment değişimlerinin analiz sonuçları Şekil 5.2' de gösterilen moment çıktı sekmesi ile kullanıcıya sunulmaktadır.

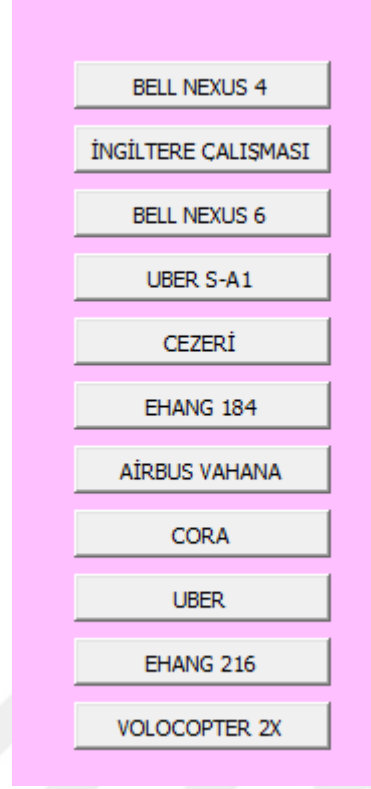
BELL NEXUS 4EX	ADSIZ	BELL NEXUS 6HX	UBER S-A1	CEZERİ	EHANG 184
BN4 roll	Adsız4 roll	BN6 roll	UBERS6 roll	Cezeri roll	E184 roll
<input type="text" value="0"/>	<input type="text" value="162"/>	<input type="text" value="0"/>	<input type="text" value="229.068"/>	<input type="text" value="0"/>	<input type="text" value="0"/>
BN4 pitch	Adsız4 pitch	BN6 pitch	UBERS6 pitch	Cezeri pitch	E184 pitch
<input type="text" value="324"/>	<input type="text" value="280.584"/>	<input type="text" value="-324"/>	<input type="text" value="-229.068"/>	<input type="text" value="324"/>	<input type="text" value="324"/>
BN4 yaw	Adsız4 yaw	BN6 yaw	UBERS6 yaw	Cezeri yaw	E184 yaw
<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>

Şekil 5.2. Moment çıktı sekmesi

AIRBUS VAHANA	CORA	UBER	EHANG 216	VOLOCOPTER 2X
AV8 roll	Cora12 roll	UBER12 roll	E216 roll	Vol2X roll
<input type="text" value="0"/>	<input type="text" value="229.068"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>
AV8 pitch	Cora12 pitch	UBER12 pitch	E216 pitch	Vol2X pitch
<input type="text" value="-324"/>	<input type="text" value="-229.068"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>
AV8 yaw	Cora12 yaw	UBER12 yaw	E216 yaw	Vol2X yaw
<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text" value="540"/>

Şekil 5.2. (Devam) Moment çıktı sekmesi

Analiz sonuçlarının çıktı sekmesinde kullanıcıya sunulabilmesi için butonlar kullanılmıştır. Her bir hava taksi türü için farklı bir buton atanarak ayrı ayrı analiz yapılabilmektedir. Motor kaldırma kuvveti girdileri arayüze eklendiğinde butonların kullanılmasıyla moment hesabı kolaylıkla yapılabilmektedir. Arayüzde oluşturulan ve kullanılan araç analiz butonları Şekil 5.3' te gösterilmiştir.



Şekil 5.3. Araç analizleri

Herhangi bir motor arızalandığı zaman bu motorun kaldırma kuvveti, arızadan önceki anlık kaldırma kuvveti ile sıfır arasında değişecektir. Belli bir süre sonra sıfır olacaktır. Tasarladığımız arayüz ile hem üç eksendeki momentlerin anlık değişimi hem de motorun tamamen durduğu yani kaldırma kuvvetinin sıfır olduğu durumdaki analizleri yapılabilmektedir. Denge koşulunun tekrar sağlanabileceği veya sağlanamayacağı arayüzde motorların kaldırma kuvvetleri değiştirilerek hesaplanabilmektedir. Ayrıca eğer denge sağlanabiliyorsa motorların hangi çalışma koşulunda olması gerektiği de yine arayüz kullanarak bulunabilmektedir.

Tasarladığımız arayüz ile motor arıza analizi dışında aynı zamanda insansız hava araçları için kavramsal tasarım ve performans analizi de yapılabilmektedir. İnsansız hava araçlarının tasarım ve performanslarıyla ilgili olan bütün parametre ve denklemler Excel VBA' ya aktarılarak arayüze eklenmiştir. Kavramsal tasarım yapılırken tasarım parametreleri belirlenerek arayüze girdi olarak eklenir. Bu girdilere göre insansız hava araçları için hız, itki, güç, ağırlık hesaplamaları, kanat ve kuyruk yapılarının boyutlandırılması yapılabilmektedir. Performans analizi yapılırken kalkış, tırmanma, seyir, dönüş, alçalma ve iniş uçuş segmentleri ayrı ayrı ele alınmıştır. Böylece menzil, havada kalma süresi ve farklı uçuş segmentlerindeki yakıt tüketimi hesaplanabilmektedir.

## 6. ARAŞTIRMA SONUÇLARI VE TARTIŞMA

### 6.1. Motor Arıza Analizi

Bu kısımda, az sayıda insan taşıyan, hava taksi grubuna giren ve ticari amaçla üretilmiş veya üretim aşamasında olan hava araçlarındaki olası bir motor arızasının muhtemel sonuçları analiz edilmiştir. Bu analizler yapılırken her birinin erişilebilen teknik özellikleri üzerinden motor sayıları, konumları, ağırlık merkezleri ve ona olan uzaklıkları üzerinden analizler yapılmıştır. Erişilemeyen bilgiler için yaklaşık kabuller yapılmıştır. Bu denklemler oluşturulurken motorların ağırlık merkezlerine göre uzaklıkları göreceli olarak değerlendirilmiştir ve en küçük mesafeye “ $l$ ” demek şartıyla diğer mesafelerde birtakım yaklaşımlarla ölçeklendirilerek tanımlanmıştır. Bu durumda;

Denge şartı için gerekli maksimum kaldırma kuvveti  $F_{max}$ , toplam kaldırma kuvveti  $F_T$ , yalpalama momenti  $M_x$ , yunuslama momenti  $M_y$ , sapma momenti  $M_z$  ve kol uzunluğu  $l$  ile gösterilmiştir. Toplam kaldırma kuvveti bütün motor kuvvetlerinin toplamına eşittir ve  $n =$  motor sayısı olmak üzere denklem 6.1’ de ifade edilmiştir.

$$F_T = \sum_{i=1}^n F_i \quad (6.1)$$

ile ifade edilebilir.

Her bir aracın 3 eksendeki denge diyagramları oluşturulmuş ve momentleri hesap edilmiştir. Olası bir arıza durumunda diğer sağlam motorların denge durumunu koruyup koruyamayacağı irdelenmiştir. Bu amaçla diğer motorların hızlarında ve buna bağlı olarak kaldırma kuvvetleri ve torklarındaki değişimin etkileri izlenmiştir. Elde edilen veriler 4 sütunlu bir tabloda verilmiştir. Bu sütunlar;

**Motor Durumu:** Sadece bir motorun arıza yaptığı ihtimaller göz önüne alınmıştır ve birbirine simetrik olan motorlardan sadece birinin arıza durumu incelenmiştir.  $M_1, M_2, \dots, M_n$  motor numarasını göstermektedir. Arızalı motor  $\times$  ile sağlam motorlar ise  $\checkmark$  ile gösterilmiştir.

**Denge Durumu:** Güvenli iniş ve denge durumu için motorların kaldırma kuvvetlerindeki değişimi ifade etmektedir. ( $F$ : Arızadan hemen önceki anlık kaldırma kuvveti olarak tanımlanmıştır)

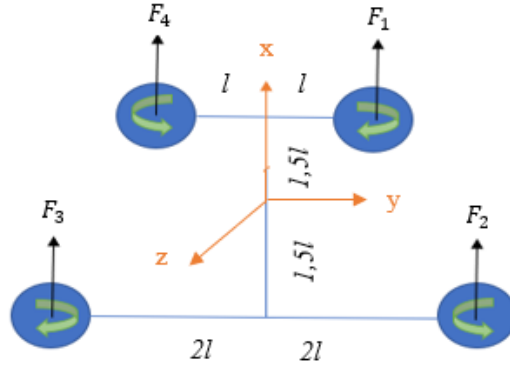
**Maksimum Kuvvet:** Aracın denge durumu için herhangi bir motordan talep edilecek maksimum kuvveti ifade etmektedir.

**İniş Şekli:** Herhangi bir motorun arıza yapması durumunda hava aracının 4 farklı şekilde iniş yapabileceği öngörülmüştür. Bunlar;

- *Erken İniş*: Motor arızası oluştuğunda denge için gerekli olan maksimum kuvvetin arıza olmadan önceki motor kuvvetlerine eşit olduğu durumda yapılan iniştir. Tehlikenin olmadığı, ancak menzilin düşeceği ve kontrolün zorlaşacağı durumdur.
- *Acil İniş*: Arızalı olmayan diğer motorların hızları ve bunlara bağlı olarak kaldırma kuvvetlerini değiştirmek suretiyle denge konumunun geçici olarak sağlandığı bir durumdur. Kısmi kontrol mümkündür ve en yakın güvenli bir yere iniş gerektirir.
- *Panik İniş*: Hava aracının yönlendirme yapamadığı, çalışan motorların aracı dengede tutmaya çalıştığı, arızadan itibaren zorunlu inişin kontrol dışı olarak başladığı bir durumdur. Minimum hasar ve çarpma ile yere inişe odaklanılmıştır.
- *Kontrol Dışı İniş*: Denge koşullarından hiç birinin sağlanamadığı ve aracın kontrolsüz bir şekilde yaptığı iniş şeklidir ve en tehlikeli olanıdır.

#### 6.1.1. 4F Tipi Hava Aracı için Uçuş Analizi

Şekil 6.1’ de gösterilen serbest cisim diyagramına göre 4F tipi hava aracı için hareket denklemleri oluşturulmuştur. Bu araç 4 motorlu ve motorların ağırlık merkezine olan uzaklıkları birbirinden farklı olan bir hava aracı tipidir.



Şekil 6.1. 4F tipi hava aracı için serbest cisim diyagramı

$$M_x = l * (F_1 - F_4 + 2 * (F_2 - F_3)) \quad (6.2)$$

$$M_y = 1,5 * l * (F_2 + F_3 - F_1 - F_4) \quad (6.3)$$

$$M_z = \frac{\sqrt{13}}{2} * l * (F_4 - F_1 + \sqrt{2} * (F_2 - F_3)) \quad (6.4)$$

Motor arıza analizi yapılırken; denklem 6.5' te gösterilen durum söz konusu olduğu için  $F_1$  ve  $F_2$  kuvvetlerinin analiz edilmesi yeterli olarak görülmüştür.

$$\left. \begin{array}{l} F_1 = F_4 \\ F_2 = F_3 \end{array} \right\} \quad (6.5)$$

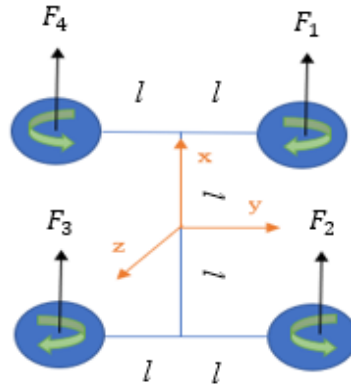
Çizelge 6.1' de 4F tipi hava aracı için motor 1 ve motor 2 arızası durumunda denge koşulunun sağlanabilmesi için diğer motorların kaldırma kuvveti değişimleri gösterilmiştir.

Çizelge 6.1: 4F tipi hava aracı için motor arıza analizi

Motor Durumu				Denge Durumu				Maks. Kuvvet	İniş Şekli
$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$F_{max}$	
×	✓	✓	✓	0	$1,5F$	$0,5F$	$2F$	$2F$	Panik İniş
✓	×	✓	✓	$3F$	0	$2F$	$-F$	$3F$	Kontrol Dışı İniş

### 6.1.2. 4E Tipi Hava Aracı için Uçuş Analizi

Şekil 6.2' de gösterilen serbest cisim diyagramına göre 4E tipi hava aracı için hareket denklemleri oluşturulmuştur. Bu araç 4 motorlu ve motorların ağırlık merkezine olan uzaklıkları birbiri ile aynı olan bir hava aracı tipidir.



Şekil 6.2. 4E tipi hava aracı için serbest cisim diyagramı

$$M_x = l * (F_1 + F_2 - F_3 - F_4) \quad (6.6)$$

$$M_y = l * (F_2 + F_3 - F_1 - F_4) \quad (6.7)$$

$$M_z = \sqrt{2} * l * (F_2 + F_4 - F_1 - F_3) \quad (6.8)$$

Motor arıza analizi yapılırken; denklem 6.9' da gösterilen durum söz konusu olduğu için  $F_1$  ve  $F_2$  kuvvetlerinin analiz edilmesi yeterli olarak görülmüştür.

$$\left. \begin{array}{l} F_1 = F_4 \\ F_2 = F_3 \end{array} \right\} \quad (6.9)$$

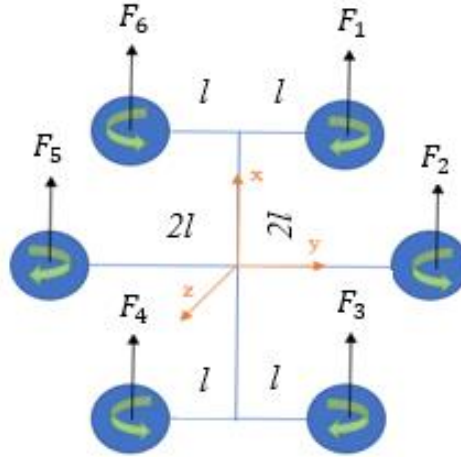
Çizelge 6.2' de 4E tipi hava aracı için motor 1 ve motor 2 arızası durumunda denge koşulunun sağlanabilmesi için diğer motorların kaldırma kuvveti değişimleri gösterilmiştir.

Çizelge 6.2: 4E tipi hava aracı için motor arıza analizi

Motor Durumu				Denge Durumu				Maks. Kuvvet	İniş Şekli
$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$F_{max}$	
X	✓	✓	✓	0	$2F$	0	$2F$	$2F$	Panik İniş
✓	X	✓	✓	$2F$	0	$2F$	0	$2F$	Panik İniş

### 6.1.3. 6F Tipi Hava Aracı için Uçuş Analizi

Şekil 6.3' te gösterilen serbest cisim diyagramına göre 6F tipi hava aracı için hareket denklemleri oluşturulmuştur. Bu araç 6 motorlu ve motorların ağırlık merkezine olan uzaklıkları birbirinden farklı olan bir hava aracı tipidir.



Şekil 6.3. 6F tipi hava aracı için serbest cisim diyagramı

$$M_x = l * (F_1 + F_3 - F_4 - F_6 + 2 * (F_2 - F_5)) \quad (6.10)$$

$$M_y = \sqrt{3} * l * (F_3 + F_4 - F_1 - F_6) \quad (6.11)$$

$$M_z = 2 * l * (F_2 + F_4 + F_6 - F_1 - F_3 - F_5) \quad (6.12)$$

Motor arıza analizi yapılırken; denklem 6.13' te gösterilen durum söz konusu olduğu için  $F_1$  ve  $F_2$  kuvvetlerinin analiz edilmesi yeterli olarak görülmüştür.

$$\left. \begin{array}{l} F_1 = F_4 \\ F_2 = F_5 \\ F_3 = F_6 \end{array} \right\} \quad (6.13)$$

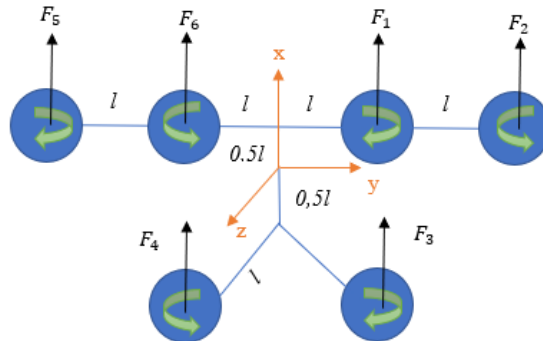
Çizelge 6.3' te 6F tipi hava aracı için motor 1, motor 2 ve motor 3 arızası durumunda denge koşulunun sağlanabilmesi için diğer motorların kaldırma kuvveti değişimleri gösterilmiştir.

Çizelge 6.3: 6F tipi hava aracı için motor arıza analizi

Motor Durumu						Denge Durumu						Maks. Kuvvet	İniş Şekli
$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$F_{max}$	
×	✓	✓	✓	✓	✓	0	$1,5F$	$1,5F$	0	$1,5F$	$1,5F$	$1,5F$	Acil İniş
✓	×	✓	✓	✓	✓	$1,5F$	0	$1,5F$	$1,5F$	0	$1,5F$	$1,5F$	Acil İniş
✓	✓	×	✓	✓	✓	$1,5F$	$1,5F$	0	$1,5F$	$1,5F$	0	$1,5F$	Acil İniş

#### 6.1.4. 6F Tipi Hava Aracı için Uçuş Analizi

Şekil 6.4' te gösterilen serbest cisim diyagramına göre 6F tipi hava aracı için hareket denklemleri oluşturulmuştur. Bu araç 6 motorlu ve motorların ağırlık merkezine olan uzaklıkları birbirinden farklı olan bir hava aracı tipidir.



Şekil 6.4. 6F tipi hava aracı için serbest cisim diyagramı

$$M_x = l * \left( F_1 - F_6 + 2 * (F_2 - F_5) + \frac{\sqrt{3}}{2} * (F_3 - F_4) \right) \quad (6.14)$$

$$M_y = l * \left( (F_3 + F_4) - \frac{1}{2} * (F_1 + F_2 + F_5 + F_6) \right) \quad (6.15)$$

$$M_z = l * \left( \sqrt{2} * (F_6 - F_1) + \sqrt{5} * (F_2 - F_5) + \sqrt{3} * (F_4 - F_3) \right) \quad (6.16)$$

Motor arıza analizi yapılırken; denklem 6.17' de gösterilen durum söz konusu olduğu için  $F_1$  ve  $F_2$  kuvvetlerinin analiz edilmesi yeterli olarak görülmüştür.

$$\left. \begin{array}{l} F_1 = F_6 \\ F_2 = F_5 \\ F_3 = F_4 \end{array} \right\} \quad (6.17)$$

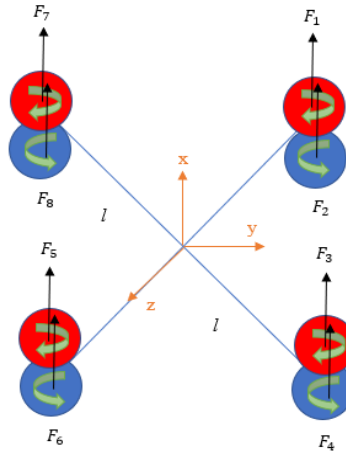
Çizelge 6.4' te 6F tipi hava aracı için motor 1, motor 2 ve motor 3 arızası durumunda denge koşulunun sağlanabilmesi için diğer motorların kaldırma kuvveti değişimleri gösterilmiştir.

**Çizelge 6.4:** 6F tipi hava aracı için motor arıza analizi

Motor Durumu						Denge Durumu						Maks. Kuvvet	İniş Şekli
$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$F_{max}$	
✗	✓	✓	✓	✓	✓	0	2F	F	F	2F	0	2F	Panik İniş
✓	✗	✓	✓	✓	✓	2F	0	F	F	0	2F	2F	Panik İniş
✓	✓	✗	✓	✓	✓	1,19F	1,19F	0	2F	0,9F	0,9F	2F	Panik İniş

### 6.1.5. (4x2)E Tipi Hava Aracı için Uçuş Analizi

Şekil 6.5' te gösterilen serbest cisim diyagramına göre (4x2)E tipi hava aracı için hareket denklemleri oluşturulmuştur. Bu araç 8 motorlu ve motorların ağırlık merkezine olan uzaklıkları birbiri ile aynı olan bir hava aracı tipidir.



Şekil 6.5. (4x2)E tipi hava aracı için serbest cisim diyagramı

$$M_x = \frac{1}{\sqrt{2}} * l * (F_1 + F_2 + F_3 + F_4 - F_5 - F_6 - F_7 - F_8) \quad (6.18)$$

$$M_y = \frac{1}{\sqrt{2}} * l * (F_3 + F_4 + F_5 + F_6 - F_1 - F_2 - F_7 - F_8) \quad (6.19)$$

$$M_z = l * (F_2 + F_4 + F_6 + F_8 - F_1 - F_3 - F_5 - F_7) \quad (6.20)$$

Motor arıza analizi yapılırken; denklem 6.21' de gösterilen durum söz konusu olduğu için  $F_1$  ve  $F_2$  kuvvetlerinin analiz edilmesi yeterli olarak görülmüştür.

$$\left. \begin{array}{l} F_1 = F_3 = F_5 = F_7 \\ F_2 = F_4 = F_6 = F_8 \end{array} \right\} \quad (6.21)$$

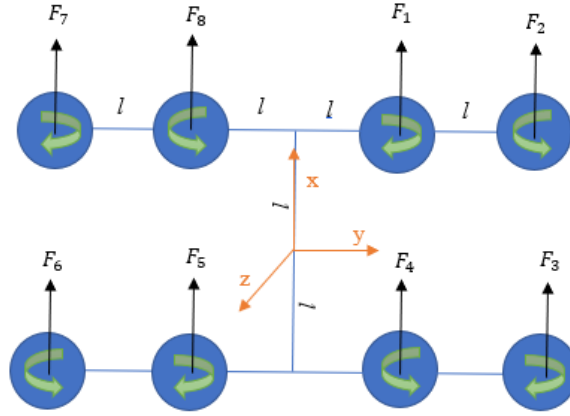
Çizelge 6.5' te (4x2)E tipi hava aracı için motor 1 ve motor 2 arızası durumunda denge koşulunun sağlanabilmesi için diğer motorların kaldırma kuvveti değişimleri gösterilmiştir.

Çizelge 6.5: (4x2)E tipi hava aracı için motor arıza analizi

Motor Durumu								Denge Durumu								Maks. Kuvvet	İniş Şekli
$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_7$	$M_8$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_7$	$M_8$	$F_{max}$	
X	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	0	1,25 F	1,25 F	1,25 F	1,25 F	0	1,25 F	1,25 F	1,25 F	Acil İniş
✓	X	✓	✓	✓	✓	✓	✓	1,25 F	0	1,25 F	1,25 F	0	1,25 F	1,25 F	1,25 F	1,25 F	Acil İniş

### 6.1.6. 8F Tipi Hava Aracı için Uçuş Analizi

Şekil 6.6' da gösterilen serbest cisim diyagramına göre 8F tipi hava aracı için hareket denklemleri oluşturulmuştur. Bu araç 8 motorlu ve motorların ağırlık merkezine olan uzaklıkları birbirinden farklı olan bir hava aracı tipidir.



Şekil 6.6. 8F tipi hava aracı için serbest cisim diyagramı

$$M_x = l * (F_1 + F_4 - F_5 - F_8 + 2 * (F_2 + F_3 - F_6 - F_7)) \quad (6.22)$$

$$M_y = l * (F_3 + F_4 + F_5 + F_6 - F_1 - F_2 - F_7 - F_8) \quad (6.23)$$

$$M_z = l * (\sqrt{2} * (F_4 + F_8 - F_1 - F_5) + \sqrt{5} * (F_2 + F_6 - F_3 - F_7)) \quad (6.24)$$

Motor arıza analizi yapılırken; denklem 6.25' te gösterilen durum söz konusu olduğu için  $F_1$  ve  $F_2$  kuvvetlerinin analiz edilmesi yeterli olarak görülmüştür.

$$\left. \begin{array}{l} F_1 = F_4 = F_5 = F_8 \\ F_2 = F_3 = F_6 = F_7 \end{array} \right\} \quad (6.25)$$

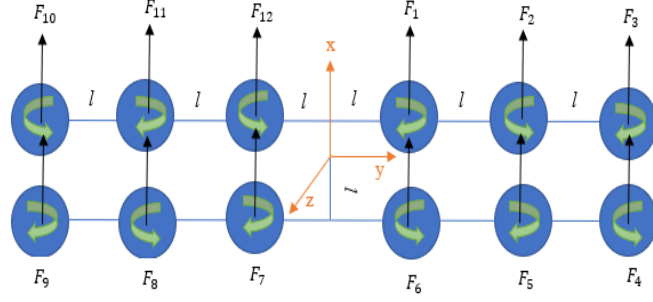
Çizelge 6.6' da 8F tipi hava aracı için motor 1 ve motor 2 arızası durumunda denge koşulunun sağlanabilmesi için diğer motorların kaldırma kuvveti değişimleri gösterilmiştir.

Çizelge 6.6: 8F tipi hava aracı için motor arıza analizi

Motor Durumu								Denge Durumu								Maks. Kuvvet	İniş Şekli
$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_7$	$M_8$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_7$	$M_8$	$F_{max}$	
X	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	0	2F	F	F	F	F	2F	0	2F	Panik İniş
✓	X	✓	✓	✓	✓	✓	✓	2F	0	F	F	F	F	0	2F	2F	Panik İniş

### 6.1.7. 12F Tipi Hava Aracı için Uçuş Analizi

Şekil 6.7' de gösterilen serbest cisim diyagramına göre 12F tipi hava aracı için hareket denklemleri oluşturulmuştur. Bu araç 12 motorlu ve motorların ağırlık merkezine olan uzaklıkları birbirinden farklı olan bir hava aracı tipidir.



Şekil 6.7. 12F tipi hava aracı için serbest cisim diyagramı

$$M_x = l * \left( F_1 + F_6 - F_7 - F_{12} + 2 * (F_2 + F - F_8 - F_{11}) \right) + 3 * (F_3 + F_4 - F_9 - F_{10}) \quad (6.26)$$

$$M_y = l * (F_4 + F_5 + F_6 + F_7 + F_8 + F_9 - F_1 - F_2 - F_3 - F_{10} - F_{11} - F_{12}) \quad (6.27)$$

$$M_z = l * \left( \sqrt{2} * (F_6 + F_{12} - F_1 - F_7) + \sqrt{5} * (F_2 + F_8 - F_5 - F_{11}) \right) + \sqrt{10} * (F_4 + F_{10} - F_3 - F_9) \quad (6.28)$$

Motor arıza analizi yapılırken; denklem 6.29' da gösterilen durum söz konusu olduğu için  $F_1$  ve  $F_2$  kuvvetlerinin analiz edilmesi yeterli olarak görülmüştür.

$$\left. \begin{aligned} F_1 &= F_6 = F_7 = F_{12} \\ F_2 &= F_5 = F_8 = F_{11} \\ F_3 &= F_4 = F_9 = F_{10} \end{aligned} \right\} \quad (6.29)$$

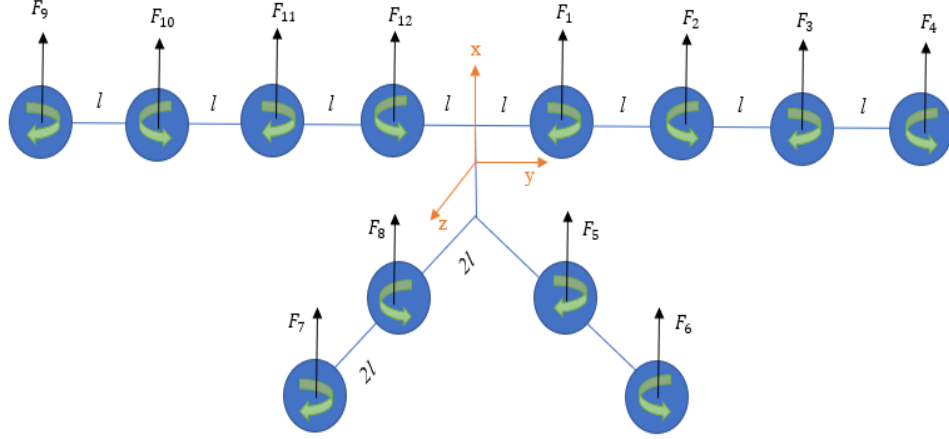
Çizelge 6.7' de 12F tipi hava aracı için motor 1, motor 2 ve motor 3 arızası durumunda denge koşulunun sağlanabilmesi için diğer motorların kaldırma kuvveti değişimleri gösterilmiştir.

Çizelge 6.7: 12F tipi hava aracı için motor arıza analizi

	Motor Durumu						Denge Durumu						Maks. Kuvvet	İniş Şekli
	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$		
	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$F_{max}$	
	X	✓	✓	✓	✓	✓	0	1,5F	1,5F	1,5F	1,5F	0	1,5F	Acil İniş
	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$		
	✓	✓	✓	✓	✓	✓	0	1,5F	1,5F	1,5F	1,5F	0		
	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$F_{max}$	
	✓	X	✓	✓	✓	✓	1,5F	0	1,5F	1,5F	0	1,5F	1,5F	Acil İniş
	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$		
	✓	✓	✓	✓	✓	✓	1,5F	0	1,5F	1,5F	0	1,5F		
	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$F_{max}$	
	✓	✓	X	✓	✓	✓	1,5F	1,5F	0	0	1,5F	1,5F	1,5F	Acil İniş
	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$		
	✓	✓	✓	✓	✓	✓	1,5F	1,5F	0	0	1,5F	1,5F		

### 6.1.8. 12F Tipi Hava Aracı için Uçuş Analizi

Şekil 6.8’ de gösterilen serbest cisim diyagramına göre 12F tipi hava aracı için hareket denklemleri oluşturulmuştur. Bu araç 12 motorlu ve motorların ağırlık merkezine olan uzaklıkları birbirinden farklı olan bir hava aracı tipidir.



Şekil 6.8. 12F tipi hava aracı için serbest cisim diyagramı

$$M_x = l * \left( F_1 - F_{12} + 2 * (F_2 - F_{11}) + 3 * (F_3 - F_{10}) + 4 * (F_4 - F_9) + \frac{\sqrt{3}}{2} * (F_5 - F_8 + 2 * (F_6 - F_7)) \right) \quad (6.30)$$

$$M_y = l * \left( \frac{3}{2} * (F_5 + F_8) + 2 * (F_6 + F_7) - F_1 - F_2 - F_3 - F_4 - F_9 - F_{10} - F_{11} - F_{12} \right) \quad (6.31)$$

$$M_z = l * \left( \sqrt{2} * (F_{12} - F_1) + \sqrt{3} * (F_8 - F_5) + \sqrt{5} * (F_2 - F_{11}) + \sqrt{6} * (F_6 - F_7) + \sqrt{10} * (F_{10} - F_3) + \sqrt{17} * (F_4 - F_9) \right) \quad (6.32)$$

Motor arıza analizi yapılırken; denklem 6.33’ te gösterilen durum söz konusu olduğu için  $F_1$  ve  $F_2$  kuvvetlerinin analiz edilmesi yeterli olarak görülmüştür.

$$\left. \begin{array}{l} F_1 = F_{12} \\ F_2 = F_{11} \\ F_3 = F_{10} \\ F_4 = F_9 \\ F_5 = F_8 \\ F_6 = F_7 \end{array} \right\} \quad (6.33)$$

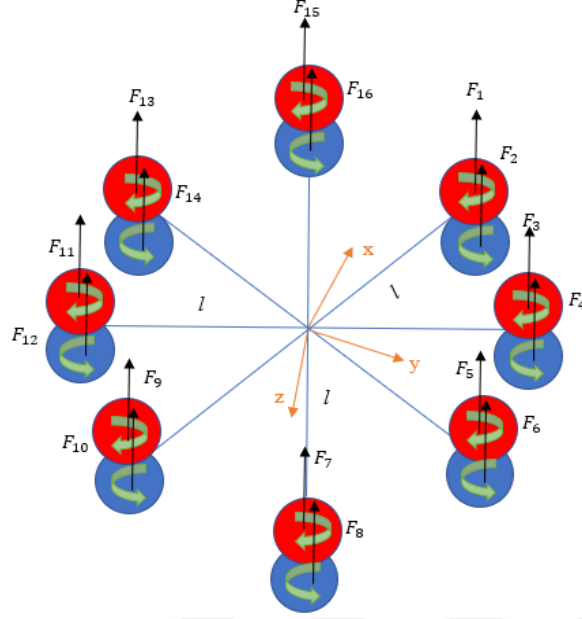
Çizelge 6.8’ de 12F tipi hava aracı için motor 1, motor 2, motor 3, motor 4, motor 5 ve motor 6 arızası durumunda denge koşulunun sağlanabilmesi için diğer motorların kaldırma kuvveti değişimleri gösterilmiştir.

Çizelge 6.8: 12F tipi hava aracı için motor arıza analizi

Motor Durumu						Denge Durumu						Maks. Kuvvet	İniş Şekli
$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$F_{max}$	
✗	✓	✓	✓	✓	✓	0	1,3F	1,3F	1,3F	F	F	1,3F	Acil İniş
$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$		
✓	✓	✓	✓	✓	✓	F	F	1,3F	1,3F	1,3F	0		
$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$F_{max}$	
✓	✗	✓	✓	✓	✓	1,3F	0	1,3F	1,3F	F	F	1,3F	Acil İniş
$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$		
✓	✓	✓	✓	✓	✓	F	F	1,3F	1,3F	0	1,3F		
$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$F_{max}$	
✓	✓	✗	✓	✓	✓	1,3F	1,3F	0	1,3F	F	F	1,3F	Acil İniş
$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$		
✓	✓	✓	✓	✓	✓	F	F	1,3F	0	1,3F	1,3F		
$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$F_{max}$	
✓	✓	✓	✗	✓	✓	1,3F	1,3F	1,3F	0	F	F	1,3F	Acil İniş
$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$		
✓	✓	✓	✓	✓	✓	F	F	0	1,3F	1,3F	1,3F		
$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$F_{max}$	
✓	✓	✓	✓	✗	✓	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F	0	2F	2F	Panik İniş
$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$		
✓	✓	✓	✓	✓	✓	2F	0	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F		
$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$F_{max}$	
✓	✓	✓	✓	✓	✗	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F	2F	0	2F	Panik İniş
$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$		
✓	✓	✓	✓	✓	✓	0	2F	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F		

### 6.1.9. (8x2)E Tipi Hava Aracı için Uçuş Analizi

Şekil 6.9' da gösterilen serbest cisim diyagramına göre (8x2)E tipi hava aracı için hareket denklemleri oluşturulmuştur. Bu araç 16 motorlu ve motorların ağırlık merkezine olan uzaklıkları birbiri ile aynı olan bir hava aracı tipidir.



Şekil 6.9. (8x2)E tipi hava aracı için serbest cisim diyagramı

$$M_x = l * \left( \begin{array}{l} \cos 67,5 * (F_1 + F_2 + F_7 + F_8 - F_9 - F_{10} - F_{15} - F_{16}) \\ + \cos 22,5 * (F_3 + F_4 + F_5 + F_6 - F_{11} - F_{12} - F_{13} - F_{14}) \end{array} \right) \quad (6.34)$$

$$M_y = l * \left( \begin{array}{l} \cos 67,5 * (F_5 + F_6 + F_{11} + F_{12} - F_3 - F_4 - F_{13} - F_{14}) \\ + \cos 22,5 * (F_7 + F_8 + F_9 + F_{10} - F_1 - F_2 - F_{15} - F_{16}) \end{array} \right) \quad (6.35)$$

$$M_z = l * \left( \begin{array}{l} (F_2 + F_4 + F_6 + F_8 + F_{10} + F_{12} + F_{14} + F_{16}) \\ -(F_1 + F_3 + F_5 + F_7 + F_9 + F_{11} + F_{13} + F_{15}) \end{array} \right) \quad (6.36)$$

Motor arıza analizi yapılırken; denklem 6.37' te gösterilen durum söz konusu olduğu için  $F_1$  ve  $F_2$  kuvvetlerinin analiz edilmesi yeterli olarak görülmüştür.

$$\left. \begin{array}{l} F_1 = F_5 = F_{10} = F_{14} \\ F_2 = F_6 = F_9 = F_{13} \\ F_3 = F_7 = F_{12} = F_{16} \\ F_4 = F_8 = F_{11} = F_{15} \end{array} \right\} \quad (6.37)$$

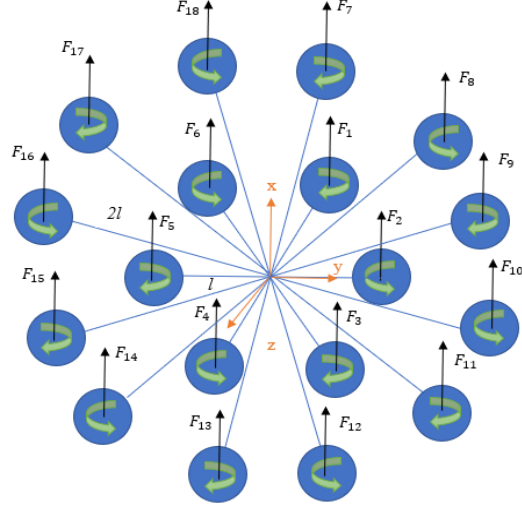
Çizelge 6.9' da (8x2)E tipi hava aracı için motor 1, motor 2, motor 3 ve motor 4 arızası durumunda denge koşulunun sağlanabilmesi için diğer motorların kaldırma kuvveti değişimleri gösterilmiştir.

Çizelge 6.9: (8x2)E hava aracı için motor arıza analizi

Motor Durumu								Denge Durumu								Maks. Kuvvet	İniş Şekli
$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_7$	$M_8$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_7$	$M_8$	$F_{max}$	
X	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	0	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1F	Erken İniş
$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_{13}$	$M_{14}$	$M_{15}$	$M_{16}$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_{13}$	$M_{14}$	$M_{15}$	$M_{16}$		
✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	1,1	0	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1		
$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_7$	$M_8$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_7$	$M_8$	$F_{max}$	
✓	X	✓	✓	✓	✓	✓	✓	1,1	0	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1F	Erken İniş
$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_{13}$	$M_{14}$	$M_{15}$	$M_{16}$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_{13}$	$M_{14}$	$M_{15}$	$M_{16}$		
✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	0	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1		
$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_7$	$M_8$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_7$	$M_8$	$F_{max}$	
✓	✓	X	✓	✓	✓	✓	✓	1,1	1,1	0	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1F	Erken İniş
$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_{13}$	$M_{14}$	$M_{15}$	$M_{16}$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_{13}$	$M_{14}$	$M_{15}$	$M_{16}$		
✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	1,1	1,1	1,1	0	1,1	1,1	1,1	1,1		
$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_7$	$M_8$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_7$	$M_8$	$F_{max}$	
✓	✓	✓	X	✓	✓	✓	✓	1,1	1,1	1,1	0	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1F	Erken İniş
$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_{13}$	$M_{14}$	$M_{15}$	$M_{16}$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_{13}$	$M_{14}$	$M_{15}$	$M_{16}$		
✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	1,1	1,1	0	1,1	1,1	1,1	1,1	1,1		

### 6.1.10. 18F Tipi Hava Aracı için Uçuş Analizi

Şekil 6.10' da gösterilen serbest cisim diyagramına göre 18F tipi hava aracı için hareket denklemleri oluşturulmuştur. Bu araç 18 motorlu ve motorların ağırlık merkezine olan uzaklıkları birbirinden farklı olan bir hava aracı tipidir.



Şekil 6.10. 18F tipi hava aracı için serbest cisim diyagramı

$$M_x = l * \begin{pmatrix} F_2 - F_5 + 0,5 * (F_1 + F_3 - F_4 - F_6) + \\ 1,7 * \cos 75 * (F_7 + F_{12} - F_{13} - F_{18}) + \\ 1,7 * \cos 45 * (F_8 + F_{11} - F_{14} - F_{17}) + \\ 1,7 * \cos 15 * (F_9 + F_{10} - F_{15} - F_{16}) \end{pmatrix} \quad (6.38)$$

$$M_y = l * \begin{pmatrix} \frac{\sqrt{3}}{2} * (F_3 + F_4 - F_1 - F_6) + \\ 1,7 * \cos 75 * (F_{10} + F_{15} - F_9 - F_{16}) + \\ 1,7 * \cos 45 * (F_{11} + F_{14} - F_8 - F_{17}) + \\ 1,7 * \cos 15 * (F_{12} + F_{13} - F_7 - F_{18}) \end{pmatrix} \quad (6.39)$$

$$M_z = l * \begin{pmatrix} F_2 + F_4 + F_6 - F_1 - F_3 - F_5 + \\ 1,7 * (F_8 + F_{10} + F_{12} + F_{14} + F_{16} + F_{18}) - \\ 1,7 * (F_7 + F_9 + F_{11} + F_{13} + F_{15} + F_{17}) \end{pmatrix} \quad (6.40)$$

Motor arıza analizi yapılırken; denklem 6.41' de gösterilen durum söz konusu olduğu için  $F_1$  ve  $F_2$  kuvvetlerinin analiz edilmesi yeterli olarak görülmüştür.

$$\left. \begin{array}{l} F_1 = F_4 \\ F_2 = F_5 \\ F_3 = F_6 \\ F_7 = F_{12} = F_{13} = F_{18} \\ F_8 = F_{11} = F_{14} = F_{17} \\ F_9 = F_{10} = F_{15} = F_{16} \end{array} \right\} \quad (6.41)$$

Çizelge 6.10' da 18F tipi hava aracı için motor 1, motor 2, motor 3, motor 7, motor 8 ve motor 9 arızası durumunda denge koşulunun sağlanabilmesi için diğer motorların kaldırma kuvveti değişimleri gösterilmiştir.

Çizelge 6.10: 18F tipi hava aracı için motor arıza analizi

		Motor Durumu						Denge Durumu						Maks. Kuvvet	İniş Şekli
	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$F_{max}$	Erken İniş	
	✗	✓	✓	✓	✓	✓	0	1,1F	1,1F	0	1,1F	1,1F	1,1F		
	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$			
	✓	✓	✓	✓	✓	✓	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F			
	$M_{13}$	$M_{14}$	$M_{15}$	$M_{16}$	$M_{17}$	$M_{18}$	$M_{13}$	$M_{14}$	$M_{15}$	$M_{16}$	$M_{17}$	$M_{18}$			
✓	✓	✓	✓	✓	✓	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F				
	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$F_{max}$	Erken İniş	
	✓	✗	✓	✓	✓	✓	1,1F	0	1,1F	1,1F	0	1,1F	1,1F		
	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$			
	✓	✓	✓	✓	✓	✓	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F			
	$M_{13}$	$M_{14}$	$M_{15}$	$M_{16}$	$M_{17}$	$M_{18}$	$M_{13}$	$M_{14}$	$M_{15}$	$M_{16}$	$M_{17}$	$M_{18}$			
✓	✓	✓	✓	✓	✓	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F				
	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$F_{max}$	Erken İniş	
	✓	✓	✗	✓	✓	✓	1,1F	1,1F	0	1,1F	1,1F	0	1,1F		
	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$			
	✓	✓	✓	✓	✓	✓	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F			
	$M_{13}$	$M_{14}$	$M_{15}$	$M_{16}$	$M_{17}$	$M_{18}$	$M_{13}$	$M_{14}$	$M_{15}$	$M_{16}$	$M_{17}$	$M_{18}$			
✓	✓	✓	✓	✓	✓	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F	1,1F				
	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$F_{max}$	Acil İniş	
	✓	✓	✓	✓	✓	✓	F	F	F	F	F	F	1,25F		
	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$			
	✗	✓	✓	✓	✓	✓	0	0,5F	1,25F	F	1,25F	F			
	$M_{13}$	$M_{14}$	$M_{15}$	$M_{16}$	$M_{17}$	$M_{18}$	$M_{13}$	$M_{14}$	$M_{15}$	$M_{16}$	$M_{17}$	$M_{18}$			
✓	✓	✓	✓	✓	✓	0	0,5F	1,25F	F	1,25F	F				
	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$F_{max}$	Acil İniş	
	✓	✓	✓	✓	✓	✓	F	F	F	F	F	F	1,25F		
	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$			
	✓	✗	✓	✓	✓	✓	0,5F	0	F	1,25F	F	1,25F			
	$M_{13}$	$M_{14}$	$M_{15}$	$M_{16}$	$M_{17}$	$M_{18}$	$M_{13}$	$M_{14}$	$M_{15}$	$M_{16}$	$M_{17}$	$M_{18}$			
✓	✓	✓	✓	✓	✓	0,5F	0	F	1,25F	F	1,25F				
	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$M_1$	$M_2$	$M_3$	$M_4$	$M_5$	$M_6$	$F_{max}$	Acil İniş	
	✓	✓	✓	✓	✓	✓	F	F	F	F	F	F	1,25F		
	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$	$M_7$	$M_8$	$M_9$	$M_{10}$	$M_{11}$	$M_{12}$			
	✓	✓	✗	✓	✓	✓	1,25F	F	0	0,5F	1,25F	F			
	$M_{13}$	$M_{14}$	$M_{15}$	$M_{16}$	$M_{17}$	$M_{18}$	$M_{13}$	$M_{14}$	$M_{15}$	$M_{16}$	$M_{17}$	$M_{18}$			
✓	✓	✓	✓	✓	✓	1,25F	F	0	0,5F	1,25F	F				

## 6.2. Uçuş Güvenlik Analizi

Analiz sonuçlarına göre denge durumunun sağlanabilmesi için gerekli olan maksimum kuvvetler grafik ile ifade edilmiştir. Burada hava taksi türleri nE ve nF olarak belirtilmiştir. (n: motor sayısı, E: Motorların ağırlık merkezine olan mesafesinin eşit olması, F: Motorların ağırlık merkezine olan mesafesinin farklı olmasıdır.)

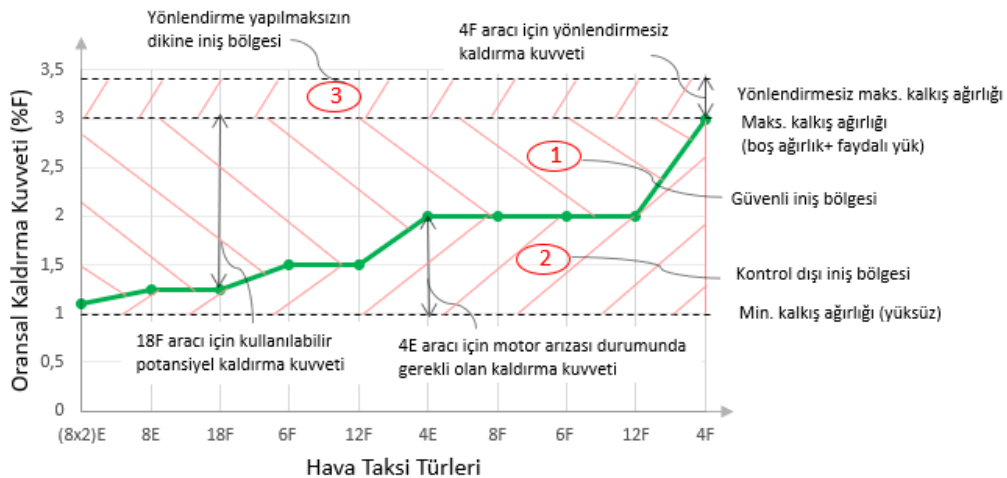
Grafik üzerindeki bant aralığı oluşturulurken bazı kabuller yapılmıştır. Yolcu taşımacılığında kullanılan hava araçları için boş ağırlık ve kalkış ağırlık oranları belirlenmiştir.  $W_e$  boş ağırlık ve  $W_o$  kalkış ağırlığı olmak üzere hava taksiler için boş ağırlık ve kalkış ağırlık oranı denklem 6.42' de gösterildiği gibi kabul edilmiştir.

$$0,5 < \frac{W_e}{W_o} < 0,67 \quad (6.42)$$

Denklem 6.43' te gösterildiği gibi kalkış ağırlığı ve boş ağırlık arasındaki fark faydalı yük oranını ifade etmektedir.

$$faydalı\ yük = W_o - W_e \quad (6.43)$$

Önceki bölümde hava taksilerde meydana gelen herhangi bir motor arızası sonucu denge koşulunu sağlamak için gerekli olan maksimum motor kuvveti hesabı yapılmıştır. Analiz sonucuna göre hava taksilerin motor sayısı ve motorların ağırlık merkezine olan uzaklığı değiştikçe gerekli maksimum motor kuvvetinin değiştiği görülmüştür. Örneğin; tasarladığım arayüz ile yaptığım analiz çalışmalarına göre Şekil 6.11' de bazı araçlar için motor arızası durumunda ve minimum kalkış ağırlığında gerekli olan kaldırma kuvveti, kullanılabilir potansiyel kaldırma kuvveti ve yönlendirmesiz kaldırma kuvveti gösterilmiştir.

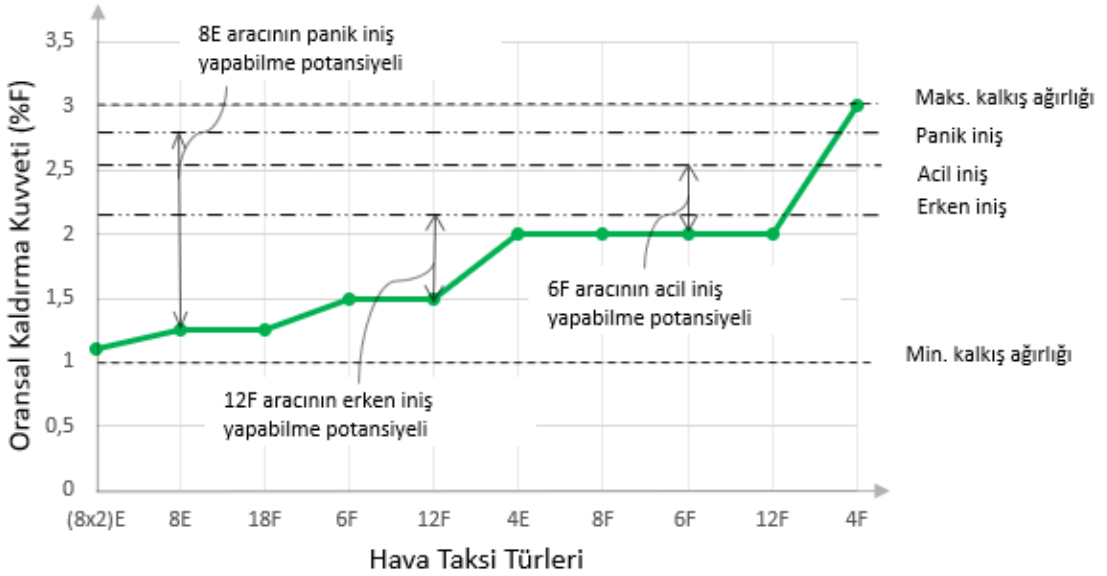


Şekil 6.11. Minimum kalkış ağırlığında (yüksüz) iken arıza-güvenli iniş ihtimalleri

Herhangi bir motor arızasında diğer motorların kaldırma kuvvetleri değiştirilerek hava taksilerin güvenli bir şekilde iniş yapmaları beklenir. Motorlar maksimum kaldırma kuvvetine dikey pozisyonda iken sahiptir. Kaldırma kuvvetinin dengeli bir şekilde azaltılmasıyla iniş yapılabilir ve iniş motorların yönlendirilmesiyle sağlanabilir. Yönlendirme, motorlara eğim vermek suretiyle sağlanmaktadır.  $\theta$ : eğim açısı olmak üzere inişteki anlık kaldırma kuvveti denklem 6.44 ile bulunmaktadır.

$$F = F_{max} * \cos \theta \quad (6.44)$$

Erken iniş için  $\theta = 0^\circ - 30^\circ$ , acil iniş için  $\theta = 0^\circ - 15^\circ$  ve panik iniş için  $\theta = 5^\circ$  kabul edilmiştir. Motor arızası durumunda kabul edilen bu yönlendirme açılarını sağlayabilme durumlarına göre hava taksilerin erken iniş, acil iniş, panik iniş veya kontrol dışı iniş yapabilme ihtimalleri incelenmiştir. Şekil 6.12' de minimum kalkış ağırlığında hava taksi türlerinin iniş ihtimalleri gösterilmiştir.

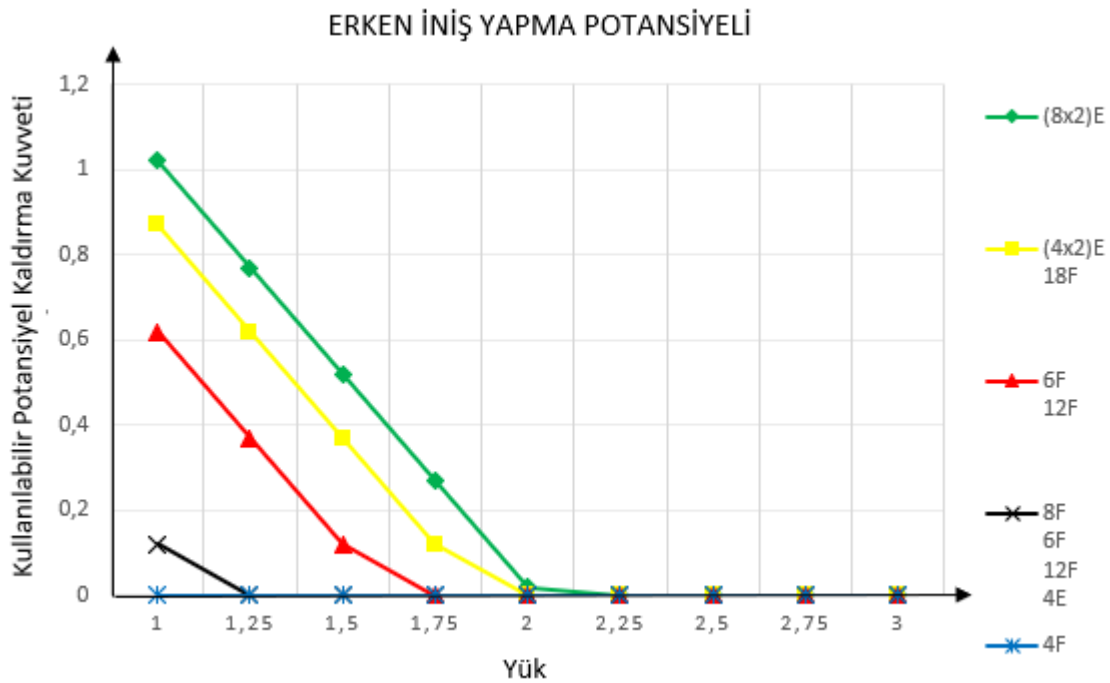


Şekil 6.12. Minimum kalkış ağırlığında araç türlerinin iniş ihtimalleri

Şekil 6.12 incelendiğinde motor arızası durumunda hava araçları boş yükte iken erken iniş yapabileceği potansiyelinin daha düşük olduğu, acil ve panik inişlerin ise sırayla daha yüksek olduğu görülmektedir. Araca yatay eksende yön vermeksizin motor kaldırma kuvvetlerinin tamamen düşey eksene yönlendirildiği ve denge durumu korunarak aracın irtifa kaybettiği bir iniş şekli ise diğerlerine göre daha yüksek potansiyele sahiptir. 4F tipi aracın erken, acil veya panik inişlerden birini yapma potansiyelinin olmadığı görülmektedir.

Buraya kadar olan kısımda hava araçlarının yüksüz haldeki ve arıza durumundaki güvenli/güvensiz iniş durumları irdelenmiştir. Ancak araçların görevi gereği çoğunlukla yük taşıyacağından, yük miktarının artmasına bağlı olarak arıza durumundaki iniş güvenliğine dair yük kapasiteleri de irdelenmiştir. Dolayısıyla yükün (araç ağırlığının) 1F (yüksüz) olduğu durumdan 3F yani maksimum ağırlık (boş ağırlık+ faydalı yük) arasındaki değişimin uçuş güvenliğine etkisi grafikler halinde görselleştirilmeye çalışılmıştır.

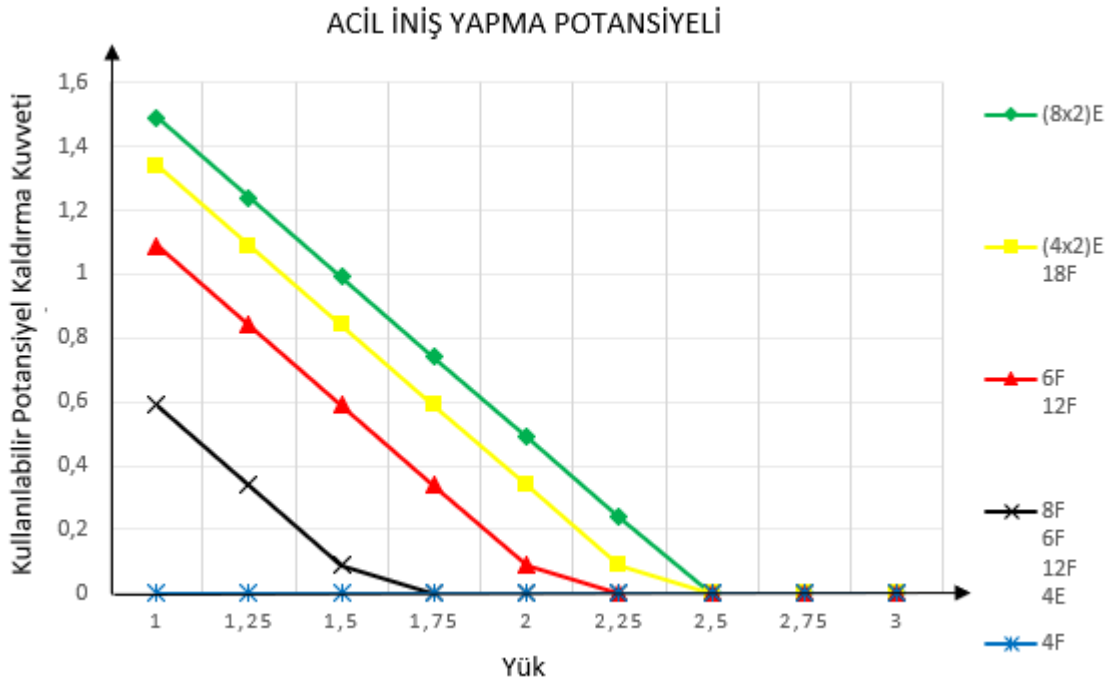
Şekil 6.13' de motor arızası durumunda hava araçlarının artan yük durumlarına bağlı olarak erken iniş yapabilme potansiyelleri gösterilmiştir.



**Şekil 6.13.** Motor arızası durumunda hava taksilerin erken iniş yapma potansiyelleri

Şekil 6.13' deki grafik incelendiğinde (yatay eksendeki) yük durumu arttığında araçların arıza durumunda ihtiyaç duyacakları maksimum dengeleme kuvveti de artmakta ve buna bağlı olarak motorlardaki kullanılabilir potansiyel kaldırma kuvveti azalmaktadır. Bazı araç türlerinin benzer davranışları gösterdiği görülmektedir. 4F tipi hava aracının boş yükte dahi erken iniş yapabilmek için kullanılabilir potansiyel kaldırma kuvvetinin sıfır olduğu görülmektedir. Bu durumda bu aracın herhangi bir yük altında uçuş yaparken arıza durumunda güvenli bir erken iniş yapamayacağı görülmektedir. Diğer araç tiplerinin ise erken iniş yapabilmek için taşıyabilecekleri kritik yükler x eksenini kestiği noktada görülmektedir.

Bazı araç tipleri yük durumuna göre arıza durumunda erken iniş yapamayabilir. Bu durumda, yine denge konumunun korunduğu, yatay ekseninde kısmi bir yönlendirmenin yapılabildiği acil bir iniş potansiyeli bulunabilmektedir. Bu durumda iniş yapan araçların iniş yapacağı bölgenin güvenli olması durumunda sıkıntısız bir iniş yapacağı düşünülmektedir. Şekil 6.14’ de motor arızası durumunda hava araçlarının yük durumuna göre acil iniş yapabilme potansiyelleri gösterilmiştir.

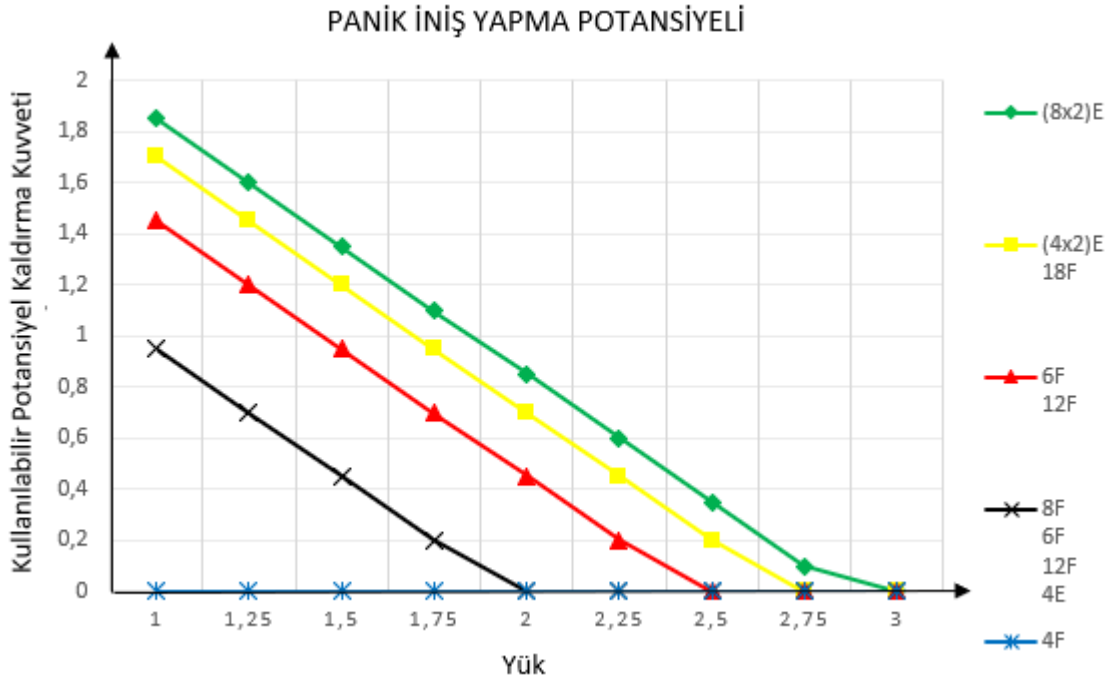


Şekil 6.14. Motor arızası durumunda hava taksilerin acil iniş yapma potansiyelleri

Şekil 6.14 incelendiğinde yine 4F tipi aracın acil iniş potansiyelinin olmadığı, diğer araçların yük durumuna göre acil iniş potansiyellerinin arttığı görülmektedir. Buna bağlı olarak acil iniş modundaki araçların x eksenini kestiği noktadaki kritik yüklerinin de arttığı görülmektedir.

Yük durumuna göre erken veya acil iniş potansiyeli bulunmayan araçlar, yatay ekseninde ötelemeye dair bir kontrol kuvveti uygulamaksızın bütün motor kuvvetlerini tamamen düşey ekseninde kaldırma kuvvetine harcadıklarında arıza anında iniş yapacakları arazinin düzgünlüğüne bağlı olarak dengenin kısmen korunduğu ancak aracın irtifa kaybettiği kısmen güvenli denilebilecek olan panik iniş ile iniş yapma potansiyellerine sahip olabilir.

Şekil 6.15’ de motor arızası durumunda hava araçlarının yük durumuna göre panik iniş yapabilme potansiyelleri irdelenmiştir.



Şekil 6.15. Motor arızası durumunda hava taksilerin panik iniş yapma potansiyelleri

Şekil 6.15 incelendiğinde diğer iniş modlarına göre hem kullanılabilir potansiyel kaldırma kuvvetleri hem de kritik yükte gözle görülür bir artış olduğu görülmektedir. Ancak panik iniş modunun diğerlerine göre daha riskli olduğu da kesindir.

Panik iniş için tayin edilen kritik yükün aşılması durumunda ve bir motor arızası durumunda diğer iniş türlerinden hiç birisini gerçekleştirme potansiyeli bulunmadığından hava aracı kontrolsüz bir şekilde iniş yapacaktır. Bu şekilde iniş yapan bir aracın yatay ekseninde yönlendirilmesi mümkün olmadığı gibi düşey ekseninde hızlıca irtifa kaybettiği ve denge durumunun da korunamadığı söylenebilir.

## 7. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

### Sonuçlar

Bu çalışmada hava taksilerin uçuş güvenliği ile ilgili analizler yapılmıştır. Günümüzde ticari olarak üretilen, prototip olan ve halen çalışmaları devam eden 11 farklı hava taksi incelenerek kuvvet ve moment denklemleri oluşturulmuştur. Hava taksilerde herhangi bir motor arızası sonucu değişen kuvvet ve momente göre dengenin tekrar sağlanıp sağlanamayacağı üzerine çalışmalar yapılmıştır.

Uçuş güvenliği analizi yapılırken motor sayıları, motorların ağırlık merkezine olan uzaklığının eşit veya farklı oluşu ve aktif yük durumu göz önüne alınarak çalışmalar gerçekleştirilmiştir. Yapılan analiz sonuçlarına göre aşağıdaki çıktılar elde edilmiştir.

1. Motorların ağırlık merkezine olan uzaklığı eşit olan araçlardan motor sayısının artması ile doğru orantılı olarak uçuş güvenliğinin de artabileceği görülmüştür.
2. Motor sayısı aynı olduğunda motorların ağırlık merkezine olan uzaklığı eşit olan hava araçlarının motorların ağırlık merkezlerine olan uzaklıkları farklı olan hava araçlarına göre daha güvenli uçuş sergileyebileceği görülmüştür.
3. Motor arızasında aracın aktif yükünün minimum olmasının uçuş güvenliğini artırabileceği görülmüştür.
4. Yük miktarının boş ile maksimum arasında değişmesiyle gerekli olan kaldırma kuvvetinin arttığı ve kullanılabilir potansiyel kaldırma kuvvetinin azaldığı görülmüştür.
5. Aracın aktif yükü maksimuma yaklaştığı halde erken iniş yapma potansiyeli olan araçlar en güvenli araçlar olarak düşünülmektedir.

Sonuç olarak, motor arızası durumunda hava taksi olarak kullanılan 11 farklı hava aracının yük durumuna bağlı olarak uçuş güvenliği açısından incelendiğinde en güvenli (a) olandan daha az güvenli (e) olana doğru şu şekilde bir sıralama ortaya çıkmaktadır.

- a. (8x2)E
- b. (4x2)E, 18F
- c. 6F, 12F
- d. 6F, 8F, 12F, 4E
- e. 4F

## Öneriler

Bu çalışmada motorların ağırlık merkezine olan mesafeleri ölçekli ve eşit olarak kabul edildiğinden sonuçlar göreceli ve kıyaslamalı olarak elde edilmiştir. Bundan sonraki çalışmalarda insan taşıyan ve hava taksi olarak kullanılan döner kanatlı küçük hava araçlarının güvenilirliğinin daha etkin bir şekilde analiz edilebilmesi için gerçek “*l*” mesafesinin ve gerçek konumlarının tayin edilerek daha kesin analizlerin yapılmasına ihtiyaç bulunmaktadır.



## KAYNAKLAR

- [1] Karaağaç, C., “Drone Kelimesi Odağında Türkçe Terminoloji Tartışması,” *STM-Teknolojik Düşünce Merkezi.*, 2018.
- [2] Karaağaç, C., “İHA Sistemleri Yol Haritası-Geleceğin Hava Kuvvetleri 2016-2050,” *STM-Mühendislik Teknolojik Danışmanlık*, 2016.
- [3] Oktay, T. ve Şahin, H., “Trikopterin Özellikleri, Diğer İnsansız Hava Araçları ile Karşılaştırılması ve Özgün Trikopterimiz,” *IV. Ulusal Havacılık Teknolojileri Konferansı*, 2017.
- [4] Göl, G., “Quadcopternedir, nasıl uçar?”  
[https://www.academia.edu/10150955/Quadcopter\\_nedir\\_nasil\\_uçar](https://www.academia.edu/10150955/Quadcopter_nedir_nasil_uçar) (Erişim Tarihi: 03.12.2020)
- [5] Yükselen, M. A., *Uçuşa Başlangıç*, Nobel Akademik Yayıncılık, 2016.
- [6] Austin, R., *Unmanned Aircraft Systems: UAVs Design, Development and Deployment*, Wiley, 303–316, 2010.
- [7] [https://tr.wikipedia.org/wiki/RQ-4\\_Global\\_Hawk](https://tr.wikipedia.org/wiki/RQ-4_Global_Hawk) (Erişim Tarihi: 03.12.2020)
- [8] Düz, S., “Türkiye’ nin Gökyüzündeki Yeni Gücü İHA’ lar,” 2020.  
<https://www.setav.org/analiz-turkiyenin-gokyuzundeki-yeni-gucu-ihalar/> (Erişim Tarihi: 03.12.2020)
- [9] Dikmen, M., “İnsansız Hava Aracı (İHA) Sistemlerinin Hava Hukuku Bakımından İncelenmesi,” *Savunma Bilimleri Dergisi*, c. 14, s. 1, 145–176, 2015.
- [10] Kılıç, B., “Quadcopter’ in Dinamik Analizi Ve Tasarımı,” 2014.  
[http://www.academia.edu/8876055/Quadcopterin\\_Dinamik\\_Analizi\\_ve\\_Tasarımı](http://www.academia.edu/8876055/Quadcopterin_Dinamik_Analizi_ve_Tasarımı) (Erişim Tarihi: 03.12.2020)
- [11] Sigalos, A., Papoutsidakis, M., Chatzopoulos, A., and Piromalis, D., “Design of a Flight Controller and Peripherals for a Quadcopter,” *International Journal of Engineering Applied Sciences and Technology*, vol. 4, no. 5, 463–470, 2019.
- [12] Shirsat, A., “Modeling and Control of a Quadrotor Aircraft UAV,” *Master Thesis, Arizona State University*, 2015.
- [13] [https://en.wikipedia.org/wiki/Volocopter\\_VC2](https://en.wikipedia.org/wiki/Volocopter_VC2) (Erişim Tarihi: 03.12.2020)
- [14] [https://en.wikipedia.org/wiki/Volocopter\\_2X](https://en.wikipedia.org/wiki/Volocopter_2X) (Erişim Tarihi: 03.12.2020)
- [15] <https://evtol.news/ehang/> (Erişim Tarihi: 03.12.2020)
- [16] [https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus\\_Vahana](https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_Vahana) (Erişim Tarihi: 03.12.2020)
- [17] <https://evtol.news/bell-nexus-4ex/> (Erişim Tarihi: 03.12.2020)

- [18] <https://www.baykarsavunma.com/sayfa-Ucan-Araba.html> (Erişim Tarihi: 03.12.2020)
- [19] Mehndiratta, M. and Kayacan, E., “Reconfigurable Fault-tolerant NMPC for Y6 Coaxial Tricopter with Complete Loss of One Rotor,” *2018 IEEE Conference on Control Technology and Applications CCTA 2018*, 774–780, 2018.
- [20] Marks , A., Whidborne, J. F., and Yamamoto, I., “Control Allocation for Fault Tolerant Control of a VTOL Octorotor,” *UKACC International Conference on Control 2012-IEEE*, 2012.
- [21] Selim, E., Uyar, E. ve Alcı, M., “Quadrocopterin Matematiksel Modeli ve Kontrolü,” *TOK2013-Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı*, 548–553, 2013.
- [22] Mueller, M. W. and Andrea, R. D., “Stability and control of a quadrocopter despite the complete loss of one, two, or three propellers,” *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 45–52, 2014.
- [23] Saied, M., Lussier, B., Fantoni, I., Francis, C., Shraim, H., and Sanahuja, G., “Fault diagnosis and fault-tolerant control strategy for rotor failure in an octorotor,” *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 5266–5271, 2015.
- [24] Kıyak, E. ve Ermeýdan, A., “Bir döner kanata arıza toleransli uçuş kontrol sistemi tasarımı,” *Gazi Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Dergisi*, c. 32, s. 1, 21–34, 2017.
- [25] Mckay, M., Niemiec, R., and Gandhi, F., “Control Reconfiguration for a Hexacopter Experiencing Single Rotor Failure,” *ICAST2016 27th International Conference on Adaptive Structures and Technologies*, 2016.
- [26] Brito, V., “Fault Tolerant Control of a X8-VB Quadcopter,” Master Thesis, *Lisbon New University Electrical and Computer Engineering*, 2016.
- [27] Shi, D., Yang, B., and Quan, Q., “Reliability analysis of multicopter configurations based on controllability theory,” *35th Chinese Control Conference CCC*, 6740–6745, 2016.
- [28] Saied, M., Shraim, H., Lussier, B., Fantoni, I., and Francis, C., “Local controllability and attitude stabilization of multirotor UAVs: Validation on a coaxial octorotor,” *Robotics and Autonomous Systems*, vol. 91, 128–138, 2017.
- [29] Zhang, G. and Taha, H., “Adaptive back-stepping control applied on octocopter under recoil disturbance,” *Journal of Engineering Science and Military Technologies*, vol. 1, no. 1, 12–21, 2017.
- [30] Walter, A., McKay, M., Niemiec, R., and Gandhi, F., “Trim Analysis of a Classical Octocopter after Single-Rotor Failure,” *2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium EATS 2018*, 1–20, 2018.

- [31] Brito, V., Brito, A., Palma, L. B., and Gil, P., “Quadcopter control approaches and performance analysis,” *ICINCO 2018-15th International Conference on Informatics in Control, Automation and Robotics*, vol. 1, 86–93, 2018.
- [32] Saeed, M. and Sayed, H., “Analysis and Implementation of a Model-Predictive-Control (MPC) for QuadCopter Control,” *Bachelor of Science (B.Sc.) in Mechatronics Engineering, Faculty of Engineering and Materials Science German University in Cairo*, 2018.
- [33] Yıldırım, Ş., Çabuk, N., and Bakırcıoğlu, V., “Altı Rotorlu ve Sekiz Rotorlu İnsansız Hava Araçlarının Farklı Bozucu Etki Altında Uçuş Performanslarının Karşılaştırılması,” *Konya Mühendislik Bilimleri Dergisi*, c. 8, s. 3, 552–562, 2020.
- [34] Heidari, H. and Saska, M., “Collision-free trajectory planning of multi-rotor UAVs in a wind condition based on modified potential field,” *Mechanism and Machine Theory*, vol. 156, 104140, 2020.
- [35] Saastamoinen, K. and Taipale, T., “Short study of unmanned cargo multicopters with simulation,” *Procedia Computer Science*, vol. 176, 3217–3224, 2020.
- [36] Elitok, E., “Dört Rotorlu Bir Hava Aracının Modellenmesi, Simülasyonu Ve PD Kontrolcü Kullanılarak Yükseklik Ve Konum Kontrolü,” *Yüksek Lisans Tezi, Kütahya Dumlupınar Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, 2019.

## ÖZGEÇMİŞ

### KİŞİSEL BİLGİLER

**Adı Soyadı** : Leyla BÜYÜKESEN  
**Uyruğu** : T.C.  
**Doğum Yeri ve Tarihi** : KONYA/1993  
**Telefon** : 05376820632  
**Faks** :  
**e-mail** : leyla.buyukesen@iste.edu.tr

### EĞİTİM

Derece	Adı, İlçe, İl	Bitirme Yılı
Lise	: İçeriçumra Çok Programlı Lise, Çumra, Konya	2011
Üniversite	: KTO Karatay Üniversitesi, Karatay, Konya	2017
	: KTO Karatay Üniversitesi, Karatay, Konya	2018
Yüksek Lisans	: Necmettin Erbakan Üniversitesi, Meram, Konya	
Doktora	:	

### İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görevi
2018-2019	KTO Karatay Üniversitesi	Proje Asistanı
2020-Şimdi	İskenderun Teknik Üniversitesi	Araştırma Görevlisi

### UZMANLIK ALANI

### YABANCI DİLLER

İngilizce, Arapça

### BELİRTMEK İSTEĞİNİZ DİĞER ÖZELLİKLER

### YAYINLAR