

**T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SİVİL HAVACILIK ANABİLİM DALI**

**DÖNER KANATLI BİR HAVA ARACI İÇİN FARKLI
ROTALARDA RÜZGAR ETKİSİNİN DENEYSEL
OLARAK İNCELENMESİ**

**Hazırlayan
Hamdi ULUCAN**

**Danışman
Doç. Dr. Hamdi ERCAN**

Yüksek Lisans Tezi

**Kasım 2021
KAYSERİ**

**T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SİVİL HAVACILIK ANABİLİM DALI**

**DÖNER KANATLI BİR HAVA ARACI İÇİN FARKLI
ROTALARDA RÜZGAR ETKİSİNİN DENEYSEL
OLARAK İNCELENMESİ
(Yüksek Lisans Tezi)**

**Hazırlayan
Hamdi ULUCAN**

**Danışman
Doç. Dr. Hamdi ERCAN**

**Bu çalışma, Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi
tarafından FYL-2021-10735 kodlu proje ile desteklenmektedir.**

**Kasım 2021
KAYSERİ**

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK

Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir şekilde elde edildiğini beyan ederim. Aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektirdiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

Hamdi ULUCAN

“Döner Kanatlı Bir Hava Aracı İçin Farklı Rotalarda Rüzgar Etkisinin Deneysel Olarak İncelenmesi ” adlı Yüksek Lisans Tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi’ ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Hazırlayan

Hamdi ULUCAN

Danışman

Doç. Dr. Hamdi ERCAN

Sivil Havacılık ABD Başkanı

Prof. Dr. İlke TÜRKMEN

TEŞEKKÜR

Bana çalışmalarım süresince her türlü yardımı ve fedakârlığı sağlayan, başta tez danışmanım ve değerli hocam Doç. Dr. Hamdi ERCAN' a ve çalışmalarım esnasında yardımını esirgemeyen değerli hocam Muharrem Selim CAN' a sonsuz teşekkür ederim.

Bu günlere gelmemde maddi manevi hiçbir desteği esirgemeyen ve sürekli yanımda olan saygıdeğer aileme en içten dileklerimle teşekkür ederim.

Bu tez çalışması Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi tarafından FYL-2021-10735 proje kodu ile desteklenmiştir. Desteklerinden dolayı teşekkürlerimi sunarım.

Hamdi ULUCAN

Kasım 2021, KAYSERİ

DÖNER KANATLI BİR HAVA ARACI İÇİN FARKLI ROTALARDA RÜZGAR ETKİSİNİN DENEYSEL OLARAK İNCELENMESİ

Hamdi ULUCAN

**Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Yüksek Lisans Tezi, Kasım 2021
Danışman: Doç. Dr. Hamdi ERCAN**

ÖZET

İnsansız hava araçları basit olarak hava aracının kontrolünün uçuş ekibinden radyo sinyallerine veya otonom uçabilen insansız hava araçları için önceden programlanan uçuş kontrolcülerine geçmesi olarak tanımlanmaktadır. İnsansız hava araçlarının bir çeşidi olan döner kanatlı hava araçları simetrik olarak çoklu motora sahip, dikey olarak iniş kalkış yapabilme özelliğine sahip, keşif ve istihbarat gibi askeri alanlarda, arama kurtarma görevlerinde, tarımda ve fotoğrafçılık gibi eğlence ve hobi alanlarında sıklıkla kullanılmaktadırlar.

Döner kanatlı hava araçları büyük uçaklara göre çok daha hafif oldukları, kanatları olmadığı ve taşıma kuvvetini motorların toplam itki kuvvetinden ürettikleri için rüzgar gibi hava olaylarından çok daha fazla etkilenmektedir. Bu sebeple rüzgarın döner kanatlı hava aracına olan etkisinin incelenmesinin gerekli olmuştur. F450 gövdeye ve Pixhawk 4 uçuş kontrolcüsüne sahip 4 motorlu döner kanatlı hava aracı otonom uçuş yaptırılarak rüzgarın etkilerini belirlemek için görevlendirilmiştir. Döner kanatlı hava aracı otonom uçuşlarında farklı rotalarda farklı rüzgar hızlarına maruz bırakılmıştır. Daha sonra döner kanatlı hava aracının gitmesinin istendiği rotalar ile gittiği rotalar kıyaslanarak sapma miktarları belirlenmiştir. Rüzgarın döner kanatlı hava araçları üzerinde otonom uçuşlarda ciddi etkilerinin olduğu ve kararlılığı ciddi anlamda tehdit ettiği saptanmıştır. Rüzgar kaynaklı sapma miktarlarının kayda değer olduğu görülmüştür.

Anahtar Kelimeler: Döner kanatlı hava araçları, Otonom uçuş, Rüzgar etkisi.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF WIND EFFECT ON DIFFERENT ROUTES FOR A ROTARY WING AIRCRAFT

Hamdi ULUCAN

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences

Master Thesis, November 2021

Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Hamdi ERCAN

ABSTRACT

Unmanned aerial vehicles are simply defined as the transfer of control of the aircraft from the flight crew to radio signals or pre-programmed flight controllers for autonomous unmanned aerial vehicles. Rotary-wing unmanned aerial vehicles, which is a type of unmanned aerial vehicle, are frequently used in military fields such as reconnaissance and intelligence, search and rescue missions, agriculture and entertainment and hobby areas such as photography, which have symmetrically multi-rotor, vertical landing and take-off capability.

Rotary-wing unmanned aerial vehicles are much more affected by weather events such as wind, as they are much lighter than large aircraft and because they do not have wings, they produce the lift force from the total thrust of the engines. For this reason, it is necessary to examine the effect of wind on the rotary wing unmanned aerial vehicle. A quadrotor with an F450 fuselage and a Pixhawk 4 flight controller was assigned to determine the effects of wind by making autonomous flight. This quadrotor was exposed to different wind speeds in different routes in its autonomous flights. Then, the deviation amounts were determined by comparing the routes that the quadrotor wanted to go with the routes it went. It has been determined that the wind has serious effects on autonomous flights on the quadrotor and seriously threatens the stability. It has been observed that the amount of wind-induced deviation is significant.

Keywords: Rotary-wing unmanned aerial vehicles, Autonomous flight, Wind effect.

İÇİNDEKİLER

DÖNER KANATLI BİR HAVA ARACI İÇİN FARKLI ROTALARDA RÜZGAR ETKİSİNİN DENEYSEL OLARAK İNCELENMESİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK	i
YÖNERGEYE UYGUNLUK.....	ii
KABUL VE ONAY	iii
TEŞEKKÜR.....	iv
ÖZET.....	v
ABSTRACT.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
KISALTMALAR	ix
TABLolar LİSTESİ.....	x
ŞEKİLLER LİSTESİ	xi

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER VE LİTERATÜR BİLGİSİ

1.1. Temel Kavramlar	1
1.2. İnsansız Hava Araçları	4
1.3. Literatür Taraması	7
1.4. Rüzgar ve Hava Aracı Üzerindeki Etkileri.....	13
1.4.1. Uçuş Güvenliğini Etkileyen Rüzgarlar	14
1.4.2. İnsansız Hava Araçlarında Rüzgar Etkisi.....	19

2. BÖLÜM

YÖNTEM VE MATERYAL

2.1. Tezin Amacı	21
2.2. Döner Kanatlı Hava Aracının Modellenmesi	21
2.2.1. Döner Kanatlı Hava Aracının Avantajlar ve Dezavantajları.....	22
2.2.2. Döner Kanatlı Hava Aracının Eksenleri	22
2.2.3. Döner Kanatlı Hava Aracının Dinamikleri	24
2.2.4. Döner Kanatlı Hava Aracının Manevra Hareketleri	28
2.3. Döner Kanatlı Hava Aracının Bileşenleri.....	30
2.3.1. Döner Kanatlı Hava Aracının Gövdesi.....	30

2.3.2. Döner Kanatlı Hava Aracının Motorları.....	31
2.3.3. Döner Kanatlı Hava Aracının Pervaneleri.....	32
2.3.4. Elektronik Hız Kontrol Sürücü Devresi	33
2.3.5. Döner Kanatlı Hava Aracının Bataryası	34
2.3.6. Döner kanatlı hava aracının uçuş kontrolcüsü	36

3. BÖLÜM

DÖNER KANATLI HAVA ARACINDA KULLANILAN OTOPİLOT

3.1. Tanım	37
3.2. Holybro Pixhawk 4 Otopilot Sistemi.....	37
3.2.1. Holybro Pixhawk 4 Uçuş Kontrolcüsünde Kullanılan Jiroskop ve İvmeölçer	38
3.2.2. Holybro Pixhawk 4 Uçuş Kontrolcüsünde Kullanılan Manyetometre ...	39
3.2.3. Holybro Pixhawk 4 Uçuş Kontrolcüsünde Kullanılan Barometre.....	39
3.2.4. Holybro Pixhawk 4 Uçuş Kontrolcüsünde Kullanılan GPS	40
3.3. PID Kontrolcü	42

4. BÖLÜM

DÖNER KANATLI HAVA ARACININ UÇUŞU VE RÜZGAR TESTLERİ

4.1. Döner Kanatlı Hava Aracının Uçuşu	46
4.2. Döner Kanatlı Hava Aracının Rüzgar Testleri	47
4.2.1. Dörtgen Formasyonlu Rotada Döner Kanatlı Hava Aracının Rüzgar Testleri	47
4.2.2. Elmas Formasyonlu Rotada Döner Kanatlı Hava Aracının Rüzgar Testleri	57
4.2.3. Çokgen Formasyonlu Rotada Döner Kanatlı Hava Aracının Rüzgar Testleri	63

5. BÖLÜM

DEĞERLENDİRMELER VE SONUÇLAR

KAYNAKÇA	70
ÖZGEÇMİŞ.....	76

KISALTMALAR

PID	: Proportional Integral-Derivative
GPS	: Global Positioning System
RMPC	: Robust-Model Predictive Control
LIDAR	: Laser Imaging Detection and Ranging
LQR	: Linear Quadratic Regulator
ICAO	: International Civil Aviation Organisation
LLWAS	: Low-Level Wind Shear Alerting System
PWS	: Predictive Wind Shear
Li-Po	: Lithium Polymer
AMR	: Anisotropic Magneto Resistance
QZSS	: Quasi-Zenith Satellite System
GLONASS	: Globalnaya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema
SBAS	: Satellite-based Augmentation Systems
RTK	: Real Time Kinematic

TABLÖLER LİSTESİ

Tablo 4.1. Kare formasyonlu rotada rüzgar hızları ve maksimum sapma miktarları	53
Tablo 4.2. Dikdörtgene benzer formasyonlu rotada rüzgar hızlarına göre sapma miktarları	57
Tablo 4.3. Elmas formasyonlu rotada rüzgar hızları ve maksimum sapma miktarı	63
Tablo 4.4. Çokgen formasyonlu rotada rüzgar hızları ve maksimum sapma miktarları	67



ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1.	Askeri amaçla kullanılan insansız hava aracı	2
Şekil 1.2.	Tarımda kullanılan bir insansız hava aracı	3
Şekil 1.3.	Amazon Prime Air Delivery Drone	4
Şekil 1.4.	Ruston Proctor Aerial Target hava aracı.....	5
Şekil 1.5.	Black Hornet Nano insansız hava aracı	6
Şekil 1.6.	Yatay rüzgar kesiği	15
Şekil 1.7.	Mikro patlama	15
Şekil 1.8.	Mikro patlamanın fazları ve hava aracının rotası	17
Şekil 1.9.	Rüzgar kesiklerinin uçak göstergesinde görünümü	18
Şekil 1.10.	Yan rüzgarlar	19
Şekil 2.1.	‘+’ ve ‘X’ tip döner kanatlı hava aracı.....	21
Şekil 2.2.	Döner kanatlı hava aracının eksenleri.....	23
Şekil 2.3.	Dünyanın eksenleri	23
Şekil 2.4.	Döner kanatlı hava aracının kuvvetleri ve yerçekimi kuvveti	25
Şekil 2.5.	Döner kanatlı hava aracının rotorlarının dönme yönleri.....	27
Şekil 2.6.	Hava aracının manevra eksenleri	29
Şekil 2.7.	F450 gövde	30
Şekil 2.8.	Döner kanatlı hava aracının motoru.....	31
Şekil 2.9.	Döner kanatlı hava aracının pervaneleri	32
Şekil 2.10.	Döner kanatlı hava aracının hız kontrol sürücü devresi	33
Şekil 2.11.	Döner kanatlı hava aracının Li-Po bataryası.....	34
Şekil 2.12.	Li-Po bataryaların özel şarj cihazı	35
Şekil 2.13.	Döner kanatlı hava aracının uçuş kontrolcüsü.....	36
Şekil 3.1.	Holybro Pixhawk 4 otopilot sistemi	38
Şekil 3.2.	ICM-20689 ivmeölçer modülü	38
Şekil 3.3.	BMI 055 atalet ölçüm modülü	39
Şekil 3.4.	MS5611 barometre modülü	40
Şekil 3.5.	Holybro Pixhawk 4 GPS Modülü	42
Şekil 3.6.	PID devre çevrimi	44
Şekil 3.7.	Farklı oransal katsayı değerlerinde sinyal grafiği	44

Şekil 4.1.	Rüzgar hızı 0 km/sa 'de döner kanatlı hava aracının rotası	48
Şekil 4.2.	Rüzgar hızı 1 km/sa' de döner kanatlı hava aracının rotası	49
Şekil 4.3.	Rüzgar hızı 4 km/sa'de döner kanatlı hava aracının rotası	49
Şekil 4.4.	Rüzgar hızı 7km/sa'de ve yönü değişken olan rüzgarda döner kanatlı hava aracının rotası.....	50
Şekil 4.5.	Rüzgar hızı 9.5 km/sa'de ve yönü değişken olan rüzgarda döner kanatlı hava aracının rotası	51
Şekil 4.6.	Rüzgar hızı 13 km/sa'de döner kanatlı hava aracının rotası	52
Şekil 4.7.	Rüzgar hızı 16 km/sa'de döner kanatlı hava aracının rotası	53
Şekil 4.8.	Rüzgar hızı 0 km/sa'de dikdörtgene benzer formasyonda döner kanatlı hava aracının rotası	54
Şekil 4.9.	Rüzgar hızı 2km/sa'de dikdörtgene benzer formasyonda döner kanatlı hava aracının rotası.....	55
Şekil 4.10.	Rüzgar hızının değişken olduğu dikdörtgene benzer formasyonda döner kanatlı hava aracının rotası	56
Şekil 4.11.	Rüzgar hızı 0 km/sa'de elmas formasyonda döner kanatlı hava aracının rotası.....	58
Şekil 4.12.	Rüzgar hızı 1km/sa'de elmas formasyonda döner kanatlı hava aracının rotası.....	58
Şekil 4.13.	Rüzgar hızı 4 km/sa'de elmas formasyonda döner kanatlı hava aracın rotası.....	59
Şekil 4.14.	Rüzgar hızı 6 km/sa hızda elmas formasyonda döner kanatlı hava aracının rotası.....	60
Şekil 4.15.	Rüzgar hızı 6,2 km/sa hızda değişken yönde rüzgarda elmas formasyonda döner kanatlı hava aracının rotası	61
Şekil 4.16.	Rüzgar hızı 9,5 km/sa'de değişken yönde rüzgarda elmas formasyonunda döner kanatlı hava aracının rotası	61
Şekil 4.17.	Rüzgar hızı 11 km/sa'de değişken yönde rüzgarda elmas formasyonunda döner kanatlı hava aracının rotası	62
Şekil 4.18.	Rüzgar hızı 19 km/sa'de elmas formasyonda döner kanatlı hava aracının rotası.....	62
Şekil 4.19.	Rüzgar hızı 0 km/sa'de çokgen formasyonda döner kanatlı hava aracının rotası.....	64

Şekil 4.20.	Rüzgar hızı 2 km/sa’de çokgen formasyonda döner kanatlı hava aracının rotası.....	64
Şekil 4.21.	Rüzgar hızı 7,5 km/sa’de değişken yönde rüzgarda çokgen formasyonunda döner kanatlı hava aracının rotası	65
Şekil 4.22.	Rüzgar hızı 10 km/sa’de değişken yönde rüzgarda çokgen formasyonunda döner kanatlı hava aracının rotası	66
Şekil 4.23.	Rüzgar hızı 17,5 km/sa’de çokgen formasyonda hava aracının rotası	66



1.BÖLÜM

GENEL BİLGİLER VE LİTERATÜR BİLGİSİ

1.1. Temel Kavramlar

İnsansız hava araçları basit olarak hava aracının kontrolünün uçuş ekibinden radyo sinyallerine veya otonom uçabilen insansız hava araçları için önceden programlanan uçuş kontrolcülerine geçmesi olarak tanımlanmaktadır. Uçuş ekibi olmadığından dolayı insansız hava aracının tasarım ve üretim aşamasında boyut olarak daha büyük bir uçak ile aynı verimi sağlayacağı için hem üretim hem de yakıt açısından insansız hava araçları daha ekonomik olmaktadır. Bu duruma ek olarak ekonomik açıdan pilot yetiştirmenin masraflı olması ve zaman alması insansız hava araçlarını tercih edilir kılmaktadır.

İnsansız uçabilen bir hava aracı insan faktörlerinden kaynaklı hataları azaltmasına katkı sağlamaktadır. Uzaktan kontrol edilen hava aracı modellerinin kontrolü yine bir insanda olmasına rağmen yerden kontrol edecek insanın uçak içerisindeki bir pilota göre duygularını daha iyi kontrol edecektir ve bu durum daha soğuk kanlı ve mantıklı kararlar vermesine yardımcı olacaktır. Bu sayede insan kaynaklı hatalar azalmaktadır.

Askeri ve keşif çalışmalarının yürütölmelerinde bazı riskli görevler olabilmektedir. Bu riskli görevlerde can kaybı riskini ortadan kaldırmak amacıyla insansız hava araçları kullanılmaktadır. Ayrıca uçuş ekibi ile uçan hava araçlarına nispeten boyutsal olarak daha küçük tasarlanabiliyor olması insansız hava araçlarını gizli görevlerde kullanılmasına olanak sağlamaktadır. İnsansız hava aracı bu avantajları sayesinde hem daha sessiz keşif yaparken hem de olumsuz durumlarda yetiştirilmesi ciddi maliyet ve zaman alan personel kaybının önüne geçilmesini sağlamaktadır. Belirtilen avantajlarının yanı sıra tarımda, orman yangınlarında, fotoğrafçılık alanlarında ve taşımacılık gibi

birçok alanda insan hayatını kolaylaştırmaya katkı sağlamaktadır. Şekil 1.1.' de askeri amaçla kullanılan bir insansız hava aracı bulunmaktadır.



Şekil 1. 1. Askeri amaçla kullanılan insansız hava aracı. [1]

İnsansız hava araçlarına duyulan ihtiyaç insanların erişmekte güçlük çekebileceği dik yamaçlar, köprü ayakları gibi yerlere çok kısa sürede erişmelerinden dolayı gün geçtikçe artmaya başlamaktadır. Aynı zamanda kar ile kapalı yollarda, erişimin zor olduğu bölgelerde veya heyelanlı araziler gibi ulaşımı kısıtlayan durumlarda insansız hava araçları rahatlıkla gidilecek yere gidebilirler ve ilaç veya yiyecek gibi zaruri ihtiyaçların karşılanmasında azımsanmayacak ölçüde katkılar sunabilmektedirler.

İnsansız hava araçları tarımda ürünlerin kontrollerinde ve ilaçlanması gibi alanlarda da kullanılmaktadır. Uzun zaman alan geniş alanların ilaçlanması ve belirli aralıklarla yapılması gereken kontroller insansız hava araçları için kısa sürede biten bir iş haline gelmektedir. Bu sebepler insansız hava araçlarına olan iştahın artmasına ve gelişmesine katkı sağlayarak insansız hava araçlarının sahalarda artmasına sebep olmaktadır. Şekil 1.2.'de tarım alanlarının ilaçlanmasında kullanılan bir insansız hava aracı gösterilmektedir.



Şekil 1. 2. Tarımda kullanılan bir insansız hava aracı. [2]

İnsansız Hava Araçlarına olan ilginin artmasına rağmen sivil alanlarda kullanılanlar askeri amaçlar için kullanılanlara göre daha yavaş gelişmektedir. Buna sebep olarak insansız hava araçları için gereken hava sahasının bulunmaması ve henüz neredeyse hiçbir ülkenin havacılık otoritelerinde kabul görmüş bir uçuşa elverişlilik ve operasyonel bir mevzuatın bulunmamasıdır [3]. Ancak gelecekte kargo ve lojistik, trafik denetlemeleri gibi alanlarda kullanılma potansiyelleri çok yüksek olan insansız hava araçları için bir hava sahasının ayrılacağı ve üzerimizde uçan insansız hava araçlarının normal olacağı dönemler hayal olmaktan çıkmaktadırlar.

Son zamanlarda yapılan çalışmalar ve girişimler yakın zamanda kargo taşımacılığında insansız hava araçlarını sıklıkla göreceğimizi göstermektedir [4,5]. Elektronik ticaret devlerinden Amazon firması Şekil 1.3. ile gösterilen kargo taşımacılığı yapan Prime Air Delivery Drone adını verdiği insansız hava aracı modelini tanıtmıştır ve insansız hava aracı ile ilk kargo teslimatını gerçekleştirmiştir. İnsansız hava araçları sayesinde dünyadaki trafik yoğunluğunun fazla olduğu şehirlerde kargo taşımacılığı hız kazanacaktır. Bu yenilik günümüzde elektroniğe doğru kayan ticarete farklı bir boyut kazandıracaktır ve alım satım işleri daha da hız kazanacaktır.



Şekil 1. 3. Amazon Prime Air Delivery İnsansız Hava Aracı. [6]

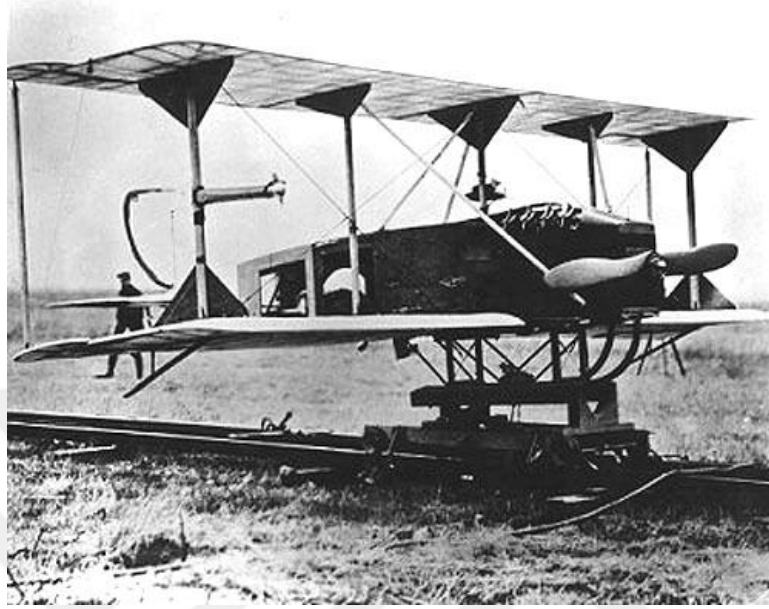
Çok kısa bir sürede bu derece gelişmesi ve yaygınlaşması, yakın gelecekte insansız hava araçları ile daha sık karşılaşacağımızı göstermektedir. Artan insansız hava araçları ve kullanımları bu sektörde bir istihdam oluşacağını göstermektedir. İnsansız hava araçlarına ihtiyaç olacak bakımlar, yedek parçalar, yazılımlar ve insansız hava aracı pilotu gibi gereksinimler insanlara iş imkanları sunması beklenmektedir.

1.2. İnsansız Hava Araçları

Son zamanlarda çok sık duyulan insansız hava araçlarının ortaya çıkışı çok önceki yıllara dayanmaktadır. Tarihte askeri alanda kullanımı 1849 yılında Avusturya ve Venedik arasındaki savaşta Avusturyalıların bomba yüklü balonlarla yaptığı saldırılarla gerçekleşmiştir. Bu tarihten önce Montgolfier kardeşler sıcak hava balonları ile insansız uçuş denemeleri gerçekleştirmişlerdir. Daha sonra insansız uçuş yapan hava araçları 1793 yılında Amerika'da iç savaşta keşif amaçlı kullanılmışlardır.

Tarihteki insansız hava balonlarının ardından insansız ilk uçak 1. Dünya Savaşı'nın sonlarında 1916 yılında tasarlanan, Archibald Montgomery Low'un radyo kontrol tekniklerinin kullanıldığı Şekil 1.4. ile gösterilen Ruston Proctor Aerial Target uçağı

olmuştur. Daha sonra uçan bombalar olarak da bilinen insansız hava aracı Hewitt-Sperry'in ilk uçuşu gerçekleştirilmiştir.



Şekil 1. 4. Ruston Proctor Aerial Target hava aracı. [7]

2. Dünya Savaşının ardından insansız hava araçlarının kullanımı devam ettiği görülmektedir. 1955-1975 yılları arasında Vietnam Savaşında, 2001 yılında başlayan Afganistan Savaşında, 2003 yılında başlayan Irak savaşında kullanıldıkları görülmektedir.

Günümüzde ise birçok askeri hareketlerin birincil aktörlerinden birisi olarak insansız hava araçları yerlerini almış bulunmaktadır. Üzerlerinde taşıdıkları kameralar, lazer tarayıcılar, termal görüntüleme sistemleri ve radarlar gibi faydalı yükler sayesinde savaşın bulunduğu arazilerde istihbarat toplayabilmektedirler. Aynı zamanda beraberlerinde bombalar taşıyabilen insansız hava aracı bir hava muharebe silahı olarak da görev yapmaktadırlar.

İnsansız hava araçları gelişen teknolojiler ile birlikte gelişmişler ve yeni donanımlar edinmişlerdir. Zaman içerisinde eksik görülen kısımlar geliştirilmiş, birincil görevi olan uçuş üzerine birçok iyileştirici çalışmalar gerçekleştirilmiştir. İnsansız hava aracının havada kararlılığının korunması, dışarıdan gelecek ve onu bu kararlılıktan saptıracak kuvvetlerin ortadan kaldırılmasına veya kuvvetlerin etkisinin azaltılmasına yönelik birtakım çalışmalar yürütülmektedir [8]. İnsansız hava araçlarının havada olduğu

zamanlarda çeşitli hava olaylarının gerçekleşmesi muhtemel olduğundan çevresel koşullar her zaman dikkate alınmalıdır. Çevresel şartlar hafifliğinden dolayı insansız hava araçları üzerinde çok daha etkili olmaktadır. Özellikle iniş ve kalkış safhalarına yönelik birçok çalışma yapılmaktadır [9].

Tarih boyunca gelişen teknolojiler ile birlikte insansız hava aracının maruz kaldığı yenilikler ve gelişmelerden biri de boyutlarının küçültülebilmesidir. Mikro alıcılar ve vericiler sayesinde insansız hava araçları istenilen boyutlarda küçültülmesi olası hale gelmiştir. Mikro insansız hava araçları üzerine birçok çalışma yapılmaktadır [10]. Hali hazırda Birleşik Krallık, Fransa, Birleşik Devletler gibi ülkelerin askeri envanterlerinde bulunan bataryası ile birlikte 16 gram ağırlığında 10x2,5 cm boyutlarındaki Black Hornet Nano isimli insansız hava aracı mikro işlemcisi ve mikro alıcı-vericisi olan insansız hava araçlarının en gelişmiş örneklerinden biri olarak değerlendirilmektedir [11]. Şekil 1.5.'de Black Hornet Nano insansız hava aracı gösterilmektedir.



Şekil 1. 5. Black Hornet Nano insansız hava aracı. [12]

Görölmeye başladığından itibaren uzun yıllar askeri amaçlar için kullanılan ve üretimi ve araştırma geliştirmesi pahalı olan insansız hava araçları, batarya teknolojisinin gelişmesiyle beraber sivil amaçlar için kullanılmaya başlanmıştır. 1990 yılından sonra kullanılmaya başlanan yüksek yoğunluklu Lithium-Ion ve Lithium-Polymer bataryaların yüksek verimliliği ve hafifliği insansız hava araçları için bir dönüm noktası niteliğinde olmuştur. Batarya devriminin yanı sıra malzeme bilimindeki gelişmelerle birlikte çok

daha hafif dayanıklı ve ucuz gövde iskeletleri ile insansız hava araçları sivil hayatta birçok araştırmada, endüstriyel çalışmalarda ve hobi olarak karşımıza çıkmaya başlamışlardır.

İnsansız hava araçlarındaki otopilot sistemlerinin gelişmesiyle özellikle döner kanatlı modellerinde görülen otonom uçuş özellikleri görülmeye başlanmıştır. İnsansız hava araçlarına entegre edilen uçuş kontrolcülerinin sayesinde yapacağı görev kodlanarak yapılması sağlanmaktadır. Uçuş kontrolcülerine entegre Küresel Konumlama Sistemi (Global Positioning System, GPS) gibi modüller sayesinde insansız hava aracının ne kadar yükseleceği nereye gideceği gibi görevlere ait komutlar girilerek insansız hava aracının otonom uçuşu gerçekleştirilmektedir.

1.3. Literatür Taraması

İnsansız Hava Araçlarının sivil amaçlı kullanımlarının yaygınlaşmalarıyla birçok bilimsel çalışmalarda kullanılmışlardır [13,14]. Ayrıca insansız hava araçlarına erişimin kolay hale gelmesiyle ve bileşen parçalarının fiyat olarak uygun hale gelmesiyle beraber insansız hava araçlarının geliştirilmesine yönelik çalışmalarda yapılmıştır [15,16].

Hava araçları ile ilgili çalışmalar uçuş kontrolcü sistemlerinin gelişmesiyle hız kazanmıştır. Uçuş kontrolcü fiyatlarının ucuz hale gelmesi ve açık kaynak olarak geliştirilebilir olması çalışmalarda kullanımı ciddi oranda arttırmıştır [17]. Bu açık kaynak uçuş kontrolcülerinin yazılımları herkes tarafından geliştirilebilir olması otopilot sistemlerini geliştirmiştir. Arduino, Pixhawk, Paparazzi gibi açık kaynak uçuş kontrolcülerinin birçok bilimsel çalışmalarda tercih edilir hale gelmiştir [18-20].

Hava araçlarının uçuş safhalarında en çok zorlandığı aşamalar iniş ve kalkış aşamalarıdır. Özellikle sabit kanatlı hava araçları iniş yapacağı zaman yaklaşma açısı, iniş yapacağı pistin ortalanması, hava şartları gibi birçok faktör iniş aşamasında durumu zorlaştırmaktadır. Büyük uçaklara nazaran küçük insansız hava araçları rüzgar ve sağanak gibi hava olaylarından çok fazla etkilenmektedir [21]. Bu etki özellikle de iniş safhasında hava aracının savrulmasına ve yere çarpmasına sebep olmaktadır. Hava araçlarının mihenk taşlarından biri olan güvenliğin sağlanabilmesi için iniş safhasındaki bu problemlerin ele alınması gerekliliği ortaya çıkmaktadır. Bu etkileri azaltmaya yönelik olarak uçuş kontrolcülerinin yardımıyla birçok çalışma yapılmaktadır [22-25].

Bu çalışmalar neticesinde hava araçlarına entegre edilen Oransal-İntegral-Türevsel (Proportional-Integral-Derivative, PID) kontrolcülerine sahip otopilotlar sayesinde hava araçlarının inişlerde kararlılık sağladıkları görülmüştür. Bu otopilotlar iniş safhalarının yanı sıra yaw, pitch ve roll hareketlerinde de çok yardımcı olduğu görülmüştür.

İnsansız hava araçları için tasarlanan uçuş kontrolcülerinin sahip olduğu sensörler ile hava aracının yüksekliğini, konumunu ve açı değişikliklerini ölçebilmesi ayrıca bu sensörlerin çok küçük boyutlarda tasarlanabilmeleri sayesinde hava araçları için otonom uçuş yapabilmek çok kolay hale gelmektedir. Teknolojinin faydaları ile birlikte günümüzde kullanılmaya başlanan ve gelecekte birçok sektörde karşılaşılması öngörülmekte olan otonom uçuş özellikli insansız hava araçları üzerinde birçok bilimsel çalışmalar yürütülmektedir [26-28].

Mammarella et al. [29] kararlılığı ve dışarıdan gelen harici gürültüleri ve insansız hava aracının maruz kaldığı istenmeyen kuvvetleri azaltmak için bir otopilot tasarlamışlardır. Yapılan çalışmalarda MH850 mini insansız hava aracını kullanmışlardır. Çalışmalarında iki devre kontrolcüsü kullanmışlardır. İç devre olarak yaw, roll ve pitch hareketlerini kontrol etmek için Dayanıklı Model Öngörülü Kontrol (Robust-Model Predictive Control, RMPC) tasarlanırken, uçağın yön açısı için PID uçuş kontrolcüsü içeren düşük seviye bir otopilot tasarlanmıştır.

Priandana et al. [30] 2020 yılında insansız hava araçlarının otonom uçuşu ile ilgili çalışma yapmışlardır. Yaşadıkları çevrede tarımsal faaliyetlerde kullanılan insansız hava araçlarının uzaktan kontrolünün ekstra bir iş yükü olarak değerlendirmişler ve bu iş yükünü azaltmak amacıyla otonom uçuş üzerine çalışma yapmışlardır. Bu çalışmada F450 ve F330 iki gövde üzerine Radiolink uçuş kontrolcüsü kullanarak insansız hava araçlarının otonom uçmasını sağlamışlar ve bu iki modele görevler tayin etmişlerdir. Bu iki insansız hava aracı için Radiolink uçuş kontrolcüsüne bağlı GPS modülünden alınan konum bilgileri ile oluşturulan dikdörtgen ve dairesel rota oluşturulmuştur. İnsansız hava araçları dikdörtgen şekilli rotası için 4 GPS koordinatı ve dairesel şekli için 37 GPS koordinatı tayin edilmiştir. Bu GPS bilgilerini kullanarak her iki insansız hava aracının da belirlenen rotada otonom uçuşlarını yapmaları sağlanmıştır. Daha sonra Radiolink uçuş kontrolcüsünün hafıza kartına kaydedilen uçuş ve motor verileri kullanılarak hava araçlarının izledikleri rotayı şekil üzerinde oluşturmuşlardır ve alınan

verilerden elde edilen şekilde görüldüğü üzere hava araçlarının verilen rotada başarılı bir uçuş ve rota takibi yaptıkları görülmüştür.

Alijani ve Osman [31] 2020 yılında otonom uçan insansız hava aracının hareketli bir yüzeye iniş yapması ile ilgili çalışma yapmışlardır. Hava araçlarının uçuş fazlarından hassasiyeti en yüksek fazı olan iniş fazında hız, yaklaşma açısı, hareketli yüzeyin alanı, hareketli yüzeyin hızı ve çevresel faktörler gibi bütün hesaplamaların doğru ayarlanması hava aracının inişinin başarılı olabilmesi için önem arz etmektedir. Bu sebeplerden yola çıkarak iniş aşamasındaki yaklaşma açısı gibi faktörlerin basitleştirilmiş matematiksel modelini oluşturmuşlardır. Daha sonra oluşturulan bu matematiksel model iniş verileri üzerinde deneyimlenerek X-Y eksenli bir hava aracının hareketli bir alana iniş yaparken bu formülün kullanılabilir olduğu anlaşılmıştır.

Nelson et al. [32] birçok halihazırda birçok hareketi otonom olarak gerçekleştirebilen, bir süre sonra enerjileri tükenen ve şarj ihtiyacı olan insansız hava araçlarının bu ihtiyaçlarını da otonom bir şekilde giderilmesi için 2020 yılında bir insansız hava aracının otonom olarak bir şarj ünitesi üzerine inişi ile ilgili çalışma yapmışlardır. Çalışmalarında kararlılığı emsallerine göre daha yüksek olan ve motor itki kaybı yaşandığında daha güvenli iniş yapabilen 6 rotorlu bir döner kanatlı kullanmayı tercih ederek bu döner kanatlı hava aracında açık kaynak ve sürekli yeni gelişen güncellemelerin kolayca yüklenebileceği, diğer bileşenler ile kolay bağlantı imkânı sunan fiyat olarak da uygun olan Pixhawk uçuş kontrolcüsü tercih edilmiştir. Döner kanatlı hava aracı iniş yapacağı alanda şarj edildiği için hava aracının şarj ünitesini barındırdığı platforma çok hassas toleranslarda inişinin ayarlanması gerekmektedir. Bu sebepten dolayı döner kanatlı hava aracının sahip olduğu uçuş kontrolcüsü Pixhawk'ın sahip olduğu GPS modülü bu hassasiyeti vermekte yetersiz kalacağı için iniş fazında bir ArUco barkod kodu kullanarak görüntü işleme yapılmıştır. Bu görüntü işlemede ve uçuş kontrolcüsü ile bilgi alışverişi için Odroid XU4 kullanılmıştır. Hava aracının iniş yapacağı şarj ünitesi hava aracıyla olan elektriksel bağlantının kurulmasını kolaylaştırmak ve pozisyonu ayarlamak için sahip olduğu dört adet motoru ile hareket edebilecek şekilde tasarlanmıştır. İniş için tasarlanan bu platform iniş yapacak bir hava aracı tespit ettiğinde hava aracı ile wireless sinyalleri ile iletişim kuracak şekilde tasarlanmıştır. Bunun için başlangıçta radyo frekansı tanıma iletişimini kullanılmıştır fakat bu uygulamanın yetersizliği görülerek bu işlem için robotik işletim sistemi

kullanılmıştır. Tüm bileşenler tamamlandıktan sonra Gazebo benzetim uygulaması kullanılarak sistemin benzetimi yapılmıştır ve başarılı bir şekilde iniş gerçekleştirilerek şarj işleminin yapılabildiği görülmüştür.

Gonzales et al. [33] 2018 yılında döner kanatlı insansız hava araçlarının rotalarına çıkan engellere fark ederek onlardan kaçınması üzerine bir çalışma yapmışlardır. Tarot FY450 model gövdesi tasarlanan insansız hava aracının kontrolü için Pixhawk uçuş kontrolcüsü kullanılmıştır. Rotası üzerindeki engelleri algılayabilmek için 360° tarama yapabilen ve lazer sensörlere sahip Lazer Görüntüleme Algılama ve Mesafe Tayini (Laser Imaging Detection and Ranging, LIDAR) 360 kullanılmıştır. Sensörlerden alınan bilgileri işleyebilecek hava aracı üzerindeki bilgisayar olarak ise Odroid C2 kullanılmıştır. İlk olarak bir başlangıç noktası ve hedef noktası belirlenerek hava aracının hedefe gitmesi, daha sonra önüne bir engel çıktığı zaman o engele zıt yönde hareket etmesi ve son olarak rotası üzerindeki engelleri tespit ederek engellere çarpmadan çevrelerinden dolaşıp hedefe gitmesi istenmiştir. Hava aracından istenen bu görevleri Matlab uygulaması ile benzetimi yapılmıştır. Matlab programından alınan sonuçlar hava aracının engellerden başarıyla kaçınıp hedefe gidebildiğini göstermesiyle birlikte hava aracının gerçek hayatta testi yapılmıştır. Hava aracı için engellerin bulunduğu bir rota belirlenerek hava aracının konuma gitmesi istenmiştir. Hava aracı yapılan testlerin ardından hedefe başarılı bir şekilde ulaşmıştır. Bu sistemin engelleri tespit etmede başarılı olduğu sonucu çıkarılmıştır.

Xuan-Mung et al. [34] döner kanatlı bir hava aracının dikey eksenindeki hareketini sağlaması için bir algoritma sunmuşlardır. X ve Y eksenini için geleneksel PID algoritmaları kullanılırken dikey ekseninde istenilen değere ulaşması için bir algoritma tasarlanmıştır. Daha sonra Matlab Simulink programı ile benzetimi yapılarak önerilen algoritmanın geleneksel PID algoritmasından daha üstün olduğunu göstermişlerdir. Önerilen algoritma geleneksel PID algoritmasına göre istenilen değere daha hızlı ulaşmıştır. Benzetimi yapılan uygulama daha sonra gerçek hayata uyarlanmıştır. Bu uyarlama için F450 gövdeli, 4 rotorlu ve Pixhawk uçuş kontrolcüsüne sahip bir döner kanatlı hava aracı kullanılmıştır. Yapılan deneysel uçuşlar sonucunda önerilen algoritmanın başarılı olduğu gözlemlenmiştir.

Falanga et al. [35] 2017 yılında döner kanatlı bir insansız hava aracının engelleri tespit edip engellerin aksi yönünde hareket etmesi üzerine bir çalışma yapmışlardır. Bu çalışmada dar dikdörtgen bir çerçeve kullanılarak bu çerçevenin içinden insansız hava aracının çerçevenin kenarlarına çarpmadan geçmesi üzerine deneyler yapılmıştır. Ancak yapılan çalışmada daha önceki çalışmaların aksine insansız hava aracının uçuş kontrolcüsüne boşluğun olduğu konum bilgileri kaydedilmeyerek sadece hava aracının üzerindeki sensörlerden gelen bilgiler kullanılmıştır. İnsansız hava aracı bu sensör bilgilerini kullanarak rotasını belirlemiştir. Bu çalışmada kullanılmak için 3D yazıcı ile oluşturulan bir gövde, uçuş kontrolcüsü için Pixhawk 4 uçuş kontrolcüsü ve görüntü işleme için Odroid-XU4 kullanılmıştır. Hava aracının motorları sensörlerden alınan engel bilgilerini işleyip çevik hareketler sağlaması için sadece %3 itki kaybına sebep olan fakat 3 kat daha çevik bir yaw hareketine olanak sağlayan 15^0 'lik açisal eğime sahiptir. 0^0 ile 45^0 roll açıları arasında ve 0^0 ile 30^0 arasında pitch açılarının kombinasyonları ile oluşturulan farklı yaklaşma açılarında 35 deney yapılmıştır. Bu deneylerin %80'inde başarı sağlanmıştır.

İnsansız hava araçlarının son zamanlarda kargo taşımacılığında kullanılacağı öngörülmesiyle kargo taşımacılığı ve bu taşımacılığın problemleri çalışma konusu olmuştur. Dimova et al. [36] sarkan bir ip ile askıya alınmış yük taşıyan bir döner kanatlı insansız aracının karşılaştığı problemi ele almışlardır. Taşınacak yükü tutan ipin, özellikle manevra yaparken ciddi oranda artan, salınımı döner kanatlı hava aracının uçuş karakteristiğini ciddi derecede bozmaktadır ve hava aracının güvenliğini tehlikeye atmaktadır. Bu çalışmada bu salınımı azaltmaya yönelik bir algoritma önerilmektedir. Bu algoritmanın öncelikle matematiksel denklemleri oluşturulmuştur. Bu algoritma ipin salınım yaptığı zaman hava aracının bu salınım etkisinin oluşturduğu kuvveti sönümleyebilecek şekilde bir hareket yapmasına olanak sağlamaktadır. Bunun için ise roll ve pitch eksenlerinde koordineli hareketle ve hava aracının itkisinde artış-azalış kombinasyonlarıyla bu salınımı azaltacak bir algoritma uygulanmıştır. Önerilen bu algoritma Matlab Simulink programında benzetimi yapılarak salınımı azaltıp azaltmadığı test edilmiştir. Benzetim programının sonuçları doğrultusunda önerilen algoritmanın döner kanatlı insansız hava aracı ile yük arasındaki ipin salınımı azalttığı görülmüştür.

İnsansız hava araçları gelişmeleri ve yeni teknolojileri ile birlikte bazı sorunlara deva olma yolunda tercih edilir olmuşlardır. Schafer et al. [37] 2016 yılında çok risk taşıyan rüzgar türbinlerinin kontrollerinin yapılması için döner kanatlı insansız hava araçlarını önermişlerdir. Rüzgar türbinlerinin dönen pervanelerinin can ve mal açısından risk teşkil etmesinden dolayı kamera ile donatılmış bir insansız hava aracı ile gözlemlerin yapılması daha sonra yerde görüntülerden elde edilen verilerle sonuçların değerlendirilmesi planlanmıştır. Rüzgar türbininin modellenmesi için Gazebo benzetim uygulaması kullanılmıştır. Döner kanatlı hava aracının çarpışmadan kaçınması için sadece GPS sinyallerinin kullanılması yerine LIDAR sensörlerinden faydalanılmıştır. Bu sayede hava aracı dönen rüzgar türbini pervanelerine yaklaşırken hem hava aracının hem de rüzgar türbininin güvenliği sağlanmıştır.

İnsansız hava araçlarının daha az enerji ile nasıl daha uzun süre havada kalma gibi verimi arttıracak çalışmalar yapılmaktadır. Bu amaçla Yin et al. [38] 2020 yılında bir döner kanatlı insansız hava aracını daha verimli hale getirebilmek amacıyla bir donanımsal tasarım yapmışlardır. Güç kayıplarını azaltmak için güç dönüştürme çipi olan RT9193 kullanmışlardır. Sensörlerden alınan verileri işlenebilmesi için STM32F103RCT6 işlemci kullanılmıştır. Kullanılan bu donanımlar mini bir döner kanatlı insansız hava aracına entegre edilerek uçuş denemeleri yapılmıştır. Yapılan uçuş denemelerinde hava aracı 10 knot rüzgara maruz bırakılmış ve hava aracının tepkileri izlenmiştir.

Narahari et al. [39] 2018 yılında sabit kanatlı bir insansız hava aracının yunuslama hareketi ile ilgili çalışma yapmışlardır. Genellikle 6 serbestlik derecesinde yapılan çalışmalara nazaran bu çalışmada sadece yunuslama ekseninde çalışma yapılacağından dolayı benzetim 3 serbestlik derecesinde yapılmıştır. Benzetimi yapılacak sabit kanatlı insansız hava aracının aerodinamik gibi verileri DATCOM üzerinden alınmıştır. Durum Geri Besleme yöntemi ve geleneksel PID yöntemi kullanılarak karşılaştırılmalarının yapılması amaçlanmıştır. Sabit kanatlı insansız hava aracının benzetimini yapmak için Matlab Simulink benzetim programı kullanılmıştır. Simulink programının içerikleri olan atmosferik model, uçuş dinamikleri modeli, aerodinamik model, motor modeli ve otopilot modellerinden yararlanılmıştır. Daha sonra hava aracının doğrusallaştırma işlemi yapılmıştır. Doğrusal Karesel Düzenleyici (Linear Quadratic Regulator, LQR) metodu kullanılarak Durum Geri Besleme ile otopilot tasarımı yapılmıştır. Ayrıca

karşılaştırma yapmak için PID algoritması kullanılarak ayrı bir otopilot daha tasarlanmıştır. Daha sonra tasarlanan otopilotların hafif rüzgarın olduğu aynı ortam ve aynı şartlarda benzetimleri yapılmıştır. Elde edilen sonuçlar grafiklerle gösterilmiştir. Elde edilen sonuçlara göre oluşturulan Durum Geri Beslemeli otopilotun uygulanabilir olduğu kanısına varılmıştır.

Nair et al. [40] 2019 yılında denizdeki boğulmaları azaltmaya yönelik bir çözüm olabilecek proje yapmışlardır. Bu proje sahil açıklarında boğulmak üzere olan birine insansız hava aracı kullanarak can simidi ulaştırmayı hedeflemektedir. Projenin amacı, boğulma vakalarının %40'ını oluşturan yeterli zamanda kurbanı ulaşmama durumunu ele alarak kurbanı daha kısa sürede ulaşmak olmuştur. Bu sebeple can simidi ile teçhizatlandırılmış bir insansız hava aracı tasarlamışlardır. Sistem yüzücünün kolunda bir acil durum butonu ve basıldığında GPS konum bilgisi gönderen bir Zigbee sinyal vericisine sahip bir kol bandı ve bu sinyallerin alınarak GPS bilgisinin işlendiği ve sonrasında boğulma tehlikesi yaşayan kurbanın bulunduğu konuma can yeleği taşıyacak döner kanatlı insansız hava aracının bulunduğu bir kurtarma istasyonundan oluşmaktadır. Döner kanatlı insansız hava aracının tasarımında Pixhawk uçuş kontrolcüsü kullanılmıştır. Döner kanatlı hava aracı Zigbee sinyal vericisinden gelen GPS bilgisini kullanarak kurbanın konumuna can yeleğini bırakıp tekrar yuvasına dönecek şekilde tasarlanmıştır. Ancak yazara göre sadece bu işlem kurtarma işleminde tek başına yeterli olmadığını acil durum sinyali alındıktan sonra insansız hava aracıyla beraber kurtarıcı personeline yüzmesi gerektiğini belirtmiştir.

1.4. Rüzgar ve Hava Aracı Üzerindeki Etkileri

Rüzgar, basıncı yüksek olan bir bölge ile basıncı düşük olan bir bölge arasındaki basınç farkından kaynaklanan hava akışı olarak tanımlanabilir. Rüzgar oluşumunun ana sebebi bölgeler arasında basınç farkı oluşturmaya sebep olan sıcaklık faktörüdür. Soğuyan havanın basıncı artmaktadır ve bu hava nispeten daha sıcak olan bölgedeki düşük hava basıncı olan bölgeye doğru akarak rüzgarı oluşturmaktadır. Rüzgarlar bulundukları bölgelere ve hızlarına göre çeşitli alt dallara ayrılmaktadır ve çok çeşidi vardır.

Rüzgarın hızı anemometre diye adlandırılan bir alet ile ölçülmektedir. Havacılıkta rüzgar hızının ve yönünün bilinmesi çok önemlidir ve doğrudan uçuş operasyonlarına etkisi bulunduğundan her an hava hızını ve yönünü ölçerek güncel bilgi sağlayan

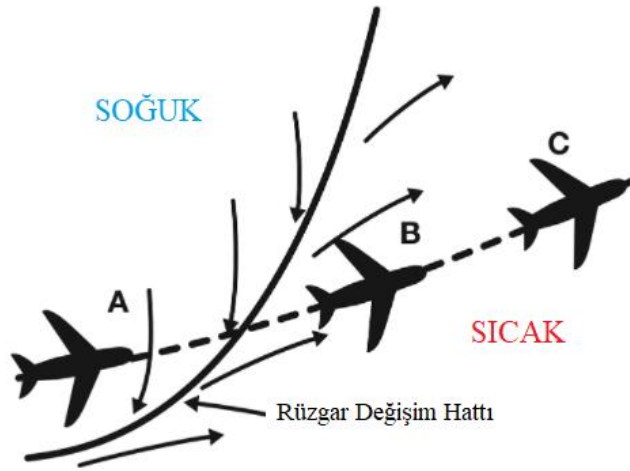
birimler bulunmaktadır. Bu birimler Uluslararası Sivil Havacılık Otoritesi (International Civil Aviation Organisation, ICAO) tarafından zorunlu hale getirilmiştir. Rüzgar, operasyon halindeki hava aracının pilot ve yerde hava araçlarının hareketlerini takip eden ve yönlendiren hava trafik kontrolcülerinin sürekli düşünceleri gereken ve hava aracının hareketi için karar verirken sürekli göz önünde bulundurulması gereken bir unsur olmuştur. Bazı durumlarda hava meydanlarında oluşan rüzgarın yönüne göre hava araçlarının piste iniş tarafları değişmektedir.

1.4.1. Uçuş Güvenliğini Etkileyen Rüzgarlar

1.4.1.1 Rüzgar Kesiği (Wind Shear)

Rüzgar kesiği atmosferde herhangi iki nokta arasındaki rüzgarın hızında veya yönündeki ya da hem rüzgarın hızında hem de yönündeki ani değişimler olarak tanımlanmaktadır. Bu değişimler yatay ve dikey olabilmektedir. Özellikle alçak irtifalarda gerçekleşen rüzgar kesikleri hava aracının iniş ve kalkış safhalarında ciddi tehlikelere sebebiyet verebilmektedir. Bu rüzgar hızındaki ani değişimler hava aracının uçuşu için gerekli olan hava hızının enerjisinde artış veya azalışlara sebebiyet vererek hava aracının ani irtifa değişimleri yapmasına sebep olmaktadır. Bu durum hava aracının inişte pisti kaırması veya henüz pist başına gelmeden fazla alçalmasına ve kalkış aşamasında iken geç kalkmasına veya kalkış için yeterli hava hızına ulaşamamasına sebebiyet verebilmektedir.

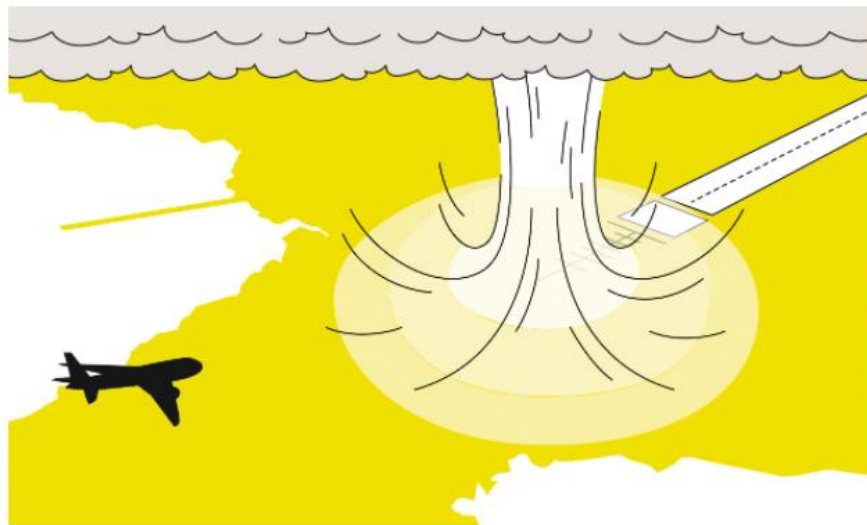
Rüzgar kesikleri her yönde oluşabilmesine rağmen sınıflandırma kolaylığı ve anlaşılması bakımından dikey ve yatay yönde rüzgar kesikleri olarak incelenmektedir. Dikey rüzgar kesiği, dikey eksen boyunca tipik olarak 1000 feet başına 20 ila 30 deniz mili rüzgar değişimlerinden oluşur. Hava aracının taşıma kuvveti, hızı ve itki gereksinimi bu rüzgar kesiğinin yaşandığı hat boyunca ciddi oranda değişmektedir. Bir diğer rüzgar kesiği olan ve Şekil 1.6.'da gösterilen yatay rüzgar kesiği ise yatay eksen boyunca rüzgarın yönü ve hızındaki değişimlerden meydana gelmektedir. Bu rüzgarlar hava araçlarında burundan esen rüzgardaki azalma veya kuyruk rüzgarlarındaki artımlarla oluşabilmektedir. Ayrıca hava aracı rotasında hava aracına karşıdan esen burun rüzgarıyla kuyruk rüzgarının yer değişimleri ile rüzgar kesikleri meydana gelmektedir.



Şekil 1. 6. Yatay rüzgar kesiği. [41]

1.4.1.1.1. Mikro Patlamalar

Rüzgar kesiklerine sebep olan ve hava meydanlarında oluştuğunda hava araçları için ciddi bir tehdit olan bir diğer olay ise ‘microburst’ olarak bilinen mikro patlamalardır. Mikro patlamaların genel karakteristiği 2.5 deniz mil çapında bir alana 40 knot hız ile inen ve yere çarptıktan sonra 45 ile 100 knot arasında rüzgara sebep olan ve etkisi yaklaşık 15 dakika sürebilen patlamalardır. Şekil 1.7’de mikro patlamanın şekli gösterilmektedir.



Şekil 1. 7. Mikro patlama. [41]

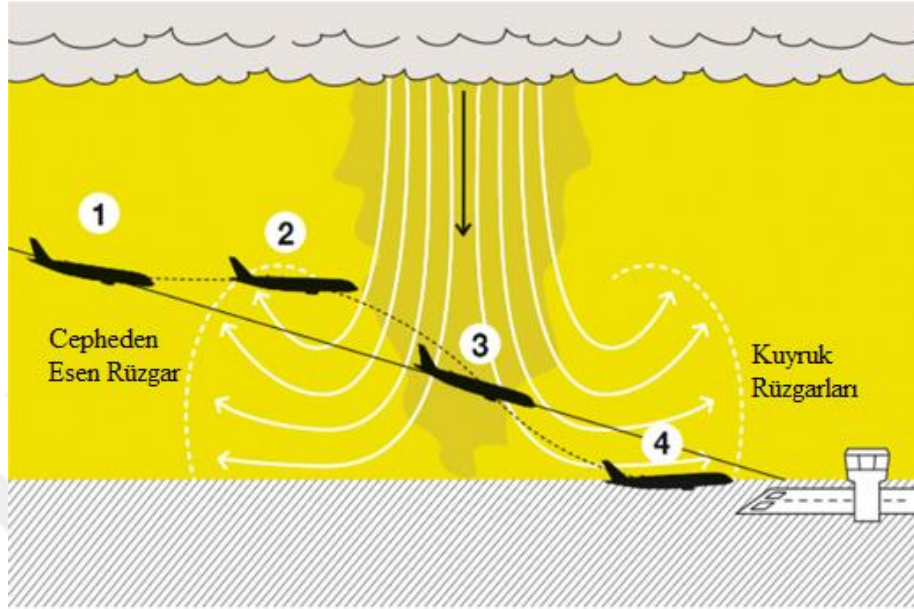
Mikro patlamalar soğuk ve oldukça yoğun hava bloğunun aşağı doğru inip yere çarptıktan sonra bütün yönlerde doğru yayılmasıyla ring vortex diye isimlendiren türbülanslı ve çok değişken hava akımları oluştururlar. Bu hava akımlarının içinden geçen hava aracının uçması için gereken doğrusal hava akımını bozmasıyla ve hatta bu akımı tamamen yok etmesiyle rüzgar kesikleri oluşur ve bu durum hava aracı için çok tehlikelidir. Hava aracının iniş safhasında bir anda irtifa kaybetmesine sebep olarak yere sert bir şekilde çakılmasına, kuyruğunu veya kanadını yere vurmasına sebep olarak maddi kayıplara ve hatta can kayıplarına sebep olabilmektedir. Aynı şekilde kalkış yapacağı zaman bu rüzgarlara maruz kaldığında kalkış yapmasını geciktirebilmektedir veya kalkış yaptığındaki düşük tırmanma açısına sebep olabilmektedir. Bu durum pisti kısa havalimanlarında hava aracı için problem olabilmektedir.

Mikro patlamaların hava araçlarına yönelik 3 etkisi bulunmaktadır. Mikro patlamaları dairenin merkezinden dışarı doğru esmekte olan rüzgarlar olarak düşünüldüğünde, hava aracı bu dairenin çevresine geldiğinde hava aracının burun kısmı bu rüzgarlara maruz kalacaktır. Hava aracının bu konumdaki aldığı rüzgara ‘headwind’ diye isimlendiren cepheden esen rüzgar diye isimlendirilmektedir. Bu fazda hava aracının burun kısmının maruz kaldığı bu rüzgar hava aracının performansını, hızını ve taşımayı arttırmaktadır. Bu sebeple hava aracı rotasının üst kısmına doğru kayma yaşamaktadır. Hava aracının tekrar rotasına girebilmesi için pilot hız keserek burun aşağı hareket yapması gerekmektedir.

Cepheden esen rüzgar etkisi ve pilotun hava aracının rotasını takip etmesi için yaptığı müdahalelerden sonra hava aracı dairenin orta kısmında bulunan ‘downdraft’ diye adlandırılan aşağı akan bir rüzgarın içine girmektedir. Bu rüzgar hava aracına aşağı yönde bir emme kuvveti oluşturacaktır. Bu aşağı etki bu sefer hava aracının rotasını aşağı doğru çekmek isteyecektir ve hava aracının pilotu bu durumdan kurtulmak için tırmanmaya yönelik hareket yapacaktır.

Aşağı akan rüzgar fazı biterken dairenin sonuna doğru hava aracı bu fazlar arasında en tehlikeli olan ‘tailwind’ olarak isimlendirilen kuyruk rüzgarlarıyla karşılaşmaktadır. Bu faza gelindiğinde hava aracı rüzgarın yön değiştirmesi ve kuyruk rüzgarı karşı karşıya gelecektir. Bu durum hava aracının hızını ve taşıma kuvvetini azaltacaktır ve hava aracının irtifa kaybına sebep olacaktır.

Mikro patlama dairesi içerisine giren hava aracı normalde izlemesi gereken, Şekil 1.8.'de de gösterilen rotasını takip edemeyerek irtifa değişimlerine maruz kalmaktadır.



Şekil 1. 8. Mikro patlamanın fazları ve hava aracının rotası.

1.4.1.1.2. Rüzgar Kesiğinden Korunma Yöntemleri

Sıcaklığın değişmesine sebep olan birçok faktörün bulunduğu stratosfer tabakasında rüzgar kesikleri ile sıklıkla karşılaşmaktadır. Ancak bu rüzgar kesiklerinin en tehlikeleri hava aracının iniş ve kalkış fazlarında olan düşük irtifada gerçekleşen rüzgar kesikleridir. Geçmişte kalkışa nazaran iniş safhasında daha çok görülen rüzgar kesiğinden kaynaklanan birçok kaza bulunmaktadır ve bu rüzgar kesiklerini belirleyip rüzgar kesiklerini engelleyebilmek için bazı sistemler geliştirilmiştir.

Rüzgar kesikleri ve mikro patlamalara yatkın olan ve çok sık rastlanan havaalanlarında alçak seviyelerde oluşacak rüzgar kesiklerini tespit etmek için Alçak Seviye Rüzgar Kesiği Alarm Sistemi (Low-Level Wind Shear Alerting System, LLWAS) kullanılmaktadır. LLWAS merkezinde bir anemometre ve merkeze 2 deniz mili uzaklıkta olacak ve bir daire oluşturacak şekilde anemometrelerden oluşmaktadır. Merkezdeki anemometreden 2 dakikalık periyodlarla veri alınarak her 10 saniyede bir çevredeki anemometrelerin değerleriyle karşılaştırılır.

LLWAS iki şekilde sinyal vermektedir. Bunlardan birisi rüzgar kesiği alarmı olarak bilinir ve rüzgar hızında 15 ile 29 knot arasında bir kayıp olduğu zaman veya rüzgar hızında 15 knot veya daha fazla bir artış gözlemlendiğinde alarm sinyali üretir.

Bir diğer alarm verme durumu ise mikro patlama alarmıdır. Alarm anemometrelerde rüzgar hızında 30 knot veya daha fazla bir kayıp olduğunda verilmektedir. Bu sistem 2 deniz mili çapında veya daha az aşağı akışların tespitinde işlevsel kalabilmektedir. Ancak verdiği alarmlar ile pilotları ve hava trafik kontrolcülerini uyarmaktadır.

Rüzgar kesiklerinden korunmak için geliştirilen bir diğer sistem ise Terminal Doppler hava radarıdır. Bu radar da rüzgar kesiklerinin tespitinde kullanılmaktadır.

Rüzgar kesikleri bazen uçuş ekibinin gözlemleri ile de tespit edilebilmektedir. Toz bulutlarının oluşumuna veya yoğun yağışı gözlemleyerek uçuş ekibi tarafından rüzgar kesiklerinin oluşabileceğine yönelik tahminler yapılabilmektedir. Bunun yanı sıra mikro patlamalar genellikle ağır yağışlardan sonra görüldüğü için ve uçakların sahip olduğu hava radar sistemleri bu yağışları tespit edebildiği için hava radarları ile de rüzgar kesikleri belirlenebilmektedir.

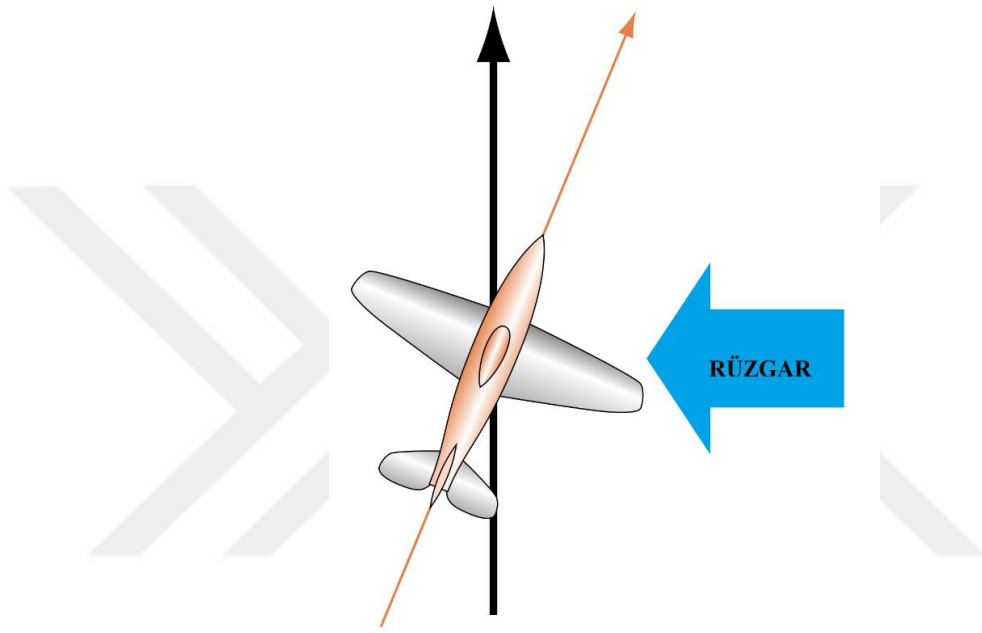
Rüzgar kesiklerini tespit ederken kullanılan, uçağın içinde bulunan bir diğer yardımcı sistem Tahmini Rüzgar Kesiği (Predictive Wind Shear, PWS) sistemidir. Bu sistem herhangi bir rüzgar kesiği ihtimalinde uçak içerisinde pilotu sesli ve görsel olarak uyaracak şekilde tasarlanmıştır. Bir rüzgar kesiğine yaklaşıldığında uçağın birincil uçuş ekranında amber renkte uyarı vermektedir. Eğer rüzgar kesiği artar veya daha fazla yaklaşma olursa uyarı kırmızıya dönmektedir ve sesli uyarı gelmektedir. Şekil 1.9.'da rüzgar kesiğinin uçak üzerinde gösterimi ve renk değişimi gösterilmiştir.



Şekil 1. 9. Rüzgar kesiklerinin uçak göstergesinde görünümü. [41]

1.4.1.2. Yan Rüzgar

Hava araçları için rüzgar çoğu zaman bir problem olmuştur ve dünyanın doğası gereği bu probleminden kurtulmak imkansız olmuştur. Havacılıkta can ve mal kaybını tehdit eden bir başka problemlili rüzgar çeşidi yan rüzgarlar olmuştur ve Şekil 1.10.'da gösterilmektedir.



Şekil 1. 10. Yan rüzgarlar. [42]

Hava aracının gövdesine dik esen veya herhangi bir bileşke kuvveti dik olan rüzgâr olarak tanımlanan yan rüzgarlar hava araçları için ciddi tehlikeler oluşturmaktadır. Hava aracına istenmeyen yaw ve roll hareketleri yaptırarak kararlılığı bozmaktadır. Yan rüzgarlar özellikle hava araçlarının iniş safhalarında çok ciddi problemlere yol açmaktadırlar. Yan rüzgarlar hava aracının bir kuyruğunu havaya kaldırarak diğer kuyruğunu yere vurmasına veya inerken piste açılı bir şekilde inerek daha sonra hava aracının kontrolünün kaybına sebep olabilmektedir.

1.4.2. İnsansız Hava Araçlarında Rüzgâr Etkisi

Rüzgârın havada uçan hemen hemen her hava aracına etkisi bulunmaktadır. İnsansız hava araçları normal ticari hava araçlarına veya kargo taşımacılığı yapılan hava araçlarına nazaran hem boyut olarak daha küçük hem de ağırlık olarak daha hafif olmalarından dolayı rüzgâr etkilerine daha hassas olmaktadır. Büyük uçaklar sahip

oldukları büyük motorlarla kayda değer itkiler üretebilmektedir ve rüzgârın bu yüksek itki değerlerine yüzdece etkisi düşük olmaktadır. Ancak insansız hava araçları doğası gereği daha küçük motorlara sahip oldukları için az itki üretmektedirler ve rüzgârın bu az olan itkiye etkisi yüzdece oransal bakımından yüksek olmaktadır.

İnsansız hava araçlarından sabit kanatlı modelleri döner kanatlı modellere göre rüzgâra olan dayanımları daha fazladır. Bunun sebebi hava aracının sahip olduğu taşıma kuvvetinin sahip olduğu kanat profildir. Döner kanatlı hava araçları taşıma kuvvetini motorlarının dönü kuvveti ile havayı aşağı doğru iterek sağlamaktadırlar ve taşımanın olması için bu hava akışının lineer olması gerekmektedir. Rüzgâr bu hava akışını ciddi oranda bozmaktadır ve hava aracının kararlılığını etkilemektedir. Döner kanatlı hava araçları çok daha ileri rüzgâr hızlarında işlevselliklerini yitirebilmektedirler.

İnsansız hava araçları üzerinde rüzgârın etkisi üzerine çalışmalar yapılmıştır [43,44]. Bu çalışmalardan bazıları hava araçlarının rüzgâr etkisi altında kaldıklarında, bu rüzgârın etkisinden kararlılıklarında en az bozulmayla kurtulmalarına yönelik olmuştur [45-47].

2. BÖLÜM

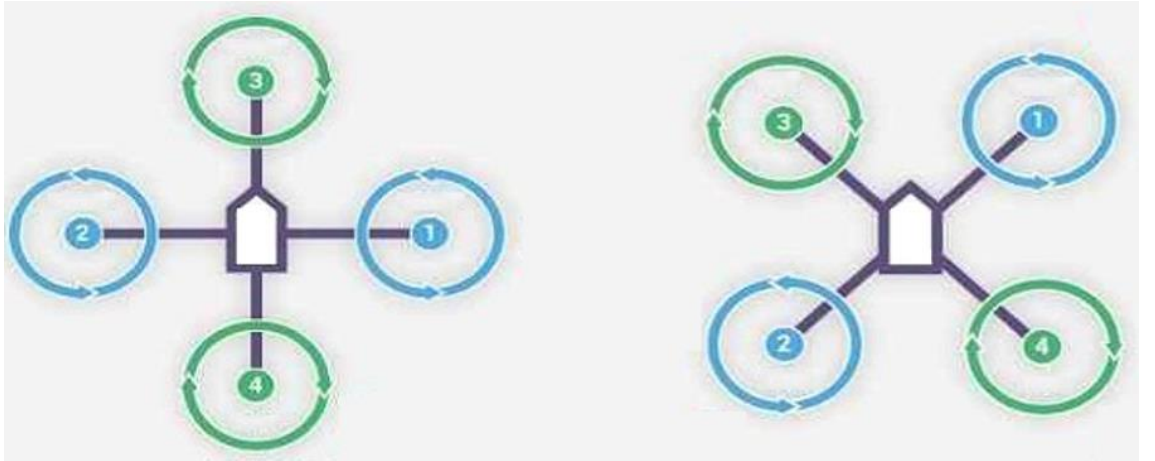
YÖNTEM VE MATERYAL

2.1. Tezin Amacı

Bu tezin amacı günümüzde süratle gelişmeye devam eden döner kanatlı insansız hava araçlarının uçuşlarında rüzgar ile karşılaştıklarında nasıl tepki verdiklerini ölçmektir. İleriki zamanlarda daha da gelişmeye devam edecek ve hayatımızın birçok alanına yerleşecek olan döner kanatlı insansız hava araçlarının gelişmesine katkı sağlaması amaçlanmaktadır.

2.2. Döner Kanatlı Hava Aracının Modellenmesi

4 rotorlu döner kanatlı hava araçları ‘x’ şekilli ve ‘+’ şekilli olmak üzere 2 tip olarak tasarlanmaktadır ve şekil 2.1.’de gösterilmektedir. Bu iki tip hava araçlarının arasında havadaki duruşları dışında teknik çok büyük farklar bulunmamaktadır.



Şekil 2. 1. ‘+’ ve ‘X’ tip döner kanatlı hava aracı.

Bu çalışmada kullanılacak döner kanatlı hava aracı ‘x’ tip şeklinde tasarlanacaktır.

2.2.1. Döner Kanatlı Hava Aracının Avantajlar ve Dezavantajları

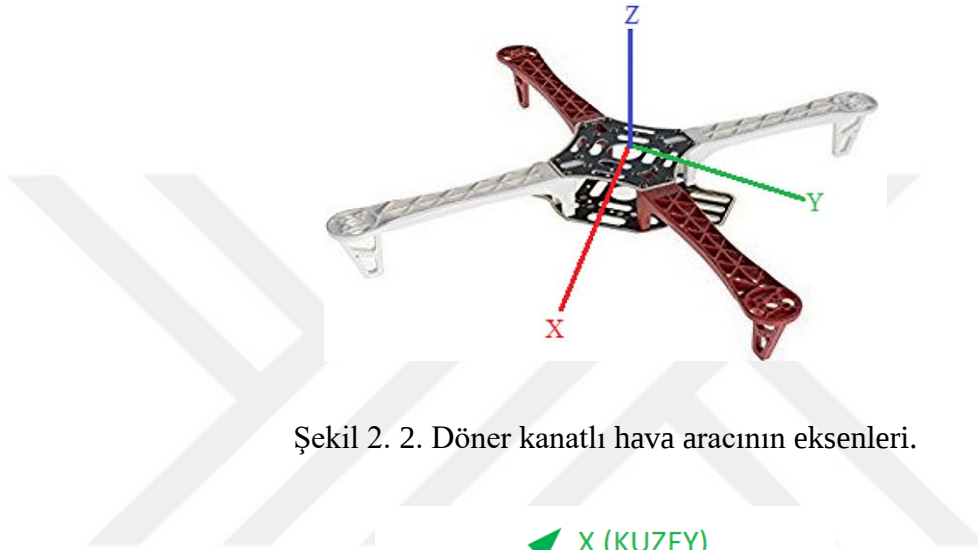
Döner kanatlı hava araçları sabit kanatlı hava araçları ile kıyaslandıklarında bazı avantajlara ve dezavantajlara sahiptirler. Sabit kanatlı hava araçlarında sadece sağ ve sol taraf simetriktir. Hava aracının ön ve arka kısmının farklı olması uçağın dengesini sağlayacağı ağırlık merkezinin ayarlanmasında tasarım aşamasında bir zorluk olarak karşılaşılmaktadır. Ancak döner kanatlı hava araçlarında bütün bileşenler hemen hemen simetrik olduğundan dolayı başta tasarım aşamasında ağırlık merkezinin kolay ayarlanabilmesi sabit kanatlı hava araçlarına karşı bir avantaj olmaktadır. Bu durum zorlu hava koşullarında veya dışarıdan gelecek istenmeyen müdahalelerde döner kanatlı hava araçlarını daha kararlı duruş sergilemesine olanak sağlamaktadır.

Döner kanatlı hava araçları kalkış yapmak için sabit kanatlı hava araçları için gerekli olan uzun pistlerin kullanmasına gerek duymamaktadırlar. Dikey olarak iniş kalkış yapabilmeleri döner kanatlı hava araçlarına çok büyük avantaj sağlamaktadır. Bu avantajlarının aksine kalkış yaptıktan sonra döner kanatlı hava araçları için sabit kanatlı hava araçları gibi çok uzun mesafe yol kat etmek hiç verimli olmamaktadır. Sabit kanatlı hava araçları tasarlanırken yüksek hızlarda ileri hareket yapacak şekilde tasarlanırken aerodinamik kuvvetler titizlikle göz önünde bulundurulur ve döner kanatlı hava araçlarındaki taşıma kuvvetini üstlenen rotorların oluşturduğu dikey itki kuvvetinin işini sabit kanatlı hava aracında kanatlar üstlenir ve sabit kanatlı hava araçlarında bulunan rotorlar sadece itki üretmek için kullanılır. Döner kanatlı hava araçlarının ileri hareketleri arka rotorlar daha fazla dönerek ön rotorlar daha az dönerek gerçekleştirilir. Bu durumda hava aracı çok fazla aerodinamik kuvvetlere maruz kalmaktadır. Bu yüzden kullanım alanlarında döner kanatlı hava araçlarından yüksek menziller beklenmemektedir.

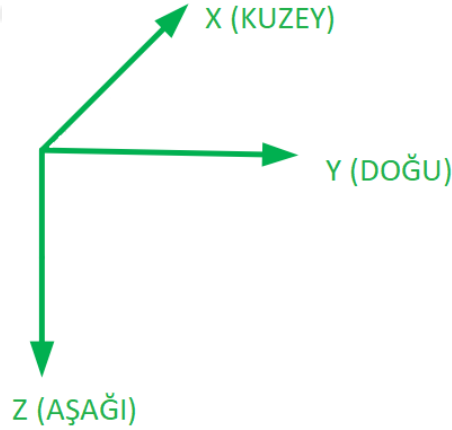
2.2.2. Döner Kanatlı Hava Aracının Eksenleri

Döner kanatlı hava aracının sahip olduğu birçok hareket alanı mevcut olduğu için hareketi sadece bir koordinat sistemiyle açıklanamamaktadır. Döner kanatlı hava aracının sahip olduğu eksenler olan dünyanın eksenleri ve seyrüsefer sistemlerinde kullandığımız jeodezik koordinat sistemi döner kanatlı hava aracının hareketini tanımlamada kullanılmaktadırlar.

Döner kanatlı hava aracının sahip olduğu eksenler 'x, y, z' eksenleridir ve Şekil 2.2.'de gösterilmektedir. Ağırlık merkezini merkez alarak Döner Kanatlı Hava Aracının ön ve arka tarafa yaptığı hareket eksenini 'x' eksenini, sağ ve sol tarafa yaptığı hareket 'y' eksenini ve aşağı yukarı hareketini yaptığı eksen 'z' eksenini olarak tanımlanmaktadır. Bir diğer eksen ise dünyanın kutuplarına göre belirlenen, Şekil 2.3.'de gösterilen kuzey-güney ve doğu-batı eksenleridir.



Şekil 2. 2. Döner kanatlı hava aracının eksenleri.



Şekil 2. 3. Dünyanın eksenleri.

Döner kanatlı hava aracının matematiksel modelini oluşturabilmek için eksenlerinin ve dünyanın eksenlerinin dönüştürülmesi gerekmektedir. Döner kanatlı hava aracının hareketini ifade eden 12 parametre mevcuttur. Bu parametreler şu şekildedir:

Döner kanatlı hava aracının pozisyonu 3 boyutlu uzayda $[x \ y \ z]^T$ ile ifade edilmektedir.

Gövde çerçevesinde döner kanatlı hava aracının doğrusal hızları için $[u \ v \ w]^T$ ifadesi kullanılmaktadır. Uçağın eksenlerindeki dönüş hareketinin açıları olan Euler açısı olarak bilinen roll, pitch ve yaw açıları $[\varphi \ \theta \ \psi]^T$ ile ifade edilmektedirler.

Uçağın gövde çerçevesindeki açısal hızları $[p \ q \ r]^T$ olarak ifade edilmektedirler.

Bu parametrelere göre eksenlerin dönüşümleri yapılmaktadır.

Eşitlik (2.1), (2.2) ve (2.3)'de gösterilen 'b' ve 'e' sırasıyla birbirlerine dik iki çerçeve olan gövde çerçevesi ve dünya çerçevesini sembolize etmektedirler.

$${}^b_e R_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

$${}^b_e R_y = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

$${}^b_e R_z = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

Her bir ekseninde dönüşüm matrisleri yukarıdaki denklemde mevcut olarak verilmiştir. Döner kanatlı hava aracının matematiksel modelinde ihtiyaç olan gövde çerçevesini dünya çerçevesine dönüştürme işlemi yukarıdaki dönüşüm matrislerinin birbirleriyle çarpılmalarından elde edilecektir. Eşitlik (2.4) ve (2.5)'de eksenlerin dönüşüm matrislerinin çarpımı gösterilmektedir.

$${}^b_e R = {}^b_e R_x * {}^b_e R_y * {}^b_e R_z \quad (2.4)$$

$${}^b_e R = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\varphi\sin\psi + \sin\varphi\sin\theta\cos\psi & \sin\varphi\sin\psi - \cos\varphi\sin\theta\cos\psi \\ -\cos\theta\sin\psi & \cos\varphi\cos\psi - \sin\varphi\sin\theta\sin\psi & \sin\varphi\cos\psi + \cos\varphi\sin\theta\sin\psi \\ \sin\theta & -\sin\varphi\cos\theta & \cos\varphi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

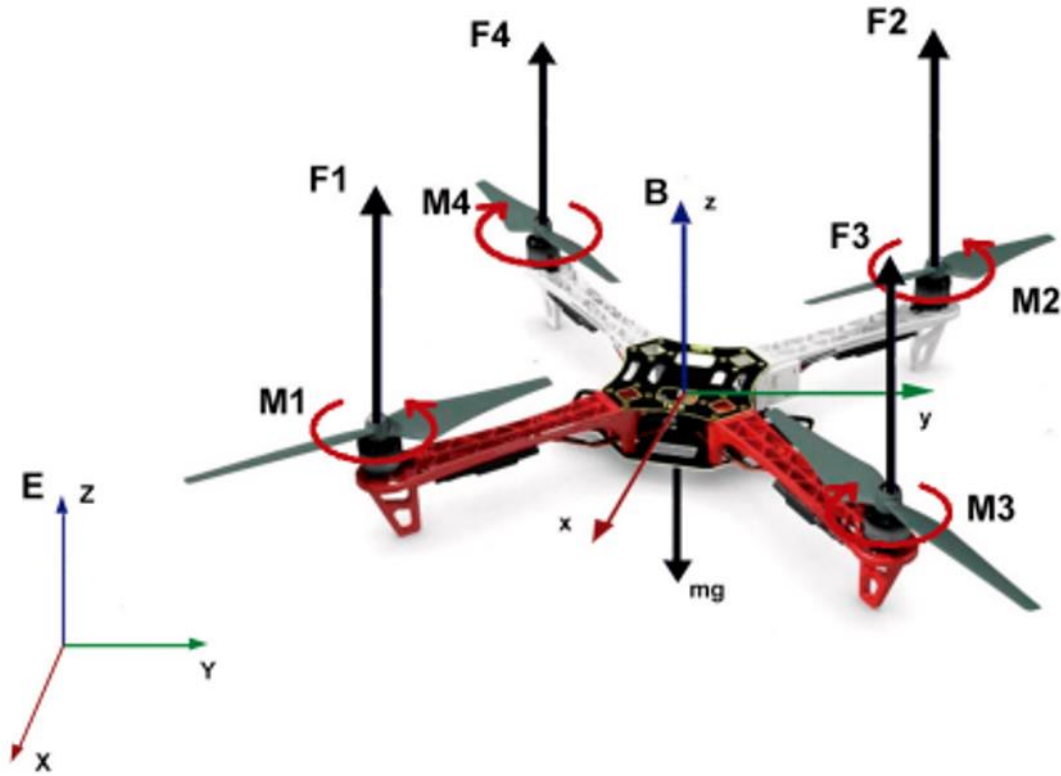
2.2.3. Döner Kanatlı Hava Aracının Dinamikleri

Döner kanatlı hava aracına etkiyen en önemli kuvvet yerçekimi kuvvetidir. Bu yerçekimi kuvveti dünyanın 'z' eksenini boyunca hava aracına etki etmektedir. Döner kanatlı hava aracı dikey ekseninde bu yerçekimi kuvvetini yenebilmesi için aksi yönde en az yerçekimi kuvvetinin bileşkesi kadar kuvvet üretmesi gerekmektedir.

Şekil 2.4.'de gösterildiği gibi bir döner kanatlı hava aracı 'E' ile gösterilen sadece dünyanın ekseninde dikey doğrultuda hareket ederken hava aracının taşıma bileşkesi Eşitlik (2.6)'da gösterilmektedir. F_1 , F_2 , F_3 ve F_4 motorların her birinin ayrı ayrı kuvvetini F_b ise bileşke kuvveti temsil etmektedir.

$$F_b = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \quad (2.6)$$

Eğer bu ' F_b ' bileşke kuvveti yerçekimi ivmesi ($9,81 \text{ m/sn}$) ve döner kanatlı hava aracının kütlesinin çarpımına eşit olan ' mg ' kuvvetinden büyük olursa cisim havalanmaya başlayacaktır. Eğer bu kuvvet ile ' F_b ' bileşke kuvvet birbirine eşit olursa hava aracı havada asılı kalacaktır.



Şekil 2. 4. Döner kanatlı hava aracının kuvvetleri ve yerçekimi kuvveti. [48]

Döner kanatlı hava aracının yukarıda belirtilen sadece z eksenindeki hareketinin dışındaki hareketler ele alındığında bu hareketler için yerçekimi kuvvetinin hava aracına göre olan eksende yönü değişecektir ve bileşke kuvvet de değişecektir.

Döner kanatlı hava aracının dinamiklerini belirlemede kullanılan formüller özel karakterlerle ifade edilmektedirler. Bu formüllerin belirtilmesinden evvel bu

karakterlerin ne olduğunun bilinmesi gereklidir. Formüllerde kullanılacak bu karakterler aşağıdaki gibidir.

- Döner kanatlı hava aracının eksenleri formüllerde o_b x_b y_b z_b şeklinde ifade edilecektir. ‘o’ ile ifade edilen hava aracı ekseninin orijini olarak kabul edilen ağırlık merkezini temsil etmektedir.
- Dünyanın eksenleri veya bir diğer ifade ile eylemsizlik koordinat sisteminin eksenleri o_e x_e y_e z_e ile ifade edilecektir.
- C_R motor eğrisi eğim parametresidir (rad/s).
- ω_b ifadesi motor eğrisi sabit parametresi için kullanılan bir sabittir ve birimi olarak (rad/s) kullanılmaktadır.
- Eylemsizlik momentlerinin her eksen için J_{xx} J_{yy} J_{zz} ifadeleri kullanılacaktır. Birimi kuvvet birimi olan (kg.m²) şeklinde ifade edilmektedir.
- ‘m’ hava aracının kütlesidir (kg).
- ‘g’ yer çekim ivmesidir (kg.m²)
- C_t itki katsayısıdır. Birimi N/(rad/sn)² olarak değerlendirilmektedir.
- C_m tork katsayısıdır. Birimi N.m/(rad/sn)² olarak değerlendirilmektedir.
- C_d sürüklenme katsayısıdır. Birimi N/(m/s)² olarak bulunmaktadır.
- C_{dm} sürüklenme moment katsayısıdır. Birimi N.m/(rad/sn)² olarak bulunmaktadır.

2.2.3.1. Döner Kanatlı Hava Aracının Eylemsizlik Momentleri

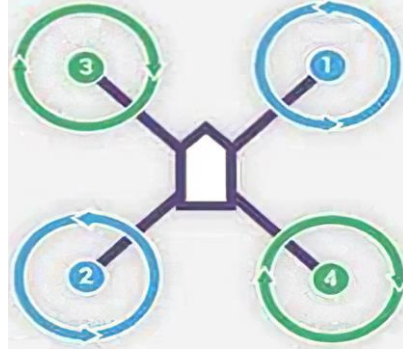
Döner Kanatlı Hava Araçları geometrik açıdan simetrik yapılardır. Eylemsizlik momentleri Eşitlik (2.7)’de ‘J’ ile gösterilmektedir. J_{xx} , J_{yy} ve j_{zz} sırasıyla x, y ve z eksenlerinin eylemsizlik momentlerini ifade etmektedir.

$$J = \begin{bmatrix} J_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & J_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

2.2.3.2. Tork Etkisi ve Katsayısı

Döner kanatlı hava aracının rotorlarının dönü hareketi hava aracı üzerinde bir tork etkisine sebep olmaktadır. Her bir rotor hava aracını yaw ekseninde döndürme eğilimindedir. Döner kanatlı hava aracının dengesinin bozulmasına sebep olan bu tork etkisinin dengelenebilmesi için hava aracının karşılıklı iki rotoru saat yönünde dönerken

diğer karşılıklı iki rotoru saat yönünün tersine döndürülmektedir. Şekil 2.5.'de hava aracının motorlarının dönme yönleri gösterilmektedir.



Şekil 2. 5. Döner kanatlı hava aracının rotorlarının dönme yönleri.

Bir rotorun oluşturduğu tork değeri eşitlik (2.8)'de gösterildiği gibi bulunmaktadır. Tork 'M' işareti ile gösterilmektedir. C_m ifadesi tork katsayısıdır ve birimi $N.m/(rad/sn)^2$ 'dir.

$$M = C_m \cdot \omega^2 \quad (2.8)$$

2.2.3.3. Döner Kanatlı Hava Aracının İtkisi ve İtki Katsayısı

Döner kanatlı hava aracının yükselmesi, alçalması ve tüm manevraları sahip olduğu motorlarının itkileri sayesinde meydana gelmektedir. Bu motorların her birinin ürettiği itki Eşitlik (2.9)'da verilmektedir. T itkiyi temsil etmektedir. C_t itki katsayısıdır ve birimi $N/(rad/sn)^2$ 'dir.

$$T = C_t \cdot \omega^2 \quad (2.9)$$

Motorların oluşturduğu itki döner kanatlı hava aracının ' z_b ' eksenini boyunca etki etmektedir.

2.2.3.4. Jiroskopik etki

Bir cisim dönü hareketiyle birlikte jiroskopik tork diye adlandırılan bir torka sahip olmaktadır. Bir cisim döndürüldüğünde oluşan açısal hızın yönünü korumak istemektedir. Bu sebeple hava aracı pitch ve roll ekseninde bir değişiklik yapmak istediği zaman jiroskopik etki devreye girerek hareketin aksi yönünde bir kuvvete maruz kalmaktadır ve tekrar eski dönüş ekseninde dönmek istemektedir. Hava aracının roll ve

pitch eksenindeki değişimlerinde maruz kaldığı kuvvet jiroskop etkisi diye adlandırılmaktadır. Bir başka ifade ile hava araçlarının rotorları eylemsizlik kuvvetlerini koruma eğilimlerindedirler.

Rotorlar dönü hareketinden dolayı hava aracına bir dönü kuvveti vermektedirler. Yani bir rotor saat yönüne döndüğünde hava aracını da saat yönünde döndürmek istemektedir. Bu dönü kuvvetini dengelemek için 4 motorlu bir hava aracında karşılıklı 2 rotor saat yönünde dönerken diğer 2 rotor saat yönünün tersinde dönerek bu istenmeyen hava aracının dönü hareketini engellemiş olmaktadır.

Hava aracının etki altında kaldığı jiroskopik etki Eşitlik (2.10), Eşitlik (2.11) ve Eşitlik (2.12)'deki formül ile gösterilmektedir. Denklemden 'ω' ile ifade edilen terim açısal hızı temsil etmektedir. Toplam işaretinin üzerindeki 4 sayısı hava aracının 4 rotorlu olmasından dolayı 4'e kadar saymaktadır. Denklemden de görüldüğü üzere yaw ekseninde oluşan jiroskopik tork değeri 0'a eşittir.

$$G_{a,\phi} = \sum_{i=1}^4 J_m \omega_{yb} (-1)^{i+1} \omega_i \quad (2.10)$$

$$G_{a,\theta} = \sum_{i=1}^4 J_m \omega_{xb} (-1)^i \omega_i \quad (2.11)$$

$$G_{a,\psi} = 0 \quad (2.12)$$

2.2.4. Döner Kanatlı Hava Aracının Manevra Hareketleri

Döner kanatlı hava aracının hareketleri ve manevraları sahip olduğu motorlarının farklı itki değişimleriyle yapılmaktadırlar.

2.2.4.1. Pitch Hareketi

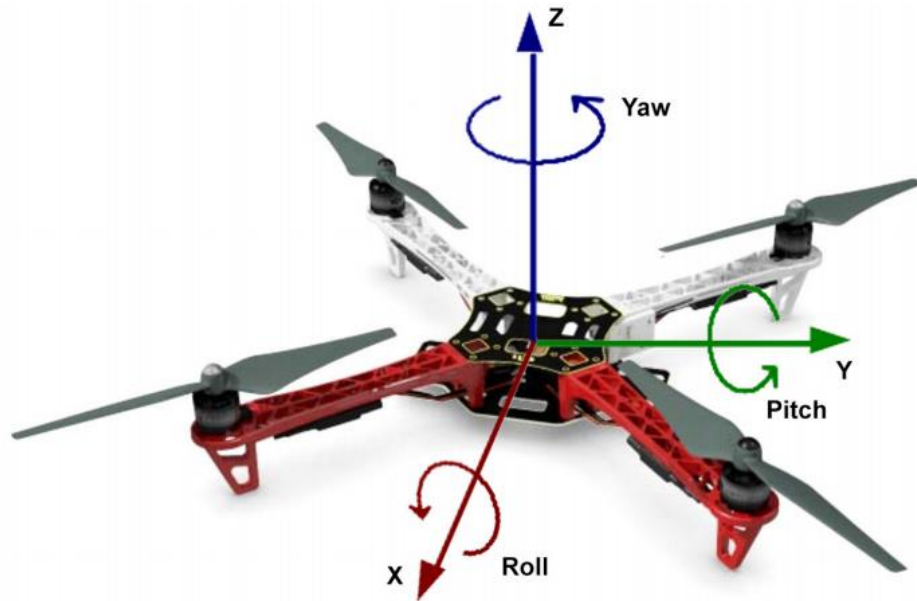
Döner kanatlı hava aracının pitch hareketini yapabilmesi için 'x' konfigürasyonlu döner kanatlı hava aracının Şekil 2.6.'da da gösterilen pitch eksen olan 'y' eksenindeki dengeleyici kuvvetlerin değişmesi gerekmektedir. Pitch hareketi döner kanatlı hava aracının ileri geri yönde hareket etmesi için yapılmaktadır. Döner kanatlı hava aracının öne hareket etmesi için hava aracının arkasındaki bulunan rotorların itkilerinin öndeki bulunan motorların itkilerinden fazla olması gerekmektedir. Bu durum sağlandığında burun aşağı pitch hareketi yapılarak ileri hareket sağlanmış olur. Geri hareketinin yapılabilmesi içinde bu rotor itkilerinin tam tersinin olması gerekmektedir.

2.2.4.2. Roll Hareketi

Döner kanatlı hava aracının roll hareketini yapabilmesi için Şekil 2.6.'da gösterilen roll eksenini olan 'x' eksenini boyunca hareket etmesi gerekmektedir. Roll ekseninde hareketler sağa ve sola dönüş hareketleri için kullanılmaktadır. Roll hareketinin yapılabilmesi için döner kanatlı hava aracının sağ ve sol tarafındaki motorların itkilerinin farklı olması gerekmektedir.

2.2.4.3. Yaw Hareketi

Döner kanatlı hava aracının yaw hareketi 'z' ekseninde yaptığı hareket olarak tanımlanmaktadır. Bu hareket döner kanatlı hava aracının istikamet yönünü değiştirmek amacıyla yapılmaktadır. 'x, y ve z' eksenlerinde herhangi bir hareketin olmadığı durumda döner kanatlı hava aracının bütün rotorları aynı hızda dönmektedir. Bilindiği üzere bulunan rotorlardan ikisi saat yönüne dönerken diğer ikisi saat yönünün tersinde dönmektedir. Eşit oranda saat yönünde dönen rotorların itkilerinin artırılması saat yönünde dönen rotorların itkilerinin azaltılmasıyla döner kanatlı hava aracının istikameti saat yönüne doğru dönerek değişime uğrar. Saat yönünün tersi bir istikamet değişikliği talep edildiğinde ise tam tersi işlemin yapılması gerekmektedir.



Şekil 2. 6. Hava aracının manevra eksenleri. [48]

2.3. Döner Kanatlı Hava Aracının Bileşenleri

Döner kanatlı hava aracının bileşenlerini oluştururken ne amaçla kullanılacağına göre seçimler yapmak gerekmektedir. Bu tezde rüzgar etkisi çalışıldığı için seçimler yapılırken döner kanatlı hava aracını daha kararlı yapacak seçimler yapılmalıdır. Bunun içinde bir uçuş kontrolcüsü ve otopilot sistemlerinin kullanılması gereklidir. Otopilot sisteminin kullanılmaması döner kanatlı hava aracının bu tez çalışması için önceden belirlenen otonom uçuş yörüngesinden saptırmasına sebep olacaktır ve verilen konum ile rüzgarın oluşturacağı bileşke kuvvetin yönünde hareket edecektir. Bu durumda döner kanatlı hava aracı verilen görevi yerine getiremeyecektir. Bu sebeple bu tez çalışmasında otopilot sistemleri ve uçuş kontrolcüsü kullanılacaktır.

Döner kanatlı hava aracı test edilecek rüzgarlarda kaza yaşamaması ve verimli sonuçlar alınabilmesi için seçimler çok önem arz etmektedir. Bu yüzden motor seçimi yapılırken biraz daha güçlü motorlar, düştüğü zaman kırılmayacak sağlam ancak ağırlıkta oluşturmayacak hafif ve otonom uçuş için gerekli olan malzemeleri ve pili taşıyabilecek alana sahip bir gövde tercih edilmelidir.

2.3.1. Döner Kanatlı Hava Aracının Gövdesi

Döner kanatlı hava aracının gövde seçimi yapılırken dayanıklı ve hafif olmasının yanı sıra birçok malzemeyi üzerine güvenli bir şekilde konumlandırılabilen yapıya da sahip olması beklenmektedir. Bu yüzden birçok vidalama için deliğe sahip olan F450 gövde kullanılmak için tercih edilmiştir. F450 gövde Şekil 2.7.'de gösterilmektedir.



Şekil 2. 7. F450 gövde.

F450 gövdenin boyutları tablo 2.1.'deki gibidir.

Tablo 2.1. F450 gövdenin boyutları

Genişlik	450 mm
Yükseklik	55 mm
Ağırlık	270 g

F450 gövde malzeme bakımından gevrek olmayan yani darbe aldığı anda kırılmayan polimer malzemelerden üretilmiştir. Rüzgar gibi kaza yapma ihtimali yüksek olan kötü hava şartlarındaki çalışmalarda kaza yaptıktan sonra hala sağlam kalabilme özelliğine sahip olduğu için tercih edilmektedir.

2.3.2. Döner Kanatlı Hava Aracının Motorları

Döner kanatlı hava aracı için kullanılan motorların seçiminde dikkat edilmesi gereken en önemli parametre güçlerinin taşıyacakları ağırlıklara yeterli olurken aynı zamanda bataryayı çabuk tüketmeyecek şekilde olmasıdır. Bu yüzden motor seçimi bütün bileşenlerin ağırlıklarının iyi hesaplanmasından sonra yapılmalıdır.

Döner kanatlı hava aracı için 4 adet DC fırçasız motor olan Şekil 2.8.'de gösterilmekte olan Emax XA2212 980Kv kullanılması uygun bulunmuştur. Kullanılan motorların yüksek devirlere çıkacağı düşünüldüğünde daha az ısınan ve aşınmaya daha az yatkın olan fırçasız motorların kullanılmasının daha sağlıklı olduğu görülmüştür. Emax XA 2212 980Kv fırçasız motorun bir tanesi 49 gram ağırlığa sahiptir. Maksimum itki kuvvetinde 880 gramlık taşıma kuvveti üretilmektedir. Dört motorun döner kanatlı hava aracı üzerinde taşıyabileceği maksimum ağırlık 3.52 kilograma tekabül etmektedir. Bu tez çalışması için tasarlanan hava aracının motorları seçilirken, bir diğer kriter olan yarım itkide askıda kalabilme özelliği dikkate alınmış ve oluşturulan hava aracı 1700 gram civarında olması sebebiyle bu motorların kullanımının optimal olduğu saptanmıştır.



Şekil 2. 8. Döner kanatlı hava aracının motoru.

Motorlar döner kanatlı hava aracına monte edildiklerinde motorların hangilerinin saat yönüne hangilerinin saat yönünün tersine dönmeleri gerektiği ayarlanmalıdır.

2.3.3. Döner Kanatlı Hava Aracının Pervaneleri

Bu tez çalışmasındaki testlerde 1045 plastik pervaneler kullanılmıştır. Bu pervanelerin özellikleri gerekli itkiyi sağlarken dönü hızının oluşturduğu kuvvetlere dayanıklı olmalarıdır. Hava aracının kaza yapma ihtimalinin bulunduğu rüzgarlı havalarda kullanılacağı göz önüne alındığında kullanılan bu plastik pervanenin kompozit gibi alternatiflerine karşı avantajı olumsuz durumlarda, kaza durumlarında veya pervanenin gevşek bağlanmasından kaynaklı pervane fırlamalarında ciddi yaralanmalara sebebiyet vermemesidir.

Pervanenin boyu 10 inç (25,4 cm)'tir. Pervanenin 1 tam turu tamamladığında aldığı yol yani hatvesi 4,5 inç (11,43 cm)'tir. Ağırlıkları ise yaklaşık 10,5 gramdır. Şekil 2.9.'da pervanelerin yanlarındaki içi delikli aparat farklı motor markalarının farklı çapta girişlere pervanelerin tam olarak oturmasında kullanılmaktadır. Pervanenin motora tam oturmaması durumunda pervane titreşerek yuvasından çıkabilmektedir. Bu durum hava aracının kaza yapmasına ve düşmesine sebep olacağı için doğru aparatın kullanılması önem arz etmektedir.



Şekil 2. 9. Döner kanatlı hava aracının pervaneleri.

Motorların teknik özelliklerinde bulunan maksimum itki değerleri pervanelere göre değişiklik göstermektedir. Bu sebeple talep edilen itkiye göre pervane seçimi yapılmaz. Pervane seçiminde bir diğer kriter ise kullanılacak gövde boyutlarıdır. Eğer ki pervane boyutları kullanılacak gövdenin boyutlarını aşarsa motorlara güç verildiğinde

denemeler pervanelerin birbirleriyle çarpışmasıyla sonuçlanacaktır. Bu sebeple döner kanatlı hava aracının ağırlığı, gövdesi ve motorların itki kuvvetleri birlikte göz önüne alınarak kullanılması gereken pervane seçimi yapılmalıdır. Bu tez çalışmasında F450 gövdeye uygun, ağırlığı taşıyabilecek itkiyi üretmeyi sağlayacak 1045 pervane kullanılmıştır.

2.3.4. Elektronik Hız Kontrol Sürücü Devresi

Döner kanatlı hava aracının bu bileşeni motorların senkronize bir şekilde hareket etmelerini sağlamaktadır. Döner kanatlı hava aracının yükselip alçalma hareketlerinde veya manevra hareketlerinde hangi motorun ne kadar dönmesi gerektiği ayarlamakla görevli devredir. Bu sayede döner kanatlı hava aracı kontrollü ve dengeli bir şekilde görevlerini yerine getirmektedir.

Bu hız kontrol sürücü devresi hangi motorun saat yönünde hangi motorun saat yönünün tersine döneceğinin belirlenmesinde kullanılmaktadır. Elektronik hız kontrol sürücüsünün motora giden üç kablosunun bağlantı yerlerini değişmesiyle motorların dönüş yönleri ayarlanabilmektedir.

Bu tezde sürekli 30 amper çekebilecek potansiyele sahip 4 adet Emax 30A ESC fırçasız motor hız kontrol sürücü devresi kullanılmıştır. 68mmx25mmx8mm ebatlara ve bir tanesi için 37 grama sahip olan elektronik hız kontrol devresi çekeceği akım, ebat ve ağırlık açısından tezimiz için yeterlilik ve uygunluk şartlarını yerine getirmede başarılı olmuştur. Şekil 2.10.'da hava aracı için kullanılan Emax marka ESC hız kontrol sürücü devresi gösterilmiştir.



Şekil 2. 10. Döner kanatlı hava aracının hız kontrol sürücü devresi.

2.3.5. Döner Kanatlı Hava Aracının Bataryası

Döner kanatlı hava aracının sahip olduğu ağırlığından dolayı kullanılan yüksek akım çeken motorları besleyebilmesi için yüksek enerjili pillerin kullanılması gerekmektedir. Ancak yüksek enerjinin yanı sıra kullanılacak olan bataryanın hafif olması da önem arz etmektedir. Bu sebeple yüksek enerji yoğunluğuna sahip olan ve sahip olduğu enerjiye göre ebatları bakımından ve ağırlığı çok makul sayılabilecek Lityum-Polimer (Lithium-Polymer, Li-Po) pil tercih edilmiştir.

Li-Po piller son zamanlarda birçok taşınabilir elektronik aletlerde ve yüksek güç isteyen alanlarda kullanılmaktadırlar. Bu alanlardan biri de model uçak yapımıdır. Model uçağın ağırlığına göre kapasitesi ve hücre sayısı belirlenmelidir.

Bu tez çalışmasında döner kanatlı hava aracına enerji kaynağı olması için yeniden şarj edilebilir 3 hücreye sahip 6200 mah kapasiteli 11.1V 30C Li-Po batarya kullanılmıştır. Her bir hücresi 3.7 V gerilim üretmektedir. Kullanılan bataryanın boyutları 158mm x 51mm x 25mm olmakla beraber 432 gram ağırlığa sahiptir. Şekil 2.11.'de döner kanatlı hava aracı için kullanılacak Li-Po batarya gösterilmektedir.



Şekil 2. 11. Döner kanatlı hava aracının Li-Po bataryası.

Li-Po Bataryaların en önemli özellikleri içerisindeki hücrelerin aynı anda dengeli bir deşarj olmalarıdır. Bu Li-Po bataryalarla çalışan kişilerin güvenliği açısından ve bataryanın ömrü açısından çok önemlidir. Bu sebeple Li-Po bataryalar sadece özel

CC/CV şarj etme adlı bir sistemi kullanarak şarj edilmelidirler. Şarj edilmeleri bittiğinde ise hücreler arasında voltaj farkı olmamalıdır ve Li-Po bataryalar tamamen deşarj olmadan şarj edilmelidirler. Aksi takdirde kullanılan bataryanın ömrü azalacaktır. Li-Po bataryaları şarj etmek için kullanılan şarj aleti Şekil 2.12.'de gösterilmektedir.



Şekil 2. 12. Li-Po bataryaların özel şarj cihazı.

Li-Po bataryalar tamamen deşarj edilmemelidirler. Bu çalışmada kullanılan 3.7V Li-Po batarya için kritik değer 3.4V'dur. Tamamen şarj edildiklerinde okunan değer 4.2V'dur. Kritik değerın altında kullanılmaya devam edilen Li-Po bataryaların ömürleri çok uzun olmamaktadır. Li-Po piller ayrıca uzun süre şarj edilmezlerse kimyasal yapıları bozulmaktadır. Bu sebeple en az 3 ayda bir şarj-deşarj işlemi uygulanmalıdır.

Li-Po bataryaları çok sıcak ortamlarda çalıştırmak bataryanın ömrünü kısaltır. Her zaman oda sıcaklığında saklanması gerekmektedir. Bilinenin aksine Li-Po bataryalar soğuk ortamlarda çalışmaya uygun değildirler. Bu yüzden -10°C 'nin altında çalıştırılmamalıdır. Li-Po bataryalar kesinlikle kısa devre yaptırılmamalıdır ve delici aletlerle hasar verilmemelidirler. Bu durum yangıcılığı yüksek olan bu tür pillerin patlamasına, hava aracının yanmasına ve çevresindeki insanlara zarar vermesine sebep olabilmektedir.

2.3.6. Döner kanatlı hava aracının uçuş kontrolcüsü

Döner kanatlı hava aracının güvenli bir şekilde kumanda ile veya otonom uçuşmasını sağlayan, sahip olduğu sensörler sayesinde döner kanatlı hava aracının kararlılığını sağlayan devre elemanıdır. Döner kanatlı hava aracının uzaktan kumanda edilirken aldığı sinyalleri motorlara ileten, otonom uçuş için programlamanın yapılmasını da bu kontrolcü üstlenmektedir. Kötü hava şartlarında dışarıdan gelen istenmeyen kuvvetleri içinde bulundurduğu PID sistemleri ile sönmüleyebilmesi sayesinde bu uçuş kontrolcüsü hava aracına kararlılık sağlamaktadır. Bu tezde uçuş kontrolcüsü olarak Holybro Pixhawk 4 modeli kullanılmıştır.

Güç kartı ve GPS modülü ile Şekil 2.13.'de gösterilen Pixhawk Holybro 4 modeli 15,8g ağırlığına sahiptir. Bu bölüme ve Pixhawk Holybro 4 otopilot sistemine ait detaylı bilgi Bölüm 3'te Otopilot konu başlığı altında verilmektedir.



Şekil 2. 13. Döner kanatlı hava aracının uçuş kontrolcüsü.

3. BÖLÜM

DÖNER KANATLI HAVA ARACINDA KULLANILAN OTOPİLOT

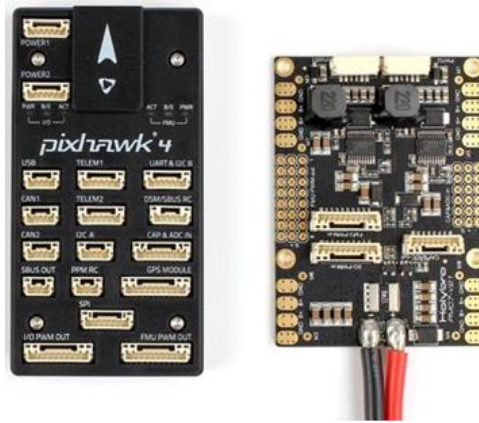
3.1. Tanım

Otopilot hava araçlarında uçuş için gerekli olan işlerde hava aracını kontrolü için destek sağlayan sistemlerdir. Döner kanatlı hava araçlarında otopilot sistemlerinin kullanılma amacı döner kanatlı hava aracının kontrolünü kolaylaştırmaktır. Kumanda ile kontrol edilen döner kanatlı hava araçlarında kontrol eden kişinin sadece yapacağı işe odaklanmasını sağlayarak uçuşun kararlılığı için gereken küçük trim hareketlerini otopilot sistemi üstlenmektedir. Örneğin bir keşif amaçlı izleme yapan döner kanatlı hava aracının havada sabit kalma işlemi bir kişi tarafından kumanda ile çok zor ve yorucu olmaktadır. Otopilot sistemleri sayesinde döner kanatlı hava aracı havada sabit kalarak uçuşma işlemini yapan kişiye bu konuda destek olmaktadır. Bu durum döner kanatlı hava aracını uçuran kişinin asıl amacına daha fazla odaklanmasına olanak sağlamaktadır. Otopilot sistemi sadece yükseklik kontrolü veya sabit kalma kontrolü gibi desteklerinin yanı sıra önceden belirlenen rotada ve görevlerde otonom uçuş desteği de sağlamaktadır.

3.2. Holybro Pixhawk 4 Otopilot Sistemi

Pixhawk otopilot sistemleri açık kaynak bir sistem olarak çalışmalarda kullanılmaktadır [49]. Açık kaynak olması isteyen herkesin üzerinde işlemler yaparak otopilot sistemini geliştirebilir olması anlamına gelmektedir.

Holybro Pixhawk 4 modeli bu otopilot sistemlerinin diğer modellerine göre gelişmiş ve daha hızlı olan modeli olarak sunulmaktadır. Holybro Pixhawk 4 bir adet güç için taşıyıcı kartıyla birlikte kullanılmaktadır. Şekil 3.1.'de uçuş kontrolcüsü ve güç kartı gösterilmektedir. Yapılan bu tez çalışmasında bu otopilot sistemi tercih edilmektedir.



Şekil 3. 1. Holybro Pixhawk 4 otopilot sistemi.

Holybro Pixhawk 4 uçuş kontrolcüsü içerisinde birçok sensör barındırmaktadır. Bu sensörler ile birlikte uçuşun daha kararlı olması sağlanmaktadır.

3.2.1. Holybro Pixhawk 4 Uçuş Kontrolcüsünde Kullanılan Jiroskop ve İvmeölçer

Holybro Pixhawk 4 otopilot sistemi içerisinde jiroskop ve ivmeölçer bulunan 2 adet modül kullanılmaktadır. Bu iki farklı ivmeölçerin görevi hava aracındaki kuvvetin değişikliğini anlayabilmektir. Hava aracına dışardan veya kullanıcı tarafından gelecek kuvvet değişimi komutunu algılamak ivmeölçerin görevidir. Bulunan 2 jiroskop sensörleri ise klasik jiroskop gibi uçağın 3 eksen boyunca yaptığı açısal değişimleri ölçebilmektedir.

Uçuş kontrolcüsünün içerisinde bulunan bu modüllerden birisi ICM-20689 modülüdür. İçerisinde 3 eksende ölçüm yapabilen jiroskop, 3 eksende ölçüm yapabilen ivmeölçer ve dijital hareket işlemcisi bulunan, 4x4x0.9mm boyutlarında bir modüldür ve Şekil 3.2.'de gösterilmektedir.



Şekil 3. 2. ICM-20689 ivmeölçer modülü.

Bir diğerk mevcut model ise BMI055 koduna sahip bir modüldür. Bu modül 6 eksen de atalet ölçü birimine sahip 3 eksen de 12 bit ivmeölçere, 3 eksen de 16 bit jiroskopa sahip bir modüldür. 3x4,5x0,95mm boyutlarında sahiptir ve Şekil 3.3.'de gösterilmektedir.



Şekil 3. 3. BMI 055 atalet ölçüm modülü.

Bu sensörler sayesinde hava aracındaki en ufak ekselel değışimler, titreşim veya dışarıdan gelen kuvvetler algılanabilmektedir.

3.2.2. Holybro Pixhawk 4 Uçuş Kontrolcüsünde Kullanılan Manyetometre

Manyetometre ortamdaki demir cevheri yoğunluğuna göre ortamın manyetik yoğunluğunu ölçmeye yarayan bir araçtır. Bu manyetik alan ölçüm cihazı aynı zamanda dünyanın manyetik alanını ölçmek içinde kullanılmaktadır. Bu sayede uçuş kontrolcüsünün GPS sinyalleri için gerekli olan dünya eksenine göre yön bilgisi bu manyetometre sayesinde alınmaktadır.

Bu çalışmada kullanılan uçuş kontrolcüsü Holybro Pixhawk 4'ün GPS modülüne gömülü olan IST8310 manyetometre kullanılmıştır. Bu manyetometre Anizotropik Manyeto Direnç (Anisotropic Magneto Resistance, AMR) teknolojisini kullanmaktadır. Bu teknoloji sayesinde yüksek kesinlik bilgisi sunmaktadırlar ve çevrelerindeki yüksek akım kaynaklarına maruz kaldıklarında yeniden kalibre edilmeye ihtiyaç duymamaktadırlar.

3.2.3. Holybro Pixhawk 4 Uçuş Kontrolcüsünde Kullanılan Barometre

Barometre atmosfer basıncını ölçmek için kullanılan bir cihazdır. Atmosfer basıncını ölçerek hava aracının deniz seviyesinden ne kadar yüksekte olduğu belirlenmektedir.

Tez Çalışması için kullanılan Holybro Pixhawk 4 uçuş kontrolcüsü MS5611 model barometre kullanmaktadır. 5x3x1mm boyutlarına sahip olan bu barometre modülü yüksek kesinlik bilgisi sunmaktadır. Şekil 3.4.'de MS5611 barometre modülü gösterilmektedir.



Şekil 3. 4. MS5611 barometre modülü.

Bu barometreye sahip olan uçuş kontrolcüsü ile yapılacak olan uçuşlardan önce yapılması gereken bir kalibrasyon işlemi mevcuttur. Çalışma prensibi gereği bu barometre modülü deniz seviyesine göre yüksekliği ölçtüğü için hava aracının yerdeki konumuna göre kalibrasyonu yapılmalıdır. Bu kalibrasyon sayesinde hava aracı deniz seviyesine göre belirli bir yükseltiye sahip olan yer seviyesini tanıyarak yükselti hesaplaması gerçekleştirilmektedir.

3.2.4. Holybro Pixhawk 4 Uçuş Kontrolcüsünde Kullanılan GPS

İngilizcesi Global Positioning System olan ve GPS şeklinde kısaltılmış hali yaygın olarak bilinen Küresel Konumlama Sistemi dünyanın eksenine yerleştirilmiş 21 uyduyu kullanarak konum bilgisi sağlamaktadır. Bu 21 aktif uyduya ek 3 adet yedek aktif olmayan GPS uydusu bulunmaktadır. Konum tespiti yapılabilmesi için bu uydulardan en az 4 tanesinden sinyal alınması gerekmektedir. Bu sebeple bu uydular dünyadan 20.200 km uzaklıkta yüksek yörünge adı verilen yörüngeye konumlandırılmışlardır ve 12 saatte 1 tam tur atmaktadırlar. Bu sayede dünyanın herhangi bir noktasına en az 4 uydusu ile hizmetlerini sürdürebilmektedirler.

GPS sinyalleri enerjileri çok düşük 2 farklı radyo frekansında dalgalar yaymaktadırlar. Bu dalgalardan birisi ABD ordusunun kullanımında olan diğeri ise sivil kullanım içindir. GPS uyduları gönderdikleri sinyali geri alarak ve uydularda bulunan atom saatleri ile sinyalin gidip gelme hızından uzaklığı tespit etmektedirler. Bu şekilde 4 uydudan alınan uzaklıkların kesişim noktası 3 boyutlu ekseninde konumu talep edilen nesnenin konumunu vermektedir.

GPS sinyalleri çok düşük enerjilerde sinyal yaydıkları için kapalı alanlarda, ağaçlık alanlarda, yeraltında ve binaların bulunduğu şehir yerleşkelerinde çok verimli çalışmazlar. GPS sinyallerinin alınabilmesi ve kesin sonuçlar için açık araziler gerekmektedir.

Amerika Birleşik Devletleri'nin ürettiği ve geliştirdiği GPS sisteminin benzerleri diğer dünya ülkeleri tarafından da zamanla yapılmıştır. Çin 2000 yılında BeiDou 1 ve BeiDou 2 konum servisi hizmetleri üzerinde çalışmışlardır. Benzer şekilde Rusya devletinin geliştirdiği Küresel Navigasyon Uydu Sistemi (Globalnaya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema, GLONASS) konum servisi de bu amaçla kullanılmaktadır. Bu konum servislerine ek olarak Avrupa Devletlerinin geliştirdikleri Galileo, Japonya'nın geliştirdiği Quasi-Zenith Uydu Sistemi (Quasi-Zenith Satellite System, QZSS) dünyada kullanılan diğer konumlandırma servislerindendir.

Bu konumlandırma sistemleri havacılıkta kullanılan seyrüsefer sistemlerinin en önemli bileşenidir. Bu tez çalışmasında da konumlandırma servislerinden yararlanılmaktadır. Çalışılan döner kanatlı hava aracının otonom uçuşunda konum servislerinde faydalanılmaktadır.

Döner kanatlı hava aracında kullanılan uçuş kontrolcüsü Holybro Pixhawk 4 Şekil 3.5.'de gösterilmekte olan GPS sistemini kullanmaktadır.



Şekil 3. 5. Holybro Pixhawk 4 GPS Modülü.

Bu modül döner kanatlı hava aracına monte edilirken uçuş kontrolcüsü ile arasında belli bir miktar mesafe olması gerekmektedir. Elektrik akımı radyo sinyallerini ve içerisindeki pusulanın doğru veri almasını engelleyebilmektedir.

Holybro Pixhawk 4 uçuş kontrolcüsünün kullandığı bu konumlandırmama modülü Küresel Seyrüsefer Uydu Sistemleri olan GPS, GLONASS, Galileo, BeiDou, QZSS ve Uydu tabanlı Güçlendirici Sistemler (Satellite-based Augmentation Systems, SBAS) uydularını ve konum alma servislerini kullanmaktadır. Bu konum servislerini ortak kullanması konum bilgisinin kesinliğini arttırmaktadır. Holybro Pixhawk 4 uçuş kontrolcüsünün kullandığı konum belirleme sisteminde ayrıca Gerçek Zaman Hareketi (Real Time Kinematic, RTK) isimli alıcıları kullanılmaktadır. Bu alıcılar konumun doğruluğunu santimetre seviyelerine kadar yükseltmektedir.

Bu GPS modülünün sahip olduğu boyutlar 25x25x4mm şeklindedir ve 32 gram ağırlığındadır. Bu GPS modülü Ublox Neo-M8N olarak adlandırılmaktadır.

3.3. PID Kontrolcü

Günümüzde birçok farklı alanda kullanılmakta olan PID kontrolcü bir geri besleme denetleyicisi yöntemidir ve aynı zamanda bir kapalı devre kontrolcüsüdür. PID ismi algoritmayı oluşturan katsayıların baş harflerinden gelmektedir. İngilizce proportional, integral ve derivative kelimelerinin kısaltılmasıdır.

PID kontrolcüsünün çalışma prensibi çıkan sinyal ile setpoint diye adlandırılan giriş sinyali arasındaki farkı bir sensör yardımıyla ölçerek, bu hata sinyalini büyüterek sisteme ekleyerek çıkış sinyalini setpoint sinyaline ayarlamaktır. Bunun için oransal, integral ve türevsel katsayılar kullanılmaktadır.

Oransal katsayı hata sinyalini katsayıyla çarparak giriş sinyaline eklemektedir. Hata sinyali her işlemde azalacağı için tek başına oransal katsayıyı kullanmak bir süre sonra yetersiz gelecektir ve sadece oransal katsayıyı kullanmak çıkış sinyaline yaklaştırır ancak tam değeri vermez. Bu sebepten dolayı integral katsayı kullanılmaktadır ve hata sinyali bu işlemde toplanmaktadır. Türev ise sinyalin değere çok hızlı ulaşacağını düşünerek hata sinyalinin değerini eksiltmeye yönelik katkı sağlamaktadır. Bir başka ifade ile türevsel katsayı kontrolcü algoritmasının sinyali istenilen değere götürürken yavaş yavaş gitmesine ve o değere yaklaştığında bir nevi fren yaptırmasını sağlamaktır.

Şekil 3.6.'da gösterildiği gibi PID çıkış sinyalinden aldığı değeri giriş sinyalinden çıkararak alınan sinyal değerini tekrar sisteme vererek istenilen değere ulaşma sistemidir. PID sisteminde kullanılan formüldeki ifadeler şu şekildedir.

K_p = Oransal Katsayı

K_i = İntegral Katsayı

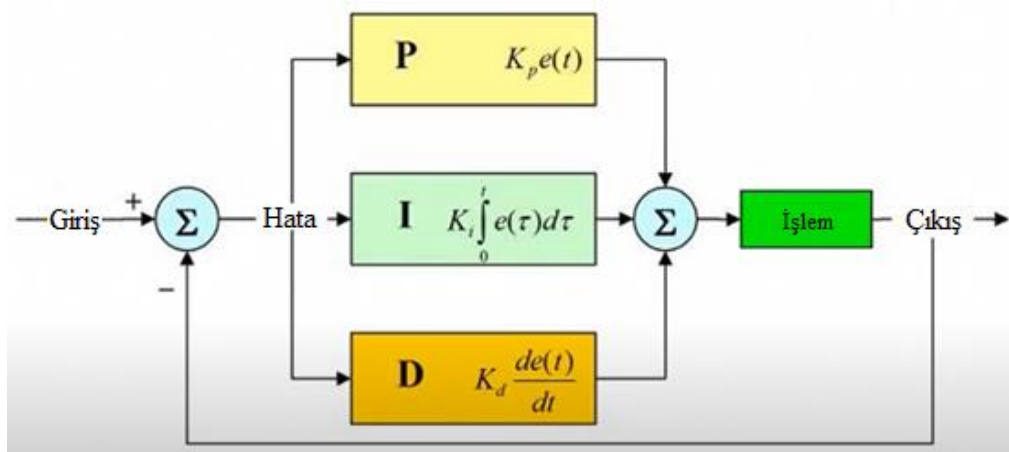
K_d = Türevsel Katsayı

$e(t)$ = Hata Sinyali

Bu ifadeleri kullanarak aşağıdaki formül elde edilmektedir.

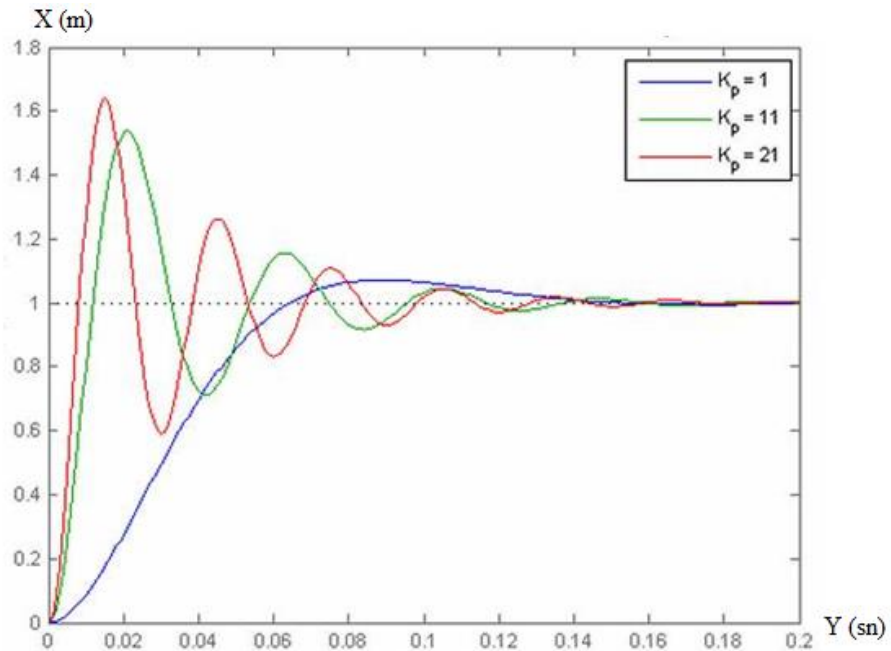
$E(t)$ = çıkış sinyali – giriş sinyali

$$\text{Çıkış sinyali} = K_p * e(t) + K_i * \int e(t)dt + K_d * \frac{d}{dt}e(t)$$



Şekil 3. 6. PID devre çevrimi.

PID kontrolcüsünün kullanım alanına göre bu formüldeki katsayılar üzerinde yapılacak olan değişimler sistemlerin hedefe ne kadar hızlı gitmesi veya ne kadar salınım payı olacağına göre ayarlanabilmektedir. Ancak bu değerlerin iyi ayarlanması gerekmektedir. K_p değerinde yapılacak olan fazla değer Şekil 3.7.'de de gösterilen pozisyon-zaman grafiğindeki gibi osilasyon yapmasına neden olacaktır ve istenilen değeri aşağı yukarı istenmeyen değer aşımalarına sebep olacaktır. Bu sebeple K_p katsayısını biraz daha küçük tutarak ve K_i katsayısını ve K_d katsayısını devreye alarak grafiğin optimum seviyelere gelmesi sağlanır.



Şekil 3. 7. Farklı oransal katsayı değerlerinde sinyal grafiği.

PID kontrolcüsü havacılıkta ve hava aracıyla yapılan çalışmalarda sıklıkla kullanılmaktadır [50-52]. Hava araçlarında istenilen güvenlik ve kararlılığın sağlanmasında PID kontrolcüsünün çok faydaları olmaktadır. Bir hava aracının roll, pitch ve yaw hareketlerinde verilen hareket komutuna uyması ve yapılan hareketin açısının kritik olduğu stall açısı gibi durumlar göz önünde bulundurulduğunda PID kontrolcüsünün önemi daha iyi anlaşılmaktadır.

PID kontrolcü hava aracının yaptığı hareketlerin yanı sıra dışarıdan gelecek istenmeyen müdahalelerde de bir hata sinyali üreterek kısa sürede hava aracının istediğimiz eski pozisyonuna dönmesini sağlamaktadır. Ayrıca PID kontrolcüsü sistemi her an denetlemektedir. Bu sayede anlık bozulmalarda ve hava aracı üzerindeki kuvvet değişimlerini algılayarak düzeltici tepkiler vermektedir.

Bu tez çalışmasında hava aracının kontrolünü sağlayan Holybro Pixhawk 4 uçuş kontrolcüsü PID kontrolcü kullanılmaktadır.

4. BÖLÜM

DÖNER KANATLI HAVA ARACININ UÇUŞU VE RÜZGAR TESTLERİ

4.1. Döner Kanatlı Hava Aracının Uçuşu

Çalışmalarda kullanılan döner kanatlı hava aracının uçuşu için döner kanatlı hava aracında kullanılan Pixhawk uçuş kontrolcüsü ile uyumlu çalışabilen Q Ground Control uygulaması kullanılmıştır. Bu uygulama aracılığı ile döner kanatlı hava aracına gitmesi gereken rota bilgisi, yükseklik bilgisi önceden planlanabilmektedir. Bu planlamaların yanı sıra çevredeki ağaç, ev, direk gibi döner kanatlı hava aracının uçuşunu tehlikeye düşürebilecek unsurların da bilgileri girilebilmektedir. Ayrıca döner kanatlı hava aracı ile bilgisayar arasına bağlanan bir telemetri alıcı-vericisi sayesinde uçuş anında da komutlar verilebilmektedir. Örneğin döner kanatlı hava aracı belirlenen bir rotada görevini yaparken kritik bir pil uyarısı gelebilir ve döner kanatlı hava aracının pilinin görevi tamamlayacak sağlıklı ömrü kalmamış olabilir ve böyle bir durumda acil iniş yapmak gerekebilir. Q Ground Control uygulaması o anda bulunduğu konuma döner kanatlı hava aracının inmesi için gerekli komutu sağlamada yardımcı olmaktadır.

Döner kanatlı hava aracının uçuşu için gerekli bilgileri sağlayan yer istasyonunun yanı sıra uçuşu gerçekleştirecek olan döner kanatlı hava aracı üzerinde takılı olan Pixhawk uçuş kontrolcüsü bulunmaktadır. Bu kontrolcü üzerinde bulunan sensörlerle döner kanatlı hava aracına verilen konum ve yükseklik bilgileri dahilinde döner kanatlı hava aracını kontrol etmektedir.

Döner kanatlı hava aracında kullanılan Pixhawk uçuş kontrolcüsü sahip olduğu bir hafıza kartına yaptığı uçuşun tüm verilerini kaydetmektedir. Döner kanatlı hava aracının dünya üzerinde hangi konumda olduğu, ne kadar yüksekliğe sahip olduğu, hızı, yaptığı titreşimi gibi birçok parametreyi anlık olarak kodlayarak veri sunmaktadır. Bu veriler özel programlar ile grafik haline getirilebilmektedir.

Rüzgar testlerinin döner kanatlı hava aracına uygulanması için belirlenen bir rotada uçuşu gerekmektedir. Manuel uçuşlarda döner kanatlı hava aracının bir düz çizgi üzerinde gitmesini ayarlamak pek mümkün olmamaktadır. Ayrıca otomatik uçuş modu seçildiğinde döner kanatlı hava aracı verilen koordinatlara sadık kalmaya çalışarak, içinde bulundurduğu PID algoritmaları sayesinde dışardan gelen müdahalelerin tersine hareket ederek döner kanatlı hava aracını önceden ayarlanan rotada gitmesi yönünde zorlamaktadır. Bu çalışmada da döner kanatlı hava aracı dışarıdan bir müdahale olarak farklı şiddetlerdeki rüzgara maruz kalacaktır ve rüzgar döner kanatlı hava aracını rotasından çıkarmak isteyecektir. Uçuş kontrolcüsünün içerisinde bulunan hafıza kartına bu istenmeyen durum kaydedilmektedir ve farklı şiddetlerdeki bu rüzgarların oluşturduğu etkiler bu tezde incelenmektedir.

4.2. Döner Kanatlı Hava Aracının Rüzgar Testleri

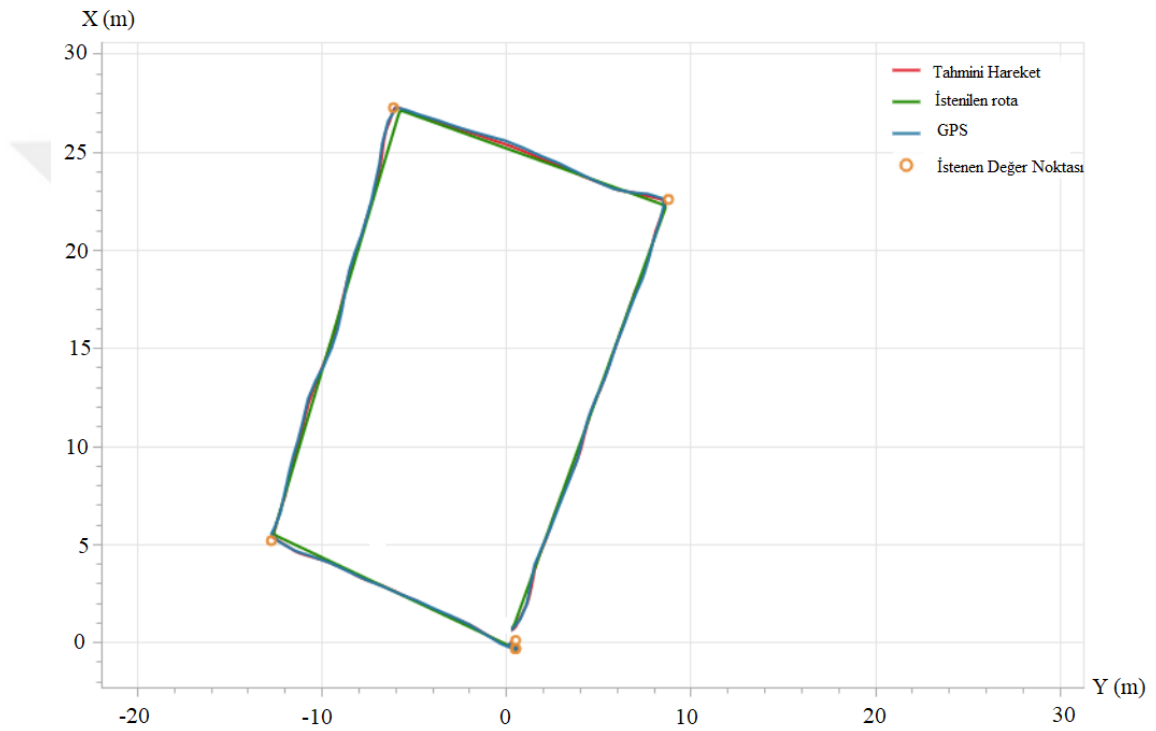
Bu tez çalışmasında rüzgarın etkilerinin incelenmesi için döner kanatlı hava aracına üç farklı rotalı görevler tayin edilmiştir. Bu rotalar kare ve dikdörtgenden oluşan dörtgen formasyonlu, elmas formasyonlu, çokgen formasyonlu olarak belirlenmiştir. Bu farklı rotaların belirlenmesinin sebebi, döner kanatlı hava aracının farklı taraflarına ve her ekseninde rüzgara maruz bırakarak her yönüyle rüzgarı incelemek ve döner kanatlı hava aracını rüzgar altında zorlamak olmuştur. Döner kanatlı hava aracının bütün testleri yaklaşık aynı sıcaklık şartlarında ve aynı yükseklikte yapılmıştır. Aynı formasyonlarda rüzgar haricinde diğer etki edebilecek unsurların sabit tutulması hedeflenmiştir.

4.2.1. Dörtgen Formasyonlu Rotada Döner Kanatlı Hava Aracının Rüzgar Testleri

Bu formasyon testlerinde döner kanatlı hava aracına kare şekline ve dikdörtgen şekline benzer rotalarda otonom uçuş talimatı verilmiştir. Öncelikle rüzgarsız havalarda dörtgen formasyonlu rotada döner kanatlı hava aracının otonom uçuşları gerçekleştirilmiştir. Döner kanatlı hava aracının verilen koordinatlarda gidip gitmediği test edilmiştir. Rüzgarsız havalarda yapılan testlerde döner kanatlı hava aracının verilen rotayı aynen takip ettiği gözlemlenmiştir. Döner kanatlı hava aracının rüzgarsız havada yüksek doğrulukta başarılı olması hava aracının sensörlerinin ve GPS modülünün bir hata üretmediği anlamına gelmekte olduğu anlaşılmıştır ve döner kanatlı hava aracındaki sapmaların sadece rüzgardan kaynaklı olması sağlanmıştır.

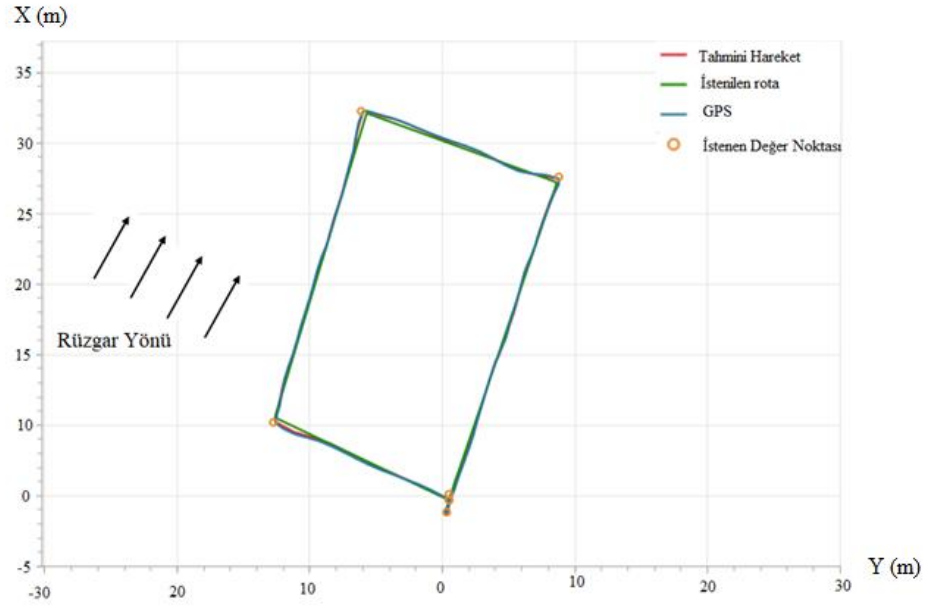
Döner kanatlı hava aracının rotasını gösteren şekillerdeki grafikteki X-Y eksenini 2 boyutlu dünya düzlemindeki hareketi temsil etmektedir.

Şekil 4.1.'de gösterilen yeşil çizgi döner kanatlı hava aracının belirlenen rotasını belirtmektedir. Kırmızı çizgi ise hava aracının uçuş anında gittiği yolu ifade etmektedir. Grafikten de anlaşılacağı gibi döner kanatlı hava aracı verilen rotada sapma olmadan ilerlemiştir.



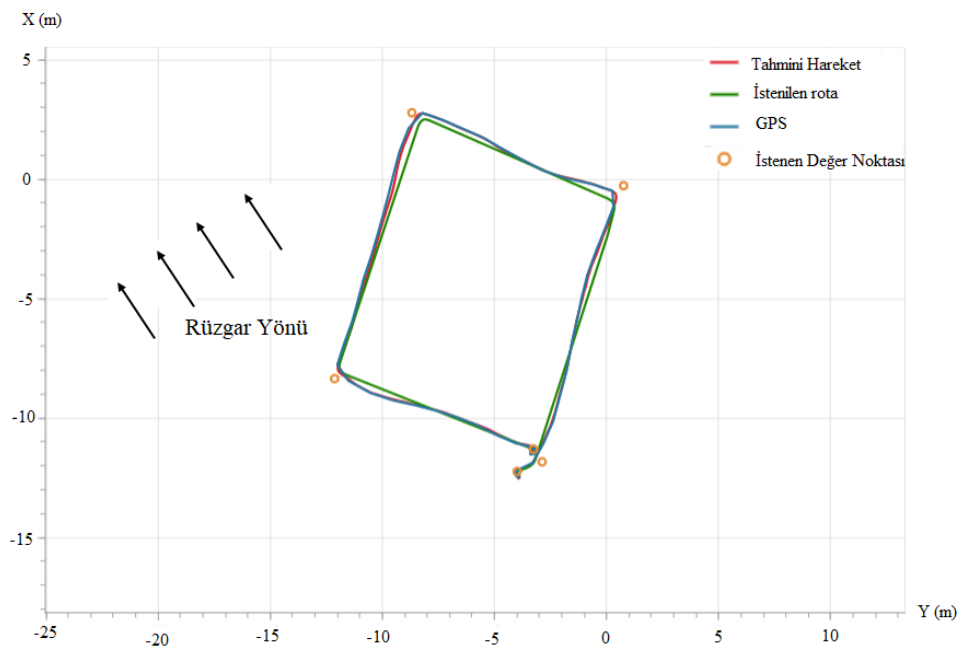
Şekil 4. 1. Rüzgar hızı 0 km/sa 'de döner kanatlı hava aracının rotası.

Döner kanatlı hava aracı rüzgarsız uçuş testlerinden sonra farklı hızlarda ve yönlerde birçok rüzgara maruz bırakılmıştır. Şekil 4.2.'de gösterildiği gibi döner kanatlı hava aracı hareketine başladığı noktadan belirli bir mesafe rüzgarı arkasına alarak devam etmiştir ve bu süre içerisinde döner kanatlı hava aracının rotasında herhangi bir sapma olmadığı tespit edilmiştir. Ancak döner kanatlı hava aracının yönünün değiştiği ilk turuncu yuvarlak işaretlerle gösterilmiş olan istenilen değer noktalardan sonra yanal rüzgara maruz kaldığı görülmüştür. Bu yanal rüzgarın etkisiyle birlikte döner kanatlı hava aracının rotasında sapmalar gözlemlenmiştir. Bu sapmalar hesaplandığında 17 cm'ye kadar olduğu gözlemlenmiştir.



Şekil 4. 2. Rüzgar hızı 1 km/sa' de döner kanatlı hava aracının rotası.

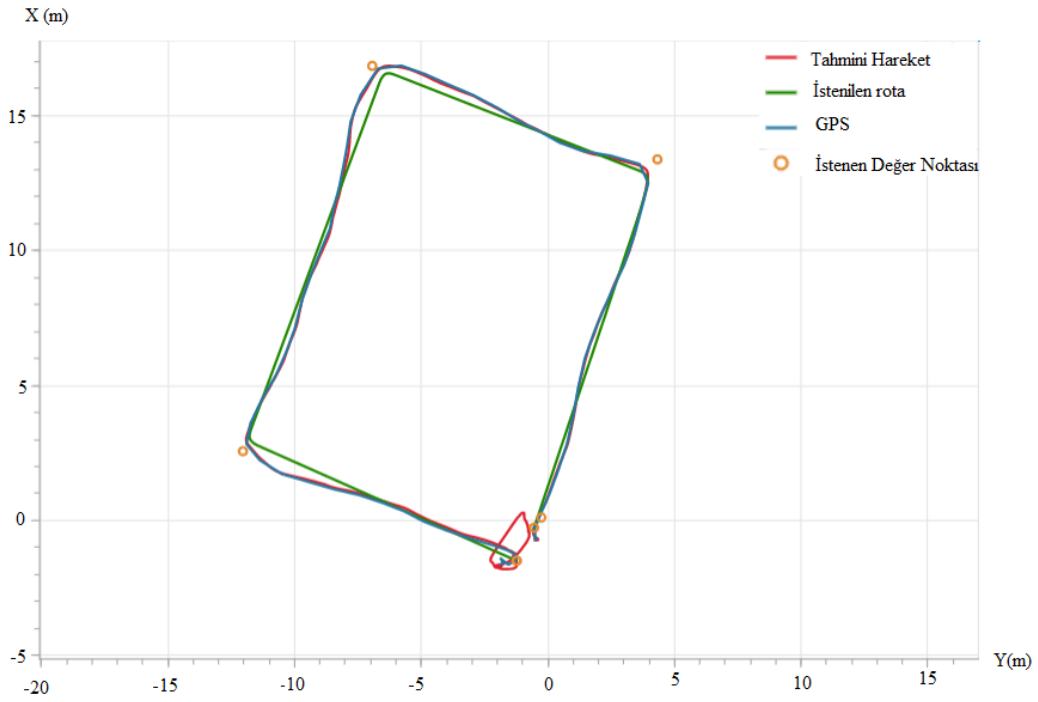
Şekil 4.3.'de görüldüğü gibi rüzgar hızının artmasıyla ve rüzgarın döner kanatlı hava aracına etki ettiği yönünün değişmesiyle birlikte döner kanatlı hava aracının rotasında ciddi sapmalar gözlemlenmiştir. Bu sapmaların 45 cm'ye kadar olduğu gözlemlenmiştir. Özellikle hava aracının başlangıç noktasından sonraki yönünün değiştiği ikinci noktada rüzgarın etkileri çok net bir şekilde görülmektedir.



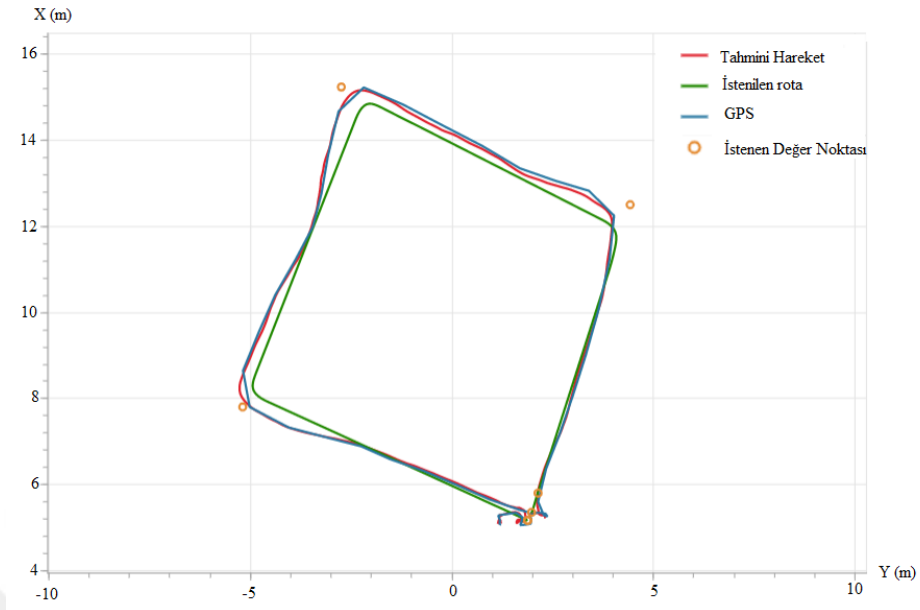
Şekil 4. 3. Rüzgar hızı 4 km/sa' de döner kanatlı hava aracının rotası.

Yapılan uçuş testinde, uçuş boyunca, düz bir şekilde gidebilmek için yaptığı pitch hareketinin yanı sıra, çapraz bir şekilde rüzgara maruz kaldığı için ve aracı rotasını koruyabilmek için döner kanatlı hava aracının sürekli roll hareketi yapmasının gerektiği gözlemlenmiştir. Bu durum ise döner kanatlı hava aracının bataryasının kısa sürede tükenmesine sebebiyet verdiği ortaya çıkmıştır.

Çoğu zaman rüzgar sabit bir yönden ve sabit hızlarda esmemektedir. Rüzgarın sürekli yönünün değişmesi döner kanatlı hava araçları için ciddi sorunlar oluşturabilmektedir. Şekil 4.4. ve Şekil 4.5.'de sürekli değişen rüzgarın döner kanatlı hava aracının rotasında sebebiyet verdiği etkiler görülmektedir. Şekil 4.4.'de döner kanatlı hava aracının 50 cm'ye kadar ve Şekil 4.5.'de ise 65 cm'ye kadar sapmaya sebep olduğu görülmüştür.



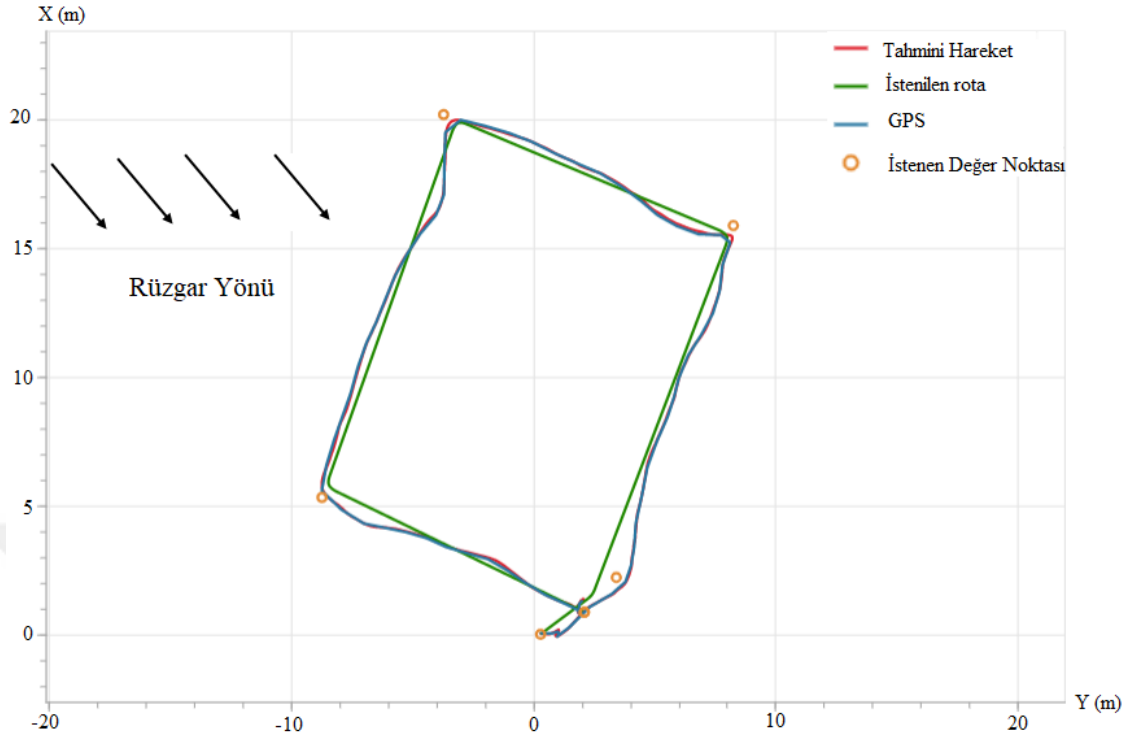
Şekil 4. 4. Rüzgar hızı 7km/sa'de ve yönü değişken olan rüzgarda döner kanatlı hava aracının rotası.



Şekil 4. 5. Rüzgar hızı 9,5 km/sa'de ve yönü değişken olan rüzgarda döner kanatlı hava aracının rotası.

Döner kanatlı hava araçları rüzgarlı havalarda belirlenen rotalarında kararlı bir şekilde gidebilmeleri için sürekli rüzgarın kuvvetinin aksi yönünde kuvvet uygulayacak şekilde motorlarının itkilerini arttırıp azaltmaya yönelik hareketler yapmaktadır. Rüzgar yönünün sürekli değişken olması döner kanatlı hava aracının sahip olduğu dört motorunda itkilerini hızla değiştirmelerine sebep olduğu gözlemlenmiştir. Bu durumda döner kanatlı hava aracının bataryasının sabit rüzgarlı havaya nazaran daha hızlı tükenmesine sebep olmuştur.

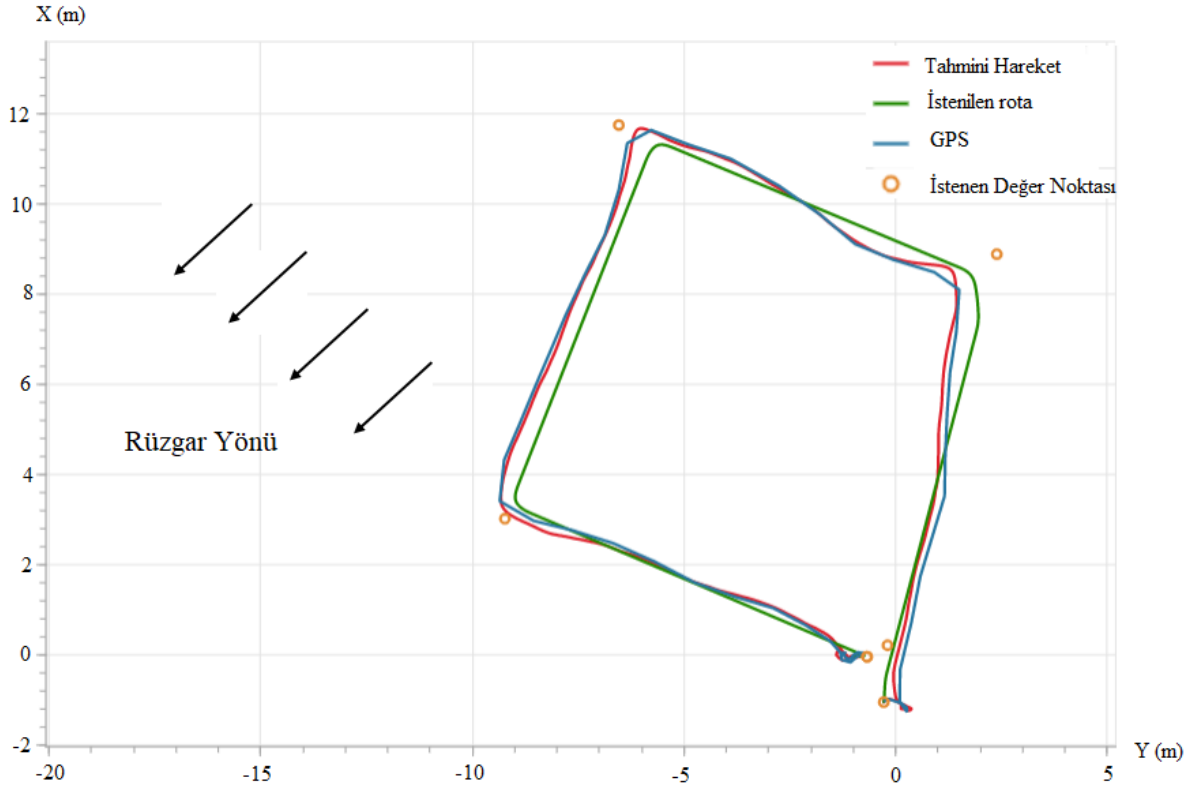
Döner kanatlı hava aracına etkiyen rüzgarın şiddeti saatte 10 km hızı geçtiğinde döner kanatlı hava aracının rotasını takip etmede ciddi anlamda zorluk çektiği gözlemlenmiştir. Bu rüzgar hızlarından sonra döner kanatlı hava aracında ciddi savrulmalar meydana gelmiştir. Şekil 4.6.'da hava aracında 92 cm'ye kadar savrulmaların meydana geldiği görülmüştür.



Şekil 4. 6. Rüzgar hızı 13 km/sa'de döner kanatlı hava aracının rotası.

Döner kanatlı hava aracının bu şiddetli rüzgarlara rağmen uçuş esnasında döner kanatlı hava aracının güvenliği için bu ciddi savrulmaların dışında, bu rüzgar hızlarının çok ciddi sorun teşkil etmediği gözlemlenmiştir. Ancak hava aracının iniş safhasında zorlandığı gözlemlenmiştir.

Rüzgar hızı saatte 15 km hızı geçtiğinde döner kanatlı hava aracının rotasında ciddi dalgalanmalar gözlemlenmiştir. Döner kanatlı hava aracının uçuş anındaki savrulmalar döner kanatlı hava aracının güvenliği için endişe vermeye başlamıştır. Şekil 4.7.'de görüldüğü gibi döner kanatlı hava aracı rotasında ciddi sapmalar yaşamıştır. Bu savrulmaların 85 cm'ye kadar ulaştığı gözlemlenmiştir.



Şekil 4. 7. Rüzgar hızı 16 km/sa’de döner kanatlı hava aracının rotası.

Kare Formasyondaki rotada yapılan otonom uçuş testlerine ait rüzgar hızları ve maksimum sapma miktarları tablo 4.1.’de gösterilmektedir.

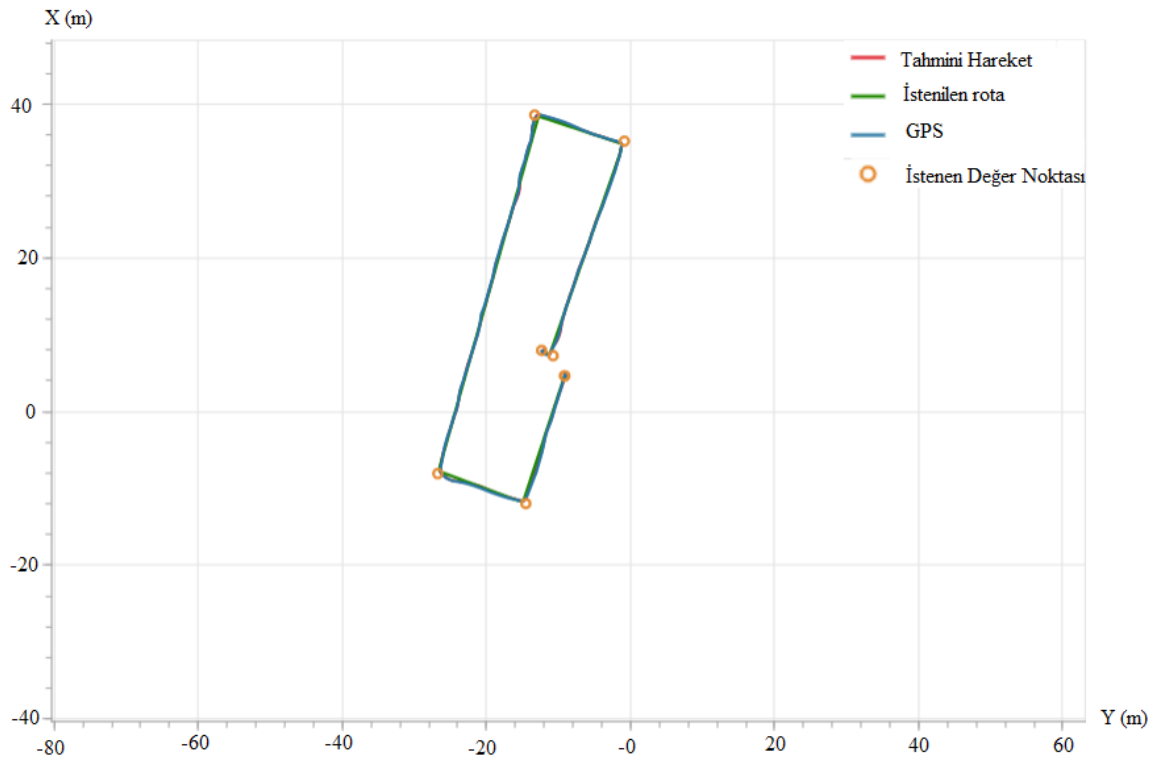
Tablo 4. 1. Kare formasyonlu rotada rüzgar hızları ve maksimum sapma miktarları

Rüzgar Hızı	Maksimum Sapma Miktarı
1 km/sa	17 cm
4 km/sa	45 cm
7 km/sa	50 cm
9,5 km/sa	65 cm
13 km/sa	92 cm
16 km/sa	85 cm

Döner kanatlı hava aracının bu kareye yakın dörtgen formasyonlu rotalardan oluşan uçuş testlerinden sonra döner kanatlı hava aracının düz bir rotadaki hareketlerini ve rüzgar etkilerini incelemek için dikdörtgene benzer bir formasyonda rotalar belirlenmiştir ve döner kanatlı hava aracının uçuş testleri yapılmıştır.

Döner kanatlı hava aracının dikdörtgene benzer rotasında testlerine ilk olarak rüzgarsız havada uçuş yapılarak başlanmıştır.

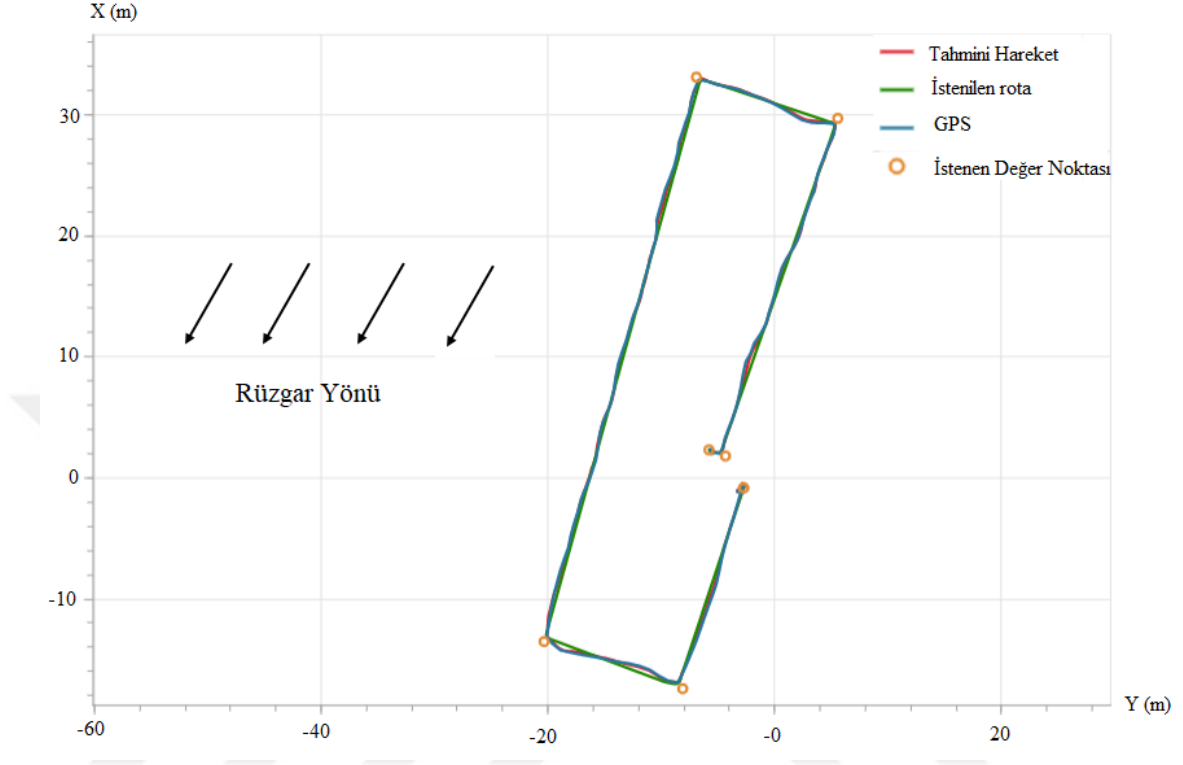
Otonom uçuşu istenen döner kanatlı hava aracının rüzgarsız hava koşulunda düz istikametlerde istenilen rotayı takip etmede çok başarılı olduğu gözlemlenmiştir. Şekil 4.8.'de döner kanatlı hava aracının rüzgarsız havadaki hareketi gösterilmektedir.



Şekil 4. 8. Rüzgar hızı 0 km/sa'de dikdörtgene benzer formasyonda döner kanatlı hava aracının rotası.

Döner kanatlı hava aracının rüzgarsız hava ortamında yapılan testlerinden sonra farklı yönlerde ve farklı şiddetlere sahip rüzgarlı ortamlarda testleri yapılmıştır. Şekil 4.9.'da gösterildiği gibi döner kanatlı hava aracı istikamet yönünden, istikamet yönünün tersinden ve yan tarafından saatte 2 km hıza sahip rüzgara maruz bırakılmıştır. Bu rüzgar özellikle hava aracının yan tarafından estiği zamanlarda hava aracında dalgalanmalara sebep olmuştur. Bu yan rüzgarlar döner kanatlı hava aracının rotasında 45 cm'ye kadar sapmalara sebep olmuştur. Döner kanatlı hava aracı rüzgar istikametinde ve rüzgara ters istikamette de yan rüzgarlar kadar fazla olmasa da

rüzgardan etkilendiği ve rotasında sapmalar olduğu görülmüştür. Bu sapmaların 10 ile 15 cm arasında değiştiği gözlemlenmiştir.



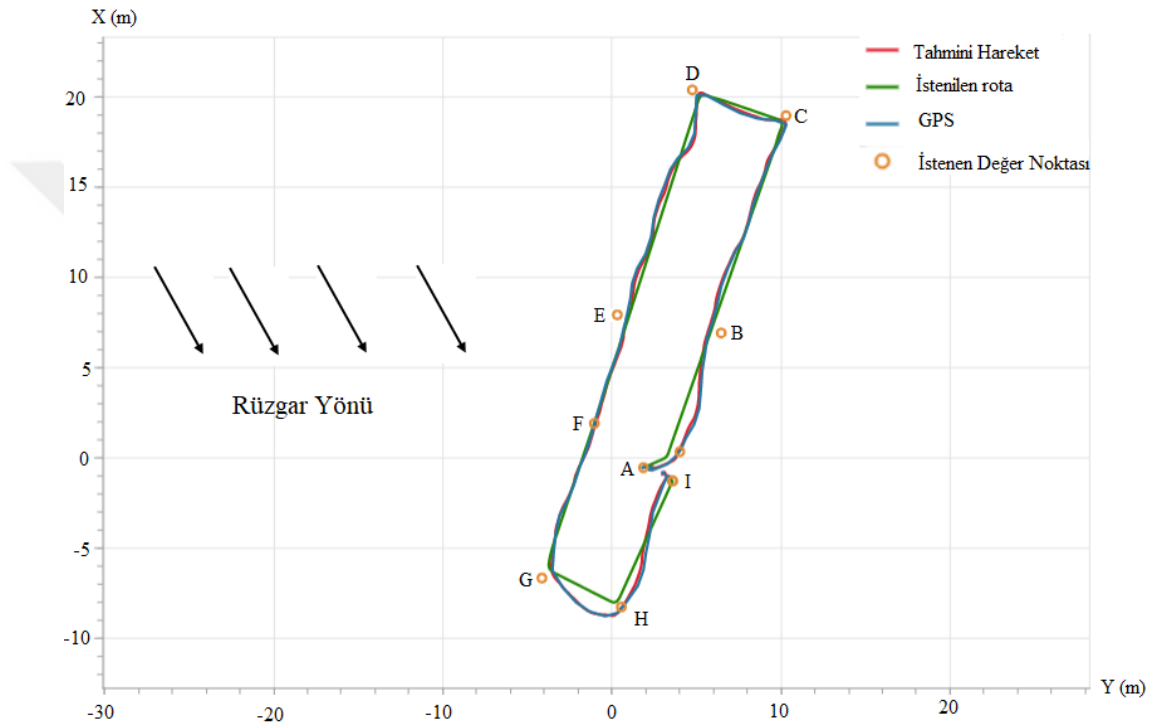
Şekil 4. 9. Rüzgar hızı 2km/sa'de dikdörtgene benzer formasyonda döner kanatlı hava aracının rotası.

Dörtgen formasyonlu rotaya sahip döner kanatlı hava araçlarının uçuş testleri hakkında yukarıda anlatılan çalışmalar rüzgarın sabit olduğu çalışmaları içermektedir. Ancak gerçek koşullarda rüzgar çoğu zaman sabit hızda ve sabit yönde esmemektedir. Bu sebeple rüzgarın etkisinin anlaşılabilmesi için rüzgarın farklı hızlarda olduğu uçuş testlerinin de yapılması gerekmektedir.

Farklı rüzgar hızlarının olduğu bir hava koşulunda, rotanın diğer uçuş testlerine nazaran daha uzun olması daha fazla rüzgar hızı çeşidine olanak sağlayacağı için bu testler için dikdörtgene benzer formasyon kullanımı tercih edilmiştir. Şekil 4.10.'da döner kanatlı hava aracının farklı rüzgar hızlarında hareketleri gösterilmektedir. Döner kanatlı hava aracına etkiyen rüzgarın yönü sabittir ve rüzgar hızları aşağıda verilmektedir.

- A noktası ile B noktası arasındaki rüzgar hızı 17 km/sa'dir.
- B noktası ile C noktası arasındaki rüzgar hızı 6,2 km/sa'dir.

- C noktası ile D noktası arasındaki rüzgar hızı 5 km/sa'dır.
- D noktası ile E noktası arasındaki rüzgar hızı 8,7 km/sa'dır.
- E noktası ile F noktası arasındaki rüzgar hızı 1,1 km/sa'dır.
- F noktası ile G noktası arasındaki rüzgar hızı 2 km/sa'dır.
- G noktası ile H noktası arasındaki rüzgar hızı 21 km/sa'dır.
- H noktası ile I noktası arasındaki rüzgar hızı 13 km/sa'dır.



Şekil 4. 10. Rüzgar hızının değişken olduğu dikdörtgene benzer formasyonda döner kanatlı hava aracının rotası.

Bu uçuş testinin yapılma amacı rüzgar hızındaki ani değişimlerde hava aracının hareketlerindeki değişimleri incelemek olmuştur. Rüzgar değerlerine göre sapmalar Tablo 4.2.'de gösterilmektedir. Tablodaki rüzgar hızlarıyla sapma miktarları karşılaştırıldığında rüzgarın tam dik geldiği G noktası ile H noktası arasındaki sapmanın ciddi oranda olduğu gözlemlenmiştir.

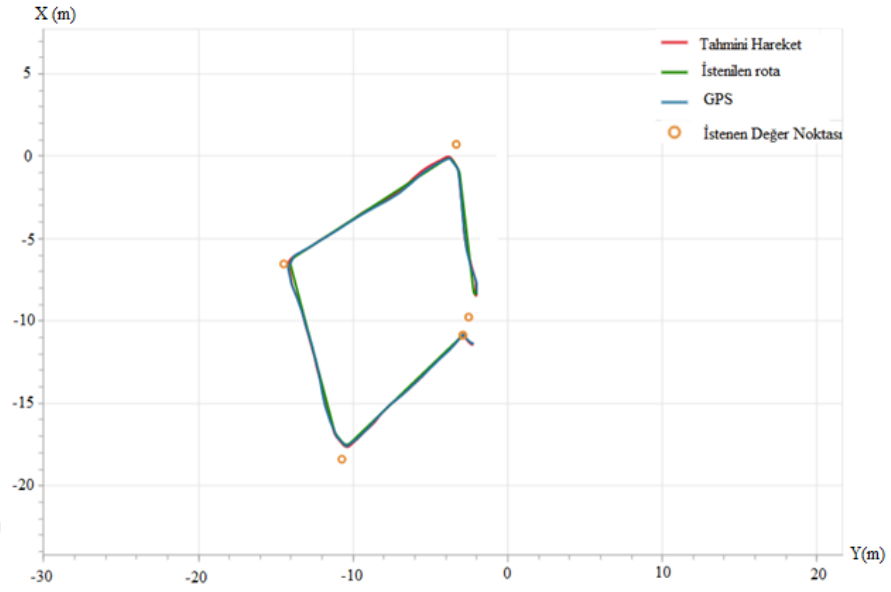
Tablo 4. 2. Dikdörtgene benzer formasyonlu rotada rüzgar hızlarına göre sapma miktarları

Rüzgar Hızı (km/sa)	Maksimum Sapma Miktarı (cm)
1,1 km/sa	11 cm
2 km/sa	17 cm
5 km/sa	28 cm
6,2 km/sa	37 cm
8,7 km/sa	46 cm
13 km/sa	56 cm
17 km/sa	73 cm
21 km/sa	110 cm

4.2.2. Elmas Formasyonlu Rotada Döner Kanatlı Hava Aracının Rüzgar Testleri

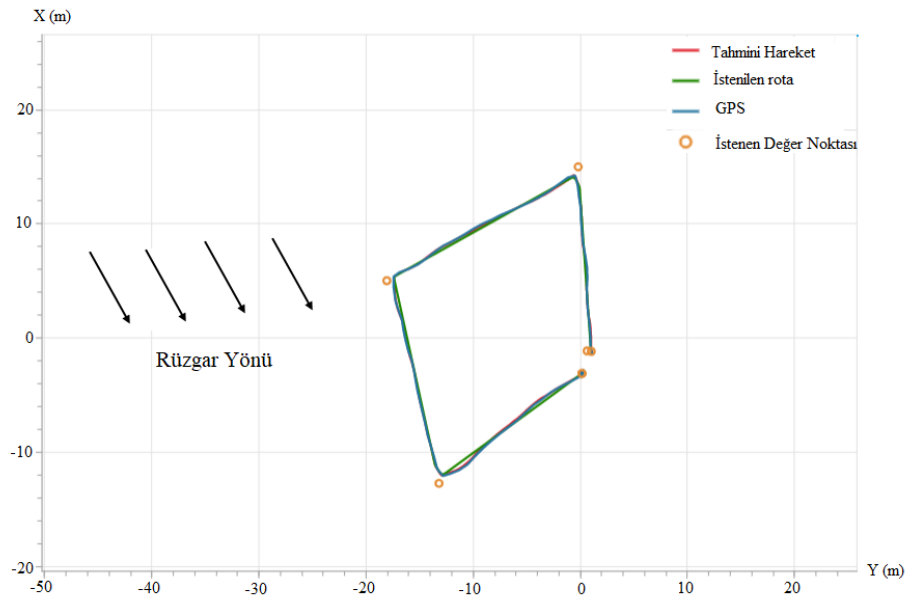
Uçuş testlerinde bu elmas şekline benzer bir rota oluşturulmasının sebebi hava aracının dörtgen formasyonda yaptığı 90 derecelik dönüşlerden ziyade daha keskin dönüşlerde ve daha rahat yön değiştirmelerde döner kanatlı hava aracına etkiyen rüzgar kuvvetlerini test etmek olmuştur. Bu testlerde de dörtgen formasyona sahip rotalarda olduğu gibi döner kanatlı hava aracı farklı şiddetlerde ve yönlerde rüzgar kuvvetlerine maruz bırakılmıştır.

Şekil 4.11.'de rüzgarsız havada döner kanatlı hava aracının elmas formasyondaki rotası gösterilmektedir. Döner kanatlı hava aracının rüzgarsız ortamda verilen rotada sapma olmadan hareket ettiği gözlemlenmiştir.



Şekil 4. 11. Rüzgar hızı 0 km/sa'de elmas formasyonda döner kanatlı hava aracının rotası.

Daha sonra döner kanatlı hava aracı farklı rüzgar hızlarına maruz bırakılarak rüzgarın etkileri ve sapma miktarları incelenmiştir. Şekil 4.12.'de döner kanatlı hava aracının 1 km/sa hızdaki rotası ve sapmaları gösterilmektedir. Döner kanatlı hava aracının 1 km/sa hızda maksimum sapma miktarının 22 cm olduğu gözlemlenmiştir.

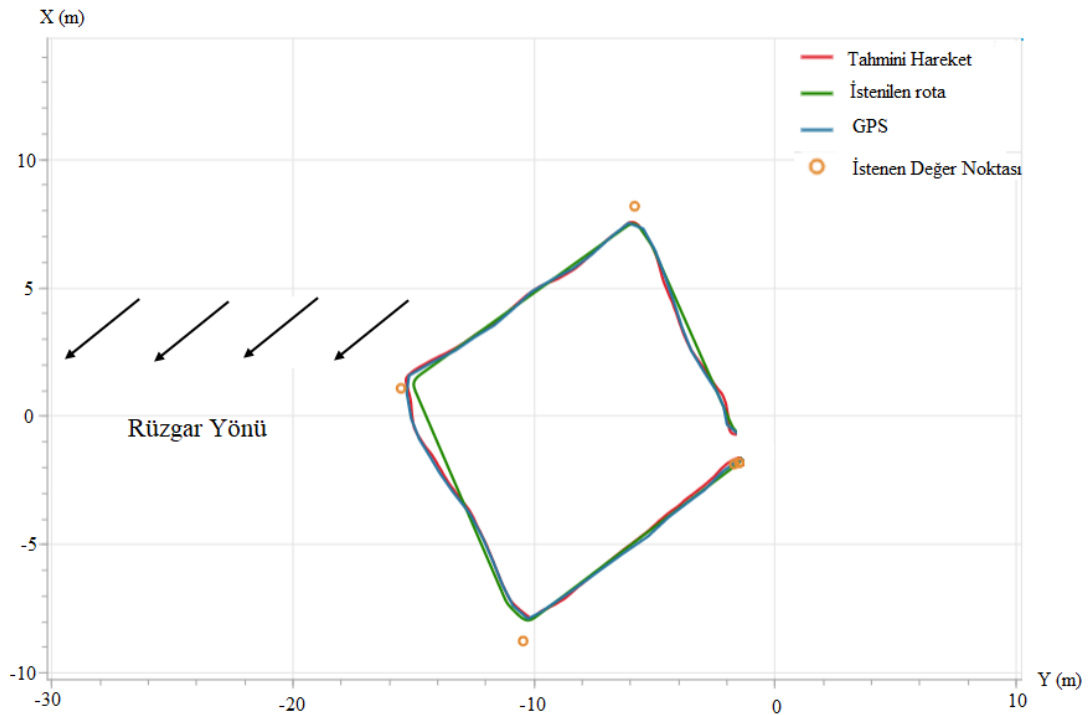


Şekil 4. 12. Rüzgar hızı 1km/sa'de elmas formasyonda döner kanatlı hava aracının rotası.

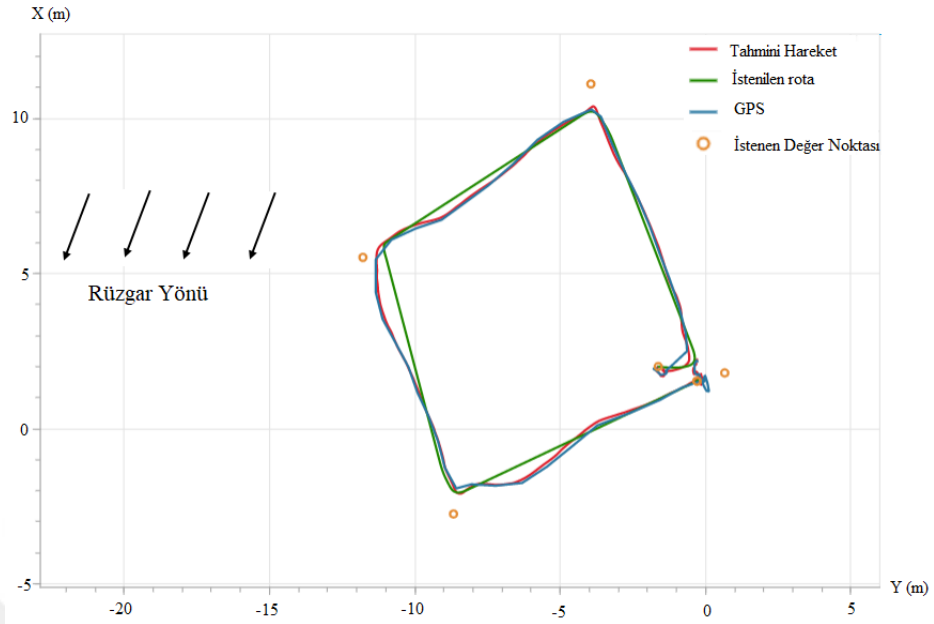
Döner kanatlı hava aracının maruz kaldığı rüzgar hızı arttıkça rotadaki sapma miktarları da artmaya başladığı görülmüştür.

Şekil 4.13.'de 4 km/sa rüzgar hızında döner kanatlı hava aracının rotası gösterilmektedir. 4 km/sa hızda döner kanatlı hava aracının maksimum sapma miktarı 68cm olarak tespit edilmiştir.

Şekil 4.14.'de 6 km/sa rüzgar hızında döner kanatlı hava aracının rotası gösterilmektedir. 6 km/sa hızda döner kanatlı hava aracının maksimum sapma miktarı 56 cm olarak tespit edilmiştir. Bu uçuş deneyindeki sapma miktarları ile Şekil 4.13.'de de gösterilen 4 km/sa hızdaki sapma miktarları karşılaştırıldığında 4 km/sa hızda döner kanatlı hava aracında daha az sapma olması öngörülmesine rağmen daha fazla sapma olduğu tespit edilmiştir. Bu durumda daha fazla sapma olmasının sebebi hava aracının rüzgarı daha dik bir açıyla alıyor olması ve bileşke kuvvetteki hava aracına yandan etki eden kuvvetin şiddetinin aslında daha büyük olmasından kaynaklandığı tespit edilmiştir. Bu iki kıyaslamadan elde edilen sonuçlar rüzgarın hangi yönden etki ettiğinin de hava aracının sapma miktarında etkisinin olduğunu göstermektedir.



Şekil 4. 13. Rüzgar hızı 4 km/sa'de elmas formasyonda döner kanatlı hava aracın rotası.



Şekil 4. 14. Rüzgar hızı 6 km/sa hızda elmas formasyonda döner kanatlı hava aracının rotası.

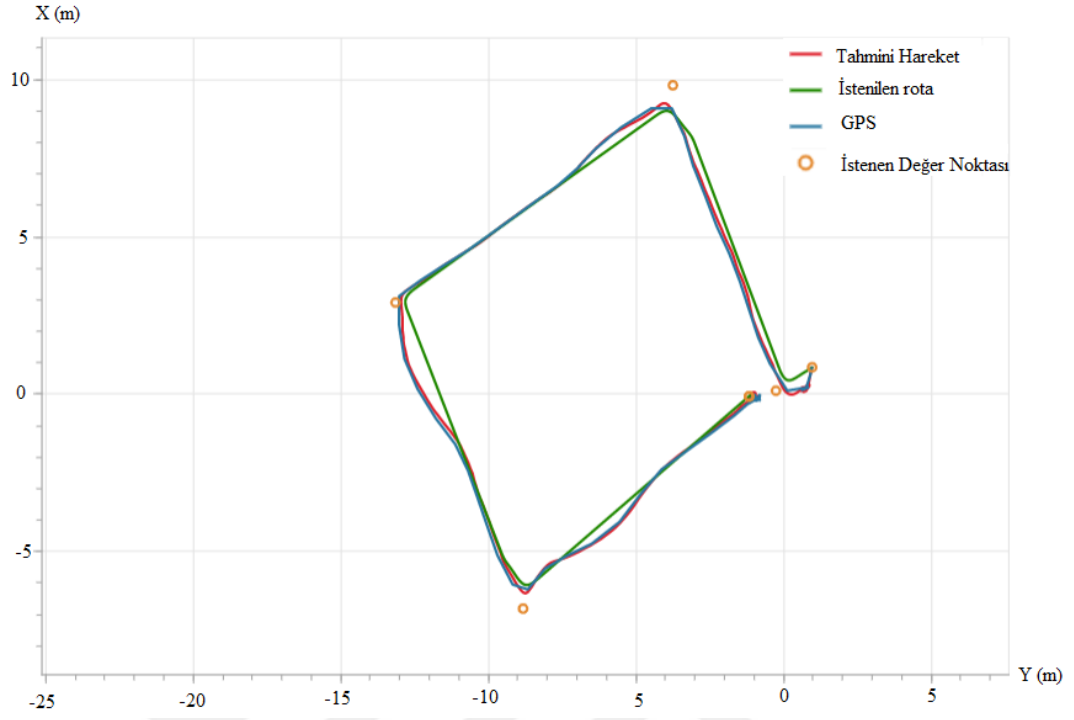
Daha sonra döner kanatlı hava aracının elmas formasyonda rüzgar yönünün değişken olduğu hava ortamlarında testleri yapılmıştır ve sapma miktarları tespit edilmiştir.

Şekil 4.15.'de döner kanatlı hava aracı yönü sürekli değişen 6,2 km/sa hızda rüzgara maruz bırakılmıştır. Değişken rüzgar yönündeki maksimum sapma miktarının 52 cm olduğu tespit edilmiştir.

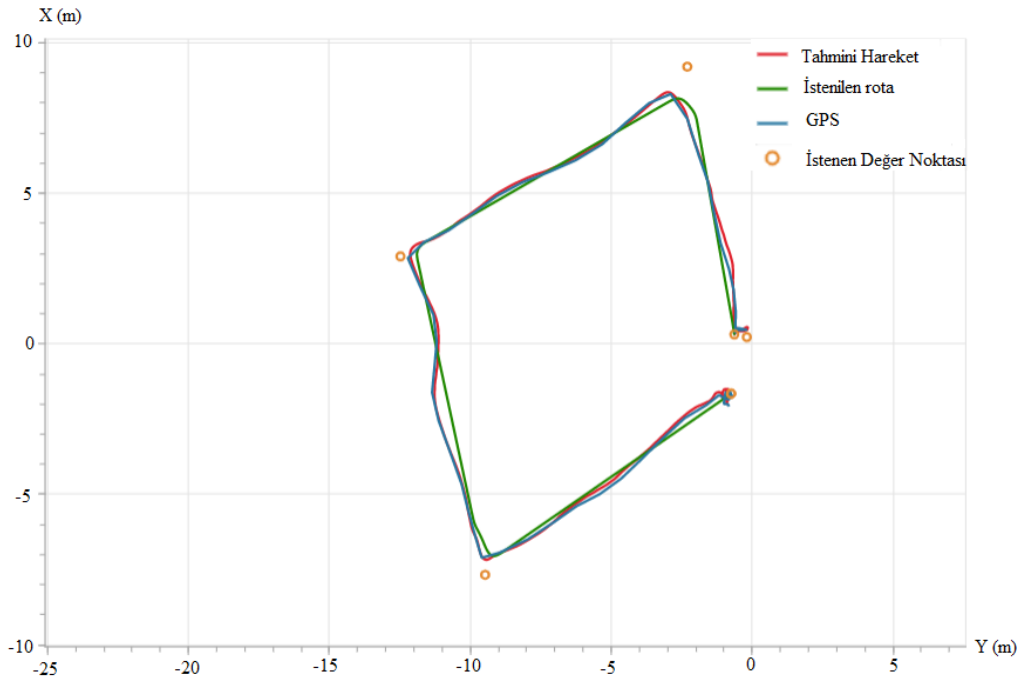
Şekil 4.16.'da döner kanatlı hava aracına değişken yönlerde 9,5 km/sa hızda rüzgar etki etmektedir. Maksimum sapma miktarı 58 cm olduğu gözlemlenmiştir.

Şekil 4.17.'de döner kanatlı hava aracına değişken yönlerde 11 km/sa hızda rüzgar etki etmektedir. Maksimum sapma miktarı 68 cm'dir.

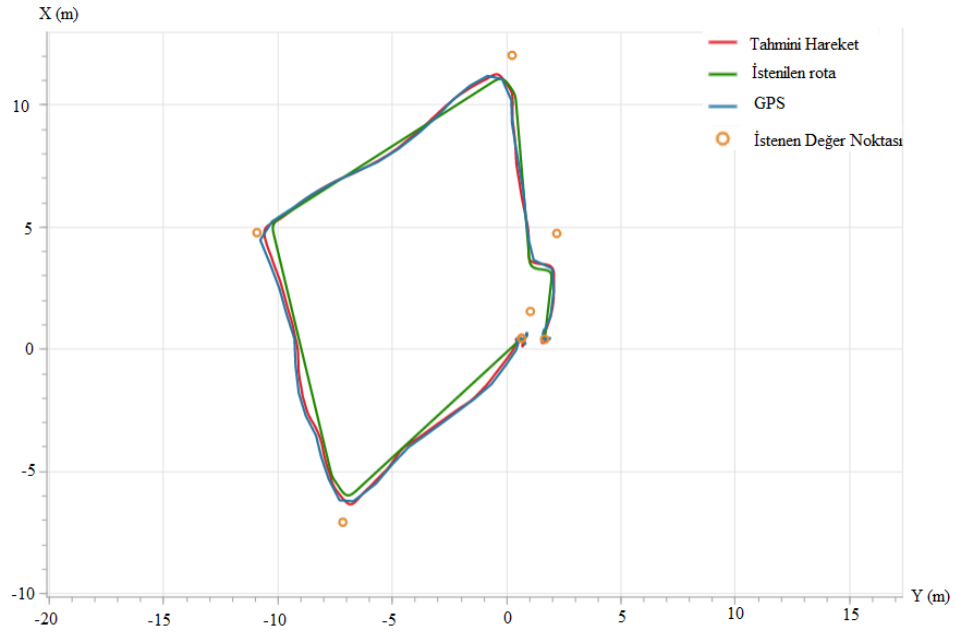
Her üç uçuş denemesinde rüzgar yönünün sürekli değişmesinin döner kanatlı hava aracının rotasında fazla sapmalardan ziyade ciddi zikzakları sebep olduğu tespit edilmiştir.



Şekil 4. 15. Rüzgar hızı 6,2 km/sa hızda değişken yönde rüzgarda elmas formasyonda döner kanatlı hava aracının rotası.

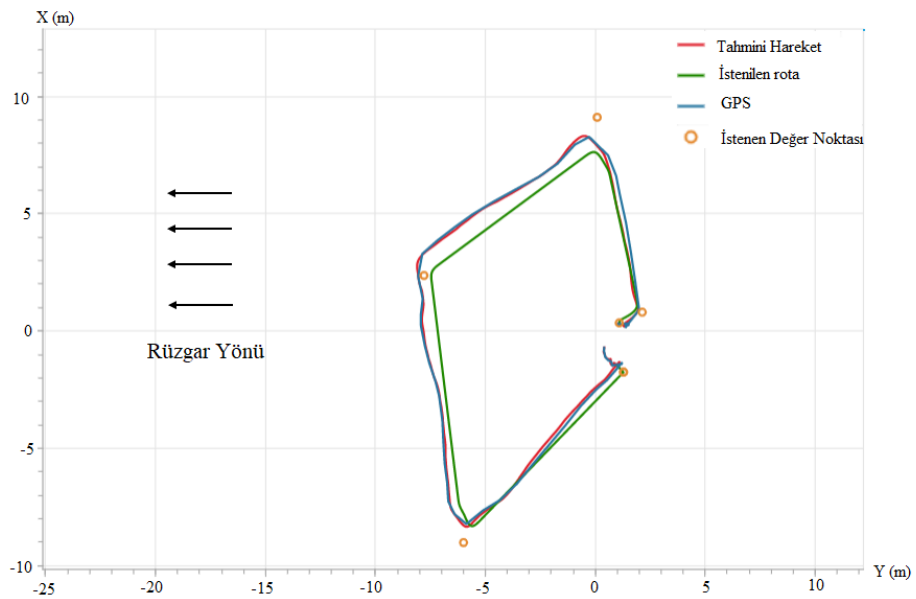


Şekil 4. 16. Rüzgar hızı 9,5 km/sa'de değişken yönde rüzgarda elmas formasyonunda döner kanatlı hava aracının rotası.



Şekil 4. 17. rüzgar hızı 11 km/sa'de değişken yönde rüzgarda elmas formasyonunda döner kanatlı hava aracının rotası.

Elmas formasyonu ile ilgili rüzgar hızı yüksek otonom uçuş testi yapılmıştır. Şekil 4.18.'de döner kanatlı hava aracı 19 km/sa rüzgar hızına maruz bırakılmıştır ve döner kanatlı hava aracının maksimum sapması 102 cm olarak bulunmuştur.



Şekil 4. 18. Rüzgar hızı 19 km/sa'de elmas formasyonda döner kanatlı hava aracının rotası.

Elmas formasyona sahip rotada rüzgar hızları ve maksimum sapma miktarları tablo 4.3.'de gösterilmiştir.

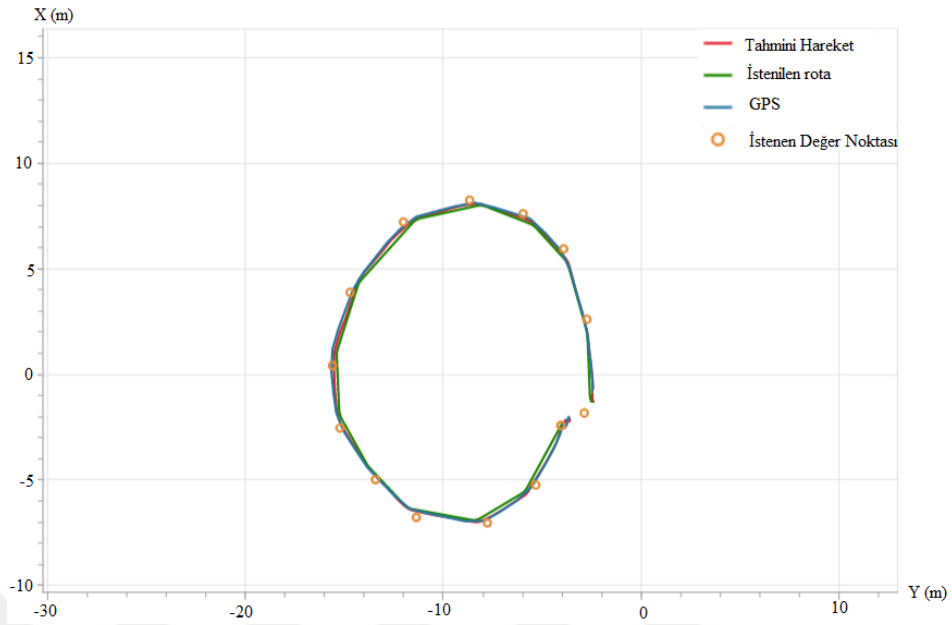
Tablo 4. 3. Elmas formasyonlu rotada rüzgar hızları ve maksimum sapma miktarı

Rüzgar Hızı	Maksimum Sapma Miktarı
1 km/sa	22 cm
4 km/sa	68 cm
6 km/sa	56 cm
6,2 km/sa	52 cm
9,5 km/sa	58 cm
11 km/sa	68 cm
19 km/sa	102 cm

4.2.3. Çokgen Formasyonlu Rotada Döner Kanatlı Hava Aracının Rüzgar Testleri

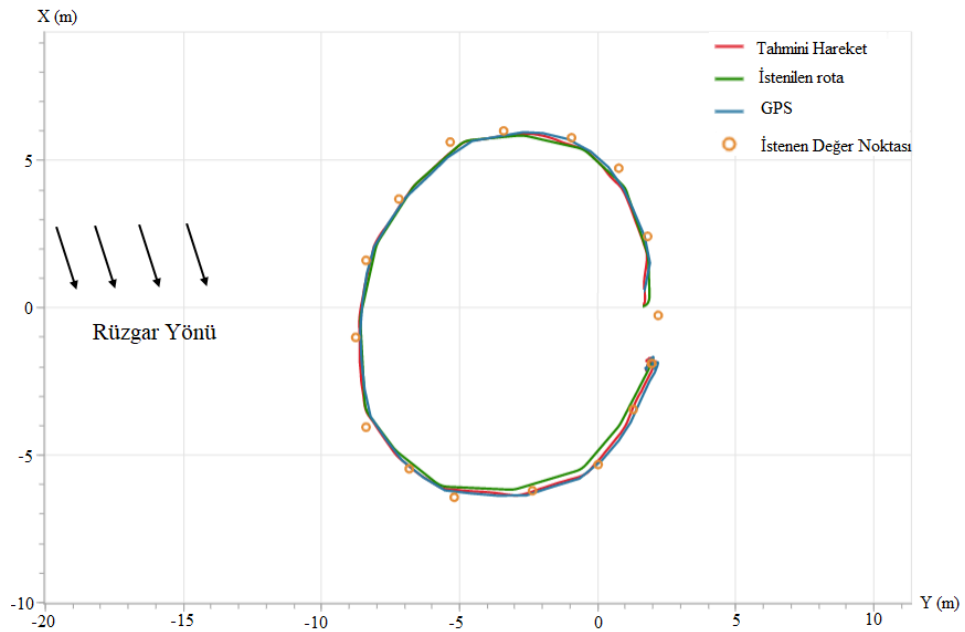
Çokgen formasyonlu otonom uçuş testleri döner kanatlı hava aracına fazladan manevra yaptırarak döner kanatlı hava aracını zorlamak için yapılmıştır. Döner kanatlı hava araçları manevra safhalarında daha az kararlı olmaktadır ve dışarıdan gelecek kuvvetlere daha hassas olmaktadır. Bu sebeple hava aracının bu hassas safhasında rüzgara olan tepkisinin araştırılıp test edilmesi gereksinimi doğmaktadır.

Öncelikle döner kanatlı hava aracının rüzgarsız ortamda otonom uçuş testi yapılmıştır. Şekil 4.19.'da döner kanatlı hava aracının 0 km/sa rüzgar hızında izlediği rota gösterilmektedir. Hava aracı rüzgarsız ortamda belirlenen rotada başarılı bir şekilde gittiği gözlemlenmiştir.



Şekil 4. 19. Rüzgar hızı 0 km/sa’de çokgen formasyonda döner kanatlı hava aracının rotası.

Daha sonra bu formasyonun farklı rüzgar hızlarında testleri yapılmıştır. Şekil 4.20.’de döner kanatlı hava aracı 2 km/sa rüzgar hızında rotası gösterilmektedir. Döner kanatlı hava aracının rotasındaki maksimum sapma miktarı 24 cm olarak gözlemlenmiştir.



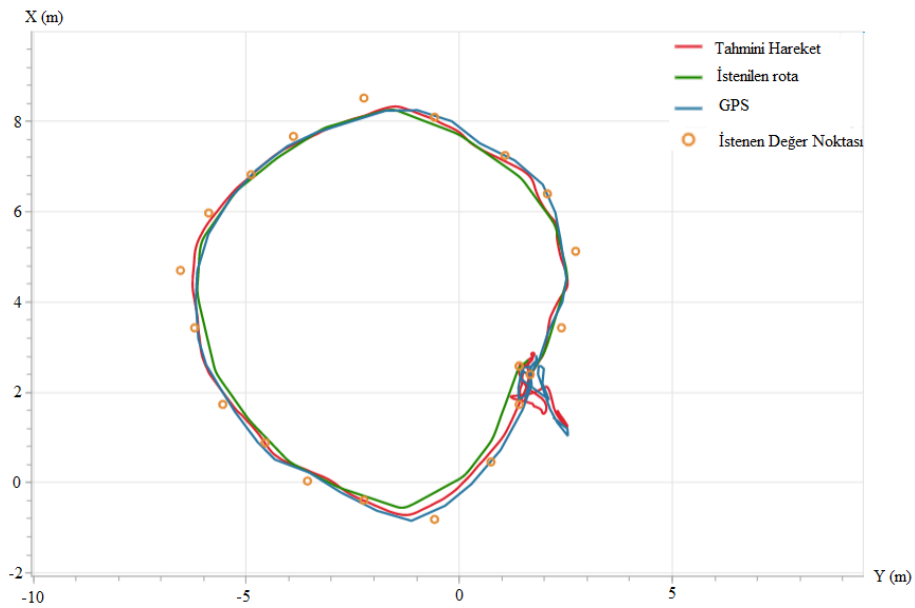
Şekil 4. 20. Rüzgar hızı 2 km/sa’de çokgen formasyonda döner kanatlı hava aracının rotası.

Çokgen formasyonlu rotada döner kanatlı hava aracından yönü sürekli değişen rüzgar içerisinde otonom uçuşu istenmiştir. Döner kanatlı hava aracı ciddi zorlanmalar yaşamıştır. Şekil 4.21.'de döner kanatlı hava aracının hızı 7,5 km/sa rüzgarda yapılan testine ait rota gösterilmektedir. Döner kanatlı hava aracı ciddi zikzaklar halinde güven vermeyecek şekilde uçuşuna devam etmiştir. Maksimum sapma miktarı 35 cm olarak gözlemlenmiştir.

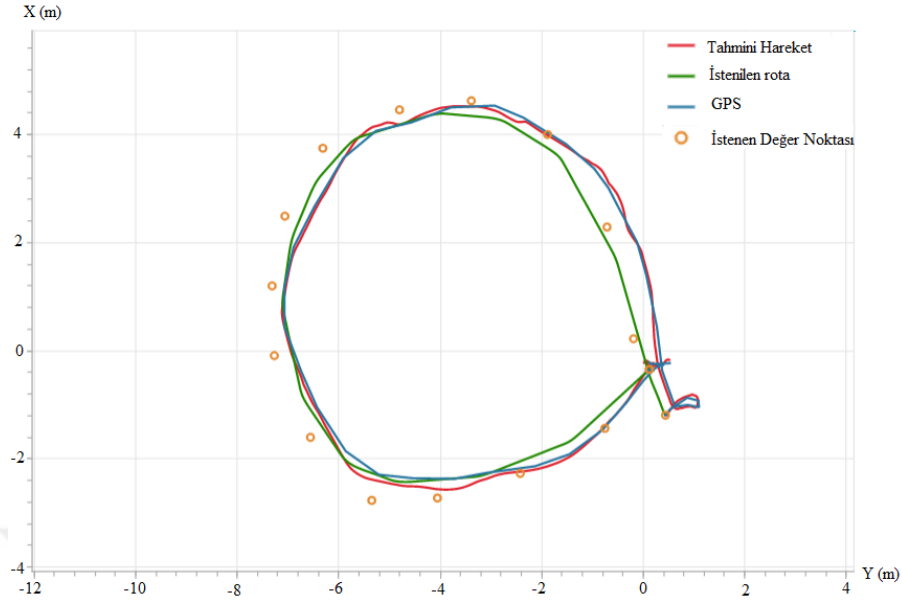
Şekil 4.22.'de ise döner kanatlı hava aracı 10 km/sa rüzgar hızında yönü sürekli değişen rüzgara maruz bırakılmıştır. Hava aracının maksimum sapma miktarı 71 cm olarak bulunmuştur.

Bu iki deneye bakıldığında döner kanatlı hava aracı rotasında ciddi sapmalar ve ciddi zikzakların olduğu gözlemlenmiştir. Döner kanatlı hava aracı değişken yöndeki rüzgar testlerinin ikisinde de iniş safhasında kaza yapmıştır. Döner kanatlı hava aracı tam yere dokunduğu anda rüzgarın etkisiyle ters dönmüştür.

Döner kanatlı hava aracının değişken rüzgarda ve fazla manevralar yaptığı rotalarda uçuş güvenliğinde endişe verici düzeyde tavizler verdiği ve hatta iniş ve kalkış aşamalarında ciddi güvenlik zafiyeti ortaya çıktığı gözlemlenmiştir.

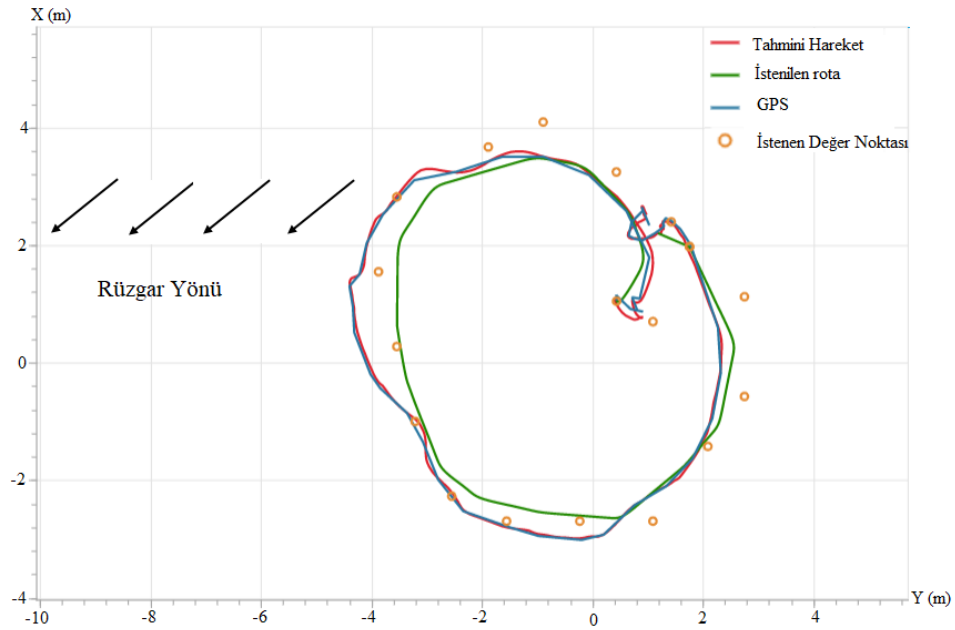


Şekil 4. 21. Rüzgar hızı 7,5 km/sa'de değişken yönde rüzgarda çokgen formasyonunda döner kanatlı hava aracının rotası.



Şekil 4. 22. Rüzgar hızı 10 km/sa'de değişken yönde rüzgarda çokgen formasyonunda döner kanatlı hava aracının rotası.

Bu otonom test uçuşlarından sonra döner kanatlı hava aracı çokgen formasyonda yüksek rüzgar hızına maruz bırakılmıştır. Şekil 4.23.'de döner kanatlı hava aracının 17,5 km/sa rüzgar hızındaki rotası gösterilmektedir. Maksimum sapma miktarı 92 cm olarak gözlemlenmiştir.



Şekil 4. 23. Rüzgar hızı 17,5 km/sa'de çokgen formasyonda hava aracının rotası.

Çokgen formasyondaki rotada rüzgar hızları ve maksimum sapma miktarları Tablo 4.4.'de verilmiştir.

Tablo 4. 4. Çokgen formasyonlu rotada rüzgar hızları ve maksimum sapma miktarları

Rüzgar Hızı	Maksimum Sapma Miktarı
2 km/sa	24 cm
7,5 km/sa	35 cm
10 km/sa	71 cm
17,5 km/sa	92 cm

5. BÖLÜM

DEĞERLENDİRMELER VE SONUÇLAR

Farklı rüzgar hızlarında ve rotalarında yapılmış olan uçuş testlerinde rüzgarın döner kanatlı hava aracının rotasında kayda değer değişikliklere sebep olduğu gözlemlenmiştir. Bu otonom uçuş testleri sırasında döner kanatlı hava aracının PID algoritmasının kararlılığı arttırmaya yönelik yardımlarına sahip olmasına rağmen rüzgarın döner kanatlı hava aracının kararlılığına ciddi bir tehdit olduğu gözlemlenmiştir. Rüzgar hızının arttığı zamanlarda sapma miktarları ciddi seviyelere ulaşmıştır.

Rüzgar hızı arttıkça döner kanatlı hava araçlarının rotalarında sapmaların olduğu belirlenmiştir. Ancak bazı durumlarda daha yüksek rüzgar hızlarında daha düşük rüzgar hızlarına nazaran sapmaların daha az olduğu gözlemlenmiştir. Bu durum sapmaların sadece rüzgarın hızına bağlı olmadığını, rüzgarın döner kanatlı hava aracına hangi açıda etki ettiğine de bağlı olduğu sonucu çıkarılmıştır. Rüzgarın döner kanatlı hava aracına tam yandan dik açıyla geldiği durumlarda sapmaların daha fazla olduğu gözlemlenmiştir. Rüzgarın yönünün değişken olduğu testlerde ise döner kanatlı hava aracının otopilot sisteminin gelen rüzgar kuvvetlerinin tersi yönde düzeltici işlem yapması hava aracının rotasında zikzakların oluşmasına, sapmaların daha az olmasına gibi olumlu sayılabilecek durumun aksine kararlılık ve uçuş güvenliğinde zafiyetlere sebep olduğu gözlemlenmiştir. Rüzgar yönünün değişken olması döner kanatlı hava aracının iniş ve kalkış safhalarında rezonans etkisine sebep olan zikzaklar yapmasına sebep olmaktadır. Bu sebeple, rüzgar yönünün değişken olduğu testlerde döner kanatlı hava aracının iniş safhalarında kaza riski oluşmuş ve bazı testler kaza ile sonuçlanmıştır.

Döner kanatlı hava aracının uçuş testleri GPS sinyallerinin güçlü alındığı ve herhangi bir engelin olmadığı açık bir alanda yapılmış olmasına rağmen rüzgar döner kanatlı

hava aracını ciddi oranda etkilemiştir. Döner kanatlı hava aracının rotası için çok önemli bir yere sahip olan GPS sinyallerinin bina ve ağaç gibi nesnelerden etkilendiği bilinmektedir. Gelecekte döner kanatlı hava aracının binaların, arabaların, park ve bahçe gibi engellerin olduğu topluma açık alanlarda görev yapacağı düşünüldüğünde ve GPS sinyalinin gücünün azalmasından kaynaklı kararlılıkta oluşacak zafiyetlere ek rüzgar etkisi de göz önüne alındığında döner kanatlı hava aracının görevini güvenli bir şekilde yerine getirmesinin ciddi anlamda zor olacağı gözlemlenmiştir. Rüzgar kaynaklı sapmalar insan yerleşiminin bulunduğu alanların dar ve sıkışık olması sebebiyle sorun teşkil edecek seviyelerdedir. Görevi gereği iniş kalkış yapacağı noktalarda rüzgar kaynaklı sapma yaşayacak döner kanatlı hava aracının çevresindeki nesnelere çarpma olasılığı doğmaktadır ve bu olasılık can kaybıyla, ciddi yaralanmalarla ve mala zarar verme ile sonuçlanabilir. Bu sebeple ileride birçok taşımacılık için döner kanatlı hava araçları tercih edildiğinde rota planlaması yapılırken rüzgarın hesaba katılması ve bu çalışmadaki verilerin iniş ve kalkış noktalarının belirlenmesinde çok fayda sağlayacağı düşünülmektedir.

Literatürde tarım alanlarında kullanılmak üzere otomatik uçuş ile bir rota belirlenerek yapılan çalışma bulunmaktadır ve yapılan çalışmada döner kanatlı hava aracı verilen rotayı hatasız bir şekilde takip etmektedir. Ancak gerçek dünya şartlarında hava şartları her zaman döner kanatlı hava araçlarını olumsuz yönde etkilemektedir. Literatürde yapılan bir diğer çalışmada ise döner kanatlı hava aracının havada asılı kalması sağlanmış ve sıcaklık, yağmur ve rüzgar gibi hava koşullarında döner kanatlı hava aracının batarya tüketimi incelenmiştir.

Rota belirlenip bir görev atanan döner kanatlı hava aracına etkiyecek rüzgar kuvvetinin oluşturacağı etkilerin ve sapmaların belirlenebilmesi ve hava koşullarından olan rüzgarın sadece asılı kalırken değil de bir rotayı takip ederken etkilerinin bilinmesi istenildiğinde bu tez çalışmasına ihtiyaç olacaktır. Bu sebeple bu tez çalışması literatürde yapılan çalışmaları destekler niteliktedir.

KAYNAKÇA

1. Birçok alanda kullanılan İHA'ların Türkiye serüveni (Web sayfası: <https://www.gzt.com/jurnalist/bircok-alanda-kullanilan-ihalarin-turkiye-seruveni-2911729>), (Erişim Tarihi: Temmuz 2020)
2. İnsansız Hava Araçlarının (İHA) Tarımda Kullanımı (Web sayfası: <https://www.gidahatti.com/insansiz-hava-araclarinin-iha-tarimda-kullanimi-66251/>), (Erişim Tarihi: Temmuz 2020)
3. Savaş T., Karaderili M., Usanmaz Ö., 2018, İnsansız hava aracı sistemlerinin ayrılmamış hava sahasına entegrasyonu ile ilgili mevzuatların değerlendirilmesi, **Mühendis ve Makine**, Cilt (59): 1-14
4. Vincent J., Gartenberg C., Here's amazon's new transforming prime air delivery drone, (Web sayfası: <https://www.theverge.com/2019/6/5/18654044/amazonprime-air-delivery-drone-new-design-safety-transforming-flight-video>), (Erişim tarihi: Haziran 2020)
5. Porter J., Google's wing drone approved make public deliveries in australia, (Web sayfası: <https://www.theverge.com/2019/4/9/18301782/wing-drone-delivery-google-alphabet-canberra-australia-public-launch>) (Erişim tarihi: Haziran 2020)
6. Amazon Prime Air Delivery Drone (Web sayfası: <https://www.independent.co.uk/life-style/gadgets-and-tech/news/amazon-drone-delivery-prime-air-faa-a9699351.html>), (Erişim tarihi: Ekim 2021)
7. The Early Days Of Drones – Unmanned Aircraft From World War One And World War Two (Web sayfası: <https://www.warhistoryonline.com/military-vehicle-news/short-history-drones-part-1.html>), (Erişim tarihi: Temmuz 2020)
8. HaiYang C., YongCan C., YangQuan C., 2010, Autopilots for small aerial vehicles: A survey, **International Journal of Control**, Cilt (8): 36-44

9. Royer D., 2010, Design of Automatic Landing System for Meridian UAV Using Fuzzy Logic, University of Kansas, Yüksek Lisans Tezi, Lawrence, 95s.
10. Amezquita-Brooks L., Santana-Delgado C., CovarruBias-Fabela R., Garcia-Salazar O., Hernandez-Alcantara D., Ramirez-Mendoza A., 2020, **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems**, Cilt (56 (3)): 2174-2197
11. Black hornet nano (Web sayfası: https://en.wikipedia.org/wiki/Black_Hornet_Nano), (Erişim tarihi: Haziran 2020)
12. Black Hornet Nano (Web sayfası: https://tr.wikipedia.org/wiki/Black_Hornet_Nano), (Erişim tarihi: Temmuz 2020)
13. Sivritaş E., 2019, İnsansız Hava Aracı ile Otonom Olarak Alan Tarama, Hedef Tespiti ve Takibi, Dokuz Eylül Üniversitesi, Yüksek Lisans Tezi, İzmir, 71s.
14. Alhabob A., Dobre O., Vincent H., 2020, Energy-efficient spatially-correlated data aggregation using unmanned aerial vehicles, 1-6, 2020 IEEE 31st Annual International Symposium on Personal, Ağustos 2020, Londra, 6s.
15. Yin X., 2020. Hardware design of flight control system and flight experiments of small-scale unmanned aerial vehicle,4925-4929. 2020 Chinese Control and Decision Conference, Ağustos 2020, Hefei Çin
16. Gaynutdinov R., 2020. Optimization unmanned aerial vehicle onboard equipment placement, 1000-1004. 2020 International Russian Automation Conference, Eylül 2020, Sochi Rusya.
17. Carlson F., Rysgaard S., 2018. Adapting open-source drone autopilots for real-time iceberg observation, **Elsevier MethodsX**, Cilt (5):1059-1072.
18. Khodja M., 2017. Experimental dynamic identification and control of quadcopter,498-502, 2017 6th International Conference on Systems and Control, Mayıs 2017, Batna Cezayir.

19. Gati B., 2013. Open source autopilot for academic resarh- the paprazzi system, 1478-1481. 2013 American Control Conference, 2013, Budapeşte Macaristan.
20. Ivan C., 2019. A portable UAV tracking system for communications and video transmission, 1-6. 2019 IEEE 4th Colombian Conference on Automatic Control, 2019, Medellin Kolombiya.
21. Theis J., Thielecke F., Ossmann D., Pfifer H., 2019. Robust autopilot design for landing a large civil aircraft in crosswind. **Control Engineering Practice, Cilt** (76): 54-64.
22. Lungu M., 2017. Complete landing autopilot having control laws based on neural networks and dynamic inversion, 17-22. 2017 18th International Carpeahian Control Conference, Mayıs 2017, Craiova Romanya.
23. Marconi L., Isidori A., Serrani A., 2002. Autonomus vertical landing on an oscillating platform: an internal-model based approach, **In Automatica 2002, Cilt** (38): 21-32.
24. Mumm N., 2017. Vertical speed command performance improvement of a load factor command based autopilot for automatic landing by shaping the desired command during flare, 1117-1122. 1st Annual IEEE Conference on Control Technology and Applications, Ocak 2017, Colorado.
25. Broussard J., 1983. Design and flight testing of a digital landing approach autopilot, 526-553. Proceedings of the American Control Conference, 1983, Amerika Birleşik Devletleri.
26. Zhang K., 2020. A UAV autonomous maneuver decision-making algorithm for route guidance, 17-25. 2020 International Conference on Unmanned Aircraft Sytstems, Eylül 2020, Atina Yunanistan.
27. Rizk M., 2020. Real-time SLAM based on image stitching for autonomous navigation of UAVs in GNSS-denied regions, 30-304. 2020 2nd IEEE International Conference on Artificial Intelligence Circuits and Systems, Ağustos 2020, Genova İtalya.

28. Singh A., 2020. Simulating GPS-denied autonomous UAV navigation for detection of surface water bodies, 1792-1800. 2020 International Conference on Unmanned Aircraft Systems, Eylül 2020, Atina Yunanistan.
29. Mammarella M., 2018. A robust MPC-based autopilot for mini UAVs, 1227-1235. 2018 International Conference on Unmanned Aircraft Systems, Haziran 2018, Turin İtalya.
30. Priandana K., 2020. Development of autonomous UAV quadcopter using pixhawk controller and its flight data acquisition, 1-6. 2020 International conference on Computer Science and Application in Agriculture, Eylül 2020, Bogor Endonezya.
31. Alijani M., Osman A. 2020. Autonomous landing of UAV on moving platform: A mathematical approach, 1-6. 2020 International conference on control, Ocak 2020, Paris Fransa.
32. Nelson B., 2020. Autonomous landing of a multirotor aircraft on a docking station, 1-6. 2020 International SAUPEC/RobMech/PRASA Conference, Ocak 2020, Cape Town Güney Afrika.
33. Gonzales J., 2018. Obstacle detection and avoidance device for multirotor UAVs through interface with pixhawk flight controller, 110-115. 2018 IEEE 14th International conference on automation science and Engineering, Ağustos 2018, Münih Almanya.
34. Xuang-Mung N., Hong S., Nguyen N., Ha L., Le T., 2020. Autonomous quadcopter precision landing onto a heaving platform: new method and experiment, **IEEE Access**, **Cilt** (8), 167192-167202.
35. Falanga D., 2017. Aggressive quadrotor flight through narrow gaps with onboard sensing and computing using active vision, 5774-5781. 2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation, Mayıs 2017, Zürich İsviçre.
36. Dimova A., 2020. Trajectory control of a quadrotor carrying a cable-suspended load, 501-505. 2020 24th International conference on system theory, Ocak 2020, Romanya.

37. Schafer B., 2016. Multicopter unmanned aerial vehicle for automated inspection of wind turbines, 244-249. 2016 24th Mediterranean Conference on Control and Automation, Haziran 2016, Atina Yunanistan.
38. Yin X., 2020. Hardware design of flight control system and flight experiments of small-scale unmanned aerial vehicle, 4925-4929. 2020 Chinese Control and Decision Conference, Ağustos 2020, Hefei Çin.
39. Jeeven H., 2018. Development of pitch control subsystem of autopilot for a fixed wing unmanned aerial vehicle, 1233-1238. 2018 2nd International Conference on Inventive Systems and Control, Ocak 2018, Coimbatore Hindistan.
40. Nair S., 2019. Designing of beach rescue drone using GPS and zigbee technologies, 1154-1158. 2019 International Conference on Communication and Electronics Systems, Temmuz 2019, Coimbatore Hindistan.
41. Wind shear: an invisible enemy to pilots? (Web sayfası: <https://safetyfirst.airbus.com/wind-shear-an-invisible-enemy-to-pilots/>), (Erişim tarihi: Temmuz 2020)
42. Rüzgar Sapması (Web sayfası: https://tr.wikipedia.org/wiki/R%C3%BCzg-%C3%A2r_sapmas%C4%B1), (Erişim Tarihi: Temmuz 2020)
43. Bulut E., 2019. Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracının (Quadrotor) Farklı Hava Koşullarındaki Davranışı Üzerine Bir İnceleme. Osmaniye Korkut Ata Üniversitesi, Yüksek lisans Tezi, Osmaniye, 102s.
44. Dai B., He Y., Zhang G., Gu F., Yang L., Xu W., 2020. Wind disturbance rejection for unmanned aerial vehicles using acceleration feedback enhanced H-infinity method. **Autonomous Robots, Cilt (44):** 1271-1285.
45. Amiri P., 2020. Fuzzy-sliding mode versus integral sliding mode controller for a quadrotor with mass uncertainty under effect of wind, 1-7. 2020 28th Iranian Conference on Electrical Engineering, Ağustos 2020, Tahran İran.

46. Tanaka K., Tanaka M., Takahashi Y., Iwase A., Wang H., 2019. 3-D flight path tracking control for unmanned aerial vehicles under wind environments, **IEEE Transactions on Vehicular Technology**, Cilt (68): 11621-11634.
47. Wang Y., 2017. No-singular moving path following control for an unmanned aerial vehicle under wind disturbances, 6442-6447. 2017 IEEE 56th Annual Conference on Decision and Control, Aralık 2017, Melbourne Avusturya.
48. Resendiz V., Araiza E., 2016. System identification of a quad-rotor in X configuration from experimental data. **Research in Computing Science**, **118** (1): 77-86.
49. Nguyen X., Hong S., 2019. Improved altitude control algorithm for quadcopter unmanned aerila vehicle. **Applied sciences**, Cilt (9): 2122-2137.
50. Freire F., Martins N., Splendor F., 2018. A simple optimization method for tuning the gains of PID controllers for the autopilot of cessna 182 aircraft using model-in-the-loop platform. **Journal of Control**, Cilt (29(4)): 441-450.
51. Lee C., 2019. Autopilot design for unmanned combat aerial vehicles (UCAVs) via learning-based approach,476-481. 2019 IEEE Symposium Series on Computational Intelligence, Aralık 2019, Daejeon Kore Cumhuriyeti.
52. Durmaz O., 2015. Robust flight and landing autopilot. Ortadoğu Teknik Üniversitesi, Yüksek Lisans Tezi, Ankara,161s.

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı: Hamdi ULUCAN

Uyruğu: Türkiye (T.C)

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Yüksek Lisans	Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü	2021
Lisans	Erciyes Üniversitesi, Uçak Elektrik Elektronik	2017
Lise	Kırşehir Anadolu Öğretmen Lisesi, Kırşehir	2012

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
2017-Halen	Türk Hava Yolları Teknik	3 yıl

YABANCI DİL

İngilizce

YAYINLAR