

**DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN OTOPILOT  
TASARIMI**

**ÖVÜNÇ ELBİR**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ  
ELEKTRİK-ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**ARALIK 2013**

**ANKARA**

Fen Bilimleri Enstitü onayı

---

Prof. Dr. Necip CAMUŐCU  
Müdüş

Bu tezin Yüksek Lisans derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığını onaylarım.

---

Prof. Dr. Murat ALANYALI  
Anabilim Dalı Başkanı

Övünç ELBİR tarafından hazırlanan “DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN OTOPILOT TASARIMI” adlı bu tezin Yüksek Lisans tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

---

Doç. Dr. Coşku KASNAKOĞLU  
Tez Danışmanı

Tez Jüri Üyeleri

Başkan : Prof. Dr. Ünver KAYNAK

Üye : Doç. Dr. Coşku KASNAKOĞLU

Üye : Doç. Dr. Ali BOZBEY

## **TEZ BİLDİRİMİ**

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, ayrıca tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada orijinal olmayan her türlü kaynağa eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

Övünç ELBİR

**Üniversitesi** : TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi  
**Enstitüsü** : Fen Bilimleri  
**Anabilim Dalı** : Elektrik-Elektronik Mühendisliği  
**Tez Danışmanı** : Doç.Dr. Coşku KASNAKOĞLU  
**Tez Türü ve Tarihi** : Yüksek Lisans – Aralık 2013

**Övünç ELBİR**

## **DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN OTOPILOT TASARIMI**

### **ÖZET**

Günümüzde tehlikeli alanlarda arama ve kurtarma, haritalama, gözlem, ürün taşıma ve teslimi veya hedef tespiti ve takibi gibi çeşitli kullanım alanlarına sahip olan İHA'lar malzeme bilimi ve üretim alanlarındaki gün geçtikçe artan gelişmeler sayesinde daha farklı alanlarda ve daha yaygın olarak kullanılmaktadır. Döner kanat İHA'lar dikey kalkış-iniş, buldukları yerde havada asılı kalabilme ve agresif manevra yetenekleriyle ulaşılması zor alanlardaki görevleri rahatlıkla gerçekleştirebilmektedir. Bu görevler esnasında İHA'nın uzaktan kumanda ile pilot tarafından kontrol edilmesi yerine otopilot destekli uçuş moduyla yer istasyonu başındaki pilot tarafından veya tam otonom uçuş ile pilot olmadan kontrol edilmesi pilot hatalarının önüne geçmekle kalmayıp pilotun İHA'nın görev yerinden bağımsız olarak İHA'yı kontrol etmesine imkan tanımakta; aynı zamanda herhangi bir pilota ihtiyaç duymadan ön tanımlı görevlerin yerine getirilmesini mümkün kılmaktadır. Bu çalışmada bir dört rotorlu hava aracı için özgün bir otopilot sistemi geliştirilmiş, sistemin tasarımı, bileşenleri ve işleyişi üzerinde durulmuştur.

**Anahtar Kelimeler:** PID Kontrol, İnsansız Hava Araçları, Otopilot Sistemleri, Dört Rotorlu İnsansız Hava Araçları, Sistem Tanılama

**University** : TOBB University of Economics and Technology  
**Institute** : Institute of Natural and Applied Sciences  
**Science Programme** : Electrical and Electronics Engineering  
**Supervisor** : Assoc. Prof. Dr. Coşku KASNAKOĞLU  
**Degree Awarded and Date** : M.Sc. – December 2013

**Övünç ELBİR**

## **AUTOPILOT DESIGN FOR A QUADROTOR**

### **ABSTRACT**

Nowadays, Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) which have various areas of usage such as search and rescue operations, mapping, observation, cargo and target acquisition or tracking have been used more widely in more diversified fields due to the increasing developments day by day in the areas of materials science and production. UAVs with rotary wings easily carry out operations in hard-to reach places thanks to their capabilities of vertical take-off and landing, poising and aggressive maneuvering. The means of controlling the UAVs by a pilot in charge of the ground station via the autopilot-aided flight mode or by complete autonomous flight mode without a pilot instead of controlling them by a pilot with remote control during these operations not only hinders the pilot error and allows the pilot for controlling the UAV independently of the duty station but also enables the fulfillment of pre-defined duties without any need for a pilot. In this study, a novel autopilot system is developed for an UAV with four-rotary wings; the design, components and operation of the system are examined.

**Key Words:** PID Control, Unmanned Aerial Vehicles, Autopilot Systems, Quadrotor, System Identification

## TEŞEKKÜR

Bu tezin hazırlanmasının her aŐamasında engin bilgi ve tecrübe birikimiyle bana yol gösteren danışman hocam Doç. Dr. Coşku KASNAKOĞLU'na, Z-09 (112)'daki değerli çalışma arkadaşlarıma, bu gün bulunduğum noktaya gelmemi sağlayan ve bu güne kadar maddi manevi her türlü desteğini esirgemeyen aileme, bu tezin hazırlanma sürecinde ve hayatımın geri kalanında sonsuz sevgisiyle ve desteğiyle yanımda olan hayat arkadaşım Didem AKSOY'a çok teşekkür ederim.

## İÇİNDEKİLER

ÖZET	iv
ABSTRACT	v
TEŞEKKÜR	vi
ÇİZELGELERİN LİSTESİ	ix
ŞEKİLLERİN LİSTESİ	x
KISALTMALAR	xii
SEMBOL LİSTESİ	xiii
1. İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI VE OTOPILOT SİSTEMLERİ	1
1.1 Giriş .....	1
1.2 Dört Rotor Hava Araçlarının Tarihi.....	2
1.3 Dört Rotorlu Hava Araçlarında Temel Uçuş Denetimleri.....	6
1.4 Dört Rotorlu İHA Modeli .....	7
1.5 Otopilot Sistemleri.....	9
2. DÖRT ROTOR İHA OTOPILOT SİSTEMİNİN TEST VE ANALİZ İŞLEMLERİ	13
2.1 Sistem Donanımları .....	13
2.1.1 Gövde .....	13
2.1.2 Motorlar.....	14
2.1.3 Elektronik Hız Kontrolcüsü.....	15
2.1.4 Radyo Kontrol Sistemi .....	15
2.1.5 Kablosuz Haberleşme Modülü .....	16
2.1.6 Ana Kontrol Ünitesi .....	16
2.2 Sistem Tanılama ve Kontrolcü Katsayılarının Yenilenmesi.....	18
3. DÖRT ROTOR İHA DENGELEME TASARIMI	26
3.1 Duruşsal Verilerin Elde Edilmesi .....	27
3.2 Yükseklik Verisinin Elde Edilmesi .....	28
3.3 Yer İstasyonu Yazılımı .....	30

3.4	Kontrolcü Tasarımı .....	33
3.4.1	3-Eksen Dengeleme Kontrolcüleri .....	33
3.4.2	Yükseklik Kontrolcüsü .....	38
4.	TAM OTONOM UÇUŞ İÇİN OTOPİLOT TASARIMI	42
4.1	Konum Verilerinin ve Gidilecek Rotanın Hesaplanması .....	42
4.2	Yer İstasyonu Uygulaması .....	45
4.3	Otopilot Yazılımı .....	46
5.	SONUÇLAR	50
	KAYNAKLAR	55
	ÖZGEÇMİŞ	57



## ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 2.1: "Turnigy Aerodrive SK3" Özellikleri[21] .....	14
Çizelge 2.2: Ardupilot Mega2.5 kartının Özellikleri .....	18
Çizelge 3.1: Tasarlanan Kontrolcünün Kazanç Değerleri.....	36
Çizelge 5.1: Sistem Tanılama ve Kontrolcü Yeniden Tasarımı Öncesi ve Sonrası Ortalama Karesel Hatalar .....	50
Çizelge 5.2: Özgün Otopilota ait Ortalama Karesel Hatalar .....	51

## ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 1.1: "Breguet-Richard" hava aracı .....	2
Şekil 1.2: "De Bothezat" hava aracı [12] .....	3
Şekil 1.3: Orta Doğu Teknik Üniversitesi tarafından geliştirilen Dört Rotor İHA .....	4
Şekil 1.4: Stanford Üniversitesi tarafından geliştirilen Dört Rotor İHA .....	4
Şekil 1.5: "DJI Phantom" .....	5
Şekil 1.6: "APM Copter" .....	6
Şekil 1.7: Dört Rotor İHA temel kontrol .....	7
Şekil 1.8: Dört Rotor İHA modeli .....	8
Şekil 1.9: Temel otopilot kontrolü .....	9
Şekil 1.10: İHA uçuş kontrol ünitesi .....	11
Şekil 1.11: Hermes 450 Yer İstasyonu [19] .....	12
Şekil 2.1: Dört rotor İHA gövdesi[20] .....	14
Şekil 2.2: "Turnigy Aerodrive SK3"[21] .....	14
Şekil 2.3: "Turnigy Plush"[22] .....	15
Şekil 2.4: "Turnigy 6X" Radyo Kontrol Sistemi[23] .....	16
Şekil 2.5: "3DR Radio" kablosuz haberleşme kiti[24] .....	16
Şekil 2.6: Ardupilot Mega 2.5 .....	17
Şekil 2.7: Orjinal koda göre hazırlanan Simulink modeli .....	19
Şekil 2.8: Yalpa eksenini için ölçülen ve benzetimi yapılan model çıkışları .....	20
Şekil 2.9: Yunuslama eksenini için ölçülen ve benzetimi yapılan model çıkışları .....	20
Şekil 2.10: Sapma eksenini için ölçülen ve benzetimi yapılan model çıkışları .....	21
Şekil 2.11: PID kontrol bloğu .....	22
Şekil 2.12: Sistem tanılamadan önce yalpa açısı .....	22
Şekil 2.13: Sistem tanılamadan sonra yalpa açısı .....	23
Şekil 2.14: Sistem tanılamadan önce yunuslama açısı .....	23
Şekil 2.15: Sistem tanılamadan sonra yunuslama açısı .....	24
Şekil 2.16: Sistem tanılamadan önce sapma açısı .....	24
Şekil 2.17: Sistem tanılamadan sonra sapma açısı .....	25
Şekil 3.1: Genel Sistem Blok Şeması .....	26
Şekil 3.2: "LV-MaxSonar-EZ4" mesafe sensörü[26] .....	29
Şekil 3.3: Mesafe sensörü için kullanılan alçak geçiren filtre .....	29
Şekil 3.4: Yer İstasyonu Katsayı Güncelleme - Anlık Uçuş Verisi Takip - Kayıt Ekranı .....	30

Şekil 3.5: Katsayıların Ayrılması için Sözde Kod .....	32
Şekil 3.6: Yer İstasyonu Kumanda Kalibrasyonu .....	32
Şekil 3.7: Geleneksel PID Kontrolcü .....	33
Şekil 3.8: Tasarlanan Dengeleyici Kontrolör .....	34
Şekil 3.9: Yalpa ve Yunuslama Kontrolcü Katsayı Ayarlaması için Kullanılan Test Düzenegi .....	35
Şekil 3.10: Kontrollü Uçuş Yalpa Açısı-Referans Verileri.....	37
Şekil 3.11: Kontrollü Uçuş Yunuslama Açısı-Referans Verileri .....	37
Şekil 3.12: Kontrollü Uçuş Sapma Açısı-Referans Verileri .....	38
Şekil 3.13: Dengeleme Kontrolüne Yapılan Yükseklik Kontrol Ekleme.....	40
Şekil 3.14: Yükseklik açık_kapalı – Yükseklik – Zaman Verileri.....	40
Şekil 4.1: "U-blox LEA-6" GPS alıcısı[25] .....	42
Şekil 4.2: Yer İstasyonu Harita Ekranı .....	45
Şekil 4.3: Otonom Uçuş Modunda Gidilecek Noktalar .....	46
Şekil 4.4: Yönelim ve Sapma Açısı Arasındaki İlişki .....	47
Şekil 4.5: Sapma Eksenini Dönüş Yönü Tayini .....	47
Şekil 4.6: Sapma Eksenini Dönüş Yönü Tayini Sözde Kod .....	48
Şekil 4.7: Sapan GPS Verisi .....	49
Şekil 5.1: Otonom Uçuş Yalpa-Yunuslama Eksen ve Yükseklik Duruşsal Veriler ...	52
Şekil 5.2: Otonom Uçuş Sapma Açısı-Referans-Mesafe Verileri.....	53
Şekil 5.3: Otonom Uçuş Yer İstasyonu Harita Görüntüsü.....	54

## KISALTMALAR

### Kısaltmalar Açıklama

İHA	İnsansız Hava Aracı
mAh	Miliampere hour
LiPo	Lithium Polymer
LQR	Linear Quadratic Gaussian
PD	Proportional - Derivative
GPS	Global Positioning System
FPGA	Field Programmable Gate Array

## SEMBOL LİSTESİ

Simgeler	Açıklama
$\varphi$	Roll ( <i>yalpa</i> ) açısı
$\theta$	Pitch ( <i>yunuslama</i> ) açısı
$\psi$	Yaw ( <i>sapma</i> ) açısı
$n$	Eşkenar çokgen kenar sayısı
$d$	Gidilen mesafe
$R$	Dünya'nın yarıçapı

# 1. İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI VE OTOPILOT SİSTEMLERİ

## 1.1 Giriş

İnsansız Hava Araçlarının (İHA) kullanım alanları, batarya ömürlerinin artışı ve elektronik uçuş elemanlarının(sensörler, mikroişlemci vs.) ucuzlaması ile gün geçtikçe artmaktadır[1]. Günümüzde hedef tespit ve takibi, gözetleme, tehlikeli alanlarda arama ve kurtarma, zirai ilaçlama, trafik takibi ve haritalama gibi askeri veya sivil birçok farklı alanda kullanım bulmaktadırlar[2-3].

İnsansız hava araçları uzaktan kontrol ile kumanda edilebildikleri gibi, üzerlerine yerleştirilen otomatik pilot donanımları sayesinde otonom uçuşlar da gerçekleştirebilmektedirler. Sadece bazı kontrol yüzeylerinin otopilot tarafından kontrol edildiği ve halen kullanıcı kontrolleri gerektiren yarı otonom sistemlerin yanında insan faktörünü tamamen ortadan kaldırıp, kalkış, iniş, belirlenen rotada seyrüsefer gibi görevleri tam otonom olarak başarıyla gerçekleştirebilen otomatik pilot sistemleri, insansız hava araçlarında vazgeçilmez hale gelmişlerdir [4-5].

Piyasada farklı algılayıcı ve işlemcilerle donatılmış birçok ticari otomatik pilot sistemi bulunmaktadır. Geliştirmeye tamamen kapalı modeller yanında, yazılımı ve donanımı değişikliklere izin veren açık kaynaklı ve düşük maliyetli otomatik pilot sistemleri de bulunmakta ve bu sistemlerin araştırma çevrelerince kullanımı büyük bir hızla artmaktadır [6]. Ticari otomatik pilot sistemlerinin büyük bölümünde PID tabanlı kontrolcü algoritmaları kullanılsa da, değişen gereksinimler nedeniyle bulanık mantık (Fuzzy Logic), sinir ağları (Neural Network), LQG (Linear Quadratic Gaussian) tabanlı kontrolcü algoritmaları da sıklıkla kullanılmaya başlanmıştır [7-8].

Dört Rotorlu İnsansız Hava Araçları<sup>1</sup> uçuş rotasında karşılaşılabilecek birçok problemin, agresif manevra, havada asılı kalma, olduğu yerden kalkıp bulunduğu yere iniş yapabilme gibi yetenekleri ile kolaylıkla üstesinden gelebilir. Agresif

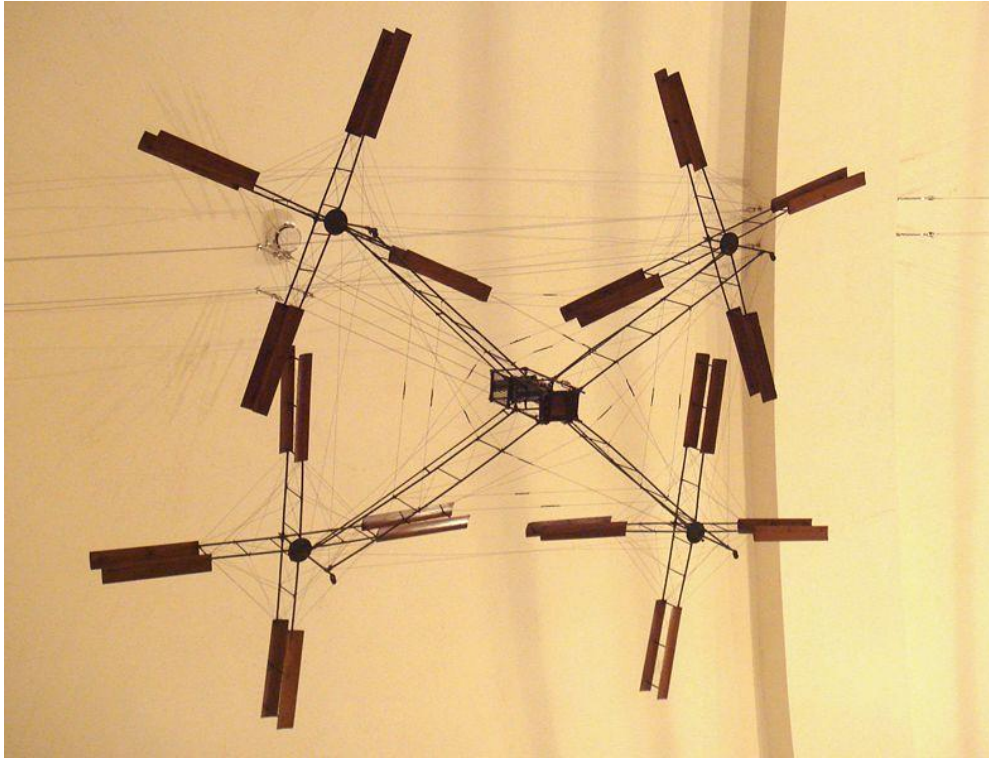
---

<sup>1</sup> İng. Quadroter Unmanned Aerial Vehicle

manevra yeteneği erişilmesi zor alanlara erişimin sağlanmasını sağlasa da kontrolün zorlaşmasına sebep olmaktadır. Bunlara ek olarak, dört pervane daha fazla yükün taşınabilmesine imkan sağlamasına karşın gc tüketimini artırmaktadır[9].

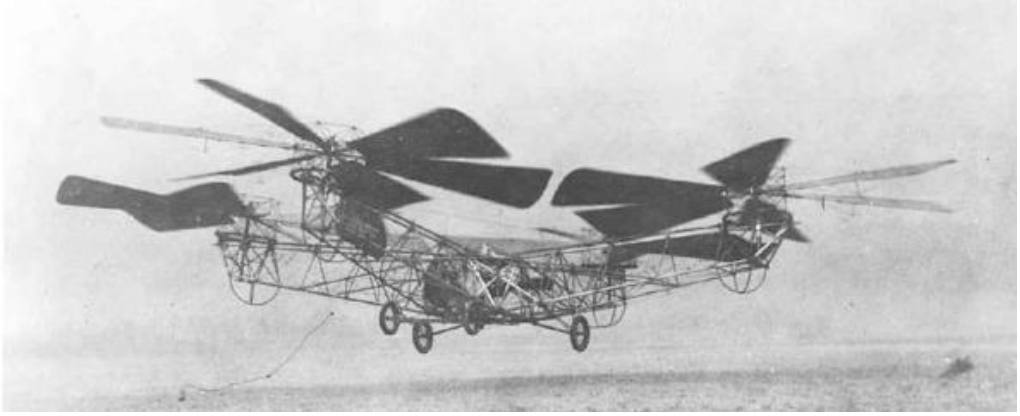
## 1.2 Dört Rotor Hava Araçlarının Tarihi

Dört rotorlu insansız hava aracının kontrol edilme çalışmaları yeni olmasına karşın, dört rotorlu insansız hava aracı fikri 1907 yılına kadar uzanmaktadır. İlk dört rotorlu hava aracı "Breguet Kardeşler" tarafından yapılmıştır[10]. Serbest bir Şekilde uçmamış olmasına ve kontrol edilebilirliği bulunmamasına rağmen tarihe kendi kendine kalkabilen ilk döner kanat araç olarak geçmiştir. "Breguet Kardeşler" tarafından yapılan dört rotor hava aracı Şekil 1.1'de görülebilir.



Şekil 1.1: "Breguet-Richard" hava aracı

"De Bothezat", 1922 yılında Amerikan Hava Kuvvetlerine dört rotorlu bir insansız hava aracı yapmış ve aracı 1.8 metre yükseklikte havada tutmayı başarmıştır. [11]. "De Bothezat" hava aracı Şekil 1.2'de görülebilir.



**Şekil 1.2:** "De Bothezat" hava aracı [12]

Zaman içerisinde üretim teknikleri ve malzeme bilimindeki gelişmeler ile kesin sonuçlar veren ufak sensörlerin imal edilebilmeye başlanmasıyla, çok ufak dört rotorlu insansız hava araçları geliştirilmeye başlandı. Günümüzde ticari veya deney amaçlı çeşitli büyüklüklerde otonom dört rotor İHA bulunmaktadır. Dikey Kalkış ve İniş<sup>2</sup> araçları üniversiteler, araştırma merkezleri ve hobiciler tarafından geliştirilmeye devam etmektedir[13-14].

Piezo-elektrik gyro'lar kullanılarak ODTÜ'de tasarlanan dört rotor İHA Şekil 1.3'te görülebilir. Roll<sup>3</sup>, pitch<sup>4</sup> ve yaw<sup>5</sup> açılarının kontrolü LQR ve PD kontrolör ile yapılan bu dört rotor İHA'nın gövdesi 45 cm'lik alüminyum profillerden oluşturulmuştur[15].

---

<sup>2</sup> İng. Vertical Take-off and Landing

<sup>3</sup> Tur. Yalpa

<sup>4</sup> Tur. Yunuslama

<sup>5</sup> Tur. Sapma





**Şekil 1.3:** Orta Doğu Teknik Üniversitesi tarafından geliştirilen Dört Rotor İHA

Stanford Üniversitesi tarafından geliştirilen başka bir dört rotor İHA Şekil 1.4’te görülebilir. Gövde olarak DraganFlyer-3 kullanılan bu tasarımda duruşsal kontrol PD kontrolcü ile sağlanmıştır. Yükseklik kontrolü için kullanılan GPS verisi, dört rotor İHA üzerine yerleştirilen bir sonar uzaklık bulucu ile güçlendirilmiştir. Manuel uçuş modunun yanında geliştirilen otonom uçuş algoritması ile belirlenen noktalar arası takip yapılmıştır. LabVIEW programında geliştirilen bir yer istasyonu ile kullanışsal kolaylık ve uçuş esnasında değişiklikler yapılabilmesi sağlanmıştır[16].



**Şekil 1.4:** Stanford Üniversitesi tarafından geliştirilen Dört Rotor İHA

Ticari dört rotor İHA tasarımları hobiciler, havadan görüntüleme işiyle uğraşanlar ve araştırmacılar için uygun fiyatlı çözümler sunmaktadır. Tamamen uçuşa hazır olarak edinilebilmesi, kullanıcı dostu arayüzleri ve bazılarının açık kaynak projeler olması bu tasarımları son günlerde popüler hale getirmiştir. "DJI Innovations" tarafından üretilen DJI Phantom (Şekil 1.5) belirlenen noktalar arasında otonom olarak uçuş yapabilmesinin yanında sadece duruşsal kontrol açıkken kullanılabilmektedir. Üzerine kolaylıkla entegre edilebilen kamera ile, kullanıcı yüksek çözünürlük videoları modlar arası geçiş yaparak çekme imkanı bulunmaktadır. Kullanılan Akıllı Yönelim Kontrolü<sup>6</sup> ile cihazın ön istikameti her zaman ev pozisyonu referans alınarak hesaplandığı için ileri komutu her zaman cihazı ileri yöneltmektedir. Otomatik eve dönüş ve otomatik iniş algoritmaları sayesinde cihazla uzaktan kumanda arasındaki bağlantının kopma durumlarında otomatik olarak ev pozisyonuna iniş imkanı sağlamaktadır. Üzerinde gelen 2200 mAh 3S LiPo batarya ile toplam ağırlık 170 gramı geçmeyecek şekilde 10 ile 15 dakika arası uçuş yapabilmektedir[17].



**Şekil 1.5:** "DJI Phantom"

---

<sup>6</sup> İng. Intelligent Orientation Control

Bir başka ticari ürün olarak "APM Copter" "3D Robotics" firmasının ürünü olan Arduino tabanlı olan ArduPilot kontrolcü kartı ile otonom uçuş yapabilmektedir. Üç, dört, altı ve sekiz rotor seçenekleri bulunan hazır gövdeleri edinilebilen "APM Copter" Şekil 1.6'da görülebilir[18].



**Şekil 1.6:** "APM Copter"

"Mission Planner " isimli yer istasyonu ile "Google Maps" üzerinden belirtilen ve gidilmesi istenen noktalar arasında otonom uçuşa imkan veren programla anlık uçuş verileri gözlemlenmesi ve uçan cihazdaki kontrol parametrelerinin anlık değiştirilmesi mümkündür. "APM " otopilot sistemi açık kaynak olduğundan kaynaklı yüksek seviyede özelleştirilebilir durumdadır. Bu özelleştirilebilirlik gerek hobiciler gerekse araştırmacılar tarafından "APM " sisteminin tercih edilirliğini ciddi ölçüde artırmıştır.

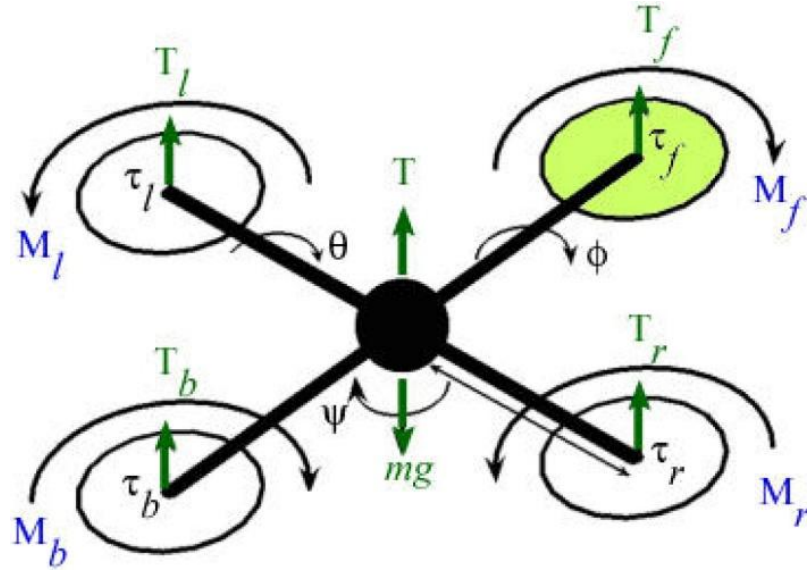
### **1.3 Dört Rotorlu Hava Araçlarında Temel Uçuş Denetimleri**

Dört rotorlu İHA modeli Şekil 1.7'de görülmektedir.  $M_L, M_R, M_F, M_B$  momentleri pervanelerin dönüşünden oluşan momentlerdir ve yaw kontrolü için kullanılır. Karşılıklı pervaneler aynı dönüş yönüne ve hatveye sahip oldukları için aynı tarafa

doğru moment uygularlar. Motorların dönüőüyle oluşan,  $\tau_L, \tau_R$  kuvvetleri ile yalpa kontrolü ve son olarak  $\tau_F, \tau_B$  kuvvetleri ile yunuslama kontrolü sağlanır.

$$T = T_L + T_R + T_F + T_B \quad (1.1)$$

olduğu Őekilden açıkça görülebilmektedir.



Şekil 1.7: Dört Rotor İHA temel kontrol

#### 1.4 Dört Rotorlu İHA Modeli

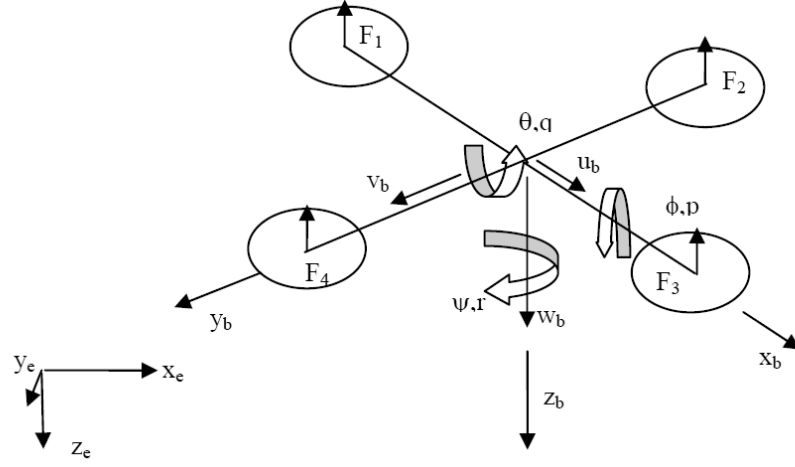
Dört rotor İHA'lar altı eksenle serbest<sup>7</sup> olarak hareket edebilir. Bu altı eksenle hareket on iki durum ile tanımlanabilir. Bu on iki durumdan altısı sistemin duruş<sup>8</sup> verileridir. Bunlar; yunuslama( $\theta$ ), yalpa( $\phi$ ) ve sapma( $\psi$ ) aırları ile açısal hızlar olan  $p, q$  ve  $r$  dir. Kalan altı durum ise dünya sabit çerçevenin<sup>9</sup> kütle orta noktası referans alınarak bulunan üç tane pozisyon ve üç tane hızdır. İki tane birbirine dik üç eksenden oluşan ereve düőünülürse, bunlardan birincisi; aracın gövdesine sabit varsayılan ve Şekil 1.8'de  $b$  simgesiyle gösterilmiő olan gövde erevesi<sup>10</sup> dir. İkinicisi ise  $e$  ile gösterilmiő olan dünya sabit çerçevedir.

<sup>7</sup> İng. Degree of Freedom

<sup>8</sup> İng. Attitude

<sup>9</sup> İng. Earth Fixed Frame (fixed reference frame)

<sup>10</sup> İng. Body Frame



Şekil 1.8: Dört Rotor İHA modeli

Her bir eksendeki dönüşüm matrisleri Denklem (1.2)'de verilmiştir.

$${}^b_e R_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix} \quad (1.2a)$$

$${}^b_e R_y = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (1.2b)$$

$${}^b_e R_z = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1.2c)$$

Bu dönüşüm matrislerinin çarpılmasıyla  $e$  çerçevesinden  $b$  çerçevesine geçiş matrisi olan  $R$  matrisi (Denklem 1.4) elde edilir.

$${}^b_e R = {}^b_n R_z * {}^b_n R_y * {}^b_n R_x \quad (1.3)$$

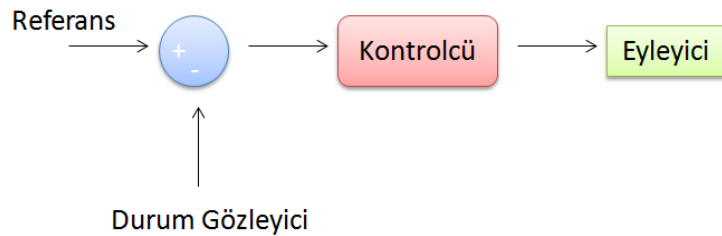
$${}^b_e R = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\phi\sin\psi + \sin\phi\sin\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\psi - \cos\phi\sin\theta\cos\psi \\ -\cos\theta\sin\psi & \cos\phi\cos\psi - \sin\phi\sin\theta\sin\psi & \sin\phi\cos\psi + \cos\phi\sin\theta\sin\psi \\ \sin\theta & -\sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (1.4)$$

## 1.5 Otopilot Sistemleri

Havacılığın ilk yıllarında hava aracının uçabilmesi için pilotun sürekli olarak uçağı kontrol etmesi gerekiyordu. Uzun süreli uçuşlarda bu durumun imkansız hale gelmesiyle beraber pilotun bazı görevlerini devralacak olan otopilot tasarımlarına başlandı. Üretim ve malzeme bilimindeki gelişmeler sonucu günümüzde pilot olmadan hava aracının verilen görevi yapmasını sağlayan otopilot sistemleri tasarlanabilir hale gelmiştir.

Tarihte bilinen ilk otopilot sistemi 1912 yılında Sperry Şirketi tarafından üretilmiştir. Bu otopilot sistemi bir uçak üzerinde yönelim göstergesine<sup>11</sup> ve duruş göstergesine<sup>12</sup> bağlanmış olup, irtifa dümeni ve istikamet dümenini kontrol etmektedir. Yapılan uçuş denemelerinde otopilotun başarılı bir şekilde uçağı pilot müdahalesi olmadan dengeleyebildiğini göstermiştir.

Günümüzde otopilot sistemleri birçok hava, deniz ve kara aracında kullanılmaktadır. Otopilot sistemlerinin genel amacı verilen referansı sürekli olarak takip etmek ya da belirlenen noktalar arasında gezinmektir. Kapalı döngü bir kontrol sistemine sahip olan otopilotlar kontrol işleminde, durum gözleyicisi ve kontrolcü olmak üzere iki temel yapıtaşına sahiptir. Şekil 1.9'da görülen blok şemada referans olarak gösterilen yer istenen bir duruşsal hareket, uçuş yüksekliği, uçuş hızı yada konum olabilir. İlgili sensorlerden gelen verilerle tasarlanan kontrol sistemi hava aracını istenen referans gezinesine ulaştırmaya çalışır.



Şekil 1.9: Temel otopilot kontrolü

<sup>11</sup> İng. Gyroscopic Heading Indicator

<sup>12</sup> İng. Attitude Indicator

Otopilot sistemlerinde kontrolcü olarak genelde mikro denetleyiciler kullanılmaktadır. Ucuz ve kolay programlanabilir olmalarının yanında yüksek işlem gücüne sahip olmaları tercih edilmelerinin başlıca sebeplerindendir. Şekil 1.9'da görülen durum gözleyicileri yapılacak kontrolün o anki değerini ölçen parçalardır. Gelişmiş otopilot sistemlerinde, yangın tespiti veya hedef tespiti gibi işlemler için durum gözleyicilerden biri olarak kamera kullanılabilir. Bu durumlarda görüntü işleme işleminin yüksek ve paralel işlem gerektirdiği noktalarda paralel işlem yetisi bulunan FPGA ( Field Programmable Gate Array) 'ler kullanılabilir. Dört rotor İHA'larda eyleyici motorlarken, sabit kanat İHA'larda eyleyiciler kanatçıklar<sup>13</sup>, irtifa dümeni<sup>14</sup> ve istikamet dümenleridir<sup>15</sup>.

Genel olarak İHA uçuş kontrol sistemi Şekil 1.10'da görülebilir. Bu şekildeki blokları açıklayacak olursak;

- Ölçümleme : Şekil 1.10'da bulunan yeşil blok'ta ölçümlenen veriler görülmektedir. Duruşsal ölçümleme için ivmeölçer<sup>16</sup> ve jiroskop<sup>17</sup>'tan oluşan ataletsel ölçüm birimine<sup>18</sup> ek olarak yönelimin hesaplanabilmesi için manyetometre<sup>19</sup> kullanılır. Geriye kalan ölçümleme verileri uçuş yapılan alana bağlı olarak değişik sensörlerden elde edilmektedir. Kapalı alanlarda yapılan uçuşlarda konum ölçümlemesi için kameralar, uzaklık sensörleri yada değişik kapalı alan konumlama sistemleri<sup>20</sup> kullanılırken açık alanda küresel konumlama sensörü<sup>21</sup> kullanılmaktadır. Yükseklik kontrolü için kapalı alanlarda uzaklık sensörü, kamera veya basınç sensörü kullanılabilirdiği gibi açık alanlarda yapılan uçuşlarda bunlara ek olarak GPS verileri de kullanılabilir.

---

<sup>13</sup> İng. Aileron

<sup>14</sup> İng. Elevator

<sup>15</sup> İng. Rudder

<sup>16</sup> İng. Accelerometer

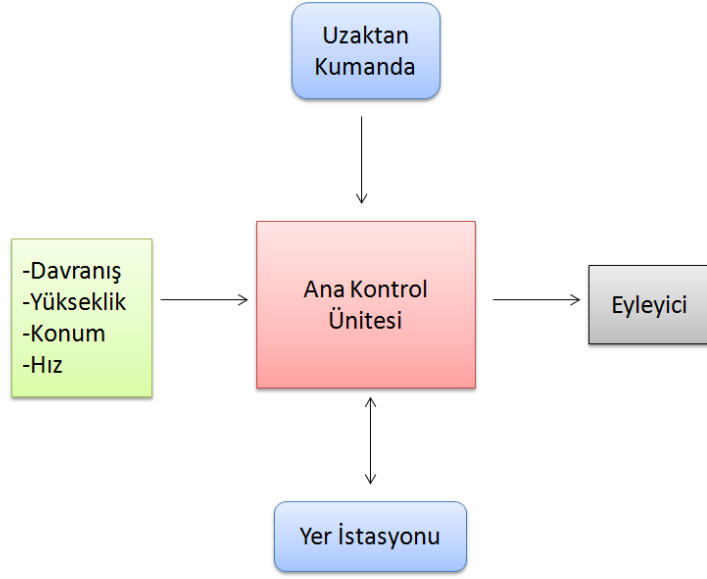
<sup>17</sup> İng. Gyroscope

<sup>18</sup> İng. Inertial Measurement Unit (IMU)

<sup>19</sup> İng. Magnetometer

<sup>20</sup> İng. Indoor Positioning System (IPS)

<sup>21</sup> İng. Global Positioning System (GPS)



**Şekil 1.10:** İHA uçuş kontrol ünitesi

- Görev Tanımlamaları : Otopilotun yapacağı görevi tanımlamak için uzaktan kumanda veya yer istasyonu kullanılabilir. Uzaktan kumanda ile uçan sisteme yollanabilecek verinin çeşitliliğinin kısıtlı olması sebebiyle uzaktan kumanda genelde uçuş modları arası geçiş ve otopilot destekli manuel uçuş modu için kullanılmaktadır. Yer istasyonlarından ise uzaktan kumanda ile yapılabilen işlemler yapılabildiği gibi çok daha kompleks işlemlerde yapılabilir. Şekil 1.11’de en gelişmiş otopilot sistemlerinden birine sahip olan “Hermes 450” İHA’sının yer istasyonu görülebilir. Yer istasyonlarının görevleri şu şekilde sıralanabilir;
  - Uçuş verileri (duruşsal veriler, konum, yükseklik, hız, yakıt yada batarya durumu) anlık olarak gözlenebilir.
  - Hava aracının takip edeceği rota, hava aracının hızı ve yüksekliği değiştirilebilir.
  - Uçuş verilerinin kaydı tutulabilir.
  - İHA üzerine takılacak bir kamera ile uçuş esnasındaki görüntü canlı olarak izlenebilir. Bu sayede İHA manuel olarak uçurulabilir.





Şekil 1.11: Hermes 450 Yer İstasyonu [19]

## **2. DÖRT ROTOR İHA OTOPILOT SİSTEMİNİN TEST VE ANALİZ İŞLEMLERİ**

Geliştirilecek olan özgün otopilot sistem tasarımına geçmeden önce geliştirilen sistemin gerçekleştirileceği platform üzerinde performans testleri yapılmıştır.

Büyük market hacmine sahip olan ve seri üretimle üretilen hali hazırda piyasada bulunan kontrolcü kartlarından daha ucuza bir kart üretilmesi mümkün değildir. Buna ek olarak donanımsal olarak herhangi bir geliştirmeye de ihtiyaç bulunmamaktadır. Bu sebeplerden dolayı otopilot tasarım sürecinde donanımsal tasarımın sıfırdan yapılmamasına karar verilmiştir. Bunun yerine yeni kontrolcü tasarımları ile hazırlanan özgün yazılımın, kontrolcü kartları üzerinde çalıştırılması seçeneğine yönelinmiştir. Piyasada bulunan kontrolcü kartları arasından açık kaynak proje olmasından kaynaklı yüksek özelleştirilebilirliğe sahip olan Ardupilot Mega (APM) kartının kullanılması uygun görülmüştür.

Bu bölümde kullanılan donanımsal parçaların özellikleri ve bu parçalarla oluşturulan dört rotor İHA sisteminin modellenmesi çalışmalarından bahsedilecektir.

### **2.1 Sistem Donanımları**

Otopilot tasarımının gerçekleştirilmesi ve test edilmesi için temin edilen dört rotor İHA'nın donanımsal parçaları ve kullanılan yazılımlar detaylı olarak burada açıklanacaktır.

#### **2.1.1 Gövde**

Dört rotorlu İHA'nın gövdesi "Turnigy" markasının "Talon" modeli olarak seçilmiştir. Yüksek kalite karbon fiberden imal edilen gövde sağlamlığı ve hafifliği bir arada sunmaktadır. Ağırlığı 240 gram ve uzunluğu uçtan uca 50 cm dir. "Turnigy Talon" gövde Şekil 2.1'de görülebilir.



**Şekil 2.1:** Dört rotor İHA gövdesi[20]

### 2.1.2 Motorlar

Kullanılan motorlar "Turnigy "markasının "Aerodrive SK3" modelidir (Şekil 2.2).



**Şekil 2.2:** "Turnigy Aerodrive SK3"[21]

Uzunluğu 40 mm ve çapı 28 mm olan bu motorun özellikleri Çizelge 2.1'de verilmiştir.

**Çizelge 2.1:** "Turnigy Aerodrive SK3" Özellikleri[21]

Kv (rpm/v)	1130
Ağırlık (g)	44
Max Akım (A)	13

Direnç (mh)	120
Max Voltaj (V)	11
Güç(W)	125

### 2.1.3 Elektronik Hız Kontrolcüsü

Kullanılan elektronik hız kontrolcüsü <sup>22</sup> "Turnigy Plush" (Şekil 2.3) olarak seçilmiştir. İki - dört hücre LiPo batarya kullanılabilen bu elektronik hız kontrolcüsü 24x45x11mm boyutlarına ve 22 gram ağırlığındadır.



Şekil 2.3: "Turnigy Plush"[22]

### 2.1.4 Radyo Kontrol Sistemi

Radyo kontrol sistemi olarak "Turnigy 6X" kullanılmıştır. Dört rotorlunun manuel uçuşunun kontrolü ve uçuş modları arasında geçiş için kullanılan bu uzaktan kumanda 6 kanala sahiptir. Kumanda ve alıcısı Şekil 2.4'te görülebilir.

<sup>22</sup> İng. Electronic Speed Controller (ESC)



Şekil 2.4: "Turnigy 6X" Radyo Kontrol Sistemi[23]

### 2.1.5 Kablosuz Haberleşme Modülü

Yer istasyonu ve dört rotor İHA arasındaki iletişimi sağlayacak olan haberleşme modülü olarak "3DR Radio" kullanılmıştır. 915 MHz çalışma frekansına sahip olan set Şekil 2.5'te görülebilir. Set yaklaşık 1.5 km. menzile sunmakta 57600bps hızında veri gönderimi yapabilmektedir.

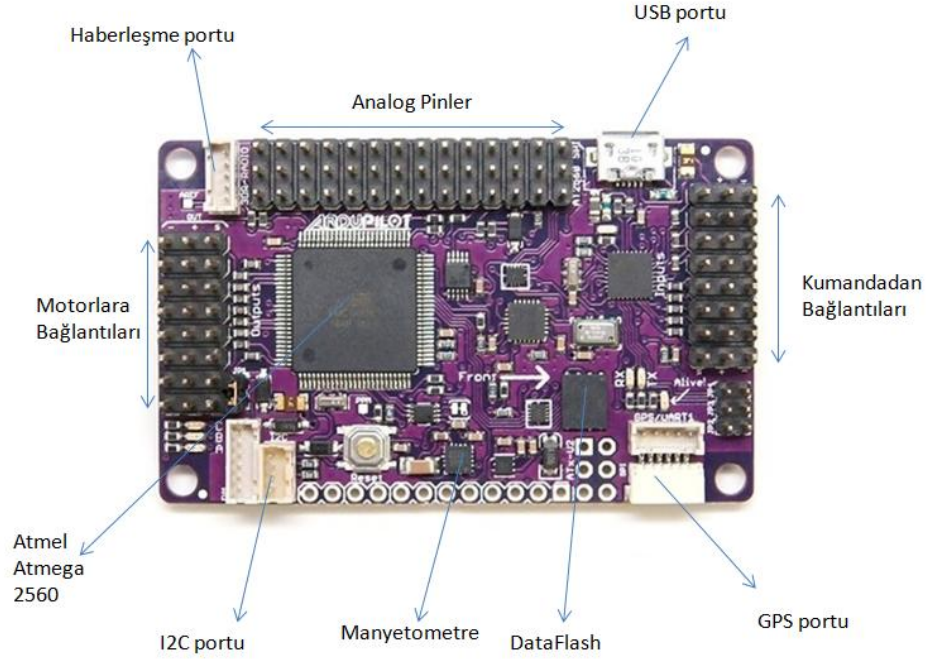


Şekil 2.5: "3DR Radio" kablosuz haberleşme kiti[24]

### 2.1.6 Ana Kontrol Ünitesi

Dört rotorlu İHA'nın ana kontrol ünitesi olarak "ArduPilot Mega 2.5" kartı kullanılmıştır. "3D Robotics" in ürünü olan bu kart Arduino tabanlı bir otopilot kartıdır. Tamamen açık kaynak olmasından ötürü yüksek özelleştirilebilirdir. Bu

sebeple araştırmalar için piyasada bulunan diğer tak alıştır otopilotlardan daha uygundur. Ardupilot kartının üzerinde bir adet Arduino işlemcisi, bir adet MPU-6000 ataletsel ölçüm nitesi; telemetri, GPS, radyo kontrol alıcısı ve servolar için konektörler bulundurmaktadır. Geliştirilen bir otopilot algoritmasının yada kontrol sisteminin gerçeklenebilmesi veya test edilebilmesi için donanımın sıfırdan yapılması gerekliliğini açık kaynak olması sayesinde ortadan kaldırmıştır. Sıfırdan bir otopilot kartı yapmak hem maddi açıdan hem de iş gücü açısından daha pahalıya gelecektir. Bu sebepten dolayı bu tez çalışmasında Ardupilot 2.5 kartı kullanılması uygun görülmüştür. Ardupilot Mega 2.5 kartı Şekil 2.6'da görülebilir.



**Şekil 2.6:**Ardupilot Mega 2.5

**Çizelge 2.2:** Ardupilot Mega2.5 kartının Özellikleri

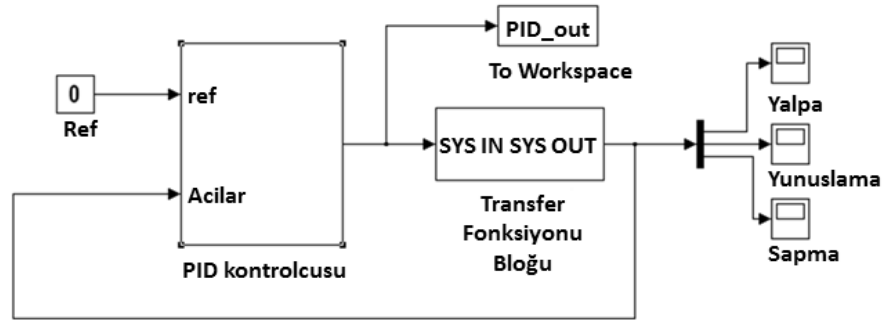
Özellik\ Kart	Ardupilot Mega 2.5
İşlemci	Atmel Atmega 2560
İşlemci Hızı	16 Mhz
İşlemci Belleği	256 KB
Jiroskop	3 Eksen
İvmeölçer	3 Eksen
Basınç Sensörü	Var
Manyetometre	Var
Log Belleği	4 MB
Boyut	40x65x10 mm

## 2.2 Sistem Tanılama ve Kontrolcü Katsayılarının Yenilenmesi

Tasarlanacak olan otopilot sisteminin Ardupilot kartı üzerinde gerçekleştirileceği ve test edileceği gözönünde bulundurulduğu zaman, ilk önce piyasaya sunulan ürünün(açık kaynak olan ArduCopter yazılımı) test edilmesi mantıklı bir başlangıç olacaktır. Bu sayede markete sunulan ürünle, tasarlanan otopilot arasında kıyas yapılabilecektir. ArduCopter yazılımı ve Mission Planner isimli yer istasyonu uygulamasıyla beraber herhangi bir döner kanat İHA uçurulabilir. Tek yapılması gereken PID katsayılarının ayarlanmasıdır. Deneysel olarak bu katsayıların ayarlanması genellikle zor ve yorucu bir süreçtir. Bu sebepten dolayı Matlab programının sistem tanılama aracı<sup>23</sup> kullanılarak dört rotor İHA için bir model bulunmuştur.

<sup>23</sup> İng. System Identification Toolbox

Sistem tanılama aracı, ölçülmüş giriş çıkış değerlerinden, dinamik sistemlerin matematiksel modellerinin elde edilmesini sağlar[27]. Ölçüm değerlerini alabilmek için ilk önce dört rotorlu yerden kaldıracı PID değerleri deneysel olarak bulunmuş ve sonrasında uçuş yapılmıştır. Yapılan uçuşta dört motor PWM<sup>24</sup> değerleri ve dört rotorlu İHA'nın duruşsal değerleri (yalpa, yunuslama ve sapma) kayıt altına alınmıştır. Bu ölçümler ikiye bölünmüş olup; ilk kısmı transfer fonksiyonu adaylarını bulmak için, ikinci kısmı da ilk kısımda bulunduğu transfer fonksiyonu adaylarını doğrulamak için kullanılmıştır. Doğrulama sonucunda ortaya çıkan en yüksek oranlı aday sistemin o açıyla ilgili modeli olarak kabul edilmiştir. MATLAB Simulink ortamında hazırlanan model Şekil 2.7'de görülebilir. Bu model Arducopter yazılımından birebir uyarlamadır. Transfer fonksiyonları blokları bulunmaya çalışılan bloktur.



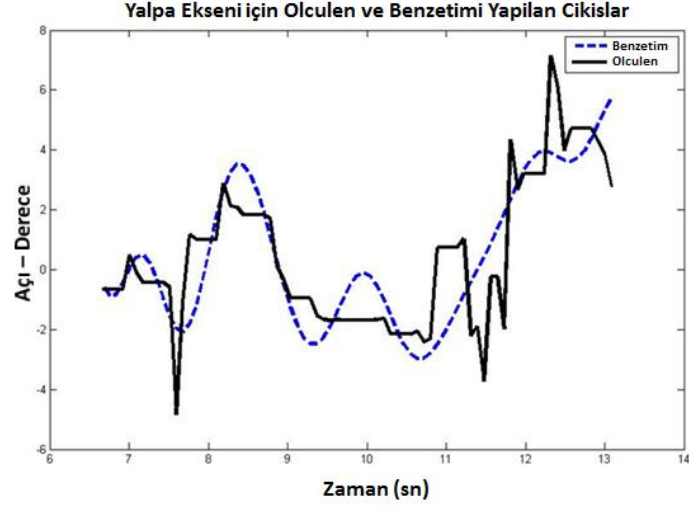
**Şekil 2.7:** Orjinal koda göre hazırlanan Simulink modeli

Sistem tanılamadan tahmin edilen sisteme, uçuş esnasında ölçülen giriş değerleri olan PWM değerleri uygulanmıştır. Bu değerler altında sistemin çıkışları ile uçuş esnasındaki duruş verileri kıyaslanmıştır. 3 eksen için ayrı ayrı tahmin edilen sistemler en az %70 benzerlik göstermektedir. Şekil 2.8, Şekil 2.9 ve Şekil 2.10'da sırasıyla yalpa,yunuslama ve sapma eksenleri için ölçülen ve benzetimi yapılan

<sup>24</sup> Kıs. Pulse Width Modulation

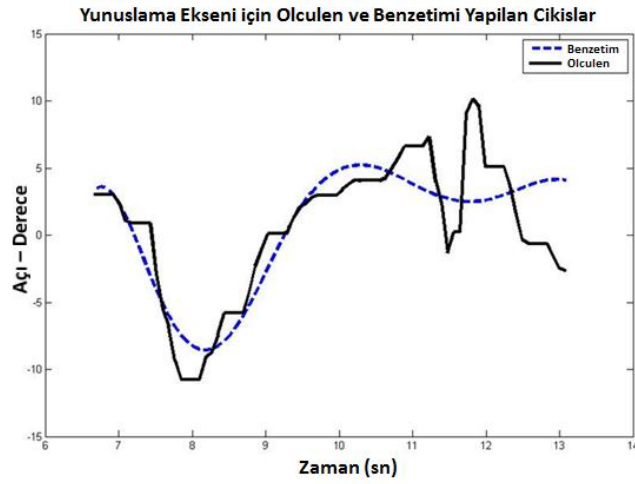


model çıkışları görülebilir. Tahmin edilen modellerin transfer fonksiyonları sırasıyla Denklem 2.1, 2.2 ve 2.3'te görülebilir.



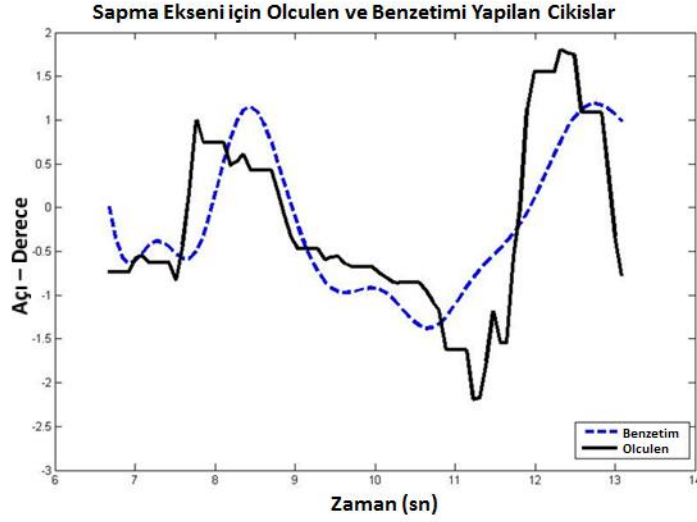
Şekil 2.8: Yalpa eksenini için ölçülen ve benzetimi yapılan model çıkışları

$$\frac{-953.2 s^5 + 579.7 s^4 - 1.04e04 s^3 - 1951 s^2 - 409.5 s + 2024}{s^{10} + 14.78 s^9 + 121.5 s^8 + 669.7 s^7 + 3250 s^6 + 8328 s^5 + 2.148e04 s^4 + 2.614e04 s^3 + 1.994e04 s^2 + 1.08e04 s + 962.4} \quad (2.1)$$



Şekil 2.9: Yunuslama eksenini için ölçülen ve benzetimi yapılan model çıkışları

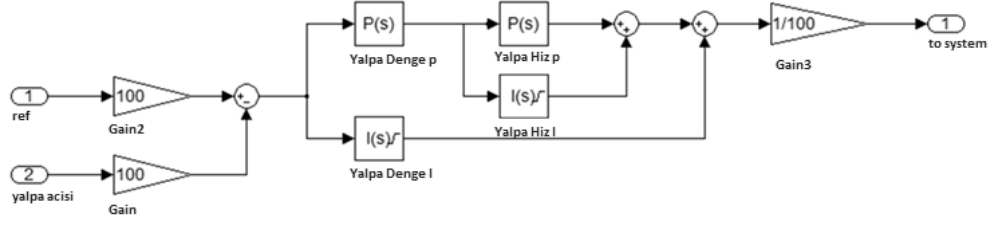
$$\frac{1.599 s^4 - 3.212 s^3 + 77.97 s^2 - 17.44 s + 276.8}{s^8 + 3.79 s^7 + 67.1 s^6 + 141.5 s^5 + 1198 s^4 + 1018 s^3 + 3454 s^2 + 854.3 s + 469.2} \quad (2.2)$$



**Şekil 2.10:** Sapma eksenini için ölçülen ve benzetimi yapılan model çıkışları

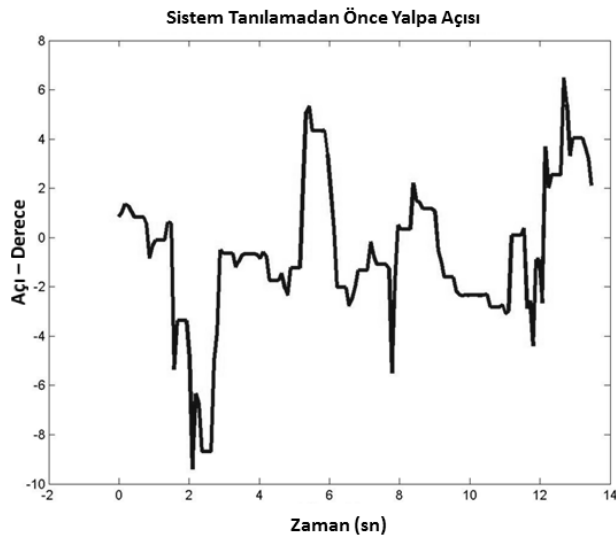
$$\frac{-5.145 s + 2.629}{s^5 + 3.165 s^4 + 7.98 s^3 + 9.194 s^2 + 7.042 s + 1.077} \quad (2.3)$$

Şekil 2.7’de bulunan PID bloğunun içeriği Şekil 2.11’de verilmiştir. Bu modelde sadece yalpa kontrol bloğu görünmekte olup yunuslama kontrol de yalpa kontrolün birebir aynısıdır. Sapma kontrolündeki tek fark kontrolcü referans olarak sapma başlangıç açısını almaktadır.



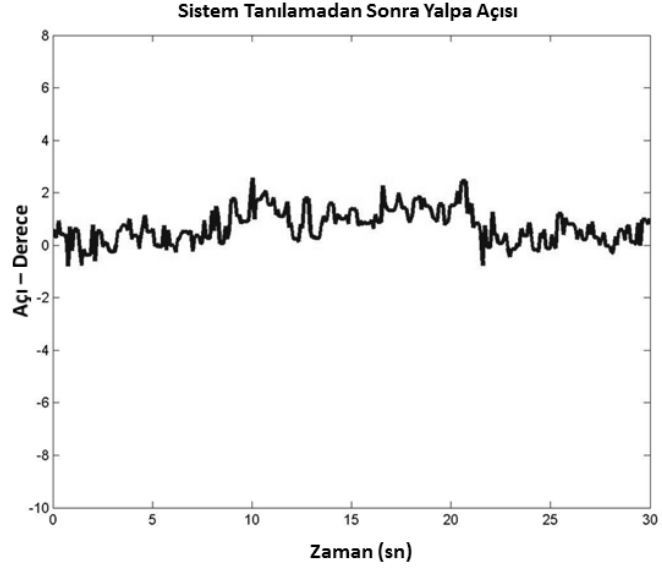
Şekil 2.11:PID kontrol bloğu

Elde edilen sistem modelleriyle kontrolcü katsayılarını yeniden hesaplamak için Matlab denkleyci dizayn aracı<sup>25</sup> kullanılmıştır. Bu araç verilen kapalı çevrim sistemi lineerleştirerek istenen değerler arasında sistemi kontrol edecek PID katsayılarını bulmaktadır. Bu işlem sonucunda yalpa ve yunuslama dengeleme için  $K_p = 4.00$ ,  $K_i = 0.1418$ , yalpa ve yunuslama açısız hız kontrolü için  $K_p = 0.1$ ,  $K_i = 0.0$ , sapma dengeleme için  $K_p = 4.50$ ,  $K_i = 0.0$  ve son olarak sapma açısız hız kontrolü için  $K_p = 0.13$ ,  $K_i = 0.015$  bulunmuştur. Bu değerlerle uçuş testi tekrarlanmıştır. Sistem tanılamadan önce ve sonra kayıt altına alınan veriler Şekil 2.12 - Şekil 2.17’de verilmiştir.

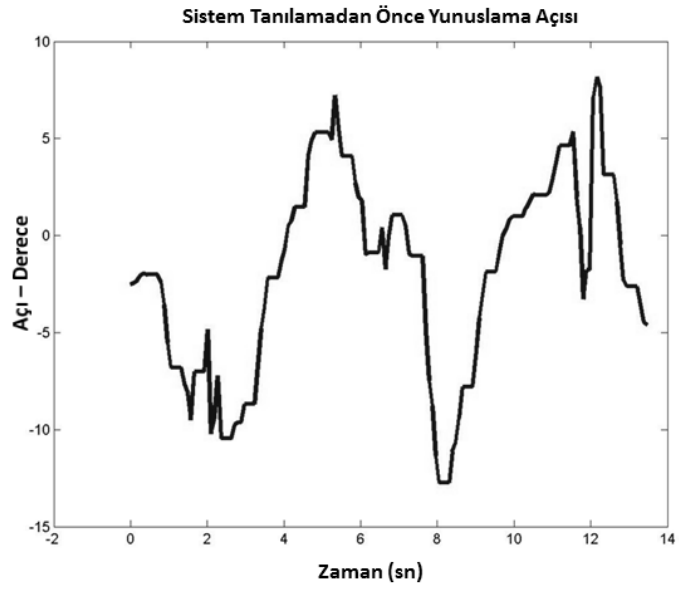


Şekil 2.12:Sistem tanılamadan önce yalpa açısı

<sup>25</sup> İng. Compensator Design Tool



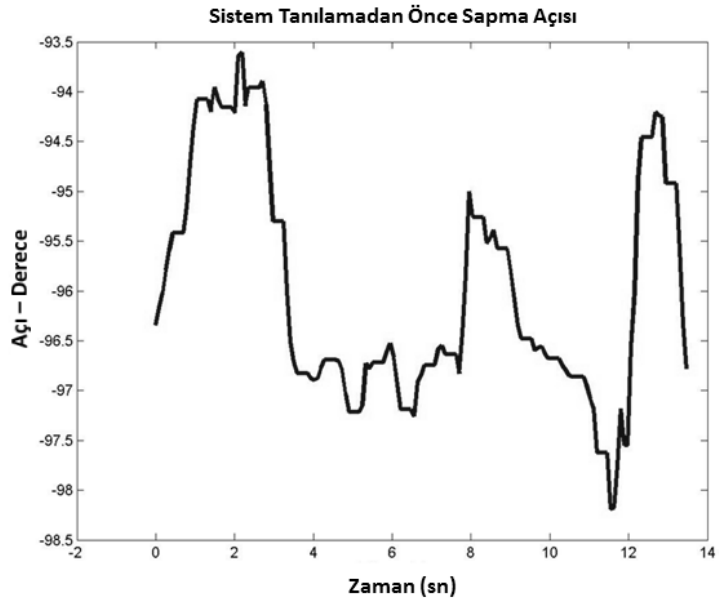
Şekil 2.13: Sistem tanılamadan sonra yalpa açısı



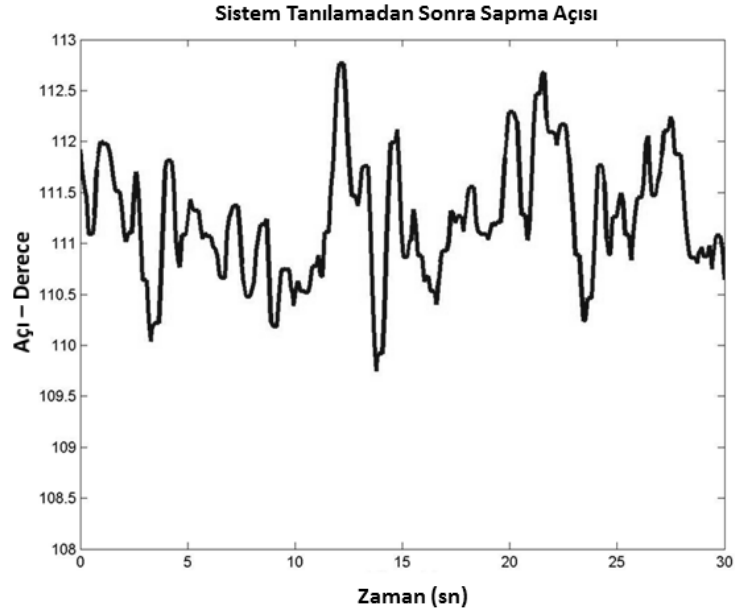
Şekil 2.14: Sistem tanılamadan önce yunuslama açısı



Şekil 2.15: Sistem tanılamadan sonra yunuslama açısı



Şekil 2.16: Sistem tanılamadan önce sapma açısı



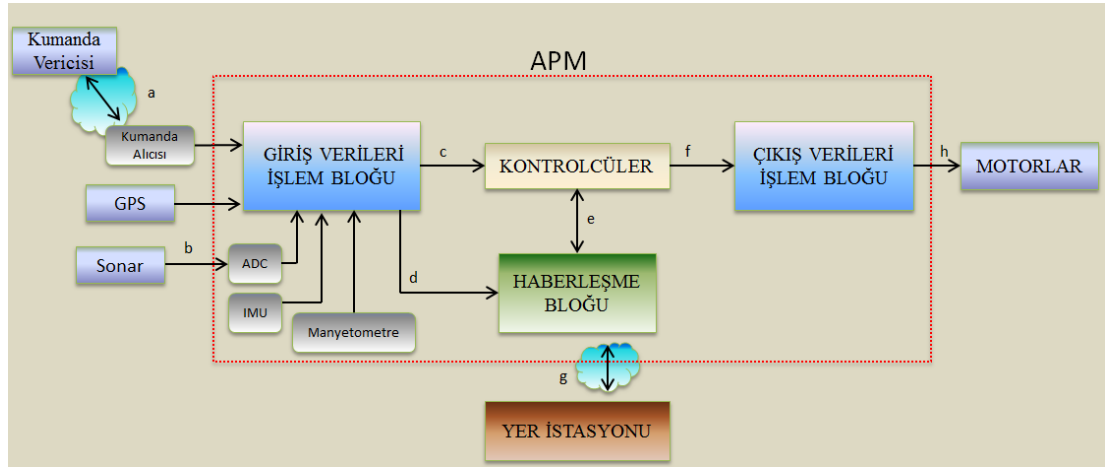
**Şekil 2.17:** Sistem tanılamadan sonra sapma açısı

Sistem tanılama işleminden sonra elde edilen sistemlerle yeni kontrolcü tasarlanması deneysel PID katsayılarından çok daha iyi olduğu açıkça görülmektedir. Salınım değerleri küçülmüş ve daha başarılı bir kontrolör bulunmuştur.

Sistem tanılama kullanarak kurulan dört rotor İHA sisteminin modeli çıkarılmış ve bu model kullanılarak MATLAB programında PID katsayıları ayarlanmıştır. Bu işlem sayesinde deneme yanılma yoluyla bulunması çok zor olan en uygun PID katsayıları bulunmuştur. Bu katsayılarla uçuş yapan dört rotor İHA sistemi için daha iyi katsayıların bulunmasından söz etmek çok da mümkün değildir. Bu sebeple piyasaya sunulan ürünün dengeleme kontrolü konusunda sınırları zorlanmıştır denebilir.

### 3. DÖRT ROTOR İHA DENGELEME TASARIMI

Ardupilot kontrolcü kartı üzerinde çalışan ve piyasaya sunulan Arducopter yazılımının test ve analiz işlemi bittikten sonra çalışmanın asıl amacı olan özgün otopilot tasarımının ilk aşaması olan dengeleme modu kontrolcü tasarımına başlanmıştır. Bu amaç doğrultusunda yeni bir kontrolör tasarlanmış ve dengeleme kontrolü geliştirilmiştir. Bu kısımda dengeleme tasarım sürecinde etkin rol alan parçalardan, geliştirilen yer istasyonu uygulamasından, tasarım sürecinden, kontrolör yapısından bahsedilecek ve elde edilen sonuçlara yer verilecektir.



Şekil 3.1: Genel Sistem Blok Şeması

Şekil 3.1'de tasarlanan özgün otopilot sisteminin genel blok şeması verilmiştir. Bu blok şema sadece dengeleme modu için değil tam otopilot için geçerlidir. Blokların işlevlerini açıklayacak olursak;

- Giriş Verileri İşlem Bloğu: Bu blokta kumandadan gelen veriler, ölçümlenen duruşsal veriler, GPS ve yükseklik bilgisi çeşitli eşleştirmelerle manalı hale getirilir.
- Kontrolcüler: Her eksen, yükseklik kontrolü ve noktalar arası otonom uçuş için gerekli olan kontrolcüler bu blokta yer almaktadır.
- Haberleşme Bloğu: APM kartıyla geliştirilen yer istasyonu arasındaki haberleşmeden sorumludur. Duruşsal verileri, konum ve yükseklik verisini,

kumandadan gelen veya otonom uçuş modunda otomatik olarak oluşturulan referans verilerini ve zaman bilgisini yer istasyonuna yollar. Yer istasyonundan gelen katsayı güncelleme taleplerini alıp kontrolcüye iletir. Veri havaya çıktığı anda veri kayıpları başladığı için yer istasyonundan gelen talepleri değerlendirip bozuk veri varsa bunu gözardı eder.

- Yer İstasyonu: Uçuş esnasında katsayı güncellemeye, kayıt almaya, uçuş verilerini gözlemlemeye ve haritadan konum takip etmeye imkan veren uygulama aynı zamanda APM kartından gelen paketleri denetleyip bozuk paketleri gözardı eder. Geliştirilen yer istasyonu uygulaması ilerleyen bölümlerde detaylı olarak anlatılacaktır.
- Çıkış Verileri İşlem Bloğu: Bu blok kontrolcülerden çıkan verileri motorlar için anlamlı hale getiren eşleme işlemlerinden sorumludur.

### **3.1 Duruşsal Verilerin Elde Edilmesi**

Duruşsal verilerin elde edilmesi için ivme ölçer, jiroskop ve manyetometre kullanılmaktadır.

İvme ölçer, adından da anlaşılacağı gibi belli bir doğrultudaki ivmelenmeyi ölçer. 3 eksen ivme ölçer, dünya yüzeyine bağlı olup değişmeyen eksenler üzerindeki yönelim bilgisini verir ancak hareket başladığı zaman ivme ölçer verisi manasızlaşmaya başlar. Serbest düşüş yaparken ivme ölçer sıfır değerini verecektir. Eğer belli bir istikamette ivmelenme varsa o doğrultudaki ivmelenmeye yerçekimi ivmesinide katarak bir sonuç verecektir. Yani ivmelenmenin olup olmadığını anlamak imkansız hale gelecektir.

Jiroskop, belli bir eksen etrafındaki açısal hızı ölçer. İHA yalpa ekseninde döndüğü sürece jiroskop açısal hız bilgisini verecektir. Dönme hareketi durduğu an ise sıfır ölçecektir. Bu durumda yalpa açısını hesaplamak için jiroskopun yalpa eksenindeki ölçümün integralini almak bir çözüm olabilir. Ancak belli miktarda bir hata bu işleme dahil olacak ve saniyeler içinde bu hata daha da büyüyecektir. Bu da eksenindeki konum bilgisini tamamen geçersiz yapacaktır.



Bu durumda ivme ölçerin kısa vadeli yanlış olduğunu ancak uzun vadede doğru sonuç verdiğini, jiroskopun da kısa vadede doğru sonuç verdiğini ancak uzun vadede kayma yapıp yanlış olduğunu söyleyebiliriz. Bu durumda sağlıklı konum bilgisine erişmek için ikisinden gelen verilerle birbirlerini düzeltmeleri gerekmektedir.

Yalpa ve yunuslama eksenlerinde jiroskopun ve ivme ölçerin birlikte kullanımı doğru konum bilgisine erişmek için yeterli olmasına karşın sapma ekseninde durum bundan farklıdır. Sapma eksenini yerçekimi dik olduğu için burada jiroskop verileri ivme ölçer kullanarak düzeltilemez. Bu sebeple sapma eksenindeki konum bilgisine ulaşılırken jiroskop düzeltme için ivme ölçer yerine manyetometre veya GPS kullanılması gerekir. İvme ölçer, jiroskop, manyetometre ve bazen GPS'ten oluşan bu sisteme ataletsel ölçüm birimi denir.

APM kartı üzerinde 3 eksen jiroskop, 3 eksen ivme ölçer ve manyetometre bulundurmaktadır. Bu çalışma kapsamında sensör değerlerinin okunup duruşsal verilerin hesaplanmasını kapsamamaktadır. Bu işlem için açık kaynak olan Arduino kütüphaneleri kullanılmıştır.

### **3.2 Yükseklik Verisinin Elde Edilmesi**

Yükseklik kontrolü için kullanılacak olan yükseklik bilgisini APM üzerinde bulunan basınç sensöründen yada açık hava uçuşları için GPS'ten almak mümkündür. Bu iki sensörden alınan yükseklik bilgisi de yaklaşık 1 metre hata ile gelmektedir. Sabit kanat insansız hava araçları genelde yerden çok yüksekte çalıştıkları için 1 metrelik yükseklik hatası önemsenmeyebilir ancak kapalı alanlarda da çalışacak olan dört rotorlu insansız hava aracı için 1 metre hatalı yükseklik bilgisi kullanılamaz. Bundan dolayı yükseklik bilgisi dört rotorlu İHA'nın altına yerleştirilen bir mesafe sensöründen alınmaktadır.

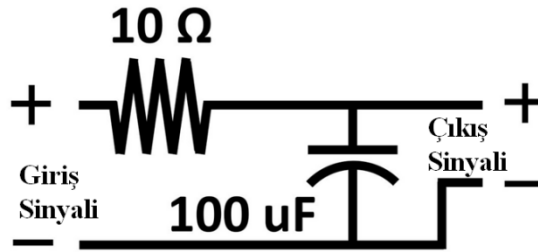
Yükseklik kontrolü için kullanılan uzaklık sensörü "LV-MaxSonar-EZ4"ün 30cm'den 645 cm'ye kadar ölçüm aralığı bulunmaktadır. Şekil 3.2'de görülebilir.



**Şekil 3.2:** "LV-MaxSonar-EZ4" mesafe sensörü[26]

Mesafe sensörlerinin çıkışları genellikle çok gürültülüdür. Bu gürültünün azalması amacıyla sensör ve APM kartı arasındaki bağlantıya alçak geçiren filtre eklenmiş ve alınan veriler yazılımda filtrelenmiştir.

Sensörden veri okunması için kullanılması gereken alçak geçiren filtre Şekil 3.3'de görülebilir.



**Şekil 3.3:** Mesafe sensörü için kullanılan alçak geçiren filtre

Alçak geçiren filtre ile sensörden okunan veriler yazılım içerisinde ortalama filtre ile filtrelenmiştir.

1 metre yükseklikte seyreden dört rotorlunun yunuslama ve yalpa açısı 0 ise o an sensörden 1 değeri gelecektir. Ancak irtifası değişmeden yalpa veya yunuslama açılarında oluşacak değişimler sensör değerini yükseltecektir. Örneğin yalpa açısı  $30^\circ$  olursa basit bir trigonometrik hesapla ölçülen değerin;  $1/\cos 30 = 1.1547$  olduğu görülebilir. Bu yüzden yükseklik verisinin doğru olarak elde edilebilmesi için

filtrelenen verinin, dört rotorlu İHA'nın duruşsal verileri(yalpa ve yunuslama) kullanılarak ilgili eksenler üzerine olan izdüşümlerin bulunması gerekmektedir. Bu düzeltme Denklem 3.1'deki formüle göre yapılmıştır.

$$l_{gerçek} = l_{ölçülen} * \cos \varphi * \cos \theta \quad (3.1)$$

### 3.3 Yer İstasyonu Yazılımı

Yer istasyonlarının otopilot sistemlerinin önemli bir parçası olduğundan giriş bölümünde bahsedilmişti. Bu özgün otopilot çalışmasında da yer istasyonu geliştirilmiştir. C# dilinde geliştirilen yer istasyonu yazılımı uçuş verilerinin anlık olarak gözlemlenebilmesine, kontrolcü katsayılarının anlık olarak değiştirilip tasarım sürecinin hızlanmasına ve uçuş verilerinin kayıt altına alınarak analiz edilebilmesine imkan vermiştir.

Bu kısımda geliştirilen yer istasyonunun katsayı güncelleme, kayıt alma, uçuş verileri gözleme ve kumanda kalibrasyonu kısımlarından bahsedilecektir.

Şekil 3.4'te yer istasyonu uygulamasının ilk sayfası görülebilir.

The screenshot displays the 'RC Calibration' software interface. It features several panels and controls:

- Serial Setup:** Includes dropdowns for COM and BaudRate, and buttons for start, stop, and FLUSH.
- Operating Freq:** A text input field.
- DATA LOG:** Buttons for start and stop.
- PID Rate Tune:** A central panel with sub-sections for Rate Roll, Rate Pitch, Rate Yaw, and Rate Alt. Each section has input fields for Echo and buttons for kpUpdate, kiUpdate, kdUpdate, and imaxUpdate.
- PID Stabilise Tune:** A panel with a kpUpdate button.
- alt Feedforward:** A panel with a kpUpdate button.
- ANGLES:** A panel with input fields for PITCH, ROLL, YAW, Altitude, Altitude REF, Pitch REF, Roll REF, and Yaw REF.
- PWM:** A panel with input fields for motor-1, motor-2, motor-3, and motor-4.
- Altitude Control:** Input fields for Altitude Control and Autopilot.

Red arrows and labels (1, 2, 3, 4, 5) point to specific areas: 1 points to Serial Setup, 2 to DATA LOG, 3 to the top of the PID Rate Tune section, 4 to the Operating Freq field, and 5 to the bottom of the interface.

Şekil 3.4: Yer İstasyonu Katsayı Güncelleme - Anlık Uçuş Verisi Takip - Kayıt Ekranı

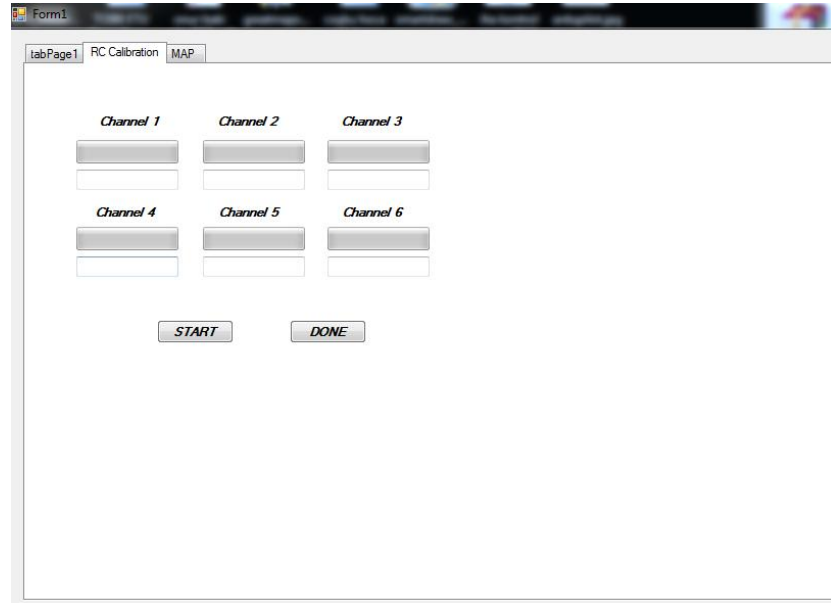
1	Dört rotor İHA üzerinde bulunan kablosuz haberleşme modülünün alıcısı için Seri Port ayarlarının yapıldığı kısımdır. Uygulama çalıştığı anda bilgisayara o an bağlı olan tüm port numaralarını alır ve "COM" açılır penceresine sıralar. İlgili port numarası seçildikten sonra veri iletişim hızı seçilmeli ve "start" tuşuna basılmalıdır. Seri port bağlantısı başarı ile tamamlandığında 4 ve 5 numaralı kısımlardaki veriler sürekli olarak değişmeye başlayacaktır. Seri port bağlantısını kesmek için "stop" tuşuna basılmalıdır. "Windows" işletim sisteminin 100 ms'yeden daha az sürede çalışan uygulamaların çalışmasını garanti etmediği için herhangi bir şişme durumunda "flush" butonu ile seri port temizlenmeli ve yeniden başlatılmalıdır.
2	Uçuş verileri kayıt işleminin başlatıldığı ve durdurulduğu kısımdır. Her yeni kayıt için yeni isimli bir dosya oluşturmak yerine, ilk oluşturulan dosya içerisine kayıt alınmaya başladığı anki tarih ve saat bilgileri ile başlayacak şekilde kayıt tutulur.
3	Kontrolör parametrelerinin uçuş esnasında değiştirilebildiği yerdir. Her değer için iki yazı kutusu bulunmaktadır. "Echo" yazılı kutucuklar dört rotorlunun ilgili katsayı değişkeni içerisindeki değeri göstermektedir. Onun altında bulunan kutuya değiştirilmesi istenen katsayı değeri girilerek "update" butonuna basıldığı anda veri dört rotorluya gitmektedir. Kablosuz ortamda iletilen veri yazılımsal olarak kontrol edilmektedir. Her ne kadar böyle bir kontrol olsa da görsel olarak pilotun yer istasyonundan gönderdiği katsayının güncellendiğini görmesinde fayda olduğu için "echo" geri beslemesi konmuştur. Oran, integral ve türev değerleri için 5 haneli, integral limiti içinse 2 haneli sayı girilmesi gerekmektedir. Girilen sayı Şekil 3.5'te verilen sözde kod ile düzenlenmektedir.
a	PID hız kontrol parametrelerinin ayarlandığı kısımdır.
b	PID konum dengeleme parametrelerinin ayarlandığı kısımdır.
c	Yükseklik PID kontrolcüsü parametrelerinin ayarlandığı kısımdır.
4	Dört rotor İHA'nın duruşsal verileri, yükseklik, uçuş zamanı, motorlara giden PWM değerleri, uçuş modu, istenen yükseklik, istenen duruşsal veriler ve otopilot algoritmasının çalışma frekansının anlık olarak gözlenebildiği kısımdır.
5	Otopilot kartından yer istasyonuna gelen paketin hepsinin görüldüğü kısımdır.

Bu paket içeriği ayrıştırılıp 4 numaradaki ilgili alanlara ve kayıt işlemi açıkta kayıt tutma alt rutinine gönderilir.

```
a=(gelenVeri[0]-48)*10  
b=(gelenVeri[1]-48)  
c=(gelenVeri[2]-48)*0.1  
d=(gelenVeri[3]-48)*0.01  
e=(gelenVeri[4]-48)*0.001  
katsayi = a+b+c+d+e
```

Şekil 3.5: Katsayıların Ayrılması için Sözde Kod

Şekil 3.6'te yer istasyonunun kumanda kalibrasyonu kısmı görülebilir. Kumandanın gelen PWM değerlerinin en küçük ve en büyük değerleri hafızada tutulur. Bu sayede kumanda değişse bile dört rotor İHA için tasarlanan otopilot kullanılabilir. Kumandanın değişmediği durumlarda da üzerinde bulunan ince ayarların bozulması sonucu bu değerler değişecektir. Bu sebeple kumanda kalibrasyonu uçuş öncesi yapılmalıdır.



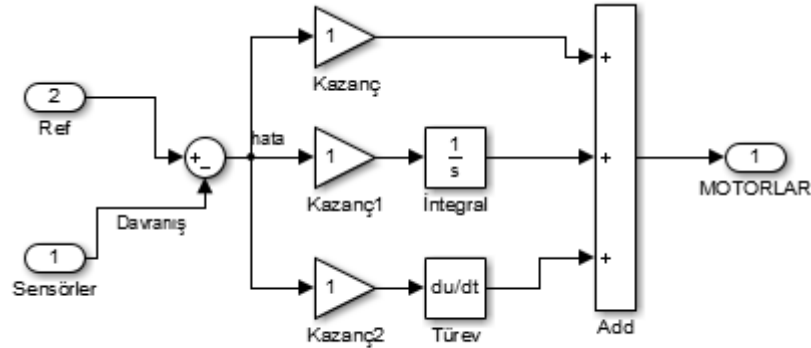
Şekil 3.6: Yer İstasyonu Kumanda Kalibrasyonu

### 3.4 Kontrolcü Tasarımı

#### 3.4.1 3-Eksen Dengeleme Kontrolcüleri

Uçuş verileri düzgün bir şekilde elde edildikten sonra kontrolcü tasarımına geçilmiştir. Dört rotorlu İHA'nın otopilot destekli manuel uçuş bir diğer adıyla kontrollü uçuş<sup>26</sup> yapabilmesi için kumandadan gelen ve 1000 – 2000 arasında değişen PWM değerleri, yalpa ve yunuslama için –45°'den 45°'ye kadar eşlenmiştir. Sapma için eşleme –180°'den 180°'ye yapılmıştır. Bu sayede kumanda üzerindeki çubuklar dört rotorlunun ilgili eksenlerindeki aç değerlerini kontrol edebilir hale gelmiştir.

Başlangıç olarak tek bir PID kontrolcüsünün performansı uçuş testleri ile analiz edilmiştir. Sadece PID kontrolcünün yapısının görülmesi için temsilen kurulan yapı Şekil 3.7'te görülebilir. Burada sensörler denen bloktan aç değerlerinin geldiği varsayılmıştır.



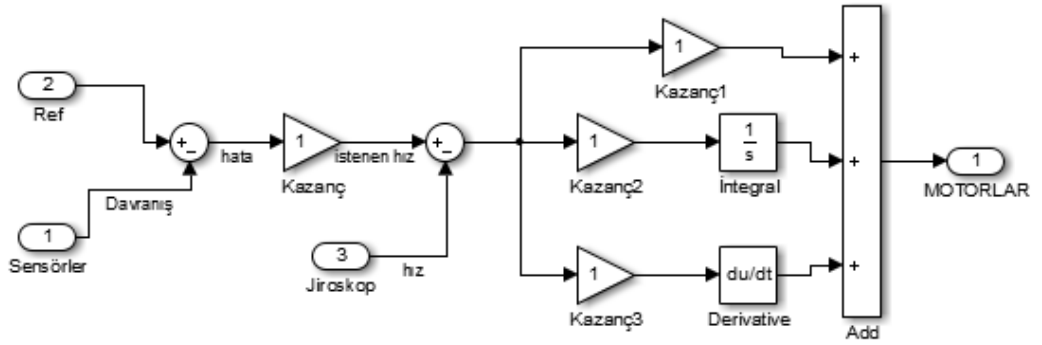
Şekil 3.7:Geleneksel PID Kontrolcü

Uçuş testleri sonucunda dört rotorlu İHA'nın verilen pozisyona gidebildiği görlmştir. Ancak uçuş esnasında istenen referans değerine hızlı bir şekilde ulaşması için artırılan oransal ve integralci terimlerinin salınımı türev terimiyle bastırılmamıştır. Başlangıç koşulu, PID hatası sıfırdan farklı bir değer olacak bir örnek üzerinden yola çıkarsak; bu durumda hata değeri sıfır olana kadar PID

<sup>26</sup> İng. Fly by Wire

kontrolcünün çıkışında bir değer olacaktır. Sistem referans değerine ulaştığı anda kontrolör çıkışı sıfır olmasına rağmen sistem o ana kadar bir eksen etrafında belli bir açısal hızla döndüğü için ister istemez referans değerini aşıp bir miktar salınım yapacaktır. Salınımın önüne geçmek için oransal terimin yada integral teriminin katsayısının düşürülmesi gibi bir yola başvurulduğunda ise kontrolcü yavaşladığı için yeterli stabilite ve agresiflik yakalanamamıştır.

Her ne kadar dört rotor İHA'nın uçabilir hale getirecek katsayılar bulunmuş olsa da daha agresif ve stabil bir kontrolcü tasarlamak adına PID kontrolcü modifiye edilmiştir. Bir oransal kontrolcü ve buna seri bağlı bir PID kontrol tasarlanmıştır. Tasarlanan kontrolcü Şekil 3.8'de görülebilir.



Şekil 3.8: Tasarlanan Dengeleyici Kontrolör

Duruş verileri(yalpa, yunuslama ve sapma) ile oluşturulan hata sinyali bir kazanç değeriyle çarpılarak istenen açısal hız referansını oluşturmaktadır. Bu referanstan jiroskoptan gelen açısal hız ölçümü çıkarılarak hız hatası oluşturulmakta ve aslında Şekil 3.7'de sadece konum kontrolü yapan kontrolcü bu tasarımla beraber hız kontrolüyle konum kontrolü yapmaya başlamıştır. Bu sayede duruş verileri ile oluşturulan hata sinyali sıfır olsa dahi herhangi bir gövde eksenini etrafında hareket varsa istenen hız sıfır olacak ve jiroskoptan gelen hız, kontrolcüye dört rotor İHA'nın hareket yönünün tersinde bir tepki verecektir.

Şekil 3.8'deki kontrolcü aynı yapıyla 3 eksene de uygulanmıştır. Katsayıların ayarlanabilmesi için tasarlanan test düzeneği (Şekil 3.9) kullanılarak yalpa ve yunuslama kontrolcülerinin katsayıları bulunmuştur.



**Şekil 3.9:** Yalpa ve Yunuslama Kontrolcü Katsayı Ayarlaması için Kullanılan Test Düzeneği

Test düzeneği üzerinde ayarlanan katsayıların ince ayarları ve sapma kontrol katsayılarının ayarları uçuş esnasında yapılmıştır.

3 eksen için kontrolcü çıkışları toplanmış ve kumanda kanalından gelen gaz değeri üzerine eklenmiştir. Denklem 3.2'de motorlara giden değerin nasıl hesaplandığı görülebilir. Motor 1 ve 2 yalpa eksenini motor3 ve 4 yunuslama eksenini üzerindedir.

$$motor1 = Gaz - yalpaPID + sapmaPID \quad (3.2a)$$



$$motor2 = Gaz + yalpaPID + sapmaPID \quad (3.2b)$$

$$motor3 = Gaz + yunuslamaPID - sapmaPID \quad (3.2c)$$

$$motor4 = Gaz - yunuslamaPID - sapmaPID \quad (3.2d)$$

Karşılıklı duran pervaneler dört rotorlu İHA’larda aynı tarafa doğru tork oluşturular. Bu tasarım özelinde yunuslama eksenine bağlı pervaneler saat yönünün tersine tork uygularken , yalpa eksenine bağlı pervaneler saat yönünde tork uygulamaktadır.

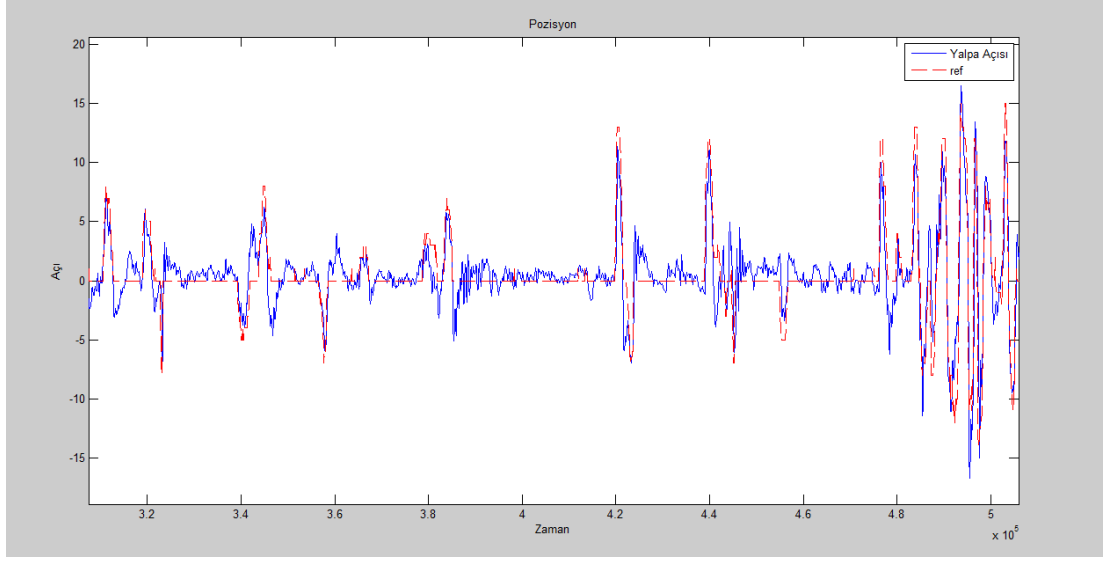
Tasarlanan kontrolcülerin kazançları Çizelge 3.1’de verilmiştir.

**Çizelge 3.1:** Tasarlanan Kontrolcünün Kazanç Değerleri

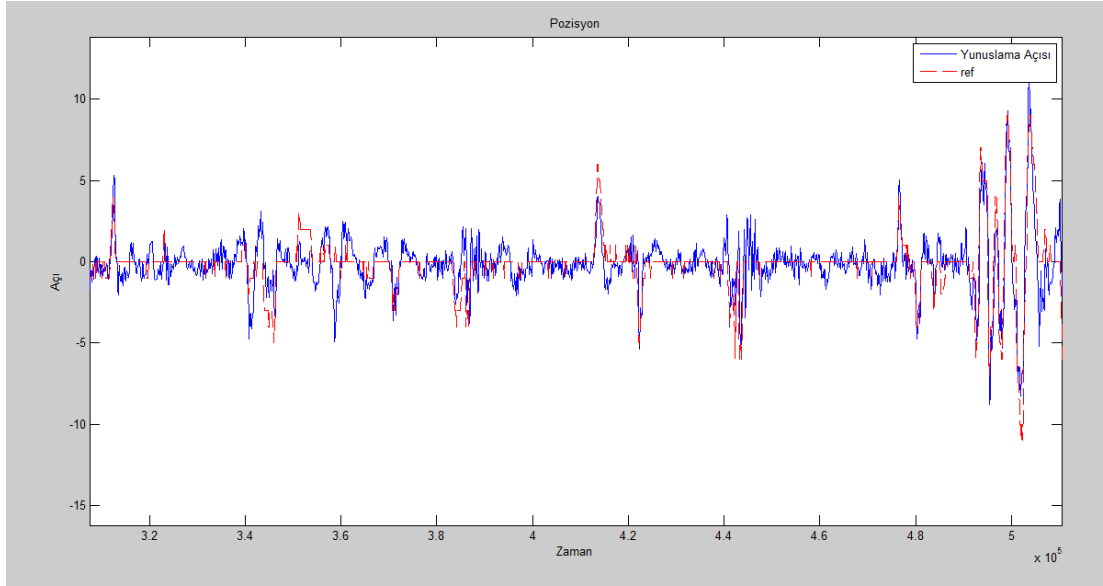
	Dengeleme $k_p$	Hız $k_p$	Hız $k_I$	Hız $k_D$	Max İntegral
Yalpa	4.5	0.52	0.04	0.06	50
Yunuslama	4.5	0.7	0.03	0.035	50
Sapma	10	1	0.04	-	50

Yalpa ve yunuslama kontrolcüsünün katsayılarının aynı olmamasının sebebi; dört rotorlu İHA’nın kontrolcü tasarımı ve test işlemleri sırasında hasar görmesi ve bu hasarın tamiri sonrasında yalpa pervanelerinin arasında bulunan mesafe ile yunuslama pervanelerinin arasında bulunan mesafeden farklı olmasıdır.

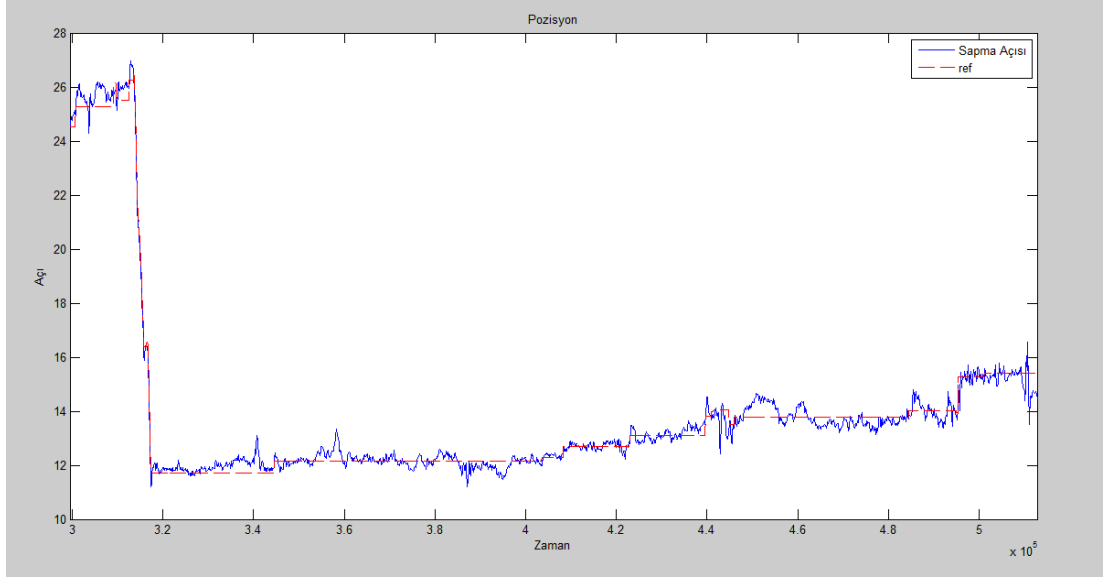
Yapılan test uçuşlarından elde edilen dört rotor İHA duruş verileri Şekil 3.10 - Şekil 3.12 arasında verilmiştir. Verilerin görülebilmesi adına belli bir zaman aralığına yatay yakınlaştırma yapılmıştır.



**Şekil 3.10:** Kontrollü Uçuş Yalpa Açısı-Referans Verileri



**Şekil 3.11:** Kontrollü Uçuş Yunuslama Açısı-Referans Verileri



**Şekil 3.12:** Kontrollü Uçuş Sapma Açısı-Referans Verileri

Tasarlanan kontrolcülerin performanslarının analizi adına kumandadan uç değerler arası salınım yaptırılmış ve bu girişlerin kontrolcüler tarafından başarıyla takip edildiği görülmüştür. 3 eksen dengeleme tasarımından sonra otopilot sistemine ilk adım olan yükseklik kontrolcüsü tasarımına geçilmiştir.

### 3.4.2 Yükseklik Kontrolcüsü

Kumandanın gaz kanalından gelen 1000 – 2000 aralığındaki PWM değeri 30 – 150 arasına eşlenmiştir. Bu durumda motorlara giden PWM değerleri Denklem 3.3'te verilmiştir.

$$motor1 = yükseklikPID - yalpaPID + sapmaPID \quad (3.3a)$$

$$motor2 = yükseklikPID + yalpaPID + sapmaPID \quad (3.3b)$$

$$motor3 = yükseklikPID + yunuslamaPID - sapmaPID \quad (3.3c)$$

$$motor4 = yükseklikPID - yunuslamaPID - sapmaPID \quad (3.3d)$$

Motorlar Denklem 3.3'teki değerlere göre sürülürse, istenen yükseklik değerine gelince motorlar sadece duruşsal kontrolcülerin çıkışları seviyesinde sürülecektir. Bu durumda motorlara giden değer 1000 değerinde altında olacağı için motorlar susacak ve irtifa kaybı başlayacaktır. Bu yüzden dört rotor İHA'nın bulunduğu irtifayı koruduğu PWM değerinin bulunması ve taşıyıcı PWM olarak atanması gerekmektedir. Dört rotorlunun üzerindeki en ufak ağırlık değişimi taşıyıcı PWM değerini değiştireceği için bu değer her uçuşta aynı olması söz konusu değildir. Ön tanımlı bir değer kullanmak yerine, pilot dört rotorlu İHA'yı havalandıracak ve irtifası sabitken yükseklik kontrolünü açacaktır. Bu şekilde taşıyıcı PWM değeri sağlıklı bir şekilde her uçuşta ağırlık değişse bile bulunabilir. Bu durumda motorlara giden PWM değerleri Denklem 3.4'te verildiği şekilde hesaplanmıştır.

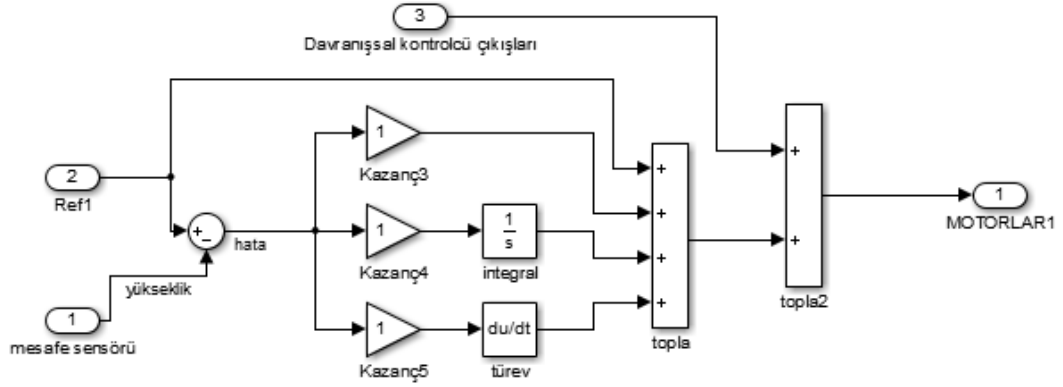
$$motor1 = taşıyıcıPWM + yükseklikPID - yalpaPID + sapmaPID \quad (3.4a)$$

$$motor2 = taşıyıcıPWM + yükseklikPID + yalpaPID + sapmaPID \quad (3.4b)$$

$$motor3 = taşıyıcıPWM + yükseklikPID + yunuslamaPID - sapmaPID \quad (3.4c)$$

$$motor4 = taşıyıcıPWM + yükseklikPID - yunuslamaPID - sapmaPID \quad (3.4d)$$

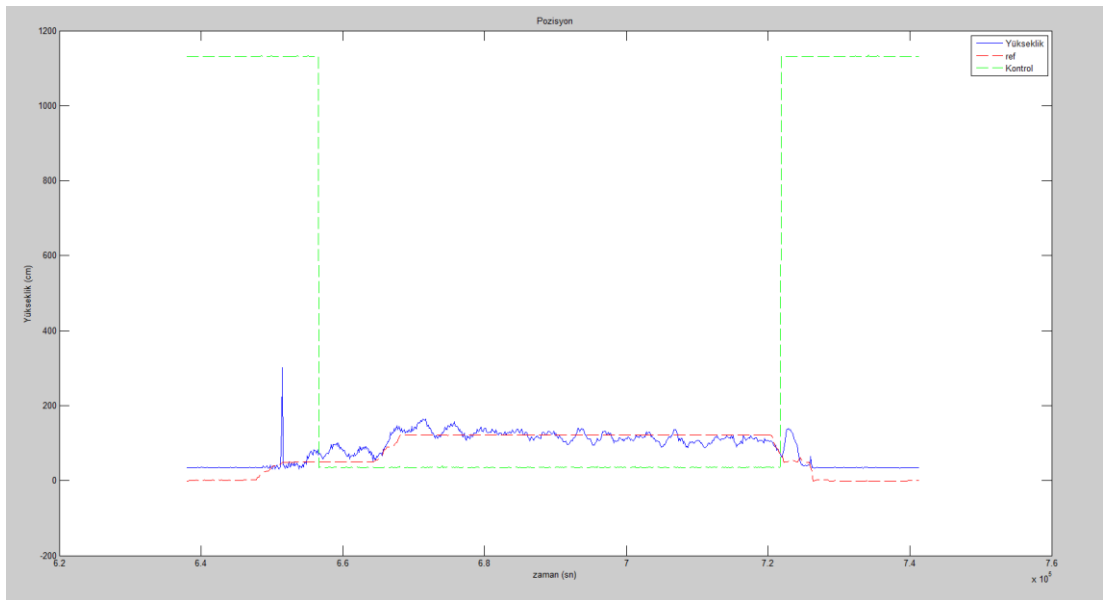
Yükseklik kontrolcüsü tasarlanırken de 3-eksen dengeleme tasarımında olduğu gibi ilk önce basit PID kontrolcüsünden yola çıkılmıştır. Test uçuşları analiz edildiği zaman kontrolcünün belli bir sürekli hal hatasıyla sistemi sabitlediği görülmüştür. Sürekli hal hatasını gidermek adına yapılan integralci katsayı artışlarının verdiği salınımlar türev ile bastırılmamış ve sürekli hal hatasında sistemi dengeleyen tasarıma ileri besleme terimi eklenmiştir. Tasarlanan kontrolcü Şekil 3.13'de görülebilir.



**Şekil 3.13:** Dengeleme Kontrolüne Yapılan Yükseklik Kontrol Ekleme

Bu ileri besleme terimi ile sürekli hal hatası ortadan kaldırmış ve sistem referansı takip etmeye başlamıştır.

Tasarlanan kontrolcü ile yapılan uçuştan elde edilen veriler Şekil 3.14’te verilmiştir.



**Şekil 3.14:** Yükseklik açık\_kapalı – Yükseklik – Zaman Verileri

Yeşil renkle çizili olan “Kontrol” sinyali yükseklik kontrolünün açık veya kapalı olduğunu göstermektedir. 1170 değerindeyken kontrol kapalı, 0 değerindeyken

kontrol açıktır. Kırmızı ile çizilen referansken mavi mesafe sensöründen gelen yükseklik verisidir. Şekil 3.14'ten de açıkça görüldüğü gibi yükseklik kontrolü açık olduğı zaman dört rotor İHA yüksekliğı istenen yükseklik etrafında tutmayı başarmıştır. Veriler alınırken dört rotor İHA yalpa, yunuslama ve sapma eksenlerinde oynatılmıştır. İstlenen yükseklik etrafındaki salınımlar bu oynamalar sonucu oluşan bozuculardan kaynaklanmaktadır.

#### 4. TAM OTONOM UÇUŞ İÇİN OTOPİLOT TASARIMI

Dengeleme ve yükseklik kontrolü tamamlanan otopilot sisteminin, belirli koordinatlar arası otonom uçuş yapabilmesi için otopilot tasarımı geliştirilmiştir. Bu aşamada koordinatlar arası otonom uçuş tasarımında, etkin rol alan parçalardan, geliştirilen yer istasyonu uygulamasından, tasarım sürecinden ve kontrolör yapısından bahsedilecektir.

##### 4.1 Konum Verilerinin ve Gidilecek Rotanın Hesaplanması

Yeryüzünden 20000 km. yükseklikte bulunan 32 adet GPS uydusu bulunmaktadır. Bu uydular mesajın gönderilme zamanı ve uydunun mesajı yollarken bulunduğu pozisyon bilgisini düzenli olarak yeryüzüne gönderir. GPS alıcıları gelen bu mesajları kullanarak o anki konumlarını hesaplarlar. En az 4 uyuyla bağlantı yapılması durumunda GPS alıcısı yerini sağlıklı bir şekilde hesaplayabilir. Küresel konumlama sistemi olarak "3DR uBlox LEA 6" GPS alıcısı kullanılmıştır. 10 Hz frekansında yenileme hızı bulunan modul 38 x 38 x 8.5 mm boyutlarındadır. Şekil 4.1'de görülebilir.



Şekil 4.1: "U-blox LEA-6" GPS alıcısı[25]

Bu alıcı enlem ve boylam bilgileri ile o anki yükseklik ve seyredilen hız verilerini 10 Hz'lik bir frekans ile sunmaktadır. Elde edilen konum bilgileri ve sapma açısı kullanılarak gidilecek rota, mesafe ve yönelim hesaplanmaktadır[28].

Rota hesabı için ilk önce enlem ve boylam bilgisi bilinen iki nokta arasındaki uzaklığın hesap edilmesi gerekmektedir. Bu hesap bulunan enlem ve boylam bilgileri ile gidilecek mesafe ve yönelim değerleri kullanılarak yapılır. Denklem 4.1'de

gidilecek noktanın enlem bilgisi Denklem 4.2'de de gidilecek noktanın boylam bilgisi hesaplamaları görülebilir. Bu hesaplarda açı değerleri radyan cinsinden alınmıştır.

$$a = \cos(Güncel_{enlem}) * \sin\left(\frac{mesafe}{R}\right) * \cos(yönelim) \quad (4.1a)$$

$$b = \sin(Güncel_{enlem}) * \cos\left(\frac{mesafe}{R}\right) \quad (4.1b)$$

$$Gidilecek_{enlem} = a + b \quad (4.1c)$$

$$a = \sin(yönelim) * \sin\left(\frac{mesafe}{R}\right) * \cos(Güncel_{enlem}) \quad (4.2a)$$

$$b = \cos\left(\frac{mesafe}{R}\right) - \sin(Güncel_{enlem}) * \sin(Gidilecek_{enlem}) \quad (4.2b)$$

$$c = \text{atan2}(a, b) \quad (4.2c)$$

$$Gidilecek_{boylam} = Güncel_{boylam} + c \quad (4.2d)$$

Hedef noktasına gelinip gelinmediğinin anlaşılması için verilen iki noktanın enlem ve boylam bilgileri kullanılarak aralarındaki mesafe hesaplanmalıdır. Bu hesaplamalar Denklem 4.3'te verilmiştir.

$$dLat = (Gidilecek_{enlem} - Güncel_{enlem}) \quad (4.3a)$$

$$dLon = (Gidilecek_{boylam} - Güncel_{boylam}) \quad (4.3b)$$

$$a = \sin^2\left(\frac{dLat}{2}\right) \quad (4.3c)$$

$$b = \sin^2\left(\frac{dLon}{2}\right) * \cos(Güncel_{enlem}) * \cos(Gidilecek_{enlem}) \quad (4.3d)$$



$$d = a + b \quad (4.3e)$$

$$c = 2 x \operatorname{atan2}(\sqrt{d}, \sqrt{1-d}) \quad (4.3f)$$

$$\text{mesafe} = R x c x 1000 \quad (4.3g)$$

Hesaplanan mesafe metre, açılar radyan cinsinden ve R dünyanın yarıçapıdır.

Denklem 4.1, 4.2 ve 4.3 'teki hesaplar yapıldıktan sonra bulunulan nokta ile gidilecek nokta arasındaki yönelim açısının hesaplanması gerekmektedir. Bu hesaplamalar Denklem 4.4'te görülebilir. Bu hesaplarda da önceki kısımlarda olduğu gibi açı değerleri radyan cinsinden alınmıştır.

$$y = \sin(dLon) + \cos(Gidilecek_{enlem}) \quad (4.4a)$$

$$x = \cos(Güncel_{enlem}) x \sin(Gidilecek_{enlem}) \quad (4.4b)$$

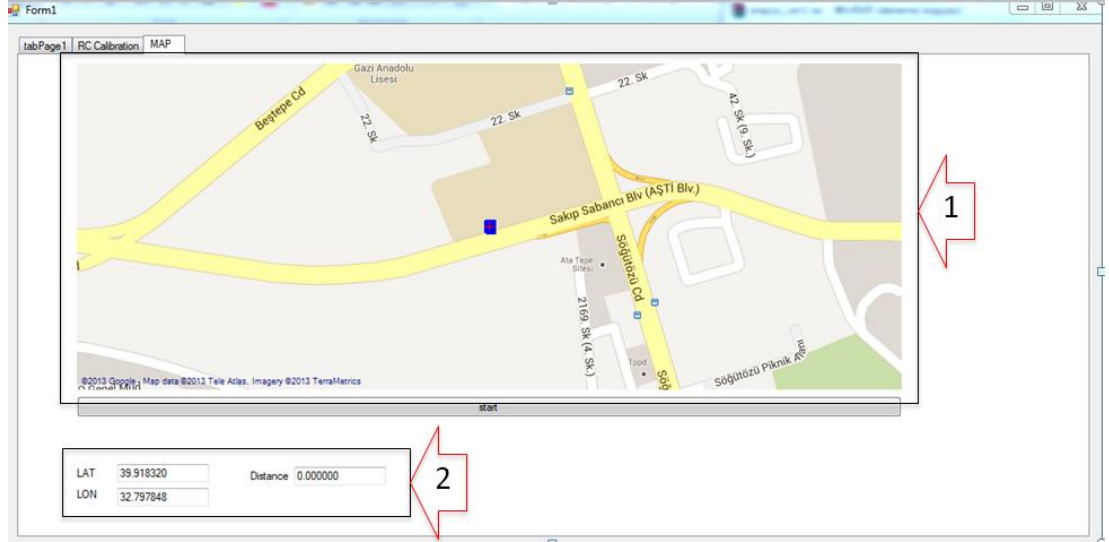
$$z = \sin(Güncel_{enlem}) x \cos(Gidilecek_{enlem}) x \cos(dLon) \quad (4.4c)$$

$$k = x - z \quad (4.4d)$$

$$\text{yönelim} = \operatorname{mod}360(\operatorname{atan2}(y, k) + 360) \quad (4.4e)$$

## 4.2 Yer İstasyonu Uygulaması

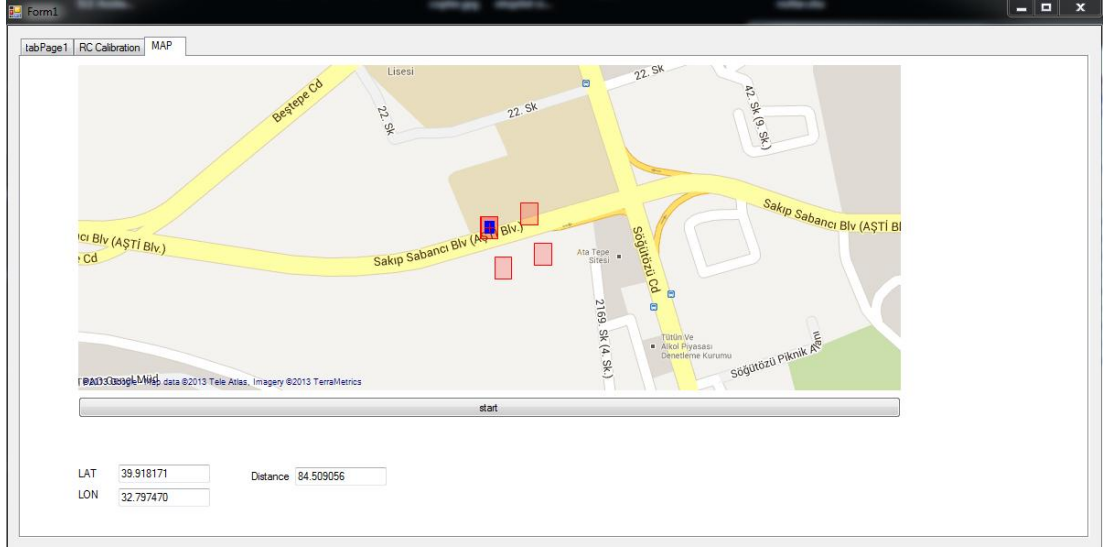
Geliştirilen yer istasyonuna gömülü google haritası ile dört rotorlu İHA'nın konumu ve gitmesi beklenen noktalar harita üzerinde görülebilmektedir.



Şekil 4.2: Yer İstasyonu Harita Ekranı

Şekil 4.2'de 1 numaralı kısımda harita ekranı görülebilir. 2 numaralı kısımda ise anlık enlem, boylam verileri ve otonom uçuş modunda dört rotorlu İHA'nın gitmesi gereken noktaya olan uzaklığı metre cinsinden görülebilir.

Dört rotorlu İHA otopilota alındığı anda sapma açısını referans olarak alarak bulunduğu noktadan 85 metre düz bir çizgi çizmekte ve bu noktanın koordinatlarını hesaplamaktadır. Bu nokta hesaplandıktan sonra ilk hesapta kullanılan sapma açısı yani Denklem 4.1a ve 4.2a da görülen yönelim verisini 90 derecenin karşılığı olan radyan değeri ile toplamakta ve 85 metre ilerideki noktanın koordinatlarını tekrar hesaplamaktadır. Bu işlem 180 ve 270 derece için tekrar edilir. Sonuç olarak başlangıç noktasından başlamak üzere 85 metre kenar uzunluğuna sahip bir karenin köşe noktalarının koordinatları hesaplanmış olmaktadır. Bu hesaplama sonucunu yer istasyonundan görmek mümkündür (Şekil 4.3). Bu şekilde görülen kırmızı noktalar dört rotorlu İHA'nın otonom uçuş modunda gideceği noktalardır.

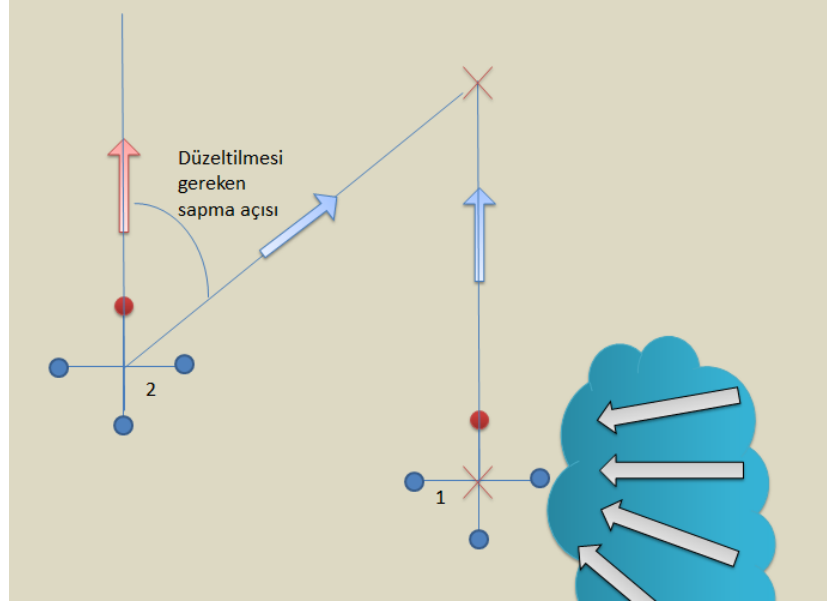


Şekil 4.3: Otonom Uçuş Modunda Gidilecek Noktalar

### 4.3 Otopilot Yazılımı

Belirli koordinatlar arası otonom uçuş algoritması dengeleme kontrolcülerinin referanslarının değiştirilmesi üzerine kuruludur. Sapma açısının hesaplanan yönelim değerine gelmesi dört rotorlunun gideceği istikamete bakması anlamına gelmektedir. Bu sebeple sürekli olarak hesaplanan yönelim değeri otonom uçuş modunda sapma açısının referansıdır.

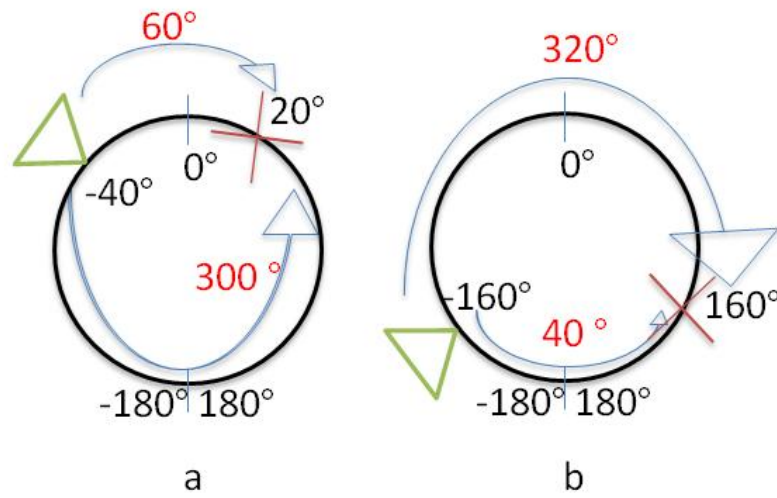
Dört rotorlu İHA sapma açısını sabit tutarak iki koordinat arasında otonom uçuş yapabilir. Ancak bu yapı sadece sıfır rüzgarlı bir ortamda çalışacaktır. Uçuş anında esecek bir rüzgar aracın sürüklenmesine yol açacaktır. Sapma açısı bozulmasa bile gittiği nokta hedef nokta olmaktan çıkacaktır. Şekil 4.4'te bu durum görülebilir.



**Şekil 4.4:** Yönelim ve Sapma Açısı Arasındaki İlişki

Şekilde de görüldüğü gibi 1 noktasında bozucuya maruz kalan hava aracı sapma açısını korusa bile artık hedefe doğru gidememektedir. Bu sebepten otopilot sürekli olarak bulunduğu nokta ile gitmesi istenen nokta arasında yönelim hesaplamalı ve sapma açısını çıkan yönelim sonucuna göre düzeltmelidir.

Sapma açısı ve yönelim hesabı sonucunda çıkan değer  $\pm 180^\circ$  arasındadır.



**Şekil 4.5:** Sapma Eksenini Dönüş Yönü Tayini

Şekil 4.5a'da üçgen bulunan yer ve çarpı gidilecek yer olarak kabul edilirse; Şekil 3.8'deki dengeleyici kontrolör yapısından

$$hata = ref - aç\i = 20 - (-40) = 60 \quad (4.5a)$$

çıkacaktır. Bu pozitif hata değeri de kontrolcünün dört rotor İHA'yı, Şekil 4.5a düşünülecek olursa, sağa çevirecektir. Ancak Şekil 4.5b'de;

$$hata = ref - aç\i = 160 - (-160) = 320 \quad (4.5b)$$

hesabından kısa taraftan dönmek dururken araç uzun yoldan dönecektir. Bu sıkıntıya ek olarak  $\pm 180^\circ$  değeri üst üste çakışık olduğu için uç değeri için bir derecelik bir kaymada bile hata bir anda  $\pm 360^\circ$  olabilir. Bu olumsuzlukları önlemek amacıyla Şekil 4.6'da bulunan sözde kod kullanılmıştır.

```
p = mod360(referans-aç\i+360)
n = 360 - p
eğer (p<n)
hata=p
değilse
hata=-1*n
```

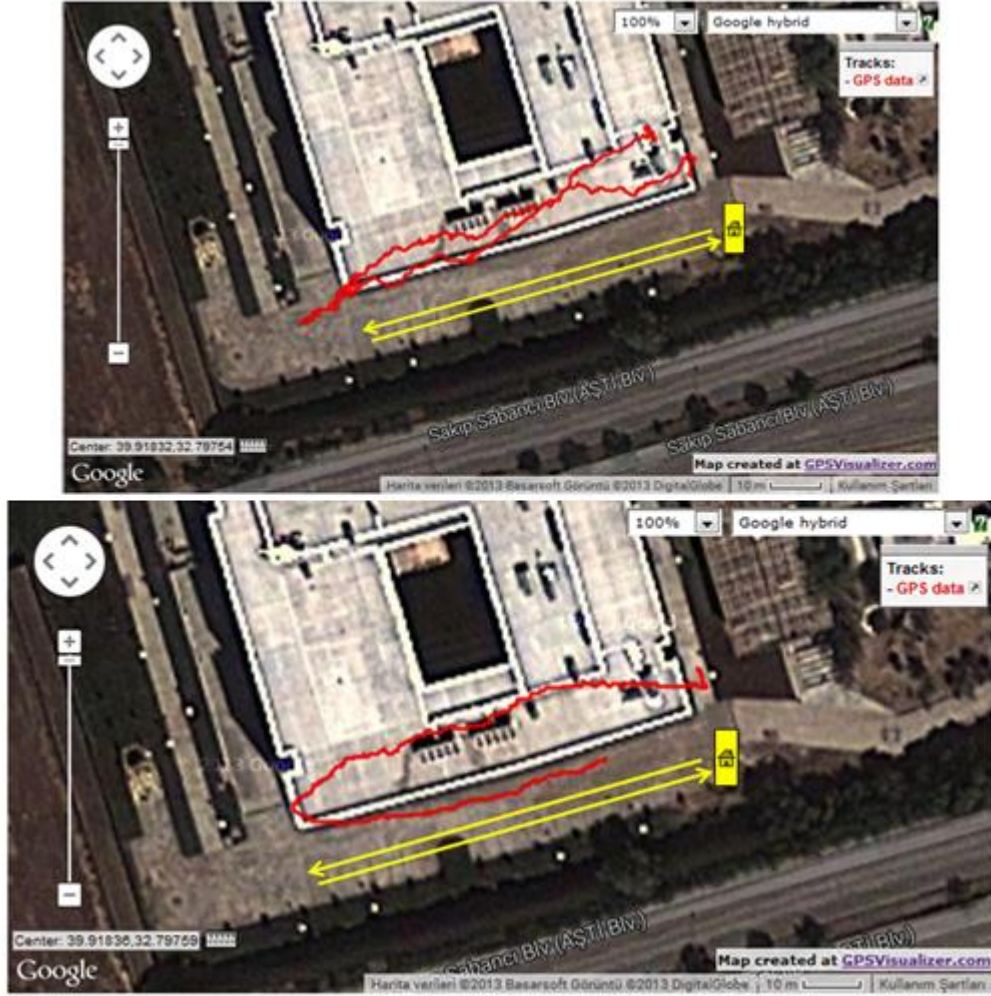
**Şekil 4.6:** Sapma Ekseni Dönüş Yönü Tayini Sözde Kod

Bu sapma açısı takip dönüş yönü tayini algoritması ile sapma eksenindeki hata aç\i değerlerinden bağımsız olarak sadece hangi yöne ne şiddetle döneceğ\i bilgisini içeren bir hatayı kontrolöre vermektedir.

Bu aşamadan sonra dört rotorlu İHA'nın yöneldiğ\i tarafa doğru harekete başlaması gerekmektedir. Bunun için belli bir miktar yunuslama aç\isi ile öne eğilmelidir. Seyretmesi istenen hız referans alınarak bu yunuslama aç\isi hesaplanmalı ve yunuslama eksen kontrolcüsüne referans olarak verilmelidir. Ancak GPS'ten hız verisi sağlıklı okunamadığ\ı için geri besleme alınamamış ve dört rotorlunun yöneldiğ\i yöne gidiş\i manuel olarak verilmiştir.

Hedefe gelindiğ\i zaman bir sonraki nokta yeni hedef olmakta ve sapma referansı, güncel hedef noktaya göre hesaplanan yönelim değeri almaktadır.

GPS alıcısının hassasiyetinin düşük oluşundan ve hava durumundan kaynaklı sebeplerden güncel konum verisi yaklaşık 25 metrelik sapmayla gelmektedir. Bu sıkıntı test edilmek amacıyla dört rotorlu İHA ile düz bir doğrultuda yürünüp geri aynı noktaya dönülmüştür. Şekil 4.7’de sarı çizgi yürünen rotayı kırmızı çizgi ise yürüyüş esnasında alınan GPS kaydını göstermektedir.



Şekil 4.7: Sapan GPS Verisi

Bu sapmadan dolayı hedef nokta etrafına 25 metre yakınlık hedef noktaya varmak olarak değerlendirilmiştir.

## 5. SONUÇLAR

Bu bölümde, belirlenen noktalar arası otonom uçuş testlerine ait veriler ile, bu uçuşlara ait yer istasyonu görüntülerine yer verilecek ve dengeleme moduna ait verilerin karşılaştırmalı analizleri bu bölümde yapılacaktır.

İHA'lar için ticari bir otopilot sistemi olan ArduPilot, APM kartı ve döner kanat İHA'lar için geliştirilen ArduCopter yazılımı kullanılarak uçuş testi yapılmıştır. Uçuş esnasında dört rotor İHA'nın duruşsal verileri ve motorlara giden PWM değerleri kayıt altına alınmış ve MATLAB Sistem Tanılama aracı kullanılarak yalpa, yunuslama ve sapma eksenleri için modeller bulunmuştur. Bulunan modeller ve ArduCopter yazılımındaki kontrolör MATLAB Simulink ortamında kapalı çevrim sistemi oluşturulmuştur. Simulink ortamında oluşturulan sistemin PID kontrolcüsü Denkleyci Dizayn Aracı kullanılarak katsayıları ayarlanmış ve uçuş testleri tekrarlanmıştır. Şekil 2.12 - Şekil 2.17 arasında kontrolcünün daha iyi çalıştığını gözle görmek mümkün olsa da matematiksel olarak bu durumu görmek amacıyla Denklem 5.1 kullanılarak ortalama karesel hatalar<sup>27</sup> hesaplanmıştır. Denklem 5.1'de sadece yalpa eksenini için verilen denklem her eksene uygulanmıştır.

$$\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n [\varphi_i^{ref} - \varphi_i]^2 \quad (5.1)$$

Sistem tanılama ve kontrolcü yeniden tasarlanması öncesi ve sonrası ortalama karesel hataları Çizelge 5.1'de görülebilir.

**Çizelge 5.1:** Sistem Tanılama ve Kontrolcü Yeniden Tasarımı Öncesi ve Sonrası Ortalama Karesel Hatalar

Sistem Tanılamadan Önce			Sistem Tanılamadan Sonra		
Yalpa	Yunuslama	Sapma	Yalpa	Yunuslama	Sapma
8.5229	29.4115	1.3057	1.9155	9.6355	0.9319

<sup>27</sup> İng. Mean Square Error (MSE)

Çizelge 5.1’den de görülebileceği gibi yapılan işlemler sonucunda dört rotor İHA daha başarılı bir şekilde uçuşunu gerçekleştirmiştir.

Ticari olarak edinilen ve kontrolcü kartı kullanılacak olan otopilot sisteminin test ve analiz işlemlerinin bitmesiyle özgün otopilot tasarımına başlanmıştır. Tasarlanan dengeleme modu ile dört rotor İHA’nın yalpa, yunuslama ve sapma eksenlerinde kontrol sağlanmış ve buna ek olarak yükseklik kontrolcüsü geliştirilmiştir. Özgün yazılım ile yapılan test uçuşlarında duruşsal verilere ait ortalama karesel hataları Çizelge 5.2’de verilmiştir.

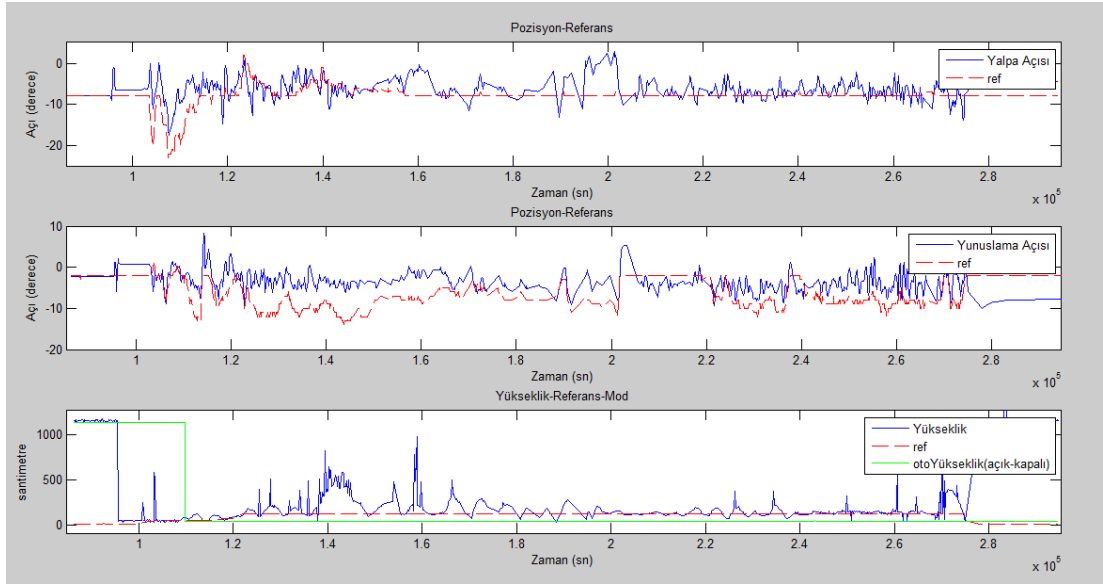
**Çizelge 5.2:** Özgün Otopilota ait Ortalama Karesel Hatalar

Yalpa	Yunuslama	Sapma
3.1296	1.8187	0.3362

Çizelge 5.1 ve Çizelge 5.2 karşılaştırıldığında tasarlanan özgün otopilotun referans değerleri uç noktalarda zorlandığı halde ArduCopter yazılımına yalpa ekseninde yakın, yunuslama ve sapma eksenlerinde daha iyi sonuçlar verdiği görülmektedir.

Belirlenen noktalar arası uçuş yeteneğine sahip olacak şekilde geliştirilen otopilot sisteminin test uçuşları Ankara Alacaatlı’da yapılmıştır. Yapılan uçuşlarla ilgili duruşsal veriler, gidilecek noktaya olan uzaklık ve hedefe yönelim verileri ile harita görüntüsü sırasıyla Şekil 5.1, Şekil 5.2 ve Şekil 5.3’te verilmiştir.



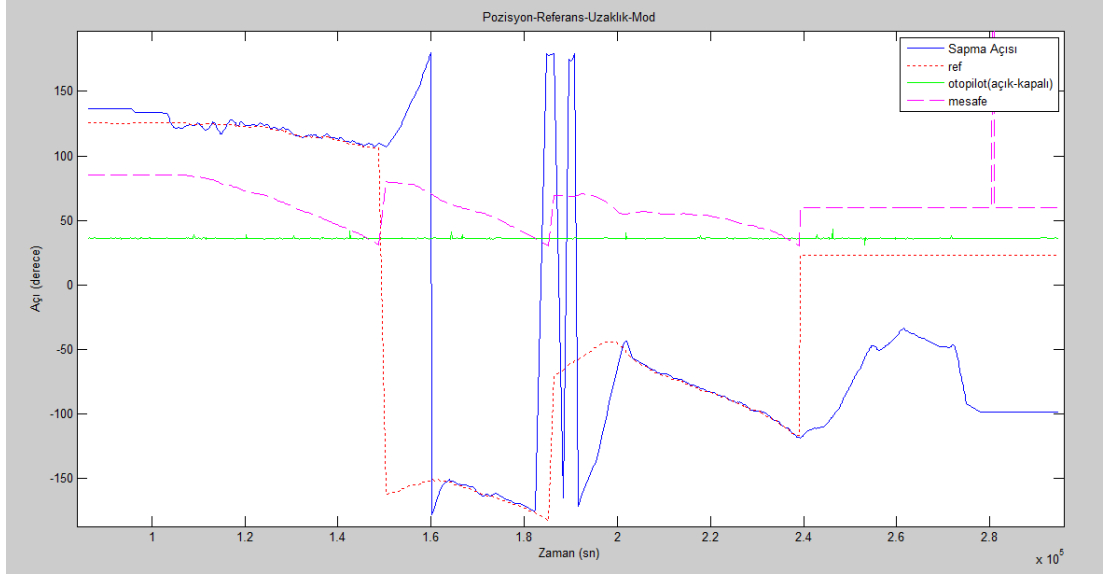


**Şekil 5.1:**Otonom Uçuş Yalpa-Yunuslama Eksen ve Yükseklik Duruşsal Veriler

Uçuş esnasında uçuş yapılan alanın rüzgarlı olmasından dolayı kontrol zorlaşmış ve duruşsal verilerin istenen değere ulaşmaları, dengeleme kısmındaki verilere göre biraz daha fazla zaman almış ve aşımalar 3-4 derece kadar artmıştır. Ancak bu olumsuz hava koşuluna rağmen kontroller başarı ile gerçekleştirilmiştir.

Hedef takibinde yalpa eksenine herhangi bir şekilde müdahalede bulunmaya gerek yoktur. Ancak uçuş yapılan alanın kenarından geçen anayola o anki rüzgarın etkisiyle yönelen dört rotorlu İHA, herhangi bir kazaya sebep olmamak amacıyla yalpa eksenine, 100.000-140.000 mikrosaniye arasında kumandadan giriş uygulanmıştır. Şekil 5.2'ye bakılacak olursa bu zaman aralığı ilk hedef noktasına gelmeden önceye denk gelmektedir. Şekil 5.3'ten de ilk kenarın yolun hemen yanında olduğu görülebilir. Bunun haricinde yalpa eksenine herhangi bir müdahalede bulunulmamıştır.

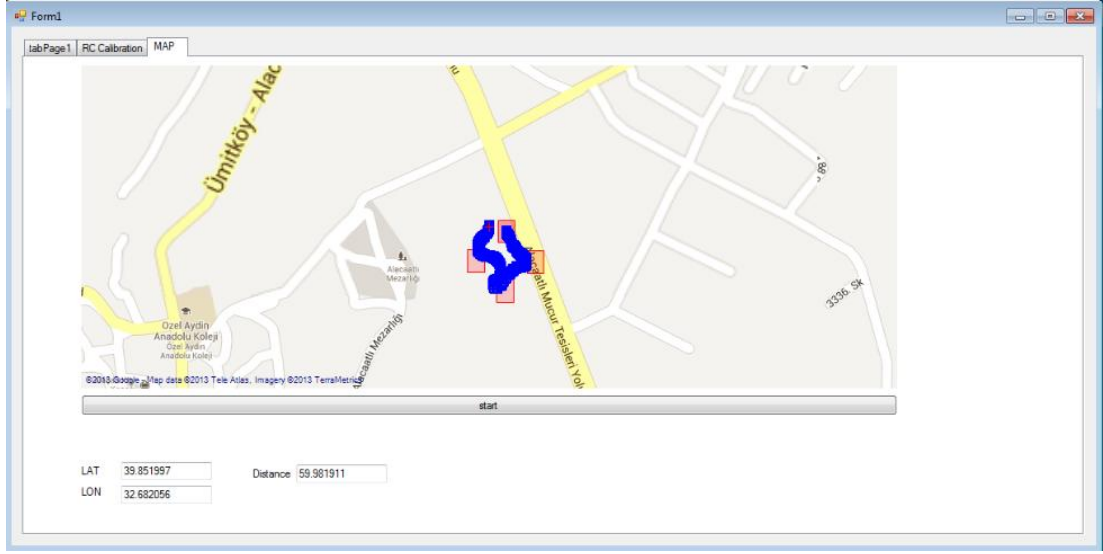
Yükseklik kontrolü kısmında görülen anlık zıplamalar kötü sensör verileridir. Bu veriler kayıt altına gözlem amaçlı alınmış ve yazılımsal olarak kontrolcü girişinde elenmektedirler.



**Şekil 5.2:** Otonom Uçuş Sapma Açısı-Referans-Mesafe Verileri

Dört rotorlu İHA otonom moda alındığı anda ne tarafa bakıyorsa ilk kenarı o yöne doğru olmak üzere 85 metre kenar uzunluğunda bir kare belirlemekte ve köşe koordinatları takip etmeye başlamaktadır. Bulunduğu yerden hedef noktaya ilerlemekte ve mesafe istenen komşuluğa girdiği anda bir sonraki hedef noktasına yönelmektedir. Bu yönelim, Şekil 5.2’de mesafenin istenen komşuluğa girdiği anda sapma referansının büyük değişimlerinden gözlemlenebilir. Sapma açısının, hedefe olan yönelim olarak verilen referansı başarı ile takip ettiği görülmektedir. Şekil 5.3’te görülen haritadan da noktalar arası uçuşun başarı ile gerçekleştiği görülebilmektedir.

Bu tez çalışmasında dört rotorlu bir insansız hava aracı için verilen koordinat noktaları arasında istenen yükseklikte gezinme yetisine sahip bir otopilot tasarımı yapılmıştır. Geliştirilen yer istasyonu ile dört rotorlu için tasarlanan otopilot sistemi daha kullanışlı bir hale getirilmiştir. Yer istasyonundan anlık olarak belirlenebilen koordinatlar arasında, istenen hızda ve zorlu hava şartlarında çalışabilme yetilerinin otopilota kazandırılması gelecek çalışmalar olarak sıralanabilir.



Şekil 5.3: Otonom Uçuş Yer İstasyonu Harita Görüntüsü

## KAYNAKLAR

- [1] Haiyang Chao, Yongcan Cao, YangQuan Chen, Autopilots for Small Fixed-Wing Unmanned Air Vehicles: A Survey, International Conference on Mechatronics and Automation (ICMA), 3144-3149, Ağustos 2007.
- [2] Jodeh, N., Blue, P., Waldron, A., Development of Small Unmanned Aerial Vehicle Research Platform: Modeling and Simulating with Flight Test Validation, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Washington DC, U.S.A, 2006.
- [3] Erdos, D., Watkins, S.E., UAV Autopilot Integration and Testing, IEEE Region 5 Conference, Kansas City, U.S.A., Nisan 2008.
- [4] Stojcsics, D., Molnar, A., Fixed-wing small-size UAV navigation methods with HIL simulation for AERObot autopilot, IEEE 9th International Symposium on Intelligent Systems and Informatics (SISY), 241-245, Eylül 2011.
- [5] J.M. Sullivan, Evolution or revolution? The rise of UAVs, IEEE Technology and Society Magazine, 25(3), 43-49, Eylül 2006.
- [6] Ta-ming Shih, Ho-chung Chang, FPGA based hardware in the loop test platform of small size UAV, IEEE International Symposium on Computational Intelligence in Robotics and Automation (CIRA), 551-556, Aralık 2009.
- [7] M. Kumon, Y. Udo, H. Michihira, M. Nagata, I. Mizumoto, Z. Iwai, Autopilot system for Kiteplane, IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 11(5), 615-624, Ekim 2006.
- [8] Santoso, F., Liu, M., Egan, G.K., Linear quadratic optimal control synthesis for a uav, 12th Australian International Aerospace Congress (AIAC 12), Melbourne, Australia, Mart 2007.
- [9] Erginer, Bora, and Erdinc Altug. "Modeling and PD control of a quadrotor VTOL vehicle." In *Intelligent Vehicles Symposium, 2007 IEEE*, pp. 894-899. IEEE, 2007.
- [10] "Breguet-Richard" hava aracı erişim adresi:  
[http://en.wikipedia.org/wiki/Breguet-Richet\\_Gyroplane](http://en.wikipedia.org/wiki/Breguet-Richet_Gyroplane) erişim tarihi: 4 Aralık 2013.
- [11] Gessow, A., & Myers, G. C. *Aerodynamics of the Helicopter*. F. Ungar Publishing Company. (1967).
- [12] "De Bothezat" hava aracı erişim adresi:  
[http://en.wikipedia.org/wiki/De\\_Bothezat\\_helicopter](http://en.wikipedia.org/wiki/De_Bothezat_helicopter) erişim tarihi: 4 Aralık 2013.
- [13] Chao, HaiYang, YongCan Cao, and YangQuan Chen. "Autopilots for small unmanned aerial vehicles: a survey." *International Journal of Control, Automation and Systems* 8, no. 1, 36-44, 2010.
- [14] Lee, Deok-Jin, Isaac Kaminer, Vladimir Dobrokhodov, and Kevin Jones. "Autonomous feature following for visual surveillance using a small unmanned aerial vehicle with gimbaled camera system." *International Journal of Control, Automation and Systems* 8, no. 5, 957-966, 2010.
- [15] B.Çamlıca, Aralık 2004, Demonstration of a stabilized hovering platform for undergraduate laboratory.

- [16] G.Hoffmann, D.Dostal, S.Waslander, J.Jang, C.Tomlin, Stanford Testbed of Autonomous Rotorcraft for Multi-Agent Control(STARMAC), Stanforduniversity, October 28th, 2004.
- [17] "DJI Phantom" hava aracı erişim adresi:  
<http://www.dji.com/> erişim tarihi: 4 Aralık 2013.
- [18] "APM Copter" hava aracı erişim adresi:  
<http://copter.ardupilot.com/> erişim tarihi: 4 Aralık 2013.
- [19] "Hermes 450 Yer İstasyonu" erişim adresi:  
[http://www.israeli-weapons.com/weapons/aircraft/uav/hermes\\_450/hermes\\_450.html](http://www.israeli-weapons.com/weapons/aircraft/uav/hermes_450/hermes_450.html)  
erişim tarihi: 5 Aralık 2013.
- [20] "Turnigy Talon" için erişim adresi:  
[http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/\\_47892\\_Turnigy\\_Talon\\_Carbon\\_Fiber\\_Quadcopter\\_Frame\\_UK\\_Warehouse\\_.html](http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/_47892_Turnigy_Talon_Carbon_Fiber_Quadcopter_Frame_UK_Warehouse_.html) erişim tarihi: 6 Aralık 2013.
- [21] "Turnigy Aerodrive SK3" erişim adresi:  
[http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/\\_23911\\_Turnigy\\_Aerodrive\\_SK3\\_2826\\_1130kv\\_Brushless\\_Outrunner\\_Motor\\_USA\\_Warehouse\\_.html?strSearch=turnigy%20sk3](http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/_23911_Turnigy_Aerodrive_SK3_2826_1130kv_Brushless_Outrunner_Motor_USA_Warehouse_.html?strSearch=turnigy%20sk3) erişim tarihi: 6 Aralık 2013.
- [22] "Turnigy Plush" erişim adresi:  
[http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/\\_2163\\_TURNIGY\\_Plush\\_25amp\\_Speed\\_Controller.html?strSearch=turnigy%20plush%2025%20a](http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/_2163_TURNIGY_Plush_25amp_Speed_Controller.html?strSearch=turnigy%20plush%2025%20a) erişim tarihi: 6 Aralık 2013.
- [23] "Turnigy 6X" Radyo Kontrol Sistemi erişim adresi:  
[http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/\\_24969\\_turnigy\\_6x\\_fhss\\_2\\_4ghz\\_transmitter\\_and\\_reciever\\_mode\\_2\\_.html?gclid=CO6F5I3sm7sCFa9cMgodUEoAIA](http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/_24969_turnigy_6x_fhss_2_4ghz_transmitter_and_reciever_mode_2_.html?gclid=CO6F5I3sm7sCFa9cMgodUEoAIA) erişim tarihi: 6 Aralık 2013.
- [24] "3DR Radio" kablosuz haberleşme kiti erişim adresi:  
<https://store.3drobotics.com/products/3dr-radio> erişim tarihi: 6 Aralık 2013.
- [25] "U-blox LEA-6" GPS alıcısı erişim adresi:  
<https://store.3drobotics.com/products/3dr-gps-ublox-with-compass> erişim tarihi: 6 Aralık 2013.
- [26] "LV-MaxSonar-EZ4" mesafe sensörü erişim adresi:  
<https://store.3drobotics.com/products/mb1040-lv-maxsonar-ez4-high-performance-ultrasonic-range-finder> erişim tarihi: 6 Aralık 2013.
- [27] "MATLAB System Identification" erişim adresi:  
<http://www.mathworks.com/products/sysid/> 7 Aralık 2013.
- [28] "Mesafe, yönelim ve koordinat hesapları" erişim adresi:  
<http://www.movable-type.co.uk/scripts/latlong.html> erişim tarihi: 9 Aralık 2013.

## ÖZGEÇMİŞ

### Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : ELBİR, Övünç  
Uyruğu : T.C.  
Doğum tarihi ve yeri : 20.10.1987 Erzurum  
Medeni hali : Bekar  
Telefon : 0 (530) 541 65 56  
e-posta : [o.elbir@gmail.com](mailto:o.elbir@gmail.com)

### Eğitim

<i>Derece</i>	<i>Eğitim Birimi</i>	<i>Mezuniyet tarihi</i>
Yüksek Lisans	TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Elektrik-Elektronik Mühendisliği	2013
Lisans	TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Elektrik-Elektronik Mühendisliği	2011

### İş Deneyimi

<i>Yıl</i>	<i>Yer</i>	<i>Görev</i>
09/2011 - 12/2013	TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi	Eğitim Asistanı

### Yabancı Dil

İngilizce

Almanca

### Yayımlar

[1] Halim Korkmaz, Onur Baki Ertin, Övünç Elbir, Coşku Kasnakoğlu ve Ünver Kaynak. *İnsansız Hava Araçları için Donanımlı Döngü Tabanlı Otomatik Pilot Yaklaşımları Geliştirilmesi*. Otomatik Kontrol Milli Komitesi 2012 Ulusal Toplantısı, Niğde, Türkiye, 2012.

[2] Anil Ufuk Batmaz, Ovunc Elbir, ve Cosku Kasnakoglu. *Design of a Quadrotor Roll Controller Using System Identification to Improve Empirical Results*. International Journal of Materials, Mechanics and Manufacturing vol. 1, no. 4, pp. 347-349, 2013.

[3] Anıl Ufuk Batmaz,Övünç Elbir ve Coşku Kasnakoğlu. *Quadrotor Roll and Pitch Stabilization Using System Identification Based Redesign Of Empirical Controllers*. The 32nd IASTED International Conference on Modelling, Identification and Control, Innsbruck, Austria, 2013.

[4] Övünç Elbir, Anıl Ufuk Batmaz ve Coşku Kasnakoğlu. *Improving Quadrotor 3-Axes Stabilization Results Using Empirical Results And System Identification*. IEEE Asian Control Conference, İstanbul, Turkey, 2013.