

**SABİT KANATLI BİR İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN  
DÜŞÜK BÜTÇELİ OTOPILOT SİSTEMİ TASARIMI**

**KORAY KERİMOĞLU**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**ELEKTRİK – ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ**

**FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**ARALIK 2011**

**ANKARA**

Fen Bilimleri Enstitü onayı

---

Prof. Dr. Ünver KAYNAK

Müdür

Bu tezin Yüksek Lisans derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığını onaylarım.

---

Doç. Dr. Hamza KURT

Anabilim Dalı Başkanı

Koray KERİMOĞLU tarafından hazırlanan SABİT KANATLI BİR İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN OTOPILOT SİSTEMİ 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 : Yrd. Doç. Dr. Ali Cafer GÜRBÜZ

## **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.

*Koray KERİMOĞLU*

**Üniversitesi** : TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi  
**Enstitüsü** : Fen Bilimleri  
**Anabilim Dalı** : Elektrik ve Elektronik Mühendisliği  
**Tez Danışmanı** : Doç. Dr. Coşku KASNAKOĞLU  
**Tez Türü ve Tarihi** : Yüksek Lisans – Aralık 2011

**KORAY KERİMOĞLU**

**SABİT KANATLI BİR İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN  
DÜŞÜK BÜTÇELİ OTOPILOT SİSTEMİ TASARIMI**

**ÖZET**

Havacılık endüstrisi, gelişen teknoloji ile beraber en hızlı gelişme gösteren alanlardan biri olmuştur. İnsansız hava araçları da bu gelişmenin bir ürünüdür. Dünyanın herhangi bir yerindeki bir istasyondan kontrol edilebilen bu araçlar, özellikle ülkelerin silahlı kuvvetleri için önemli rol teşkil etmektedirler. Tarımsal faaliyetler, orman yangınlarının erken tespiti ve boru hatlarının izlenmesi gibi sivil amaçlar için de kullanılmaktadırlar. Fakat sahip oldukları donanımlar nedeniyle kişisel kullanım için hala pahalı araçlardır. Bu çalışmada düşük bütçeli sensörler ve mikrodenetleyiciler kullanılarak sabit kanatlı bir insansız hava aracı için otomatik pilot sisteminin geliştirilmesi amaçlanmıştır. Aracın verilen varış noktaları arasında seyrinin sağlanması ve davranışının kontrolü için PID kontrol metodu kullanılmıştır. Sistemlerin çıkışlarının ölçülmesinde karşılaşılan gürültü sorunu Kalman Filtresi kullanılarak aşılmaya çalışılmış, aynı zamanda yine Kalman Filtresi yardımıyla sistemin doğrudan ölçülemeyen durumları gözlenmiş ve kontrol döngüsü içerisinde kullanılmıştır.

Anahtar Kelimeler: İnsansız hava aracı, Kalman Filtresi, IMU, AHRS, otopilot

**University** : **TOBB Economics and Technology University**  
**Institute** : **Institute of Natural and Applied Sciences**  
**Science Programme** : **Electrical and Electronics Engineering**  
**Supervisor** : **Associate Professor Dr. Coşku KASNAKOĞLU**  
**Degree Awarded and Date** : **M.Sc. – December 2011**

**KORAY KERİMOĞLU**

**DESIGNING LOW-COST AUTOPILOT SYSTEM  
FOR A FIXED-WING UNMANNED AERIAL VEHICLE**

**ABSTRACT**

Aerospace industry is one of the fastest growing industries by the developing technology. Unmanned aerial vehicles are products of this technology. These vehicles which can be controlled over a station somewhere in the world, has an important role especially for the armed forces of the nations. They can be used for civilian purposes such as agricultural activities, early detection of the forest fires, watching the oil pipelines etc. But they are still very expensive vehicles for personal use because of the hardware they have. In this study, it has been aimed to develop an autopilot system for a fixed-wing unmanned aerial vehicle by using low-cost sensors and microcontrollers. PID control method was used to make the vehicle navigate between the given waypoints and control the attitude of the vehicle. Noise problem which occurs while measuring the system outputs has been tried to overcome by using Kalman Filter, and states of the system that can not be measured directly were observed and used in the control loop.

Keywords: Unmanned aerial vehicle, Kalman Filter, low-cost, IMU, AHRS, autopilot

## TEŞEKKÜR

Çalıőmalarım süresince değerli katkılarını esirgemeyen tez danıőmanım Doç. Dr. Coşku Kasnakoğlu'na, havacılık konusundaki engin birikimi ile beni yönlendiren Prof. Dr. Ünver Kaynak'a, Z-09'daki çalışma arkadaşlarım Deniz Karaca, Onur Baki Ertin, Anıl Ufuk Batmaz, Övünç Elbir ve Halim Korkmaz'a, Makine Mühendisliği asistanlarından Yusuf Gültekin'e, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi bünyesinde tanıma onuruna eriőtığım değerli arkadaşlarıma ve akademisyenlere ve bu günlere gelmemde emeği olan başta ailem olmak üzere herkese teőekkürü bir borç bilirim.

## İÇİNDEKİLER

ÖZET.....	iii
ABSTRACT.....	iv
TEŞEKKÜR.....	v
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	viii
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	ix
KISALTMALAR.....	xi
SEMBOL LİSTESİ.....	xii
1. İNSANSIZ HAVA ARACI SİSTEMLERİ ( <i>İHAS</i> ).....	1
1.1. GİRİŞ.....	1
1.2. İNSANSIZ HAVA ARACI SİSTEMLERİNİN GELİŞİMİ.....	2
1.3. İHA'LARIN SINIFLANDIRILMASI.....	5
1.4. OTOMATİK PİLOT SİSTEMLERİ.....	6
1.5. TİCARİ İHA OTOMATİK PİLOT SİSTEMLERİ.....	8
1.5.1. DAP120 Autopilot.....	8
1.5.2. MICROPILOT MP2128g.....	9
1.5.3. MICROPILOT MP1028g.....	10
1.5.4. Baykar Makine Mini Aviyonik/Otopilot Sistemi.....	11
1.5.5. ARDUPILOT.....	12
1.5.6. ARDUPILOT MEGA.....	14
2. DONANIM.....	17
2.1. Sistemde Kullanılan Algılayıcılar.....	17
2.1.1. IMU/INS ( <i>Inertial Measurement Unit / Inertial Navigation System -</i> <i>Ataletsel Ölçüm Sistemi/Ataletsel Yöngüdümlü Sistemi</i> ).....	17
2.1.2. Basınç Sensörleri.....	19
2.1.3. Küresel Konum Sensörü ( <i>Global Positioning System - GPS</i> ).....	20
2.2. Çalışmada Kullanılan Hava Aracı.....	23
2.3. Telemetri.....	23
2.4. Otopilot ve Kullanıcı Arasında Geçişin Sağlanması.....	24
2.5. YKİ ve Grafikselle Kullanıcı Arayüzü ( <i>GUI</i> ).....	27
3. SİSTEM DURUMLARININ ÖLÇÜMÜ.....	29
3.1. Kalman Filtresi.....	29
3.2. Kalman Filtresi Algoritması.....	31

3.3.	Davranış Tespiti ( <i>Attitude Determination</i> ).....	35
3.3.1.	Yuvarlanma ( <i>Roll</i> ) ve Yunuslama ( <i>Pitch</i> ) Açılarının Kestirimi .....	36
3.3.2.	Sapma ( <i>Yaw</i> ) Açısının Kestirimi.....	38
3.3.3.	Eğim Düzeltme ( <i>Tilt Compensation</i> ) .....	40
3.4.	Hız ve Yükseklik Ölçümü .....	41
3.5.	Pozisyon Ölçümü .....	44
3.5.1.	Manyetik Fark ( <i>Magnetic Variation</i> ).....	46
3.6.	Varış Noktasına Yönelimin Sağlanması ve Varış Noktası Takibi .....	47
4.	KONTROL .....	49
4.1.	Giriş .....	49
4.2.	Uçuş Kontrol Temelleri .....	49
4.3.	Yatarak Dönüş ( <i>Banked-Turn</i> ) .....	51
4.4.	Otopilot Kontrol Sistemlerine Bakış .....	51
4.5.	Yanal ( <i>Lateral</i> ) Kontrol.....	55
4.6.	Boylamsal ( <i>Longitudinal</i> ) Kontrol .....	56
4.6.1.	Yükseklik Kontrolü .....	56
4.6.2.	Hız Kontrolü .....	56
5.	SONUÇLAR ve YORUMLAR .....	58
6.	EKLER.....	61
6.1	SPI (Serial Peripheral Interface).....	61
6.1.2	Çalışma Prensipleri .....	62
	KAYNAKLAR .....	64
	ÖZGEÇMİŞ .....	68



## ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge		Sayfa
Çizelge 2.1	NMEA-0183 çıkış mesajları	22
Çizelge 2.2	Floater JET Özellikleri	23
Çizelge 2.3	Xbee Pro 900 XSC Özellikleri	24
Çizelge 3.1	Kalman Filtresi standart sembol tablosu	31
Çizelge 3.2	Durum uzay gösterimi için kullanılan semboller	32
Çizelge 3.3	Vektör ve matris boyutları için kullanılan notasyon	32
Çizelge 3.4	Dinamik sistemler için matematiksel model gösterimi	33
Çizelge 3.5	GPRMC cümlesinin bileşenleri	45

## ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil		Sayfa
Şekil 1.1.	Bir İnsansız Hava Aracı Sistemi için Blok Şeması	2
Şekil 1.2.	Zirai ilaçlama için kullanılan Fuji RPH-1 İnsansız Hava Aracı	4
Şekil 1.3.	Hellfire füzeleri ile yüklenmiş MQ-9 Reaper İnsansız Hava Aracı	5
Şekil 1.4.	DAP120 Otopilot ünitesi, mX-SIGHT İHA platformu ve sistemin yer kontrol istasyonu	9
Şekil 1.5.	Micropilot MP2128g	10
Şekil 1.6.	Baykar Makine Mini Otopilot Sistemi	11
Şekil 1.7.	Ardupilot ve Thermophile Sensör	13
Şekil 1.8.	Ardupilot Mega, sensör kartı ve bağlantı teçhizatları	15
Şekil 2.1.	Sistemde kullanılan IMU ve manyetometre	18
Şekil 2.2.	Örnek pitot tüpü (solda) ve pitot tüpü şekilleri	19
Şekil 2.3.	İHA'da kullanılan pitot tüpü	20
Şekil 2.4.	Sistemde kullanılan mutlak basınç sensörü, fark basınç sensörü ve sıcaklık sensörü	20
Şekil 2.5.	GPS uydularının dünya yörüngesindeki yerleşimi	21
Şekil 2.6.	Kullanılan GPS sensörü	22
Şekil 2.7.	Floater JET RC model uçağı	23
Şekil 2.8.	Xbee Pro 900 XSC Modülü	24
Şekil 2.9.	Örnek PPM sinyali	25
Şekil 2.10.	Servo kontrolü için gereken PWM sinyali ve motorun alacağı konumlar	26
Şekil 2.11.	Tasarlanan otopilot sisteminin şeması	27
Şekil 2.12.	Grafiksel kullanıcı arayüzünde (GUI) bulunan harita ve kokpit pencereleri	28
Şekil 3.1.	Kalman Filtresi algoritmasının şematik gösterimi	30
Şekil 3.2.	$\theta$ açısının filtrelenmesi sonucu elde edilen veriler	38
Şekil 3.3.	$\phi$ açısının filtrelenmesi sonucu elde edilen veriler	38
Şekil 3.4.	$\psi$ açısının filtrelenmesi sonucu elde edilen veriler	40
Şekil 3.5.	Sensörler ile alınan yükseklik ölçümü ve filtre çıkışı	43
Şekil 3.6.	Pitot-statik tüpünün kesiti	43
Şekil 3.7.	Örnek GPRMC cümlesi	45
Şekil 3.8.	Dünya üzerindeki manyetik fark değerlerini gösteren harita	46
Şekil 4.1.	Hava aracının yer eksenine göre konumunu belirten Euler açıları	50
Şekil 4.2.	Sabit kanatlı bir hava aracı için kontrol yüzeyleri	50
Şekil 4.3.	İç döngü akış diyagramı	53
Şekil 4.4.	Dış döngü akış diyagramı	54
Şekil 4.5.	Roll kontrol blok şeması	55
Şekil 4.6.	Yaw kontrol blok şeması	55
Şekil 4.7.	Yükseklik ve hız kontrolü blok şeması	57
Şekil 5.1.	Referans gezinge ve ilk atış anından inişe kadar uçağın izlediğı yol	58
Şekil 5.2.	İlk atış anından itibaren uçağın yüksekliğı	59
Şekil 5.3.	İlk atış anından itibaren uçağın hızı	59



## KISALTMALAR

### Kısaltmalar Açıklama

<b>IMU</b>	Inertial Measurement System (Ataletsel Ölçüm Sistemi)
<b>INS</b>	Inertial Navigation System (Ataletsel Yöngüdüm Sistemi)
<b>AHRS</b>	Attitude Heading Reference System
<b>UAV</b>	Unmanned Aerial Vehicle
<b>UAVS</b>	Unmanned Aerial Vehicle Systems
<b>İHA</b>	İnsansız Hava Aracı
<b>YKİ</b>	Yer Kontrol İstasyonu
<b>MEMS</b>	Micro Electro Mechanical Systems
<b>DCM</b>	Direction Cosine Matrix
<b>GPS</b>	Global Positioning System
<b>KF</b>	Kalman Filtresi
<b>EKF</b>	Extended Kalman Filter
<b>NMEA</b>	National Marine Electronics Association
<b>ESC</b>	Electronic Speed Controller
<b>MIPS</b>	Million Instructions per Second
<b>RISC</b>	Reduced Instruction Set Computer
<b>ADC</b>	Analog to Digital Converter
<b>AoA</b>	Angle of Attack
<b>bps</b>	Bits per second
<b>wp</b>	Waypoint

## SEMBOL LİSTESİ

<b>Simgeler</b>	<b>Açıklama</b>
$\alpha$	Hücum açısı
$\beta$	Side slip ( <i>savrulma</i> ) açısı
$\phi$	Roll ( <i>yuvarlanma</i> ) açısı
$\theta$	Pitch ( <i>yunuslama</i> ) açısı
$\psi$	Yaw ( <i>sapma</i> ) açısı
$\rho$	Hava yoğunluğu
$v$	Hız
$\eta$	Gürültü
$u$	Servolara gönderilen değer
$\delta$	Kontrol yüzeyleri açısı
$p$	Roll ( $x$ ) eksenindeki açısal hız
$q$	Pitch ( $y$ ) eksenindeki açısal hız
$r$	Yaw ( $z$ ) eksenindeki açısal hız
$u$	Gövde $x$ eksenindeki hız
$v$	Gövde $y$ eksenindeki hız
$w$	Gövde $z$ eksenindeki hız
$A_x$	Gövde $x$ eksenindeki ivme
$A_y$	Gövde $y$ eksenindeki ivme
$A_z$	Gövde $z$ eksenindeki ivme
$x_b$	Aracın $x$ pozisyonu ( <i>enlem</i> )
$y_b$	Aracın $y$ pozisyonu ( <i>boylam</i> )
$h$	Yükseklik

### **İndisler** **Açıklama**

$b$	body ( <i>gövde çerçevesi</i> )
$wp$	waypoint ( <i>varış noktası</i> )
$est$	Kestirilen ( <i>estimated</i> ) değer
$d$	İstenilen ( <i>desired</i> ) değer
$a$	Aileron
$e$	Elevator
$t$	Throttle
$r$	Rudder

# 1. İNSANSIZ HAVA ARACI SİSTEMLERİ (İHAS)

## 1.1. GİRİŞ

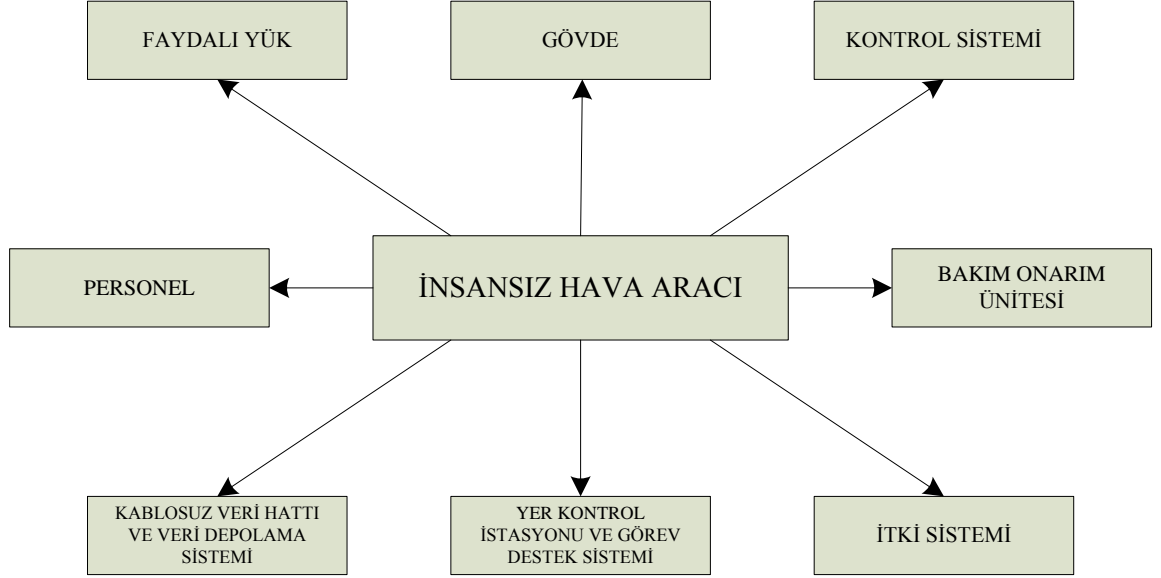
Havacılık alanındaki gelişmeler tarihin her döneminde teknolojinin gelişimi ile paralellik göstermiştir. Savaş dönemlerinde gökyüzüne hâkim olan kuvvetler zafere bir adım daha yakın olmuşlardır. Bu nedendir ki ister savaş döneminde ister barış döneminde olsun havacılığın gelişimi için yapılan yatırımların karşılığı devletlerin uluslar arası arenada kazandığı teknolojik ve askeri üstünlük olarak kendilerine geri dönmüştür.

Gelişen teknoloji ile birlikte endüstriyel sistemlerdeki “insan” bileşeni gitgide çerçeve dışında kalmış ve insanın omuzlarındaki sorumluluk yükü hafiflemiştir. Bu gelişmeler insanın maruz kalacağı risk faktörünü de en düşük seviyeye indirmiştir. Kalifiye insanın yetişmesi için gereken zaman ve emek göz önüne alındığında istenmeyen bir durumla karşılaşıldığında ödenecek bedelin büyüklüğü açıkça görülmektedir.

İnsansız hava aracı sistemleri (İHAS) ve insansız hava araçları (İHA) bu şartlar altında ortaya çıkmış ve hızlı bir şekilde gelişerek günümüzdeki seviyesine ulaşmıştır. En basit tanımıyla insansız hava aracı; mürettebatı bir bilgisayar sistemi ile değiştirilmiş ve kablosuz veri hattına ( *radyo link* ) sahip bir hava aracıdır.[1] İsminden de anlaşılacağı üzere; içerisinde insan bulunmadan uçabilen ve de üstlendikleri görevleri uzaktan yönetilerek ya da otonom olarak insan etkisi olmaksızın yerine getirebilen hava platformları/araçları olarak tanımlanabilirler. Özellikle askeri alanda, vazifenin kritik ve tehdidin yoğun olduğu görev bölgelerinde, insanlı sistemlere göre çok büyük avantajlara sahiptir.[2] Hava aracı fiziksel olarak sistemin tamamının sadece bir parçasıdır. Tüm sistem temel olarak aşağıdaki bölümlerden oluşur. Bir insansız hava aracı sistemi Şekil 1.1.’de şema halinde gösterilmektedir.

- Operatörler ve sistem arasında arayüz görevi gören ve operatörlerin konuşlandığı bir yer kontrol istasyonu (*YKI*),
- Faydalı yük taşıyan ve çeşitli formlarda (*sabit kanatlı, döner kanatlı vs.*) üretilmiş bir hava aracı,

- Kontrol girdilerini hava aracına gönderen ve faydalı yük bilgisi ya da diğer bilgilerin YKİ'ye ulaşmasını sağlayan bir haberleşme sistemi,
- Bakım ve onarım teçhizatlarını barındıran destek ünitesi.



Şekil 1.1. Bir İnsansız Hava Aracı Sistemi için Blok Şeması

## 1.2. İNSANSIZ HAVA ARACI SİSTEMLERİNİN GELİŞİMİ

Tarih kayıtlarında bilinen ilk insansız hava aracı 22 Ağustos 1849'da Avusturyalılar'ın İtalya'nın Venedik şehrine saldırırken kullandıkları patlayıcı yüklü balonlardır. Volcano adlı Avusturya gemisinden gökyüzüne bırakılmışlardır. Bazılarının hedefine ulaşmasına karşın bir kısmı, rüzgarın da etkisiyle, Avusturya birliklerinin üzerine düşmüştür. Avusturyalılar daha sonra bu sistem üzerinde aylarca çalışmışlar ve geliştirmişlerdir.

İlk “pilotsuz” hava aracı 1. Dünya Savaşı sonlarına doğru üretilmiştir. 1916 yılında üretilen ve Archibald Montgomery Low'un radyo kontrol teknikleri ile kumanda edilebilen Ruston Proctor Aerial Target bu araçların öncüsü olmuştur. Geliştirilmesi devam etseydi zeplinlere karşı kullanılması amaçlanmaktaydı. Kısa bir süre sonra, günümüz seyir füzelerinin ilk versiyonu olan Hewitt-Sperry Automatic Airplane (diğer adıyla “uçan bomba”) ilk uçuşunu gerçekleştirdi. Bu araçta kontrol Elmer Sperry tarafından geliştirilen bir gyroskop tarafından gerçekleştiriliyordu.[3]

2. Dünya Savaşı'nın sonlarına doğru Almanlar'ın ürettiği V-1 ve V-2 füzeleri yöngüdümlü (*navigasyon*) sistemine sahip ilk füzelerden sayılabilir. Alman topraklarından fırlatılan bu füzeler analog olarak çalışan yöngüdümlü sistemleri sayesinde İngiltere üzerine geldiklerinde motorlarını kapatmakta ve hedeflerine doğru dalışa geçmekteydiler. Savaş boyunca 3000'in üzerinde V-2 füzesi kullanılmış, 7000'in üzerinde sivil ve askerinin hayatını kaybetmesine neden olmuştur. Ayrıca V-2'ler uzaya ulaşan ilk insansız araç olarak tarihte yerlerini almışlardır.

Sonraki yıllarda, özellikle savaş dönemlerinde insansız olarak uçabilen hava araçları ya da bombaların üretimi ve geliştirilmesi hızlı bir şekilde devam etmiş ve günümüzde kullanılan seyir füzeleri ya da gözetleme/saldırı amaçlı kullanılan formlarına dönüşmüştür.

İnsansız hava aracı sistemlerine daha detaylı bakmadan önce kullanıldıkları alanların belirtilmesinde fayda vardır. Aşağıdaki sınıflandırma da görüleceği üzere İHA'lar askeri alanlar başta olmak üzere zirai amaçlı (*Şekill.2.*), medya sektörüne yönelik ya da coğrafi araştırmalara yönelik çok geniş bir yelpazede rol alabilmektedirler.

- **Sivil amaçlı**

- Hava fotoğrafçılığı (*film, video, fotoğraf vb*)
- Zirai amaçlı (*ürün izleme, ilaçlama, sürü gözlemleme ve yönetme*)
- Kıyı güvenliği (*arama ve kurtarma, sahil ve deniz izleme*)
- Koruma (*kirlilik ve toprak izleme*)
- Gümrük (*yasadışı girişlerin gözlenmesi*)
- Enerji sektörü (*nakil hatlarının kontrolü*)
- İtfaiye ve ormancılık (*yangın tespiti ve ilk müdahale*)
- Deniz mahsülleri üretim firmaları (*üretim ve kontrol*)
- Gaz ve petrol şirketleri (*boru hattı güvenliği*)
- Coğrafi araştırmalar (*yeryüzü şekillerinin gözlenmesi, haritalama*)
- Yerel yönetimler (*doğal afet*)
- Meteoroloji servisleri
- Trafik yetkilileri
- Güvenlik yetkilileri
- Akarsu yetkilileri
- İstatistik kurumları





Şekil 1.2. Zirai ilaçlama için kullanılan Fuji RPH-1 İnsansız Hava Aracı [4]

- **Askeri amaçlı**

- Deniz Kuvvetleri

- Elektronik istihbarat
- Radyo sinyal yayını
- Denizden gelecek saldırılara karşı limanları korumak
- Sonar şamandıra gibi denizaltılara karşı kullanılacak diğer teçhizatların yerleştirilmesi ve gözlemlenmesi
- Yapay izler kullanarak düşman füzelerini yanıltmak
- Düşman donanmasını gözlemek

- Kara Kuvvetleri

- Keşif
- Düşman aktivitelerini gözlemek
- Nükleer, biyolojik ya da kimyasal (NBC) yayılımı gözlemek
- Elektronik istihbarat
- Hedef tayini ve görüntüleme
- Kara mayınlarının yerlerinin belirlenmesi ve yok edilmesi

- Hava Kuvvetleri

- Uzun mesafe, yüksek irtifa gözetleme
- Radar sistemlerine karşı sinyal bozma (*jamming*) ve yok etme
- Elektronik istihbarat
- Hava alanı üs güvenliği
- Hava alanı hasar tespiti
- Patlamamış mühimmatın yok edilmesi



Şekil 1.3. Hellfire füzeleri ile yüklenmiş MQ-9 Reaper İnsansız Hava Aracı [5]

### 1.3. İHA'LARIN SINIFLANDIRILMASI

Bütün İHA'lar diğer hava araçlarına nazaran daha fazla bileşeni olmasına karşın, genellikle büyüklükleri ve görev kabiliyetlerine göre sınıflandırılırlar.[6]

- **HALE – High Altitude Long Endurance (Yüksek irtifa, uzun süreli uçuş):** 15000 ft. (yaklaşık 4500 m.) üzeri irtifada 24 saat üzeri uçabilen İHA'lardır. Silah yüklü şekilde son derece uzun mesafe (*kıtalar arası*) keşif ve gözlem yapabilirler. Genellikle sabit üslerden kontrol edilirler.
- **MALE – Medium Altitude Long Endurance (Orta irtifa, uzun süreli uçuş):** HALE'ler ile benzer role sahiptirler. 5000 ft. – 15000 ft. arası (*yaklaşık 1500 m. – 4500 m. arası*) irtifada 24 saat süreyle uçabilirler. 500 km. civarı bir mesafedeki sabit üslerden kontrol edilirler.
- **TUAV – Medium Range /Tactical UAV (Orta mesafe ya da taktik İHA):** 100 km. ile 300 km. arası mesafeler için kullanılan HALE ya da MALE tipi İHA'lara göre daha basit sistemler ile kullanılan araçlardır.
- **Close-Range UAV (Yakın mesafe İHA):** Hareketli ordu birlikleri tarafından kullanılan İHA'lardır. Genellikle 100 km. civarındaki görevler için kullanılır.

Çeşitli keşifler, hedef tespiti, hava alanı güvenliği gibi askeri kullanım amaçlarının yanı sıra NBC yayılımının izlenmesi, enerji nakil hatlarının kontrolü, trafik yoğunluğunun izlenmesi gibi sivil amaçlara da hizmet etmektedir.

- **MUAV / Mini UAV (*Mini İHA*):** 20 kg. altında kütleye sahip, elden atılabilen ve 30 km çapındaki görevler için kullanılabilen İHA'lardır. Hem askeri hem de sivil amaçlara hizmet edebilirler.
- **Micro UAV / MAV (*Mikro İHA*):** Mikro İHA'lar kanat açıklığı 150mm'den büyük olmayan İHA'lar için kullanılan bir tanımdır. Bina içi gibi kapalı alan görevleri için kullanılır. Yavaş uçuşması gerekir. Havada asılı kalması (*hover*) ve bir yere konabilmesi tercih edilir. Bu isterleri sağlaması için araştırmalar geleneksel olanın aksine kanat çırpın (*flapping wing*) hava araçları üzerine yoğunlaşmıştır. Genellikle elden atılan yapıdadırlar ve çok düşük kanat yüküne sahip olmaları onları atmosferik türbülansa karşı savunmasız bir hale getirmektedirler.
- **NAV / Nano Air Vehicles:** Sürü sistemleri dahilinde kullanılan ve büyüklüğü bir tohum kadar olan hava araçlarıdır. Radar sistemlerinin sinyallerinin bozulması gibi görevlerde kullanılabilirler. Kamera, itki ve alt kontrol sistemleri yeteri kadar küçük üretilebilirirse çok kısa mesafedeki gözetleme görevleri için de kullanılabilirler.
- **RPH – Remotely Piloted Helicopter / VTUAV (*Vertical Take-Off UAV*):** Dikey iniş-kalkış yapabilme yeteneğine sahip İHA'lardır. Havada asılı kalmanın (*hover*) gerektiği görevlerde oldukça önemli rol oynamaktadırlar. Ancak düşük kanat yükleme değerine sahip olduklarından sabit kanatlı hava araçlarına göre türbülansa karşı daha duyarlıdırlar.
- **UCAV ve UCAR (*Unmanned Combat Air Vehicle / Unmanned Combat Rotorcraft*):** Geliştirilme aşamasındaki hava araçları olup havadan havaya muharebelerde kullanılmak üzere mühimmat taşıyabilecek kapasitedeki İHA'lardır.

#### 1.4. OTOMATİK PİLOT SİSTEMLERİ

Otomatik pilot; yazılım ve donanım desteği ile pilot ya da operatörün yardımı olmadan hava aracının yöngüdüm (*navigasyon*) işlemlerini gerçekleştiren bir

sistemdir. İlk otomatik pilot sistemi 1912 yılında Sperry şirketi tarafından geliştirilmiş ve iki yıl sonra ilk uçuşunu gerçekleştirmiştir. Otomatik pilot günümüzde birçok modern deniz ve hava aracında kullanılmaktadır. Otomatik pilot sistemlerinin amacı verilen referans gezingeyi (*path, trajectory*) sürekli olarak takip etmek ya da belirli varış noktaları arasında gezinmektir. Gelişmiş bir otopilot sistemi İHA'yı, kalkış, piste yaklaşma, iniş, yükselen ya da alçalan gezinge takibi gibi uçuşun tüm aşamalarında kontrol edebilir.[7]

İnsansız Hava Aracı Sistemleri için geliştirilen otopilot sisteminin en temel fonksiyonu insan müdahalesi olmadan hava aracının kontrol ve güdümünü sağlamaktır. Alt düzey kontrol olarak ifade edilen bu özelliklerin yanı sıra telemetre ve telekomut haberleşmesi ve faydalı yük kontrol işlemlerini de gerçekleştirir.[8]

Modern otomatik pilotlar hava aracını kontrol etmek için gelişmiş bilgisayar donanımları ve yazılımları kullanırlar. Yazılım; belli başlı algılayıcılardan gelen verileri okur, işler, hava aracının pozisyonunu ve davranışını (*attitude*) hesaplar ve aracı yönlendirmek için donanım üzerinde bir uçuş kontrol sistemi (*flight control system*) işletir. Bir çok otomatik pilot sistemi klasik uçuş kontrolünün yanında hava aracının optimum hızda seyretmesini sağlayacak gaz (*throttle*) kontrolünü ayarlayabilir ve aracın dengesinin bozulmaması için yakıtın uygun tanklardan alınmasını sağlar. Otomatik pilotlar hava araçlarını genellikle pilotlara göre daha düşük yakıt tüketimiyle uçurmaktadırlar. [9]

Otomatik pilot sistemleri hava aracının pozisyonunu hesaplarken çeşitli sensörlerden aldığı verileri kullanmak zorundadır. Bu sensörler; MEMS (*mikro elektromekanik sistemler*) adı verilen sensörlerdir. 3 eksen ivme ölçer ve 3 eksen gyro'dan oluşan bu sistemler IMU (*inertial measurement unit – ataletsel ölçüm sistemi*) adıyla anılır. Bunların yanı sıra hava aracının yüksekliğinin ve hızının ölçülmesi için basınç sensörleri, yönelimin (*heading*) ölçülmesi için kullanılan manyetometre ve pozisyonunun ölçülmesi için kullanılan küresel konumlama sistemi sensörü (*GPS – global positioning system*) otomatik pilot sistemlerinin veri aldığı sensörlerdir. Sensörlerin sağlayacağı ölçümlerin güvenilirliği kaliteleri dolayısıyla fiyatları ile ilişkilendirilebilir. Gürültü, ölçümlerin güvenilirliğini olumsuz yönde etkileyen etkenlerden biridir. Elektronik sistemlerde gürültü; elektromanyetik etkiler ya da fiziksel titreşimler sonucu sinyallerde meydana gelen küçük genlikli, yüksek

frekanslı rastgele dalgalanmalar olarak tanımlanır. Otomatik pilot sistemleri hava aracının pozisyonunu ve duruşunu hesaplarken bu gürültülü ölçümleri kullanmak zorundadırlar. Ataletsel yöngüdümler sistemi (*Inertial Navigation Systems*) zamanla bu hatayı biriktirir. Uçuş uzadıkça sistemde biriken hata da artar. Bu da yanlış hesaplamalara dolayısıyla kontrol yüzeylerine yanlış komutların iletilmesine neden olur ve aracın görevini tam olarak yerine getirememesi ya da daha da kötüsü kırıma uğraması ile sonuçlanır. Bu dezavantajlar sayısal sinyal işleme teknikleri, genellikle altı boyutlu Kalman Filtresi, kullanılarak aşılmaktadır. Buradaki altı boyut hava aracının gövde açıları (*roll, pitch, yaw*) ve bulunduğu pozisyonudur (*latitude, longitude, altitude*). Filtrelenen veriler sayesinde sistem çıkışları daha güvenilir hale gelmekte ayrıca doğrudan ölçülemeyen sistem durumları da gözlenebilmektedir.

## 1.5. TİCARİ İHA OTOMATİK PİLOT SİSTEMLERİ

Bu bölümde uluslararası pazarda satışı yapılan çeşitli İHA kontrol sistemlerinin incelemesi ve karşılaştırılması yapılmıştır. Tez kapsamında tasarlanan otopilot ünitesinin isterleri bu ürünlerin özellikleri referans alınarak belirlenmiştir.

### 1.5.1. DAP120 Autopilot

Askeri ve sivil amaçlı İHA'lar üzerinde çalışmalar yürüten Alman UAV SERVICES AND SYSTEMS firmasının ürettiği otomatik pilot sistemidir. Sistem, firmanın kendi üretimi olan mX-SIGHT mini İHA için özel olarak geliştirilmiştir. (*Şekil 1.4.*) 150 adet varış noktasına sahip bir gezip izleyebilir ve dahili failsafe (*hata güvenliği*) özelliği sayesinde istenmeyen durumlarda (*veri linkinin kaybı gibi*) ev konumu olarak ayarlanmış noktaya geri dönme özelliğine ve gövde üzerine ya da yerleşik paraşütü ile otonom olarak iniş yapabilme özelliğine sahiptir.

Sistemin teknik özellikleri aşağıda sıralanmıştır.

- IMU/AHRS hassasiyeti: tüm döner eksenler için  $\pm 3^0$ , pozisyon için  $\pm 7m$
- 10m'den daha hassas yükseklik sabitleme
- MX-SIGHT platformu ile  $\pm 12m$  crosstrack doğruluğu
- Maksimum 250 km/h hız
- Maksimum  $500^0/sn$  dönüş oranı
- Maksimum 5g ataletsel ivmelenme

- Enlem boylam ve yükseklik olmak üzere 150'den fazla varış noktası izleyebilme
- Güç tüketimi 6V-9V gerilimde 150-600mAh (*istenen açığa bağlı olarak*)
- 2.1 dBm dipole anten ile maksimum 30 km veri hattı menzili
- 20 kanal GPS sensörü
- Otomatik pilot modları: tamamen el ile, AP yardım, seyir ve failsafe iniş
- Boyutlar: 110mm x 80mm x 60mm
- Ağırlık: 230 gr (*anten dahil*)



Şekil 1.4. DAP120 Otopilot ünitesi (*üst sol*), mX-SIGHT İHA platformu (*üst sağ*) ve sistemin yer kontrol istasyonu [10]

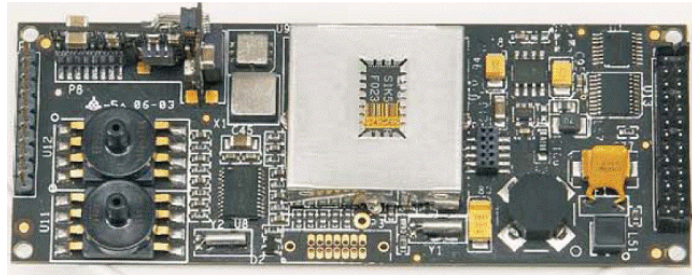
### 1.5.2. MICROPILOT MP2128g

Sabit ve döner kanatlı İHA ve mini İHA'lar üreten ve bunlar için otomatik pilot sistemi geliştiren Kanada orijinli Micropilot firmasının geliştirdiği bir üründür. Küçük boyutu ve güçlü işlemci desteği rakiplerine göre üstünlük sağladığı özelliklerindedir. (*Şekil 1.5.*) Ancak fiyat olarak ekonomik olduğu söylenemez.

Kullanılacak İHA'nın karakterine ve görev profiline göre kontrol parametrelerinin değiştirilmesine olanak sağlayan yazılım desteği ve beraberinde verilen yer kontrol yazılımı ile çeşitli sınıflardaki birçok İHA için kullanılabilir.

### Teknik Özellikleri

- 150 MIPS RISC işlemci
- GPS yardımlı, hız ve yükseklik sabitlemeli varış noktası seyri
- Normal kalkış, katapult ile fırlatma ya da el ile fırlatma için uygun
- Tek kart üzerinde 3 eksen gyro, 3 eksen ivme ölçer, yükseklik ve hız için basınç sensörleri ve GPS sensörü
- İstenilen verilerin toplanması için telemetri sistemi
- Boyutlar: 40mm x 100mm
- Ağırlık: 28 gr (*GPS sensörü dahil*)
- Fiyat: 6000\$



Şekil 1.5. Micropilot MP2128<sup>g</sup> [11]

### 1.5.3. MICROPILOT MP1028g

Micropilot firmasının ürettiği otopilotlar arasında en ekonomik olanıdır. Firmanın ürettiği diğer otopilotlar ile aynı boyut ve ağırlığa sahiptir. 1000 adet varış noktasını hafızasında tutabilir. Değişik yapıdaki İHA'lar için (*delta kanat, V-kuyruk vs.*) flap, flaperon, elevon kontrollerini destekler. 8 adet servo ya da röle kontrolü mevcuttur. 1500\$'lık fiyatıyla aynı firmanın ürettiği diğer ürünlere göre ekonomik olarak üstünlük sağlamaktadır. Ancak yine de bu fiyatın "düşük-bütçeli" kavramına uymadığı düşünülmektedir.

#### 1.5.4. Baykar Makine Mini Aviyonik/Otopilot Sistemi

Ülkemiz havacılık sektörünün önde gelen firmalarından Baykar Makine tarafından mini İHA'lar için üretilen otomatik pilot sistemidir. Bu sistem insan müdahalesi olmadan hava aracının kontrol ve güdümünü sağlar. Alt seviye (*low level*) kontrol olarak ifade edilen bu özelliklerin yanı sıra telemetre ve telekomut haberleşmesi, faydalı yük kontrol işlemlerini gerçekleştirir.

Mikro Elektro Mekanik Sensör (*MEMS*) tabanlı, gerçek zamanlı çalışan otopilot sistemidir. Geliştirilmiş özel filtreleme, kinematik model tabanlı geri besleme ve de doğrusal olmayan güdüm ve kontrol algoritmaları sayesinde mini sınıfı sabit kanat veya döner kanat her türlü hava aracını kalkışından inişine kadar tüm uçuş aşamalarını otomatik olarak gerçekleştirilmesini sağlamaktadır.

Dünyadaki diğer alternatiflerine göre sistemin en önemli avantajı MEMS gibi gürültü seviyesi yüksek sensörlerden alınan verileri gelişmiş yazılım ve algoritmalar desteği ile güvenilir bir şekilde kullanılabilir hale getirip dinamik açıdan dengeli bir uçuş kontrol sistemi olmasıdır.



Şekil 1.6. Baykar Makine Mini Otopilot Sistemi [12]

#### Genel Özellikler:

- Gerçek Zamanlı Power PC İşlemci Mimarisi
- Döner Kanat ve Sabit Kanat Hava Aracı Platform Desteği



- Hassas Güdüm İçin Genişletilmiş Kalman Filtreleme zelliği (*Yanal Eksen ve Dikey Eksen*)
- Hataya Karşı Korumalı Gömülü Yazılım
- Otomatik Hedef Koordinat Tespiti
- Frekans Atlamalı Sayısal Haberleşme Sistemi
- Akıllı Batarya Yönetim Sistemi
- Haberleşme Kaybı Durumunda Otomatik Eve Dönüş ve Otomatik İniş zelliği

#### **Teknik zellikler:**

- Ağırlık: 200 Gram
- Boyut: 120 mm x 90 mm x 50 mm
- 32 Bit Mikrodenetleyici Birim
- GPS Alıcı
- Statik Basınç Sensörü
- Dinamik Basınç Sensörü
- MEMS Ataletsel lm nitesi
- 3 Eksen İvmeölçer
- 3 Eksen Jiroskop (*Gyro*)
- 3 Eksen Pusula
- A/D eviriciler
- Sıcaklık Sensörleri
- Servo Motor Kontrol ıkışları

#### **1.5.5. ARDUPILOT**

řu an mevcut otopilot sistemleri arasında en düşük bütçeli otopilot sistemi açık-kaynak tabanlı Ardupilot sistemleridir. Ardupilot diğer otomatik pilot sistemlerinden farklı olarak davranış tespiti için IMU yerine infrared thermophile sensörleri kullanmaktadır. (*şekil 1.7.*) Thermophile algılayıcılar dört adet birbirinden bağımsız infrared (*IR*) sıcaklık sensöründen oluşur. Sensörler aracın dışına, iki eksen üzerinde, 900'lik aırlarla, dört ayrı yöne bakacak şekilde yerleştirilir. Her bir algılayıcı büyük bir alanı kapsayacak şekilde ortalama sıcaklık lme yeteneğine sahiptir. Dünya

yüzeyi, gökyüzüne göre daha fazla IR sıcaklık yaymaktadır. Sensör de aynı eksendeki iki sensörün ölçtüğü sıcaklık farkına göre açı ölçer. Bu IR ölçümleri kullanarak ufka göre 10'lik açı sınırı içerisinde İHA'yı dengeler. Ancak algılayıcının ölçüm mesafesi 1 milden (*yaklaşık 1610 m*) azdır. Sistem aracın etrafındaki sıcaklık ölçümlerini karşılaştırarak aracı dengede tutmaya çalışır. Kart üzerinde GPS bağlantısı için bir bağlantı yuvası bulunmaktadır. Ardupilot diğer otopilot sistemlerinin aksine uçuş bilgilerini yer istasyonuna gönderecek yerleşik bir telemetri donanımına sahip değildir. Ancak sistem açık kaynak olduğundan sonradan bu şekilde bir donanım eklenebilir. RC alıcı-verici sistemi ile beraber çalışmaktadır. Kart üzerinde RC alıcıdan gelen ve kontrol yüzeylerini kumanda edecek 4 sinyalin (*aileron, elevator, rudder ve throttle*) bağlantısı için giriş uçları bulunmaktadır. Aynı sinyallerin eyleyicilere (*actuators, genellikle RC servo motor*) iletilmesi için 4 adet de çıkış uçları vardır. Sistem ile beraber kullanılacak RC vericinin bu dört kontrolden ayrı olmak üzere beşinci bir kanalının bulunması gerekmektedir. Bu kanal otomatik pilotun açılıp kapanması için kullanılmaktadır ve kart üzerinde bu sinyalin de bağlanması için bir giriş konektörü bulunmaktadır.[13]



Şekil 1.7. Ardupilot ve Thermophile Sensör [14]

#### **Teknik özellikleri:**

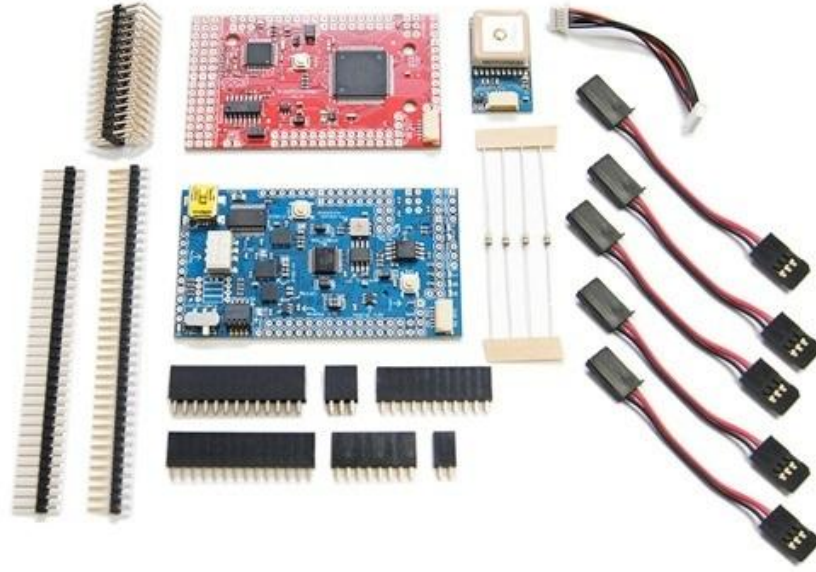
- Otonom hava, deniz ya da kara araçları için kullanılabilir.
- Donanım üzerindeki ayrı bir devre kullanan (*çoklayıcı ve ATTiny işlemci ile*) yerleşik failsafe özelliği kontrolün operatör ile otomatik pilot arasındaki seçimini sağlar.

- Uçuş esnasında işlemcinin resetlenmesi gerçekleştirilebilir.
- Hafıza ile sınırlı çoklu 3 boyutlu varış noktası eklenebilir.
- Elevator ve throttle ile yükseklik kontrolü sağlar
- Kart üzerinde 4 Hz uBlox5 ya da 1 Hz EM406 GPS sensörleri ile uyumlu 6 pinli konektör mevcuttur.
- Fazladan sensörler için 6 analog giriş (ADC) ve 6 dijital giriş/çıkış (I/O) ucu bulunmaktadır.
- Gerçek zamanlı telemetri için kablosuz modüllerin eklenmesine imkan tanır.
- 16 MHz Atmega328 işlemciye sahiptir. Toplam işlem kapasitesi 24 MIPS'tir.
- RC alıcı üzerinden ya da ayrı bir pil ile beslenebilir.
- Dört RC giriş kanalı (*otomatik pilot açma kapama kanalı ile beraber*) otomatik pilot tarafından işlenebilir. Otomatik pilot aynı zamanda dört çıkış kanalını kontrol eder.
- Kart üzerinde güç, failsafe, durum ve GPS bağlantılarını gösteren dört LED mevcuttur.
- Boyutlar: 30 mm x 47 mm

### 1.5.6. ARDUPILOT MEGA

Ardupilot Mega; herhangi bir RC aracı (*kara, deniz ya da hava*) tamamen otonom bir insansız araca çevirebilen, Arduino Mega açık kaynak donanım tabanlı bir otomatik pilot sistemidir. Seçilen yazılıma bağlı olarak sabit kanatlı ya da döner kanatlı (*helikopterler ya da multikopterler*) hava araçları için ya da RC tekneler için kullanılabilir. Dengeli uçuş, GPS tabanlı navigasyon, varış noktası izleme ve kamera kontrol desteği sunmaktadır. 8 RC kanal giriş ve 4 seri port (UART) çıkışını aynı kart üzerinde bulundurmaktadır.

Ana işlemci kartı ve IMU kartı ile beraber 250\$ gibi bir fiyata sahip olunabilir. (*Şekil 1.8.*) Bu iki kart birbirlerine kolay bağlantı sağlaması açısından uyumlu olarak üretilmiştir. Sonradan sahip olunabilecek diğer sensörler için harici bir donanıma ihtiyaç duymamaktadır.[15]



Şekil 1.8. Ardupilot Mega, IMU kartı ve bağlantı teçhizatları [16]

#### Teknik özellikler:

- Açık kaynak kodları uçaklar, tek ve çok rotorlu döner kanatlı hava araçları, kara araçlarının kontrolünü destekler
- Yüzlerce 3 boyutlu varış noktası eklenebilir.
- Otonom iniş kalkış ve video ve kamera kontrolü gibi özel komutlara sahiptir.
- Xplane ve Flight Gear gibi benzetim yazılımları için donanım döngüsünü (*hardware in the loop*) destekler.

Ölçüm ünitesi aşağıdaki donanımları barındırır.

- 3 eksen gyro
- 3 eksen ivme ölçer
- Yükseklik ölçümü için basınç sensörü
- 10 Hz GPS modülü
- Pil durumunu görüntülemek için gerilim sensörleri
- Dahili 16 MB veri depolama hafızası (*Görev parametreleri otomatik olarak kaydedilir ve Google Earth'de görüntülenmek üzere KML formatında kaydedilebilir*)

- Yerleşik failsafe işlemcisi radio sinyalinin kaybolması durumunda aracın uçuşun başladığı noktaya gelmesini sağlar.
- Kart üzerindeki röle görev dahilinde herhangi bir cihazın çalıştırılması için programlanabilir.
- Opsiyonel olarak 3 eksen manyetometre, hız ölçümü için basınç sensörü ve akım sensörü eklenebilir.

Yukarıdaki ürünler incelendiğinde tasarlanması düşünülen sistemin istekleri ortalama bir otopilot sisteminin sahip olduğu özelliklere göre belirlenmiştir. Bu istekler aşağıda sıralanmıştır.

- RC alıcı verici ile uyumlu olacak, bu sayede karmaşık telekomut sistemleri gerektirmeyecek.
- Değişik yapı ve ağırlıktaki hava araçları ile uyumlu olacak, kolay bir şekilde kontrol parametreleri değiştirilebilecek.
- Failsafe modu ile İHA belirlenen menzilin dışına çıktığında tekrar menzilin içine ya da “eve” dönmesi (*return home*) sağlanabilecek,
- RC verici üzerinden otopilot açılıp kapatılabilecek,
- Gerçek zamanlı olarak uçuş bilgilerinin (*hava aracının açılı, pozisyonu, hızı gibi*) izlenmesi ve görev profilinin belirlenmesi için bir telemetri sistemi ve arayüz yazılımına sahip olacak.
- İHA'nın uçuşu istenen hız ve 3 boyutlu (*enlem, boylam, yükseklik*) varış noktaları arayüz üzerinden belirlenebilecek (*işlemci hafızasının izin verdiği sayıda*).
- İvme ölçer, gyro, manyetometre, GPS ve basınç sensörleri kullanarak belirlenen varış noktaları arasında seyretmesi sağlanacak.
- Uçuş bilgileri aynı zamanda kaydedilebilecek.

## 2. DONANIM

### 2.1. Sistemde Kullanılan Algılayıcılar

Otopilot sistemlerinin algılayıcılardan aldığı verilere göre İHA'yı kontrol ettiğinden bahsetmiştik. Bu bölümde genel olarak bu algılayıcıların özellikleri ve tasarlanan sistem için seçilen algılayıcılar tanıtılacaktır.

#### 2.1.1. IMU/INS (*Inertial Measurement Unit / Inertial Navigation System - Ataletsel Ölçüm Sistemi/Ataletsel Yöngüdümlü Sistemi*)

Otonom sistemlerin temel bileşenlerinden olan ataletsel ölçüm sistemi; gövde üzerindeki doğrusal ve dairesel hareketleri ölçen ataletsel sensörlerin birleşimi ile oluşur. Ataletsel sensörler; bir eksen üzerindeki açısal hız ve ivmenin büyüklüğünü ölçen sensörlerdir. Açısal hız ölçer (*gyrometre, gyro*) dönüş hızını, ivme ölçer de (*accelerometer*) yerleştirildiği eksen üzerindeki ivmeyi ölçer.

Ataletsel sensörlerden oluşan bir sistem normal olarak aşağıdaki üç gruptan birine dahildir. [17]

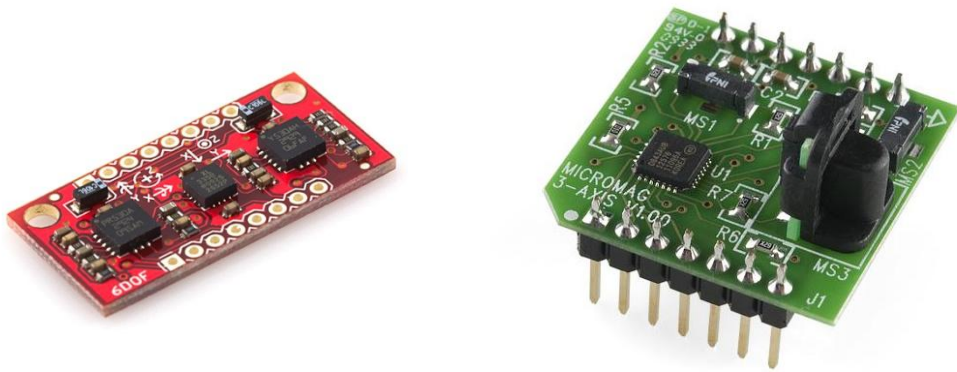
- **ISA (*Inertial Sensor Assembly*):** Ataletsel sensörlerden alınan ham veri tek çıkış verisidir.
- **IMU (*Inertial Measurement Unit*):** Temelde bir ISA'dır ancak ham veri düzeltilerek sunulur (*bias, ölçekleme etkenleri ile*)
- **INS (*Inertial Navigation System*):** Bir IMU'dur ancak çıkış verisi pozisyon, hız ve davranışın (*attitude*) hesaplanması için seyir algoritmasına yönlendirilir.

IMU'dan alınan ölçümlerin belirli sinyal işleme algoritmaları ile işlenmesinden sonra gövdenin belirli bir referansa göre konum ve yönelimi bulunur. AHRS (*genellikle IMU ile karıştırılır*) gyrolardan okunan verilerin integrasyonu ile 3D oryantasyon bilgisini sağlar. İvme ölçer ve manyetometre kullanılarak integrasyon sonucu oluşan sapma hatası, yerçekimi ve dünyanın manyetik alanı referans vektörler olarak alınıp düzeltilir. Oryantasyonun belirlenmesindeki sapmasız (*drift-free*) sonuçlar, AHRS'yi gyroların kararlı bias dengesine güvenerek yapılan integrasyon ile sonuç veren yüksek kaliteli IMU'lara göre daha maliyet-etkin (*cost-effective*) bir konuma getirmektedir. [18]

IMU/INS kullanımında karşılaşılan hata kaynakları aşağıda listelenmiştir. [19]

- **Başlangıç Hataları (*Initialization Errors*):** Hız ve hızlanma bilgisinin integrasyonu hesaplandığından pozisyon ve hız bilgisini hesaplayabilmek için bu değişkenlerin başlangıç büyüklüklerinin kesin bilgisine ihtiyaç duyarız.
- **Hizalama Hataları (*Alignment Errors*):** Gimbal mekanizmalı sistemlerde sensörlerin yerleşimi sonucu hizalama hataları oluşur.
- **Ayarlama Hataları (*Calibration Errors*):** Sensörlerin hata düzeltmesinde (error compensation) kullanılan parametrelerin tahmini için sensörlerin kalibre edilmesi gerekir.
- **Yerçekimi Hataları (*Gravity Model Errors*):** Yerçekiminin bilinmeyen etkisinin modellenmesi gerekir.

Sistemde Şekil 2.1.'de görülen, 3 eksen ivme ölçer ve 3 eksen gyro sensörü aynı kart üzerinde barındıran 6DOF Razor Ultra-Thin IMU kullanılmıştır. Analog olarak çıkış bilgisi veren ivme ölçerler  $\pm 3g$ , gyrolar  $\pm 300^{\circ}/s$  tam skala çıkış değerlerine sahiptir. Manyetometre olarak da MicroMag firmasının ürettiği 3 eksenli manyetometre tercih edilmiştir. SPI protokolü ile istenen eksendeki manyetik alan bilgisi dijital olarak okunabilmektedir.

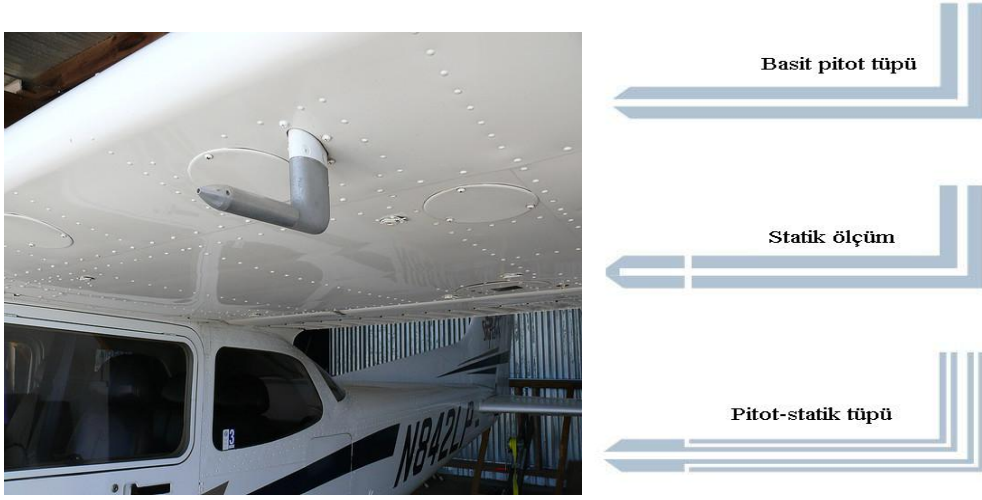


Şekil 2.1. Sistemde kullanılan IMU (*solda*) ve manyetometre [20]

## 2.1.2. Basınç Sensörleri

Hava araçlarının hız ve yüksekliğinin ölçülmesinde başvurulan sensörlerdir. Hava aracının bulunduğu yükseklikteki atmosferik basınç, sıcaklık ile kompanze edilerek mutlak basınç sensörleri (*absolute pressure sensors*) ile ölçülür ve belirli işlemler sonucunda aracın yüksekliği hesaplanır. Hız ise fark basınç sensörleri (*differential pressure sensors*) ile hesaplanır. Buradaki “fark”tan kasıt hızın, aracın bulunduğu yükseklikteki statik basınç ile hava içerisinde hareketinden dolayı maruz kaldığı akışkanın hızının oluşturduğu basıncın farkı kullanılarak hesaplanmasındandır.

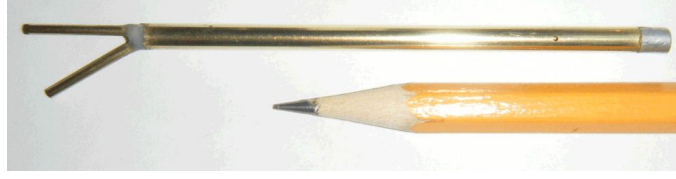
Hava araçlarında bu sensörler pitot tüpü adı verilen bir yapıya bağlıdır. (Şekil 2.2.) Pitot tüpü; akışkanın hızını ölçmek için kullanılan bir basınç ölçüm cihazıdır. 18. yy başlarında Fransız mühendis Henri Pitot Ulo tarafından icat edilmiş ve 19. yy ortalarında Fransız bilim adamı Henry Darcy tarafından geliştirilerek günümüzdeki formuna getirilmiştir. Genellikle hava araçlarının hız ölçümlerinde ve endüstriyel uygulamalarda hava ve gaz hızlarının ölçülmesinde kullanılır.



Şekil2.2. Örnek pitot tüpü (solda) ve pitot tüpü şekilleri [21]

Sistemde Freescale firması tarafından üretilen mutlak basınç sensörü MPX4115A, fark basınç sensörü MPX5010DP sensörleri kullanılmıştır. (Şekil 2.4.) Aracın önüne yerleştirilen pitot-statik tüpü sayesinde hız ve yükseklik ölçümü gerçekleştirilmiştir. (Şekil 2.3.)





Şekil 2.3. İHA'da kullanılan pitot tüpü [22]



Şekil 2.4. Sistemde kullanılan mutlak basınç sensörü (*solda*), fark basınç sensörü (*ortada*) ve sıcaklık sensörü [23]

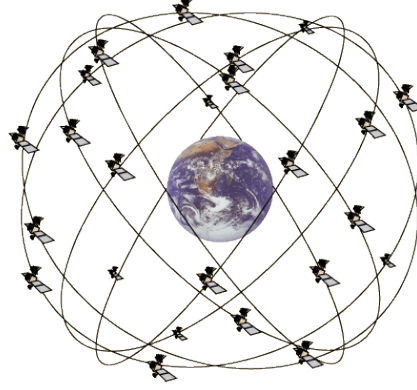
### 2.1.3. Küresel Konum Sensörü (*Global Positioning System - GPS*)

Uydu tabanlı seyir sistemleri günümüzde dünya çapında pek çok uygulamada kullanılmaktadır. Hali hazırda kullanımda olan iki sistem vardır. Bunlardan ilki ABD küresel konumlama sistemi olan GPS, diğeri ise Rus küresel konumlama sistemi olan GLONASS'tır. Birkaç yıl içerisinde Avrupa sistemi olan Galileo'nun da hizmete girmesi beklenmektedir.[24]

1960 başlarında ABD'de küresel kaplama, sürekli ve her hava koşulunda çalışabilme, dinamik platformlara uygunluk ve yüksek doğruluk temel ölçütlerine sahip, konum belirlemeye yönelik uydu sistemleri geliştirme projeleri başlatılmıştır. Bu projeler birleştirilerek GPS oluşturulmuştur. GPS sistemi uzay, kontrol ve kullanıcı olmak üzere üç ana bölümden meydana gelmektedir.

Uzay bölümü, dünya üzerinden yaklaşık 20000 km yükseklikte, 6 yörüngede, her birinde 4 adet olmak üzere 24 adet uydudan oluşmaktadır. (Şekil 2.5.) Kontrol

bölümü, ana kontrol istasyonu ve dünya üzerine dağılmış uyduların durumlarını gözleyen gözlem istasyonlarından oluşur. Kullanıcı bölümü GPS uydularının kodlarını çözebilecek özel alıcılardan oluşmaktadır. [25]



Şekil 2.5. GPS uydularının dünya yörüngesindeki yerleşimi [26]

GPS sayısız kullanıcıya hizmet verebilir. Günümüzde kişilerin sahip oldukları mobil telefonlarda dahi GPS sensörü bulunmaktadır. Yörüngedeki uydulardan alınan sinyallere göre kullanıcının uydularla arasındaki mesafeyi ölçerek dünya üzerindeki 3 boyutlu konumu (*enlem, boylam, yükseklik*) belirler. Kullanıcının bu üç bilgiyi alması için sensörün en az 4 uydu ile iletişimde olması gerekir. Haberleştiği uydu sayısının artması isabet oranını da arttırmaktadır.

GPS sensörleri çeşitli haberleşme protokolleri ve komut setleri ile kullanıcıyı bilgilendirir. Bu komut setleri arasında en çok kullanılanı NMEA-0183 (*National Marine Association Electronics*) protokolüdür. Bu protokol ile sensör üzerinden seri olarak belli cümleler kullanıcıya gönderilir. Bu cümleler başlangıç ifadelerine göre belirli bilgileri kodlanmış olarak barındırırlar. Kullanıcı bu cümlelerin içerisinden istediği bilgileri alır.

Çizelge 2.1. NMEA-0183 çıkış mesajları

Başlık	Tanım
GGA	Zaman, konum ve tespit bilgisi
GLL	Enlem, boylam, UTC saati ve durum
GSA	GPS modülü çalışma modu, kullanılan uydular
GSV	Kullanılan uyduların ID numaraları, (yükseklik) elevation, (yön) azimuth ve SNR değerleri
MSS	SNR oranları, sinyal gücü, frekans ve bir oranı
RMC	Zaman, tarih, konum, yönelim ve hız
VTG	Yere göre yönelim ve hız bilgileri

Sistemde EM-406 GPS modülü kullanılmıştır. (Şekil 2.6.) TTL seviyesinde seri olarak NMEA-0183 kodlaması ile çıkış mesajlarını kullanıcıya sunan bu modülün haberleşme hızı 4800bps-38400bps arasında ayarlanabilmektedir.



Şekil 2.6. Kullanılan GPS sensörü [27]

### Özellikleri

- 20 kanal alıcı
- -159dBm hassasiyet
- $\pm 10$ m pozisyon hassasiyeti
- $\pm 0.1$ m/s hız hassasiyeti
- Soğuk havada 42 sn, ılık havada 38 sn, sıcak havada 1 sn başlama süresi
- Maksimum yükseklik 18000 m
- Maksimum hız 515 m/s
- Maksimum ivme 4 g

- 4.5V-6.5V besleme gerilimi, 44 mA güç tüketimi
- Boyutlar: 30 mm x 30 mm x 10.5 mm
- Ağırlık: 16 gr

## 2.2. Çalışmada Kullanılan Hava Aracı

Tasarlanan sistemin denenmesi için Şekil 2.7.'de Floater JET RC modeli seçilmiştir. Sistemin Mini İHA'lar için tasarlandığı göz önüne alındığında seçilen model boyut olarak bu kriterlere uyan bir modeldir.

Çizelge 2.2. Floater JET Özellikleri

Kanat Açıklığı	1290 mm
Gövde Uzunluğu	860 mm
Ağırlık	xxxx gr
Motor	2100 KV fırçasız DC motor
Pervane	5x5
ESC	20A
Pil	1800 mAh- 2200 mAh Li-Po



Şekil 2.7. Floater JET RC model uçağı [28]

## 2.3. Telemetri

İHA ile YKİ arasındaki veri haberleşmesi, Xbee Pro 900 XSC kablosuz alıcı-verici (*transceiver*) modülü (Şekil 2.8.) ile sağlanmıştır. Bu modüllerden bir adet İHA'da

bir adet de YKİ’de olmak üzere iki adet kullanılmıştır. İHA’dan belli bir formatta kodlanmış uçuş bilgileri (*açılar, konum, hız vb*) YKİ olarak kullanılacak bilgisayardaki arayüz tarafından çözümlenmekte ve kullanıcıya yansıtılmaktadır. Ayrıca uçuş öncesi seyredilmesi istenen gezinenin varış noktaları da arayüzdeki harita üzerinde belirlenip İHA’ya gönderilebilmektedir. Varış noktaları ile beraber kontrol parametreleri ve seyredilmesi istenen hız ve yükseklik de İHA içerisindeki mikrodenetleyiciye yine bu modül üzerinden gönderilmektedir.



Şekil 2.8. Xbee Pro 900 XSC Modülü [29]

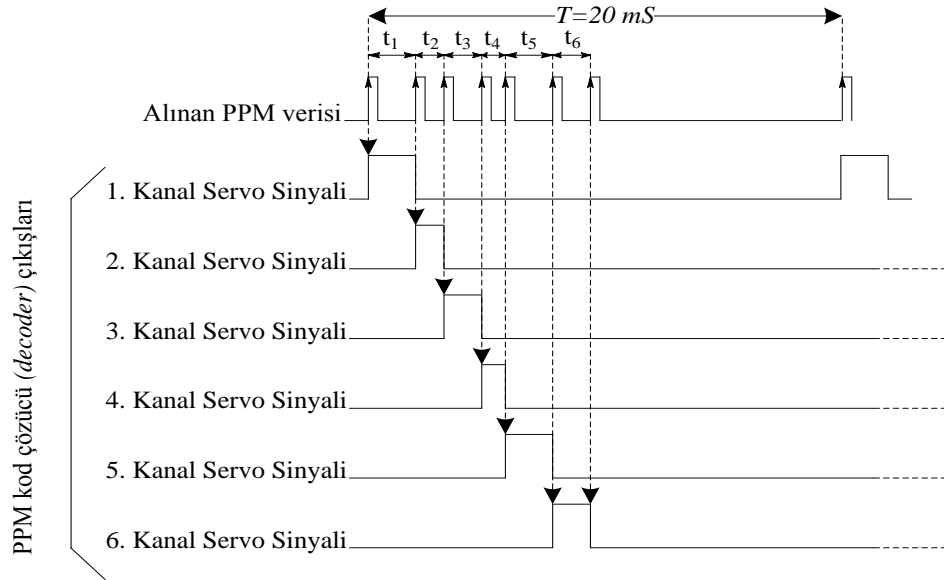
Çizelge 2.3. Xbee Pro 900 XSC özellikleri

Güç Tüketimi	3.3 V, 256 mA
Veri hızı	9600 bps
Çıkış gücü	100 mW (uygun anten ile 24 km menzil)
Anten bağlantısı	RPSMA
Frekans	ISM 900 MHz
Çalışma Koşulları	-40 <sup>0</sup> C/ +85 <sup>0</sup> C çalışma sıcaklığı aralığı

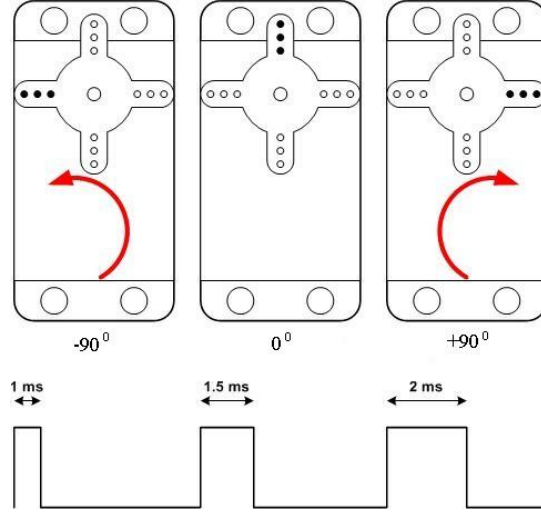
#### 2.4. Otopilot ve Kullanıcı Arasında Geçişin Sağlanması

Sistem radyo kontrollü araçlar için kullanılan kumandalar ile kontrol edileceğinden otopilotun devreye alınmasının verici (TX) üzerinden yapılması uygun görülmüştür.

Bu işlem için kullanılan vericide 4 temel kontrolün (*aileron, elevator, rudder, throttle*) yanı sıra 5. bir kanalının daha olması gerekmektedir. Radyo kontrollü sistemlerde alıcılar aldıkları PPM olarak kodlanmış sinyali çözerek servolar için gereken pozisyon bilgisine dönüştürürler ve servolar da bu bilgiyi kendi içlerinde çözerek istenen şekilde dönüş gerçekleştirirler. (Şekil 2.9.) Bu sinyal 50 Hz frekansta belirli sayıda PWM sinyalinin tek kanalda dijital olarak kodlanması ile meydana gelir. Sinyalin yüksek (*HIGH*) olma süresinin yaklaşık 1 ms ile 2 ms arasında olmasına göre servo motorlar  $-90^{\circ}$  ile  $+90^{\circ}$  arasında bir açı tarayarak hareket ederler. (Şekil 2.10.) Bu sinyal fırçasız motorların kontrolünde kullanılan ESC'ye (*Electronic Speed Controller*) uygulanırsa kontrol edilen fırçasız motorun devrinin 0'dan en üst seviyeye ulaşmasını sağlayacaktır.



Şekil 2.9. Örnek PPM sinyali



Şekil 2.10. Servo kontrolü için gereken PWM sinyali ve motorun alacağı konumlar [30]

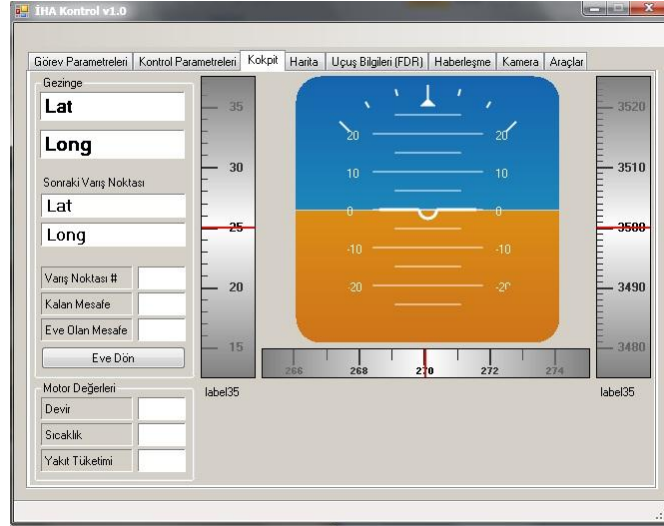
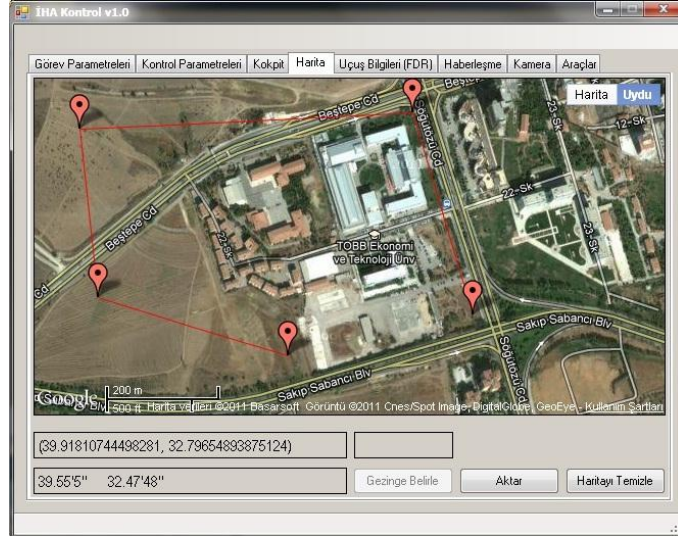
Otopilotun açılıp kapanması için kullanılan kanal kumanda üzerinde bir anahtar ile kontrol edilmektedir. Yani anahtar kapalı iken PWM'in genliği 1 ms, açık iken ise 2 ms civarında olmaktadır. Bu bilgiler doğrultusunda bu süreyi ölçerek, süreye göre kontrolü alıcının mı yoksa otopilotun mu üstleneceğini belirleyen bir devre tasarlanmıştır. Bu seçim 74LS257 entegresi ile sağlanmaktadır. Alıcının 8. Kanalından gelen sinyalin genliğinin süresi bir PIC 12F453 ile ölçülmüş ve sinyalin genliğine göre 74LS257 entegresinin A/B girişine dijital bir bilgi göndererek servoların hangi kaynaktan besleneceği seçilmiştir.

Tüm bu bilgiler doğrultusunda tasarlanan sistemin blok şeması Şekil 2.11.'de görülmektedir.





denetleyicileri için  $k_p$ ,  $k_i$  ve  $k_d$  katsayıları, servo ve ivme ölçer kalibrasyon bilgileri gibi) ayarlanıp İHA içerisindeki mikrodenetleyiciye kolaylıkla gönderilmesi bu arayüz ile sağlanmıştır. Ayrıca kontrol parametreleri İHA'nın havadaki davranışına göre uçuş esnasında da değiştirilebilir. Veri izlemek için tasarlanan kokpit bölümünde İHA'nın bulunduğu koordinatlar (*enlem, boylam*), gövde açıları ( $\varphi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$ ), hızı ve yüksekliği izlenebilmektedir. (Şekil 2.12.)



Şekil 2.12. Grafikselsel kullanıcı arayüzünde (GUI) bulunan harita (yukarıda) ve kokpit pencereleri

### 3. SİSTEM DURUMLARININ ÖLÇÜMÜ

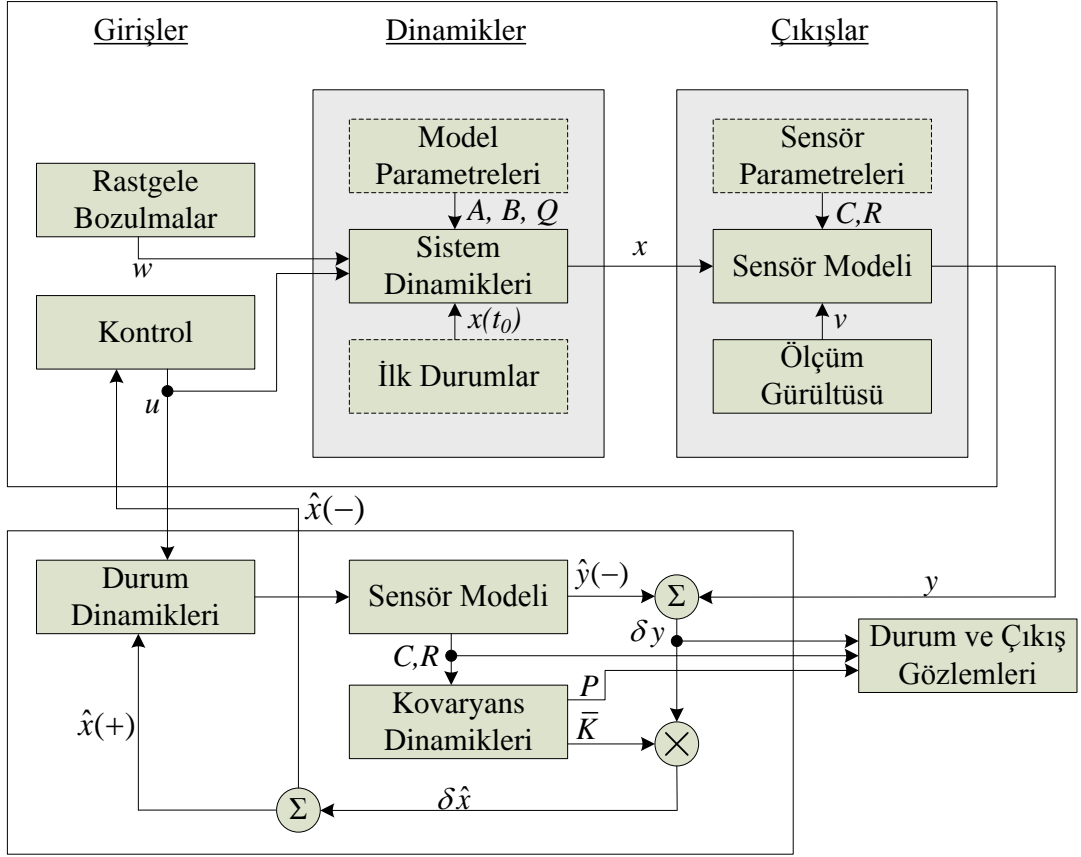
Bu bölümde İHA'nın kapalı döngü kontrol sisteminde geri besleme olarak kullanılacak parametrelerin ölçülmesi için tasarlanan sistem ve ölçümlerin nasıl elde edildiği hakkında bilgi verilecektir. Gürültü sorununun aşılmasında kullanılan Kalman Filtresi tanıtılacak ve elde edilen sonuçlar sunulacaktır.

#### 3.1. Kalman Filtresi

Teorik olarak Kalman Filtresi; doğrusal dinamik sistemlerin beyaz gürültü (*white noise*) ile bozulmuş durumlarını, sistemin durumları ile doğrusal ilişkili fakat yine gürültü ile bozulmuş ölçümlerini kullanarak tahmin eden bir kestiricidir.

Pratik olarak ise istatistiksel kestirim tarihinin ve yirminci yüzyılın en büyük buluşlarından birisidir. En çok kullanılan alanları; sürekli üretim süreçleri, hava araçları, gemiler ya da uzay araçları gibi karmaşık dinamik sistemlerdir. Dinamik bir sistemi kontrol etmek için öncelikle sistemin ne yaptığını bilmek gerekir. Bu sistemlerde kontrol etmek istediğimiz her değişkeni ölçmek her zaman mümkün olmayabilir. Kalman Filtresi dolaylı ve gürültülü ölçümler için bir çıkar yol sağlar. Kalman Filtresi aynı zamanda sel baskınlarında nehirlerin akışı, gök cisimlerinin gezintileri ya da ticari ürünlerin fiyatları gibi insanlar tarafından kontrol edilemeyen dinamik sistemlerin gelecek süreçteki olası gidişatı için tahminlerde bulunulması için de kullanılır.[31]

### Sistem Modeli



Şekil 3.1. Kalman Filtresi algoritmasının şematik gösterimi [32]

Kalman Filtresi doğrusal diferansiyel denklemler ile ifade edilen ayrık zaman kontrollü süreçlerin,  $y \in \mathbb{R}^m$  ölçümleri ile  $x \in \mathbb{R}^n$  durumlarının tahmin problemleri ile ilgilendir.

Kalman Filtresi; uygulanacağı sistem ve sisteme etki eden gürültüler için belli başlı varsayımları kabul ederek bir sonuç sunmaktadır. Bu varsayımlar aşağıda listelenmiştir.

- $w_k$  ve  $v_k$  rastgele değişkenleri, süreç ve ölçüm gürültülerini ifade eder. Bu gürültülerin birbirinden bağımsız, normal olasılık dağılımına sahip beyaz gürültü (*white noise*) oldukları varsayılmaktadır.
- Pratikte süreç gürültüsü kovaryans matrisi  $Q$  ve ölçüm gürültüsü kovaryans matrisi  $R$  her zaman adımında ya da ölçümde değişebilir. Ancak hesaplamalarda bu matrisler sabit olarak kabul edilmiştir.

- Denklemlerdeki  $n \times n$  boyutundaki  $A$  matrisi bir önceki zaman adımı  $k-1$  ile şimdiki adımdaki  $k$  arasındaki ilişkiyi ifade eder. Pratikte  $A$  matrisi de her zaman adımında değişebilir.  $n \times l$  boyutlu  $B$  matrisi sisteme uygulanan  $u$  kontrol girişlerinin,  $x$  durumları üzerindeki etkisini ifade eder.  $m \times n$  boyutlu  $C$  matrisi durumların ölçüme nasıl etki ettiğini,  $m \times l$  boyutlu  $D$  matrisi de sistem girişlerinin ölçümlere olan etkisini belirtir.

### 3.2. Kalman Filtresi Algoritması

Kalman Filtresi bir çeşit geri besleme biçimi ile süreç kestiriminde bulunur. Filtre herhangi bir zaman adımında sistem durumunu tahmin eder ve gürültülü ölçümlerle geri besleme alır. Burada Kalman Filtresi ile ilgili denklemleri “zaman güncelleme” ve “ölçüm güncelleme” denklemleri adıyla ikiye ayırılır. Zaman güncelleme denklemleri o anki durum ve hata kovaryansı ile bir sonraki zaman adımı için önsel tahmin (*a priori estimate*) sağlar. Ölçüm güncelleme denklemleri geri besleme bilgisinden sorumludur. Alınan ölçümü önsel tahmin ile birleştirip iyileştirilmiş bir geri tahmin (*a posteriori estimate*) elde eder.

Algoritmadan bahsetmeden önce denklemlerden kullanılan notasyon hakkında bilgi verilmesi uygun görülmüştür.

Çizelge 3.1. Kalman Filtresi Standart Sembol Tablosu

Semboller		Tanımı
$I^*$	$II^{**}$	
$F$	$F, A$	Dinamik sistemi tanımlayan sürekli doğrusal diferansiyel denklemin katsayı matrisi
$I$	$G, B$	Doğrusal dinamik sistemin durumu ve
$M$	$H, C$	Sistem durumları ve ölçüm arasındaki doğrusal ilişkiyi ifade eden ölçüm matrisi
$\Delta$	$K, \bar{K}$	Kalman kazanç matrisi
$P$		Kestirim belirsizliğini ifade eden kovaryans matrisi
$Q$		Sistem durum dinamiklerindeki süreç gürültüsünü ifade eden kovaryans matrisi
$0$	$R$	Ölçüm belirsizliğini ifade eden kovaryans matrisi
$x$		Doğrusal dinamik sistemin durum vektörü
$y$	$z$	Ölçüm değerleri vektörü (skaler bir değer de olabilir)
$\Phi$		Ayrık doğrusal dinamik sistemin durum geçiş matrisi

\* R.E. Kalman'ın kullandığı notasyon

\*\* Diğer kaynaklar

Çizelge 3.2. Durum-Uzay gösterimi için kullanılan semboller

Sembol	Tanım
$x, \bar{x}, x$	Durum vektörü
$x_k$	$x$ vektörünün k. elemanı
$x_k, x[k]$	$\dots, x_{k-1}, x_k, x_{k+1}, \dots$ vektör dizisinin k. elemanı
$\hat{x}, E\langle x \rangle, \bar{x}$	$x$ durumunun tahmini değeri
$\hat{x}_k(-), \hat{x}_{k k-1}, \hat{x}_{k-}$	$t_k$ hariç diğer ölçümleri kullanarak elde edilen $x_k$ 'nin önsel kestirimi ( <i>a priori estimate</i> )
$\hat{x}_k(+), \hat{x}_{k k}, \hat{x}_{k+}$	$t_k$ zaman adımındaki mümkün tüm ölçümleri de kullanarak yapılan geri tahmin ( <i>a posteriori estimate</i> )
$\dot{x}, x_t, dx/dt$	$x$ 'in zamana göre ( $t$ ) türevi

Çizelge 3.3. Vektör ve matris boyutlandırması için kullanılan genel notasyon

Sembol	Vektör	Boyut	Sembol	Matris	Boyutlar	
					Satır	Sütun
$x$	Sistem durumu	$n$	$\Phi$	Durum geçiş	$n$	$n$
$w$	Süreç gürültüsü	$r$	$G$	Süreç gürültü	$n$	$r$
$u$	Kontrol girişleri	$r$	$Q$	Süreç gürültü kovaryansı	$r$	$r$
$y$	Ölçüm	$l$	$C$	Ölçüm	$l$	$n$
$v$	Ölçüm gürültüsü	$l$	$R$	Ölçüm gürültü kovaryansı	$l$	$l$

Çizelge 3.4. Dinamik sistemler için matematiksel model gösterimi

Model		Sürekli Zaman	Ayrık Zaman
Zamanla Değişmez	Doğrusal	$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + w(t)$ $y(t) = Cx(t) + v(t)$	$x_k = Ax_{k-1} + Bu_{k-1} + w_{k-1}$ $y_k = Cx_k + v_k$
	Genel	$\dot{x}(t) = f(x(t), u(t))$ $y(t) = h(x(t), v(t))$	$x_k = f(x_{k-1}, u_{k-1})$ $y_k = h(x_k, v_k)$
Zamanla Değişen	Doğrusal	$\dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)u(t)$ $y(t) = C(t)x(t) + v(t)$	$x_k = A_{k-1}x_{k-1} + B_{k-1}u_{k-1}$ $y_k = C_k x_k + v_k$
	Genel	$\dot{x}(t) = f(t, x(t), u(t))$ $y(t) = h(t, x(t), v(t))$	$x_k = f(x_{k-1}, u_{k-1})$ $y_k = h(x_k, v_k)$

Burada;

- $u$  : bilinen kontrol girişleri
- $w$  : rastgele dinamik bozulmalar
- $v$  : rastgele ölçüm gürültüleri
- $y$  : sensör ölçümleri

Sistemi aşağıdaki gibi doğrusal zamanla değişen bir sistem olarak alalım.

$$x_{k+1} = A_k x_k + B_k u_k + w_k \quad k > 0 \quad (3.1)$$

$$y_k = C_k x_k + v_k \quad (3.2)$$

Burada;

- $w_k$  :  $Q_k$  kovaryans değerine sahip zero-mean normal dağılım olasılık yoğunluk fonksiyonuna sahip süreç gürültüsü
- $v_k$  :  $R_k$  kovaryans değerine sahip zero-mean Gaussian white noise ölçüm gürültüsü

$$w_k \sim N(0, Q_k) \quad (3.3)$$

$$v_k \sim N(0, R_k) \quad (3.4)$$

Kovaryans; istatistik biliminde iki değişkenin ne kadar birlikte değiştiklerinin ölçüsüdür. Kovaryans matrisi ise bir vektörün elemanları arasındaki kovaryansların matris biçiminde ifade edilmiş halidir.

Pratikte iyi sonuçların alınması  $Q_k$  ve  $R_k$  kovaryans matrislerinin isabetli seçimi ile mümkün olmaktadır. Bu çalışmada  $Q_k$  ve  $R_k$  değerlerinin seçilmesi MATLAB ortamında filtrelenmesi ile yapılmıştır. Değişik değerler ile yapılan ölçümler sonucu en uygun sonuçlar donanım üzerinde çalışacak filtreleme kodu içerisine eklenmiştir.

**1. Adım Durum Tahmini:** Ölçüm almadan sadece sistem dinamikleri ile bir sonraki adımdaki sistem durumlarının tahmininin gerçekleştirildiği kısımdır.

$$\hat{x}_{(k+1|k)} = A_k \hat{x}_{(k|k)} + B_k u_k \quad (3.5)$$

$$P_{k+1|k} = A_k P_{k|k} A_k^T + Q_k \quad (3.6)$$

Burada;

$\hat{x}_{k|k}$  :  $k$ . zaman adımına ( $k$  dahil) kadar olan ölçümleri kullanarak yapılan geri tahmin (*a posteriori estimate*)

$P_{k|k}$  : Hata kovaryans matrisinin geri tahmini (*durum tahmininin doğruluğu için bir ölçü*)

**2. Adım Güncelleme:** Sensör(ler)den alınan ölçümler ile durum güncellemesinin yapıldığı aşamadır. Bu aşamada ölçüm alınması şart değildir. Belirli nedenlerden dolayı ölçüm alınamayacaksa güncelleme adımı geçilir ve sadece tahmin ile durumlar gözlenir.

$$\tilde{y}_k = y_k - C_k \hat{x}_{k+1|k} \quad (3.8)$$

$$S_k = C_k P_{k+1|k} C_k^T + R_k \quad (3.9)$$

$$K_k = P_{k+1|k} C_k^T S_k^{-1} \quad (3.10)$$

$$\hat{x}_{k+1|k+1} = \hat{x}_{k+1|k} + K_k \tilde{y}_k \quad (3.11)$$

$$P_{k+1|k+1} = (I - K_k C_k) P_{k+1|k} \quad (3.12)$$

Kalman Filtresi özyinelemeli (*recursive*) bir filtredir. Yani hesaplamaların yapıldığı zaman adımına kadar olan bilgileri depolamaya ve her yeni ölçümde bu bilgiler ile tekrar işlem yapmaya ihtiyaç duymaz.[33]

### 3.3. Davranış Tespiti (Attitude Determination)

Davranış tespiti bir İHA için önemli görevlerden biridir. İHA'ları daha ucuz ve güvenilir olmaya zorlayan gelişen uygulama alanları davranış tespiti için basit ancak gürbüz (*robust*) algoritmalar üretilmesi konusunda bir ilgi oluşturmuştur. Davranış tespiti; gövdenin konumunun sabit bir referans çerçeveye (*frame*) göre (*genellikle dünya*) belirlenmesi olarak tanımlanabilir.

Davranış tespit sistemlerinde iki tane birbirine dik 3 eksenli oluşan çerçeve tanımlanır. Bunlardan birincisi; aracın gövdesine sabit varsayılan,  $b$  üstsimgesi ile ifade edilen gövde çerçevesi (*body frame*), diğer de  $n$  üstsimgesi ile ifade edilen eylemsiz sabit (*inertial*) çerçevedir. Davranış,  $\varphi$  (*roll*),  $\theta$  (*pitch*) ve  $\psi$  (*yaw*) açılarıyla temsil edilen Euler açıları ile ifade edilir.  $x$ ,  $y$  ve  $z$  eksenlerindeki ayrı ayrı dönüşler Denklem 3.13'te ve bunların üçünün çarpımı olan  $n$  çerçevesinden  $b$  çerçevesine dönüşüm matrisi (*direction cosine matrix*) Denklem 3.14'deki gibi ifade edilir.

$${}^b_nR_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix} \quad (3.13a)$$

$${}^b_nR_y = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (3.13b)$$

$${}^b_nR_z = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.13c)$$

$${}^b_nR = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\theta\sin\psi + \sin\theta\sin\varphi\cos\psi & \sin\theta\sin\psi - \cos\theta\sin\varphi\cos\psi \\ -\cos\theta\sin\psi & \cos\theta\cos\psi - \sin\theta\sin\varphi\sin\psi & \sin\theta\cos\psi + \cos\theta\sin\varphi\sin\psi \\ \sin\theta & -\sin\varphi\cos\theta & \cos\varphi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

Davranış belirlenmesinde kullanılan Kalman filtresi doğrusal olmayan sistemler için kullanılan Genişletilmiş Kalman Filtresi'dir (*Extended Kalman Filter*). EKF işlemleri mikrodenetleyici üzerindeki işlem yükünü arttırdığından ve daha fazla belleğe ihtiyaç



duyduğundan kimi uygulamalarda Doğrusal Kalman Filtresi (*Linear Kalman Filter*) tercih edilmektedir. Kalman filtresinin sağladığı avantajlardan biri de algılayıcılar ile doğrudan ölçemediğimiz sistem durumlarını gözlememize olanak sağlamasıdır.

### 3.3.1. Yuvarlanma (*Roll*) ve Yunuslama (*Pitch*) Açılarının Kestirimi

6 serbestlik derecesine (*Degrees of Freedom, DOF*) sahip bir IMU ile aracın gövde çerçevesinin 3 eksenindeki açısal hız ve doğrusal ivme ölçülür. Kimi üniteler manyetometre desteği ile manyetik alan ölçümü de sağlarlar. Ancak bu ölçümler aracın içerisindeki alt elektriksel sistemler tarafından bozulacağından çok sık kullanılmazlar. [34]

Gövde eksenlerindeki herhangi bir açının ölçülmesi için başvurulacak yöntemlerden biri gyro sinyalinin kullanılmasıdır. Gyro algılayıcıları, eksen üzerindeki açısal hızı ölçeceğinden bu sinyalin integralinin alınması teorik olarak açığı elde etmemizi sağlar. Ancak zaman içerisinde değişen bias değerinin ve rastgele gürültü sinyalinin de işleme tabi tutulması zaman geçtikçe açının olması gereken değerden saptığı görülecektir (*drift effect*). Gyro sensörün ölçüm modeli Denklem 3.15'te belirtilmiştir.

$$\dot{\theta}_{ölçüm} = \dot{\theta} + bias + \eta \quad (3.15)$$

Burada;

$\dot{\theta}$  : Eksen üzerindeki açısal hız

$bias$  : Sensör bias değeri

$\eta$  : Ölçüm gürültüsü

Açı ölçmek için kullanılan diğer bir yol da ivmeölçer kullanılmasıdır. 3 eksenli bir ivme ölçer, yere paralel tutulması durumunda, z ekseninde daima yerçekimi ivmesinin büyüklüğünde ( $9.80665 \text{ m/s}^2$ ) bir çıkış verecektir. Hareket olmadığı durumlarda x ve y eksenlerinden bir değer okunmaz. Eğer ivmeölçer herhangi bir yöne doğru eğilirse yerçekimi ivmesi bu eksenlere etki edecek ve bu eksenlerdeki ölçümlerde bir sapma gözlenecektir. Ancak bu durum gövde üzerinde bir ivmelenme olduğunda açı sabit kalsa dahi ilgili ekseninde bir ivme ölçülmesine, buna bağlı olarak hesaplanan açının hatalı olmasına sebep olacaktır.

Gövde eksenlerindeki ivme ölçümleri ile açı değerlerinin hesaplanması Denklem 3.16 ve Denklem 3.17'deki ifadeler ile yapılmaktadır.

$$\theta = \tan^{-1}\left(\frac{\ddot{x}_b}{\ddot{z}_b}\right) \quad (3.16)$$

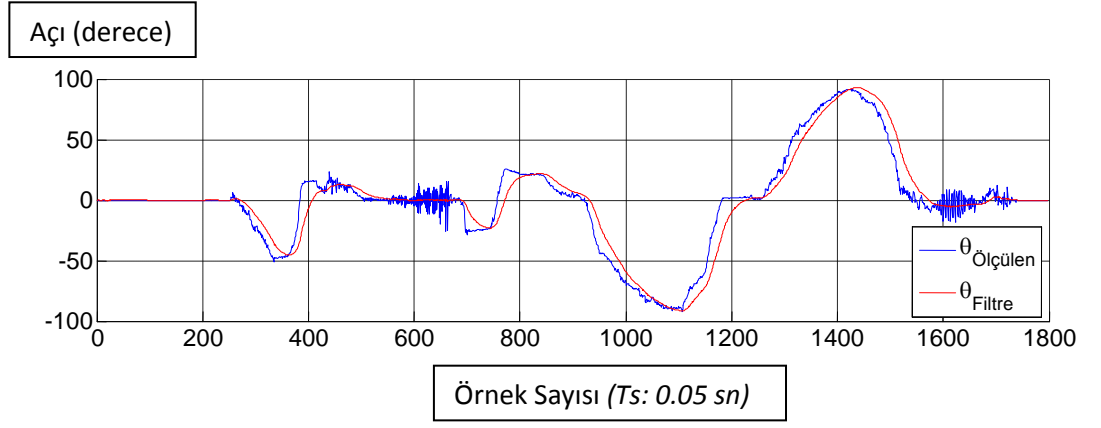
$$\varphi = \tan^{-1}\left(\frac{\ddot{y}_b}{\ddot{x}_b \sin \theta - \ddot{z}_b \cos \theta}\right) \quad (3.17)$$

Roll ve pitch açılarını filtrelemek için Denklem 3.18'de tanımlanan model kullanılmıştır. İvmeölçer ile hesaplanan açı değerleri ve bias değerine sahip gyro verileri denklemde y ölçüm vektörüne yazıldığında filtreleme işlemi sonucu sistem durumlarından açı, açısal hız (*bias'den arındırılmış*) ve gyro bias değerleri gözlenebilmektedir.

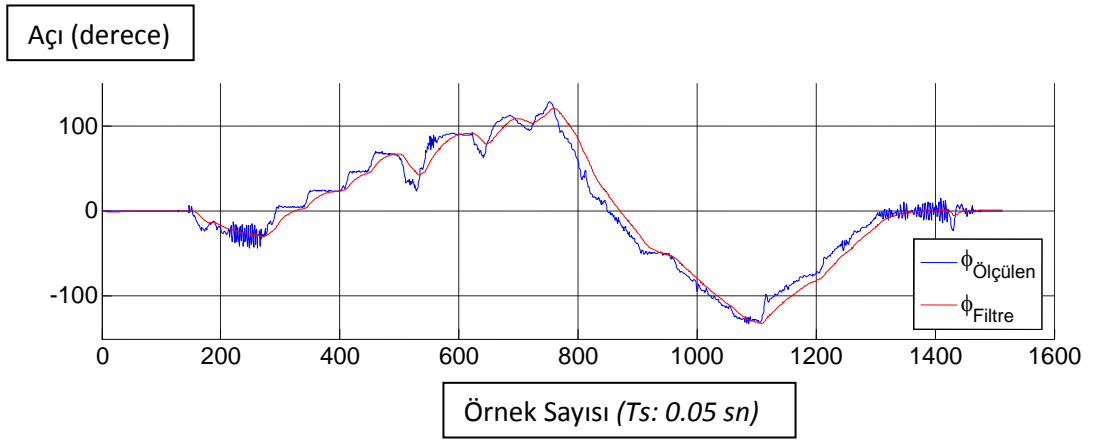
$$\begin{bmatrix} \varphi_{(k+1)} \\ \dot{\varphi}_{(k+1)} \\ b_{\varphi(k+1)} \\ \theta_{(k+1)} \\ \dot{\theta}_{(k+1)} \\ b_{\theta(k+1)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & Ts & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & Ts & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varphi_{(k)} \\ \dot{\varphi}_{(k)} \\ b_{\varphi(k)} \\ \theta_{(k)} \\ \dot{\theta}_{(k)} \\ b_{\theta(k)} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \varphi \\ \dot{\varphi} \\ \theta \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varphi_{(k)} \\ \dot{\varphi}_{(k)} \\ b_{\varphi(k)} \\ \theta_{(k)} \\ \dot{\theta}_{(k)} \\ b_{\theta(k)} \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

Filtreleme sonucunda sistem durumlarına bakıldığında, roll açısı ( $\varphi$ ) ve pitch açısı ( $\theta$ ) için aşağıdaki sonuçlar elde edilmiştir. Uygun kovaryans matrisi değerleri, ölçümlerin MATLAB ortamında değişik değerlerle simule edilmesi sonucu belirlenmiştir. Şekil 3.2 ve Şekil 3.3'de  $Ts=0.05$  sn ile roll ve pitch açılarının ivme ölçer ile alınan ölçümleri ve filtreleme sonuçları görülmektedir.



Şekil 3.2.  $\theta$  açısının filtrelenmesi sonucu elde edilen veriler.



Şekil 3.3.  $\phi$  açısının filtrelenmesi sonucu elde edilen veriler.

### 3.3.2. Sapma (Yaw) Açısının Kestirimi

Sapma açısının düzgün hesaplanmasında gyro ile beraber manyetometrenin de yardımına ihtiyaç vardır. Manyetometre 3 eksendeki manyetik alan bilgisini kullanarak oryantasyonun belirlenmesinde kullanılan bir sensördür. Ancak etraftaki manyetik bozucuların (*metal malzemeler, içerisinde akım geçen kablolar vs*) etkilerine karşı çok hassas olduklarından tek başlarına bu işlem için kullanılmaları pek başvurulan bir yöntem değildir. Manyetometrenin buradaki kullanım amacı yönelim (*heading*) açısının ölçülmesidir.

Manyetometre ile yönelim açısı hesaplanırken dünya yüzeyine paralel olan  $X$  ve  $Y$  eksenlerindeki manyetik alan ölçümleri kullanılabilir.  $X$  ve  $Y$  eksenlerindeki ölçümün en büyük değeri bulunulan noktadaki manyetik alanın gücüne bağlıdır. Manyetik

yönelim, sadece  $X$  ve  $Y$  eksenindeki ölçümler ve Denklem 3.19'daki ifadeler kullanılarak (*derece cinsinden*) hesaplanır.

$$\psi = \frac{\pi}{2}; \quad X_m=0 \text{ ve } Y_m < 0 \text{ ise} \quad (3.19a)$$

$$\psi = \frac{3\pi}{2}; \quad X_m=0 \text{ ve } Y_m > 0 \text{ ise} \quad (3.19b)$$

$$\psi = -\tan^{-1}\left(\frac{Y_m}{X_m}\right); \quad X_m > 0 \text{ ve } Y_m < 0 \text{ ise} \quad (3.19c)$$

$$\psi = \pi - \tan^{-1}\left(\frac{Y_m}{X_m}\right); \quad X_m < 0 \text{ ise} \quad (3.19d)$$

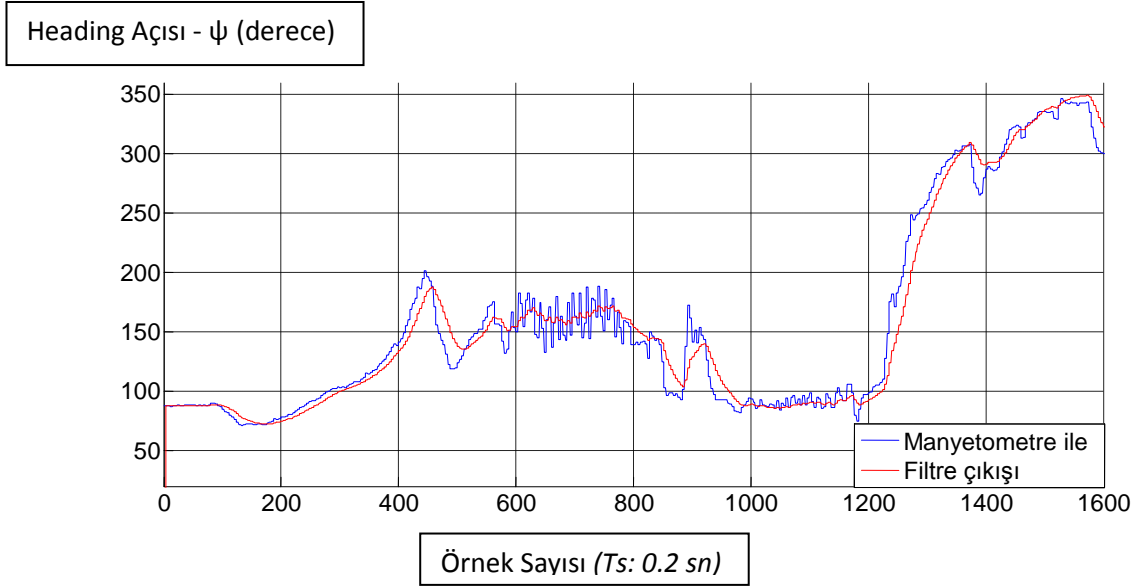
$$\psi = 2\pi - \tan^{-1}\left(\frac{Y_m}{X_m}\right); \quad X_m > 0 \text{ ve } Y_m > 0 \text{ ise} \quad (3.19e)$$

Gyro ve manyetometrenin beraber kullanılması ile gürültü ve gyro sapma etkisi ortadan kaldırılabilir. Sistemde Denklem 3.20 ve Denklem 3.21'de belirtilen model kullanılmıştır.

$$\begin{bmatrix} \psi_{(k+1)} \\ \dot{\psi}_{(k+1)} \\ b_{\psi_{(k+1)}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & T_S & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi_{(k)} \\ \dot{\psi}_{(k)} \\ b_{\psi_{(k)}} \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

$$\begin{bmatrix} \psi \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi_{(k)} \\ \dot{\psi}_{(k)} \\ b_{\psi_{(k)}} \end{bmatrix} \quad (3.21)$$

Kalman Filtresi'nde kullanılacak gyro ve manyetometre ölçümleri için uygun kovaryans değerlerinin seçimi, alınan ölçümlerin MATLAB ortamında farklı değerler ile simule edilmesi sonucu bulunmuştur. Şekil 3.4'te manyetometre ölçümleri ve filtre sonucu gösterilmiştir.



Şekil 3.4.  $\psi$  açısının filtrelenmesi sonucu elde edilen veriler.

### 3.3.3. Eğim Düzeltme (*Tilt Compensation*)

Dünya üzerindeki manyetik alan vektörleri yüzey boyunca düz bir şekilde uzanmazlar. Önceki bölümde bahsedilen yönelim ölçümü manyetik alanın yatay bileşenine bağlı olarak bulunmaktaydı. Manyetometre herhangi bir yöne eğildiği zaman ölçümde önemli yer teşkil eden  $X$  ve  $Y$  eksenlerindeki manyetik ölçüm  $Z$  eksenindeki manyetik alandan etkilenecektir. Bu durum  $X$  ve  $Y$  eksenlerinde hatalı ölçüme dolayısıyla yönelim açısının da yanlış hesaplanmasına yol açacaktır. Dönüş ve tırmanış manevralarında değişik davranışlarda bulunulacağından, yönelim açısının bu durumlar için düzeltilmesi gerekmektedir.[35]

Bu problem 3 boyutlu manyetik alan ölçülerek ve sistemin bilinen roll ve pitch açıları ile bu ölçümlerin yatay bileşenleri hesaplanarak çözümler. (Denklem 3.22) Bu işlem daha önce bahsedilen gövde çerçevesi ile referans çerçeve arasında geçişi sağlayan matris işlemi ile benzerdir ( $\psi$  açısının çıkartılmış şekli).

$$\begin{bmatrix} X_h \\ Y_h \\ Z_h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\theta\sin\varphi & -\sin\theta\cos\varphi \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ \sin\theta & -\cos\theta\sin\varphi & \cos\theta\cos\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_m \\ Y_m \\ Z_m \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

Burada;

$X_h, Y_h, Z_h$  : Eksenler üzerindeki manyetik alan bileşenleri

$X_m, Y_m, Z_m$  : Manyetometre eksenleri üzerindeki manyetik alan bileşenleri

$\theta$  : Pitch açısı

$\varphi$  : Roll açısı

### 3.4. Hız ve Yükseklik Ölçümü

Yüksekliğin (*altitude*) belirlenmesi otonom olsun olmasın uçan tüm araçlar için önemli bir yer teşkil etmektedir. Hava araçlarında yükseklik hesaplanırken basınç ve sıcaklık gibi atmosferik etkenler göz önünde bulundurularak hesaplama yapılır. Hava araçlarında yükseklik altimetre adı verilen cihazlar tarafından görüntülenir. Feet ya da metre cinsinden bulunulan yüksekliği kullanıcıya bildirir.

Havacılıkta yükseklik kavramının birçok anlamı vardır. Bu karışıklık kullanılan tanımlayıcı kelimeler ile ayırt edilir. Bu kavramlar aşağıda belirtilmiştir.

- **Gösterilen Yükseklik (*Indicated altitude*):** Altimetreden okunan yüksekliktir.
- **Mutlak Yükseklik (*Absolute altitude*):** O anda uçulan noktanın yer seviyesine göre yüksekliktir.
- **Gerçek Yükseklik (*True altitude*):** Deniz seviyesine göre ölçülen yüksekliktir.
- **İrtifa (*Height*):** Yeryüzündeki herhangi bir referans noktasına göre ölçülen yüksekliktir.
- **Basınç Yüksekliği (*Pressure altitude*):** Belli bir referans basınca göre ölçülen yüksekliktir. Eğer bu referans basınç  $101.325 \text{ kPa}$  alınırsa görünen yükseklik ile aynı olacaktır.
- **Yoğunluk Yüksekliği (*Density altitude*):** Standart olmayan atmosfer koşulları için düzeltilmiş yüksekliktir. Hava yoğunluğu basınç, sıcaklık ve nem gibi koşullardan etkilenir. Bu da aracın performansını etkiler.

Deniz seviyesinden başlayıp, kutuplardan Ektavor'a doğru artan şekilde, 6 – 20 km (4 -12 mil) yüksekliğe kadar olan atmosferik katman Troposfer olarak adlandırılır.[36] Tasarlanan sistem ve hesaplamalar İHA'nın bu sınırlar içerisinde uçacağı varsayılarak yapılmıştır.

Ölçülen basınç bilgisi ile yüksekliği hesaplamak için öncelikle basınç birimini uygun olarak dönüştürmemiz gerekir. Aşağıdaki formülde deniz seviyesi basıncı milibar cinsinden verilmiştir. Sensör çıkışı ölçülüp hesaplamalar yapıldıktan sonra elde ettiğimiz basınç kiloPascal (*kPa*) birimindedir. Tekrar bir hesaplama yapmamak adına formüldeki basıncın *kPa* biriminden yazılması daha uygun görülmüştür.

Denklem 3.23 ve Denklem 3.24; atmosferik basınca bağlı olarak yüksekliğin hesaplanması için kullanılır. 11000 m'ye kadar (*ortalama Troposfer sınırı*) olan ölçümler için kullanılmaktadır. Formüldeki sıcaklık parametresi de LM35 yarı iletken sıcaklık sensörü ile algılanan sıcaklık bilgisi ile sağlanmaktadır.

$$h_f = \frac{1 - \left(\frac{P_{sta}}{P_0}\right)^{0.19026} \cdot T_{Kelvin}}{0.00190122} \quad (3.23)$$

$$h_m = h_f \cdot 0.3048 \quad (3.24)$$

Burada;

$h_f$  : feet cinsinden yükseklik

$h_m$  : metre cinsinden yükseklik

$P_{sta}$  : Bulunulan yükseklikteki statik basınç

$P_0$  : Referans basınç (*Deniz seviyesi için 101.325 kPa*)

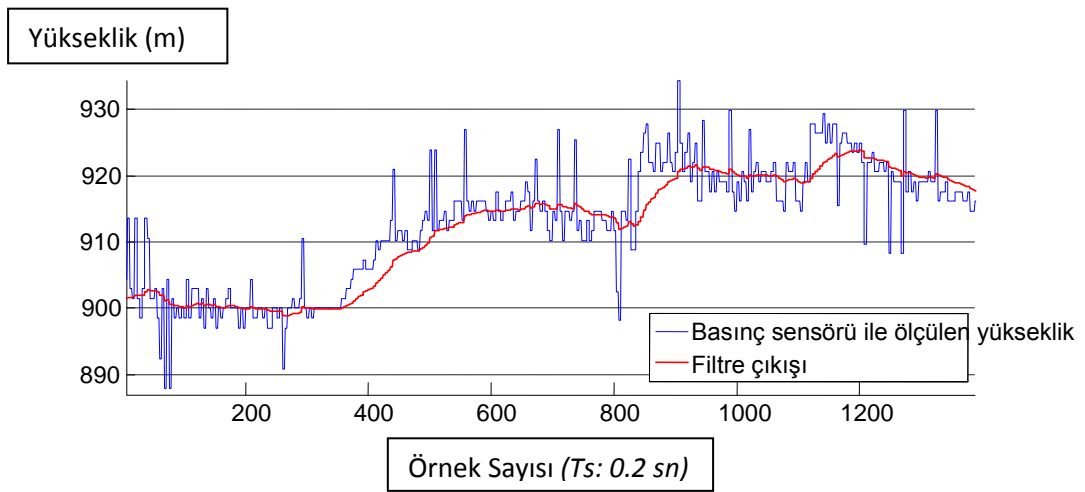
$T_{Kelvin}$  : Kelvin cinsinden sıcaklık

Basınç sensörünün gürültü seviyesinin yüksek olması ölçülen basınca göre yüksekliğin büyük bir aralıkta dalgalanmasına neden olmaktadır. Böyle bir ölçüm, kontrol sisteminde yanlış sonuçlara neden olacağından yüksekliğin de ayrıca bir filtreden geçirilmesi uygun görülmüştür. Filtreleme Denklem 3.25 ve Denklem 3.26'da tanımlanan dinamik model kullanılarak yapılmıştır.

$$\begin{bmatrix} h_{(k+1)} \\ \dot{h}_{(k+1)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & T_s \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h_{(k)} \\ \dot{h}_{(k)} \end{bmatrix} \quad (3.25)$$

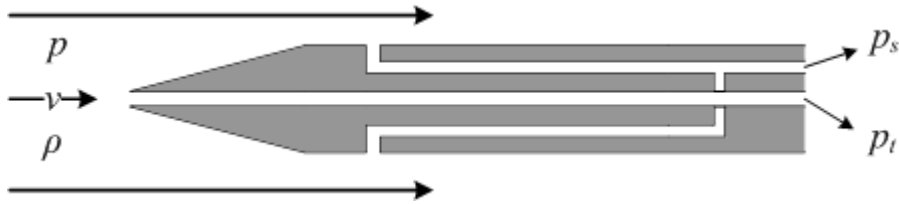
$$[h] = [1 \quad 0] \begin{bmatrix} h_{(k)} \\ \dot{h}_{(k)} \end{bmatrix} \quad (3.26)$$

Bu model kullanılarak  $T_s=0.2$  s örnekleme zamanı ile filtresiz ölçümler ve Kalman Filtresi sonuçları Şekil 3.5.'te sunulmuştur.



Şekil 3.5. Sensörler ile alınan yükseklik ölçümü ve filtre çıkışı

Hız ölçümünde Bernoulli denkleminde faydalanmıştır. Denklem; akışkanın statik basıncı ( $p_s$ ) ile hızının karesi ile yoğunluğunun ( $\rho$ ) çarpımının yarısının toplamının (*dinamik basıncın*) akış boyunca sabit olduğunu belirtir. Bu sabit akışkanın toplam basıncı ( $p_t$ ) olarak ifade edilir.[37]



Şekil 3.6. Pitot-statik tüpünün kesiti



$$p_t = (p_s + \rho \cdot \frac{v^2}{2}) \quad (3.27)$$

$$v = \sqrt{\frac{2(p_t - p_s)}{\rho}} \quad (3.28)$$

Hava yoğunluğu ideal gaz kanununa göre hesaplanmıştır. İdeal gaz kanununda yoğunluk sıcaklık ve basıncın bir fonksiyonu olarak karşımıza çıkmaktadır.

$$\rho = \frac{P_{sta}}{R \cdot T_{Kelvin}} \quad (3.29)$$

Burada;

$\rho$  : Hava yoğunluğu ( $kg/m^3$ )

$P_{sta}$  : Statik basınç (*Pascal cinsinden*)

$R$  : Gaz sabiti (*kuru hava için – 287.058 J/(kg.K)*)

Sonuç olarak kullanılan basınç ve sıcaklık sensörleri ile belli varsayımlar altında elde edilen sonuçların tutarlı olduğu ve İHA'nın kontrolünde kullanılabileceği sonucuna ulaşılmıştır. İleri bir aşama olarak GPS'den alınan yükseklik ve hız bilgisi ile birlikte kullanılarak daha güvenilir sonuçlar elde edilebilir.

### 3.5. Pozisyon Ölçümü

Pozisyonu ölçmek için kullanılan GPS modülü ATmega2560 işlemcisinin 1. UART kanalına bağlanmıştır. Gelen NMEA-0183 cümlelerinden bize lazım olan enlem (*latitude*) ve boylam (*longitude*) bilgileri işlemci tarafından ayıklanmıştır. Enlem bilgisi için GPRMC cümlesinin 3. ve 4. virgülleri arasına, boylam için de aynı cümlenin 5. ve 6. virgülleri arasındaki karakterler alınmıştır.

\$GPRMC,220516,A,5133.82,N,00042.24,W,173.8,231.8,130694,004.2,W\*70

1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11 12 13 14 15

Şekil 3.7. Örnek GPRMC cümlesi

Çizelge 3.5. GPRMC cümlesinin bileşenleri

İndeks	Anlamı
1	Cümle başlangıcını belirtir
2	NMEA cümle belirteci
3	Saat
4	Bağlantı Durumu (A: Bağlantı Var, V: Bağlantı Yok)
5	Enlem (DMS formatında)
6	Kuzey (N) / Güney (S)
7	Boylam (DMS formatında)
8	Doğu (E) / Batı (W)
9	Hız (knots cinsinden)
10	Yön (derece cinsinden)
11	Tarih
12	Manyetik Fark
13	Manyetik Fark Yönü
14	Cümle bitişini gösterir
15	Checksum (Gelen verinin doğrulunu kontrol etmek için kullanılır)

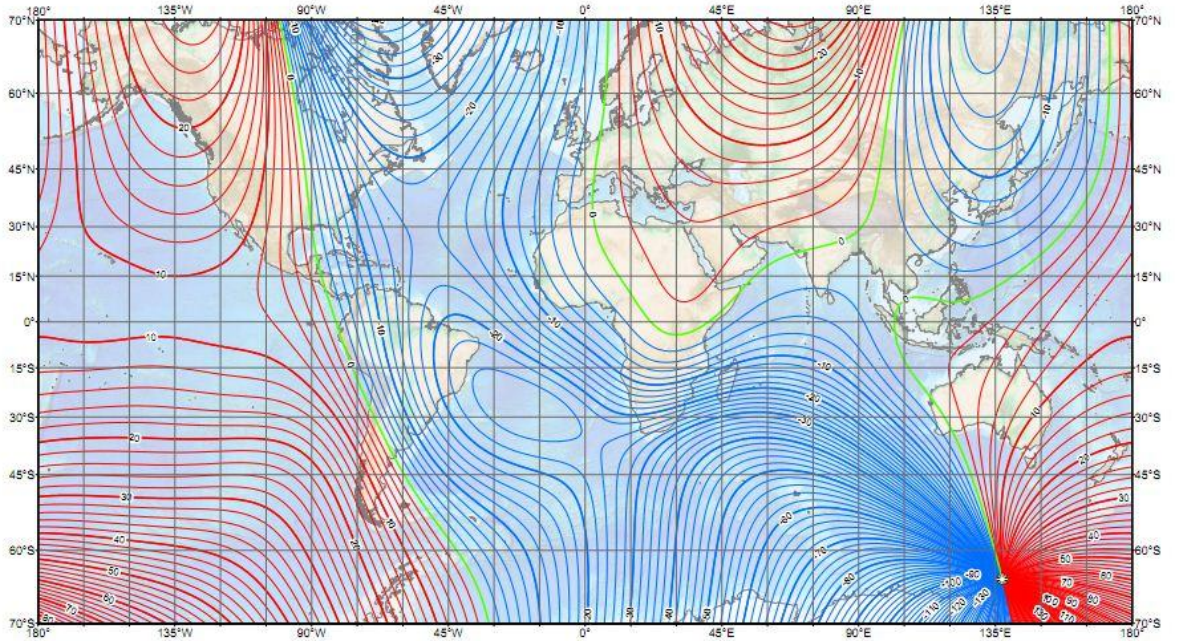
GPS, koordinat bilgisini DMS (*degree minute second, derece dakika saniye*) formatında göndermektedir. Matematiksel ifadelerde bu biçim kullanılmayacağından alınan koordinatlar bir diğer ifade biçimi olan ondalık biçime dönüştürülmektedir. Bu gösterim matematiksel hesaplamalarda kullanılmaktadır. DMS biçiminden ondalık biçime dönüşüm yapmak için aşağıdaki işlem sırası izlenir.

- DMS biçimde verilen koordinattaki toplam saniye hesaplanır.
- Toplam saniyenin tam kısmı 3600'e bölünür.
- Elde edilen sonuç DMS biçimdeki derece bilgisine eklenir.

- Koordinat, kuzey ya da doğu ise pozitif, güney ya da batı ise negatiftir.

### 3.5.1. Manyetik Fark (*Magnetic Variation*)

Manyetik fark coğrafi kuzey (*true north*) ile pusula ya da manyetometre gibi cihazlarla ölçülen kuzey (*magnetic north*) yönleri arasındaki fark olarak tanımlanır. Manyetik yön gerçek yöne göre doğuda ise pozitif, batıda ise negatiftir. Dünya üzerindeki manyetik alan şiddetine göre manyetik fark 30°'ye kadar çıkabilmektedir. Aynı noktadaki manyetik fark yaklaşık yüz yıllık zaman dilimi içerisinde kutuplara olan mesafesine bağlı olarak 2°-2.5°'lik bir değişim göstermektedir.



Şekil 3.8. Dünya üzerindeki manyetik fark değerlerini gösteren harita [38]

Variasyon noktası olarak belirlenen koordinatların bir birlerine göre olan konumları coğrafi yön kullanılarak hesaplandığından yönelim açısının da bu şekilde belirlenmesi gerekir. Kısa mesafeli uçuşlar için manyetik fark değeri sabit kabul edilebilir. Ancak mesafe uzadıkça manyetometre ile alınan ölçümün GPS'den alınan manyetik fark değeri ile düzeltilme ihtiyacı doğmaktadır.

### 3.6. Varış Noktasına Yönelimin Sağlanması ve Varış Noktası Takibi

İHA'nın, coğrafi koordinatları verilen noktaya doğru uçup uçmadığının kontrolü dış döngü içerisinde hesaplanmakta ve elde edilen hata oranına göre bank-turn için bir referans roll açısı belirlenmektedir. Bunun için İHA'nın bulunduğu nokta ile varış noktası arasındaki açının hesaplanması gerekir. Manyetometre ve gyro ile filtrelenmiş yönelim açısı bilgisi ise uçağın burnunun gösterdiği yöndür. Bu bilgiler kullanılarak elde edilen hata bilgisi ( $\psi_{err}$ ) ile aracın varış noktasına doğru dönüş yapması için gereken roll referans açısı  $\varphi_{ref}$  belirlenir. Bu belirlenen  $\varphi_{ref}$  değeri, iç döngüde kullanılacak değer olacaktır.

Varış noktası takibi, İHA'nın anlık olarak ölçülen pozisyonu ile ulaşılmak istenen nokta arasındaki mesafe sürekli olarak ölçülmesi esasına dayanır. Pozisyon ile varış noktası arasındaki mesafenin 30 m altına düşmesi ile ikinci seviye kontrolör, aracın sıradaki varış noktasına yönelmesi için gereken kontrol bilgilerini hesaplayacak (*iki nokta arası bearing açısı, yönelim hatası ve dönüş için gerekli roll referans açısı*) ve birinci seviye kontrolör İHA'yı bu noktaya doğru yönlendirecektir. Otopilotun kapalı olduğu durumlarda İHA sıradaki varış noktasına ulaşsa dahi sistem bu noktadan geçmiş saymayacaktır ve otopilot devreye alındığında tekrar bu noktaya yönelecektir.

Verilen iki koordinat arasındaki mesafe ( $d$ ) ve açı ( $\gamma$ ) Denklem 3.30 ile Denklem 3.35 arası ifadeler ile hesaplanır.

$$\Delta\varphi = \ln \left( \frac{\tan \left( \frac{enlem_2}{2} + \frac{\pi}{4} \right)}{\tan \left( \frac{enlem_1}{2} + \frac{\pi}{4} \right)} \right) \quad (3.30)$$

$$\Delta e = enlem_2 - enlem_1 \quad (3.31)$$

$$\Delta b = boylam_2 - boylam_1 \quad (3.32)$$

$$q = \Delta e / \Delta\varphi \quad (3.33)$$

$$d = \sqrt{(\Delta e^2 + q^2 \cdot \Delta b^2)}. R \quad (3.34)$$

$$\gamma = atan2(\Delta b, \Delta\varphi) \quad (3.35)$$

Bu hesaplamalar yapılırken dünya yüzeyinin düz olduğu varsayılmaktadır. Genel anlamda yönelim açısı dünya üzerinde büyük bir mesafe kat edildiği zaman

değişmektedir. Varılan noktadaki yönelim açısı, aşılan mesafe ve varılan noktanın koordinatlarına göre değişiklik göstermektedir. Denizciler bu şartlar altında sürekli yönelim açısı ayarlamak yerine tüm meridyenleri aynı açı ile geçen eşkenar paralel hatları (*rhumb lines*) kullanarak seyir etmişlerdir. Yukarıdaki açı formülü bu bilgilere dayanarak bir sonuç vermektedir. Dolayısıyla iki nokta arası açının sabit olduğu varsayılmıştır.

## 4. KONTROL

### 4.1. Giriş

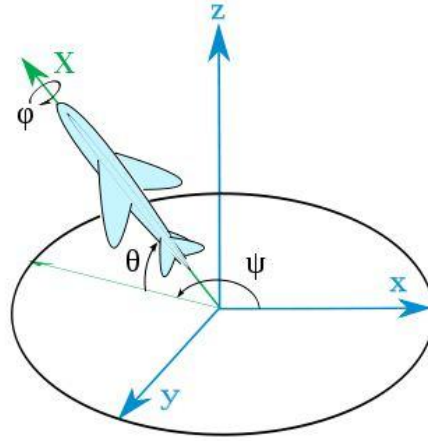
Otopilot sistemlerinin görevi aracın (*hava ya da deniz aracı*) önceden belirlenen noktalar arasını, istenen hızda ve hava aracı için istenen irtifada seyretmesini sağlamaktır. Temel olarak otopilot; durum gözleyici ve kontrolör bölümlerinden oluşan kapalı döngü bir kontrol sistemidir. Durum gözleyici; algılayıcılardan aldığı bilgiler ile hava aracının dinamik denklemlerini çeşitli filtreleme algoritmaları kullanarak hesaplayan kısımdır. Kontrolör ise durum gözleyiciden aldığı bilgiler doğrultusunda hesaplamaları yapar, aracın kontrol yüzeylerine gönderilecek sinyalleri hesaplar ve bu bilgileri kontrol yüzeylerini hareket ettirecek eyleyicilere göndererek gerekli manevraları yapmasını sağlar.

Bir İHA'nın durum değişkenleri aşağıdaki gibi sıralanır:

- $p_n, p_e, h$  : ataletsel (*north, east*) pozisyon ve yükseklik. Örneğin enlem, boylam ve yükseklik (*latitude, longitude, height - LLH*) ya da UTM (*universal transverse mercator*) projeksiyonu,
- $v_n, v_e, v_d$  : yer koordinat çerçevesine göre hız bileşenleri.
- $u, v, w$  : gövde x, y, ve z eksenini boyunca ölçülen hız bileşenleri.
- $a_x, a_y, a_z$  : gövde x, y ve z eksenini boyunca ölçülen ivmeler.
- $\varphi, \theta, \psi$  : roll, pitch ve yaw açıları.
- $p, q, r$  : gövde x, y ve z eksenlerinde ölçülen açısal hızlar.
- $v, \alpha, \beta$  : hava hızı, hücum açısı (*angle of attack, AoA*) ve savrulma açısı (*side slip angle*)

### 4.2. Uçuş Kontrol Temelleri

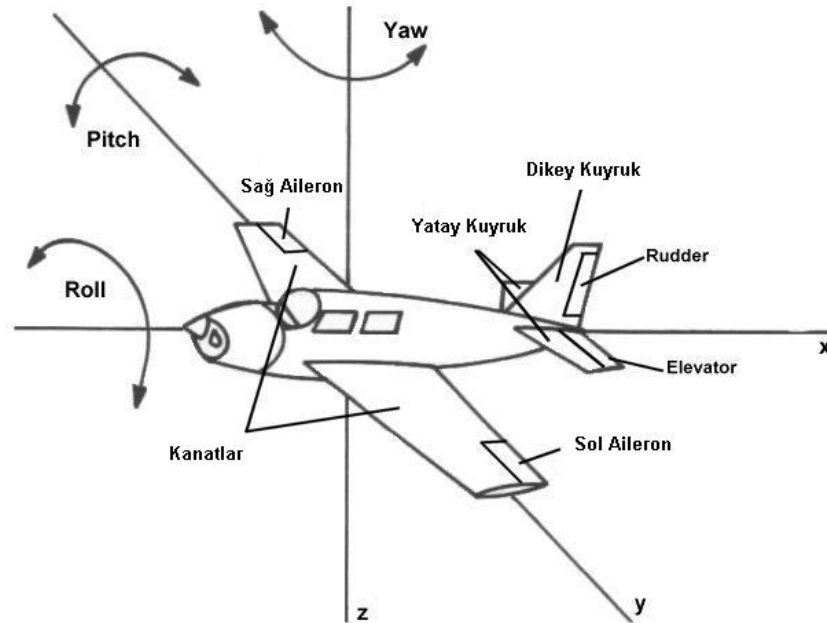
Bir hava aracı ağırlık merkezinin etrafındaki üç eksen boyunca ( $x, y, z$ ) hareket edebilir ve dönebilir. Hava aracının hareket eksenleri Şekil 4.1'de gösterilmiştir.



Şekil 4.1. Hava aracının yer eksenine göre konumunu belirten Euler açıları [39]

Kontrol yüzeyleri kanat ve kuyruk bölümleri üzerinde moment oluşturarak aracın hareketine olanak sağlar. Sabit kanatlı bir hava aracı için ana kontrol yüzeyleri Şekil 4.2.'de görülmektedir.

- **Aileron:** Kanat uçlarında bulunur. Yuvarlanma (*roll*) açısını kontrol eder.
- **Elevator:** Yatay kuyruk üzerinde bulunur. Yunuslama (*pitch*) açısını kontrol eder.
- **Throttle:** Motor hızını dolayısıyla itkiyi (*thrust*) kontrol eder.
- **Rudder:** Dikey kuyruk üzerinde bulunur. Sapma (*yaw*) açısını kontrol eder.



Şekil 4.2. Sabit kanatlı bir hava aracı için kontrol yüzeyleri [40]

### 4.3. Yatarak Dönüş (*Banked-Turn*)

Sabit kanatlı hava araçları kanatlarını dönüş yapacakları yöne doğru yatırmak suretiyle roll hareketi yaparak dönüşlerini gerçekleştirirler. Dönüş esnasında kanatların oluşturacağı kaldırma kuvvetinin aracın ağırlığını desteklemesi gerekir. Bu nedenle dönüş esnasında gereken kaldırma kuvveti, sabit uçuş sırasında gerekenden daha fazla olmalıdır. Dönüş esnasında bu durum sağlanamazsa araç irtifa kaybedecektir. Bu durum elevator komutu verilerek kanat hücum açısının arttırılması ile ya da flap yüzeylerinin açılması ile aşılabılır. Dönüş manevrası esnasında hızın sabit kalması güç arttırılarak gerçekleştirilir.[41]

Bu çalışmada kullanılan araçta flap yüzeyleri olmadığından dönüş esnasındaki irtifa kaybı elevator yüzeyleri ve hız kontrol edilerek aşılmaya çalışılmıştır.

### 4.4. Otopilot Kontrol Sistemlerine Bakış

Kontrol yöntemlerine göre otopilotlar; PID, bulanık mantık, sinir ağı ve diğer gürbüz (*robust*) otopilotlar olarak sınıflandırılabilir.[42]

- **PID Otopilotlar:** Birçok ticari otopilot sistemi PID denetleyici kullanmaktadır. Uçuştan önce ayarlanan kontrol parametreleri, uçuş sırasında sistem davranışına göre yeniden ayarlanabilir. Yazılımdaki uygulama kolaylığı da tercih edilme nedenlerindedir.
- **Bulanık Mantık (*Fuzzy Logic*) Otopilotlar:** Bulanık mantık temelli sistemler bilgi veya kural temelli sistemler olarak adlandırılabilir. Bulanık sistemlerin temelini “if-then” (eğer - o halde) kural sistemi bazlı bilgi sistemi oluşturur.<sup>28</sup>  
“EĞER hız düşükse, daha fazla güç uygula” gibi
- **Sinir Ağı (*Neural Network*) Tabanlı Otopilotlar:** Sinir ağı (*NN*) tabanlı otopilot ilk olarak insansız helikopter kontrolü için ortaya çıkmıştır. Adaptif yapay sinir ağı denetleyiciler kesin bir matematiksel modele ihtiyaç duymazlar ve çoklu değişkenli (*multi-variable*) uçuş kontrolü için uygundur.

Bu çalışmada kontrol metodu olarak PID denetleyici ile çalışılmıştır. Kolay ayarlanabilir ve uygulanabilir olması bu metodun seçimindeki önemli etkenlerdendir.



Sistemin farklı şekil ve boyuttaki hava araçları için tasarlandığı göz önüne alınırsa parametrelerin değiştirilerek farklı araçlar için ayarlanmasının PID sayesinde kolaylaşacağı düşünülmüştür.

Otopilot üzerine yapılan birçok çalışma incelenmiş ve uçuş kontrolünün iç döngü ve dış döngü olarak iki aşamada ele alındığı gözlenmiştir. Bu çalışmada tasarlanan otopilot da bu eğilim doğrultusunda iki döngü içerisinde çalışmaktadır. İç döngü aracın davranışını kontrol eder ve dış döngüye göre daha hızlı çalışır. Dış döngü gezece takibi için gereken hesaplamaları yapar ve iç döngünün kullanacağı referans değerlerini belirler. Sistem; iç döngü 20 Hz, dış döngü ise 5 Hz frekansta çalışacak şekilde tasarlanmıştır.

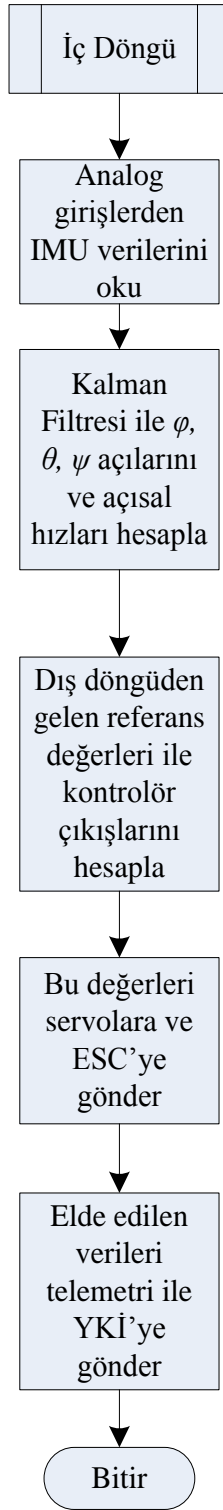
İç döngünün görevlerini aşağıdaki gibi sıralayabiliriz:

- Sistem durumlarına bakarak gerekli hesaplamaları yapacak ve kontrol yüzeylerini hareket ettirecek servolara gereken bilgileri gönderecek. Bu sayede aracın dengeli bir şekilde uçmasını sağlayacak.
- Dış döngü tarafından verilen roll ve pitch referans açısını izleyecek.
- Elde edilen uçuş verilerinin telemetri yolu ile YKİ'ye gönderecek.

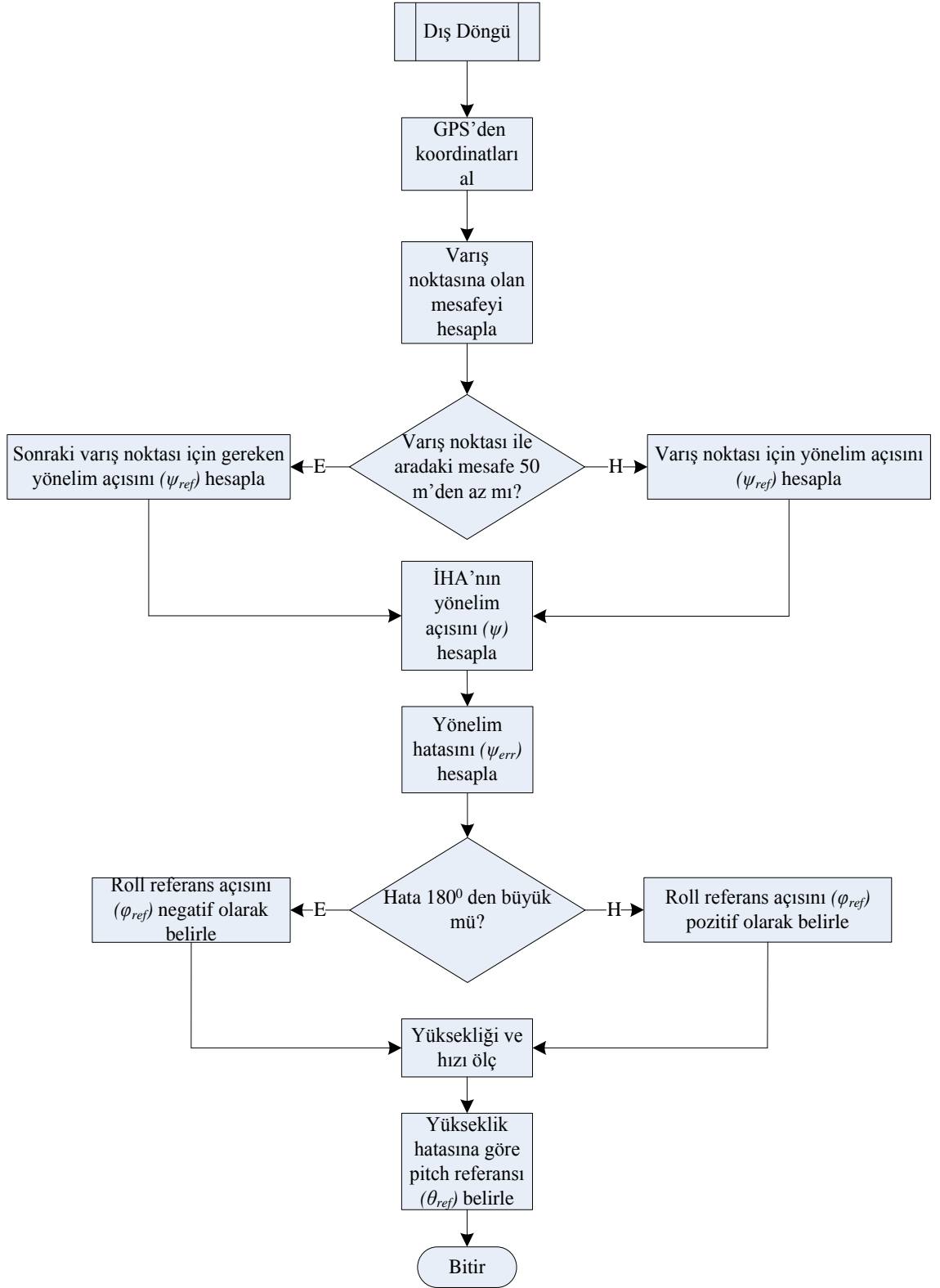
Dış döngünün görevleri de aşağıda belirtilmiştir.

- Verilen varış noktalarına gelinip gelinmediğini kontrol edecek. Bunu yaparken bulunulan pozisyon ile ulaşılacak istenen varış noktası arasındaki mesafeyi her döngüde hesaplayacak. Aradaki mesafe 50 m'den az ise bu noktaya ulaşıldığını kabul edecek, İHA'nın sonraki varış noktasına yönelmesi için gereken uçuşu gereken yönü hesaplayacak.
- İç döngüde kullanılmak üzere dönüş (*bank-turn*) için gereken roll açısı referansını belirleyecek.
- İsteğe göre varış noktaları bittikten sonra ikinci tura geçecek ya da kalktığı noktaya dönecek.

Bu döngülerin akış diyagramı Şekil 4.3. ve Şekil 4.4.'te gösterilmiştir.



Şekil 4.3. İç döngü akış diyagramı

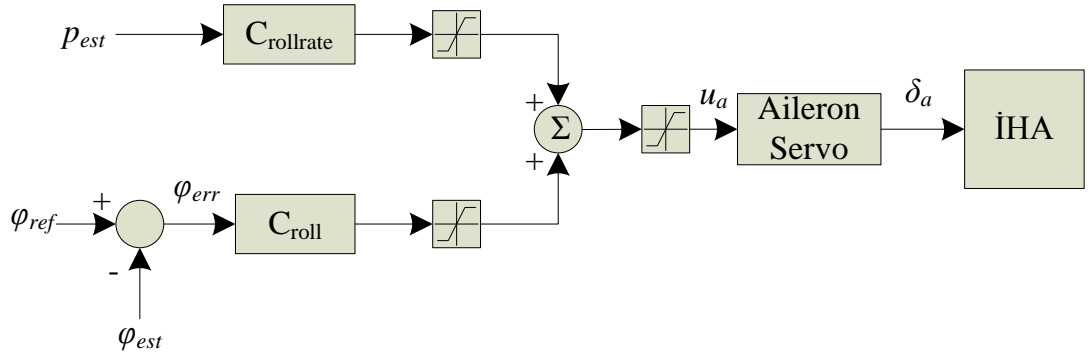


Şekil 4.4. Dış döngü akış diyagramı

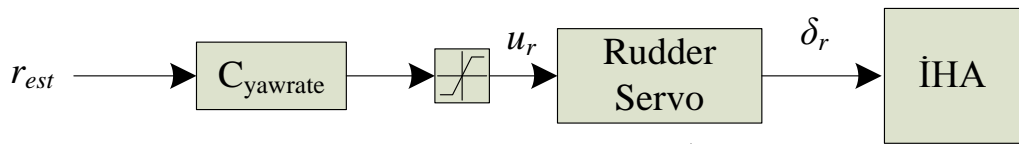
#### 4.5. Yanal (*Lateral*) Kontrol

Yanal kontrol, hava aracının roll kontrolünü, yönelimini (*heading*) ve yaw oranı kontrolünü sağlar. Bu kontroller aileron ve rudder servolarına gereken bilgileri gönderir. Dış döngüden gelen roll referans noktasına göre roll kontrolü sağlayan PID denetleyici bir çıkış sinyali belirler. Bu kontrol aracın dengeli bir şekilde uçuşmasını sağlar. Bir diğer kontrolör de roll eksenindeki açısal hızlanmaya bağlı olarak bir çıkış üretir. Bu kontrol roll dönüş oranının sönümlenmesinde etkilidir. Bu iki sinyalin toplamı aileron servolarına iletilecek kontrol sinyalini elde etmemize olanak sağlar. (Şekil 4.5.)

Yaw eksenindeki kontrol ise yine bu eksenindeki gyrodan gelen sinyali kullanarak dönüş esnasında aracın kayma hareketini (*skid ya da slip*) engeller. (Şekil 4.6.)



Şekil 4.5. Roll kontrol blok şeması



Şekil 4.6. Yaw kontrol blok şeması

Varış noktasına yönelmek için izlenecek  $\varphi$  (*roll*) açısı yönelim hatasına göre hesaplanır. Hatanın  $180^0$ 'den büyük ya da küçük olması durumuna göre dönüşün sağa doğru mu yoksa sola doğru mu olacağını belirlemek gerekir. Hatanın büyüklüğüne göre de aracın dönüş esnasında çok fazla merkezkaç kuvvetine maruz kalmaması için bir  $\varphi_{ref}$  referans roll açısı belirlenir.

## 4.6. Boylamsal (*Longitudinal*) Kontrol

Boylamsal kontrol İHA'nın yükseklik ve hız denetiminden sorumludur. Bu denetimleri elevator servosu ve motor devrini ayarlayarak sağlamaktadır.

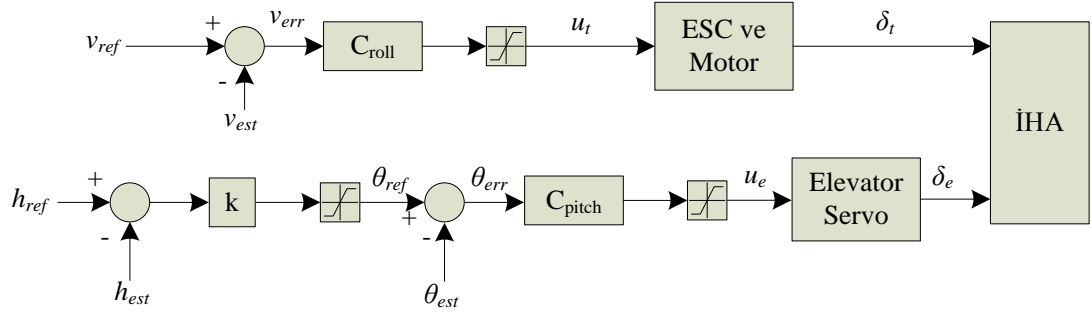
### 4.6.1. Yükseklik Kontrolü

Yükseklik kontrolünü hata oranına göre bir  $\theta_{ref}$  referans değeri belirleyerek ve bunu iç döngüye ileterek sağlar. Burada belirlenen referans değeri, uçağın stall rejimine girmesini engelleyecek şekilde belirlenmelidir. Stall (*perdövites, tutunma kaybı*); kanat hücum açısının (*angle of attack, AoA*) artması ya da kanat üzerinden akan akışkanın hızının belli bir değerin altına düşmesi ile yaşanan kaldırma kuvveti kaybı sonucu meydana gelen bir olaydır. Kanat profiline göre tutunma kaybının gerçekleşeceği açı değişmektedir. Otopilot sisteminin uygulanacağı hava aracının kanat kesiti ile ilgili bilgiye sahip olunmadığından, yükseklik hatası sonucu iç döngüye iletilecek en büyük pozitif  $\theta_{ref}$  referans değeri  $10^0$  olarak belirlenmiştir. Aynı şekilde aracın çok dik bir şekilde dalışa geçmesini engellemek için de dış döngü tarafından hesaplanacak en küçük negatif  $\theta_{ref}$  referans değeri de  $20^0$  olarak şekilde bir sınırlama getirilmiştir.

### 4.6.2. Hız Kontrolü

İç döngü, kendisine iletilen  $\theta_{ref}$  referans değerine göre elevator servosuna gereken sinyali iletir ve araç bu değere göre tırmanma ya da dalış sürecine girer. Bu esnada aracın hızında meydana gelecek azalma ya da artma, hız kontrolcüsü tarafından istenen değerde tutulmaya çalışılacaktır. Pitot tüpü ve fark basınç sensörü ile ölçülen hız değerine göre denetleyici ESC (*Electronic Speed Controller, Elektronik Hız Denetleyici*) için gerekli sinyali üretir ve motorun devrini dolayısıyla itkiyi ayarlar.

Yükseklik ve hız kontrolünün blok şeması Şekil 4.7'de görülmektedir.

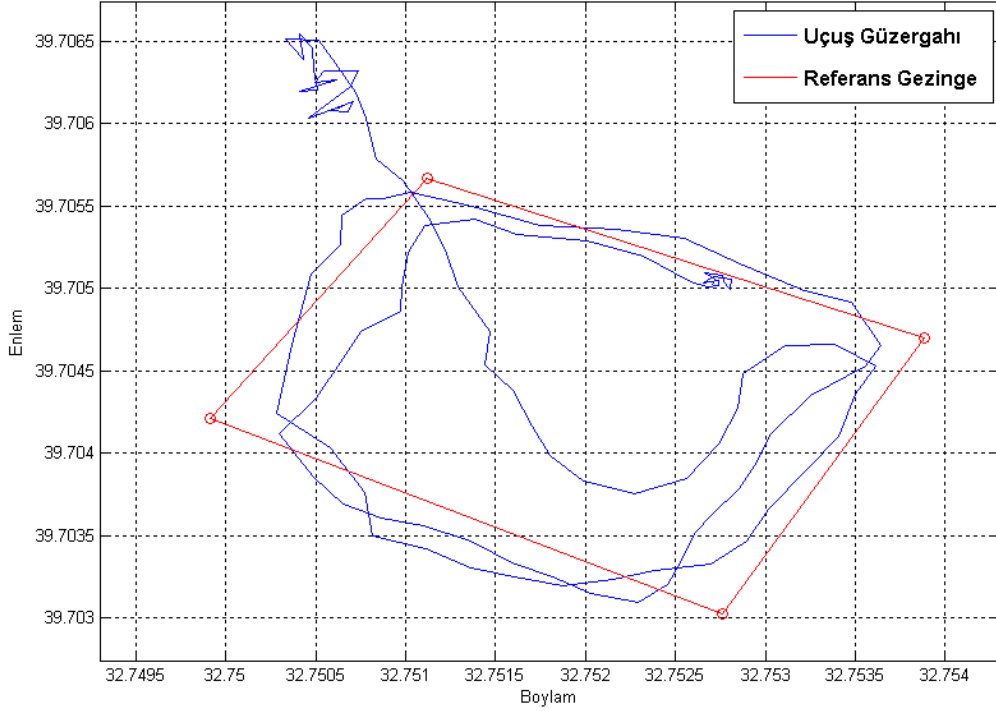


Şekil 4.7. Yükseklik ve hız kontrolü blok şeması

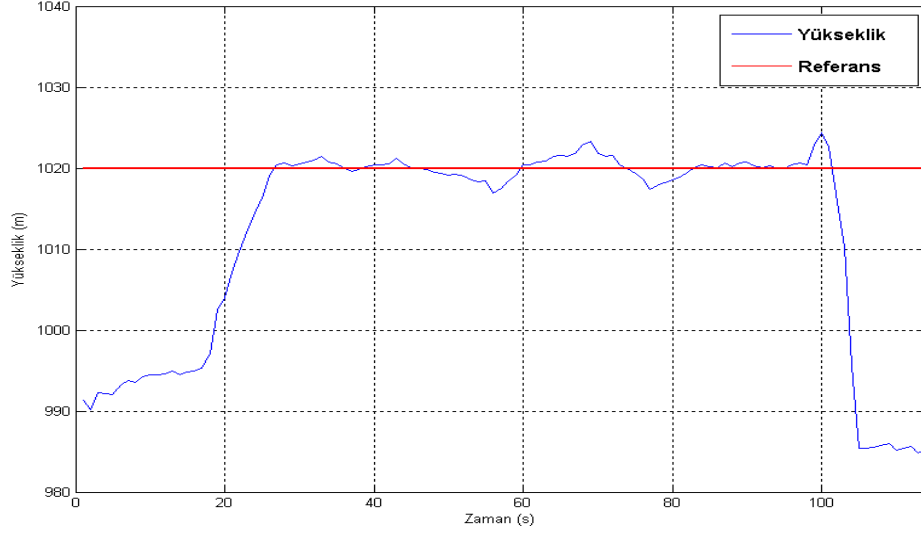
## 5. SONUÇLAR ve YORUMLAR

Bu bölümde yapılan uçuşlar sonrasında toplanan veriler arasından uygun olanlar seçilerek ulaşılan sonuçlar sunulmuş ve yorumlanmaya çalışılmıştır. Seçilen aracın rüzgar gibi atmosferik etkenlere karşı dayanıklılığının az olması ve uçuşların yapıldığı zaman dilimindeki olumsuz iklim şartları nedeniyle yapılan denemelerin sadece birkaç tanesinde sunulabilir nitelikte sonuçlara ulaşılmıştır. Bu denemeler yapılırken uçağın kırığa uğramaması adına kontrolün kaybolduğu durumlarda yer yer kullanıcı tarafından müdahale edilmiştir.

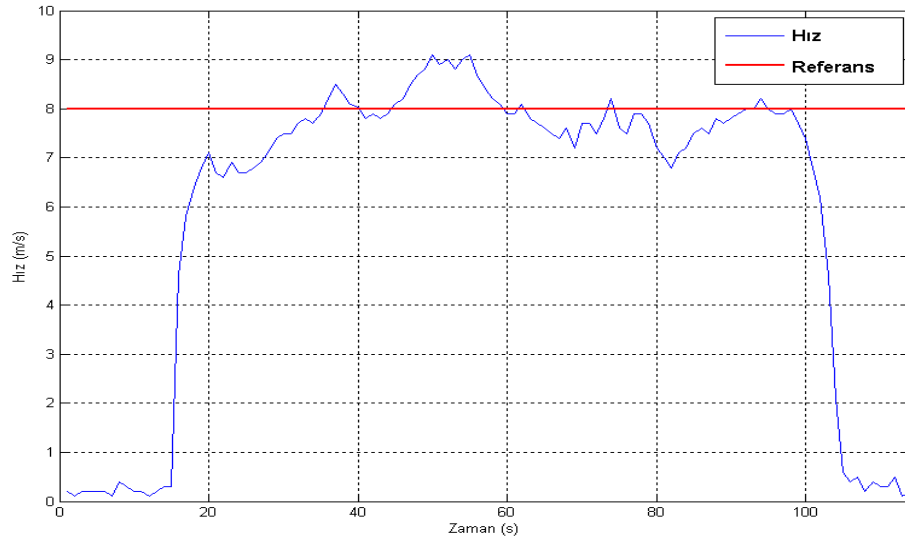
Referans gezege olarak bir dörtgen belirlenmiştir. Uçağın otopilot donanımı yüklü olarak kullanıcı kontrollü yapılan uçuşlarından alınan veriler değerlendirilerek 8 m/s'lik bir referans hız ile 1020 m'lik referans bir yükseklikte uçması sağlanmaya çalışılmıştır. Uçak ilk etapta kullanıcı kontrollü olarak elden atılmış daha sonra sistem devreye alınmıştır.



Şekil 5.1. Referans gezege ve ilk atış anından inişe kadar uçağın izlediği yol



Şekil 5.2. İlk atış anından itibaren uçağın yüksekliği



Şekil 5.3. İlk atış anından itibaren uçağın hızı

Elde edilen sonuçlara bakıldığında tasarlanan sistem için seçilen hava aracının daha önceden belirtilen olumsuz yönleri ve test uçuşlarının yapıldığı dönemdeki olumsuz hava koşullarının etkisiyle istenen sonuçlara ulaşamadığı görülmüştür. Ayrıca hava aracının önceki uçuşları sırasında sert inişleri ve düşüşleri nedeniyle gövdesinde meydana gelen hasarlar tarafımdan onarılmış ancak bu hasarlar ileriki aşamalarda aracın kararlı uçuşunu bozacak etkilere neden olmuştur. Yine sistemin toplam



ağırlığının uçağın taşıyabileceği maksimum ağırlık sınırına yakın olması da kararlı uçuşu olumsuz yönde etkilemiştir. Bu nedenle uçuş esnasında kullanıcı tarafından müdahale gerekliliği doğmuştur. Uçağa müdahale edilmeden yapılan uçuşlarda sağlıklı sonuçlar alınamamıştır.

Uçağın tüm kontrolleri için (*roll, pitch, throttle, roll rate, pitch rate, yaw rate*) 6 ayrı PID denetleyici çalışmaktadır. Bu da her bir kontrol için ayrı ayrı katsayıların belirlenmesini gerektirmektedir. Sonsuz kombinasyondan uygun olanların seçimi model bilinmeden, uygun test düzenekleri kullanılmadan ya da çok sayıda deneme yapılmadan zor olacaktır. Seçilen katsayıların en uygun katsayılar olmaması da otonom uçuştaki performansın zayıf olmasının nedenlerinden biridir.

Tasarlanan sistemin bir hava aracının kontrolü için gereken ölçümleri ve durum tahminlerini düşük bütçeli sensörlerle sağlıklı bir şekilde yaptığı görülmüştür. Euler açıları ve pozisyonun kestirimi için kodlanan Kalman Filtresi yazılımının 16 MHz'lik işlem hızı ile 20 Hz'de iyi sonuçlar verdiği gözlenmiştir. Bu sistemin ilerleyen dönemlerdeki çalışmalarda, sabit kanatlı veya döner kanatlı, farklı hava araçları ya da kara veya deniz araçları için genel bir ölçüm ve kontrol ünitesi olarak kullanılması düşünülmektedir. Ayrıca kullanılan sensörler ileri seviye sensörler ile değiştirilerek daha da sağlıklı sonuçlara ulaşılabileceği de düşünülmektedir. Ayrıca sistemin geliştirilmeye açık olması ileride farklı donanımlar eklenmesine de olanak sağlayacaktır.

## 6. EKLER

### 6.1 SPI (Serial Peripheral Interface)

Motorola firması tarafından geliştirilen senkron bir şekilde full-deplex veri alış-verişi sağlayan bir haberleşme protokolüdür. Tek bir ana (*master*) cihaz bir çok sayıda uydu (*slave*) cihaz ile haberleşebilir. SPI protokolü kimi kaynaklarda dört tel (*four-wire*) seri bus olarak da isimlendirilir. Bu protokol ile haberleşen analog dijital, dijital analog çeviriciler ve algılayıcılar mevcuttur.

Temelde SPI protokolü 4 hat üzerinden veri alış verişi sağlar. Sistemde kullanılacak uydu cihaz sayısı arttıkça bu cihazların her biri için fazladan bir dijital bilgi hattı gerekmektedir. Bu hat hangi uydu cihaz ile haberleşme yapılacağını belirler ve ana cihaz tarafından kontrol edilir. Eğer tek bir cihaz ile haberleşme sağlanacaksa bu hat toprak hattına bağlanabilir.

SPI protokolünde kullanılan lojik sinyaller aşağıda listelenmiştir.

- SCLK (Serial Clock): Ana cihaz tarafından sağlanan saat (*clock*) sinyalidir. Bu sinyalin hızı haberleşme hızını belirler.
- MOSI (Master Out Slave In): Ana cihazdan uydu cihazlara veri iletimini sağlayan hattır.
- MISO (Master In Slave Out): Uydu cihazlar ana cihaza veri gönderirken bu hat kullanılır.
- SS (Slave Select): Haberleşme yapacak cihaz uydu görevinde ise kullanılır. Ana cihaz hangi uydu cihaza veri göndermek istiyorsa ona ait SS hattını lojik 0 yapar.

Bu hatların alternatif isimleri ile de bazı cihazlarda karşılaşılabilir.

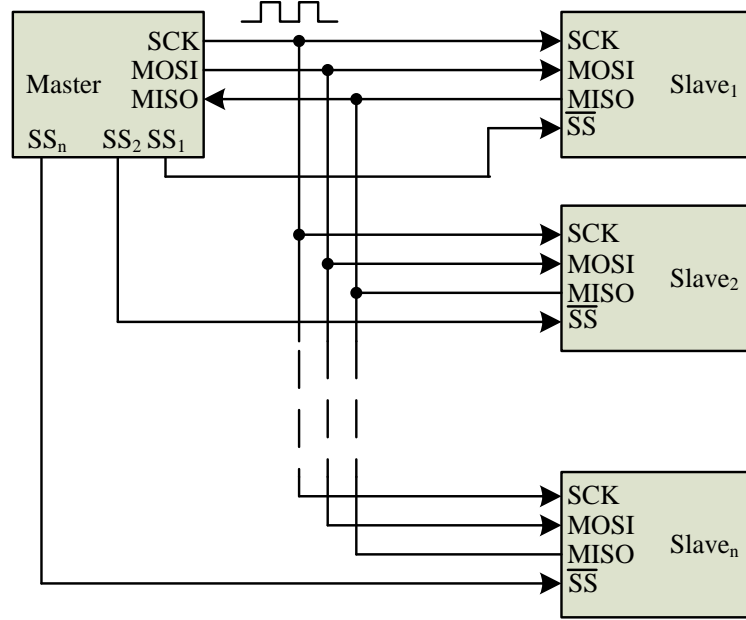
- SCK, CLK,
- SDO (Serial Data Out), DO, DOUT (Data Out), SO (Serial Out)
- SDI (Serial Data In), DI, DIN (Data In), SI (Serial In)
- CS (Chip Select), STE (Slave Transmit Enable)

Bu şekilde isimlendirilen cihazlar bağlanırken unutulmaması gereken bir cihazdaki çıkış (*Out*) hattının diğer cihazdaki giriş (*In*) hattına bağlanması gerektiğidir.

### 6.1.2 Çalışma Prensibi

Haberleşme ana cihazın ürettiği saat sinyallerine göre gerçekleşir. Ana cihazın ürettiği saat frekansı uydu cihazların çalışma frekansından daha büyük olamaz. Frekans aralığı genellikle 1-70 MHz arasındadır.

Ana işlemci veri göndermek ya da okumak istediği uydu işlemcinin seçme hattını lojik 0'a çeker. Bundan sonra gönderdiği her bir saat darbesinde full-duplex iletişim gerçekleşir. Her saat darbesi ile MOSI hattından bir bit gönderirken MISO hattından da bir bit okur.



Şekil 6.1. SPI haberleşme protokolü blok şeması

SPI protokolünün avantajları ve dezavantajları şunlardır. [43]

#### Avantajları

- Full-duplex iletişim sağlar.
- I2C ve SMBus'a göre daha hızlıdır, güç tüketimi daha azdır ve pull-up dirençleri gibi harici elemanlar istemez.
- Mesaj uzunluğu isteğe bağlıdır ve 8 bit ile sınırlı değildir.
- Uydu işlemciler ana işlemcinin sağladığı saat frekansını kullanırlar.

- Uydu işlemciler bir adrese ihtiyaç duymazlar.

### **Dezavantajları**

- Daha fazla veri hattına ihtiyaç duyarlar.
- Uydu cihazların veriyi alıp almadığını öğrenmek için bir kontrol (acknowledgement) yoktur.
- Sistemde sadece tek bir ana cihaz bulunabilir.
- Hata kontrol protokolü yoktur.
- RS-232, RS-485 ve CAN protokolüne göre daha kısa mesafelerde çalışır.

## KAYNAKLAR

- [1] Austin R.. Unmanned Aircraft Systems UAVS Design, Development and Deployment, Wiley, Chippenham, Wiltshire, UK, 2010.
- [2] Akgül A. S., Hacıoğlu A., Gözetleme/Saldırı Amaçlı Mini İnsansız Hava Aracı Tasarımı ve Üretimi, Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi, Ocak 2010
- [3] “History of Unmanned Aerial Vehicles”  
Erişim Adresi :  
[http://en.wikipedia.org/wiki/History\\_of\\_unmanned\\_aerial\\_vehicles](http://en.wikipedia.org/wiki/History_of_unmanned_aerial_vehicles)  
Erişim Tarihi: 27 Kasım 2011
- [4] “Japan Military Produce UAV Helicopter Series”  
Erişim Adresi:  
<http://internettracking.blogspot.com/2010/12/japan-military-produce-helicopter-uav.html>  
Erişim Tarihi: 4 Aralık 2011
- [5] “MQ-9 Reaper”  
Erişim Adresi:  
<http://defense-update.com/products/p/predatorB.htm>  
Erişim Tarihi: 4 Aralık 2011
- [6] Austin R.. Unmanned Aircraft Systems UAVS Design, Development and Deployment, Wiley, Chippenham, Wiltshire, UK, 2010.
- [7] Chao H. Y., Cao Y. C., Chen Y. Q., Autopilots for Small Unmanned Aerial Vehicles: A Survey, International Journal of Control, Automation and Systems, 2010
- [8] “Mini aviyonik/otopilot sistemi”  
Erişim Adresi:  
<http://www.baykarmakina.com/miniotopilot>  
Erişim Tarihi: 27 Kasım 2011
- [9] “Autopilot”  
Erişim Adresi:  
<http://en.wikipedia.org/wiki/Autopilot>  
Erişim Tarihi: 27 Kasım 2011
- [10] “Autopilot DAP120”  
Erişim Adresi:  
<http://www.uav-autopilots.de/9.html>  
Erişim Tarihi: 28 Kasım 2011
- [11] “Micropilot MP2128<sup>g</sup>”  
Erişim Adresi:  
<http://www.micropilot.com/products-mp2128g.htm>  
Erişim Tarihi: 4 Aralık 2011
- [12] “Mini aviyonik/otopilot sistemi”  
Erişim Adresi:  
<http://www.baykarmakina.com/miniotopilot>  
Erişim Tarihi: 27 Kasım 2011
- [13] “Ardupilot”  
Erişim Adresi:  
<http://diydrones.com/profiles/blogs/ardupilot-main-page>  
Erişim Tarihi: 20 Kasım 2011

- [14] “Ardupilot”  
Erişim Adresi:  
<http://diydrone.com/profiles/blogs/ardupilot-main-page>  
Erişim Tarihi: 20 Kasım 2011
- [15] “Ardupilot Mega”  
Erişim Adresi:  
<http://diydrone.com/notes/ArduPilot>  
Erişim Tarihi: 20 Kasım 2011
- [16] “Ardupilot Mega”  
Erişim Adresi:  
<http://diydrone.com/notes/ArduPilot>  
Erişim Tarihi: 20 Kasım 2011
- [17] Cappelle C., Pomorski D., Yang Y., GPS/INS Data Fusion for Land Vehicle Localization, Computational Engineering in Systems Applications, Beijing, China, Ekim 2006
- [18] AHRS attitude heading reference system  
Erişim Adresi:  
<http://www.xsens.com/en/company-pages/company/ahrs-attitude-heading-reference-system>  
Erişim Tarihi: 20 Kasım 2011
- [19] Cappelle C., Pomorski D., Yang Y., GPS/INS Data Fusion for Land Vehicle Localization, Computational Engineering in Systems Applications, Beijing, China, Ekim 2006
- [20] “6DOF IMU & Magnetometer”  
Erişim Adresi:  
[www.sparkfun.com](http://www.sparkfun.com)  
Erişim Tarihi: 6 Aralık 2011
- [21] “Pitot tube”  
Erişim Adresi:  
[http://en.wikipedia.org/wiki/Pitot\\_tube](http://en.wikipedia.org/wiki/Pitot_tube)  
Erişim Tarihi: 20 Eylül 2011
- [22] “Eagle Tree Systems RC Pitot Tube”  
Erişim Adresi:  
<http://www.eagletreesystems.com>  
Erişim Tarihi: 20 Aralık 2011
- [23] “Freescale Pressure Sensors”  
Erişim Adresi:  
[www.digikey.com](http://www.digikey.com)  
Erişim Tarihi: 20 Aralık 2011
- [24] Cappelle C., Pomorski D., Yang Y., GPS/INS Data Fusion for Land Vehicle Localization, Computational Engineering in Systems Applications, Beijing, China, Ekim 2006
- [25] Aydoğan T., Şengün H., Uysal İ., Mikrodenetleyici Tabanlı GPS Alıcı Tasarımı ve Yapımı, Akademik Bilişim '07 – IX. Akademik Bilişim Konferansı Bildirileri, 31 Ocak - 2 şubat 2007, Dumlupınar Üniversitesi, Kütahya
- [26] “Global Positioning Orbits”  
Erişim Adresi:  
<http://hyperphysics.phy-astr.gsu.edu/hbase/gps.html>  
Erişim Tarihi: 2 Aralık 2011

- [27] “EM-406 GPS Module”  
Erişim Adresi:  
<http://a-blocks.org/Images/EM-406A.jpg>  
Erişim Tarihi: 2 Aralık 2011
- [28] “AXN Floater JET”  
Erişim Adresi:  
[www.nacrc.com](http://www.nacrc.com)  
Erişim Tarihi: 4 Aralık 2011
- [29] “XBEE Pro XSC RPSMA”  
Erişim Adresi:  
<http://www.sparkfun.com/products/9087>  
Erişim Tarihi: 4 Aralık 2011
- [30] “RC Servo PWM”  
Erişim Adresi:  
[www.eblcdc.com](http://www.eblcdc.com)  
Erişim Tarihi: 6 Aralık 2011
- [31] Grewal M. S., Andrews A. P., Kalman Filtering, Theory and Practise Using MATLAB, Wiley, Hoboken NJ, 2008
- [32] Grewal M. S., Andrews A. P., Kalman Filtering, Theory and Practise Using MATLAB, Wiley, Hoboken NJ, 2008
- [33] Ribeiro M. I., Lima P., Introduction to Kalman Filtering, Instituto Superior Técnico / Instituto de Sistemas e Robótica, Ekim 2008
- [34] Euston M., Coote P., Mahony R., Kim J., Hamel T., A complementary Filter for attitude estimation of a fixed-wing UAV, IEEE/RJS International Conference on Intelligent Robots and Systems, Nice, France, Eylül 2008
- [35] Arlinghaus M., Autopilot Development for an RC Helicopter, Master Thesis, Write State University, 2006
- [36] Layers of the Atmosphere  
Erişim Adresi:  
<http://www.srh.noaa.gov/srh/jetstream/atmos/layers.htm>  
Erişim Tarihi: 28 Kasım 2011
- [37] “Bernoulli’s Equation”  
Erişim Adresi:  
<http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/bern.html>  
Erişim Tarihi: 22 Eylül 2011
- [38] “Magnetic Declination Map”  
Erişim Adresi:  
<http://geokov.com/Images/topography/declination-map.gif>  
Erişim Tarihi: 5 Ocak 2012
- [39] “Aircraft Euler Angles”  
Erişim Adresi:  
<http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/6/67/Plane.svg>  
Erişim Tarihi: 5 Ocak 2012
- [40] “Aircraft Axes”  
Erişim Adresi:  
<http://www.aerospaceweb.org/question/dynamics/yaw/axes.jpg>  
Erişim Tarihi: 5 Ocak 2012

- [41] Banked-Turn  
Erişim Adresi:  
[http://en.wikipedia.org/wiki/Banked\\_turn](http://en.wikipedia.org/wiki/Banked_turn)  
Erişim Tarihi: 2 Aralık 2011
- [42] Chao H. Y., Cao Y. C., Chen Y. Q., Autopilots for Small Unmanned  
Aerial Vehicles: A Survey, International Journal of Control,  
Automation and Systems, 2010
- [43] Serial Peripheral Interface Bus  
Erişim Adresi:  
[http://en.wikipedia.org/wiki/Serial\\_Peripheral\\_Interface\\_Bus](http://en.wikipedia.org/wiki/Serial_Peripheral_Interface_Bus)  
Erişim Tarihi: 2 Aralık 2011



## ÖZGEÇMİŞ

### KİŞİSEL BİLGİLER

Soyadı, Adı : KERİMOĞLU, Koray

Uyruğu : Türkiye Cumhuriyeti

Doğum yeri ve tarihi : ANKARA, 12.09.1984

Telefon : 0 (533) 724 38 43

e-posta : [kkerimoglu@etu.edu.tr](mailto:kkerimoglu@etu.edu.tr)

[koraykerimoglu@gmail.com](mailto:koraykerimoglu@gmail.com)

### Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet
Lisans	Gazi Üniversitesi, Teknik Eğitim Fakültesi, Elektrik Öğretmenliği	2007

### İş Deneyimi

Yıl	Yer	Görev
2008-2011	Ankara Mimar Sinan Teknik ve Endüstri Meslek Lisesi	Teknik Öğretmen
2008-2009	Gazi Üniversitesi, Atatürk MYO	Öğretim Görevlisi

### Yabancı Dil

İngilizce