

# **İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN BÜTÜNLEŞİK SEYİR SİSTEMİNİN GELİŞTİRİLMESİ VE GERÇEKLEŞTİRİLMESİ**

## **DEVELOPMENT AND IMPLEMENTATION OF AN INTEGRATED NAVIGATION SYSTEM FOR UNMANNED AERIAL VEHICLES**

**ERSİN GÖNÜL**

Hacettepe Üniversitesi  
Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin  
ELEKTRİK ve ELEKTRONİK Mühendisliği Anabilim Dalı İçin Öngördüğü  
YÜKSEK LİSANS TEZİ  
olarak hazırlanmıştır.

2011

Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürlüğü'ne,

Bu çalışma jürimiz tarafından **ELEKTRİK ve ELEKTRONİK ANABİLİM DALI** 'nda **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Başkan :.....  
Doç. Dr. Ali Ziya ALKAR

Üye (Danışman) :.....  
Yrd. Doç. Dr. Yakup ÖZKAZANÇ

Üye :.....  
Doç. Dr. Atila Yılmaz

Üye :.....  
Yrd. Doç. Dr. Semih BİNGÖL

Üye :.....  
Yrd. Doç. Dr. Harun ARTUNER

ONAY

Bu tez Hacettepe Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği'nin ilgili maddeleri uyarınca yukarıdaki jüri üyeleri tarafından ...../...../..... tarihinde uygun görülmüş ve Enstitü Yönetim Kurulunca ...../...../..... tarihinde kabul edilmiştir.

Prof.Dr. Adil DENİZLİ  
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

# İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN BÜTÜNLEŞİK SEYİR SİSTEMİNİN GELİŞTİRİLMESİ ve GERÇEKLEŞTİRİLMESİ

Ersin GÖNÜL

## ÖZ

İnsansız hava araçlarının hassas kontrolü ve uzaktan takibi için aracın yöneliminin, irtifasının, konumunun ve hızının bilinmesi gerekir. Bunun için ataletsel seyir sistemleri, hava veri bilgisayarları, manyetik algılayıcılar ve küresel konumlandırma gibi algılama sistemleri bir arada kullanılarak araç için gerçek zamanlı veri sağlanmaktadır. Bu tezde, MEMS tabanlı ataletsel algılayıcıların, hava verisi ve manyetik algılayıcılar ile küresel konumlandırma sisteminin tek bir donanımda entegre edilmesini sağlayacak bir sistemin geliştirmesi hedeflenmiştir. Bütünleştirme algoritmaları geliştirilerek tüm algılayıcılardan maksimum faydanın alınabilmesi amaçlanmıştır.

Yönelim hesabı, jiroskop, ivmeölçer ve manyetometre kullanılarak yapılmaktadır. Manyetik baş açısı hesabı için manyetorezistif algılayıcı ve yönelim bilgisi kullanılmaktadır. Hava veri bilgisayarı hesaplamaları hava basıncı ve hava sıcaklığı algılayıcıları kullanılarak gerçekleştirilmektedir. Dikey yükseklik kanalı ivmeölçer kullanılarak düzeltilmektedir. Ataletsel algılayıcılar ile de konum ve hız hesaplanmakta ve GPS yardımcı kaynak olarak kullanılarak hesaplamalar düzeltilmektedir.

Geliştirilen ve gerçekleştirilen seyir sistemi ile yukarıda sayılan sistemler tek bir donanım ile birleştirmiş ve uygun birleştirme algoritmaları ile insansız bir hava aracı için gerekli seyir bilgileri gerçek zamanlı olarak hesaplanmıştır.

**Anahtar Kelimeler:** Ataletsel seyir sistemi, hava veri bilgisayarı, yönelim hesaplama, AHRS, IMU, INS, GPS.

**Danışman:** Yrd. Doç. Dr. Yakup ÖZKAZANÇ, Hacettepe Üniversitesi Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümü.

# DEVELOPMENT AND IMPLEMENTATION OF AN INTEGRATED NAVIGATION SYSTEM FOR UAVs

Ersin GÖNÜL

## ABSTRACT

Precise control and remote monitoring of UAVs (Unmanned Aerial Vehicles) are provided by accurate determination of vehicle attitude, altitude, position and speed. Therefore inertial navigation systems, air data systems, magnetic compass and global positioning systems are used together to provide real-time measurements about the vehicle. This thesis describes integration of MEMS based inertial sensors, air data transducers, magnetic sensors and GPS receiver on the same hardware. The complementary algorithms are developed to integrate all systems to gain maximum profit.

Attitude calculation is implemented by using gyroscope, accelerometer and magneto resistive sensors. Magnetic heading computation is implemented with using magneto resistive sensor and attitude data which is generated by attitude computer. Air data computer computations are implemented with using pressure and temperature sensors. Vertical channel stabilization is implemented with using accelerometer as aiding source. Although GPS receiver is the main source of position and velocity, it is used for aiding source to bound errors of the position and velocity which are calculated using inertial sensors.

All mentioned systems are integrated into the single hardware and required calculations are implemented to provide real-time data for unmanned aerial vehicles.

**Keywords:** Integrated navigation system, air data computer, attitude computation, AHRS, IMU, INS, GPS.

**Advisors:** Asst. Prof. Yakup Sabri ÖZKAZANÇ, Hacettepe University, Department of Electrical and Electronics Engineering.

## TEŞEKKÜR

-Bilgi ve tecrübesiyle tez çalışmama her daim yön veren danışmanım Yrd. Doç. Dr. Yakup ÖZKAZANÇ' a;

-Çalışmalarım boyunca maddi ve manevi desteğini benden esirgemeyen sevgili eşim Berra GÖNÜL' e;

-Verdięi destekten dolayı çalışma arkadaşım Emre KARALARLI' ya;

-Deęerli kızım Zeynep GÖNÜL' e ve tüm aileme;

teőekkürü bir borç bilirim.

# İÇİNDEKİLER DİZİNİ

## Sayfa

ÖZ.....	i
ABSTRACT .....	ii
TEŞEKKÜR .....	iii
İÇİNDEKİLER DİZİNİ .....	iv
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	vi
ÇİZELGELER DİZİNİ.....	viii
SİMGELER VE KISALTMALAR .....	ix
1. GİRİŞ1	
1.1. Tez Konusu ve Hedefler .....	1
1.2. Tezin İşlenişi.....	1
1.3. İnsansız Araçlar ve İhtiyaç Duyulan Algılayıcı Sistemleri.....	2
1.4. Seyrüsefer ve Ataletsel Seyrüsefer.....	2
1.5. Referans Eksen Sistemleri.....	3
1.5.1. Yer merkezli ataletsel referans eksen takımı (ECI-Earth Centered Inertial Frame).....	4
1.5.2. Yer merkezli yere sabit referans eksen takımı (ECEF-Earth Centered Earth Fixed).....	4
1.5.3. Seyrüsefer referans eksen takımı (NED - North East Down) .....	4
1.5.4. Gövde eksen takımı .....	5
1.5.5. Yeryüzü, geoid ve elipsoid .....	6
1.6. Referans Eksen Sistemleri Arasındaki Dönüşümler .....	7
1.6.1. ECI-ECEF dönüşümü .....	7
1.6.2. Geodetik Coğrafi Koordinat Sistemi- ECEF dönüşümü.....	8
1.6.3. Yer merkezli yer sabit (ECEF) - Seyrüsefer (NED) referans eksen dönüşümü.....	8
1.6.4. Seyrüsefer eksen takımı (NED)- Gövde eksen takımı dönüşümü.....	9
1.6.5. Gövde eksen takımı-Seyrüsefer eksen takımı(NED) dönüşümü.....	9
1.7. Yönelim Gösterimleri ve Dönüşümleri.....	9
1.7.1. Yönelim Matrisi (DCM).....	10
1.7.2. Euler Açılıarı .....	10
1.7.3. Kuaterniyon gösterimi .....	13
1.7.4. Yönelim gösterimleri arasındaki dönüşümler .....	15
1.7.5. Kuaterniyon-Euler dönüşümü .....	16
1.7.6. Yönelim matrisi - Kuaterniyon dönüşümü .....	16
1.7.7. Euler - Kuaterniyon dönüşümü .....	16
1.7.8. Yönelim matrisi - Euler dönüşümü .....	17
2. ATALETSEL SEYİR SİSTEMLERİ.....	18
2.1. Ataletsel Ölçüm Algılayıcıları .....	18
2.2. İvme Ölçer .....	18
2.3. Jiroskop .....	19
2.3.1. Jiroskop hata kaynakları .....	21
2.4. Ataletsel Seyir Sistemleri Tipleri .....	21
2.4.1. Ataletsel ölçüm birimi.....	22
2.4.2. Yönelim ve baş açısı referans sistemi (AHRS) .....	22
2.4.3. Ataletsel Seyir Sistemi (INS).....	24

2.4.4. Çalışma prensibine göre ataletsel ölçüm sistemlerinin sınıflandırılması .....	26
2.4.5. Ataletsel seyir sistemlerinin performanslarına göre sınıflandırmaları .....	27
3. YARDIMCI SEYİR SİSTEMLERİ ve ALGILAYICILAR .....	29
3.1. Manyetik Alan Algılayıcıları (Manyetometre).....	29
3.2. Hava Veri Bilgisayarı (Air Data Computer).....	31
3.2.1. İrtifa hesaplamaları .....	33
3.2.2. Hava hızı hesaplamaları .....	34
3.2.3. Sıcaklık hesaplamaları.....	36
3.3. Küresel Konumlandırma Sistemleri.....	37
3.3.1. GPS.....	37
3.3.2. GPS-Ataletsel seyir sistemi entegrasyonu.....	38
3.3.3. Tez çalışmasında kullanılan GPS-INS entegrasyon mimarisi .....	42
4. BÜTÜNLEŞİK SEYRÜSEFER SİSTEMİ MİMARİSİ ve UYGULAMASI.....	43
4.1. Donanım Mimarisi .....	43
4.2. Yazılım Mimarisi ve Kullanılan Yazılımlar .....	45
4.2.1. 16-Bit IMU mikrodenetleyicisi yazılım mimarisi .....	45
4.2.2. 32-Bit bütünleşik seyir sistemi mikrodenetleyicisi yazılım mimarisi.....	46
4.2.3. Bilgisayar arayüzü .....	47
4.3. Algılayıcı Ölçümleri .....	48
4.3.1. Jiroskop ölçümleri .....	48
4.3.2. İvmeölçer ölçümleri.....	50
4.3.3. Manyetik algılayıcı ölçümleri .....	53
4.3.4. Hava veri bilgisayarı ölçümleri .....	55
4.4. Bütünleşik Seyir Sistemi Hesaplamaları .....	60
4.4.1. Yönelim ve başa açısı (kuzey açısı) hesaplama .....	60
4.4.2. Ataletsel algılayıcılar ile hız ve konum hesaplamaları.....	69
4.4.3. Ataletsel seyir sistemi ve GPS entegrasyonu .....	71
4.4.4. Dikey kanal hesaplamaları.....	74
4.4.5. Hava veri bilgisayarı hesaplamaları .....	77
5. SONUÇ ve ÖNERİLER.....	80
KAYNAKLAR.....	82
ÖZGEÇMİŞ.....	85

## ŞEKİLLER DİZİNİ

### Sayfa

Şekil 1.1 Referans Eksenleri .....	5
Şekil 1.2 Hava aracı gövde eksen takımı .....	5
Şekil 1.3 Yeryüzü, geoid ve elipsoid gösterimleri .....	6
Şekil 1.4 Elipsoidal coğrafi koordinat sistemi.....	7
Şekil 1.5 Euler açıları .....	11
Şekil 1.6 Gövde dönüş hareketlerinin sıralamasındaki farklar .....	11
Şekil 1.7 Kuaterniyon gösterimi.....	14
Şekil 2.1 İvmeölçerlerin kayma kararlılığı (Titterton 2004).....	19
Şekil 2.2 Değişik tipte jiroskopların kayma kararlılık değerleri (Titterton 2004) ....	20
Şekil 2.3 Ataletsel seyir sistemi (Titterton 2004).....	22
Şekil 2.4 Ataletsel ölçüm birimi üzerindeki ivmeölçer ve jiroskop yerleşimleri .....	22
Şekil 2.5 Basit gimbal sistemi gösterimi (Titterton et al., 2004) .....	26
Şekil 3.1 Dünyanın manyetik alanı (Caruso, 1997) .....	29
Şekil 3.2 Pusula iğnesinin eğilme açısına göre konumu.....	30
Şekil 3.3 Dünya manyetik alanının yatay bileşenleri.....	30
Şekil 3.4 Dünya manyetik alanının yatay bileşenleri.....	31
Şekil 3.5 Merkezi ve dağınık mimarili hava veri sistemi .....	33
Şekil 3.6 Gerçek hava hızının hesaplanması .....	36
Şekil 3.7 Gevşek INS-GPS entegrasyonu (Titterton et al., 2004).....	40
Şekil 3.8 Sıkıca birleştirilmiş GPS-INS entegrasyonu (Titterton et al., 2004) .....	41
Şekil 3.9 Sıkıca birleştirilmiş GPS-INS entegrasyonu.....	42
Şekil 4.1 Bütünleşik seyir sistemi blok şeması .....	43
Şekil 4.2 Geliştirilen bütünleşik seyir sistemi .....	44
Şekil 4.3 16-Bit mikrodenetleyici yazılım mimarisi .....	46
Şekil 4.4 32-bit mikrodenetleyici yazılım mimarisi .....	47
Şekil 4.5 Geliştirilen bilgisayar arayüz programı.....	47
Şekil 4.6 İnvensense IDG500 ve jiroskop eksenleri.....	48
Şekil 4.7 Jiroskop gerçek veri hesaplama bloğu.....	48
Şekil 4.8 Jiroskop gerçek veri hesaplama bloğu işlemleri .....	49
Şekil 4.9 Bütünleşik seyir sistemi durağan ve yaklaşık olarak yatay durumda iken jiroskop çıktıları.....	49
Şekil 4.10 MMA7260Q ivmeölçer eksenleri (üstten ve yandan görünüm) .....	50
Şekil 4.11 İvme ölçer çıktılarının gerçek verilere dönüştürdüğü hesaplama bloğu	51
Şekil 4.12 İvme ölçer kalibrasyon bloğu .....	52
Şekil 4.13 Bütünleşik seyrüsefer sistemi durağan ve yaklaşık olarak yatay durumda iken ivme ölçer çıktıları .....	52
Şekil 4.14 Manyetometre hesaplama ve kalibrasyon bloğu.....	53
Şekil 4.15 Manyetometrenin x ve y eksenlerindeki ölçümleri (kalibrasyondan önce) .....	55
Şekil 4.16 Manyetometrenin x ve y eksenlerindeki ölçümleri (kalibrasyondan sonra) .....	55
Şekil 4.17 Gerçek hava verisi hesaplama bloğu.....	56
Şekil 4.18 Freescale MPX5100AP .....	56
Şekil 4.19 MPX5100AP basınç-voltaj eğrisi .....	57
Şekil 4.20 Statik basınç hesaplama bloğu.....	57
Şekil 4.21 MPX5010DP Basınç Algılayıcı .....	57
Şekil 4.22 MPX5010DP basınç-çıkış voltajı eğrisi .....	58



Şekil 4.23	Fark basıncı hesaplama bloğu.....	58
Şekil 4.24	LM35 sıcaklık algılayıcısı fonksiyonel gösterimi .....	59
Şekil 4.25	Sıcaklık hesaplama bloğu .....	59
Şekil 4.26	Sıcaklık hesaplama bloğu çıktısı.....	60
Şekil 4.27	Düzeltilme olmadan yönelim hesaplanması .....	61
Şekil 4.28	Düzeltilme olmadan durağan durumda yönelim çıktıları.....	62
Şekil 4.29	İvme ölçer ile düzeltme yapılması.....	63
Şekil 4.30	İvme ölçer ile düzeltme yapıldıktan sonra durağan durumda yönelim çıktıları.....	63
Şekil 4.31	Yönelim hesaplama bloğu (İvme ölçer ve manyetometre düzeltmeleri ile birlikte).....	65
Şekil 4.32	Entegre seyir sisteminin sabit durumdaki durum çıktıları (ivme ölçer ve manyetometre düzeltmeleri ile birlikte) .....	66
Şekil 4.33	Entegre seyir sisteminin çeşitli açılardaki çıktıları (ivme ölçer ve manyetometre düzeltmeleri ile birlikte) .....	67
Şekil 4.34	Baş açısı hesaplama bloğu.....	67
Şekil 4.35	Manyetometrenin yatay ekseninde 360° döndürülmesi ile x ve y eksenlerindeki çıktısı .....	67
Şekil 4.36	Yatay eksene karşı yatıklıklar düzeltilmeden yaklaşık 40° yunuslama yapılarak yapılan kuzey açısı ölçümü .....	68
Şekil 4.37	Atalet seyrüsefer sistemi hız ve pozisyon hesaplama bloğu (düzeltilme olmadan) .....	70
Şekil 4.38	Atalet seyrüsefer sistemi hız ve pozisyon hesaplaması çıktıları (Düzeltilici kaynak yok) .....	71
Şekil 4.39	Atalet seyrüsefer sistemi GPS entegrasyonu .....	72
Şekil 4.40	Atalet seyrüsefer sistemi GPS entegrasyonu pozisyon çıktısı .....	73
Şekil 4.41	Ataletsel seyir sistemi GPS entegrasyonu yükseklik çıktısı .....	74
Şekil 4.42	Ataletsel+Barometrik irtifa ölçümü .....	75
Şekil 4.43	Dikey kanal hesaplama bloğu.....	75
Şekil 4.44	Dikey kanal hesaplama bloğu.....	76
Şekil 4.45	Barometrik irtifa hesaplama çıktısı.....	76
Şekil 4.46	Birleşik (ivme+barometrik) dikey kanal irtifa hesaplaması çıktısı .....	77
Şekil 4.47	Dikey kanalda barometrik irtifa ve birleşik hesaplama .....	77
Şekil 4.48	Hava veri bilgisayarı hesaplama bloğu .....	78

## ÇİZELGELER DİZİNİ

### Sayfa

Çizelge 2.1 Farklı tipte ivmeölçerlerin karşılaştırılması.....	19
Çizelge 2.2 Farklı sınıftaki jiroskopların karşılaştırılması .....	20
Çizelge 2.3 Ataletsel seyir sistemi hataları ve büyüklükleri .....	26
Çizelge 2.4 Farklı sınıf atalet algılayıcılarının karşılaştırılması .....	28
Çizelge 3.1 GPS hata kaynakları (Kocaman, 2003) .....	38
Çizelge 3.2 Atalet seyir sistemi ve GPS karşılaştırılması .....	39
Çizelge 3.3 INS-GPS entegrasyon seviyesi karşılaştırılması .....	41
Çizelge 4.1 Kullanılan algılayıcılar ve ölçülen parametreler .....	44
Çizelge 4.2 IDG500 jiroskop temel özellikleri .....	48
Çizelge 4.3 Jiroskop hatası standart sapması .....	50
Çizelge 4.4 MMA7260Q ivmeölçer temel karakteristikleri .....	51
Çizelge 4.5 İvme ölçer standart sapması .....	53
Çizelge 4.6 Manyetometre standart sapması .....	55
Çizelge 4.7 MPX5100 temel karakteristikleri .....	56
Çizelge 4.8 MPX5010DP temel karakteristikleri .....	58
Çizelge 4.9 Euler açı hatalarının standart sapması .....	66

## SİMGELER VE KISALTMALAR

### Simgeler

$\varphi$	Roll (Yalpa)
$\theta$	Pitch (Yunuslama)
$\Psi$	Yaw (Sapma)
$w_{ie}$	Dünyanın dönüş hızı
$\lambda$	Boylam
$\Phi$	Enlem
$h$	İrtifa (Yükseklik)
$g(0)$	Deniz seviyesindeki yer çekimi ivmesi
$g(h)$	Verilen yükseklikteki (h) yer çekimi ivmesi
$(x,y,z)$	ECEF koordinatı
$R_N$	Elipsoid yarıçapı
$P_s$	Statik basınç
$P_t$	Toplam basınç
$q_c$	Darbe basıncı (Impact pressure)
$V_{IAS}$	Göstergede okunan hava hızı (Indicated airspeed)
$V_c$	Kalibre edilmiş hava hızı
$P_0$	Deniz seviyesindeki statik basınç
$P_s$	Statik Basınç
$a_0$	Standart deniz seviyesindeki ses hızı
$\rho_0$	Standart deniz seviyesindeki hava yoğunluğu

$\rho$	Hava aracının uçtuğu yükseklikteki hava yoğunluğu
$T_{\text{toplam}}$	Toplam hava sıcaklığı
$T_{\text{statik}}$	Statik hava sıcaklığı
$M$	Mach sayısı
$\gamma$	Özgöl ısı kapasitesi

## Kısaltmalar

AHRS	Yönelim ve Baş Açısı Referans Sistemi (Attitude and Heading Reference System)
DMA	Doğrudan Hafıza Erişimi (Direct Memory Access)
ECEF	Yer Merkezli ve Yere Sabit Referans Sistemi (Earth Centered Earth Fixed Frame)
ECI	Yer Merkezli Ataletsel Referans Sistemi (Earth Centred Inertial)
EGI :	Gömülü GPS/INS (Embedded GPS INS)
GPS	Küresel Konumlandırma Sistemi (Global Positioning System)
IAS	Göstergede Okunan Hava Hızı (Indicated Airspeed)
IMU	Atalet Ölçüm Birimi (Inertial Measurement Unit)
INS:	Ataletsel Seyir Sistemi (Inertial Navigation System)
NED	Kuzey Doğu Düşey (North East Down)
OAT	Dış Ortam Hava Sıcaklığı (Outside Air Temperature)
OPAMP	Operational Amplifier
SBC	Tek Kart Bilgisayar (Single Board Computer)
TAS	Gerçek Hava Hızı (True Airspeed)
WGS84	World Geographic System-84

## SÖZLÜKÇE

Ataletsel: Inertial

Ataletsel Kalite: Inertial-grade

Baş açısı: Heading

Başarım: Performance

Başlangıç durumu: Initial state

Bayt: Byte

Cebirsel: Algebraic

Coğrafi: Geographic

Çerçeve: Frame

Çizenek: Diagram

Darbe Basıncı: Impact Pressure

Değişken: Variable

Dış Ortam Sıcaklığı: Outside Air Temperature

Dikgen: Orthogonal

Doğrudan Hafıza Erişimi: Direct Memory Access(DMA)

Doğrusal: Linear

Dönüşüm: Transform

Durum çizeneği: State diagram

Durum: State

Eğilme Açısı (Dünyanın manyetik alanının yeryüzüne yaptığı açı): Inclination

Eşdeğer Hava Hızı: Equivalent Airspeed(EAS):

Eşleme: Map

Gecikme süresi: Latency

Gecikme: Delay

Gerçek Hava Hızı: True Airspeed(TAS):

Geri besleme: Feedback

Girişim: Interference  
Gömülü: Embedded  
Gönderme: Transmit  
Göstergede Okunan Hava Hızı: Indicated Airspeed (IAS)  
Gürültü: Noise  
Güvenilir: Reliable  
Güvenirlilik: Reliability  
Hata bulma: Debug  
Hava Hızı: Airspeed  
Hava Veri Bilgisayarı: Air Data Computer (ADC)  
Hava Veri Sistemi: Air Data System (ADS)  
Hücum Açısı: Angle Of Attack  
İklendirme: Initialize  
İrtifa: Altitude  
İşlem: Operation  
İşlev: Function  
Jiroskop: Gyroscope  
Kalibre Edilmiş Hava Hızı: Calibrated Airspeed(CAS)  
Kesinlik: Precision  
Kestirim: Estimation  
Kuzey-Doğu-Aşağı: North-East-Down(NED)  
Manyetometre: Magnetometer  
Manyeto-Rezistif: Magneto-Rezistive  
Meridyen: Meridian  
Metrik (Ölçev) : Metric  
Ölçek: Scale  
Rasgele: Random

Sahte: Pseudo

Sapma (Manyetik kuzey ile gerçek kuzey arasındaki açı farkı): Declination

Sapma: Drift

Sapma: Yaw

Seyir: Navigation

Seyrüsefer: Navigation

Statik Basınç: Static pressure

Statik Hava Sıcaklığı: Static Air Temperature(SAT)

Taktik sınıfı: Tactical-grade

Tekillik: Singularity

Toplam Hava Sıcaklığı: Total Air Temperature(TAT)

Üstel: Exponential

Veri Hızı: Bit rate

Yalpa: Roll

Yatış oranı: Roll rate

Yazılım: Software

Yazmaç: Register

Yerel: Local

Yersel: Geodetic

Yönelim: Attitude

Yönelim ve Başaısı Referans Sistemi: Attitude and Heading Reference System

Yunuslama: Pitch



# 1. GİRİŞ

## 1.1. Tez Konusu ve Hedefler

Bu tez çalışmasının amacı Mini İnsansız Hava Araçları için kullanılacak bir bütünleşik seyir sistemi geliştirmek ve gerçekleştirmektir. Bunun için uygun maliyetli ve boyutlu algılayıcılar tek bir donanım üzerinde birleştirilerek geliştirilen hesaplama algoritmaları ile yönelimi (oryantasyonu), kuzeye göre baş açısı, açısız dönüş hızı, doğrusal ivmelenmesi, hızı, konumu ve irtifası gerçek zamanlı olarak ölçülebilecektir. Böylece ölçülen ve hesaplanan bu parametreler insansız hava aracı otomatik uçuş kontrol sistemi, görev yönetim sistemi, faydalı yük kontrol gibi alt sistem ve fonksiyonları için kullanılabilir olacaktır.

Sistemin hedeflenen kullanım alanı küçük boyutlu insansız hava araçları olduğu için geliştirilen sistemin hafif (500 gr altı), küçük boyutlu (500 cm<sup>3</sup>) ve düşük maliyetli (<\$1000) olması hedeflenmiştir.

Çalışma kapsamında ivme-ölçer, açısız jiroskop, manyetometre, basınç ve sıcaklık algılayıcıları ile GPS alıcısı, işlemci birimleri, güç birimi bir donanım üzerinde entegre edilecek, uygun filtreleme yöntemleri ve hesaplama algoritmaları geliştirilerek yukarıda sayılan hava aracına ait konum, hız ve yönelim bilgileri gerçek zamanlı olarak ölçülebilecektir.

Geliştirilen sistem ayrıca kara ve deniz araçlarında da kullanılabilir nitelikte olacaktır.

## 1.2. Tezin İşlenişi

Tezin ilk bölümünde tez konusu hakkında genel bilgi verilmiş ve çalışmalarda kullanılan temel bilgiler sunulmuştur. İkinci bölümde bütünleşik seyir sistemleri ile ilgili temel bilgiler aktarılmıştır. Üçüncü bölümde kullanılacak yardımcı veri kaynakları anlatılmıştır. Tezin dördüncü bölümünde ise tasarlanan sistem ve geliştirilen algoritmalara değinilmiştir. Beşinci bölümde, sonuç ve öneriler ile rapor sonlandırılmıştır.

### **1.3. İnsansız Araçlar ve İhtiyaç Duyulan Algılayıcı Sistemleri**

İnsansız hava araçlarının kullanımı dünyada gün geçtikçe yaygınlaşmaktadır. Özellikle insan sağlığını ve hayatını tehdit eden ortamlarda, sivil ve askeri alanlarda sıklıkla kullanılmaktadırlar (Valavanis, 2007). İnsansız hava araçları performans, boyut, menzil, görev irtifası gibi özellikleri göz önüne alınarak sınıflandırılmaktadır (<http://www.fas.org/irp/program/collect/uav.htm>).

Bir insansız hava aracının görev ve amacına yönelik fonksiyonlarını yerine getirebilmesi için otomatik uçuş kontrol ve yönetim sistemlerine ihtiyaç duymaktadır. Otomatik uçuş kontrol sistemleri sayesinde hava araçları bir pilot desteği olmadan (yer operatörü haricinde veya tam otonom olarak) havada kalabilmekte ve verilen bir rota üzerinde kendi başına seyrüsefer yapabilmektedir.

Otomatik uçuş kontrol sisteminin en önemli bileşenlerinden birisi de çeşitli algılayıcılardan oluşan ve yönelim, ivme, hız, konum, irtifa gibi hava aracı parametrelerinin anlık olarak ölçüldüğü algılayıcı sistemlerdir. Bu amaca yönelik olarak yaygınlıkla ataletsel seyir sistemleri kullanılmaktadır.

Hava aracının güdüm ve kontrol sistemlerinin yanında, aracın anlık olarak yer istasyonundan izlenmesi, faydalı yük kontrol ve yönetimi (kameranın ya da silah sistemlerinin hedefe yönelimi) gibi fonksiyonların yerine getirilebilmesi için de bütünlük algılayıcı sistemler kullanılmaktadır.

### **1.4. Seyrüsefer ve Ataletsel Seyrüsefer**

Seyrüsefer (navigation), bir yelkenliyi idare etmek ("sail") anlamına gelen Latince "navigare" fiilinden türemiştir. Seyrüsefer, bir arabanın, geminin ya da bir uçağın pozisyon ve hızının belirlenmesini sağlayan bir bilimsel ve teknolojik disiplindir (Bekir, 2007). Bir yerden başka bir yere yol almak ve yol bulmak için kaçınılmaz hale gelmiştir (Titterton 2004). Seyrüsefer tarihsel olarak denizde gemilerin seyahat edecekleri yönü bulmak istemleri ile ortaya çıkmıştır (Bekir, 2007).

İlk zamanlar yıldızlar ve güneş, daha sonraları pusulanın icadı ile yeni araçlar kullanılmaya başlanmıştır (Bekir, 2007).

Ataletsel seyrüsefer ise Isaac Newton tarafından formüle edilmiş hareket kanunları prensibine göre çalışan sistemler ile yapılan seyrüseferdir (Titterton 2004).

Newton' un ortaya koyduğu hareket prensiplerine göre bir cisme etki eden ivme ölçülebilirse, hız ve pozisyon değişimleri, ölçülen ivmenin integrali alınarak bulunabilir (Titterton 2004).

İvme ölçümü yapan algılayıcılara ivmeölçer adı verilir. İvmeölçerler bir cismin hareket yönü doğrultusundaki ivmelenmesini ölçebilir. Birbirine dik üç eksene yerleştirilen ivmeölçerler ile cismin herhangi bir yöndeki ivmesi ölçülebilir.

Cismin ataletsel koordinat sistemine göre ivme değerleri ölçülmek isteniyorsa cismin bu eksen takımına göre yönelimi de ölçülmelidir. Yönelim değişimlerini ölçen algılayıcılara ise "jiroskop" denmektedir. Jiroskoplardan elde edilen anlık dönüşün integralinin alınması ile yönelim bilgisi elde edilmektedir. İvmeölçerlerden elde edilen ivmelerin yönelim bilgileri kullanılarak referans eksenlere dağıtılması ile hız ve konum hesaplamaları yapılmaktadır (Titterton 2004).

Ataletsel seyrüsefer sistemlerin en büyük avantajı, başka dış kaynaklara ya da ölçümlere ihtiyaç duymadan ölçüm ve hesaplamaları yapabilmeleridir. Bununla beraber hesaplamalara başlarken yönelim, hız ve konumun ilk değerlerinin dışarıdan verilmesi gerekmektedir (Titterton 2004).

Ataletsel seyrüsefer, ataletsel algılayıcılar ile konum, hız, yükseklik ve baş açısı algılanarak yapılan seyrüsefer; bütünleşik seyrüsefer ise farklı hata karakteristiklerine sahip bir veya daha fazla sistemin birbirlerine entegre edilerek daha etkin ölçümler yapılmasıdır.

### **1.5. Referans Eksen Sistemleri**

Bir aracın yöneliminin ifade edilebilmesi için referans eksen sistemlerine ihtiyaç duyulmaktadır.

### 1.5.1. Yer merkezli ataletsel referans eksen takımı (ECI-Earth Centered Inertial Frame)

Ataletsel referans olarak kullanılan referans sistemidir. Dünyanın merkezinden çıkan birbirine dik üç adet vektör ile temsil edilmektedir. Dünya ile birlikte dönmekte, uzak yıldızlara göre sabit durmaktadır.

Merkezi dünyanın kütle merkezi, x-ekseni "Vernal Equinox" a, y-ekseni de x ve z eksenlerine dik olarak uzanmaktadır. Z- eksteni ise dünyanın merkezinden kuzey ekstenine doğru uzanmaktadır ve dünyanın dönme ekstenine paraleldir.

Uzaydaki nesnelere konumlarını sabit duran bir referans eksen takımına göre, örneğin ECI' ye göre, tariflemek daha kolaydır.

### 1.5.2. Yer merkezli yere sabit referans eksen takımı (ECEF-Earth Centered Earth Fixed)

ECEF referans sisteminin merkezi dünyanın kütle merkezinde, x-ekseni Greenwich meridyenine (0 derece boylam) ve ekvatora doğru; z-ekseni kuzey ekstenine doğru; y-ekseni ise x ve z eksenlerine dik şekilde ekvatora doğru (90 derece boylam) uzanmaktadır (sağ el kuralı). ECEF dünya ile birlikte dönmektedir.

Bu eksen takımı GPS sisteminde kullanılmaktadır. GPS ölçümleri daha sonra WGS-84 referans sistemine çevrilerek kullanıcılara sunulmaktadır.

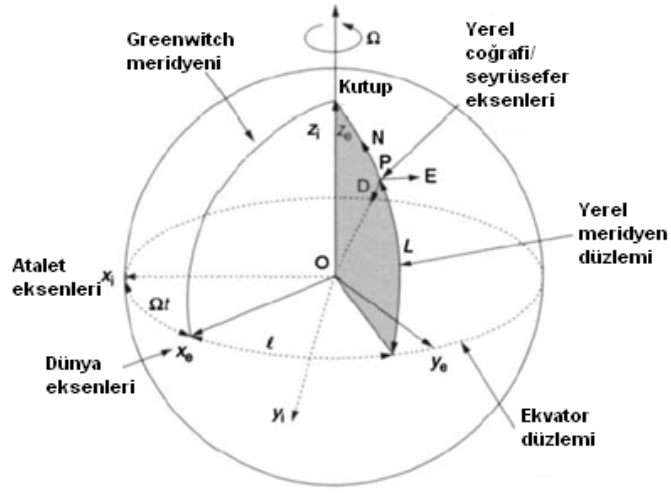
Dünyaya sabit referans sistemi, atalet referans ekstenine göre  $7,292115 \times 10^{-5}$  rad/s hızla dönmektedir. Bu değer Eş.1.1 ile elde edilir (Farrell, 2008).

$$w_{ie} \approx \left( \frac{1+365,25 \text{ tur}}{(365,25)(24)\text{saat}} \right) \left( \frac{2\pi \text{ rad/tur}}{3600\text{sn/saat}} \right) = 7,292115 \times 10^{-5} \text{ rad/sn} \quad (1.1)$$

### 1.5.3. Seyrüsefer referans eksen takımı (NED - North East Down)

Seyrüsefer referans eksen takımı, seyrüsefer için kullanılan ve birbirine dik (sağ el kuralı ile) üç vektör tarafından temsil edilmektedir. N vektörü kuzey yönünü, E vektörü doğu yönünü, D vektörü ise yer çekimi yönündeki aşağı yönü temsil etmektedir. N ve E vektörlerinin oluşturduğu düzlem yeryüzüne teğet geçmektedir. Yüzeyin merkezi D vektörünün gösterdiği noktadır.

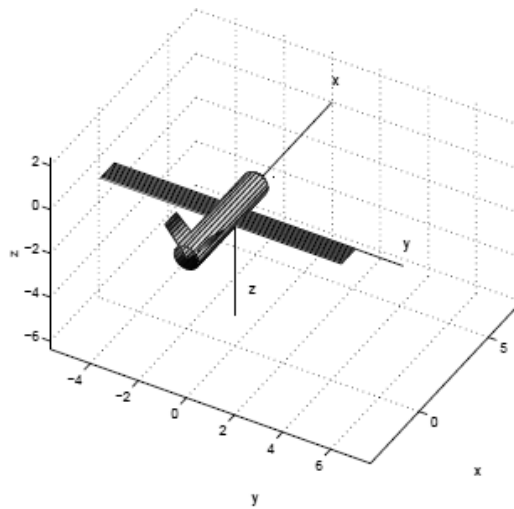
Atalet, yer merkezli yere sabit ve seyrüsefer referans eksenleri Şekil 1.1' de görülebilir (Titterton 2004).



Şekil 1.1 Referans Eksenleri

#### 1.5.4. Gövde eksen takımı

Araç üzerinde tanımlanmış, aracın burun yönünde x-ekseni, aracın sağ tarafını y-ekseni ve sağ el kuralına göre x ve y eksenlerine dik aşağı doğru yönde ise z-ekseni tanımlanmaktadır. Gövde eksen takımının merkezi aracın ağırlık merkezindedir. Bir hava aracının gövde eksen takımı Şekil 1.2' de görülebilir (Ronback, 2000).

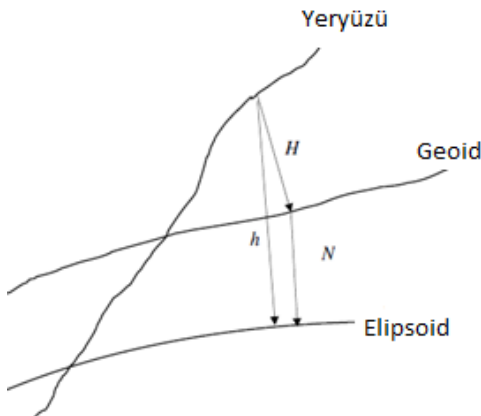


Şekil 1.2 Hava aracı gövde eksen takımı

Ataletsel algılayıcılar tercihen aracın ağırlık merkezine yerleştirilerek gövde eksenine göre ölçümler yapılmaktadır.

### 1.5.5. Yeryüzü, geoid ve elipsoid

Seyrüsefer açısından dünyanın 3 farklı modelinden bahsedilebilir; topolojik, jeodezik, elipsoidal (Bekir, 2007). Topolojik, günlük hayatta gördüğümüz dünyanın gerçek yeryüzü şeklidir. Herhangi bir geometrik şekille ilişkilendirmek mümkün değildir. Geoid ise yeryüzünün daha yumuşatılmış halidir. Ancak geoid' in de herhangi bir geometrik şekil ile ifade edilmesi mümkün değildir. Bu yüzden seyrüsefer için geoid özel katsayılar ile bir elipsoide benzetilmiştir. Elipsoid bir elipsin minör eksenini etrafında döndürülmesi ile oluşan üç boyutlu şekildir (Titterton 2004). Böylece seyrüsefer hesaplamalarının kolayca yapılabilmesi sağlanmıştır. Yeryüzü, geoid ve elipsoid benzetimi Şekil 1.3' de görülebilir (Bekir, 2007).

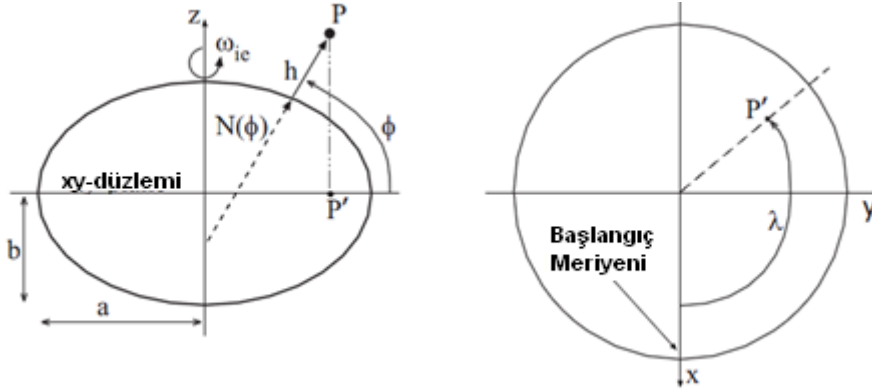


Şekil 1.3 Yeryüzü, geoid ve elipsoid gösterimleri

Referans elipsoid için yoğun olarak kullanılan elipsoidal coğrafi koordinat sistemlerinin başında WGS-84 gelmektedir.

WGS-84, uzun mesafe seyrüsefer uygulamaları için kullanışlıdır. İki adet açı ve yükseklik ile ifade edilmektedir. Enlem açısı, ekvator dan; boylam açısı ise Greenwich meridyeninden ne kadar uzakta olduğumuzu belirtir. Enlem ekvator da  $0^\circ$ , kuzey kutbunda  $90^\circ$ , güney kutbunda ise  $-90^\circ$  dir. Boylam Greenwich meridyeni üzerinde  $0^\circ$ , doğuya doğru artarak  $360^\circ$  yi tamamlamaktadır. Yükseklik ise deniz seviyesinden (ortalama elipsoid dünya modelinden) yüksekliği

göstermektedir. Elipsoidal coğrafi koordinat sistemine ait gösterim Şekil 1.4' de görölebilir (Farrell, 2008).



Şekil 1.4 Elipsoidal coğrafi koordinat sistemi

Burada a elipsoidin büyük yarı eksenini, b elipsoidin küçük yarı eksenini, λ boylam, φ enlem, h deniz seviyesinden yükseklik, ω<sub>ie</sub> dünyanın dönüş hızını temsil etmektedir.

Yüksek doğruluk gerektiren uygulamalarda (örneğin uzun süreli deniz seyri) bulunulan enlem ve yüksekliğe göre yerçekiminin hesaplanması gerekir. Bunun için enleme göre deniz seviyesindeki yerçekimi Eş.1.2 ile bulunur ve daha sonra bulunan bu değer Eş. 1.3 kullanılarak istenilen yükseklikteki yer çekimi ivmesi hesaplanır (Titterton 2004) .

$$g(0) = 9,780318(1 + 5,3024 \times 10^{-3} \sin^2 \Phi - 5,9 \times 10^{-6} \sin^2 2\Phi) \text{ m/s}^2 \quad (1.2)$$

$$g(h) = \frac{g(0)}{\left(1 + \frac{h}{R_0}\right)^2} \text{ m/s}^2 \quad (1.3)$$

Burada g(0) bulunulan enleminde (Φ) ve deniz seviyesindeki yerçekimi ivmesini, g(h) ise bulunulan enleminde (Φ) ve irtifadaki (h) yerçekimi ivmesini temsil etmektedir.

## 1.6. Referans Eksen Sistemleri Arasındaki Dönüşümler

### 1.6.1. ECI-ECEF dönüşümü

Yer merkezli atalet referans eksen takımından yer merkezli yer sabit referans takımına geçmek için Eş. 1.4' de verilen dönüşüm matrisi kullanılabilir;

$$C_i^e = \begin{bmatrix} \cos(\lambda) & 0 & -\sin(\lambda) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\lambda) & 0 & \cos(\lambda) \end{bmatrix} \quad (1.4)$$

Burada  $C_i^e$  atalet referans eksen takımından yer merkezli yer sabit referans eksen takımına dönüşüm matrisini,  $\lambda$  boylamı ifade etmektedir.

### 1.6.2. Geodetik Coğrafi Koordinat Sistemi- ECEF dönüşümü

Bir coğrafi koordinat sisteminden, örneğin WGS84' den, jeodezik dik koordinat sistemine, örneğin ECEF, dönüşüm Eş. 1.5, Eş.1.6 ve Eş.1.7 eşitlikleri kullanılarak yapılır (Farrell, 2008). Bu dönüşüm özellikle NED eksen takımına geçişte bir ara adımdır.

$$x = (R_N + h) \cos(\Phi) \cos(\lambda) \quad (1.5)$$

$$y = (R_N + h) \cos(\Phi) \sin(\lambda) \quad (1.6)$$

$$z = (R_N(1 - e^2) + h) \sin(\Phi) \quad (1.7)$$

Burada  $(x, y, z)$  ECEF Koordinatı,  $R_N$  elipsoid yarıçapı,  $\lambda$  boylam,  $\Phi$  enlem,  $h$  yüksekliği,  $e^2$  birinci eksentrisiteyi  $(\frac{a^2-b^2}{b^2})$  temsil etmektedir. Birinci eksentrisite hesabında  $a$  elipsoidin büyük yarı eksenini,  $b$  ise elipsoidin küçük yarı eksenidir.

Eş. 1.5, Eş 1.6 ve Eş 1.7' daki  $R_N(\Phi)$  elipsoid yarıçapı Eş. 1.8 ile hesaplanır.

$$R_N(\Phi) = \frac{R_{ekvator}}{\sqrt{(1-e^2 \sin^2(\Phi))}} \quad (1.8)$$

$R_{ekvator}$ : Ekvatordaki dünya yarıçapı (6378 km)

### 1.6.3. Yer merkezli yer sabit (ECEF) - Seyrüsefer (NED) referans eksen dönüşümü

Yer merkezli yer sabit referans sisteminden seyrüsefer sistemine geçmek için Eş. 1.9' da verilen dönüşüm matrisi kullanılabilir.

$$C_e^n = C_y(-\Phi)C_x(\lambda) = \begin{bmatrix} \cos(\Phi) & -\sin(\Phi) \sin(\lambda) & \sin(\Phi) \cos(\lambda) \\ 0 & \cos(\lambda) & \sin(\lambda) \\ -\sin(\Phi) & -\cos(\Phi) \sin(\lambda) & \cos(\Phi) \cos(\lambda) \end{bmatrix} \quad (1.9)$$



Burada  $C_e^n$  yer referans sisteminden seyrüsefer sistemine geçişi,  $\Phi$  enlem,  $\lambda$  boylamı ifade etmektedir.

#### 1.6.4. Seyrüsefer eksen takımı (NED)- Gövde eksen takımı dönüşümü

Kuzey-Doğu-Dikey (NED) seyrüsefer sisteminden gövde eksenine geçmek için Eş. 1.10' da verilen dönüşüm matrisi kullanılabilir (Stovall, 1997).

$$C_n^b = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1.10)$$

Burada  $\phi$  roll açısı,  $\theta$  pitch açısı,  $\psi$  yaw açısını göstermektedir.  $C_n^b$  seyrüsefer eksen takımından gövde eksenine geçişi temsil etmektedir. Dönüşüm sıralaması olarak z eksenini etrafında  $\psi$ , y eksenini etrafında  $\theta$ , x eksenini etrafında  $\phi$  açısı kadar dönüş sıralaması kullanılmıştır.

#### 1.6.5. Gövde eksen takımı-Seyrüsefer eksen takımı(NED) dönüşümü

Gövde ekseninden, Kuzey-Doğu-Dikey (NED) seyrüsefer eksen takımına geçmek için Eş.1.10' da verilen dönüşüm matrisinin tersini almak yeterlidir. Dönüşler birbirlerine dik eksenlerde yapıldığı için Eş.1.10' daki matrisin tersi doğrudan transpozesi alınarak bulunabilir.

$$C_b^n = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & \sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (1.11)$$

Burada  $\phi$  roll açısını,  $\theta$  pitch açısını,  $\psi$  yaw açısını göstermektedir.  $C_b^n$  seyrüsefer eksen takımından gövde eksenine geçişi temsil etmektedir. Dönüşüm sıralaması olarak z eksenini etrafında  $\psi$ , y eksenini etrafında  $\theta$ , x eksenini etrafında  $\phi$  açısı kadar dönüş sıralaması kullanılmıştır.

### 1.7. Yönelim Gösterimleri ve Dönüşümleri

Yönelim bir referans eksenin bir referans takımına göre 3 boyutlu rotasyonudur. Yönelim farklı gösterim şekliyle temsil edilebilir (Shuster, 1993).

En sık kullanılan yönelim gösterim şekilleri aşağıdaki gibidir;

- Yönelim Matrisi (DCM),
- Euler Açıları,
- Kuaterniyonlar,
- Diğer Yöntemler.

### 1.7.1. Yönelim Matrisi (DCM)

Yönelim Matrisi (DCM - Direction Cosines Matrix), bir vektör gösterimini bir koordinat takımından diğer bir koordinat takımına ya da vektörleri bir yönelimden diğerine çevirmek için kullanılır. Kolonları, gövde eksenlerinde ölçülerek referans eksenlerine dağıtılmış birim vektörlerden oluşan 3x3 bir matristir (Titterton et al., 2004).

Yönelim matrisi  $i$  satırı,  $j$  kolonundaki elaman, referans eksenin  $i$  eksenine ile gövde eksenin  $j$ - eksenine arasındaki açının kosinüsünü temsil etmektedir.

$$C_b^n = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} \quad (1.12)$$

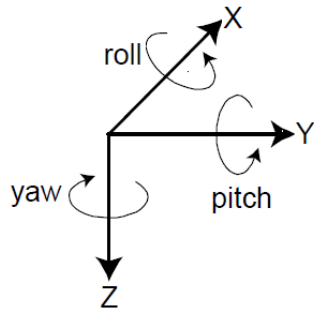
Örneğin bir aracın seyrüsefer eksenine göre yönelimi gövde eksenindeki yönelimi kullanılarak Eş. 1.13 ile bulunabilir.

$$R^n = C_b^n r^b \quad (1.13)$$

Burada  $R^n$  seyrüsefer eksen takımındaki yönelimi,  $r^b$  gövde eksen takımındaki yönelimi,  $C_b^n$  de yönelim matrisini ifade etmektedir.

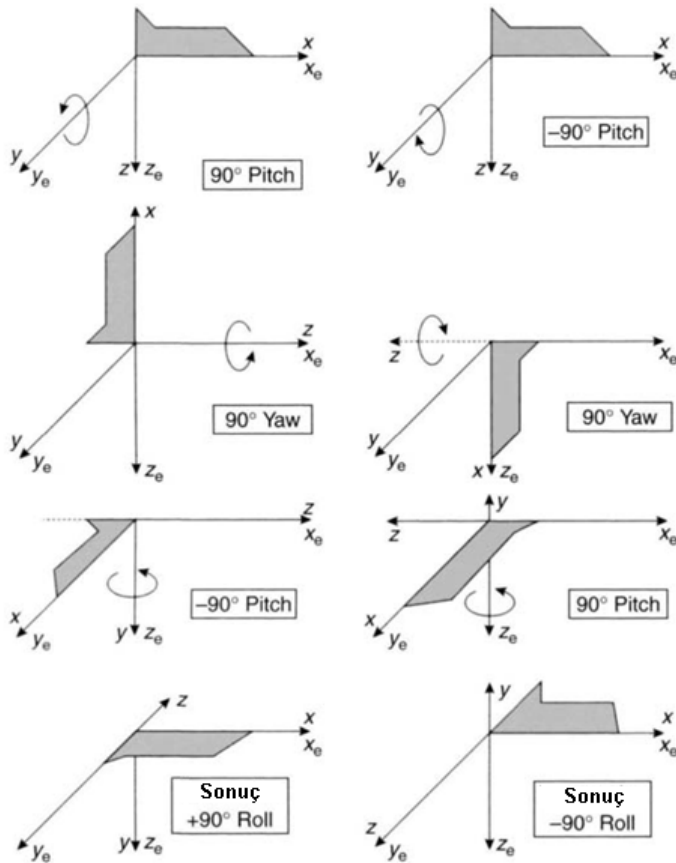
### 1.7.2. Euler Açıları

Bir koordinat eksen takımından diğerine üç ardışık dönüş hareketi ile geçiş sağlanabilir (Titterton et al., 2004) . Euler açısı gösterimi anlaşılabilirlik bakımından en basit tekniklerden biridir. Herhangi bir yönelim tek bir birim vektör ve açı ile ifade edilebilir. Birim vektör rotasyon yönünü, açı ise bulunulan yönelimden hedef yöneline kadar olan eksen dönüş miktarını temsil etmektedir.



Şekil 1.5 Euler açıları

Farklı dönüş sıralamalarıyla Euler açıları temsil edilebilir. 6 adet simetrik (1-2-1, 1-3-1, 2-3-2, 2-1-2, 3-1-3, 3-2-3), 6 adet asimetrik (1-2-3, 1-3-2, 2-3-1, 2-1-3, 3-1-2, 3-2-1) olmak üzere toplam 12 farklı dönüş sıralaması mevcuttur. 3-1-3 sıralaması kuantum teorisinde çok popüler (Shuster, 1993) iken 1-2-3 sıralaması uzay ve havacılık mühendisliği ile bilgisayar grafik uygulamalarında yaygın olarak kullanılmaktadır (Diebel, 2006).



Şekil 1.6 Gövde dönüş hareketlerinin sıralamasındaki farklar (Titterton et al., 2004)

Örneğin bir referans eksen sisteminden diğer bir referans eksen sistemine sırasıyla aşağıdaki dönüş işlemleri yapılarak aşağıdaki şekilde geçilebilir;

- Z-ekseni etrafında  $\Psi$  açısı kadar dönüş (sapma(yaw)),
- Y-ekseni etrafında  $\theta$  açısı kadar dönüş (yunuslama (pitch)),
- X-ekseni etrafında  $\Phi$  açısı kadar dönüş (yalpa (roll)).

Buradaki  $\Psi$ ,  $\theta$ ,  $\Phi$  çaları Euler açılarıdır. Bu dönüş hareketlerine karşılık gelen yönelim matrisleri aşağıdaki gibidir;

Z-ekseni etrafında  $\Psi$  açısı kadar dönüş;

$$C_1 = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1.14)$$

Y-ekseni etrafında  $\theta$  açısı kadar dönüş;

$$C_2 = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (1.15)$$

X-ekseni etrafında  $\Phi$  açısı kadar dönüş;

$$C_3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (1.16)$$

matrisleri ile ifade edilir.

Böylece yukarıda verilen üç ayrı dönüşüm kullanılarak bir referans eksen sisteminden gövde eksen sistemine geçiş yapılabilir.

$$C_n^b = C_3 C_2 C_1 \quad (1.17)$$

Tersine dönüşüm ise;

$$C_n^b = C_n^{bT} = C_1^T C_2^T C_3^T \quad (1.18)$$

$$C_n^b = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & \sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (1.19)$$

$$= \begin{bmatrix} \cos(\theta)\cos(\psi) & -\cos(\phi)\sin(\psi) + \sin(\phi)\sin(\theta)\cos(\psi) & \sin(\phi)\sin(\psi) + \cos(\phi)\sin(\theta)\cos(\psi) \\ \cos(\theta)\sin(\psi) & \cos(\phi)\cos(\psi) + \sin(\phi)\sin(\theta)\sin(\psi) & -\sin(\phi)\cos(\psi) + \cos(\phi)\sin(\theta)\sin(\psi) \\ -\sin(\theta) & \sin(\phi)\sin(\theta) & \cos(\theta)\cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (1.20)$$

Böylece Euler açıları ile yönelim matrisi ifade edilmiş olunur. Euler açılarının zaman içinde değişimi Eş. 1.21, Eş.1.22 ve Eş.1.23 ile ifade edilebilir (Titterton et al., 2004). Bu eşitlikler sayesinde bir aracın Euler açıları anlık olarak güncellenebilir.

$$\dot{\phi} = \omega_y \sin(\phi) + \omega_z \cos(\phi) \tan(\theta) + \omega_x \quad (1.21)$$

$$\dot{\theta} = \omega_y \cos(\phi) - \omega_z \sin(\phi) \quad (1.22)$$

$$\dot{\psi} = (\omega_y \sin(\phi) + \omega_z \cos(\phi)) \sec(\theta) \quad (1.23)$$

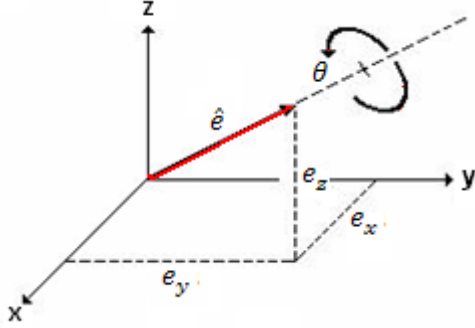
Ancak  $\theta = \pm 90^\circ$  de yukarıda verilen  $\dot{\phi}$  ve  $\dot{\psi}$  eşitlikleri hesaplanamaz (tekillik, gimbal lock). Yani ataletsel ölçüm birimi (IMU)  $90^\circ$  pitch yaptığında, yaw ve roll aynı işlevi görmektedir. Tekillik tüm 12 Euler gösteriminde de mevcuttur. Bu olumsuzluk Euler açısı gösteriminin en büyük dezavantajıdır. Bu yüzden Euler açısı gösterimi dikey ya da ters manevralar yapmayan kara araçları, gemiler ve kargo uçaklarında kullanılabilir (Diebel, 2006). Bu olumsuzluğu aşmak için Kuaterniyon gösterimi kullanılabilir.

### 1.7.3. Kuaterniyon gösterimi

Kuaterniyon, yönelim (attitude) gösterimi için kullanılan ve Euler temel açısı rotasyonu üzerine kurulmuş bir tekniktir. Bir koordinat referans takımından diğerine, referans eksen takımında tanımlanmış bir vektör etrafındaki tek bir rotasyon ile ulaşılabilir (Titterton et al., 2004). Kuaterniyon ile, elemanları yönelimin fonksiyonları ve miktarı olan 4 boyutlu bir vektör kullanılarak 3 boyutlu yönelim ifade edilebilmektedir. Her ne kadar Euler açısı gösterimi 3-boyutlu yönelim gösteriminde daha anlaşılır olsa da,  $\pm 90^\circ$  geçişlerindeki tekillikten dolayı problemlere yol açmaktadır. Bu noktada Kuaterniyon çok daha iyi ve basit bir yönelim gösterimi sunmaktadır.

Kuaterniyon kullanılarak yapılan yönelim hesaplamalarının doğruluğu, yönelim matrisleri gösterimi ile yapılan hesaplamaların doğruluğundan daha yüksektir (Titterton 2004). Ayrıca Kuaterniyon hesaplamasında sadece 4 terimin sürekli hesaplanması gerekirken, yönelim matrisinde 9 terimin hesaplanması gerekmektedir (Titterton et al., 2004). Böylece hesaplama kolaylığı da sağlanmaktadır.

Farklı Kuaterniyon gösterimleri mevcuttur. Ancak sonuçta tüm gösterimler aynı dönüşümü ifade etmektedir. Referans eksene göre tanımlanmış  $e$  vektörü etrafındaki dönüş hareketi Şekil 1.7 deki gibi gösterilebilir.



Şekil 1.7 Kuaterniyon gösterimi

$$\hat{e} = \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \end{bmatrix} \quad (1.24)$$

$$\hat{q} = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \\ e_x \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \\ e_y \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \\ e_z \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \end{bmatrix} \quad (1.25)$$

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 \quad (1.26)$$

Eş. 1.25' de verilen gösterim (Coutsias 1999) ve (Schmidt 2001) tarafından kullanılan bir gösterimdir. Bu gösterimden farklı olarak skalar terimin sonda olduğu diğer bir Kuaterniyon gösterimi ise (Wertz 1980) ve (Markley 2003) tarafından kullanılmıştır.

Eş.1.25' de verilen gösterime göre (Roll=0, Pitch=0, Yaw=0) yönelimi  $q=\{1,0,0,0\}$  olarak ifade edilir.

Kuaterniyon gösterimi kullanılarak gövde ekseninden başka bir referans eksen takımına geçiş ise Eş. 1.27' deki gibi ifade edilir (Titterton 2004) ;

$$r^n = C_r^b r^b \quad (1.27)$$

$$C_r^b = \begin{bmatrix} (a^2 + b^2 - c^2 - d^2) & 2(bc - ad) & 2(bd + ac) \\ 2(bc + ad) & (a^2 - b^2 + c^2 - d^2) & 2(cd - ab) \\ 2(bd - ac) & 2(cd + ab) & (a^2 - b^2 - c^2 + d^2) \end{bmatrix} \quad (1.28)$$

Buradaki C matrisi yönelim matrisi  $C_b^n$  matrisine eşittir. Kuaterniyon gösteriminin zaman içinde değişimine bakıldığında;

$$\dot{a} = -0,5(b\omega_x + c\omega_y + d\omega_z) \quad (1.29)$$

$$\dot{b} = 0,5(\omega_x - d\omega_y + c\omega_z) \quad (1.30)$$

$$\dot{c} = 0,5(d\omega_x + a\omega_y - b\omega_z) \quad (1.31)$$

$$\dot{d} = -0,5(c\omega_x - b\omega_y - a\omega_z) \quad (1.32)$$

eşitlikleri elde edilir (Titterton 2004). Burada  $a=q_1$ ,  $b=q_2$ ,  $c=q_3$ ,  $d=q_4$ ' dir.

Böylece gövdeye bağlı (strapdown) bir sistemin Kuaterniyon parametrelerinin zamanla anlık değişimi izlenebilir. Bu parametreler kullanılarak eş yönelim matrisi elde edilir ve referans eksen sistemine göre yönelim hesaplanabilir.

Hızlı hesaplama gereken uygulamalarda Kuaterniyon kullanmak büyük faydalar sağlamaktadır. Bunun yanında Euler gösterimi ise daha fazla hesaplama gücüne ihtiyaç duymakta ve hesaplamalar esnasında tekillikle karşılaşılabilir.

#### 1.7.4. Yönelim gösterimleri arasındaki dönüşümler

Yönelim matrisinin, Euler açıları ve Kuaterniyon cinsinden gösterimi Eş.1.34 ve Eş.1.35' de verilmiştir (Titterton 2004) ;

$$C_b^n = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} \quad (1.33)$$

$$= \begin{bmatrix} \cos(\theta) \cos(\psi) & -\cos(\phi) \sin(\psi) + \sin(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) & \sin(\phi) \sin(\psi) + \cos(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) \\ \cos(\theta) \sin(\psi) & \cos(\phi) \cos(\psi) + \sin(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) & -\sin(\phi) \cos(\psi) + \cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) \\ -\sin(\theta) & \sin(\phi) \sin(\theta) & \cos(\theta) \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (1.34)$$

$$= \begin{bmatrix} (q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 - q_4^2) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & 2(q_2q_4 + q_1q_3) \\ 2(q_2q_3 + q_1q_4) & (q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 - q_4^2) & 2(q_3q_4 - q_1q_2) \\ 2(q_2q_4 - q_1q_3) & 2(q_3q_4 + q_1q_2) & (q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2) \end{bmatrix} \quad (1.35)$$

### 1.7.5. Kuaterniyon-Euler dönüşümü

Kuaterniyon terimlerinden Euler açıları (sapma, yunuslama, yalpa sıralamasıyla) Eş.1.36, Eş.1.37 ve Eş.1.38' deki gibi hesaplanabilir;

$$\text{sapma} = \tan^{-1} \left( \frac{2(q_0q_1 + q_3q_2)}{q_3^2 - q_2^2 - q_1^2 + q_0^2} \right) \quad (\text{yaw}) \quad (1.36)$$

$$\text{yunuslama} = \sin^{-1}(-2(q_0q_2 - q_1q_3)) \quad (\text{pitch}) \quad (1.37)$$

$$\text{yalpa} = \tan^{-1} \left( \frac{2(q_1q_2 + q_0q_3)}{q_3^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_0^2} \right) \quad (\text{roll}) \quad (1.38)$$

Burada  $q_1, q_2, q_3, q_3$  Kuaterniyon terimleridir.

### 1.7.6. Yönelim matrisi - Kuaterniyon dönüşümü

Yönelim matrisinin elemanları kullanılarak Kuaterniyon parametreleri Eş.1.39, Eş.1.40, Eş.1.41 ve Eş.1.42 eşitlikleri ile hesaplanabilir (Titterton 2004) ;

$$q_1 = \frac{1}{2} \sqrt{(1 + c_{11} + c_{22} + c_{33})} \quad (1.39)$$

$$q_2 = \frac{1}{4q_1} (c_{32} - c_{23}) \quad (1.40)$$

$$q_3 = \frac{1}{4q_1} (c_{13} - c_{31}) \quad (1.41)$$

$$q_4 = \frac{1}{4q_1} (c_{21} - c_{12}) \quad (1.42)$$

Burada  $q_1, q_2, q_3, q_3$  Kuaterniyon terimleri,  $C_{xy}$  (x satır, y sütun sayısı) yönelim matrisi elemanlarıdır.

### 1.7.7. Euler - Kuaterniyon dönüşümü

Euler açıları kullanılarak Kuaterniyon parametreleri Eş.1.43, Eş.1.44, Eş.1.45 ve Eş.1.46 ile hesaplanabilir (Titterton 2004) ;

$$q_1 = \cos \left( \frac{\Phi}{2} \right) \cos \left( \frac{\Theta}{2} \right) \cos \left( \frac{\Psi}{2} \right) + \sin \left( \frac{\Phi}{2} \right) \sin \left( \frac{\Theta}{2} \right) \sin \left( \frac{\Psi}{2} \right) \quad (1.43)$$

$$q_2 = \sin \left( \frac{\Phi}{2} \right) \cos \left( \frac{\Theta}{2} \right) \cos \left( \frac{\Psi}{2} \right) - \cos \left( \frac{\Phi}{2} \right) \sin \left( \frac{\Theta}{2} \right) \sin \left( \frac{\Psi}{2} \right) \quad (1.44)$$



$$q_3 = \cos\left(\frac{\phi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) \quad (1.45)$$

$$q_3 = \cos\left(\frac{\phi}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\psi}{2}\right) + \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\psi}{2}\right) \quad (1.46)$$

Burada  $\Psi$ ,  $\theta$ ,  $\Phi$  açıları Euler açıları,  $q_1, q_2, q_3, q_3$  ise Kuaterniyon terimlerini ifade etmektedir.

### 1.7.8. Yönelim matrisi - Euler dönüşümü

Yönelim matrisi biliniyorsa Euler açıları Eş.1.47, Eş.1.48 ve Eş.1.49 ile hesaplanabilir (Bekir, 2007);

$$\phi = \arctan(c_{23}, c_{33}) \quad (1.47)$$

$$\theta = \arcsin(-c_{13}) \quad (1.48)$$

$$\psi = \arctan(c_{12}, c_{11}) \quad (1.49)$$

Burada  $c_{12}, c_{11}, c_{23}, c_{33}, c_{13}$  DCM elemanları,  $\Psi, \theta, \Phi$  açıları Euler açılarıdır.

Bu tez çalışmasında Euler açıları ve Kuaterniyonlar kullanılmış, sistemin gerçek zamanlı gerçekleştirilmesinde Euler açı gösteriminde karar kılınmıştır.

## 2. ATALETSEL SEYİR SİSTEMLERİ

### 2.1. Ataletsel Ölçüm Algılayıcıları

Ataletsel seyir sistemleri kendi kendine yeten, dışarıdan başka bir kaynağa ihtiyaç duymadan herhangi bir ortamda (denizde, deniz altında, karada, havada) dış hava koşullarından etkilenmeden çalışabilirler (Bekir, 2007). Hava aracının ataletsel referans eksenlerine göre ivmelerini ve yönelimlerini ölçebilirler. Böylece ataletsel seyir yapabilmek için gerekli olan temel bilgiler elde edilmiş olunur. Ataletsel algılayıcılar ölçümleri esnasında, üzerine entegre edildikleri aracın ivme ve yönelimlerine ek olarak, dünyanın yerçekimi ivmesini ve dönüşünü de ölçmektedirler.

Tez kapsamında, edinim kolaylığı, düşük fiyat, küçük boyut avantajları sebebiyle MEMS ataletsel ölçüm algılayıcıları kullanılmıştır. Bunun yanında MEMS algılayıcılar düşük güç tüketimine ve kısa açılış sürelerine sahip, dayanıklı ve yüksek güvenilirlikli sistemlerdir.

### 2.2. İvme Ölçer

İvmeölçer, aracın ivmelenmesi ile birlikte yerçekimi ivmesini ölçen (Eş.2.1) bir kuvvet algılayıcısıdır (Bekir, 2007).

$$a = a_i + g_m \quad (2.1)$$

$$g_m = g + \omega_{ie} \times \omega_{ie} \times r \quad (2.2)$$

$\omega_{ie}$  dünyanın açısal dönüş hızı,  $a$  ölçülen ivme,  $a_i$  gerçek ivme,  $g_m$  yerçekimi ivmesidir.

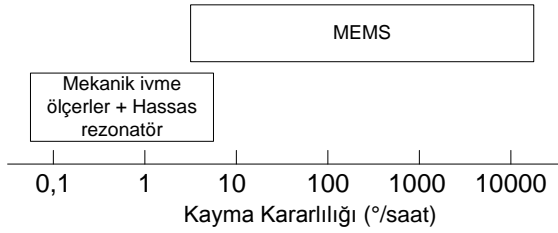
İvmeölçerler mekanik ve silikon tabanlı (solid state) olarak sınıflandırılabilir (Titterton 2004).

Farklı tiplerdeki ivmeölçerlerin en önemli parametrelerin karşılaştırılması aşağıdaki tabloda görülebilir.

Çizelge 2.1 Farklı tipte ivmeölçerlerin karşılaştırılması (Titterton 2004)

Karakteristik	İvme Ölçer Tipi				
	Kuvvet geri-beslemeli sarkık	Titreşen fiber optik	Titreşen kuvars	Akustik Yüzey Dalgası	Silikon
Ölçüm Aralığı(g)	±100	±20	±200	±100	±100
Ölçek çarpanı kararlılığı (%)	0,1	0,001	0,01	0,1-0,5	0,5-2
Ölçek çarpanı doğrusalsızlığı (%)	0,05	0,05	0,05	<0,1	0,1-0,4
Sabit kayma (mili-g)	0,1-10	1	0,1-1	<0,5	<25
Eşik(mikro-g)	10	1	<10	1-10	1-10
Bant genişliği (Hz)	400	100	400	400	400

MEMS ivmeölçerler boyut, maliyet ve dayanıklılık gibi birçok avantaja sahipken kayma kararlılığı anlamında mekanik ivmeölçerlerden geridedirler. Aşağıda her iki sistemin kayma kararlılığı değerleri kabaca görülebilir.



Şekil 2.1 İvmeölçerlerin kayma kararlılığı (Titterton 2004)

### 2.3. Jiroskop

Jiroskoplar üzerine yerleştirildikleri aracın ataletsel eksen takımına göre dönüş miktarını (displacement gyroscope) ya da dönüş hızlarını (rate gyroscope) ölçerler. Ölçümleri içerisinde, aracın yeryüzüne göre açısal dönüş hızı, küresel yeryüzü üzerindeki hareketinden doğan açısal dönüş hızı ve dünyanın kendi dönüş hızı bulunmaktadır (Bekir, 2007).

$$\omega = \omega_{ib}^b + \omega_{en}^b + \omega_{nb}^b \quad (2.3)$$

Burada  $\omega$  jiroskop ölçümünü,  $\omega_{ib}^b$  dünyanın dönüş hızı,  $\omega_{en}^b$  dünya üzerindeki hareketinden dolayı oluşan dönüş hızı,  $\omega_{nb}^b$  aracın yeryüzüne göre dönüş hızını temsil etmektedir.

Genel olarak jiroskoplar üç sınıfta incelenebilirler; ataletsel sınıf, taktik sınıf ve hız sınıfı. Bu üç sınıfa ait performans verileri Çizelge 2.2' de verilmektedir.

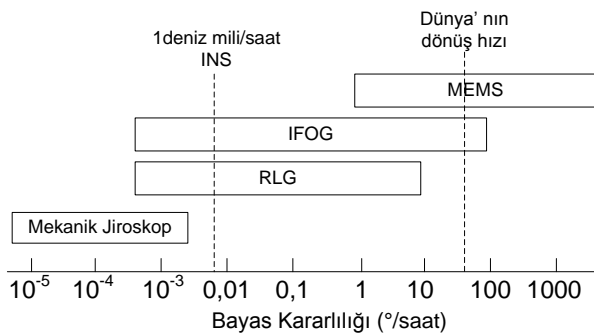
Çizelge 2.2 Farklı sınıftaki jiroskopların karşılaştırılması

Parametre	Hız Sınıfı	Taktik Sınıfı	Atalet Sınıfı
Rastgele açı değişimi ( $^{\circ}/\sqrt{\text{saat}}$ )	>0,5	0,5-0,05	<0,001
Kayma kararlılığı ( $^{\circ}/\text{saat}$ )	10-1000	0,1-10	<0,01
Ölçek çarpanı doğruluğu (%)	0,1-1	0,01-0,1	<0,001
Tam ölçüm menzili ( $^{\circ}/\text{saniye}$ )	50-1000	>500	>400
1 milisaniyedeki maksimum şok (g)	$10^3$	$10^3-10^4$	$10^3$
Bant genişliği (Hz)	>70	-100	-100

Farklı teknolojiler kullanılarak üretilen jiroskoplar bulunmaktadır. Bunlardan bazıları aşağıdaki gibidir;

- MEMS jiroskoplar,
- Ring Lazer Jiroskoplar (RLG) ve Fiber-optik Jiroskoplar (FOG),
- Elektrostatik Jiroskoplar (ESG),
- Nükleer Manyetik Rezonans (NMR) Jiroskoplar.

Bu jiroskoplardan bazılarının kayma kararlılık karşılaştırmaları aşağıdaki gibidir;



Şekil 2.2 Değişik tipte jiroskopların kayma kararlılık değerleri (Titterton 2004)

Yüksek performans ( $10^{-4}$ - $10^{-5}$ /saat) gerektiren uygulamalarda mekanik jiroskoplar halen kullanılmaktadır. Çok yüksek kararlılıkta ölçek katsayısı gerektiren orta seviye uygulamalar için ring lazer jiroskoplar seçilebilir. Uzun vadede MEMS algılayıcılar geliştikçe daha fazla yüksek performans gerektiren uygulamalarda MEMS jiroskopların yaygınlaşması beklenmektedir (Titterton 2004) .

### **2.3.1. Jiroskop hata kaynakları**

Jiroskop ölçümlerinde gerçek dönüş hızının yanında ölçüm hataları da mevcuttur.

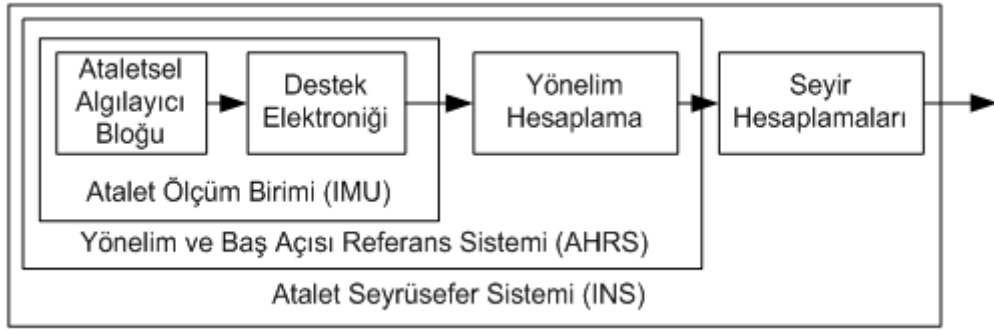
Kayma hatası jiroskop ölçümlerinde en çok etkiye sahip parametredir. Özellikle seyrüsefer ve taktik sınıfı ataletsel ölçüm sistemlerinde kayma kararlılığı en önemli hata kaynağıdır. Kayma çıkarılmadan yapılan ölçümlerde, ölçümün integralinin alınmasıyla hata gittikçe büyümektedir. Bu yüzden yapılan ölçümlerden kayma etkisinin kaldırılması gerekmektedir. Algılayıcının durağan durumdaki çıkış değerinin tüm ölçümlerden çıkarılması ile gerekli işlem tamamlanabilir. Ancak kaymanın zaman içinde değişmesinden dolayı gerçek değerini hesaplamak her zaman mümkün olmamaktadır. Bu yüzden, ölçüm anında farklı algoritmalar koşturularak bu kaymaların ve rastgele hataların üstesinden gelinmektedir.

Tez çalışması kapsamında jiroskoplar durağan şekilde bekletilerek 100 adet çıkış değerinin ortalaması alınarak kayma değeri yaklaşık olarak bulunmaya çalışılmıştır. Bulunan bu kayma değeri tüm ölçümlerden çıkarılarak hesaplamalar yapılmıştır.

Kayma hatasının yanında, eksen hizalama hataları ve sıcaklık değişiminden dolayı meydana gelen hatalar da jiroskop ölçümlerini etkilemektedir.

### **2.4. Ataletsel Seyir Sistemleri Tipleri**

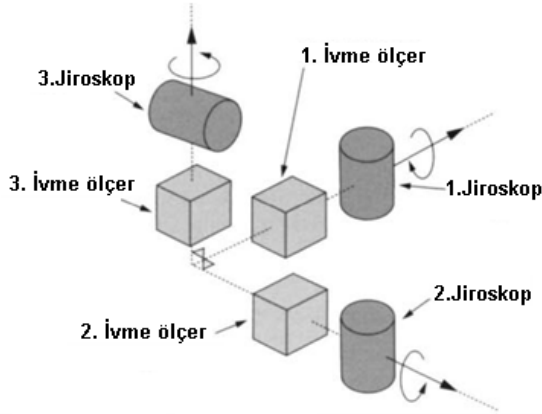
Ataletsel seyir sistemleri birçok alt birimden oluşmaktadır. Bunlar ataletsel ölçüm birimi, yönelim hesaplama birimi ve konum hesaplama birimleridir. Bu sistemler çeşitli kabiliyetler elde etmek amacıyla iç içe kullanılmaktadır. Bu durum Şekil 2.3' de görülmektedir.



Şekil 2.3 Ataletsel seyir sistemi (Titterton 2004)

### 2.4.1. Ataletsel ölçüm birimi

Ataletsel algılayıcılardan ve diğer destek elektroniklerinden (güç birimi, filtre, sinyal işleme/çevirme birimleri, sıcaklık izleme, dâhili test birimi vb.) oluşan algılayıcı bloğudur. Üç boyutta hareketi algılamak için birbirine dik üç eksene yerleştirilmiş üç adet tek eksenli jiroskop ve yine birbirine dik üç eksen üzerine yerleştirilmiş üç adet tek eksenli ivmeölçere ihtiyaç duyulmaktadır. Tüm bu algılayıcılar birbirlerine dik eksenler üzerine yerleştirilerek üç boyutlu ölçümler yapılabilmektedir. Atalet algılayıcılarının yerleşimi ile ilgili bir örnek Şekil 2.4' de görülebilir.



Şekil 2.4 Ataletsel ölçüm birimi üzerindeki ivmeölçer ve jiroskop yerleşimleri (Titterton 2004)

### 2.4.2. Yönelim ve baş açısı referans sistemi (AHRS)

Yönelim ve Baş Açısı Referans Sistemi (Attitude and Heading Reference System) hava araçlarının yönelim ve baş açısı bilgilerini daha düşük kalitede algılayıcılar

kullanarak üreten sistemlerdir (Bekir, 2007). Ataletsel Ölçüm Birimi (Inertial Measurement Unit) algılayıcı bloğuna gerekli işlemci birimlerinin eklenmesiyle elde edilir. Ataletsel Ölçüm Birimi algılayıcı bloğundan alınan jiroskop (ve ivmeölçer) verileri uygun algoritmalar ile işlenerek, yönelim ve baş açısı hesaplanır. Örneğin bir otopilot sistemi için gerekli tüm veriler bir Yönelim ve Baş Açısı Referans Sistemi ile sağlanabilir.

Geleneksel olarak Yönelim ve Baş Açısı Referans Sistemleri 3 eksenli ( ya da her eksene birer jiroskop, toplamda 3 adet) jiroskop ve jiroskoplara yardımcı kaynak olarak ivmeölçer ve manyetometrelerden oluşmaktadır (Gebre-Egziabher et al., 1998).

Farklı yöntemler kullanılarak yönelim hesaplaması yapılabilmektedir. Örneğin Kuaterniyon gösterimi kullanılarak yönelim hesaplaması Eş.2.4-2.7 ile yapılabilir (Titterton 2004) ;

$$\dot{a} = -0,5(b\omega_x + c\omega_y + d\omega_z) \quad (2.4)$$

$$\dot{b} = 0,5(\omega_x - d\omega_y + c\omega_z) \quad (2.5)$$

$$\dot{c} = 0,5(d\omega_x + a\omega_y - b\omega_z) \quad (2.6)$$

$$\dot{d} = -0,5(c\omega_x - b\omega_y - a\omega_z) \quad (2.7)$$

Bulunan Kuaterniyon parametreleri ile yönelim matrisi bulunabilir.

$$\text{Yönelim Matrisi} = \begin{bmatrix} (a^2 + b^2 - c^2 - d^2) & 2(bc - ad) & 2(bd + ac) \\ 2(bc + ad) & (a^2 - b^2 + c^2 - d^2) & 2(cd - ab) \\ 2(bd - ac) & 2(cd + ab) & (a^2 - b^2 - c^2 + d^2) \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

$$a^2 + b^2 + c^2 + d^2 = 1 \quad (2.9)$$

Daha sonra Euler açıları aşağıdaki gibi hesaplanabilir;

$$\psi = \text{atan}(C_{12}, C_{11}) \quad (2.10)$$

$$\theta = \text{atan}(-C_{13}) \quad (2.11)$$

$$\Phi = \text{atan}(C_{23}, C_{33}) \quad (2.12)$$

Burada a, b, c, d Kuaterniyon parametreleri,  $\omega_x \omega_y \omega_z$  ise sırasıyla x,y,z eksenleri etrafındaki jiroskoplar tarafından algılanan gövde dönüş hızlarıdır.

Jiroskoplardan okunan değerler, işlemci birim tarafından yukarıdaki denklemler kullanılarak işlenir. Böylece Kuaterniyon gösterimi ile yönelim takibi yapılabilir.

### 2.4.3. Ataletsel Seyir Sistemi (INS)

Ataletsel Seyir Sistemi (Inertial Navigation System) hava araçlarının yönelim ve baş açısı bilgilerinin yanında konum ve hız bilgilerini seyrüsefer sınıfında kaliteli algılayıcılar kullanarak üretmektedir (Bekir, 2007).

Gövde eksenlerinde ivmeölçerler tarafından ölçülen kuvvetler (ivme) seyrüsefer eksen takımına dağıtılıp Eş.2.13-2.19 kullanılarak hız ve pozisyon hesaplamaları yapılabilir.

$$\begin{bmatrix} a_N \\ a_E \\ a_D \end{bmatrix} = C_b^n \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

$$\dot{V}_N = a_N - V_E(2\omega + \dot{\lambda}) \sin(\Phi) + V_D \dot{\Phi} \quad (2.14)$$

$$\dot{V}_E = a_E - V_N(2\omega + \dot{\lambda}) \sin(\Phi) + V_D(2\omega + \dot{\lambda}) \cos(\Phi) \quad (2.15)$$

$$\dot{V}_D = a_D - V_E(2\omega + \dot{\lambda}) \cos(\Phi) - V_N \dot{\Phi} + g \quad (2.16)$$

$$\dot{\Phi} = \frac{V_N}{R_0+h} \quad (2.17)$$

$$\dot{\lambda} = \frac{V_E \sec(\Phi)}{R_0+h} \quad (2.18)$$

$$\dot{h} = -V_D \quad (2.19)$$

$\dot{V}_N$ ,  $\dot{V}_E$ ,  $\dot{V}_D$ , aracın yeryüzüne göre kuzey, doğu ve düşey yönlerindeki anlık hız değişimleri;  $a_x$ ,  $a_y$ ,  $a_z$  gövde eksenlerindeki ivme bileşenleri;  $a_N$ ,  $a_E$ ,  $a_D$  yerel coğrafi referans eksenlerindeki ivme bileşenleri;  $\lambda$  boylam,  $\Phi$  enlem,  $h$  yükseklik,



$R_0$  yeryüzünün ortalama yarıçapı,  $\omega$  dünyanın dönüş hızı ve  $g$  yerçekimi ivmesini temsil etmektedir.

Aracın yönelim hesaplaması için gerekli olan, yerel coğrafi seyrüsefer eksen takımına göre dönüş hızı,  $\omega_{nb}^b = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ , ise Eş.2.20 ile hesaplanabilir;

$$\omega_{nb}^b = \omega_{ib}^b - C_n^b \omega_{in}^n \quad (2.20)$$

$\omega_{ib}^b$ , gövdenin ataletsel eksen takımına göre jiroskoptan okunan dönüş hızı;  $\omega_{in}^n$  seyrüsefer ekseninin ataletsel eksene göre dönüş hızıdır.

$$\omega_{in}^n = \begin{bmatrix} \omega \cos(\Phi) + \frac{V_E}{R_0+h} \\ -\frac{V_N}{R_0+h} \\ -\omega \sin(\Phi) - \frac{V_E \tan(\Phi)}{R_0+h} \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

Hava aracı INS sistemlerinin baskın iki hata karakteristiği vardır; Schuler osilasyonu ve sürekli büyüyen konum hataları (Crassidis et al., 2002). Schuler osilasyonu, yer çekimi etkisinden kaynaklanmaktadır. Büyüyen konum hatası ise INS içerisinde kullanılan ataletsel ölçüm algılayıcılarının hatalarının zaman içinde değişmesiyle ve bu değişimlerin integral hesaplamalarıyla sürekli büyümesinden kaynaklanmaktadır. Konum hatasındaki en baskın hata kaynağı jiroskop kaymasıdır (Crassidis et al., 2002). Ataletsel seyir sistemi hataları ve tipik olarak büyüklükleri Çizelge 2.3' de verilmiştir.

Kayma hataları sabit kabul edilir ise konum hatası zamanın karesiyle orantılı olarak büyümektedir.

$$\Delta V(t) = \int_0^t \Delta a \, d\tau = \Delta a \cdot t \quad (2.22)$$

$$\Delta x(t) = \int_0^t \Delta V(\tau) \, d\tau = \int_0^t \Delta a \cdot \tau \, d\tau = \frac{\Delta a}{2} t^2 \quad (2.23)$$

Konum hatasını sınırlamak için GPS yardımcı bir algılayıcı olarak kullanılabilir. Aynı zamanda INS ölçümleri iki GPS ölçümü arasındaki boşluğu doldurmak için de kullanılabilir (Crassidis et al., 2002).

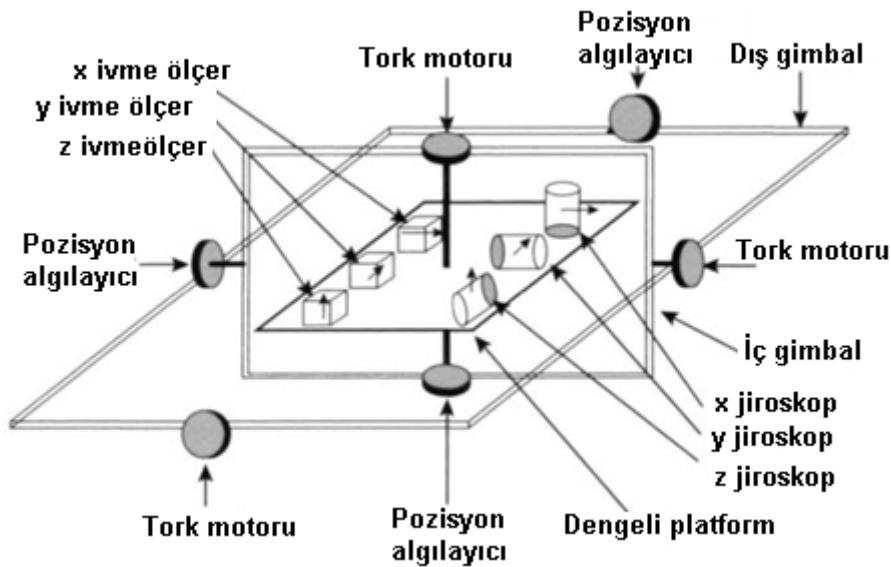
Çizelge 2.3 Ataletsel seyir sistemi hataları ve büyüklükleri

Hata Tipi/Kaynağı	Açıklama	Tipik Büyüklüğü
Hizalama hataları	Roll, pitch ve baş açısı hataları	-
İvmeölçer kayması	İvmeölçer her açıldığında rastgele değişen kaçıklık	50-100 $\mu$ g (1 $\mu$ g=9,81x10 <sup>-6</sup> m/s <sup>2</sup> )
İvmeölçer ölçek katsayısı hatası	Algılanan ivmeye orantılı olarak oluşur ve ivme ölçümünde hataya neden olur	75-200 ppm
İvmeölçer ve jiroskop dikey hizalama hatası	İvmeölçer ve jiroskop eksenlerinin birbirinden farklı olması ve hizalama hatasına yol açması	5"-25"
Sıcaklık değişiminden dolayı Jiroskop kayması	Dönüş olmaksızın jiroskopun çıkış vermesi	0,002-0,01°/saat
Sıcaklık değişiminden dolayı Jiroskop ölçek katsayısı hatası	Ölçülen dönüş oranının yanlış olması	<10 ppm
Rastgele gürültü	-	(0,002°) <sup>2</sup> /saat

## 2.4.4. Çalışma prensibine göre ataletsel ölçüm sistemlerinin sınıflandırması

### 2.4.4.1. Gimballi sistemler

Gimballi seyir sistemleri üzerine monte edilen aracın dönüşlerinden etkilenmeyecek şekilde bir gimbal üzerine yerleştirilmişlerdir. Böylece ivmeölçerlerden alınan değerlerin doğrudan integralleri alınarak hız ve pozisyon ölçümleri gerçekleştirilebilmektedir. Genelde üç adet gimbal kullanılarak aracın dönüşlerinden platformun dönüşleri yalıtılır.



Şekil 2.5 Basit gimbal sistemi gösterimi (Titterton et al., 2004)

#### **2.4.4.2. Gövdeye bağlı sistemler**

Gövdeye bağlı ataletsel seyir sistemi fikrinin patenti 1956 yılında W. Newell tarafından alınmıştır. Patent bir ataletsel seyrüsefer sisteminin gimbal bağlantılarının sabitlenerek bir aracın üzerine monte edilmesini tariflemektedir. Çalışma prensibi, yönelimin mekanik olarak ölçülmesi yerine araç üzerindeki bir bilgisayar yardımıyla analitik olarak hesaplanması fikri üzerine kurulmuştur. Bunun için jiroskoplar kullanılarak yönelim hesaplanabiliyor ve yönelim sayesinde ivme-ölçerlerin ölçümleri yatay eksenlere dağıtılarak hız ve pozisyon hesaplanabiliyordu. Patentin alındığı yıllarda sayısal bilgisayarlar olmadığı için bu fikir 1970' lere kadar hayata geçirilememiştir. Ancak 1970'ler ile birlikte gövdeye bağlı sistemlerin kullanımı yaygınlaşmıştır (Bekir, 2007).

Gövdeye bağlı sistemler üzerlerine monte edildikleri araçlara sıkıca monte edilerek aracın gövdesi ile birlikte hareket etmektedirler. Böylece karışık mekanik gimbal sistemleri kullanılmayarak mekanik olarak daha basit, daha küçük, hafif ve hassas sistemler geliştirilebilmiştir (Titterton 2004). Bu kazancının karşılığında yönelim, hız ve pozisyonun elde edilebilmesi için gerçek zamanlı hesaplama gücü ihtiyacı doğmuştur.

#### **2.4.5. Ataletsel seyir sistemlerinin performanslarına göre sınıflandırmaları**

Ataletsel Sistemler performanslarına göre incelendiklerinde genelde dört grupta toplanmaktadır (Kocaman, 2003). Serbest (durağan) durumda çalıştırıldıklarında oluşan pozisyon hatalarının karşılaştırılmasıyla aşağıdaki sınıflandırma yapılabilir;

- stratejik sistemler (performans  $\approx$  100 ft/saat),
- seyrüsefer kalitesinde sistemler (performans  $\approx$  1 nm/saat),
- taktik sistemler (performans  $\approx$  10-20 nm/saat),
- ticari/tüketici elektroniği sınıfı.

Bu sistemlerde kullanılan ataletsel algılayıcıların ortalama kayma değerleri ve fiyat aralığı Çizelge 2.4' de (Bezick et al., 2010; Barbour, 2011) verilmiştir.

Çizelge 2.4 Farklı sınıf atalet algılayıcılarının karşılaştırılması

	<b>Ticari</b>	<b>Taktik</b>	<b>Seyrüsefer</b>	<b>Stratejik</b>
<b>Jiroskop kayması(°/saat)</b>	10-100	1-10	0,002-0,001	-
<b>Jiroskop performansı</b>	>1 °/saniye	~1°/saat	0,01°/saat	0,001°/saat
<b>İvmeölçer sabit hatası (mg)</b>	1	1	0,05	-
<b>İvmeölçer performansı</b>	>50mg	~1mg	25µg	~1µg
<b>Fiyat aralığı(\$1000)</b>	<1	4-15	50-90	-

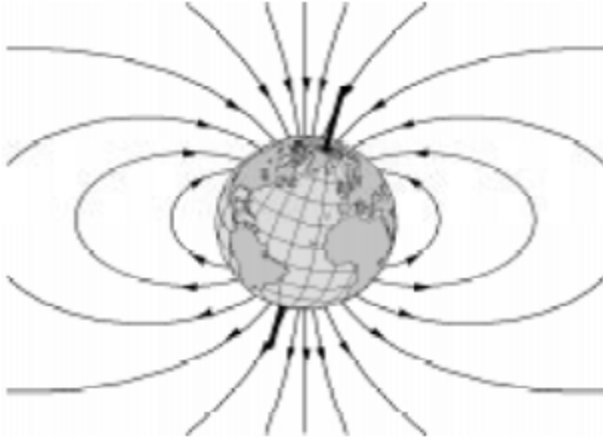
### 3. YARDIMCI SEYİR SİSTEMLERİ ve ALGILAYICILAR

#### 3.1. Manyetik Alan Algılayıcıları (Manyetometre)

Manyetik pusula yüzyıllardır seyrüsefer amaçlı kullanılmaktadır. Pusula ilk defa Akdenizli denizciler tarafından kullanılmıştır (Caruso, 1997). Teknolojinin gelişmesi ile birlikte elektronik manyetik algılayıcılar ortaya çıkmıştır. Farklı teknolojilere sahip ve farklı ölçüm aralıklarında manyetik alan algılayıcıları geliştirilmiştir (Macintyre, 2000). Tez çalışmasında MEMS tabanlı Manyetik-Rezistif (MR) manyetik bir algılayıcı kullanılmaktadır. Mekanik pusulaların aksine MR manyetik algılayıcılar şok ve titreşim dayanımı yüksek ve seyrüsefer sistemlerine doğrudan arayüz olacak tipte veriler üretmektedirler.

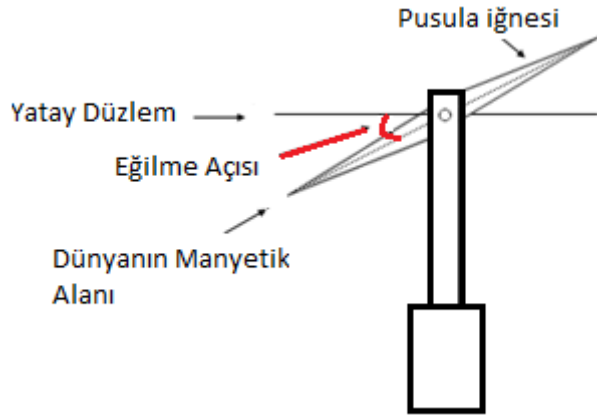
Dünyanın manyetik alan yoğunluğu 0,5-0,6 Gauss aralığındadır. Her zaman yeryüzüne paralel ve manyetik kuzeyi gösteren bir bileşeni vardır. Manyetik alanın yeryüzüne paralel bileşeni ölçülebildiğinde manyetik kuzey bulunmuş olur. Bunun için manyetometre ile birlikte bir meyil algılayıcısına da ihtiyaç vardır.

Dünyanın manyetik alanı yaklaşık olarak Şekil 3.1' de gösterilen dipol modeli ile temsil edilebilir. Dünyanın manyetik alanı kuzey yarı kürede kuzeye ve aşağı doğru iken güney yarı kürede yukarı doğrudur.



Şekil 3.1 Dünyanın manyetik alanı (Caruso, 1997)

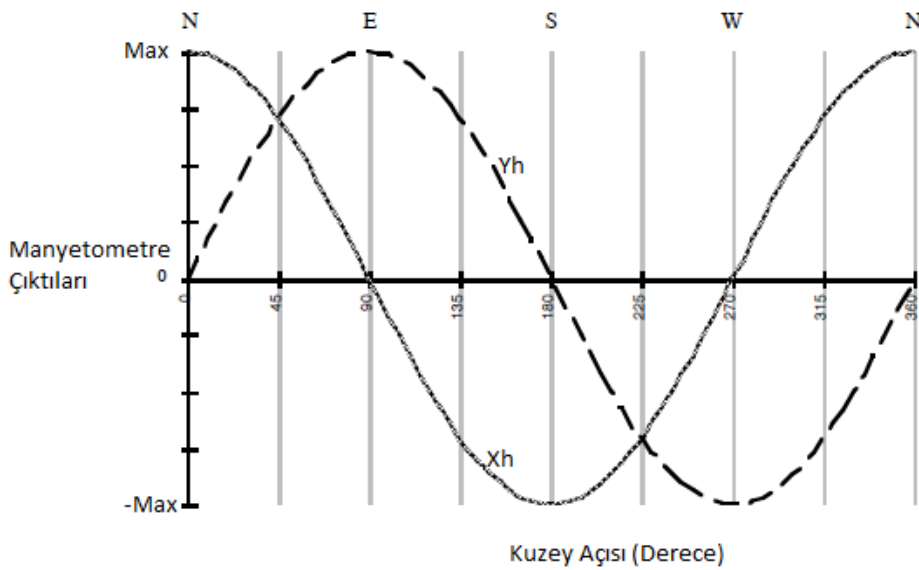
Manyetik alanın yeryüzüne yaptığı açıya eğilme açısı (inclination) denir. Eğilme açısı manyetik kutuplarda  $90^\circ$ , manyetik ekvatorda ise  $0^\circ$  dir. Eğilme açısı Şekil 3.2' de görülebilir.



Şekil 3.2 Pusula iğnesinin eğilme açısına göre konumu

Pusula ya da manyetik algılayıcılar manyetik kuzeyi göstermektedir. Harita üzerindeki boylam çizgilerinin gösterdiği ve dünyanın dönüş eksenini üzerindeki gerçek kuzey, manyetik kuzeyden farklıdır. Dünyanın farklı bölgelerinde manyetik kuzey ile gerçek kuzey arasındaki fark  $\pm 25$  dereceyi bulabilmektedir. Bu açı farkına sapma (declination) denir. Manyetik sapma coğrafi konuma göre hazırlanmış tablolar yardımıyla bulunur. Ankara'nın manyetik sapması yaklaşık olarak  $+5$  derecedir.

Kuzey açısının bulunabilmesi için dünyanın manyetik alanının yeryüzüne paralel  $X_h$  ve  $Y_h$  bileşenlerinin ölçülmesi gerekmektedir (Caruso, 1997). Manyetik alan yatay bileşenlerinin yönler göre büyüklükleri Şekil 3.3' de görülebilir.



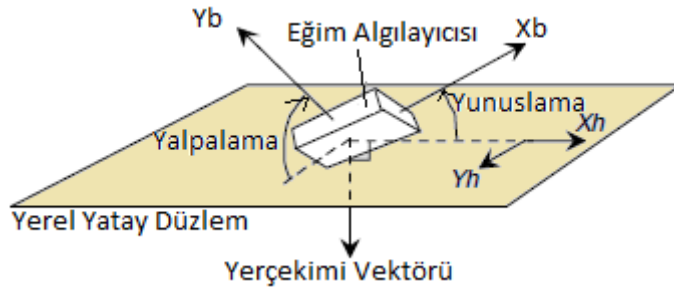
Şekil 3.3 Dünya manyetik alanının yatay bileşenleri

Manyetometre araç üzerine yerleştirildiğinde ölçümleri gövde eksenindedir. Bu ölçümlerden manyetik alanın  $X_h$  ve  $Y_h$  bileşenlerinin ölçülebilmesi amacıyla aracın durumunun (yeryüzüne göre yönelimin) bilinmesi gerekmektedir. Bir eğim algılayıcısı kullanılarak gerekli olan bu yunuslama ve yatış açıları elde edilebilir. Bu açılar aşağıdaki Eş 3.1 ve Eş.3.2' de yerlerine koyularak dünyanın manyetik alanının yeryüzüne paralel X ve Y bileşenleri tespit edilmiş olunur (Caruso, 1997; Han, 2009).

$$X_h = m_x \cos(\theta) + m_y \sin(\phi) \sin(\theta) + m_z \cos(\phi) \sin(\theta) \quad (3.1)$$

$$Y_h = m_y \cos(\phi) \sin(\theta) - m_z \sin(\phi) \quad (3.2)$$

Burada  $\theta$  yunuslama (pitch),  $\phi$  yalpalama (roll) açısını ifade etmektedir.



Şekil 3.4 Dünya manyetik alanının yatay bileşenleri

Bulunan yatay manyetik alan bileşenleri kullanılarak Eş. 3.3 ile kuzey açısı elde edilir (Caruso, 1997; Han et al., 2009).

$$\phi = -\arctan\left(\frac{Y_h}{X_h}\right) \quad (3.3)$$

Yukarıdaki hesaplamalar ile elektronik pusula eğikliklere (yunuslama ve yalpalama hareketlerine) karşı kompanze edilmiş olunur.

### 3.2. Hava Veri Bilgisayarı (Air Data Computer)

Hava verisi, hava aracını saran hava kütlelerinin fiziksel karakteristiklerinin ölçülmesi ile elde edilir (<http://www.goodrich.com>). Temel olarak sıcaklık ve basınç

olmak üzere iki fiziksel karakteristik ölçülür. Ölçülen basınç değişkenleri statik ve darbe basıncıdır.

Statik basınç, verilen bir lokasyonda belli bir alana düşen atmosfer basıncıdır. Deniz seviyesinde 1013 milibar statik basınç mevcuttur. İrtifa arttıkça basınç azalmaktadır. Böylece statik basınç ölçümleri ile irtifa ifade edilebilmektedir. Statik basınç hava aracı etrafındaki atmosfer basıncının bozulmadığı ya da en az bozulduğu noktalardan veya pitot üzerinden ölçülür.

Hava aracı uçuş sırasında darbe basıncına maruz kalır. Hava aracının hareketi esnasında hava aracına karşı etki eden hava kütesinden dolayı oluşan kuvvetin sonucunda oluşan basınçtır. Hava kütesine doğru yönde yerleştirilmiş Pitot-statik sistem yardımıyla ölçülür.

Hava veri bilgisayarında hava sıcaklığı; statik hava sıcaklığı, toplam hava sıcaklığı veya dış ortam hava sıcaklığı olarak ölçülebilir.

Statik hava sıcaklığı, hava aracının üzerine doğru uçtuğu ortamdaki bozulmamış havanın sıcaklığının ölçülmesi ile bulunur. Gerçek hava hızının hesaplanması için gereklidir.

Toplam hava sıcaklığı, tipik olarak statik hava sıcaklığından daha yüksektir.

Dış ortam hava sıcaklığı, kalkış esnasında motor performansını düzenlemek ve seyir esnasında yakıt verimini arttırmak için kullanılır.

Hava veri bilgisayarlarının temel çıktıları aşağıdaki gibidir;

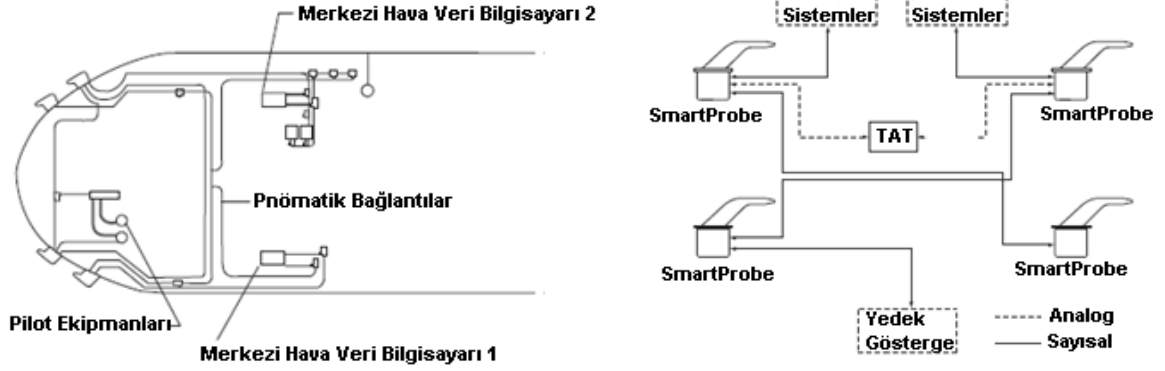
- Hava hızı,
- İrtifa,
- Hava sıcaklığı.

Hava veri sistemleri probalar, algılayıcılar, veri iletim hatları, sinyal işleme birimleri ve gösterge gibi birimlerden oluşur.

İki farklı hava veri sistemi mimarisi mevcuttur; merkezi ve dağıtık mimari (<http://www.goodrich.com>). Merkezi mimaride probalar ve veri iletim hatları merkezi



bir hava veri bilgisayarına bağlanır ve tüm sinyal çevirme ve hesaplama işlemleri bu bilgisayar içerisinde yapılmaktadır. Dağınık mimaride ise sinyal çevirme işlemleri doğrudan hava veri problemleri üzerinde yapılmakta ve hesaplanan hava verileri sayısal sinyaller ile kontrol bilgisayarlarına iletilmektedir.



Şekil 3.5 Merkezi ve dağınık mimarili hava veri sistemi (<http://www.goodrich.com>)

Tez çalışmasında merkezi mimarili hava veri sistemi tasarlanmıştır. Basınç ve sıcaklık algılayıcıları seyrüsefer sistemi üzerine yerleştirilmiş ve gerektiğinde ilgili pitot-statik portlara bağlanabileceklerdir.

Ataletsel Seyrüsefer Sistemlerinin, nümerik dengesizliğinden dolayı (Bekir, 2007) tek başına yükseklik ve dikey hız ölçümleri yeterli doğrulukta değildir. Bunun için hava veri bilgisayarları, yükseklik ve dikey hız ölçümlerinde INS sistemlerini tamamlayıcı ekipmanlar olarak da kullanılmaktadır. Bu tez çalışmasında bu yaklaşım da kullanılmıştır.

### 3.2.1. İrtifa hesaplamaları

1962 U.S. Standart Atmosfer tanımına göre irtifa hesaplamaları statik basınç ölçüldükten sonra irtifaya göre Eş.3.4, Eş.3.5 ve Eş.3.6 kullanılarak yapılabilir; (<http://www.goodrich.com>)

Düşük irtifa hesaplamaları;

$$h = \frac{(29,92126^{0,190255} - P_s^{0,190255})}{0,00013125214} \quad (h < 36089 \text{ft}, P_s > 6,6832426 \text{ in.Hg}) \quad (3.4)$$

Orta irtifa hesaplamaları;

$$h = \frac{1,7345726 - \ln\left(\frac{P_s}{6,6832426}\right)}{0,00004806353} \quad (h=36089-65617\text{ft ve } 6,6832426 > P_s > 1,6167295 \text{ in.Hg}) \quad (3.5)$$

Yüksek irtifa hesaplamaları;

$$h = 710793,96 \left(\frac{P_s}{1,6167295}\right)^{\frac{-1}{34,163156}} - 645177,16 \quad (h>65617\text{ft, } P_s < 1,6167295 \text{ in.Hg}) \quad (3.6)$$

Burada  $P_s$  in.Hg olarak statik basınç; h ise feet olarak irtifayı göstermektedir.

### 3.2.2. Hava hızı hesaplamaları

Hava hızı, hava aracının havaya göre bağıl hızıdır. Hava hızı hesaplamaları ses hızından daha düşük hızlarda (subsonik) ve ses hızından daha yüksek hızlarda (supersonik) olmak üzere iki farklı şekilde yapılmaktadır. Hesaplanan hava hızı türleri aşağıdaki gibidir;

- Göstergeden Okunan Hava Hızı (Indicated Airspeed),
- Kalibre Edilmiş Hava Hızı (Calibrated Airspeed),
- Eşdeğer Hava Hızı (Equivalent Airspeed),
- Gerçek Hava Hızı (True Airspeed).

#### 3.2.2.1. Göstergede Okunan Hava Hızı

Doğrudan statik ve pitot portları arasındaki basınç farkı dolayısıyla oluşan ve uygun hesaplamalar ile hız cinsinden ifade edilen hava hızıdır. Cihaz hatalarına karşı herhangi bir kalibrasyon yapılmamıştır. Göstergede okunan hava hızı standart deniz seviyesi şartlarında gerçek hava hızına eşittir ve ses hızından düşük hızlar için Eş.3.7 kullanılarak hesaplanır.

$$V_{IAS} = 1479,1026 \sqrt{\left(\frac{q_c}{22,92126} + 1\right)^{2/7}} = 1479,1026 \sqrt{\left(\frac{P_t - P_s}{29,92126} + 1\right)^{2/7} - 1} \quad (3.7)$$

Burada IAS göstergede okunan hava hızı (knot),  $P_s$  statik basınç (in.Hg),  $P_t$  toplam basınç (in.Hg),  $q_c = P_t - P_s$  darbe basıncıdır.

### 3.2.2.2. Kalibre Edilmiş Hava Hızı

Cihaz hatalarına karşı düzeltilmiş hava hızıdır. Daha yüksek hızlarda ve irtifalarda kalibre edilmiş hava hızı sıkışabilirlik hatalarına karşı kalibre edilerek eşdeğer hava hızına (EAS) dönüşmektedir. Deniz seviyesinde standart atmosferik koşullarda (15°C, 1013hPa, %0 nem) kalibre edilmiş hava hızı, eşdeğer ve gerçek hava hızlarına eşittir.

$$V_c = a_0 \sqrt{5 \left( \left( \frac{q_c}{P_0} + 1 \right)^{2/7} - 1 \right)} \quad (3.8)$$

Burada  $V_c$  kalibre edilmiş hava hızı (knots),  $q_c$  pitot tarafından ölçülen darbe basınç (inches Hg),  $P_0$  standart deniz seviyesindeki statik hava basıncı (29,92126 inches Hg) ve  $a_0$  standart deniz seviyesindeki ses hızıdır (661,4788 knots).

### 3.2.2.3. Eşdeğer Hava Hızı

Yüksek irtifada CAS' in sıkışabilirlik hatasına karşı düzeltilmesi ile elde edilir. Pratikte 10.000 feet ve 200 knot altında bu hata yok sayılabilir.

### 3.2.2.4. Gerçek Hava Hızı

Hava aracının içerisinde uçtuğu hava kütesine göre bağlı ve standart olmayan sıcaklıklara karşı düzeltilmiş hava hızıdır. Doğru bir seyrüsefer için çok önemli bir parametredir. Hava araçlarının performans değerlendirmelerinde teknik dokümanlarda ve el kitaplarında, pilot raporlarında ve gerçek performansın hesaplanması gereken her durumda kullanılmaktadır. Ayrıca uçuş planlarında da gerçek hava hızı kullanılmaktadır.



### Şekil 3.6 Gerçek hava hızının hesaplanması

Deniz seviyesinde ve normal atmosfer koşullarında, gerçek hava hızı, kalibre edilmiş hava hızına eşittir. Ancak irtifa arttıkça, havanın yoğunluğu ve sıcaklık azaldığından dolayı gerçek hava hızı farklılaşmaktadır. Bu nedenden dolayı gerçek hava hızı doğrudan ölçülememektedir. Kalibre edilmiş hava hızı, statik hava sıcaklığı ve yoğunluk yüksekliği kullanılarak gerçek hava hızı hesaplanmaktadır.

Eşdeğer hava hızı biliniyorsa gerçek hava hızı Eş.3.9 ile hesaplanır;

$$V_{TAS} = V_{EAS} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \quad (3.9)$$

Burada  $V_{TAS}$  gerçek hava hızı,  $V_{EAS}$  eşdeğer hava hızı,  $\rho_0$  standart deniz seviyesindeki hava yoğunluğu (1.225 kg/m<sup>3</sup>),  $\rho$  ise hava aracının uçtuğu irtifadaki hava yoğunluğudur.

Gerçek hava hızını 1 Mach' tan küçük hızlar için doğrudan darbe basınç ( $q_c$ ) kullanarak hesaplamak için Eş. 3.10 kullanılabilir.

$$V_t = a_0 \sqrt{5 \left( \left( \frac{q_c}{P} + 1 \right)^{2/7} - 1 \right) \frac{T}{T_0}} \quad (3.10)$$

Burada  $a_0$  standart deniz seviyesindeki ses hızı (661,4788 knot),  $q_c$  darbe basınç (inHg),  $P$  statik basınç (inHg),  $T$  sıcaklık (kelvin),  $T_0$  standart deniz seviyesi sıcaklığı (288,15 Kelvin),

Mach Sayısı ise gerçek hava hızını kullanarak Eş.3.11 ile hesaplanır;

$$M = \text{Mach Sayısı} = V_{TAS} / a_0 \quad (3.11)$$

$$a_0 \text{ (knot)} = 38,96695 \sqrt{T_{\text{statik}} \text{ (Kelvin)}} \quad (3.12)$$

### 3.2.3. Sıcaklık hesaplamaları

#### 3.2.3.1. Statik hava sıcaklığı

Hava aracının içerisine doğru uçmakta olduğu hareketlendirilmemiş (bozulmamış) havanın sıcaklığıdır. Hava hızından bağımsız olarak ölçülen yerel hava

sıcaklığıdır. Toplam hava sıcaklığından düşüktür. Ayrıca dış ortam sıcaklığı (OAT) veya gerçek hava sıcaklığı olarak da anılmaktadır. Uçuş rotası planlamada, kalkış ve seyir performans hesaplamalarında kullanılmaktadır.

### 3.2.3.2. Toplam Hava Sıcaklığı

Hava aracı üzerine monte edilen probu sayesinde havayı durağan hale getirerek havanın kinetik enerjisinin dâhili enerjiye çevrilmesi esnasında sıcaklık ölçümünün yapılmasıdır. Hava sıkıştığında sıcaklığı artmaktadır. Böylece ölçülen sıcaklık statik ya da dış ortam sıcaklığından daha fazla olmaktadır. Toplam hava sıcaklığından statik hava sıcaklığı ve daha sonrasında gerçek hava hızı hesaplandığı için hava veri bilgisayarları için vazgeçilmez bir girdidir.

$$\frac{T_{toplam}}{T_{statik}} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad (3.13)$$

Burada  $\gamma$  özgül ısı kapasitesi (kuru hava için 1,4 alınabilir), M mach sayısıdır.

## 3.3. Küresel Konumlandırma Sistemleri

### 3.3.1. GPS

GPS, tüm dünya genelinde yüksek doğrulukta pozisyon ve hız bilgisi sağlamak için geliştirilmiş en iler seyir sistemlerinden biridir. Tüm dünyada seyir hizmeti sağlama kapasitesine sahiptir.

GPS yüksek doğrulukta ve üç boyutta pozisyon ve hız bilgisini uydular aracılığı ile kullanıcılara sağlamaktadır. Uydulardan yapılan radyo yayını (L1:1575,42 MHz ve L2:1227,6 MHz), GPS alıcıları tarafından yakalanarak uyduların konumlarından alıcının mevcut konum ve hız bilgileri çıkarılabilmektedir. GPS tarafından üretilen konum bilgisi WGS84 sistemindedir. GPS veri tazeleme hızları ataletsel seyrüsefer sistemlerine nazaran çok yavaştır (1-10Hz).

GPS sinyallerinin alınamadığı durumlarda INS ile hesaplanan pozisyon ve hız bilgileri kısa süreler için kullanılarak seyrüseferin kesintisiz olarak devam etmesi sağlanabilir. Ayrıca INS sisteminin hizalanması ve hata kestiriminde GPS kullanılabilmektedir. GPS hesaplamaları arasındaki boşluklar ise yine INS sistemi

ile doldurularak kısa vadede pozisyon ve hız kestirimi yapılmış olunur (Liang, 1992).

Kısa vadede yönelim ve baş açısı hesaplamalarında INS; uzun vadede konum ve hız hesaplamalarında GPS kullanılabilir.

GPS sistemine ait hatalar Çizelge 3.1' de görülebilir,

Çizelge 3.1 GPS hata kaynakları (Kocaman, 2003)

HATA KAYNAĞI	YAKLAŞIK BÜYÜKLÜĞÜ
Alıcı saat hatası	1 $\mu$ s(300m)
Uydu saat hatası	20 ns(6m)
Uydunun UTC' ye göre senkronizasyonu	100 ns(30m)
Yörünge hatası	20cm
Troposfer gecikmesi	<30m
lyonosfer gecikmesi	<150m
Sinyallerin yansiyarak birden fazla yoldan alıcıya ulaşması	<5m(P Kodu)
Alıcı gürültüsü	1m(C/A Kodu), 0.1m(P Kodu), 0.2mm(L <sub>1</sub> Fazı)

### 3.3.2. GPS-Ataletsel seyrüsefer sistemi entegrasyonu

Ataletsel seyir sistemi hız ve konum ölçümleri yapabilmektedir. Ancak ataletsel seyir sisteminin hatası sınırlı değildir ve zamanla artmaktadır. Tipik bir hava aracı ataletsel seyrüsefer sistemi 1.8-18 km/saat' lik bir hata oranına sahiptir (Schmidt et al., 2008). GPS anlık olarak hatalı veri üretebilirken uzun vadede hatası artmamakta ve böylece daha sınırlı hataya sahip hız ve konum bilgisi üretebilmektedir.

Bunun yanında ataletsel seyir sistemi ölçüm ve hesaplamaları yüksek hızda gerçekleştirilebilmekte ve yönelim bilgisi de üretilebilmektedir. GPS ise sadece hız ve konum bilgisini üretmekte ve bunu ataletsel seyrüsefer sistemine göre çok düşük hızlarda gerçekleştirmektedir.

GPS' in diğer bir dezavantajı ise girişime karşı dayanıklı olmamasıdır. Hâlbuki ataletsel sistemler girişimlerden etkilenmezler.

Yukarıda verilen açıklamalar ışığında GPS ve ataletsel ölçümlerin iki sebepten dolayı birbirinin eksik noktalarını tamamlayıcı nitelikte olduğu görülmektedir; her iki sistemin hata karakteristikleri ve ölçtükleri nitelikler birbirinden farklıdır. Her iki sistem verileri birleştirilerek sapma yapmayan bir ataletsel seyrüsefer sistemi elde edilebilir (Schmidt et al., 2008).

Ataletsel seyir sistemi ile GPS' in karşılaştırılması Çizelge 3.2' de verilmiştir.

Çizelge 3.2 Atalet seyir sistemi ve GPS karşılaştırılması

	<b>Ataletsel Seyrüsefer Sistemi</b>	<b>GPS</b>
<b>Veri Tazeleme Hızı</b>	Yüksek	Düşük
<b>Uzun Vadede Hata</b>	Sürekli büyür	Sınırlı
<b>Dış bastırma/Bozmalardan Etkilenme</b>	Etkilenmez	Etkilenir
<b>Durum(Oryantasyon) bilgisi</b>	Var	Yok
<b>Yer çekimi bilgisi</b>	Gerekli	Gerekli Değil

GPS ve INS' in entegrasyonu için farklı birçok teknik (Titterton, 2004; Schmidt et al., 2008) geliştirilmiştir. Bunlardan bazıları aşağıdaki gibidir;

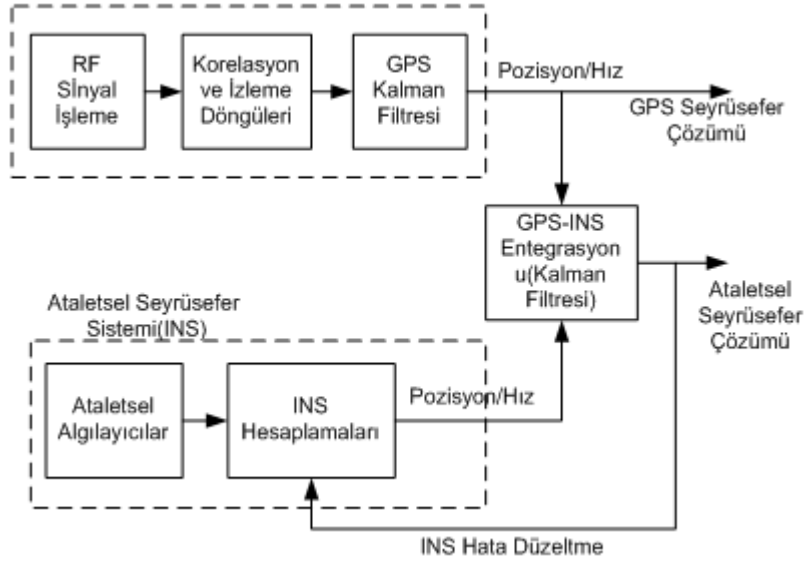
### **3.3.2.1. Ayrık sistemler (Uncoupled)**

GPS pozisyon bilgisi belirli zaman aralıklarıyla INS pozisyon hatasını sıfırlamak için kullanılır. Böylece INS hız ve pozisyon hesaplamalarındaki hataların sonsuza gitmesi engellenerek sınırlandırılmış olur.

### **3.3.2.2. Gevşek birleştirilmiş sistemler (Loosely coupled)**

INS ve GPS' den sağlanan hız ve pozisyon kestirimleri birbirleriyle karşılaştırılarak, bulunan fark Kalman filtreye girdi olarak sağlanır. Kalman filtre tarafından sağlanan INS hata kestirimi INS' e geri beslenerek, INS hatalarının düzeltilmesi sağlanır. Gevşek birleştirilmiş sistemin yapısı Şekil 3.7' de verilmiştir.

Tez çalışmasında Kalman filtresinden doğrudan yararlanılmamakla birlikte; kullanılan yaklaşım gevşek birleştirme yaklaşımı olmuştur. Entegrasyon bir Kalman filtresi ile değil, daha basit bir geri besleme döngüsü ile gerçekleştirilmiştir.



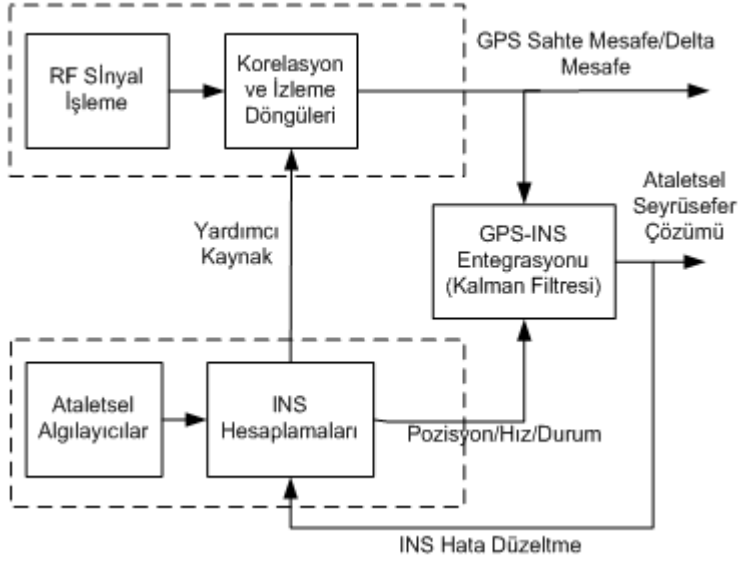
Şekil 3.7 Gevşek INS-GPS entegrasyonu (Titterton et al., 2004)

Gevşek birleştirilmiş sistemler ile basit hesaplamalarla süreliği artırılmış bir sistem elde edilir.

### 3.3.2.3. Sıkıca birleştirilmiş sistemler (Tightly coupled)

GPS sahte-mesafe ve mesafe oranı ölçümleri INS tarafından üretilen denk ölçümler ile karşılaştırılarak yine bir Kalman filtre yardımıyla kestirimler yapılabilmektedir. Sıkıca entegre edilmiş sistemler gevşek olarak entegre edilmiş sistemlere göre daha performanslı (doğru ve gürbüz) çıktılar üretebilmektedir. Sıkıca birleştirilmiş sistem mimarisi Şekil 3.8' de verilmiştir.





Şekil 3.8 Sıkıca birleştirilmiş GPS-INS entegrasyonu (Titterton et al., 2004)

Sıkıca birleştirilmiş sistem ile optimum filtre elde edilmiş ve dört GPS uydusundan daha az uydu yakalanabildiği durumlar da sistem çalışabilmektedir. Ancak bu tarz sistemlerin donanımlarının tasarlanması zordur (Titterton et al., 2004) .

Ataletsel seyrüsefer sistemi GPS entegrasyon seviyelerinin karşılaştırılması Çizelge 3.3' de görülebilir.

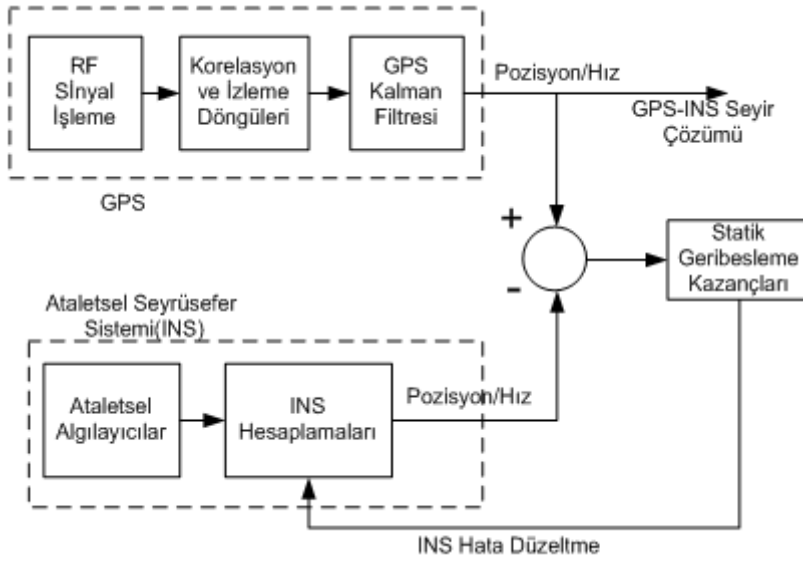
Çizelge 3.3 INS-GPS entegrasyon seviyesi karşılaştırılması

Entegrasyon Seviyesi	Yarar
<b>Ayrık Sistemler</b>	*Konum, hız, ivme, yönelim bilgileri, *Yedekli sistemler,
<b>Gevşek Birleştirilmiş Sistemler</b>	*Daha hızlı GPS sinyali yakalama, *Uçuşta kalibrasyon ve hizalanması, *Daha iyi ataletsel sistem kalibrasyonu ve hizalama, *Daha iyi yönelim kestirimi, *Girişimden sonra daha uzun süre çalışabilme kapasitesi.
<b>Sıkı Birleştirilmiş Sistemler</b>	Daha iyi seyir performansı, Daha iyi kalibrasyon, Dinamiği hızlı sistemlerde daha iyi performans, Karıştırmaya daha dayanıklı.

### 3.3.3. Tez çalışmasında kullanılan GPS-INS entegrasyon mimarisi

Bu tez çalışmasında, GPS-INS entegrasyonu pozisyon/hız hatalarının statik geri besleme döngülerinde kullanılması ile gerçekleştirmiştir. Kullandığımız yaklaşım statik olmasına karşın uygun şekilde ayarlandığında Kalman filtreli entegrasyon yapılarına eşdeğerlik taşımaktadır (Koyaz, 2003).

Kullanılan GPS-INS entegrasyon mimarisi Şekil 3.9' da verilmiştir.

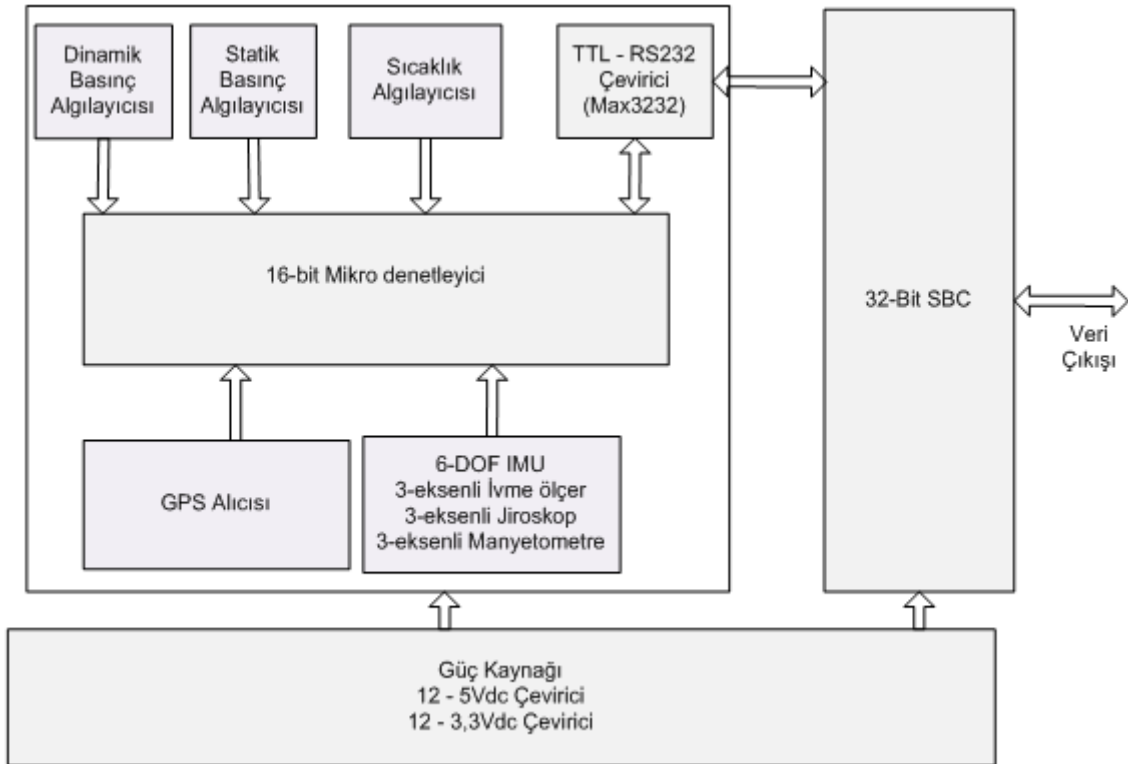


Şekil 3.9 Sıkıca birleştirilmiş GPS-INS entegrasyonu

## 4. BÜTÜNLEŞİK SEYRÜSEFER SİSTEMİ MİMARİSİ ve UYGULAMASI

### 4.1. Donanım Mimarisi

Bütünleşik Seyrüsefer Sistemi bir adet ataletsel ölçüm birimi (ivmeölçer, jiroskop, manyetometre), hava verisi algılayıcıları, veri işleme birimleri, güç birimi ve yardımcı elektronik malzemelerden oluşmaktadır. Algılayıcıların analog çıkış verileri 16-bit'lik bir DSP mikrodenetleyici ile sayısal veriye çevrilmekte; GPS alıcısının çıktıları ile birleştirilerek, RS232 sayısal veri yolu ile bütünleşik seyrüsefer sisteminin hesaplama algoritmalarının çalıştırıldığı 32-bit'lik bir mikrodenetleyiciye sahip işlem birimine gönderilmektedir. Elde edilen veriler yine RS232 sayısal veri yolu ile sistem dışına aktarılmaktadır. Geliştirilen sistemin mimarisi Şekil 4.1' de verilmiştir.



Şekil 4.1 Bütünleşik seyir sistemi blok şeması

Çizelge 4.1 Kullanılan algılayıcılar ve ölçülen parametreler

Ölçülen Değişken	Kullanılan Asıl Algılayıcı/Sistem	Kullanılan Yardımcı Algılayıcı/Sistem
Pozisyon (3-boyutlu)	Sparkfun LS23060 GPS Alıcısı	İvmeölçer (Freescale MMA7260Q)
Yer Hızı	Sparkfun LS23060 GPS Alıcısı	İvmeölçer (Freescale MMA7260Q)
Yönelim (3-boyutlu)	Jiroskop (Invense IDG-500 x2)	İvmeölçer (Freescale MMA7260Q) ve Manyetometre (Honeywell HMC1052L ve HMC1051Z)
Kuzey Açısı (Baş Açısı)	Manyetometre (Honeywell HMC1052L ve HMC1051Z)	-
Hava Hızı	Fark Basınç Algılayıcısı (MPX5010DP)	-
İrtifa	Statik Basınç Algılayıcısı (MPX5100AP)	İvmeölçer (Freescale MMA7260Q)
Ortam Sıcaklığı	Sıcaklık Algılayıcısı (LM35DZ)	-

Tasarlanan sistem üç adet elektronik devre üzerinde çalışmaktadır. En alt katta güç birimi 9-36Vdc giriş gerilimini 5Vdc ve 3.3Vdc gerilime çevirmektedir. Böylece sistem tek bir besleme gerilimi ile çalışabilmektedir.



Şekil 4.2 Geliştirilen bütünleşik seyir sistemi

Orta kattaki elektronik devre 32-bit mikrodeneleyici (Freescale MPC555) birimin çalışabilmesi için gerekli arayüzleri sağlamaktadır. Ayrıca söz konusu işlemci

birimin programlanması ve hata ayıklaması için gerekli bağlantılar da bu katta gerçekleştirilmiştir.

En üst kattaki elektronik devre üzerine tüm algılayıcılar yerleştirilmiş ve 16-bit mikrodenetleyici ile ara yüzlenerek gerekli analog/sayısal çevrimler gerçekleştirilmiştir. Yine bu kat üzerinde bulunan DB-9 konektörü üzerinden tüm sistemin besleme gerilimi sağlanabilmekte ve sistem çıktıları RS232 seri veri yolu üzerinden alınabilmektedir.

#### **4.2. Yazılım Mimarisi ve Kullanılan Yazılımlar**

Tez çalışması kapsamında iki farklı mikrodenetleyici için gömülü yazılım ve bilgisayar arayüzü için de bir program geliştirilmiştir.

16-bit mikrodenetleyici yazılımı Microchip MPLAB geliştirme arayüzü ve C programlama dili kullanılarak geliştirilmiştir.

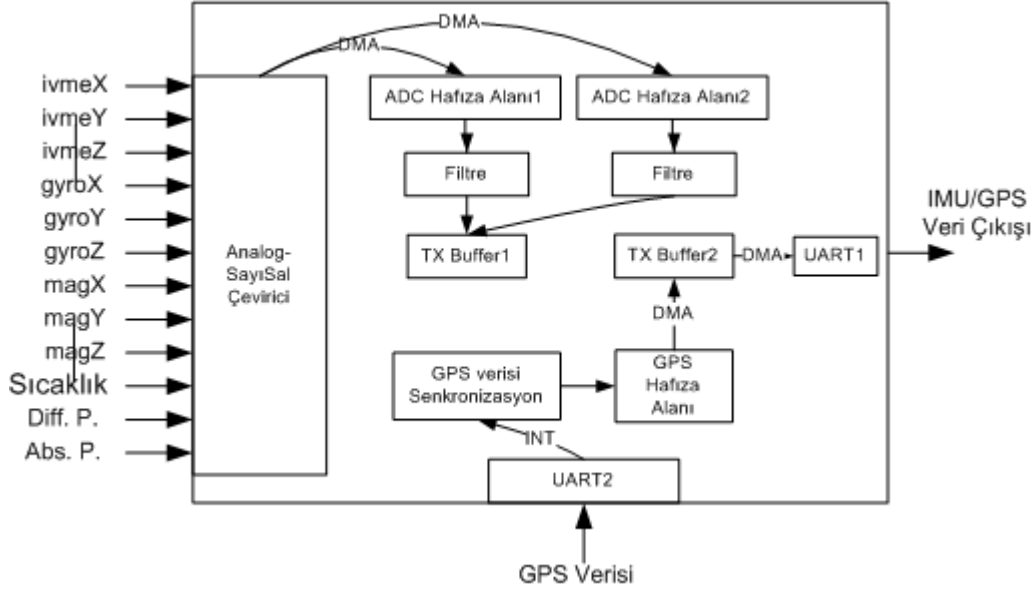
Bütünleşik seyrüsefer sistemi algoritmaları Matlab/Simulink ortamında oluşturulmuş, gerekli düzeltmeler, iyileştirmeler ve parametre ayarları yapıldıktan sonra otomatik kod oluşturma yöntemi kullanılarak 32-bit' lik mikrodenetleyici programlanmıştır. Böylece geliştirme esnasında Matlab/Simulink ortamlarının sağladığı tüm esneklik kullanılabilmiştir.

Bilgisayar arayüz programı Microsoft Visual Studio geliştirme ortamı ile C# programlama dili kullanılarak yazılmıştır.

##### **4.2.1. 16-Bit IMU mikrodenetleyicisi yazılım mimarisi**

Ataletsel algılayıcılar (ivmeölçer ve jiroskop), hava basıncı ve sıcaklığı algılayıcıları ve manyetometre çıktıları mikrodenetleyicinin (Microchip dsPIC33FJ256GP710A) Analog/Sayısal modülü kullanılarak sayısallaştırılmaktadır. Her bir kanal yaklaşık olarak 1kHz de örneklenmektedir. Analog/sayısal çevrimler mikrodenetleyicinin DMA (Doğrudan Hafıza Erişimi) modülleri kullanılarak yapılmaktadır. Yani mikrodenetleyicinin işlemci birimi minimum seviyede meşgul edilerek, doğrudan çevrim sonuçları hafızada ayrılan alanlara yazılmakta ve belirli zaman aralıklarında bu bellek alanlarından okunarak işlemler gerçekleştirilmektedir.

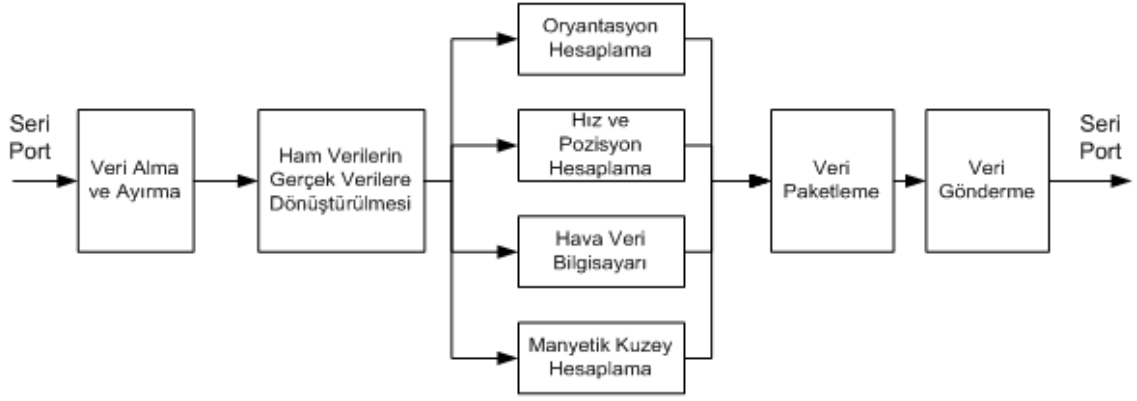
GPS algılayıcısından 1 Hz yenileme hızında alınan veriler yine DMA kullanılarak ilgili bellek alanlarına yazılmaktadır. Algılayıcılardan elde edilen veriler gönderilmek üzere bir bellek alanında toplanmakta ve 115200 baud, 50Hz tazeleme hızlarında seri veri olarak dışarıya gönderilmektedir.



Şekil 4.3 16-Bit mikrodenetleyici yazılım mimarisi

#### 4.2.2. 32-Bit bütünleşik seyrüsefer mikrodenetleyicisi yazılım mimarisi

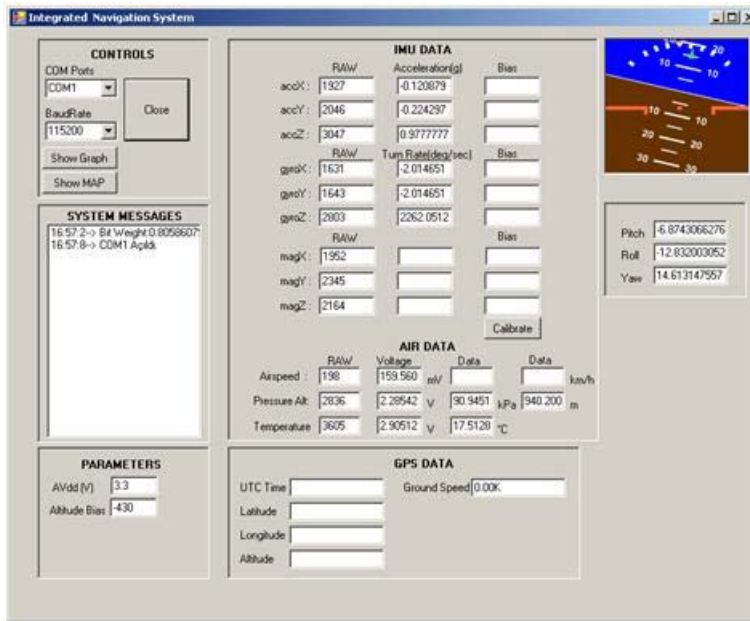
16-bit mikrodenetleyici ile toplanan veriler paketlenerek seri veri yolu üzerinden 32-bit mikrodenetleyiciye (Freescale MPC555) gönderilmektedir. 32-bit mikrodenetleyici tarafından alınan veri paketleri açılarak tüm algılayıcı verileri gerçek birimlerine çevrilmektedir. Bu veriler oluşturulan algoritmalara girdi olarak sağlanmakta ve çıktılar yine paketlenerek seri veri yolu üzerinden gönderilmektedir. 32-bit mikrodenetleyici üzerinde çalıştırılan algoritmalar Matlab/Simulink ortamı kullanılarak geliştirilmiş ve otomatik kod üretme yöntemi ile mikrodenetleyici üzerinde çalışacak hale getirilmiştir. Geliştirilen yazılımın mimarisi Şekil 4.4' de verilmiştir.



Şekil 4.4 32-bit mikrodenetleyici yazılım mimarisi

#### 4.2.3. Bilgisayar arayüzü

Algılayıcılardan toplanarak sayısallaştırılan verilerin, GPS verilerinin ve algoritma çıktılarının görselleştirilmesi amacıyla Şekil 4.5' de arayüzü verilen bir bilgisayar programı geliştirilmiştir. Program ile seri arayüz üzerinden alınan veriler anlık olarak görselleştirilmekte ve kullanılacak algoritmalar test edilmektedir.

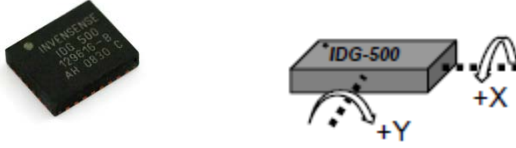


Şekil 4.5 Geliştirilen bilgisayar arayüz programı

### 4.3. Algılayıcı Ölçümleri

#### 4.3.1. Jiroskop ölçümleri

Ataletsel algılayıcı paketinde iki adet iki eksende ölçüm yapabilen InvenSense IDG-500 jiroskop bulunmaktadır. Yatay olarak monte edilmiş jiroskop, x ve y eksenlerinde, dikey olarak monte edilmiş jiroskop ise z ekseninde açı değişimlerini ölçmektedir.



Şekil 4.6 InvenSense IDG500 ve jiroskop eksenleri

IDG-500 jiroskop algılayıcının temel özellikleri Çizelge 4.2' de verilmiştir.

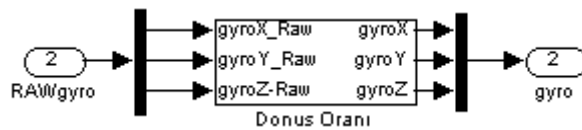
Çizelge 4.2 IDG500 jiroskop temel özellikleri

ÖZELLİKLER	Min	Tipik	Maks
Durağan Çıkış Voltajı (0°/sn)	1,3V	1,35V	1,4V
Hassasiyet (500°/sn)	-	2mV/°/s	-
Frekans Tepkisi (XY)	-	140Hz	-

Jiroskop çıkış voltajının dönüş oranına çevrilmesi için aşağıdaki eşitlik kullanılmaktadır.

$$\text{Gyro Ölçümü}(\text{°/sn}) = (\text{Gyro Çıkış Voltajı} - \text{Gyro Sıfır Durum Voltajı}) / \text{Hassasiyet} \quad (4.1)$$

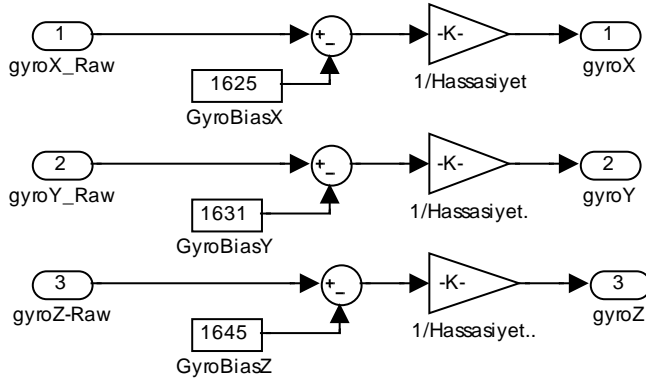
Jiroskoptan elde edilen ham verilerin gerçek verilere dönüştürülmesi için Şekil 4.7' da verilen hesaplama bloğu kullanılmaktadır.



Şekil 4.7 Jiroskop gerçek veri hesaplama bloğu

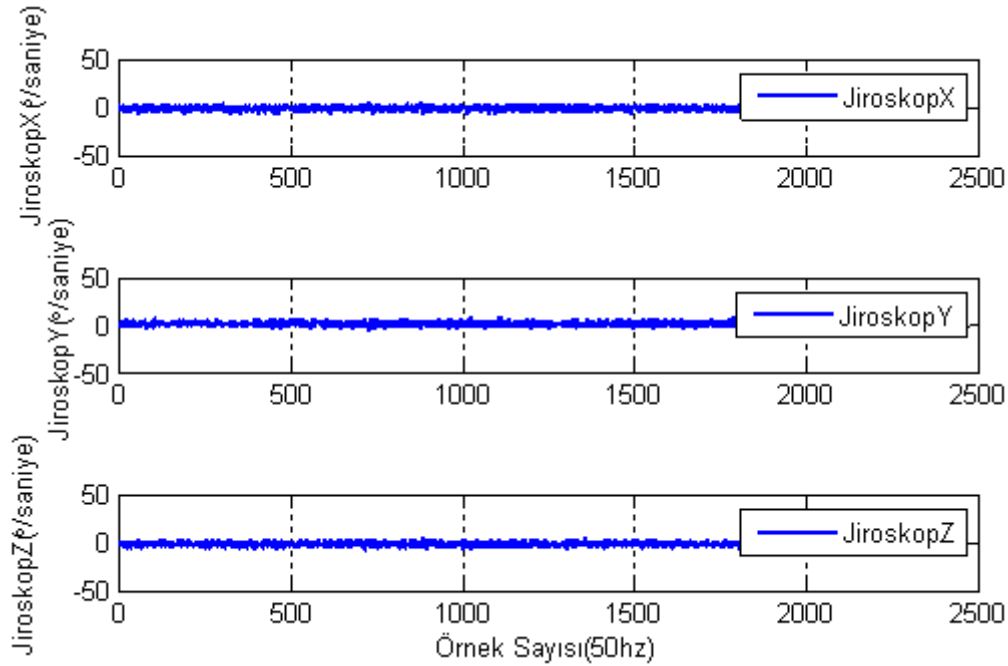


Şekil 4.7' daki hesaplama bloğun içerisinde yapılan işlemler aşağıdaki gibidir.



Şekil 4.8 Jiroskop gerçek veri hesaplama bloğu işlemleri

Ataletsel ölçüm biriminden alınarak sayısal veriye dönüştürülen jiroskop çıktıları, gerçek verilere dönüştürüldükten sonra aşağıdaki şekilde çıkış üretmektedir.



Şekil 4.9 Bütünleşik seyir sistemi durağan ve yaklaşık olarak yatay durumda iken jiroskop çıktıları

Jiroskop kalibrasyonu için kaynaklarda farklı kalibrasyon teknikleri (Kapaldo, 2005; Looney, 2010) önerilmiştir. Kalibrasyon esnasında döner tablalı sistemler kullanılarak farklı pozisyon ve dönüş hızlarında ölçümler yapılabilmekte ve bu

ölçümler, döner tablanın gerçek hız, pozisyon verileri karşılaştırılarak hatalar saptanabilmektedir (<http://www.vectornav.com>).

Tez çalışmasında sistem durağan şekilde bekletilerek jiroskop çıktıları okunmuş ve okunan bu verilerin ortalaması alınarak bu değerler sabit hata değeri olarak kullanılmıştır. Kalibrasyon sonrasında seyrüsefer sistemi durağan konumda tutulduğunda jiroskop çıktıları Şekil 4.9' de görüldüğü gibidir. Durağan durumda jiroskoplar yaklaşık  $0^\circ/\text{sn}$ ' lik bir dönüş oranı üretecek şekilde (dünyanın dönüş hızı ihmal edilerek) kalibre edilmişlerdir.

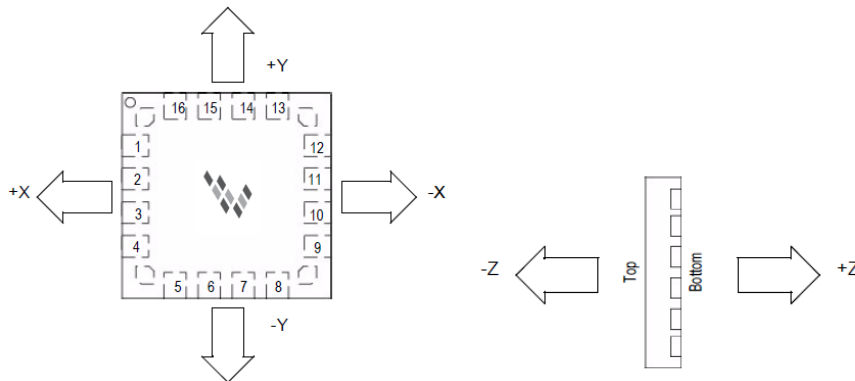
Jiroskop kalibrasyonundan sonra jiroskop hata standart sapmaları Çizelge 4.3' de verilmiştir.

Çizelge 4.3 Jiroskop hatası standart sapması

Jiroskop eksen	X	Y	Z
Standart Sapma ( $^\circ/\text{saniye}$ )	0,5302	0,4975	0,6213

#### 4.3.2. İvmeölçer ölçümleri

Algılayıcı paketinde bir adet 3 eksende ölçüm yapabilen MMA7260Q ivmeölçer bulunmaktadır. İvmeölçer x, y, z eksenlerindeki doğrusal ivmeyi algılamaktadır. Şekil 4.10' da ivmeölçerin algılama eksenleri gösterilmiştir. İvmeölçere ait temel özellikler Çizelge 4.4' de verilmiştir.

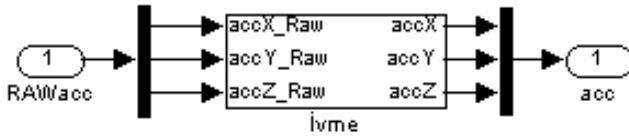


Şekil 4.10 MMA7260Q ivmeölçer eksenleri (üstten ve yandan görünüm)

Çizelge 4.4 MMA7260Q ivmeölçer temel karakteristikleri

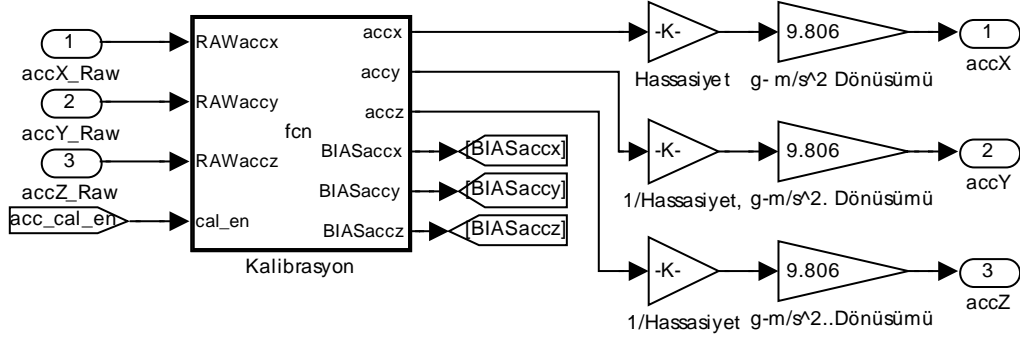
Özellik	Min	Tipik	Maks
Statik Çıkış Voltajı (0 g)	1,485V	1,65V	1,815V
Hassasiyet (2g için)	555mV/g	600mV/g	645mV/g
Frekans Tepkisi (XY)	-	350Hz	-
Frekans Tepkisi (Z)	-	150	-

Farklı ölçüm aralıklarında ve boyutlardaki ivme ölçerlerin kalibrasyonu için çeşitli teknik (Lueck, 2000) ve araçlar (Levy et al., 1948) geliştirilmiştir. Tez çalışmasında ivme ölçerler yerçekimi ivmesi kullanılarak kalibre edilmiştir. Her bir eksen yerçekimine paralel konuma getirilerek ivme ölçerlerin yerçekimi ivmesi altında çıkış değerleri ölçülerek kalibrasyon gerçekleştirilmiştir. Ham ivme ölçer verilerinden gerçek ivmelerin elde edildiği hesaplama bloğu aşağıdaki gibidir.



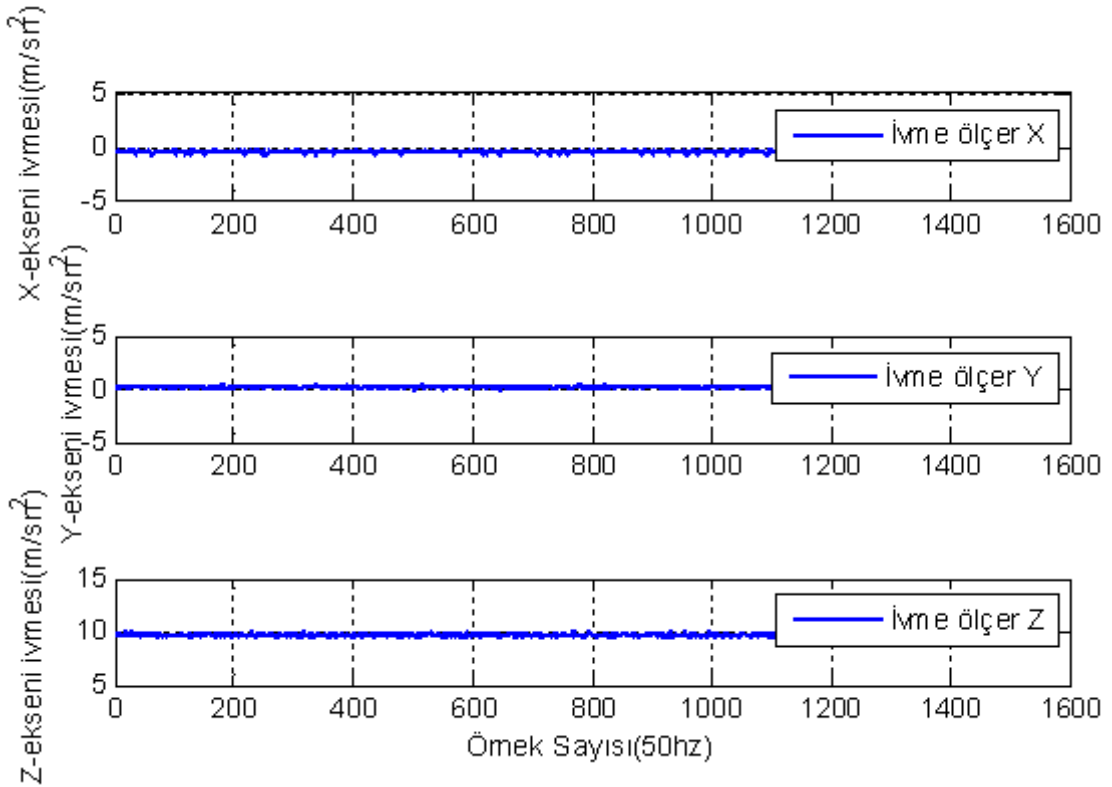
Şekil 4.11 İvme ölçer çıktılarının gerçek verilere dönüştürdüğü hesaplama bloğu

İvme hesaplama bloğunun alt hesaplama bloğu aşağıdaki gibidir. Burada oluşturulan kalibrasyon bloğu ile seyrüsefer sistemi yatay düzleme yerleştirdikten sonra kalibrasyon aktif hale getirildiğinde ivmeölçer çıktıları toplanarak ortalamaları alınmakta ve bulunan değerler sabit hata değeri olarak kullanılmaktadır.  $X$  ve  $y$  eksenlerine yaklaşık  $0 \text{ m/s}^2$  lik okumalar beklenir iken yatayda  $9.8 \text{ m/s}^2$  lik ölçümler (yerçekimi ivmesi) beklenmektedir. Böylece ivme ölçerlerin sabit hatası kaldırılmıştır.



Şekil 4.12 İvme ölçer kalibrasyon bloğu

Kalibrasyon gerçekleştirildikten sonra seyrüsefer sistemi yatayda bırakıldığında x, y ve z eksenlerinde ölçülen ivmeler aşağıdaki gibidir.



Şekil 4.13 Bütünleşik seyrüsefer sistemi durağan ve yaklaşık olarak yatay durumda iken ivme ölçer çıktıları

Yukarıdaki grafikte görüldüğü üzere seyrüsefer sistemi yaklaşık olarak yatay duruma getirildiğinde x ve y eksenlerinde okunan ivmeler 0  $m/s^2$  iken z ekseninde yer çekimi ivmesi 9,8  $m/s^2$  okunmaktadır.

Kalibrasyon sonucunda ivmeölçer hatasının standart sapması aşağıdaki gibidir.

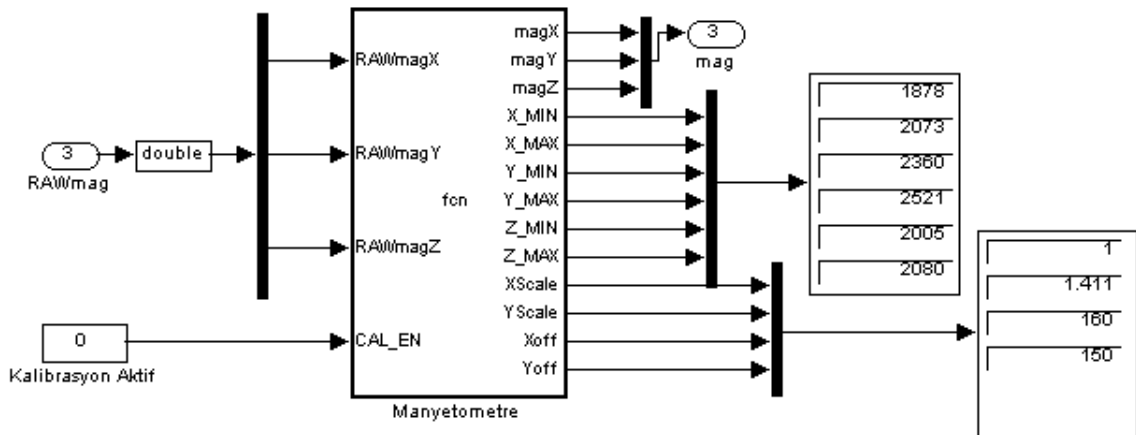
Çizelge 4.5 İvme ölçer standart sapması

İvme ölçer eksenini	X	Y	Z
Standart Sapma (m/s <sup>2</sup> )	0,0190	0,0256	0,0228

#### 4.3.3. Manyetik algılayıcı ölçümleri

Algılayıcı paketinde bulunan Honeywell HMC1052L ve HMC1051Z manyetik algılayıcılar ile kuzey açısı hesaplanmaktadır. Manyetik algılayıcı çıktıları yine aynı pakette bulunan operasyonel yükselticiler (OPAMP) kullanılarak 100 kat yükseltilmektedir.

Ham manyetometre verisinin işlendiği ve kalibrasyonun gerçekleştirildiği işlem bloğu aşağıdaki gibidir.



Şekil 4.14 Manyetometre hesaplama ve kalibrasyon bloğu

Manyetik algılayıcılardan okunan ham veriler yukarıdaki hesaplama bloğu kullanılarak manyetik ölçümlere dönüştürülmektedir. Bunun için manyetometrenin öncelikle kalibre edilmesi gerekmektedir. Kalibrasyon yapılmadan manyetik algılayıcı çıktıları doğru sonuçlar vermemektedir. Özellikle sistemin yerleştirildiği ya da çalıştığı ortamda manyetik alanı bozucu etkisi olan pasif ya da aktif manyetik etkenlerin etkisi yok edilmelidir. Kalibrasyon için literatürde çeşitli kalibrasyon teknikleri geliştirilmiştir (Caruso et al., 1997; Gebre-Egziabher et al.,2001). Tez

çalışmasında (Caruso, 1997)' de önerilen kalibrasyon tekniği kullanılmıştır. Seyrüsefer sistemi yatayda bir düzlem üzerinde 360° çevrilerek x ve y eksenlerindeki minimum ve maksimum manyetik değerler bulunmuştur. Bu değerler kullanılarak, x ve y eksenlerinin birbirine karşı dengelemek için ölçek oranları hesaplanmıştır. Daha sonra her iki ekseninde orta değerler (manyetometre eksenini doğu veya batı yönünde iken okunan değer) hesaplanmıştır.

$$X_{sf} = 1 \text{ veya } \frac{(Y_{max}-Y_{min})'}{(X_{max}-X_{min})} \text{ den hangisi büyükse} \quad (4.2)$$

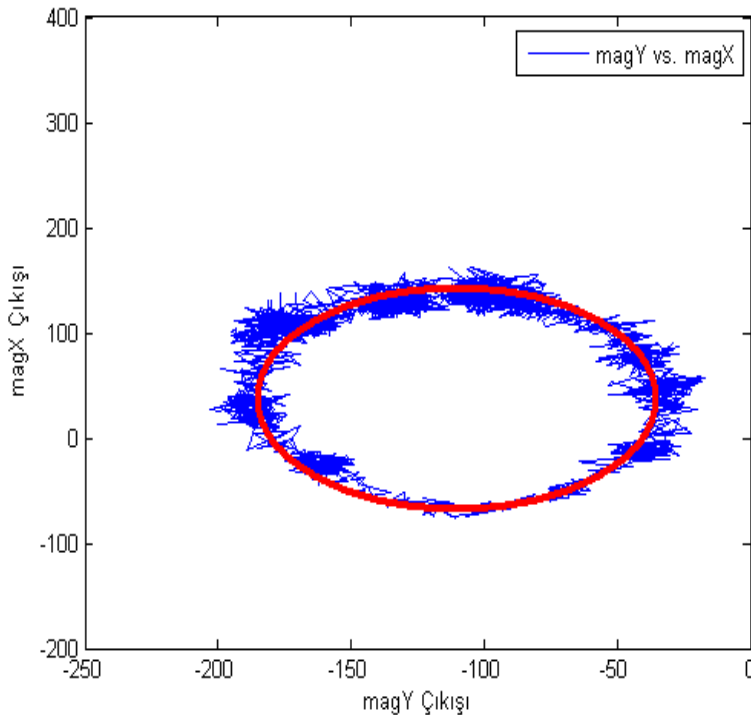
$$Y_{sf} = 1 \text{ veya } \frac{(X_{max}-X_{min})'}{(Y_{max}-Y_{min})} \text{ den hangisi büyükse} \quad (4.3)$$

$$X_{off} = \left( \frac{X_{max}-X_{min}}{2} - X_{max} \right) X_{sf} \quad (4.4)$$

$$Y_{off} = \left( \frac{Y_{max}-Y_{min}}{2} - Y_{max} \right) Y_{sf} \quad (4.5)$$

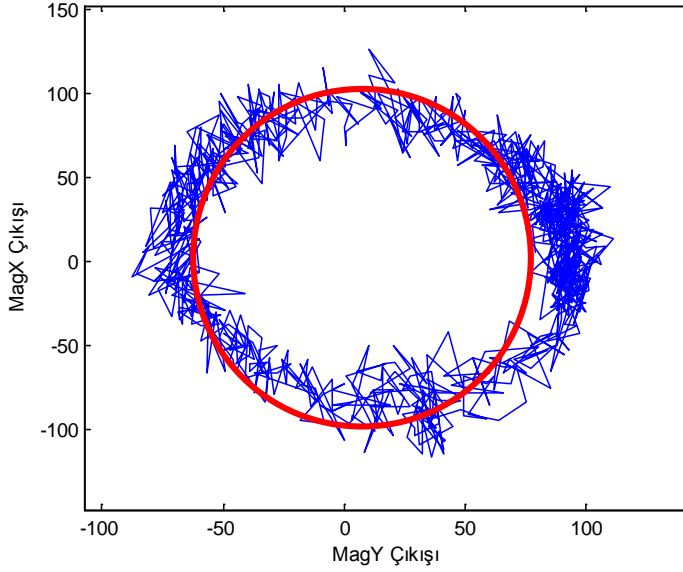
Bulunan bu değerler hesaplamalarda kullanılarak manyetometre okumaları yumuşak ve sert demir bozulmalarına karşı kalibreli hale getirilmiştir.

Kalibrasyon yapılmadan önce manyetometre çıktıları aşağıda görülebilir. X ve y eksenlerinin oluşturduğu daire merkezden kaymış ve elipse benzemiştir.



Şekil 4.15 Manyetometrenin x ve y eksenlerindeki ölçümleri (kalibrasyondan önce)

Manyetometre yumuşak demir (soft iron) ve sert demir (hard iron) hatalarına karşı kalibre edildikten sonra aşağıdaki gibi çıkış üretmeye başlamıştır. Görüldüğü üzere oluşan şekil daha çok daireye benzemiş ve dairenin merkezi (0,0) noktasına daha çok yaklaşmıştır.



Şekil 4.16 Manyetometrenin x ve y eksenlerindeki ölçümleri (kalibrasyondan sonra)

Manyetometre çıktıları son derece gürültülüdür. Durağan durumda manyetometrenin üç eksendeki hatalarının standart sapması Çizelge 4.6' da verilmiştir. Manyetometrenin kalibrasyondan sonra çıkışları (-100, 100) aralığına indirgenmiştir.

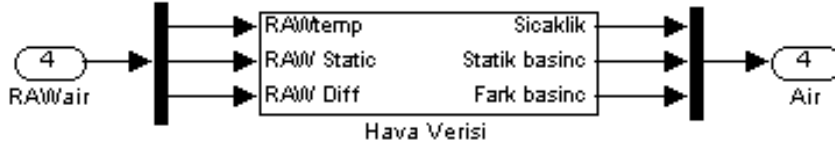
Çizelge 4.6 Manyetometre standart sapması

Manyetometre	X	Y	Z
Standart Sapma	2,9951	3,0699	2,7820

#### 4.3.4. Hava veri bilgisayarı ölçümleri

İnsansız bir hava aracının hava hızı ve irtifası, otonom kontrol ve seyrüsefer fonksiyonlarının yerine getirilebilmesi için kritik öneme sahiptir. Hava veri

bilgisayarı Freescale MPX5010DP ve MPX5100AP basınç algılayıcıları ile LM35 sıcaklık ölçer kullanılarak oluşturulmuştur.



Şekil 4.17 Gerçek hava verisi hesaplama bloğu

Barometrik irtifa algılama için Freescale MPX5100AP algılayıcı kullanılmıştır. Çizelge 4.7’ de algılayıcının temel parametreleri görülebilir. Algılayıcı ise Şekil 4.18’ de gösterilmektedir.

Çizelge 4.7 MPX5100 temel karakteristikleri

	Min	Nominal	Maks
<b>Minimum Basınç Çıkışı</b>	0,088V	0,20V	0,313V
<b>Maksimum Basınçta Çıkış</b>	4,587V	4,7V	4,813V
<b>Hassasiyet</b>	-	45mV/kPa	-

Algılayıcı 0-5V arası çıkış ürettiği için araya bir gerilim bölücü potansiyometre yerleştirilmiştir. Algılayıcı çıkış voltajı (624/1000) oranında mikrodenetleyiciye iletilmektedir.

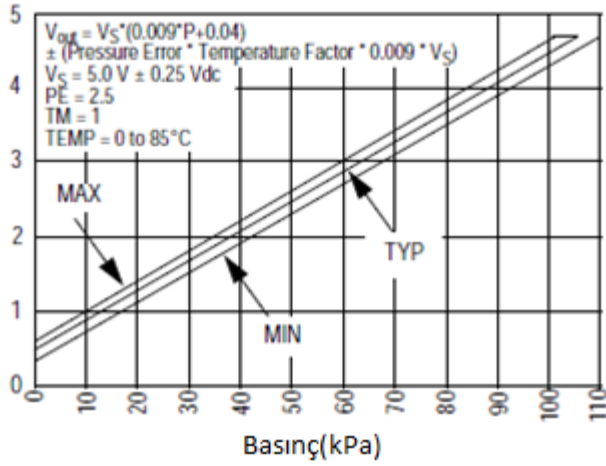


Şekil 4.18 Freescale MPX5100AP

MPX5100AP, atmosferik basınca orantılı olarak çıkış voltajı üretmektedir. İrtifa arttıkça basınç azalacağı için algılayıcının çıkış voltajı da azalmaktadır. Basınca göre üretilen çıkış voltajı Şekil 4.19’ da görülebilir.

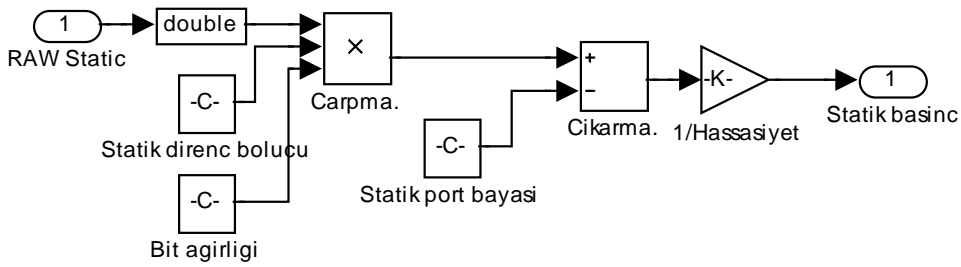


Çıkış Voltajı(V)



Şekil 4.19 MPX5100AP basınç-voltaj eğrisi

Ham statik basınç bilgisi Şekil 4.20' de verilen hesaplama bloğu kullanılarak gerçek veriye çevrilmektedir.



Şekil 4.20 Statik basınç hesaplama bloğu

Freescale MPX5010DP, 0-10kPa arasındaki ölçüm aralığı ile hava hızı algılama için kullanılmaktadır. Algılayıcının iki adet portu vardır. Bu portlardan bir tanesi statik basıncı diğer port ise dinamik basıncı ölçmektedir. Böylece algılayıcı iki port ölçümü arasındaki farkı (darbe basıncı) doğrudan verebilmektedir.



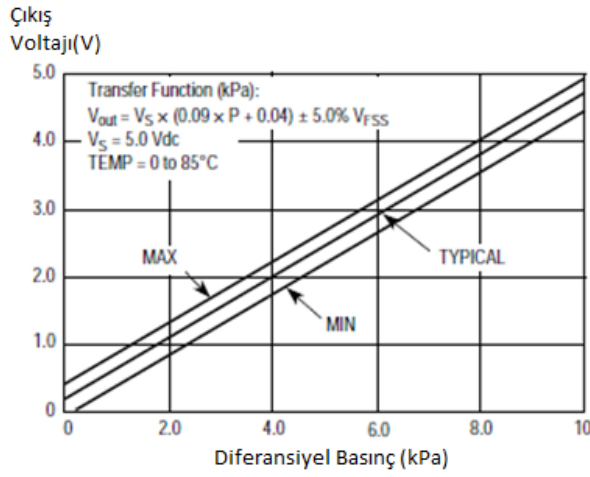
Şekil 4.21 MPX5010DP Basınç Algılayıcı

MPX5010DP' nin temel özellikleri Çizelge 4.8' de verilmiştir.

Çizelge 4.8 MPX5010DP temel karakteristikleri

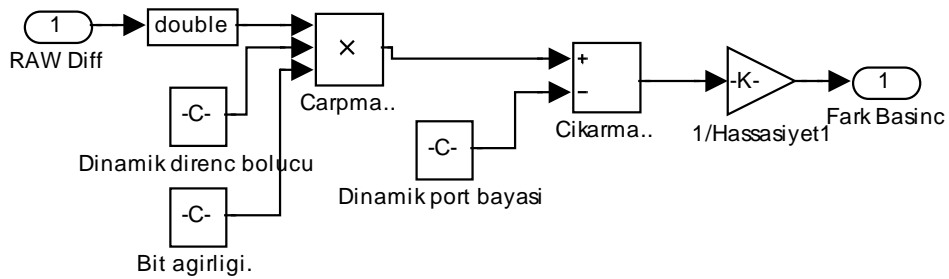
	Min	Nom	Maks
<b>Minimum Basınç Çıkışı</b>	0V	0,20V	0,425V
<b>Maksimum Basınçta Çıkış</b>	4,475V	4,7V	4,925V
<b>Hassasiyet</b>	-	450mV/kPa	-

MPX5010DP algılayıcısının basınca göre çıkış voltajı Şekil 4.22' de görülebilir.



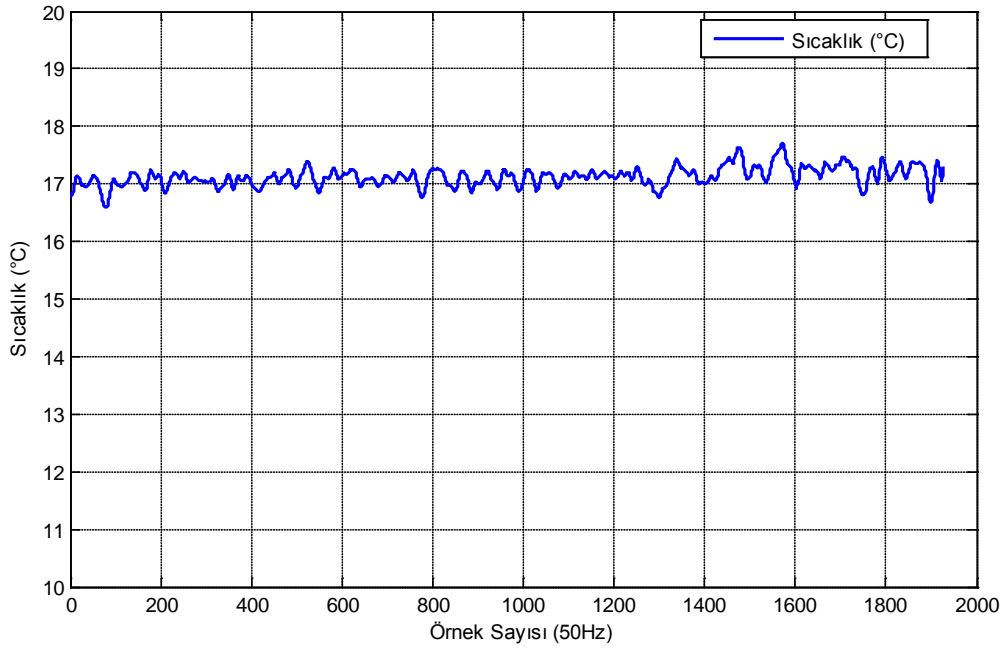
Şekil 4.22 MPX5010DP basınç-çıkış voltajı eğrisi

Fark (darbe) basınç Şekil 4.23' de verilen hesaplama bloğu ile gerçek veriye dönüştürülmektedir.



Şekil 4.23 Fark basıncı hesaplama bloğu





Şekil 4.26 Sıcaklık hesaplama bloğu çıktısı

#### 4.4. Bütünleşik Seyrüsefer Sistemi Hesaplamaları

##### 4.4.1. Yönelim ve başaçası (kuzey açısı) hesaplama

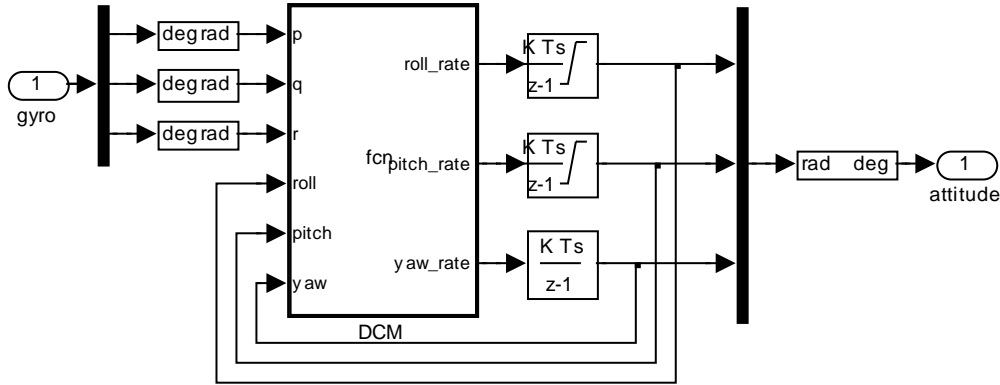
Yönelim hesaplamak için kullanılan geleneksel yöntemde, yönelim matrisi kullanılarak, araç gövde eksenini ile referans eksen sistemi arasındaki dönüşüm yapılır ve jiroskoplardan alınan anlık dönüş oranlarının nümerik integrali alınarak yönelim hesaplanır (Titterton et al., 2004). Ancak jiroskopların ürettikleri verilerde zamanla düşük frekanslı sapma meydana gelmekte ve bu da uzun vadede yönelim hesaplamalarında büyük hatalara yol açmaktadır (Pandit et al., 1986). Bununla beraber ivmeölçer ve manyetometre bir arada kullanılarak yönelim hesaplaması yapılabilmektedir (Gebre-Egziabher et al., 200). İvmeölçer ve manyetometre ölçümlerinde uzun vadeli kayma hataları bulunmazken, kısa vadede çok fazla gürültü mevcuttur. Görüldüğü gibi her iki algılayıcı sistemi (jiroskop ve ivmeölçer-manyetometre) aynı ölçümleri birbirinden farklı hata karakteristikleri ile gerçekleştirmektedirler. Bu nedenle jiroskop kullanılarak hesaplanan durum bilgisi, ivmeölçer ve manyetometre ile düzeltilir.

Bütünleşik seyir sistemi içerisinde kullanılan iki adet jiroskop (bir adet x ve y eksenlerinde, diğeri ise z eksenini etrafındaki dönüşü ölçer) ile aracın gönde eksen takımına göre yalpa, yunuslama ve kayma (yaw) oranları (p, q, r) ölçülmektedir. Dönüş oranlarını veren jiroskop çıkışları ile Euler açılarının zaman içinde değişimi Eş. 4.7' de verilen yönelim matrisi ile gösterilebilir (Yoo et. Al, 2011);

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \tan(\theta) \sin(\phi) & \tan(\theta) \cos(\phi) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \frac{\sin(\phi)}{\cos(\theta)} & \frac{\cos(\phi)}{\cos(\theta)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (4.7)$$

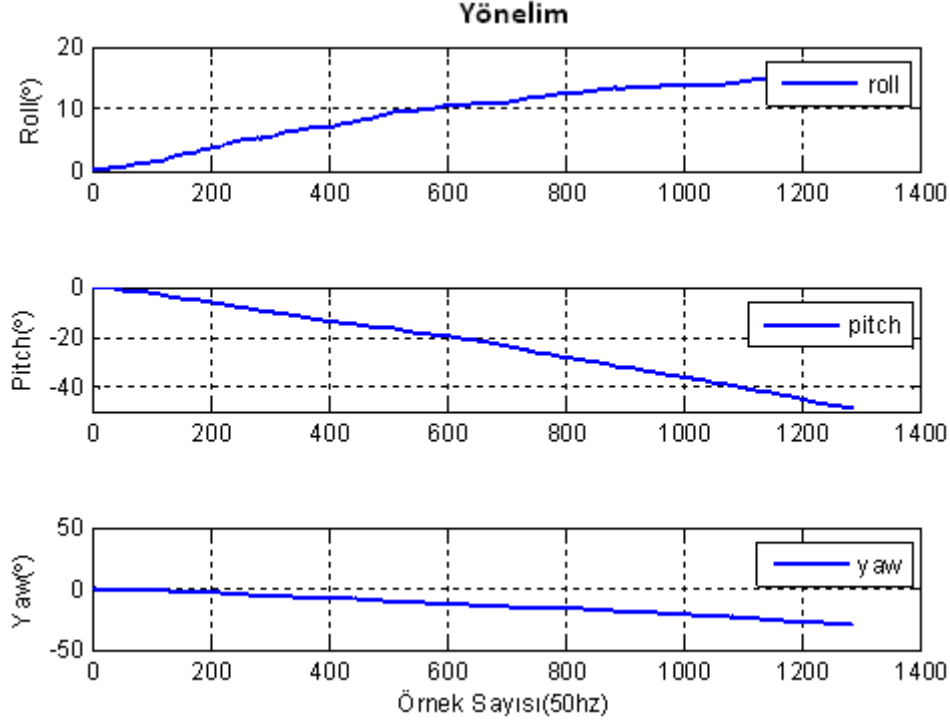
Burada  $\phi$  roll açısı,  $\theta$  pitch açısı ve  $\psi$  yaw açısı, p jiroskop x eksen çıkışı ( $^{\circ}/sn$ ), q jiroskop y eksen çıkışı ( $^{\circ}/sn$ ), r jiroskop z eksen çıkışıdır ( $^{\circ}/sn$ ).

Eş.4.6 kullanılarak elde edilen açısal değişimlerin integrali alınarak yönelim hesaplanabilir. Bunun için Şekil 4.27' de verilen hesaplama bloğu oluşturulmuştur. Şekil 4.27' de verilen hesaplama bloğu ile jiroskop verileri Eş. 4.7 kullanılarak yönelim değişim hızına çevrilmekte; elde edilen değerlerin integralleri alınarak yönelim bilgisi elde edilmektedir. Yönelim bilgisi tekrardan hesaplama matrisinde kullanılmak üzere geri beslenmektedir.



Şekil 4.27 Düzeltme olmadan yönelim hesaplanması

Şekil 4.27' de verilen yönelim hesaplama bloğunun çıktıları Şekil 4.28' de görülebilir.

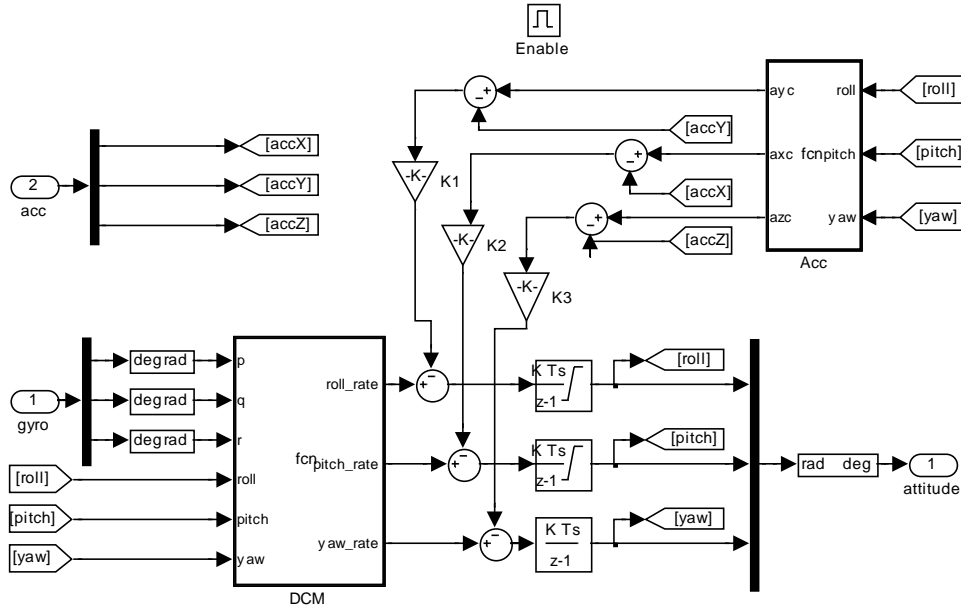


Şekil 4.28 Düzeltme olmadan durağan durumda yönelim çıktıları

Görüldüğü üzere herhangi bir yardımcı düzeltme kaynağı olmadan jiroskop sabit kayması değerinin sürekli kayması ve integral nedeniyle hata sürekli artmış; 25 saniyede roll yaklaşık  $20^\circ$ , pitch yaklaşık  $-45^\circ$ , yaw ise yaklaşık  $40^\circ$  kaymıştır. Bu hatalar giderilmeden sistemin kullanılabilir olmayacağı açıktır.

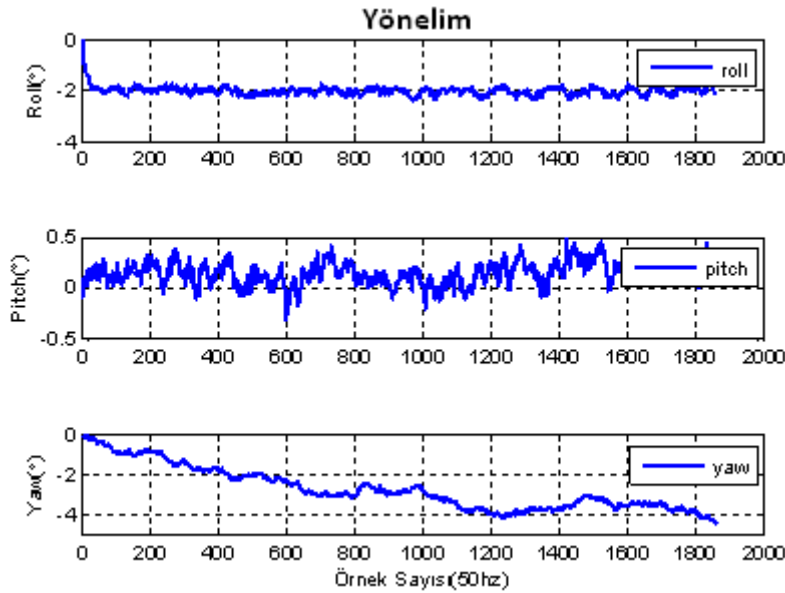
Jiroskop algılayıcılara yardımcı kaynak olarak ivme ölçerler kullanılmıştır. İvme ölçerlerin durağan durumda sabit kayma değerlerinin değişmesi jiroskopa göre çok küçüktür. Ancak ivme ölçerler hareketli ortamlarda daha gürültülü çalışmaktadırlar. Bu durumda ise jiroskop ölçümleri daha güvenilir olmaktadır. Böylece her iki algılayıcı birbirini tamamlayıcı nitelikleri taşımaktadırlar.

Jiroskop ve ivmeölçerlerin bir arada bulunduğu hesaplama bloğu Şekil 4.29' da verilmiştir.



Şekil 4.29 İvme ölçer ile düzeltme yapılması

Yönelim hesaplamaları jiroskop kullanılarak yapılmakta ve kayma hatası ivme ölçerler kullanılarak düzeltilmektedir. Sistemin durağan şekilde ürettiği çıkışlar aşağıdaki gibidir.



Şekil 4.30 İvme ölçer ile düzeltme yapıldıktan sonra durağan durumda yönelim çıktıları

Yönelim hesaplama bloğu içerisindeki “Acc” ivme hesaplama bloğu ile jiroskoplardan elde edilen Euler açıları kullanılarak ivme değerleri hesaplanmaktadır. Hesaplanan ivme değerleri gerçek ivme ölçümleri ile karşılaştırılarak yönelim hesaplamalarına statik geri besleme kazançları ile geri beslenmektedir. Böylece yönelimdeki hatalar ortadan kaldırılmaktadır. İvme hesaplama bloğu içerisinde x ve y yönündeki ivmeler Eş.4.8 ve Eş.4.9 ile hesaplanmıştır. Z yönündeki ivme bilgisi yerine ise doğrudan sapma açısı çıkışa beslenerek kullanılmıştır.

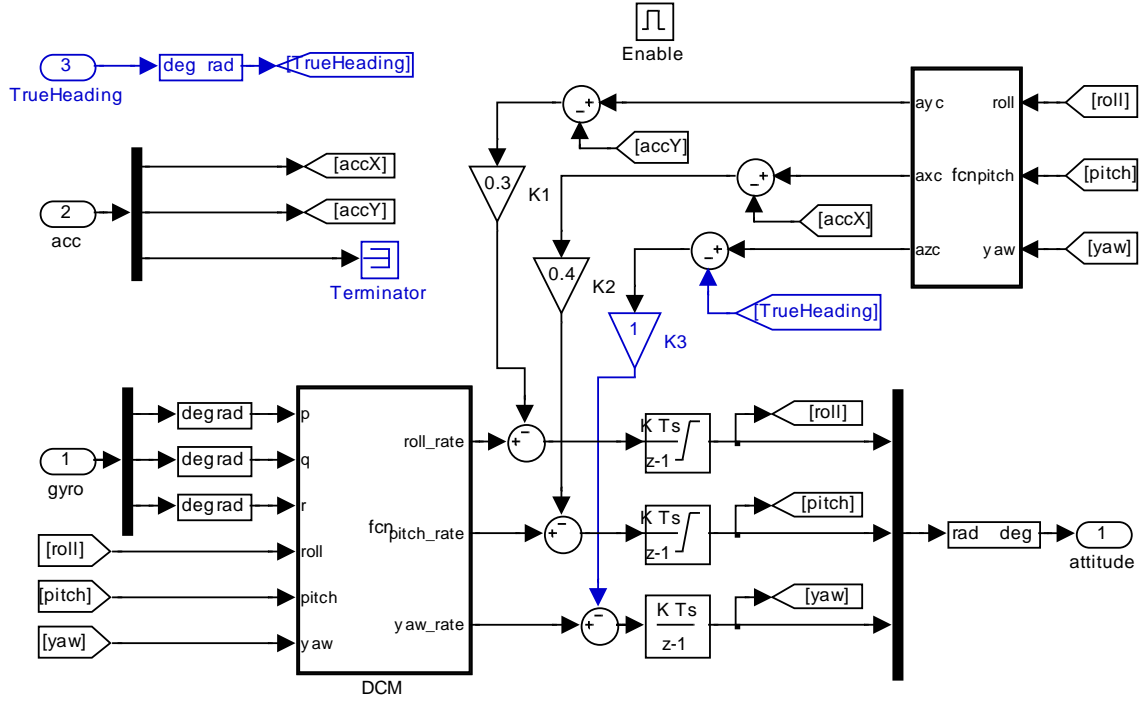
$$a_x = g \sin(\theta) \quad (4.8)$$

$$a_y = g \sin(\phi) \quad (4.9)$$

Burada  $g=9.8 \text{ m/s}^2$  yer çekimi ivmesi,  $\theta$  yunuslama açısı ve  $\phi$  yalpalama açısıdır.

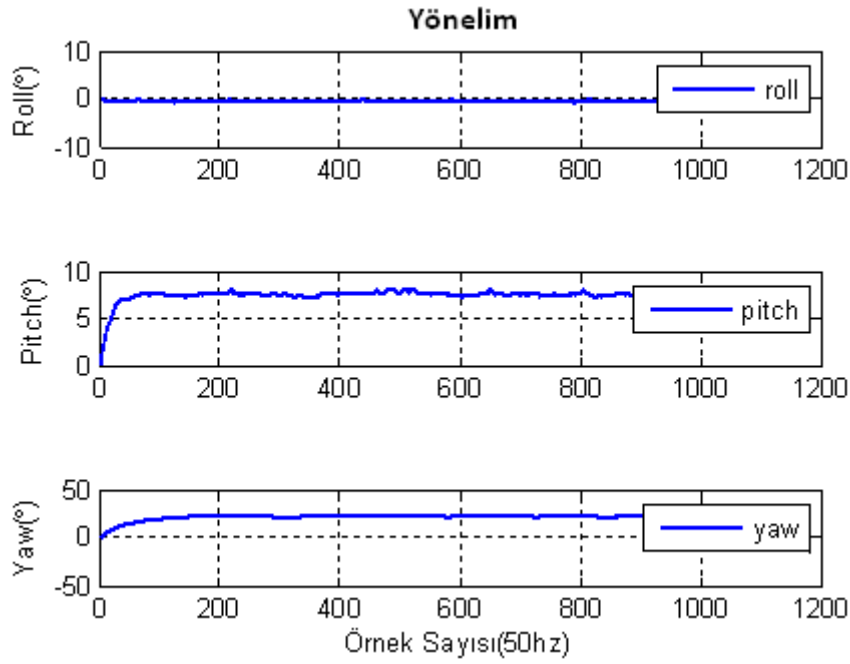
İvme ölçer yardımcı düzeltme kaynağı olarak kullanıldığında yalpa ve yunuslama açılarının uzun vadede (40 saniyede) kaymadığı ancak kayma (yaw) açısının yaklaşık  $-4^\circ$  kaydığı görülmektedir. Kayma açısını düzeltmek için sisteme kuzey açısını ölçen manyetik pusula eklenmiş ve kayma açısı bu manyetik algılayıcıdan (manyetometre) elde edilen baş açısı kullanılarak düzeltilmiştir. Bunun için hesaplama bloğu aşağıdaki şekilde güncellenmiştir.





Şekil 4.31 Yönelim hesaplama bloğu (İvme ölçer ve manyetometre düzeltmeleri ile birlikte)

Yönelim hesabı için kullanılan kaynak jiroskop ölçümleridir. Jiroskop ölçümlerinin rotasyon matrisi ile çarpılıp integrallerinin alınmasıyla yönelim verisi elde edilir. İvme ölçer ve manyetometre ise yardımcı kaynak olarak kullanılarak jiroskop sabit hata kaymasından dolayı oluşan hataları kompanze eder. Geri beslemelerdeki katsayılar kaymayı engelleyecek şekilde deneme-yanılma yöntemi ile seçilmiştir.

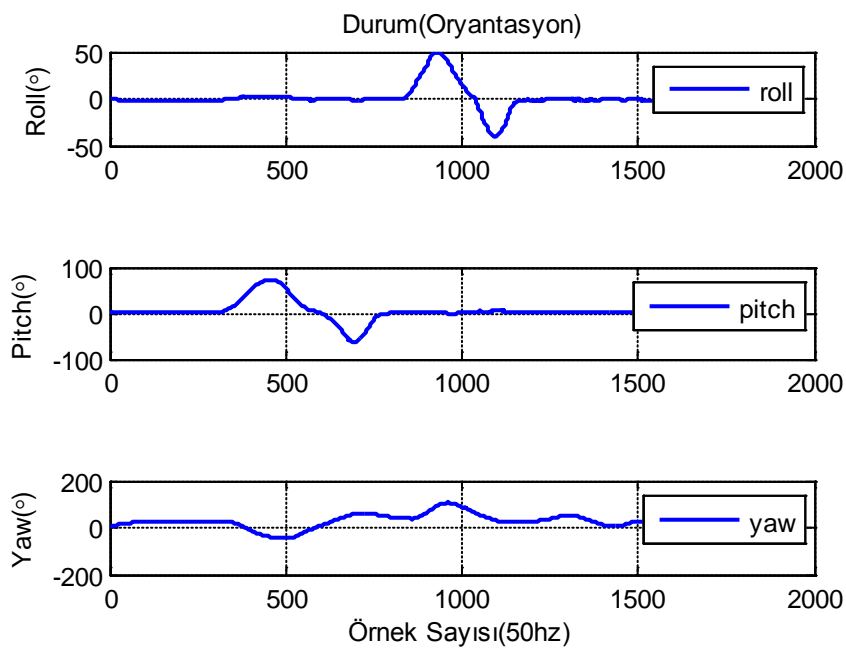


Şekil 4.32 Entegre seyir sisteminin sabit durumdaki durum çıktıları (ivme ölçer ve manyetometre düzeltmeleri ile birlikte)

Yönelim hesaplaması sonucunda elde edilen sonuçlara yönelik standart sapma değerleri Çizelge 4.9’ da verilmiştir.

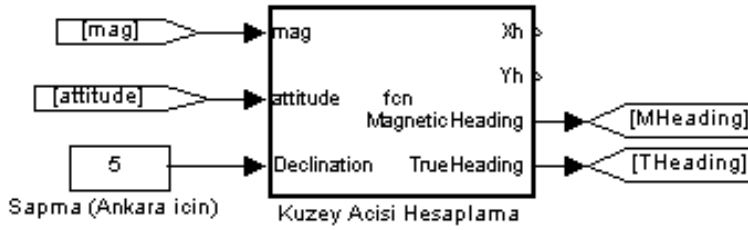
Çizelge 4.9 Euler açılarının standart sapması

Euler Açıları	Yalpalama (Roll)	Yunuslama (Pitch)	Sapma (Yaw)
Standart Sapma (°)	0,1046	0,1154	2,7820



Şekil 4.33 Entegre seyir sisteminin çeşitli açılardaki çıktıları (ivme ölçer ve manyetometre düzeltmeleri ile birlikte)

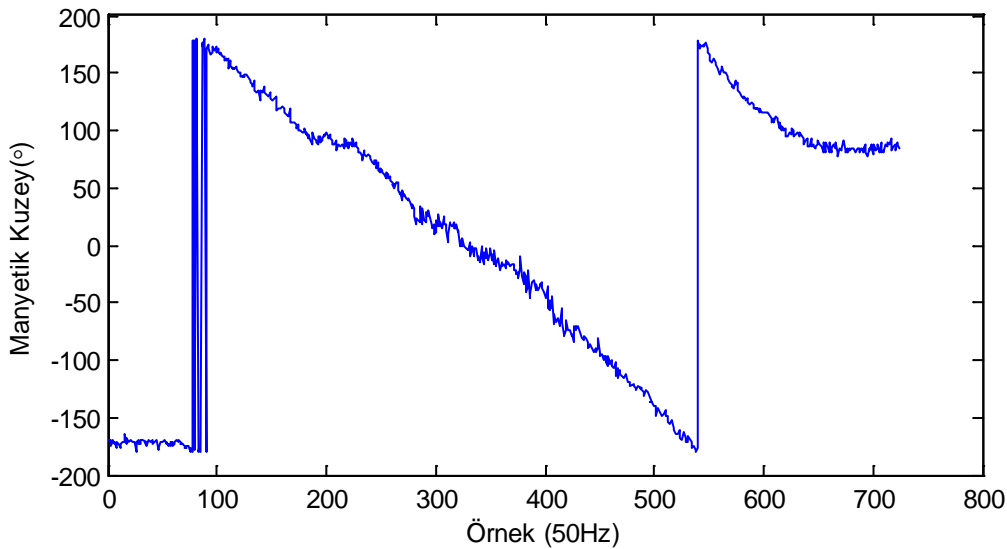
Kuzey açısı hesaplamak için manyetometre çıktıları ve yönelim bilgileri kullanılmaktadır. Bu veriler Şekil 4.34’ de verilen hesaplama bloğuna beslenerek manyetik kuzey açısı hesaplanmaktadır. Hesaplama bloğuna aynı zamanda manyetik kuzey ve gerçek kuzey arasındaki manyetik sapma bilgisi de girilerek gerçek kuzey hesaplanmaktadır.



Şekil 4.34 Baş açısı hesaplama bloğu

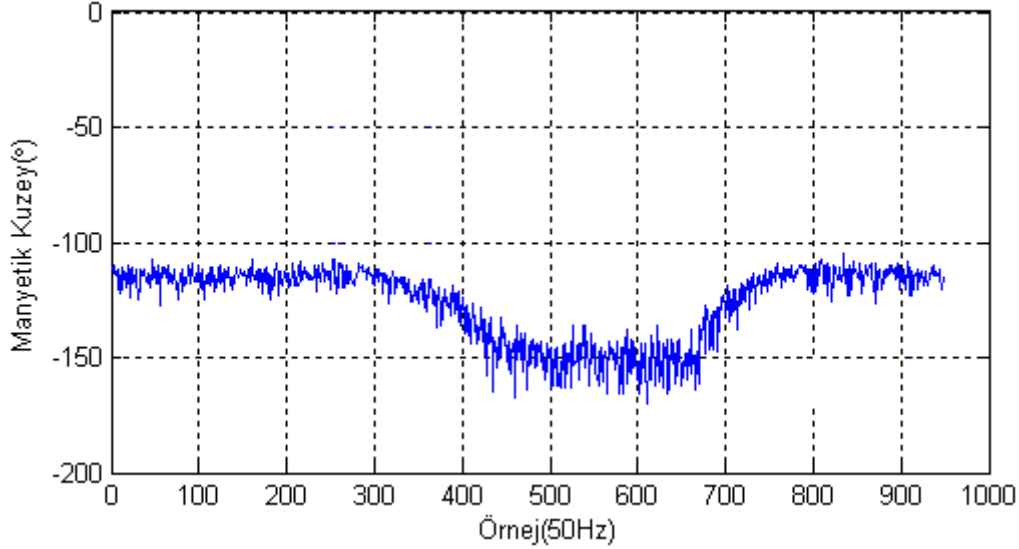
Yatay düzlemde manyetik kuzey ölçümü Eş.4.10 ile doğrudan hesaplanabilmektedir.

$$\text{ManyetikKuzeyAcısı} = \text{atan2}(X, Y) \quad (4.10)$$



Şekil 4.35 Manyetometrenin yatay ekseninde 360° döndürülmesi ile x ve y eksenlerindeki çıktısı

Ancak yukarıdaki hesaplamanın doğru sonucu vermesi için manyetik algılayıcı yatay konumda tutulmalıdır. Herhangi bir yatıklıkta (yunuslama ve/veya yalpa) hesaplanan baş açısı yanlış olacaktır. Bu durum Şekil 4.35' de görülebilir.



Şekil 4.36 Yatay eksene karşı yatıklıklar düzeltilmeden yaklaşık 40° yunuslama yapılarak yapılan kuzey açısı ölçümü

Seyir sistemi kuzeye göre yaklaşık  $-110^\circ$  de tutularak, sisteme  $45^\circ$  yunuslama verilmiştir. Grafikten görüldüğü üzere bu eğiklikte kuzey açısı yaklaşık  $40^\circ$  sapmıştır. Bu sapmanın giderilmesi için manyetik alan vektörünün yataydaki x ve y bileşenleri bulunmalı ve böylece kuzey açısı ölçümü eğikliklerden yalıtılmalıdır.

Öncelikle manyetometre çıktıları eğikliklere karşı kompanze edilmekte ve manyetik alanın yataydaki X ( $X_h$ ) ve Y ( $Y_h$ ) bileşenleri hesaplanmaktadır. Bulunan yatay manyetik alan bileşenleri ile kuzey açısı hesaplanmaktadır. Daha sonra sapma açısı (Ankara için yaklaşık  $5^\circ$ ) manyetik kuzey hesaplamasına eklenerek gerçek kuzey verisi elde edilmektedir. Tasarlanan sistemin farklı bölgelerde gerçek kuzeyi hesaplayabilmesi için ilgili sapma değerinin sisteme girilmesi gerekmektedir.

$$X_h = x \cos(\text{pitch}) + y \sin(\text{roll}) \sin(\text{pitch}) - z \cos(\text{roll}) \cdot \sin(\text{pitch}) \quad (4.11)$$

$$Y_h = y \cos(\text{roll}) + z \sin(\text{roll}) \quad (4.12)$$

$$\text{ManyetikKuzeyAçısı} = \text{atan2}(Y_h, X_h) \quad (4.13)$$

$$\text{GerçekKuzeyAçısı} = \text{ManyetikKuzeyAçısı} + \text{Sapma} \quad (4.14)$$

#### 4.4.2. Ataletsel algılayıcılar ile hız ve konum hesaplamaları

Ataletsel algılayıcılar ile hız ve konum hesaplaması için ivmeölçer ve jiroskop çıktıları kullanılmaktadır.

Hava aracının ağırlık merkezine yerleştirilmiş üç eksenli ivme ölçerler tarafından gövde ekseninde ölçülen ivme değerleri seyrüsefer eksen takımına dönüştürüldüğünde aşağıdaki gibi bir ölçüm elde edilmiş olunur.

$$a = \begin{bmatrix} a_N \\ a_E \\ a_D \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

Ölçülen ivmelerin integrali alınarak ve ilk durumdaki hız bilgisi üzerine eklenerek doğu ve kuzey yönlerindeki hızlar hesaplanır. Hesaplanan hız bilgisinin integrali alınarak ve ilk konum bilgisi üzerine eklenerek pozisyon bilgisine ulaşılır. Doğru yönündeki hız ve pozisyonu aşağıdaki şekilde hesaplanır (Crassidis et al., 2002) .

$$V_E(t) = V_E(t_0) + \int_{t_0}^t a_E(\tau) d\tau \quad (4.16)$$

$$R_E(t) = R_E(t_0) + \int_{t_0}^t V_E(\tau) d\tau \quad (4.17)$$

$V_E$  :Doğu yönündeki pozisyon

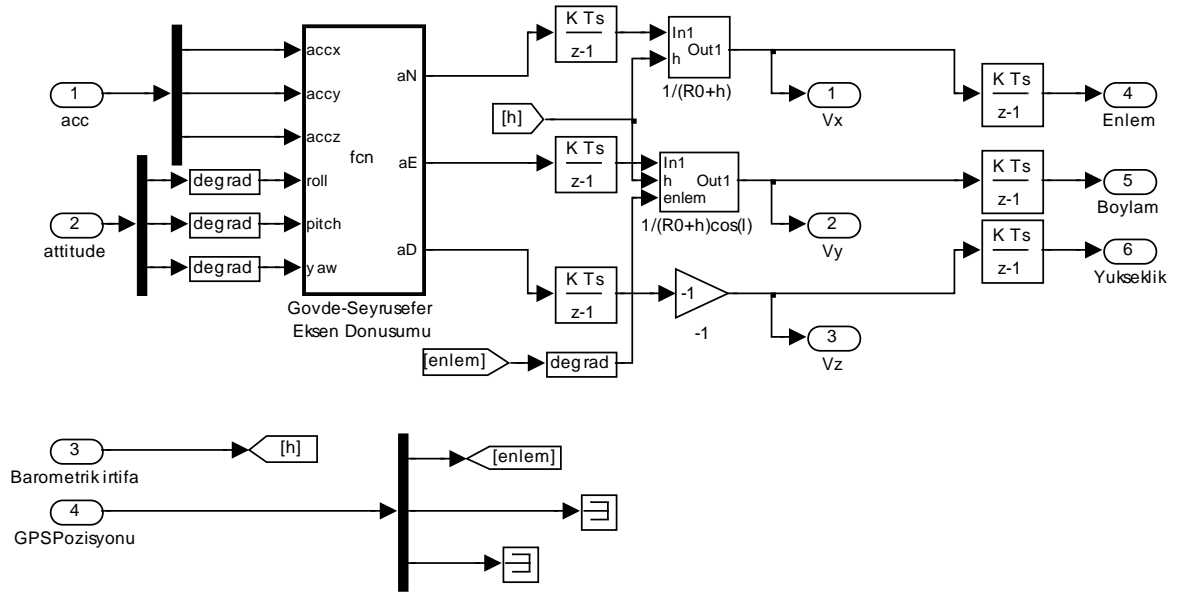
$R_E$  :Doğu yönündeki pozisyon

Bu hesaplamalar farklı referans sistemlerinde (yer sabit, coğrafik seyrüsefer veya ataletsel referans eksenini gibi) gerçekleştirilebilir. En yaygın kullanılan referans eksenleri atalet referans eksenini, dünya eksen takımını, yerel coğrafik seyrüsefer eksen sistemleridir.

Yukarıda sayılan seyrüsefer mekanizmalarından herhangi biri yere yakın seyrüsefer hesaplamalarında kullanılabilir. Yerel coğrafik seyrüsefer eksen takımını genellikle uzun mesafe seyrüsefer için; Wander-Azimuth sistemi dünyanın her

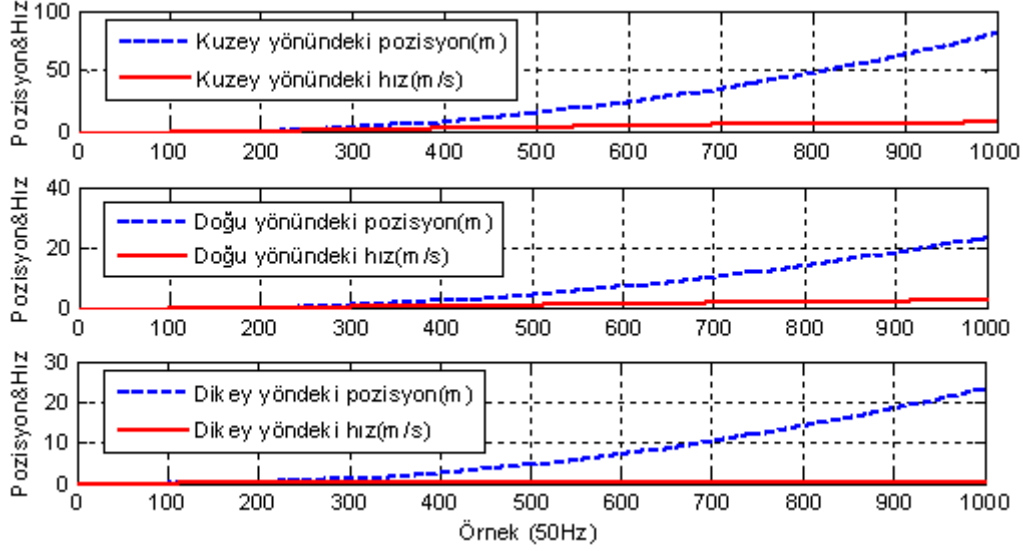
yerinde geçerli bir seyrüsefer için; dünya-sabit referans eksen takımı ise kısa mesafeli seyrüsefer uygulamaları için kullanılabilir (Titterton et al., 2004).

İvme ölçerler okumalarının, gövde ekseninden seyrüsefer eksenine dönüştürülmesinden ve durağan halde çıkışlarının sıfırlanmasından sonra alınan ilk integral ile hız; ikinci integral ile konum hesaplanmıştır.



Şekil 4.37 Atalet seyrüsefer sistemi hız ve pozisyon hesaplama bloğu (düzeltme olmadan)

Herhangi bir düzeltici kaynak olmadan atalet algılayıcıları ile yapılan hız ve pozisyon ölçümlerindeki hatalar sabit hata ve kaymalar yüzünden hızla büyümektedir. Aşağıda Şekil 4.37' de 20 saniyede oluşan pozisyon ve hız hataları görülebilir. Örneğin kuzey yönündeki pozisyon hatası 80 m, hız hatası ise 9 m/sn' yi bulmuştur.



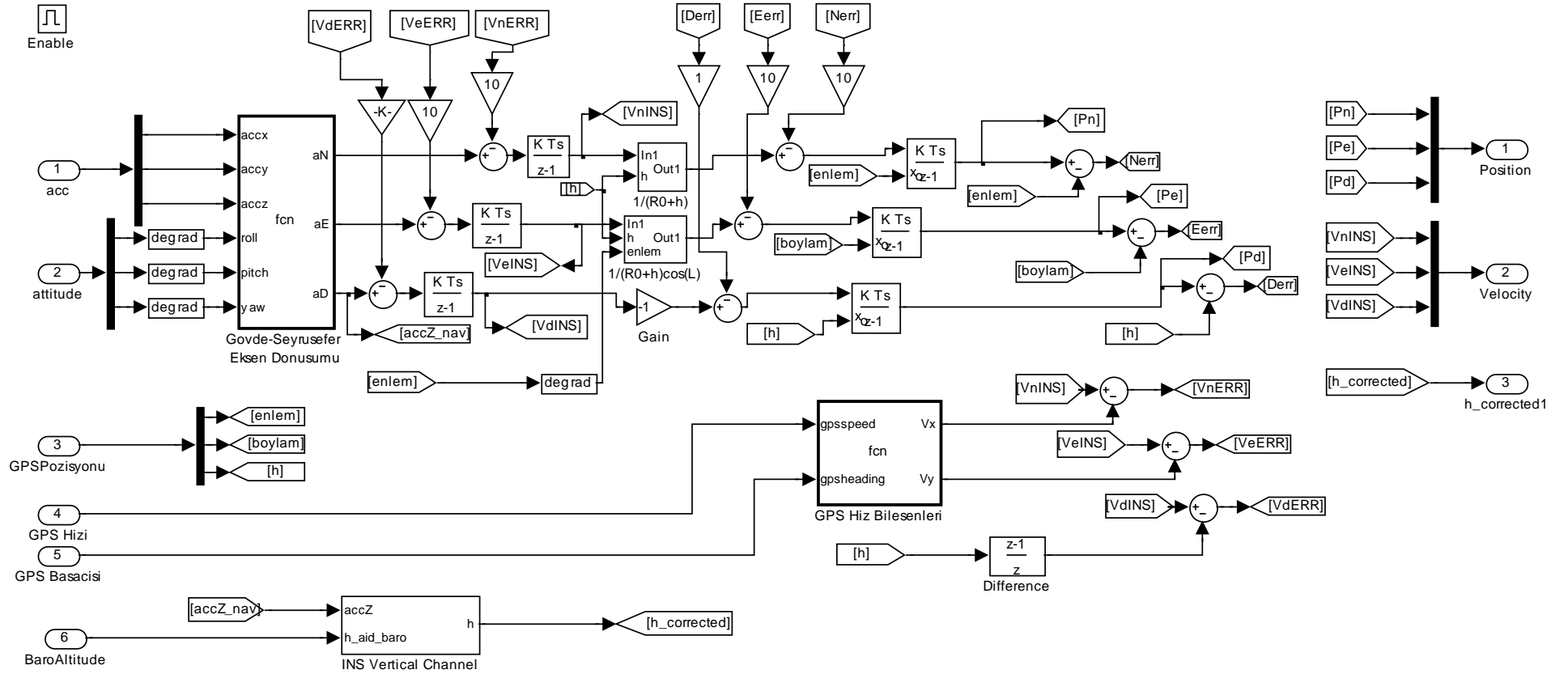
Şekil 4.38 Atalet seyrüsefer sistemi hız ve pozisyon hesaplaması çıktıları (Düzeltilici kaynak yok)

#### 4.4.3. Ataletsel seyir sistemi ve GPS entegrasyonu

Düşük maliyetli bir atalet ölçüm birimi kullanılarak birkaç saniyeden daha uzun süreler boyunca pozisyon ve hız hesaplaması yapmak hataların sürekli artması nedeniyle mümkün olmamaktadır (Baldwin et al., 2007). Küresel konumlandırma sistemi, GPS, atalet algılayıcı sistemdeki pozisyon ve hız hatalarının sınırlandırılması için kullanılabilir.

Ataletsel algılayıcılar ile yapılan hız ve pozisyon ölçümleri GPS ile desteklenir ise seyir sisteminin seyrüsefer hataları sınırlandırılır ve GPS ölçümlerinin araları ataletsel sistem ile doldurulur. Ancak GPS sinyali kaybedildiğinde sistemdeki hatalar tekrar çok hızlı bir şekilde artmaya devam eder.

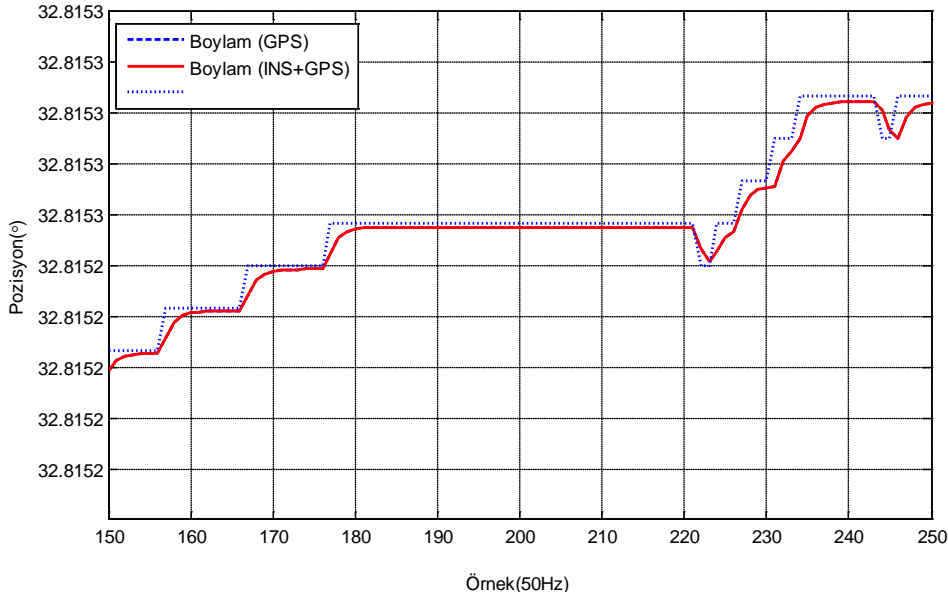
Tez çalışmasında ataletsel seyir sistemi ile GPS entegrasyonu Şekil 4.39' daki hesaplama bloğu ile yapılmıştır.



Şekil 4.39 Atalet seyrüsefer sistemi GPS entegrasyonu

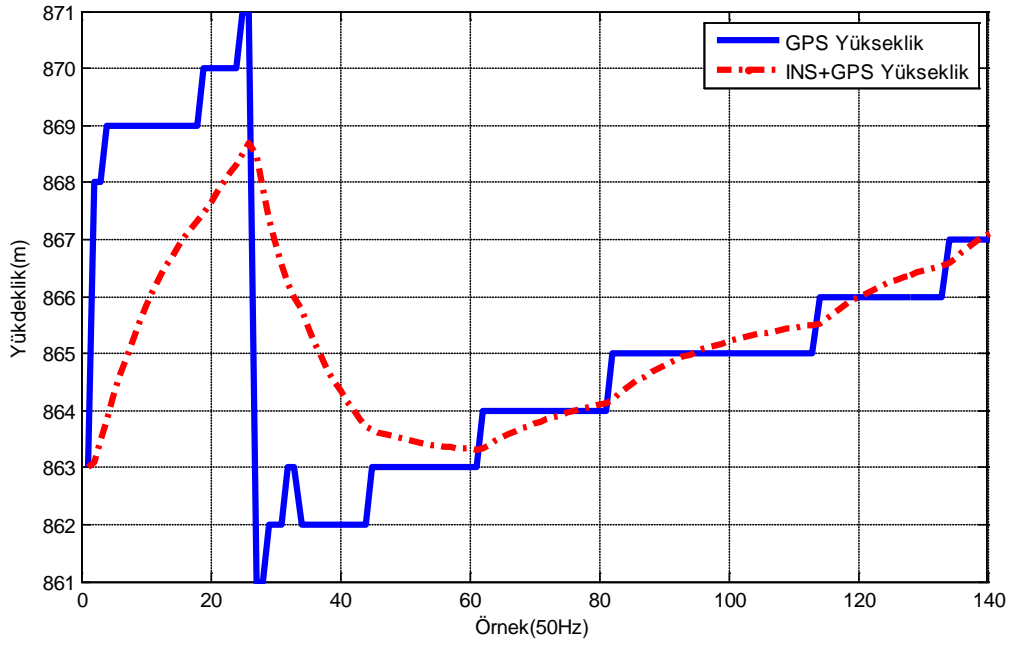


GPS' den elde edilen pozisyon ve hızlar atalet algılayıcı hesaplamalarına geri beslenerek hataların sınırlandırılması sağlanmış ve GPS ölçümlerinin araları da doldurulmuştur. Şekil 4.40' da boylam pozisyonun değişimi görülebilir. Kesik çizgi ile gösterilen GPS konum hesaplaması ataletsel konum hesaplaması tarafından izlenmiştir.



Şekil 4.40 Atalet seyrüsefer sistemi GPS entegrasyonu pozisyon çıktısı

Benzer şekilde aşağıda dikey kanaldaki GPS ve Atalet+GPS hesaplamaları seyir sistemi durağan halde iken görülebilir. Kesik çizgili olan birleşik hesaplama GPS yüksekliğini takip etmiştir.



Şekil 4.41 Ataletsel seyir sistemi GPS entegrasyonu yükseklik çıktısı

#### 4.4.4. Dikey kanal hesaplamaları

Ataletsel algılayıcılar(ivme ölçer) ile dikey ekseninde mesafe ölçümü, integral yüzünden, nümerik olarak stabil değildir (Bekir, 2007). Bu yüzden ataletsel ölçüm algılayıcıları tek başlarına irtifa ve dikey hız hesaplamalarında yeterli değildir (Bekir, 2007). Bu nedenle dikey kanal hesaplamalarında radar mesafe ölçer ya da barometrik yükseklik ölçer gibi yardımcı kaynaklar kullanılarak hesaplamalar yapılır. Bu tez çalışmasında yardımcı kaynak olarak barometrik mesafe ölçer kullanılmıştır.

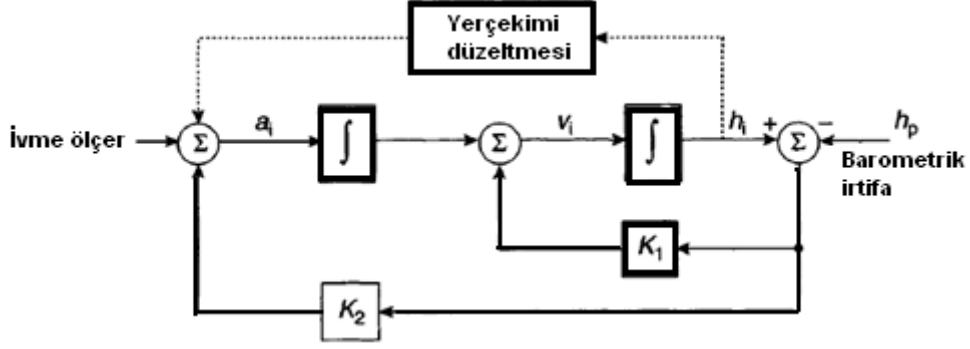
Hava aracının yükselişi esnasında dikey eksenindeki ivmeölçer, hava aracının dikey ivmelenmesini ve yerçekimi ivmesini ölçer.

$$a_{dikey}^{algılanan} = a_{dikey} + g \quad (4.18)$$

Yapılan ölçümden yerçekiminin etkisi çıkarılarak dikeydeki ivmelenme elde edilir. Bu dikey ivmelenme verisi ile hava aracının yükseklik değişimi aşağıdaki şekilde hesaplanmaktadır;

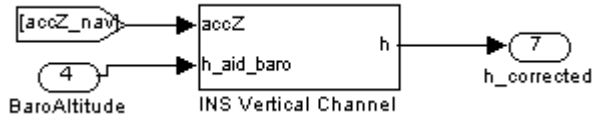
$$h = h_0 + \iint (a_{dikey}^{algılanan} - g) dt \quad (4.19)$$

Bu sistem Şekil 4.42' deki kapalı çevrim kontrol sistemi ile ifade edilebilir (Titterton et al., 2004).

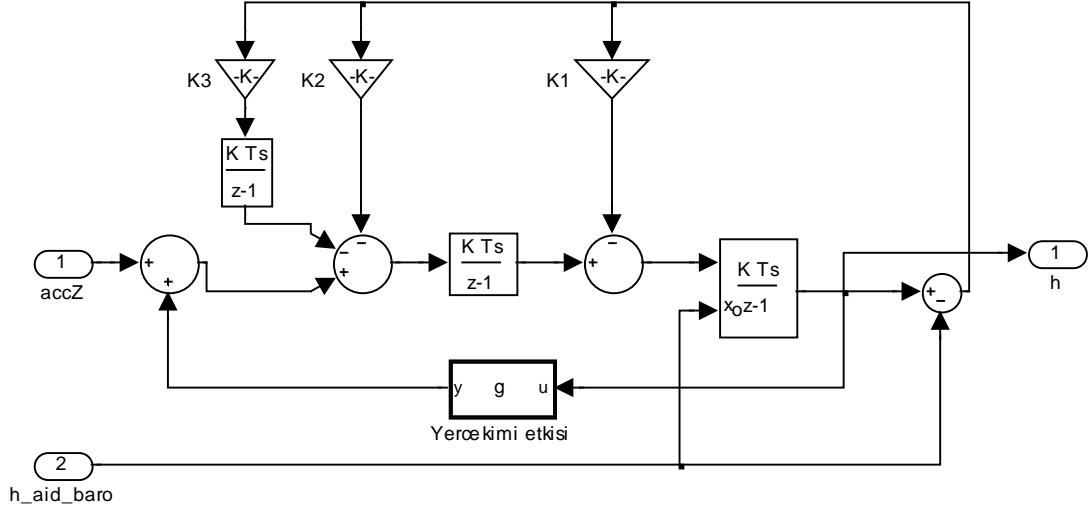


Şekil 4.42 Ataletsel+Barometrik irtifa ölçümü

Yukarıda verilen döngüdeki K1 ve K2 kazanç katsayıları kullanılarak hız ve pozisyon düzeltmeleri yapılmaktadır. Bu katsayılar uzun vadeli değişimleri kompanse etmek amacıyla seçilmektedirler. Gerçeklenen hesaplama bloğu Şekil 4.43' de verilmiştir. Bu blok içerisindeki geri beslemeli hesaplama ise Şekil 4.44' de görülebilir.

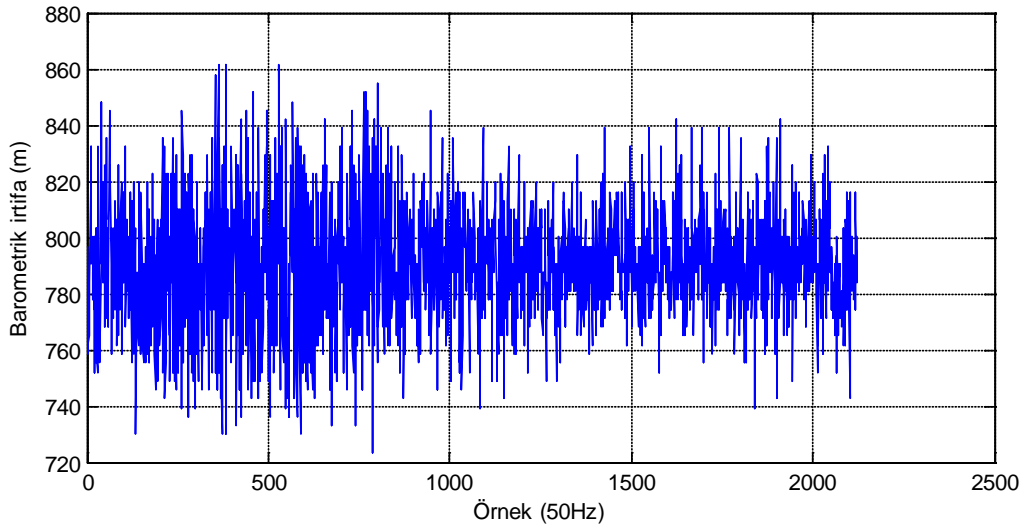


Şekil 4.43 Dikey kanal hesaplama bloğu

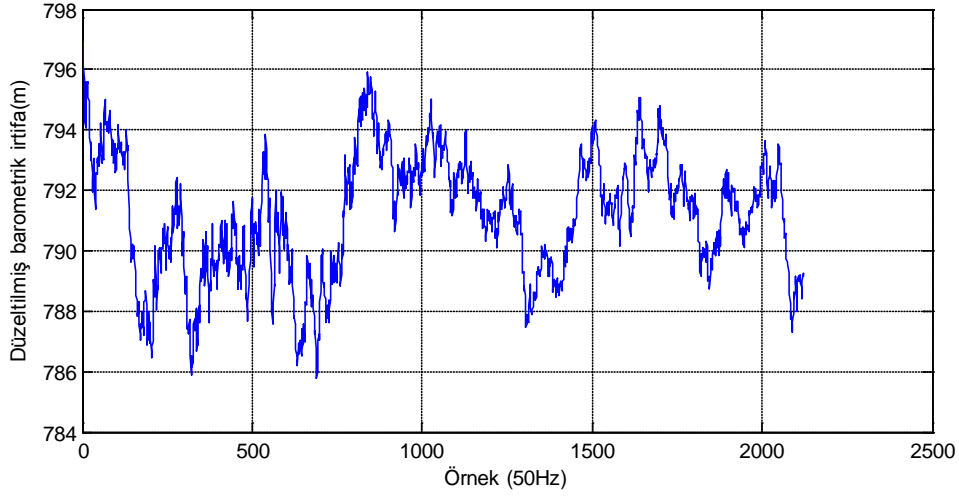


Şekil 4.44 Dikey kanal hesaplama bloğu

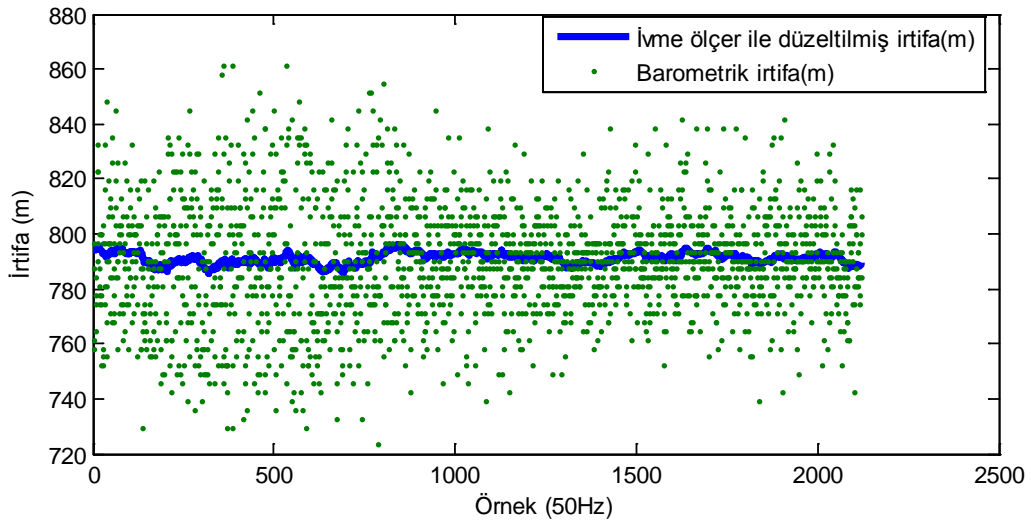
Yapılan ölçümlerde Şekil 4.47' de görüldüğü üzere ivmeölçer kullanılarak düzeltilmiş irtifa yaklaşık olarak  $\pm 5$  m değişim gösterir iken barometrik irtifa yaklaşık olarak  $\pm 70$  m değişim göstermiştir.



Şekil 4.45 Barometrik irtifa hesaplama çıktısı



Şekil 4.46 Birleşik (ivme+barometrik) dikey kanal irtifa hesaplaması çıktısı



Şekil 4.47 Dikey kanalda barometrik irtifa ve birleşik hesaplama

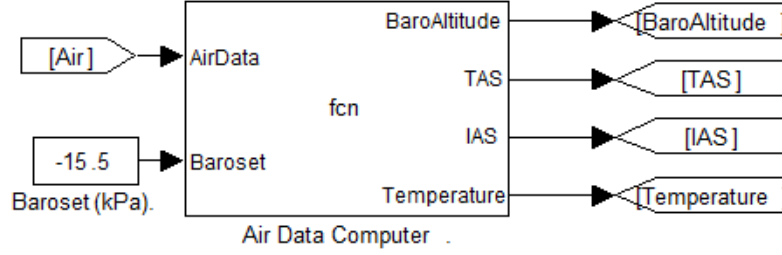
#### 4.4.5. Hava veri bilgisayarı hesaplamaları

Hava veri bilgisayarı için temelde üç farklı algılayıcıdan veri sağlanmaktadır;

- Mutlak basınç algılayıcısı (MPX5100AP),
- Fark basınç algılayıcısı (MPX5010DP),
- Sıcaklık algılayıcısı (LM35).

Algılayıcıların analog çıktıları sayısal veriye çevrilerek işlemci birime gönderilmektedir. Burada ham veriler basınç ve sıcaklık verisine çevrilerek aşağıdaki blok yardımıyla hava verileri hesaplanmaktadır.

Hava veri bilgisayarı hesaplamaları için aşağıdaki blok geliştirilmiştir.



Şekil 4.48 Hava veri bilgisayarı hesaplama bloğu

İrtifa hesaplaması, Eş. 4.20 kullanılarak yapılmıştır.

$$h_{\text{baro}} = 44330 \left( 1 - \left( \frac{P_{\text{statik}}}{P_{\text{MSL}}} \right)^{\frac{1}{5,255}} \right) \text{ m} \quad (4.20)$$

Hava hızı Eş. 4.21 kullanılarak hesaplanmaktadır. Hava yoğunluğu hesaplanarak gerçek hava hızı elde edilmiştir.

$$V_{\text{IAS}} = \sqrt{2 \frac{|P_{\text{dinamik}}|}{P_{\text{deniz}}}} \text{ m/s} \quad (4.21)$$

$$\text{HavaYoğunluğu} = \frac{P_{\text{statik}}}{\text{HavaGazSabit} (T + \text{MutlakKelvin})} \quad (4.22)$$

$$V_{\text{TAS}} = V_{\text{IAS}} \sqrt{\frac{\text{DenizHavaYoğunluğu}}{\text{HavaYoğunluğu}}} \text{ m/s} \quad (4.23)$$

İrtifa ve hava hızı hesaplamalarında kullanılan basınç ölçümleri Eş. 4.24 ve Eş.4.25 kullanılarak elde edilmiştir.

$$P_{\text{statik}} = P_{\text{algılayıcı}} - \text{Baroset} \quad (4.24)$$

$$P_{\text{dinamik}} = P_{\text{algılayıcı}} \quad (4.25)$$

$$T = T_{\text{algılayıcı}} \quad (4.26)$$

Burada deniz seviyesi basıncı ( $P_{MSL}$ ) 101,325 kPa, hava gaz sabiti: 8,31432, deniz seviyesinde hava yoğunluğu: 1,223; sıcaklık ise 273,15 °Kelvin olarak kullanılmaktadır.

## 5. SONUÇ ve ÖNERİLER

Geliştirilen sistem ile insansız hava aracının yönelim, baş açısı, hız, pozisyon, irtifa gibi parametreleri gerçek zamanlı ölçebilmektedir. Algılayıcıların olumlu yanları birleştirilerek algılayıcılardan maksimum fayda sağlanmaya çalışılmıştır.

İvme ölçer ve jiroskoplar basit ancak uygulanması kolay teknikler ile kalibre edilerek gerçek ivme ve dönüş hız verileri elde edilmiştir.

Ataletsel algılayıcılardan yönelim, hız, pozisyon hesaplanmış ve yardımcı kaynaklar ile hesaplamalardaki hatalar düzeltilmiştir. Tasarlanan sistem ileride geliştirilecek farklı seyrüsefer hesaplamaları için de kullanılabilir. Özellikle Simulink destekli otomatik kod oluşturma alt yapısı nedeniyle çok hızlı algoritma geliştirme ve gerçekleştirme imkânı sunulmaktadır.

Üç eksenle ölçüm yapan ivme ölçer, jiroskop ve manyetometre kullanılarak gerçek zamanlı yönelim hesabı gerçekleştirilmiştir. Jiroskopların sabit hatalarının zamanla kaymasından dolayı ivme ölçerler yardımcı veri kaynağı olarak kullanılmış ve yunuslama ve yalpalama açılarındaki hatalar geri besleme döngüleri kullanılarak giderilmiştir. Sapma açısındaki (yaw) kayma ise manyetometreden elde edilen manyetik kuzey bilgisi kullanılarak düzeltilmiştir.

Hava veri hesaplamaları ile irtifa hesabı yapılmıştır. Sadece barometrik veriye dayanan irtifa hesabında, durağan durumda  $\pm 70$  m sapma görülmüştür. Dikeydeki ataletsel ölçüm ve barometrik irtifa bilgisi kullanılarak statik geri besleme döngüleriyle dikey kanaldaki sapma  $\pm 5$  m'ye indirilmiştir.

Ataletsel seyir sistemi hesaplamaları ile konum ve hız bilgisi hesaplanmıştır. Bir düzeltme kaynağı olmadan hesaplanan konum ve hız bilgilerinin hatalarının çok hızlı bir şekilde (20 saniyede 80 m kadar) arttığı görülmüştür. Sistemin hatalarını sınırlandırmak için GPS alıcısı kullanılmış ve GPS' den elde edilen konum ve hız bilgileri kullanılarak ataletsel sistem konum ve hız bilgileri arasındaki hatalar statik besleme kazançları üzerinden geri beslenmiştir. Böylece konum ve hız hesaplamalarındaki hatalar GPS tarafından sınırlandırılmış ve GPS veri güncellemeleri arasındaki boşluklar ataletsel hesaplamalar ile doldurulmuştur.



Özetle sistemin genelinde statik geri besleme kazançları üzerinden hatalar geri beslenerek algılayıcıların hataları düzeltilmiş ve kullanılan bu yöntem gerçek zamanlı olarak gerçekleştirilebilmiştir.

Yapılan çalışmalara ek olarak; geliştirilen sistemin tam anlamıyla kalibrasyonun yapılabilmesi amacıyla 3 ekseninde hareket eden ve hareketin miktarı ve hızı ölçülebilen bir sistem geliştirilerek ya da temin edilerek algılayıcıların kalibrasyonu daha iyi yapıp ölçümlerin doğruluğu arttırılabilir.

## KAYNAKLAR

- Baldwin, G., Mahony, R., Trump, J., Hamel, T., Cheviron T., 2007, Complementary filter design on the Special Euclidean group SE(3), European Control Conference (2007)
- Barbour, N.M., 2011, Inertial Navigation Sensors, RTO-EN-SET-116(2011)
- Bekir, E., 2007, Introduction to Modern Navigation Systems, First Edition, World Scientific, Publishing Co. Pte. Ltd.
- Bezick, S.M., Pue, A.J., and Patzelt, C.M., 2010, Inertial Navigation for Guided Missile Systems, HNS HOPKINS APL TECHNICAL DIGEST, VOLUME 28, NUMBER 4
- Caruso, M.J., 1997, Applications of Magnetoresistive Sensors in Navigation Systems, Honeywell Inc., Volume: 72, Publisher: SAE INTERNATIONAL, Pages: 159–168
- Crassidis, J.L., Markley, F.L., 2002, Integrated INS/GPS Navigation From A Popular Perspective, Journal of Air Transportation Vol. 7, No. 1 – 2002
- Crassidis, J.L., and Lait, K., 2005, Real-Time Attitude-Independent Three-Axis Magnetometer Calibration, Journal Of Guidance Control and Dynamics 2005, Vol 28; Numb 1, pages 115-120.
- Gebre-Egziabher, D., Elkaim G. H., Powell J. D. and Parkinson, B. W., 2001, A Non-Linear Two-step Estimation Algorithm For Calibrating Solid-State Strap down Magnetometers, Citeseer.
- Diebel, J, 2006, Representing Attitude: Euler Angles, Unit Quaternions, and Rotation Vectors, Stanford University, Stanford, California
- Farrell, J. A., 2008, Aided Navigation: GPS with High Rate Sensors, First Edition, McGraw-Hill
- Gebre-Egziabher, D., Elkaim, G.H., Powell, J.D., Parkinson, B.W. ,2000, A Gyro-Free Quaternion-Based Attitude Determination System Suitable for Implementation Using Low Cost Sensors, Proceedings of IEEE 2000 Position Location and Navigation Symposium, San Diego, CA, USA, Mar., 2000, 185-192.
- Gebre-Egziabher, D., Hayward R.C., and Powell, J.D., 1998, A Low-Cost GPS/Inertial Attitude Heading Reference System (AHRS) for General Aviation Applications, Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford University, Position Location and Navigation Symposium, IEEE 1998, p.518-525
- Han, S., and Wang, J., 2009, A novel method to integrate IMU and magnetometers in attitude and heading reference systems.

- Kapaldo, A.J., 2005, Gyroscope Calibration and Dead Reckoning for an Autonomous Underwater Vehicle, Master Thesis at Faculty of the Virginia Polytechnic Institute and State University.
- Kocaman, S., 2003, GPS and INS Integration with Kalman Filtering for Direct Georeferencing of Airborne Imagery, Institute of Geodesy and Photogrammetry.
- Koyaz, P., 2003, A System Theoretical Approach to Inertial Navigation, Ph.D.Thesis, Middle East Technical University, Department of Electrical and Electronics Engineering.
- Levy, S., McPherson, A.E.andHobbs, E.V., 1948, Calibration of Accelerometers, Journal of Research of the National Bureau of Standards.
- Looney, M., 2010, A Simple Calibration for MEMS Gyroscopes, Analog Devices, EDN Europe, July 2010.
- Lueck, R., and Wolk, F., 2000, A Quick Method for Calibrating Accelerometers, Rockland Scientific International Inc.
- Macintyre, S., 2000, Magnetic Field Measurement, Measurement (2000), Volume: 71, Issue: January 2008, Publisher: CRC Press LLC, Pages: 710-722.
- Pandit, S.M., Zhang, W., 1986, Modeling Random Gyro Drift Rate by Data Dependent Systems, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System, 22(4): 455-460.
- Ronnback, S., 2000, Development of a INS/GPS Navigation Loop For An UAV, Master Thesis, Lulea Tekniska University.
- Schmidt, G.T., Phillips, R.E., 2008, INS/GPS Integration Architectures, RTO-EN-SET-064.
- Shuster, M. D., 1993, A Survey of Attitude Representations, The Journal of the Astronautical Science, Vol. 41, No. 4.
- Steven, N., A Critical Review of MEMS Gyroscopes Technology and Commercialization Status, Invensense
- Stovall S., H., 1997, Basic Inertial Navigation, NAWCWPNS TM 8128, published by Code 474500D.
- Titterton, D. H., Weston, J.L., 2004, Strapdown Inertial Navigation Technology, Newgen Imaging Systems (P) Ltd., Second Edition.
- Valavanis, K., 2007, Advances in unmanned aerial vehicles: state of the art and the road to autonomy, ISBN 978-1-4020-6113-4, published by Springer.

Yoo, T.Y., Hong, S.K., Yoon H.M. and Park, S, 2011, Gain-Scheduled Complementary Filter Design for a MEMS Based Attitude and Heading Reference System, Sensors 2011, 11, 3816-3830.

<http://www.goodrich.com>, Air Data Handbook, Goodrich Corporation.

<http://www.vectornav.com/>

<http://www.fas.org/irp/program/collect/uav.htm>

## ÖZGEÇMİŞ

Adı Soyadı : Ersin GÖNÜL

Doğum Yeri : Çanakkale, Yenice

Doğum Yılı : 1981

Medeni Hali : Evli

Eğitim ve Akademik Durumu :

- Çan İbrahim Bodur Anadolu Lisesi, 1991-1999
- Selçuk Üniversitesi, 1999-2003

Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümü, Lisans

Yabancı Dil : İngilizce (iyi).

İş Tecrübesi:

2003 - 2004 : Gate Elektronik, Ar-Ge Mühendisi

2004 – 2008 : Global Teknik A.Ş., Ar-Ge Lideri

2008 - ... : TUSAŞ Türk Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş., Aviyonik Tasarım  
Uzmanı