



**İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ (İHA)
KONUMLANDIRILMASINDA KULLANILAN SENSÖR
VERİLERİNİN FİLTRE TEKNİKLERİ KULLANILARAK
İYİLEŞTİRİLMESİ**

Ahmet Serdar KOPAR

**Yüksek Lisans Tezi
Elektrik Elektronik Mühendisliği
Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Nurbanu GÜZEY**

**2020
Her hakkı saklıdır.**



**FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ (İHA) KONUMLANDIRILMASINDA
KULLANILAN SENSÖR VERİLERİNİN FİLTRE TEKNİKLERİ
KULLANILARAK İYİLEŞTİRİLMESİ**

Ahmet Serdar KOPAR

Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Nurbanu GÜZEY

Anabilim Dalı: Elektrik Elektronik Mühendisliği

Erzurum

2020

Her hakkı saklıdır

T.C.
ERZURUM TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
TEZ ONAY FORMU

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ (İHA)
KONUMLANDIRILMASINDA KULLANILAN SENSÖR
VERİLERİNİN FİLTRE TEKNİKLERİ KULLANILARAK
İYİLEŞTİRİLMESİ

Dr. Öğr. Üyesi Nurbanu GÜZEY danışmanlığında, Ahmet Serdar KOPAR tarafından hazırlanan bu çalışma 10 / 02 / 2020 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Elektrik Elektronik Mühendisliği Ana Bilim Dalı'nda Yüksek Lisans tezi olarak **Oy birliği ile (3/3)** ile kabul edilmiştir.

Başkan : Doç. Dr. Nur Hüseyin KAPLAN *İmza* :
Üye : Dr. Öğr. Üyesi Nurbanu GÜZEY *İmza* :
Üye : Dr. Öğr. Üyesi Emin Argun ORAL *İmza* :

Yukarıdaki sonucu onaylıyorum

Prof. Dr. Arzu GÖRMEZ
Enstitü Müdürü

Bu tez çalışması tarafından nolu proje ile desteklenmiştir.

ETİK KURALLARA UYGUNLUK BEYANI

Erzurum Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez içindeki tüm bilgilerin doğru ve tam olduğunu, bilgilerin üretilmesi aşamasında bilimsel etiğe uygun davrandığımı, yararlandığım bütün kaynakları atıf yaparak belirttiğimi beyan ederim.

15 / 01 / 2020

Ahmet Serdar KOPAR

ÖZET

YÜKSEK LİSANS TEZİ

İNSANSIZ HAVA ARAÇLARININ (İHA) KONUMLANDIRILMASINDA KULLANILAN SENSÖR VERİLERİNİN FİLTRE TEKNİKLERİ KULLANILARAK İYİLEŞTİRİLMESİ

Ahmet Serdar KOPAR

Erzurum Teknik Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Elektrik Elektronik Mühendisliği Ana Bilim Dalı

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Nurbanu GÜZEY

Dünyada teknolojinin ilerlemesiyle birlikte insansız hava araçları (İHA); savunma sanayi, taşımacılık, keşif, zirai ilaçlama ve yangın söndürme gibi çeşitli alanlara hizmet etmek amacıyla kullanılmaktadır. Söz konusu alanlarda İHA'lerden başarılı bir şekilde faydalanabilmek için öncelikle İHA'ların konumlarının tespit edilmesi ve mevcut konumlar üzerinde iyileştirme yapılması gerekmektedir. Konum tespitinde Küresel Navigasyon Uydu Sistemleri (GNSS: Global Navigation Satellite Systems) tabanlı sistemler kullanılmakta ve GNSS sinyallerinin kesilmesi durumunda ise inersiyel navigasyon sistemlerinden yararlanılmaktadır. Elde edilen konum bilgileri çeşitli filtreleme algoritmalarından geçirilerek veri iyileştirilme işlemleri gerçekleştirilmektedir. Bu bağlamda en yaygın olarak kullanılan filtreleme algoritmaları Kalman ve Genişletilmiş Kalman Filtresi algoritmalarıdır.

Bu çalışmada, insansız hava araçlarının lokalizasyonunda kullanılan hatalı GPS ve INS verileri çeşitli filtreleme teknikleri kullanılarak iyileştirilmeye çalışılmış ve bu teknikler karşılaştırılmıştır. Lineer olarak hareket eden İHA için simülasyon ortamında üretilen hatalı GPS ölçüm verileri, Kalman ve Enformasyon Filtreleri vasıtası ile düzeltilmeye çalışılmıştır. Sonuçlara göre Kalman Filtresi performansının, Enformasyon Filtresi performansına göre daha başarılı olduğu tespit edilmiştir. Nonlineer olarak hareket eden İHA için simülasyon ortamında üretilmiş GPS ve INS ölçüm verileri Genişletilmiş Kalman Filtresi (EKF) ve Genişletilmiş Enformasyon Filtresi (EIF) kullanılarak iyileştirilmeye çalışılmıştır. Elde edilen sonuçlara göre GPS ölçüm verilerinin iyileştirilmesinde EKF, EIF'ye göre daha başarılı sonuçlar vermesine karşın INS tarafından sağlanan konum bilgilerinin düzeltilmesinde EIF'nin EKF'ye göre daha iyi sonuçlar verdiği tespit edilmiştir.

2020, 89 sayfa

Anahtar Kelimeler: Konumlandırma, GPS, INS, Kalman Filtresi, Genişletilmiş Kalman Filtresi, Enformasyon Filtresi, Genişletilmiş Enformasyon Filtresi

ABSTRACT

MS. Thesis

IMPROVEMENT of SENSOR DATA USED in POSITIONING of UNMANNED AERIAL VEHICLES USING FILTER TECHNIQUES

Ahmet Serdar KOPAR

Erzurum Technical University

Graduate School of Natural and Applied Sciences

Department of Electrical Electronic Engineering

Supervisor: Assist. Prof. Dr. Nurbanu GÜZEY

With the advancement of technology in the world, unmanned aerial vehicles (UAVs) are used to serve various fields such as defense industry, transportation, reconnaissance, agricultural spraying and firefighting. In order to successfully utilize UAVs in these areas, it is necessary to determine the positions of UAVs and to make improvements on their existing positions. Global Navigation Satellite Systems (GNSS) based systems are used for determining the position and in case of interruption of GNSS signals, Inertial Navigation Systems (INS) are used. The obtained position information is passed through various filtering algorithms and data improvement operations are performed. In this context, the most commonly used filtering algorithms are Kalman and Extended Kalman Filter algorithms.

In this study, faulty GPS and INS data used in the localization of unmanned aerial vehicles have been tried to be improved by using various filtering techniques and these techniques have been compared. For the linearly acting UAV, the faulty GPS measurement data generated in the simulation environment was tried to be corrected by means of Kalman and Information Filters. According to the results, Kalman Filter performance was superior to Information Filter performance. For nonlinearly acting UAV, GPS and INS measurement data produced in simulation environment were tried to be improved by using Extended Kalman Filter (EKF) and Extended Information Filter (EIF). According to the results obtained, although the EKF gives more successful results than the EIF in the improvement of the GPS measurement data, it has been found that the EIF gives better results than the EKF in the correction of the position information provided by INS.

2020, 89 page

Keywords: Positioning, GPS, INS, Kalman Filter, Extended Kalman Filter, Information Filter, Extended Information Filter

TEŞEKKÜR

Yüksek Lisans tez danışmanlığımı üstlenen ve kıymetli vakitlerini benim için harcayan değerli hocam Dr. Öğr. Üyesi Nurbanu GÜZEY'e çok çok teşekkür ederim. Ayrıca bu çalışmanın simülasyonlarının yapılması sırasında yardımlarını esirgemeyen Zonguldak Bülent Ecevit Üniversitesi, Mekatronik Mühendisliği Bölümünde görevli Dr. Öğr. Üyesi Çağlar UYULAN'a şükranlarımı sunarım.

Çalışmalarım sırasında maddi ve manevi desteklerini gördüğüm Erzurum Teknik Üniversitesi, Mühendislik Mimarlık Fakültesi Dekanı Prof. Dr. Ali Fatih YETİM hocama ve arkadaşım, can dostum Öğretim Görevlisi Kerem TURALIOĞLU'na minnettarım. Ayrıca çalışma arkadaşlarım Öğretim Görevlisi Kamer Özge ARSLAN ve Makine Yüksek Mühendisi Merve TAFTALI'ya içtenlikle teşekkür ederim.

Lisans öğrenimimden başlayarak büyük bir özveriyle beni yürekten destekleyen dedem Mesut AKBULUT ve anneannem Nadiye AKBULUT'a bilhassa teşekkür etmek istiyorum.

Beni bugüne taşıyan her zorlukta yanımda olan çok kıymetli annem Nihal KOPAR, babam İbrahim KOPAR ve kardeşim Ayşe KOPAR'a sonsuz teşekkürler ederim.

Ahmet Serdar KOPAR
Şubat / 2020

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	i
ABSTRACT	ii
TEŞEKKÜR	iii
İÇİNDEKİLER	iv
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	vii
ŞEKİLLER DİZİNİ	xi
ÇİZELGELER DİZİNİ	xiv
1. GİRİŞ	1
2. KAYNAK ÖZETLERİ	7
2.1. GPS'in Tanımı ve Kullanım Alanları	7
2.2. GPS'in Bölümleri	8
2.2.1. Uzay bölümü	8
2.2.2. Kontrol bölümü	9
2.2.3. Kullanıcı bölümü	10
2.3. GPS Sinyal Özellikleri	10
2.3.1. P kodu özellikleri	11
2.3.2. C/A kodu özellikleri	11
2.4. GPS Navigasyon Mesajı	12
2.4.1. Almanak bilgisi	13
2.5. GPS Alıcıları	14
2.5.1. GPS Alıcıları çalışma prensibi	14
2.6. GPS ile Konum Belirleme	15
2.7. Koordinat Sistemleri	20
2.7.1. Araç koordinat sistemi (body frame)	20
2.7.2. Yeryüzü koordinat sistemi (earth surface North-East-Down (NED) frame)	21
2.7.3. Yeryüzü merkezli inersiyal koordinat sistemi (ECI)	22
2.7.4. Yeryüzü merkezli yeryüzüne bağlı koordinat sistemi (ECEF)	22
2.8. İnersiyal Navigasyon Sistemleri (INS)	23
2.9. İnersiyal Navigasyon Prensipleri	24
2.10. INS'in Fiziksel Olarak Uygulanması	24
2.11. İnersiyal Ölçüm Birimi(IMU)	25

2.12. İnersiyal Sensörler.....	26
2.12.1. Jiroskop	26
2.12.2. İvmeölçerler	30
2.13. İnersiyal Sensör Hataları	32
2.13.1. Sistemik hatalar	32
2.13.2. Stokastik (Rastgele) hatalar	35
2.14. Kalman Filtresi.....	36
2.14.1. Kalman Filtresi uygulama alanları	36
2.14.2. Kalman Filtresinin uygulanması	37
2.15. Genişletilmiş Kalman Filtresi (EKF)	41
2.15.1. Genişletilmiş Kalman Filtresi matematiksel modeli	41
2.16. Enformasyon Filtresi (Information Filter)	44
2.16.1. Enformasyon Filtresi algoritması.....	45
2.17. Genişletilmiş Enformasyon Filtresi (EIF).....	46
2.17.1. Genişletilmiş Enformasyon Filtresi algoritması	46
3. MATERYAL ve YÖNTEM.....	48
3.1. Hava Aracı Konum Gösterimleri	48
3.1.1. Dönüş açıları	48
3.2. İnersiyal Navigasyon Prensipleri	52
3.3. Hava Aracı Dönüş Oranları.....	53
3.3.1. Dönüş oranları (p, q, r) kullanılarak Euler açı oranlarının hesaplanması ($\dot{\phi}$ $\dot{\theta}$ $\dot{\psi}$).....	54
3.4. Direkt Kosinüs Matrisi (Direct Cosine Matrix)	55
3.5. Gerçek Araç İvmelenmesinin Hesabı.....	56
3.6. Hava Aracına Ait Hız ve Pozisyon Bilgisinin Hesaplanması	57
3.7. MATLAB Simülasyon Platformu	57
3.8. Doğrusal Olarak Hareket Eden (Lineer) Hava Aracının Lokalizasyonu	58
3.9. Doğrusal Olarak Hareket Etmeyen (Nonlinear) Hava Aracının Lokalizasyonu.....	60
4. ARAŞTIRMA BULGULARI ve TARTIŞMA.....	62
4.1. Doğrusal (Lineer) Olarak Hareket Eden Hava Aracının Konumlandırılması.....	62
4.2. Nonlinear Olarak Hareket Eden Hava Aracının Konumlandırılması	69
4.2.1. GPS hatalarının düzeltilmesi.....	69
4.2.2. INS hatalarının düzeltilmesi.....	75
5. SONUÇ ve ÖNERİLER.....	82

KAYNAKLAR	85
ÖZGEÇMİŞ.....	89



SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
ρ_i	İ'ninci uydudan alınan Psödorange verisi
ρ_{iT}	Psödorange değerinin doğru değeri
t_{si}	Uydunun doğru transmisyon zamanı
t_u	Kullanıcının doğru sinyal alım zamanı
t'_{si}	Gerçek uydu saati
t'_u	Gerçek kullanıcı saati
Δb_i	Uydu saat hatası
b_{ut}	Kullanıcı saat sapma hatası
ΔD_i	Menzildeki uydu pozisyon hatası
Δt_i	Troposferik gecikme hatası
ΔI_i	İyonosferik gecikme hatası
v_i	Alıcı ölçüm gürültü hatası
Δv_i	Göreceli zaman düzeltmesi
x_i	İ'ninci uydunun x eksenindeki konumu
y_i	İ'ninci uydunun y eksenindeki konumu
z_i	İ'ninci uydunun z eksenindeki konumu
c	Işık hızı
\vec{F}	Kuvvet
m	Kütle
\vec{a}	İvme
v	Hız
s	Yer değiştirme
ω^{out}	Jiroskop çıkışı
ω^{true}	Sensör tarafından algılanan gerçek dönüş hızı
SF_w	Gerçek dönüş hızını etkileyen ölçek faktörü
b_ω	Ölçümü etkileyen sapma miktarı
n_ω	Jiroskop gürültüsü
Ω	Açısal hız/ Kovaryans matrisinin tersi
x_k	k'nıncı zamandaki durum vektörü

F_k/A_t	k'nıncı ve t'ninci zamandaki durum sistem matrisi
G/B	Giriş sistem matrisi
H/C	Gözlem matrisi
w	Süreç gürültü vektörü
u	Giriş vektörü
y	Çıkış vektörü
K	Kalman kazanç matrisi
\hat{x}_k	k'nıncı zamandaki kestirimi yapılmış durum vektörü
Q	Süreç gürültü hata kovaryansı
R	Ölçüm gürültü hata kovaryansı
P	Durum hata kovaryansı
z	Ölçüm matrisi
I	Birim matris
ξ	Enformasyon vektörü
S	Yenilik (kalıntı) kovaryansı
$g/f/h$	Doğrusal olmayan durum geçiş fonksiyonu
X	X eksenindeki konum
Y	Y eksenindeki konum
Z	Z eksenindeki konum
U	X eksenindeki hız
V	Y eksenindeki hız
W	Z eksenindeki hız
Φ	Roll dönüş açısı
θ	Pitch dönüş açısı
ψ	Yaw dönüş açısı
p	X eksenindeki açısal hız
q	Y eksenindeki açısal hız
r	Z eksenindeki açısal hız
C_{bn}	Direkt kosinüs matrisi
$\dot{\Phi}$	Euler açı oranları
$\dot{\theta}$	Euler açı oranları
$\dot{\psi}$	Euler açı oranları
\dot{U}	X eksenindeki gerçek araç ivmelenmesi

\dot{V}	Y eksenindeki gerçek araç ivmelenmesi
\dot{W}	Z eksenindeki gerçek araç ivmelenmesi

Kısaltmalar

c	Kosinüs
C/A	Serbest edinim
CDMA	Kod bölmeli çoklu erişim
DCM	Direkt kosinüs matrisi
DEKF	Dağıtılmış Genişletilmiş Kalman Filtresi
ECEF	Yeryüzü merkezli yeryüzüne bağlı inersiyal koordinat sistemi
ECI	Yeryüzü merkezli inersiyal koordinat sistemi
EIF	Genişletilmiş enformasyon filtresi
EKF/GKF	Genişletilmiş Kalman Filtresi
FOG	Fiber optik jiroskop
GAGAN	GPS destekli yer destekli navigasyon
GLONASS	Küresel navigasyon uydu sistemi
GNSS	Küresel navigasyon uydu sistemi
GPS	Küresel konumlandırma sistemi
HOW	Her bir alt bölümün ikinci kelimesi
IF	Enformasyon Filtresi
IMU	İnersiyal ölçüm birimi
INS	İnersiyal navigasyon sistemi
IRNSS	Hindistan bölgesel navigasyon uydu sistemi
KF	Kalman Filtresi
LOS	Görüş yolu
MEMS	Mikro elektro-mekanik sistemler
NAVSTAR	Zaman ve mesafe tayini için navigasyon sistemi
NED	Kuzey-doğu-aşağı
PRN	Psödorandom gürültü
QZSS	Quasi-Zenith Uydu Sistemi
RMSE	Ortalama hata ortalamaları karekökü
s	Sinüs

SAW	Yüzey akustik dalga
SDRE	Durum bağımlı Riccati denklemleri
SGKF	Sıkıştırılmış Genişletilmiş Kalman Filtresi
SLAM	Eş zamanlı lokalizasyon ve haritalandırma
TLM	Telemetri
TOW	Hafta zamanı
UAV/İHA	İnsansız hava aracı
URA	Kullanıcı menzil doğruluğu
UTC	Eş güdümlü evrensel zaman
WGS-84	Dünya jeodezik sistemi-1984
WSS	Tekerlek hız sensörü



ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 2.1. GPS'nin temel bölümleri	8
Şekil 2.2. GPS uzay / kontrol / kullanıcı bölümleri ilişkisi.....	10
Şekil 2.3. GPS uydu sinyali.	11
Şekil 2.4. Navigasyon mesaj yapısı.....	13
Şekil 2.5. GPS alıcısı temel gösterimi.....	15
Şekil 2.6. İki boyutlu GPS kullanıcı pozisyonu.	16
Şekil 2.7. Bir bilinmeyen noktanın üç bilinen nokta ile belirlenmesi.....	17
Şekil 2.8. Araç koordinat sistemi gösterimi.	21
Şekil 2.9. Yeryüzü koordinat sistemi (NED) çerçevesi.	21
Şekil 2.10. Yeryüzü merkezli inersiyal koordinat sistemi.	22
Şekil 2.11. ECEF koordinat sistemi	23
Şekil 2.12. Gimbal (a) ve Strapdown (b) Sistemler.	25
Şekil 2.13. İnersiyal Ölçüm Birimi (IMU) genel şema.	26
Şekil 2.14. Mekanik jiroskop.	27
Şekil 2.15. Fiber Optik Jiroskop.....	28
Şekil 2.16. MEMS Jiroskop'unun mekanik yapısı.	29
Şekil 2.17. Coriolis etkisinden dolayı yer değiştiren kütle.	29
Şekil 2.18. Mekanik ivmeölçer.	30
Şekil 2.19. Yüzey akustik dalga ivmeölçerinin yapısı.	31
Şekil 2.20. Ofset sapma hatası.	33
Şekil 2.21. Ölçek faktöründen kaynaklanan hata.....	34
Şekil 2.22. Doğrusal olmamaktan kaynaklanan hata.	34
Şekil 2.23. Kuantalama hatasından kaynaklanan hata.	34
Şekil 2.24. Sapma kayması hatası.	35
Şekil 2.25. Beyaz Gürültü hatası gösterimi.....	35
Şekil 2.26. Kalman Filtresi algoritması	40
Şekil 2.27. Bir Gauss dağılımının ortalaması etrafındaki doğrusal olmayan fonksiyonun EKF ile doğrusallaştırılması.	42
Şekil 2.28. Genişletilmiş Kalman Filtresi algoritması	44
Şekil 3.1. Roll dönüşü gösterimi.	49

Şekil 3.2. 30 derecelik roll dönüş açısı.	49
Şekil 3.3. Pitch hareketi gösterimi	50
Şekil 3.4. 30 derecelik pitch dönüş açısı.	50
Şekil 3.5. Yaw hareketi gösterimi.	51
Şekil 3.6. 30 derecelik yaw dönüş açısı.	51
Şekil 3.7. INS mimarisi.	52
Şekil 3.8. Çapraz çarpım sonucu eksenel vektörlerin gösterimi.	53
Şekil 4.1. Hava aracının KF ile yakınsamış üç boyutlu uzayda hareketi.	63
Şekil 4.2. X, Y, Z eksenlerinde yapılan KF kestiriminin gösterilmesi.	64
Şekil 4.3. Kalman Filtresi kestirimi sonucunda RMSE hata değerleri.	65
Şekil 4.4. Hava aracının IF ile yakınsamış üç boyutlu uzaydaki hareketi.	66
Şekil 4.5. X, Y, Z eksenlerinde yapılan IF kestiriminin gösterilmesi.	67
Şekil 4.6. Enformasyon Filtresi kestirimi sonucunda RMSE hata değerleri.	68
Şekil 4.7. Hava aracına ait GPS ölçüm verilerinin üç boyutlu uzayda EKF ile kestirimi.	70
Şekil 4.8. GPS ölçüm verilerinin EKF ile X, Y, Z eksenlerinde düzeltiminin gösterimi.	71
Şekil 4.9. GPS ölçüm verilerinin EKF ile kestirimi sonucunda ortaya çıkan RMSE hata değerleri.	72
Şekil 4.10. Hava aracına ait GPS ölçüm verilerinin üç boyutlu uzayda EIF ile kestirimi.	73
Şekil 4.11. GPS ölçüm verilerinin EIF ile X, Y, Z eksenlerinde düzeltiminin gösterimi.	74
Şekil 4.12. GPS ölçüm verilerinin EIF ile kestirimi sonucunda ortaya çıkan RMSE hata değerleri.	75
Şekil 4.13. Hava aracına ait INS ölçüm verilerinin EKF ile kestirimi ve üç boyutlu uzayda hareketi.	76
Şekil 4.14. INS ölçüm verilerinin EKF ile X, Y, Z eksenlerinde düzeltiminin gösterimi.	77
Şekil 4.15. INS ölçüm verilerinin EKF ile kestirimi sonucunda RMSE hata değerleri.	78
Şekil 4.16. Hava aracına ait INS ölçüm verilerinin EIF ile kestirimi ve üç boyutlu uzayda hareketi.	79

Şekil 4.17. INS ölçüm verilerinin EIF ile X, Y, Z eksenlerinde düzeltiminin gösterimi.	80
Şekil 4.18. INS ölçüm verilerinin EIF ile kestirimi sonucunda RMSE hata değerleri.	81



ÇİZELGELER DİZİNİ

Çizelge 2.1. GPS uydu sinyali özellikleri	12
Çizelge 2.2. Navigasyon mesajı alt bölüm içerikleri.	13
Çizelge 2.3. Gimbal ve Strapdown sistemlerin karşılaştırılması.	25
Çizelge 2.4. Durum kestirimi yapılabilen bazı uygulama alanları.....	37
Çizelge 2.5. Ayrık Zamanlı Sistemin durum değişkenlerinin boyutları	38
Çizelge 4.1. Lineer olarak hareket eden hava aracının ivme değerleri.	62
Çizelge 4.2. Nonlineer uçuş güzergahı için başlangıç değerleri.	69
Çizelge 5.1. Lineer hareket için GPS verilerinin iyileştirilmesinde KF ve IF'nin karşılaştırılması.....	82
Çizelge 5.2. Nonlineer hareket için GPS verilerinin iyileştirilmesinde EKF ve EIF'nin karşılaştırılması.....	82
Çizelge 5.3. Nonlineer hareket için INS verilerinin iyileştirilmesinde EKF ve EIF'nin karşılaştırılması.....	83

1. GİRİŞ

Geçmişten günümüze kadar insanoğlu bulunduğu konumu tespit etmeye çalışmış nerede olduğunu ve nereye gittiğini sorgulamıştır. Sorguladığı bu sorulara cevap bulabilmek için birçok sistem geliştirmiştir. Ancak sistem geliştirme konusunda geline her adımda sürekli olarak problemlerle karşılaşmıştır. Örnek olarak ilk dönem insanları yaşam alanlarından uzaklaşmak istediklerinde, yaşadıkları alana geri dönebilmek için gittikleri yol güzergâhına taşlar sererek işaret koymuşlar fakat bu sistemde yaşadıkları yerlerden uzaklara gidememişlerdir. Ayrıca kullanılan bu sistem doğa olayları sebebiyle bozulmuş ve insanlar yaşam alanlarına geri dönerken problemler yaşamışlardır. Zamanla denizleri keşfeden insanoğlu yeni sorunlarla karşı karşıya kalmıştır çünkü denizlere taş dizmek imkânsızdı. Bu sorunun üstesinden gelebilmek adına yıldızlardan yararlanmak isteyen insanoğlu yeni bir problemle karşı karşıya kalmıştır. Problemin sebebi yıldızların sadece gece ortaya çıkması ve bunların çıplak gözle kolaylıkla seçilememesidir. Böylelikle yıldızlar kullanılarak konum belirlemeye yönelik özel aletler kullanılsa da zaman içerisinde bu yöntemlerde ihtiyaçları karşılayamaz olmuştur. Zamanla teknolojik gelişmelerin artmasıyla doğru orantılı olacak biçimde navigasyon ve konum belirleme sistemlerinde kayda değer gelişmeler yaşanmıştır (Kahveci ve Yıldız 2018).

Konum belirleme sistemlerinde 04 Ekim 1957 tarihinde ilk uydu Sputnik-I ve sonraki tarihlerde diğer yapay uydular kullanılarak önemli bir gelişme kaydedilmiştir. Nitekim Transit-I'in ortaya çıkmasıyla birlikte Aralık 1958 tarihinde ilk gözlemler yapılmaya başlanmıştır. Amerika Birleşik Devletleri tarafından geliştirilen ve TRANSIT olarak bilinen bu sistem yeryüzünden yaklaşık olarak 1100 km uzakta olup 6 uydu ile hizmet etmektedir (Kahveci ve Yıldız 2018).

Navigasyon sistemleri üzerinde yapılan çalışmaların artmasıyla yeni bir sistem olan Küresel Konumlandırma Sistemi (GPS: Global Positioning System), TRANSIT sisteminin zayıf yönlerini ortadan kaldırmak adına geliştirilmiştir. Örnek olarak bir uydunun aynı enlem üzerinden iki kez geçmesi arasında TRANSIT sisteminde yaklaşık olarak 90 dakikalık zaman farkı oluşuyordu, Bu da ölçüm yapan uydunun geçiş zamanları arasında enterpolasyon yapmasını zorunlu kılmaktaydı. TRANSIT sisteminin bir diğer zaafı ise elde edilen ölçümlerin düşük doğrulukta olmasıdır. Konum belirlemede esas

1. GİRİŞ

amaç konumun anlık olarak belirlenebilmesi iken, TRANSIT sistemlerde birkaç günlük yapılan doppler ölçümü sonucunda sadece desimetre seviyelerinde doğruluğa ulaşabilmişlerdir (Kahveci ve Yıldız 2018).

Küresel Uydu Navigasyon Sistemlerindeki gelişmelerin artması ve bu sistemlere olan ihtiyaç Avrupa'da da gündeme gelmiş, Avrupa ulaştırma altyapısına dair yapılacak olan yatırımlarda önem arz eden bir yere sahip olmuştur. Böylelikle yapılacak olan yatırımlarda Avrupa, ABD'ye bağımlı kalmamak için kendi uydu sistemleri olan Galileo uydu sistemini geliştirmiştir. Bu rekabete kayıtsız kalmayan ülkelere Çin Beidou/Compass uydusu, Japonya QZSS uydusu, Hindistan IRNSS/GAGAN uydusu ve Rusya GLONASS uydusu (Anonymous 2015) ile katılmışlardır (Kahveci ve Yıldız 2018). Ayrıca Türkiye 2003 yılında Bilsat projesi kapsamında uydu teknolojisine ilk adımı atmıştır. Tecrübeler sayesinde Türkiye tasarladığı ilk uydusu olan RASAT, 2011 yılında uzaya gönderilmiştir. 2011 yılının üzerinden yaklaşık bir yıl geçmesi ile 2012 yılının sonlarına doğru Göktürk-2 uydusu uzaya fırlatılmıştır (Çoban 2016).

İnersiyal navigasyon sistemleri, konum belirleyebilme adına kullanılan bir diğer sistem olarak literatürde yerini almıştır. İnersiyal navigasyon sistemleri, inersiyal sensörlerden (ivmeölçer ve jiroskop) oluşan ve ivmelenme değerleri ile açısal hız verilerini sağlayan sensörlerden oluşmaktadır. İlk inersiyal navigasyon sistemleri 19. Yüzyılın başlarında Bohnenberg'in dönen bir kütleli jiroskobik etkisini gösteren bir makine ile ortaya çıkmıştır (Wagner and Trierenberg 2010). Bu makinenin icadından kısa bir süre sonra Foucault sarkacı tanıtılmıştır ve ilk olarak jiroskop terimi 1856 yılında Foucault tarafından telaffuz edilmiştir (Tazartes 2014). 20.yüzyılın başlarında Almanya ve Amerika, gemilerin pusulalarında dünyanın dönüş yönünü belirleyebilmek için dönen jiroskopları kullanmaya başlamışlardır. Amerika'da Charles Stark Draper ve MIT laboratuvarları (şu anda Draper Lab.) uçaksavar füzelerini yönlendirmek için jiroskopları kullanmışlardır (Duffy 1994). 1940 ve 1950'lerde denizaltılarında ve füzelerde kullanılmak üzere inersiyal navigasyon sistemlerinde önemli gelişmeler yaşanmaya devam etmiştir (Wrigley 1977; Stewart 2001). 1950'lerin sonlarında Litton Sanayi Şirketi (Şu an Northrop Grummanın parçası) uçaklar için uygun olarak tasarlanmış ilk inersiyal navigasyon sistemleri geliştirmişlerdir. 1968 yılına gelindiğinde FAA (Federal Aviation Administration) tarafından Litton şirketine ait LTN-51 inersiyal navigasyon sistemlerine

1. GİRİŞ

ticari uçaklarda kullanılmak üzere ilk defa sertifika verilmiştir. 1960'ların sonuna gelindiğinde 8000'den fazla inersiyal navigasyon sistemi Litton Endüstri tarafından değişik araç tipleri için geliştirilmiştir (Tazartes 2014).

Kalman Filtresi, 1960 yılında Rudolph Emil KALMAN tarafından geliştirilmiştir. Bu tarihte uzaya gönderilen uzay gemilerinin yörüngelerinin kestirimi amacıyla Apollo projesinde kullanılmıştır. Uzay yörüngelerinin kestirimi konusunda S. F. Schmidt'in çalışma grubu doğrusal olmayan sistemin doğrusallaştırılarak Kalman Filtresinin daha iyi performans göstereceği sonucunu elde ederek Genişletilmiş Kalman Filtresi tekniğini navigasyon uygulamalarında hayata geçirmişlerdir (Grewal and Andrews 2010).

Literatüre kazandırılan bu teknik sonrasında bilim insanları bu teknikleri kullanarak birçok çalışma yapmışlardır.

İlk olarak 1960'lı yıllarda MIT mühendisleri, Apollo uzay aracının yörünge değişiklikleri esnasında roket itişini algılamak ve kontrol edebilmek amacıyla inersiyal navigasyon sistemini (INS) tasarlamışlardır (Kraut 1967). Bu görevde jiroskop ve ivmeölçerlerdeki sapmaların düzeltilmesi ve inersiyal sensörlerin kalibrasyonunda Kalman Filtresi kullanılmıştır (Grewal and Andrews 2010).

Spangenberg ve çalışma ekibi 2007 yılında yaptıkları çalışmada GPS, Tekerlek Hız Sensörleri (WSS: Wheel Speed Sensor) ve inersiyal sensörler kullanılarak diferansiyel odometre temelli Genişletilmiş Kalman Filtresi ve Kokusuz Kalman Filtresi füzyon yaklaşımları karşılaştırılmıştır. Sonuçlara göre GPS'in sınırlı olduğu noktalarda GPS/INS/WSS gibi daha fazla konum tahmini kaynağına sahip olmanın daha verimli sonuçlar vereceği bulgularını elde etmişlerdir (Spangenberg and Tournere 2007).

Kavak (2008) yapmış olduğu çalışmada Sıkıştırılmış Genişletilmiş Kalman Filtresi (SGKF) ve Genişletilmiş Kalman Filtresi (GKF) tekniklerini kullanarak insansız kara araçlarının eş zamanlı lokalizasyonunu ve haritalandırılmasını (SLAM), veri ilişkileri algoritmaları kullanarak incelemiştir. Bu çalışmada SGKF tabanlı SLAM uygulamasının GKF tabanlı SLAM'e göre daha hızlı çalıştığı ve GKF tabanlı SLAM'e göre hata payının çok daha az olduğu sonucuna ulaşmıştır (Kavak 2008).

Song ve arkadaşları (2008) yapmış oldukları çalışmada eş zamanlı yaya ve mobil robotların lokalizasyonu için Dağıtılmış Genişletilmiş Kalman Filtresini (DGKF) kullanmışlardır. Bu çalışmada Genişletilmiş Kalman Filtresini yayaların lokalizasyonunu yapabilmek adına mobil robotlara uygulamışlar ve her robottan yapılan kestirimin dağıtılmış algoritma ile kestirilerek algoritmanın eşzamanlı lokalizasyon doğruluğu üzerindeki etkisini araştırmışlardır. Buna göre üç robot kullanılmasıyla ortaya çıkan hata değerinin tek robot kullanımına göre ortaya çıkan hata değerinden daha düşük çıktığı sonucuna ulaşarak önerdikleri algoritmanın iyi sonuçlar verdiği kanısına varmışlardır (Song et al. 2008).

Nemra ve Aouf (2010) insansız hava araçlarının lokalizasyonu için SDRE (State Dependent Riccati Equation) doğrusal olmayan filtre kullanarak INS/GPS sensör füzyonu yapmışlardır. Bu filtre ile Kalman Filtresi, Genişletilmiş Kalman Filtresi ve Kokusuz Kalman Filtresi karşılaştırılmıştır. Elde edilen bulgulara göre en iyi performans gösteren filtrenin SDRE Filtresi olduğu sonucuna ulaşmışlardır (Nemra and Aouf 2010).

Ko ve Kim (2012) su altı araçlarının lokalizasyonu için Kalman Filtresi ve Partikül Filtresini karşılaştırmışlardır. Karşılaştırılan her iki filtrenin de trilaterasyon ve en küçük kareler yöntemine göre daha iyi sonuçlar verdiği bulgusuna ulaşmışlardır. Ayrıca Partikül Filtresinin Kalman Filtresinden daha fazla hesaplama süresi kullanmasına karşın daha iyi konum kestirimi yaptığı sonuçları elde edilmiştir (Ko and Kim 2012).

Shendre ve Sangale (2013) mobil otonom bir robotun lokalizasyonu için jiroskop ve kilometre sayacı sensörlerinden gelen verileri Genişletilmiş Kalman Filtresi kullanarak entegrasyonu sağlamışlardır. Bu çalışmayla zemin ve robot arasındaki fiziksel etkileşimi sağlayan ARM 7 tabanlı LPC2148 mikro denetleyicisine sahip gömülü bir sistem geliştirerek deneysel olarak uygulamışlardır. Elde ettikleri sonuçlara göre Genişletilmiş Kalman Filtresinin performansının ve hata düzeltme özelliğinin, temel filtreye kıyasla yeterince yüksek olduğunu gözlemlemişlerdir (Shendre and Sangale 2013).

Lee ve arkadaşları (2014) otonom sualtı aracının konumunun tespiti için Kalman Filtresi kullanarak INS/GPS sensör füzyonunu önermişlerdir. INS verilerindeki

1. GİRİŞ

ivmeölçer üzerine binen gürültüler Kalman Filtresi kullanılarak düzeltilmiş ve deneylerle teyit edilmiştir (Lee et al. 2014).

Yuzhen ve arkadaşları (2016) “Mobil Robot Lokalizasyonunda Uyarlamalı Genişletilmiş Kalman Filtresi Uygulaması” isimli çalışmada, Mobil robot lokalizasyonu işleminde hata birikim problemini çözmek için Uyarlamalı Genişletilmiş Kalman Filtre (UGKF) algoritması önermişlerdir. Ayrıca UGKF'in yakınsama ve çalışma karmaşıklığı analiz edilerek yapılan deneyler, UGKF'nin hız ve hassasiyet açısından iyi ve kapsamlı bir performansa sahip olduğunu göstermiştir. Bu çalışmada ek olarak UGKF, Genişletilmiş Kalman Filtresi algoritmasıyla karşılaştırılmış ve robotun yönünde ve pozisyonunda UGKF'nin daha istikrarlı sonuçlar verdiği bulgusu elde edilmiştir (Yuzhen et al. 2016).

Garritsen (2018) Nao robot futbolunda kullanılan robotların lokalizasyonunu yapabilmek amacıyla Genişletilmiş Enformasyon Filtresi (EIF) algoritması ile Genişletilmiş Kalman Filtresi algoritmalarını uygulamıştır. Bu kapsamda Garritsen, EIF'nin EKF'ye göre daha fazla hesaplama süresi gerektirdiğini ve EIF'nin EKF'ye göre performansının daha yüksek olduğu sonucuna ulaşmıştır (Garritsen 2018).

Daha önce yapılan çalışmalardan elde edilen bilgiler sonucunda Kalman Filtresi, Genişletilmiş Kalman Filtresi, Enformasyon Filtresi ve Genişletilmiş Enformasyon Filtresi algoritmalarının çeşitli lokalizasyon uygulamalarında kullanıldığı bilgisine ulaşılmıştır. Bu çalışmada insansız hava aracının konumlandırılmasında GPS ve INS tarafından sağlanan konum bilgilerinin çeşitli filtre teknikleri kullanılarak iyileştirilmesi amaçlanmıştır.

İnsansız hava aracının lineer olarak hareketinde, GPS tarafından sağlanan konum bilgileri Kalman Filtresi ve Enformasyon filtresi kullanılarak iyileştirilmeye çalışılmış ve filtreler karşılaştırılmıştır. Aynı zaman da nonlineer olarak hareket eden insansız hava aracı için GPS ve INS tarafından sağlanan konum bilgileri birbirlerinden ayrı bir şekilde Genişletilmiş Kalman Filtresi ve Genişletilmiş Enformasyon Filtresi kullanılarak iyileştirilmeye çalışılmış ve hangi filtrenin hangi veriyi daha iyi düzelttiği

1. GİRİŞ

karşılaştırılmıştır. Yapılan simülasyonlarda MATLAB yazılımına ait R2013a ve R2019b versiyonları kullanılmıştır.



2. KAYNAK ÖZETLERİ

2.1. GPS'in Tanımı ve Kullanım Alanları

TRANSIT sisteminin daha gelişmiş bir sürümü olan NAVSTAR/GPS, kullanıcıya herhangi bir yerde, yüksek hassasiyette, her çeşit hava koşulunda, ekonomik bir şekilde, uydu sinyallerini kullanarak küresel koordinat sistemi boyunca hız, konum ve zaman bilgilerinin aktarılması amacıyla ABD Savunma Bakanlığı tarafından geliştirilen Radyo Navigasyon Sistemidir. GPS, kullanım alanı olarak askeri ve sivil alan olmak üzere iki başlık altında incelenmektedir (Kahveci ve Yıldız 2018).

a.) Askeri Kullanım Alanları

- Hava, kara ve deniz araçlarının yön bulmasında
- Füze yönlendirme (güdüm)
- İnersiyal Navigasyon Sistemleri ile entegrasyonu
- Hedef bulma
- Uçakların sınırlı görüş seviyesine neden olan hava olaylarında iniş ve kalkış desteği

b.) Sivil Kullanım Alanları

- Araç takibi
- İnsansız Hava Araçları (GNSS/IMU)
- Hava, kara ve deniz araçlarının yön bulmasında
- Haritalama sistemleri
- Hidrografik ölçümler
- Coğrafi Bilgi sistemlerinin geliştirilmesi

GPS ölçüm tekniğinin bazı üstün ve zayıf yönleri tespit edilmiştir.

2. KAYNAK ÖZETLERİ

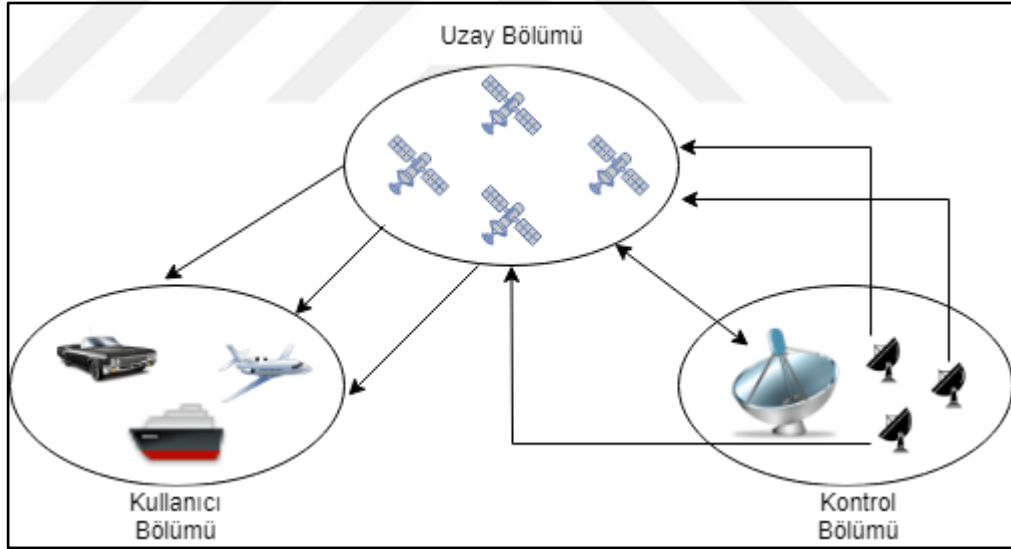
GPS Üstün Yönleri:

- GPS ölçümleri genellikle hava muhalefetlerinden etkilenmezler.
- Üç boyutlu olarak noktasal koordinatlar belirlenebilmektedir
- 24 saat ölçüm yapabilmek için uygundur

GPS'in zayıf yönlerine bakılacak olursa GPS alıcı anteni kesinlikle gökyüzünü açık bir şekilde görmelidir dolayısıyla kapalı yerlerde (tünel, maden ocakları vb.) ağaçların sık olduğu ormanlık alanlarda kullanışlı değildir (Kahveci ve Yıldız 2018).

2.2. GPS'in Bölümleri

Küresel konumlandırma sistemi; uzay bölümü, kontrol bölümü ve son olarak kullanıcı bölümü olmak üzere üç ana başlık altında incelenebilir (Şekil 2.1).



Şekil 2.1. GPS'nin temel bölümleri (Kahveci ve Yıldız 2018).

2.2.1. Uzay bölümü

GPS uyduları yeryüzünden yaklaşık olarak 20.000 km (Uzel vd. 1998) ila 20.200 km (Kahveci ve Yıldız 2018) uzaklıktadır. Bu uydular 6 dairesel yörünge üzerinde

ekvatorla 55 derecelik bir açı yaparak bir tam turu yaklaşık olarak 12 saatte tamamlamaktadır. Her bir uydu ana kontrol istasyonu tarafından hesaplanan verileri yer antenleri vasıtasıyla almakta ve düzeltilmiş olan zaman ile uydunun son durumu hakkındaki verileri iki temel frekans üzerinden yayınlamaktadır (Uzel vd. 1998).

2.2.2. Kontrol bölümü

Yer istasyonlarından oluşan bu birimde sistem ile uyduların çalışmasının izlenmesi amaçlanmıştır. Bu sistem 1985 yılında faaliyete alınmıştır. Sistem üç temel istasyondan meydana gelmektedir (Uzel vd. 1998). Bunlar:

- **İzleme İstasyonları:** GPS uydu yörüngelerini hesaplayabilmek için bu uyduları sürekli izleyen 5 adet istasyondan oluşmaktadır. Bu istasyonlar aşağıda sıralanmıştır;

- ✓ Kwajelein (Doğu Avustralya)
- ✓ Diego Garcia (Doğu Afrika)
- ✓ Ascension (Batı Afrika)
- ✓ Hawaii (ABD)
- ✓ Falcon (ABD)

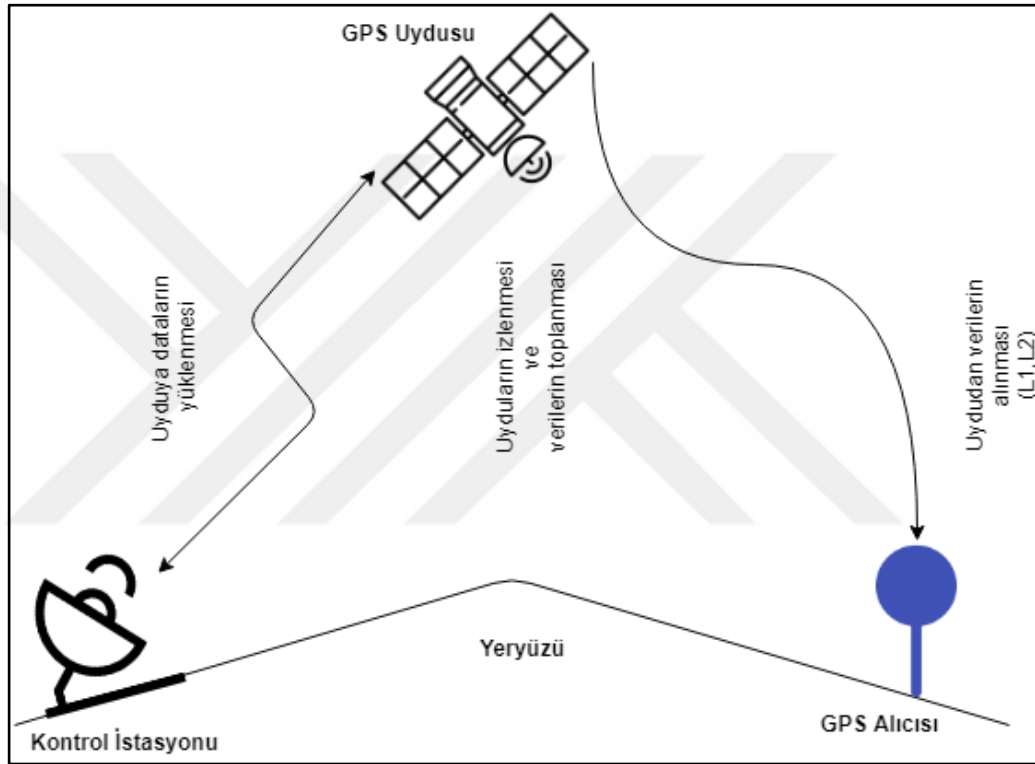
Bu istasyonların her biri verileri ana kontrol istasyonuna göndermektedir.

- **Ana Kontrol İstasyonu:** İzleme istasyonlarındaki veriler bu istasyona gönderilmektedir. Uydu yörüngelerini ve uydularda bulunan saat düzeltme hesaplarını yapmak suretiyle bu verileri yer antenine göndermektedir.

- **Yer Antenleri:** Ana Kontrol istasyonu tarafından gönderilen bilgileri 8 saatlik periyotlarla uydulara yükleyen 3 antenli S-Band sisteminden oluşmaktadır.

2.2.3. Kullanıcı bölümü

Konum belirleyebilmek için uydu tarafından iletilen sinyalleri değerlendiren bölümdür. Anten ve değerlendirme biriminden oluşan kullanıcı bölümü, değerlendirme biriminde bir saat ve bir mikroişlemciye sahiptir (Uzel vd. 1998). Uydunun GPS uzay / kontrol / kullanıcı bölümlerine dair mekanizma aşağıdaki şekilde gösterilmiştir (Şekil 2.2).



Şekil 2.2. GPS uzay / kontrol / kullanıcı bölümleri ilişkisi (Kahveci ve Yıldız 2018).

2.3. GPS Sinyal Özellikleri

GPS ölçümlerinde, elektromanyetik dalgalar vasıtasıyla kullanıcılara veri iletimi sağlanmaktadır. GPS uydularının her biri L1 ve L2 olmak üzere iki temel frekansa sahiptirler. L1 ve L2 frekansları temel frekans olan 10,23 MHz'in 120 ve 154 tam katları seçilerek elde edilir. Dolayısıyla L1 frekansı 1575,42 MHz, L2 frekansı 1227,60 MHz'dir (Kahveci ve Yıldız 2018). GPS sinyalleriyle gerçek zamanlı konumlandırma, taşıyıcı frekansın psödorandom (PRN) kodlarıyla modüle edilmesi sonucu mümkün olabilmektedir. Bunlar, rastgele karakterlere sahip, ancak belirgin bir şekilde

2. KAYNAK ÖZETLERİ

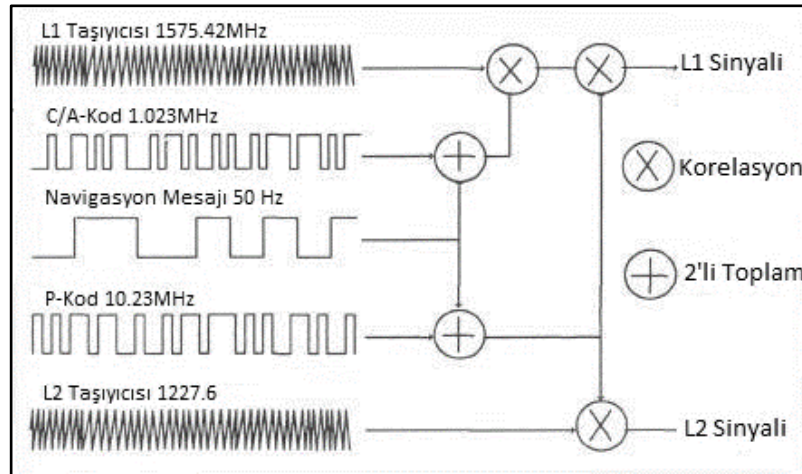
tanımlanabilen ikili değer dizileri olarak tanımlanabilir (0,1 veya 1,-1). Bu yüzden uydu-
alıcı uzaklığı (Psödorange), tanımlanmış bir PRN sinyal kodunun hareket zamanından
türetilir. İki çeşit kod vardır. Bunlar P (precision) kodu ve C/A (coarse acquisition) kodu
(Raju 2004).

2.3.1. P kodu özellikleri

Bu kod askeri alanda kullanılmaktadır. P kodunun frekansı 10,23 MHz'dir. Bu,
saniyede 10,23 milyon ikili rakam veya çip dizisini ifade eder. Bu frekans P kodunun
yonga hızı olarak da adlandırılır. Bir yongaya karşılık gelen dalga boyu 29,30 m'dir. P
kodu dizisi oldukça uzundur ve sadece 266 gün sonra tekrar eder. Sonuç olarak, tüm
uydular aynı frekansta iletim yapabilir ve benzersiz bir haftalık bölümleriyle
tanımlanabilir. Bu da o uydunun PRN numarasını ifade etmektedir. Bu teknik aynı
zamanda Kod Bölmeli Çoklu Erişim (CDMA) olarak da adlandırılır. P kodu navigasyon
için birincil koddur ve L1 ve L2 taşıyıcı frekanslarında kullanılabilir (Raju 2004).

2.3.2. C/A kodu özellikleri

L1 taşıyıcısı üzerine bindirilen C/A kodu 1 MHz'lik PRN koda sahip olup
milisaniyede bir tekrar etmektedir (Şekil 2.3). Bu her 1023 bitlik kod sonunda tekrar
ediyor anlamına gelmektedir. C/A kodunu tüm GPS kullanıcıları kullanabilmektedir. C/A
kodunun dalga boyu 293 m'dir (Çizelge 2.1) (Kahveci ve Yıldız 2018).



Şekil 2.3. GPS uydu sinyali (Kahveci ve Yıldız 2018).

Çizelge 2.1. GPS uydu sinyali özellikleri (Kahveci ve Yıldız 2018).

Atomik Saat (G,Rb) Temel Frekans	10,23 MHz
L1 Taşıyıcı Sinyal	154 x 10.23 MHz
L1 Frekans	1575,42 MHz
L1 Dalga Boyu	19,05 cm
L2 Taşıyıcı Sinyal	120 x 10,23 MHz
L2 Frekans	1227,60 MHz
L2 Dalga Boyu	24,45 cm
P-Kod Frekansı (Yonga Hızı)	10,23 MHz (Mbps)
P-Kod Dalga Boyu	29,31 m
P-Kod Periyod	266 gün 7 gün/uydu
C/A-Kod Frekansı(Yonga Hızı)	1,023 MHz (Mbps)
C/A-Kod Dalga Boyu	293,1 m
C/A-Kod Döngü Uzunluğu	1 milisaniye
Veri Sinyal Frekansı	50 bps
Veri Sinyal Döngü Uzunluğu	30 saniye

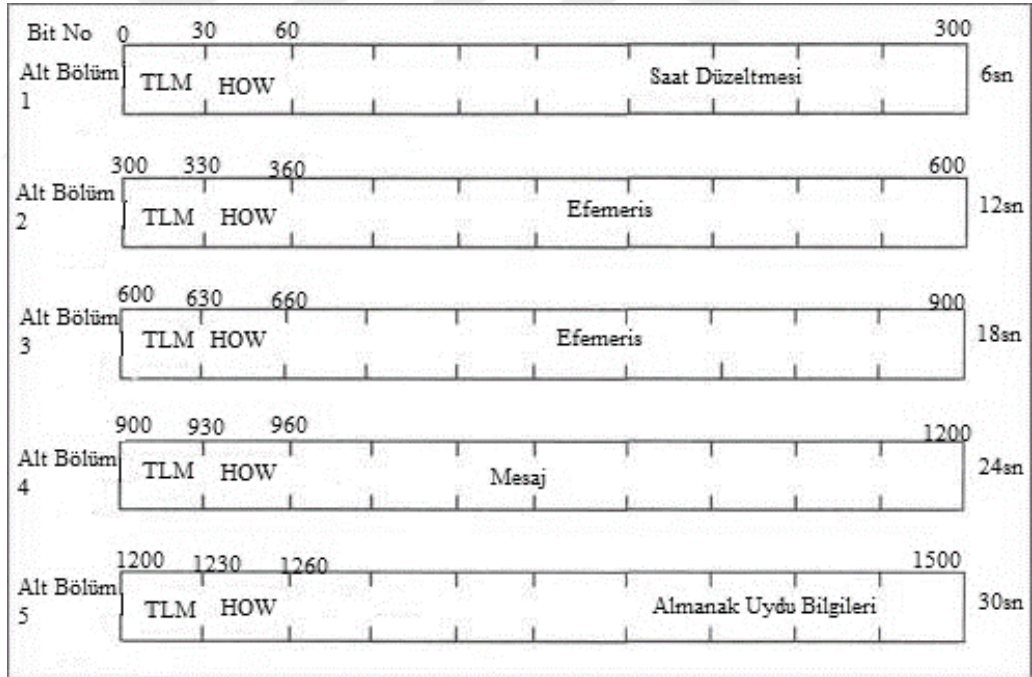
2.4. GPS Navigasyon Mesajı

GPS navigasyon mesajı saniyede 50 bitlik veri hızı ile C/A kod ve P kod üzerine modüle edilmiştir. Toplam mesaj uzunluğu 1500 bit olmakla birlikte bu uzunluk 5 alt bölüme ayrılmış ve her alt bölüm 300 bitlik mesajdan oluşmaktadır. Bir alt bölüm 30 bit uzunluğunda 10 kelimededen oluşup 6 saniyelik süre zarfında yayınlanmaktadır (Şekil 2.4). Navigasyon mesajı alt bölüm içerikleri Çizelge 2.2’de gösterilmiştir. Tüm alt bölümlerin ilk kısmını telemetri (TLM) kelimesi oluşturmaktadır. Standart GPS alıcılarının kullanmadığı bu kelime kontrol biriminin ihtiyaç duyduğu bilgileri içermektedir. Tüm alt bölümlerin ikinci kısmını ise Handover Word (HOW) kelimesi oluşturmaktadır. Bu kelime ile bir sonraki alt bölümün başlangıç zamanına ait hafta zamanı (TOW) elde edilmektedir. TOW sayacı GPS uydu haftasının başlamasıyla birlikte saymaya başlayıp 1,5 saniye aralıklarla toplam zamanı vermektedir. Toplam olarak navigasyon mesajı 25 sayfadan oluşmaktadır ve bu mesaj 12,5 dakikalık süre zarfında yayınlanmaktadır (Kahveci ve Yıldız 2018).

2. KAYNAK ÖZETLERİ

Çizelge 2.2. Navigasyon mesajı alt bölüm içerikleri.

Alt Bölüm No	İçeriği
1	a. GPS hafta sayısı b. URA değeri c. Uydu sağlık durumu d. Uydu saat düzeltmeleri
2-3	a. Efemeris verileri
4	Bu bölüm büyük oranda askeri kullanım için ayrılmıştır. Ayrıca: a. Almanak verileri b. UTC-GPS saat düzeltmeleri c. İyonosferik modelleme katsayıları bulunmaktadır.
5	Bu bölüm tüm uydular için Almanak verilerine ayrılmıştır.



Şekil 2.4. Navigasyon mesaj yapısı (Kahveci ve Yıldız 2018).

2.4.1. Almanak bilgisi

Almanak bilgisinin amacı, bir GPS alıcısının herhangi bir ölçüme başlayabilmek için ilk aktif olduğu anda hızlı bir şekilde uydulara kilitlebilmesini sağlamak amacıyla

alıcının ihtiyacı olan düşük doğruluklu koordinat bilgisini vermektir. Almanak bilgilerini tüm uydular yayınlamaktadır ve bu bilgi içerisinde tüm uyduların yaklaşık konum verileri bulunmaktadır (Kahveci ve Yıldız 2018).

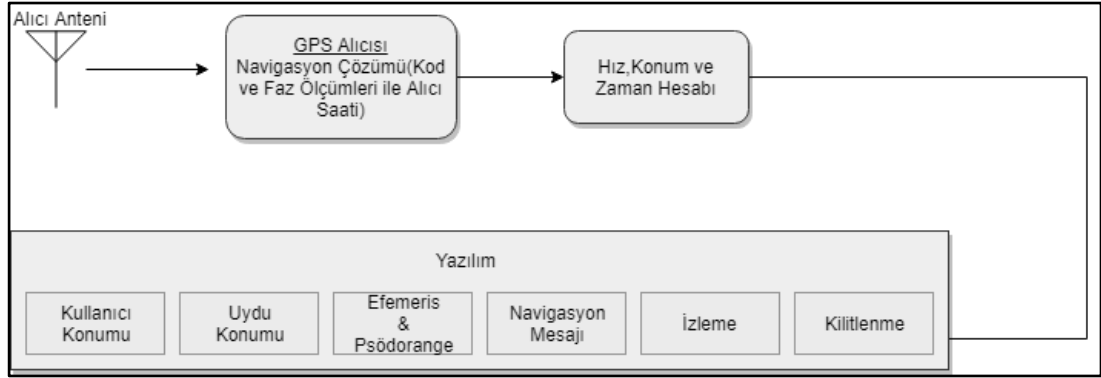
2.5. GPS Alıcıları

GPS alıcıları en genel anlamıyla uydu tarafından gönderilen sinyali kaydederek sinyal işleme işlemine tabi tutar. Gerçek zamanlı uygulamalar için koordinat dönüşümlerini gerçekleştirmekte ve gerektiğinde navigasyon hesaplamaları yapmaktadır (Kahveci ve Yıldız 2018).

2.5.1. GPS alıcıları çalışma prensibi

GPS alıcıları, işlemciler vasıtasıyla uydular tarafından iletilen sinyalleri RF (Radio Frequency) bölümünde daha düşük frekansa dönüştürerek sinyal işleme işlemi gerçekleştirmiş olur. Sonrasında navigasyon mesajını içeren bilgileri toplamakta ve zaman, hız ve konum hesaplamaları yapabilmek için Psöorange işlemlerini yapmaktadır. GPS alıcıları bu işlemleri iki aşamada gerçekleştirmektedir (Kahveci ve Yıldız 2018).

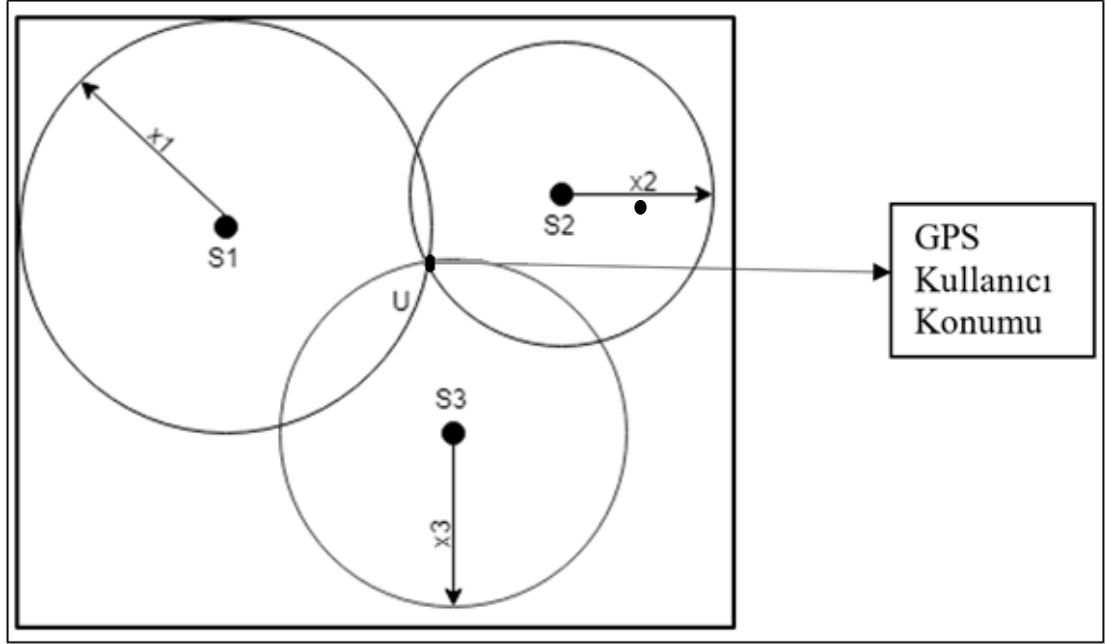
- a) **Sinyal Alma Aşaması:** Bu aşamada GPS alıcıları ilk olarak hafızasındaki en son konum ve uydu bilgilerine göre bir C/A kodu yakalamaya çalışır. Eğer hafızasındaki bilgiler çok eskiyse veya hiçbir almanak verisi yoksa alıcı, gökyüzünü taramaya başlar. Buradaki amaç herhangi bir uyduya kilitlenerek almanak bilgisini elde etmektir.
- b) **Uydu İzleme Aşaması:** Uydular tarafından iletilen sinyalleri takip edebilmek için korelasyon teknikleri kullanılmaktadır. Taşıyıcı dalga frekansını takip edebilmek için, taşıyıcı izleme döngüsüne ihtiyaç varken P ve C/A kodlarını izleyebilmek içinse kod izleme döngüsüne ihtiyaç duyulmaktadır. Bu iki döngü iteratif olarak aynı zamanda çalışırlar. Her iki döngünün uydu tarafından gönderilen sinyale kilitlenmesiyle birlikte Psöorange hesabı yapılmaktadır. Böylelikle GPS alıcısının 4 uyduya birden kilitlenmesiyle birlikte alıcıya ait hız, konum ve zaman hesabı yapılarak navigasyon işlemi başlatılmaktadır (Şekil 2.5).



Şekil 2.5. GPS alıcısı temel gösterimi.

2.6. GPS ile Konum Belirleme

Uzayda belirli bir noktanın konumu, bu noktadan ölçülen mesafelerden uzayda bilinen bazı konumlara göre bulunabilmektedir. Şekil 2.6, iki boyutlu bir durumu göstermektedir. Kullanıcı pozisyonunu belirlemek için üç uydu ve üç uzaklık gerekmektedir. Sabitlenmiş bir noktaya sabit mesafeli bir noktanın izi, iki boyutlu durumda bir dairedir. İki uydu ve iki mesafe iki olası çözüm sunar çünkü iki daire iki noktada kesişir ve burada GPS kullanıcısı iki dairenin kesiştiği bölgede herhangi bir yerde olabilir. Kullanıcı pozisyonunu çok iyi bir şekilde belirlemek için üçüncü bir daireye (uyduya) ihtiyaç vardır. Aşağıda gösterilen Şekil 2.6'da, kullanıcıdan uyduya kadar olan mesafenin çok doğru olduğu varsayılır ve bu durumda sapma hatası yoktur. Bununla birlikte, alıcı ile uydu arasındaki ölçülen mesafe sabit bilinmeyen bir sapmaya sahiptir, çünkü kullanıcı saati genellikle GPS saatinden farklıdır. Bu sapmayı ortadan kaldırmak için bir uyduya daha ihtiyaç duyulmaktadır. Bu nedenle, kullanıcı pozisyonunu doğru bir şekilde bulabilmek için, en az dört uyduya ihtiyaç vardır (Tsui 2000).



Şekil 2.6. İki boyutlu GPS kullanıcı pozisyonu (Tsui 2000).

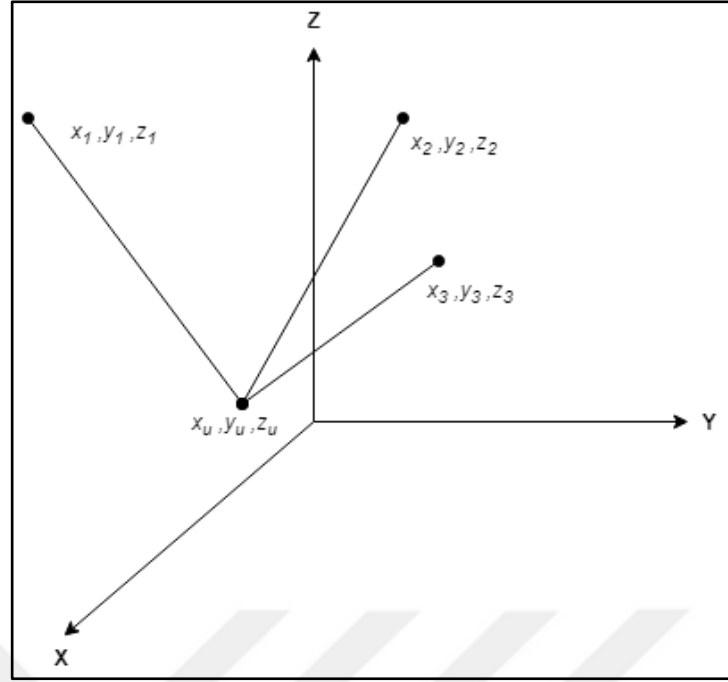
Kullanıcı pozisyonunu belirleyebilmek için bazı denklemler kullanılmaktadır. Bu denklemler aşağıda sunulmuştur. Ölçüm yapabilmek için üç uydunun yeterli olduğu ve herhangi bir sapmanın olmadığı düşünülürse uydu ile kullanıcı arasındaki uzaklık aşağıda verilen denklem (2.1), (2.2) ve (2.3) vasıtası ile bulunabilmektedir (Tsui 2000).

$$\rho_1 = \sqrt{(x_1 - x_u)^2 + (y_1 - y_u)^2 + (z_1 - z_u)^2} \quad (2.1)$$

$$\rho_2 = \sqrt{(x_2 - x_u)^2 + (y_2 - y_u)^2 + (z_2 - z_u)^2} \quad (2.2)$$

$$\rho_3 = \sqrt{(x_3 - x_u)^2 + (y_3 - y_u)^2 + (z_3 - z_u)^2} \quad (2.3)$$

Burada (x_1, y_1, z_1) , (x_2, y_2, z_2) , (x_3, y_3, z_3) noktalarının yeri bilinirken (x_u, y_u, z_u) noktaları bilinmeyen ve uydular vasıtasıyla bulunmaya çalışılan noktaları (GPS Kullanıcısı) temsil etmektedir (Jin 2012).



Şekil 2.7. Bir bilinmeyen noktanın üç bilinen nokta ile belirlenmesi.

Uzayda bulunan tüm uydular belirli bir t_{si} zaman içerisinde sinyal göndermektedir. Sonraki t_u zamanı içerisinde, gönderilen bu sinyaller kullanıcı tarafından alınmaktadır. Kullanıcı ile uydu arasındaki uzaklık, denklem (2.4) ile verilmektedir (Tsui 2000).

$$\rho_{iT} = c(t_u - t_{si}) \quad (2.4)$$

Burada c ışık hızını, ρ_{iT} kullanıcıya olan Psödorange değerinin doğru değerini, t_{si} i 'inci uydunun doğru transmisyon zamanını ve t_u ise sinyalin doğru alım zamanını göstermektedir. Pratik açıdan, uydudan veya kullanıcıdan doğru zamanı bulmak imkânsız olmasa da bu işlem biraz zordur. Gerçek uydu saati t'_{si} ile gerçek kullanıcı saati t'_u doğru zaman ile ilişkilidir. Bu ilişki denklem (2.5) te gösterilmektedir (Tsui 2000).

$$t'_{si} = t_{si} + \Delta b_i \quad (2.5)$$

$$t'_u = t_u + b_{ut} \quad (2.6)$$

Denklem (2.5) te gösterilen Δb_i uydu saat hatasını ve denklem (2.6)'da gösterilen b_{ut} kullanıcı saat sapma hatasını göstermektedir. Psödorange ölçümünü etkileyen diğer

hatalarda vardır. Diğer hatalarında eklendiği Psödörange ölçümü denklem (2.7) de gösterilmektedir (Tsui 2000).

$$\rho_i = \rho_{iT} + \Delta D_i - c(\Delta D_i - b_{ut}) + c(\Delta t_i + \Delta I_i + v_i + \Delta v_i) \quad (2.7)$$

Denklem (2.7) de gösterilen ΔD_i menzildeki uydu pozisyon hatasını, Δt_i troposferik gecikme hatasını, ΔI_i iyonosferik gecikme hatasını, v_i alıcı ölçüm gürültü hatasını ve Δv_i göreceli zaman düzeltmesini temsil etmektedir. Bu hatalar kullanıcı pozisyonunda hatalara sebep olacaktır. Bu hatalardan, troposferik gecikme hatası modelleme ile ve iyonosferik gecikme hatası iki frekanslı alıcı ile düzeltilebilirken saat hatası alınan bilgiler ile düzeltilemez. Bundan dolayı denklem (2.1),(2.2) ve (2.3) aşağıda gösterildiği gibi yeniden düzenlenebilir.

$$\rho_1 = \sqrt{(x_1 - x_u)^2 + (y_1 - y_u)^2 + (z_1 - z_u)^2} + b_u \quad (2.8)$$

$$\rho_2 = \sqrt{(x_2 - x_u)^2 + (y_2 - y_u)^2 + (z_2 - z_u)^2} + b_u \quad (2.9)$$

$$\rho_3 = \sqrt{(x_3 - x_u)^2 + (y_3 - y_u)^2 + (z_3 - z_u)^2} + b_u \quad (2.10)$$

$$\rho_4 = \sqrt{(x_4 - x_u)^2 + (y_4 - y_u)^2 + (z_4 - z_u)^2} + b_u \quad (2.11)$$

Burada b_u kullanıcı saat sapma hatası olarak ifade edilebilir ve cb_{ut} ile ilişkilidir. Yukarıda gösterilen (2.8), (2.9), (2.10) ve (2.11) numaralı denklemler vasıtası ile (x_u, y_u, z_u) ve b_u çözülebilmektedir. Böylelikle bir GPS alıcısının yerini tespit edebilmek için minimum dört adet uyduya ihtiyaç duyulmaktadır (Tsui 2000; Jin 2012).

Yukarıda verilen denklemler doğrusal olmayan denklemlerdir ve bunların çözümünü yapabilmek için öncelikle denklemlerin doğrusallaştırılması gerekmektedir. Denklem (2.8), (2.9), (2.10) ve (2.11)'in basitleştirilmiş hali denklem (2.12) de gösterilmiştir.

$$\rho_i = \sqrt{(x_i - x_u)^2 + (y_i - y_u)^2 + (z_i - z_u)^2} + b_u \quad (2.12)$$

Burada i ; 1, 2, 3 ve 4 numaralarını ifade ederken x_u, y_u, z_u ve b_u bilinmeyenleri ifade etmektedir. Psödörange ρ_i ve uydu pozisyonları x_i, y_i, z_i bilinmektedir. Denklem (2.12) de gösterilen ifadenin türevi aşağıda denklem (2.13) de gösterilmektedir.

$$\begin{aligned} \delta_{\rho_i} &= \frac{(x_i - x_u)\delta x_u + (y_i - y_u)\delta y_u + (z_i - z_u)\delta z_u}{\sqrt{(x_i - x_u)^2 + (y_i - y_u)^2 + (z_i - z_u)^2}} + \delta b_u \\ &= \frac{(x_i - x_u)\delta x_u + (y_i - y_u)\delta y_u + (z_i - z_u)\delta z_u}{\rho_i - b_u} + \delta b_u \end{aligned} \quad (2.13)$$

Yukarıda gösterilmekte olan denklem (2.13)'te bulunan $\delta x_u, \delta y_u, \delta z_u$ ve δb_u bilinmeyen tek değer olarak kabul edilmektedir. Bilinmeyen bu değerler x_u, y_u, z_u ve b_u değerlerine bir başlangıç değeri atanmasıyla hesaplanabilmektedir. Hesaplanan bu yeni değerler ile modifiye edilen orijinal x_u, y_u, z_u ve b_u değerleri kullanılarak yeni çözüm seti elde edilmektedir. Bu işlem $\delta x_u, \delta y_u, \delta z_u$ ve δb_u değerlerinin değeri çok küçük olana kadar ve önceden belirlenmiş belli bir sınıra ulaşana kadar devam etmektedir. Bu yöntem genellikle iterasyon yöntemi olarak bilinmekte ve yapılan işlem doğrusallaştırma (linearization) olarak da adlandırılmaktadır. Yukarıda verilen denklem (2.13)'ün matris formu aşağıda denklem (2.14)'te gösterilmektedir (Tsui 2000).

$$\begin{bmatrix} \delta_{\rho_1} \\ \delta_{\rho_2} \\ \delta_{\rho_3} \\ \delta_{\rho_4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha_{11} & \alpha_{12} & \alpha_{13} & 1 \\ \alpha_{21} & \alpha_{22} & \alpha_{23} & 1 \\ \alpha_{31} & \alpha_{32} & \alpha_{33} & 1 \\ \alpha_{41} & \alpha_{42} & \alpha_{43} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta x_u \\ \delta y_u \\ \delta z_u \\ \delta b_u \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

Burada denklem (2.14)'te bulunan matris elemanları denklem (2.15)'te şu şekilde açıklanmaktadır:

$$\alpha_{i1} = \frac{x_i - x_u}{\rho_i - b_u} \quad \alpha_{i2} = \frac{y_i - y_u}{\rho_i - b_u} \quad \alpha_{i3} = \frac{z_i - z_u}{\rho_i - b_u} \quad (2.15)$$

Denklem (2.14)'ün çözümü denklem (2.16)'da gösterilmektedir.

$$\begin{bmatrix} \delta x_u \\ \delta y_u \\ \delta z_u \\ \delta b_u \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha_{11} & \alpha_{12} & \alpha_{13} & 1 \\ \alpha_{21} & \alpha_{22} & \alpha_{23} & 1 \\ \alpha_{31} & \alpha_{32} & \alpha_{33} & 1 \\ \alpha_{41} & \alpha_{42} & \alpha_{43} & 1 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \delta_{\rho 1} \\ \delta_{\rho 2} \\ \delta_{\rho 3} \\ \delta_{\rho 4} \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

Bu denklem açıkça gerekli çözümleri doğrudan sağlamamaktadır. Bununla birlikte arzu edilen çözüm ondan elde edilebilmektedir. İstenen pozisyon çözümünü bulmak için, bu denklem tekrarlamalı bir şekilde iteratif olarak kullanılmalıdır. Elde edilmek istenen sonuca ulaşıp ulaşılmadığını belirleyebilmek için bir sayısal bir değer kullanılmaktadır ve bu miktar aşağıda denklem (2.17) de gösterilmektedir (Tsui 2000).

$$\delta_v = \sqrt{\delta x_u^2 + \delta y_u^2 + \delta z_u^2 + \delta b_u^2} \quad (2.17)$$

Yukarıda denklem (2.17)'de elde edilen değer önceden belirlenmiş bir eşik değerinden daha düşük olduğunda iterasyon işlemi durmaktadır ve bazen saat sapma hatası bu denkleme dahil edilmemektedir (Tsui 2000).

2.7. Koordinat Sistemleri

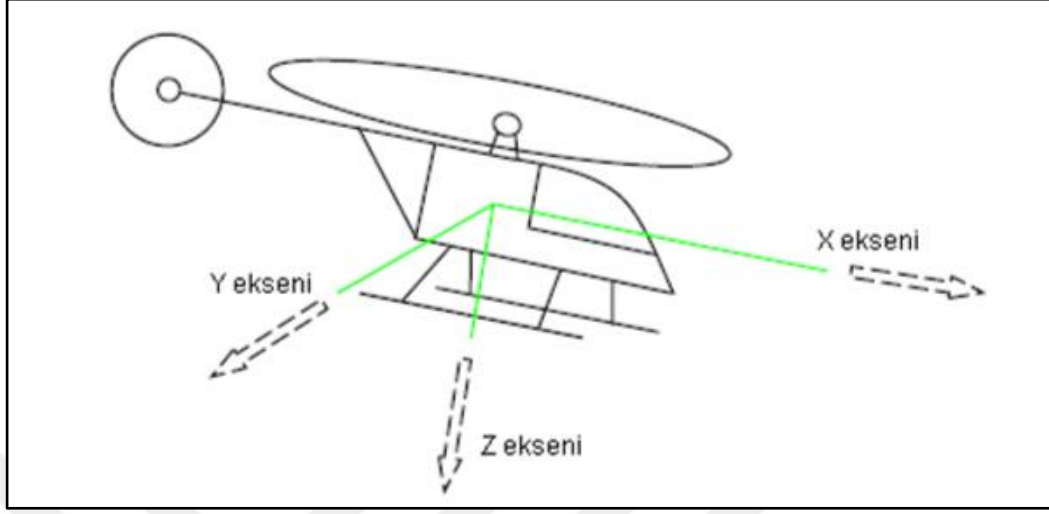
İnersiyal Navigasyon Sistemleri (INS), Newton'un temel hareket yasalarına bağlı olarak çalışmaktadır. Herhangi bir kuvvete maruz kalan İnersiyal Ölçüm Birimi (IMU), belirli bir koordinat sisteminde dönüklük ve ivmelenmeye sebep olmaktadır. Elde edilen dönüklük ve ivmelenme verileri kullanılarak ilgili koordinat sisteminde araca ait hız ve konum bilgileri elde edilmektedir. İnersiyal verilerin başarılı bir şekilde kullanılabilmesini sağlamak amacıyla birçok koordinat sistemi ve bunlar arasında dönüşümler yapılması gerekli olmaktadır (Kubrak 2007).

2.7.1. Araç koordinat sistemi (body frame)

İnersiyal sensörleri ilgilendiren en temel koordinat sistemi olma özelliğine sahip olan araç koordinat sisteminde X eksenini ileri yönü gösterirken Y eksenini sağ yönü ve Z

2. KAYNAK ÖZETLERİ

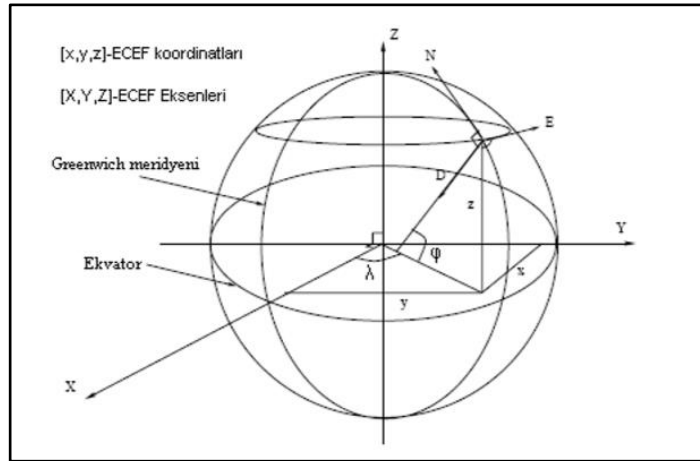
ekseni aracın alt tarafına doğru olan aşağı yönünü göstermektedir (Şekil 2.8). Bu sistemin orijini ağırlık merkezindedir (Rönnbäck 2000).



Şekil 2.8. Araç koordinat sistemi gösterimi (Tsai 2004).

2.7.2. Yeryüzü koordinat sistemi (earth surface North-East-Down (NED) frame)

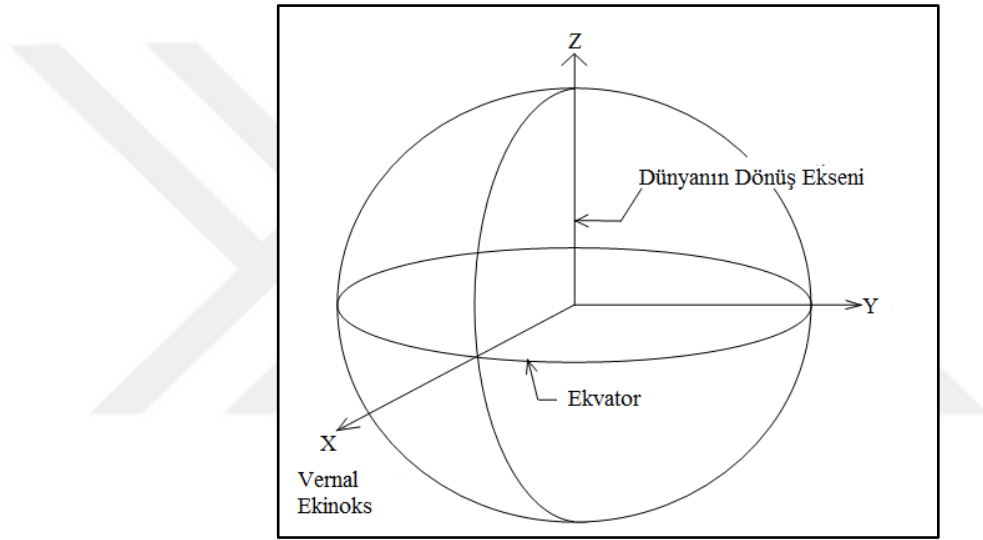
Yeryüzü koordinat sisteminde “N” vektörü kuzey yönünü, “E” vektörü doğu yönünü ve “D” vektörü yerçekimi boyunca aşağı yönü göstermektedir (Şekil 2.9). Bu sistemde “D” vektörü dünya yüzeyine teğet olacak şekilde konumlanmıştır (Rönnbäck 2000). ECEF koordinat sistemi ve ECEF eksenleri hususu “yeryüzü merkezli yeryüzüne bağlı koordinat sistemi (ECEF)” başlığı altında açıklanmıştır.



Şekil 1.9. Yeryüzü koordinat sistemi NED çerçevesi (Rönnbäck 2000).

2.7.3. Yeryüzü merkezli inersiyal koordinat sistemi (ECI)

Yeryüzü merkezli inersiyal koordinat merkezi dünyanın dönüşünden ayrı bir şekilde mesafesi uzak olan yıldızları yön olarak gösteren eksenlerden oluşmaktadır. Yeryüzünün ağırlık merkezi orijin olarak kabul edilirken X eksenini bir yıldız yönü olan Vernal Equinox yönünü göstermektedir (Şekil 2.10). Y eksenini X vektörü ile ekvator düzlemi boyunca konumlanmakla birlikte X ve Z eksenleri ile sağ el kuralı uygulanan dik koordinat sistemini oluşturmaktadır. Z eksenini dünya dönüklük vektörüne paralel bir şekilde konumlanmaktadır (Popescu 2014).

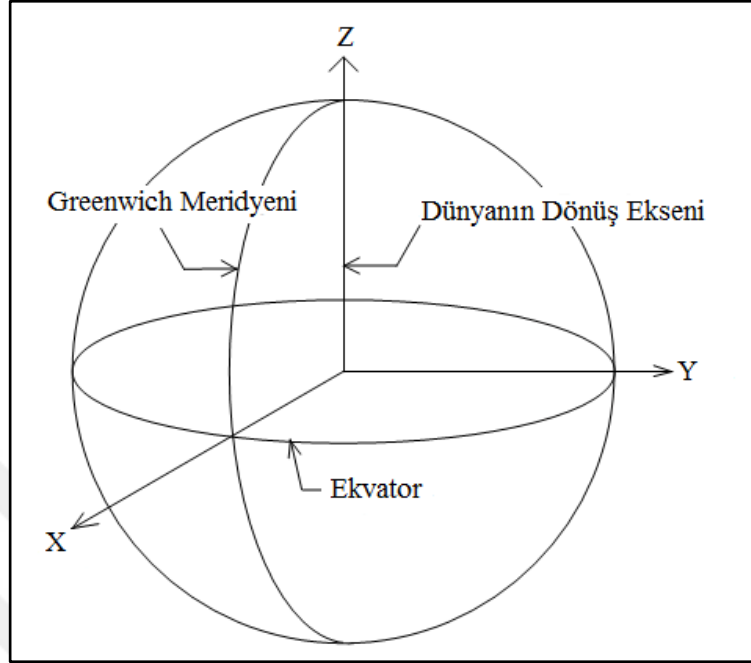


Şekil 2.10. Yeryüzü merkezli inersiyal koordinat sistemi (Popescu 2014).

2.7.4. Yeryüzü merkezli yeryüzüne bağlı koordinat sistemi (ECEF)

Dünya merkezine sabitlenmiş olan yeryüzü merkezli Yeryüzüne Bağlı Koordinat Sistemi (ECEF) dünya dönüşüne bağlı bir koordinat sistemidir. WGS-84 olarak adlandırılan ECEF koordinat sistemi GPS sistemlerinde kullanılmaktadır. Bu koordinat sisteminde Kartezyen koordinatlar kullanıldığından dolayı Kartezyen koordinat sistemi olarak da adlandırılmaktadır. ECEF koordinat sisteminde Dünyanın ağırlık merkezi orijin olarak tanımlanmakta ve ekvator ile Greenwich meridyeni kesişim yönü X eksenini göstermektedir (Şekil 2.11). Y eksenini ekvatoral düzlemde sağ el kuralı ile tanımlanmış

dik koordinat sistemini tamamlamakta ve Z eksenini yeryüzü merkezli inersiyel koordinat merkezindeki (ECI) Z eksenini aynı şekilde konumlanmıştır (Rönnbäck 2000).



Şekil 2.11. ECEF koordinat sistemi (Popescu 2014)

2.8. İnersiyel Navigasyon Sistemleri (INS)

İnersiyel Navigasyon Sistemi, inersiyel sensörler ile yapılan ölçümlere dayanarak yönelim, pozisyon ve hız hakkında bilgi veren ve konum tahmini (Dead Reckoning) prensiplerini uygulayan otonom bir sistemdir. Konum tahmini (Dead Reckoning), aracın güncel pozisyonunu bu araca ait önceki pozisyon bilgisini kullanarak belirlemektedir ve sensörler açısal dönüş ile ivmelenmeyi ölçmektedir. Belirtilen başlangıç koşulları göz önüne alındığında, ivmelenmenin birinci integrali hız bilgisini sağlarken ikinci integrali pozisyon bilgisini sağlamaktadır. Aracın yönelim bilgilerini (pitch, roll ve yaw) hesaplayabilmek ve navigasyon parametrelerini dönüştürmek [gövde çerçevesinden (body frame)] Yerel Seviye Çerçevesi'ne (Local Level Frame) için açısal hız bilgileri kullanılmaktadır (Noureldin et al. 2013).

2.9. İnersiyal Navigasyon Prensipleri

İnersiyal navigasyon ilkesi, Newton'un birinci hareket yasasına dayanmaktadır. Bu yasaya göre hareketsiz bir cisme herhangi bir kuvvet etki etmediği sürece cisim konum değiştirmez. Newton'un ikinci hareket yasası onun ilk hareket yasasının önemini vurgulamakta ve şu şekilde ifade edilmektedir:

Newton'un "Hızlanma uygulanan kuvvetle orantılıdır ve uygulanan bu kuvvetle aynı yöndedir" hareket yasası aşağıda denklem (2.18) de matematiksel olarak gösterilmiştir.

$$\vec{F} = m\vec{a} \quad (2.18)$$

Burada \vec{F} ; kuvveti, m; kütle ve \vec{a} ; ivme değerini göstermektedir.

İnersiyal Navigasyon Sistemleri ile ilgili fiziksel nicelik ivmelenmedir. Çünkü ivme değeri kullanılarak hız ve yer değiştirme elde edilebilmektedir. Bu işlemler aşağıda denklem (2.19) de gösterilmektedir (Noureldin et al. 2013).

$$v = \int a dt ; s = \int v dt = \iint a dt dt \quad (2.19)$$

2.10. INS'in Fiziksel Olarak Uygulanması

İnersiyal Navigasyon Sistemlerinin uygulanmasında iki temel yaklaşım bulunmaktadır. Bunlar:

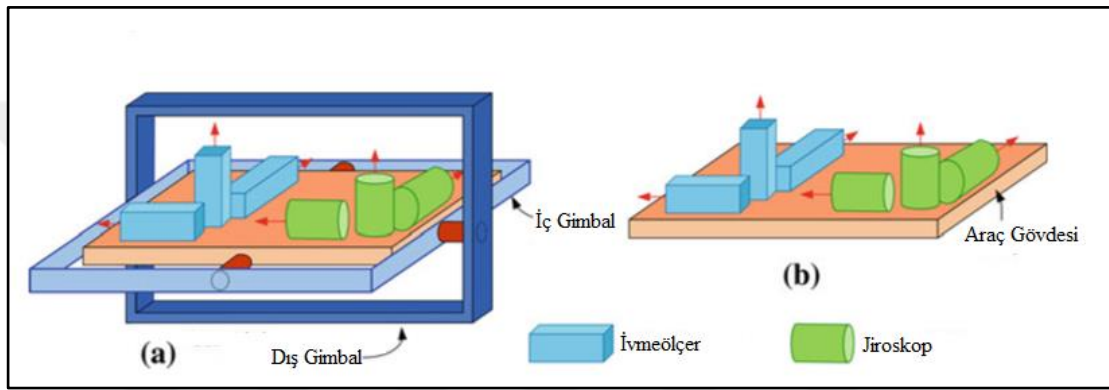
1. Denge Halkalı (Gimbal) Sistemler
2. Sabit Gövdeli (Strapdown) Sistemler

Gimbal sistemlerde inersiyal sensörler bir gimbal seti üzerine monte edilmiştir (Şekil 2.12). Bu sistemlerde platform her zaman navigasyon çerçevesi ile aynı hızda kalmaktadır. Böylelikle ivmeölçerlerin çıkışı, navigasyon çerçevesindeki hız ve konum

2. KAYNAK ÖZETLERİ

için doğrudan entegre edilmektedir. Gimbal sistemler mekanik olarak karmaşık ve pahalı bir yapıya sahip olmalarından dolayı kullanımları sınırlıdır (Noureldin et al. 2013).

Sabit gövdeli (Strapdown) sistemlerde inersiyal sensörler sabit bir platform üzerine monte edilmiştir. Bu sistemlerde gimbal yerine bilgisayar yazılımı kullanılmış ve platform rotasyonları yazılım tarafından simüle edilmiştir. Strapdown sistemler, güvenilirlikleri, esneklikleri, düşük güç tüketimi ve daha ucuz olmaları sebebiyle tercih edilmektedir (Çizelge 2.3) (Woodman 2007 ; Noureldin et al. 2013).



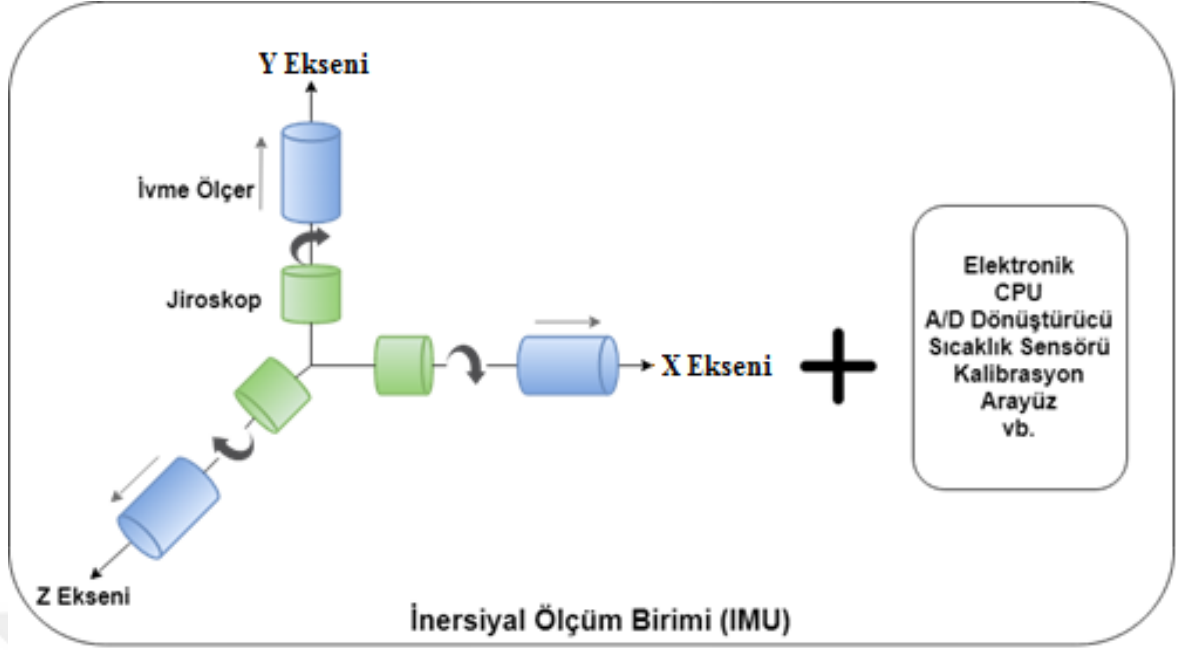
Şekil 2.12. Gimbal (a) ve Strapdown (b) Sistemler (Noureldin et al. 2013).

Çizelge 2.3. Gimbal ve Strapdown sistemlerin karşılaştırılması (Noureldin et al. 2013).

Özellikler	Gimbal Sistemler	Strapdown Sistemler
Boyut	Daha Büyük	Nispeten Küçük
Ağırlık	Daha Ağır	Nispeten Hafif
Performans	Üstün Performans	Yüksek Doğruluk
Sağlamlık	Yüksek Güvenilirlik, Şok ve Titreşimlere Karşı Yüksek Duyarlılık	Yüksek Güvenilirlik, Şok ve Titreşimlere Karşı Zayıf Duyarlılık

2.11. İnersiyal Ölçüm Birimi (IMU)

Bir aracın ivmelenme ve dönüş ölçümleri, üzerine inersiyal sensörlerin montajı yapılmış İnersiyal Ölçüm Birimi (IMU) adı verilen birim tarafından yapılmaktadır. Bu birimde birbirine dik (ortogonal) üç ivmeölçer ve üç jiroskop bulunmaktadır (Şekil 2.13). Ayrıca inersiyal sensörler tarafından yapılan okumaları örnekleyen ve kendini kalibre eden elektronik bir aksam da bulunmaktadır (Noureldin et al. 2013).



Şekil 2.13. İnersiyal Ölçüm Birimi (IMU) genel şema (Noureldin et al. 2013).

2.12. İnersiyal Sensörler

2.12.1. Jiroskop

Jiroskoplar, bir araç veya herhangi bir yapı tarafından döndürülen açıyı ve tanımlanmış eksenler etrafındaki açısal hızı algılamak amacıyla kullanılan sensörlerdir. Bu sensörler şu alanlarda kullanılmaktadır.

- Stabilizasyon
- Oto pilot geri bildirim
- Platform dengeleme ve navigasyon (Titterton and Weston 2004).

Bir jiroskopun birinci dereceden çıkış denklemi aşağıda denklem (2.20) de verilmektedir.

$$\omega^{out} = (1 + SF_w)\omega^{true} + b_\omega + n_\omega \quad (2.20)$$

Burada denklem (2.20)'de bulunan ifadelerin anlamları aşağıda gösterilmektedir.

ω^{out} = Jiroskop çıkışı

ω^{true} = Sensör tarafından algılanan gerçek dönüş hızı

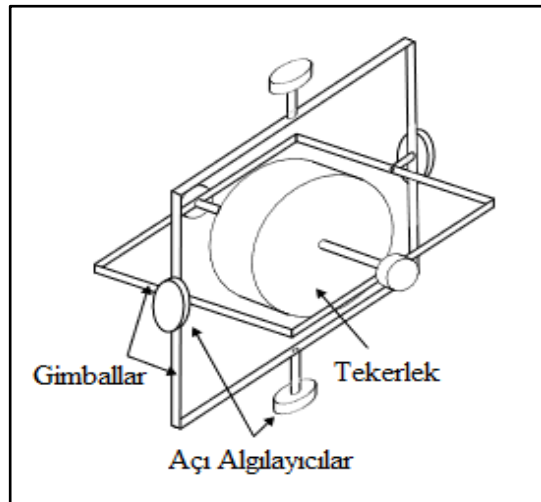
SF_w = Gerçek dönüş hızını etkileyen ölçek faktörü

b_ω = Ölçümü etkileyen sapma miktarı

n_ω = Jiroskop gürültüsü (Kubrak 2007).

a. Mekanik jiroskop

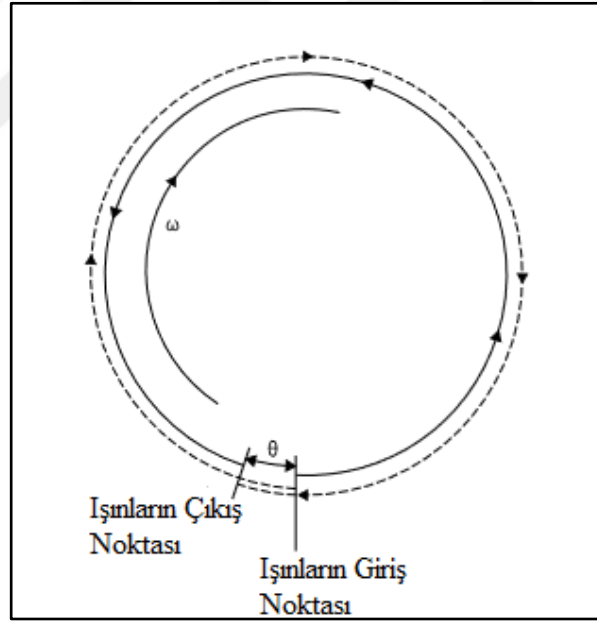
Mekanik jiroskoplar Şekil (2.14)'de gösterildiği gibi üç ekseninde dönebilen iki gimbal üzerine monte edilmiş bir çıkırıktan oluşmaktadır. Açısal momentumun bir sonucu olarak jiroskop üzerindeki çıkırıktan dönmeye direnç göstermektedir. Bundan dolayı mekanik jiroskop dönmeye başladığında tekerlek sabit kalmaktadır ve bitişik gimballar arasındaki açı değişmektedir. Bu açıların açı algılayıcılar ile okunması sonucu cihazın yönelimi belirlenebilmektedir. Mekanik jiroskoplar sadece yönelimi hesaplayabilmekte ve açısal hız bu cihazlarla belirlenmemektedir. Mekanik jiroskopların en büyük dezavantajı hareketli parçalar içermesidir. Bu hareketli parçalar sürtünmeye sebep olur ve bu da jiroskop ölçümlerinde kaymaya sebep olmaktadır. Ayrıca sürtünmeyi en aza indirebilmek için yüksek hassasiyetli rulmanlar ve özel yağlayıcıların kullanılması cihazın maliyetini artırmaktadır (Woodman 2007).



Şekil 2.14. Mekanik jiroskop (Titterton and Weston 2004).

b. Fiber optik jiroskop (FOG)

Fiber optik jiroskop (FOG) açısal hızı ölçmek için ışığın girişimi prensibini kullanmaktadır. Fiber optik jiroskop büyük bir optik fiber bobininden oluşmaktadır. Dönüşü ölçmek için iki ışık birbirlerine zıt yönde hareket edecek şekilde bobine gönderilir (Şekil 2.15). Sensör dönme eğilimi gösteriyorsa dönme yönü ile aynı yönde gönderilen ışın zıt yönde gönderilen ışına göre daha fazla mesafe kat edecektir. Bu olay Sagnac Etkisi olarak bilinir ve ışınlar fiberden çıktığında ışınların giriş noktası ile çıkış noktası arasındaki kayma miktarındaki açı, dönüş açısı olarak belirlenmektedir. Optik jiroskoplar hareketli parçalar içermemekle birlikte ölçüme başlaması için birkaç saniye gerekmektedir. Optik jiroskopun doğruluğu cihazın büyüklüğü ile sınırlanan ışık iletim yolunun uzunluğuna bağlıdır ve daha büyük yol daha doğru sonuçlar vermektedir (Woodman 2007).



Şekil 2.15. Fiber Optik Jiroskop (Woodman 2007).

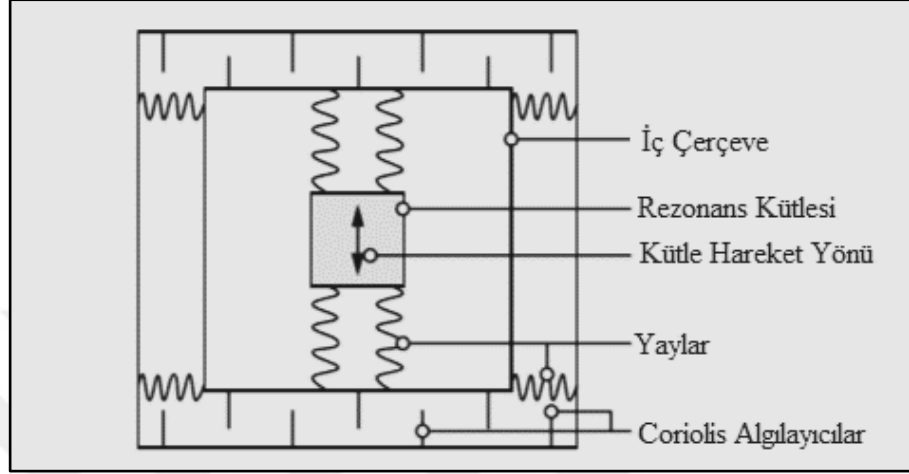
c. MEMS jiroskop

Silikon mikro teknikler kullanılarak üretilen MEMS (Mikro Elektronik Mekanik Sistemler) jiroskoplar Coriolis etkisi prensibine dayanarak ölçüm yapmaktadır (Şekil

2. KAYNAK ÖZETLERİ

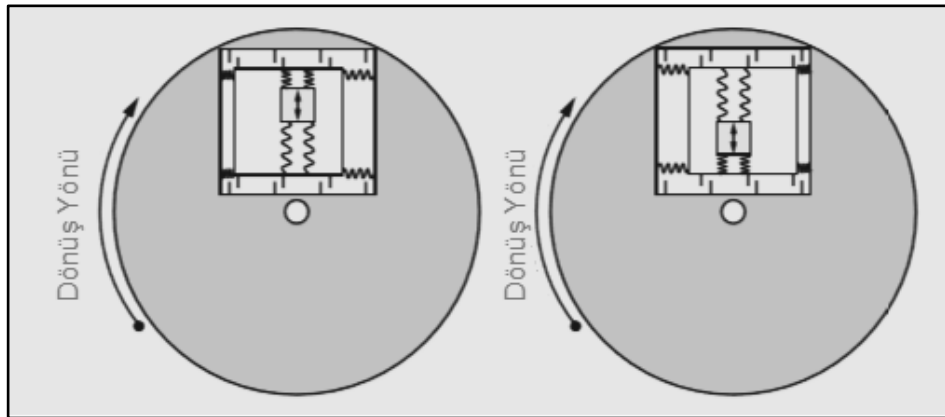
2.16; Şekil 2.17). Bu etkiye göre v hızında, Ω açısal hızında ve m kütlesine sahip jiroskop denklem (2.21) de gösterilen bir F kuvveti oluşturmaktadır (Watson 2016).

$$F = 2m\Omega v \quad (2.21)$$



Şekil 2.16. MEMS Jiroskop'unun mekanik yapısı (Watson 2016).

Rezonatöre bağlı kapasitif algılama elemanları vasıtasıyla Coriolis etkisinden dolayı titreşen kütlenin ve çerçevesinin yer değiştirmesi ölçülerek açısal hız hesaplanabilmektedir (Watson 2016).



Şekil 2.17. Coriolis etkisinden dolayı yer değiştiren kütle (Watson 2016).

MEMS jiroskopları optik jiroskoplar kadar hassas ölçüm yapamamaktadır. MEMS jiroskopların avantajları aşağıda sıralanmıştır (Woodman 2007).

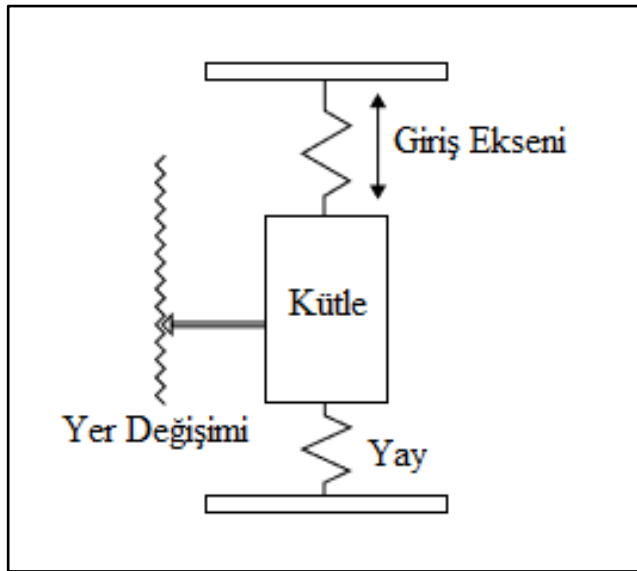
- Düşük Ağırlık
- Düşük Güç Tüketimi
- Daha Sağlam Yapı
- Daha Küçük Boyut
- Düşük Bakım Maliyeti

2.12.2. İvmeölçerler

Genel olarak ivmeölçerler, Mekanik ivmeölçerler, Yüzeysel akustik dalga (SAW) ivmeölçerler ve MEMS ivmeölçerler olmak üzere üç sınıfta incelenmektedir.

a. Mekanik ivmeölçerler

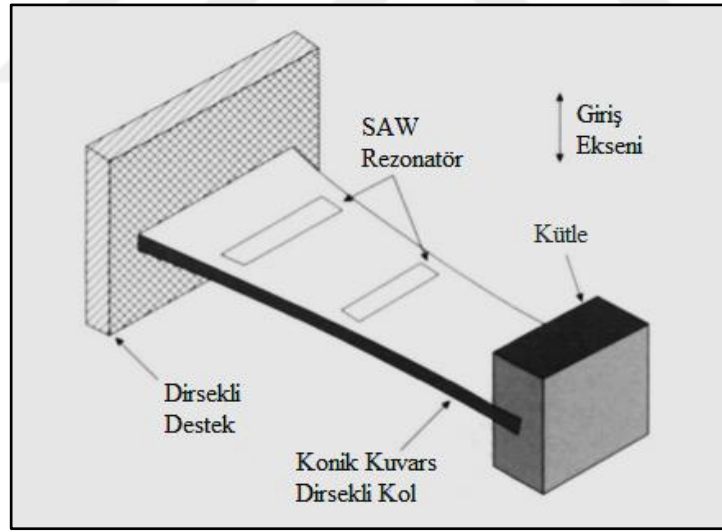
Mekanik ivmeölçerler; yaylar ile tutturulmuş bir kütleden oluşmaktadır. Kütleye herhangi bir kuvvet etki ettiğinde kütle yer değiştirmektedir. Bu kütleye etki eden kuvvetle aynı oranda sinyal üreten yer değişim algılayıcı ile ölçüm yapılmaktadır (Şekil 2.18). Araca etki eden ivme Newton'un ikinci kanunu olan $\vec{F} = m\vec{a}$ formülü ile hesaplanabilmektedir (Woodman 2007).



Şekil 2.18. Mekanik ivmeölçer (Titterton and Weston 2004).

b. Yüzey akustik dalga (SAW) ivmeölçerler

Yüzey Akustik Dalga ivmeölçerler piezoelektrik kuvars dirsekli kol ışın yüzeyinin üstünde bir yüzey akustik dalga rezonatör elektrot desenine sahip açık döngü bir alettir (Achenbach 1973; Parker and Maugin 1988). Bu ışın, bir uca yapının kasasına sabitlenmiş ve diğer uca sabit bir kütleye tutturulmuştur (Şekil 2.19). Işının hareketi bu tarafta serbesttir. Bir çift metal elektrot dijital dizi arasındaki pozitif geri beslemenin kullanılmasıyla bir yüzey akustik dalga yolu (Anonymous 1973) üretilmekte ve dalga boyu genellikle metal elektrotların ayrılması ile belirlenmektedir. Işın içeren düzleme normal olarak bir ivmelenme uygulandığında, düzeneğin inersiyel reaksiyonu ışının bükülmesine neden olur. Işın, yüzeyine uygulanmış bir gerginliğe maruz kaldığında, ışın bükülmekle kalmayıp aynı zamanda yüzey akustik dalgasının frekansı, uygulanan gerginlikle orantılı olarak değişmektedir. Bu değişimin referans frekansı ile karşılaştırılması ile hassas eksen boyunca uygulanan ivmenin ölçülmesi sağlanmaktadır (Titterton and Weston 2004).



Şekil 2.19. Yüzey akustik dalga ivmeölçerinin yapısı (Titterton and Weston 2004).

c. MEMS ivmeölçerler

MEMS ivmeölçerler, mekanik ivmeölçerler ve yüzey akustik dalga ivmeölçerler ile aynı yöntemleri kullanmaktadır. MEMS ivmeölçerlerin başlıca iki çeşidi mevcuttur.

Bunlardan ilki mekanik ivmeölçerlerde olduğu gibi bir kütlenin yer değişimini ölçen ivmeölçerler ve ikincisi yüzey akustik dalga ivmeölçerlerde olduğu gibi farklı basınç seviyelerinden kaynaklanan titreşen maddelerin frekans değişimine göre ölçüm yapan cihazlardır (Woodman 2007).

2.13. İnersiyal Sensör Hataları

İnersiyal Sensörler çeşitli hatalara eğilimli olmakta ve bu hatalar başarılı ölçüm yapmayı sınırlamaktadır. İnersiyal sensör hataları iki genel başlık altında incelenmektedir.

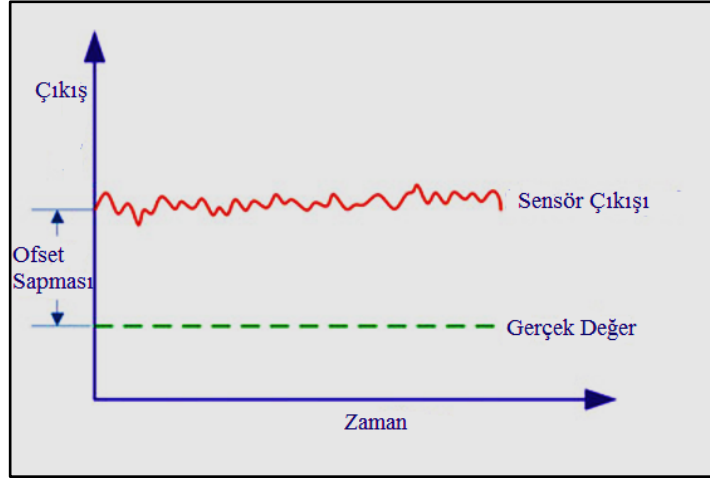
1. Sistemik Hatalar
2. Stokastik (Rastgele) Hatalar

2.13.1. Sistemik hatalar

Bu tür hatalar üst seviye sensörler için laboratuvar kalibrasyonu yapılarak telafi edilebilmektedir (Grewall et al. 2007). Sistemik hatalar aşağıda anlatılmıştır.

a. Sistemik Sapma Ofseti

Bu hata tüm jiroskop ve ivmeölçerleri kapsamaktadır. Sistemde sıfır giriş için belli bir ofset sapma değeri görülebilmektedir. Bu durum Şekil 2.20’de gösterilmektedir.



Şekil 2.20. Ofset sapma hatası (Noureldin et al. 2013).

b. Ölçek faktörü hatası

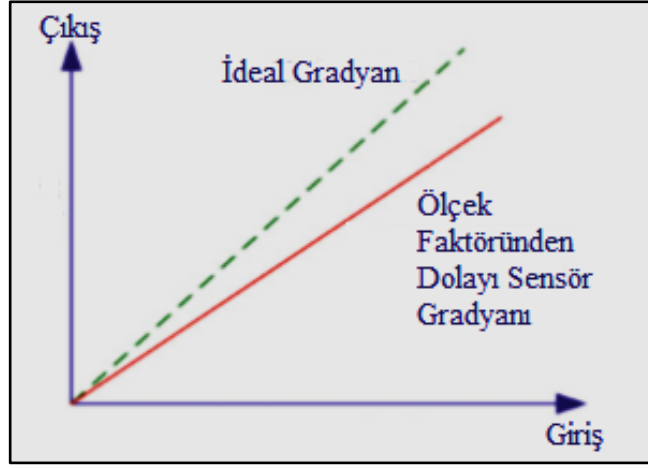
Bu hata giriş-çıkış gradyanınının birlikten sapmasıdır. Ölçek faktörü hatasından dolayı ivmeölçer çıkış hatası, hassas eksen boyunca gerçek kuvvetle orantılı iken, ölçek faktörü hatasından dolayı jiroskop çıkış hatası, hassas eksen etrafındaki gerçek açısal hız ile orantılıdır. Şekil 2.21’de bu hata gösterilmektedir (Noureldin et al. 2013).

c. Doğrusal olmama (Non-Linearity) hatası

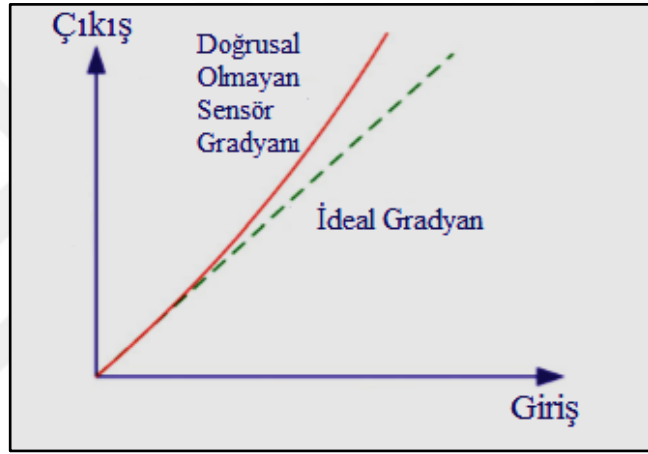
Sensör girişi ve çıkışı arasındaki lineer olmama durumundan kaynaklanmakta ve Şekil 2.22’de gösterilmektedir (Noureldin et al. 2013).

d. Kuantalama hatası

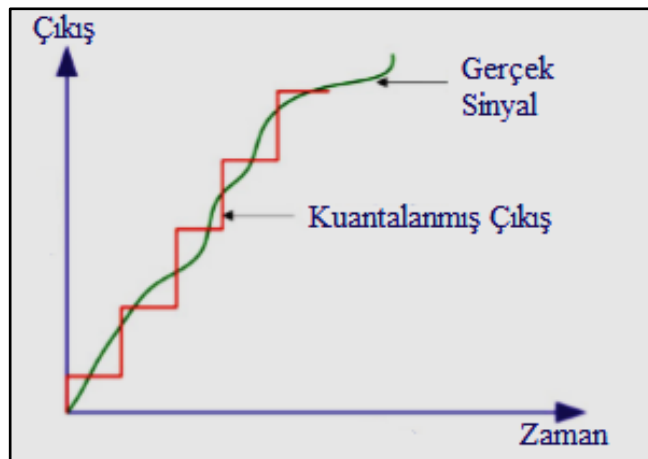
Bu tip hatalar girişleri analog sinyal olan tüm dijital sistemler için geçerli olmaktadır. Şekil 2.23’te gösterilmektedir (Noureldin et al. 2013).



Şekil 2.21. Ölçek faktöründen kaynaklanan hata (Noureldin et al. 2013).



Şekil 2.22. Doğrusal olmamaktan kaynaklanan hata (Noureldin et al. 2013).



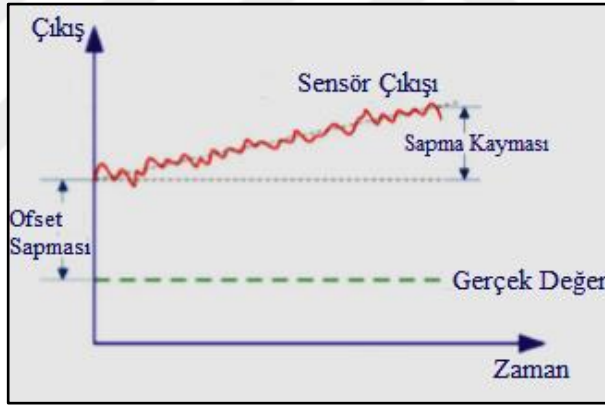
Şekil 2.23. Kuantalama hatasından kaynaklanan hata (Noureldin et al. 2013).

2.13.2. Stokastik (Rastgele) hatalar

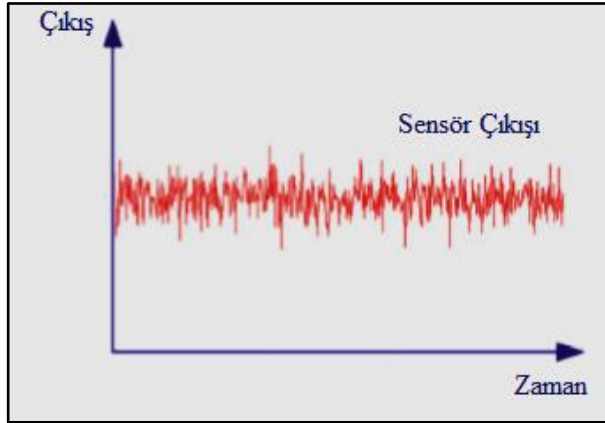
İnertiyal sensörlere sistematik hataların dışında stokastik hatalarda etki etmektedir. Aşağıda bu hatalardan bazıları açıklanmaktadır (Noureldin et al. 2013).

a. Sapma Kayması (Bias Drift)

Sapma kayması (Bias Drift), çalışma sırasında zaman içerisinde oluşan sapmada meydana gelen rastgele değişikliklerdir. Tek bir çalıştırma için sensörün sapmasındaki dengesizliktir ve sapma kayması olarak adlandırılmaktadır. Sapmanın deterministik olmasına karşın sapmadaki kayma stokastiktir. Sıcaklık değişimleri bu hatanın oluşmasına sebep olmaktadır. Şekil 2.24'te bu hata gösterilmektedir (Noureldin et al. 2013).



Şekil 2.24. Sapma kayması hatası (Noureldin et al. 2013).



Şekil 2.25. Beyaz Gürültü hatası gösterimi (Noureldin et al. 2013).

b. Beyaz gürültü (white noise)

Beyaz gürültü, tüm frekanslarda eşit olarak dağılmış olan ilişkisiz bir gürültüdür. Bu tür bir gürültü güç kaynaklarından kaynaklanmakla birlikte yarı iletken aygıtlara özgü de olabilmektedir. Beyaz gürültü yukarıda Şekil 2.25'te gösterilmiştir (Noureldin et al. 2013).

2.14. Kalman Filtresi

Teorik olarak Kalman Filtresi; bir beyaz gürültü tarafından bozulmaya uğramış doğrusal dinamik sistemlerin ani durum kestirimlerinin yapılabilmesi için kullanılan durum tahmin edici bir filtredir. İstatiksel olarak kestirim hatalarının herhangi bir ikinci dereceden (quadratic) fonksiyonuna göre uygun bir filtre olarak kullanılmaktadır (Grewal and Andrews 2001).

2.14.1. Kalman Filtresi uygulama alanları

Pratik olarak Kalman Filtresi; 20.yy'da ve istatiksel kestirim teorisi tarihinde keşfedilmiş en önemli filtre olarak kabul edilmiştir. Kalman Filtresi, insanoğlu için vazgeçilmez bir hal almış ve elektronik sistemlerin birçoğunda kullanılan silikon kadar değerli bir hal almıştır. Kalman Filtresinin en önemli uygulamaları uçaklar, uzay araçları, gemiler ve sürekli üretim süreçleri gibi karmaşık dinamik sistemlerin kontrol yapılarında kullanılmıştır (Çizelge 2.4). Kalman Filtresi ayrıca radyo dalgalarının belirlenebilmesi, sismik verilerin tahmin edilmesi ve görüntü işleme teknikleri gibi konularda kullanılmakla birlikte, fizik ve kimyacılar için sıcaklık, basınç ve yoğunluk parametrelerinin değişiminin belirlenmesinde, hava durumu raporlarının tahmininde ve tarım ürünlerinin en uygun hasat zamanının kestiriminde kullanılmıştır (Goodwin and Sin 1984; Grewal and Andrews 1993). Dinamik bir sistemin kontrolünün sağlanması için bu sistemin çalışma prensiplerinin bilinmesi gerekmektedir. İfade edilen uygulamalarda kontrol edilmek istenen tüm değişkenlerin ölçülmesi mümkün olmamaktadır dolayısıyla Kalman Filtresi elde edilmek istenen bilgileri gürültülü ve dolaylı ölçümlerden çıkarabilmek için kullanılmaktadır (Grewal and Andrews 2001).

2. KAYNAK ÖZETLERİ

Kalman Filtresinin anlık (real-time) işlemlerde kullanılması ile uygulama alanları genişlemiş ve GPS tekniği kullanılarak anlık kara hava ve deniz araçlarının takipleri yapılmaya başlanmıştır (Grewal and Andrews 1993) ve yine bu teknik kullanılarak GPS uydu yörüngelerinin belirlenmesi başarılmıştır (Quanwei 1996).

Çizelge 2.4. Durum kestirimi yapılabilen bazı uygulama alanları (Grewal and Andrews 2001).

Uygulama	Dinamik Sistem	Sensör Tipleri
Süreç Kontrolü	<ul style="list-style-type: none">Kimyasal Tesisler	<ul style="list-style-type: none">BasınçSıcaklıkAkış OranıGaz Analizör
Sel Taşkını Tahmini	<ul style="list-style-type: none">Nehir Sistemleri	<ul style="list-style-type: none">Su SeviyesiYağış ÖlçerHava Durum Radarı
Araç Takibi ve Navigasyon	<ul style="list-style-type: none">Hava, Kara, Deniz ve Uzay Araçları	<ul style="list-style-type: none">RadarJiroskopİvmeölçerGNSS Alıcıları

2.14.2. Kalman Filtresinin uygulanması

a. Filtreleme problem tanımı

Kalman Filtresi, doğrusal uzay modeli gibi sistemler üzerinde çalışma yapılmak için tasarlanmıştır.

$$x_k = F_{k-1}x_{k-1} + G_{k-1}u_{k-1} + w_{k-1} \quad (2.22)$$

$$y_k = H_k x_k + v_k \quad (2.23)$$

Burada alt simge olarak verilen k harfi zamanı temsil etmektedir.

Yukarıda verilen denklem (2.22) ve (2.23)'teki parametrelerin tanım ve boyutları Çizelge 2.5'te ifade edilmiştir.

Çizelge 2.5. Ayrık Zamanlı Sistemin durum değişkenlerinin boyutları (Rhudy et al. 2017).

Değişken	Açıklama	Boyut
x	Durum Vektörü	$n_x \times 1$
y	Çıkış Vektörü	$n_y \times 1$
u	Giriş Vektörü	$n_u \times 1$
w	Süreç Gürültü Vektörü	$n_x \times 1$
v	Ölçüm Gürültü Vektörü	$n_y \times 1$
F	Durum Sistem Matrisi	$n_x \times n_x$
G	Giriş Sistem Matrisi	$n_x \times n_u$
H	Gözlem Matrisi	$n_y \times n_x$

Durum vektörü x filtre tarafından kestirimi yapılmak istenen değerlerdir (pozisyon, hız, vb.) (Faragher 2012). Filtre analogisinin kullanılması ile bu vektörün bileşenleri filtreden geçirilmek istenen parametrelerdir. Bazı durumlarda durum vektörüne birden fazla öge eklenebilmektedir. Örneğin bir araca ait ivmelenme durumu kestirilmeye çalışıldığında durum vektörüne hız ögesi eklenerek bu ögenin belirlenmesi de gerekmektedir. Sonuç olarak Kalman Filtresi kullanılarak çözümlenen durum tahmin problemlerindeki durum, aslında elde edilmek istenen sonuçtur (Rhudy et al. 2017).

Çıkış vektörü y filtre tarafından sağlanan bilgi değil, ölçüm sonucunda ulaşılan bilgidir. Çıkış vektörü hem durumlardan hem de bazı bağımsız ölçüm sistemlerinden matematiksel olarak belirlenebilen değerlerden oluşması gerekmektedir. (Rhudy et al. 2017)

Giriş vektörü u , sistem dinamiklerini tanımlamak için filtreye girmesi gereken bilgileri içermektedir. Bu vektöre ait değerler sensör ölçümlerinden oluşabilir. Genel olarak sistem denklemleri tanımlanırken gerekli durumlar (state) belirlendikten sonra, filtrede durum olarak kestiriminin yapılmasına gerek olmayan diğer terimler giriş vektörü olarak kabul edilmektedir (Rhudy et al. 2017).

Bir sistemde w ve v terimleri sırasıyla süreç ve ölçüm gürültüsü olarak adlandırılmaktadır. Bu terimler denklemdaki gürültüleri modellemek için kullanılmaktadır. Sistem üzerine etki eden gürültüler çeşitli şekilde olabilmektedir. Bu gürültülere maruz kalmanın ilk sebebi denklemin kendisinde belirsizliğe sebep olan modelleme hatasıdır. Örneğin fizik ilkelerine dayanarak türetilen denklemlerde veya doğruluğuna tam bir şekilde güvenilemeyen sezgisel olarak tanımlanan denklemlerde w ve v biçiminde hatalar ile karşılaşılabilir. Mümkün olan bir diğer hata kaynağı ise sensör ölçümlerinden kaynaklanmaktadır. Sensör ölçüm hatası olarak her ne kadar w ve v terimleri kullanılabilse de asıl olarak v parametresi sensör ölçüm hatası olarak kullanılmaktadır. w ve v terimlerinin sıfır ortalamalı rastgele hatalar olduğu varsayıldığından dolayı gerçekte denklem (2.22) ve (2.23) de uygulanmamaktadır. Bu terimler sadece süreç gürültü hata kovaryansı ve ölçüm gürültü hata kovaryansı hakkındaki bilgileri belirlemek için kullanılmaktadır (Faragher 2012; Rhudy et al 2017).

F , G ve H matrisleri ele alınan probleme bağlı olmakta ve durumlar ile girişlerin doğrusal bir sistem olduğunu göstermektedir. F matrisi durum dinamiğindeki terim katsayılarını içermekte, H matrisi çıkış dinamiğindeki benzer fonksiyona hizmet etmekte ve G matrisi durum dinamiğindeki giriş terimlerinin katsayılarını içermektedir. Genellikle birçok kestirim problemi için bu matrisler sabittir (Rhudy et al. 2017).

b. Kalman Filtresi algoritması

Kalman Filtresi durum dinamiklerini belirlemek için ilk olarak bir tahmin (prediction) ve sonrasında bir düzeltme (correction) yapmaktadır. Bu algorithmada ana fikir, durum dinamikleri hakkındaki bilgileri kullanarak, sonraki durumun ne olduğunu belirlemektir. Basit bir örnekle anlatmak gerekirse bir kişi daha önce nerde olduğunu (önceki durum) ve ne kadar hızlı hareket ettiğini (durum dinamikleri) bilirse şu an (mevcut durum) nerde olduğunu tahmin edebilmektedir. Bu durum Euler veya Runge-Kutta tekniği gibi sayısal bir entegrasyon olarak düşünülebilir (Kreyszig 2006).

$$\hat{x}_{k|k-1} = F_{k-1}\hat{x}_{k-1} + G_{k-1}u_{k-1} \quad (2.24)$$

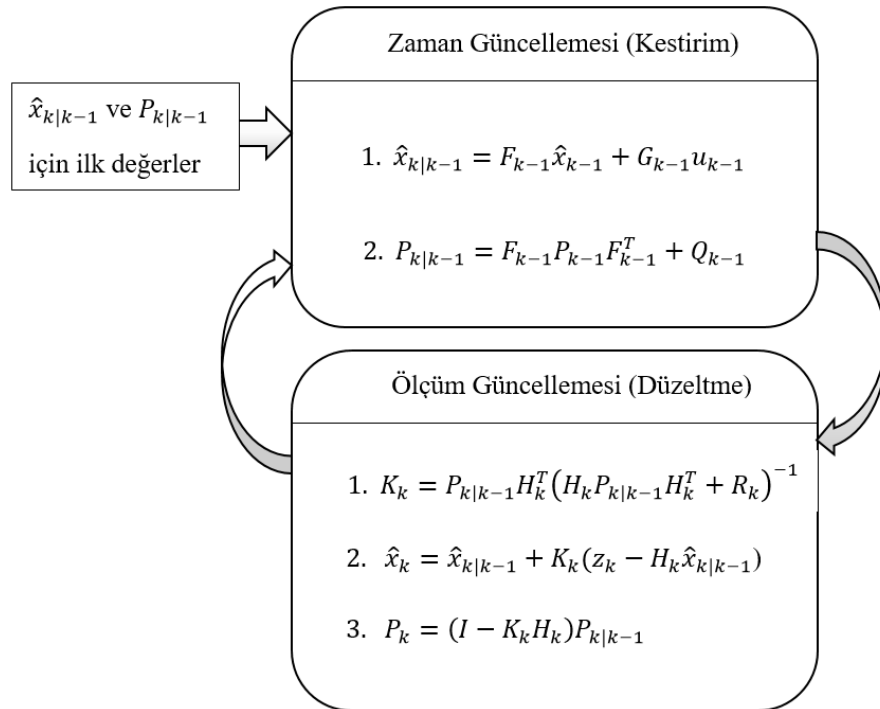
$$P_{k|k-1} = F_{k-1}P_{k-1}F_{k-1}^T + Q_{k-1} \quad (2.25)$$

$$K_k = P_{k|k-1}H_k^T(H_kP_{k|k-1}H_k^T + R_k)^{-1} \quad (2.26)$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_{k|k-1} + K_k(z_k - H_k\hat{x}_{k|k-1}) \quad (2.27)$$

$$P_k = (I - K_kH_k)P_{k|k-1} \quad (2.28)$$

Yukarıda gösterilen (2.24), (2.25), (2.26), (2.27) ve (2.28) numaralı denklemler Kalman Filtresi kestirim denklemlerini göstermektedir. (2.24) numaralı denklemde gösterilen $\hat{x}_{k|k-1}$ önceden kestirilmiş durum vektörlerine göre kestirimi yapılmış durum vektörüdür. (2.25) numaralı denklemde tanımlanan $P_{k|k-1}$, önceki durum hata kovaryans matrisine göre kestirimi yapılmış durum hata kovaryans matrisini ifade etmektedir. (2.26) numaralı denklemde Kalman Kazanç Matrisi hesaplanmaktadır. (2.27) numaralı denklemde z_k ölçümü ile kestirim güncellenmekte ve (2.28) numaralı denklem de hata kovaryansı güncellenmektedir. Ayrıca bu denklemde verilen I birim matrisi temsil etmektedir (Rhudy et al 2017).



Şekil 2.26. Kalman Filtresi algoritması (Welch and Bishop 2001)

c. Gürültü Kovaryanslarının Etkisi

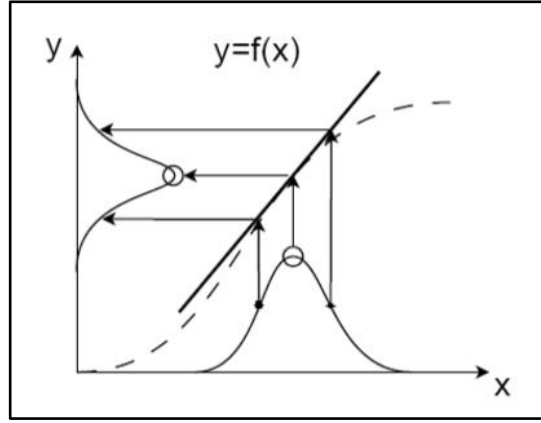
Kalman Filtresinin başarılı bir şekilde kestirim yapabilmesinde Q , R ve P_0 gürültü kovaryanslarının seçimi çok önemlidir. P_0 'ın seçimi filtrenin başlangıç yakınsamasını etkilemektedir. Ancak birçok durumda P_0 in etkisi dikkate alınmamaktadır. Dolayısıyla işlem kolaylığının sağlanabilmesi için P_0 birim matris olarak seçilebilmektedir. Q ve R kovaryanslarının etkisi bu filtrede çok daha önemli olmaktadır. Aslında Q ve R kestirim ve ölçüm arasındaki faktörleri ağırlıklandırmaktadır. Örneğin daha büyük bir Q durum denklemlerinde daha büyük bir belirsizliği ifade etmektedir ve bu durum denklem sonucuna daha az güvenmesine sebep olacağından dolayı filtrenin daha fazla ölçüm güncellemesi ile düzeltme yapmasını gerektirmektedir. Benzer bir şekilde daha büyük R , ölçümde daha büyük bir belirsizliği ifade etmekte ve bu durum da ölçüm güncellemesi ile daha az düzeltme yapılması gerekmektedir (Rhudy et al. 2007).

2.15. Genişletilmiş Kalman Filtresi (EKF)

Genişletilmiş Kalman Filtresi (EKF), Kalman Filtresinin uygulandığı uygulama alanlarında kullanılmaktadır. Bu filtrenin Kalman Filtresinden farkı ise optimum kestirim yapabilmek için EKF, doğrusal olmayan sistemlerde kullanılmaktadır (Lana 2001). Hemen hemen gerçek hayatta kullanılan tüm sistemlerin doğrusal olmadığı göz önüne alınırsa EKF bu sistemler için hayati önem arz etmektedir. Sistem dinamikleri veya ölçüm denklemlerinden en az birisinin doğrusal olmadığı sistemlerde durum denklemleri Taylor Serisi Açılımı işlemine tabi tutulduktan sonra yüksek dereceden terimler atılarak doğrusal olmayan sistem doğrusal hale getirilmektedir. Bu işlemler ile birlikte Kalman Filtresi algoritmasının tümü Genişletilmiş Kalman Filtresini oluşturmaktadır (Lana 2001; UmaMageswari et al. 2012).

2.15.1. Genişletilmiş Kalman Filtresi matematiksel modeli

Doğrusal olmayan sistemlerde Taylor Serisi kullanılarak yapılan kestirim hesaplamalarında sistem durum ve ölçüm fonksiyonlarının kısmi türevleri alınarak Jacobianları hesaplanmakta ve sistem doğrusal hale getirilmektedir (Şekil 2.27) (Welch and Bishop 2001; UmaMageswari et al. 2012).



Şekil 2.27. Bir Gauss dağılımının ortalaması etrafındaki doğrusal olmayan fonksiyonun EKF ile doğrusallaştırılması (UmaMageswari et al. 2012).

Genişletilmiş Kalman Filtresi (EKF) algoritması aşağıda gösterilen denklemler ile gerçekleştirilmektedir.

$$x_k = f(x_{k-1}, u_{k-1}) + w_{k-1} \quad (2.29)$$

$$z_k = h(x_k) + v_k \quad (2.30)$$

Yukarda gösterilen denklem (2.29) ve (2.30) da x_k , durum geçiş fonksiyonunu gösterirken z_k , durum gözlem fonksiyonunu göstermektedir. Burada w_k ve v_k , sırasıyla Q_k ve R_k kovaryanslı sıfır ortalamalı kabul edilen Gauss gürültülerdir (UmaMageswari et al. 2012). f ve h sırasıyla vektör değerli doğrusal olmayan durum geçiş fonksiyonu ve vektör değerli doğrusal olmayan çıkış fonksiyonudur (Rhudy et al. 2017). Bu fonksiyonlar Genişletilmiş Kalman Filtresi algoritmasında doğrusal olarak kullanılamamaktadır. Bunun yerine denklem (2.31) ve (2.32) de gösterildiği gibi fonksiyonların kısmi türevleri (Jacobianları) kullanılmaktadır. Bu işlem aynı zaman da doğrusal olmayan bir fonksiyonu doğrusal hale getirmektedir (UmaMageswari et al. 2012).

$$F_{k-1} = \left. \frac{\partial f}{\partial x} \right|_{\hat{x}_{k-1|k-1}, u_{k-1}} \quad (2.31)$$

$$H_k = \left. \frac{\partial h}{\partial x} \right|_{\hat{x}_{k|k-1}} \quad (2.32)$$

Kestirilen Durum:

$$\hat{x}_{k|k-1} = f(\hat{x}_{k-1|k-1}, u_{k-1}) \quad (2.33)$$

Tahmini Kovaryans Kestirimi (Predicted estimate covariance):

$$P_{k|k-1} = F_{k-1} P_{k-1|k-1} F_{k-1}^T + Q_{k-1} \quad (2.34)$$

Yenilik veya Ölçüm Kalıntıları:

$$y_k = z_k - h(\hat{x}_{k|k-1}) \quad (2.35)$$

Yenilik (veya kalıntı) Kovaryansı:

$$S_k = H_k P_{k|k-1} H_k^T + R_k \quad (2.36)$$

Kalman Kazancı:

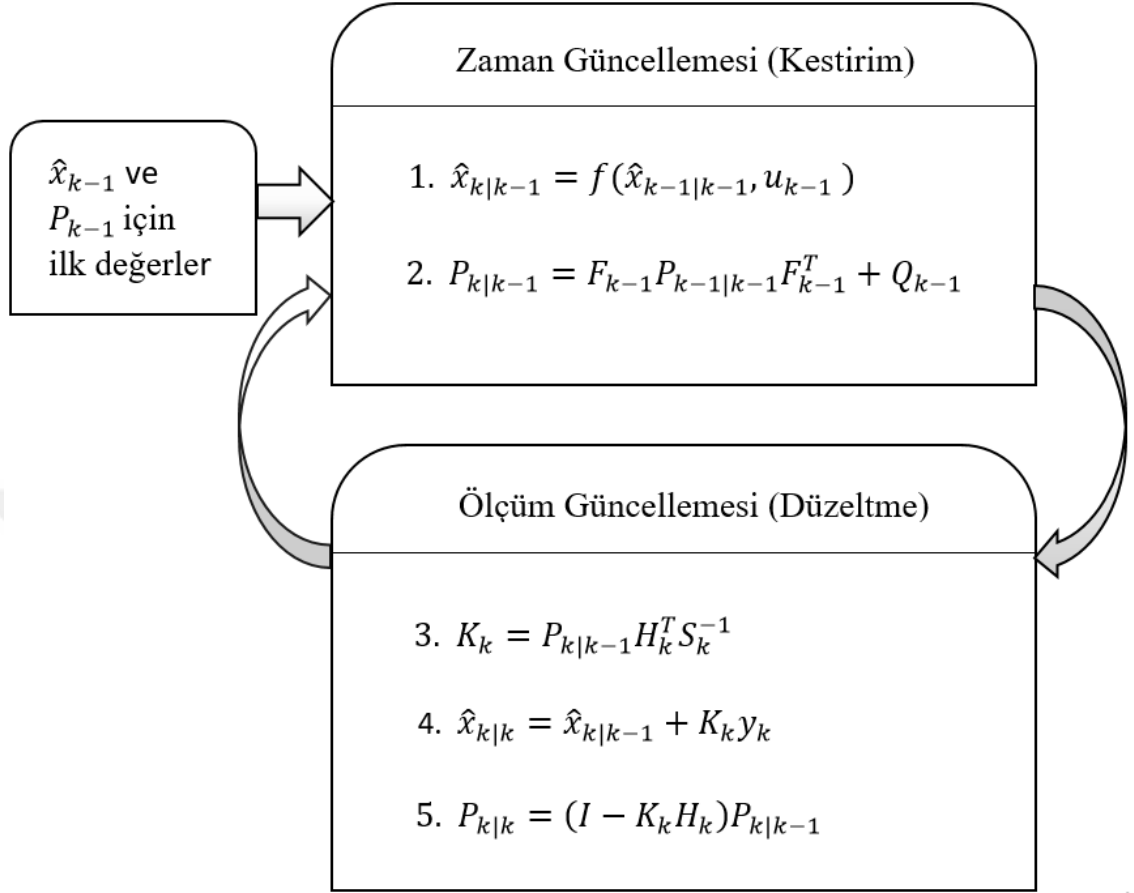
$$K_k = P_{k|k-1} H_k^T S_k^{-1} \quad (2.37)$$

Güncellenmiş Durum Kestirimi:

$$\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} + K_k y_k \quad (2.38)$$

Güncellenmiş Kovaryans Kestirimi:

$$P_{k|k} = (I - K_k H_k) P_{k|k-1} \quad (2.39)$$



Şekil 2.28. Genişletilmiş Kalman Filtresi algoritması (Welch and Bishop 2001)

2.16. Enformasyon Filtresi (Information Filter)

Kalman Filtresinin (KF) bir çifti olarak adlandırılan Enformasyon filtresi (IF), tıpkı Kalman filtresi ve Genişletilmiş Kalman Filtresi gibi Gauss düşüncesini temsil etmektedir (Thrun et al. 2005). Bundan dolayı Enformasyon Filtresi Kalman Filtresi varsayımlarına dayanmaktadır. Kalman Filtresi ile Enformasyon Filtresi arasındaki temel fark, Kalman Filtresi algoritma ailesinde Gauss, momentleri (ortalama, kovaryans) ile temsil edilirken Enformasyon Filtresinde Gausslar kanonik olarak temsil edilmektedir. Kanonik temsil bir enformasyon matrisi ve enformasyon vektörünü içermektedir. Kanonik temsildeki fark, farklı güncelleme denklemlerine yol açmaktadır. Kanonik ve momentlerin gösterimleri genellikle birbirlerine çift olarak kabul edilmekte ve bu nedenle IF ve KF birbirlerinin çifti olarak adlandırılmaktadır (Thrun et al. 2005).

Çok değişkenli bir Gauss'un kanonik gösterimi Ω matrisi ve ξ vektörü ile verilmektedir. Ω matrisi kovaryans matrisinin tersi olarak ifade edilmektedir.

$$\Omega = P^{-1} \quad (2.40)$$

Burada Ω enformasyon matrisi olarak adlandırılmaktadır. Enformasyon vektörü olarak çağırılan ξ denklem (2.41) de tanımlanmaktadır (Thrun et al. 2005).

$$\xi = P^{-1}x \quad (2.41)$$

2.16.1. Enformasyon Filtresi algoritması

Enformasyon Filtresi algoritması Kalman Filtresi algoritması ile yüksek derecede benzerlik göstermektedir. Enformasyon Filtresi de Kalman Filtresi gibi kestirim ve düzeltme gibi iki basamaktan oluşmaktadır. Enformasyon Filtresi algoritması aşağıda gösterilen denklem (2.42), (2.43), (2.44) ve (2.45)'den oluşmaktadır (Thrun et al. 2005). Kalman Filtresinde ifade edilen F , G ve H matrisleri Enformasyon Filtresinde sırasıyla A , B ve C matrisleri ile ifade edilmektedir.

$$\bar{\Omega}_t = (A_t \Omega_{t-1}^{-1} A_t^T + R_t)^{-1} \quad (2.42)$$

$$\bar{\xi}_t = \bar{\Omega}_t (A_t \Omega_{t-1}^{-1} \xi_{t-1} + B_t u_t) \quad (2.43)$$

$$\Omega_t = C_t^T Q_t^{-1} C_t + \bar{\Omega}_t \quad (2.44)$$

$$\xi_t = C_t^T Q_t^{-1} z_t + \bar{\xi}_t \quad (2.45)$$

Yukarıda verilen Enformasyon filtresinde denklem (2.42) ve (2.43) kestirim adımını gösterirken denklem (2.44) ve (2.45) düzeltme adımını göstermektedir (Thrun et al. 2005).

2.17. Genişletilmiş Enformasyon Filtresi (EIF)

Genişletilmiş Enformasyon Filtresi, Enformasyon Filtresinin uygulanamadığı doğrusal olmayan sistemlerde kullanılan filtredir. Genişletilmiş Kalman Filtresi (EKF) ile hemen hemen aynı özelliklere sahip olan EIF, durum kestirimini EKF de olduğu gibi kestirim ve düzeltme olmak üzere iki aşamada gerçekleştirmektedir (Thrun et al. 2005; Garritsen 2018).

2.17.1. Genişletilmiş Enformasyon Filtresi algoritması

EIF algoritması bundan önce anlatılan EKF algoritması ile benzer özellikler taşımaktadır. EIF ile IF arasındaki temel fark A_t , B_t ve C_t doğrusal parametrelerinin g , h ve bunların jacobianları olan G_t ve H_t ile değiştirilmesidir (Garritsen 2018). Ayrıca EIF, EKF'ye karşı ilave bir adım gerektirmektedir. Bu gereklilik g ve h fonksiyonlarının hesaplanabilmesi için x_{t-1} adımının hesaplanmasına ihtiyaç duyulmaktadır. Aşağıda verilen (2.46), (2.47), (2.48), (2.49), (2.50) ve (2.51) numaralı denklemler ile Genişletilmiş Enformasyon Filtresi algoritması açıklanmaktadır (Thrun et al. 2005).

$$x_{t-1} = \Omega_{t-1}^{-1} \xi_{t-1} \quad (2.46)$$

$$\bar{\Omega}_t = (G_t \Omega_{t-1}^{-1} G_t^T + R_t)^{-1} \quad (2.47)$$

$$\bar{\xi}_t = \bar{\Omega}_t g(u_t, x_{t-1}) \quad (2.48)$$

$$\bar{x}_t = g(u_t, x_{t-1}) \quad (2.49)$$

$$\Omega_t = \bar{\Omega}_t + H_t^T Q_t^{-1} H_t \quad (2.50)$$

$$\xi_t = \bar{\xi}_t + H_t^T Q_t^{-1} [z_t - h(\bar{x}_t) + H_t \bar{x}_t] \quad (2.51)$$

Yukarıda verilen algorithmada denklem (2.46), (2.47) ve (2.48) kestirim adımını gösterirken, (2.49), (2.50) ve (2.51) numaralı denklemler düzeltme adımını

2. KAYNAK ÖZETLERİ

göstermektedir. Bu algoritma da enformasyon matrisi Ω_t ve enformasyon vektörü ξ_t , x_t 'ye geri döndürülerek işlemler tamamlanmaktadır.



3. MATERYAL ve YÖNTEM

Bu çalışmada materyal olarak MATLAB yazılımına ait R2013a ve R2019b sürümleri kullanılmıştır. Metot olarak ise inersiyal navigasyon denklemlerinden yararlanılarak insansız hava aracına ait uçuş güzergahı MATLAB simülasyon ortamında oluşturulmuştur. Söz konusu navigasyon denklemleri bu bölümde sunulmuştur. Ayrıca Bölüm 2.14'te açıklanan Kalman Filtresi, Bölüm 2.15'te özellikleri belirtilen Genişletilmiş Kalman Filtresi, bölüm 2.16 da ifade edilen Enformasyon Filtresi ve son olarak Bölüm 2.17'de anlatılan Genişletilmiş Enformasyon Filtresi algoritmalarından yararlanılmıştır.

3.1. Hava Aracı Konum Gösterimleri

3.1.1. Dönüş açıları

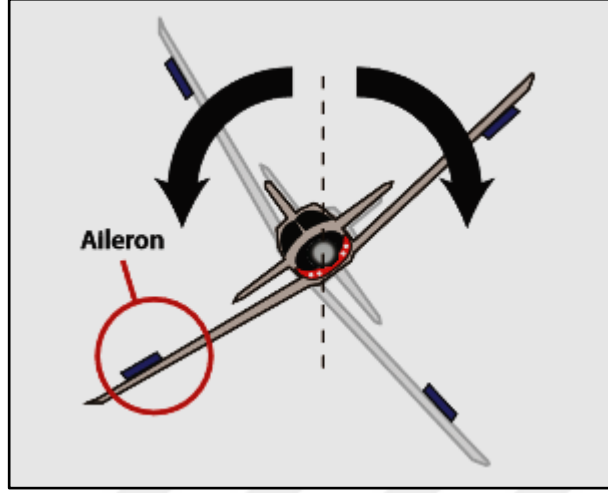
Bir hava aracına ait eksenal dönüş oranları ve ivme değerleri, yeryüzünde konumlandırılmış navigasyon sistemleri kullanılarak ölçülebilmektedir. İnersiyal sensörler ile yapılan bu ölçümlerde sensörler hava aracına sabit şekilde monte edilmektedir ve bu sistemler strapdown inersiyal sistemler olarak adlandırılmaktadır (Rönnbäck 2000). Hava aracının üç eksen üzerindeki ivme değerleri (a_x, a_y, a_z) ve dönüş oranları (p, q, r) İnersiyal Ölçüm Birimi (IMU) olarak adlandırılan birim tarafından sağlanmaktadır. Elde edilen bu vektörel verilerin araç koordinat sisteminden navigasyon koordinat sistemine dönüştürülmesine ihtiyaç duyulmaktadır ve bu gerekliliğin yerine getirilmesi için " C_{bn} " olarak ifade edilen direkt kosinüs matrisi kullanılmaktadır. Hava aracının dönüşleri Euler açıları olarak adlandırılan üç açı ile ifade edilmektedir. Bu açılar Φ, θ ve ψ simgeleri ile gösterilmekte ve sırasıyla roll, pitch ve yaw hareketlerini temsil etmektedir (Rönnbäck 2000).

a. Roll dönüş hareketi ve açısı

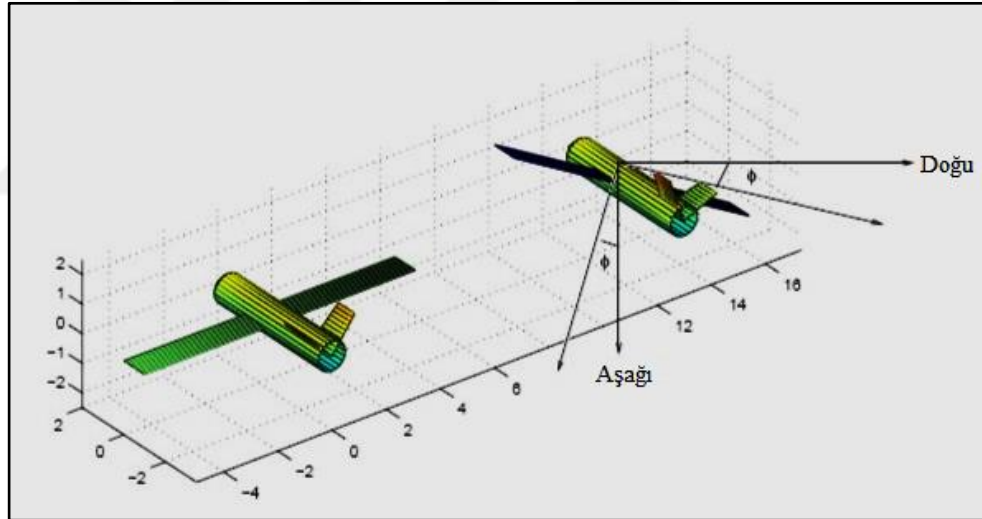
Bir hava aracının roll dönüş hareketini yapabilmesi, uçağın kontrol yüzeyleri ile ilişkilidir ve bu hareket hava aracına ait kanat üzerinde bulunan aileronlar vasıtası ile gerçekleştirilmektedir. Aileronlar birbirlerine zıt olarak çalışmaktadırlar (Şekil 3.1).

3. MATERYAL ve YÖNTEM

Burada amaç, uçağın kanadının birini yükselmesini diğer kanadın alçalmasını sağlamaktır (Gipson 2017).



Şekil 3.1. Roll dönüşü gösterimi (Gipson 2017).



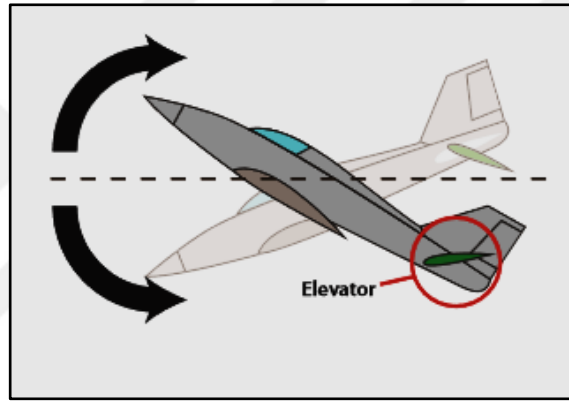
Şekil 3.2. 30 derecelik roll dönüş açısı (Rönnbäck 2000).

Yukarıda Şekil 3.2’de görüldüğü üzere roll dönüş açısı Φ açısı ile gösterilmektedir ve bu açı 0 derece olduğunda kanatlar yatay olarak konumlanmaktadır. Roll dönüş açısının Euler açıları kullanılarak hesaplanan matematiksel ifadesi aşağıda denklem 3.1’de gösterilmektedir (Rönnbäck 2000). Denklemden Φ açısı roll dönüşünü temsil etmektedir.

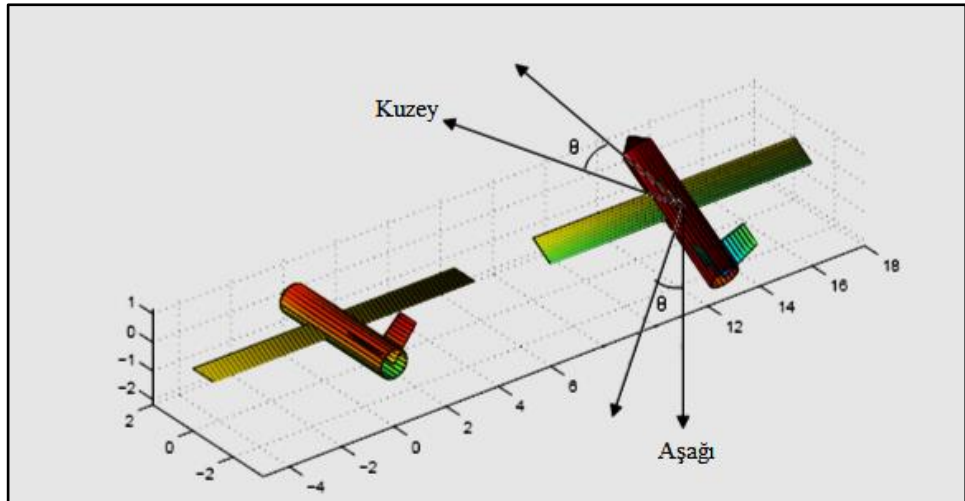
$$R(\Phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\Phi & \sin\Phi \\ 0 & -\sin\Phi & \cos\Phi \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

b. Pitch dönüş hareketi ve açısı

Bir hava aracının pitch hareketini yapabilmesi, bu hava aracının kuyruk bölümünde bulunan ve elevator olarak adlandırılan yüzey kontrol birimi ile ilişkilidir (Şekil 3.3). Elevator kontrol biriminin aşağı veya yukarı hareketleri vasıtası ile hava aracı burnunun aşağı veya yukarı doğru hareketi sağlanmakta ve pitch açısı elde edilmektedir (Gipson 2017).



Şekil 3.3. Pitch hareketi gösterimi (Gipson 2017).



Şekil 3.4. 30 derecelik pitch dönüş açısı (Rönbäck 2000).

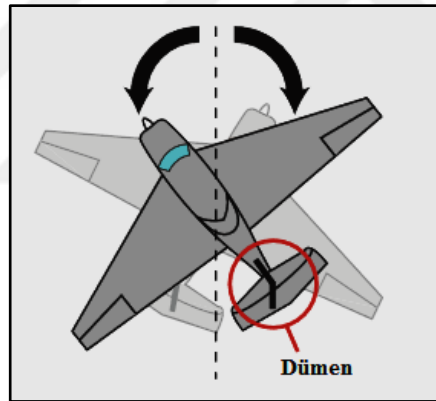
Yukarıda Şekil 3.4'te gösterildiği üzere pitch açısı θ ile gösterilmektedir. Bu açı 0 derece olduğunda hava aracı düz bir şekilde hareketine devam etmekte ve dolayısıyla

irtifasında herhangi bir değişiklik meydana gelmemektedir. Euler açıları ile hesaplanan pitch açısına ait dönüş matrisi aşağıda denklem 3.2’de gösterilmektedir (Rönnbäck 2000). Denklemde θ pitch dönüş hareketini temsil etmektedir.

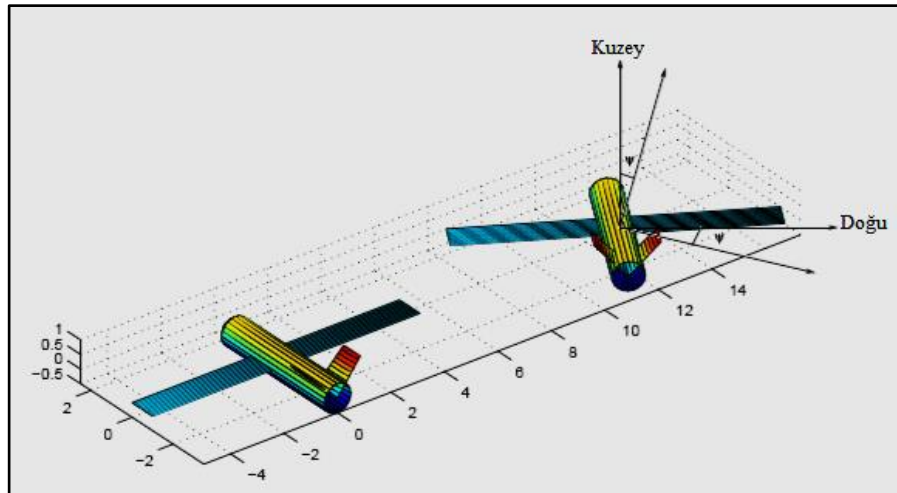
$$R(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

c.Yaw dönüş hareketi ve açısı

Hava aracının bir diğer dönüş hareketi ise uçağın kuyruğunda bulunan dümen vasıtası kullanılarak gerçekleştirilen ve yaw olarak adlandırılan harekettir (Şekil 3.5). Bu hareket; hava aracının gövdesi sabit olacak şekilde burnunun sağa veya sola hareket etmesi olarak tanımlanmaktadır (Gipson 2017).



Şekil 3.5. Yaw hareketi gösterimi (Gipson 2017).



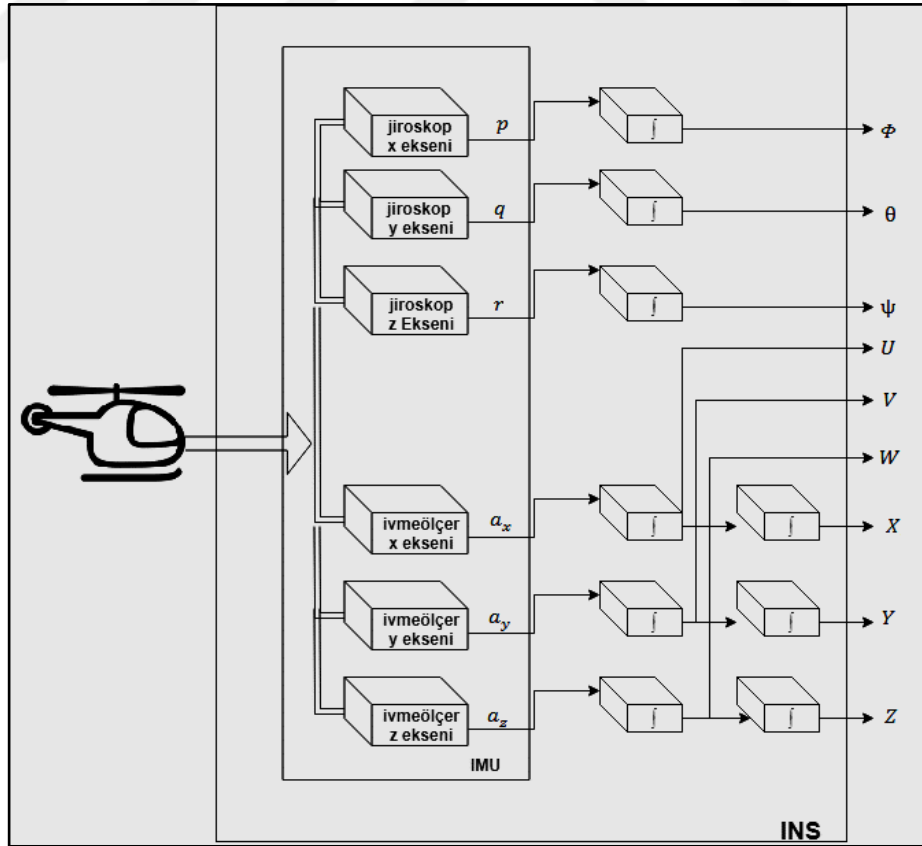
Şekil 3.6. 30 derecelik yaw dönüş açısı (Rönnbäck 2000).

Yukarıda şekil 3.6’da gösterildiği üzere yaw açısı ψ ile gösterilmektedir ve yaw açısına ait matematiksel ifade denklem 3.3’de gösterilmektedir (Rönnbäck 2000).

$$R(\psi) = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

3.2. İnersiyal Navigasyon Prensipleri

Hava araçlarının lokalizasyon problemleri, inersiyal ölçüm birimi tarafından ölçülen verilerin formüle edilmesi doğrultusunda çözüme kavuşabilmektedir. IMU birimi bünyesinde bulunan ivmeölçer ve jiroskop tarafından sırasıyla ivme değerleri (a_x, a_y, a_z) ve dönüş oranları (p, q, r) hesaplanabilmekte ve sonrasında ölçülen bu verilerin INS (Inertial Navigation System) tarafından dönüştürülmesi ile hava aracının pozisyonu (X, Y, Z), hızı (U, V, W) ve dönüş açılarına (Φ, θ, ψ) ulaşılabilmektedir (Şekil 3.7) (Nemra and Aouf 2010).

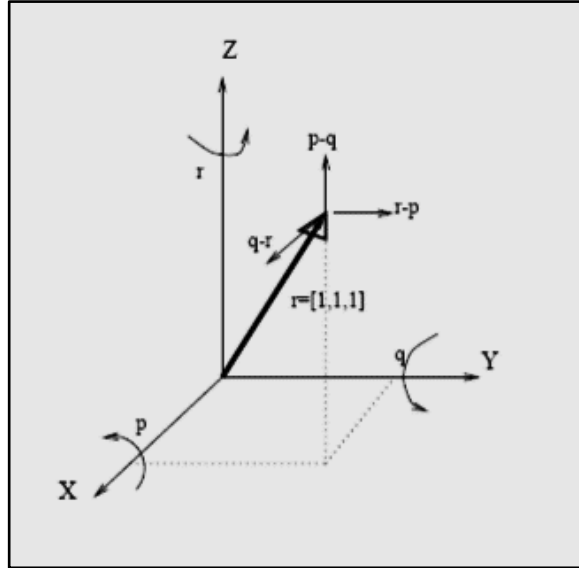


Şekil 3.7. INS mimarisi (Nemra and Aouf 2010).

Navigasyon denklemlerini oluşturabilmek için en az iki referans çerçevesine ihtiyaç duyulmaktadır. Bunlardan biri araç/inersiyal referans çerçevesi iken diğeri navigasyon çerçevesi olarak tanımlanmaktadır. Tüm bu gereklilikler karşılandıktan sonra bazı matematiksel işlemler yapılarak inersiyal hareket denklemleri elde edilebilmektedir (Nemra and Aouf 2010).

3.3. Hava Aracı Dönüş Oranları

Hava aracına ait dönüş oranları IMU biriminde bulunan jiroskoplar tarafından ölçülmekte ve x, y, z eksenleri için sırasıyla p, q, r ile ifade edilmektedir. IMU biriminin hava aracının ağırlık merkezine monte edildiği düşünülmektedir (Nemra and Aouf 2010). Araç çerçevesinde öz vektör (Eigenvector) ile yapılan çapraz çarpım ile dönüş oranları elde edilebilmektedir. $[1 \ 0 \ 0]^T$, $[0 \ 1 \ 0]^T$ ve $[0 \ 0 \ 1]^T$ vektörlerinin doğrusal bir kombinasyonu olarak oluşturulan $[1 \ 1 \ 1]^T$ vektörünün çapraz çarpım olarak $[p \ q \ r]^T$ vektörü ile çarpılmasıyla $[q - r \ r - p \ p - q]^T$ sonucu elde edilmektedir. Dönüş oranları (p, q, r) ve değişim vektörleri Şekil 3.8’de gösterilmektedir (Rönnbäck 2000).



Şekil 3.8. Çapraz çarpım sonucu eksenel vektörlerin gösterimi (Rönnbäck 2000).

Dönüş oranları matrisinin, yukarıda anlatılan vektörlerin birim matris şeklinde düzenlenmiş hali ile çapraz çarpımın sonucu, aşağıda ifade edilen denklem (3.4)’te gösterilmektedir (Rönnbäck 2000).

$$PQR_{pqr} = I_{3 \times 3} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

3.3.1. Dönüş oranları (p, q, r) kullanılarak Euler açı oranlarının hesaplanması $(\dot{\Phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi})$

Bir hava aracına ait yönelim değerlerinin hesaplanmasında Euler açıları yöntemine başvurulmaktadır. Bu yöntem bir hava aracına ait hareketleri anlık olarak takip etmek amacıyla kullanılmaktadır. Pozitif ve negatif 90 derecelik pitch açısı değerleri roll ve yaw yönelim değerlerinin çözümünü belirsiz kıldığından dolayı Euler açısı hesaplamalarını etkilemektedir (Titterton and Weston 2004; Kubrak 2007). Dönüş oranlarının (p, q, r) araç çerçevesinden navigasyon çerçevesine dönüştürülmesi halinde Euler açı oranları hesaplanabilmekte ve bunun gerçekleştirilmesi için roll, pitch ve yaw açılarının matematiksel ifadeleri gerekmektedir. Aşağıda gösterilen denklem (3.5), (3.6), (3.7), (3.8), (3.9), (3.10) ile Euler açı oranlarının $(\dot{\Phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi})$ hesaplanması gösterilmektedir (Rönnbäck 2000; Nemra and Aouf 2010).

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R(\Phi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R(\Phi)R(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

Denklem (3.5)'in düzenlenmiş hali:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -\sin\theta & 0 \\ 0 & \cos\theta & \cos\theta\sin\Phi \\ -\sin\Phi & 0 & \cos\theta\cos\Phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = C \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

Yukarıda denklem (3.7)'de ifade edilen Euler açı oranlarının bulunması için C matrisinin tersinin alınması gerekmektedir.

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = C^{-1} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

$$C^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\Phi \tan\theta & \cos\Phi \tan\theta \\ 0 & \cos\Phi & -\sin\Phi \\ 0 & \sin\Phi \sec\theta & \cos\Phi \sec\theta \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

Son olarak Euler açı oranları denklem (3.10)'da gösterildiği gibidir.

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\Phi \tan\theta & \cos\Phi \tan\theta \\ 0 & \cos\Phi & -\sin\Phi \\ 0 & \sin\Phi \sec\theta & \cos\Phi \sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

3.4. Direkt Kosinüs Matrisi (Direct Cosine Matrix)

Direkt Kosinüs Matrisi; bir koordinat referans çerçevesinden diğer koordinat çerçevesine dönüşüm yapabilmek için kullanılan bir dönüşüm matrisidir. Bir vektörü araç çerçevesinden navigasyon çerçevesine dönüştürmek için kullanılmaktadır (Nemra and Aouf 2010).

Aşağıda denklem (3.11) ve (3.12)'de direkt kosinüs matrisinin (DCM) matematiksel ifadesi gösterilmektedir (Rönnbäck 2000; Nemra and Aouf 2010).

$$C_{bn} = R(\Phi)R(\theta)R(\psi) \quad (3.11)$$

$$C_{bn} = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & c(\theta)s(\psi) & -s(\theta) \\ s(\theta)s(\Phi)c(\psi) - s(\psi)c(\Phi) & s(\psi)s(\theta)s(\Phi) + c(\psi)c(\Phi) & s(\Phi)c(\theta) \\ s(\theta)c(\Phi)c(\psi) + s(\psi)s(\Phi) & s(\Phi)s(\theta)c(\Phi) - c(\psi)s(\theta) & c(\Phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

Denklem (3.12)'de gösterilen C_{bn} matrisindeki 'c' ve 's' harfleri sırasıyla kosinüs ve sinüs terimlerini ifade etmektedir.

3.5. Gerçek Araç İvmelenmesinin Hesabı

İnersiyal ölçüm birimi (IMU) yerçekimi ölçümlerini yapabilmesine karşın gerçek araç ivmelenmesi ile yerçekimi ivmelenmesi arasındaki fark ölçümünü yapamamaktadır. Yerçekimi bileşenlerinin, ölçümü yapılmış ivme değerlerinden çıkarılması durumunda araç ivmelenmesi hesaplanabilmektedir. Burada araç koordinat sistemi referans çerçevesinde ölçülen ivme değerleri a_x , a_y ve a_z ile ifade edilirken g_x , g_y ve g_z araç koordinat sistemi referans çerçevesindeki yerçekimi bileşenlerini ifade etmektedir. Araç koordinat sistemi referans çerçevesinde yerçekimi vektörü sadece hava aracına ait pitch ve roll açıları için hesaplanabilmekte ve hava aracının yaw açısına bağlı olmamaktadır. Eğer IMU birimi hava aracının ağırlık merkezi yerine r_x , r_y ve r_z araç koordinat sisteminde konumlandırılmış ise bu durumda yeni bir ivmelenme türü olan a_{IMU} meydana gelecektir. Bu ivmelenme türü hava aracının dönmesi durumunda veyahut hareket etmesi halinde oluşmaktadır. Bu tür ivmelenmenin büyüklüğü ve yerçekimi bileşenleri sırasıyla aşağıda gösterilen denklem (3.13) ve (3.14)'de ifade edilmektedir (Rönnbäck 2000).

$$\begin{bmatrix} a_{IMU_x} \\ a_{IMU_y} \\ a_{IMU_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

$$\begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} = C_{bn} \begin{bmatrix} 0 & 0 & g \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} -g \sin \theta \\ g \cos \theta \sin \Phi \\ g \cos \theta \cos \Phi \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

Gerçek araç ivmelenme hesaplamaları denklem (3.15), (3.16), (3.17) ve (3.18)'de gösterilmektedir.

$$\begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} a_{IMU_x} \\ a_{IMU_y} \\ a_{IMU_z} \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

IMU'nun hava aracının ağırlık merkezinde konumlandırıldığı kabul edildiğinden dolayı a_{IMU} ivmelenmeleri 0 olarak alınmaktadır (Rönnbäck 2000). Bu durumda gerçek hava aracı ivmelenmesi denklem (3.16) ve (3.17)'de verilmiştir.

$$\begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -W & V \\ W & 0 & -U \\ -V & U & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

Son olarak gerçek araç ivmelenmesi denklem (3.18)'de ifade edilmektedir.

$$\begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_x + Vr - Wq + g \sin \theta \\ a_y - Ur + Wp - g \cos \theta \sin \Phi \\ a_z + Uq - Vp - g \cos \theta \cos \Phi \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

3.6. Hava Aracına Ait Hız ve Pozisyon Bilgisinin Hesaplanması

Hava aracına ait hız ve pozisyon bilgileri hesaplanırken daha önce hesaplanmış olan gerçek araç ivme değerleri kullanılmaktadır. IMU birimi tarafından elde edilen veriler ışığında hesaplanan gerçek araç ivmelenme değerlerinin zamana göre integralinin alınması sonucunda; araç koordinat sistemi referans çerçevesinde hava aracının hız verileri hesaplanabilmektedir. Hava aracına ait pozisyon verilerinin hesaplanması ise, hesaplanmış hız verilerinin zamana göre integralinin alınması ile elde edilmektedir. Hava aracı hız ve pozisyon hesaplamaları sırasıyla denklem (3.19) ve (3.20)'de gösterilmektedir (Nemra and Aouf 2010).

$$\begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} = \int \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} dt \quad (3.19)$$

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \int C_{bn}^T(\Phi, \theta, \psi) \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} dt \quad (3.20)$$

3.7. MATLAB Simülasyon Platformu

MATLAB isim olarak matris laboratuvarı (Matrix Laboratory) anlamına gelmekte ve LINPACK (Linear System Package) ve EISPACK (Eigen System Package) projeleri

tarafından geliştirilmiştir. MATLAB matris yazılımlarına kolayca erişim sağlayabilmek amacıyla yazılmıştır (Houcque 2005). MATLAB simülasyon platformunun avantajları şu şekilde ifade edilmektedir:

- MATLAB, teknik hesaplamalar için yüksek performanslı bir yazılım dilidir ve aynı zamanda tek bir ortamda hesaplama, görselleştirme ve programlama işlemlerini yapabilmektedir.
- MATLAB, gelişmiş veri yapılarına sahip olmakla birlikte hata ayıklama araçları içermektedir.
- MATLAB, teknik problemleri çözmek için geleneksel programlama dilleri ile karşılaştırıldığında çeşitli hesaplamaların yapılmasına olanak sağlayan ve bu hesaplamaların sonucunu iki veya üç boyutlu grafikler ile kolaylıkla görselleştirmektedir.
- Sinyal işleme, optimizasyon, simülasyon ve uygulamalı bilimler ile mühendislik alanlarında çözüm elde etmek için birçok araç kutularına (toolbox) sahiptir (Houcque 2005).

Bu çalışmada doğrusal ve doğrusal olmayan durumlar için lokalizasyon problemlerini optimum şekilde çözmek adına Kalman Filtresi, Genişletilmiş Kalman Filtresi, Enformasyon Filtresi ve Genişletilmiş Enformasyon Filtresi MATLAB simülasyon platformunda uygulanmıştır. Elde edilen sonuçlar iki ve üç boyutlu grafiklerle görselleştirilmiştir.

3.8. Doğrusal Olarak Hareket Eden (Lineer) Hava Aracının Lokalizasyonu

Doğrusal olarak hareket eden bir hava aracının konumunu tespit etmeyi amaçlayan bu simülasyonda öncelikle simülasyon girdileri belirlenmiş ve sonrasında simülasyon çıktıları alınarak hava aracına ait konum bilgileri elde edilmiştir. Doğrusal olarak hareket eden bir hava aracının kestirimi yapılmış durum vektörü aşağıdaki denklemle ifade edilmektedir.

$$\hat{x}_{k|k-1} = F_{k-1}\hat{x}_{k-1} + G_{k-1}u_{k-1} \quad (3.21)$$

Yukarıda denklem (3.21)'de ifade edilen F , durum sistem matrisi olarak ifade edilmekte ve konum kestirimi yapabilmek amacıyla denklem (3.22)'de olduğu gibi tanımlanmaktadır.

$$F = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & dt & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & dt & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & dt \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

Durum vektörü aşağıda denklem (3.23)'de gösterilmektedir. Burada gösterilen P_x, P_y, P_z ve V_x, V_y, V_z sırasıyla konum ve hız değerleri olarak ifade edilmektedir.

$$x = \begin{bmatrix} P_x \\ P_y \\ P_z \\ V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

Giriş vektörü (u) olarak hava aracına ait ivme değerleri kullanılmıştır ve giriş sistem matrisi denklem (3.24)'de gösterilmektedir.

$$G = \begin{bmatrix} \frac{dt^2}{2} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{dt^2}{2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{dt^2}{2} \\ dt & 0 & 0 \\ 0 & dt & 0 \\ 0 & 0 & dt \end{bmatrix} \quad (3.24)$$

Gözlem Matrisi aşağıda denklem (3.25)'de gösterilmektedir.

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.25)$$

Hava aracının uçuş güzergâhı belirlendikten sonra gerçek uçuş güzergâhı üzerine MATLAB simülasyon programında bulunan “randn” komutu kullanılarak hata değerleri verilmiş (ölçüm verileri) ve bu hatalar Enformasyon Filtresi ve Kalman Filtresi kullanılarak düzeltilmeye (azaltılmaya) çalışılmış ve elde edilen bulgular karşılaştırılmıştır.

3.9. Doğrusal Olarak Hareket Etmeyen (Nonlinear) Hava Aracının Lokalizasyonu

Doğrusal olmayan bir çerçevede hareket eden hava aracının konumunun belirlenmesinde hava aracının üzerinde bulunan IMU birimi ve bu sensörden ayrı olarak GPS sensörleri görev almaktadır. Yapılan simülasyonlarda hava aracına ait IMU biriminden elde edilen giriş değerleri (u) ve sonrasında durum vektörü (x) kullanılmıştır. IMU birimi tarafından giriş değerleri aşağıda denklem (3.26)'da gösterilmektedir.

$$u = [p \quad q \quad r \quad a_x \quad a_y \quad a_z]^T \quad (3.26)$$

Durum vektörü denklem (3.27)'de gösterilmektedir.

$$x = [X \quad Y \quad Z \quad U \quad V \quad W \quad \phi \quad \theta \quad \psi]^T \quad (3.27)$$

Doğrusal olmayan INS durum modeli aşağıda denklem (3.28)'de gösterilmektedir.

$$f(x, u) = \begin{bmatrix} C_{bn}^T \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \\ \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3.28)$$

Burada denklem (3.28)'de sürekli zaman INS durum modeli gösterimi yapılmaktadır. Sürekli zaman INS durum modelinden ayrık zaman INS durum modeline

geçiş yapılması gerekmektedir. Bunun için aşağıda denklem (3.29) ve (3.30)'da ifade edilen denklemler kullanılmaktadır.

$$f = \frac{x_{k+1} - x_k}{dt} \quad (3.29)$$

$$x_{k+1} = x_k + f \times dt \quad (3.30)$$

INS sistemine bağlı gözlem modeli ise konum ölçümlerini yapabilmek amacıyla aşağıda verilen denklem (3.31) kullanılmaktadır.

$$h(x, u) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.31)$$

Konum, hız ve dönüş açıları başlangıç değerleri verilerek uçuş güzergâhı oluşturulduktan sonra MATLAB programında bulunan “randn” komutu kullanılarak konum üzerine hatalar eklenmiş (GPS ölçüm verileri) ve bu hatalar Genişletilmiş Kalman Filtresi ve Genişletilmiş Enformasyon Filtresi kullanılarak azaltılmaya çalışılmıştır. Aynı zamanda IMU tarafından sağlanan ivme ve dönüş oranları (açısal hız) üzerine “randn” komutu vasıtasıyla hatalar eklenmiş (INS ölçüm verileri) bu hatalar Genişletilmiş Kalman Filtresi ve Genişletilmiş Enformasyon Filtresi kullanılarak azaltılmaya çalışılmış ve bulunan sonuçlar karşılaştırılmıştır.

4. ARAŞTIRMA BULGULARI ve TARTIŞMA

Bu çalışmada MATLAB yazılımı kullanılarak doğrusal (lineer) ve doğrusal olmayan (nonlinear) durumlarda hareket eden hava aracının konumlandırılması simüle edilmiştir. Yapılan simülasyonlarda lineer olarak hareket eden hava aracındaki konum hataları Kalman Filtresi ve Enformasyon Filtresi yardımıyla düzeltilmeye çalışılmıştır. Nonlinear olarak hareket eden hava aracının konumlandırılmasında ise GPS ve INS'den gelen konum bilgileri ayrı ayrı Genişletilmiş Kalman Filtresi ve Genişletilmiş Enformasyon Filtresi algoritmaları kullanılarak iyileştirilmeye çalışılmış ve algoritmalar karşılaştırılmıştır.

4.1. Doğrusal (Lineer) Olarak Hareket Eden Hava Aracının¹ Konumlandırılması

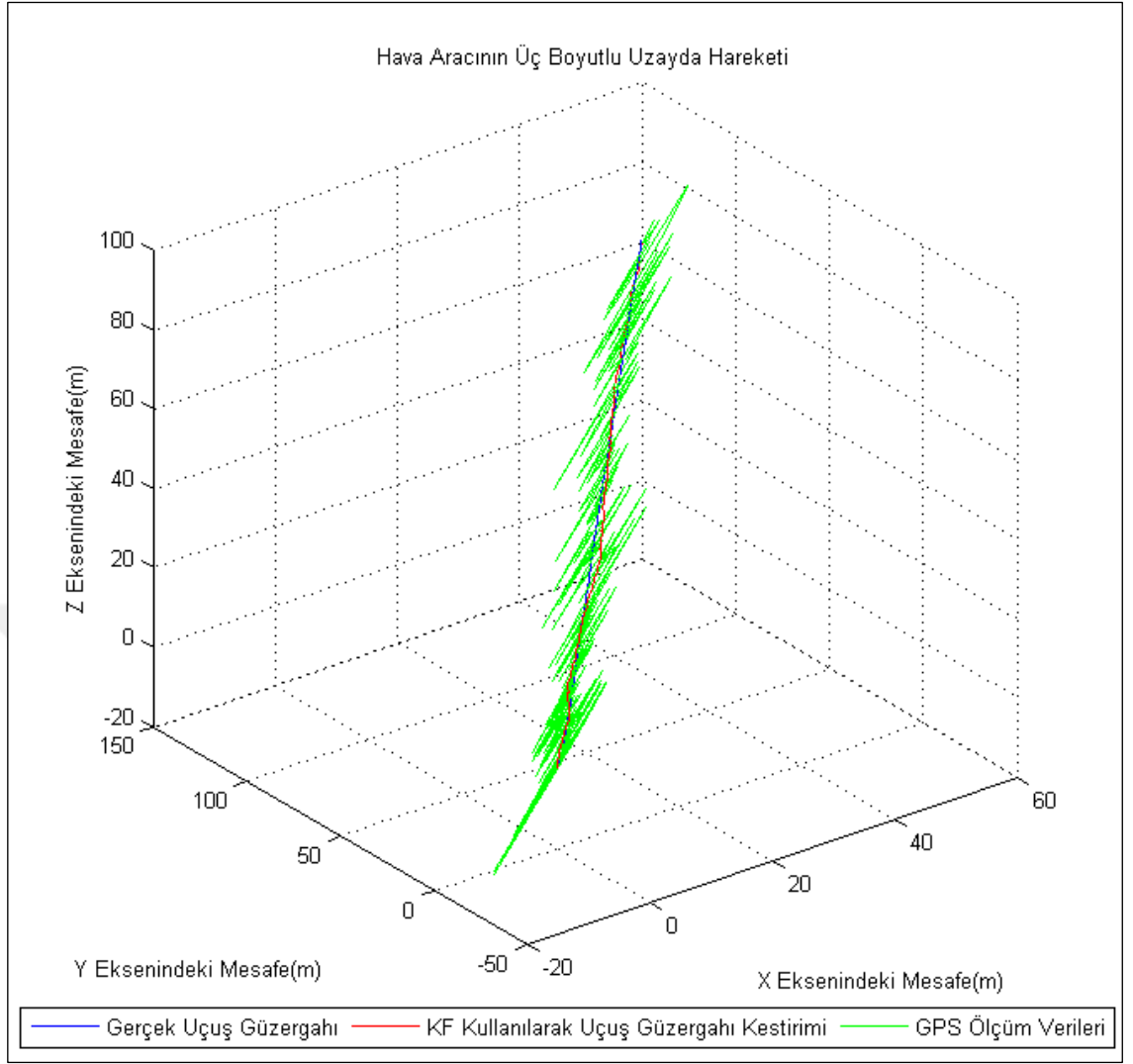
Doğrusal olarak hareket eden hava aracının konumlandırılması simülasyonunda hava aracına ait ivme değerleri aşağıdaki Çizelge 4.1'de gösterildiği gibi belirlenmiştir.

Çizelge 4.1. Lineer olarak hareket eden hava aracının ivme değerleri.

Eksenler	İvme Değerleri
x	$0,1 m/sn^2$
y	$0,2 m/sn^2$
z	$0,21 m/sn^2$

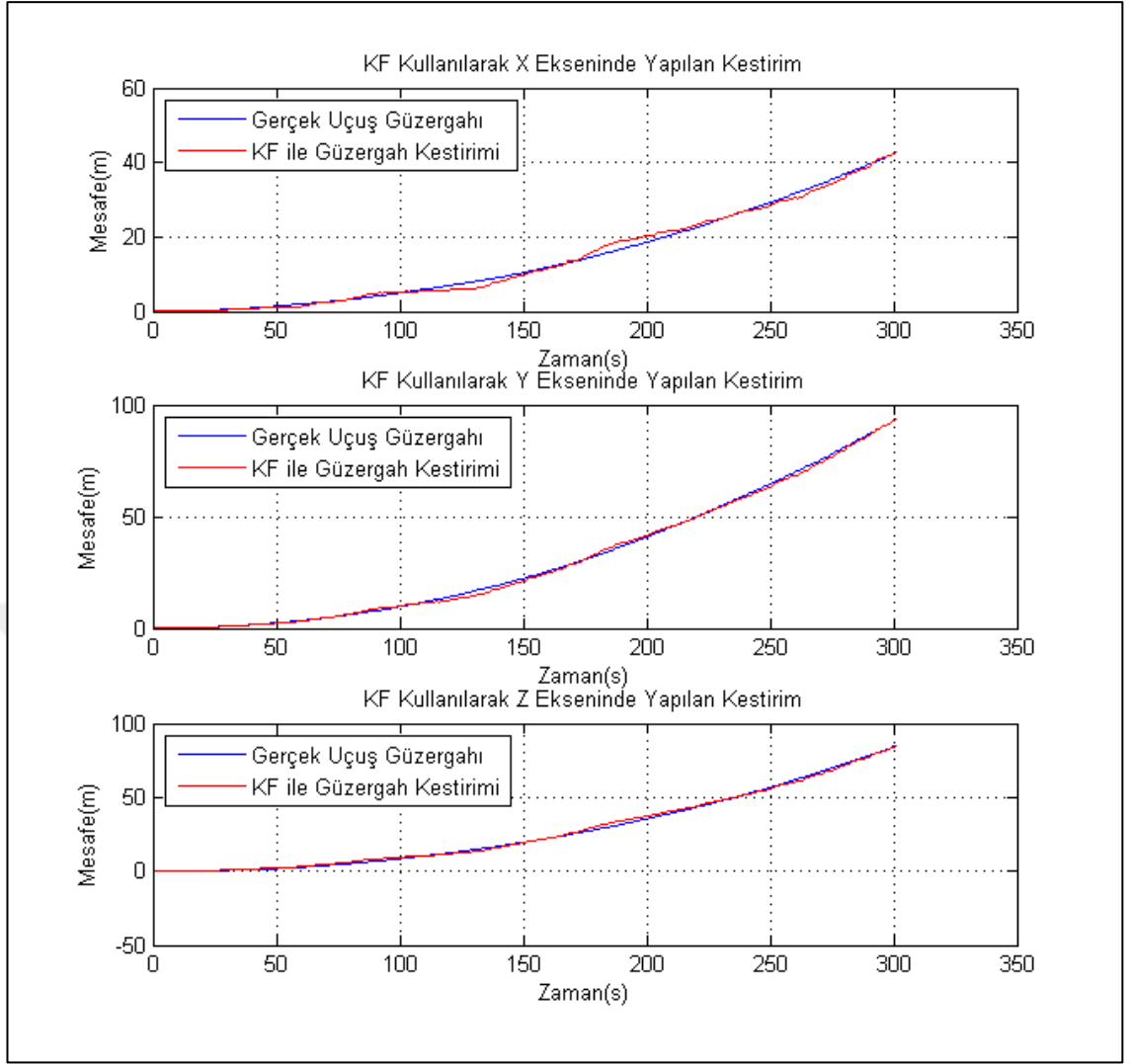
Hava aracına ait ivme değerleri belirlendikten sonra, Bölüm 3'te anlatılan denklemler vasıtası ile hava aracına ait gerçek uçuş güzergâhı belirlenmiştir. Gerçek uçuş güzergâhına 5 m'lik standart sapmaya sahip toplamsal Gauss gürültüsü eklenmiş ve bu hatalar GPS ölçüm verileri olarak kabul edilmiştir. Sonrasında belirlenen bu ölçüm verileri sırasıyla Bölüm 2.14 ve 2.16'da anlatılan Kalman ve Enformasyon Filtresinden geçirilerek gerçek uçuş güzergâhının kestirimi yapılmıştır. Yapılan simülasyonda hava aracının 300 saniye boyunca hareketi ve bu hareket süresi boyunca konum kestirimi elde edilmiştir.

¹ Bu çalışmada hava aracından kastedilen insansız hava aracı (İHA) dır.



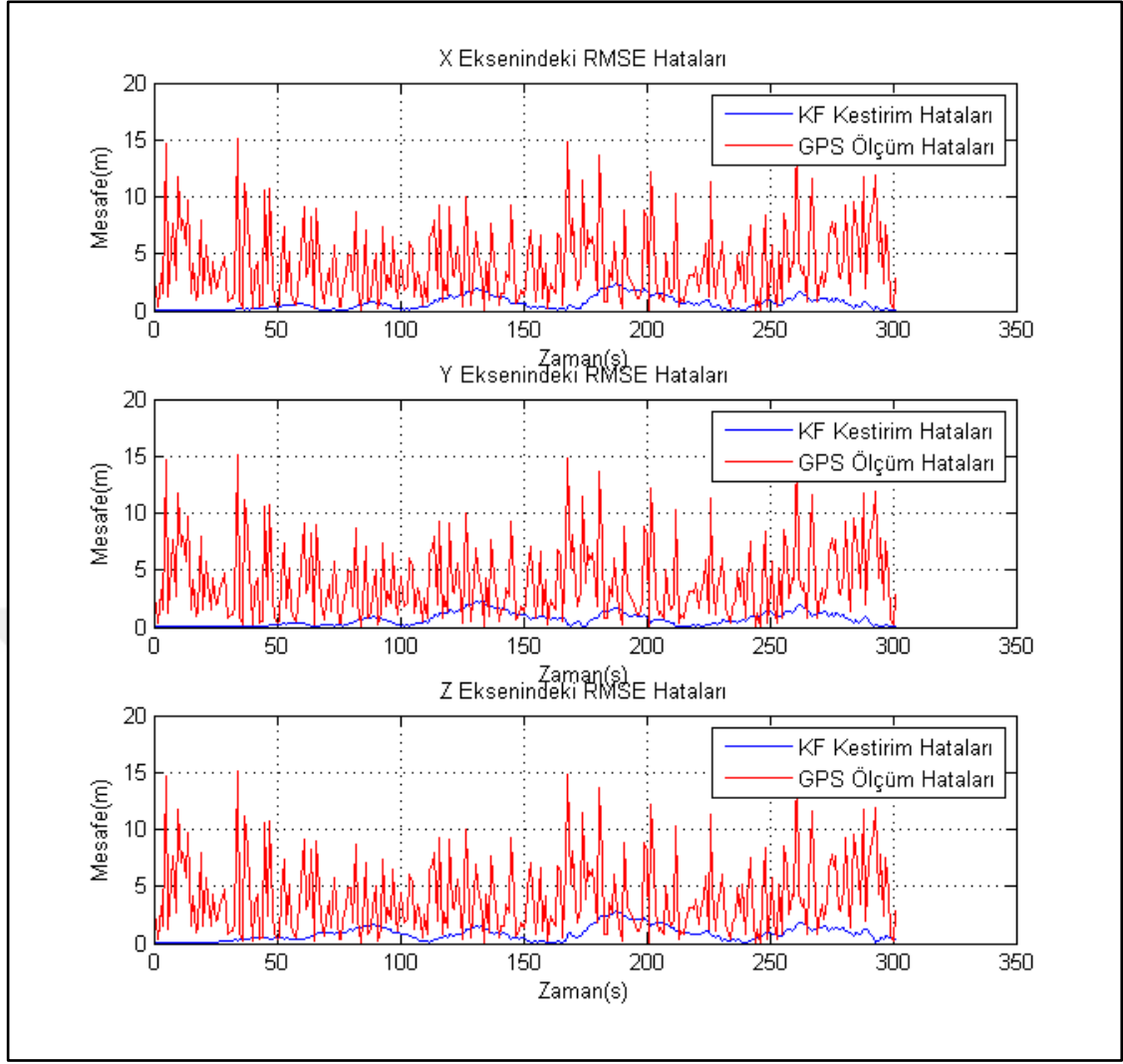
Şekil 4.1. Hava aracının KF ile yakınsamış üç boyutlu uzayda hareketi.

Şekil 4.1’de görüldüğü üzere GPS ölçüm verilerinin, Kalman Filtresi kullanılarak gerçek uçuş güzergâhına yakınsaması üç boyutlu olarak gösterilmektedir. Grafikte, hava aracının uçuş modeli ve GPS ölçümleri kullanılarak, GPS’den alınan hatalı ölçüm verileri Kalman Filtresi yardımıyla düzeltilmiş ve araç gerçek uçuş güzergâhına yakınsamıştır.



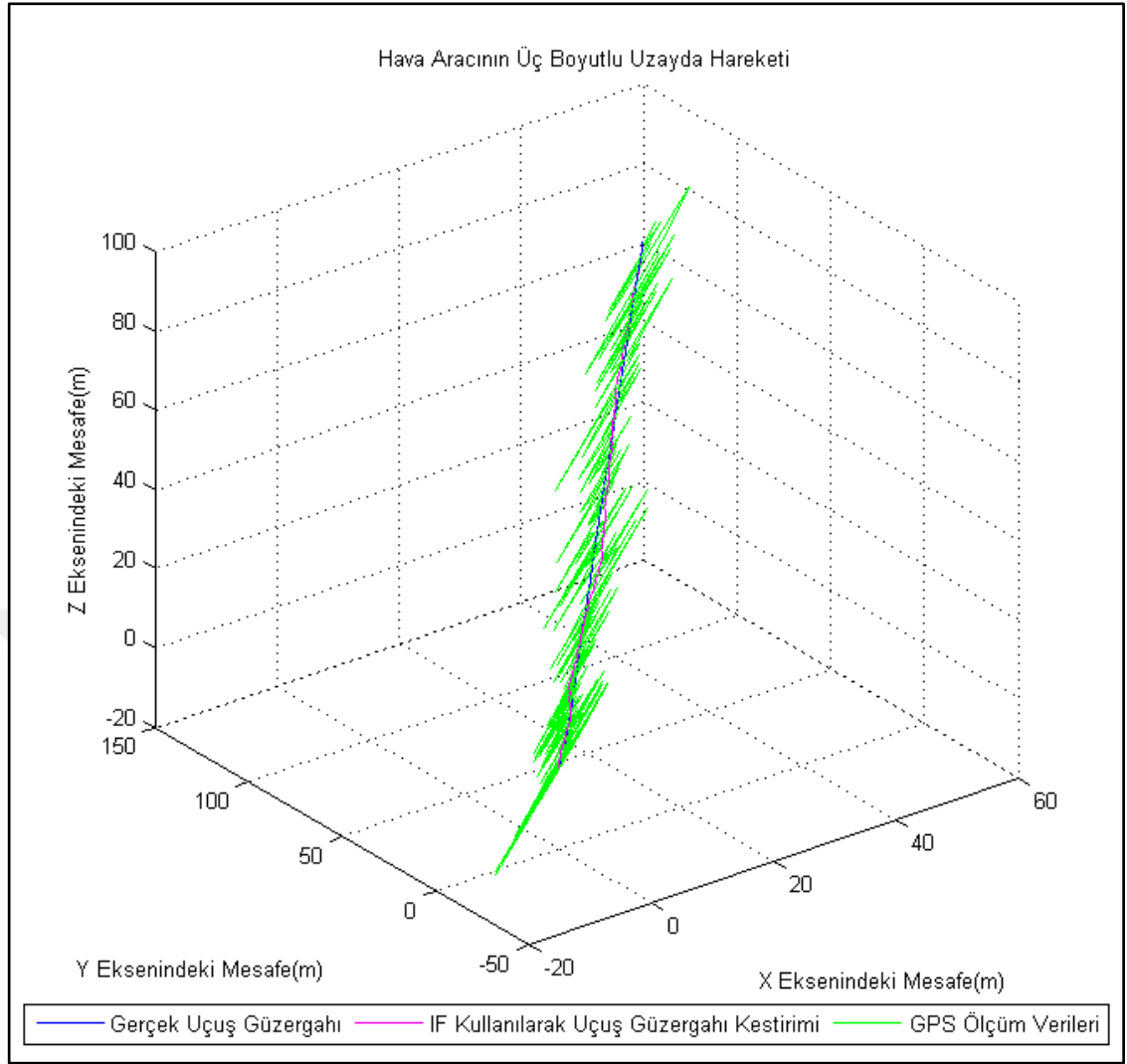
Şekil 4.2. X, Y, Z eksenlerinde yapılan KF kestiriminin gösterilmesi.

Yukarıdaki grafikte GPS ölçüm verilerinin Kalman Filtresi kullanılarak X, Y, Z eksenlerinde ayrı ayrı düzeltilmiş hali gösterilmektedir. Böylelikle hata değerlerinin tüm düzlemlerde gerçek uçuş güzergâhına yakınsadığı daha detaylı olarak görülmektedir.



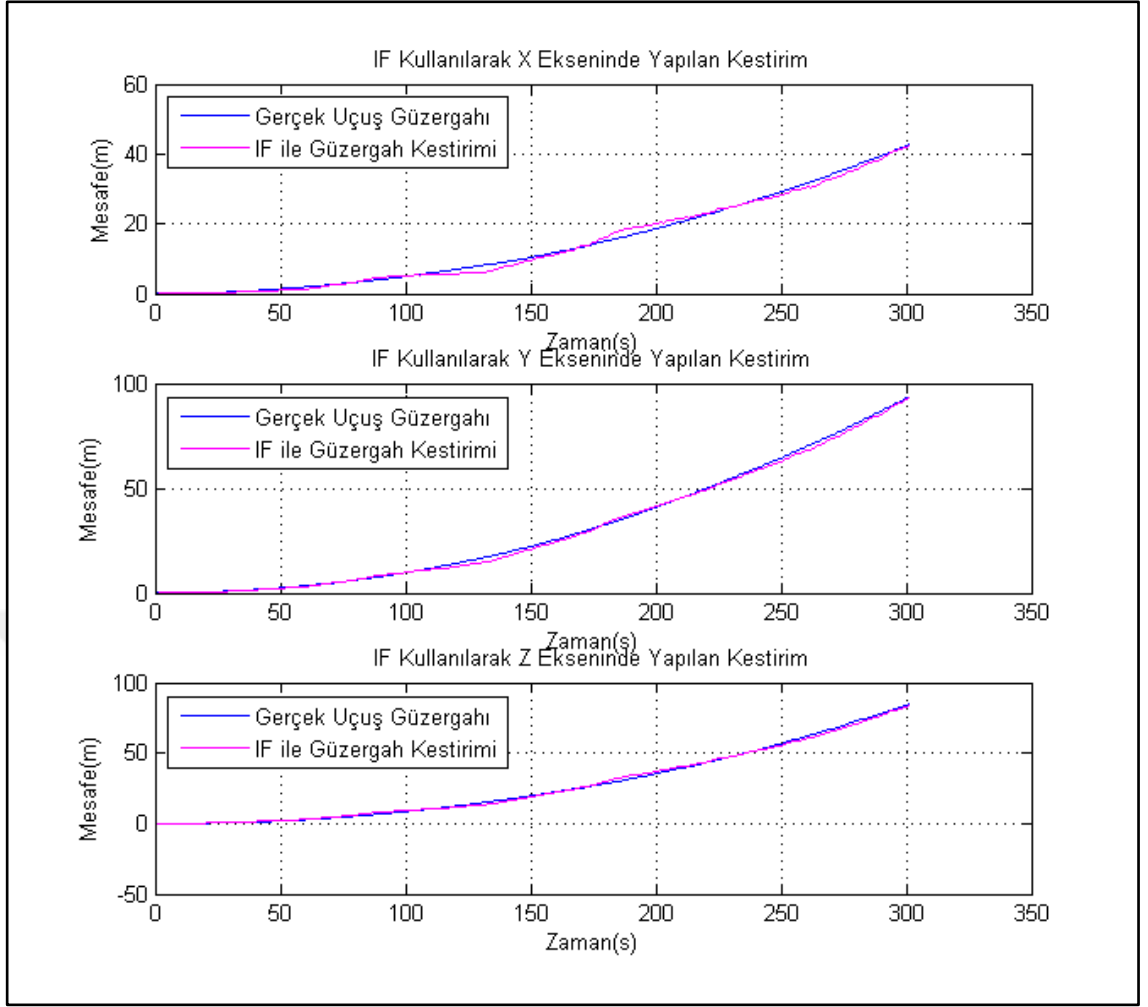
Şekil 4.3. Kalman Filtresi kestirimi sonucunda RMSE hata değerleri.

Yukarıda verilen Şekil 4.3’de Kalman Filtresi kullanılarak yapılan kestirim işlemi sonucunda RMSE (Root Mean Square Error) hata değerleri görülmektedir. Buna göre yapılan simülasyon sonucunda, 300 saniyelik uçuş süresi boyunca ortalama 4,0180 metrelik GPS ölçüm hatasının X ekseninde ortalama 0,6593 m’ye, Y eksenindeki ölçüm hatası ortalama 0,6598 m’ye ve Z eksenindeki ölçüm hatası ortalama 0,8421 m’ye düşmüştür.



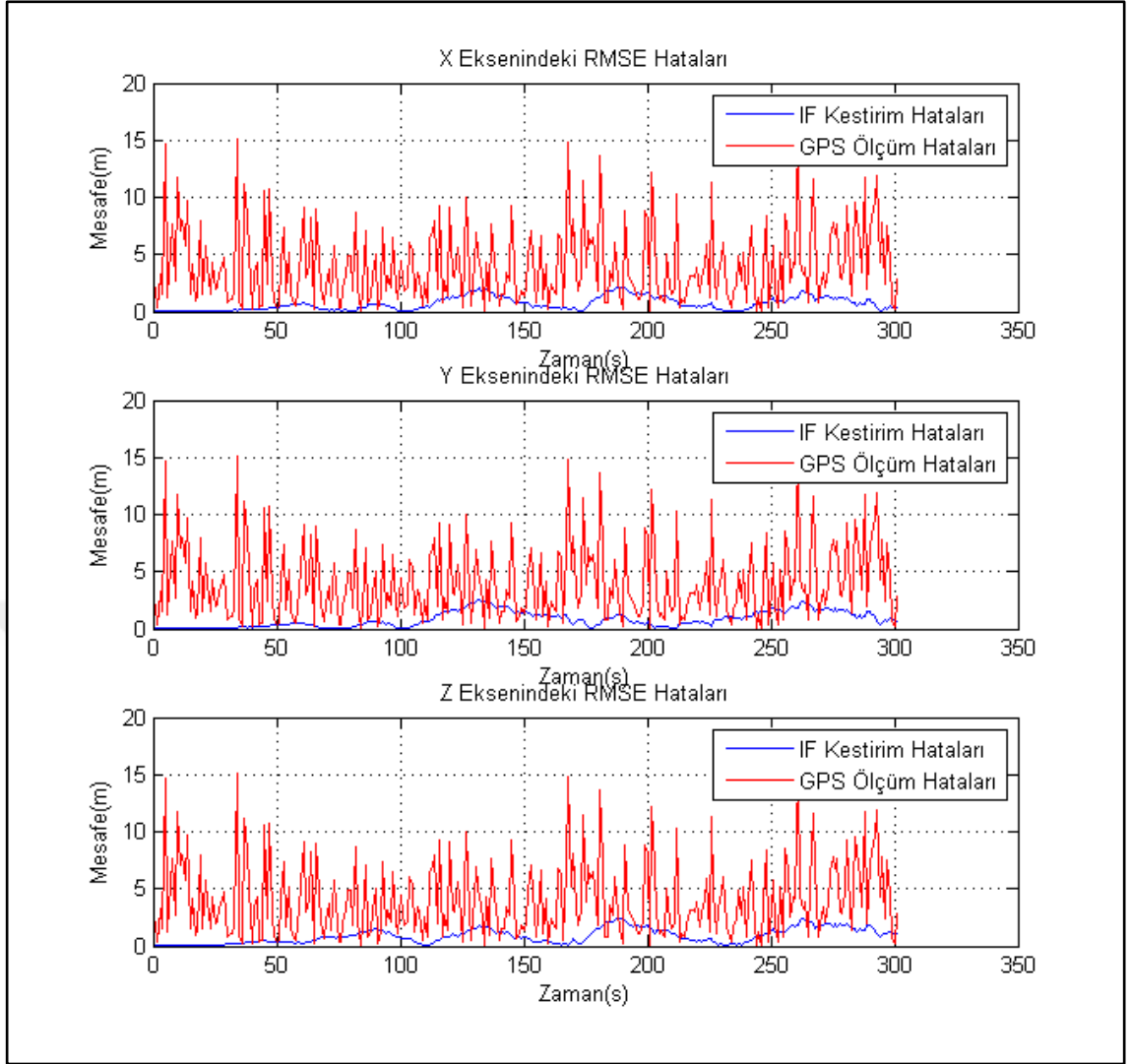
Şekil 4.4. Hava aracının IF ile yakınsamış üç boyutlu uzaydaki hareketi.

Yukarıda gösterilen Şekil 4.4'te GPS ölçüm verilerinin, Enformasyon Filtresi kullanılarak gerçek uçuş güzergâhına yakınsaması üç boyutlu olarak gösterilmektedir. Elde edilen hataların Enformasyon Filtresi vasıtası ile azaltıldığı ve gerçek uçuş güzergâhına yaklaştığı sonucuna varılmıştır.



Şekil 4.5. X, Y, Z eksenlerinde yapılan IF kestiriminin gösterilmesi.

Şekil 4.5'te GPS ölçüm verilerinin Enformasyon Filtresi kullanılarak X, Y, Z eksenlerinde ayrı ayrı düzeltilmiş hali gösterilmektedir. Böylelikle hata değerlerinin tüm düzlemlerde gerçek uçuş güzergâhına yakınsadığı daha detaylı olarak görülmektedir.



Şekil 4.6. Enformasyon Filtresi kestirimi sonucunda RMSE hata değerleri.

Yukarıda gösterilen Şekil 4.6’da Enformasyon Filtresi kullanılarak yapılan kestirim işlemi sonucunda RMSE hata değerleri görülmektedir. Buna göre yapılan simülasyon sonucunda, 300 saniyelik uçuş süresi boyunca ortalama 4,0180 metrelik GPS ölçüm hatasının X ekseninde ortalama 0,6934 m’ye, Y ekseninde ortalama 0,8234 m’ye ve Z ekseninde ortalama 0,8711 m’ye azaltıldığı sonucu elde edilmiştir.

4.2. Nonlinear Olarak Hareket Eden Hava Aracının Konumlandırılması

4.2.1. GPS hatalarının düzeltilmesi

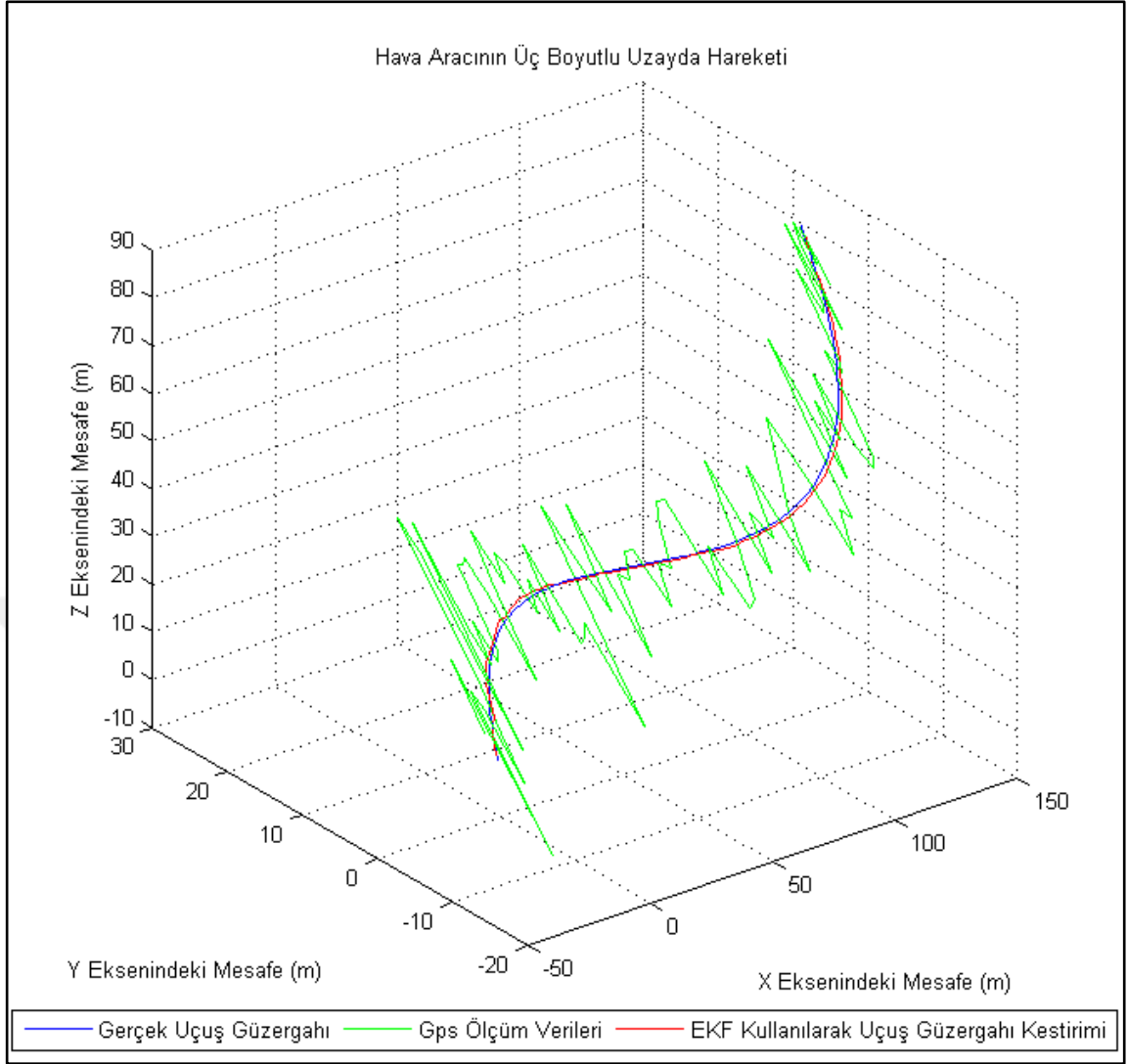
Nonlinear olarak hareket eden hava aracının konumlandırılmasında gerçek uçuş güzergâhını oluşturabilmek amacıyla hava aracına ait başlangıç konumu, başlangıç dönüş açıları, başlangıç ivme değerleri ve başlangıç dönüş oranları (açısal hız) aşağıda verilen Çizelge 4.2’de gösterilmektedir.

Çizelge 4.2. Nonlinear uçuş güzergâhı için başlangıç değerleri.

Başlangıç Konumu	İvme Değerleri	Dönüş Açıları	Açısal Hız
X=0 m	$X=0 \text{ m/sn}^2$	$\phi = 30^\circ$	$p = 1^\circ/\text{sn}$
Y=0 m	$Y=1 \text{ m/sn}^2$	$\theta = 30^\circ$	$q = 1^\circ/\text{sn}$
Z=0 m	$Z=2 \text{ m/sn}^2$	$\psi = 10^\circ$	$r = 3^\circ/\text{sn}$

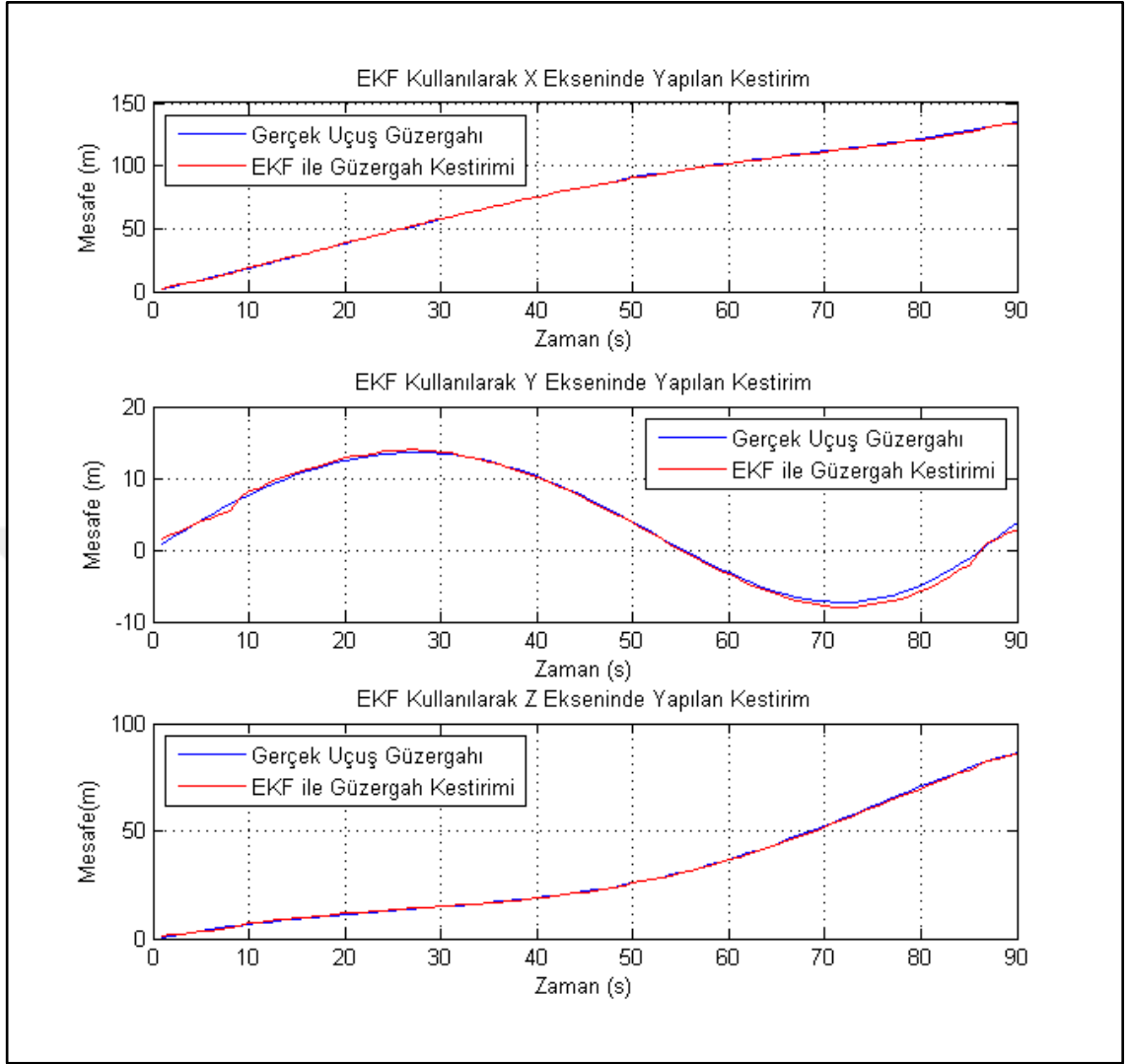
Simülasyon boyunca uçuş süresi 90 saniye olarak belirlenmiştir. Gerçek uçuş güzergâhı çiziminde ivme değerleri X ekseninde 0 m/sn^2 den 1 m/sn^2 ye, Y ekseninde 1 m/sn^2 den 2 m/sn^2 ye ve Z ekseninde 2 m/sn^2 den 3 m/sn^2 ye, saniyede $0,01 \text{ m/sn}^2$ aralıklarla çıkarılmıştır. Açısal hız değerleri ise X ekseninde $1^\circ/\text{sn}$ ’den $3^\circ/\text{sn}$ ’ye, $0,02^\circ/\text{sn}$ aralıklarla, Y ekseninde $1^\circ/\text{sn}$ ’den $2^\circ/\text{sn}$ ’ye, $0,01^\circ/\text{sn}$ aralıklarla ve Z ekseninde $3^\circ/\text{sn}$ ’den $7^\circ/\text{sn}$ ’ye $0,04^\circ/\text{sn}$ aralıklarla çıkarılmıştır.

Yukarda verilen bilgiler kullanılarak gerçek uçuş güzergâhı, Bölüm 3’te verilen denklemler vasıtası ile belirlendikten sonra gerçek uçuş güzergâhı üzerine 5 m standart sapmalı hata payı eklenerek GPS ölçüm verileri elde edilmiştir. Elde edilen bu ölçüm verileri Bölüm 2.15’te anlatılan Genişletilmiş Kalman Filtresi ve Bölüm 2.17’de anlatılan Genişletilmiş Enformasyon Filtresi işlemlerinden geçirilerek GPS hataları düzeltilmeye çalışılmıştır.



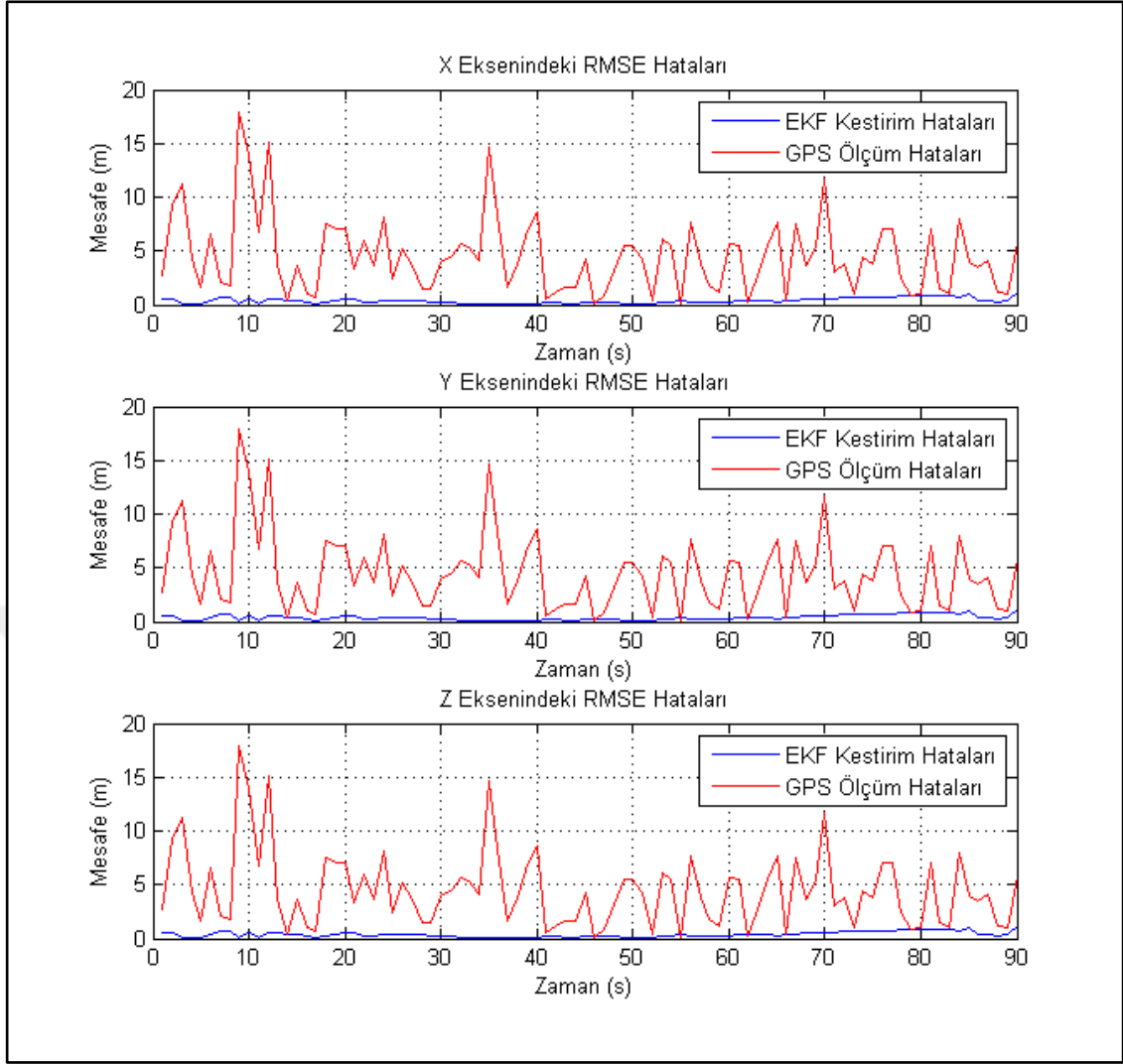
Şekil 4.7. Hava aracına ait GPS ölçüm verilerinin üç boyutlu uzayda EKF ile kestirimi.

Üç boyutlu uzayda GPS ölçüm verilerinin EKF ile düzeltildiği ve gerçek uçuş güzergâhına yakın bir şekilde takip ettiği Şekil 4.7’de görülmektedir. Hatalı GPS verilerinin, gerçek uçuş güzergâhının doğrusallığının azaldığı (dönüşün arttığı) noktalarda daha az düzeltilerek, yakınsamasının bozulduğu gözlemlenmiştir. Bu duruma, Genişletilmiş Kalman Filtresi uygulamalarında doğrusal olmayan bir hareketin doğrusal hale getirilmesinde kullanılan Taylor Seri Açılımındaki yüksek dereceden terimlerin ihmal edilmesinin sebep olduğu düşünülmüştür.



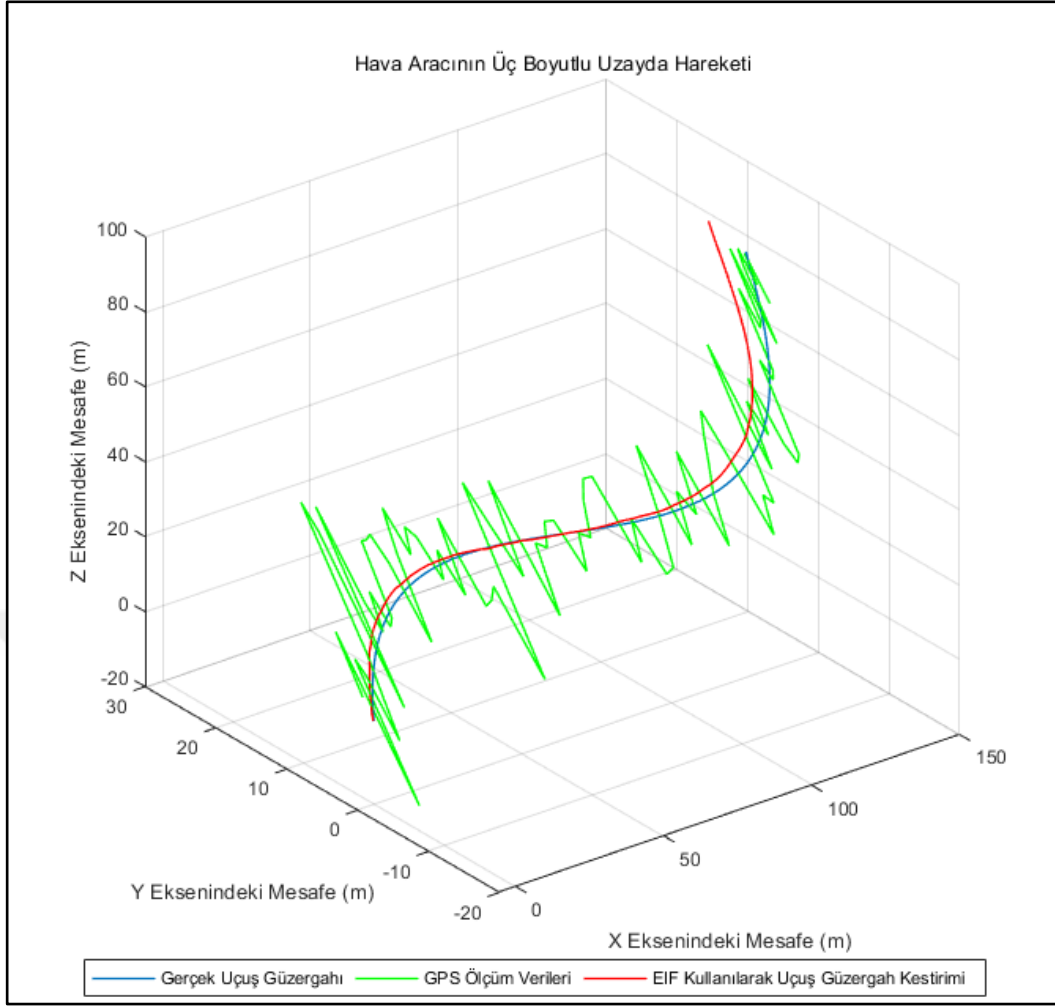
Şekil 4.8. GPS ölçüm verilerinin EKF ile X, Y, Z eksenlerinde düzeltiminin gösterimi.

Şekil 4.7'deki üç boyutlu gösterimin daha detaylı hali Şekil 4.8'de gösterilmektedir. Bu grafikte GPS ölçüm verilerinin EKF kullanılarak düzeltildiği ve gerçek uçuş güzergâhına yakınsamasının sağlandığı aksenal olarak daha iyi gösterilmiştir.



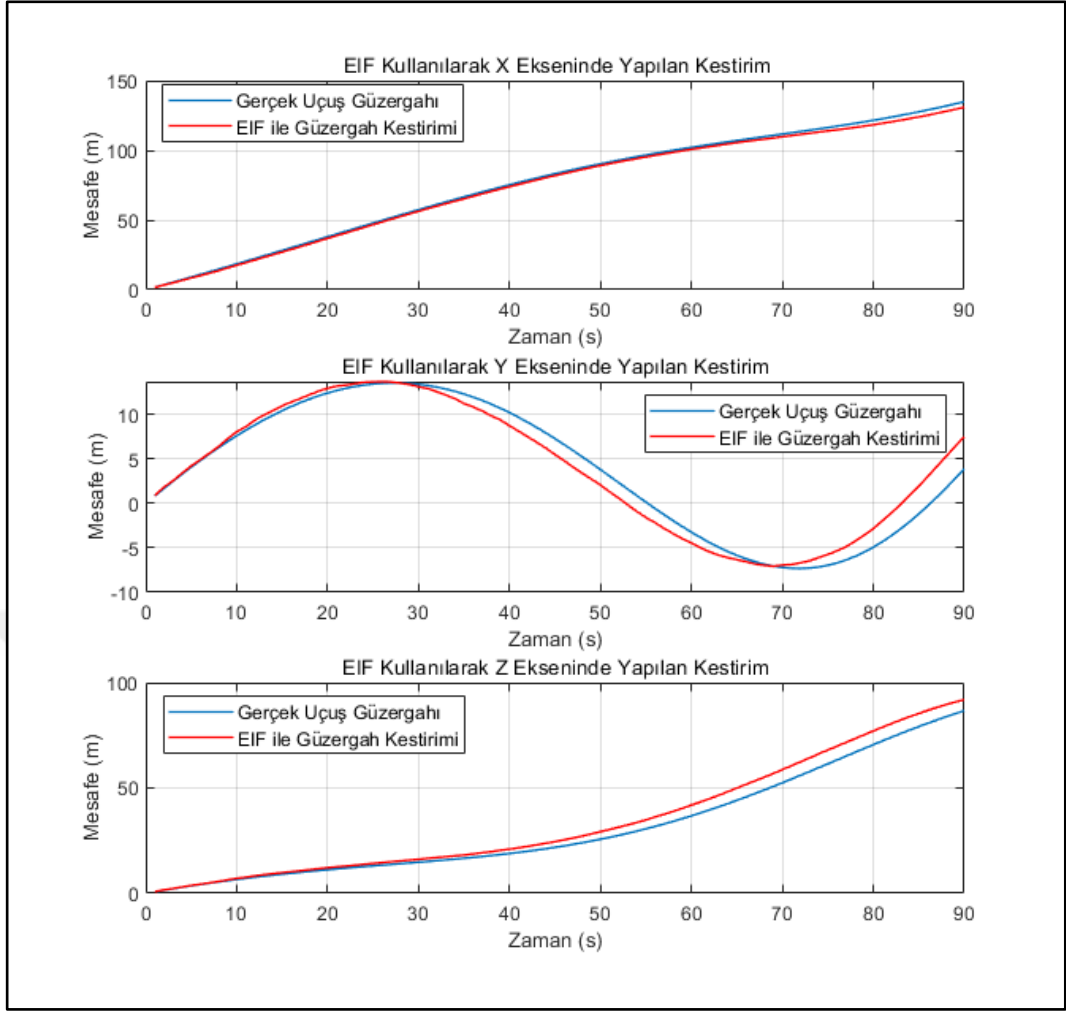
Şekil 4.9. GPS ölçüm verilerinin EKF ile kestirimi sonucunda ortaya çıkan RMSE hata değerleri.

Şekil 4.9, GPS vasıtası ile elde edilmiş konum değerlerinin, Genişletilmiş Kalman Filtresi algoritmasından geçirilmesi sonucunda RMSE hata değerlerini göstermektedir. Bu sonuçlara göre 90 saniyelik süre zarfı boyunca ortalama 4,5366 m'lik hatalı GPS konum hatası ortalama 0,3761 m'ye düşürülmüştür. Anlık olarak EKF ve GPS kestirim hataları aksenal olarak Şekil 4.9'da detaylandırılmıştır.



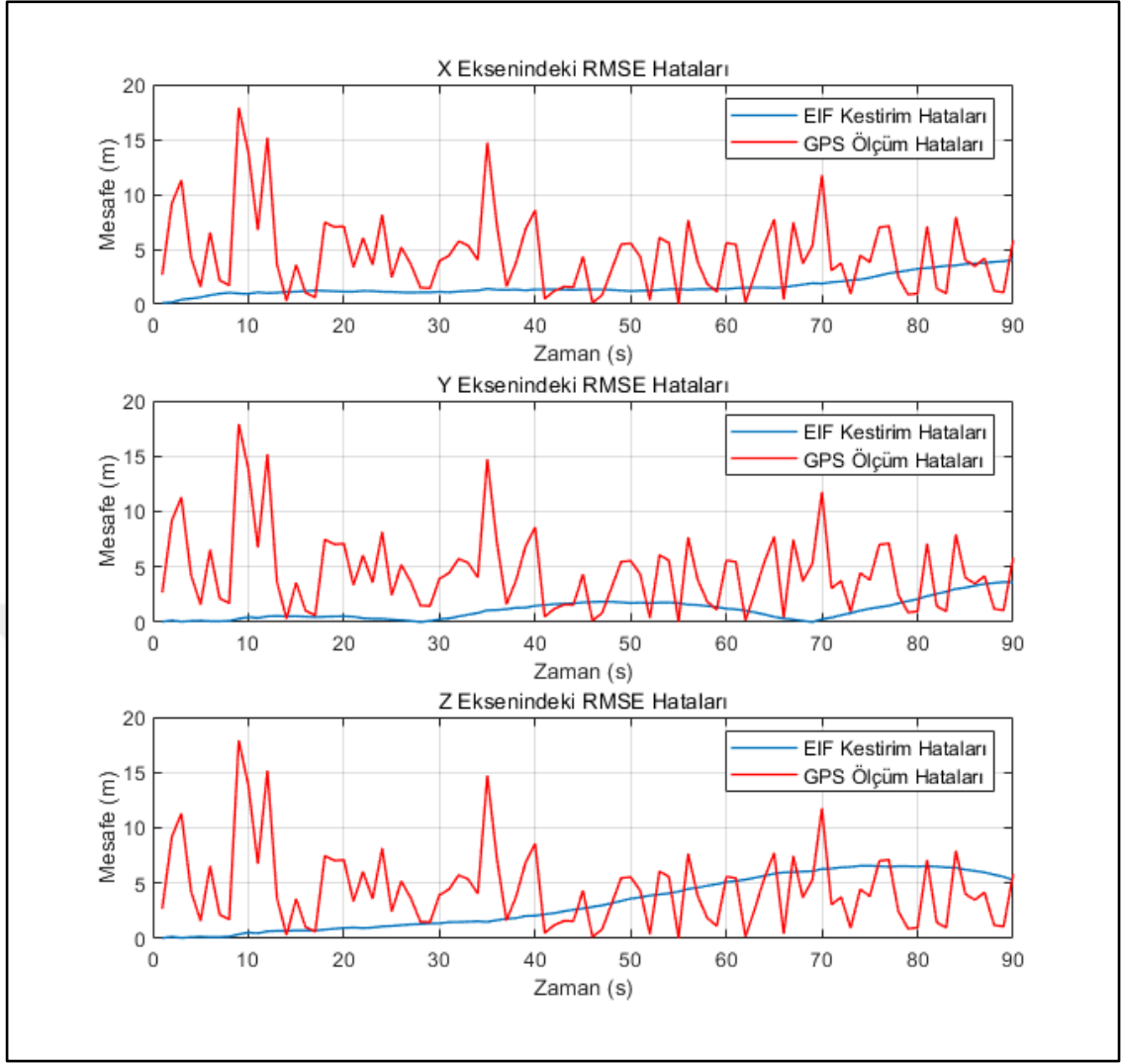
Şekil 4.10. Hava aracına ait GPS ölçüm verilerinin üç boyutlu uzayda EIF ile kestirimi.

Yukarıda verilen Şekil 4.10'da GPS'den alınan konum bilgilerinin Genişletilmiş Enformasyon Filtresi algoritması kullanılarak iyileştirilmesi ve sonuç olarak hava aracının EIF vasıtasıyla kestirimi yapılmış hareketinin gerçek uçuş güzergâhına üç boyutlu uzayda ne kadar yakınsadığı gösterilmiştir. Bu şekilden hareketle hava aracının dönüş yaptığı noktalarda (doğrusallığın azaldığı) yakınsamanın azaldığı gözlemlenmiştir. Bu duruma tıpkı EKF'de olduğu gibi doğrusal olmayan bir hareketin doğrusallaştırılması için kullanılan Taylor Seri Açılımındaki yüksek dereceden terimlerin ihmal edilmesinin sebep olduğu düşünülmüştür.



Şekil 4.11. GPS ölçüm verilerinin EIF ile X, Y, Z eksenlerinde düzeltiminin gösterimi.

Şekil 4.11’de GPS ölçüm verilerinin EIF kullanılarak düzeltildiği ve gerçek uçuş güzergâhına tüm eksenlerde yakınsadığı görülmektedir. Bu görsele göre gerçek uçuş güzergâhının doğrusallığının azaldığı noktalarda (dönüşün arttığı noktalar) yakınsamanın azaldığı sonucu elde edilmiştir.



Şekil 4.12. GPS ölçüm verilerinin EIF ile kestirimi sonucunda ortaya çıkan RMSE hata değerleri.

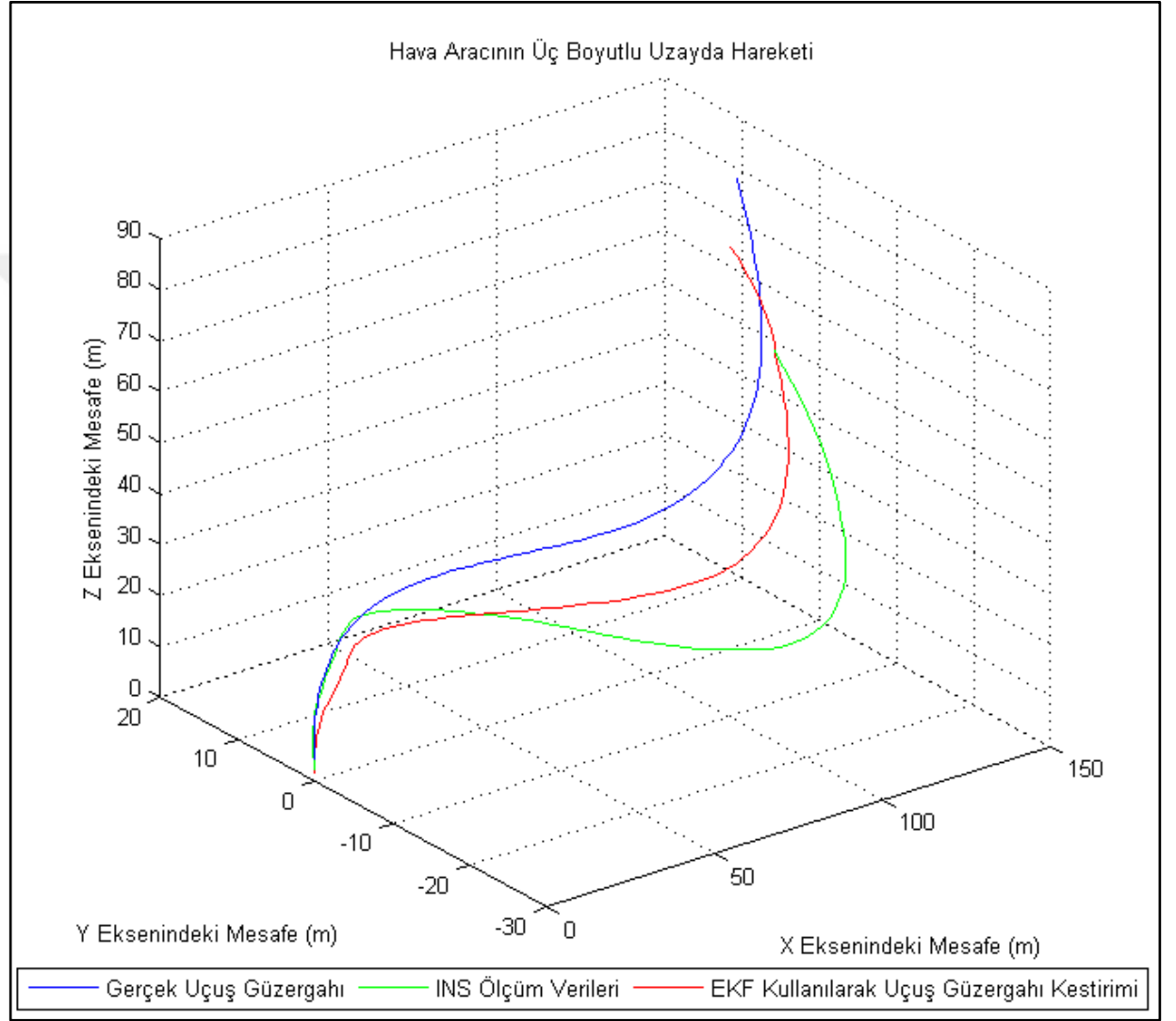
Şekil 4.12’de GPS ölçüm verilerinin EIF algoritması kullanılarak kestirimi sonucunda RMSE hata değerleri gösterilmektedir. Bu sonuçlara göre ortalama 4,5366 m’lik GPS ölçüm hatası X ekseninde ortalama 1,6352 m’ye, Y ekseninde ortalama 1,1308 m’ye ve Z ekseninde ortalama 3,2602 m’ye düşürülmüştür. EIF algoritması kullanılarak yapılan kestirim sonucunda en iyi yakınsamanın Y ekseninde olduğu sonucu elde edilmiştir.

4.2.2. INS hatalarının düzeltilmesi

Bu simülasyonda, sadece insansız hava aracının üzerinde bulunan IMU birimi tarafından sağlanan ivme ve açısal hız değerleri üzerine hatalar eklenmiştir. Bu hatalar

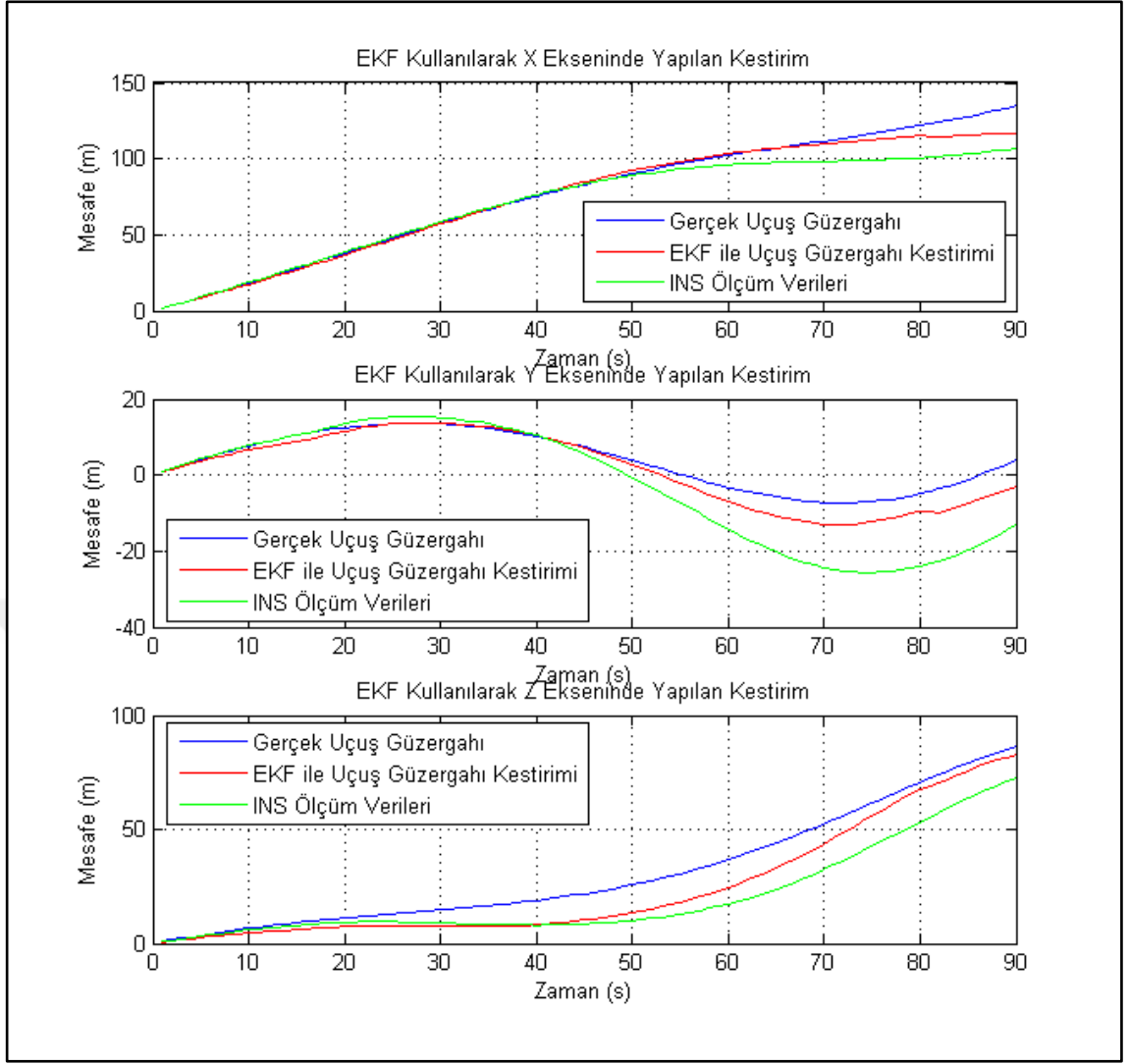
4. ARAŞTIRMA BULGULARI ve TARTIŞMA

tüm eksenlerde ivme değerleri için 2 m/sn^2 iken açısal hız değerleri için $2^\circ/\text{sn}$ olarak belirlemiştir. Tüm bu veriler Bölüm 3'te anlatılan denklemler (3.10, 3.11, 3.12, 3.15, 3.19, 3.20) vasıtası ile gerçek uçuş güzergâhı ve INS uçuş güzergâhı oluşturulduktan sonra Bölüm 2'de anlatılan EKF ve EIF algoritmaları kullanılarak INS hataları düzeltilmeye çalışılmıştır.



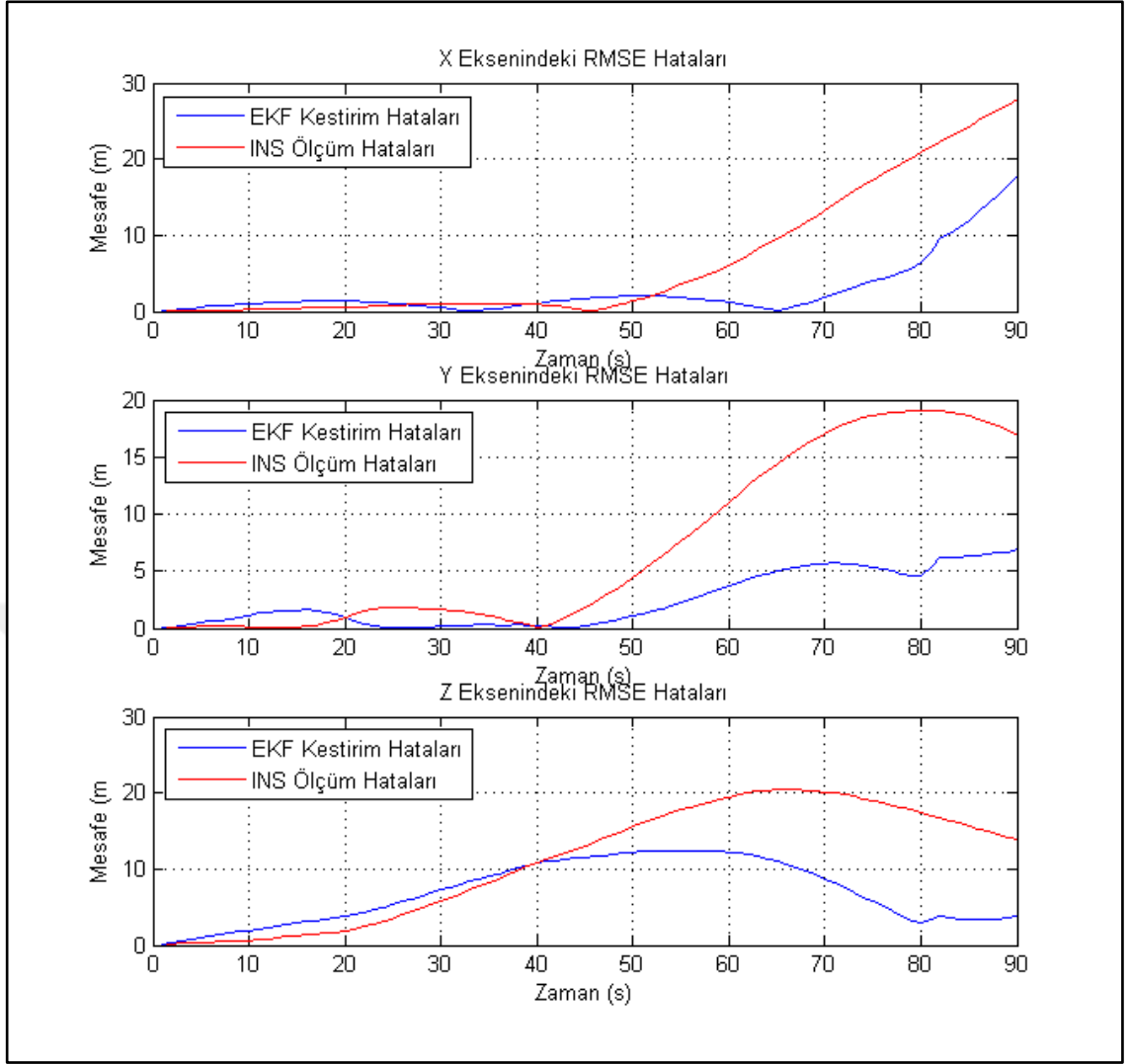
Şekil 4.13. Hava aracına ait INS ölçüm verilerinin EKF ile kestirimi ve üç boyutlu uzayda hareketi.

Şekil 4.13'te, üç boyutlu uzayda gerçek uçuş güzergâhı, hatalı INS verileri sonucundaki hatalı uçuş güzergâhı ve son olarak hatalı uçuş güzergâhının EKF vasıtası ile gerçek uçuş güzergâhına yakınsaması gösterilmektedir.



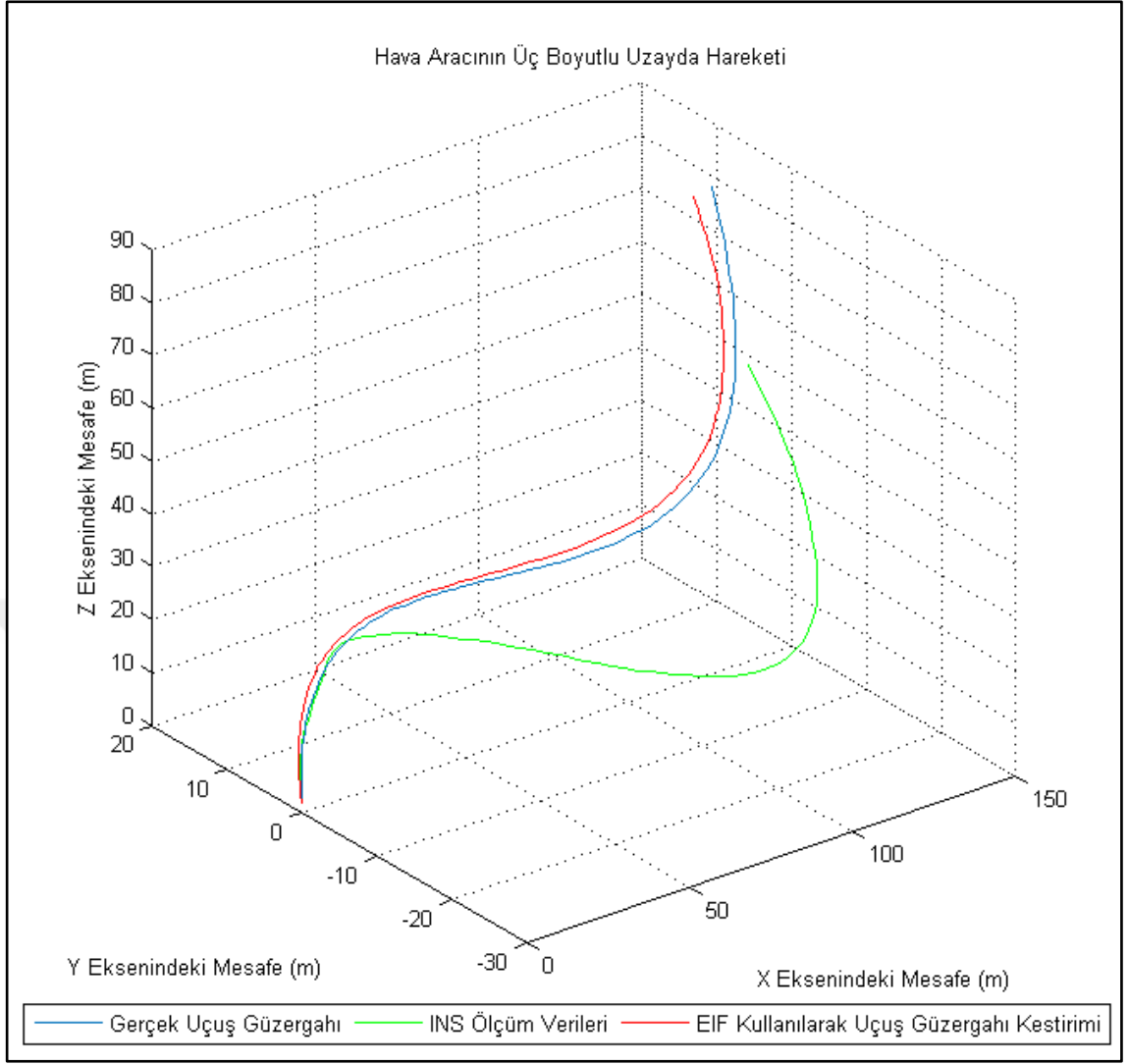
Şekil 4.14. INS ölçüm verilerinin EKF ile X, Y, Z eksenlerinde düzeltiminin gösterimi.

Şekil 4.14’de hatalı INS verileri sonucunda ölçülmüş uçuş güzergâhının X, Y ve Z eksenlerinde gerçek uçuş güzergâhına yakınsamasının Şekil 4.13’e göre daha detaylı incelemesi yapılmıştır. Bu sonuçlara göre IMU birimi tarafından ölçülen hatalı ivme ve açısal hız değerlerinin EKF algoritması ile gerçek uçuş güzergâhına daha yakın sonuçlar verdiği bulgusu elde edilmiştir.



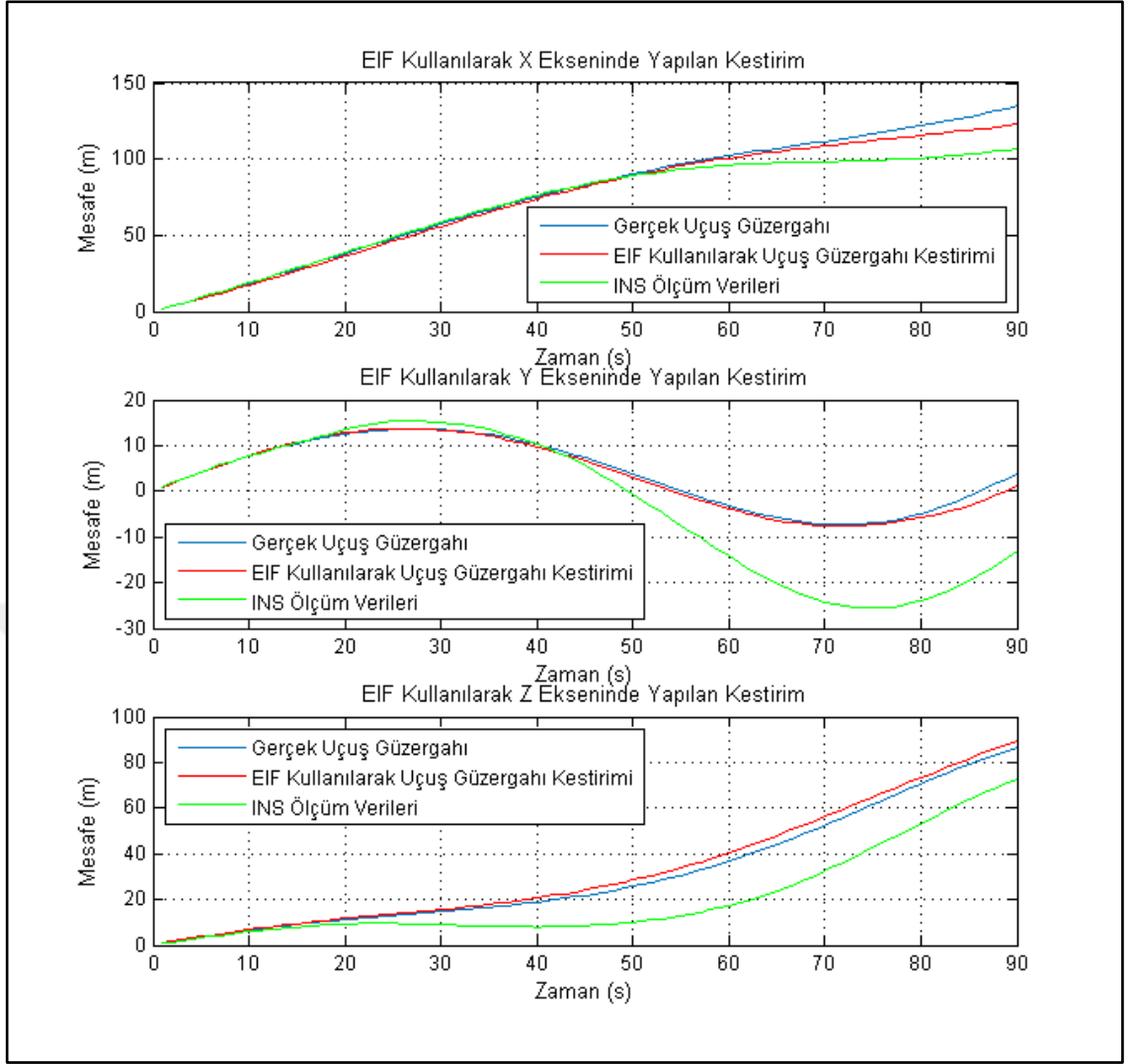
Şekil 4.15. INS ölçüm verilerinin EKF ile kestirimi sonucunda RMSE hata değerleri.

Şekil 4.15'de, INS ölçüm verilerinin EKF algoritması kullanılarak yapılan lokalizasyon simülasyonu için ortalama RMSE hata değerleri gösterilmektedir. Bu sonuçlara göre X ekseninde ortalama 6,5431 m'lik INS ölçüm hatası 2,7162 m'ye, Y ekseninde ortalama 7,1761 m'lik INS ölçüm hatası 2,4294 m'ye ve Z ekseninde ortalama 11,0846 m'lik INS ölçüm hatası 6,9302 m'ye düşürülmüştür. Şekil 4.15'ten yola çıkarak INS ölçüm verilerindeki hatanın kümülatif olduğu sonucu elde edilmiştir. Nitekim bu duruma INS verilerinin elde edilebilmesi için kullanılan matematiksel entegrasyon ile ivme ve açısal hızdaki hatalar sebep olmaktadır (Nemra and Aouf 2010).



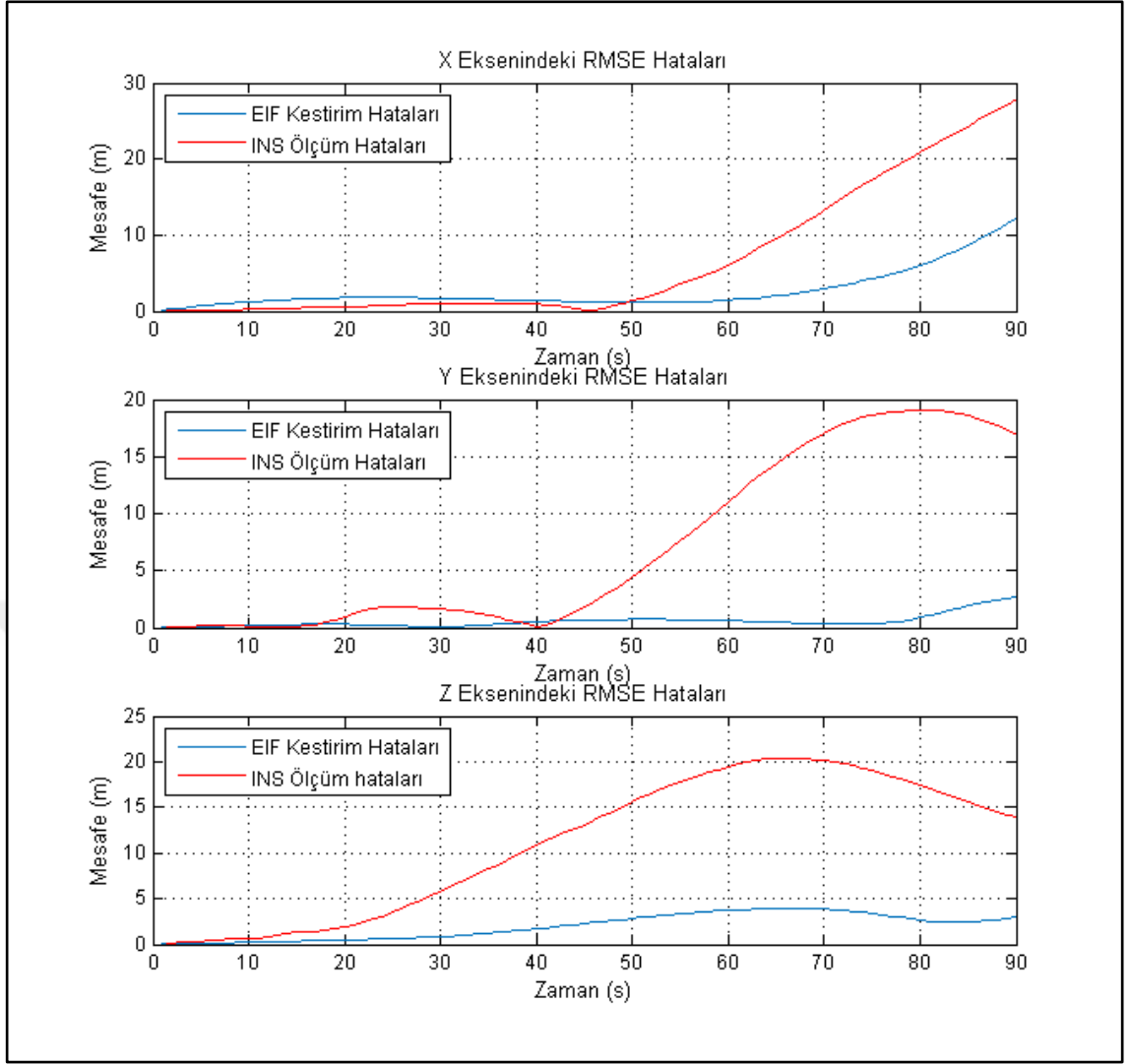
Şekil 4.16. Hava aracına ait INS ölçüm verilerinin EIF ile kestirimi ve üç boyutlu uzayda hareketi.

Şekil 4.16’da, üç boyutlu uzayda gerçek uçuş güzergâhı, hatalı INS verileri sonucundaki hatalı uçuş güzergâhı ve son olarak hatalı uçuş güzergâhının EIF vasıtası ile gerçek uçuş güzergâhına yakınsaması gösterilmektedir.



Şekil 4.17. INS ölçüm verilerinin EIF ile X, Y, Z eksenlerinde düzeltiminin gösterimi.

Şekil 4.17’de hatalı olarak ölçümü yapılmış INS verileri sonucunda hatalı uçuş güzergâhının X, Y ve Z eksenlerinde gerçek uçuş güzergâhına yakınsamasının Şekil 4.16’ya göre daha detaylı incelemesi yapılmıştır. Bu sonuçlara göre IMU birimi tarafından ölçülen hatalı ivme ve açısal hız değerlerinin EIF algoritması ile gerçek uçuş güzergâhına daha yakın sonuçlar verdiği bulgusu elde edilmiştir.



Şekil 4.18. INS ölçüm verilerinin EIF ile kestirimi sonucunda RMSE hata değerleri.

Yukarıda Şekil 4.18’de, INS ölçüm verilerinin EIF algoritması kullanılarak yapılan lokalizasyon simülasyonu için ortalama RMSE hata değerleri gösterilmektedir. Bu sonuçlara göre X ekseninde ortalama 6,5431 metrelik INS ölçüm hatası 2,6453 metreye, Y ekseninde 7,1761 metrelik INS ölçüm hatası, 0,5686 metreye ve Z ekseninde 11,0846 metrelik INS ölçüm hatası 1,9797 metreye indirilmiştir. Bu sonuçlara göre en iyi yakınsamanın Y ekseninde olduğu görülmüştür. Şekil 4.18’den INS ölçüm verilerindeki hatanın kümülatif olduğu sonucuna ulaşılmıştır. Nitekim bu duruma INS verilerinin elde edilebilmesi için kullanılan matematiksel entegrasyon ile ivme ve açısal hızdaki hatalar sebep olmaktadır (Nemra and Aouf 2010).

5. SONUÇ ve ÖNERİLER

Bu çalışmada lineer ve nonlinear olarak hareket eden hava aracının konumlandırılması simüle edilmiştir. Lineer olarak hareket eden hava aracının konumu GPS ölçümlerinden elde edilmiş ve nonlinear olarak hareket eden hava aracının konumu GPS ve INS verileri ayrı ayrı kullanılarak belirlenmiştir. Lineer olarak hareket eden hava aracının konumlandırılmasında GPS ölçüm verileri Kalman Filtresi (KF) ve Enformasyon Filtresi (IF) kullanılarak düzeltimi yapılırken nonlinear olarak hareket eden hava aracının konumlandırılmasında GPS ve INS verileri Genişletilmiş Kalman Filtresi (EKF) ve Genişletilmiş Enformasyon Filtresi (EIF) kullanılarak iyileştirilmeye çalışılmıştır.

Çizelge 5.1. Lineer hareket için GPS verilerinin iyileştirilmesinde KF ve IF'nin karşılaştırılması.

Eksenler	Ort. RMSE (m)	KF (m)	IF (m)
X	4,0180	0,6593	0,6934
Y	4,0180	0,6598	0,8234
Z	4,0180	0,8421	0,8711

Çizelge 5.2. Nonlinear hareket için GPS verilerinin iyileştirilmesinde EKF ve EIF'nin karşılaştırılması.

Eksenler	Ort. RMSE (m)	EKF (m)	EIF (m)
X	4,5366	0,3761	1,6352
Y	4,5366	0,3761	1,1308
Z	4,5366	0,3761	3,2602

Çizelge 5.3. Nonlineer hareket için INS verilerinin iyileştirilmesinde EKF ve EIF'nin karşılaştırılması.

Eksenler	Ort. RMSE (m)	EKF (m)	EIF (m)
X	6,5431	2,7162	2,6453
Y	7,1761	2,4294	0,5686
Z	11,0846	6,9302	1,9797

Araştırma bulgularından aşağıdaki sonuçlara ulaşılmıştır.

- I. Lineer olarak hareket eden hava aracının konumlandırılmasında Kalman Filtresi performansının Enformasyon Filtresi performansına çok yakın olmakla birlikte daha iyi sonuçlar verdiği tespit edilmiştir (Çizelge 5.1).
- II. Nonlineer olarak hareket eden hava aracının konumlandırılmasında GPS ölçüm verilerinin kullanıldığı simülasyonda Genişletilmiş Kalman Filtresinin, Genişletilmiş Enformasyon Filtresine göre performansının daha iyi olduğu görülmüştür (Çizelge 5.2).
- III. Nonlineer olarak hareket eden hava aracının konumlandırılmasında INS ölçüm verilerinin kullanıldığı simülasyon da Genişletilmiş Enformasyon Filtresinin, Genişletilmiş Kalman Filtresine göre performansının daha iyi olduğu sonucuna ulaşılmıştır (Çizelge 5.3).

Her ne kadar IF'ye göre KF daha iyi sonuçlar verse de IF ile sonuçlar birbirine çok yakın olduğundan ve IF daha az hesaplama gerektirdiğinden dolayı lineer olarak hareket eden hava aracının konumlandırılmasında IF filtresinin kullanılmasının daha doğru bir tercih olacağı düşünülmüştür.

Nonlineer olarak hareket eden insansız hava aracının lokalizasyonunda kullanılan sensör verilerinden hatalı GPS ölçüm verilerinin EKF ve EIF vasıtası ile düzeltimi sonucunda elde edilen değerlerin birbirine yaklaşık olarak yakın olduğu sonucu tespit edilmiştir. Buna karşın hatalı INS verilerinin EKF ve EIF vasıtası ile düzeltimi sonucunda EIF'nin EKF'ye göre çok daha iyi düzeltim yaptığı sonucu elde edilmiştir. Elde edilen bulgulara göre, sensör füzyonu tekniği kullanılarak İHA'ların lokalizasyonunun sağlanmasında, EIF filtresinin daha başarılı sonuçlar vermesi beklenmektedir.

Doğrusal olmayan durumda hareket eden bir insansız hava aracının lokalizasyonunda kullanılan Genişletilmiş Kalman Filtresi ve Genişletilmiş Enformasyon Filtresinin uygulanabilmesi amacıyla öncelikle doğrusallaştırma işlemi yapılmaktadır. Bunu yapabilmek için Taylor Seri Açılımı işlemine ihtiyaç duyulmaktadır. Doğrusallaştırma işlemi için yapılan Taylor Seri Açılımındaki yüksek dereceden terimlerin ihmal edilmesi sebebiyle doğrusallığın azaldığı noktalarda kestirimi yapılmış konum verilerinin gerçek konum verilerine yakınsayamadığı düşünülmektedir. Bu sonuca göre yüksek dereceden terimlerin ihmal edilmeden filtreye dahil edilerek lokalizasyon çalışmalarında kullanılmasının uygun olacağı düşünülmektedir.

KAYNAKLAR

- Achenbach, J.D. 1973. Wave Propagation in Elastic Solids. American Elsevier, 440, North Holland.
- Anonymous. 1973. Component Performance and Systems Applications of Surface Acoistic Wave Devices, International Specialist Seminar, 25-28 September, Aviemore.
- Anonymous. 2015. An Introduction to GNSS, Novatel Inc., 8, Alberta, Canada.
- Çoban, H.O. 2016. Türkiye'nin yer gözlem uydu sistemleri ve ormancılık uygulamalarında kullanılabilirliği. Türkiye Ormancılık Dergisi, 17 (1), 99-107.
- Duffy, R. 1994. Biographical Memoirs. The National Academies Press, 406, Washington DC.
- Faragher, R. 2012. Understanding the Basis of the Kalman Filter Via a Simple and Intuitive Derivation. IEEE Signal Processing Magazine, 29(5), 128-132.
- Garritsen, T. 2018. Using the Extended Information Filter for Localization of Humanoid Robots on a Soccer Field. Bachelor Thesis, University of Amsterdam, Informatics Institute, Faculty of Science, 25, Amsterdam.
- Gipson, L. 2017. Axes/Control Surfaces. Lecture Notes, NASA.
- Goodwin, G.C. and Sin, K.S. 1984. Adaptive Filtering, Prediction, and Control. Prentice Hall, Inc., 540, New Jersey.
- Grewal, M.S. and Andrews, A.P. 1993. Kalman Filtering Theory and Practice. Prentice Hall Inc., 368, New Jersey.
- Grewal, M.S. and Andrews, A.P. 2001. Kalman Filtering: Theory and Practice Using MATLAB, John Wiley & Sons, Inc., 1-4, New York.
- Grewal, M.S. and Andrews, A.P. 2010. Applications of Kalman Filtering in Aerospace 1960 to Present. IEEE Control Systems Magazine, 30(3), 69-78
- Grewal, M.S., Weill L.R. and Andrews A.P. 2007. Global Positioning Systems, Inertial Navigation and Integration. Willey Interscience, 525, New Jersey.
- Houcque, D. 2005. Introduction to MATLAB for Engineering Students, Version 1.2, Northwestern University.
- Jin, S. 2012. Global Navigation Satellite Systems-Signal, Theory and Applications, InTech, 109, Rijeka.
- Kahveci, M. ve Yıldız, F. 2018. GNSS Uydularla Konum Belirleme Sistemleri, Nobel Akademik Yayıncılık Eğitim Danışmanlık Tic. Ltd. Şti., 1-32, Ankara.

- Kavak, D. 2008. İnsansız kara araçları navigasyonunda genişletilmiş kalman (GKF) ve sıkıştırılmış genişletilmiş kalman filtre (SGKF) tabanlı SLAM yöntemlerinin geliştirilmesi ve karşılaştırılması. Yüksek lisans tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Elektrik Mühendisliği Anabilim Dalı, 104, İstanbul.
- Ko, N.Y., and Kim, T.G. 2012. Comparison of Kalman Filter and Particle Filter Used for Localization of an Underwater Vehicle, 9th International Conference on Ubiquitous Robots and Ambient Intelligence (URAI), 26-29 November, Book of Abstracts, 350-352, Daejeon, Korea.
- Kraut, E.A. 1967. Fundamentals of Mathematical Physics, McGrawHill, 309, New York.
- Kreyszig, E. 2006. Advanced Engineering Mathematics, John Wiley & Sons, Inc., 1246, Danvers.
- Kubrak, D. 2007. Hybridisation of a GPS Receiver with Low-Cost Sensors for Personal Positioning in Urban Environment. Ph.D Thesis, Télécom ParisTech, Électronique et Communications, 203, Paris.
- Lana, A. 2001. Kalman Filtresi ve olasılıksal veri ilişkilendirme yöntemlerini kullanan çoklu hedef izleme algoritmaları. Yüksek lisans tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Elektronik ve Haberleşme Anabilim Dalı, 77, İstanbul.
- Lee, I.U., Hang, L., Hoang, N.M. and Lee, J.M. 2014. Navigation System Development of the Underwater Vehicles Using the GPS/INS Sensor Fusion, 14th International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS 2014), 22-25 October, Book of Abstract, 610-612, Gyeonggi-do, Korea.
- Nemra, A. and Aouf, N. 2010. Robust INS/GPS Sensor Fusion for UAV Localization Using SDRE Nonlinear Filtering. IEEE Sensors Journal, 10(4), 789-798.
- Noureldin, A., Karamat, T.B. and Georgy, J. 2013. Fundamentals of Inertial Navigation, Satellite-based Positioning and their Integration, Springer, 125-151, Berlin.
- Parker, D.F. and Maugin, G.A. 1988. Recent Developments in Surface Acoustic Waves, 351, Nottingham.
- Popescu, G. 2014. Pixel Geolocation Algorithm for Satellite Scanner Data, International Conference of USAMVB Agriculture for Life, Life for Agriculture, 5-7 June, Book of Abstract, Vol 3, 127-136, Bucharest, Romania.
- Quanwei, L. 1996. Determining the GPS Orbit with the Dynamic Collocation Model. Report 96:3, Suomen Geodeettisen Laitoksen Tiedonantoja Reports of the Finnish Geodetic Institute, Kirkkonummi.
- Raju, P.L.N. 2004. Fundamentals of GPS, Satellite Remote Sensing and GIS Application in Agricultural Meteorology, 7-11 July, Book of Abstract, 121-150, Dehra Dun, India.

- Rhudy, M.B., Salguero, R.A. and Holappa, K. 2017. A Kalman Filtering Tutorial for Undergraduate Students. *International Journal of Computer Science & Eng. Survey (IJCSSES)*, 8 (1), 1-18.
- Rönnbäck, S. 2000. Development of a INS/GPS navigation loop for an UAV. Master Thesis, Luleå University of Technology, Institutionen för Systemteknik Avdelningen för Robotik och Automation, Department of Computer Science and Electrical Engineering, 119, Luleå.
- Shendre, A. and Sangale, V. 2013. Localization of a Mobile Autonomous Robot using Extended Kalman Filter, 2013 Third International Conference on Advances in Computing and Communications, 29-31 August, Book of Abstract, 274-277, Cochin, India.
- Song, Y., Kim, Y.D., Ahn, H.S. and Shin, V. 2008. Simultaneous Pedestrian and Multiple Mobile Robots Localization Using Distributed Extended Kalman Filter, International Conference on Robotics and Biomimetics, 21-26 February, Book of Abstract, 1065-1069, Bangkok, Thailand.
- Spangenberg, M., Calmettes, V. and Tournered, J.Y. 2007. Fusion of GPS, INS and Odometric Data for Automotive Navigation, 15th European Signal Processing Conference (EUSIPCO 2007), 3-7 September, Book of Abstract, 886-890, Poznan, Poland.
- Stewart, R. 2001. Submarine Navigation Under the North Pole, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 6-9 August, Montreal, Canada.
- Tazartes, D. 2014. An Historical Perspective on Inertial Navigation Systems, 2014 International Symposium on Inertial Sensors and Systems (ISISS), 25-26 February, California, USA.
- Thrun, S., Burgard, W. and Fox, D. 2005. Probabilistic Robotics, MIT Press, 71-79, London.
- Titterton, D. H. and Weston, J.L. 2004. Strapdown Inertial Navigation Technology, The Institution of Electrical Engineers, 59-164, Stevenage.
- Tsai, C.M. 2004. Navigation System for Helicopter UAV. Bachelor of Applied Science, School of Engineering Science, Simon Fraser University, Burnaby.
- Tsui, J. B.Y. 2000. Fundamentals of Global Positioning System Receivers, A Wiley Interscience Publication, 8-12, New York.
- UmaMageswari, A., Ignatious, J.J. and Vinodha, R. 2012. A Comparative Study of Kalman Filter, Extended Kalman Filter and Unscented Kalman Filter for Harmonic Analysis of the Non-Stationary Signals. *International Journal of Scientific & Engineering Research*, 3(7), 1-4.
- Uzel, T., Kartal, F., Gülal, E., Erkaya, H. ve Hoşbaş, R.G. 1998. GPS/GLONASS İkili Sistemi, *Harita ve Kadastro Mühendisliği Dergisi*, 85, 53-69.

- Wagner, J.F. and Trierenberg, A. 2010. The Machine of Bohnenberger: Bicentennial of the Gyro with Cardanic Suspension. Proceedings in Applied Mathematics and Mechanics, 10(1), 659-660.
- Watson, J. 2016. Mems Gyroscope Provides Precision Inertial Sensing in Harsh High Temperature Environments. Technical Article, Analog Devices Inc.,4, Norwood.
- Welch, G. and Bishop, G. 2001. An Introduction to Kalman Filter, ACM Inc., 24-29, Los Angeles.
- Woodman, O.J. 2007. An Introduction to Inertial Navigation. Technical Reports, Computer Laboratory, University of Cambridge, 37, Cambridge.
- Wrigley, W. 1977. History of Inertial Navigation. Navigation Journal of the Institute of Navigation, 24(1), 1-6.
- Yuzhen, P., Quande, Y. and Benfa, Z. 2016. The Application of Adaptive Extended Kalman Filter in Mobile Robot Localization, 2016 Chinese Control and Decision Conference (CCDC), 28-30 May, Book of Abstract, 5337-5342, Yinchuan China.

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Adı-Soyadı : Ahmet Serdar Kopar
Uyruğu : T.C.
Doğum Tarihi ve Yeri : 20.06.1992-Yeşilhisar/Kayseri
Medeni Hali : Bekar
Telefon : +90 539 363 55 45
e-mail : ahmet.kopar58@erzurum.edu.tr

Eğitim

Derece	Üniversite	Mezuniyet Yılı
Yüksek Lisans	Erzurum Teknik Üniversitesi	2020
Lisans	Erciyes Üniversitesi	2016
Lise	Özel Final Lisesi	2010

Çalıştığı Kurum/Kurumlar ve Yıl

Yayınlar (SCI, SCI-Expanded) (Yayın yılları dikkate alınmalıdır)*

Hakemli Dergiler (Yayın yılları dikkate alınmalıdır)

Ulusal Kongre Sunum (Sunum tarihleri dikkate alınmalıdır)

Uluslararası Kongre Sunum (Sunum tarihleri dikkate alınmalıdır)

*Tezle ilgili varsa yayın eklenerek belirtilmelidir.