

**BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
ELEKTRİK ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
ELEKTRİK ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ DOKTORA
PROGRAMI**

**MEMS-IMU SENSÖRÜNÜN ÖLÇÜM HATASI VE SICAKLIK
DEĞİŞİMİNE BAĞLI TAHMİN PERFORMANSININ SÖNÜMLEME
FAKTÖRLÜ ADAPTİF KALMAN FİLTRESİ İLE İYİLEŞTİRİLMESİ**

HAZIRLAYAN

EREN MEHMET AKBAŞ

DOKTORA TEZİ

ANKARA - 2024

**BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
ELEKTRİK ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
ELEKTRİK ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ DOKTORA
PROGRAMI**

**MEMS-IMU SENSÖRÜNÜN ÖLÇÜM HATASI VE SICAKLIK
DEĞİŞİMİNE BAĞLI TAHMİN PERFORMANSININ SÖNÜMLEME
FAKTÖRLÜ ADAPTİF KALMAN FİLTRESİ İLE İYİLEŞTİRİLMESİ**

HAZIRLAYAN

EREN MEHMET AKBAŞ

DOKTORA TEZİ

TEZ DANIŞMANI

DR. MURAT ÜÇÜNCÜ

ANKARA-2024

BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı Doktora Programı çerçevesinde Eren Mehmet AKBAŞ tarafından hazırlanan bu çalışma, aşağıdaki jüri tarafından Doktora Tezi olarak kabul edilmiştir.

Tez Savunma Tarihi: 26 / 06 / 2024

Tez Adı: MEMS-IMU Sensörünün Ölçüm Hatası ve Sıcaklık Değişimine Bağlı Tahmin Performansının Sönümlenme Faktörlü Adaptif Kalman Filtresi ile İyileştirilmesi

Tez Jüri Üyeleri (Unvanı, Adı - Soyadı, Kurumu)

İmza

Prof. Dr. Sedat NAZLIBİLEK, Başkent Üni. Elektrik-Elektronik Müh. Böl

Prof. Dr. Mustafa DOĞAN, İTÜ Kontrol ve Otomasyon Müh. Böl

Doç. Dr. Selda GÜNEY, Başkent Üni. Elektrik-Elektronik Müh. Böl.

Doç.Dr. Aykut KOÇ, Bilkent Üni. Elektrik-Elektronik Müh. Böl

Dr. Murat ÜÇÜNCÜ (Danışman), Başkent Üni. Elektrik-Elektronik Müh. Böl

ONAY

Prof.Dr. Dilek Çökeliler Serdaroğlu

Enstitü Müdürü

Tarih: ... / ... /

BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLER ENSTİTÜSÜ
DOKTORA TEZ ÇALIŞMASI ORJİNALLİK RAPORU

Tarih: 26 / 06 / 2024

Öğrencinin Adı, Soyadı : Eren Mehmet AKBAŞ

Öğrencinin Numarası : 22020115

Anabilim Dalı : Elektrik-Elektronik Mühendisliği Ana Bilim Dalı

Programı : Doktora Programı

Danışmanın Unvanı/Adı, Soyadı : Dr. Öğretim Üyesi Murat ÜÇÜNCÜ

Tez Başlığı : MEMS-IMU Sensörünün Ölçüm Hatası ve Sıcaklık Değişimine Bağlı

Tahmin Performansının Sönümlenme Faktörlü Adaptif Kalman Filtresi ile İyileştirilmesi

Yukarıda başlığı belirtilen Doktora tez çalışmamın; Giriş, Ana Bölümler ve Sonuç Bölümünden oluşan, toplam 76 sayfalık kısmına ilişkin 22.07.2024 tarihinde tez danışmanım tarafından Turnitin adlı intihal tespit programından aşağıda belirtilen filtrelemeler uygulanarak alınmış olan orijinallik raporuna göre, tezimin benzerlik oranı % 10 'dır. Benzerlik oranı Ek'teki Turnitin raporunda yer almaktadır. Uygulanan filtrelemeler:

1. Kaynakça hariç
2. Alıntılar hariç
3. Beş (5) kelimeden daha az örtüşme içeren metin kısımları hariç

“Başkent Üniversitesi Enstitüleri Tez Çalışması Orijinallik Raporu Alınması ve Kullanılması Usul ve Esaslarını” inceledim ve bu uygulama esaslarında belirtilen azami benzerlik oranlarına tez çalışmamın herhangi bir intihal içermediğini; aksinin tespit edileceği muhtemel durumda doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi ve yukarıda vermiş olduğum bilgilerin doğru olduğunu beyan ederim.

Öğrenci İmzası:.....

ONAY

Öğrenci Danışmanı

Dr. Öğretim Üyesi Murat ÜÇÜNCÜ

Tarih: ... / ... / 20...

TEŞEKKÜR

Sayın Dr. Öğretim Üyesi ve tez danışmanım Murat ÜÇÜNCÜ'ye, tez çalışmamın sonuca ulaştırılmasında ve karşılaşılan güçlüklerin aşılmasında her zaman yardımcı ve yol gösterici olduğu için ve bunun ötesinde yalnızca danışman olmaktan öte her adımda gösterdiği gayret ve emek için içten teşekkürler ederim.

Başta tüm süreçte gösterdiği sabır ve emekleri için sevgili eşim Hilal Nur Akbaş'a ve bu süreçte birlikte geçirdiğimiz vaktinden feragat eden biricik oğlum Deniz Akbaş'a, aileme ve eşimin ailesine çalışmalarım aşamasında gösterdikleri destek ve katkıları için sonsuz teşekkür ederim.

ÖZET

Eren Mehmet AKBAŞ

**MEMS-IMU SENSÖRÜNÜN ÖLÇÜM HATASI VE SICAKLIK DEĞİŞİMİNE
BAĞLI TAHMİN PERFORMANSININ SÖNÜMLEME FAKTÖRLÜ ADAPTİF
KALMAN FİLTRESİ İLE İYİLEŞTİRİLMESİ**

Başkent Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü

Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümü

2024

Bu çalışmada, sistem matrisi ve modeli belirsiz olan sistem durumlarını tahmin etmek için yeni bir algoritma olan Düşük Hata Oranına Uyarlanabilir Sönümlü Kalman Filtresi (LERAFKF) önerilmektedir. LERAFKF'nin tasarlanmasındaki amaç ölçümlerdeki zorluklar, sistem parametreleri ve yanlış durum uzayı modellerinden kaynaklanan sorunları hafifletmektir. Sistem parametrelerindeki belirsizliklerin, bilinmeyen kovaryanslı ölçümlerin ve kötü tanımlanmış sistem modellemelerinin olduğu durumlarda Kalman Filtresi (KF) ve Genişletilmiş Kalman Filtresi (EKF) algoritmasının kullanıldığı çeşitli çalışmalar bulunmaktadır. Çalışmamızın yeniliği, halihazırda kullanılan Kalman tahmin algoritması ve sönümlenme faktörü uyarlamalı filtrenin kombinasyonu ile yeni bir yöntem önermektir. Burada Kalman filtresi sönümlenme faktörü ile uyarlanabilir Kalman filtresine dönüştürüldü ve algoritma optimize edilmiş sönümlenme faktörünü hesaplayacak şekilde yeniden tasarlandı. Bu çalışmada simülasyon çalışmasında doğrusal ve doğrusal olmayan bir sistem kullandık. Doğrusal sistem hareketli bir nesneyi temsil ediyordu. Simülasyon, Pololu IMU01b, Honeywell HG9900C1A-2025.2625 ve kalifikasyon testleri tamamlanmamış laboratuvar ürünü olan yerli SDI33.R3.0009 3 eksenli ataletsel ölçüm birimi (IMU) sensöründen ölçümler kullanılarak gerçekleştirildi. Doğrusal olmayan sistem için 2 eksenli döner tablaya monte edilen 9 serbestlik derecesine (DoF) sahip ilgili sensörler kullanıldı. Bu sistemle bir füze 4. dereceden doğrusal olmayan bir sistem olarak simüle edilmiştir. Bununla birlikte sensörler için 3 farklı sıcaklıkta ölçümler alınmış ve sıcaklığa bağlı ölçüm hatasının filtrelerin verdikleri cevaplar ve tahmin performansları irdelenmiştir. Önerilen LERAFKF filtremizin özellikle ölçüm kaynaklı hatalar durumunda sistem durumlarını tahmin etmede KF ve EKF'den daha iyi sonuçlar verdiği görülmüştür. Ortalama karesel hata analizi yapıldığında LERAFKF'nin hem doğrusal hem de doğrusal olmayan sistemlerde en

az hata değerine sahip olduğunu ve KF ve EKF'den daha iyi performans gösterdiğini kanıtladık.

ANAHTAR KELİMELELER: Durum-Uzay Modeli, Uyarlanabilir Kalman Filtresi, Kalman Filtresi, Genişletilmiş Kalman Filtresi, Düşük Hata Oranı Uyarlanabilir Sönümlü Kalman Filtresi

ABSTRACT

Eren Mehmet AKBAŞ

**MEMS-IMU SENSÖRÜNÜN ÖLÇÜM HATASI VE SICAKLIK DEĞİŞİMİNE BAĞLI
TAHMİN PERFORMANSININ SÖNÜMLEME FAKTÖRLÜ ADAPTİF KALMAN
FİLTRESİ İLE İYİLEŞTİRİLMESİ**

Başkent University Institute of Science

Department of Electrical-Electronics Engineering

2024

In this study, a new algorithm, Low Error Rate Adaptive Fading Kalman Filter (LERAFKF) is proposed to predict the system states whose system matrix and model are uncertain. The purpose of designing LERAFKF is to alleviate the problems caused by the difficulties in the measurements, system parameters and wrong state space models. There are several studies in which the Kalman Filter (KF) and Extended Kalman Filter (EKF) algorithm are used where there are uncertainties in system parameters, measurements with unknown covariances and ill defined system modeling. The novelty of our work is to propose a new method with the combination of the currently used Kalman estimation algorithm and the fading factor adaptive filter. Here, the Kalman filter was transformed into an adaptive Kalman filter with the forgetting factor and the algorithm was redesigned to calculate the optimized forgetting factor. In this study, we used a linear and a nonlinear system in the simulation study. The linear system represented a moving object. The simulation were carried out by using measurements from 3-axis inertial measurement unit (IMU) sensors; Pololu IMU01b, Honeywell HG9900C1A-2025.2625 and SDI33.R3.0009 which were a laboratory product whose qualification tests have not been completed. For the nonlinear system, these sensors which 9 degrees of freedom (DoF) mounted on a 3-axis rotary table was used. With this system, a missile were simulated as a 4th order nonlinear system. In addition, measurements were taken for the sensors at 3 different temperatures, and the responses and prediction performances of the filters due to temperature-related measurement error were examined. It was observed that our proposed LERAFKF filter provided better results than KF and EKF in estimating system states especially in case of measurement-related errors. When the mean square error analysis was performed, we proved that LERAFKF had the least error value and performed better than KF and EKF in both linear and nonlinear systems.

KEYWORDS: State-Space Model, Adaptive Kalman Filter, Kalman Filter, Extended Kalman Low Error Rate Adaptive Fading Kalman Filter.

İÇİNDEKİLER

TEŞEKKÜR.....	i
ÖZET.....	ii
ABSTRACT.....	iii
İÇİNDEKİLER.....	iv
TABLolar LİSTESİ.....	v
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	vi
SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ.....	vii
1. GİRİŞ.....	1
2. KÜRESEL KONUMLAMA SİSTEMİ (KKS) İLE NAVİGASYON.....	1
2.1. GPS Uyduları ile Gözlemeleme.....	3
2.2. Sözde Uzaklık Hesaplama.....	4
2.3. GPS Hataları.....	5
3. ATALETSEL NAVİGASYON SİSTEMİ.....	6
4. MANYETOMETRE İLE NAVİGASYON.....	9
5. GPS/INS ENTEGRE NAVİGASYON.....	12
5.1. Gevşek ve Sıkı Bağlantı Stratejisi.....	13
6. VERİ SETİNİN OLUŞTURULMASI.....	15
6.1. HG9900C1A-2025.2625 Navigasyon ve Ölçüm Sistemi.....	15
6.2. MPU9250 9 Eksen Gyro İvme Manyetometre Sensörü.....	17
6.2.1. MPU9250 Manyetometre Kalibrasyonu.....	19
7. REFERANS EKSENLER ve NAVİGASYON DENKLEMLERİ.....	23
7.1. Yer Merkezli Ataletsel Eksen Takımı.....	24
7.2. Yer Merkezli Yere Sabit Eksen Takımı.....	24
7.3. Jeodezik (Coğrafi, Geodetik) Eksen Takımı.....	25
7.4. Jeosantrik (Geosentrik) Eksen Takımı.....	25
7.5. Navigasyon Eksen Takımı.....	25
7.6. Gövde Eksen Takımı.....	26
7.7. Eksen Takımları Arasındaki Dönüşümler.....	27
7.8. ECEF- NED Dönüşümleri.....	27
7.9. Gövde Eksen Takımı - NED Dönüşümleri.....	28
7.10. Navigasyon Denklemleri.....	29
8. KALMAN FİLTRESİ UYGULAMALARI.....	31

8.1. Optimal Kalman Filtresi	31
8.2. Lineer Kalman Filtresi	32
8.3. Extended Kalman Filtresi	32
8.4. Unscented Kalman Filtresi (UKF)	34
8.5. Adaptif Kalman Filtresi	36
9. KALMAN FİLTRESİ İLE GPS/INS SİSTEM MODELLEMESİ.....	36
10. LERAFKF (Low Error Rate Adaptive Fading Kalman Filter) TASARIMI	39
11. DENEYSEL ÇALIŞMA VE ÇIKTILARI	43
12. SONUÇLAR	71
KAYNAKLAR.....	73

TABLULAR LİSTESİ

	Sayfa
Tablo 2.1 GPS Ölçüm Hataları	5
Tablo 3.1 INS ile GPS Karşılaştırma [11].....	8
Tablo 6.1 Honeywell HG9900C1A-2025.2625 INS Modülü Hata Değerleri [17].....	16
Tablo 6.2 Honeywell HG9900C1A-2025.2625 Sensör Özellik Tablosu [17].	17
Tablo 6.3 MPU9250 Gyro, İvme, Manyetometre Modülü Özellik Tablosu [18].	18
Tablo 9.1 LEARFKF Algoritma Sözde Kodu.....	39
Tablo 11.1 KF&LERAFKF Hız Tahmin Farkı.....	55
Tablo 11.2 EKF&LERAFKF Sapma Açısı Tahmin Farkı.....	57
Tablo 11.3 Hız/Konum Kestirim Performans Karşılaştırması	57
Tablo 11.4 Sapma Açısı Performans Karşılaştırması.....	58
Tablo 11.5 HG9900C1A-2025.2625 Sıcaklık Farkı Tahmin Analizi	67
Tablo 11.6 SDI33.R3.0009 Sıcaklık Farkı Tahmin Analizi.....	69
Tablo 11.7 HG9900C1A-2025.2625 Doğrusal Olmayan Model Tahmin Analizi.....	71

ŞEKİLLER LİSTESİ

	Sayfa
Şekil 2.1 GPS Uydu Takımı Yıldızı [6]	2
Şekil 2.2 Konum Hesabı için Uydu Yerleşimi [6]	5
Şekil 3.1 Ataletsel Navigasyon Sistemi Çalışma Prensibi [11].....	7
Şekil 3.2 Stabilize ve Analitik Platform Yapıları [12]	9
Şekil 4.1 Manyetik Kuzey ve Coğrafi Kuzey [13]	10
Şekil 4.2 Manyetik Sapma(D) [13]	11
Şekil 5.1 Gevşek INS/GPS Entegrasyonu [16].	14
Şekil 6.1 HG9900C1A-2025.2625 MEMS Tabanlı Navigasyon, Ölçme Sistemi [17].....	16
Şekil 6.2 MPU9250 Pin Tanımlamaları [18]	18
Şekil 6.3 MPU9250 ve Arduino Uno İşlemci Entegrasyonu [18].....	19
Şekil 6.4 MPU9250 Kalibrasyonsuz Masaüstü Ölçüm Sonucu.	20
Şekil 6.5 MPU9250 Sapma Kalibrasyon Masaüstü Ölçüm Sonucu.	21
Şekil 6.6 MPU9250 Sapma+Ölçek Kalibrasyon Masaüstü Ölçüm Sonucu.....	23
Şekil 7.1 ECEF Eksen Takımı [23]	25
Şekil 7.2 Geodetik ve Geosentrik Enlem [23].....	25
Şekil 7.3 Navigasyon Eksen Takımı [22].....	26
Şekil 7.4 Gövde Eksen Takımı [22]	27
Şekil 11.1 2 Eksen Döner Tabla Simülasyon Ortamı.....	44
Şekil 11.2 HG9900C1A-2025.2625 ve SDI33.R3.0009 Sensör Yerleşimi	44
Şekil 11.3 HG9900C1A-2025.2625 ve SDI33.R3.0009 IMU Sensör, Manyetik Kuzey=0. ..	45
Şekil 11.4 MPU9250 IMU Sensör Ölçüm, Manyetik Kuzey=0.	46
Şekil 11.5 HG9900C1A-2025.2625 ve SDI33.R3.0009 IMU Sensör, Manyetik Kuzey=20. 46	46
Şekil 11.6 MPU9250 IMU Sensör Ölçümü, Manyetik Kuzey=20.	47

Şekil 11.7	HG9900C1A-2025.2625 ve SDI33.R3.0009 IMU Sensör Ölçüm.....	48
Şekil 11.8	MPU9250 IMU Sensör Ölçümü, Manyetik Kuzey=340.	49
Şekil 11.9	X Ekseni Hız Değeri	51
Şekil 11.10	X Ekseni Hata Kovaryans Değeri	52
Şekil 11.11	X Ekseni Hız Değeri (Hatalı Durum-Uzay Modeli)	53
Şekil 11.12	Y Ekseni Hız Değeri (Hatalı Durum-Uzay Modeli)	53
Şekil 11.13	X Ekseni Hata Kovaryans Değeri (Hatalı Durum-Uzay Modeli)	54
Şekil 11.14	X Ekseni Hız Değeri (Hatalı Durum-Uzay Modeli)	55
Şekil 11.15	Sapma (Yaw) Açısı Tahmin Değeri.....	56
Şekil 11.16	SDI33.R3.0009, 20°C'de Kuzey Yönelimi Testi, 500Hz.	59
Şekil 11.17	SDI33.R3.0009, 20°C'de Kuzey Yönelimi Testi, 500Hz.	59
Şekil 11.18	HG9900C1A-2025.2625, 20°C'de Kuzey Yönelimi Testi, 300Hz.	60
Şekil 11.19	SDI33.R3.0009, -20°C ve +50°C'de Kuzey Yönelimi Testi, 500Hz.	61
Şekil 11.20	SDI33.R3.0009, -20°C ve +50°C'de Kuzey Yönelimi Testi, 500Hz.	62
Şekil 11.21	HG9900C1A-2025.2625, +50°C'de Kuzey Yönelimi Testi, 300Hz.	62
Şekil 11.22	HG9900C1A-2025.2625, -20°C'de Kuzey Yönelimi Testi, 300Hz.	63
Şekil 11.23	SDI33.R3.0009, -20°C ve +50°C'de Kuzey Yönelimi Testi, 500Hz.	64
Şekil 11.24	HG9900C1A-2025.2625, +50°C'de Kuzey Yönelimi Testi, 300Hz.	64
Şekil 11.25	HG9900C1A-2025.2625, -20°C'de Kuzey Yönelimi Testi, 300Hz	65
Şekil 11.26	HG9900C1A-2025.2625, -20°C, 300Hz, Hız Kestirim Kıyas Grafiği.	66
Şekil 11.27	HG9900C1A-2025.2625, +50°C, 300Hz, Hız Kestirim Kıyas Grafiği.	67
Şekil 11.28	SDI33.R3.0009, +20°C'de, 300Hz, Hız Kestirim Kıyas Grafiği.....	68
Şekil 11.29	SDI33.R3.0009, -20°C - +50°C arası, 300Hz, Hız Kestirim Kıyas Grafiği	68
Şekil 11.30	HG9900C1A-2025.2625, +20°C, Doğrusal Olmayan Model, Sapma Açısı.	70
Şekil 11.31	HG9900C1A-2025.2625, +50°C'de, Sapma Açısı Kestirim Kıyas Grafiği.	70

SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ

ADC	Analaog Digital Converter
AKF	Adaptif Kalman Filter
DMP	Dijital Hareket İşlemcisi
DoF	Degree of Freedom
ECEF	Earth Centered Earth Fixed
ECI	Earth Centered Inertial
EKF	Extended Kalman Filter
GAGAN	GPS Destekli Geo Artırılmış Navigasyon
GPS	Glopal Positioning System
IEEE	Institute of Electrical and Electronics Engineering
IMU	Inertial Measurement Unit
INS	Inertial Navigation System
KF	Kalman Filter
KKS	Küresel Konumlama Sistemi
LERAFKF	Low Error Rate Adaptive Fading Kalman Filter
MAFEKF	Matris Uyarlamalı Sönümlenmeli Genişletilmiş Kalman Filtresi
MEMS	Mikro-Elektro-Mekanik Sistem
MSE	Mean Square Error
NAVSTAR	Navigation Satellite Timing and Ranging
NDGPS	Diferansiyel GPS Sistemi
NED	North East Down
PRN	Sahte Rasgele Kod Numarası
QZSS	Quasi-Zenith Uydu Sistemi
SVN	Uzay Aracı Numarası
SPS	Standart Konumlandırma Servisleri
UTC	Coordinated Universal Time
WGS84	World Geodetic System 1984
WAAS	Geniş Alan Artırma Sistemi

1. GİRİŞ

Belirli referans çerçevesinde hız, konum ve dönüş saptama işlemine navigasyon ismi verilir. Navigasyon kapsamında kullanılan yöntemlerin en eskilerinden biri, gök cisimlerinin gözlemlenerek konum ve yönelim hesaplanmasıdır.

Küresel Konumlama Sistemi, GPS (Global Positioning System) ve Ataletsel Navigasyon Sistemi, INS (Inertial Navigation System) entegre bir navigasyon çözümü sağlayabilmektedir. Ancak bu iki sistem de her bir navigasyon tekniğinin doğruluğunu ve üretkenliğini sınırlayabilen iç hatalara sahip olmaktadır. GPS, 1 Hz gibi düşük bir frekansta oldukça hassas konumlandırma bilgileri sağlamaktadır. Ayrıca, uydularla bağlantıyı sağlayan net bir görüş hattının olmaması, yoğun kentsel ortamlarda çok yönlü yayılma, parazitlenme, sinyal karışıklığı ve doğruluktan sapma veya uyduyu yöneten ülkenin hizmet vermeyi reddetme gibi durumlardan etkilenebilmektedir [1]. Ülkelerin hem askeri amaçlarla hem de sivil kullanım için kendilerine ait GPS, GLONASS, Galileo, BeiDou ve benzeri konumlama uyduları vardır.

Yüksek bir ölçüm çıktı hızında sadece konum ve hız için değil, aynı zamanda yönelim için de sürekli tahminler sağlayabilen, dış parazitlerden tamamen bağımsız bir ölçü hesaplama yöntemi istendiğinde INS öncelikli tercih edilmektedir. Ancak, ataletsel sensörlere özgü, zaman geçtikçe ortaya çıkan konum ve hız ölçümündeki hatalar önemli bir dezavantajdır. Mikro-elektro-mekanik sistem tabanlı ataletsel ölçüm birimi (MEMS-IMU) sabit kayma, ölçek faktörü, sapma ve ortogonal olmama gibi içsel hatalardan da olumsuz bir şekilde etkilenebilmektedir.

2. KÜRESEL KONUMLAMA SİSTEMİ (KKS) İLE NAVİGASYON

KKS, diğer konumlandırma yardımcılardan bağımsız olarak son derece hassas, sürekli bir küresel navigasyon hizmeti sağlayabilen bir uydu navigasyon sistemidir. Konum, hız ve zamanlama bilgileriyle birlikte 24 saat, tüm hava koşullarında, dünya çapında kapsama alanı sağlar. KKS kendi kendini yönetebilen veya otomatik bir sistem değildir. Konum belirlemenin gerçekleştirilmesi için algılayıcıların yeterli sayıda uyduyu dinlemesi gerekmektedir. Uydu sinyalleri binalar, tüneller gibi yapılardan dolayı azalabilmektedir.

Bununla birlikte, elektronik parazitler veya diğerk engellemeler algılayıcının taşıyıcı faz dalgalarını algılamasında hatalara ve eksikliklere neden olabilmektedir [3].

KKS uzay, kontrol ve kullanıcı segmenti olmak üzere üç bölümden oluşmaktadır. Uzay bölümü, 24'ten fazla aktif NAVSTAR (Navigation Satellite Timing and Ranging) uydusundan oluşur. Şekil 2.1'de gösterildiği gibi nominal takımyıldızı oluşturan uydular, her düzlemde dört uydu olmak üzere, 55°'lik altı yörünge düzlemine dağılmıştır. Her uydunun yörünge periyodu 20.183 km yükseklikte ve yaklaşık 12 saattir. Bu durum, herhangi bir zamanda, dünyanın herhangi bir noktasından en az dört uydunun görüntülediği bir GPS alıcısı sağlar. GPS uydu sinyali, uyduyu tanımlar ve kullanıcılara uydunun konumlandırılmasını, zamanlamasını, menzil verilerini, uydu durumunu ve düzeltilmiş efemerislerini sağlar. Uydular, Uzay Aracı Numarası (SVN) veya Sahte Rasgele Kod Numarası (PRN) ile tanımlanabilmektedir.



Şekil 2.1: GPS Uydu Takımyıldızı [6]

Kontrol bölümü, ara sıra komuta manevraları ve uydu saatlerinin ayarlanması yoluyla uyduları uygun yörüngelerinde tutan dünya çapındaki izleme ve kontrol

istasyonlarından oluşur. GPS uydusunu izler, güncellenmiş navigasyon verilerini yükler ve uydu takımı yıldızının sağlık durumunu korur.

Kullanıcı segmenti, GPS uydularından sinyalleri alan ve alınan bilgileri kullanıcının enlemini, boylamını, yüksekliğini ve GPS sistemi zamanını hesaplamak için kullanan çeşitli GPS alıcı ekipmanından oluşur. Alıcının geçerli bir çözümü hesaplamasına izin vermek için en az dört uydu görünür durumda olmalıdır. GPS, tüm konumlandırma ve navigasyon bilgilerinin başvurulduğu referans eksen takımı olarak Earth Centered Earth Fixed (ECEF) World Geodetic System 1984 (WGS84) kullanır. GPS zamanı ise Coordinated Universal Time (UTC) kullanır ve 6 Ocak 1980'de zaman sıfır olarak kabul edilmiştir. İlgili tarihten günümüze kadar, GPS zamanı UTC'nin 14 saniye ilerisinde kalmıştır [3].

GPS, sivil ve askeri kullanıcılara aynı anda hizmet verecek kadar ikili kullanım özelliğine sahiptir. Standart Konumlandırma Servisleri (SPS), 13 metrelik %95 yatay hata (iyonosfer, troposfer, alıcı, çoklu yol vb.) ile tüm sivil kullanıcılar tarafından ücretsiz olarak kullanılabilir. Hassas Konumlandırma Hizmetleri ABD ve müttefik kuvvetlerinin yanı sıra onaylı devlet kurumları tarafından da kullanılabilir.

GPS konumlandırma potansiyelini daha fazla keşfetmek için, kullanılabilirlik, doğruluk ve bütünlük açısından belirli gereksinimleri karşılamak için çeşitli GPS güçlendirme sistemleri ve teknikleri geliştirilmiştir. Bu büyütme teknikleri şunları içerir: Diferansiyel GPS Sistemi (NDGPS); Geniş Alan Artırma Sistemi (WAAS), Omni STAR gibi uzay tabanlı büyütme sistemleri; Quasi-Zenith Uydu Sistemi (QZSS) ve GPS Destekli Geo Artırılmış Navigasyon (GAGAN) gibi diğer bölgesel tabanlı büyütme sistemlerdir. GPS uydularında ikinci ve üçüncü sivil sinyalin uygulanmasıyla GPS performansını daha da iyileştirmek için modernizasyon çalışmaları devam etmektedir.

2.1. GPS Uyduları ile Gözlemleme

GPS uydu yörüngeleri yeryüzüne 20200 km mesafede bulunmaktadır. Her GPS uydusu, L1 (1575.42 MHz) ve L2 (1227.60 MHz) ile gösterilen iki radyo frekansı ile kod bölümlü çoklu erişim tekniğini kullanarak navigasyon verilerini iletir. Üç sözde rasgele gürültü (PRN) kodu, her bir uyduyla özel olarak ilişkilidir ve navigasyon mesajıyla birlikte L1 ve L2 taşıyıcılarına modüle edilir. Bu sinyaller C/A kod ve P kod olmak üzere bir ya da iki PRN koduyla modüle edilmektedir. L1 taşıyıcı faz C/A ve P kod kullanılarak modüle edilirken L2 taşıyıcı faz sadece P kodu kullanılarak modüle edilmektedir. C/A kodu asıl GPS frekans değerinin (10.23 MHz) 1/10 oranında gönderilmekte ve her bir milisaniyede

tekrarlanmaktadır. P kodu asıl frekans değerinde gönderilmekte ve her 267 günde bir tekrarlanmaktadır [4]. C/A kodu, 1.023 MHz yonga hızı ile 293 m dalga uzunluğuna sahipken, P kodu 10.23 MHz yonga hızı ile 29.3 m dalga uzunluğuna sahiptir. Sahteciliği önleme etkin olduğunda, P kodu, kriptografik anahtar olarak W kodu kullanılarak Y koduna şifrelenir. Navigasyon mesajlarına GPS zamanlama bilgisi, uydu efemerisi, saat düzeltmesi ve sistem durumu dahildir.

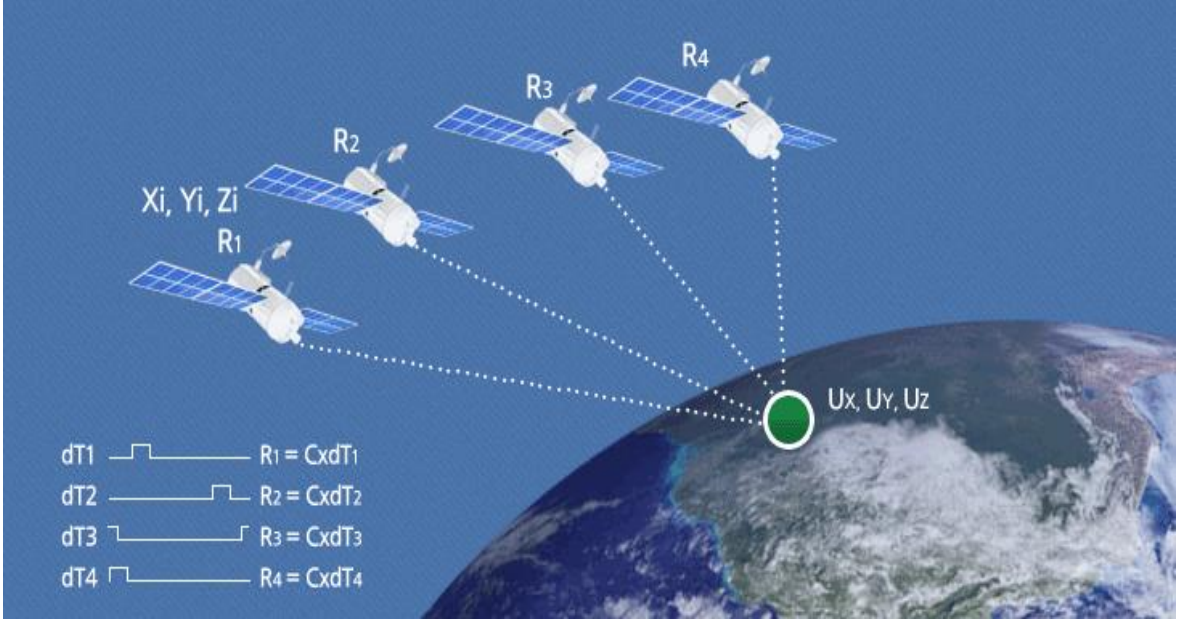
2.2. Sözde Uzaklık Hesaplama

Bir GPS alıcısından GPS uydusuna menzil, elektronik radyo sinyallerinin uydudan alıcıya yayılmasının ne kadar sürdüğü ölçülerek ve ardından bu yayılma süresi ışık hızıyla çarpılarak denklem (2.1)'de gösterilen şekilde belirlenebilir.

$$\rho = c(t_r - t_s) \quad (2.1)$$

Burada t_r sinyalin alındığı zaman, t_s sinyalin iletildiği zaman, c ışık hızı (2.99792458×10^8 m / s), ρ uydunun konumu ile GPS alıcısının konumu arasındaki mesafeyi x temsil eder, (Şekil 2.2), [5,6] .

GPS uydu saatleri ve GPS alıcı saati fiziksel olarak senkronize olmadığından ve her ikisinin de standart UTC saatine kıyasla hataları olabileceğinden, elde edilen ham menzil ölçümleri, uydu saati hatası ve alıcı saat hatasının neden olduğu sapmaları içerebilir. Ek olarak, iyonosfer ve troposfer etkileri, çok yollu yayılım ve elektronik gürültü gibi diğer kaynaklardan gelen hatalar da toplam menzil ölçüm hatasına katkıda bulunmaktadır. Fakat bununla birlikte, denklem (2.1)'de elde edilen ham ölçüm, bir GPS alıcısı tarafından elde edilen en temel ölçüm olarak bilinmektedir.



Şekil 2.2: Konum Hesabı için Uydu Yerleşimi [6]

2.3. GPS Hataları

Çoklu yayılım, iyonosfer gecikmesi, troposfer gecikmesi, sinyal zayıflaması uydu saat ve alıcı saat hatası olmak üzere GPS ölçüm hataları Tablo 2.1’de hata boyutu da belirtilerek gösterilmektedir.

Tablo 2.1: GPS Ölçüm Hataları

Hata Kaynağı	Hata Boyutu
Alıcı saat (Senkronize) hatası	1 μ s (300m)
Uydu saati hatası	20 ns (6m)
Uydu saatinden UTC zaman sistemine senkronize hatası	100ns (30m)
Seçici erişebilirlik (SA) hatası	100 m
Uydu yörünge hatası	20 cm
Troposfer gecikmeleri	< 30 m
İyonosfer gecikmeleri	< 150 m
Multipath	< 5 m (P-cod)
Alıcı gürültüsü	0.1 m (P-kod)

Tablo 2.1’de verilen hata kaynakları ve boyutları incelendiğinde en çok hata kaynağı alıcı saatinden kaynaklanmaktadır. Bir sonraki hata kaynağı ise sinyalin atmosferdeki

izlediği katmanlardan kaynaklanmaktadır. Bu katmanlar, yüksekliği 50 km ile 1000 km arasında değişen ve serbest elektronlar içeren iyonosfer tabakası ile sinyal dağılımının olmadığı ve nötr elektrik parçacıklarını içeren troposfer tabakası olarak bilinmektedir [6,7].

3. ATALETSEL NAVİGASYON SİSTEMİ

Ataletsel navigasyon, bir taşıtın hızının, konumunun ve yörüngesinin üç boyutlu bir referans eksene göre belirlenmesi için atalet tepkilerinin kullanılması işlemidir.

Ataletsel navigasyon sistemleri, birbirlerine dik konumlandırılmış ivmeölçer ve dönüölçer üçlü gruplarından oluşmaktadır. Çıktıları ise sensörlerin monte edildiği taşıtın önce ivmesinin elde edilip sonra hızı ve yönelimi hesaplayacak şekilde tümlev alınmasıyla belirlenir [8]. Böylece harici herhangi bir sinyale gerek kalmadan, ilgili taşıtın konumu veya açısı tespit edilebilir. Dönüölçerler tarafından sağlanan ölçümler ataletsel referans eksen takımına göre belirlenmektedir. Bununla birlikte, ivmeölçerler yalnızca ataletsel eksen takımına göre ivmeyi belirleyemez. Ölçümlere ayrıca yerçekimi kuvvetinin neden olduğu bir ivme bileşeninin de eklenmesi gerekmektedir.

Bir ivmeölçer tarafından sağlanan ölçüm, denklem (3.1)'de verilen şekilde bir cismin uzaydaki gerçek ivmesi ile yerçekimine bağlı ivmesi arasındaki fark olarak yazılabilir [9].

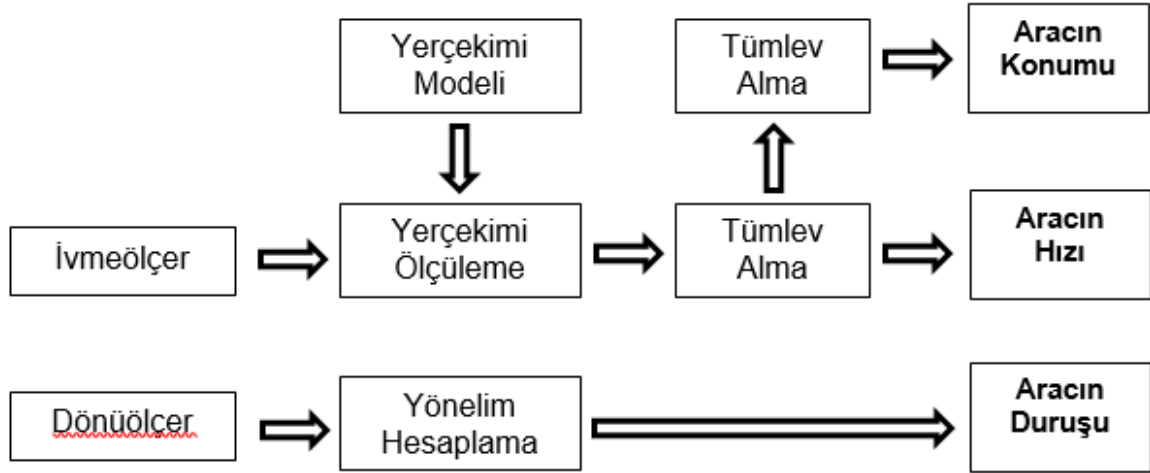
$$f = a - g \quad (3.1)$$

Denklem (3.1)'e göre eşitlik özgül kuvvet olarak bilinir ve cismin birim kütlesi başına uygulanan yerçekimsiz kuvvet olarak tanımlanabilir. Gerçek ivmeyi hesaplamak için denklem yeniden düzenlenebilir. Denklem (3.1), literatürde temel navigasyon denklemi olarak da adlandırılır ve birim kütle başına yerçekimi olmayan kuvvet olarak tanımlanır. Referans eksen takımının seçimine bağlı olarak farklı biçimler alabilen denklem (3.1); eğer 'r' aracın konumunu başlangıç noktasından temsil eden bir birim vektör ise, aracın ataletsel bir eksen takımında ivmesi denklem (3.2) ile verilir [9,10].

$$\frac{d^2r}{dt^2} = f_i + g_i \quad (3.2)$$

INS otonom bir tayin ve yön tespit tekniğidir. Üzerindeki sensörlerden alınan veriler kullanılarak ilk hareket anındaki konumdan türetilen hesaplama ile konum, hız ve yönelim değerleri belirlenir. Böylece başlangıç konumu referans alınarak aracın önceki pozisyonu ve

ataletsel sensörler kullanılarak mevcut pozisyonu hesaplanmış olur. Bunun yanısıra INS çalışma prensibi gereği, sensörden gelen hata ve gürültülerin uzun süreli navigasyon uygulamalarında zamanla artmasına neden olmaktadır. Bu dezavantajın üstesinden gelebilmek için ataletsel navigasyon sistemleri uzun süreli kullanımlarda doğruluğu yüksek sonuçlara ulaşmak amacıyla ek sistemlerle (GPS,Galileo, GLONASS) beraber kullanılır.



Şekil 3.1: Ataletsel Navigasyon Sistemi Çalışma Prensibi [11]

Mevcut uygulamaların çoğunda INS ile GPS birlikte kullanılarak entegre bir sistem gibi birbirlerinin hatalarını dengelemektedirler (Şekil 3.1). INS deki algılayıcıların orantı katsayısı ve sabit kayma benzeri hatalardan dolayı hesaplanan konum değerinin zamanla gerçek değerden uzaklaşması ve ilk konum bilgisine ihtiyacı sistemin belirgin dezavantajları arasında yer alır. GPS kullanımında ise sinyalle devamlı haberleşme olduğu için gelen yayının bozulması veya diğer benzeri bozucu sinyallerden etkilenmesi en bilinen dezavantajları arasındadır. Bu kapsamda GPS ile INS'in detaylı karşılaştırması Tablo 3.1'de verilmiştir.

Tablo 3.1: INS ile GPS Karşılaştırma [11]

Özellikler	INS	GPS
Yerçekimine Karşı Duyarlılık	Evet	Hayır
Kullanım Durumu	Kısa süreli	Uzun süreli
İlk Konum Bilgisine İhtiyacı	Evet	Hayır
Otonomluk Durumu	Evet	Hayır
Yayın Bozulmasına Dayanıklılık	Dayanıklılı	Dayanıksız
Veri Hızı Değeri	Hızlı	Yavaş

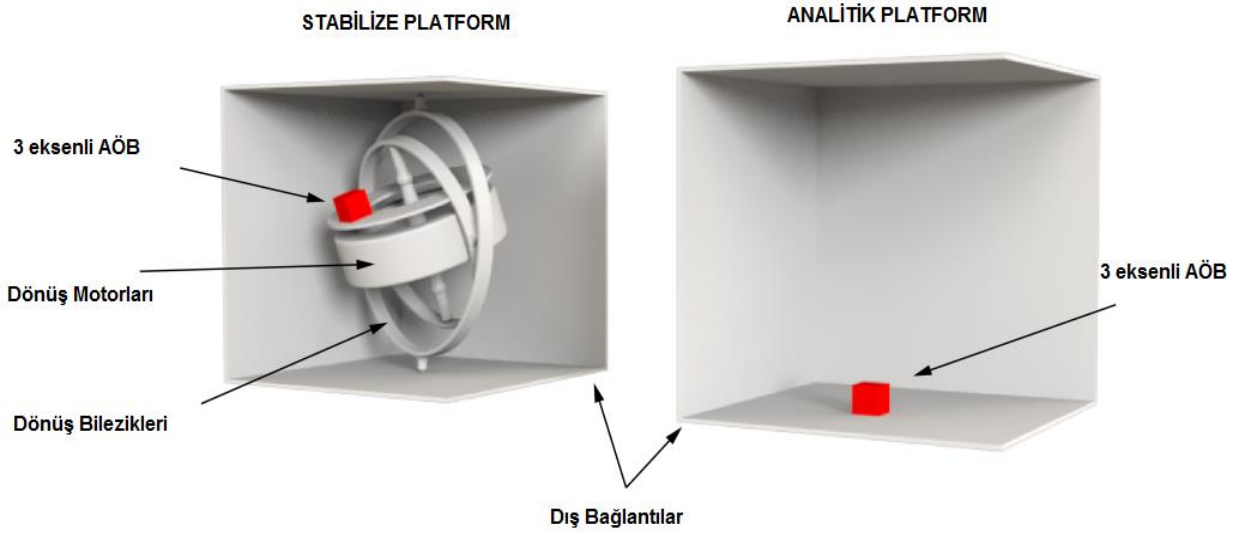
Ataletsel sensörler, ivmeölçerler ve dönüölçerler olmak üzere iki farklı kapsamda irdelenmektedir.INS, tek ekseninde ölçüm alabilen bu iki sensörün herbirinden 3 tane kullanılması ve birleşmesiyle oluşmaktadır. Böylece, INS 3 ekseninde ivme ve açısal hız ölçümünü gerçekleştiren bir sistem olmaktadır. Bunun için analitik platform ve stabilize platform (Şekil 3.2) olmak üzere 2 entegrasyon yöntemi mevcuttur.

Analitik sistemde, ataletsel algılayıcıların hareket etmesi planlanan düzlemin üzerine sabit bir şekilde montajı yapılır. İvmeölçerler ve dönüölçerler hesaplanan dönüşüm değerleri kullanılarak monte edildiği aracın konumunu, hızını ve duruşunu belirlediği bir algoritma ile hesaplar. Böylece algılayıcılar, analitik sistemler stabilize sisteme göre hareketi sınırlamayla uğraşmayıp sürekli hareket halinde değillerdir.

Stabilize sistemlerde ise algılayıcılar bir gimbal yapısının içindeki bir platforma sabitlenir. Dönüölçer sensörlerden alınan açısal hız değişimleri negatif geri besleme ile gimbal sisteminin motor sürücü devresine iletilir. Bu yapı gimbaldeki servo motorları döndürerek açısal değerini tersi yönde sınırlamaya çalışır. Gimbal motorları, servodaki hata değerlerini kontrol ederek sürekli sınıra yakın tutar ve böylece stabilize sistem hareketli aracın manevralarından etkilenmez. Gimbal platformu üzerindeki algılayıcılar bağlı olduğu taşıtın hareketinden bağımsız tutularak sistem kararlı hale getirilmiş olur [12].

İki farklı sistemi ele aldığımızda analitik sistemler, mekanik yapıdaki zorluk, farklı sıcaklık aralığında performanslı çalışma ve platformun toplam ağırlığı ve hacimsel büyüklüğü stabilize sisteme kıyasla daha azdır ve nispeten güç tüketimleri de daha düşüktür. Bu ve benzeri nedenlerden analitik sistem yapısı güncel uygulamalarda daha çok tercih edilmektedir. Bununla birlikte analitik sistem ile stabilize sistem hata yayılmasında aynı

yasaları takip eder, fakat analitik platformda hatalar daha çok aracın yörüngesine ve hareketine bağlıdır. Bunun temel nedeni monte edilen aracı manevra yaptıkça açışal durumun değişmesidir.



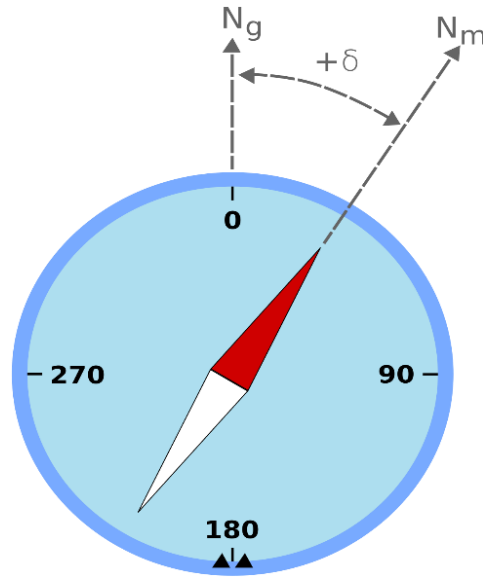
Şekil 3.2: Stabilize ve Analitik Platform Yapıları [12]

4. MANYETOMETRE İLE NAVİGASYON

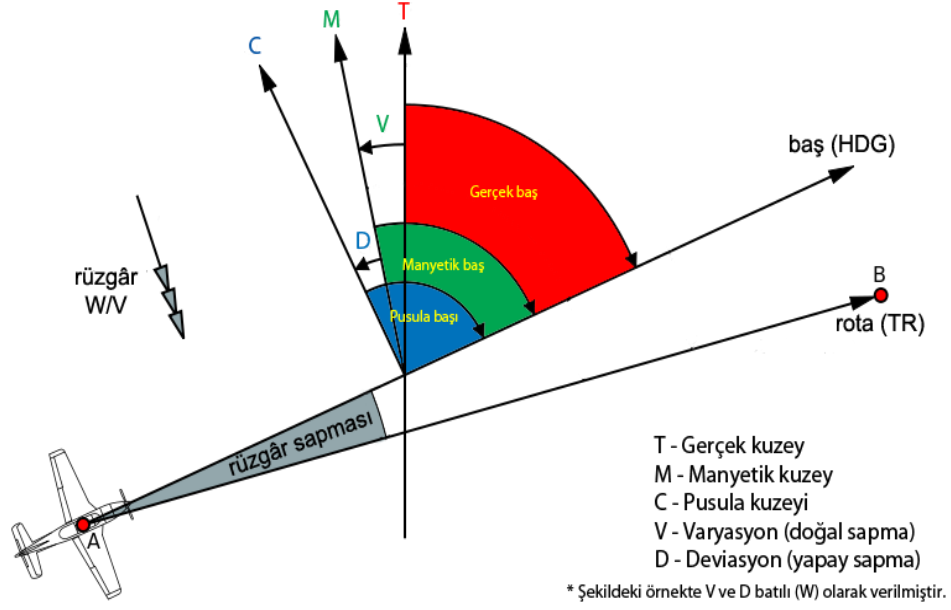
Manyetometreler belirli bir alandaki manyetik alan şiddetini ve yönünü ölçen sensörlerdir. Ölçülen bu manyetik alan şiddeti, dünyanın manyetik alanı ve ölçülen alandaki çevresel faktörlerden kaynaklı manyetik alanın kombinasyonudur. Tesla veya Gauss cinsinden ölçüm yapılabilir ($1 \text{ Gauss} = 10^{-4} \text{ Tesla}$).

Manyetometreler navigasyon endüstrisinde oldukça yetenekli sensörlerdir ve manyetometrelerin doğru yön ölçümleri üretme konusunda oldukça yetenekli olduğu iyi bilinmektedir. Yön sensörleri olarak kullanımlarına ek olarak, manyetometreler, çeşitli araç navigasyonu ve yaya navigasyon sistemlerinde harita eşleştirme için de sıklıkla kullanılmaktadır. Son olarak, manyetometreler, diğer vektör sensörleri ile işbirliği içinde altı serbestlik derecesi, DoF (Degree of Freedom) durum tespiti için sıklıkla kullanılmaktadır. Bu tez çalışmasında manyetometreler hem rota stabilizasyonu hem de altı DoF durum tespiti için INS'e ek olarak yardımcı şekilde kullanılmıştır.

Çalışma prensibi düşünüldüğünde , dünyanın merkezindeki çekirdek, dünya üzerinde bir manyetik alan yaratır. Bu manyetik alan güney kutbundan çıkar, kuzey kutbuna geri döner. Manyetik alanın çıktığı yer ve geri döndüğü noktalara manyetik güney ve manyetik kuzey denir. Manyetik kuzey, coğrafik kuzeyden farklıdır (Şekil 4.1). Coğrafik kuzey dünyanın dönüş eksenine göre tanımlanır. Manyetik kuzey, manyetik alanın dikey olduğu (geri döndüğü) yerdir. Manyetik kuzey her zaman farklı noktayı gösterir. Bu yüzden manyetik kuzey ile coğrafik kuzey birbirinden farklı noktaları gösterir (Şekil 4.2). Bu farklılığa sapma (declination) adı verilir. Bu sapma her sene haritalandırılır ve ölçümler bu haritalandırma kullanılarak yapılır [13]. Manyetometrenin referans olarak ölçtüğü nokta manyetik kuzey olarak adlandırılır.



Şekil 4.1: Manyetik Kuzey ve Coğrafi Kuzey [13]



Şekil 4.2: Manyetik Sapma(D) [13]

Manyetik sensörler, ilgilenilen fiziksel özelliği doğrudan ölçmedikleri için diğer dedektörlerin çoğundan farklıdır. Sıcaklık, basınç veya akış gibi özellikleri izleyen cihazlar, istenen parametreyi doğrudan bildiren bir çıktı sağlar. Manyetik sensörler ise oluşturulmuş veya değiştirilmiş manyetik alanlardaki farklılıkları veya bozulmaları algılar ve bunlardan yön, duruş, dönüş, açı veya elektrik akımları gibi özellikler hakkında bilgi elde ederler [14].

Bu sensörlerin çıkış sinyalinin istenen parametrelere çevrilmesi için bazı sinyal işleme adımları gerekmektedir. Manyetik dedektörlerin kullanımı biraz daha zor olsa da, fiziksel temas olmaksızın doğru ve güvenilir veriler sağlarlar [15].

Manyetik sensörler düşük, orta ve yüksek alan algılama aralığına göre sınıflandırılabilir. Bu çalışmada, $<1 \mu\text{G}$ (mikro Gauss) manyetik alanları algılayan cihazlar düşük alan sensörleri olarak kabul edilmektedir; $1 \mu\text{G}$ ila 10 G aralığında olanlar, Dünya alan sensörleridir; $>10 \text{ G}$ alanları algılayan dedektörler, yanlı mıknatıs alan sensörleri olarak adlandırılır. Manyetik alan, hem büyüklüğü hem de yönü olan bir vektör büyüklüğüdür. Skaler sensör alanın toplam büyüklüğünü ölçer ancak yönünü ölçmez. Çift yönlü sensör, ölçümlerinde yön içerir. Vektör manyetik sensörü, iki veya üç çift yönlü dedektör içerir. Bazı manyetik sensörlerin yerleşik bir eşiği vardır ve yalnızca aşıldığında bir çıkış üretir.

5. GPS/INS ENTEGRE NAVİGASYON

GPS, uzun süreli konumlandırmada doğruluğu ve kararlılığı ile ön plana çıkmaktadır. Ancak kısa vadede GPS'in göreceli nispeten daha büyük hataları olabilmektedir. INS kısa vadeli çalışarak yüksek doğruluğa ve yüksek bir örnekleme oranına sahiptir. Otonomdur, bağımsızdır ve kesintileri yoktur.

Bir ataletsel sensörün kalibre edilmesi, belirsizliklerin çoğu bir sensörün hata davranışıyla birebir ilişkili olduğundan, sensörün doğruluğunu önemli ölçüde artırabilir. Bununla birlikte, doğruluğu iyileştirmek için en yaygın olarak kullanılan metodolojilerden biri, INS'yi KKS ve manyetometre gibi bazı yardımcı kaynaklarla birlikte kullanmak veya güçlü bir kestirim algoritması ile desteklemektir.

KKS destekli IMU'da veri füzyonu kullanarak yapılan hesaplama, daha yüksek doğruluk ve güvenilirlik gibi avantajlar sunar. Ancak, GPS kullanmanın mümkün olmadığı veya devre dışı kaldığı durumlarda navigasyon görevini sadece INS yapmakta ve navigasyon çözümünün hatası zaman ilerledikçe giderek artmaktadır. Birikmiş operasyonel uzmanlık nedeniyle bir GPS'in arızalanması nadir olsa da; GPS kasıtlı karıştırmaya maruz kaldığında devre dışı kalmasına karşı önlem alınabilecek bir tasarım yapma ihtiyacı her geçen gün artmaktadır. Bu nedenle navigasyon algoritmalarının performansının iyileştirilmesi ve sensör hatalarını azaltacak önlemlerin alınması gerekmektedir. Ancak uzun vadede, konumlandırma ve duruş değerlerinin ivmesel ve açısal hız ölçümlerinin integralinin alınması nedeniyle hata birikmesi katlanarak büyür. Ataletsel navigasyon hatalarının büyümesini sınırlandırmak için harici bir bilgi kaynağı kullanılarak periyodik kalibrasyon ihtiyacı bulunmaktadır. Harici bir düzeltme olduğunda zaman zaman bir ataletsel navigasyon sisteminin konumunu veya hızını sıfırlamak için harici konum veya GPS'den hız düzeltmeleri kullanmak hata artışını sınırlamanın en basit yolu olarak bilinmektedir. Bununla birlikte, ataletsel navigasyon sistemlerinin dahili hataları normalde dışarıdan gözlenemez, bu durum konumdaki kaymayı tamamen sıfırlamaz ve hız/duruş tahminindeki hata artışını ortadan kaldırmaz veya ataletsel sensörün performansını iyileştirmez. Bu nedenle, daha karmaşık çözümler normalde yalnızca konum ve hız hatalarının düzeltilmesi için değil, aynı zamanda yönelim hataları ve ataletsel sensör hatalarının da tahmin edilebilmesi ve kalibre edilebilmesi için veri birleştirme teknolojilerinin ve ataletsel navigasyon sistemi hata yayılma modellerinin kullanılmasını içermektedir. Genel

navigasyon doğruluğu ve ataletsel sensör performansındaki iyileştirme, yardımsız yüksek dereceli ataletsel navigasyon sisteminin kullanımına göre daha ucuz bir alternatif sağlar [16]. GPS / INS entegrasyonu, tamamlayıcı karakterleri nedeniyle bağımsız bir GPS veya INS sistemine göre birçok avantaj sunar. Bu avantajlar aşağıdaki şekilde özetlenebilir.

GPS, ataletsel sensör hatalarını sınırlayabilir, kalibre edebilir ve bu nedenle düşük çözünürlüklü ataletsel navigasyon sistemleri daha yüksek performans sağlayabilir, ataletsel navigasyon sistemi, entegre sisteme dönüölçer ile sürekli dönü çözümleri sağlar, ataletsel navigasyon sistemi, sinyal tıkanması nedeniyle GPS sinyalleri mevcut olmadığında, navigasyon çözümleri sağlamak için bağımsız olarak çalışabilir, entegre sistem, dinamik navigasyon ve kontrol uygulamaları için uygun yüksek bant genişlikli çıktılar üretebilir, sıkı bağlanmış bir konfigürasyonda, GPS belirsizlik arama yükünü azaltmak için ataletsel navigasyon sisteminin yardımı kullanılabilir, çok sıkı bir entegrasyonda, sinyal bozucu sinyallere karşı bağışıklığı iyileştirmek için GPS izleme bandı genişliği azaltılabilir, ataletsel navigasyon sisteminin ilk kalibrasyonu çok daha hızlı ve kısmen çevrimiçi olarak gerçekleştirilebilir, kısmi yedeklilik sayesinde entegre sistemin güvenilirliği artırılmış olmaktadır.

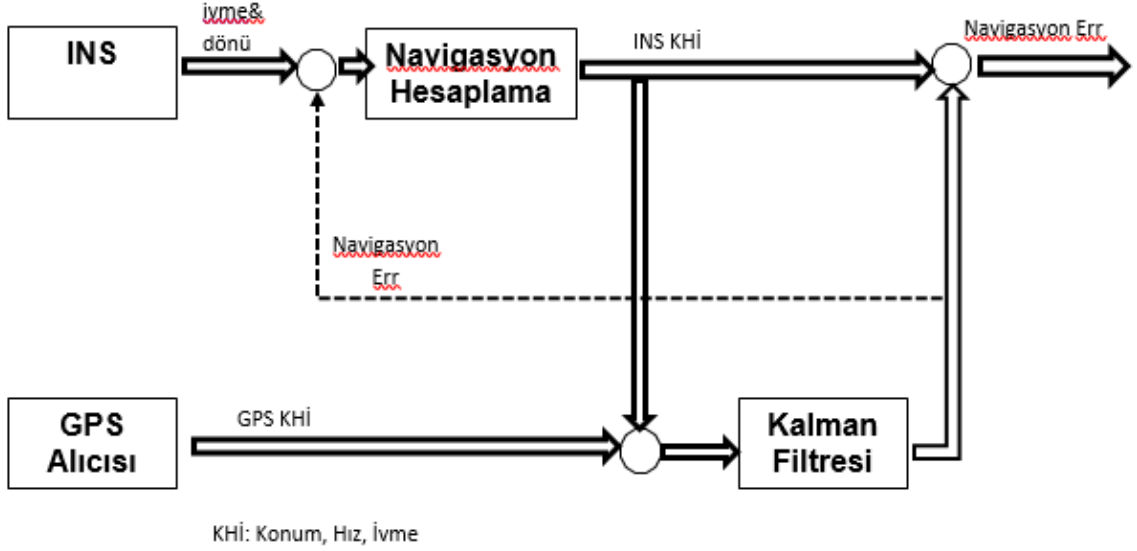
5.1. Gevşek ve Sıkı Bağlantı Stratejisi

GPS/INS entegre sistemlerinde genişletilmiş bir Kalman filtresi, genellikle tamamlayıcı bir yapı olarak uygulanır. Kalman filtresinin tahmini değerleri tipik olarak konum, hız, yönelim ve IMU sensör hatalarında yapılan düzeltmeleri içerir. Filtreleme sırasında her yeni kestirim çıktısı, doğrulukları artırmak için navigasyon çözüm çıktılarına pozitif beslenebilir veya sensör hatalarını kalibre etmek için INS sensörlerine geri beslenebilir. Tamamlayıcı bir entegrasyon yapısının kullanılmasının nedeni, doğrusal olmayan dinamik ve ölçüm ilişkilerinin doğrusallaştırılması için uygun bir referans yörünge sağlamasıdır. Ayrıca entegre sistem, doğrudan konumlandırma dinamiklerinden çok daha yavaş değişen hata bileşenlerini kestirerek izleme hatalarını azaltır ve aynı zamanda doğrudan çıkış kanalına sahip olarak yüksek dinamik bir yanıt sağlar [14].

Bir GPS/INS entegre sistemi genellikle üç kategoriye ayrılır: gevşek bağlantı, sıkı bağlantı ve ultra sıkı bağlantı.

Gevşek bağlantı modunda, hem GPS hem de INS bağımsız alt sistemler olarak çalışır. INS'den gelen konum, hız ve yönelim çıktıları ve GPS'den alınan konum ve hız çıktıları entegre navigasyon filtresinden geçirilir ve burada harmanlanarak Şekil 5.1'de

gösterildiği gibi Kalman filtresinden geçirilerek nihai çıktılar (veya tamamlayıcı filtreleme formundaki son çıktılar için düzeltmeler) oluşturulur [16].



Şekil 5.1: Gevşek INS/GPS Entegrasyonu [16].

Gevşek bağlantı normalde GPS/INS entegrasyonu için en basit ve en hızlı yaklaşım olarak kabul edilir. İki sistem bağımsız olarak çalıştığından, her iki alt sistemdeki herhangi bir arıza izole edilebilir ve kolayca onarılabilir. Ayrıca, genel sağlamlığı artıran sistem düzeyinde belirli bir yedeklilik sağlar. Bu yaklaşımın dezavantajı, GPS'in geçerli bir konumlandırma çözümü oluşturmak için en az dört uyduyu izlemeye devam etmesi gerekliliğidir. Aksi takdirde, sistem INS bağımsız moduna geçecektir.

Sıkı bağlantı, GPS'den gelen ham sözde uzaklık ve taşıyıcı faz ölçümlerinin, navigasyon düzeltmesi ve INS hata düzeltmesi için durum tahminleri oluşturarak veri birleştirme için birleşik bir filtreye beslendiği daha karmaşık bir yaklaşımdan oluşmaktadır.

Sıkı bağlantıda, GPS ve INS artık bağımsız sistemler olarak çalıştırılmaz, bunun yerine konumlandırma ve navigasyon çözümü yalnızca merkezi füzyon filtresinde üretilir. Merkezi filtrenin sözde uzaklığı ve taşıyıcı fazı işlemeyi ve INS navigasyon hesaplamasını ele alması gerektiğinden, algoritmalar birbiriyle ilgilidir ve bu durum yapıyı çok karmaşık hale gelir. Bununla birlikte sıkı bağlantı, GPS ve INS'i ham ölçüm seviyesinde entegre ederek, görünür uyduların sayısı dörtten aşağı düştüğünde daha iyi performans avantajı sağlar. INS verileri ayrıca GPS taşıyıcı faz tamsayı belirsizliğini düzeltmek ve döngü kaymalarını tespit etmek için de kullanılabilir [16].

Ultra sıkı bağlantı, daha da düşük seviyede bir entegrasyon yaklaşımıdır (sinyal edinme ve işleminin erken aşamasını ifade eder). INS tarafından algılanan sistem dinamikleri, izleme performansını artırmak için GPS sinyali izleme döngülerine beslenir. Kullanım alanları az olmasına rağmen başlıca avantajları, azaltılmış izleme bant genişliği nedeniyle sağlamlık ve parazit önleme özellikleridir [16].

6. VERİ SETİNİN OLUŞTURULMASI

6.1. HG9900C1A-2025.2625 Navigasyon ve Ölçüm Sistemi

HG9900C1A-2025.2625, 3 adet gyro eksenli, 3 adet ivmeölçer ve 3 adet manyetometre bileşeninden oluşan MEMS (micro-electromechanical system) tabanlı hafif, küçük boyutlu, yüksek doğruluklu bir ölçüm modülüdür.

Honeywell HG9900C1A-2025.2625 serisi endüstriyel ölçüm seti; otomotiv, hava, deniz, demiryolu, tren kontrolü, savunma ve uzay alanlarında navigasyon, araçların yönlendirilmesi ve kontrolü, platformların stabilizasyonu, yer referanslı ölçüm ve benzeri uygulamalar için kullanılır. Ultra sağlam tasarımı sayesinde HG9900C1A-2025.2625 (Şekil 6.1), süpersonik roketlerin uçuş rehberliği gibi ekstrem uygulamalar için de kullanılmaktadır. HG9900C1A-2025.2625, savunma sanayi alanında geliştirilmekte olan bir elektronik destek poduna uygun bir birim olması ve çeşitli mühendislik uygulamaları ile kullanımda yüksek doğruluklu kestirim ve gürültüden olabildiğince arındırılmış sonuçlar elde edebilme özellikleri dikkate alınarak hem mevcuttaki elektronik destek poduna katkı sağlaması hemde tez kapsamında kullanımının başarılı sonuçlar doğuracağı düşünüldüğü için bu tez kapsamında kullanımı uygun bulunmuştur. Bununla birlikte yüksek maliyeti dolayısıyla ile yalnızca akademik çalışmalar için temin edilip kullanımının zor olması nedeniyle bu tezde kullanılmak üzere elde edilen veri setinin çok değerli olduğu düşünülmektedir. Tablo 6.1 ve Tablo 6.2 ilgili sensör hakkında detaylı bilgi sahibi olmamız için özelliklerinden bahsedilmiş ve ölçüm performansı açısından hata değerleri paylaşılmıştır.



Şekil 6.1: HG9900C1A-2025.2625 MEMS Tabanlı Navigasyon, Ölçme Sistemi [17]

Tablo 6.1: Honeywell HG9900C1A-2025.2625 INS Modülü Hata Değerleri [17]

Özellikler	INS
Açısal Rastgele Yürüyüş	$<0.002 \text{ }^\circ/\sqrt{\text{HR}}$
Dönüölçer Sapma	$< 0.0035 \text{ }^\circ/\text{HR}$
Dönüölçer Ölçüm Faktörü	$< 5.0 \text{ PPM}''$
İvmeölçer Günlük Sapma	$< 25\mu\text{g}$
İvmeölçer Ölçüm Faktörü	$< 100 \text{ PPM}$
Veri örneklem Hızı	300 Hz

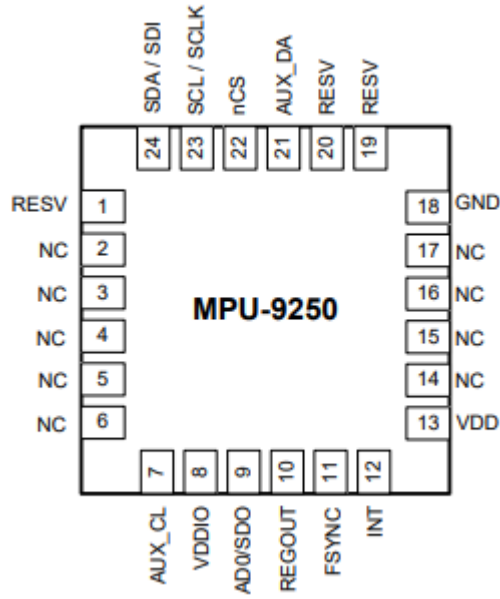
Tablo 6.2: Honeywell HG9900C1A-2025.2625 Sensör Özellik Tablosu [17].

Özellikler
Ölçüm aralığı: +/-550 derece/sn, +/-20 g
Çalışma Sıcaklığı: -40°C to +71°C
Arayüzler: RS422 ve RS232 (UART) Arayüzler, CANAero / ARINC825 / CAN / CANopen, Ethernet (TCP/IP ve UDP), SYNC-I/O'lar
Veri çıkış hızı: 300 Hz'e kadar
Veri depolama: Dahili olarak 128 GB'ye kadar kalıcı bellek
Konektörler: MIL-C-38999 III tipi ve TNC / M12
EMI-EMC koruması: MIL-STD-704F / MIL-STD-461G / MIL-STD-810G için tasarlanmış
Yaklaşık ağırlık: 2720 gram
Güç Kaynağı: 5...15 V DC, < 10 W.

6.2. MPU9250 9 Eksen Gyro İvme Manyetometre Sensörü

MPU9250, tek bir yonga üzerine entegre edilmiş iki kalıptan oluşan çok çipli bir modüldür. Bir kalıp, 3 eksenli jiroskopu ve 3 eksenli ivmeölçeri barındırır. Diğer kalıp, AK8963 3 eksenli manyetometreyi barındırır. Bu nedenle MPU9250, 3 eksenli bir jiroskop, 3 eksenli ivmeölçer, 3 eksenli manyetometre ve bir Dijital Hareket İşlemcisini (DMP) birleştiren 9 eksenli bir hareket izleme cihazıdır. Kendine özgü I²C sensör veri yolu ile MPU 9250, doğrudan eksiksiz 9 eksenli MotionFusion™ çıkışı sağlar. Bu kapsamda ilgili sensör için detay bilgiler ve ölçüm aralıkları Tablo 6.3'de detaylı olarak verilmiştir.

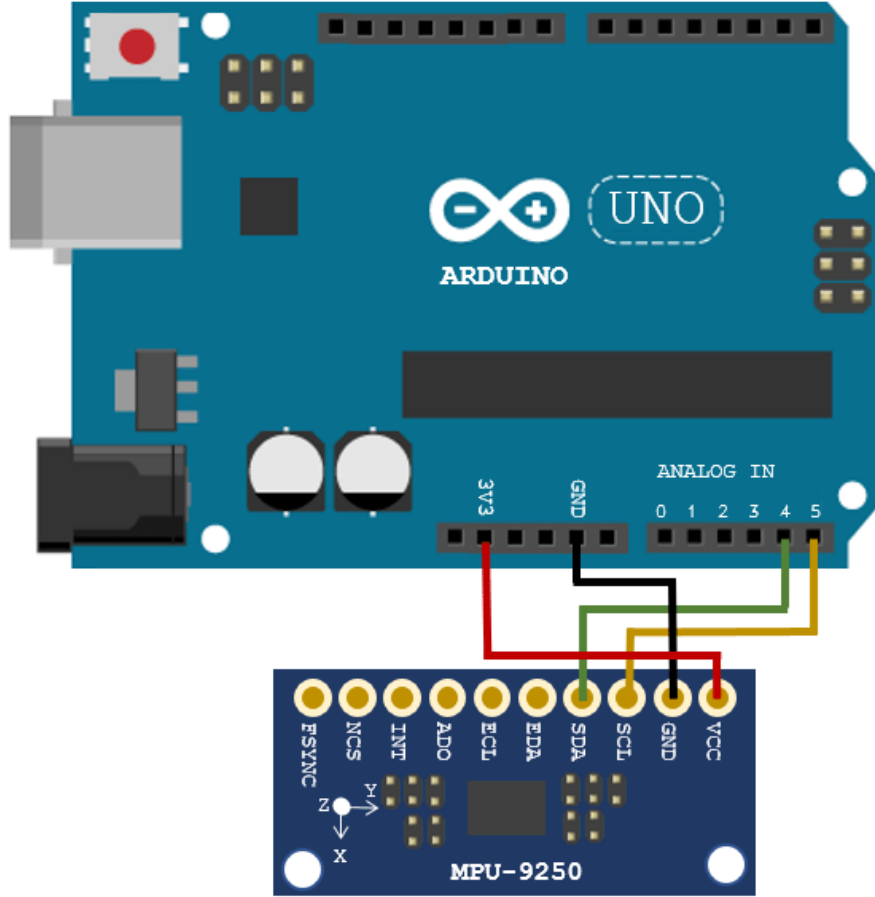
MPU9250, jiroskop çıkışlarını sayısallaştırmak için üç adet 16-bit ADC (analog to digital convertor), ivmeölçer çıkışlarını sayısallaştırmak için üç adet 16-bit ADC ve manyetometre çıkışlarını sayısallaştırmak için üç adet 16-bit ADC içerir (Tablo 6.3). Cihazda I2C ve SPI seri arayüzleri, 2.4V ila 3.6V arasında bir besleme gerilim aralığı ve ayrı bir dijital IO kaynağı, 1.71V ile gerilim besleme ihtiyacı bulunur (Şekil 6.2 ve Şekil 6.3).



Şekil 6.2: MPU9250 Pin Tanımlamaları [18]

Tablo 6.3: MPU9250 Gyro, İvme, Manyetometre Modülü Özellik Tablosu [18].

Özellikler	Jiroskop	İvmeölçer	Manyetometre
Ölçüm Aralığı	± 250 , ± 500 , ± 1000 , ve $\pm 2000^\circ/\text{sn}$	$\pm 2\text{g}$, $\pm 4\text{g}$, $\pm 8\text{g}$ ve $\pm 16\text{g}$	$\pm 4800\mu\text{T}$
Sayısallaştırıcı	16-bit ADC	16-bit ADC	14-bit ADC
Çalışma Akımı	3.2mA	450 μA	280 μA
Çalışma Gerilimi	2.4 – 3.6V		
Bellek Kapasitesi	512 byte FIFO		
I2C Hızı	400kHz		
SPI Hızı	1MHz		
9 Eksen İçin Toplam Akım	3.5mA		



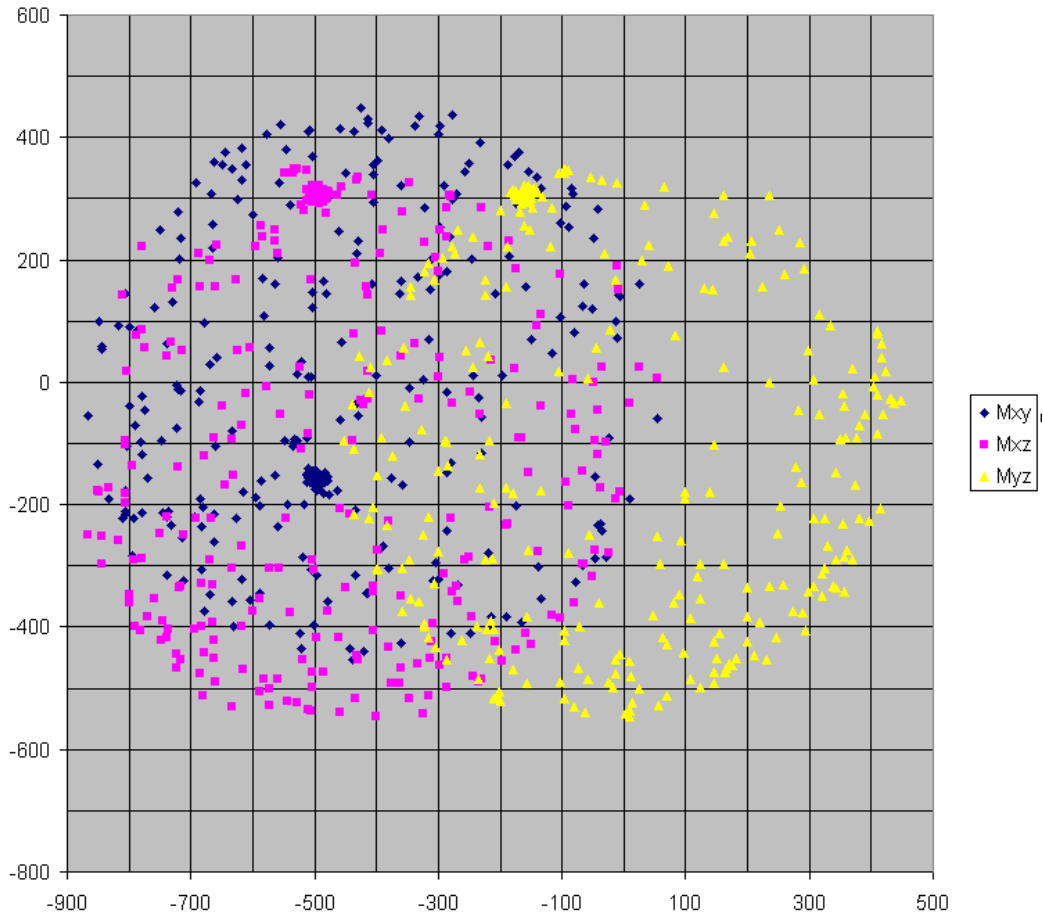
Şekil 6.3: MPU9250 ve Arduino Uno İşlemci Entegrasyonu [18].

6.2.1. MPU9250 manyetometre kalibrasyonu

Yaygın MEMS manyetometreleri, algılayıcıya bir manyetik alan etki ettiğinde Hall etkisi dolayısıyla öz direnci değişen yapılar temeline dayanır. Ölçekleme ve hizalama sapmalarından dolayı sensör hatalarına ek olarak manyetik alan ölçümleri entegre devre çevresindeki ferromanyetik elemanlar nedeniyle bozulmakta ve bu durum sert demir (hard iron) ve yumuşak demir (soft iron) olarak isimlendirilen bozulmalardır [19]. Hard iron bozulmalarına, çevrede bulunan ilave bir manyetik alan malzeme neden olurken, soft iron bozulmalarına, manyetik alanı oluşturan yapıda deforma edici veya bozucu iç kaynaklı malzemeleri neden olmaktadır. Bu hatalar çalışmaya başlamadan önce kalibrasyon aşamasında dikkate alınmalıdır ve bu durum ölçümleri oldukça karmaşık hale getirmekte ve zorlaştırmaktadır [20].

Manyetometre, bağlı olduğu sistemde algılanan vektörün referans bir manyetik alan vektörü ile kıyaslanması ile ivmeölçerlerin ve dönüölçerlerin hesaplama sonucu kaymayı ve sapmayı düzeltmek için kullanılabileceğinden büyük bir kolaylık sunmaktadır.

Üç eksenli bir manyetometre için ideal tepki yüzeyi, 3 boyutlu orijin merkezli bir küredir. Manyetometre z eksenine dik olduğunda, z-yönünde yaklaşık 400 mili Gauss (mG)'luk bir harici manyetik alana karşı etki oluşturur ve tam olarak $M_z = 400$ mG olur, manyetometrenin y'si zemine dik olduğunda $M_y = 400$ mG olur ve manyetometrenin x eksenine zemine dik olduğunda $M_x = 400$ mG olarak okunur. Daha basit olarak, manyetometrenin yönü ne olursa olsun ideal tepki yüzeyi, orijinde merkezlenmiş 400 mG yarıçaplı bir küredir. Şekil 6.4 'de eksenler arası manyetik alan yanıtın çizdirilmesi ile oluşan 3 boyutlu grafik ile M_{xy} , M_{yz} ve M_{xz} değerleri ortaya çıkmıştır. Pratikte, MEMS manyetometreleri, nadiren çok iyi kalibre edilir. MEMS sensörleri tipik olarak üretimde karakterize edilir, ancak bir PC kartına monte edilmesi, kalibrasyonun kolayca değişmesine neden olabilecek eklentilere sebep olabilir. Ayrıca üreticiler, kullanıcıların sensörlerini kullanmadan önce kalibre etmelerini beklerler. MPU9250 9 DoF hareket sensörüne gömülü, kalibre edilmemiş bir AK8963C manyetometresinden gelen yanıtın ölçüm çıktısı Şekil 6.4'de verilmiştir.

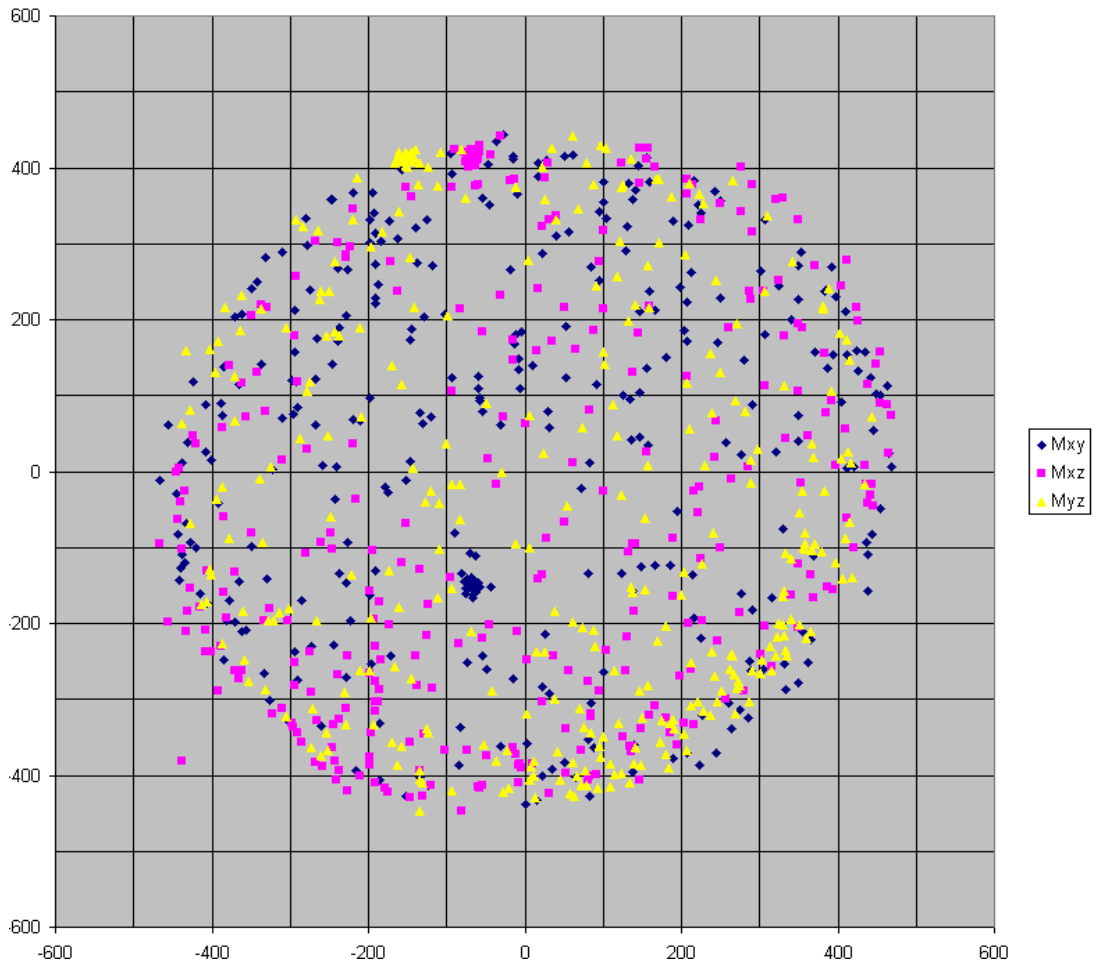


Şekil 6.4: MPU9250 Kalibrasyonsuz Masaüstü Ölçüm Sonucu.

Bu veriler, MPU9250 sensör kartının yatay sekiz rakamlı (∞) desenlerle yavaşça döndürürken seri monitöre 1 Hz'de yansıtılmış (mG) M_x , M_y ve M_z değerlerinin kaydedilip 3 boyutlu grafik ile çizdirilmesi ile elde edilmiştir. Çıkarılan sonuçlar kapsamında ilk olarak eksenler arasındaki yanıtın orijinde ortalananmadığı ve yanıt duyarlılığının her eksen boyunca farklı olduğu gözlenmiştir. Bu farklılığa genellikle sırasıyla sert demir ve yumuşak demir hataları denir. Büyük çelik binalar ve akım taşıyan teller gibi insan yapımı manyetik alan kaynaklarının varlığından dolayı sıklıkla karşılaşılan ek bir yaygın manyetometre yanlılığı türü vardır.

Sert demir hatası tipik olarak düzeltilmesi kolay hatalar arasındadır. Bunları düzeltmenin en basit yolu, sensör sekiz şekilde yavaşça hareket ettirilirken manyetometre verisini kaydetmektir [21].

Altı ana yönün her birinde ölçülen minimum ve maksimum manyetik alanı; +/- M_x , +/- M_y , +/- M_z ile üç eksen boyunca min/maks değerleri bilindiğinde, orijinde yeniden merkezlenme işlemi gerçekleştirilmiştir.



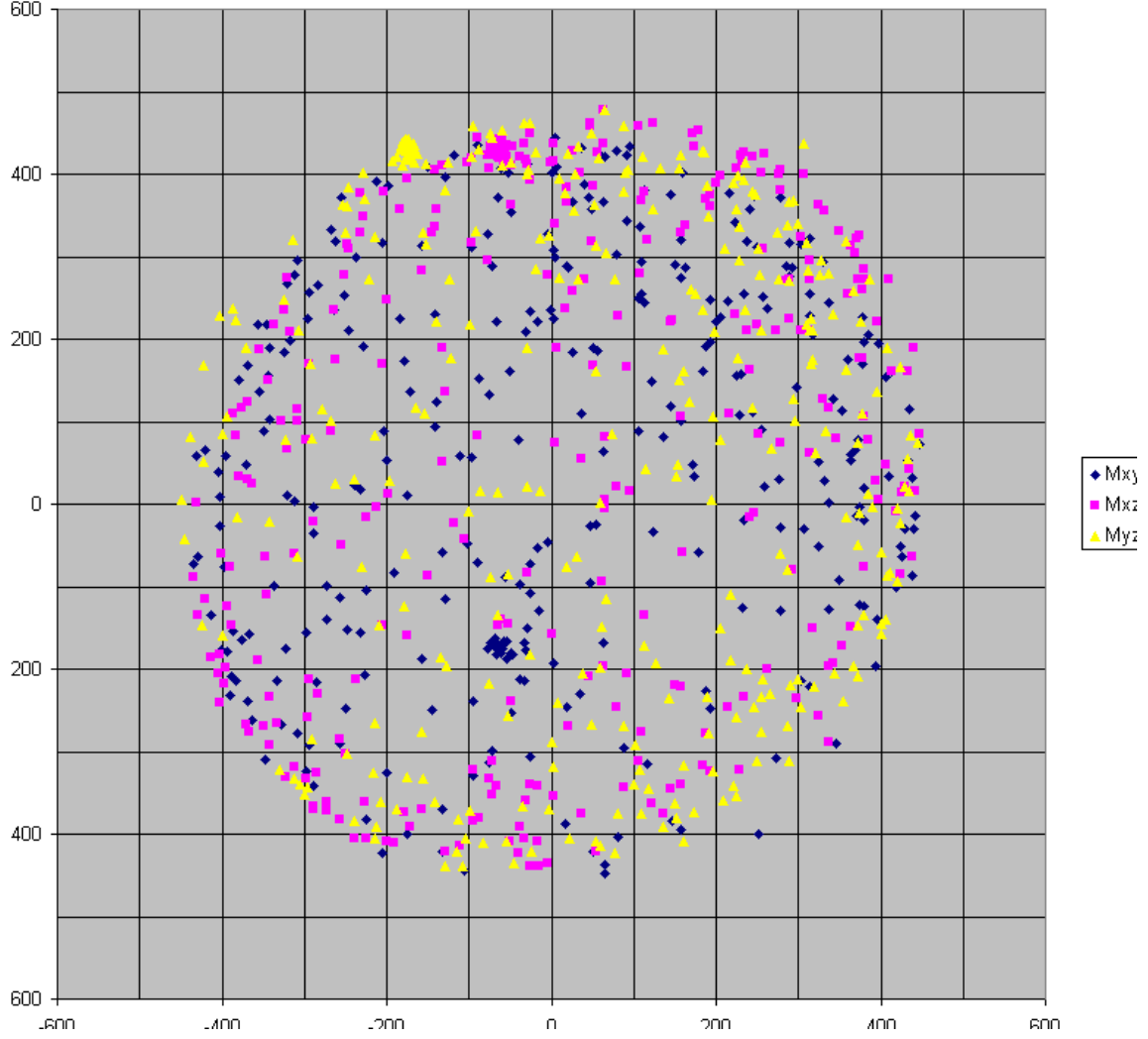
Şekil 6.5: MPU9250 Sapma Kalibrasyon Masatüstü Ölçüm Sonucu.

Şekil 6.5’ de sapma değerleri yanıt yüzeyini yeniden ortalama ve daha doğru bir manyetik alan ölçümü elde etmek için kullanım sırasında alınan manyetometre verilerinden çıkarılır. Bu yöntem, cihaz her açıldığında yapılabilir veya bir kez yapılabilir ve çalışma taslağında ana bilgisayarda saklanan sapma değerleri kullanılabilir [21]. Bu sapma değerleri, sensörün doğal sapmalarını temsil eder ve farklı ortamlarda çok fazla değişmez. Yine de belirli zaman aralığında kontrol ve tekrarlama doğruluk için fayda sağlayabilir.

Bu min/maks kalibrasyon verilerini kullanmanın diğer bir faydası aksel yanıtı yeniden ölçekleyerek şekildeki görünürlüğü daha da küresel hale getirme imkanıdır. Bu işlem, yumuşak demir düzeltmesidir ve bunu doğru yapmak, yanıt yüzeyini eliptik aksellerine ayırmak ve genel elipsoidal yanıt yüzeyini küresel yapıya dönüştürmek için 3 x 3 düzeltme matrisi tasarlamak anlamına gelir (Şekil 6.5).

Halihazırda hesaplanmış min/maks değerlerini kullanarak, üç ölçüm akseni boyunca yanıtı eşitlemek için manyetometre verilerini yeniden ölçeklendirmek gerekmektedir. Bu işlem, manyetometrenin kalibrasyon işlemi içerisinde son birkaç adımda yapılır; burada bir ölçek faktörü hesaplanır ve bu işlem her aksel boyunca ortalama maks-min oranı ve üç akselin tümünün ortalaması alınarak hesaplanır. Böylece, max-min değerlerinin büyük olduğu bir akselin manyetik alanının azaldığı ve alanı diğer aksellere göre yetersiz ölçen bir akselin manyetik alan değerlerinin arttığı anlamına gelir. Bu işlem sadece basit bir dikey ölçeklendirme olup köşegenleştirilmiş 3 x 3 kalibrasyon matrisine eşdeğerdir.

MPU9250 sensöründen masaüstünde alınan ölçüm için sırasıyla 0.96, 1.01 ve 1.03 değerlerinde x, y ve z aksellerinin ölçek sapması hesaplanmış ve algoritmaya uygulanmıştır. Bu değerler çok büyük olmamasına rağmen, yüzde dördlük bir ölçek hatası bile birkaç derecelik yön hatası olarak çıkışta görünecektir [22]. Bu kapsamda MPU9250 manyetometre verilerinin yeniden ölçeklendirilmesinin sonucu Şekil 6.6’da gösterilmektedir.



Şekil 6.6: MPU9250 Sapma+Ölçek Kalibrasyon Masafüstü Ölçüm Sonucu.

Sapma ve ölçek hatası düzeltmeleri (Şekil 6.6) ile birlikte manyetometre verilerinin kullanımı, 9 DoF sensör füzyon çözümlerini kullanan çoğu uygulamaların ihtiyaçlarını karşılamaktadır. Prensip olarak, ivmeölçer ve dönüölçerin de sapma değerleri ve ölçek sapmaları olduğunu ve çoğu kullanım durumunda düzeltilmesi gerektiği unutulmamalıdır.

7. REFERANS EKSENLER ve NAVİGASYON DENKLEMLERİ

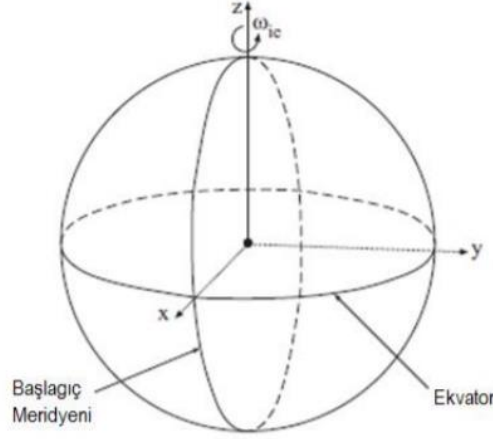
Bu tez çalışmasında kullanılması hedeflenen referans eksen takımları ve navigasyon denklemleri takip eden alt bölümlerde özetlenmektedir.

7.1. Yer Merkezli Ataletsel Eksen Takımı

Yer merkezi referans alınan ataletsel eksen takımı (ECI), merkezi Dünya ile aynı ağırlık merkezi kabul edilen, dünya ile beraber dönmeyip sabit bir şekilde birbirine dik üç vektör yapısı ile ifade edilir. ECI eksen takımı, ataletsel referans olarak kabul edilmek ve Newton yasalarını sağlamaktadır. Tezin ilerleyen bölümlerinde bu eksen takımı ECI kısaltması ile belirtilecek, denklemlerde “*i*” indisi ile belirtilecektir [22].

7.2. Yer Merkezli Yere Sabit Eksen Takımı

Yer merkezli sabit eksen takımının (ECEF) merkezi Dünya ile aynı ağırlık merkezi kabul edilen, X eksenini başlangıç meridyeni ile ekvatorun kesiştiği noktaya, Z eksenini ise kuzey kutup noktasına doğru ilerletmektedir. Y eksenini ise diğer iki eksene diktir (Şekil 7.1).



Şekil 7.1: ECEF Eksen Takımı [23]

ECEF eksen takımı dünya ile aynı anda yönde hareket etmektedir. ECI ile ECEF'in merkezleri ve bununla birlikte Z eksenleri aynı yönlüdür. Böylece dünyanın ECI'ye göre dönüşünün ECEF'teki karşılığı eşitlik (7.1)'deki gibi verilir. ECEF tezin devamındaki eşitliklerde “*e*” indisi ile ifade edilecektir.

$$\omega_{ie}^e = [0 \quad 0 \quad \omega_{ie}]^T \quad (7.1)$$

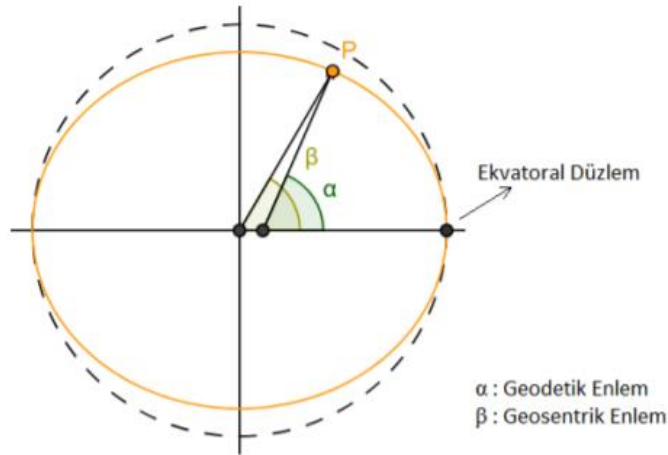
Burada dünya dönüş hızı ω_{ie} ile temsil etmekte olup, $\omega_{ie} = 7.292115 \cdot 10^{-5} \text{ rad/s}$ olarak tanımlanmıştır.

7.3. Jeodezik (Coğrafi, Geodetik) Eksen Takımı

Coğrafi eksen takımı, elipsoid bir dünya yüzeyi olduğu düşünülerek tanımlanmıştır. Bağlı olduğu platform ile aynı şekilde hareket edebilen referans bir eksen takımı olup, mevcut konumda elipsoidin normal vektörü ile ekvatorial düzlemin yaptığı açı ile tanımlanmaktadır [30]. Tez çalışmalarında WGS-84 elipsoid referans olarak tercih edilmektedir.

7.4. Jeosantrik (Geosentrik) Eksen Takımı

Jeosantrik eksen takımı, coğrafi takımda olduğu gibi platform ile birlikte hareket etmektedir. Coğrafi referansa göre kıyas yapıldığında jeosantrik enlemden geoid merkezi yönündeki vektörün, ekvatorial düzlem ile arasındaki açı ile temsil edilmektedir (Şekil 7.2). Yeryüzünden uzaktaki uygulamalar için kolaylık sağlamaktadır.

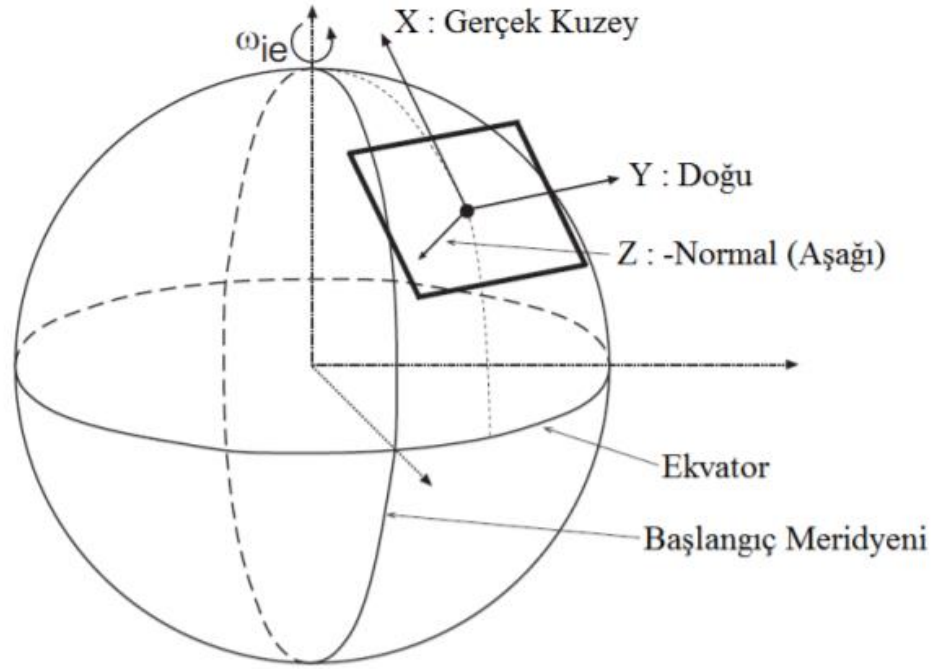


Şekil 7.2: Geodetik ve Geosentrik Enlem [23]

7.5. Navigasyon Eksen Takımı

Navigasyon eksen takımı (NED), yatay düzleme göre alınan üzerindeki platform ile birlikte hareket edebilen, kartezyen bir referanstır. NED, elipsoide göre tanımlanır. X eksenini Kuzey yönünde, Y eksenini Doğu yönünde ve son olarak Z eksenini ise yere doğru uzanmaktadır (Şekil 7.3). Üzerindeki platformun hızını belirtmek gerektiğinde tercih edilerek ederken kolaylık sağlar. Göreceli olarak bir noktaya göre pozisyonu tayin etmek için de kullanılabilir. NED eksen takımı, hız kaynaklı hataların ve başlangıcı bilinen konuma göre pozisyonda

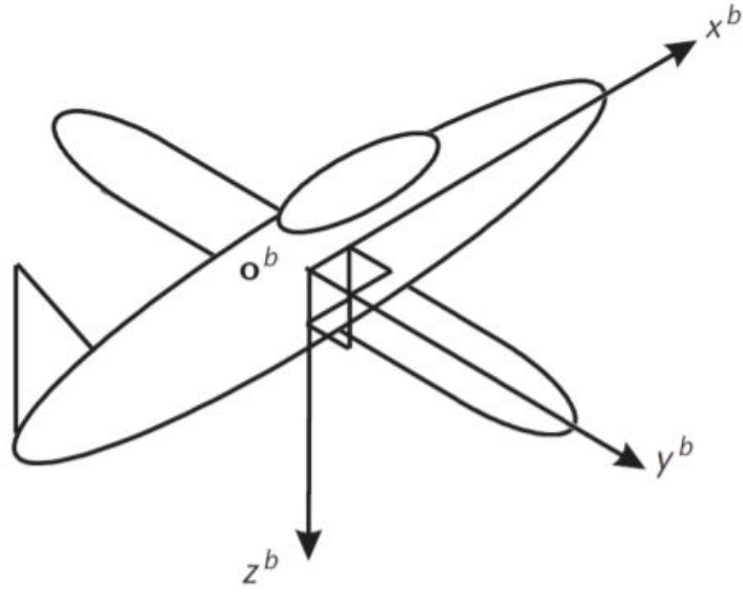
yaşanan değişimleri belirtmekte kullanılır ve denklemlerde “n” indisi ile beirtilmektedir. [23].



Şekil 7.3: Navigasyon Eksen Takımı [22]

7.6. Gövde Eksen Takımı

Üzerindeki platform ile eşlenik olup beraber hareket edebilen, NED ile başlangıç noktası ortak olup genellikle platformun ağırlık merkezi olarak kabul edilen eksen takımıdır. Şekil 7.4'te; X eksenini platformun ucundan ileri yönde, Y eksenini ise platformun sağ tarafı yönüne doğru, Z eksenini ise platformun alt kısmına doğru belirtilmektedir. Gövde eksen takımı “b” indisi ile temsil edilmektedir.



Şekil 7.4: Gövde Eksen Takımı [22]

Platforma monte edilmiş ve hareketli bir yapı gimbal vb. içermeyen sistemler ölçümlerinde Gövde eksen takımını kullanır. Navigasyon sırasında ataletsel algılayıcılar bu eksen takımının ECI referans alınarak ne ölçüde döndüğünü veya ivmelendiğini ortaya çıkarır. Platformun ECI'ye göre dönüşümü denklem (7.2)'de verilmiştir. Burada p , x^b etrafındaki dönüşü, q , y^b etrafındaki dönüşü, r ise z^b etrafındaki dönüşü göstermektedir.

$$\omega_{ib}^b = [p \quad q \quad r]^T \quad (7.2)$$

7.7. Eksen Takımları Arasındaki Dönüşümler

Eksen takımlarının birbirlerine dönüşüm matrisleri C_{β}^{α} ile temsil edilmektedir. α dönüşen eksen takımını, β ise dönüşülen eksen takımını temsil etmekte ve “e” indis bilgisi olarak yorumlanmalıdır [23].

7.8. ECEF- NED Dönüşümleri

ECEF'den NED'e, enlemin (L) ve boylamın (λ) ile temsil edildiği eşitlik, (7.3)'de verildiği gibidir:

$$C_n^e = \begin{bmatrix} -\sin L \cos \lambda & -\sin \lambda & -\cos L \cos \lambda \\ -\sin L \sin \lambda & \cos \lambda & -\cos L \sin \lambda \\ \cos L & 0 & -\sin L \end{bmatrix} \quad (7.3)$$

Pozisyon ve hız dönüşümleri (7.4)'de verilmiştir [23]:

$$X_{\beta\alpha}^e = C_n^e X_{\beta\alpha}^n \quad X \in p, v, a \quad \text{ve} \quad \alpha, \beta \in i, e, n, b \quad (7.4)$$

Açısal hız dönüşümü eşitlik (7.5) ve (7.6)'da verildiği şekilde gerçekleştirilmektedir:

$$\omega_{nb}^n = C_e^n (\omega_{eb}^e - \omega_{en}^e) \quad (7.5)$$

$$\omega_{eb}^e = C_n^e (\omega_{nb}^n - \omega_{en}^n) \quad (7.6)$$

Burada ω_{en}^n , platformun dünya referans alınarak hesaplanmış mevcut hızının bir fonksiyonudur (Denklem (7.7)).

$$\omega_{en}^n = \begin{bmatrix} v_{eb,E}^n / (R_E(L) + h) \\ -v_{eb,N}^n / (R_N(L) + h) \\ -v_{eb,E}^n \tan L / (R_E(L) + h) \end{bmatrix} \quad (7.7)$$

$$R_N(L) = \alpha(1 - e^2) / (1 - e^2 \sin^2 L)^{1.5} \quad (7.8)$$

$$R_E(L) = \alpha / \sqrt{1 - e^2 \sin^2 L} \quad (7.9)$$

7.9. Gövde Eksen Takımı - NED Dönüşümleri

Üzerindeki platformun yatay düzlem ile arasındaki açı göz önüne alınarak duruşunu tanımlayan yuvarlanma (φ), yunuslama (θ) ve kuzey yönelim (ψ) açılarının dönüşüm matrisi üzerindeki fonksiyonlarıdır (7.10).

$$C_n^b = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7.10)$$

Gövde eksen takımı ve NED eksen takımının hareket merkezleri eş olduğu için birbirleri arasında dönüşüm yapmak anlamsızdır. Hız ve açısal hız dönüşümü (7.11)'de verilmektedir [23], [24]:

$$X^b = C_n^b X^n \quad \text{ve} \quad X^n = C_n^b X^b \quad X \in v, a, \omega \quad (7.11)$$

7.10. Navigasyon Denklemleri

Navigasyon denklemleri, navigasyon sisteminin konumunu, hızını ve yönelimini tanımlayan doğrusal olmayan diferansiyel denklemler bütünüdür. Üç farklı denklem setinden oluşurlar: enlem, boylam ve yüksekliği (L, λ, h) hesaplamak için bir denklem seti, navigasyon eksen takımındaki kuzey, doğu ve aşağı hızları hesaplamak için başka bir denklem seti (v_N, v_E, v_D), ve yuvarlanma, eğim ve sapma Euler açılarını (φ, θ, ψ) hesaplamak için başka bir denklem setidir. Bir sistemin durumunu hesaplamak için quaternionlar kullanılırsa, Euler açıları bir rotasyon quaternionu ile değiştirilir ($q = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$) [25].

Tez kapsamında referans [31]'in kullandığı notasyon kullanılmıştır. Jiroskoplar, gövde eksen takımında çözümlendiği şekliyle gövde eksen takımının atalet eksen takımına göre açısal hızını ölçer ve denklem (7.12) ile ifade edilir.

$$\omega_{ib}^b = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (7.12)$$

Euler açılarını hesaplamak için, gövde eksen takımının navigasyon eksen takımına göre denklem (7.13) ile tanımlanan açısal hızına ihtiyaç duyulur.

$$\omega_{nb}^b = \omega_{ib}^b - C_n^b(\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \quad (7.13)$$

$$\omega_{ie}^n = \begin{bmatrix} \Omega \cos L \\ 0 \\ -\Omega \sin L \end{bmatrix}, \quad \omega_{en}^n = \begin{bmatrix} \frac{v_E}{R+h} \\ -\frac{v_n}{R+h} \\ -\frac{v_E \tan L}{R+h} \end{bmatrix} \quad (7.14)$$

Denklem (7.13) ve denklem (7.14) sırasıyla dünyanın dönüş hızı ve iletim hızıdır. R , Dünya'nın ortalama yarıçapını; Ω , Dünya'nın dönüş hızını ve C_n^b , navigasyon eksen takımından gövde eksen takımına dönüşüm matrisini belirtir [25].

Gövde eksen takımından navigasyon eksen takımına C_n^b 'ye dönüşüm matrisi Euler açısı ile kodlandığında denklem (7.15)'de belirtildiği şekilde elde edilir.

$$C_b^n = (C_n^b)^T = \begin{bmatrix} \cos\psi \cos\theta & \cos\psi \sin\theta \sin\phi - \sin\psi \cos\phi & \cos\psi \sin\theta \cos\phi + \sin\psi \sin\phi \\ \sin\psi \cos\theta & \sin\psi \sin\theta \sin\phi + \cos\psi \cos\phi & \sin\psi \sin\theta \cos\phi - \cos\psi \sin\phi \\ -\sin\theta & \cos\theta \sin\phi & \cos\theta \cos\phi \end{bmatrix} \quad (7.15)$$

Burada; Quaternion kodlaması denklem (7.16) ile verilmektedir.

$$C_b^n = (C_n^b)^T = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2q_1q_2 - 2q_0q_3 & 2q_0q_2 + 2q_1q_3 \\ 2q_0q_3 + 2q_1q_2 & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2q_2q_3 + 2q_0q_1 \\ 2q_1q_3 - 2q_0q_2 & 2q_0q_1 + 2q_2q_3 & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (7.16)$$

Kinematik denklem olarak adlandırılan ilk denklem seti, jiroskop ölçümlerinden Euler açılarını denklem (7.17) ile veya quaternion'ları denklem (7.18) ile hesaplamak için kullanılır.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi / \cos\theta & \cos\phi / \cos\theta \end{bmatrix} \omega_{nb}^b \quad (7.17)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} q_0 & -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_1 & q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_2 & q_3 & q_0 & -q_1 \\ q_3 & -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \vdots \\ \omega_{nb}^b \\ \vdots \end{bmatrix} \quad (7.18)$$

$$\omega_{nb}^b \triangleq [\omega_1 \quad \omega_2 \quad \omega_3]^T$$

Navigasyon denklemlerinin ikinci seti, navigasyon sisteminin Kuzey, Doğu, Aşağı hızları ile ilişkilidir ve bu hızlar denklem (7.19) ile tanımlanmaktadır [25].

$$\begin{bmatrix} \dot{v}_N \\ \dot{v}_E \\ \dot{v}_D \end{bmatrix} = C_b^n f^b - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \begin{bmatrix} v_N \\ v_E \\ v_D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g(h) \end{bmatrix} \quad (7.19)$$

Burada , Dünya küresel kabul edilirse $g(h)$ denklem (7.20) ile hesaplanır.

$$g(h) = \frac{g_0}{\left(1 + \frac{h}{R}\right)^2} \quad (7.20)$$

Denklem (7.20)'da g_0 Dünya'nın yerçekimi ivmesini, f^b ivmeölçer çıktılarını temsil etmektedir.

Üçüncü navigasyon denklemleri seti, coğrafi koordinatlar ve irtifa ile ilişkilidir ve denklem (7.21) ile ifade edilmektedir.

$$\begin{bmatrix} \dot{L} \\ \dot{\lambda} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{R+h} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\sec L}{R+h} & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_N \\ v_E \\ v_D \end{bmatrix} \quad (7.21)$$

Birinci, ikinci ve üçüncü navigasyon denklem setleri, denklem (7.22) ile belirtilen şekilde birinci mertebeden doğrusal olmayan bir diferansiyel denklem şeklinde birleştirilebilir [32]

$$\dot{x} = f(x(t), u(t)), \quad x(t_0) = x_0 \quad (7.22)$$

Enlem, boylam ve yüksekliği (L, λ, h), kuzey, doğu ve aşağı hızları (v_N, v_E, v_D), ve yuvarlanma, eğim ve sapma Euler açıları (ϕ, θ, ψ), Euler açısı ile denklem (7.23)'te kodladığımızda,

$$x(t) = [L(t) \ \lambda(t) \ h(t) \ v_N(t) \ v_E(t) \ v_D(t) \ \phi(t) \ \theta(t) \ \psi(t)]^T \quad (7.23)$$

Quaternion kodlaması ile,

$$x(t) = [L(t) \ \lambda(t) \ h(t) \ v_N(t) \ v_E(t) \ v_D(t) \ q_0(t) \ q_1(t) \ q_2(t) \ q_3(t)]^T \quad (7.24)$$

Model girişleri için sensör ölçüm çıktıları,

$$u(t) = [f_x(t) \ f_y(t) \ f_z(t) \ w_x(t) \ w_y(t) \ w_z(t)]^T \quad (7.25)$$

8. KALMAN FİLTRESİ UYGULAMALARI

Bu bölümde, INS navigasyon çözümü için yönelim tahmin işleminde kullanılacak olan Kalman filtre (KF) algoritmaları tanıtılmaktadır. Daha sonra yapılacak Kalman Filtresi çalışmalarına altlık oluşturmak amacıyla, doğrusal Kalman filtresi algoritması da verilmiştir. Kalman filtre algoritmalarının genel bir şema halinde sunulduğu birinci kısımdan sonra, bu filtrelerin yalnızca IMU yönelim kestirim sürecine uygulanması önerilmiştir. Böylece çalışmanın okuyucu için aydınlatılması amaçlanmaktadır.

8.1. Optimal Kalman Filtresi

Optimal Kalman Filtresi (OKF), son durum tahminindeki hata büyüklüğünün karesinin beklenen değerinin en aza indirildiği durumun filtre kazancını kullanır. Başka bir deyişle, filtre, belirli bir performans indeksini en küçükleyecek şekilde çalışır ve bu nedenle optimum kazanca sahiptir. Filtreyi değişen koşullara uyarlamak için bu optimal kazanç

değiştirilirse, bu filtre artık optimal olmadığı için uyarlamalı Kalman filtresi olarak adlandırılabilir. Bu şartlar altında, Lineer Kalman Filtresi (LKF); Extended Kalman Filtresi (EKF) ve Unscented Kalman Filtresi (UKF) kazançları üzerinde bir adaptasyon işlemi yapılmadığı sürece optimaldir.

8.2. Lineer Kalman Filtresi

Lineer Kalman filtresi, hem sistem süreç modeli hem de ölçüm modeli açısından lineer sistemler için kullanılabilen filtre türüdür. Uydu dinamiği doğrusal olmadığından, bir uydunun konum tahmini Lineer kalman Filtresi kullanılması uygun değildir. Ayrıca, her durumda olduğu gibi, uydunun ölçüm modeli de doğrusal olmayabilir. Ancak doğrusal Kalman filtresi, tez kapsamında kullanılan IMU için yönelim kestiriminde kullanılmış, bunun yanında diğer Kalman filtre türlerinin de temelini oluşturmuştur.

İlk olarak, durum-uzay formundaki dinamik bir sistem için sistem ve ölçüm modelleri Denklem (8.1 ve 8.2) ile ifade edilebilir.

$$x_k = \Phi_k x_{k-1} + G_k w_k \quad (8.1)$$

$$y_k = H_k x_k + v_k \quad (8.2)$$

Φ_k sistem dinamikleri matrisi, x_k durum vektörü, y_k ölçüm vektörü, G_k sistem gürültü geçiş matrisi, H_k ölçüm matrisi, w_k ve v_k sırasıyla sistem ve ölçüme ilişkin Gaussian dağılımına sahip beyaz gürültüler Denklem (8.3-8.5)'te belirtilmiştir.

$$E[w_k w_j^T] = Q_k \delta_{kj} \quad (8.3)$$

$$E[v_k v_j^T] = R_k \delta_{kj} \quad (8.4)$$

$$E[w_k v_j^T] = 0 \quad (8.5)$$

Q_k sistem gürültü kovaryans matrisi, R_k ölçüm gürültü kovaryans matrisi ve δ_{kj} Kronecker delta fonksiyonudur.

8.3. Extended Kalman Filtresi

Extended Kalman filtresi, Kalman filtresinin doğrusal olmayan sistem ve/veya ölçüm modellerine sahip olduğunda kullanılan versiyonudur. Kısmi türevlerden

(Jacobians) oluşan sistem dinamiklerinin ve ölçüm matrislerinin türetilmesine dayanır. Extended Kalman filtre algoritmasında sistem dinamiği birinci dereceden doğrusal olmayan diferansiyel denklemler kümesi olarak denklem (8.6)'da belirtilen durum-uzayı formunda gösterilebilir [26].

$$\dot{x} = f(x(t), t) + w \quad (8.6)$$

x sistem durum vektörü olmak üzere, $f(x)$ doğrusal olmayan durum fonksiyonu, w beyaz gürültüye sahip sistem gürültüsüdür.

Bununla birlikte Kalman filtre uygulaması için gerekli olan ölçüm denklemi de durum değişkenlerinin doğrusal olmayan bir fonksiyonudur ve denklem (8.7) ile gösterilmektedir.

$$y = h(x(t), t) + v \quad (8.7)$$

y sistem ölçüm vektörü olmak üzere, $h(x)$ doğrusal olmayan ölçüm sistem fonksiyonu, v beyaz gürültüye sahip ölçüm gürültüsüdür.

f fonksiyonu, Kalman filtresinin son çıktılarında durum değişkenlerinin tahmini için kullanılabilir ve h işlevi, durum değişkenlerinin tahmin edilen değerler ile hesap edilen ölçümleri bulmak için kullanılır. Ancak bu işlevlerin sürece katılması için önce doğrusallaştırma yapılması gerekmektedir. Bu nedenle, denklem (8.8) ve denklem (8.9) ile tanımlanan durum değişkenlerine göre kısmi türevlerden oluşan Jacobian matrisleri türetilmelidir.

$$f(x(t), t) \approx f(\hat{x}(t), t) + \left. \frac{\partial f(x)}{\partial x} \right|_{\hat{x}, u} \partial x \quad (8.8)$$

$$h(x(t), t) \approx h(\tilde{x}(t), t) + \left. \frac{\partial h(x)}{\partial x} \right|_{\tilde{x}} \partial x \quad (8.9)$$

olmak üzere;

$$F = \left. \frac{\partial f(x)}{\partial x} \right|_{\hat{x}, u} \quad (8.10)$$

$$H = \left. \frac{\partial h(x)}{\partial x} \right|_{\tilde{x}} \quad (8.11)$$

F sistem durum değişkenleri matrisi, H ölçüm matrisi olarak kabul edildiğinde, \hat{x} önceki adıma ait durum tahmini, u kontrol vektörü ve \tilde{x} şimdiki duruma ait durum tahmindir. F, H matrislerini bulmak için $e^{F\Delta t}, e^{H\Delta t}$ Taylor seri açılımı gerçekleştirilmelidir. Bir çok uygulamada yalnızca ilk iki terimin kullanılması yeterlidir.

8.4. Unscented Kalman Filtresi (UKF)

Herhangi bir doğrusallaştırma adımı olmayan, doğrusal olmayan sistemlerde Kalman filtresinden faydalanmak için kokusuz dönüşüm uygulayan Kalman filtresi tekniklerden biridir. UKF, durum değişkenlerinin önceki ortalamasından ve kovaryansından minimum bir dizi örnekleme noktası (veya sigma noktası) belirlemek için deterministik bir örnekleme tekniği olan kokusuz dönüşümü kullanır. Daha sonra, bu sigma noktaları doğrusal olmayan dönüşümden geçer. Durum değişkenlerinin sonraki ortalama ve kovaryans değeri bu dönüştürülmüş sigma noktalarından elde edilir [27].

UKF algoritması, $2n+1$ sigma noktalarının, $\hat{x}(k|k)$ 'in ortalaması ve $P(k|k)$ 'in kovaryans değerlerinin belirlenmesi ile başlamaktadır. Boyutları n olan durum vektörü için sigma noktaları denklem (8.12-8.14) kullanılarak elde edilmektedir;

$$X_0(k|k) = \hat{x}(k|k) \quad (8.12)$$

$$X_i(k|k) = \hat{x}(k|k) + (\sqrt{(n + \kappa)[P(k|k) + Q(k)]})_i \quad (8.13)$$

$$X_{i+n}(k|k) = \hat{x}(k|k) - (\sqrt{(n + \kappa)[P(k|k) + Q(k)]})_i \quad (8.14)$$

$X_0(k|k), X_i(k|k), X_{i+n}(k|k)$ değerleri sigma noktaları olmak üzere, $Q(k)$ işlem gürültü kovaryans matrisini, n durum numarasını ve κ ölçek parametresini göstermek üzere en iyi ayar için $n + \kappa = 3$ olmalıdır [28].

UKF için sonraki adım ise denklem (8.15) ile hesaplanan sigma noktalarının sistem dinamiklerine dönüşümü işlemidir;

$$x_i(k + 1|k) = f[x_i(k|k), k] \quad (8.15)$$

Denklem (8.16) ve (8.17) ile belirtilen dönüştürülmüş değerler daha sonra tahmin edilen ortalamayı ve kovaryansı hesaplamak için kullanılır [29].

$$\hat{x}(k + 1|k) = \frac{1}{n + \kappa} \left\{ \kappa x_0(k + 1|k) + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{2n} x_i(k + 1|k) \right\} \quad (8.16)$$

$$\begin{aligned}
P(k+1|k) = & \frac{1}{n+\kappa} \{ \kappa [x_0(k+1|k) + \hat{x}(k+1|k)] \\
& [x_0(k+1|k) - \hat{x}(k+1|k)] \\
& + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{2n} [x_i(k+1|k) - \hat{x}(k+1|k)] \\
& [x_i(k+1|k) - \hat{x}(k+1|k)]^T \} \quad (8.17)
\end{aligned}$$

Burada ; $\hat{x}(k+1|k)$ tahmin edilen ortalama, $P(k+1|k)$ önceki ölçümlere dayalı kovaryanstır. Tahmin edilen gözlem vektörü denklem (8.18) ve gözlem modeli ise denklem (8.19) ile belirlenmektedir.

$$\hat{y}(k+1|k) = \frac{1}{n+\kappa} \left\{ \kappa y_0(k+1|k) + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{2n} y_i(k+1|k) \right\} \quad (8.18)$$

$$y_i(k+1|k) = h[x_i(k+1|k), v(k), k] \quad (8.19)$$

Burada, $v(k)$ Gaussian beyaz ölçüm gürültüsüdür. Gözlem kovaryans matrisi ise denklem (8.20) ile gösterilmiştir.

$$\begin{aligned}
P_{yy}(k+1|k) = & \frac{1}{n+\kappa} \{ \kappa [y_0(k+1|k) + \hat{y}(k+1|k)] \\
& [y_0(k+1|k) - \hat{y}(k+1|k)] \\
& + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{2n} [y_i(k+1|k) - \hat{y}(k+1|k)] \\
& [y_i(k+1|k) - \hat{y}(k+1|k)]^T \} \quad (8.20)
\end{aligned}$$

$R(k+1)$ ölçüm gürültü kovaryans matrisi olmak üzere, yeni kovaryans değeri denklem (8.21) ile hesaplanmıştır.

$$P_{vv}(k+1|k) = P_{yy}(k+1|k) + R(k+1) \quad (8.21)$$

Çapraz korelasyon matrisi ise bu elde edilen değerleri kullanarak denklem (8.22) ile hesaplanmaktadır.

$$\begin{aligned}
P_{xy}(k+1|k) = & \frac{1}{n+\kappa} \{ \kappa [x_0(k+1|k) + \hat{x}(k+1|k)] \\
& [y_0(k+1|k) - \hat{y}(k+1|k)] \\
& + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{2n} [x_i(k+1|k) - \hat{x}(k+1|k)] \\
& [y_i(k+1|k) - \hat{y}(k+1|k)]^T \} \quad (8.22)
\end{aligned}$$

Takip eden paragraflardaki denklemler UKF için güncelleme fazı olarak hesaplanmaktadır. Öncelikle artık vektör hesabı ve Kalman kazancı denklem (8.23 ve 8.24) ile belirlenir.

$$e(k + 1) = y(k + 1|k) - \hat{y}(k + 1|k) \quad (8.23)$$

$$K(k + 1) = P_{xy}(k + 1|k)P_{vv}^{-1}(k + 1|k) \quad (8.24)$$

Son adımda ise güncellenen sistem durum değişkeni tahmini ve kovaryans matris hesabı denklem (8.25-8.26) ile hesaplanır.

$$\hat{x}(k + 1|k + 1) = \hat{x}(k + 1|k) + K(k + 1)e(k + 1) \quad (8.25)$$

$$P(k + 1|k + 1) = P(k + 1|k) - K(k + 1)P_{vv}(k + 1|k)K^T(k + 1) \quad (8.26)$$

Burada ; bir sonraki k+1 anına ait $\hat{x}(k + 1|k + 1)$ tahmin edilen durum vektörleri, $P(k + 1|k + 1)$ ise tahmin kovaryansıdır.

8.5. Adaptif Kalman Filtresi

Bu bölümde, ölçüm arızaları durumunda filtre kazanç düzeltilmesi ile uyarlamalı Kalman filtre algoritması tanıtılmaktadır. Tahmin sürecini düzeltmek için sönümleme faktörlerini kullandıklarından, sunulan AKF'ler uyarlamalı sönümlemeli Kalman filtresi (AFKF) olarak adlandırılabilir. Bu tez çalışmasında ise, düşük hata oranlı sönümleme faktörlerine sahip Adaptive Fading Kalman Filtresi (LERAFKF) algoritması önerilmiştir.

9. KALMAN FİLTRESİ İLE GPS/INS SİSTEM MODELLEMESİ

Kalman Filtresi, sensör hatasını olabildiğince en aza indirirken sistemin durum değişkenlerini tahmin eden ve gerçek değere yakınsamaya çalışan yinelemeli bir filtredir. Kalman Filtresi, durum değişkenlerini tahmin etmede oldukça başarılı ve yetenekli bir filtredir [30].

Filtrenin çalışması sırasında, ölçülen çıkış değeri ile önceki tahmin edilen durumlarla hesaplanan çıkış modeli değeri arasındaki fark Kalman filtresi kazancı ile azaltılmaya

çalışılmaktadır. Aslında, Kalman kazanç değeri 1 olarak kullanılır ve sonraki tahminleri iyileştirmek için modele girdi sağlar. Burada Kalman kazancının adaptif olarak değiştirildiğini de görüyoruz. Filtre kazancı yüksek olduğunda, filtre gözlemleri tahminlere göre daha fazla ağırlıklandırarak gözlemleri yakından takip eder. Filtre kazancı düşük olduğunda, filtre tahminleri gözlemlere göre daha fazla ağırlıklandırarak tahminleri daha yakından takip eder [31]. Sonuç olarak, yalnızca model tahminlerine dayalı olan bir sistemden daha başarılı tahminler elde edilir.

Genel olarak bir sistemin durum denklemleri ve çıkış denklemleri sırasıyla denklem (9.1) ve denklem (9.2) ile tanımlanır [32].

$$x_k = \Phi_{k-1} x_{k-1} + G_{k-1} w_{k-1} \quad (9.1)$$

$$y_k = H_k x_{k-1} + v_{k-1} \quad (9.2)$$

Öyle ki, kısaltmalar

k : ayrık sistemlerde örnek numarasını gösterir,

$x_k \in R^n$: sistem durum vektörü,

$y_k \in R^m$: gözlem vektörü,

\hat{x}_{k-1} : $k - 1$ anındaki sistem durum değişkeni tahmini ,

P_{k-1} : $k - 1$ anındaki hata kovaryansın,

Φ_k, G_k, H_k : sırasıyla; sistem, giriş, çıkış matrisleridir,

K_k : Kalman Filtre kazancı,

y_k : k anındaki ölçüm değeri,

w_k, v_k : normal dağılımlı beyaz gürültü,

Q_k, R_k : işlem kovaryans matrisi ve ölçüm kovaryans matrisidir.

Durum tahmini için algoritmanın akışı, başlangıç değeri x_0 ve başlangıç hata kovaryansı P_0 ile başlar. Hata kovaryansının tanımı, Kalman kazancı ve yinelemeli durum tahminleri denklem (9.3) ile denklem (9.5) arasında özetlenmiştir [33].

$$P_{k/k-1} = \Phi_{k-1} P_{k-1} \Phi_{k-1}^T + G_{k-1} Q_{k-1} G_{k-1}^T \quad (9.3)$$

$$K_{k/k-1} = P_{k/k-1} H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \quad (9.4)$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_{k/k-1} + K_k (y_k - H_k \hat{x}_{k/k-1}) \quad (9.5)$$

Denklem (9.4)'te görüleceği üzere, Kalman kazancı sistemin ölçülen çıkış değeri ile sistem modelinde önceden tahmin edilen durum değişkenlerine dayalı çıkış değeri arasındaki farkla çarpılarak durum değişkenleri her adımda düzeltilir. Burada Kalman kazancının adaptif olarak değiştiğini de görüyoruz [34]. KF, sistem parametrelerini etkileyen gürültü istatistiksel olarak iyi modellendiğinde çok iyi tahmin sonuçları sağlar. Kalman filtresindeki tahmin hataları iki farklı biçimde oluşur. İlk durum modelde bir kusur olması, ikincisi ise ölçümlerde kusur olmasıdır. Gürültünün modellenmesinde kullanılan matrisi belirlemek için çok iyi kalibre edilmiş aletlerin kullanılması gerekmektedir. Ancak; gürültü zamana, mekana ve sensörlere bağlı olduğundan bazı değişikliklerin ne zaman ve nasıl meydana geldiğini belirlemek kolay değildir [35]. Öte yandan doğru bir tahmin için Q ve R matrisinin belirlenmesi önemli bir konudur. Eğer ölçümlerde sorun bekleniyorsa R matrisinin değerleri nispeten yüksek seçilir. Bunun yanında sistem modellemede sorun olduğu düşünülüyorsa Q değerlerinin göreceli olarak daha yüksek seçilmesi gerekir [23].

Sistemin doğrusal davranmadığı durumlarda başarılı bir tahmin için Kalman filtresi kullanılması doğru sonuçlar vermez. EKF, doğrusal olmayan sistemin durum değişkenlerini tahmin etmek için kullanılan ve Kalman filtresinin doğrusal olmayan bir filtre türüdür. Denklem (9.6), fiziksel sistemin doğrusal olmayan modelini temsil etmektedir [27].

$$x_k = f(x_{k-1}, u_{k-1}) + w_{k-1} \quad (9.6)$$

Ölçüm modelinin doğrusal olmayan formu denklem (9.7)'de ayrık formda temsil edilmektedir.

$$y_k = h(x_k) + v_{k-1} \quad (9.7)$$

EKF'ye ilişkin kovaryans matrisi denklem (9.8) ile hesaplanır. Durum değişkenlerinin tahmininde ve Kalman kazancının hesaplanmasında denklem (9.4) ve denklem (9.5) kullanılır.

$$P_{k/k-1} = \Phi_k P_k \Phi_k^T + Q_k \quad (9.8)$$

Sistem durum değişkenleri ve ölçüm denklemleri doğrusal değilse, durum değişkenlerini artık Gauss dağılımına sahip rassal süreçler olarak tanımlayamayız. Dolayısıyla durum değişkenlerinin kovaryans matrislerini tanımlamak da imkansızlaşır. Bu nedenle EKF, Jacobian'lar [28] kullanılarak durum değişkenlerinin ve ölçüm modellerinin doğrusallaştırıldığı durumdaki tahmin edilen değerleri kullanılır. Hem doğrusal hemde

doğrusal olmayan model için kullandığımız algoritmanın pseudo kodu Tablo 9.1’de verilmiştir. Çeşitli mod ve farklı sıcaklıklara ait yapılan simülasyon çalışmaları aşağıda yer alan algoritma kapsamında hazırlanmıştır.

Tablo 9.1: LERAFKF Algoritma Sözde Kodu

Algoritma: Sönümlenme Faktörlü Adaptif Kalman Filtresi

Girdi: İvmeölçer ve dönüölçer ham verileri, (\mathbf{acc}_N , \mathbf{acce} , \mathbf{acc}_D), (ω_1 , ω_2 , ω_3)

Çıktı: 3 eksen için hız ve açı kestirim sonucu (\mathbf{v}_N , \mathbf{v}_E , \mathbf{v}_D), (φ , θ , ψ)

Model: 3. Dereceden füze INS modeli kullanılarak kestirim yapma

1: Eksen ivmeleri: $z1 = \mathbf{acc}(:,1)$

2: Durum-Uzay Modeli: G_k, Φ_k, H_k

3: Hız Hesabı için integral: $V_x(i) = V_x(i-1) + z1(i-1)*dt$

4: Gözlem ve Ölçüm Kovaryans Matrisleri: Q_k, R_k

5: prosedür: LERAFKF

6: while iterasyon \neq 0, length(z1) **do**

7: for i \leftarrow 2, length(z1) **do**

8: Gözlem değerleri ile $C_0 = \{D_1, D_2\}$ hesaplama

9: Unutma Faktörü $\lambda = \{M_k, N_k\}$ hesaplama

10: Artıklar vektörü $z = y - H\hat{x}$ hesaplama

11: end for

12: iterasyon \leftarrow iterasyon - 1

13: end while

14: end prosedür

10. LERAFKF (Low Error Rate Adaptive Fading Kalman Filter)

TASARIMI

Kalman filtresinin başarısı, modelde bulunan matrislerin doğru bilinmesine bağlıdır. Fakat mevcut gerçek uygulamalarda matris içerisindeki değerler tam olarak bilinmediğinden sistem modeli çıktısı ile ölçümler arasında bir farklılık oluşur.

Kalman filtresinde sistemin dinamikleri doğru temsil edilmiyorsa, sistemde ve gözlem matrislerinde yanlış gözlem değerlerin ve bilinmeyenlerin kullanılması, filtrenin çalışması sırasında tahminlerin yanlış olmasına veya var olan hatanın sapmasına neden olacaktır. Bu durumlarda gerekli olan uyarlamalı filtrelerin amacı, hataları ve iraksama problemini sınırlamaktır [10].

Doğrusal sistemlerde bu sorunun çözümü için Kalman filtresini uyarlanabilir hale getiren çeşitli yöntemler ve algoritmalar denenmiştir [27-40]. Uyarlamalı Kalman filtresi ile ilgili çalışmalar, kovaryans matrisindeki bilinmeyenleri tahmin etme, filtreyi bozuk gözlemler nedeniyle bu duruma uyarlama, sistem durum matrisindeki belirsizliği tahmin etme şeklinde kategorize edilebilir. Araştırmacılar bu problemler için çeşitli çözümler önermişlerdir.

Uyarlanabilir sönümlemeli Kalman filtresi (AFKF: Adaptive Fading Kalman Filter), yeni ölçümü tam olarak kullanmak ve eski ölçümlerin etkisini azaltmak amacıyla filtrenin bellek uzunluğunu bastırarak sönümleme faktörünü kullanır [36]. Ancak, bu yöntemlerin ifadeleri karmaşıktır; bu nedenle, gerçek zamanlı performans sorunları yaşanabilmektedir. Bu ve benzeri durumlara karşı, bu tez çalışmasında, sönümleme faktörünü kullanarak yeni bir yöntem önerilmektedir.

Gürültü süreçlerinin kovaryanslarının ve sistem modeli matrislerinin doğru anlaşılması, Kalman filtresinin başarılı bir şekilde çalışması için gereklidir [37]. Bununla birlikte, birçok gerçek uygulamada, sistem özellikleri ya bilinmez ya da kısmen bilinir. Bu bilgi eksikliği de filtrenin performansını ciddi şekilde düşürebilir ve hatta sapmaya neden olabilir [32]. Bu sorunu çözmek için, IMU sistemini mevcut durum-uzay modeline dahil ederek ve yeni gözlemler eskilerden daha fazla bilgi içereceğinden, yeni gözlemleri eskilere göre ağırlıklandırarak Kalman filtresini revize etmek gerekmektedir [33]. Bu tez çalışmasında ; sorunun çözümüne yönelik olarak Low Error Rate Adaptive Fading Kalman Filter (LERAFKF) olarak tanımlanan bir adaptif filtre geliştirilmiştir. Bu filtre, hata kovaryans denkleminin düşük hata skaler sönümleme faktörü ile ağırlıklandırılmasına dayanmaktadır. Hatanın kovaryans matris eşitliği Denklem (10.1) ile tanımlanmaktadır.

$$P_{k/k-1} = \lambda_k \Phi_{k-1} P_{k-1} \Phi'_{k-1} + G_{k-1} Q_{k-1} G'_{k-1} \quad (10.1)$$

Bu şekilde adaptif hale getirilen Kalman filtresinin performansının sönümleme faktörü λ_k değerine bağlı olduğu ve filtre tahmini en iyi olacak şekilde sönümleme faktörü

belirlenmektedir. Sönümleme faktörü algoritmasına ilişkin hesaplamalar denklem (10.2) – (10.4) ile verilmiştir.

Q_k , R_k , P_0 parametreleri pozitif tanımlı ve H_k matrisi tam ranklı olmak koşuluyla, sönümleme faktörü;

$$\lambda_k = \max \left\{ 1, \frac{1}{n} \text{trace}[N_k M^{-1}_k] \right\} \quad (10.2)$$

M_k ve N_k değerleri;

$$M_k = H_k \Phi_{k-1} P_{k-1} \Phi'_{k-1} + H'_k \quad (10.3)$$

$$N_k = C_{0,k} - H_k G_{k-1} Q_{k-1} G'_{k-1} H'_k - R_k \quad (10.4)$$

LERAFKF'nin performans kriterleri için çeşitli denemeler yapılmış ve başarısı teste tabi tutulmuştur. Kullanılan modelin ölçüm sonucu ile tahmin edilen değerleri arasındaki farkı kalıntı değer olarak tanımlanmaktadır [32]. Model çıktımız ve durum tahminlerimiz kesin ise fark sıfır olacak ve en iyi filtre kazancı elde edilecektir. Burada denklem (10.5) ile temsil edilen artık vektörü, beyaz gürültü karakterini taşımaktadır. Artıklar vektörü kovaryansı ise denklem (10.6) kullanılarak belirlenmektedir.

$$z_k = y_k - H_k \hat{x}_{k/k-1} \quad (10.5)$$

$$C_{0,k} = E[z_k z'_k] = H_k P_{k/k-1} H'_k + R_k \quad (10.6)$$

Artık vektörü otokovaryansı ise takip eden paragraflardaki işlemler kullanılarak formüle edilebilir.

$$\begin{aligned} C_{j,k} &= E[z(k+j)z^T(k)] \\ &= H(k+j) \Phi(k+j, k+j-1) \\ &\quad \times [I - K(k+j-1)H(k+j-1)] \dots \Phi(k+2, k+1) \\ &\quad \times [I - K(k+1)H(k+1)] \Phi(k+1, k) \\ &\quad \times [P_{k/k-1} H'_k - K(k)C_{0,k}] \end{aligned} \quad (10.7)$$

Denklem (10.5) ve denklem (10.6), denklem (10.7)'da kullanıldığında $C_{j,k}$ sıfıra özdeş olur. Bu, optimal kazanç kullanıldığında artıklar dizisinin korelasyonsuz olduğunu doğrular.

Gerçekte sistem modelinde yer alan gürültüden ve parametrelerdeki hatalardan ötürü artıklar vektörünün kovaryansı farklılık gösterir. Filtre kazancının en iyi olması halinde denklem (10.8) ile gösterilen eşitlik elde edilir.

$$P_{k/k-1}H'_k - K_k C_{0,k} = 0 \quad (10.8)$$

Filtrenin kazancı optimal değere sahip olduğunda denklem (10.8) sağlanır. Bu, tez kapsamında önerilen LERAFKF filtresinin temelini oluşturan yapıdır. Sönümlenme faktörü ile uyarılama sürecinde gözlemlenen veriler önemlidir ve sönümlenme faktörü bu değerlere göre ağırlıklandırılmıştır. Böylelikle sönümlenme faktörünün değer etkinliği algortima akışı ilerledikçe artmaktadır. “ $C_{0,k}$ ” bilinmeyenini ise ardışık olarak sistem ölçüm değerleri de kullanılarak denklem (10.9) – (10.12) ile hesaplanır,

$$C_{0,k} = D_{1,k}/D_{2,k} \quad (10.9)$$

$$D_{1,k} = D_{1,k-1}/\lambda_{k-1} + z_k z'_k \quad (10.10)$$

$$D_{2,k} = D_{2,k-1}/\lambda_{k-1} + 1 \quad (10.11)$$

$$D_{1,0} = 0, D_{2,0} = 0 \quad (10.12)$$

Kanıt:

$$C_{0,k} = E[z_k z'_k] \quad (10.13)$$

$$C_{0,k} = \frac{\sum_{i=1}^{k-1} \sigma_{i,k} z(i) z^T(i) + z(k) z^T(k)}{\sum_{i=1}^{k-1} \sigma_{i,k} + 1} \quad (10.14)$$

$$\sigma_{i,k} = \prod_{j=1}^{k-1} \frac{1}{\lambda(j)} \quad (10.15)$$

$$D_{1,k} = \sum_{i=1}^{k-1} \sigma_{i,k} z(i) z^T(i) + z(k) z^T(k) \quad (10.16)$$

$$D_{2,k} = \sum_{i=1}^{k-1} \sigma_{i,k} + 1 \quad (10.17)$$

$D_{1,k}$ ve $D_{2,k}$, denklem (10.13) ve denklem (10.17) arasında yinelemeli olarak hesaplanmaktadır [13].

11. DENEYSEL ÇALIŞMA VE ÇIKTILARI

Bu tez kapsamında; yanlış modelden kaynaklanan kestirim sapması problemini çözmek için düşük hata oranlı sönümleme faktörü kullanan bir filtre, LERAFKF önerilmiş ve bu kapsamda tahmin performansını artıracak bir algoritma geliştirilmiştir. Geliştirilen algoritmanın performansı deney ölçümleri ile gerçekleşmiştir. Benzetim çalışmalarında biri doğrusal, diğeri doğrusal olmayan iki farklı sistem incelenmiştir. Her iki sistem için de ölçümlerde IMU'lar kullanılmıştır. Doğrusal sistemde hareketli bir nesneyi simüle eden bir test düzeneğinden ölçümler alınmış, doğrusal olmayan sistemde ise IMU'lar aracılığıyla füzeyi temsil eden diğeri bir sistemden ölçümler alınmıştır. Deney çalışmaları kapsamında ölçüm için kurulan test ortamı Şekil 11.1- Şekil 11.8 ile gösterilmektedir. Bu kapsam da 3 farklı IMU sensöründen çeşitli zamanlarda ve iterasyonlarda ölçümler alınmıştır. Bu sensörlerden birincisi, Tablo 6.3 ile özellikleri belirtilen Pololu imu01b model,10-bit dijital çıkışlı, 2 g ile 16 g arasında ayarlanabilen bir ivmeölçer ve 245-2000°/sn'lik bir çayro çıkışı olan düşük maliyetli bir atalet ölçüm birimidir. İkinci ölçüm düzeneği ise Tablo 6.1 ile özellikleri belirtilen Honeywell HG9900C1A-2025.2625 marka entegre bir ölçüm sistemi ve son ölçüm birimi ise ODTÜ MEMS araştırma grubu tarafından üretilen SDI33.R3.0009 model sıcaklık değişimine duyarlı kalifikasyon testleri daha yapılmamış bir laboratuvar test sensörüdür.

Deney ölçüm düzeneği, TÜBİTAK-SAGE yerleşkesi içerisinde Ölçerler Müdürlüğü bünyesinde kullanılan, aviyonik sistemlerin INS ve INS/GNSS birimlerinin ölçümü için hazırlanmış ve Şekil 11.1 ile gösterilen 2 eksenli bir döner tabla yapısından oluşmaktadır.

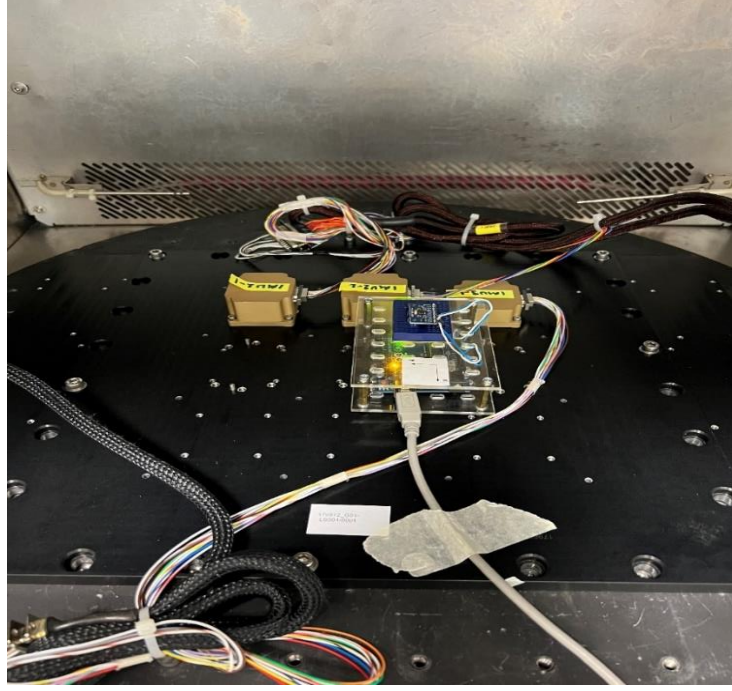


Şekil 11.1 2 Eksen Döner Tabla Simülasyon Ortamı

Ölçümler Şekil 11.2 ile gösterilen deney ortamında alınmıştır. -20°C , $+20^{\circ}\text{C}$ ve $+50^{\circ}\text{C}$ 'de 3 farklı sıcaklık için alınan kuzey yönelimi testi ile X ekseninde + ve - yönlerde elde edilen farklı numune değerleri kullanılmıştır. Bu ölçümler Matlab ortamına aktarılarak simülasyon çalışmaları yapılmıştır.

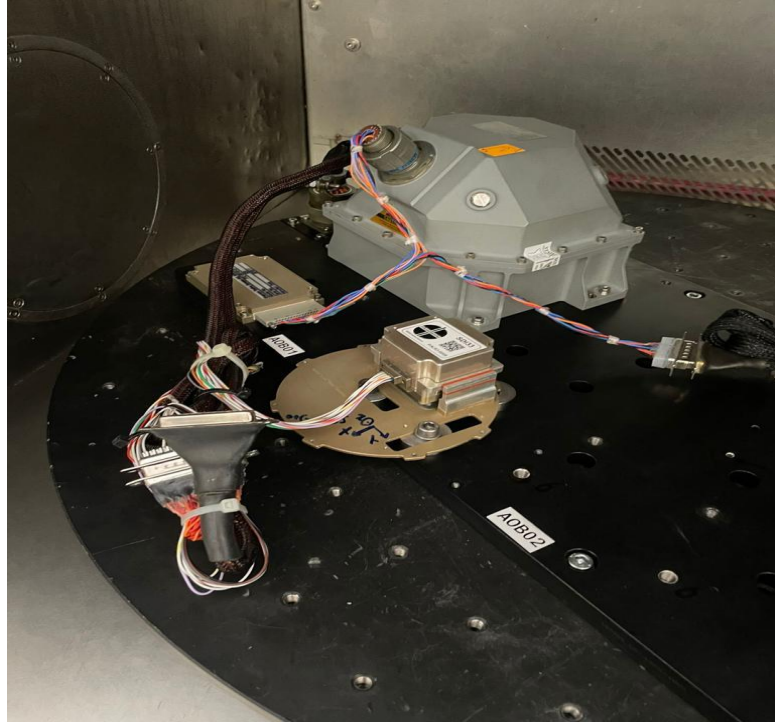


Şekil 11.2: HG9900C1A-2025.2625 ve SDI33.R3.0009 Sensör Yerleşimi



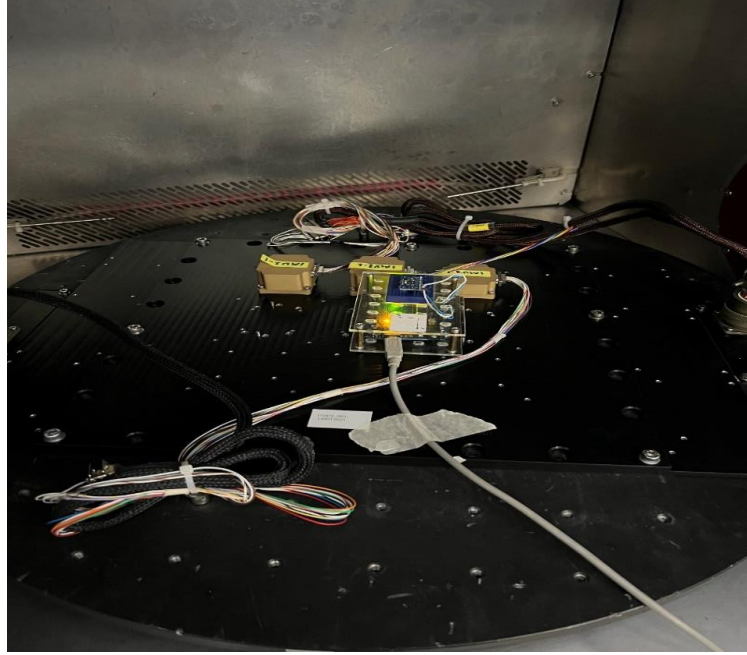
Şekil 11.4: MPU9250 IMU Sensör Ölçüm, Manyetik Kuzey=0.

Şekil 11.5 ile gösterilen ölçüm ortamında manyetik kuzey tam olarak 20 dereceyi gösterecek şekilde döner tabla ayarlanmış ve bu derece sabit tutularak ölçüm ortamı kapağı kapatılarak -20°C , $+20^{\circ}\text{C}$ ve $+50^{\circ}\text{C}$ 'de 3 farklı sıcaklık için ham veriler toplanmıştır.



Şekil 11.5: HG9900C1A-2025.2625 ve SDI33.R3.0009 IMU Sensör, Manyetik Kuzey=20.

Şekil 11.6 ile belirtilen kurulumda ise $+20^{\circ}\text{C}$ 'de 20 derece manyetik kuzey açısı sağlanarak oluşturulan ölçüm ortamında ham veriler toplanmıştır.



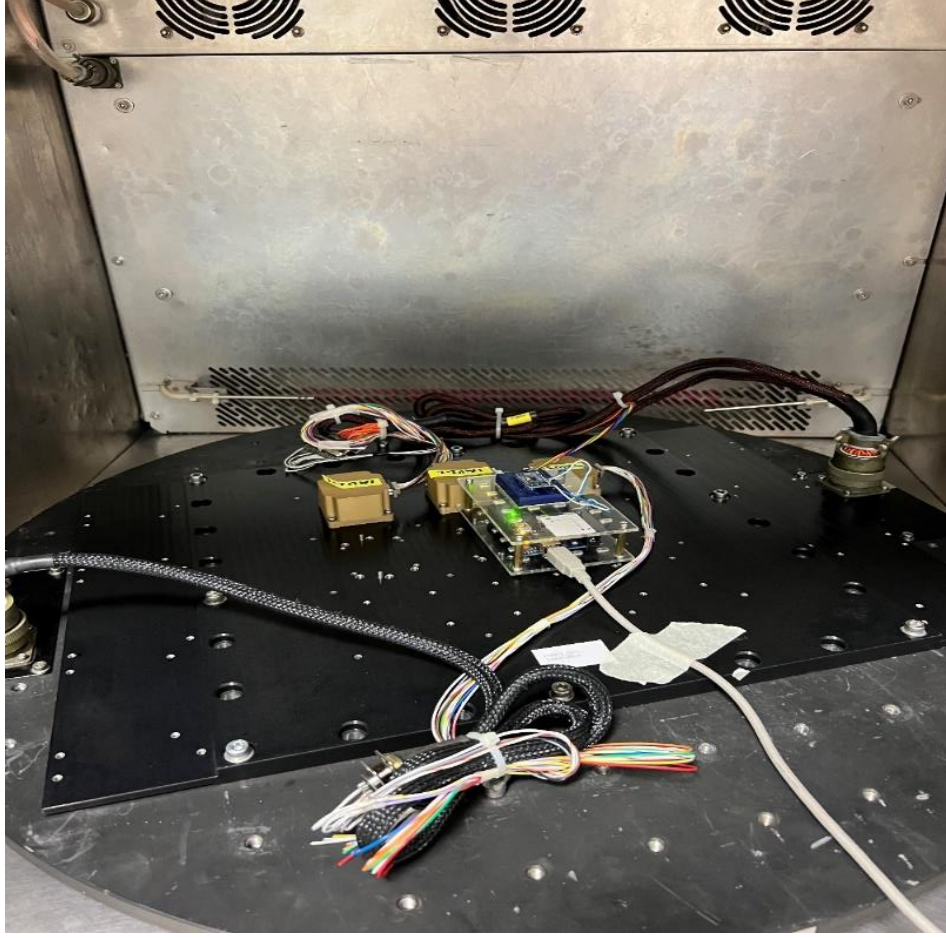
Şekil 11.6: MPU9250 IMU Sensör Ölçümü, Manyetik Kuzey=20.

Şekil 11.7 ile gösterilen ölçüm ortamında manyetik kuzey tam olarak 340 dereceyi gösterecek şekilde döner tabla ayarlanmış ve bu derece sabit tutularak ölçüm ortamı kapağı kapatılarak -20°C , $+20^{\circ}\text{C}$ ve $+50^{\circ}\text{C}$ 'de 3 farklı sıcaklık için ham veriler toplanmıştır.



Şekil 11.7: HG9900C1A ve SDI33.R3.0009 IMU Sensör Ölçüm.

Şekil 11.8 ile belirtilen kurulumda ise $+20^{\circ}\text{C}$ 'de 340 derece manyetik kuzey açısı sağlanarak oluşturulan ölçüm ortamında ham veriler toplanmıştır.



Şekil 11.8: MPU9250 IMU Sensör Ölçümü, Manyetik Kuzey=340.

Düşük hata oranlı sönümlenme faktörünü belirleme yönteminde yapılan hesaplamalar nispeten basit olduğundan, çok hedefli izleme senaryosunda kullanılabilir. Simülasyon sonuçları, önerilen yöntemin izleme doğruluğunu iyileştirmede geleneksel yöntemlere göre etkili bir yol olduğunu göstermektedir.

Deney çalışmalarında biri doğrusal, diğeri doğrusal olmayan iki farklı sistem incelenmiştir. Her iki sistem için de ölçümlerde önceki paragraflarda detay özellikleri verilen IMU'lar kullanılmıştır. Doğrusal sistemde hareketli bir nesneyi simüle eden bir test düzeneğinden ölçümler alınmış, doğrusal olmayan sistemde ise IMU'lar aracılığıyla füzeyi temsil eden bir sistemden ölçümler alınmıştır.

Bu tez çalışmasında; Bar-Shalom ve arkadaşlarının çalışmasında da kullanılan hareketli nesne modeli olan doğrusal ve ikinci dereceden sistem için 2 farklı durum-uzay modeli incelenmiştir [41]. Doğrusal sisteme ait durum-uzay denklemleri (11.1) ve (11.2) ile verilmektedir.

$$x_{k+1} = \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0.001 & 1 \end{bmatrix} x_k + \begin{bmatrix} 1 \\ 0.99 \end{bmatrix} w_k \quad (11.1)$$

$$y_k = [1 \quad 0] x_k + v_k \quad (11.2)$$

$w_k \sim N(0,1)$, $v_k \sim N(0,1)$ ölçüm ve sistem gürültü değerleri, $x_0 = \begin{bmatrix} 0 \\ 10 \end{bmatrix}$ başlangıç koşuludur.

İkinci durum-uzay modelinde ise (11.1) ve (11.2) numaralı denklemler ile küçük bir kusurla yanlış oluşturulmuş durum uzayı yapısı denklem (11.3) ve (11.4) ile verilmiştir.

$$x_{k+1} = \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0.001 & 1 \end{bmatrix} x_k + \begin{bmatrix} 1 \\ 0.7 \end{bmatrix} w_k \quad (11.3)$$

$$y_k = [1 \quad 0] x_k + v_k \quad (11.4)$$

Burada giriş ve çıkış bozuklukları, denklem 11.3 – 11.4 ile verilen Gauss dağılımı şeklinde tanımlanır. $w_k \sim N(0,1)$, $v_k \sim N(0,1)$ ölçüm ve sistem gürültü değerleri, $x_0 = \begin{bmatrix} 0 \\ 10 \end{bmatrix}$ başlangıç koşuludur.

Bir önceki paragrafta olduğu gibi yapılan çalışma doğrusal ve 2. dereceden bir sistemle test edilmiştir. Bu tez kapsamında önerilen LERAFKF filtresinin başarısını geliştirmek için doğrusal olmayan ve daha yüksek dereceli bir sistemle test yapılmasının gerekli olduğu değerlendirilmiştir. Bu amaçla bir füzeyi simüle eden ve denklem (11.5)'deki dördüncü dereceden doğrusal olmayan sistem modeli ele alınmıştır. Ölçüm için bu kurulumun bir parçası olan ve 2 eksenli döner tabla üzerine yerleştirilen 9 DOF (degree of freedom) SDI33.R3.0009 Model INS'den alınan açısal hız değerleri kullanılmıştır.

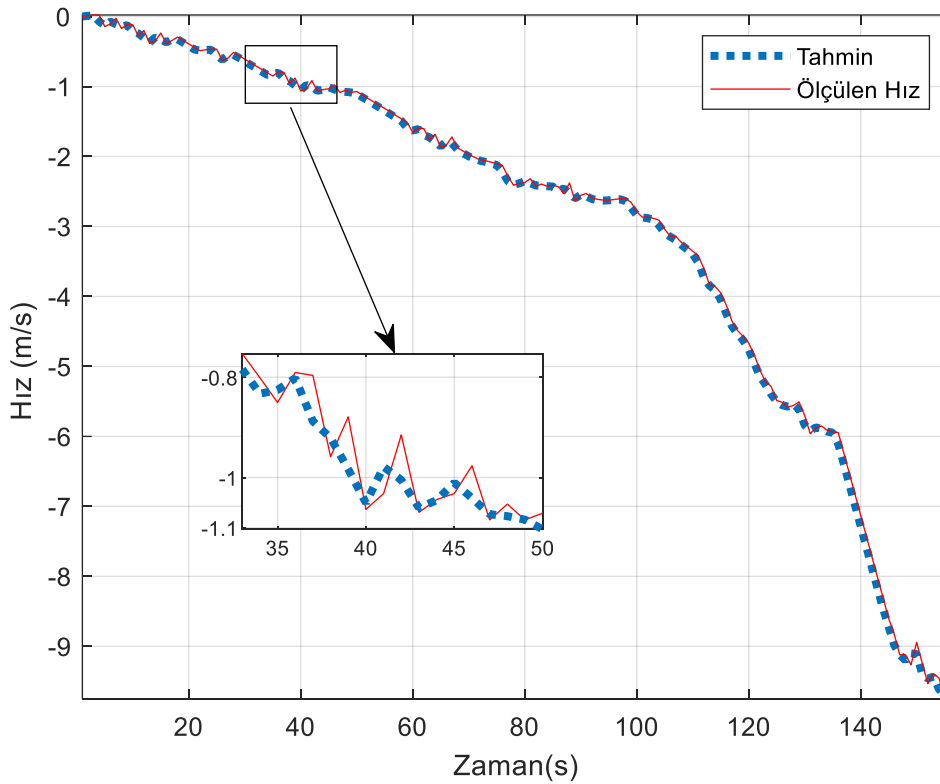
Doğrusal olmayan sistemin dinamiği denklem (11.5) ile aşağıdaki şekilde verilmektedir. Burada füzeyi ψ ile temsil edilen yunuslama açısı ve θ ile temsil edilen sapma açısıdır.

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= g \cos x_1 + g \sin x_1 - \sin 2x_1 - x_2 \\ \dot{x}_3 &= x_4 \\ \dot{x}_4 &= \cos x_1 - x_4, \end{aligned} \quad (11.5)$$

$x_1 = \theta$, $x_2 = \dot{\theta}$, $x_3 = \psi$, $x_4 = \dot{\psi}$ ile temsil edilmiştir.

Bu tez çalışmasında önceki paragraflarda açıklanan doğrusal ve doğrusal olmayan sistemlerden IMU'lar aracılığıyla birçok ölçüm alınmıştır. MATLAB ortamında geliştirilen algoritmalar kullanılarak birçok simülasyon çalışması gerçekleştirilmiştir.

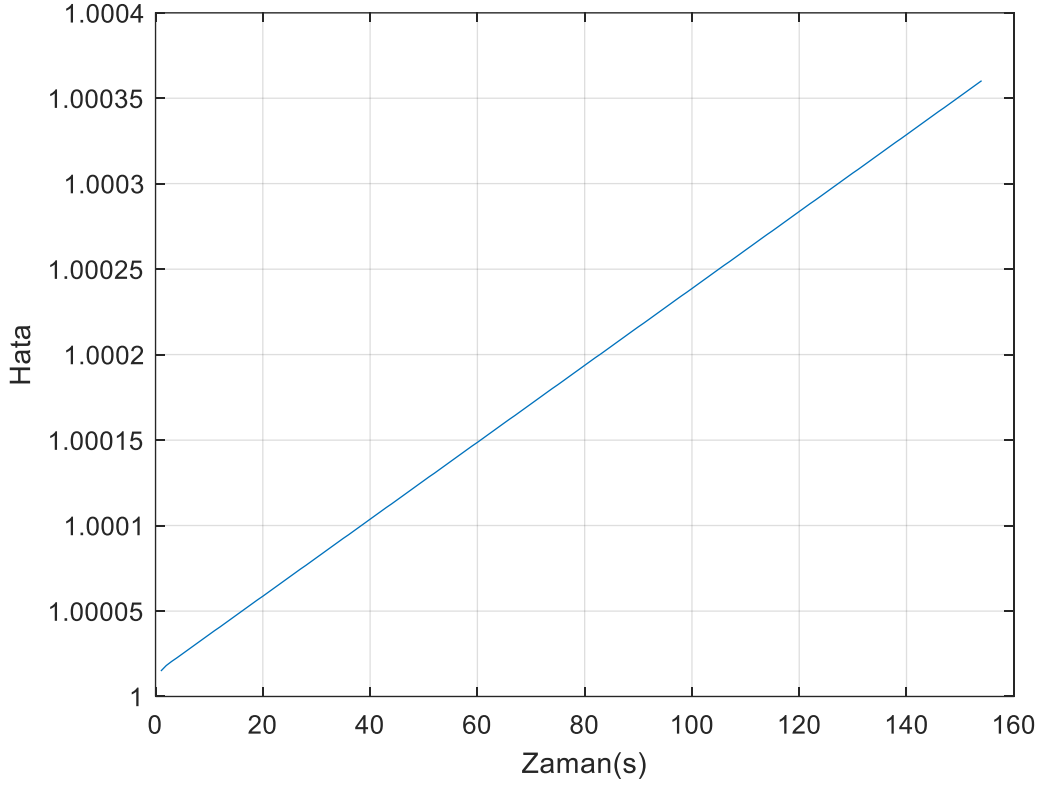
Simülasyon çalışmaları ve elde edilen sonuçlar üç ana başlık altında özetlemeye çalışılacaktır. İlk çalışmada Kalman filtresinin doğrusal model kullanıldığında tahmin performansı incelenmiştir. İkinci çalışmada Kalman filtresinin ve bu tez kapsamında önerilen LERAFKF'nin doğrusal modele ait bir parametrenin yanlış seçildiği durumlardaki tahmin performansı sunulmuş ve karşılaştırma yapılmıştır. Üçüncü çalışmada EKF ve LERAFKF tahmin algoritmalarının füze simülasyonu yapan doğrusal olmayan bir sistemdeki performansları incelenmiştir. Bu çalışmalara ilave olarak, bu farklı sıcaklıklar altında sensörlerden alınan veriler kullanılarak kullanılarak LERAFKF tahmin performansı da bu tez kapsamında incelenmiştir.



Şekil 11.9: X Ekseni Hız Değeri

Öncelikle, MATLAB'da geliştirilen algoritmanın doğruluğunu kontrol etmek için doğrusal model kullanarak Kalman filtresi tasarlanmıştır. IMU'dan alınan veriyi işleyerek elde edilen hız değerleri ve Kalman Filtresi tarafından tahmin edilen hız değerleri Şekil 11.9

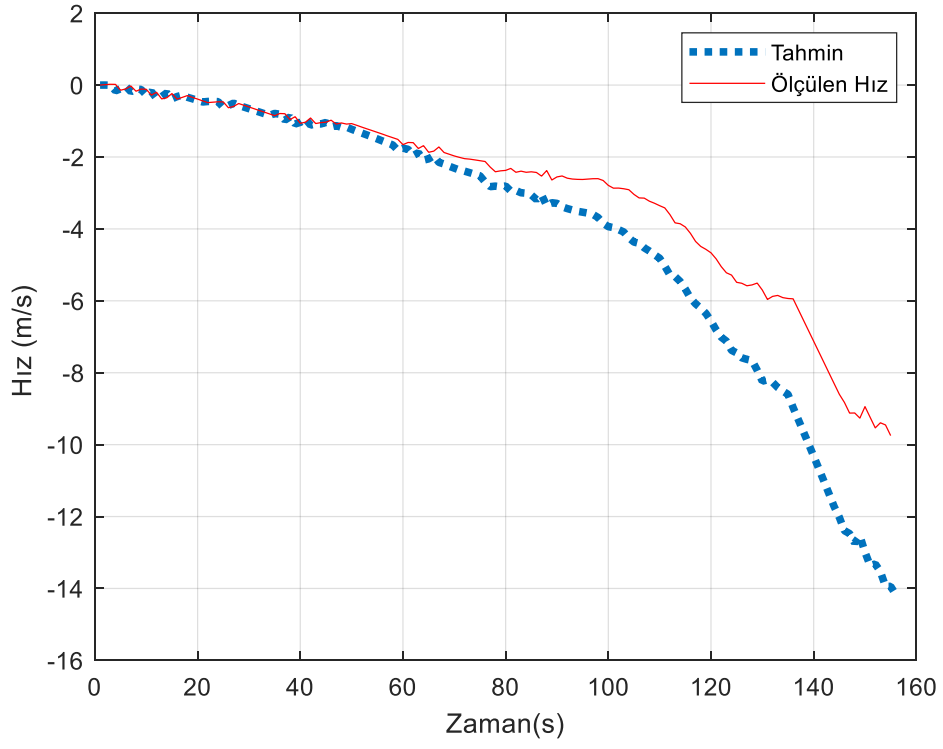
ile gösterilmektedir. Şekil 11.9 incelendiğinde ölçülen hız değerleri ile tahmin edilen hız değerlerinin birbirine yakın olduğu, zaman zaman sapmaların olduğu görülmektedir.



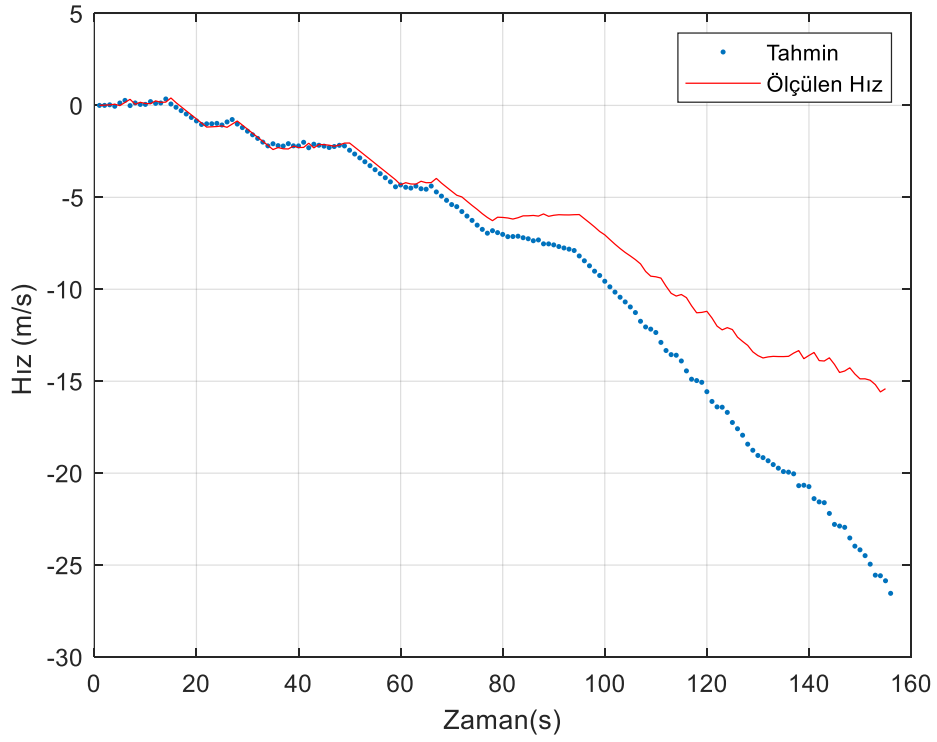
Şekil 11.10: X Ekseni Hata Kovaryans Değeri

Tahmin edilen ve ölçülen hız değerleri arasındaki fark hata olarak kabul edilmiş ve ivme değerleri üzerinden hesaplanan hız değerleri ile tahmin edilen hız değerleri arasındaki tutarlılığı belirlemek için hatanın kovaryansı çizilmiştir. Kovaryans değerinin Şekil 11.10'da görüldüğü gibi 1 (bir) değerine yakınsaması, ölçülen ve tahmin edilen hız değerlerinin birbirine çok yakın olduğunu göstermektedir.

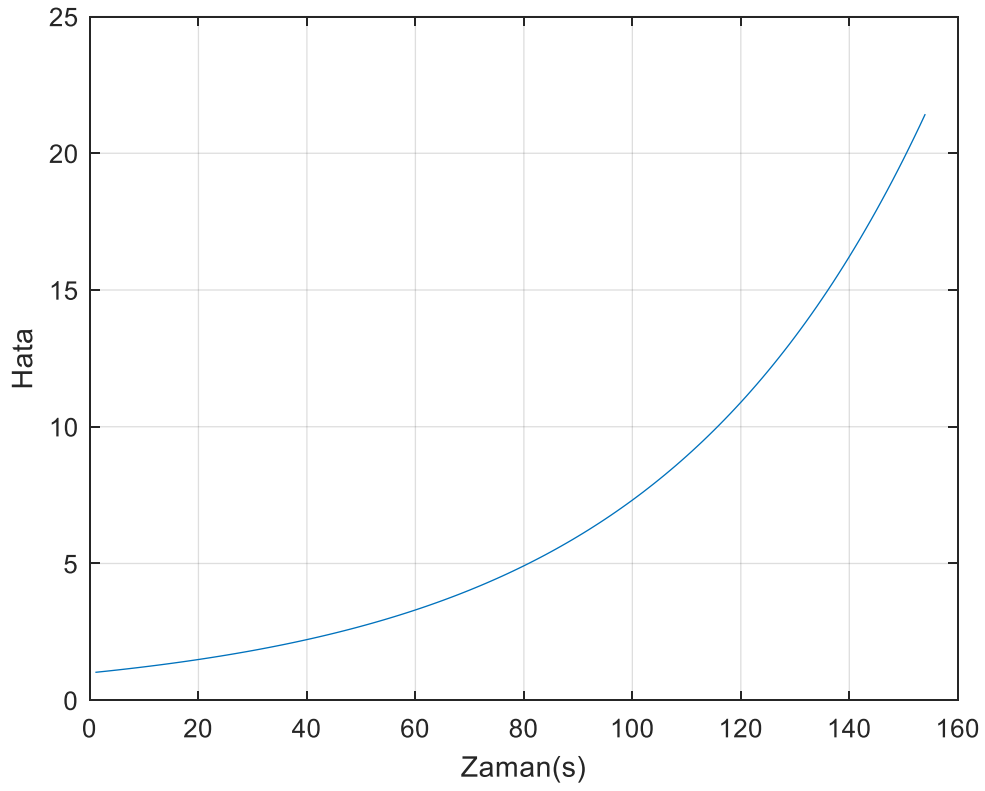
Kalman filtre algoritması doğrulandıktan sonra kusurlu parametrelere sahip denklem (11.3) ve (11.4) ile verilen doğrusal bir sistem modeli kullanılmıştır. Bu kusurlu modeli kullanarak Kalman filtresinin ve bu tez kapsamında önerilen LERAFKF algoritmasının tahmin performansı incelenmiştir. Ölçüm sonuçlarıyla karşılaştırıldığında X eksen hızlarının Kalman filtresi tahminleri Şekil 11.11'de gösterilmektedir. Şekil 11.11'de görüldüğü gibi zaman arttıkça Kalman filtresinin tahmin performansı bozulmakta ve sapmalar meydana gelmektedir. Aynı çalışma Y eksenindeki hız için de yapılmış ve Şekil 11.12'de benzer sonuçlar elde edilmiştir.



Şekil 11.11: X Ekseni Hız Değeri (Hatalı Durum-Uzay Modeli)

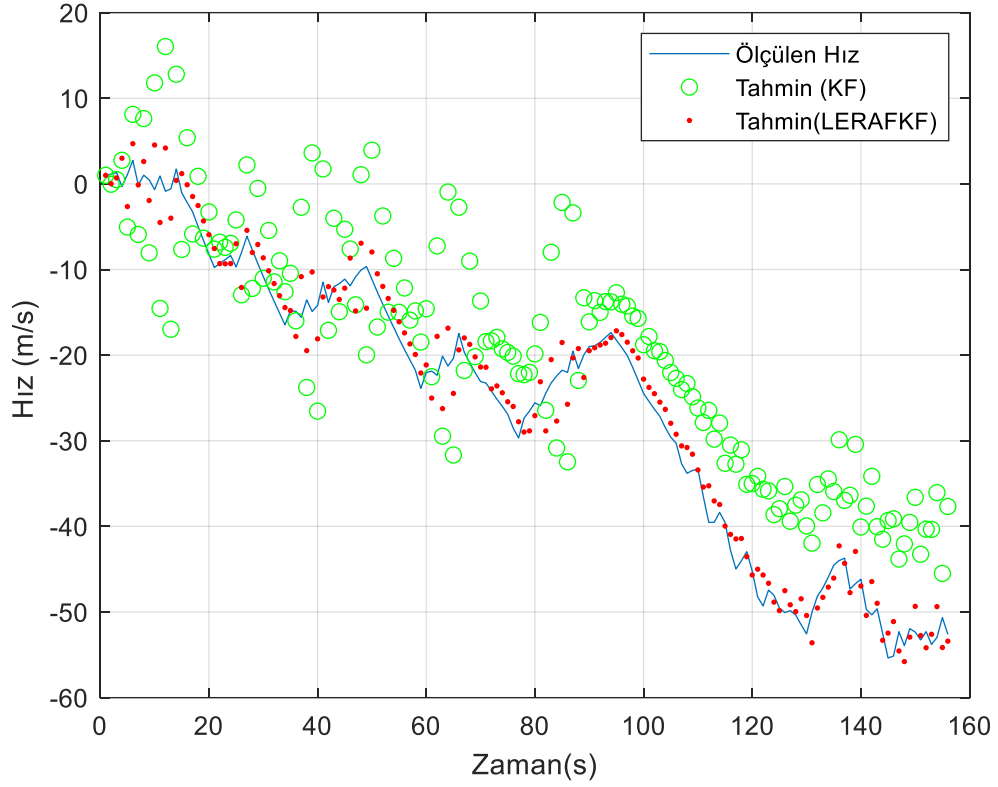


Şekil 11.12: Y Ekseni Hız Değeri (Hatalı Durum-Uzay Modeli)



Şekil 11.13: X Ekseni Hata Kovaryans Değeri (Hatalı Durum-Uzay Modeli)

Hatanın kovaryans değeri Şekil 11.13'de gösterilmektedir. Kovaryans, tahmin edilen ve ölçülen değerler arasındaki farkı göstermektedir.



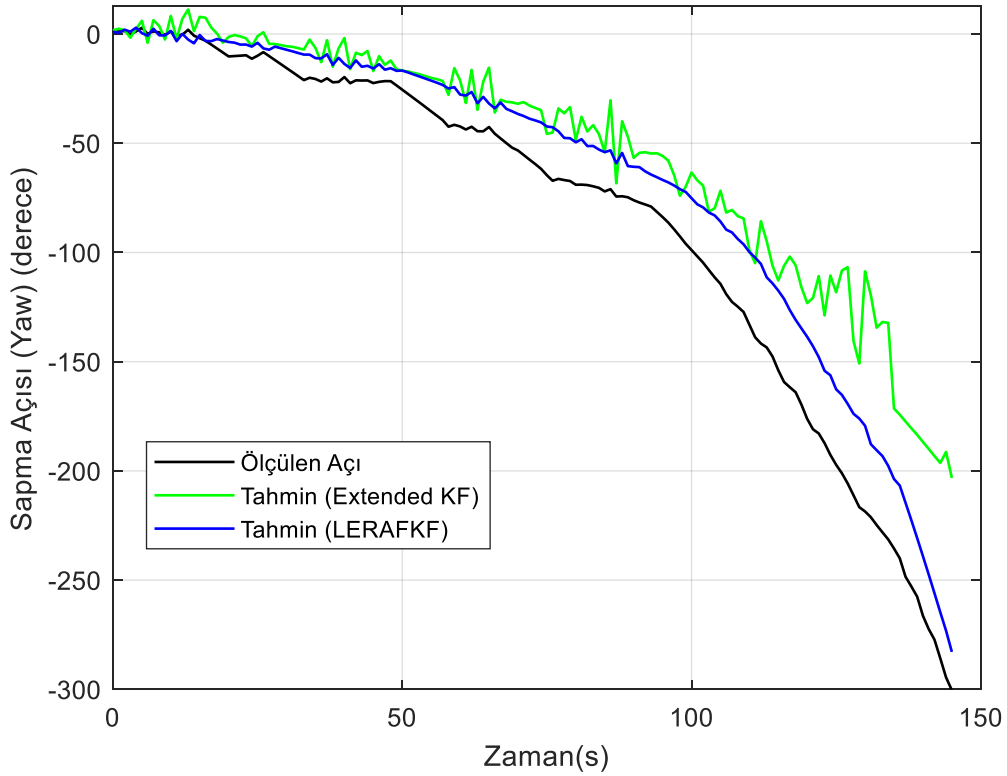
Şekil 11.14: X Ekseni Hız Değeri (Hatalı Durum-Uzay Modeli)

Tez kapsamında, Kalman filtresinin ve önerilen filtrenin yanlış durum uzayı kullanıldığında tahmin performansı da ayrıca incelenmiştir (Şekil 11.14). Açıkça görüldüğü gibi Kalman filtresi tahmin sonucu zaman geçtikçe ölçülen değerlerden uzaklaşırken, LERAFKF tahminleri ölçümleri iyi takip etmektedir. LERAFKF ve Kalman filtresinin hatalı oluşturulmuş durum-uzay modeli denklem (11.3) ve denklem (11.4) için regresyon analizi Tablo 11.1'de verilmiştir. LERAFKF için MSE yaklaşık 0,056, KF için ise 1,698'dir. MSE değerlerine bakıldığında LERAFKF tahminlerinin KF'den çok daha iyi olduğu görülmektedir.

Tablo 11-1: KF&LERAFKF Hız Tahmin Farkı

Tahmin Metodu	Hız Kestirim Yöntemi	
	<i>Kalman Filter</i>	<i>LERAFKF</i>
<i>Ortalama Karesel Hata ile Regresyon Analizi (MSE)</i>	1.698	0.056

Bu tez çalışması kapsamında önceden de belirtildiği üzere doğrusal olmayan sistem modeli de ele alınmıştır. Doğrusal olmayan sistemler için Kalman filtresi verimli sonuç vermeyeceğinden genişletilmiş Kalman Filtresi (EKF) kullanılmıştır. Ayrıca, LERAFKF filtresinin performansı MPU9250 sensörü kullanılarak oda sıcaklığında alınan ölçümler ile denklem (11.5)'de verilen doğrusal olmayan model için incelenmiştir. EKF ve LERAFKR filtre performansları Şekil 11.15'te verilen grafik üzerinde gösterilmektedir.



Şekil 11.15: Sapma (Yaw) Açısı Tahmin Değeri

Şekil 11.15 incelendiğinde EKF ve LERAFKF filtrelerinin tahminlerinin birbirine yakın olmasına rağmen, sönümlenme faktörünün katkısıyla EKF ile mukayese edildiğinde LERAFKF'nin daha iyi performans gösterdiği görülmektedir. Ayrıca, zaman geçtikçe EKF 'de hata giderek artmaktadır.

Grafik çalışmasının yanısıra, doğrusal olmayan durum için regresyon analizi de yapılmıştır. Analiz sonuçları Tablo 11.2'de verilmektedir. Burada, LERAFKF'nin tahmin performansının EKF'den daha iyi olduğu görülmektedir. Zira, LERAFKF'nin MSE değeri 0,247, KF'nin MSE değerinden 0,361 daha küçüktür.

Tablo 11.2: EKF&LERAFKF Sapma Açısı Tahmin Farkı

Tahmin Metodu	Açı Kestirim Yöntemi	
	<i>EKF</i>	<i>LERAFKF</i>
<i>Ortalama Karesel Hata ile Regresyon Analizi (MSE)</i>	0.361	0.247

LERAFKF'nin performansı literatürdeki bazı benzer çalışmalarla karşılaştırılmıştır. Karşılaştırmalar LERAFKF'nin bu çalışmalara kıyasla daha iyi tahmin performansı sağladığını göstermektedir. Cenker B. ve Ark. [36] hız tahmini üzerinde benzer bir çalışma yürütmüştür. Bu çalışmada , Genişletilmiş Kalman Filtresinin (EKF) tahmin sonuçları, araştırmacılar tarafından önerilen Matris Uyarlamalı Sönümlenmeli Genişletilmiş Kalman Filtresi (MAFEKF) ile karşılaştırılmıştır. Fakharian A. ve arkadaşları [43] tarafından yürütülen başka bir çalışmada ise geleneksel bir Kalman filtresi uyarlanabilir Kalman filtresi ile karşılaştırılmıştır. Doğrusal sistemler ile yapılan çalışmalar irdelendiğinde MSE değerleri açısından kestirim sonuçları Tablo 11.3'te verilmiştir. Burada KF, geleneksel Kalman filtresini temsil etmektedir, önerilen uyarlanabilir filtreler (MAFEKF, AKF, LERAFKF) için uyarlanabilir Kalman filtresi Tablo 11.3'de AFKF olarak tanımlanmıştır. LERAFKF performansını MSE değerleri açısından karşılaştırdığımızda LERAFKF'nin önerilen bu iki algoritmadan daha iyi performans gösterdiği görülmektedir.

Tablo 11.2:Hız/Konum Kestirim Performans Karşılaştırması

Ortalama Karesel Hata ile Regresyon Analizi (MSE)	Hız/Konum Kestirim Yöntemi	
	<i>KF</i>	<i>AFKF</i>
<i>Cenker B. et al [36]</i>	0.30	0.10
<i>Fakharian A. et al [43]</i>	3.54	0.12
<i>Bu Çalışmada (LERAFKF)</i>	1.698	0.056

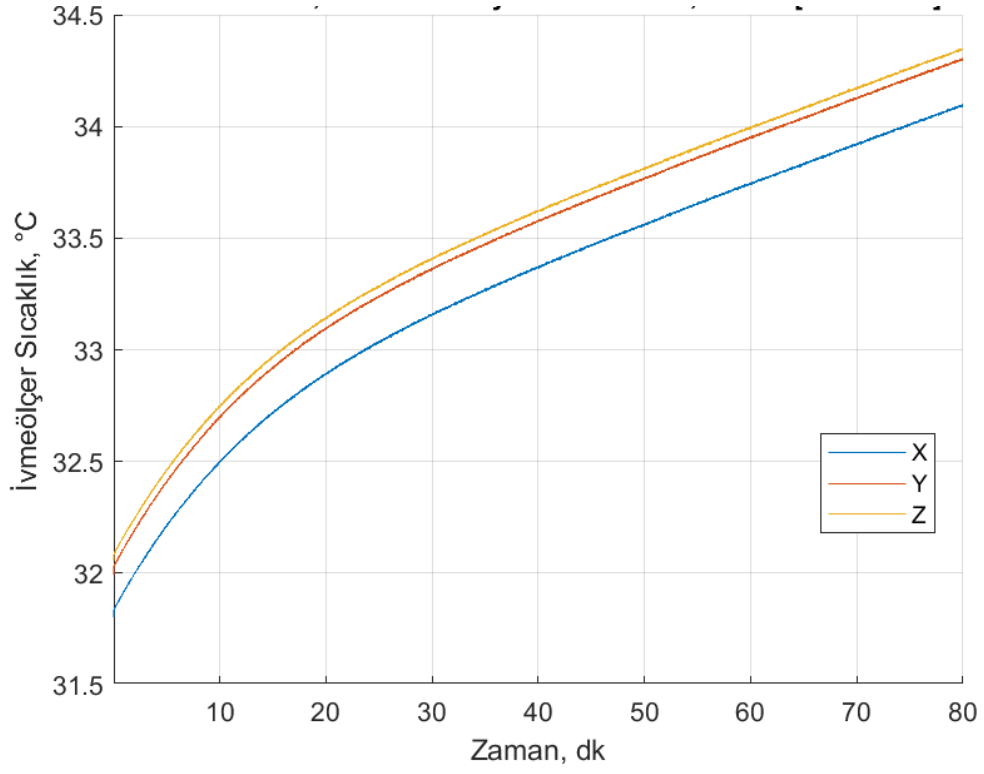
Aida M. ve Ark. [42] tarafından sapma (yaw) açısı kestirimi hakkında bir çalışma yapılmıştır. Yapılan çalışmada önerilen uyarlanabilir Kalman filtresi Quaternion Kalman filtresi ile karşılaştırılmıştır. Sonuçlar Tablo 11.4'te verilmiştir. Aida ve arkadaşları

tarafından yapılan sapma açısına yönelik tahmin çalışmasında elde edilen MSE değeri Quaternion Kalman filtresi için 1,7616 iken, önerdikleri düzeltmeli Kalman filtresi için bu değer 0,8562 olmuştur. Ele alınan sistemde sistem dinamiği doğrusal olmayan sistem sapma açısı kestirimi ile bu tez kapsamında önerilen filtre performansı mukayese edilmiştir. Görüleceği üzere, LERAFKF performansının Aida ve arkadaşlarının önerdiği uyarlamalı filtreye göre MSE değerleri açısından daha iyi olduğu görülmektedir.

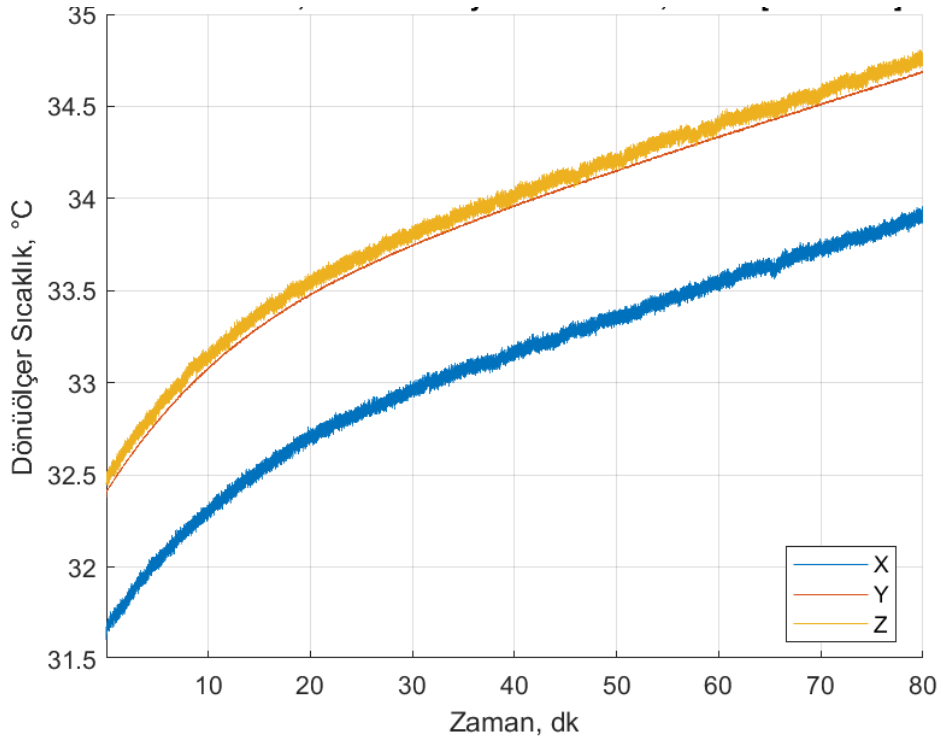
Tablo 11.3: Sapma Açısı Performans Karşılaştırması

Ortalama Karesel Hata ile Regresyon Analizi (MSE)	Açı Kestirim Yöntemi	
	<i>EKF</i>	<i>AFKF</i>
<i>Aida M. et al [39]</i>	1.7616	0.8562
<i>Bu Çalışmada (LERAFKF)</i>	0.361	0.247

Son kısımda ise sıcaklık değişimine bağlı tahmin performansını belirleyen ölçüm sonuçlarının incelenmesi öncesinde ölçüm ortamı ve sensörlerin karakteristikleri ile ilgili önemli bilgi sağlayan bazı grafikler ve değerler Şekil 11.16, Şekil 11.28 arasında verilmiştir. SDI33.R3.0009 sensörüne ait oda sıcaklığında alınan ölçüm sonuçlarında sensör sıcaklıklarını gösteren değişim grafikleri Şekil 11.16 ve Şekil 11.17’ de verilmiştir. Bu kapsamda ivmeölçer ve dönüölçer sıcaklığının çalışma sıcaklığı ile birlikte +32°C - 34°C arasında seyrettiği ve X eksenine ait sıcaklık değerinin Y ve Z eksenine göre 0.4°C fark ile çalıştığı gözlenmiştir.

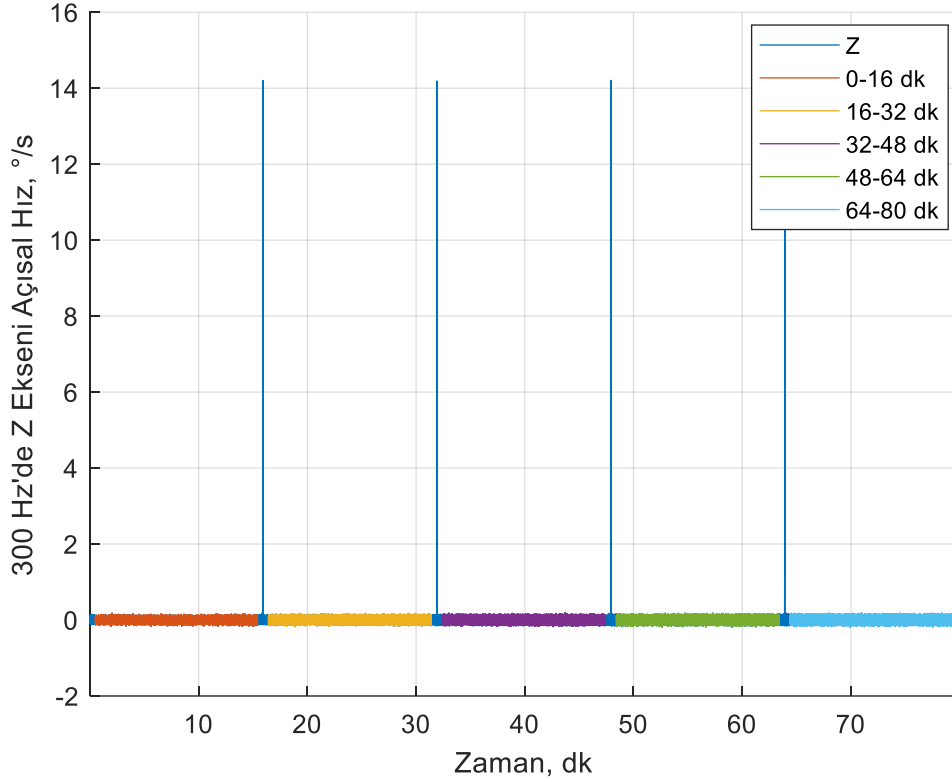


Şekil 11.16: SDI33.R3.0009, 20°C'de Kuzey Yönelimi Testi, 500Hz.



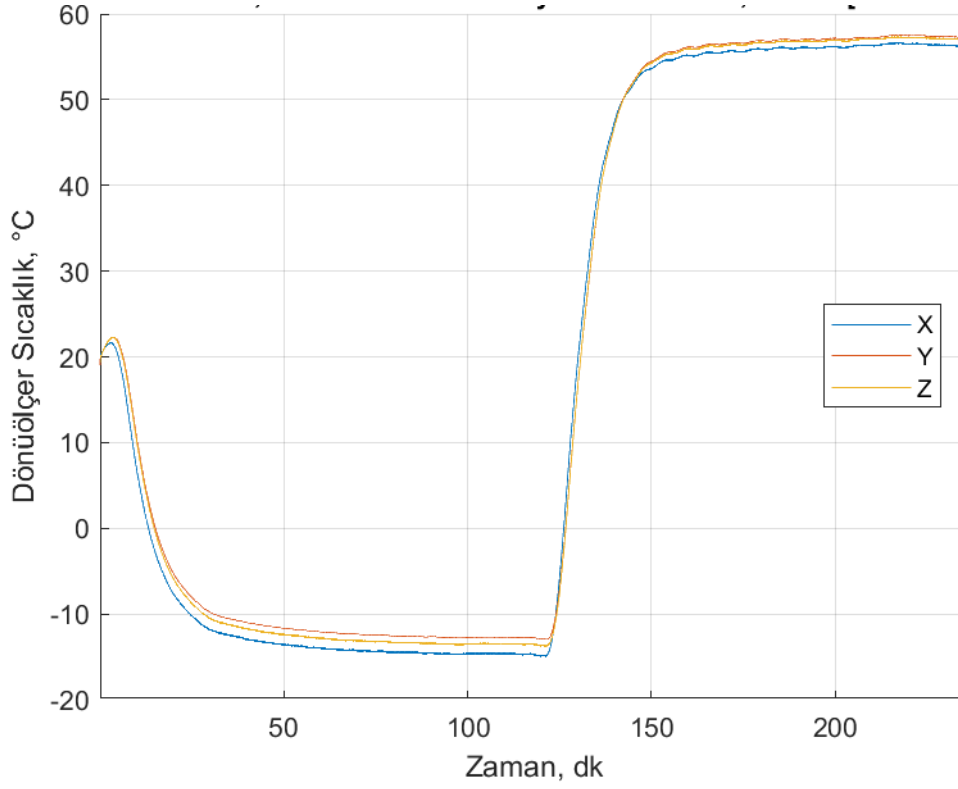
Şekil 11.17: SDI33.R3.0009, 20°C'de Kuzey Yönelimi Testi, 500Hz.

Grafiklerden de anlaşılacağı üzere deney ortamının üzerine sabitlenmiş sensörlerin alt tabla ile dönüşü belirli zaman aralıklarında ve aynı hızda gerçekleştirilmiştir. Şekil 11.18’de HG9900C1A-2025.2625 sensörü Z eksenini için açılma hız çizimi renklendirilerek grafikleştirildiğinde, anlık tepe yapan noktalar sensörün bağlı olduğu tablanın dönüş zamanı olarak kaydedilmiştir.



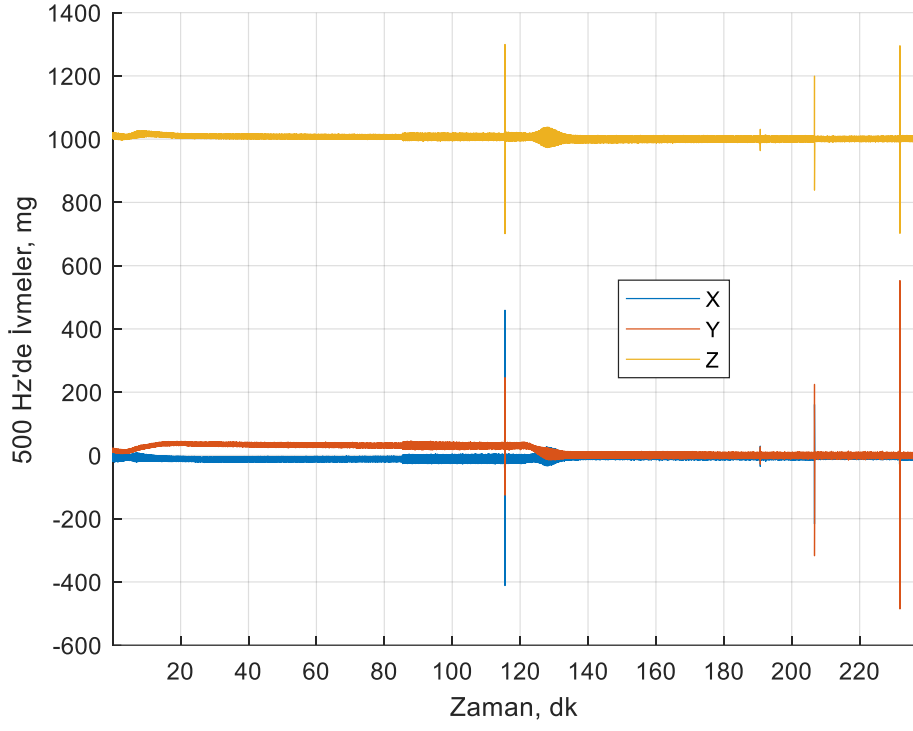
Şekil 11.18: HG9900C1A-2025.2625, 20°C’de Kuzey Yönelimi Testi, 300Hz.

Düşük sıcaklık, -20°C ve yüksek sıcaklık, +50°C ile alınan verilerin SDI33.R3.0009 sensör karakteristiğine etkisi Şekil 11.19’te gözlenmiştir. Sensörlerden alınan sıcaklık bilgisine göre 120 dakika düşük sıcaklıkta toplanan ham verilerin ardından test kabini yüksek sıcaklığa çekilmiş ve 120 dakika boyunca bu sıcaklıkta ölçüm alması sağlanmıştır. Sıcaklığın ölçüm sonuçlarına etkisi kestirim kıyas grafiklerinde net olarak ortaya konmaktadır.

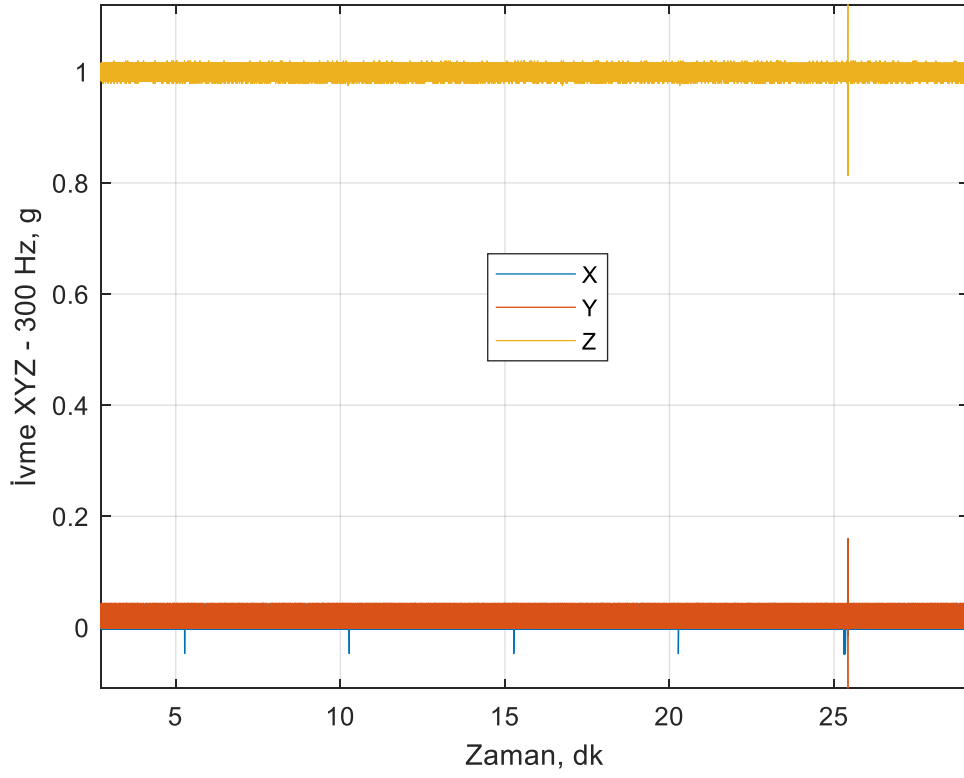


Şekil 11.19: SDI33.R3.0009, -20°C ve +50°C'de Kuzey Yönelimi Testi, 500Hz.

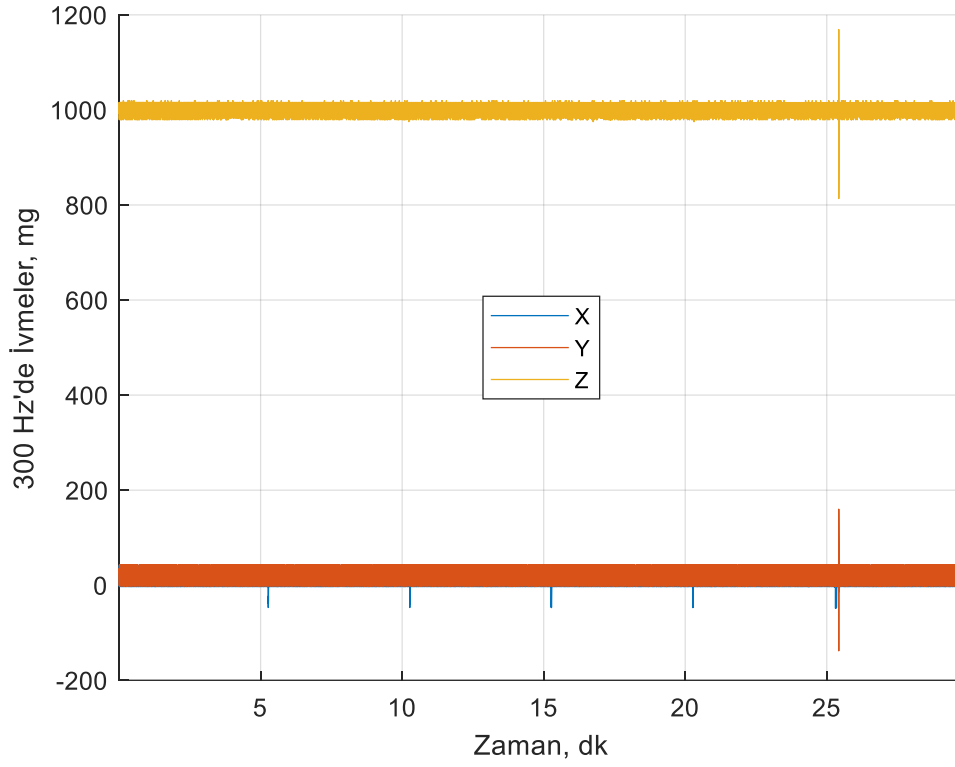
Ölçümlerdeki ivme zaman grafikleri incelendiğinde SDI33.R3.0009 sensörünün ivme değerlerinin düşük sıcaklıkta yüksek sıcaklığa göre Y ekseninde ivme değerlerinde sapma oluştuğu Şekil 11.20'de gözlenmiştir. Fakat HG9900C1A-2025.2625 sensörünün sıcaklığa bağlı ölçüm sonuçlarının benzer olduğu, diğer sensöre göre daha stabil çalıştığı Şekil 11.21 ve Şekil 11.22'da çizdirilen grafiklerde net bir şekilde gözlenmektedir.



Şekil 11.20: SDI33.R3.0009, -20°C ve +50°C'de Kuzey Yönelimi Testi, 500Hz.

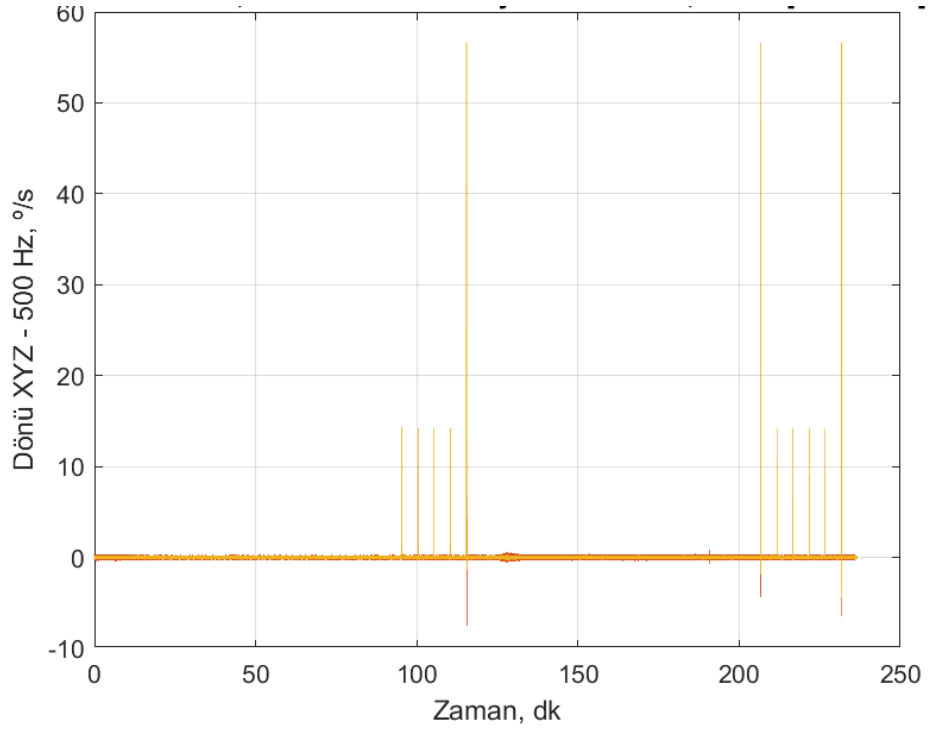


Şekil 11.21: HG9900C1A-2025.2625, +50°C'de Kuzey Yönelimi Testi, 300Hz.

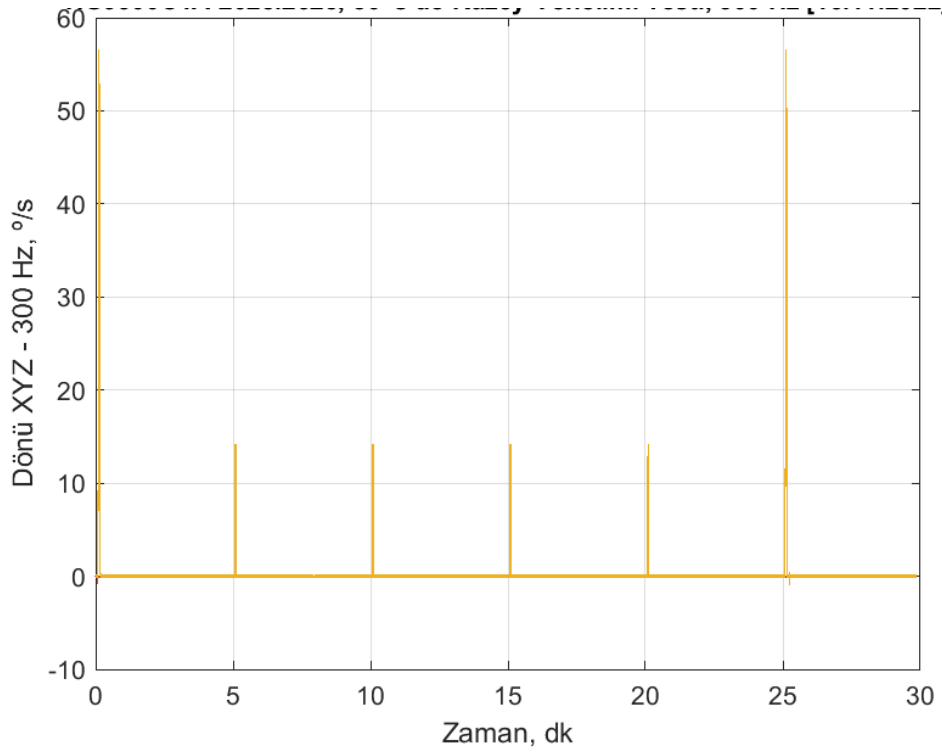


Şekil 11.22: HG9900C1A-2025.2625, -20°C'de Kuzey Yönelimi Testi, 300Hz.

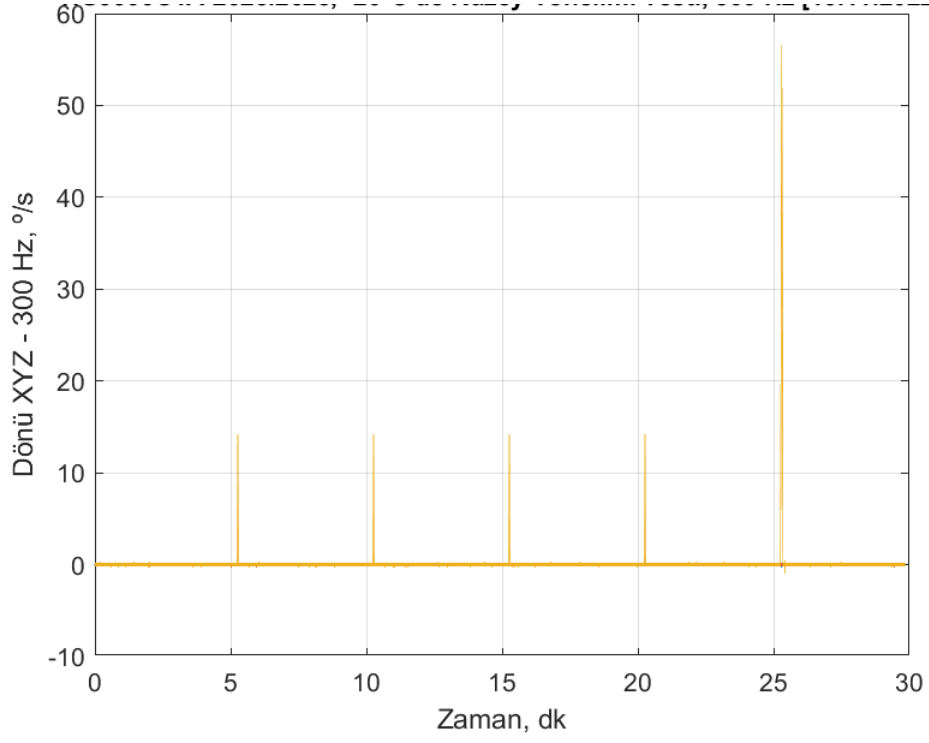
Şekil 11.23 ile Şekil 11.25 arasında yer alan dönü-zaman grafikleri ivme-zaman grafikleri ile benzer sonuçlar üretmiş ve sensörlerden HG9900C1A-2025.2625'in SDI33.R3.0009'a göre dönü değerlerinin sıcaklık değişimlerine karşı daha dayanıklı olduğunu göstermiştir.



Şekil 11.23: SDI33.R3.0009, -20°C ve +50°C'de Kuzey Yönelimi Testi, 500Hz.

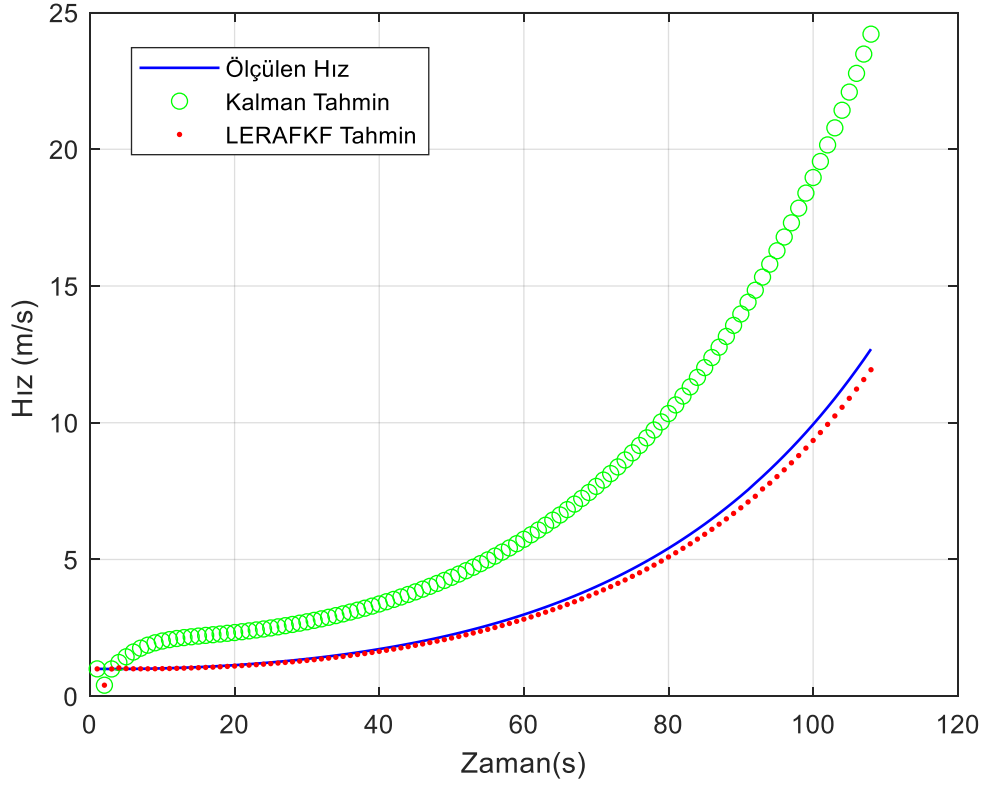


Şekil 11.24: HG9900C1A-2025.2625, +50°C'de Kuzey Yönelimi Testi, 300Hz.



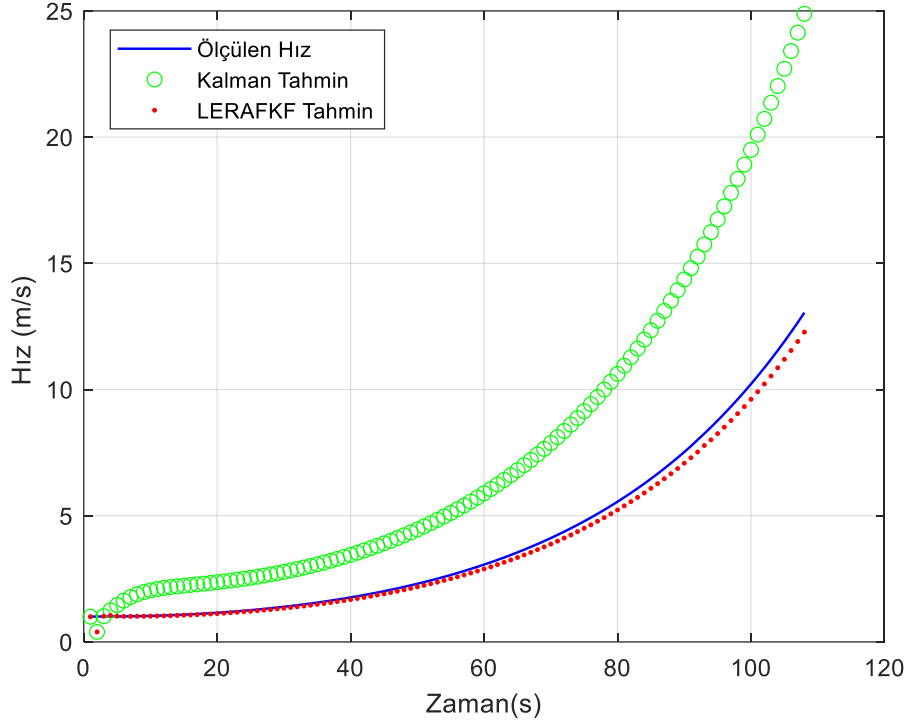
Şekil 11.25: HG9900C1A-2025.2625, -20°C’de Kuzey Yönelimi Testi, 300Hz

HG9900C1A-2025.2625 sensörüne ait alınan ivme ölçümleri denklem (11.3) ve (11.4) ile belirtilen Bar-Shalom hatalı durum-uzay modeli kullanılarak -20°C’de çizdirilmiş ve Şekil 11.26 ‘da gösterilmiştir. Yapılan kestirim sonucunda ölçüm ile hesaplanarak bulunan hız sonucu ile önerilen LERAFKF adaptif filtresinin yakın kestirim değerini verdiği fakat Kalman filtre kestirim değerlerinin zaman geçtikçe ıraksadığı ve hatalı sonuç verdiği yapılan simülasyon sonuçlarında gözlenmiştir.



Şekil 11.26: HG9900C1A-2025.2625, -20°C, 300Hz, Hız Kestirim Kıyas Grafiği.

Şekil 11.27’de yüksek sıcaklıkta alınan HG9900C1A-2025.2625 sensör kestirim sonuçlarına yer verilmiştir. Şekil 11.26 ile benzer sonuçlar çıksada sensörün az da olsa sıcaklık ile karakteristiği değişmiştir. LERAFKF ve KF’nin hatalı durum-uzay modeli kullanılarak HG9900C1A-2025.2625 sensörü ile regresyon analizi sonucu Tablo 11.5’te verilmiştir. Tablo 11.5 incelendiğinde, sensör sıcaklık toleransının yüksek olduğu hem grafiklerde hem de tablo da çıkan sonuçlar ile ortaya konmuştur.

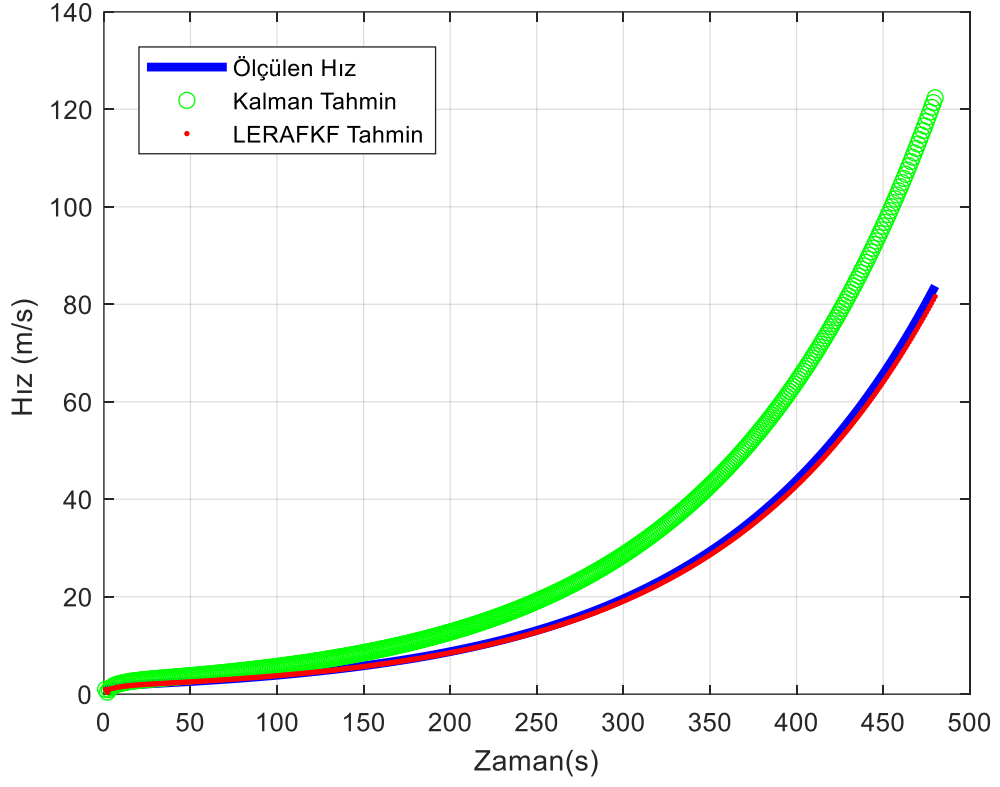


Şekil 11.27: HG9900C1A-2025.2625, +50°C, 300Hz, Hız Kestirim Kıyas Grafiği.

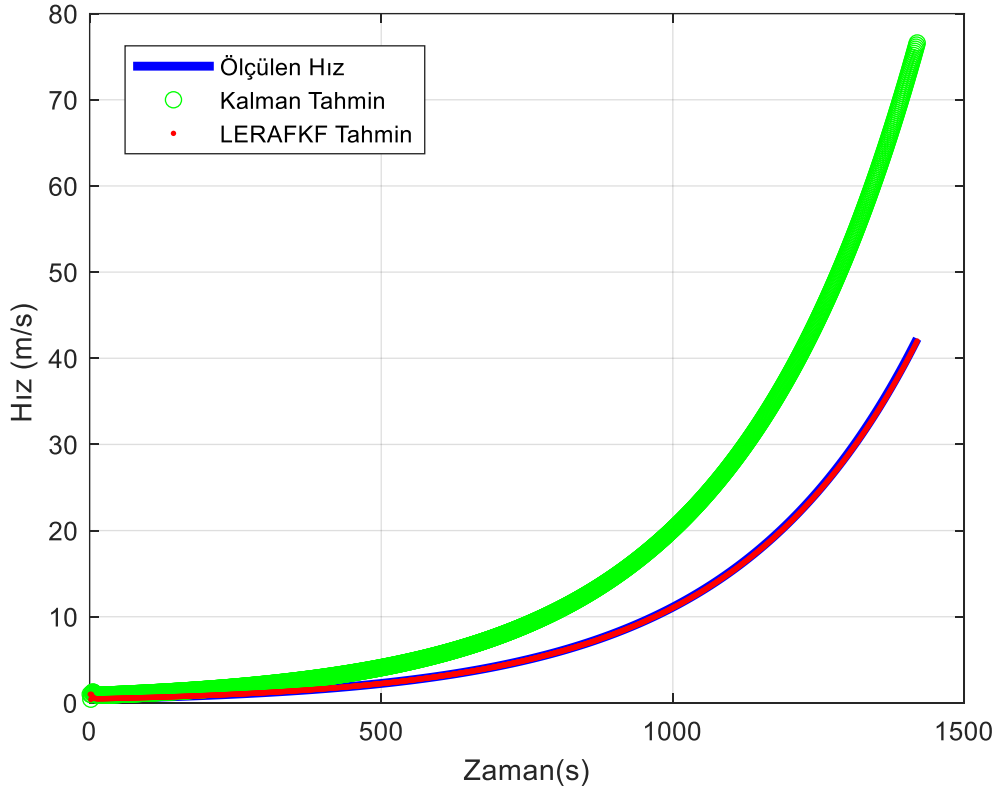
Tablo 11.4: HG9900C1A-2025.2625 Sıcaklık Farkı Tahmin Analizi

Ortalama Karesel Hata ile Regresyon Analizi	HG9900C1A-2025.2625 Hız Kestirim	
	KF	LERAFKF
-20°C	50.4236	2.1379
+50°C	52.9481	2.1045

Düşük sıcaklıktan yüksek sıcaklığa değişim sonucu ve oda sıcaklığında SDI33.R3.0009 sensöründen alınan veriler ile hatalı durum-uzay modeli ile hesaplanan tahmin sonuçlarının Kalman filtresinde meydana gelen hatalı ölçümü az da olsa artırdığı fakat LERAFKF'nin sıcaklığa bağlı değişimden kaynaklı hatasının küçüldüğü Şekil 11.28 ve Şekil 11.29'de ortaya konmuştur. Değerler sıcaklık değişiminin HG9900C1A-2025.2625 sensöründen alınan verilere etkisinin çok düşük olduğunu göstermiştir. Grafıklere göre, HG9900C1A-2025.2625 sensörüne oranla yüksek ivme ile X ekseninde alınan ölçümlerden elde edilen kestirim sonuçları, hatanın artması ile Kalman filtresindeki ıraksamayı net bir şekilde ortaya koymaktadır.



Şekil 11.28: SDI33.R3.0009, +20°C'de, 300Hz, Hız Kestirim Kıyas Grafiği



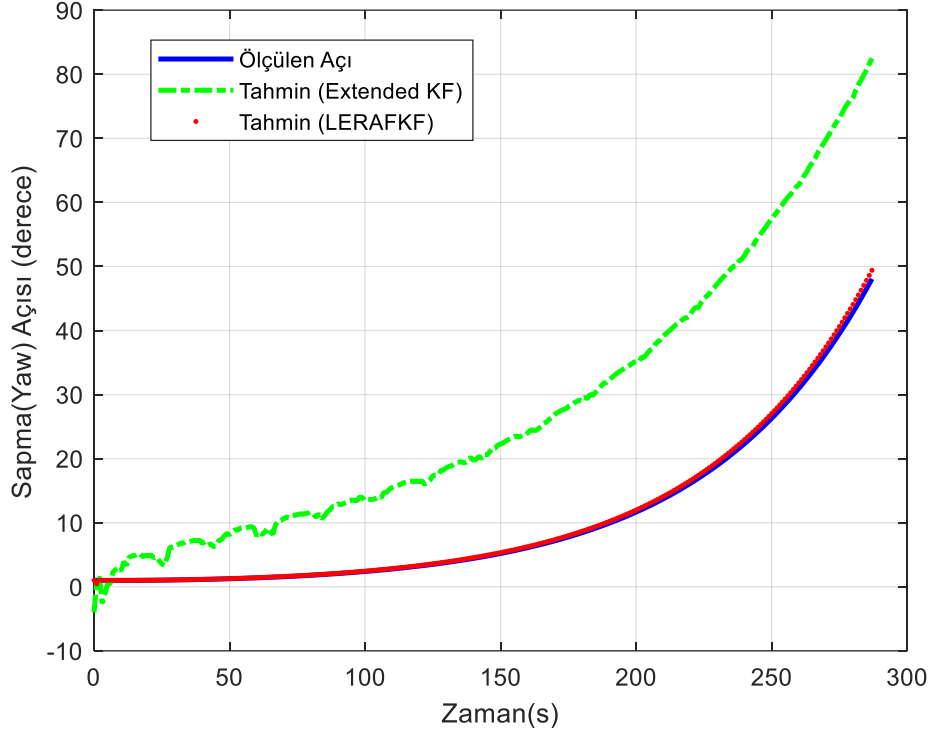
Şekil 11.29: SDI33.R3.0009, -20°C - +50°C arası, 300Hz, Hız Kestirim Kıyas Grafiği

LERAFKF ve KF'nin hatalı durum-uzay modeli kullanılarak SDI33.R3.0009 sensörü ile regresyon analizi sonucu Tablo 11.6'te verilmiştir. Tablo 11.6 incelendiğinde, farklı değerler için tahmin sonuçlarında LERAFKF'nin KF'den daha düşük bir MSE'ye sahip olduğu görülmektedir. LERAFKF'nin sensör kaynaklı hata ile kestirim başarısı ve sıcaklığa bağlı sensör karakteristiğinde meydana gelen değişimlere verdiği olumlu tepki ile gerçekleştirdiği düzeltmeler grafikler ile ortaya konmuştur. HG9900C1A-2025.2625 sensörü ile sıcaklık tolarnası kıyaslandığında SDI33.R3.0009 sensörünün sıcaklığa duyarlılığı daha yüksektir.

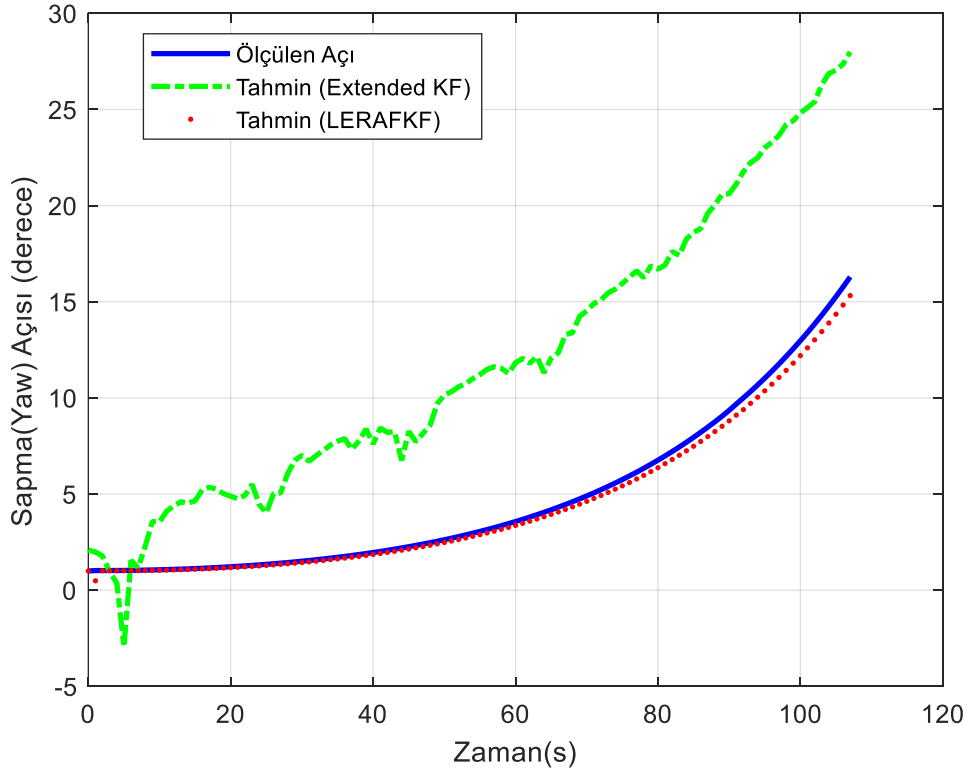
Tablo 11.5: SDI33.R3.0009 Sıcaklık Farkı Tahmin Analizi

Ortalama Karesel Hata ile Regresyon Analizi	SDI33.R3.0009 Hız Kestirim	
	KF	LERAFKF
+20°C	38.9487	0.9739
-20°C - +50°C	44.3243	0.6437

Benzer çalışma doğrusal olmayan durum-uzay modeli için de gerçekleştirilmiştir. Bu kapsamda Şekil 11.30 ve Şekil 11.31 ile ortaya konan grafiklerden de görüleceği üzere LERAFKF'nin performansı sıcaklık değişimine karşı avantaj sağlamış ve böylece önerilen filtrenin doğrusal olmayan model için de sapma açısı kestirim çalışmasında sıcaklık değişimine karşı başarılı olduğu yapılan test ile doğrulanmıştır.



Şekil 11.30: HG9900C1A-2025.2625, +20°C, Doğrusal Olmayan Model, Sapma Açısı.



Şekil 11.31: HG9900C1A-2025.2625, +50°C'de, Sapma Açısı Kestirim Kıyas Grafiği.

Tablo 11.6: HG9900C1A-2025.2625 Doğrusal Olmayan Model Tahmin Analizi

Ortalama Karesele Hata ile Regresyon Analizi	HG9900C1A-2025.2625 Açık Kestirim	
	EKF	LERAFKF
+20°C	49.9487	1.9739
+50°C	49.3243	0.6437

LERAFKF ve EKF'nin doğrusal olmayan model kullanılarak HG9900C1A-2025.2625 sensörü ile sıcaklık değişimine bağlı regresyon analizi sonucu Tablo 11.7'de verilmiştir. Tablo 11.7 incelendiğinde, farklı değerler için yapılan tahmin sonuçlarında LERAFKF'nin EKF'den daha düşük bir MSE'ye sahip olduğu görülmektedir.

12. SONUÇLAR

Bu tez kapsamında ataletsel ölçüm birimi, ataletsel navigasyon ve küresel konumlama sistemi ile 3B manyetik sensörü, ataletsel sensör teknolojisi, Kalman filtresi ve Adaptif Kalman filtresi ile ilgili literatür incelemesi yapılmıştır. Bu kapsamda INS navigasyon çalışmaları ve ataletsel sensörden gelen verilerin nasıl işlenmesi gerektiği ile ilgili çalışmalar özetlenmiştir. Ayrıca, INS ve GPS sistemlerinin entegrasyon yöntemleri ve en yaygın entegrasyon yöntemi olan gevşek bağlantının çalışma prensibi üzerinde detaylı durulmuştur. Bilindiği üzere, INS 'in uzun süreli kullanımında biriken hatalar sonucunda meydana gelen iraksama problemini gidermek için adaptif filtre kullanımı ihtiyacı bulunmaktadır. Bu maksatla, bu tez kapsamında Kalman kestirim algoritması sönümlenme faktörlü uyarlanabilir bir filtreyle birleştirilerek daha düşük hata ve sapma oranına sahip yeni bir adaptif filtre önerilmektedir. Yapılan çalışmada, Kalman filtresi, sönümlenme faktörüne sahip uyarlanabilir bir Kalman filtresine dönüştürülmüş, optimize edilmiş sönümlenme faktörünü hesaplayacak şekilde algoritma yeniden tasarlanmıştır. Çalışma kapsamında INS sensörlerinden alınan ham verilerin işlenmesi ile Kalman filtresi, Extended Kalman filtresi ve LERAFKF filtresinin performansları karşılaştırılmıştır.

Test ortamı çalışmalarında doğrusal ve doğrusal olmayan sistemler için hareketli bir nesnenin simüle edildiği ortamda IMU ile ivme ve dönü ölçümleri alınmıştır. Bu ölçümler kullanılarak MATLAB ortamında geliştirilen algoritmalar ile Extended Kalman filtresi ve LERAFKF algoritmaları kullanılarak hız ve açı tahminleri yapılmıştır. Bu amaçla füze simülasyonu yapmak için kullanılan 9 serbestlik derecesine sahip 3 farklı IMU'dan veri alınarak test ve denemeler yapılmıştır. Bu sistem . Bu sistemle entegre çalışan IMU ile ivme ve dönü ölçümleri yapılmıştır. Alınan ölçümler MATLAB ortamında tasarlanan algoritmalara girdi olarak verilmiş ve hem KF, EKF hem de LERAFKF filtrelerinin tahmin algoritmaları test edilmiştir. Bu kapsamda yapılan çalışmalar sonucunda geliştirilen düşük hata oranlı adaptif Kalman filtresinin hatalı durum-uzay modeli ile yapılan testlerinde Kalman filtresi ile hız kestirimi ve Extended Kalman filtresi ile açı kıyaslamasında literatürde yapılan benzer çalışmalara kıyasla kestirim hata miktarının daha düşük olduğu belirlenmiştir. Bununla birlikte sensör sıcaklığına karşı direnci düşük olan IMU sensörler için de LERAFKF'nin daha iyi sonuçlar ortaya koyduğu gözlenmiştir.

Ayrıca, regresyon analizleri ile bu tez kapsamında önerilen filtrenin kestirim performansının diğer algoritmalara oranla daha iyi olduğu kanıtlanmıştır. Başka bir deyişle, uzun vadeli navigasyon uygulamalarındaki LERAFKF, yanlış oluşturulmuş bir durum-uzay modeli için gürbüz durum tahminleri sağlamaktadır. Ancak kısa süreli navigasyon uygulamaları için önerdiğimiz yöntemin Kalman filtresine göre bir avantajı yoktur ve hesaplamalara daha fazla işlem yükü getireceği için tercih edilmemektedir. Gelecek çalışmalar için, sistem matematik modelinin fiziksel parametrelerinin kesin olmayan ölçümü ile elde edilen tahmin sonuçlarının yanı sıra, hata ve uyumsuzlukların ortadan kaldırılması için sistem tanımlama tekniklerinin kullanılması ve elde edilen sonuçların tahmin algoritmasına aktarılması yeni bir araştırma konusu olabilir. Bununla birlikte LERAFKF'nin farklı model ve çalışmalar ile kıyası yapılarak performansı ortaya konabilir. Diğer bir konu ise tüm ölçümleri oda sıcaklığında yapmak yerine ekstrem koşulları dikkate almak ve sensörlerin sıcaklık değişimlerine tepkisini ve hatalı ölçümlerden kaynaklanan tahmin sonuçlarını analiz etmektir.

KAYNAKLAR

- [1] T. Atsumi, K. Yoshikazu, “Simulation Design of Thermopile and Magnetometer Aided INS/GPS Navigation System for UAV Navigation”, *IEEE Xplore*, vol. 17, 2021
- [2] N. Heekwon, S. Junesol, K. Jungbeom, B. Yonghwan, K. Changdon, “Performance Enhancement and Countermeasure for GPS Failure of GPS/INS Navigation System of UAV Through Integration of 3D Magnetic Vector”, *Journal of Positioning, Navigation, and Timing*, vol. 11, 2018
- [3] B. M. Chen, “Development of Intelligent Unmanned Aerial System”, *IEEE International Conference on Computer and Drone Applications (ICONDA)*, doi: 10.1109/ICONDA.2017.8270389, 2017
- [4] T. Karamat, A. Noureldin, “Fundamentals of Inertial Navigation, Satellite-Based Positioning and Their Integration”, *Springer e-Book*, pp. 247-271, doi: 10.1007/978-3-642-30466-8_8, 2013
- [5] A. Ali, W. Jinling and D. Weidong, “Evaluating the Performances of Adaptive Kalman Filter Methods in GPS/INS Integration”, *Journal of Global Positioning Systems*, vol. 9, issn: 1, pp. 33-40, 2010
- [6] H. N. Sah, “Basic Concepts Of The Global Positioning System (GPS) And Its Future Applications”, *Semantic Scholar of Engineering*, doi: 212498880, 2018
- [7] G. Paul, “Principles of GNSS Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems”, *Second Edition Book of Artech House Press*, 2013
- [8] G. Yeşim,” Ataletsel Ölçüm Birimi Hatalarının Belirlenmesi ve Düzeltilmesi”, *Hacettepe Üniversitesi Elektrik Elektronik Müh.*, Yüksek Lisans Tezi, 2014
- [9] E. Özgür, “Mems Accelerometer Design, Electronics and Communication Engineering”, *İTÜ Elektronik ve Haberleşme Müh.*, Yüksek Lisans Tezi, 2005
- [10] Z. Bing, L. Ding, D. Hongyang, L. Zuohu, “Roboust Adaptive Kalman Filter For Strapdown Inertial Navigation System Dynamic Alignment”, *IET Radar Sonar&Navigation*, vol.8, 2021

- [11] T. David, L. W. John, "Strapdown Inertial Navigation Technology", *IET Book of Second Edition*, issn. 0957-7920, 2004
- [12] J. M Hilkert., "Inertially Stabilized Platform Technology Concepts and Principles", *The Journal of IEEE Control Systems*, vol.5, 2008
- [13] M. Miller, S. Andrey, H. Maarten, V. Mikael, R. John, T. Jimmy, K. Timothy, "Navigation in GPS Denied Environments: Feature-Aided Inertial Systems", *NATO STO Inertial Navigation Sensors*, vol. 7, 2011
- [14] W. Daehee, A. Jongsun, S. Sangyung, H. Moonbeom, "Performance Improvement of Inertial Navigation System by Using Magnetometer with Vehicle Dynamic Constraints", *Journal of Sensors Hindawi Publishing Corporation*, vol. 11, 2015
- [15] K. Ugur," Modeling And Simulation Of a Navigation System With An Imu And a Magnetometer", *METU Electrical and Electronics Engineering Department*, The Thesis of a Master, 2007
- [16] M. Gabriel, "Magnetometer Aided Navigation Filters for Improved Observability and Estimation on Ground Vehicles", *Auburn University*, Degree of Master of Science, 2016
- [17] Inc. Honeywell, "HG9900 Inertial Measurement Unit", *Navigation &Control*, Datasheet rev. 2.18, 2017
- [18] S. InvenSense Inc, "MPU-9250 IMU Sensor" *Product Specificatin*, Datasheet rev 1.1, 2016
- [19] National Centers for Environmental Information, "World Magnetic Model-Uses", *National Oceanic and Atmospheric Administration*, 2020
- [20] NAII., "The World Magnetic Model-Accuracy, Limitations, Magnetic poles and Error Model", *National Oceanic and Atmospheric Administration Press*, 2020
- [21] NAII., "The World Magnetic Model and Associated Software", *National Oceanic and Atmospheric Administration Press*, 2020
- [22] *Analyze and Visualize Aerospace Vehicle motion Using Reference Standards and Models*, World Magnetic Model (wrldmagn), 2022

- [23] C. T. Kenan, “Parçacık Süzgecinin Ataletsel Ölçüm Birimi İlk Yönelimi Probleminin Çözümünde Uygulanması”, *Ankara Üniversitesi Elektrik-Elektronik Müh. A.B.D.*, Yüksek Lisans Tezi, 2019
- [24] D. Eric, “Magneto-inertial navigation: principles and application to an indoor pedometer”, *École Nationale Supérieure des Mines de Paris*, vol.9, 2011
- [25] Ç. Oğuzhan, Ö. Yakup, E. Murat, “Vehicle Dynamic Model Assisted Inertial Navigation: Zero Velocity and Zero Turning Update”, *NATO STO-MP-SET*, no:275, 2019
- [26] P. Zarchan, H. Musoff, ” Fundamentals of Kalman Filtering; A Practical Approach”, *AIAA Aviation Forum Virginia USA*, 2000
- [27] M.C. Dyke, J. L. Schwartz, C. D. Hall, “Unscented Kalman Filtering for Spacecraft Attitude State and Parameter Estimation”, *Proceedings of the AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference.*, no. AAS 04-115 Hawaii USA, 2004
- [28] S. J. Julier, J. K. Uhlmann and H. F. Whyte, “A New Approach for Filtering Nonlinear Systems”, *Proceedings of American Control Conference*, vol. 3, pp. 1628-1632, 1995
- [29] J. L. Crassidis, F. L. Markley, “Unscented Filtering for Spacecraft Attitude Estimation”, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 26, pp. 536-542, 2003
- [30] Ç. İbrahim, “Kalman Filtresi ve Programlama”, *Karabük Üniversitesi Mekatronik Mühendisliği*, Ders Kitabı, 2012
- [31] M. N. Mehmet, “Doğrusal Olmayan Ölçümlü Durum Uzay Modelleri için Kalman Filtresi Kestirimi Yaklaşımlarının Karşılaştırılması”, *International Aerospace Conference*, vol.5, 2009
- [32] Q. Xia, M. Rao, Y. Ying, X. Shen, “Adaptive Fading Kalman Filter with an Applications” , *Journal of Automatica*, vol.30, Iss. 8, 1994
- [33] P. Duygu, ” İvmeölçer Sinyallerinin İleri Yöntemlerle Analizi”, *Başkent Üniversitesi Elektrik Elektronik Müh.*, Yüksek Lisans Tezi, 2017
- [34] L. Edgar, V. Hinüber, R., Tim S., Michael S., “INS/GNSS Integration for Aerobatic Flight Applications and Aircraft Motion Surveying”, *MDPI Journal of Sensors*, 2017

- [35] H. No, C. K. Christian, “Observability Enhancement of a GPS/ INS Navigation System Using a Triaxial Magnetometer”, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol.4, 2017
- [36] B. Cenker, E. B. Köksal, “Uyarlı İki Aşamalı Kalman Filtresi”, *Afyon Kocatepe University Journal of Sciences*, vol.2, 2011
- [37] D. G. Egziabher, G. H. Elkaim, “MAV Attitude Determination by Vector Matching”, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol.7, 2008
- [38] D. Titterton, J. Weston, “Strapdown Inertial Navigation Technology.”, *The American Institute of Aeronautics and Astronautics*, second edition press, 2004.
- [39] S. B. James, E. V. Brian, “Precision Magnetometers for Aerospace Applications: A Review”, *MDPI Journal On The Science And Technology Of Sensors*, vol. 17, 2021
- [40] E. O. Mehmet, “Navigasyon Hassasiyetini Arttırmak İçin Ataletsel Ölçüm Birimine Tamamlayıcı Filtre Uygulanması”, *İTÜ Uçak ve Uzay Mühendisliği A.B.D.*, Yüksek Lisans Tezi, 2019
- [41] Y. Bar-Shalom, L. X. Rong, “Estimation with Applications to Tracking and Navigation”, *Wiley-Interscience*; first edition, 2001
- [42] M. Aida, F. Hassen, Y. Alain, “Adaptive Kalman Filter for MEMS-IMU based Attitude Estimation under External Acceleration and Parsimonious use of Gyroscopes”, *European Control Conference*, doi:10.1109, 2014
- [43] A. Fakharian, T. Gustafsson, M. Mehrfam, “Adaptive Kalman Filtering Based Navigation: An IMU/GPS Integration Approach,” *Proceedings of the 8th IEEE International Conference on Networking, Sensing and Control*, vol.11, pp. 181-185, 2011