T.C.

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

POZİSYON VE YÖNELİM TAHMİNİ İÇİN, GENİŞLETİLMİŞ VE KOKUSUZ KALMAN FİLTRESİ YAKLAŞIMLARIYLA SENSÖR FÜZYONU TASARIMI VE UYGULANMASI

Hüseyin ŞAHİN

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Aviyonik Mühendisliği Anabilim Dalı

Aviyonik Mühendisliği Programı

Danışman

Prof. Dr. Vasfi Emre ÖMÜRLÜ

Temmuz, 2022

T.C.

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

POZİSYON VE YÖNELİM TAHMİNİ İÇİN, GENİŞLETİLMİŞ VE KOKUSUZ KALMAN FİLTRESİ YAKLAŞIMLARIYLA SENSÖR FÜZYONU TASARIMI VE UYGULANMASI

Hüseyin ŞAHİN tarafından hazırlanan tez çalışması 21.07.2022 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Aviyonik Mühendisliği Anabilim Dalı, Aviyonik Mühendisliği Programı **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Prof. Dr. Vasfi Emre ÖMÜRLÜ
Yıldız Teknik Üniversitesi
Danışman

Jüri Üyeleri

Prof. Dr. Vasfi Emre ÖMÜRLÜ, Danışman
Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Doç. Dr. Hüseyin ÜVET, Üye
Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Doç. Dr. İlkay YAVRUCUK, Üye
Orta Doğu Teknik Üniversitesi _____

Danışmanım Prof. Dr. Vasfi Emre ÖMÜRLÜ sorumluluğunda tarafımca hazırlanan Pozisyon ve Yönelim Tahmini için, Genişletilmiş ve Kokusuz Kalman Filtresi Yaklaşımlarıyla Sensör Füzyonu Tasarımı ve Uygulanması başlıklı çalışmada veri toplama ve veri kullanımında gerekli yasal izinleri aldığımı, diğer kaynaklardan aldığım bilgileri ana metin ve referanslarda eksiksiz gösterdiğimi, araştırma verilerine ve sonuçlarına ilişkin çarpıtma ve/veya sahtecilik yapmadığımı, çalışmam süresince bilimsel araştırma ve etik ilkelerine uygun davrandığımı beyan ederim. Beyanımın aksinin ispatı halinde her türlü yasal sonucu kabul ederim.

Hüseyin ŞAHİN

İmza

Annem'e

TEŞEKKÜR

Tez çalışmam sırasında ilk andan son ana kadar beni yönlendiren, yardımcı olan danışman hocam Prof. Dr. Vasfi Emre ÖMÜRLÜ'ye, çalışmaya başladığımdan beri büyük destekleri olan Arş. Gör. Berkay GÜRKAN'a, çalışma sürecinde sağladığı imkânlarla katkıda bulunan hâlihazırda çalışmakta olduğum Türk Havacılık Uzay Sanayii'ne ve son olarak akademik hayatım boyunca beni her zaman cesaretlendirerek yanımda olan canım anneme sonsuz teşekkürler.

Hüseyin ŞAHİN

İÇİNDEKİLER

İÇİNDEKİLER v
SİMGE LİSTESİ viii
KISALTMA LİSTESİ xi
ŞEKİL LİSTESİ xii
TABLO LİSTESİ xiii
ÖZET xiv
ABSTRACT xvi
1 GİRİŞ 1
1.1 Literatür Özeti 2
1.2 Tezin Amacı 3
1.3 Orijinal Katkı 4
2 EKSEN TAKIMLARI VE YÖNELİM TEMSİLİ 5
2.1 Eksen Takımları 5
2.1.1 Dünya (Geodetik) Eksen Takımı 5
2.1.2 Yerel Seyrüsefer Eksen Takımı (NED) 6
2.1.3 Gövde Eksen Takımı 7
2.2 Yönelim Temsili 8
2.2.1 Euler Açıları 8
2.2.2 Dördeyler 10
2.2.3 Dördeyler ile Döndürme 12
2.2.4 Dördey Euler Dönüşümleri 13
3 SEYRÜSEFER ALT SİSTEMLERİ 14
3.1 Ataletsel Seyrüsefer Sistemi (ASS) 15
3.2 Ataletsel Ölçüm Birimleri (AÖB) 16
3.2.1 İvmeölçer 16
3.3 AÖB Hataları ve AÖB Hata Modelleri 22
3.3.1 Deterministik Hatalar 23
3.3.2 Sabit Kayma Hatası 23
3.3.3 Stokastik Hatalar 26
3.3.4 AÖB Hata Modelleri 27
3.4 Küresel Konumlama Sistemi 28

3.5 Manyetometre 30
3.6 Barometre 31
4 KALMAN FİLTRESİ **33**
4.1 Kalman Filtresi Denklemleri 34
4.1.1 Tahmin Bölümü (Zaman Güncelleme) 36
4.1.2 Düzeltme Bölümü (Ölçüm Güncelleme) 36
4.2 Genişletilmiş Kalman Filtresi 37
4.3 Kokusuz Kalman Filtresi 41
5 SENSÖR BÜTÜNLEŞTİRME TEKNİKLERİ **45**
5.1 Bağsız Bütünleştirme 46
5.2 Gevşek Bağlı Bütünleştirme 46
5.3 Sıkı Bağlı Bütünleştirme 47
5.4 Derin Bağlı Bütünleştirme 49
6 SİSTEM MİMARİSİ **50**
6.1 Önerilen Sistem Mimarisi 50
6.2 Sistem Süreç Modeli 51
6.2.1 Durum Denklemleri 52
6.3 Ölçüm Modeli 54
6.3.1 KKS ve Barometre Ölçüm Modeli 54
6.3.2 Manyetometre Ölçüm Modeli 54
6.4 Başlangıç Değerleri 54
6.4.1 Başlangıç Durum Değerlerinin Hesaplanması 54
6.4.2 Başlangıç Kovaryans Değerleri 55
6.4.3 Ölçüm Hata Kovaryansı, R 57
7 SENSÖR FÜZYONU TAHMİNCİ MODELİ **59**
7.1 İvmeölçer Modeli 60
7.2 Dönüölçer Modeli 61
7.3 Manyetometre Modeli 62
7.4 KKS ve Barometre Modeli 63
7.5 Başlangıç Hata Değerleri 65
7.5.1 Başlangıç Hata Kovaryans Matris Değerleri 65
7.5.2 Süreç Hata Kovaryans Matris Değerleri 65
7.5.3 Ölçüm Hata Kovaryans Matris Değerleri 66
8 TAHMİNCİ MODEL SONUÇLARI **67**

9 SONUÇ VE ÖNERİLER 76
KAYNAKÇA 78
TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR 82

SİMGE LİSTESİ

$\Delta\theta_{meas}$	Açısal Değişim Ölçümü
P_y	Artık Hata Kovaryans Matrisi
P_0	Atmosfer basıncı (Deniz Seviyesi)
R_{Baro}	Barometre Gürültü Kovaryans Matrisi
P_s	Barometrik Atmosfer Basıncı
$\Delta\theta_{B_X}$	Birim Açı X Ekseni Kayma
$\Delta\theta_{B_Y}$	Birim Açı Y Ekseni Kayma
$\Delta\theta_{B_Z}$	Birim Açı Z Ekseni Kayma
Δv_{B_X}	Birim Hız X Ekseni Kayma
Δv_{B_Y}	Birim Hız Y Ekseni Kayma
Δv_{B_Z}	Birim Hız Z Ekseni Kayma
λ	Boylam
P_{xy}	Çapraz Hata Kovaryans Matrisi
Q_1	Dinamik Süreç Gürültü Kovaryans Matrisi
Δv_{meas}	Doğrusal Hız Değişim Ölçümü
$\bar{a}$	Doğrusal İvme Değeri
$\Delta\theta_{X_{Var}}$	Dönüölçer X Ekseni Kayma Varyans Değeri
$\Delta\theta_{Y_{Var}}$	Dönüölçer Y Ekseni Kayma Varyans Değeri
$\Delta\theta_{Z_{Var}}$	Dönüölçer Z Ekseni Kayma Varyans Değeri
R_q^{rot}	Dördeyler-Rotasyon Matrisi Dönüşüm
Δq	Dördeyler Değişim Değeri
x_k	Durum Vektörü
$\|tilt\|$	Eğim Büyüklük Değeri
$\overrightarrow{tılt}$	Eğim Vektörü
φ	Enlem
$\Delta\theta_{truth}$	Gerçek Açısal Değişim Değeri
Δv_{truth}	Gerçek Doğrusal Hız Değişim Değeri
a_x	Gerçek İvme
B	Giriş Matrisi
M_{B_Y}	Gövde Eksen Doğu Manyetik Alan Kayma Değeri

M_{B_X}	Gövde Eksen Kuzey Manyetik Alan Kayma Değeri
Z_b	Gövde Eksen Takımı Aşağı Ekseni
X_b	Gövde Eksen Takımı Burun Ekseni
Y_b	Gövde Eksen Takımı Sağ Ekseni
M_{B_Z}	Gövde Eksen Yukarı Manyetik Alan Kayma Değeri
P	Hata Kovaryans Matrisi
h	İrtifa
$\|\|a\|\|$	İvme Büyüklük Değeri
$\bar{a}_x$	İvmeölçer Çıkışı
$\Delta v_{X_{Var}}$	İvmeölçer X Ekseni Kayma Varyans Değeri
$\Delta v_{Y_{Var}}$	İvmeölçer Y Ekseni Kayma Varyans Değeri
$\Delta v_{Z_{Var}}$	İvmeölçer Z Ekseni Kayma Varyans Değeri
K_k	Kalman Kazancı
$R_{GPS_{Vel}}$	KKS Hız Ölçüm Gürültü Kovaryans Matrisi
$R_{GPS_{Pos}}$	KKS Pozisyon Ölçüm Gürültü Kovaryans Matrisi
u_k	Kontrol Girişi
R_{Mag_M}	Manyetometre Manyetik Alan Ölçüm Gürültü Kovaryans Matrisi
S_x	Orantı Katsayısı Hatası
δS_x	Orantı Katsayısı Kararsızlığı
$\hat{x}_k$	Ortalama Durum Fonksiyonu
h_k	Ölçüm Fonksiyonu
R	Ölçüm Gürültü Kovaryans Matrisi
v_k	Ölçüm Gürültüsü
H	Ölçüm Matrisi
z_k	Ölçüm Vektörü
n_x	Rastgele Sensör Gürültüsü
B_x	Sabit Kayma Hatası
δB_x	Sabit Kayma Kararsızlığı
ψ	Sapma Açısı
V_E	Seyrüsefer Eksen Doğu Hız Değeri
M_E	Seyrüsefer Eksen Doğu Manyetik Alan Değeri
P_E	Seyrüsefer Eksen Doğu Pozisyon Değeri
V_N	Seyrüsefer Eksen Kuzey Hız Değeri

M_N	Seyrüsefer Eksen Kuzey Manyetik Alan Değeri
P_N	Seyrüsefer Eksen Kuzey Pozisyon Değeri
V_D	Seyrüsefer Eksen Yukarı Hız Değeri
M_D	Seyrüsefer Eksen Yukarı Manyetik Alan Değeri
P_D	Seyrüsefer Eksen Yukarı Pozisyon Değeri
R_b^n	Seyrüsefer – Gövde Eksen Rotasyon Matrisi
A	Sistem Matrisi
Q_2	Statik Süreç Gürültü Kovaryans Matrisi
f_k	Süreç Fonksiyonu
w_k	Süreç Gürültüsü
G	Süreç Gürültüsü Etki Kovaryans Matrisi
Q	Süreç Gürültüsü Kovaryans Matrisi
Z_n	Yerel Seyrüsefer Eksen Takımı Aşağı Ekseni
Y_n	Yerel Seyrüsefer Eksen Takımı Doğu Ekseni
X_n	Yerel Seyrüsefer Eksen Takımı Kuzey Ekseni
O_n	Yerel Seyrüsefer Sistemi Başlangıç Noktası
θ	Yunuslama Açısı
ϕ	Yuvarlanma Açısı

KISALTMA LİSTESİ

AÖB	Ataletsel Ölçüm Birimi
ASS	Ataletsel Seyrüsefer Sistemi
GKF	Genişletilmiş Kalman Filtresi
EGI Sistemi	Gömülü Ataletsel Seyrüsefer Sistemi ve Küresel Konumlama
İHA	İnsansız Hava Aracı
KF	Kalman Filtresi
KKF	Kokusuz Kalman Filtresi
NED	Kuzey-Doğu-Aşağı
KKBS	Küresel Konum Belirleme Sistemi
KKS	Küresel Konumlandırma Sistemi
MEMS	Mikroelektro-Mekanik Sistem
PID	Oransal Integral Türevsel
PF	Parçacık Filtresi
SIMULAB	Simülatör ve İnsansız Sistemler Laboratuvarı
TUSAŞ	Türk Havacılık ve Uzay Sanayi

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 2.1 Dünya eksen takımı [20] ……..……6
Şekil 2.2 Yerel seyrüsefer eksen takımı [20] ……7
Şekil 2.3 Gövde eksen takımı ……..7
Şekil 2.4 Euler açıları gösterimi ……..8
Şekil 3.1 Ataletsel ölçüm birimi ……..……16
Şekil 3.2 İvmeölçere dış kuvvet uygulanan ve uygulanmayan durum (2) [35] ..17
Şekil 3.3 İvmeölçer teknoloji uygulamaları [36] ……..……18
Şekil 3.4 Dönüölçer teknoloji uygulamaları [36] ……21
Şekil 3.5 Coriolis ivmesi doğrusal hareket ve rotasyonla oluşturulur [38] ……22
Şekil 3.6 Sabit kayma hatası telafi edilmemiş ivmeölçer verisi [39] ……24
Şekil 3.7 Sabit kayma hatası telafi edilmiş ivmeölçer verisi [39] ……24
Şekil 3.8 Orantı katsayısı hatası [35] ……25
Şekil 3.9 KKS bölümleri ……..……..30
Şekil 4.1 Genişletilmiş kalman filtre akış şeması ……..40
Şekil 4.2 Kokusuz kalman filtre akış şeması ……..……..44
Şekil 5.1 Gevşek bağlı bütünleştirme blok şeması ……..47
Şekil 5.2 Sıkı bağlı bütünleştirme blok şeması ……..……..48
Şekil 6.1 Sistemlerin bütünleştirme yapısı ……...50
Şekil 7.1 Matlab “Navigation Toolbox” AÖB gösterimi ……60
Şekil 7.2 Gerçek ivme verileri ve modellenen ivmeölçer sensör çıktıları ……61
Şekil 7.3 Açısal hız verileri ve modellenen dönüölçer sensör çıktıları ……..62
Şekil 7.4 KKS sensör model pozisyon çıktıları ve uçuş verisi ……..64
Şekil 7.5 KKS sensör model hız çıktıları ve uçuş verisi ……64
Şekil 7.6 Barometre sensör model pozisyon çıktıları ve uçuş verisi ……..65
Şekil 8.1 Yuvarlanma açısı tahminci sonuçları ……68
Şekil 8.2 Yuvarlanma açısı tahminci sonuçları yakın gösterim ……..68
Şekil 8.3 Yunuslama açısı tahminci sonuçları ……..69
Şekil 8.4 Yunuslama açısı tahminci sonuçları yakın gösterim ……..69
Şekil 8.5 Sapma açısı tahminci sonuçları ……70
Şekil 8.6 Sapma açısı tahminci sonuçları yakın gösterim ……..……70
Şekil 8.7 Yuvarlanma açı hatası ……..……71
Şekil 8.8 Yunuslama açı hatası ……..72
Şekil 8.9 Sapma açı hatası ……..……72
Şekil 8.10 Yükseklik pozisyon tahminci sonuçları ……74
Şekil 8.11 Doğu pozisyon tahminci sonuçları ……..74
Şekil 8.12 Kuzey pozisyon tahminci sonuçları ……..…...75

TABLO LİSTESİ

Tablo 4.1 Sistem model parametreleri ……..……..……34
Tablo 4.2 Ölçüm model parametreleri ……..……35
Tablo 7.1 İvmeölçer model parametreleri ……60
Tablo 7.2 Dönüölçer model parametreleri ……..61
Tablo 7.3 Manyetometre model parametreleri ……62
Tablo 7.4 KKS ve barometre model parametreleri ……..……63
Tablo 7.5 Matlab modeli ölçüm hata parametreleri ……..……..66
Tablo 8.1 Matlab sensör modelleri çalışma frekansları ……..……67
Tablo 8.2 Hata etkin değerleri ……..……..……73

ÖZET

Pozisyon ve Yönelim Tahmini için, Genişletilmiş ve Kokusuz Kalman Filtresi Yaklaşımlarıyla Sensör Füzyonu Tasarımı ve Uygulanması

Hüseyin ŞAHİN

Aviyonik Mühendisliği Anabilim Dalı

Yüksek Lisans Tezi

Danışman: Prof. Dr. Vasfi Emre ÖMÜRLÜ

Küçük insansız hava araçlarında (İHA) kararlı bir otonom uçuş için, ağır ve pahalı sensörler kullanılmadan yüksek hassasiyetli pozisyon ve yönelim bilgisi gereklidir. Bu amaçla farklı yaklaşımlara dayalı sensör füzyon algoritmaları ile İHA'ların pozisyon ve yönelim tahmini yapılabilmektedir. Çok sayıda çalışma olmasına rağmen tercih edilen yaklaşımların etkinliğini teorik olarak değerlendirmek zordur. Bu çalışma, seyrüsefer sistemlerinde en çok tercih edilen filtreler olan, Genişletilmiş Kalman Filtresi (GKF) ve Kokusuz Kalman Filtresi (KKF) yaklaşımları ile pozisyon ve yönelim tahmini için MATLAB benzetim ortamında sensör füzyon tasarımını ve benzetim ortamında uygulanmasını kapsamaktadır. Çalışmada, İHA'nın dinamik modeli kullanılmadan İHA üzerindeki ataletsel ölçüm birimi (AÖB), küresel konumlama sistemi (KKS), barometre ve manyetometre ile sensör füzyon tasarımı yapılmıştır. Sistemde yere göre yönelimi gösteren durum değişkeni olarak dördeyler kullanılmıştır. Sistem; dördeyler, hız, pozisyon, dönüölçer ve ivmeölçer kayma, manyetik alan ve manyetik alan kayma olmak üzere toplam 22 durum değişkeninden oluşmaktadır. Tasarlanan iki farklı sensör

füzyonu modeli, (GKF ve KKF yaklaşımlarıyla) MATLAB benzetim ortamında, MATLAB tarafından sağlanan gerçek (sensör hatalarından arındırılmış) uçuş verileri kullanılarak oluşturulan sensör modelleriyle çalıştırılmış ve bu tasarımların tahminci performansları gerçek uçuş verileri ile karşılaştırılarak sonuçlar değerlendirilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Sensör füzyonu, pozisyon ve yönelim tahmini, genişletilmiş kalman filtresi, kokusuz kalman filtresi, ataletsel ölçüm birimi

ABSTRACT

Sensor Fusion Design and Implementation by Extended and Unscented Kalman Filter Approaches for Position and Attitude Estimation

Hüseyin ŞAHİN

Department of Avionics Engineering

Master of Science Thesis

Supervisor: Prof. Dr. Vasfi Emre ÖMÜRLÜ

For a stable autonomous flight for small unmanned aerial vehicles (UAV), high-precision position and attitude information is required without using heavy and expensive sensors. For this purpose, position and attitude estimation of UAVs can be performed using sensor fusion algorithms based on different approaches. Although there are many studies about the subject, it is difficult to theoretically evaluate the effectiveness of the preferred approaches. This study covers the sensor fusion design and implementation in MATLAB simulation environment for position and attitude estimation by Extended Kalman Filter (EKF) and Unscented Kalman Filter (UKF) approaches, which are the most preferred filters in navigation systems. In the study, sensor fusion design is using sensor data of an inertial measurement unit (IMU), global positioning system (GPS), a barometer and a magnetometer on the UAV, without using the dynamic model of the UAV. Quaternions were used as the state variables which indicate the attitude with respect to local navigation frame. The system consists of a total of 22 state variables: quaternions, velocity, position, gyroscope and accelerometer bias, magnetic field, and magnetic field bias. Two different sensor fusion models

designed by EKF and UKF approaches which has sensor models that use real (sensor error-free) flight data provided by MATLAB, were run in MATLAB simulation environment. The estimator performances of these approaches were compared with real flight data and results were evaluated.

Keywords: Sensor fusion, position and attitude estimation, extended kalman filter, unscented kalman filter, inertial measurement unit

1
GİRİŞ

İnsansız hava aracı (İHA); içinde pilot veya yolcu bulundurmayan, birçok sivil ve askeri alanda kullanılabilen, uzaktan kontrol veya otonom şekilde havada hareket eden araçlara verilen isimdir.

Günümüzde dört rotorlu İHA'ların (quadcopter) kullanımı; dikey kalkış, küçük bir alana iniş ve havada süzülme gibi avantajları nedeniyle sürekli artmaktadır. Dört rotorlu İHA'lar yüksek manevra yapabilme, herhangi bir yönde kolayca hareket edebilme ve sabit bir pozisyonda havada kalabilme kabiliyetlerine sahiptirler. Kaldırma kuvveti elde etmek için, büyük bir rotor yerine dört küçük rotor kullandıklarından, geleneksel hava araçlarından çok daha küçük yapılabilirler. Bu avantajlar, dört rotorlu İHA'ları birçok farklı alanda birçok farklı uygulamada kullanılmaya uygun hale getirir. Artan kullanım sebebiyle, bu tür araçların uçuş performanslarını iyileştirmek, araştırmacıların ilgisini çekmiş durumdadır.

Dört rotorlu İHA, otonom uçuşu boyunca yönelim ve konumunu kontrol etmek için bir kontrol algoritmasına ve bu kontrol algoritmalarında kullanılmak üzere; güvenilir, dinamik ve yüksek doğrulukla pozisyon ve yönelim bilgilerine ihtiyaç duyar [1-3]. Pozisyon bilgisi için Küresel Konumlama Sistemi (KKS) kullanımı öne çıkmaktadır fakat tek başına kullanılan KKS'nin güncelleme frekansı düşüktür, dış etkilerden kolayca bozulabilir ve kapalı ortamlarda çalışmaz. Pozisyon bilgisinin aksine yönelim açıları ise doğrudan ölçülemezler [4].

Bu kapsamda pozisyon ve yönelim bilgilerinin elde edilmesi için; dönüölçer, ivmeölçer, KKS, barometre gibi çeşitli sensörlerle ölçüm yapılması gerekir [5-6]. Fakat küçük dört rotorlu İHA'lar, yüksek kalite sensör kullanımı engelleyen maliyet ve ağırlık gibi kısıtlamalara sahiptir.

Düşük maliyet, küçük hacim, düşük güç tüketimi ve yüksek frekansta veri üretebilme özellikleriyle Mikroelektro-Mekanik Sistem (MEMS) sensörler küçük

İHA'larda kullanıma elverişlidir. Fakat ucuz ve düşük kaliteli bu sensörler önemli derecede gürültüye, kaymaya ve belirsizliklere sahiptir [7-9].

İvmeölçer, titreşimlere ve yerçekimi gibi dış kuvvetlere karşı oldukça hassastır. Dönüölçer, yönelim açıları bulunurken integrali alındığından zamanla artan hataya sahiptir. Manyetometre ise ortamdaki ferromanyetik malzemelerden kaynaklanan bozulmalara sahiptir. Bu hata ve belirsizlikler, kontrol algoritması üzerinde olumsuz bir etkiye neden olur [3]. Bu durum, İHA'nın performansını ve sağlamlığını düşürür. Bu iki faktörü iyileştirmek için, kontrolcüye güvenilir bir tahmin algoritması eklenerek doğru yönelim ve pozisyon tahminlerinin yapılması gerekir.

Hangi sensörlerin kullanıldığına bakılmaksızın, iyi bir durum tahmini için, farklı sensörlerden gelen verileri uygun bir şekilde birleştirmek gerekmektedir. Bu birleştirme işlemi sensör füzyonu olarak adlandırılır. Sensör füzyonu, farklı sensör kaynaklarından türetilen sensör verilerinin birleştirilerek, bu kaynakların tek tek kullanıldıklarından daha doğru, daha bütüncül ve daha güvenilir bilgi edinilmesi işlemidir [10].

Doğru yönelim ve pozisyon tahmini için en uygun bir sensör füzyon algoritması seçilmelidir. Kullanılan sensörlerin kalitesi düştükçe, durum tahmin algoritmasının karmaşıklığı artar. Bu nedenle, düşük maliyetli MEMS sensörlerin kullanıldığı durumlarda, iyi sonuçlar elde etmek için, gelişmiş durum tahmin algoritmaları gerekmektedir.

1.1 Literatür Özeti

Hata ve belirsizliklerin etkisini azaltmak ve doğru durum tahminleri elde etmek için birçok farklı tahmin filtreleri kullanılmaktadır. En popüler kullanılan filtre Kalman Filtresidir. Kalman filtre seyrüsefer verilerinin elde edilmesi için 1960 yılında Rudolf E. Kalman tarafından tasarlanmıştır [11].

Sistem üzerindeki ölçülemeyen ve istenmeyen durumlarda iyi bir kestirim yapan kalman filtresi bunu yaparken varyans tahmininden yararlanır ve girişler üzerindeki rastgele gürültüleri süzer. Kalman filtresi, doğrusal sistemler için

tasarlanmıştır, dört rotorlu İHA ve sensör modelleri ise doğrusal değildir. Kalman filtresinin doğrusal olmayan sistemlerde kullanılması için, Taylor Seri açılımı ile yüksek dereceli terimlerin ihmal edilip, süreç ve ölçüm fonksiyonlarının kısmi türevleri alınarak doğrusallaştırma yapılmakta, bu yaklaşıma Genişletilmiş Kalman Filtresi (GKF) adı verilmektedir [12].

GKF'nin kararlılığı, sistemin doğrusal olmama derecesinden oldukça etkilenir. Bu nedenle, durum tahmin sürecini iyileştirmek için sağlam ve verimli bir doğrusal olmayan filtre kullanılmalıdır. Günümüzde, GKF'nin neden olduğu kısıtlamaların üstesinden gelebilmek için kalman filtresinin farklı türleri geliştirilmektedir. Bu bağlamda seyrüsefer sistemleri için en çok kullanılan gerçek zamanlı doğrusal olmayan tahmin filtrelerinden biri de J. Julier ve J. Uhlmann tarafından geliştirilen Kokusuz Kalman Filtresidir (KKF) [13]. KKF, doğrusal olmayan sistemlerde düzgün çalışacak şekilde tasarlanmıştır çünkü doğrusal olmayan sistemin davranışını, kokusuz dönüşüm aracılığıyla tanımlamak için "Sigma" adı verilen noktaları kullanır.

1.2 Tezin Amacı

Bu tez çalışmasının amacı, küçük dört rotorlu İHA'larda pozisyon ve yönelim tahmini için; seyrüsefer sistemlerinde en çok kullanılan GKF ve KKF yaklaşımlarıyla oluşturulan sensör füzyonu tasarımlarının, MATLAB benzetim ortamında karşılaştırılmasını içermektedir.

Çalışma, İHA üzerindeki Ataletsel Ölçüm Birimi (AÖB)'den gelen bilgilerin KKS, barometre ve manyetometre ile birleştirilmesine dayanmaktadır. Ve bu işlem, İHA'nın dinamik bir modelini gerektirmez. Sistemde, yere göre yönelimi gösteren durum değişkeni olarak dördeyler kullanmaktadır. Sistem; dördeyler, hız, pozisyon, dönüölçer ve ivmeölçer kayma, manyetik alan ve manyetik alan kayma olarak toplam 22 durum değişkeninden oluşmaktadır.

Çalışma kapsamında, MATLAB benzetim ortamında GKF ve KKF yaklaşımlarıyla oluşturulan iki farklı sensör füzyon modellerinin, MATLAB tarafından sağlanan gerçek (sensör hatalarından arındırılmış) uçuş verileri ile oluşturulan sensör

modellerinin, sensör füzyonu algoritmalarında koşturularak, sonuçların gerçek uçuş verileri ile (iki farklı yaklaşım için) karşılaştırılmasına dayanmaktadır.

Bu kapsamlı çalışmayla, ileride pozisyon ve yönelim tahmini yapılacak olan küçük İHA uygulamaları için, temel bir fikir oluşturulması amaçlandı.

1.3 Orijinal Katkı

İki yaklaşımın pozisyon ve yönelim tahmin performanslarını değerlendiren birçok çalışma yapılmıştır.

Mathieu St-Pierre, GKF ve KKF füzyon yöntemlerini kullanarak, ataletsel seyrüsefer sisteminin pozisyon tahminini gerçekleştirdiğinde, KKF'nin GKF'den daha iyi bir performansa sahip olduğunu, fakat KKF'de hesaplama yükünün çok daha fazla olduğunu ortaya koymuştur [14].

Bazı yayınlarda, GKF'nin karışık Jacobian alma işlemleri bulundurduğundan, hesaplama açısından KKF'nin daha kullanışlı olduğu belirtilmiştir [15-16].

Tiziano Fiorenzani'nin yapmış olduğu İHA'larda pozisyon ve tutum tahmini için kokusuz ve genişletilmiş kalman filtre karşılaştırma çalışmasında [17], başlangıç durumu hakkında iyi bilgi sahibi olunması halinde iki filtrenin neredeyse aynı performans verdiğini belirtmiştir. Fakat ilk tahmin hatası büyükse KKF'nin, GKF ile karşılaştırıldığında daha iyi performans sergilediği sonucuna varmıştır.

Fakat bu yaklaşımların bir benzetim ortamında uygulanıp; iki farklı yaklaşımın pozisyon ve yönelim tahmin sonuçlarının, gerçek uçuş verileri ile karşılaştırılarak performanslarını gösteren kapsamlı bir çalışma yapılmamıştır. Bu çalışma ile bu iki yaklaşıma dayalı pozisyon ve yönelim tahminleri, MATLAB benzetim ortamında detaylı bir şekilde analiz edilerek, iki yaklaşımın performansları karşılaştırılacaktır.

2
EKSEN TAKIMLARI VE YÖNELİM TEMSİLİ

2.1 Eksen Takımları

Eksen takımları, birbirlerine dik birim vektörlerden oluşur. Her bir birim vektörün temsil ettiği yön, eksen olarak adlandırılır. Bir hava aracının seyrüsefer, güdüm veya kontrolünde, tasarım ve analiz için kullanılan birkaç eksen takımı vardır [18].

Çalışmanın amaçlarından biri gövde ve yerel seyrüsefer eksen takımları arasındaki ilişkiyi tanımlayan dördeyler yönelimini tahmin etmektir. AÖB ve manyetometre ölçümlerini gövde eksen takımına göre, KKS ise ölçümlerini dünya eksen takımına göre yapmaktadır.

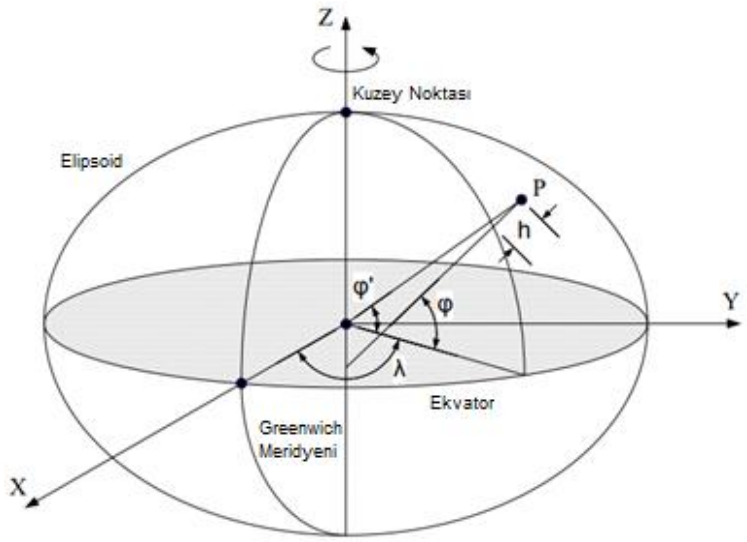
Bu bağlamda çalışma kapsamında kullanılan **dünya, yerel seyrüsefer** ve **gövde eksen takımları** aşağıda açıklanmıştır.

2.1.1 Dünya (Geodetik) Eksen Takımı

Dünya eksen takımı, dünya yüzeyinin elipsoit olduğu varsayımına göre tanımlanmıştır. Merkezi dünyanın merkezi ile çakışık, dünya ile dönen, z-ekseni dünya dönüş ekseni yönünde ve x-ekseni Greenwich meridyeni ile Ekvator çizgisinin kesişim noktasından geçen eksen takımıdır [19].

Dünya eksen takımı (Şekil 2.1) KKS tabanlı seyrüsefer sistemlerinde yaygın olarak kullanılmaktadır. Boylam, enlem ve yükseklik (irtifa) olarak dünya yüzeyine yakın bir koordinat noktasını karakterize eden eksen takımıdır [20].

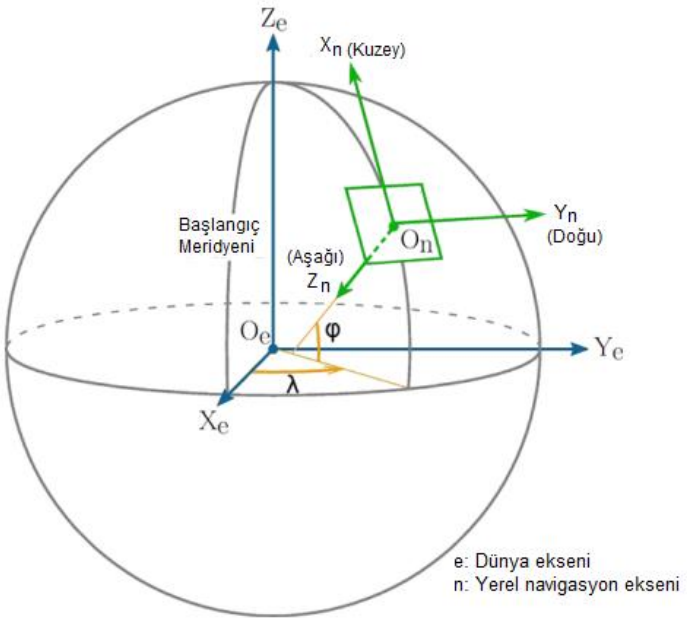
Boylam (λ), başlangıç meridyeni ile ölçülen nokta arasındaki dönüş açısıdır. Doğu yönüne doğru artmaktadır. Enlem (φ), ekvator düzlemi ile ölçülen noktadan geçen referans elipsoidin normali arasındaki açıdır. Kuzeye doğru artmaktadır. Yükseklik (h), ölçülen nokta ile referans elipsoit arasındaki yerel dikey mesafedir. Elipsoit referans olarak WGS-84 koordinat sistemi kullanılmıştır.



Şekil 2.1 Dünya eksen takımı [21]

2.1.2 Yerel Seyrüsefer Eksen Takımı (NED)

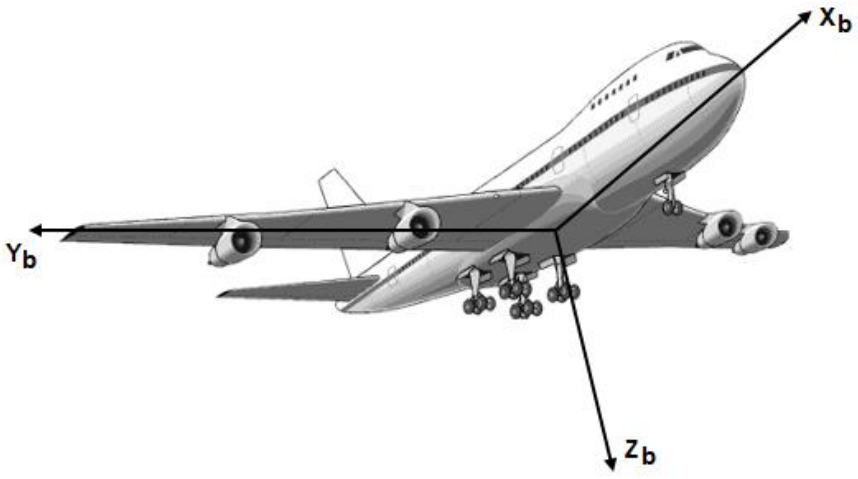
Yerel seyrüsefer eksen takımı, yerel bir geodetik eksen takımıdır. Başlangıç noktası, seyrüsefer sisteminin konumu olan O_n noktasında bulunur (Şekil 2.2). Yerel seyrüsefer eksen takımı, merkezi seyir sistemi üzerinde olan ve eksenleri kuzey, doğu ve aşağı (dünya merkezine doğru) yönlerinde seçilen bir eksen takımıdır [19]. Yerel seyrüsefer eksen takımı Şekil 2.2'de gösterilmiştir. Yerel seyrüsefer eksen takımı, küçük hava araçlarında en sık kullanılan eksen takımıdır. Hava aracının kalkış noktası temel alınarak bu noktaya göre konum, hız ve ivmeyi tanımlamak için kullanılabilir. Çalışma kapsamında, sensör füzyon algoritmalarında kullanılan hız, pozisyon ve manyetik alan durum değişkenleri yerel seyrüsefer eksen takımında kullanılmaktadır.



Şekil 2.2 Yerel seyrüsefer eksen takımı [20]

2.1.3 Gövde Eksen Takımı

Gövde eksen takımı, araç ile çakışık olup birlikte hareket eden, başlangıç noktası yerel seyrüsefer eksen takımı ile ortak, merkezi aracın ağırlık merkezi olarak kabul edilen eksen takımıdır. Eksenler araç boyunca hizalanır. X ekseni aracın burnu boyunca ileri doğru, Y ekseni sağ kanat boyunca sağa doğru ve Z ekseni aşağı doğru tanımlanır. Gövde eksen takımı Şekil 2.3'te gösterilmiştir.



Şekil 2.3 Gövde eksen takımı

Gimbal gibi hareketli mekanizmalar içermeyen tüm sensörler ölçümlerini bu eksen takımında gerçekleştirirler.

2.2 Yönelim Temsili

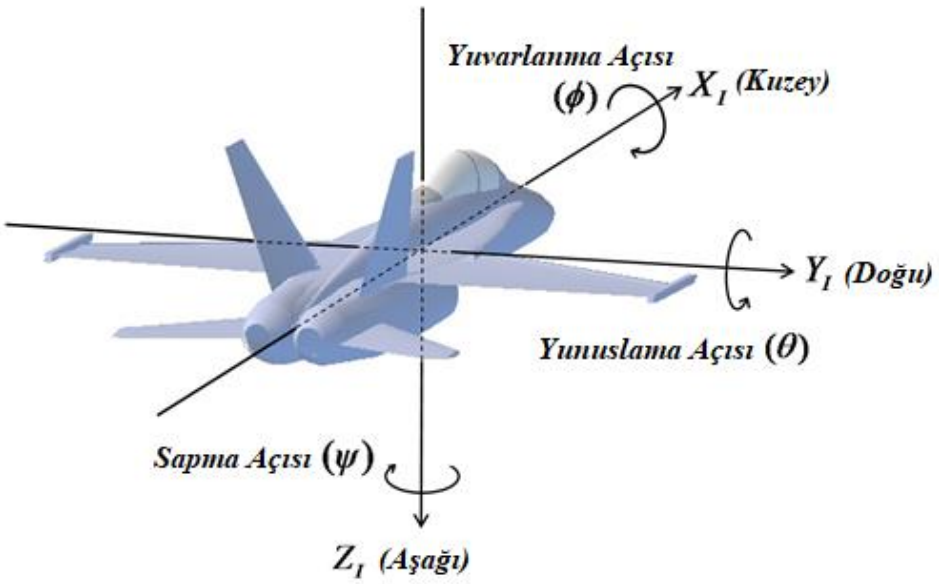
Hava aracının yönelimini temsil etmek için farklı temsil yöntemleri kullanılabilir. Yaygın olarak kullanılan tekniklerden ikisi, Euler açıları ve dördeylerdir. Euler açıları, sabit bir eksen takımına göre katı bir cismin yönelimini tanımlamak için Leonhard Euler tarafından sunulan üç açıdır. Alternatif formları Euler'in ardından Tait ve Bryan tarafından önerilmiştir [22].

Euler ile temsilin, ilerleyen bölümde anlatılacak olan bazı dezavantajları vardır. Bu nedenle bu tez çalışmasında, yönelimi tanımlamak için birim dördeyler kullanılmıştır.

2.2.1 Euler Açıları

Bir eksen takımının başka bir eksen takımına göre yönelimi, üç ardışık Euler rotasyonu ile açıklanabilir. [20]. Rotasyon, 3x3 matris ile temsil edilir ve dönüşümler matris çarpımları ile yapılır. Euler açıları, hava aracındaki seyrüsefer eksen takımı ile gövde eksen takımı arasındaki ilişkiyi tanımlamak için kullanılabilir.

Euler açıları (Şekil 2.4) yuvarlanma, yunuslama ve sapma açılarından oluşur.



Şekil 2.4 Euler açıları gösterimi

R_b^n : b eksen takımından, n eksen takımına geçişi ifade eden rotasyon matrisidir.

Sapma Açısı: Gövde eksenindeki z ekseni etrafındaki dönüştür. Aracın kuzey-doğu düzlemindeki yönelimini tanımlayan açıdır. Sapma açısı rotasyon matrisi aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$R_I^{b1}(\psi) = \begin{bmatrix} cos(\psi) & sin(\psi) & 0 \\ -sin(\psi) & cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{2.1}$$

Yunuslama Açısı: Gövde eksenindeki y ekseni etrafındaki dönüştür. Aracın burnunun aşağı veya yukarı yönelimini tanımlayan açıdır. Bu açı sıfır olduğunda araç yere paralel şekildedir. Yunuslama açısı rotasyon matrisi aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$R_{b1}^{b2}(\theta) = \begin{bmatrix} cos(\theta) & 0 & -sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ sin(\theta) & 0 & cos(\theta) \end{bmatrix} \tag{2.2}$$

Yuvarlanma Açısı: Gövde eksenindeki x ekseni etrafındaki dönüştür. Kanatların yukarı-aşağı yönelimini tanımlayan açıdır. Bu açı sıfır olduğunda kanatlar yatay olarak dengededir. Yuvarlanma açısı rotasyon matrisi aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$R_{b2}^{b3}(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & cos(\phi) & sin(\phi) \end{bmatrix} \tag{2.3}$$

Bu rotasyon matrisleri, aşağıdaki gibi çarpılarak tek bir rotasyon matrisi şeklinde yazılabilir [23]. Rotasyon sırası dönüşüm süresi boyunca sabit tutulmalıdır. Farklı sıra ile yapılan rotasyonlar farklı dönüşleri ifade etmektedir. Aşağıda c ve s değerleri kosinüs ve sinüs fonksiyonlarını ifade etmektedir.

$$R_I^{b3} = R(\phi, \theta, \psi) = R_I^{b1}(\psi) R_{b1}^{b2}(\theta) R_{b2}^{b3}(\phi)$$

$$\begin{bmatrix} c(\psi)c(\theta) & c(\theta)s(\psi) & -s(\theta) \\ c(\psi)s(\phi)s(\theta) & c(\phi)\,c(\psi) + s(\phi)s(\psi)s(\theta) & c(\theta)s(\phi) \\ s(\phi)\,s(\psi) + c(\phi)c(\psi)s(\theta) & c(\phi)\,s(\psi)s(\theta) - c(\psi)s(\phi) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \tag{2.4}$$

$R_I^{b3} = R(\phi, \theta, \psi)$ ortaya çıkan bu matris 3x3 özel ortagonal bir matristir. Bu matrisin tersi ve devriği birbirine eşittir.

Rotasyon matrisinden euler açılarına dönüşümde sonsuz çözüm vardır. Bu durum tekillik sıkıntısına yol açar. Ayrıca euler açılarının "Gimbal Kilit" olarak bilinen bir kısıtlaması vardır. Gimbal kilit; yunuslama açısı 90 dereceye yaklaştığında, yuvarlanma ve sapma dönüşlerinin aynı şekilde hareket etmesine neden olmasıdır.

2.2.2 Dördeyler

Gimbal kilit ve tekillik sorunu olmaması, karışık trigonometrik fonksiyonlar içermemesi, uygun bir çarpım kuralı olması, gibi özellikleri sebebiyle bu tez çalışmasında yönelim temsili için birim dördeyler kullanılmıştır. Dördeyler daha sonra anlaşılır bir sonuç vermesi için euler açılarına çevrilebilir.

Dördeyler yönelimi ifade etmek için, Bölüm 2.2.1'de açıklanan euler açılarının bir alternatifidir ve William Rowan Hamilton tarafından bulunmuştur [24].

İki eksen takımı arasındaki bir dönüşün, bir vektör etrafında yalnızca bir dönüş kullanılarak elde edilebileceği fikrine dayanır. Dördey temsili, aviyonikte yaygın olarak kullanılmaktadır, çünkü bir rotasyon tek adımda yapılır ve euler temsilindeki tekillik ortadan kalkar. Dördeylerde kullanılan dört terim, hesaplama açısından kolaylık sağlar.

2.2.2.1 Dördeyler Özellikleri

Dördeyler; q_1, q_2, q_3, q_4 reel sayılar olmak üzere $\boldsymbol{q} = 1q_1 + \mathbf{i}q_2 + \mathbf{j}q_3 + \mathbf{k}q_4$ formundaki dört terimin toplamı olarak tanımlanır. Dördeyler bir gerçek üç karmaşık sayıdan oluşur. 1 çarpımsal özdeşlik öğesi i, j, k sembolliktir ve aşağıdaki özelliklere sahiptir [25].

$$\begin{aligned} i^2 = -1,\ j^2 = -1,\ k^2 = -1, \\ ij = k, \qquad ji = -k, \\ jk = i, \qquad kj = -i, \\ ki = j, \qquad ik = -j \end{aligned} \tag{2.5}$$

Dördey kümesinde $ij = -ji$ ve diğer birimlerin kendi arasındaki çarpım işleminde değişme özelliği yoktur. Yani, iki dördey çarpımında çarpım sırası önemlidir. Dördeyler kümesinde, eşitlik, toplama ve skalerle çarpma işlemleri $\mathbb{R}^4$

uzayındakine benzer şekilde tanımlandığından, $\mathbb{H}$ kümesi, $\mathbb{R}^4$ vektör uzayı ile özdeşleştirilir. Bu durumda,

$\boldsymbol{q} = q_0 + q_1\mathbf{i} + q_2\mathbf{j} + q_3\mathbf{k} \in \mathbb{R}^4$ için,

$$1 = \begin{bmatrix}1\\0\\0\\0\end{bmatrix}, \qquad i = \begin{bmatrix}0\\1\\0\\0\end{bmatrix}, \qquad j = \begin{bmatrix}0\\0\\1\\0\end{bmatrix}, \qquad k = \begin{bmatrix}0\\0\\0\\1\end{bmatrix} \tag{2.6}$$

ile ifade edilebilir. Buna göre dördeyi,

$$q = \begin{bmatrix}q_0\\q_1\\q_2\\q_3\end{bmatrix} \tag{2.7}$$

şeklinde ifade edebiliriz.

2.2.2.2 Dördey Toplamı

Dördeyler için toplama kuralı bileşen temelli toplamadır.

$\mathbf{q} = q_0 + q_1\mathbf{i} + q_2\mathbf{j} + q_3\mathbf{k}$ ve p $= p_0 + p_1\mathbf{i} + p_2\mathbf{j} + p_3\mathbf{k} = (q_0 + p_0) + (q_1 + p_1)\mathbf{i} + (q_2 + p_2)\mathbf{j} + (q_3 + p_3)\mathbf{k}$

Bu kural, toplamanın birleşme ve yer değiştirebilirlik özelliklerini korur ve gerçek sayılara karşılık gelen dördeylerin alt kümesi için tutarlı bir davranış sağlar [25].

2.2.2.3 Dördey Çarpımı

Dördeyler için çarpma kuralı, polinomlarla aynıdır. (2.5) eşitliği ile verilen i, j, k elemanlarının çarpımsal özellikleri kullanılarak genişletilmiştir [25].

Hamilton çarpımı olarak bilinen, iki dördey çarpımı, $\boldsymbol{q} = q_0 + q_1\mathbf{i} + q_2\mathbf{j} + q_3\mathbf{k}$ ve $\boldsymbol{p} = p_0 + p_1\mathbf{i} + p_2\mathbf{j} + p_3\mathbf{k}$ olmak üzere aşağıdaki formülle yazılabilir [25].

$$\boldsymbol{q} \times \boldsymbol{p} = \begin{bmatrix} q_0p_0 - q_1p_1 - q_2p_2 - q_3p_3 \\ q_1p_0 + q_0p_1 - q_3p_2 + q_2p_3 \\ q_2p_0 + q_3p_1 + q_0p_2 - q_1p_3 \\ q_3p_0 - q_2p_1 + q_1p_2 + q_0p_3 \end{bmatrix} \tag{2.8}$$

2.2.2.4 Birim Dördey

Birim dördey, ||q||= 1 dir. Dördey, $\boldsymbol{q} = q_0 + q_1\boldsymbol{i} + q_2\mathbf{j} + q_3\mathbf{k}$ olmak üzere birim dördey aşağıdaki gibi tanımlanabilir [25].

$$|q| = \sqrt{q_0{}^2 + q_1{}^2 + q_2{}^2 + q_3{}^2}$$
$$q = \frac{q_0}{|q|} + \frac{q_1\boldsymbol{i}}{|q|} + \frac{q_2\boldsymbol{j}}{|q|} + \frac{q_3\boldsymbol{k}}{|q|} \tag{2.9}$$

2.2.2.5 Dördeylerde Eşlenik

Dördeylerde eşlenik, karmaşık sayılara uygun olarak, aşağıdaki gibidir [25].

$$\overline{\boldsymbol{q}} = q_0 - q_1\mathbf{i} - q_2\mathbf{j} - q_3\mathbf{k} \tag{2.10}$$

2.2.2.6 Dördey Tersi

Dördeylerde ters alma işlemi, karmaşık sayılardaki gibi aşağıdaki eşitlikle ifade edilir [25].

$$\boldsymbol{q} = \frac{\overline{\boldsymbol{q}}}{|q|^2} \tag{2.11}$$

2.2.3 Dördeyler ile Döndürme

Dördeyler ile döndürmede, Euler açıları ile döndürmeye göre Bölüm 2.2.2'de anlatılan avantajlar vardır. Ve tez kapsamında, gövde eksen takımının seyrüsefer eksen takımına göre yönelimini ifade etmek için dördeyler kullanılmıştır.

Eğer $v = [\, v_x, v_y, v_z \,]$ birim vektörü etrafında θ kadar dönüş yapılacaksa, dördeyler aşağıdaki gibi ifade edilebilir [26].

$$\begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} cos(0.5\theta) \\ v_x\, sin(0.5\theta) \\ v_y\, sin(0.5\theta) \\ v_z\, sin(0.5\theta) \end{bmatrix} \tag{2.12}$$

Yönelim dördeyi q_i^{b}, aşağıdaki işlemi kullanarak rastgele bir 3 elementli vektörü başlangıç eksen takımından gövde eksen takımına döndürmek için kullanılabilir.

$$v_B = q_i^{\mathrm{b}} \begin{pmatrix} 0 \\ v_I \end{pmatrix} (q_i^{\mathrm{b}})^{-1} \tag{2.13}$$

Yani bir vektöre sıfır gerçek bölümlü bir dördey gibi varsayılarak, onu tutum dördeyi ve dördey tersi ile çarparak döndürülebilir [23].

Benzer şekilde dördey ifadesinden rotasyon matrisine aşağıdaki formül ile geçilebilir [24].

$$R_q^{rot} = \begin{bmatrix} {q_0}^2 + {q_1}^2 - {q_2}^2 - {q_3}^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & {q_0}^2 - {q_1}^2 + {q_2}^2 - {q_3}^2 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & {q_0}^2 - {q_1}^2 - {q_2}^2 + {q_3}^2 \end{bmatrix} \tag{2.14}$$

2.2.4 Dördey Euler Dönüşümleri

Açı değerleri radyan olacak şekilde dördeyler Euler açılarına aşağıdaki denklemdeki gibi dönüştürülebilir [24].

$$\begin{aligned} \tan\phi &= \frac{2(q_0q_1 + q_2q_3)}{{q_0}^2 - {q_1}^2 - {q_2}^2 + {q_3}^2} \\ \sin\theta &= 2(q_0q_2 - q_1q_3) \\ \tan\varphi &= \frac{2(q_0q_3 + q_1q_2)}{{q_0}^2 + {q_1}^2 - {q_2}^2 + {q_3}^2} \end{aligned} \tag{2.15}$$

Açı değerleri radyan olacak şekilde Euler açılarından dördeye aşağıdaki gibi dönüştürülebilir. Dönüşüm sırası 3-2-1, Sırasıyla; sapma-yunuslama-yuvarlanma'dır [24].

$$\begin{aligned} q_0 &= \cos\left(\frac{\phi}{2}\right)\cos\left(\frac{\theta}{2}\right)\cos\left(\frac{\varphi}{2}\right) + sin\left(\frac{\phi}{2}\right)sin\left(\frac{\theta}{2}\right)sin\left(\frac{\varphi}{2}\right) \\ q_1 &= sin\left(\frac{\phi}{2}\right)cos\left(\frac{\theta}{2}\right)cos\left(\frac{\varphi}{2}\right) - cos\left(\frac{\phi}{2}\right)sin\left(\frac{\theta}{2}\right)sin\left(\frac{\varphi}{2}\right) \\ q_2 &= cos\left(\frac{\phi}{2}\right)sin\left(\frac{\theta}{2}\right)cos\left(\frac{\varphi}{2}\right) + sin\left(\frac{\phi}{2}\right)cos\left(\frac{\theta}{2}\right)sin\left(\frac{\varphi}{2}\right) \\ q_3 &= cos\left(\frac{\phi}{2}\right)cos\left(\frac{\theta}{2}\right)sin\left(\frac{\varphi}{2}\right) - sin\left(\frac{\phi}{2}\right)sin\left(\frac{\theta}{2}\right)cos\left(\frac{\varphi}{2}\right) \end{aligned} \tag{2.16}$$

3
SEYRÜSEFER ALT SİSTEMLERİ

Hava aracında kararlı bir kontrol ve otonom uçuş için, seyrüsefer sistemlerinden sağlanan yüksek doğruluk ve hassasiyette yönelim ve pozisyon verisi gerekmektedir [27]. Fakat dört rotor İHA'larda toplam ağırlık ve maliyet gibi kısıtlamalar vardır. Bu iki gereksinim arasındaki çelişki, gelişmiş İHA'larda kullanılan yüksek kaliteli ataletsel seyrüsefer sistemlerinin kullanımını engellemektedir [28]. Bu nedenle, düşük maliyetli ataletsel seyrüsefer sistemlerinin kullanımında hem doğruluk hem de hesaplama gereksinimleri açısından avantajlı algoritmalar geliştirmeye ihtiyaç vardır.

MEMS teknolojisindeki son gelişmeler, düşük maliyetli ataletsel ölçüm birimlerinin kullanımına imkân tanımıştır. Ancak, sensör hatalarının zaman içinde birikmesi nedeniyle oluşan yetersiz doğrulukları, bu sistemlerin tek başına kullanımlarını engellemektedir [29].

Öte yandan, bir KKBS olan KKS hız ölçümlerinin yüksek doğruluğu, yalnızca KKS kullanarak tutum çözümleri geliştirilmesine de yol açmıştır. Örneğin, J. Deyst yalnızca KKS hız ölçümlerine dayalı olarak hava aracının tutumunu tahmin etmiş ve sensör hatalarının etkisini tespit etmeye yönelik çalışma gerçekleştirmiştir [30].

Tipik olarak AÖB çıkışları, şartları uygun olduğunda veri sağlayan Küresel Konum Belirleme Sistemleri (KKS) ile desteklenmektedir. Düşük maliyetli bir ASS'nin bir KKBS ile birleştirilmesinin bilinen avantajları vardır [31]. En dikkate değer avantaj, düşük maliyetli AÖB'den kaynaklanan düşük frekans kayması bir KKBS'nin sunduğu sapmasız ölçüm ile düzeltilirken, KKBS ölçümlerinde bulunan yüksek frekans hataları ise ataletsel ölçümler ile düzeltilir [32]. Tahmin edilen seyrüsefer durumlarının sayısı, kullanılan sensörlerin çeşidi ve ölçüm güncellemesi için kullanılan birimlerin kullanılma biçimi açısından farklılık gösteren birçok yöntem geliştirilmiştir.

Bu çalışmada hem doğruluk hem de hesaplama verimliliği açısından, düşük maliyetli AÖB; KKS, manyetometre ve barometre ile gevşek bağlı birleşime dayanan, yönelim ve pozisyon tahmin çözümleri yapılmaktadır.

3.1 Ataletsel Seyrüsefer Sistemi (ASS)

Ataletsel Seyrüsefer Sistemleri (ASS), çeşitli platformlarda seyrüsefer verilerinin elde edilmesi için kullanılmaktadır. Ataletsel seyrüsefer sistemleri, dışarıdan ek bir veriye gerek kalmadan bağımsız bir şekilde yönelim ve konum belirlemek için kullanılırlar. Fakat ASS bünyesinde bulunan ataletsel ölçüm birimlerinin sensör kaynaklı hata ve bozulmaları zamanla artmaktadır. Bu nedenle ataletsel seyrüsefer sistemleri, daha doğru sonuçlara ulaşmak için diğer seyir sistemleriyle birlikte kullanılırlar.

Kararlı (gimbal) platform ve analitik (strapdown) platform olmak üzere iki çeşit ataletsel seyrüsefer sistemi vardır.

Kararlı sistemlerde, dönüölçer ve ivmeölçer sensörleri araca sabitlenmemiştir, sensörler bir bilezik (gimbal) sisteminin içerisindeki bir platforma sabitlenir. Dönüölçerler ile ölçülen açısal değişimler bilezik sisteminin sürücü devresine iletilir ve bu sistem bileziklerdeki motorları döndürerek ölçülen açısal değeri sıfırlamaya çalışır. Böylelikle sensörler, aracın dönüşlerine yani açısal hareketlerine karşı izole edilerek, konum ve yönelim hesaplamaları daha kolay hale gelir. Güçlü bilgisayarların gelişimiyle ataletsel seyrüsefer sistemlerinde analitik (strapdown) yaklaşım geliştirilmiştir [33].

Analitik platformda dönüölçer ve ivmeölçer sensörleri direkt aracın üzerine monte edilirler. Dönüölçerler kararlı platformda olduğu gibi dengeleyici olarak hareket etmezler. Aksine aracın dönüşünü ölçerek, aracın yönelimini hesaplayan algoritmada kullanılmasını sağlarlar. İvmeölçerin ölçümleri, dönüşüm matrisleri ile seyrüsefer eksen takımına dönüştürülür. İvmeölçer ölçümlerinin dönüştürülmesi ve yönelimi hesaplayan bu algoritmalar karmaşık hesaplamalar gerektirmektedir. Analitik platformun ağırlığı, hacmi ve maliyeti kararlı platforma göre daha azdır [34].

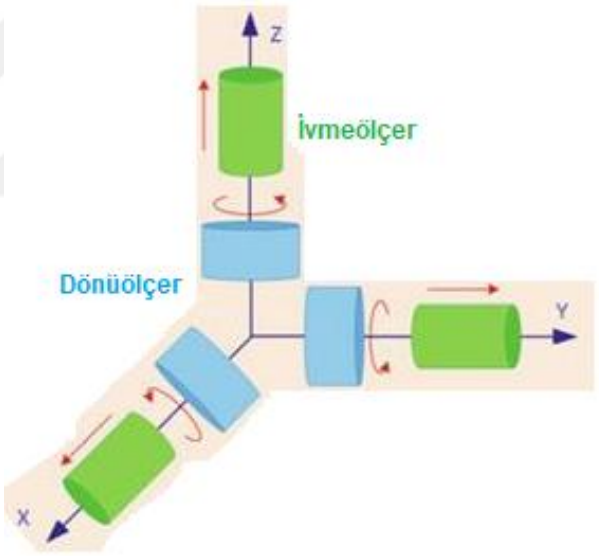
Bu çalışmada kullanılacak olan MEMS ivmeölçer ve dönüölçer sensörler analitik platform yaklaşımında kullanılmak üzere tasarlanmıştır.

Analitik platformun ağırlığı, hacmi ve maliyeti kararlı platforma göre daha azdır.

3.2 Ataletsel Ölçüm Birimleri (AÖB)

Üç eksende birbirine dik olacak şekilde yerleştirilmiş ivmeölçer ve dönüölçer ile açısal hız ve doğrusal ivmeyi ölçen birimlerdir. AÖB'ler aracın pozisyon ve yönelimini belirlemek için kullanılır.

AÖB ilk durumlarının bilindiği durumda, içerdikleri sensörlerin verisinin integralleri alınmasıyla doğrusal hız ve açısal değişimlerin belirlenmesinde kullanılırlar. İvme ve dönü verisinde herhangi bir hata olduğu takdirde bu hatalar eklenerek hız ve pozisyon verilerinde de gözlemlenecektir. AÖB ölçüm hassasiyetine bağlı olarak farklı fiyatlarla sunulmaktadır.

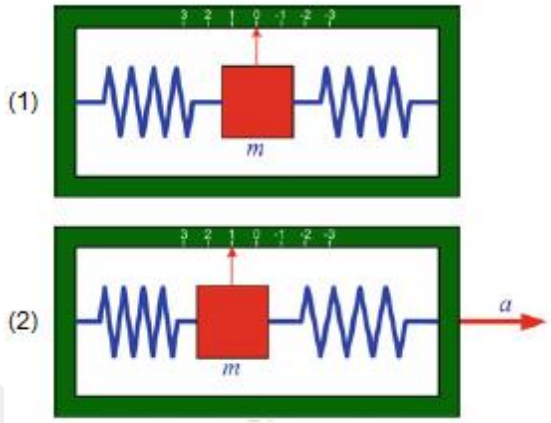


Şekil 3.1 Ataletsel ölçüm birimi

3.2.1 İvmeölçer

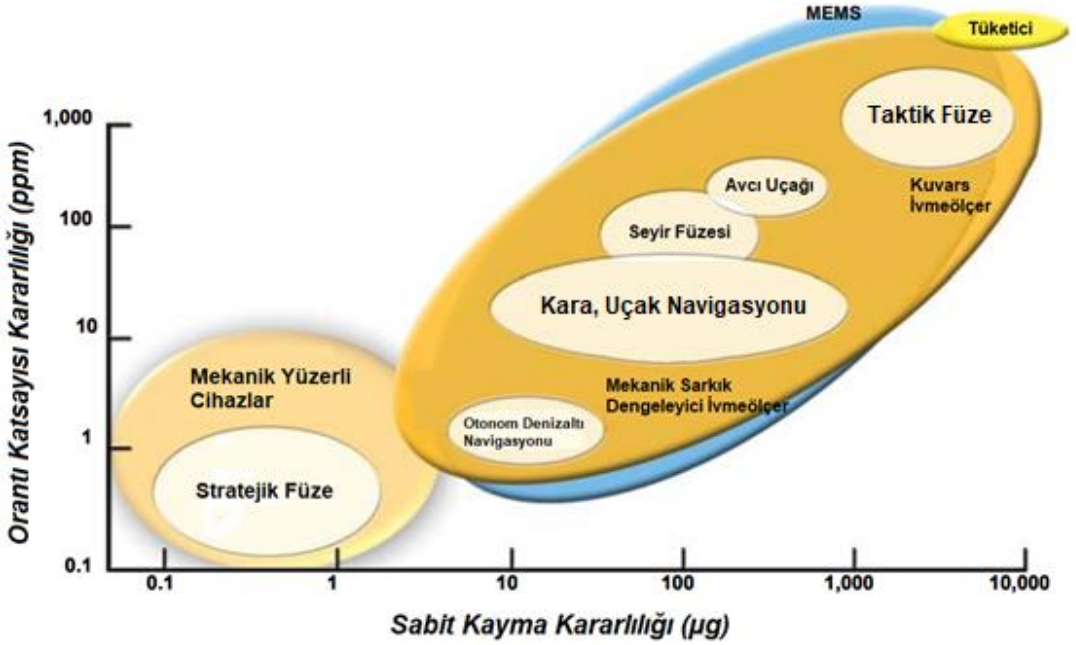
İvmeölçer ile bir cismin veya aracın doğrusal ivmesi ve yerçekimi ivmesi ölçülür. İvmeölçer, sabit kutu yüzeylerine tutturulan bir yay ile ortasındaki bir kütle olarak düşünülebilir (Şekil3.2). İvmeölçer ivmeye duyarlı ekseni boyunca bir ivmeye maruz kaldığında, kütle (ataleti sebebiyle) hareketteki değişime karşı koyma

eğilimindedir. Sonuç olarak kütle yer değiştirir ve kütle üzerine etkiyen kuvvet yaydaki gerilim ile dengelenir. Yaydaki uzama ile de uygulanan kuvvetin değeri ve ivmelenme bulunur. İvmeölçer ölçüm ekseni yere 90 derece ise doğrusal hareket olmaksızın yer çekimi ivmesi ölçülecektir. Bu nedenle, dikey eksende oluşacak yer çekimi ivmesi dikkate alınmalıdır.



Şekil 3.2 İvmeölçere dış kuvvet uygulandığı ve uygulanmadığı durum (2) [35]

İvmeölçerler, mekanik ivmeölçerler, kuvars ivmeölçerler ve MEMS ivmeölçerler olmak üzere 3 ana gruba ayrılabilir. Her sensör grubu farklı hata özelliklerine sahiptir. Sensörün kullanılacağı uygulama alanı, uygulama amacı veya uygulama sıklığı gibi değişkenlere göre hangi tip sensörün kullanılması gerektiği belirlenmektedir. Şekil 3.3'te ivmeölçer hata karakteristiğine göre ivmeölçer kullanım alanlarının dağılımı verilmiştir.



Şekil 3.3 İvmeölçer teknoloji uygulamaları [36]

Şekil 3.3'ten de anlaşılacağı gibi, sabit kayma kararlılığı ve orantı katsayısı kararlılığı hata karakteristiğine göre ivmeölçerlerin kullanım alanları değişmektedir. Bu çalışmada da kullanılan MEMS ivmeölçerler; düşük ağırlık, küçük hacim, düşük güç tüketimi ve uygun maliyet gibi nedenlerle günümüzde birçok alanda tercih edilmektedir.

MEMS ivmeölçerler algılama mekanizmalarına göre aşağıda açıklanan; kapasitif, piezoresistif, optik, piezoelektrik, termal, rezonans, tünel akımı, rezonans olarak çeşitli grupta incelenebilir.

Kapasitif ivmeölçer; ivmeyi kapasitans değişikliğine dönüştürür. İvmeölçere ivme uygulandığında, sismik kütle hareketsiz konumundan sapar ve kütle ile iletken sabit elektrotlar arasındaki kapasitansı dar bir aralıkla değiştirir. Ve bu kapasitans değişikliği kolayca ölçülebilir. Kapasitif ivmeölçerlerin çeşitli avantajları vardır ve bu da onları çok sayıda uygulama için cazip kılar. Sıcaklığa bağımlılığı azdır, basit yapıları, yüksek hassasiyet, düşük gürültü ve düşük kaymaya sahiptirler [37].

Çalışma kapsamında, MATLAB benzetim ortamında modellenen ivmeölçer, SIMULAB bünyesinde örnek İHA'da da kullanılan; düşük maliyeti, yeterli hassasiyeti ve yüksek güvenirliği olan kapasitif ivmeölçerdir.

Piezorezistif ivmeölçer, ivmeölçerler için en yaygın kullanılan mekanizmalardan biridir. Piezorezistif etkinin temel tanımı, mekanik gerilmeye bağlı olarak piezorezistif malzemenin direncindeki değişim olarak özetlenebilir. Temel ivmeölçer yapısı bir sismik kütle, bir kiriş ve bir destekten oluşur. Cihaz, hassas ekseni boyunca bir ivmeye maruz kaldığında, sismik kütle yukarı veya aşağı doğru eğilerek kiriş üzerinde mekanik gerilmeye neden olur. Bu gerilim, dirençli eleman üzerinde bir gerilmeye neden olur. Piezorezistif ivmeölçerlerin temel avantajları, yapılarının basitliği ve üretim kolaylığıdır. Buna ek iyi bir doğru akım tepkisine sahiptirler, bu da doğru akım hızlanmalarını algılayabilecekleri anlamına gelir. Fakat, piezorezistif ivmeölçerlerin çıkış gerilimleri yüksek olması ve sıcaklığa karşı hassas olmaları gibi nedenler yüksek performanslı uygulamalar için piezorezistif ivmeölçerlerin kullanımını kısıtlar.

Optik ivmeölçerler, için iki temel algılama mekanizması vardır. Birincisi, çıkış fiber optik kabloya ışık bağlantısının yoğunluğunu ölçmektir, İkincisi, bir yüzeyden yansıyan ışığın dalga boyundaki değişikliğin ölçülmesidir. Fiber optik ivmeölçerlerin elektromanyetik girişime dayanıklı olmaları yüksek sıcaklıklarda çalışabilmeleri gibi avantajlarının yanında üretimleri diğer sensörlere göre daha zordur.

Piezoelektrik ivmeölçerler; ivmeyi, üzerine uygulanan basıncı elektrik sinyaline çeviren piezoelektirik malzeme sayesinde bulur. Basit yapıda olmaları, kolay üretilmeleri gibi avantajları vardır. Fakat piezoelektrik ivmeölçerlerle düşük frekanslı çalışma mümkün değildir. Ayrıca hassasiyeti de belirleyen, malzemelerin piezoelektrik katsayıları sıcaklığa da bağlıdır. Bu sebepler çoğu uygulamada kullanılmalarını engellemektedir.

Termal ivmeölçer, iki temel tip termal ivmeölçer vardır. Birinci tip ivmeölçerin çalışma prensibi, ısı kaynağından soğutucuya olan sıcaklık akışının aralarındaki boşlukla ters orantılı olması ilkesine bağlıdır. İkinci tip ivmeölçerde termal olarak

izole edilmiş bir ısıtıcı, bir sıcak hava kabarcığı oluşturur. Bu baloncuğun ısı dağılımı ivme ile değişir ve ısıtıcıya göre asimetrik hale gelir. Isı dağılımındaki bu asimetri, ısıtıcının yan taraflarında bulunan termokuplar kullanılarak algılanır.

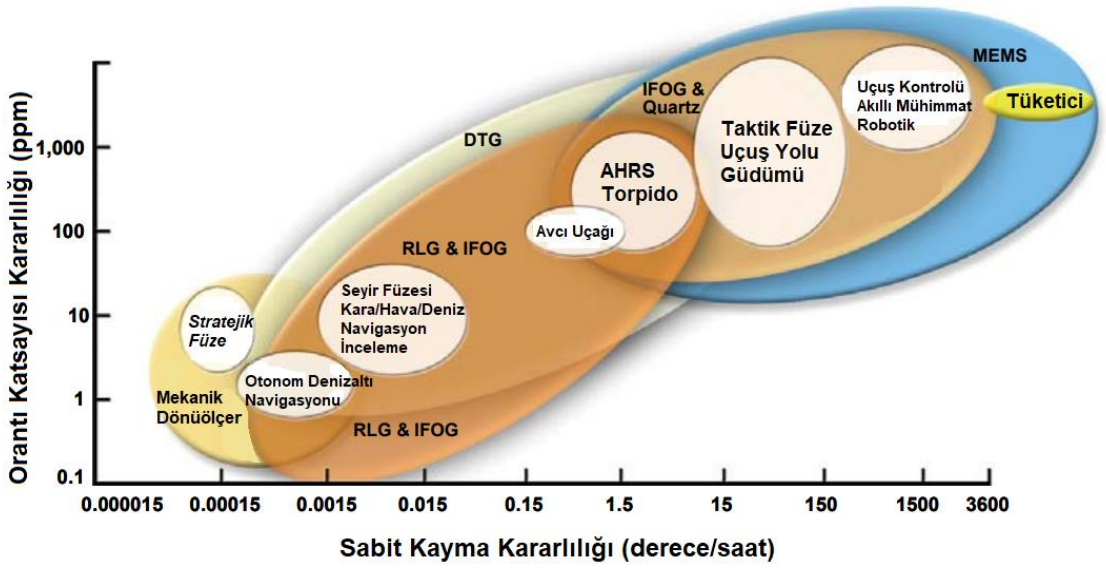
Rezonans ivmeölçerler, kütleye uygulanan kuvveti doğrudan tespit eden, kuvvet algılayan ivmeölçerlerdir. Rezonans ivmeölçerlerin diğer ivmeölçer türlerinden temel farkı, sıfır ivme altında doğal frekansında sürekli rezonans yapan bir kütleye sahip olmalarıdır. Rezonans ivmeölçerlerin algılama prensibi, titreşen elemanın doğal frekansındaki değişikliğin algılanmasına bağlıdır. İvme altında, ivmeölçerin sismik kütlesine bir eylemsizlik kuvveti etki eder ve bu ivmeölçerin rezonans elemanında bir gerilmeye neden olur. Rezonans ivmeölçerlerin en önemli avantajı, dijital dönüştürücü ihtiyacını ortadan kaldıran doğrudan dijital çıkışlarıdır. Rezonans ivmeölçerlerin en önemli dezavantajı, düşük bant genişliğidir.

Tünelleme ivmeölçerler ivmeyi tünelleme akımına dönüştürür. Bu elektrotlar birbirine yeterince yakınsa, iki iletken elektrot arasında her zaman elektron tünelleme olasılığı vardır. İletken malzemeler arasındaki boşluk azaldıkça tünelleme akımı artar. Tünel açma ivmeölçerleri, tünel açma akımı yer değiştirmeye karşı oldukça hassas olduğundan yüksek hassasiyete sahiptir. Bu cihazlar küçük boyuta, geniş bant genişliğine ve yüksek hassasiyete sahiptir, ancak kayma ve gürültüden etkilenirler. Ve üretimleri kolay değildir. Bu nedenle endüstriyel uygulamalarda yaygın olarak kullanılmazlar.

3.2.2 Dönüölçer

Dönüölçer, hareket halindeki bir cismin açısal hızını ölçer. Günümüzde birçok amaçla, özellikle yönelimin bulunmasında etkin olarak kullanılmaktadırlar. Dönüölçerler; mekanik, optik ve MEMS dönüölçerler olmak üzere üç ana gruba ayrılabilir.

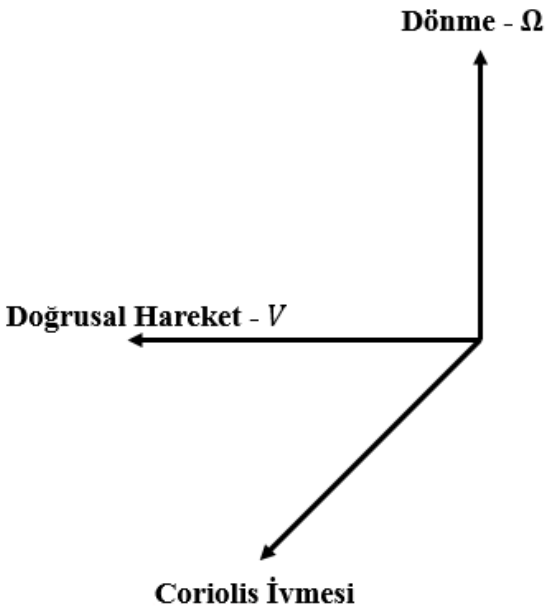
Şekil 3.4'te hata karakteristiğine göre, dönüölçer kullanım alanlarının dağılımı verilmiştir.



Şekil 3.4 Dönüölçer teknoloji uygulamaları [36]

Şekil 3.4'ten de anlaşılacağı gibi, sabit kayma kararlılığı ve orantı katsayısı kararlılığı hata karakteristiğine göre dönüölçerlerin kullanım alanları değişmektedir. Bu çalışmada da kullanılan MEMS dönüölçerler; düşük ağırlık ve güç tüketimi, küçük hacim ve uygun maliyet gibi nedenlerle günümüzde birçok alanda tercih edilmektedir.

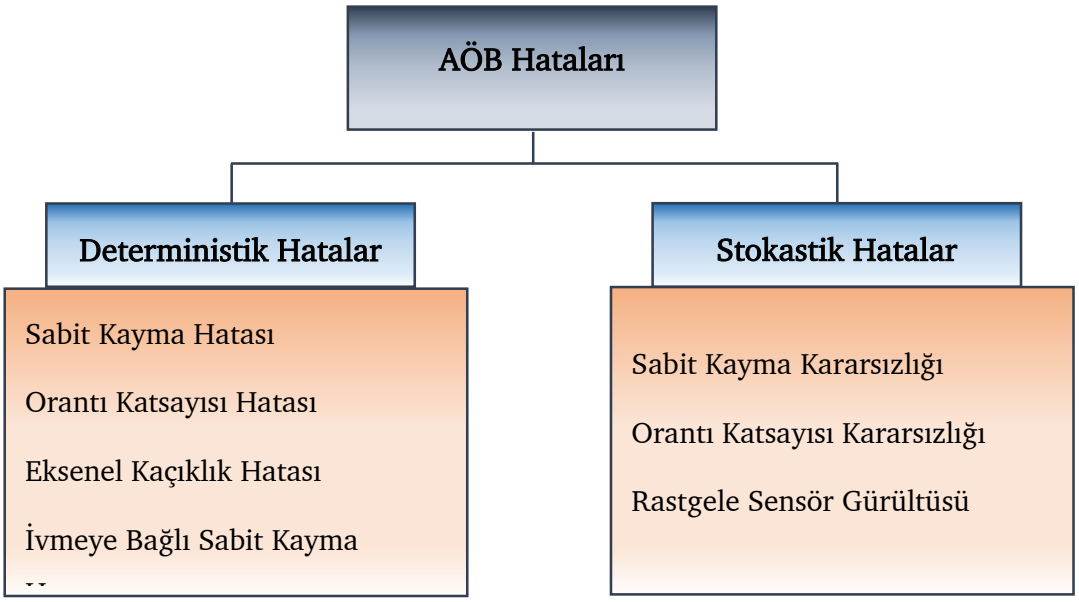
MEMS dönüölçerler açısal hızı ölçmek için Coriolis kuvvetini kullanırlar. Dönüölçerler titreşim ve yüksek rotasyonla uyarılır. Şekil 3.5'te gösterildiği gibi, dönüölçer yapısına doğrusal hareket uygulanır ve eğer dönme meydana gelirse, açısal dönme ile ilişkili Coriolis ivmesi algılanabilir. Coriolis ivmesi hem dönüş eksenine hem de doğrusal hareket eksenine diktir.



Şekil 3.5 Coriolis ivmesi doğrusal hareket ve rotasyonla oluşturulur [38].

3.3 AÖB Hataları ve AÖB Hata Modelleri

AÖB algılayıcıları doğası gereği çeşitli hatalara sahiptir. AÖB hataları, deterministik ve stokastik hatalar olarak ikiye ayrılabilir. Deterministik hataların belirlenmesi ve giderilmesi stokastik hatalara göre daha kolaydır. Deterministik hatalar, statik ve dinamik ölçümleme testleri ile belirlenip giderilebilir. Stokastik hatalar ise çeşitli tahmin teknikleri kullanılarak tahmin edilebilir.

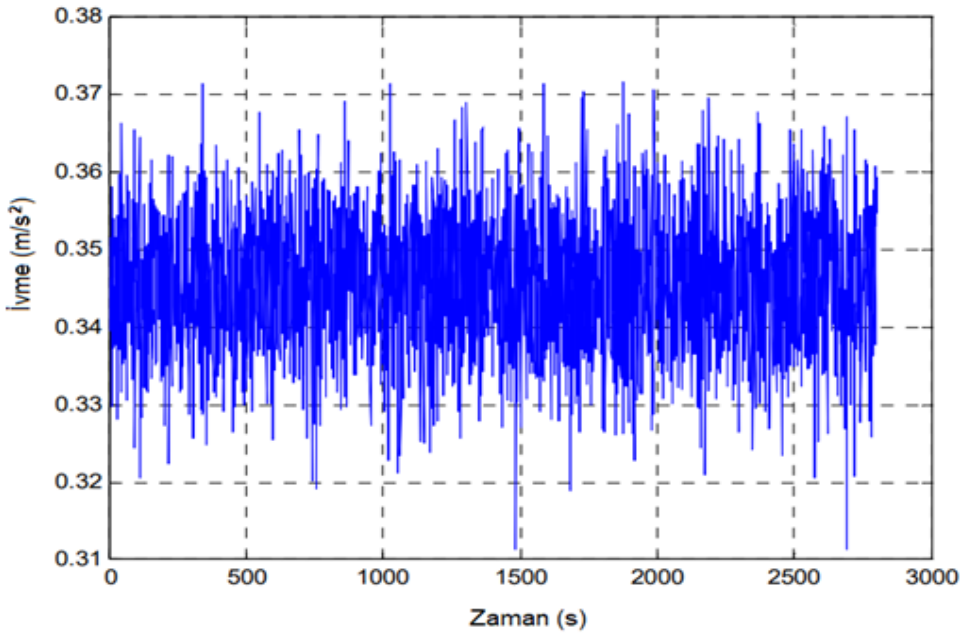


3.3.1 Deterministik Hatalar

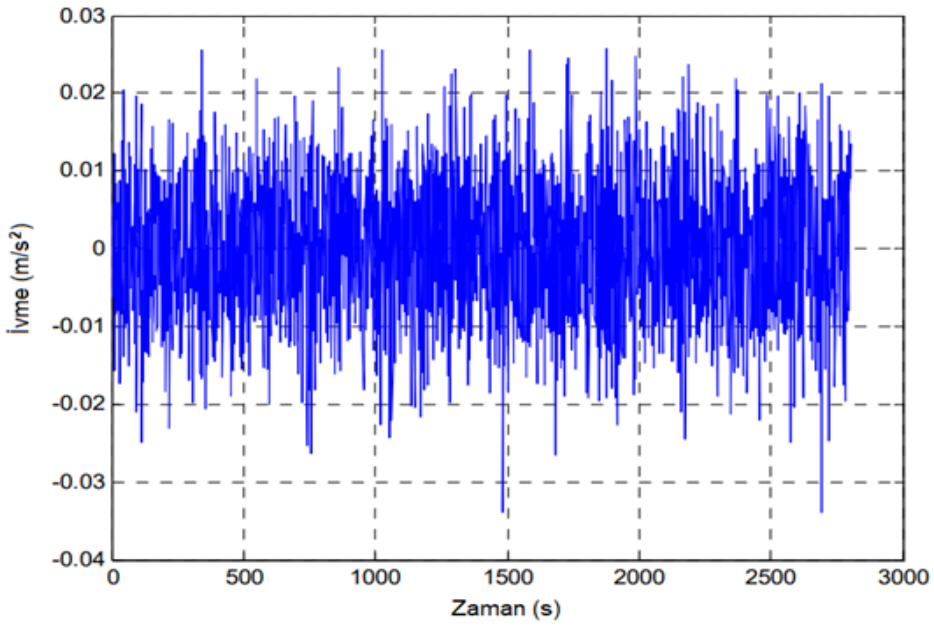
Deterministik hatalar çeşitli testler sonucunda belirlenip, telafi edilebilir. Tespit edilen hatalar AÖB ölçümlerinden çıkartılarak, kullanım alanında performans artırımı sağlanır. İvmeölçerler; sabit kayma hatası, orantı katsayısı hatası, eksenel kaçıklık hatası olmak üzere üç temel deterministik hataya sahiptir. Dönüeölçerler ise bu hataların yanında ivmeye bağlı sabit kayma hatası da olmak üzere dört temel deterministik hataya sahiptir.

3.3.2 Sabit Kayma Hatası

Sabit kayma, herhangi bir giriş uygulanmadan algılayıcı ile ölçülen çıkış değeridir. Bu, sensöre herhangi bir giriş uygulanmadığında, ölçülen sensörün sapma gösterdiği anlamına gelir. Sabit kayma hatası, sabit terim, sıcaklığın neden olduğu değişimler ve çalışma farklılıklarını içerir. Sabit kayma sabit terimleri ve sıcaklık kaynaklı değişimler, laboratuvar kalibrasyon testleri ile tahmin edilip düzeltilebilir [39]. İvmeölçer sabit kayma hatası birimi m/s^2'dir. Dönüölçer sabit kayma hatası birimi derece/s'dir. Şekil 3.6'da sabit kayma hatası yaklaşık 0.345g olan ivmeölçer verisi gösterilmiştir. Şekil 3.7'de ise sabit kayma hatası düzeltilmiş ivmeölçer verisi gösterilmektedir.



Şekil 3.6 Sabit kayma hatası telafi edilmemiş ivmeölçer verisi [39]

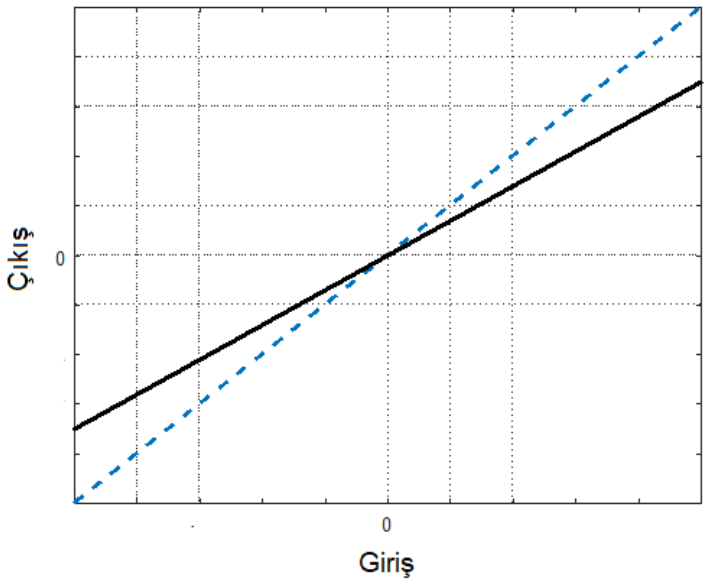


Şekil 3.7 Sabit kayma hatası telafi edilmiş ivmeölçer verisi [39]

3.3.2.1 Orantı Katsayısı Hatası

Orantı katsayısı hatası, çıkış sinyalindeki değişim ile giriş ivmesindeki değişim arasındaki orandır. Orantı katsayısı hatası ppm (part per million) olarak ifade edilir. Orantı katsayısı hatası; sabit terim, sıcaklık kaynaklı değişimler, asimetri ve doğrusal olmayan hata bileşenlerinden oluşmaktadır. Sabit terim bileşeni ve

sıcaklık kaynaklı değişimler bileşeni laboratuvar kalibrasyon testleri ile tahmin edilebilir. Stokastik hatalar çeşitli tahmin teknikleri kullanılarak tahmin edilebilir.



Şekil 3.8 Orantı katsayısı hatası [35]

3.3.2.2 Eksenel Kaçıklık Hatası

Diklik (Ortogonalite) hatasıdır. AÖB'leri doğru ölçümleri elde edebilmek için eksenlere dik olarak monte edilmelidir. Ancak mekanik parçalar hem kusursuz üretilemeyebilir hem de kusursuz bir şekilde monte edilemeyebilir. Bu, AÖB eksenleri arasındaki ortogonalliği bozar. Sonuç olarak herhangi bir eksendeki herhangi bir hareket, yanlış yerleşimin büyüklüğüne bağlı olarak diğer eksenlerde bir değişikliğe neden olur. Eksen kaçıklığı birimi mili-radyan olup, yanlış hizalama hatası laboratuvar kalibrasyon testleri ile belirlenebilir.

3.3.2.3 İvmeye Bağlı Sabit Kayma Hatası (Sadece Dönüölçerde)

MEMS dönüölçer yapısı doğrusal ivmeden etkilenir. Bu nedenle bu etki, çıkış sinyalinde bir sabit kaymaya neden olur. Bu sabit kayma, ölçüm ekseni etrafına uygulanan ivme büyüklüğü ile orantılıdır. Dolayısıyla ivme ile dönüölçer ölçümü arasında bir ilişki vardır ve bu ilişkinin bu büyüklüğü ivmeye bağlı sabit kayma hata katsayısı ile belirlenir. Diğer deterministik hatalar gibi, ivmeye bağlı sabit kayma hata katsayısı da laboratuvar testleri ile belirlenebilir ve bu katsayılar

kalibrasyon algoritmalarında kullanılır. İvmeye bağlı sabit kayma hatasının birimi derece/saat/ ivme'dir.

3.3.3 Stokastik Hatalar

Zaman içinde sabit kayma veya orantı katsayısı kaymasının rastgele değişimi ile ve sensör gürültüsü nedeniyle oluşan rastgele hatalardır. Sabit kayma ve orantı katsayısı hatasındaki rastgele değişimler, stokastik hataların düşük frekans bileşenleridir. Bunun yanında, sensör gürültüsü ise stokastik hataların yüksek frekanslı bileşenleridir. Stokastik hataların en önemli özelliği, giriş ve çıkış arasında doğrudan bir ilişki olmamasıdır.

3.3.3.1 Sabit Kayma Kararsızlığı

Bu hata çalışma sırasında sabit kayma değişikliği nedeniyle oluşur. Diğer bir deyişle, sabit kayma kararsızlığı, zamanla değişen sabit kaymayı temsil eder. İvmeölçer sabit kayma kararsızlığı $m/s^2/\sqrt{Hz}$ olarak ifade edilir.

Dönüölçer sabit kayma kararsızlığı derece/saniye/$\sqrt{Hz}$ veya derece/saat/$\sqrt{Hz}$ olarak ifade edilir.

3.3.3.2 Orantı Katsayısı Kararsızlığı

Orantı katsayısı kararsızlığı, orantı katsayısındaki değişimdir. Orantı katsayısı kararsızlığı kısa süreli kullanımlarda gözlemlenemeyebilir ve oldukça önemsizdir. Dolayısıyla bu hata bileşeni bu tez çalışmasının kapsamı dışında bırakılmıştır.

3.3.3.3 Rastgele Sensör Gürültüsü

Rastgele sensör gürültüsü stokastik hataların yüksek frekans olan bileşenidir. Yüksek frekanslı gürültü terimleri (nicemleme gürültüsü, hız/açısal rastgele yürüyüş ve Gauss-Markov gürültüsü) rastgele sensör gürültüsünü oluşturmaktadır. Sensör gürültüsünün etkisi filtreleme ile azaltılabilir. Rastgele sensör gürültüsü, AÖB hata modellerinde sıfır ortalama beyaz gürültü olarak modellenmiştir. Rastgele sensör gürültü yoğunluğu birimi derece/saniye/$\sqrt{Hz}$ veya derece/saat/$\sqrt{Hz}$ değeriyle ve 1σ değeriyle temsil edilir.

3.3.4 AÖB Hata Modelleri

Birbirine dik üç ivmeölçer ve dönüölçerden oluşan AÖB bölüm 3.3.1 ve 3.3.2' de anlatılan sensör hatalarına sahiptir. Bu bölümde bu hataların modeli oluşturulmuştur.

3.3.4.1 İvmeölçer Hata Modeli

Tek eksenli ivmeölçerin hata modeli şu denklemle verilir:

$$\bar{a}_x = (1 + S_x + \delta S_x)a_x + B_x + \delta B_x + n_x \tag{3.1}$$

$\bar{a}_x$: ivmeölçer çıkışı

a_x : gerçek ivme

B_x : sabit kayma hatası

δB_x : sabit kayma kararsızlığı

S_x : orantı katsayısı hatası

δS_x : orantı katsayısı kararsızlığı

n_x : rastgele sensör gürültüsü

AÖB x, y ve z eksenine monte edilen üç ivmeölçerin hata modeli aşağıdaki (3.2) eşitliği ile temsil edilmektedir.

$$\begin{bmatrix}\bar{a}_x\\ \bar{a}_y\\ \bar{a}_z\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}1 + S_x + \delta S_x & M_{xy} & M_{xz}\\ M_{yx} & 1 + S_y + \delta S_y & M_{yz}\\ M_{zx} & M_{zy} & 1 + S_z + \delta S_z\end{bmatrix}\begin{bmatrix}a_x\\ a_y\\ a_z\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}B_x + \delta B_x\\ B_y + \delta B_y\\ B_z + \delta B_z\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}n_x\\ n_y\\ n_z\end{bmatrix} \tag{3.2}$$

$M_{xy,}M_{xz,}M_{yx,}M_{yz,}M_{zx,}M_{zy,}$: İvmeölçer Eksenel Kaçıklık Hataları

3.3.4.2 Dönüölçer Hata Modeli

Tek eksenli dönüölçerin hata modeli şu denklemle verilir:

$$\bar{w}_x = (1 + S_x + \delta S_x)w_x + B_x + \delta B_x + B_{Gx}a_x + n_x \tag{3.3}$$

$\bar{w}_x$: dönüölçer çıkışı

w_x : gerçek açısal hız

B_x : sabit kayma hatası

δB_x : sabit kayma kararsızlığı

S_x : orantı katsayısı hatası

δS_x : orantı katsayısı kararsızlığı

B_{Gx} : ivmeye bağlı sabit kayma hata katsayısı

n_x : rastgele sensör gürültüsü

AÖB x, y ve z eksenine monte edilen üç dönüölçer hata modeli aşağıdaki (3.4) eşitliği ile temsil edilmektedir.

$$\begin{bmatrix}\bar{w}_x\\ \bar{w}_y\\ \bar{w}_z\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}1+S_x+\delta S_x & M_{xy} & M_{xz}\\ M_{yx} & 1+S_y+\delta S_y & M_{yz}\\ M_{zx} & M_{zy} & 1+S_z+\delta S_z\end{bmatrix}\begin{bmatrix}w_x\\ w_y\\ w_z\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}B_x+\delta B_x\\ B_y+\delta B_y\\ B_z+\delta B_z\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}B_{Gx} & 0 & 0\\ 0 & B_{Gy} & 0\\ 0 & 0 & B_{Gz}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}a_x\\ a_y\\ a_z\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}n_x\\ n_y\\ n_z\end{bmatrix} \quad (3.4)$$

$M_{xy,}M_{xz,}M_{yx,}M_{yz,}M_{zx,}M_{zy,}$: Dönüölçer Eksenel Kaçıklık Hataları

3.4 Küresel Konumlama Sistemi

Küresel Konum Belirleme Sistemleri yörüngedeki uydulardan yayılan radyo sinyalleri yardımıyla kullanıcıya konum veya hız ölçümleri sağlayan bir uydu seyrüsefer sistemleridir.

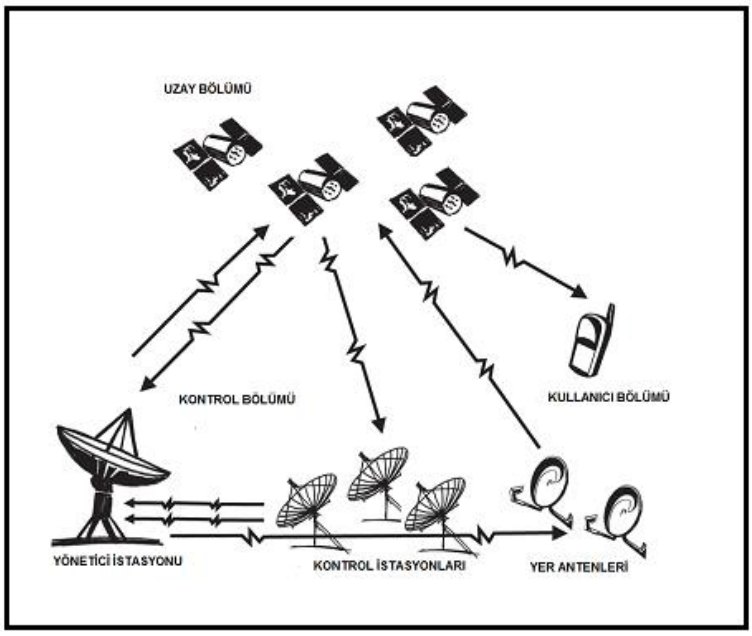
Uydu seyrüsefer sisteminin avantajı doğruluğunun yüksek olması ve tüm hava koşullarında dünya çapında kullanılabilmesidir. En büyük dezavantajı ise, bilerek veya bilmeyerek maruz kalınan sinyal bozuculara karşı savunmasız oluşudur. Uydunun görülemediği bölümlerde sistem geçici olarak kullanılamaz. Bu nedenle çoğu uygulamada dışarıdan yardım gerekebilir [40].

Uydu tabanlı sistemler olarak, ülkelerin kullandığı çeşitli sistemler vardır. Bunlarda ilk üretileni ve bizim de kullandığımız ABD küresel konumlama sistemi olan KKS'dir.

Küresel konumlama sistemi; uzay, kontrol, kullanıcı olmak üzere üç bölümden oluşur. Uzay bölümü, ekvatordan itibaren 55°'lik açıdaki 6 yörüngede dönmekte olan 31 tane uydudan oluşmaktadır. Uyduların yörüngeleri dünyadan yaklaşık 20.000 km yüksekliktedir. Uydular dünyanın etrafındaki dönüşlerini yaklaşık 12 saatte tamamlarlar. Her bir uydu kesin olarak zamanlanmış, ikili sistem atım andaki yörüngesini belirten efemeris sabitlerini yayınlar.

Kullanıcı bölümü ise yerde, havada veya gemideki binlerce alıcıdan oluşur. KKS alıcıları dört veya daha fazla uydudan kesin olarak zamanlanmış sinyaller alırlar. Ardından da alıcının bilgisayarı konum ve hızı bulmak için sonuçları işler [41].

Uydular zamanla konumlarını ve zamanı takip edemez hale gelirler. Bu nedenle bir kontrol bölümüne ihtiyaç vardır. Kontrol sistemi, gökyüzünde yer alırken KKS uydularını takip eden bir grup izleme istasyonundan oluşur. Oluşabilecek zaman hataları bulunup daha sonra elde edilen düzeltmeler uydulara gönderilir [41].



Şekil 3.9 KKS bölümleri

KKS ölçümlerinde çeşitli hata kaynakları bulunmaktadır. Bu hatalar; sinyalin iyonosfer ve troposferden geçerken uğradığı kırılma sebebiyle oluşan gecikmeler, darbe zamanlama hatası, efemeris ve elektronik bileşen tabanlı ölçüm hataları olarak sıralanabilir.

3.5 Manyetometre

Manyetometreler, dünya manyetik alan vektörünü ölçen sensörlerdir. Manyetometrelerde ölçüm, tesla veya gauss cinsinden olabilir. Ölçülen manyetik alan vektörü kullanılarak manyetik kuzeye göre sapma açısı elde edilmektedir.

Manyetik sapma ise, manyetik kuzey ile gerçek kuzey arasında yataydaki açıdır. Bu açı, dünya yüzeyindeki konuma ve zamana bağlı olarak değişir. Dünya genelinde, manyetik sapma her sene haritalandırılır ve ölçümler bu haritalandırma kullanılarak yapılır.

Hall sensör, Proton sensör, SQUID sensör, Manyetorezistif sensör gibi farklı çalışma prensiplerine dayanan manyetometre çeşitleri bulunmaktadır. Çalışma kapsamında yaygın olarak da kullanılan Hall etkisi prensibine göre çalışan MEMS manyetometre tercih edilmiştir.

Sabit kayma, orantı katsayı ve eksenel kaçıklık gibi sensör hatalarının yanı sıra, manyetik alan ölçümleri sensörün çevresindeki ferromanyetik maddelerden etkilenerek bozulmaktadır. Bu bozulmalar iki kategoriye ayrılır.

Sert Demir Bozulması: Sensörlerin yerleştirildiği platform yapısının parçası veya sensörün yanına monte edilmiş malzemeler tarafından, zamanla değişmeyen kalıcı manyetik alanların üretilip, manyetik alan ölçüm verileri üzerine eklenmesidir.

Yumuşak Demir Bozulması: Dünyanın manyetik alanı ile manyetometre etrafındaki manyetik olarak etkisiz malzemenin etkileşimidir. Bu malzemeler doğrudan manyetik alan kaynağı olmamakla beraber var olan manyetik alan çizgilerini bozucu etkiye sahiptirler.

3.6 Barometre

Barometrik basınç sensörü atmosferik basıncı ölçer. Dünya yüzeyinden uzaklaştıkça basınç düşer. Bu bağlamda basınç sensörü yükseklik ölçümü için kullanılabilir. MEMS barometreler, yükseklik ölçümleri için düşük maliyetli seyrüsefer sistemlerinde kullanılmaktadır.

MEMS basınç sensörü, manyetometrede olduğu gibi bir Hall etkisi prensibi ile veya bir piezoelektrik kristaldan oluşan piezoelektrik etki prensibi ile çalışacak şekilde tasarlanabilir. Çoğu düşük maliyetli MEMS barometre piezoelektrik etkiyle çalışır. Piezoelektrik malzeme, hacim değişikliğine uğradığında elektrik sinyali üretir. Basınç sensöründe ise, piezoelektrik kristal atmosferik basınca maruz kalan bir membrana bağlanır ve basınç değişimi ile gerilimi değiştirir.

Atmosferik basınç ölçümleri aşağıdaki denklem ile yüksekliğe dönüştürülebilir.

$$h = 44330x\left(1 - \frac{P_s}{P_0}\right)^{\frac{1}{5.255}} \tag{3.5}$$

h : hesaplanan yükseklik (deniz seviyesine göre)

P_s : barometre ile ölçülen atmosfer basıncı

P_0 : deniz seviyesindeki atmosfer basıncı (101325 Pa)

Lazer altimetrelerin iç mekân kullanımlarda etkili olduğu kanıtlanmış olsa da dış ortamlarda düzensiz olabilen zemin, performansını büyük ölçüde etkileyebilmektedir. Bu yüzden, barometrik sensör kullanımı dört rotor İHA'lar arasında popüler bir seçimdir. Fakat hava koşulları nedeniyle basınçtaki dalgalanmalar yükseklik ölçümlerinin zamanla sapmasına neden olabilmektedir.

Barometre, teorik olarak bir metrelik hataya sahip olsa da deneysel olarak yaklaşık iki metrelik ölçüm hatasına sahiptir. Buna rağmen KKS'nin yükseklik ölçümünde yeterli hassasiyeti olmadığından, barometre ile KKS irtifa ölçümü desteklenebilir.

4
KALMAN FİLTRESİ

Kalman filtresi, 1960 yılında Rudolph E. Kalman tarafından ayrık-veri doğrusal filtreleme problemine özyinelemeli bir çözüm açıklayan makalesi ile tanımlanmıştır [11].

Kalman filtresi, bir sistem durumunu tahmin etmek için, ortalama hata karesini en aza indirecek şekilde, etkili ve özyinelemeli bir hesaba imkân sağlayan bir dizi matematiksel denklemdir [42]. Kalman filtresi durum dinamiklerini; önceki sistem durumunun doğrusal fonksiyonu, kontrol girişi ve sistem dinamiği sıfır ortalama Gauss gürültülerinin toplamı olarak modeller. Kalman filtresi, sınırlı sayıda değişken kullanılarak oluşturulan bir veri işleme algoritması olarak açıklanabilir. Kalman filtresi gürültülü olabilen bir dizi ölçüm verisi ile dinamik bir sistemin durumunu tahmin edebilir. Bu bağlamda bir önceki zaman adımına ve yeni bir ölçüm setine dayalı olarak bir sistemdeki durumu tahmin etmek için kullanıldığı için bir tahminci olarak da bilinir.

Kalman filtresi özyinelemeli olduğundan, her yinelemede yalnızca yeni ölçüm verilerinin kullanılmasına dayanır. Bu yüzden kalman filtresinde veri depolamasına gerek kalmadığından, bellek gereksinimi ve işlemci yükü azdır. Bu durum kalman filtresinin en önemli özelliklerinden biridir. İşlemci yükünün az olması, özellikle seyrüsefer sistemleri, hedef takip sistemleri gibi gerçek zamanlı uygulamalarda kalman filtresinin tercih edilmesini sağlamaktadır.

Bölüm 3.3'te açıklandığı gibi, AÖB'lerde deterministik ve stokastik olmak üzere iki çeşit hata vardır. AÖB'lerden etkili sonuç alabilmek için bu hataların iyi ölçüde giderilmesi gerekir. Deterministik hatalar, çeşitli kalibrasyon teknikleriyle belirlenip giderilebilirler. Stokastik hatalar ise bazı tahmin yöntemleri kullanılarak tahmin edilmelidir. Kalman filtre, düşük bellek gereksinimi, optimum tahmin ve gürültülü ölçümlerde yüksek performans gibi özelliklerinden dolayı AÖB'lerdeki stokastik hataları süzmek için en uygun yöntemlerden biridir. Bu nedenle, bu tez çalışmasında tahmin algoritması olarak Kalman filtre tercih edilmiştir.

4.1 Kalman Filtresi Denklemleri

Kalman filtresi beş temel kavram içerir. Bunlar sistem modeli, ölçüm modeli, durum vektörü, ölçüm vektörü ve hata kovaryanslarıdır.

Durum vektörü kalman filtresi ile tahmin edilen parametrelerdir ve doğrudan ölçülemezler. Sistem modeli kalman filtresi durumlarının ve hata kovaryans matrisinin zamanla nasıl değiştiğini açıklar. Ölçüm modeli, sistem durumu ile ölçümler arasındaki matematiksel ilişkiyi belirtir. Ölçüm vektörü, ölçüm modeline göre anlık ölçüm değerlerini içerir. Hata kovaryansları, durum tahminlerindeki ve ölçümlerdeki belirsizlikleri temsil eder.

Gürültü içeren ayrık zaman doğrusal kalman filtre sistem modeli aşağıdaki denklemle ifade edilir.

$$x_k = Ax_{k-1} + BU_{k-1} + w_{k-1} \tag{4.1}$$

A matrisi durum geçiş matrisidir ve durum vektörünün k-1 zamanından k zamanına nasıl değiştiğini tanımlar. B matrisi giriş matrisidir, sisteme etki eden girişi tanımlar. w_{k-1} süreç gürültüsünü temsil eden rastgele bir değişkendir; sıfır ortalamalı, beyaz ve normal dağılıma sahip olduğu varsayılır. İfade edilen sistem modeli denkleminin parametreleri ile ilgili detaylı bilgiler Tablo 4.1'de verilmiştir.

Tablo 4.1 Sistem model parametreleri

Parametre	Açıklama
x_k	Durum vektörü
A	Sistem matrisi
B	Giriş matrisi
U_{k-1}	Kontrol girişi
w_{k-1}	Süreç gürültüsü

Q, sabit veya zamanla değişen süreç gürültü kovaryans matrisidir. Aşağıdaki gösterimle süreç gürültü olasılık yoğunluğunu ifade edebiliriz.

$$p(w) \sim N(0, Q) \tag{4.2}$$

Ölçüm modeli (4.3) eşitliği ile ifade edilir. Ve durumlar ile gözlemlenebilir sistem çıktısı arasındaki ilişkiyi açıklamaktadır.

$$z_k = Hx_k + v_k \tag{4.3}$$

z_k ölçüm vektörüdür. H ölçüm matrisidir, sistem ve ölçüm arasındaki geçişi tanımlar. v_k ölçüm gürültüsünü temsil eden rastgele bir değişkendir; sıfır ortalamalı, beyaz ve normal dağılıma sahip olduğu varsayılır. İfade edilen ölçüm modeli denkleminin parametreleri ile ilgili bilgiler Tablo 4.2'de verilmiştir.

Tablo 4.2 Ölçüm model parametreleri

Parametre	**Açıklama**
z_k	Ölçüm vektörü
H	Ölçüm matrisi
v_k	Ölçüm gürültüsü

R, sabit veya zamanla değişen ölçüm gürültü kovaryans matrisidir. Aşağıdaki gösterimle ölçüm gürültü olasılık yoğunluğunu ifade edebiliriz.

$$p(v) \sim N(0, R) \tag{4.4}$$

Kalman filtre algoritması, geribildirim kontrolüne dayanmaktadır. Durum uzayı modelinden sürecin tahminiyle başlar, daha sonra filtreye geri bildirim vermek için gürültülü ölçümleri kullanılır. Bu nedenle, kalman filtresi tahmin ve ölçüm güncelleme olmak üzere iki ana bölümde incelenebilir.

4.1.1 Tahmin Bölümü (Zaman Güncelleme)

Bir sonraki zaman sistem durumunun tahmini, zaman güncelleme denklemleri kullanılarak hesaplanır. Ayrıca, kalman filtre durum vektörü tahminindeki olası hatayı tanımlayan hata kovaryans tahmini de zaman güncelleme denklemleri kullanılarak hesaplanır. Özetle zaman güncelleme denklemleriyle, ölçümlere başvurulmadan durum değişkenlerinin bir örnekleme zamanı sonrasındaki değerleri öngörülür. Durum tahmini (4.5) ve hata kovaryans tahmini (4.6) eşitlikleri ile ifade edilir.

$$\hat{x}_k^- = A\hat{x}_{k-1} + Bu_{k-1} \tag{4.5}$$

$$P_k^- = AP_{k-1}A^T + Q \tag{4.6}$$

Süreç gürültüsü sıfır ortalama olduğundan, tahmin edilen durum vektörü (4.5) eşitliği ile ifade edilir. Tahmini (önsel) hata kovaryans matrisinin hesaplanması da benzerdir. Bu matris, işlem gürültüsünden kaynaklanan hata yayılımını temsil eder ve (4.6) eşitliği ile ifade edilir. Hata kovaryans matris (önsel) tahmini, süreç gürültüsüne ve hata kovaryansına (sonsal) bağlıdır. Denklemlerdeki '^' işareti tahmin parametresini, '-' işareti ölçümden önceki tahmin edilen (önsel) parametreyi ifade eder. Zaman güncelleme denklemlerin çıktıları, ölçüm güncelleme denklemleri için girdi olarak kullanılır.

4.1.2 Düzeltme Bölümü (Ölçüm Güncelleme)

Kalman filtresinde tahmin bölümünden sonra hesaplanan değer ölçümle düzeltilir. Yardımcı ölçüm kullanımı mümkün olduğunda, tahmin edilen durumdaki hataları düzeltmek için kullanılır. Ölçüm denklemleri ile ölçümlere dayalı bir düzeltme sağlanmış olur. Özetle bu bölümde ölçümlerle, eski (önsel) durum tahminleri düzeltilerek yeni (sonsal) durum tahminleri hesaplanır.

Kalman kazancı K_k, ölçüm kovaryansı R temel alınarak aşağıdaki (4.7) eşitliği ile hesaplanır. Kalman kazancının hesaplanması, tahminin ortalama kare hatasını en aza indirmeyi amaçlamaktadır [43].

$$K_k = P_k^- H^T (HP_k^- H^T + R)^{-1} \tag{4.7}$$

(4.7)'den anlaşılacağı üzere yeni ölçüm gürültülü ise ölçüm gürültü kovaryansı yüksek olacağından kalman kazanç düşüktür. Veya tahmin edilen hata kovaryansı düşükse kalman kazanç düşüktür. Bu durumda kalman filtre yeni ölçüm yerine tahminlere güvenecektir. Aksine, yeni ölçüm daha doğruysa dolayısıyla ölçüm gürültü kovaryansı daha düşük ise veya tahmin edilen hata kovaryansı daha yüksek ise, kalman kazanç yüksek olacak ve kalman filtre ölçüme güvenecektir.

Tahmin edilen durum vektörü ile ölçüm arasındaki karşılaştırma, kalman kazancı kullanılarak yapılır. $\hat{x}_k$ Düzeltilmiş sonsal durum tahminidir ve (4.8), düzeltilmiş durum tahmin denklemini verir.

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k(z_k - H\hat{x}_k^-) \tag{4.8}$$

P_k Düzeltilmiş sonsal hata kovaryans matrisidir ve (4.9), düzeltilmiş hata kovaryans tahmin denklemini verir.

$$P_k = (I - K_k H)\, P_k^- \tag{4.9}$$

4.2 Genişletilmiş Kalman Filtresi

Önceki bölümde açıklanan kalman filtresinde yapılan varsayımlardan biri, süreç ve ölçüm modellerinin doğrusal modeller olarak tanımlanmasıdır. Fakat gerçek dünyada doğrusal sistem yoktur. Çalışma kapsamındaki; AÖB, KKS, manyetometre, barometre gibi seyrüsefer alt sistemlerinin birleşimi ve bu sistemlerin denklemleri de doğrusal değildir. Dolayısıyla çalışma kapsamında doğrusal olmayan süreç ve ölçüm modellerinde kullanılmak üzere doğrusal olmayan bir tahmin algoritması gerekmektedir. Bu nedenle, doğrusal olmayan sistemlerde kullanılabilmesi için kalman filtrenin farklı yaklaşımları türetilmiştir.

Doğrusal olmayan filtreleme için en yaygın yaklaşım, Genişletilmiş Kalman Filtresi (GKF)'dir. GKF'de, orijinal kalman filtresi algoritmalarını kullanabilmek için, Taylor seri açılımı ile yüksek dereceli terimlerin ihmal edilip süreç ve ölçüm fonksiyonlarının kısmi türevleri alınarak doğrusallaştırma yapılır.

Doğrusal olmayan süreç ve ölçüm modelleri aşağıdaki (4.10) ve (4.11) eşitliklerle ifade edilebilir.

$$x_k = f_k(x_{k-1}) + w_{k-1} \tag{4.10}$$

$$z_k = h_k(x_k) + v_k \tag{4.11}$$

Bölüm 4.1'de anlatılan doğrusal modellerden farklı olarak f_k ve h_k doğrusal olmayan süreç ve ölçüm fonksiyonlarıdır. Bu bağlamda GKF'de temel yaklaşım doğrusal olmayan f_k ve h_k fonksiyonlarının son tahmin x_k etrafında doğrusallaştırılmasıdır. Doğrusal olmayan fonksiyonların, Jacobian matrisleri hesaplanarak doğrusallaştırılmaları sağlanabilir [26]. Aşağıdaki (4.12) ve (4.13)'teki eşitliklerle ifade edilebilir.

$$F_k = \left.\frac{\partial f_k(x_k)}{\partial x_k}\right|_{x=x_k} \tag{4.12}$$

$$H_k = \left.\frac{\partial h_k(x_k)}{\partial x_k}\right|_{x=x_k} \tag{4.13}$$

F_k ve H_k matrisleri, doğrusal olmayan süreç ve ölçüm fonksiyonlarının Jacobian matrisleridir. Ve bu doğrusallaştırılmış süreç ve ölçüm matrisleri elde edildikten sonra standart kalman filtre algoritması uygulanabilir.

GKF'nin dezavantajlarından biri, dönüştürülecek değişkende yüksek belirsizlik olması durumunda GKF'nin oldukça kararsız olabilmesidir. Ayrıca, bazı uygulamalarda Jacobian matrislerinin hesaplanması karmaşık olup filtrenin uygulanmasını zorlaştırabilir [44].

Genişletilmiş kalman filtresi diğer adımları, eşitlik (4.14)'den eşitlik(4.18)'e kadar gösterilmiştir.

Doğrusal olmayan sistemin durum süreç tahmini:

$$x_{k+1} = f(x_k, \Delta) + w \tag{4.14}$$

Hata kovaryans Tahmini:

$$P_{k+1\,|\,k} = FP_{k\,|\,k}F^T + Q \tag{4.15}$$

Kalman Kazancın hesaplanması:

$$K = (P_{k+1\,|\,k}H) \cdot (H^T P_{k+1\,|\,k}H + R)^{-1} \tag{4.16}$$

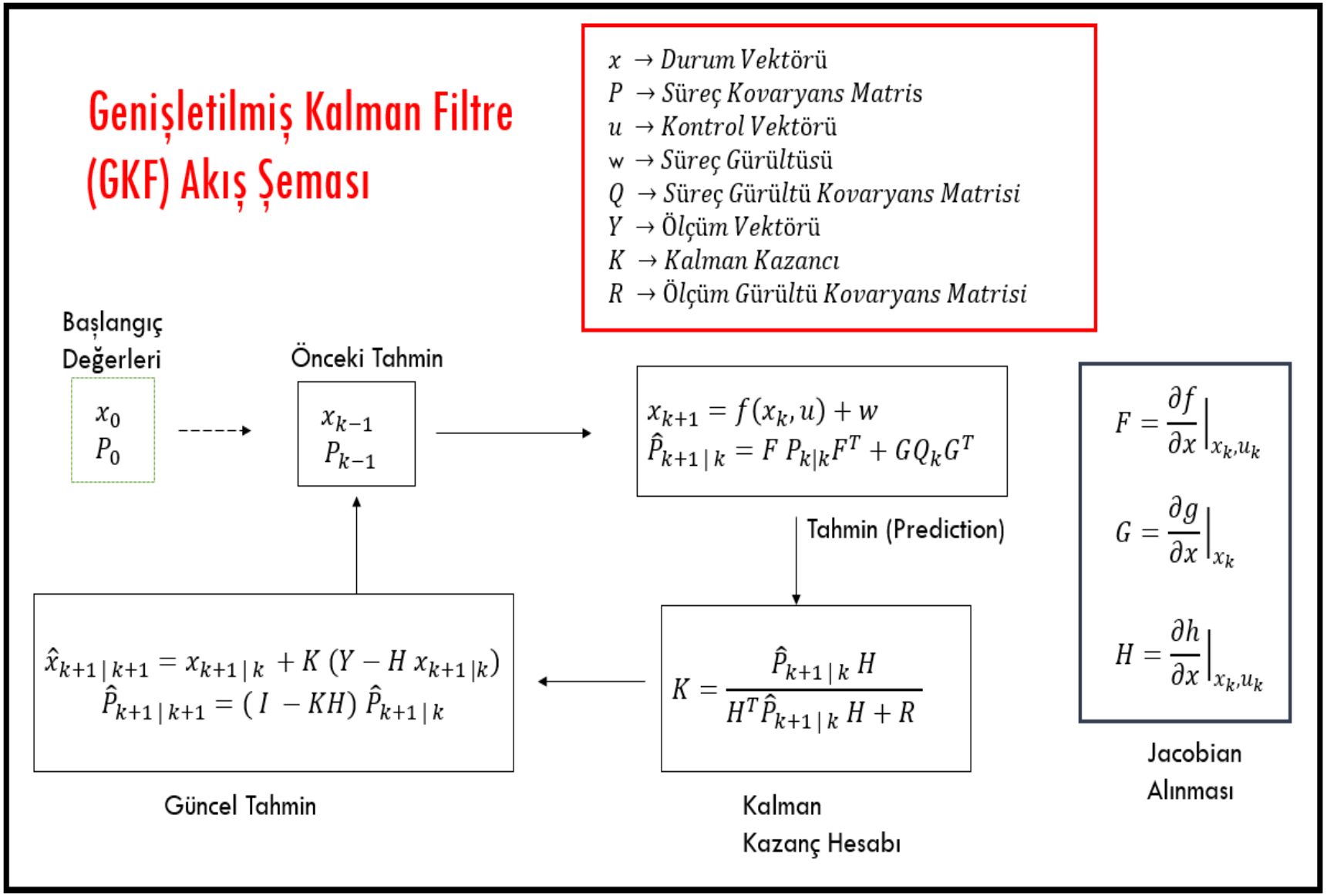
Durum tahmininin güncellenmesi:

$$x_{k+1|k+1} = x_{k+1|k} + K(Y - Hx_{k+1|k}) \tag{4.17}$$

Hata Kovaryansının güncellenmesi:

$$P_{k+1|k+1} = (I - KH)\, P_{k|k-1} \tag{4.18}$$

Tüm GKF algoritma şeması Şekil 4.1'de verilmiştir.



Şekil 4.1 Genişletilmiş kalman filtre akış şeması

4.3 Kokusuz Kalman Filtresi

Genişletilmiş Kalman filtresinin birçok uygulaması olmasına ve bugüne kadar doğrusal olmayan tahmin için en popüler yöntem olmasına rağmen, Kokusuz Kalman filtresi (KKF), GKF ile ilişkili kararsızlıkların üstesinden gelmek için Julier, Uhlmann ve Durrant- Whyte [45] tarafından önerilmiştir.

GKF tipik olarak birinci mertebeden Taylor serisi doğrusallaştırmasının doğrusal olmayan dağılıma yeterince yaklaştığı bölgelerde iyi çalışırken, tahmini başlangıç durumunun gerçek durumdan uzak olabileceği durumlarda ise daha kötü sonuç vermektedir. [46]

Kokusuz Kalman Filtresi (KKF) doğrusal olmayan sistemlerde düzgün çalışacak şekilde tasarlanmıştır çünkü doğrusal olmayan sistemin davranışını GKF'deki gibi doğrusallaştırmaya çalışmak yerine, doğrusal olmayan sistemin davranışını kokusuz dönüşüm aracılığıyla tanımlamak için "Sigma" adı verilen noktalar kullanır. KKF, GKF'den daha karmaşık hesaplamalar içerir ve çalışma yükü daha fazladır ancak; beklenen hatanın GKF'den daha düşük olması, türevlenemeyen fonksiyonlara uygulanabilirliği, Jacobian matrislerine gerek olmaması, daha yüksek nonlinearitesi olan sistemlere uygulanabilirliği gibi avantajlara sahiptir.

KKF, kokusuz dönüşümü uygulayan doğrusal olmayan sistemlerin tahmini için geleneksel Kalman filtresinin bir uzantısı olarak düşünülebilir. Kokusuz dönüşüm, durumun önsel (priori) ortalamasından ve önsel kovaryansından belirlenen bir dizi sigma noktası kullanır. Sigma noktaları doğrusal olmayan fonksiyondan geçirilerek dönüşüme uğrar. Dönüştürülmüş noktaların istatistikleri kullanılarak, durumun sonsal (posteriori) ortalaması ve sonsal kovaryansı hesaplanır. Bu yaklaşım KKF'ye doğrusal olmayan sistemler için GKF'den daha iyi yakınsama özellikleri ve daha fazla doğruluk sağlar [47].

Bu bölüm, Kokusuz Kalman Filtresinin temel çalışma mantığını açıklarken, sonraki bölümlerde KKF'nin uygulanan sistem özelinde kullanımı gösterilecektir.

Kokusuz kalman filtresi bütün adımları, eşitlik (4.19)'dan eşitlik (4.28)'e kadar gösterilmiştir.

Başlangıç değerleri $\hat{x}_k$ ortalama durum vektörü ve P_X kovaryans matrisine sahip sistemin 2n + 1 boyutundaki Sigma noktaları aşağıdaki eşitlik (4.19) ile hesaplanır, burada n durum vektörünün büyüklüğüdür.

$$x_k = \left[\hat{x}_k \quad \hat{x}_k + \sqrt{n}\sqrt{P_X} \quad \hat{x}_k - \sqrt{n}\sqrt{P_X} \right] \tag{4.19}$$

Sigma noktaların tahmin çıkışları (4.20):

$$x_k^i \approx f\left(x_{k-1}^i\right), \qquad i = 0,1,2 \dots ,2n \tag{4.20}$$

Durum tahmininin elde edilmesi (4.21):

$$x_{k|k-1} \approx \frac{1}{2n}\sum_{i=0}^{2n} x_k^i , \qquad i = 0,1,2 \dots ,2n \tag{4.21}$$

Durum Hata Kovaryansının hesaplanması (4.22):

$$P_X \approx \sum_{i=0}^{2n}\left\{x_k^i - x_{k|k-1}\right\}\left\{x_k^i - x_{k|k-1}\right\}^T + Q , \qquad i = 0,1,2 \dots ,2n \tag{4.22}$$

Sigma noktaların ölçüm çıkışlarının hesaplanması (4.23):

$$y_k^i \approx h\left(x_{k-1}^i\right), \qquad i = 0,1,2 \dots ,2n \tag{4.23}$$

Ölçüm tahmininin elde edilmesi (4.24):

$$y_{k|k-1} \approx \frac{1}{2n}\sum_{i=0}^{2n} y_k^i , \qquad i = 0,1,2 \dots ,2n \tag{4.24}$$

Ölçüm tahmini Residual Kovaryansın (P_y) hesaplanması (4.25):

$$P_y \approx \sum_{i=0}^{2n}\left\{y_k^i - y_{k|k-1}\right\}\left\{y_k^i - y_{k|k-1}\right\}^T + R , \qquad i = 0,1,2 \dots ,2n \tag{4.25}$$

Ölçüm tahmini ile Durumun Cross Kovaryansının (P_{xy}) hesaplanması (4.26):

$$P_{xy} \approx \sum_{i=0}^{2n} \{x_k^i - x_{k|k-1}\}\{y_k^i - y_{k|k-1}\}^T, \qquad i = 0,1,2 \dots,2n \tag{4.26}$$

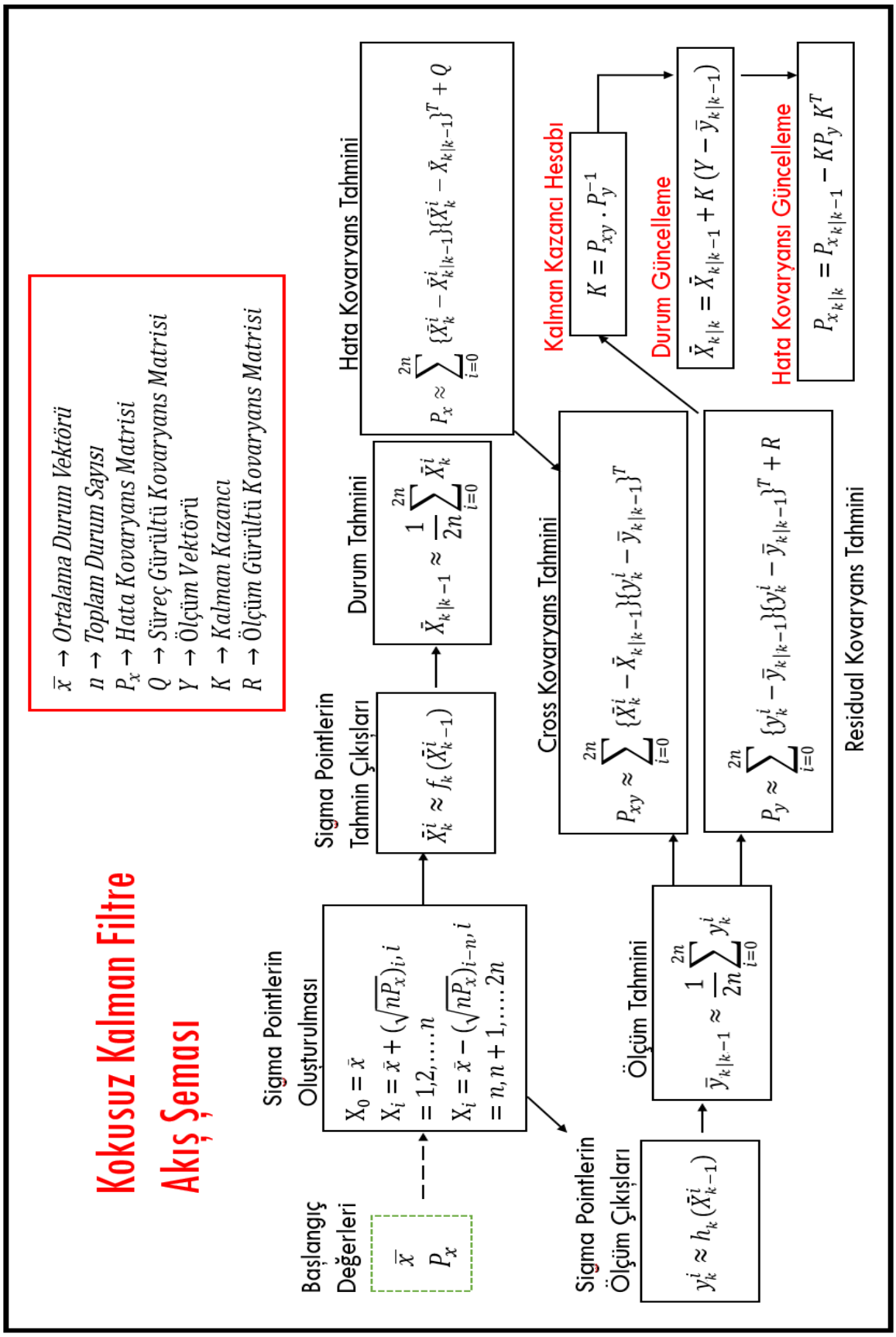
Kalman Kazancın hesaplanması (4.27):

$$K = P_{xy} \cdot P_y^{-1} \tag{4.27}$$

Durum tahmininin güncellenmesi (4.28):

$$x_{k|k} = x_{k|k-1} + K(Y - y_{k|k-1}) \tag{4.28}$$

Bu denklemlerin özeti şeklinde bütün KKF algoritma akışı, Şekil 4.2'de gösterilmiştir.



Şekil 4.2 Kokusuz kalman filtre akış şeması

5
SENSÖR BÜTÜNLEŞTİRME TEKNİKLERİ

ASS ve KSS'lerin yapıları gereği birbirlerine göre avantajları ve dezavantajları vardır. Ve aşağıda açıklanan birçok açıdan birbirini tamamlarlar.

ASS'lerin kısa süreçte hataları nispeten küçüktür, ancak uzun süreçte bozulurlar, bu nedenle dış yardıma ihtiyaç duyulur [48]. Öte yandan KKS sistemleri uzun vadede daha kararlıdır, yani hataları zamanla değişmeyen homojen doğruluğa sahiptir [49]. Bu nedenle KKS sistemleri, ASS hatalarını sınırlamak için harici yardımcı olarak kullanılabilir. ASS, yüksek oranda doğru ve kısa vadeli veriler sağlayarak KKS bilgisini enterpolasyon yapmak için kullanılabilir. Ayrıca ASS sensörleri bir süreklilik ile veri sağlarken KKS, sinyal engelleme veya parazit nedeniyle kesintilere maruz kalabilir. Bu nedenle, KKS sinyal kesintilerini gidermek için yüksek hassasiyetli atalet sensörleri kullanılabilir.

Her iki sistemdeki eksikliklerinin üstesinden gelmek için, Kalman filtresi ile bilgi paylaşımı ve hataların tahmini için farklı yöntemler vardır. Yöntemler, uygulamaya, çevresel koşullara (kentsel veya açık alan gibi), ASS sensörü ve KKS alıcısının kalitesine ve doğruluğuna göre seçilebilir.

Bütünleştirme (füzyon) işlemi için dört yöntem vardır. Bu yöntemler arasındaki temel fark, seyrüsefer verilerini hesaplamak için kullanılan bilginin türünden kaynaklanmaktadır. Bu yönüyle yöntemler, bağsız, gevşek bağlı, sıkı bağlı ve derin bağlı bütünleştirme olarak adlandırılır. Kullanılan en yaygın yöntemler, gevşek bağlı ve sıkı bağlı bütünleştirme yöntemleridir [50].

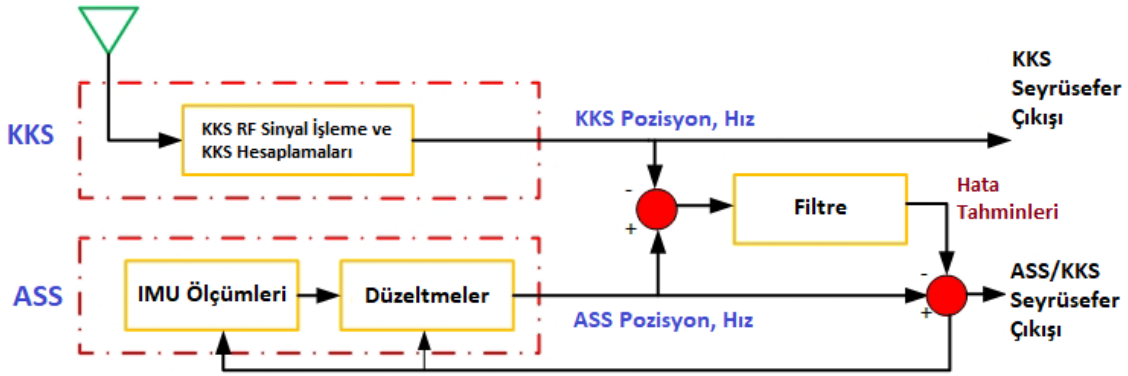
ASS/KKS bütünleştirme için bazı uygulamalarda, tahmini hatalar yalnızca mevcut durumun ASS seyrüsefer hata düzeltme çözümü için kullanılır. Bu uygulama yaklaşımı açık döngü olarak tanımlanır. İkinci yaklaşım, mevcut durumun hata düzeltmesine ek olarak yalnızca ASS çözümünden daha iyi seyrüsefer çözümünü hesaplamak için bu tahmini hataları kullanır. Bu nedenle bu yöntem kapalı döngü olarak adlandırılır.

5.1 Bağsız Bütünleştirme

Bağsız bütünleştirmede sistemler birbirinden bağımsız çalışır ve hem ASS hem de KKS sistemleri seyrüsefer bilgilerini farklı şekilde hesaplar. KKS daha doğru kabul edilir ve mevcut olduğunda sistem çözümü olarak kabul edilmektedir. Bu yöntemde KKS seyrüsefer çözümünü hesaplamaya başladığında ASS hesaplamayı durdurur veya bu süre boyunca ASS çıkışları kullanılmaz. Bu yöntemde ASS ve KKS birbirleri için yedek sistem haline gelir. KKS verilerinin yokluğunda, sistem çözümü tamamen derecesine göre hızla kayma eğiliminde olan atalet sensörü tarafından sağlanır. Bu yöntem herhangi bir kalman filtresi içermediği için en az hesaplama yükü gerektirir. Ancak her iki sistem de birbirinden bağımsız çalıştığı için seyir doğruluğu hiç gelişmemiştir. Bu nedenlerden dolayı, bağsız bütünleştirme yöntemi yaygın olarak kullanılmaz.

5.2 Gevşek Bağlı Bütünleştirme

Gevşek bağlı bütünleştirme yönteminde, hata düzeltmelerinin yalnızca Kalman Filtresinde ölçüm olarak KKS konum ve hız yardımı olarak alınmasına dayanır. Bunun anlamı, KKS konum ve hızı, bir KKS filtresi tarafından ayrı ayrı hesaplanır ve hesaplanan KKS konum ve hız bilgisi, ASS tarafından hesaplanan konum ve hızdan çıkarılır. Fark daha sonra seyrüsefer filtresinin girdisi olur. Bu yöntemin avantajı işlem yükünün az ve yöntemin kolay uygulanabilir olmasıdır. Bu yöntemin diğer avantajı, sistemlerden biri arızalansa bile diğer sistemin seyrüsefer verilerini hesaplamaya devam edebilmesidir. Böylece sistem arızalara karşı dayanıklı hale gelir. Ancak bu yöntem, iki sistemin çıktısının kullanılmasını gerektirir ve bu da sistemde gürültünün artmasına sebep olabilir. Ek olarak, doğru KKS konumunu ve hızını hesaplamak için alıcının görüş alanında en az dört uyduya ihtiyacı vardır. Aksi takdirde KKS doğruluğu bozulur ve düşük doğruluk çözümüne yol açar. Gevşek bağlı bütünleştirme yöntemi blok şeması Şekil 5.1'de verilmiştir.



Şekil 5.1 Gevşek bağlı bütünleştirme blok şeması

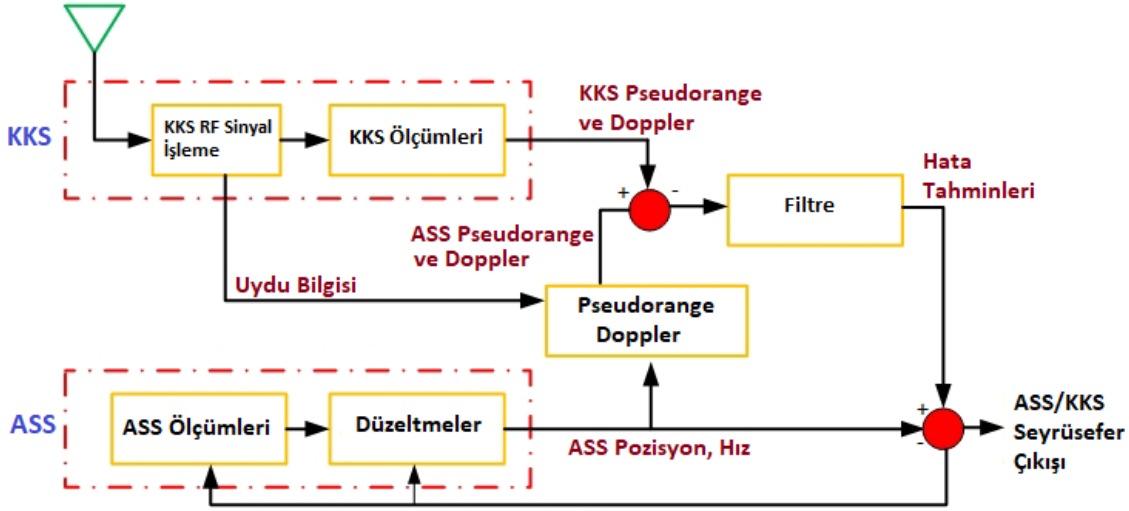
Bölümün başında açıklandığı gibi, doğru bütünleştirme yöntemini seçmek için birçok durum göz önünde bulundurulmalıdır. Maliyet, işlem yükü ve uygulama kolaylığı, sistemin çalışacağı çevre koşulları ile karşılaştırılmalıdır. Hava uygulamaları veya açık alan uygulamaları için, KKS sinyallerinde çoklu yol veya bozulmaya yol açacak herhangi bir engel yoktur, yaygın olarak gevşek bağlı ASS/KKS tümleşik ürünleri kullanılır. Ancak, uygulama kritikse ve KKS sinyallerinin sık sık kesilmesi söz konusuysa, sıkı bağlı bütünleştirme yöntemi seçilir. Bu yöntemin detayları bir sonraki bölümde verilmiştir.

Tez kapsamında; işlem yükünün daha az olması, çalışma için yeterli doğruluğa sahip olması, uygulama alanı gibi sebepler göz önüne alınarak “Gevşek Bağlı Bütünleştirme” yöntemi tercih edilmiştir.

5.3 Sıkı Bağlı Bütünleştirme

Sıkı bağlı bütünleştirme, KKS ham ölçümlerinin gevşek bağlı yönteminde olduğu gibi ayrı bir filtrede işlenmediği, doğrudan benzersiz bir filtrede birleştirildiği yöntemdir. ASS'den elde edilen ivme ve açısal hız ölçümleri, KKS alıcısından elde edilen pseudorange ve doppler ölçümleri ile bütünleştirilir. Bu amaçla ASS/KKS kalman filtresi olarak adlandırılabilecek bir kalman filtresi kullanılır. ASS ölçümleri, konum ve hız parametrelerini sağlamak için mekanizasyon (düzeltme) denklemleriyle işlenir. Bu konum ve hız parametreleri, ham KKS efemerisleri ile birlikte, pseudorange ve doppler ölçümlerini tahmin etmek için kullanılır. Bu tahmin edilen değerler, kalman filtresinde girdi olarak kullanılır. Kalman filtresi, tahmin edilen pseudorange ve doppler ölçümleri ile ham KKS pseudorange ve

doppler ölçümleri arasındaki farkı alarak konum ve hız parametrelerinin hata tahminlerini belirler. Sıkı bağlı bütünleştirme yöntemi blok şeması Şekil 5.2'de verilmiştir.



Şekil 5.2 Sıkı bağlı bütünleştirme blok şeması

Sıkı bağlı bütünleştirmenin gevşek bağlı bütünleştirmeye göre avantaj ve dezavantajları vardır. Filtre durumları arasında istatistiksel olarak kesin bilgi paylaşımı sağlanır ve gevşek bağlı çözümle karşılaştırıldığında daha düşük filtre gürültüsü vardır [51]. Bununla birlikte, sıkı bağlı bütünleştirmede, gevşek bağlı alternatife kıyasla eklenen durumlar nedeniyle hesaplama açısından işlem yükü daha fazladır. Sıkı bağlı filtrenin en büyük avantajı, bir ölçüm güncellemesinin gevşek bağlı bir bütünleştirme için gerekli olacak dört uydudan farklı olarak iki uydudan hesaplanabilmesidir. Yani, bir konum 4 yerine 2 uydudan hesaplanabilir. Bunun nedeni, her uydunun birden fazla bağımsız gözlem türü sağlaması ve iki uydunun bir konumu hesaplamak için gereken minimum dört doğrusal bağımsız gözlemi karşılamasıdır. Günümüzde, KKS'deki tıkanma/kesilmelerin sıklıkla meydana geldiği kentsel alanlar veya şehir merkezleri için, sıkı bağlı bütünleştirme yaygın bir seçimdir. Fakat gevşek bağlı bütünleştirmeye göre fazla işlem yükü ve karmaşıklık getirdiğinden bu tez kapsamında gevşek bağlı bütünleştirme yöntemi tercih edilmiştir.

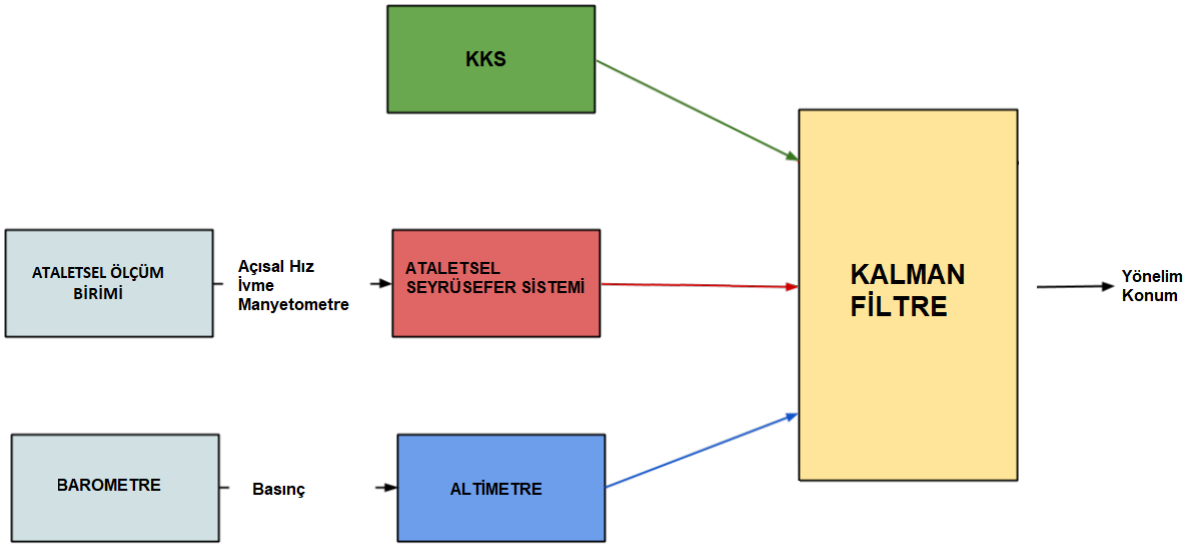
5.4 Derin Bağlı Bütünleştirme

Derin bağlı bütünleştirme yöntemi, her iki sistemin de iş birliği içinde çalışmasını gerektirir. Bu yöntemde bütünleştirme KKS alıcı izleme döngüleri seviyesinde yapıldığından, bütünleştirme derin olarak adlandırılır. KKS'yi yalnızca yardımcı bir kaynak olarak kullanmak yerine, derin bağlantı KKS sinyalleri bozulduğunda veya KKS doğruluğu düşük olduğunda KKS izleme döngülerinin doğruluğunu iyileştirmek için ASS'yi kullanır. Bununla birlikte, bu seviyedeki bütünleştirmede tasarımcının, alıcı donanım yazılımını kullanabilmesini ve KKS korelatörlerinin faz içi ve karelemesini örneklemesini gerektirir. Bu nedenle, bu tür bir bütünleştirme, alıcı üreticisi dışındaki tasarımcılar tarafından yaygın olarak kullanılmaz [52].

6
SİSTEM MİMARİSİ

6.1 Önerilen Sistem Mimarisi

Yönelim ve pozisyon tahmini için oluşturulan sensör füzyon modeli, daha önce anlatıldığı gibi temel olarak birbirlerini tamamlayan ASS, KKS, barometre ve manyetometre verilerinin gevşek bağlı bütünleştirilmesine dayanmaktadır. Sistemlerin genel bütünleştirme yapısı Şekil 6.1'de gösterilmiştir.



Şekil 6.1 Sistemlerin bütünleştirme yapısı

Sistem modeli; dördeyler, üç eksende hız, pozisyon, dönüölçer kayma, ivmeölçer kayma, manyetik alan vektör, manyetik alan kayma olmak üzere 22 durum değişkeninden oluşmaktadır. Gimbal kilit ve tekillik sorunu olmaması, karışık trigonometrik fonksiyonlar içermemesi, uygun bir çarpım kuralı olması, gibi özellikleri sebebiyle yönelim temsili için dördeyler kullanılacaktır. Dördeyler, gövde eksen takımının seyrüsefer eksen takımına göre yönelimini ifade etmektedir. Dördeyler sonraki bölümlerde anlaşılır bir sonuç vermesi için euler açılarına çevrilerek yönelim sonuçları analiz edilecektir. Üç eksendeki, hız ve pozisyon durumları seyrüsefer eksen takımına göredir. AÖB kapsamında, üç eksendeki dönüölçer kayma ve ivmeölçer kayma gövde eksen takımına göredir.

Üç eksendeki manyetik alan vektörü seyrüsefer eksen takımına göre iken, manyetik alan kayma vektörü gövde eksen takımına göredir.

Sistem durum vektörü aşağıdaki gibi gösterilebilir:

$$\boldsymbol{X} = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ V_N \\ V_E \\ V_E \\ P_N \\ P_E \\ P_D \\ \Delta\theta_{B_X} \\ \Delta\theta_{B_Y} \\ \Delta\theta_{B_Z} \\ \Delta v_{B_X} \\ \Delta v_{B_Y} \\ \Delta v_{B_Z} \\ M_N \\ M_E \\ M_D \\ M_{B_X} \\ M_{B_Y} \\ M_{B_Z} \end{bmatrix} \tag{6.1}$$

6.2 Sistem Süreç Modeli

İlk dört durum, gövde eksen takımının seyrüsefer eksen takımına göre açısal konumunu tanımlayan dördeylerdir.

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{q_0} \\ \boldsymbol{q_1} \\ \boldsymbol{q_2} \\ \boldsymbol{q_3} \end{bmatrix} \tag{6.2}$$

Gövde eksen takımından seyrüsefer eksen takımına dönüş matrisi aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$R_B^N = \begin{bmatrix} {q_0}^2 + {q_1}^2 - {q_2}^2 - {q_3}^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & {q_0}^2 - {q_1}^2 + {q_2}^2 - {q_3}^2 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & {q_0}^2 - {q_1}^2 - {q_2}^2 + {q_3}^2 \end{bmatrix} \quad (6.3)$$

Seyrüsefer eksen takımından gövde eksen takımına dönüş matrisi ise transpoz alınarak, R_N^B şeklinde ifade edilebilir.

6.2.1 Durum Denklemleri

Açısal hız ω, AÖB dönüölçer ölçümleri ile elde edilir. Açısal hızın integrali alınarak, açısal değişim ölçümü $\mathbf{\Delta\theta_{meas}}$ hesaplanır.

$$\mathbf{\Delta\theta_{meas}} = \begin{bmatrix} \Delta\theta_{\text{meas_x}} \\ \Delta\theta_{\text{meas_y}} \\ \Delta\theta_{\text{meas_z}} \end{bmatrix} = \int \omega \cdot dt \quad (6.4)$$

Gerçek açısal değişim değeri; açısal değişim ölçümünden, dönüölçer kayma çıkartılarak (6.5)'te olduğu gibi hesaplanır.

$$\mathbf{\Delta\theta_{truth}} = \begin{bmatrix} \Delta\theta_{\text{meas_x}} \\ \Delta\theta_{\text{meas_y}} \\ \Delta\theta_{\text{meas_z}} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \Delta\theta_{B_X} \\ \Delta\theta_{B_y} \\ \Delta\theta_{B_Z} \end{bmatrix} \quad (6.5)$$

Dördeylerdeki k / k+1 zamandaki değişim $\mathbf{\Delta q}$ ise, gerçek açısal değişim değeri küçük açı yaklaşımı ile hesaplanır. Böylece dördeyler formuna geçiş sağlanır.

$$\mathbf{\Delta q} = \begin{bmatrix} \Delta q_0 \\ \Delta q_1 \\ \Delta q_2 \\ \Delta q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{\Delta\theta_{\text{truth_x}}}{2} \\ \frac{\theta_{\text{truth_y}}}{2} \\ \frac{\theta_{\text{truth_z}}}{2} \end{bmatrix} \quad (6.6)$$

Dördey çarpım kuralı ile k zamandaki dördeyler, dördeylerdeki değişim ile çarpılarak güncel (k+1) zaman dördeyler hesaplanır.

$$\begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}_{k+1} = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}_k \times \Delta q = \begin{bmatrix} q_0\Delta q_0 - q_1\Delta q_1 - q_2\Delta q_2 - q_3\Delta q_3 \\ q_1\Delta q_0 + q_0\Delta q_1 - q_3\Delta q_2 + q_2\Delta q_3 \\ q_2\Delta q_0 + q_3\Delta q_1 + q_0\Delta q_2 - q_1\Delta q_3 \\ q_3\Delta q_0 - q_2\Delta q_1 + q_1\Delta q_2 + q_0\Delta q_3 \end{bmatrix} \tag{6.7}$$

Doğrusal ivme a, AÖB ivmeölçer ölçümleri ile elde edilir. Doğrusal ivmenin integrali alınarak, hız değişim ölçümü $\mathbf{\Delta v_{meas}}$ hesaplanır.

$$\mathbf{\Delta v_{meas}} = \begin{bmatrix} \Delta v_{\text{meas_x}} \\ \Delta v_{\text{meas_y}} \\ \Delta v_{\text{meas_z}} \end{bmatrix} = \int a \cdot \mathrm{d}t \tag{6.8}$$

Gerçek hız değişim değeri; hız değişim ölçümünden, ivmeölçer kayma çıkartılarak (6.9)'da olduğu gibi hesaplanır.

$$\mathbf{\Delta v_{truth}} = \begin{bmatrix} \Delta v_{\text{meas_x}} \\ \Delta v_{\text{meas_y}} \\ \Delta v_{\text{meas_z}} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \Delta v_{B_X} \\ \Delta v_{B_y} \\ \Delta v_{B_Z} \end{bmatrix} \tag{6.9}$$

Gövde eksen takımında ölçülen gerçek hız değişim değerleri yer eksen takımına dönüştürülüp yer çekimi ivmesi göz önüne alınarak, hız durumları güncellenir.

$$\begin{bmatrix} V_N \\ V_E \\ V_D \end{bmatrix}_{k+1} = \begin{bmatrix} V_N \\ V_E \\ V_D \end{bmatrix}_k + T_B^N . \begin{bmatrix} \Delta v_{\text{truth_x}} \\ \Delta v_{\text{truth_y}} \\ \Delta v_{\text{truth_z}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} . \Delta t \tag{6.10}$$

Pozisyon durumları ise euler entegrasyon yöntemi ile eşitlik (6.11)'deki gibi güncellenir.

$$\begin{bmatrix} P_N \\ P_E \\ P_D \end{bmatrix}_{k+1} = \begin{bmatrix} P_N \\ P_E \\ P_D \end{bmatrix}_k + \begin{bmatrix} V_N \\ V_E \\ V_D \end{bmatrix}_k \cdot \Delta t \tag{6.11}$$

Yukarıda kısımlarda açıklandığı gibi, dönüölçer ile elde edilen açısal hız ve ivmeölçer ile elde edilen doğrusal ivme ölçümleri, süreç modeli durum denklemlerinde kullanılır. Çeşitli dönüşüm ve yaklaşımlardan geçen ölçümler, yüksek frekansta çalışarak Kalman Filtre tahmincisinde süreç modelini oluşturur.

6.3 Ölçüm Modeli

6.3.1 KKS ve Barometre Ölçüm Modeli

KKS pozisyon ve baro yüksekliği doğrudan pozisyon durumlarının gözlemlenmesini içerirken, KKS hızı da doğrudan hız durumların gözlemlenmesini içerir. Bu nedenle KKS ve barometre ölçüm verileri doğrudan ölçüm modelleri olarak kullanılır.

6.3.2 Manyetometre Ölçüm Modeli

Manyetometre seyrüsefer ekseninde ölçüm yaptığından, gövde eksenine dönüşümü yapılır. Ve manyetik alan kayma vektörü ile toplanarak ölçüm modeli olarak kullanılır.

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{M_{B_X}} \\ \boldsymbol{M_{B_y}} \\ \boldsymbol{M_{B_z}} \end{bmatrix}_{meas} = T_N^B \begin{bmatrix} M_N \\ M_E \\ M_D \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{M_{B_X}} \\ \boldsymbol{M_{B_y}} \\ \boldsymbol{M_{B_z}} \end{bmatrix}_{bias} \tag{6.12}$$

6.4 Başlangıç Değerleri

6.4.1 Başlangıç Durum Değerlerinin Hesaplanması

Başlangıç ivme değerlerinden, başlangıç dördeyler hesaplanır.

Titreşim etkisini azaltmak için, ilk 100 ivmeölçer değerinin ortalaması alınır.

$$\bar{\boldsymbol{a}} = \begin{bmatrix} \overline{a_x} \\ \overline{a_y} \\ \overline{a_z} \end{bmatrix} \tag{6.13}$$

$$\bar{a} = \frac{1}{100} \sum_{i=1}^{100} a_0(i) \tag{6.14}$$

$$\|a\| = \sqrt{(\overline{a_x})^2 + (\overline{a_y})^2 + (\overline{a_z})^2} \tag{6.15}$$

Eğim büyüklüğü aşağıdaki denklem ile hesaplanır.

$$|tilt| = \text{atan}(\sqrt{(\overline{a_x})^2 + \left(\overline{a_y}\right)^2}, \overline{a_x}) \tag{6.16}$$

İvme vektörü ve -z vektörün çarpımı birim eğim vektörü verir.

$$\overrightarrow{\boldsymbol{tılt}} = \begin{bmatrix} \overline{a_x} \\ \overline{a_y} \\ \overline{a_z} \end{bmatrix} \text{x} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -z \end{bmatrix} \tag{6.17}$$

$$\textbf{tilt} = |tilt| * \overrightarrow{tılt} \tag{6.18}$$

Açıdan dördeylere dönme formülü ile dördeyler elde edilir.

$$\begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}_0 = \begin{bmatrix} \cos(0.5 * |tilt|) \\ \frac{\text{tilt}_x}{|tilt|} . \sin(0.5 * |tilt|) \\ \frac{\text{tilt}_y}{|tilt|} . \sin(0.5 * |tilt|) \\ \frac{\text{tilt}_z}{|tilt|} * \sin(0.5 * |tilt|) \end{bmatrix} \tag{6.19}$$

Ve böylelikle başlangıç ivme değerleriyle başlangıç dördeyler elde edilmiş olur.

Başlangıç KKS hız değerlerinden, başlangıç hız durumları $\begin{bmatrix} V_N \\ V_E \\ V_D \end{bmatrix}_0$ hesaplanır.

Başlangıç KKS pozisyon değerlerinden, başlangıç pozisyon durumları $\begin{bmatrix} P_N \\ P_E \end{bmatrix}_0$ ve başlangıç barometre değerlerinden, yükseklik durumu $[P_D]_0$ hesaplanır.

6.4.2 Başlangıç Kovaryans Değerleri

Kovaryans matrisleri sistemdeki hataları modelleyebilmemizi sağlar. Kovaryans değerlerinin belirlenmesinde kesin bir sonuç yoktur. Çalışma kapsamında kullanılan sensörlerin hata parametrelerini içeren kovaryans matrisleri oluşturulmaya çalışılmıştır. Sensör hata karakteristikleri bulmak için çeşitli çalışmalar yapılmıştır. Benzer çalışmalarda elde edilen değerler, tahmincinin çalıştırılıp sonuçların gözlemlenerek çeşitli analitik çalışmaların yapılması, üretici firmalardan alınan teknik dokümanlardan alınan değerler kullanılarak hata parametreleri oluşturulmuştur.

6.4.2.1 Başlangıç Hata Kovaryans Matrisi, $\mathbf{P_0}$

Başlangıç Hata Kovaryans matrisi, başlangıçta tahmin edilen ilk durum değişkenleri hatalarının modellenmesine dayanır. Başlangıç hata kovaryans matrisini, eşitlik (6.20) ile ifade edebiliriz. Bu denklemde, X sistemin gerçek durum vektörünü, X_0 ise hesaplanan başlangıç durum vektörünü ifade etmektedir. $\mathbf{P_0}$ hata kovaryans matrisi diyagonal bir matristir.

$$\mathbf{P_0} = [X - X_0] \times [X - X_0]^T \tag{6.20}$$

Değişen durum değişkenleri, dördeyler, hız ve pozisyon olarak ilk on durum değişkenleri için başlangıç hata kovaryans değerleri; yapılan karşılaştırmalar, araştırmalar ve elde edilen sonuçlar ile karar verilerek oluşturulmuştur.

6.4.2.2 Süreç Hata Kovaryansı, Q

Süreç hata kovaryansı, süreç süresince oluşan gürültünün modellenmesine dayanır. Çalışma kapsamında ise, süreç hata kovaryansı sistemin tahmin süreci boyunca dönüölçer ve ivmeölçer kaynaklı oluşan hataları kapsar. Süreç gürültü değerleri varsayımları çeşitli yöntemlerle elde edilebilir.

Çalışma kapsamında oluşturulan süreç hata kovaryans matrisi, durum değişkenlerine bağlı olarak dinamik $\mathbf{Q_1}$ ve statik $\mathbf{Q_2}$ olarak iki kısımdan oluşmaktadır. Dördeyler, hız ve pozisyon dinamik değişkenleri birim açı ve birim hız ifadelerindeki gürültüler sebebiyle hata büyümesi gösterir. Bu sebeple süreç hata kovaryans matrisinin dinamik değişkenlere bağlı olarak değişim gösteren kısmı $\mathbf{Q_1}$ aşağıdaki eşitlik (6.22) ile hesaplanır.

(6.21)'deki D matrisi statik, dönüölçer ve ivmeölçer kayma varyans değerleridir.

$$D = \begin{bmatrix} \Delta\theta_{X_{Var}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \Delta\theta_{Y_{Var}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \Delta\theta_{Z_{Var}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \Delta v_{X_{Var}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \Delta v_{Y_{Var}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \Delta v_{Z_{Var}} \end{bmatrix} \tag{6.21}$$

$\mathbf{G}$ gürültü etki matrisi ise, durum geçiş matrisinin birim açı ve birim hızdan oluşan $\mathbf{J}$ vektörü kullanılarak Jacobian'ının alınmasıyla (6.22)'deki gibi hesaplanır.

$$J = \begin{bmatrix} \Delta\theta_{T_x} \\ \Delta\theta_{\mathrm{y}} \\ \Delta\theta_{T_z} \\ \Delta v_{T_x} \\ \Delta v_{T_y} \\ \Delta v_{T_z} \end{bmatrix} \tag{6.22}$$

$$G = \frac{\partial f}{\partial J}$$

$$Q_1 = GDG^T$$

Süreç hata kovaryans matrisinin kalan statik değişkenleri kısmını kapsayan Q_2 ise süreç gürültü hata değerleri bulunarak oluşturulmaktadır.

$$\mathrm{Q}_2 = diag[\,\Delta\theta_{B_{VarX}}, \Delta\theta_{B_{VarY}}, \Delta\theta_{B_{VarZ}}, \Delta v_{B_{VarX}}, \Delta v_{B_{VarY}}, \Delta v_{B_{VarZ}}, \tag{6.23}$$
$$M_{VarN}, M_{VarE}, M_{VarD}, M_{B_{VarX}}, M_{B_{VarY}}, M_{B_{VarZ}}]$$

Sonuç olarak iki kısımdan oluşan süreç hata kovaryans matrsi Q aşağıdaki gibi iki matrisi kapsayacak şekilde oluşturulur.

$$Q = \begin{bmatrix} \mathrm{Q}_1 & 0 \\ 0 & \mathrm{Q}_2 \end{bmatrix} \tag{6.24}$$

6.4.3 Ölçüm Hata Kovaryansı, R

Ölçüm hata kovaryansı, ölçüm sırasında oluşan hataların modellenmesini kapsamaktadır. Çalışma kapsamında ölçüm hata kovaryansı, sistemin ölçüm süreci boyunca KKS, manyetometre ve barometre kaynaklı oluşan hataları kapsamaktadır. Ölçüm gürültü değerleri çeşitli yöntemlerle elde edilebilir. Ölçüm hata kovaryansı, Tablo 7.5'te gösterilen hata değerleri doğrultusunda aşağıdaki gibi oluşturulur.

$$R_{GPS_{Pos}} = \begin{bmatrix} GPS_{Pos_{VarX}} & 0 & 0 \\ 0 & GPS_{Pos_{VarY}} & 0 \\ 0 & 0 & GPS_{Pos_{VarZ}} \end{bmatrix} \tag{6.25}$$

$$R_{GPS_{Vel}} = \begin{bmatrix} GPS_{Vel_{VarX}} & 0 & 0 \\ 0 & GPS_{Vel_{VarY}} & 0 \\ 0 & 0 & GPS_{Vel_{VarZ}} \end{bmatrix} \tag{6.26}$$

$$R_{Baro} = \left[Baro_{Pos_{VarZ}}\right] \tag{6.27}$$

$$R_{Mag_M} = \begin{bmatrix} Mag_{M_{VarN}} & 0 & 0 \\ 0 & Mag_{M_{VarE}} & 0 \\ 0 & 0 & Mag_{M_{VarD}} \end{bmatrix} \tag{6.28}$$

$$R_{Baro} = [\,Baro_{Pos_{VarZ}}] \tag{6.29}$$

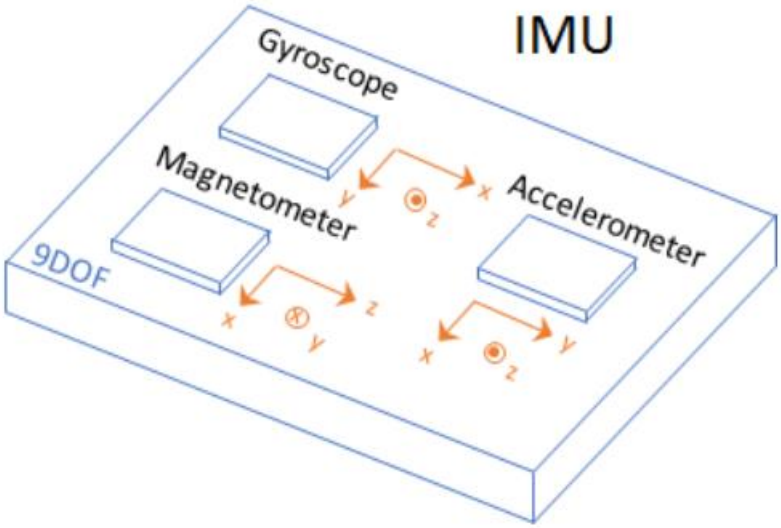
7
SENSÖR FÜZYONU TAHMİNCİ MODELİ

Tez çalışması kapsamında, GKF ve KKF yaklaşımlarıyla oluşturulan sensör füzyonu modellerinin, yönelim ve konum tahmin sonuçları elde edilmektedir.

Çalışmayla MATLAB tarafından sağlanan hazır/gürültüsüz yönelim, hız ve pozisyon verileri kullanılarak, MATLAB "Navigation Toolbox" aracılıyla bu verilere karşılık gelen dönüölçer, ivmeölçer, KKS, barometre, manyetometre sensörleri modellenmiştir. Daha sonra bu sensör modelleri, oluşturulan iki farklı tahminci algoritmalarında koşturulup, MATLAB benzetim ortamında hazır/gürültüsüz veriler ile sonuçları karşılaştırılmıştır. Böylece modellenen sensör verileri, geliştirilen GKF ve KKF yaklaşımlarına dayalı sensör füzyonlarında koşturulup, bu iki yaklaşımın MATLAB tarafından sağlanan gerçek verilere ne kadar yaklaştığı incelenerek verimlilikleri karşılaştırılmıştır.

MATLAB tarafından sağlanan, örnek bir İHA'ya ait gürültü, hata ve belirsizliklerden arındırılmış veriler kullanılmıştır. Veriler üç eksende; açısal hız, doğrusal ivme, pozisyon ve hız bilgilerine ek olarak gövde eksen takımından yerel seyrüsefer eksen takımına yönelimi gösteren dördey bilgilerinden oluşmaktadır.

Kullanılan MATLAB Navigation Toolbox, atalet ölçüm birimlerini (AÖB), Küresel Konumlama Sistemi (KKS) ve ataletsel seyrüsefer sistemlerini (ASS) modelleme imkânı sağlamaktadır.



Şekil 7.1 Matlab "Navigation Toolbox" aöb gösterimi

Oluşturulan modellerde, kullanılan sensörlerin donanım veri sayfalarındaki değer karakteristiklerinde ayarlanarak kullanılan sensörlere çok yakın sensör modelleri oluşturma imkânı tanınmaktadır. Gerçek dünyadaki veri sonuçlarına yakın sonuçlar elde etmek için çevresel ve gürültü özellikleri de ayarlanabilmektedir. Bu bağlamda MATLAB tarafından sağlanan uçuş verileri, sensör hata parametre değerleri aşağıdaki bölümlerde gösterildiği şekilde seçilerek, kullanılan sensörlere yakın sensör modelleri oluşturulmuştur.

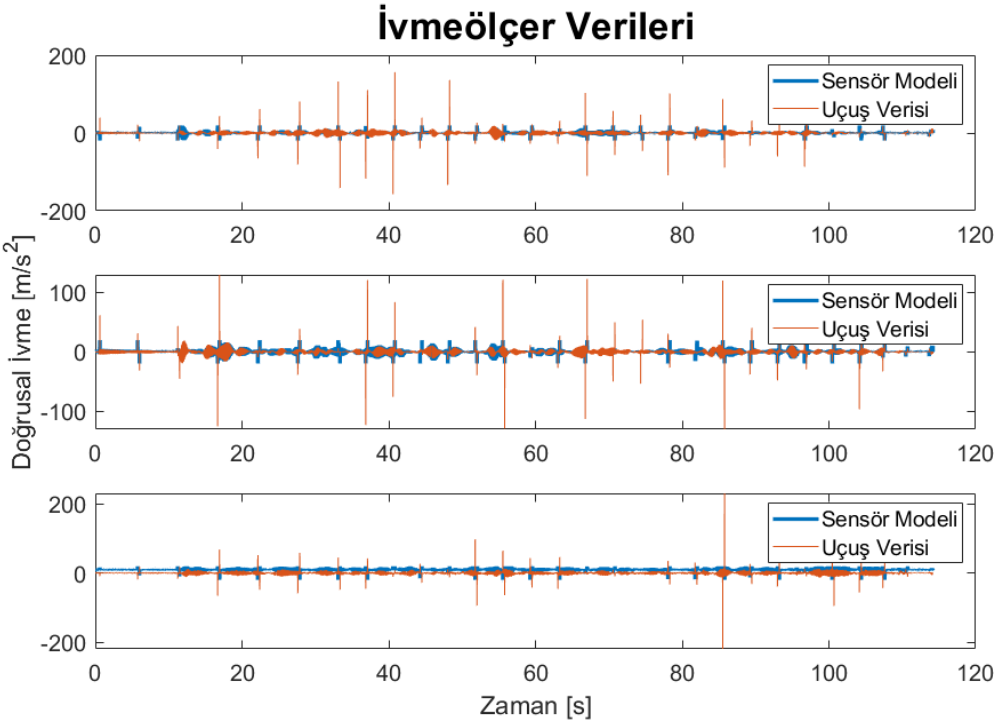
7.1 İvmeölçer Modeli

Alınan ivme verilerinden ivmeölçer yanıtlarına benzer çıktılar oluşturmak için girilen ivmeölçer model parametreleri aşağıdaki Tablo 7.1'deki gibidir.

Tablo 7.1 İvmeölçer model parametreleri

Parametre	Değer	Birim
İ*vmeölçer* Ölçüm *Aralığı*	19.6133	m/s^2
İ*vmeölçer* Çözünürlük	0.023928	m/s^2
İ*vmeölçer Sabit Kayma*	0	m/s^2
İ*vmeölçer* Gürültü *Yoğunluğu*	0.12356	$(m/s^2)/\sqrt{Hz}$

Alınan uçuş ivme verileri ve modellenen ivmeölçer sensör çıktıları, Şekil 7.2'deki gibidir.



Şekil 7.2 Gerçek ivme verileri ve modellenen ivmeölçer sensör çıktıları

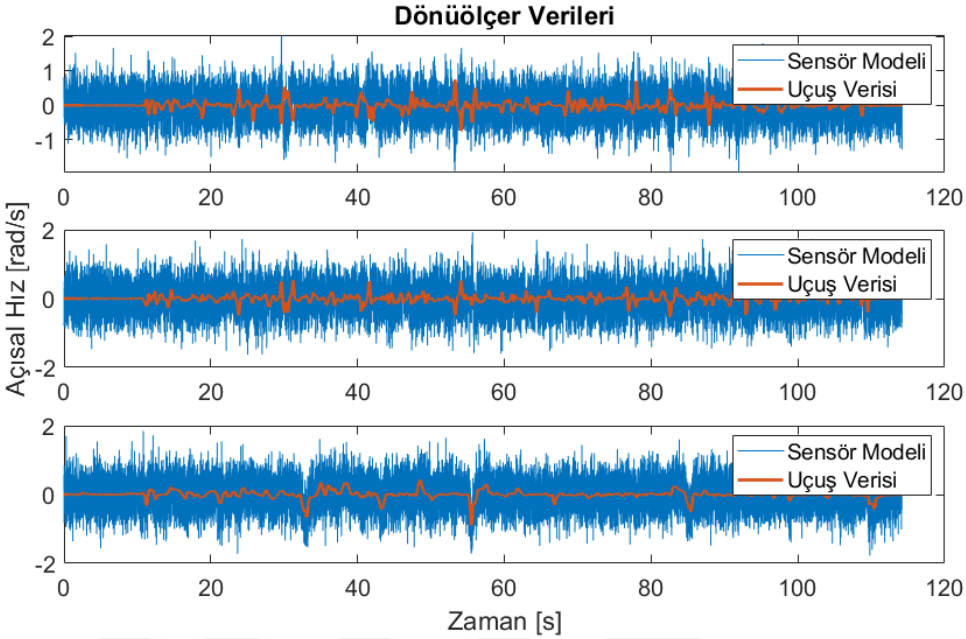
7.2 Dönüölçer Modeli

Alınan açısal hız verilerinden dönüölçer yanıtlarına benzer çıktılar oluşturmak için girilen dönüölçer model parametreleri aşağıdaki Tablo 7.2'deki gibidir.

Tablo 7.2 Dönüölçer model parametreleri

Parametre	Değer	Birim
Dönüölçer Ölçüm Aralığı	4.3633	*rad/s*
Dönüölçer Çözünürlük	0.0011	*rad/s*
Dönüölçer Sabit Kayma	0.0	*rad/s*
Dönüölçer Gürültü Yoğunluğu	0.0087	*(rad/s)/√Hz*
Dönüölçer Eksenel Kaçıklık	1.5	*%*

Alınan açısal hız uçuş verileri ve modellenen dönüölçer sensör çıktıları, Şekil 7.3'teki gibidir.



Şekil 7.3 Açısal hız verileri ve modellenen dönüölçer sensör çıktıları

7.3 Manyetometre Modeli

Alınan manyetik alan verilerinden manyetometre yanıtlarına benzer çıktılar oluşturmak için girilen Manyetometre Model Parametreleri aşağıdaki Tablo 7.3'teki gibidir.

Tablo 7.3 Manyetometre model parametreleri

Parametre	Değer	Birim
Manyetometre Ölçüm *Aralığı*	2000	*gauss*
Manyetometre Çözünürlük	0.1	*gauss*
ManyetometreSabit Kayma	0	*gauss*
Manyetometre Gürültü *Yoğunluğu*	0.0424	*(gauss)/√Hz*

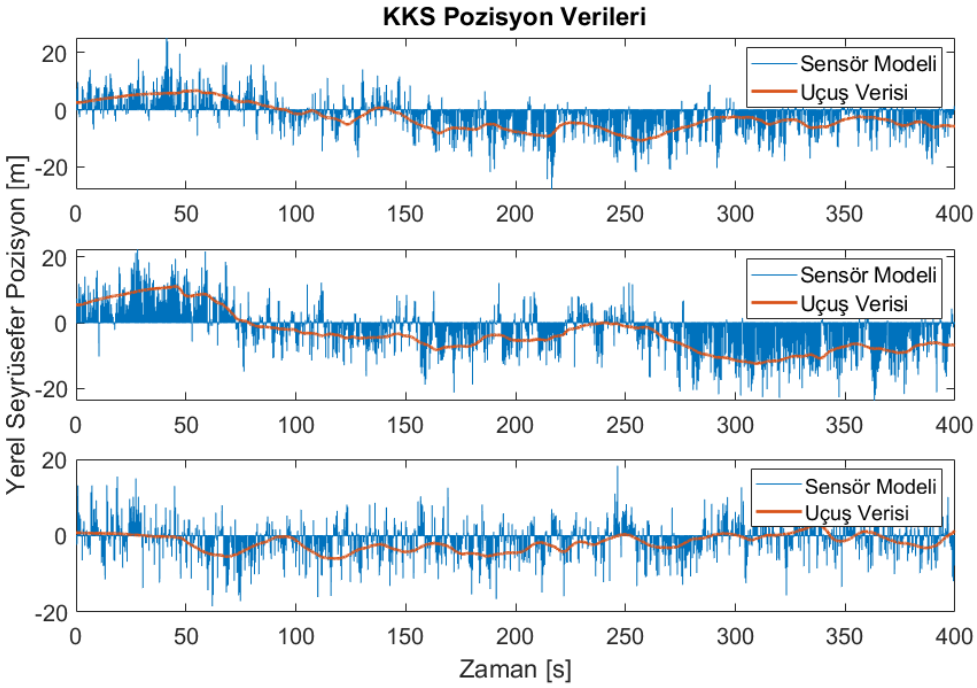
7.4 KKS ve Barometre Modeli

Alınan pozisyon verilerinden KKS yanıtlarına benzer çıktılar oluşturmak için girilen KKS model parametreleri aşağıdaki Tablo 7.4'teki gibidir.

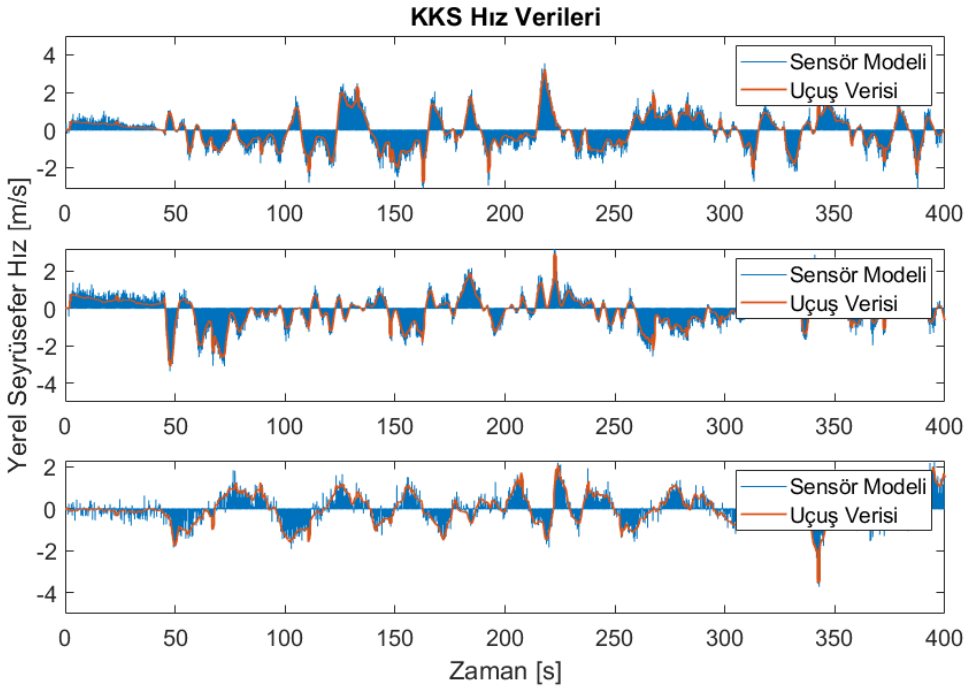
Tablo 7.4 KKS ve barometre model parametreleri

Parametre	Değer	Birim
KKS Çalışma Frekansı	10	*hz*
KKS Bozulma Faktörü	0.5	-
KKS Yatay Pozisyon Doğruluğu	1.6	*m*
KKS Dikey Pozisyon Doğruluğu	1.6	*m*
KKS Hız Doğruluğu	0.5	*m/s*
Barometre Gürültü Yoğunluğu	0.3098	$m/\sqrt{Hz}$

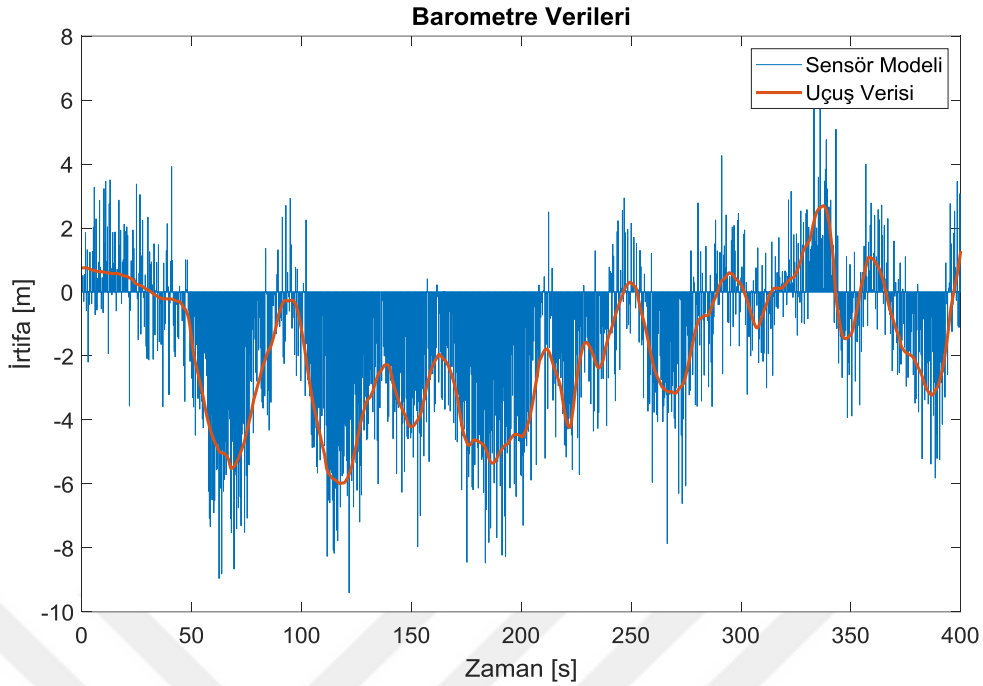
Alınan pozisyon ve hız uçuş verileri ve modellenen KKS sensör çıktıları, KKS pozisyon ve KKS hız verileri için Şekil 7.4 ve Şekil 7.5'teki gibidir. Barometre sensör model çıktıları ise Şekil 7.6'da gösterilmiştir.



Şekil 7.4 KKS sensör model pozisyon çıktıları ve uçuş verisi



Şekil 7.5 KKS sensör model hız çıktıları ve uçuş verisi



Şekil 7.6 Barometre sensör model pozisyon çıktıları ve uçuş verisi

Oluşturulan bu sensör modelleri, GKF ve KKF yaklaşımlarıyla geliştirilen iki farklı tahminci algoritmalarında koşturulup, MATLAB benzetim ortamında hazır/gürültüsüz veriler ile karşılaştırılacaktır. GKF ve KKF yaklaşımlarına dayalı sensör füzyonu pozisyon ve yönelim tahmin çıktılarının MATLAB tarafından sağlanan gerçek verilere ne kadar yaklaştığı incelenerek iki yaklaşımın verimlilikleri karşılaştırılmış olacaktır.

7.5 Başlangıç Hata Değerleri

7.5.1 Başlangıç Hata Kovaryans Matris Değerleri

Başlangıç hata kovaryans değerleri, yapılan çalıştırmalar sonucu, sensör modellerinden yüksek güvenilirlikte sonuçlar elde edildiği için $\mathbf{P_{0(1-22)}} = 1e-9$ olarak girilmiştir.

$$\mathrm{P}_0 = diag[\,\mathrm{P}_{0(1-22)}] \tag{7.1}$$

7.5.2 Süreç Hata Kovaryans Matris Değerleri

Süreç gürültüleri sabit olarak girilmiştir. Bunun sebebi, modellenen sensörlerle oluşturulan süreç hatalarının farklı koşullar için sürekli çalıştırılarak en doğru değerlerin kolay bulunabilir olmasıdır.

$$P_0 = diag[\, P_{0(1-22)}] \tag{7.2}$$

$Q_{(1-4)}$ değerleri, dönüölçer 1 standart sapma süreç gürültülerinden hesaplanan, dördey süreç gürültü değerleridir. Ve $Q_{(1-4)} = 3.2 \times 1e - 10$ olarak girilmiştir.

$Q_{(5-7)}$ değerleri, ivmeölçer 1 standart sapma süreç gürültülerinden hesaplanan, hız süreç gürültü değerleridir. Ve $Q_{(5-7)} = 25 \times 1e - 4$ olarak girilmiştir.

$Q_{(8-22)}$ değerleri, diğer durum süreç gürültü değerleridir ve çok küçük değer olarak hesaplandıklarından $Q_{(8-22)} = 0$ olarak girilmiştir.

7.5.3 Ölçüm Hata Kovaryans Matris Değerleri

MATLAB modelinde girilen ölçüm hata parametreleri Tablo 7.5'te gösterilmiştir.

Tablo 7.5 Matlab modeli ölçüm hata parametreleri

Parametre	Birim	Değer
$GPS_{Pos_{VarX}}, GPS_{Pos_{VarY}}, GPS_{Pos_{VarZ}}$	m	2.6
$GPS_{Vel_{VarX}}, GPS_{Vel_{VarY}}, GPS_{Vel_{VarZ}}$	$m\,/\,s$	0.6
$Baro_{Pos_{VarZ}}$	m	0.8
$Mag_{M_{VarN}}, Mag_{M_{VarE}}, Mag_{M_{VarD}}$	$Gauss$	0.05

8
TAHMİNCİ MODEL SONUÇLARI

MATLAB benzetim ortamında, sensörler Tablo 8.1'de gösterilen frekanslarda çalıştırılmışlardır.

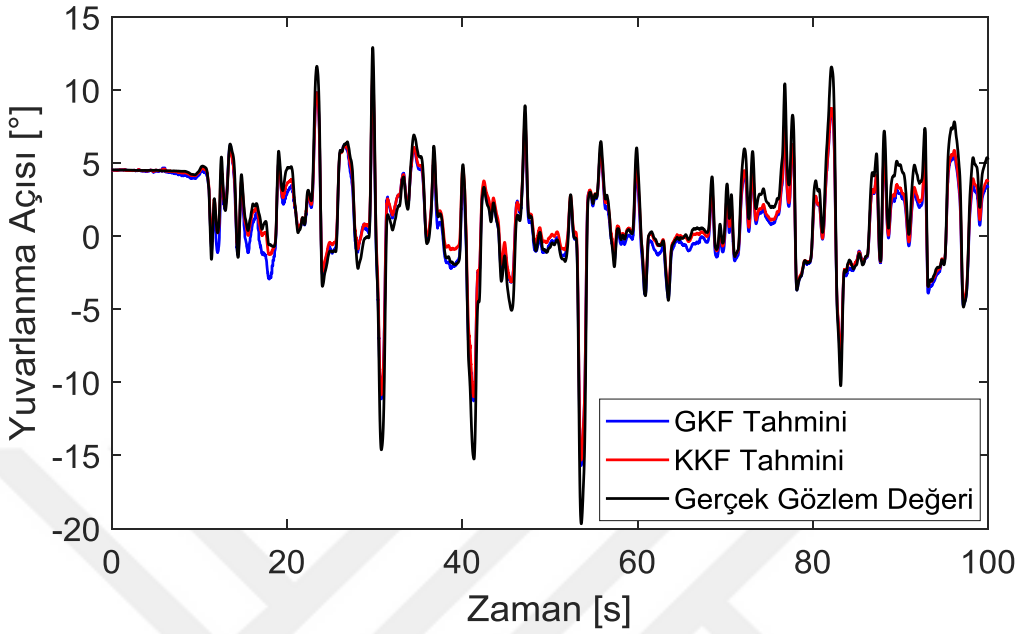
Tablo 8.1 Matlab sensör modelleri çalışma frekansları

Sensör	Çalışma Frekansı	Birim
AÖB (İvmeölçer, Dönüölçer)	200	Hz
Manyetometre	50	Hz
Barometre	50	Hz
KKS	10	Hz

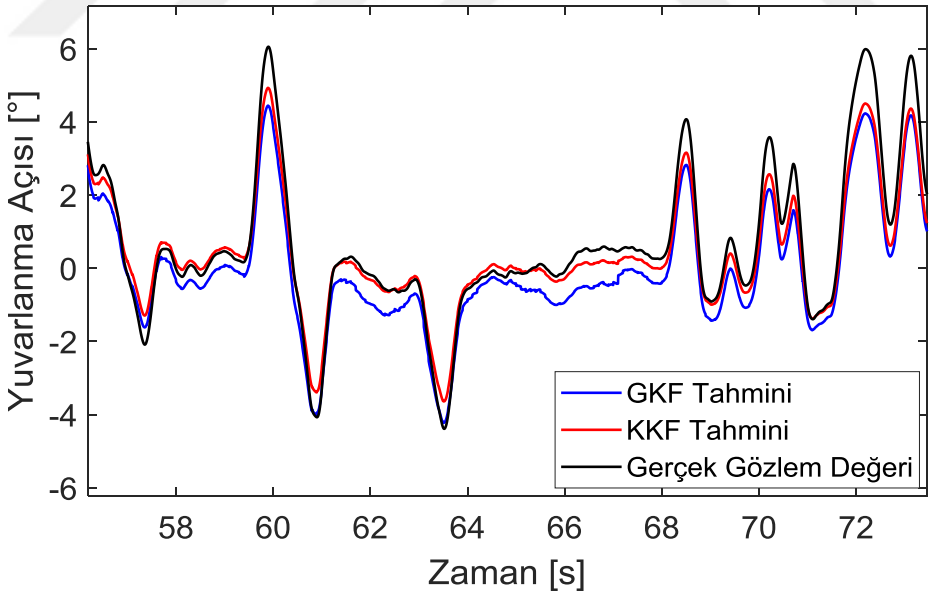
MATLAB benzetim ortamında GKF ve KKF yaklaşımlarına ait sensör füzyon tahmincileri aynı şartlar altında koşturulmuştur. 100 saniyelik gerçek uçuş veri girdileri ile GKF modelinin çalışması **219,5** saniye sürerken, KKF modelinin çalışması **306** saniye sürmüştür. Buradan anlaşılacağı üzere, KKF modeli GKF modeline göre **%39,4** daha yavaş çalışmıştır. Bunun sebebi daha önce de açıklandığı gibi KKF'de 2n+1 adet (sistem özelinde 45 adet) sigma noktaları oluşturularak doğrusal olmayan fonksiyondan geçirilip dönüşüme uğraması ve dönüştürülmüş bu noktaların istatistikleri kullanılarak hesaplamaların yapılmasıdır. KKF'de GKF'ye göre fazla olan bu işlem yükü gerçek uygulamalarda kullanılmalarını da kısıtlamaktadır.

İki farklı yaklaşım (GKF ve KKF) ile oluşturulan sensör füzyonunun yönelim ve pozisyon tahminleri, gerçek uçuş gözlem verileri ile karşılaştırılmıştır. GKF ve KKF sensör füzyonu modellerinde yönelim gösterimi dördeyler ile sağlandığından, karşılaştırma sonuçlarında daha iyi anlaşılabilmesi için, dördeyler Euler açılarına dönüştürülerek sonuçlar gösterilmiştir. Şekil 8.1'de yuvarlanma açısı tahminci

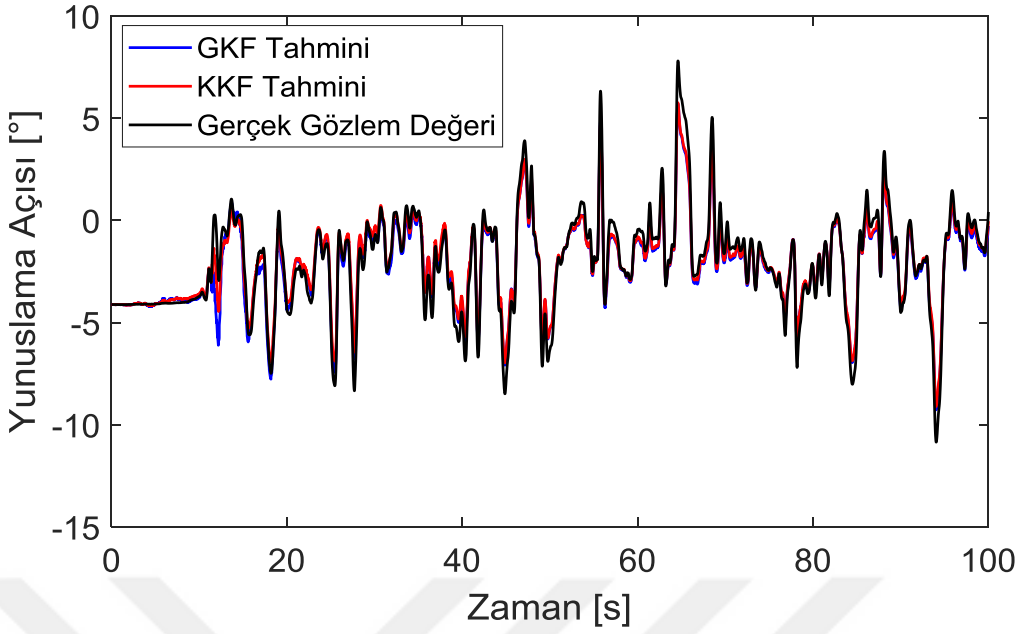
sonuçları, Şekil 8.3'de yunuslama açısı tahminci sonuçları, Şekil 8.5'te sapma açısı tahminci sonuçları gösterilmektedir.



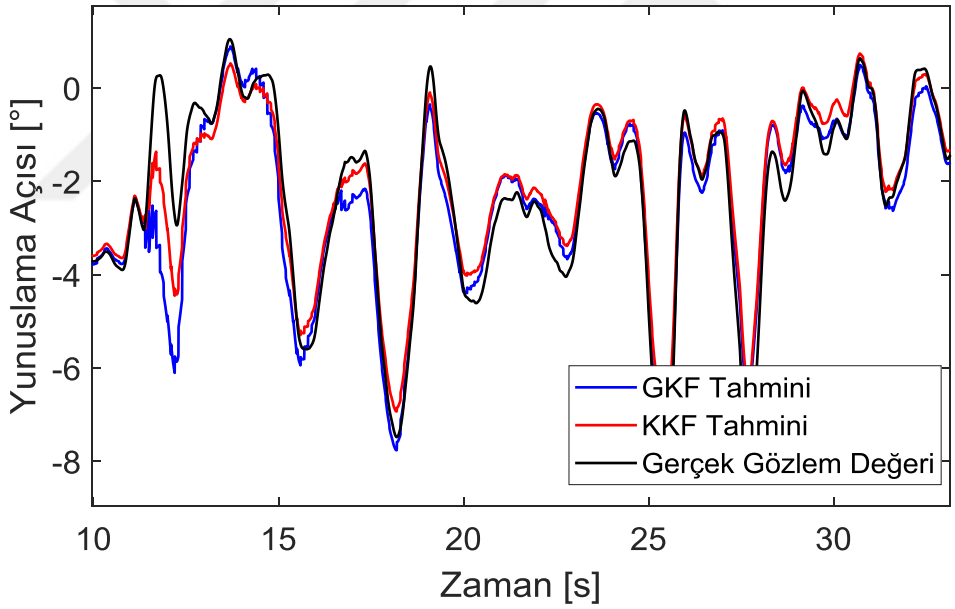
Şekil 8.1 Yuvarlanma açısı tahminci sonuçları



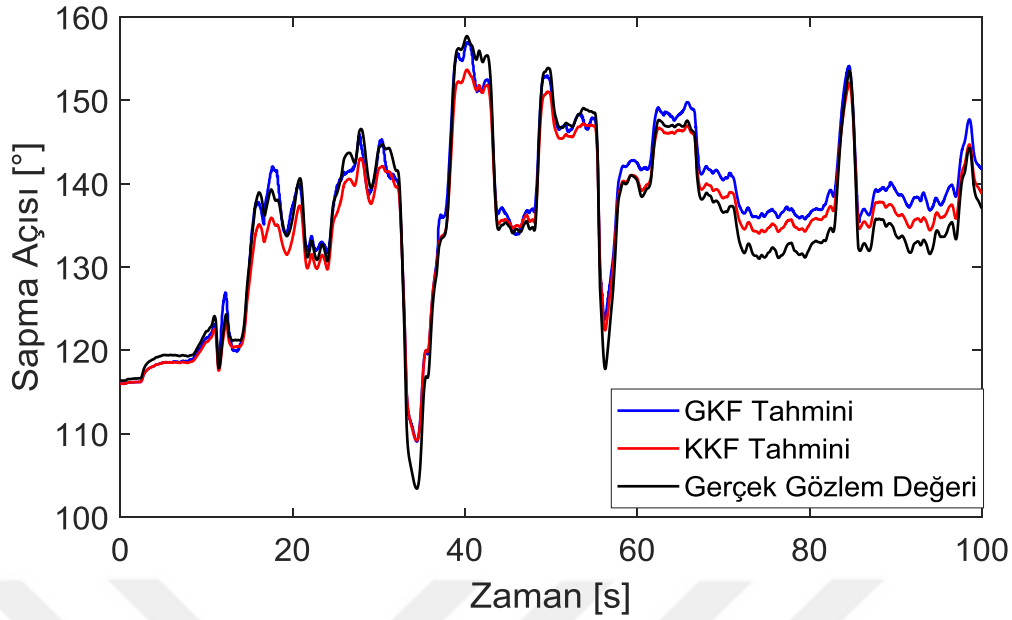
Şekil 8.2 Yuvarlanma açısı tahminci sonuçları yakın gösterim



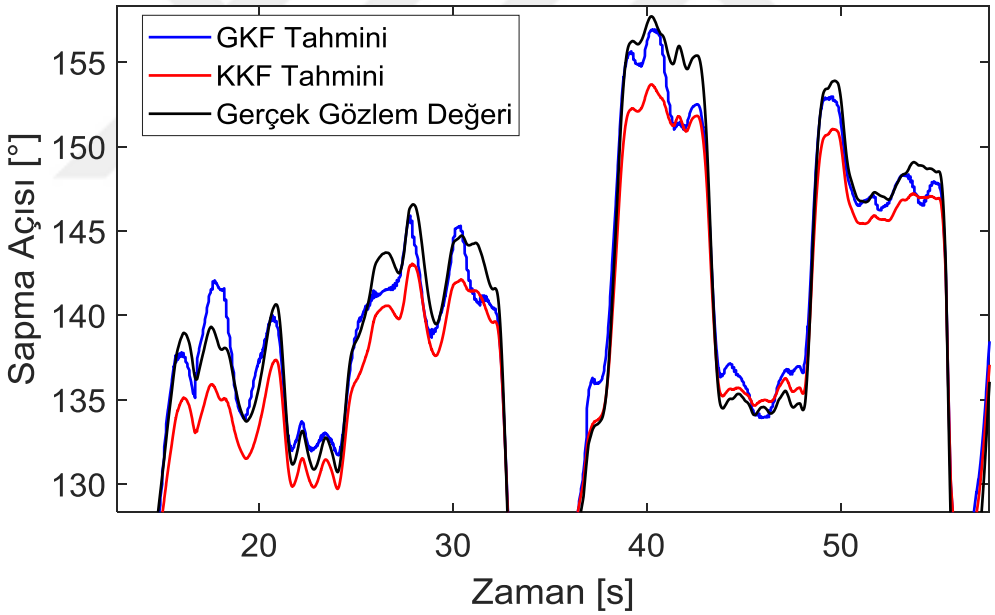
Şekil 8.3 Yunuslama açısı tahminci sonuçları



Şekil 8.4 Yunuslama açısı tahminci sonuçları yakın gösterim



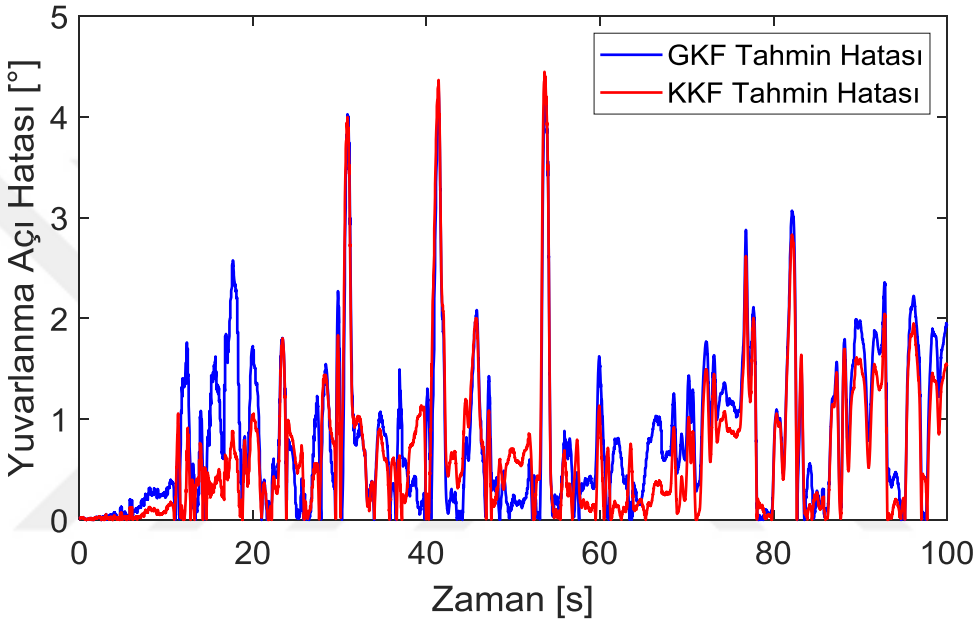
Şekil 8.5 Sapma açısı tahminci sonuçları



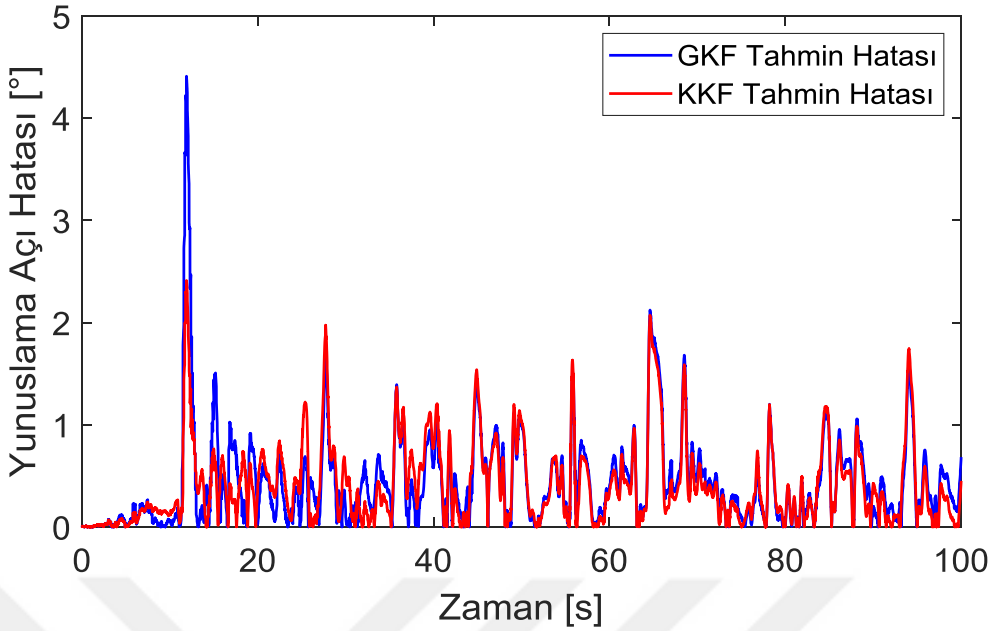
Şekil 8.6 Sapma açısı tahminci sonuçları yakın gösterim

Yukarıdaki sonuçlardan da görüleceği üzere, modellenen sensör verileri ile koşturulan GKF ve KKF yaklaşımlarına dayalı tahminci modelleri, yönelim tahminleri için birbirlerine yakın sonuçlar vermiştir. Ayrıca her iki yaklaşımda da yönelim tahminleri, gerçek verilere çok yakın sonuçlar vermiştir.

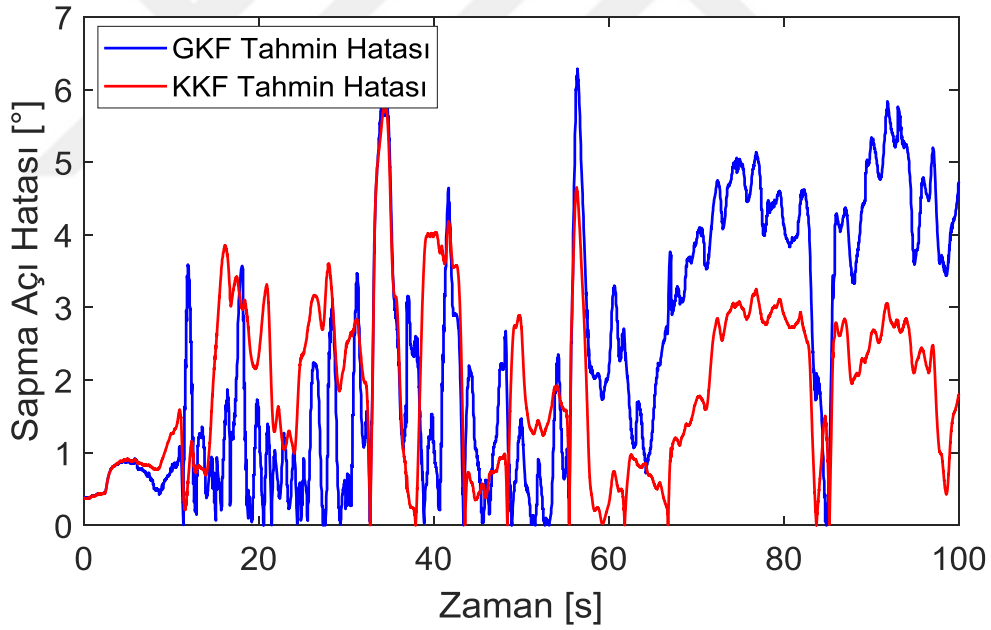
Daha detaylı bir şekilde analiz etmek için, Şekil 8.2, Şekil 8.4 ve Şekil 8.6'da sonuçların yakın gösterimleri görülmektedir. Gerçek değer ile oluşan farkları gözlemlemek için, Şekil 8.7'de gerçek yuvarlanma açı değeri ile GKF ve KKF için tahmin edilen yuvarlanma açısı arasındaki farklar, Şekil 8.8'de gerçek yunuslama açı değeri ile GKF ve KKF için tahmin edilen yunuslama açısı arasındaki farklar, Şekil 8.9'da gerçek sapma açı değeri ile GKF ve KKF için tahmin edilen sapma açısı arasındaki farklar gösterilmiştir.



Şekil 8.7 Yuvarlanma açı hatası



Şekil 8.8 Yunuslama açı hatası



Şekil 8.9 Sapma açı hatası

Şekil 8.2 ve Şekil 8.4'ten görüleceği gibi, yuvarlanma ve yunuslama açıları tahminci sonuçları için GKF'de bazı yerlerde ufak farklılıklar olmasına rağmen büyük oranda benzer sonuçlar vermiştir. Sistem süreç modelinde doğrusallık bozulmuş olmakla birlikte, yüksek dereceli nonlinearite olmadığından çok farklı

sonuçlar elde edilmemektedir. KKF, GKF'ye oranla gerçek gözlem değerleriyle daha yakın yönelim tahmin sonuçları vermiştir.

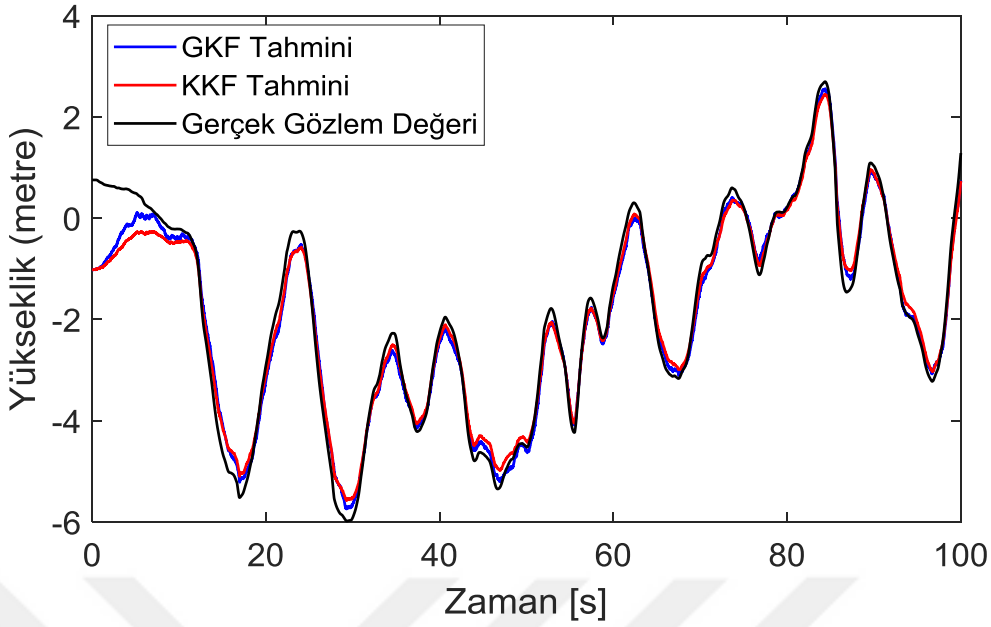
Şekil 8.6'da gözüken sapma açısı tahminci sonuçlarında ise, farklılıkların olduğu görülmektedir. Bunun sebebi ise Bölüm 6.3.2'de açıklandığı gibi, manyetometre ölçüm modelinde, seyrüsefer ekseninden gövde eksenine dönüşüm yapılarak, ölçüm modelindeki doğrusallık bozulmaktadır. Ayrıca sapma açısı denklemlerinin daha karmaşık ve yüksek dereceli denklemler içerdiğinden dolayı, KKF sapma açısı tahmin sonuçları GKF sapma açısı tahmin sonuçlarına göre daha doğru sonuçlar vermiştir

Şekil 8.7, Şekil 8.8 ve Şekil 8.9'da gösterildiği gibi GKF ve KKF yönelim tahminleri için açı hata değerleri çıkartılmıştır. Bu hata değerleri doğrultusunda, ayrı ayrı yönelim açıları ve GKF ve KKF yaklaşımları için hata etkin değerleri hesaplanmıştır ve Tablo 8.2'de gösterilmektedir.

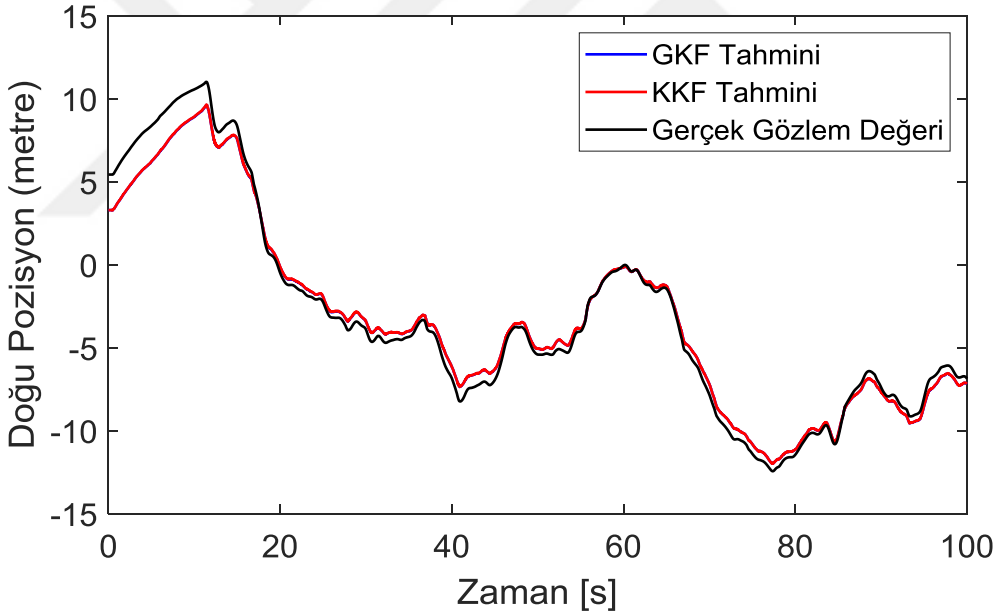
Tablo 8.2 Hata etkin değerleri

Hata Durumu	**Hata Etkin Değeri (RMS)**	**Birim**
GKF Yuvarlanma Hatası	1.09666	Derece
KKF Yuvarlanma Hatası	0.97977	Derece
GKF Yunuslama Hatası	0.64324	Derece
KKF Yunuslama Hatası	0.57898	Derece
GKF Sapma Hatası	2.91747	Derece
KKF Sapma Hatası	2.24210	Derece

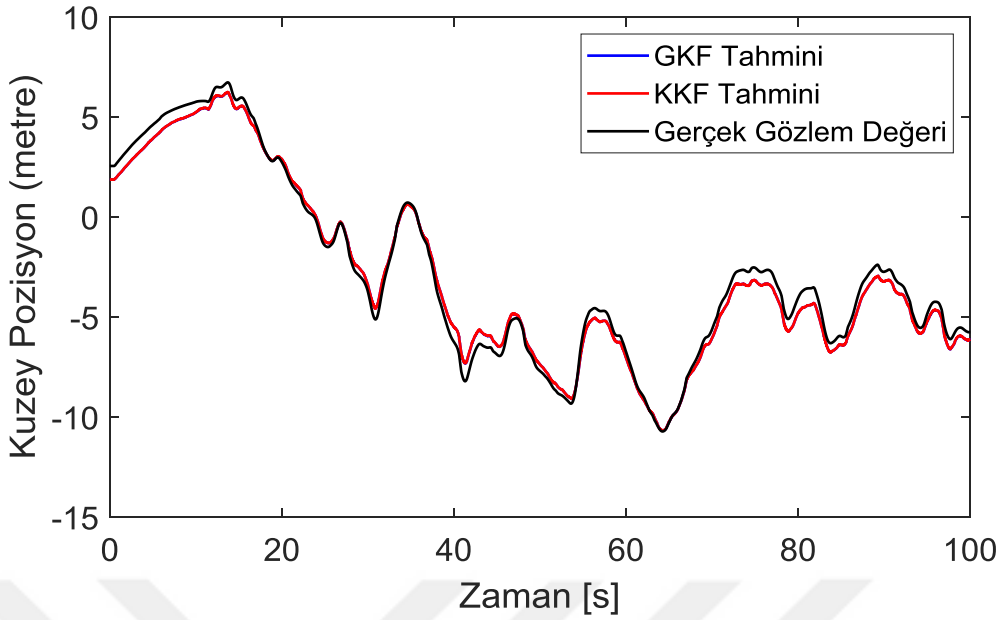
Şekil 8.10'da yükseklik tahminci sonuçları, Şekil 8.11'de doğu pozisyon tahminci sonuçları, Şekil 8.12'de kuzey pozisyon tahminci sonuçları gösterilmektedir.



Şekil 8.10 Yükseklik tahminci sonuçları



Şekil 8.11 Doğu pozisyon tahminci sonuçları



Şekil 8.12 Kuzey pozisyon tahminci sonuçları

Yukarıdaki sonuçlardan da görüleceği üzere, modellenen sensör verileri ile koşturulan GKF ve KKF yaklaşımlarına dayalı tahminci modelleri pozisyon tahminleri, birbirlerine yakın sonuçlar vermiştir. Bunun sebebi pozisyon süreç modelinde nonlineariteninin yüksek olmaması ve KKS ve barometre ölçüm modellerinin doğrusal olmasıdır.

9
SONUÇ VE ÖNERİLER

Çalışma kapsamında; GKF ve KKF yaklaşımlarına dayalı oluşturulan iki farklı sensör füzyonu tasarımı ile, İHA'lar için yönelim ve pozisyon tahminleri yapılması amaçlanmıştır. Gerçek gözlem verileri kullanılarak, MATLAB benzetim ortamında oluşturulacak sensör modellerinin, aynı ortamda oluşturulan GKF ve KKF yaklaşımlarına dayalı sensör füzyonu modellerine girdi olarak kullanılması amaçlandı. Bu iki yaklaşıma dayalı sensör füzyonu modellerinde ayrı ayrı pozisyon ve yönelim tahminleri yapılarak, bu tahminlerin gerçek uçuş verileri ile karşılaştırılarak performanslarının değerlendirilmesi amaçlanmıştır.

Gerçek gözlem verileri kullanılarak, MATLAB benzetim ortamında oluşturulan sensör modelleri, aynı ortamda oluşturulan GKF ve KKF yaklaşımlarına dayalı sensör füzyonu modellerine girdi olarak kullanılmıştır. Bu iki yaklaşıma dayalı sensör füzyonu modellerinde ayrı ayrı pozisyon ve yönelim tahminleri yapılmış ve bu tahminler gerçek gözlem verileri ile karşılaştırılmıştır. Daha önce açıklanan sonuçlardan da anlaşılacağı üzere, bu iki farklı yaklaşımla oluşturulan sensör füzyonu modelleri birbirlerine yakın pozisyon ve yönelim tahmin sonuçları vermiştir. Ayrıca her iki yaklaşımda da pozisyon ve yönelim tahminleri, gerçek verilere yakın sonuçlar vermiştir. Daha detaylı incelendiğinde, yuvarlanma ve yunuslama açıları tahminci sonuçları için GKF'de bazı yerlerde ufak farklılıklar olmasına rağmen büyük oranda benzer sonuçlar verdiği anlaşılmaktadır. Bunun sebebi, sistem süreç modelinde doğrusallık bozulmuş olmasına rağmen, yüksek dereceli nonlinearite olmadığından çok farklı sonuçlar elde edilmemektedir. Yunuslama ve yuvarlanma açıları tahminlerinde, KKF, GKF'ye oranla az da olsa gerçek gözlem değerlerine daha yakın sonuçlar verdiği anlaşılmaktadır. Sapma açısı tahmin sonuçlarında ise, daha bariz farklılıkların olduğu görülmektedir. Bunun sebebi ise çalışma kapsamında açıklandığı gibi, manyetometre ölçüm modelinde, seyrüsefer ekseninden gövde eksenine dönüşüm yapılmaktadır ve ölçüm modelindeki doğrusallık bozulmaktadır. Ayrıca sapma açısı denklemleri

daha karmaşık yüksek dereceli denklemler içerdiğinden, KKF sapma açısı tahmin sonuçlarında GKF sapma açısı tahmin sonuçlarına göre daha doğru sonuçlar görülmektedir. Pozisyon tahminlerinde ise pozisyon süreç modelinde nonlinearite'nin az olması ve pozisyon ölçüm modellerinin doğrusal olmasından dolayı çok yakın sonuçlar elde edildiği anlaşılmıştır.

Bu çalışmanın devamı olarak, örnek bir hava aracından gerçek sensör verileri alınıp, gerçek sensör verileri için uygun hata kovaryans değerleri çıkartılarak, geliştirilen GKF ve KKF modellerinde uygulanması planlanmaktadır. Elde edilen sonuçlar yeterli hassasiyete sahip bir EGI ile karşılaştırılarak, bu iki yaklaşımın performansları karşılaştırılacaktır.

Ayrıca geliştirilen GKF ve KKF algoritmaları, KKF için yeterli bir işlemciye sahip olan hava aracında uygulanarak, bu iki yaklaşımın performanslarının gerçek bir uygulamada da karşılaştırılması planlanmaktadır.

KAYNAKÇA

[1] Gebre-Egziabher, Demoz, Roger C. Hayward, ve J. David Powell, "A low-cost GPS/inertial attitude heading reference system AHRS for general aviation applications," IEEE 1998 Position Location and Navigation Symposium IEEE, 1996, sayfa 518-525

[2] Wendel, Jan, "MAV attitude estimation using low-cost MEMS inertial sensors and GPS," Proceedings of the 61st Annual Meeting of The Institute of Navigation 2005, sayfa 397-403

[3] Winkler, Stefan, "State estimation by multi-sensor fusion for autonomous mini and micro aerial vehicles." AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2005, sayfa 5840

[4] Pham, Van Tang, "15-state extended kalman filter design for ins/gps navigation system," Journal of Automation and Control Engineering 3.2, 2015.

[5] Angelino, Cesario Vincenzo, Vincenzo Rosario Baraniello ve Luca Cicala, "UAV position and attitude estimation using IMU, GNSS and camera." 2012 15th International Conference on Information Fusion, IEEE, 2012, sayfa 735-742

[6] Kong, Weiwei, "Autonomous landing of an UAV with a ground-based actuated infrared stereo vision system," 2013 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, IEEE, 2013, sayfa 2963-2970

[7] Jang, Jung Soon ve Darren Liccardo, "Small UAV automation using MEMS," IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine 22.5, 2007, sayfa 30-34

[8] Sahawneh, L ve M. A. Jarrah, "Development and calibration of low cost MEMS IMU for UAV applications," 2008 5th International Symposium on Mechatronics and Its Applications, IEEE, 2008, sayfa 1-9

[9] De Marina, Héctor García, Felipe Espinosa ve Carlos Santos, "Adaptive UAV attitude estimation employing unscented Kalman filter, FOAM and low-cost MEMS sensors," Sensors, 2012, sayfa 9566-9585.

[10] Varshney, Pramod K, "Multisensor data fusion," Electronics & Communication Engineering Journal 9.6, 1997, sayfa 245-253.

[11] R. E. Kalman, "A new approach to linear filtering and prediction problems," 1960, sayfa 35-45.

[12] Gelb, Arthur, “Applied optimal estimation,” MIT press, 1974.

[13] Wan, Eric A. Ve Rudolph Van Der Merwe, "The unscented Kalman filter for nonlinear estimation," Proceedings of the IEEE 2000 Adaptive Systems for Signal Processing, Communications, and Control Symposium, Ieee, 2000, sayfa 153-158

[14] St-Pierre, Mathieu ve Denis Gingras, "Comparison between the unscented Kalman filter and the extended Kalman filter for the position estimation module of an integrated navigation information system," IEEE Intelligent Vehicles Symposium, 2004, IEEE, 2004, sayfa 831-835

[15] Van Der Merwe, Rudolph, “Sigma-point Kalman filters for probabilistic inference in dynamic state-space models,” Diss. OGI School of Science & Engineering OHSU, 2004.

[16] Shi, Yong, Chongzhao Han ve Yongqi Liang, "Adaptive UKF for target tracking with unknown process noise statistics," 12th International Conference on Information Fusion, IEEE, 2009, sayfa 1815-1820

[17] Fiorenzani, Tiziano, "Comparative study of unscented Kalman filter and extended Kalman filter for position/attitude estimation in unmanned aerial vehicles," Inst. For Systems Analysis and Computer Science (IASI-CNR), Roma, Italya, 2008,

[18] Stevens, Brian L, Frank L. Lewis ve Eric N. Johnson. “Aircraft control and simulation: dynamics, controls design, and autonomous systems,” John Wiley & Sons, 2015.

[19] V. Nalbantoğlu ve Burak Seymen, "Ataletsel seyrüsefer sistemleri," Mühendis ve Makina, Makina Mühendisleri Odası 48.566, 2007, sayfa 7-13

[20] G. Cai, Ben M. Chen ve Tong Heng Lee, “Unmanned rotorcraft systems,” Springer Science & Business Media, 2011.

[21] L. A. S. Velásquez, “Modeling and control techniques of autonomous helicopters for landing on moving platforms,” Diss. Universidad de Sevilla, 2016, sayfa 13

[22] D. H. Henderson, Euler angles, quaternions, and transformation matrices for space shuttle analysis. No. DN-1.4-8-020. 1977.

[23] J. J. Craig, “Introduction to robotics: mechanics and control,” 3/E. Pearson Education India, 2009.

[24] J. B Kuipers, “Quaternions and rotation sequences: a primer with applications to orbits, aerospace, and virtual reality,” Princeton university press, 1999.

[25] L. Vicci, "Quaternions and rotations in 3-space: The algebra and its geometric interpretation," Chapel Hill, NC, Tech. Rep 2001.

[26] David Titterton, John L. Weston ve John Weston, “Strapdown inertial navigation technology,” IET, 2004, sayfa 12-23

[27] Elkaim, Gabriel Hugh, Fidelis Adhika Pradipta Lie ve Demoz Gebre-Egziabher, "Principles of guidance, navigation, and control of UAVs," Handbook of Unmanned Aerial Vehicles 2015, sayfa 347-380

[28] Everaerts, Jurgen. "The use of unmanned aerial vehicles (UAVs) for remote sensing and mapping." The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences 37.2008 (2008), sayfa 1187-1192.

[29] El-Diasty, ve Spiros Pagiatakis. "A rigorous temperature-dependent stochastic modelling and testing for MEMS-based inertial sensor errors." Sensors 9.11 (2009): 8473-8489.

[30] Kornfeld, Richard P, R. John Hansman ve John J. Deyst. "Single- antenna GPS- based aircraft attitude determination." Navigation 45.1 (1998): 51-60.

[31] Kaplan Elliott, D. ve J. Hegarty Christopher. Understanding GPS: principles and applications. Artech House, 2006.

[32] Kingston, Derek ve Randal Beard. "Real-time attitude and position estimation for small UAVs using low-cost sensors." AIAA 3rd" Unmanned Unlimited" Technical Conference, Workshop and Exhibit. 2004.

[33] Tutucu, Mehmet Aykut. GPS ile desteklenen ataletsel seyrüsefer sisteminin geliştirilmesi. Diss. Fen Bilimleri Enstitüsü, 2000.

[34] Akbaş, Eren Mehmet. Ataletsel ölçüm birimi hata analizi ve modellenmesi. MS thesis. Başkent Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, 2017.

[35] Akan, Şükrü Tuna. "MEMS ATALETSEL ÖLÇÜM BİRİMİ STOKASTİK HATA PARAMETRELERİNİN TANILANMASI VE KESTİRİMİ." (2020).

[36] Schmidt, George T. INS/GPS Technology Trends. NATO. USA: Massachusetts Institute of Technology. Lexington. Vol. 116. RTO-EN-SET, 2011.

[37] Yazıcıoğlu R. F. Surface Micromachined Capacitive Accelerometers Using

[38] Günhan, Yeşim. Ataletsel ölçüm birimi hatalarının belirlenmesi ve düzeltilmesi. MS thesis. Fen Bilimleri Enstitüsü, 2014.

[39] Unsal, Derya ve Kerim Demirbas. "Estimation of deterministic and stochastic IMU error parameters." Proceedings of the 2012 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium. IEEE, 2012.

[40] Kayton, Myron ve Walter R. Fried. Avionics navigation systems. John Wiley & Sons, 1997.

[41] Logsdon, Tom. The Navstar global positioning system. Springer Science & Business Media, 2012.

[42] Welch, G, Bishop G., “An Introduction to the Kalman Filter”, 2006

[43] Noureldin, Aboelmagd, Tashfeen B. Karamat ve Jacques Georgy. "Global Positioning System." Fundamentals of Inertial Navigation, Satellite-based Positioning and their Integration. Springer, Berlin, Heidelberg, 2013. 65-123.

[44] Julier, Simon J. ve Jeffrey K. Uhlmann. "New extension of the Kalman filter to nonlinear systems." Signal processing, sensor fusion, and target recognition VI. Vol. 3068. International Society for Optics and Photonics, 1997.

[45] S. J. Julier, J. K. Uhlmann ve H. F. Durrant-Whyte. “A New Approach for Filtering Nonlinear Systems.” In *Proceedings of the 1995 American Control Conference,* 1628–1632, 1995.

[46] J. L. Crassidis ve J. L. Junkins, “*Optimal Estimation of Dynamic Systems*,” Goong Chen and Thomas J Bridges, Eds. New York, ABD, 2004.

[47] M. C. VanDyke, J. L. Schwartz ve C. D. Hall. “Unscented Kalman Filtering for Spacecraft Attitude State and Parameter Estimation.” In *Proceedings of the 2004 Space Flight Mechanics Meeting*, AAS-04-115, 2004.

[48] J. Farrell, *Aided navigation: GPS with high rate sensors*. McGraw-Hill, Inc., 2008.

[49] G. Lachapelle, GPS Theory and Applications. ENGO 625 Lecture Notes. Department of Geomatics Engineering, University of Calgary, Kanada, 1997

[50] Solimeno, Adriano. "Low-cost INS/GPS data fusion with extended Kalman filter for airborne applications." *Masters of Science, Universidade Technica de Lisboa* (2007).

[51] M. G. Petovello, *Real-time integration of a tactical-grade IMU and GPS for high-accuracy positioning and navigation*. Calgary, AB: University of Calgary, Department of Geomatics Engineering, 2003.

[52] T. Akca, "An adaptive unscented Kalman filter for tightly coupled INS/GPS integration." *Proceedings of IEEE/ION PLANS 2012*. 2012.

Konferans Bildirileri

1. Şahin Hüseyin, Gürkan Berkay, Ömürlü V. Emre, “Pozisyon ve Yönelim Tahmini için, Genişletilmiş ve Kokusuz Kalman Filtresi Yaklaşımlarıyla Sensör Füzyonu Tasarımı” 4. Uluslararası İnsan-Bilgisayar Etkileşimi, Optimizasyon ve Robotik Uygulamalar Kongresi, 9-11 Haziran, 2022 - Ankara, Türkiye