

T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN
STM32F4 MİKROİŞLEMCİ ÜZERİNDE UÇUŞ KONTROL
YAZILIMININ GELİŞTİRİLMESİ VE UYGULANMASI**

Berkay GÜRKAN

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı
Mekatronik Mühendisliği Programı

Danışman
Prof. Dr. Vasfi Emre ÖMÜRLÜ

Ocak, 2022

T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI İÇİN STM32F4
MİKROİŞLEMCİ ÜZERİNDE UÇUŞ KONTROL YAZILIMININ
GELİŞTİRİLMESİ VE UYGULANMASI**

Berkay GÜRKAN tarafından hazırlanan tez çalışması 21.01.2022 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı Mekatronik 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

Dr. Öğr. Üyesi Mehmet Emin AKTAN, Üye
Bartın Üniversitesi

Danışmanım Prof. Dr. Vasfi Emre ÖMÜRLÜ sorumluluğunda tarafımca hazırlanan Dört Rotorlu İnsansız Hava Araçları İçin STM32F4 Mikroişlemci Üzerinde Uçuş Kontrol Yazılımının Geliştirilmesi 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.

Berkay GÜRKAN

İmza

Aileme
ve
Led Zeppelin'e



TEŞEKKÜR

Yüksek lisans öğrenimim sırasında ve tez çalışmam boyunca projenin her aşamasında yol gösteren, teknik bilgi birikimi ve ilgisiyle ilerlememe yardımcı olan çok kıymetli hocam Prof. Dr. Vasfi Emre Ömürlü'ye teşekkürlerimi sunarım. Tezin uygulama aşamalarında bana destek olan değerli arkadaşlarım Hamza Köse, Said Burak Güzel ve Hüseyin Şahin'e teşekkürü bir borç bilirim.

Tüm desteklerini benden hiçbir zaman esirgemeyerek her zaman yanımda olan sevgili annem Aysel Gürkan'a, sevgili babam Saffet Gürkan'a, sevgili abimlerim Mert Gürkan ve Ergin Gürkan'a sonsuz teşekkür ve sevgilerimle.

Berkay GÜRKAN

İÇİNDEKİLER

SİMGE LİSTESİ	viii
KISALTMA LİSTESİ	xii
ŞEKİL LİSTESİ	xiii
TABLO LİSTESİ	xvi
ÖZET	xvii
ABSTRACT	xix
1 GİRİŞ	1
1.1 Literatür Özeti	5
1.2 Tezin Amacı	10
1.3 Hipotez	12
2 MATEMATİKSEL MODEL	13
2.1 Eksen Takımları ve Sistem Hareket Yapısı	13
2.1.1 Referans Eksen Takımları	13
2.1.2 İHA Genel Hareket Özellikleri	16
2.1.3 Euler Açıları	19
2.1.4 Dördeyler	21
2.2 Dört Rotorlu İHA Matematik Modeli	23
2.2.1 İHA Kinematik ve Dinamik Denklemleri	25
2.2.2 İHA Üzerine Etkiyen Kuvvet ve Momentler	28
2.2.3 Kontrol Kuvvet ve Momentleri	31
2.3 Durum-Uzay Modeli	33
3 KONTROL ve TAHMİNCİ TASARIMI	37
3.1 PID Kontrolcü	37
3.2 Uçuş Kontrol Sistemi Yapısı	44
3.2.1 İç Döngü Kontrolcüler	44
3.2.2 Dış Döngü Kontrolcüler	49

3.2.3	Motor Dağıtım Algoritması	51
3.3	Sensör Füzyonu	51
3.3.1	Sensörler	53
3.3.2	Ölçüm Sistemleri	58
3.3.3	ANS/GNSS Birleştirme Yapısı	60
3.3.4	Kalman Filtresi	62
3.3.5	GKF Sensör Füzyonu Süreç ve Ölçüm Modelleri	65
4	UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ	75
4.1	Uçuş Kontrol Donanımları	75
4.1.1	Uçuş Kontrol Kartı	76
4.2	Uçuş Kontrol Yazılımı	81
4.2.1	Yazılım Konfigürasyonu	83
4.2.2	Yazılım Akışı	92
5	BENZETİM SONUÇLARI	110
5.1	Kontrolcü Benzetim Sonuçları	110
5.1.1	Açısal Hız Kontrolcüsü	114
5.1.2	Açı Kontrolcüsü	115
5.1.3	Hız ve İrtifa Hız Kontrolcü	117
5.1.4	Konum ve İrtifa Kontrolcüsü	119
5.1.5	Nokta Rota Takip Testi	121
5.2	Genişletilmiş Kalman Filtresi Benzetim Sonuçları	122
6	SAHA TESTLERİ	130
6.1	Test Aracı	130
6.2	Kontrol Sistemi Saha Testleri	131
6.2.1	Açısal Hız Kontrolcü Saha Testleri	132
6.2.2	Açı Kontrolcü Saha Testleri	134
6.2.3	Hız ve İrtifa Hız Kontrolcü Saha Testleri	136
6.2.4	Pozisyon Kontrolcü Saha Testleri	139
6.2.5	Nokta Rota Takip Saha Testi	140
7	SONUÇ VE ÖNERİLER	143
	KAYNAKÇA	147
	TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR	153

SİMGE LİSTESİ

T	Açısal Dönüşüm Matrisi
ω_N	Ataletsel Eksen Açısal Hız Vektörü
V_N	Ataletsel Eksen Hız Vektörü
ζ_N	Ataletsel Eksen Pozisyon Vektörü
η_N	Ataletsel Eksen Rotasyon Vektörü
X_N	Ataletsel Eksen X Bileşeni
$\dot{X}$	Ataletsel Eksen X Hızı
$\dot{X}_d$	Ataletsel Eksen X Hızı Hedefi
$\ddot{X}_d$	Ataletsel Eksen X İvme Hedefi
X	Ataletsel Eksen X Pozisyonu
X_d	Ataletsel Eksen X Pozisyon Hedefi
Y_N	Ataletsel Eksen Y Bileşeni
$\dot{Y}$	Ataletsel Eksen Y Hızı
$\dot{Y}_d$	Ataletsel Eksen Y Hızı Hedefi
$\ddot{Y}_d$	Ataletsel Eksen Y İvme Hedefi
Y	Ataletsel Eksen Y Pozisyonu
Y_d	Ataletsel Eksen Y Pozisyon Hedefi
Z_N	Ataletsel Eksen Z Bileşeni
$\dot{Z}$	Ataletsel Eksen Z Hızı
$\dot{Z}_d$	Ataletsel Eksen Z Hızı Hedefi
Z	Ataletsel Eksen Z Pozisyonu
Z_d	Ataletsel Eksen Z Pozisyon Hedefi
R_N^B	Ataletsel Eksen - Gövde Rotasyon Matrisi

$\Delta\Theta$	Birim Aç1
$\Delta\Theta_B$	Birim Aç1 Kayması
$\Delta quat$	Birim Dördey
Δv	Birim Hız
Δv_B	Birim Hız Kayması
$q_{0,1,2,3}$	Dördey Elemanları
R_q	Dördey Rotasyon Matrisi
F	Durum Geçiş Matrisi
X_E	Dünya Merkezli Sabit Eksen X Bileşeni
Y_E	Dünya Merkezli Sabit Eksen Y Bileşeni
Z_E	Dünya Merkezli Sabit Eksen Z Bileşeni
ω_B	Gövde Ekseni Aç1sal Hız Vektörü
V_B	Gövde Ekseni Hız Vektörü
p	Gövde Ekseni X Aç1sal Hızı
p_d	Gövde Ekseni X Aç1sal Hız Hedefi
$\dot{p}$	Gövde Ekseni X Aç1sal İvmesi
X_B	Gövde Ekseni X Bileşeni
u	Gövde Ekseni X Hızı
$\dot{u}$	Gövde Ekseni X İvmesi
q	Gövde Ekseni Y Aç1sal Hızı
q_d	Gövde Ekseni Y Aç1sal Hız Hedefi
$\dot{q}$	Gövde Ekseni Y Aç1sal İvmesi
Y_B	Gövde Ekseni Y Bileşeni
v	Gövde Ekseni Y Hızı
$\dot{v}$	Gövde Ekseni Y İvmesi
r	Gövde Ekseni Z Aç1sal Hızı
r_d	Gövde Ekseni Z Aç1sal Hız Hedefi
$\dot{r}$	Gövde Ekseni Z Aç1sal İvmesi
Z_B	Gövde Ekseni Z Bileşeni

w	Gövde Ekseni Z Hızı
$\dot{w}$	Gövde Ekseni Z İvmesi
F_ω	Gövdeye Etkiyen Rüzgar Kuvveti
τ_ω	Gövdeye Etkiyen Rüzgar Momenti
R_B^N	Gövdeden Ataletsel Eksen Takımına Rotasyon Matrisi
P	Hata Kovaryans Matrisi
$V_{N,E,D}$	Hız Durum Vektör Değişkenleri
I	İHA Atalet Matrisi
F_B	İHA'ya Etkiyen Kuvvet Vektörü
τ_B	İHA'ya Etkiyen Tork Vektörü
l	İHA Kol Uzunluğu
m	İHA Kütlesi
U_i	İntegral Kontrolcü Çıkışı
K_i	İntegral Kontrolcü Katsayısı
$\tilde{y}_k$	Kalman Filtresi Fark Terimi
K_k	Kalman Kazancı
B	Kontrol Giriş Matrisi
Ω_i	Motor Açısal Hızları (i. motor)
τ_g	Motorların Jirokopik Momenti
Ω_T	Motorların Toplam Açısal Hızı
U_p	Oransal Kontrolcü Çıkışı
K_p	Oransal Kontrol Katsayısı
H	Ölçüm Geçiş Matrisi
v_k	Ölçüm Gürültüsü
R	Ölçüm Gürültü Kovaryans Matrisi
z_k	Ölçüm Vektörü
T_s	Örnekleme Zamanı
K_T	Pervane İtke Katsayısı
K_D	Pervane Moment Katsayısı

$P_{N,E,D}$	Pozisyon Durum Vektör Değişkenleri
J_r	Rotor Ataleti
ψ	Sapma Açısı
ψ_d	Sapma Açısı Hedefi
$\dot{\psi}$	Sapma Açısı Hızı
$\ddot{\psi}$	Sapma Açısı İvmesi
U_4	Sapma Momenti
Q	Süreç Gürültü Kovaryans Matrisi
U_d	Türevsel Kontrolcü Çıkışı
K_d	Türevsel Kontrolcü Katsayısı
N	Türevsel Kontrolcü Filtre Katsayısı
g	Yer Çekimi İvmesi
F_g	Yer Çekimi Kuvveti
θ	Yunuslama Açısı
θ_d	Yunuslama Açısı Hedefi
$\dot{\theta}$	Yunuslama Açısı Hızı
$\ddot{\theta}$	Yunuslama Açısı İvmesi
U_3	Yunuslama Momenti
ϕ	Yuvarlanma Açısı
ϕ_d	Yuvarlanma Açısı Hedefi
$\dot{\phi}$	Yuvarlanma Açısı Hızı
$\ddot{\phi}$	Yuvarlanma Açısı İvmesi
U_2	Yuvarlanma Momenti

KISALTMA LİSTESİ

ADC	Analog-Dijital Dönüştürücü
ANS	Ataletsel Navigasyon Sistemi
AÖB	Ataletsel Ölçüm Birimi
DMA	Doğrudan Bellek Erişimi
ECEF	Dünya Merkezli - Dünya Sabit
ENU	Doğu-Kuzey-Yukarı
ESC	Elektronik Hız Sürücü
GKF	Genişletilmiş Kalman Filtresi
GPS	Global Pozisyonlama Sistemi
GNSS	Küresel Uydu Seyrüsefer Sistemi
İHA	İnsansız Hava Aracı
KF	Kalman Filtresi
KKF	Kokusuz Kalman Filtresi
NED	Kuzey-Doğu-Aşağı
PID	Oransal Integral Türevsel
P	Oransal
PF	Parçacık Filtresi
PWM	Darbe Genişlik Modülasyonu
RAM	Rastgele Erişimli Bellek
RTOS	Gerçek Zamanlı İşletim Sistemi
LQR	Doğrusal Kuadratik Regülatör
LiPo	Lityum Polimer
TYRS	Tutum Yönelim Referans Sistemi

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 1.1	İnsansız hava aracı tipleri	2
Şekil 1.2	Döner kanatlı İHA konfigürasyonları	3
Şekil 2.1	Ataletsel referans eksen takımları	14
Şekil 2.2	Gövde referans eksen takımı	15
Şekil 2.3	Örnek sensör eksen takımı	16
Şekil 2.4	Motor numaraları ve pervane dönüş yönleri	17
Şekil 2.5	Dikey yönlü hareket	17
Şekil 2.6	Yuvarlanma hareketi	18
Şekil 2.7	Yunuslama hareketi	19
Şekil 2.8	Sapma hareketi	19
Şekil 2.9	Euler açıları [47]	20
Şekil 2.10	Motor-pervane çiftinin oluşturduğu kuvvet ve momentler	29
Şekil 3.1	PID kontrolcü blok diyagramı	38
Şekil 3.2	İntegral limitli PID kontrol blok diyagramı	41
Şekil 3.3	İntegral yığılma engellemeli PID kontrol blok diyagramı	41
Şekil 3.4	Ayrıklaştırma yöntemleri	42
Şekil 3.5	Uçuş kontrol diyagramı	45
Şekil 3.6	Yuvarlanma açısı kontrolcüsü	46
Şekil 3.7	Yunuslama açısı kontrolcüsü	46
Şekil 3.8	Sapma açısı kontrolcüsü	47
Şekil 3.9	İrtifa kontrolcüsü	48
Şekil 3.10	Konum kontrolcüsü	50
Şekil 3.11	İvmeölçer basitleştirilmiş modeli	54
Şekil 3.12	Dönüölçer basitleştirilmiş modeli	54
Şekil 3.13	İvmeölçerlerin sınıflandırılması [39]	56
Şekil 3.14	Dönüölçerlerin sınıflandırılmaları [39]	56
Şekil 3.15	Dünya'nın manyetik alan özellikleri	57
Şekil 3.16	GPS uydu sayısı ve pozisyon tahminleri [39]	60
Şekil 3.17	ANS/GPS birleştirme yöntemleri	61
Şekil 3.18	GKF akış diyagramı	66
Şekil 4.1	Uçuş kontrolcü donanım yapısı	76

Şekil 4.2	Uçuş kontrol kartı	77
Şekil 4.3	Uçuş kontrol kartı bağlantıları ve birimleri	79
Şekil 4.4	STM32F407VGTX mikrodenetleyici pin diyagramı	80
Şekil 4.5	DSHOT600 protokolü	85
Şekil 4.6	Manyetometre kalibrasyonu	92
Şekil 4.7	Yazılım akış şeması	93
Şekil 4.8	Başlangıç bölümü akış diyagramı	94
Şekil 4.9	GKF başlangıç bölümü akış diyagramı	97
Şekil 4.10	Görev zamanlamaları	99
Şekil 4.11	Açısal hız kontrol görevi akış diyagramı	100
Şekil 4.12	Veri kayıt görevi akış diyagramı	101
Şekil 4.13	Seri haberleşme görevi akış diyagramı	101
Şekil 4.14	İHA - yer istasyonu haberleşme protokolü	102
Şekil 4.15	GKF görev akış diyagramı	103
Şekil 4.16	GKF algoritma akış diyagramı	104
Şekil 4.17	Tam kontrol görev akış diyagramı	105
Şekil 4.18	Arıza/güvenlik akış diyagramı	108
Şekil 5.1	P kontrolcü benzetim modeli	111
Şekil 5.2	PID kontrolcü benzetim modeli	112
Şekil 5.3	İHA benzetim modeli	112
Şekil 5.4	Uçuş kontrol sistemi benzetim blok diyagramı	113
Şekil 5.5	Açısal hız kontrolcü benzetim perfomansı	114
Şekil 5.6	Açısal hız kontrolcü benzetim kontrol çıkışları	115
Şekil 5.7	Açı kontrolcü benzetim perfomansı	116
Şekil 5.8	Açı kontrolcü benzetim kontrol çıkışları	117
Şekil 5.9	Hız kontrolcü benzetim perfomansı	118
Şekil 5.10	Hız kontrolcü benzetim kontrol çıkışları	119
Şekil 5.11	Konum kontrolcü benzetim perfomansı	120
Şekil 5.12	Pozisyon kontrolcü benzetim kontrol çıkışları	121
Şekil 5.13	Nokta takibi benzetim perfomansı (2B)	122
Şekil 5.14	Nokta takibi benzetim performansı (3B)	123
Şekil 5.15	GKF benzetim yuvarlanma açısı tahmini	124
Şekil 5.16	GKF benzetim yunuslama açısı tahmini	125
Şekil 5.17	GKF benzetim sapma açısı tahmini	125
Şekil 5.18	GKF benzetim X pozisyon tahmini	126
Şekil 5.19	GKF benzetim Y pozisyon tahmini	126
Şekil 5.20	GKF benzetim Z pozisyon tahmini	127
Şekil 5.21	GKF benzetim - tutum hatası	127
Şekil 5.22	GKF benzetim - pozisyon hatası	128

Şekil 5.23	GKF benzetim - sensör verileri	129
Şekil 6.1	Saha testlerinde kullanılan İHA	131
Şekil 6.2	Yuvarlanma açısal hız saha testi	133
Şekil 6.3	Yunuslama açısal hız saha testi	133
Şekil 6.4	Sapma açısal hız saha testi	134
Şekil 6.5	Yuvarlanma açı kontrolcüsü saha testi	135
Şekil 6.6	Yunuslama açı kontrolcüsü saha testi	135
Şekil 6.7	Sapma açı kontrolcü saha testi	136
Şekil 6.8	X hız kontrolcüsü saha testi	137
Şekil 6.9	Y hız kontrolcüsü saha testi	138
Şekil 6.10	İrtifa hız kontrolcüsü saha testi	138
Şekil 6.11	X pozisyon kontrolcüsü saha testi	139
Şekil 6.12	Y pozisyon kontrolcüsü saha testi	140
Şekil 6.13	İrtifa kontrolcüsü saha testi	140
Şekil 6.14	Nokta rota takibi saha Testi (2B)	141
Şekil 6.15	Nokta rota takibi saha Testi (3B)	142

TABLO LİSTESİ

Tablo 1.1	Ataletsel ölçüm terimleri [39]	8
Tablo 2.1	Matematiksel modellemede yer alan durum vektörleri	25
Tablo 3.1	PID katsayı değişimlerinin basamak cevaba etkileri [50]	39
Tablo 3.2	Tutum ve pozisyon ölçüm sistemleri [39]	52
Tablo 3.3	Uluslararası GNSS sistemleri	59
Tablo 3.4	GKF sensör frekansları	74
Tablo 4.1	Uçuş kontrol kartı komponent tablosu	78
Tablo 4.2	Zamanlayıcı kanalları özellikleri	84
Tablo 4.3	İletişim modül ayarları	86
Tablo 4.4	ADC modül ayarları	87
Tablo 4.5	DMA özellikleri	87
Tablo 4.6	Kesme özellikleri	88
Tablo 4.7	RTOS görev özellikleri	89
Tablo 4.8	GKF gürültü parametreleri	97
Tablo 4.9	Uçuş kontrol yazılımı hata kodları	109
Tablo 5.1	Benzetim ortamında kullanılan İHA parametreleri [18]	111
Tablo 5.2	GKF benzetim sensör parametreleri	128
Tablo 6.1	Test aracı elektrik-elektromekanik sistemleri	130

Dört Rotorlu İnsansız Hava Araçları İçin STM32F4 Mikroişlemci Üzerinde Uçuş Kontrol Yazılımının Geliştirilmesi ve Uygulanması

Berkay GÜRKAN

Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Yüksek Lisans Tezi

Danışman: Prof. Dr. Vasfi Emre ÖMÜRLÜ

İnsansız Hava Araçları (İHA) gelişen teknoloji ve ilerleyen tekniklerle beraber sivil ve askeri birçok alanda kullanılmaya başlamıştır. İHA'ların kullanılmasıdaki en büyük etken yüksek manevra kabiliyeti, ufak boyutları ve otonom uçuş yetenekleridir. Tez kapsamında dört rotorlu İHA'ların tam kontrolünü sağlayarak otonom uçuşu mümkün kılan gömülü uçuş kontrol yazılımı geliştirilmiştir. Uçuş kontrol yazılımı kontrolcü ve tahminci yapısı olarak iki bölümden oluşmaktadır. Bu iki yapı bütünsel bir bakış açısıyla ele alınmış, teorik ve uygulama bölümleri ile sunulmuştur. Uçuş kontrolcüsü ayrık zamanlı ardışık P/PID kontrolcülerden meydana gelmekte ve İHA'nın açılal hız, açı, doğrusal hız ve pozisyon değişkenlerini kontrol edebilir niteliktedir. Kontrol sisteminin ihtiyacı olan anlık durum değişkenleri bilgisi tasarlanan Genişletilmiş Kalman Filtresi sensör füzyonu ile elde edilmektedir. Atalatsel Navigasyon Sistemi ve Küresel Uydu Seyrüsefer Sistemi ölçüm sistemlerini birleştiren filtre Ataletsel Ölçü Birimi (AÖB), manyetometre, barometre ve GNSS alıcı verilerini kullanır. GKF sistem modeli olarak İHA hareket modelini ve birleştirme yapısı olarak gevşek bağlı birleştirme yapısını kullanan filtre İHA'nın tutum, pozisyon ve hız değerlerini tahmin etmektedir.

Tasarlanan kontrolcü ve tahminci sistemi, tez kapsamında oluşturulan uçuş kontrol kartı üzerinde bulunan STM32F4 tabanlı mikrodnetleyici üzerinde uygulanmıştır. Uçuş kontrol yazılımı mikroişlemciye entegre edilen gerçek zamanlı işletim sistemi yazılımı kullanılarak C programlama dilinde oluşturulmuştur. Kontrolcü, tahminci

ve genel sistem gerekliliklerinin mikrodenetleyiciye entegrasyonu için oluşturulan pin konfigürasyonları, mikrodenetleyici, sensör ve gerçek zamanlı işletim sistemi ayarları ile yazılım kod parçaları detayları ile açıklanmıştır.

Benzetim çalışmaları amacıyla Newton-Euler yöntemi kullanılarak İHA dinamik modeli oluşturulmuştur. Önceki çalışmalarda yer alan İHA model parametreleri kullanılarak oluşturulan benzetim ortamında kontrol yapısının kararlılığı analiz edilmiştir. GKF tahminci yapısı benzetim ortamında gürültü parametreleri ayarlanabilir sanal sensörlere test edilmiştir. Benzetim çalışmaları önerilen uçuş kontrol ve tahmincisinin İHA'nın tam kontrolünü sağlayabilecek nitelikte olduğunu göstermiştir. Benzetim çalışmalarının ardından kontrol ve tahminci yapısını sistem entegrasyonu sağlanarak saha testleri yapılmıştır. Saha testleri önerilen uçuş kontrol yazılımının otonom uçuş ve tam kontrol performansını doğrulamıştır.

Anahtar Kelimeler: İnsansız hava aracı, uçuş kontrol sistemi, PID kontrolcü, genişletilmiş kalman filtresi, sensör füzyonu

Development and Application of Flight Control Software Based on STM32F4 Microprocessor for Quadrotor Unmanned Air Vehicle

Berkay GÜRKAN

Department of Mechatronics Engineering
Master of Science Thesis

Supervisor: Prof. Dr. Vasfi Emre ÖMÜRLÜ

Unmanned Aerial Vehicles (UAV) have started to take an active role in many civil and military areas of use with developing technology and advancing techniques. The most important factor in the use of UAVs is their high maneuverability, small size and autonomous flight capabilities. In this work, an embedded flight control software has been developed that enables autonomous flight by providing full control of quadrotor UAV. Flight control software consists of two parts, as controller and estimator. Flight controller consists of discrete-time cascaded P/PID controllers and can control angular velocity, angle, linear velocity and position of UAV. State variables that control system needs is obtained with Extended Kalman Filter sensor fusion. Combining Inertial Navigation System and Global Satellite Navigation System measurement systems, filter uses Inertial Measurement Unit magnetometer, barometer and GNSS receiver data. Filter which uses UAV motion model and has loosely coupled estimates attitude, position and velocity values of UAV.

Controller and estimator system is implemented on STM32F4 based microcontroller. Flight control software is created in C programming language using real-time operating system (RTOS) software integrated into the microprocessor. Pin configurations, microcontroller, sensor and RTOS settings and software code fragments created for integration of controller, estimator and general system requirements into microcontroller are explained in detail.

UAV dynamic model is obtained using the Newton-Euler method for simulation studies. Stability of control structure is analyzed in simulation environment created by using UAV model parameters in previous studies. Estimator structure is tested on virtual sensors with adjustable noise parameters in simulation environment. Simulation studies have shown that the proposed flight controller and estimator can provide full control of UAV. After simulation studies, field tests are carried out by providing system integration of the control and estimator structure. Field tests validated autonomous flight and full control performance of proposed flight control software.

Keywords: Unmanned aerial vehicle, flight controller system, PID controller, extended kalman filter, sensor fusion



1 GİRİŞ

1922 yılında Çek yazar Karel Capek'in 'rabota' kelimesini tanımlamasıyla başlayan ve II. Dünya Savaşı'nın bitimiyle birlikte üretim sektöründeki verimliliği artırma amacıyla sayısal kontrollü makinelerle birlikte olgunlaşan robotik kavramı, son yıllarda yaşanan elektronik, elektro-mekanik ve bilgisayar bilimlerindeki teknolojik gelişmelerin getirdiği avantajlarla birlikte birçok sektör için vazgeçilmez olmuştur.

Robotik, robotları insani uğraşlar amacıyla tasarlama, uygulama ve kullanma sanatı, bilgi tabanı ve bilgi birikimidir. Robotik sistemler sadece robotlardan değil, aynı zamanda robotlarla birlikte kullanılan diğer cihaz ve sistemlerden oluşmaktadır [1].

Günümüzde robotik sistem kullanımının en yaygın olduğu sektörler askeri, tarım, yiyecek paketlenme ve üretim sektörü olarak sıralanabilir [2]. Bu sektörlerde kullanılan robotlar, yapılan işin verimliliğini arttırmak ve otomatikleştirmek gibi görevlerin yanı sıra insanlar tarafından yapılması zor veya mümkün olmayan görevlerde de kullanılabilir. Özellikle insanlar tarafından yapılması mümkün olmayan, riskli veya maliyetli görev şartlarında askeri ve sivil amaçlardaki kullanım alanının artmasıyla birlikte insansız su ve sualtı, kara ve hava araçlarına olan ilgi artmaktadır. Birden fazla sektörde farklı amaçlarla kullanılabilmesi, gözlem ve gözetim yeteneğine sahip olması vb. sebepler insanoğlunun uçuşa merakı ile birleşerek insansız hava araçlarının (İHA) popüleritesini ve dolayısıyla sektördeki pazar payını arttırmaktadır. İHA bir güç sistemine sahip, üzerinde aracı kontrol eden herhangi bir insan taşımayan, aerodinamik kuvvetler sayesinde gerekli taşıma kuvvetini sağlayan, otonom bir şekilde uçabilen veya bir pilot/operatör tarafından uzaktan kontrol edilebilen, karşı tarafa zarar veren veya vermeyen faydalı yükler taşıyabilen hava aracı olarak tanımlanabilir. [3].

Askeri ve sivil alanlardaki uygulamalara yatkınlığı sayesinde son yıllarda popüleritesi artan İHA'lar farklı alanlarda gözetim, haritacılık, arazi tarama, endüstriyel tesis kontrolü, tarımsal ürün kontrolü, afet yönetimi, sinema ve hobicilik sektörü gibi birçok sektörde kullanılmaktadır [4–10]. Ek olarak İHA'lar 2010'lu yılların ortasından

itibaren taşımacılık ve kargo sektörlerinde de kullanılmaya başlanmıştır. Bu sektördeki kullanım oranlarının sınırlı olmasına karşın gelişen teknolojiyle birlikte artan güvenlik unsurları ve yapılacak olan yasal düzenlemelerle birlikte İHA'ların geleneksel kargo teslimat yöntemlerinin yerini alacağı öngörülmektedir [11].

İHA'lar aerodinamik konfigürasyonlarına göre Şekil 1.1'de gösterildiği gibi üç farklı tipte incelenebilirler. Sabit kanatlı İHA'lar ve döner kanatlı İHA'lar iki temel tipi oluşturmakta olup, dikey iniş kalkış yapabilen İHA'lar bu iki temel tipin birleşiminden meydana gelmektedir. Her iki temel tipin de birbirine göre farklı avantaj ve dezavantajları bulunmaktadır. Sabit kanatlı İHA'lar yüksek enerji verimliliğine sahiptir, dolayısıyla daha uzun uçuş süresi ve daha hızlı uçuş özelliklerini sunmaktadır. Bu özellikler de uzun uçuş süresi gereken gözetim ve arazi tarama uygulamalarında sıklıkla kullanılmasına yol açmaktadır. Döner kanatlı İHA'lar ise dikey iniş ve kalkış, havada askıda kalma ve yüksek manevra yetenekleri sayesinde genellikle şehir içi gibi dar ve iniş-kalkış alanı kısıtlı görev alanlarını gerektiren gözetim, afet yönetimi ve sinema sektörü gibi alanlarda kullanılmaktadır. Basit gövde yapıları ve yalnızca motorlarının hız değişimi ile sağlanabilen tutum ve pozisyon kontrolü ile birlikte döner kanatlı İHA'lar üzerinde en çok araştırma yapılan hava aracı tipi olmuştur.



(a) Döner kanatlı İHA [12]



(b) Sabit kanatlı İHA [13]



(c) Dikey iniş kalkış yapabilen İHA [14]

Şekil 1.1 İnsansız hava aracı tipleri

Döner kanatlı İHA'lar genellikle literatürde çok rotorlu İHA olarak da tanımlanmıştır. Tipik bir döner kanatlı İHA, birbiri ile zıt yönlerde sürüklenme kuvveti oluşturan ve aynı zamanda hava aracının kalkışı, yönelimi ve manevrası için gerekli olabilecek itkiyi sağlayacak motor pervane çiftlerinden oluşmaktadır. Uçuşun algılanması

ve dolayısıyla hava aracının kontrolü için ataletsel ölçüm birimi (AÖB), global pozisyonlama sistemi (GPS) ve yükseklik ölçen sensörleri barındıran uçuş kontrol kartlarına sahiptir. İlâveten farklı görevleri icra etmek amacıyla özel sensörler, işlem üniteleri, iletişim modülleri ve görüntüleme cihazları uçuş kontrol sistemlerine dâhil edilebilmektedir.

Döner kanatlı İHA'lar havada askıda kalabilme, manevra esnekliği, küçük boyutları ve basit mekanik tasarım özellikleri ile birlikte diğer İHA türlerine karşı avantajlıdır. Havada askıda kalabilme özelliği sayesinde belirli bir alanın sürekli gözetlenmesi gibi görevler için çok uygundur. Yine bu özelliği sayesinde hava aracı iniş ve kalkış işlemleri için minimum yer ve ek donanım gerekmektedir. Ek olarak, zorlu rotaları kolayca takip etmeye imkân veren dönüş ve manevraları yapabilecek atikliğe sahiptir. Mekanik tasarımının basitliği ise kolayca tamir edilebilmesini ve parçalara ayrılıp taşınabilmesine imkân sağlar. Döner kanatlı İHA'lar literatürde rotor sayılarına göre isimlendirilmekte olup, rotor pozisyonlarına göre farklı konfigürasyonlar içermektedir. Bir başka deyişle üç, dört, altı ve sekiz rotor sayılarına sahip olan ve Şekil 1.2 'de belirtilen döner rotorlu araçlar literatürde sırasıyla trirotor, quadrotor, hexarotor, octorotor olarak adlandırılır.



Şekil 1.2 Döner kanatlı İHA konfigürasyonları

Farklı rotor sayısına sahip olan döner kanatlı İHA'lar farklı avantaj ve dezavantajları beraberinde getirmektedir. Rotor sayısının farklılıkları ile birlikte taşınabilen faydalı yük ağırlığı, motor ve pervane büyüklüğü, güç tüketimi ve güvenlik önlemleri gibi parametrelerde farklılıklar söz konusu olmaktadır. Kısaca rotor sayısının artışı genel

anlamda uçuş süresini çok büyük oranda etkilememekle birlikte kaldırılabilir faydalı yük ağırlığını, kullanılan motor-pervane büyüklüğünü ve güç tüketimini arttırdığı söylenebilir. Ek olarak altı ve daha fazla rotora sahip olan araçlarda uçuş esnasında rotor veya pervane arızası durumunda kırımsız acil iniş güvenlik önlemi de mümkün olmaktadır. Diğer bir yandan fazla rotora sahip olan araçların hafif ve küçük boyutlarda üretimi zorlaşmakta, dolayısıyla maliyeti arttırmaktadır.

Tez kapsamında tasarlanan uçuş kontrol sisteminin İHA üzerinde gerçekleştirilmesi safhasındaki saha testlerinde; yüksek manevra kabiliyeti ile belirlenen görevlerini daha kolay icra edebilmesi, dikey kalkış-iniş özelliği sebebiyle testlerin daha kolay bir ortamda sağlanabilmesi ve düşük üretim maliyetleri sebepleriyle dört rotorlu İHA konfigürasyonu tercih edilmiştir.

Döner kanatlı İHA'ların birçok sektörde kullanılması ve araştırmaya konu olmasında yapısal olarak sahip olduğu avantajların yanı sıra ek donanımlar eklenerek görev çeşitliliğini arttırabilmesi ve otonom olarak kontrol edilebilmesi öne çıkmaktadır. Özellikle görüş mesafesi ve mini İHA boyutları düşünüldüğünde araçların doğrudan bir pilot yardımıyla kumanda edilmesi her görev için uygun olmamaktadır. İlaveten araç eksenleri ve pilotta bulunan radyo kumanda eksenlerinin hava aracının manevraları sırasında birbirlerine göre olan oryantasyonu hava aracını göz ile kontrol ederek kumanda etmeyi güçleştirmektedir. Bu problemi çözmek için sunulan pilot görüşü (FPV) özellikli radyo haberleşmeli kamera sistemleri de araca ek bir ağırlık unsuru getirmektedir. Pilot kaynaklı oluşabilecek hatalar ve otomatik olarak yapılması gereken işler göz önüne alındığında İHA'ların otonom uçuş yeteneği yeteneğine sahip olması İHA'lara değer katan en önemli unsurlardandır.

Dört rotorlu İHA'lar yüksek mertebeden doğrusal olmayan diferansiyel denklemler içeren çok değişkenli matematiksel modele sahiptir. Üç doğrusal, üç açılacak üzere altı serbestlik derecesine sahip olan sistem, dört rotoruyla beraber dört serbestlik derecesinde doğrudan harekete imkân sağlar. Bu özellikleriyle birlikte İHA'lar eksik tahrikli sistemler olarak tanımlanır [15]. Dört rotorlu İHA'ların sahip olduğu bu özellikler aracın tam kontrolü için çözülmesi gereken kontrol sistemi tasarımı ve uygulama aşamasındaki yazılımsal problemleri beraberinde getirmektedir.

Bu tezde, dört rotorlu insansız hava araçlarının tutum ve konum kontrolü için uçuş kontrol sistemi tasarımı, uçuş kontrol yazılımı ve gerçekleştirilmesi problemi üzerinde durulmuştur.

1.1 Literatür Özeti

Tez kapsamında ele alınan problem ile ilgili yapılan önceki çalışmalar döner rotorlu İHA modellenmesi, kontrolü ve sensör füzyonu olmak üzere üç başlıkta incelenmiştir.

Dört rotorlu İHA'nın pozisyon ve tutum kontrollerinin doğruluğu, kurgulanan kontrol sistemi ile doğrudan ilişkilidir. Kontrol sistemlerinin tasarımı ise gerçeğe yakın doğrulukta modellenmiş sistemlerle mümkün olabilmektedir. Tasarlanan çoğu kontrol sisteminin modele bağlılıklarının yüksek olduğu düşünüldüğünde uygulanabilir basitlikte ve yüksek doğrulukta matematiksel modellemenin kararlı bir kontrol sistemi için önemli olduğu görülebilmektedir. Dört rotorlu İHA'lar doğrusal olmayan, durum değişkenlerinin birbirine bağlı olduğu, matematiksel olarak karmaşık modele sahip sistemlerdir. Bu karmaşık yapıya ek olarak şiddetli rüzgâr ve rotor-pervane çiftinin dinamikleri sebebiyle oluşabilecek ek kuvvet ve momentler de sistemin dinamiğine etki etmektedir. Bu kapsamda literatürde dört rotorlu İHA'nın matematiksel modelinin Euler-Lagrange yöntemi ile elde edilmesini içeren çalışmalar bulunmaktadır [16, 17]. Bouabdallah tezinde İHA'nın nominal çalışma sınırları altında basitleştirilmiş dinamik denklemlerini çeşitli kontrol yöntemleriyle birlikte sunmuştur [18]. Oluşturulan dinamik model hem Newton-Lagrange hem Newton-Euler formülleri yardımıyla İHA'nın gövde eksenleri ile küçük derecelerde açı yaptığı şartlar altında elde edilmiş ve ilerleyen zamanlardaki çalışmaların çoğunda referans olarak kullanılmıştır. Bu modele ek olarak Hoffman vd. ise İHA'ya agresif manevra kabiliyeti kazandırma amacıyla, pervane kanat çırpma hareketleri ve motor hız değişimlerini dinamik modele dâhil etmiştir [19]. Elde edilen sonuçlar İHA'nın agresif manevra hareketlerinde daha kesin yanıtlar verdiğini hem simülasyon hem de test ortamında doğrulamıştır. Goodman çalışmasında literatürde yer alan sadeleştirilmiş modellere pervane çırpma hareketi ve jiroskopik etki dinamiklerini eklediği modeli oluşturmuş ve benzetim ortamında karşılaştırmıştır [20]. Ömürlü vd. ise çalışmalarında dört rotorlu İHA'nın dinamiklerini doğrusal olmayan durum-uzay formunda bağ grafik yöntemiyle oluşturmuştur [21].

Döner rotorlu İHA'lar çeşitli kontrol teorilerinin uygulama ve doğrulama safhasında araştırmacılar için uygun bir araç olmuştur. Literatürde yer alan kontrol çalışmaları kendi aralarında **doğrusal**, **doğrusal olmayan** ve **akıllı** kontrolcü çalışmaları olmak üzere üçe ayrılabilir.

Literatürde yer alan ilk örneklerde basit yapısı, kolay ayarlanabilen kontrolcü katsayıları ve uygulanabilirliği sebebiyle PD ve PID kontrolcü yapıları görülmektedir. [18, 22, 23]. Bouabdallah vd. çalışmalarında hava aracının yalpalama ve yunuslama hareketlerinde çok küçük açılarda hareket ettiği varsayımını yaparak oluşturdukları

model üzerinden PID ve tam model üzerinden LQ kontrolcü tasarımlarını ve test sonuçlarını sunmuştur [17]. Li vd. çalışmalarında ise PID kontrolcü yapısı kullanarak tutum ve pozisyon kontrolünü benzetim ve saha çalışmalarıyla test etmiştir [24]. Her iki çalışmada da modelleme, model doğrusallaştırma adımları detaylı açıklanmış ve uygulanan PID kontrolcünün gerçeklenen test düzeneklerinde tutum ve pozisyon kontrolünü kararlı bir şekilde gerçekleştirdiği vurgulanmıştır. PID kontrol yapısı eyleyici arıza durumlarına toleranslı kontrol sistemlerinde de uygulanmaktadır [25]. Bu çalışmada kazanç ayarlamalı PID kontrolcü ve model referanslı adaptif kontrolcü yapıları eyleyici arızası problemi kapsamında kurgulanmıştır. Saha testleri kazanç uyarlamalı PID kontrol yapısının belirtilen arıza durumlarındaki bozucu etkileri düzelttiğini kanıtlanmıştır. PID kontrolcüler basit yapısı ve istikrarlı performansı sebebiyle mevcut ticari İHA'larda sıklıkla tercih edilmektedir [26, 27]. Doğrusal kontrol yapılarından kuadratik yapıda olan LQR ve LQG tipte kontrolcüler de İHA kontrol çalışmalarında uygulanmaktadır. Bouabdallah çalışmasında LQ ve PID kontrolcü yapısını incelemiştir. Çalışmada doğrusallaştırılan sistem üzerinden Riccati denklem çözüm yöntemleri ve kontrolcü sonuçları paylaşılmıştır. LQ kontrolcünün performansının PID'ye göre düşük olduğu gözlemlenmiştir fakat bu durumun kontrolcü ağırlıklandırma matrisleri seçiminden kaynaklandığı ve gerçeğe uygun olmayan model parametreleri sebebiyle oluştuğu vurgulanmıştır [17]. Cowling vd. yaptığı çalışmalarda LQ optimal kontrolcünün rüzgar ve diğer gürültü unsurları dâhilinde rota izleme görevinin başarıyla gerçekleştirdiğini kaydetmiştir [28]. Reyes-Valar ise İHA'nın tutum kontrolünü Euler açıları yerine birim dördey (quaternion) üzerinden kurgulayan LQR kontrolcü ile kontrol etmeyi benzetim ortamında başarmıştır [29]. İHA'nın karmaşık model yapısı ve modellenirken yapılan varsayımlar model belirsizliklerini de beraberinde getirmektedir. Bu belirsizliklerinin ortadan kaldırılması amacıyla gürbüz kontrol çalışmaları uygulanmıştır. Wong yaptığı çalışmada model doğrusallaştırma ve H_∞ gürbüz kontrol çalışmalarını benzetim ortamında test etmiştir [30]. H_∞ kontrol metoduna göre hava aracının pozisyon kontrolünü durum geri beslemesi yaparak sağlamıştır. Elde ettiği sonuçlara göre sistemin dinamik cevabının rüzgâr ve bozucu etkilere karşı gürbüz olduğu fakat kontrol parametrelerinin ayarlanmasının zor olduğunu belirtmiştir.

Doğrusal kontrol performansının doğrusal olmayan dinamiklere sahip dört rotorlu hava araçları için yetersiz kalması sebebiyle birçok doğrusal olmayan kontrol algoritması uygulaması yapılmıştır. Bunlardan en yaygın olanı ise model belirsizliklerini ortadan kaldırmak amacıyla uygulanan kayan kipli kontrolcü uygulamalarıdır [31, 32]. Xu vd. döner rotorlu İHA için rota takip görevini kayan kipli kontrolcü uygulaması ile gerçekleştirmiştir [33]. Yapılan çalışmada döner rotorlu hava aracı tam ve eksik tahrikli olmak üzere iki gruba ayrıştırılarak

eksik tahrikli alt sisteme kayan kipli kontrolcü uygulanmıştır. Rota takip görevinin başarı gerçekleştiren kontrolcünün model ve harici bozucu etkilere karşı dayanıklı bir yapıda olduğu kaydedilmiştir. Basit yapısı ve kolay parametre ayarı ile sağlanan yapının kesin matematiksel modele ihtiyaç duyduğu ve kayan kipli kontrolcülerde sıklıkla karşılaşılan chattering gürültüsüne maruz kaldığı belirtilmiştir. Bu etkinin ortadan kaldırılması amacıyla Zeghlache vd tarafından bulanık mantık tabanlı kayan kip kontrolcü uygulaması gerçekleştirilmiştir ve chattering etkisini azaltıldığı gözlemlenmiştir [34]. Doğrusal olmayan kontrol çalışmalarından backstepping [35] ve adaptif kontrol [36] uygulamaları da son zamanlarda tercih edilen yöntemlerdir. Backstepping yönteminin Lypanov bazlı kararlılık ve tasarım prosedürüne sahip ve belirsizliklere karşı dayanıklı olduğu, adaptif kontrolün ise sistem parametre değişimlerine karşı toleranslı, tahmin edici yapıda ve gürbüz olduğu görülmektedir. Kesin matematiksel modele ihtiyaç duyması ve büyük genlikli sinyaller üretmesi sebebiyle enerji verimliliğinin düşük olması backstepping metodunun, karmaşık adaptasyon kontrol kurallarına sahip olması ise adaptif kontrolün olumsuz yönleridir.

Yapay zekâ teknolojisinin artan elektronik ve işlemci özellikleriyle birlikte gelişmesi ve sahip olduğu yetenekler İHA'ların kontrolcü yapılarında da kullanımına olanak sağlamıştır. Santos vd. İHA'nın tutum ve konum kontrolünde bulanık mantık kontrolcüsü gerçekleştirmiş ve stabil bir kontrol sağlamıştır. Fakat bulanık mantık parametrelerinin deneme yanılma yöntemi ile belirlenmesi çalışmanın eksik yönlerini oluşturmaktadır [37]. Gomez-Avila vd. ise hava aracının değişen kütleler altında yükseklik kontrolünü PID kontrolcüyü temsil eden tek katmanlı yapay sinir ağı ile sağlamış ve klasik PID kontrol ile karşılaştırarak dinamik yanıtının değişen sistem parametrelerine göre daha hızlı ve kararlı kontrol edildiğini göstermiştir [38].

Literatür taramaları incelendiğinde kontrol yöntemi tercihlerinin geçmişten günümüze sırasıyla doğrusal, doğrusal olmayan ve zeki kontrolcüler olduğu gözlemlenebilmektedir. Bu üç kontrol yöntem grubu ile hava aracının tutum ve konum kontrolünün sağlanması ve buna bağlı olarak İHA'nın otonom uçuşu mümkündür. Bu noktada bahsedilen kontrol, Bölüm 2'de yer alan hava aracının matematiksel modelindeki durum değişkenlerinin kontrolü anlamına gelmektedir. Durum değişkenlerinin kontrolünün mümkün olabilmesi için bu durumların doğrudan ölçülebiliyor ya da ölçülebilen durumlar yardımıyla tahmin edilebiliyor olması gerekmektedir. İHA'nın matematiksel modeli ve kontrol sisteminde yer alan sensörler göz önüne alındığında, bazı durum değişkenleri ölçülebilirken bazılarının ise (İHA'nın gövde eksen takımına göre yalpalama, yunuslama ve sapma açıları) doğrudan sensörler tarafından ölçülemediği görülebilir. Bahsedilen problemin çözümü için AÖB, GPS, yardımcı diğer sensörler ve ölçümleri anlamlandıracak algoritmalar kullanılmaktadır. Tablo 1.1'de literatürde sıklıkla karşılaşılan ataletsel

ölçüm terimleri yer almaktadır. AÖB temel olarak ölçüm yapılan nesnenin doğrusal ivme ve eksenel dönüş hızı büyüklüklerini ölçmekte ve sistemin üç boyutlu uzaydaki oryantasyonunun ve tutumunun tahmin edilmesini mümkün kılmaktadır. AÖB, manyetometre ve kinetik denklemler kullanılarak TYRS veya ANS olarak da kullanılabilir. İHA'nın sistemsel yapısı incelendiğinde stabilizasyonu ve pozisyonlandırılması için tutum tahminin kritik bir rol oynadığı görülebilir. Bu kapsamda literatürde yer alan çalışmalar tutum tahmini ve tutum, hız, pozisyon tahminlerini bir arada içeren navigasyon tahmini olarak iki sınıfta incelenebilir.

Tablo 1.1 Ataletsel ölçüm terimleri [39]

Kısaltma	Terim	Sensör*	Navigasyon Çıktısı
AÖB (IMU)	Ataletsel Ölçüm Birimi	İ+D	-
ANS (INS)	Ataletsel Navigasyon Sistemi	İ+D+M	Tutum,Pozisyon,Hız
TYRS (AHRS)	Tutum Yönelim Referans Sistemi	İ+D+M	Tutum

* İ: İvmeölçer, D: Dönüölçer, M: Manyetometre

Cismin üç boyutlu uzaydaki oryantasyonunu ifade eden tutum, temel olarak birden fazla notasyonda ifade edilebilir. Bunlardan en sık kullanılanları dördeyler, yönelim kosinüs matrisi (DCM) ve Euler açılarıdır [40]. Euler açıları kolay anlaşılabilir ve kontrol yapılarında kolay uygulanabilir olsa da *gimbal lock* olarak ifade edilen tekillik durumuna karşı açık bir gösterimdir. DCM oryantasyonu 3x3 matrisle ifade ederken dördeyler dört boyutlu bir vektör kullanır. Daha düşük boyutlarda olması, tekillik problemini içermemesi ve oryantasyon dinamiklerini doğrusal bir formülasyonda sunması tutum tahminlerinde dördey kullanımını ön plana çıkarmaktadır. Tutum tahmininde sıklıkla Kalman Filtresi (KF) [41], Genişletilmiş Kalman Filtresi (GKF), Kokusuz Kalman Filtresi (KKF) ve tamamlayıcı filtre yöntemleri kullanılmaktadır. Kalman filtreleme tabanlı teknikler, sistemin modeline göre bir Gauss dağılımı ile modellenen durumun olasılıksal tespitini ifade etmektedir. Kalman filtresinin doğrusal olmayan sistemlerde kullanılması için, Taylor seri açılımı ile yüksek dereceli terimlerin ihmal edilip süreç ve ölçüm fonksiyonlarının kısmi türevleri alınarak her bir adımda doğrusallaştırma yapılmakta, bu yaklaşıma GKF adı verilmektedir.

Ngo vd. yayınladığı çalışmada mikro elektro-mekanik sistemler (MEMS) tabanlı ivmeölçer ve dönüölçer kullanarak tutum tahminini tamamlayıcı filtre ve KF yöntemleriyle gerçekleştirmiştir [42]. Her iki tahmin yöntem sonuçlarını dört rotorlu İHA test düzeneğindeki uçuş kontrolcüsüne geri besleyerek kontrolün mümkün olduğunu göstermiştir. Oluşturulan tahmin yapısı basit ve işlevseldir fakat manyetometre kullanılmaması sebebiyle sapma açısı tahmin edilememekte ve doğrusal filtreleme yapısı ile doğrusal olmayan oryantasyon dinamiklerini iyi ifade edememektedir. Sabatini vd. ise AÖB'nin yanı sıra manyetik alan ölçer kullanarak tutum tahminini dördey tabanlı olarak GKF yöntemiyle benzetim

ortamında ve deneysel verilerle gerçekleştirmiştir. Doğrusal olmayan oryantasyon dinamiklerini içeren tutum tahmininde doğrusal olmayan KF tekniği kullanılması ve tahmin değişkenlerinde sensör kayma ifadelerine yer verilmesi tahmin doğruluğunu arttırsa da sensörler ve tahmin işlemlerine ait istatistiksel gürültü verilerine ihtiyaç duyulması ve matematiksel olarak karmaşık yapısının getirdiği işlem yükü GKF yerine alternatif, hızlı ve tamamlayıcı filtre tabanlı çözümleri beraberinde getirmiştir. Madgwick vd. AÖB ve manyetik alan ölçümlerini tamamlayıcı filtre yöntemiyle birleştirerek dördey tabanlı oryantasyon tahmin algoritmasını oluşturmuştur [43]. Filtre gradyan azaltma algoritması içermektedir, manyetik alan gürültülerini ve dönüölçer kayma miktarını tahmin edebilir niteliktedir. Önerilen yöntem TYRS için oluşturulan Genişletilmiş Kalman Filtre (GKF) ile karşılaştırılmış, hem dinamik hem de statik durumlarda performansının daha iyi olduğu vurgulanmıştır. Valenti vd. çalışmalarında aynı problemi aynı sensörler ve farklı algoritma yöntemi ile çözüme kavuşturmuştur [40]. Bu çalışmada manyetik alan ölçümlerinin bozulma etkisinin tutum tahminindeki yunuslama ve yalpalama açılarını etkilemeyecek şekilde kurgulandığı görülebilmektedir. Dört rotorlu İHA'ya bağlı sensörlerden uçuş esnasında alınan verilere göre GKF yönteminden işlem gücü olarak düşük ve Madgwick algoritmasından daha düşük hatalı sonuçlar elde edilmiştir. Tutum ve yönelim tahmin çalışmaları, TYRS, İHA'nın tutum kontrolü için yeterli olmasına karşın pozisyon ve hız tahminleri yapmamakta ve dolayısıyla bu tahmin yapıları ile İHA'nın tam otonom kontrolünü sağlanamamaktadır. Ek olarak TYRS algoritmaları tutum tahmininde ölçüm olarak ivmeölçer verilerini kullanmakta ve yalnızca yer çekimi ivmesinin ölçüldüğünü varsaymaktadır. Bu varsayım ise İHA gibi yüksek ivmelenebilen sistemlerde dinamik hareketlerde hatalı tahmin sonuçlarına yol açmaktadır [16].

Pozisyon hız ve tutum durum değişkenlerinin tahmin edilebilmesi amacıyla AÖB ve manyetik alan ölçümleri kullanılarak oluşturulan Ataletsel Navigasyon Sistemi (ANS) kullanılabilir. ANS tutum çözümüne ek olarak sabit koordinat sistemi üzerinde hız ve pozisyon bilgilerinin tahminine imkân sağlar. TYRS'nin aksine ivme ölçümlerini tutum tahmininde değil pozisyon ve hız tahmininde kullanan ANS, özellikle MEMS ve gürültüsü yüksek olan sensörleri içeren sistemlerde dönüölçer sıcaklığa bağlı kayma gürültüsü kaynaklı tutum, ivmeölçer gürültüsü ve ayırık zamanlı integral alma işlemi sebebiyle pozisyon ve hız hatalarına açıktır. Bu hataların giderilmesi ve tahminlerin coğrafi koordinat sisteminde kullanılabilmesi için ANS çözümleri, GPS çözümleriyle uygun algoritmalar kullanılarak birleştirilmektedir. Bu kapsamda literatürde GPS/ANS sensör füzyonu için GKF, KKF ve Parçacık Filtresi (PF) gibi birçok yöntem kullanılmaktadır. Lynen vd. çalışmalarında birbirinden farklı örnekleme frekanslarına sahip algılayıcılar kullanarak ANS/GPS füzyonu için algoritma altyapısını sunmuştur [44]. Oluşturulan yapı teorik olarak sınırsız algıyıcı füzyonuna olanak

sağlayacak biçimde kurgulanmış ve geçerliliği ataletsel, görsel ve basınç tabanlı sensörlerin bulunduğu İHA'dan alınan deneysel sonuçlarla kanıtlanmıştır. GKF ve KKF yapılarının karşılaştırıldığı çalışmalar [45] ise doğrusallığı daha düşük olan sistem modellerinde KKF'nin GKF'den daha düşük hatalı tahminlerde bulunduğunu ve GPS kopması gibi durumlarda da daha yüksek doğrulukta pozisyon tahmini yaptığını belirtmiştir. KKF'nin kullandığı sigma yapısı sebebiyle daha çok işlem gücü gerektirmesi örnek işlemci üzerinde karşılaştırmalı olarak gösterilmiştir. Van vd. yaptığı çalışmada ise 15 durum değişkenli ANS/GPS sensör füzyon algoritmasını GKF kullanarak oluşturmuştur. Oluşturulan modele sensör gürültü durum değişkenleri eklenerek çözüm doğruluğu artırılmış ve ANS/GPS füzyonuna ek olarak GPS sinyal kaybı durumunda kullanılması amacıyla doğrusal KF tasarımı sunulmuştur [46].

Literatürde yer alan yöntemler ve açık kaynaklı ticari İHA'lar [26, 27] incelendiğinde dört rotorlu İHA için tutum, konum ve hız tahminlerini sağlayan navigasyon sistemi için GKF kullanımı, diğer yöntemlere göre daha az işlem gücü gerektirmesi ve kabul edilebilir doğruluk aralığında sonuçlar vermesi sebebiyle uygun görülmektedir.

1.2 Tezin Amacı

Dört rotorlu İHA'ların kontrolü için incelenen literatür çalışmalarının odak noktası, İHA'nın tutum ya da tam kontrolü için gerekli kontrol yapılarının geliştirilmesi üzerinedir. Durum tahmincileri ve sensör füzyonu çalışmalarında da çoğu çalışma İHA sisteminden bağımsız olarak verilerin anlamlandırılmasını önceliklemektedir. Bu yapılar İHA sistemlerinde kullanıldıklarında ise çoğunlukla benzetim ortamında veya hazır kontrol sistemlerine entegre edilerek test edilmektedir. Geliştirilen kontrol ve tahmin yapılarının açık kaynaklı hazır kontrol sistemlerine entegrasyonu algoritmaların hızlı bir şekilde test edilebilmesine imkân sağlarken aşağıda sıralanan problemleri de beraberinde getirebilmektedir.

- Geliştirici programlama dili ve desteklenen donanımlardan farklı bir sistem oluşturmak mümkün değildir.
- İHA, açık kaynak kodlu yazılım kullanımı sebebiyle uçuş esnasında dışarıdan müdahalelere açıktır.
- Yazılımsal olarak altyapı sorunları ile karşılaşıldığında veya yeni bir altyapı özelliği gerektiğinde kararlı yazılımın geliştiriciler tarafından güncellenmesi beklenmektedir.
- Uçuş kontrol yazılımının görev (task) yapılarına erişmek ve sistemsel değişiklik yapmak zorlu bir süreçtir.

- Yazılımda yer alan genel amaçlı algoritmalar sebebiyle istenilen kontrolcü ve tahminci frekansına müdahale etmek ve amaca yönelik optimize bir yazılım oluşturmak mümkün değildir.

Tezde, dört rotorlu insansız hava araçlarının otonom kontrolünde kullanılmak üzere uçuş kontrol sisteminin tasarımı, bu tasarımın gerçekleştirilebilmesi için gereken donanım ve tüm alt yazılımların oluşturulması amaçlanmaktadır. Bu kapsamda yapılan çalışmada yukarıda sıralanan problemleri ortadan kaldırmak; esnek, özgün ve güvenli uçuş kontrol yazılımını oluşturmak ve örnek bir İHA'da test etmek esas alınmıştır. Oluşturulan kontrol sisteminin yazılımsal entegrasyonu donanımsal kütüphaneler hariç herhangi bir ek kaynak kütüphane veya hazır alt yazılım kullanılmadan tamamlanmıştır. Böylelikle dört rotorlu İHA'lar ile ilgili yapılacak olan akademik ve endüstriyel çalışmalar için yazılımsal prototip oluşturulması ve çalışmaların hızlı ve güvenilir bir biçimde gerçek sistem üzerinde test edilebilmesi sağlanacaktır. Belirlenen amaç doğrultusunda yapılan çalışmaların kapsamı aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- İHA dinamik modelinin elde edilmesi.
- İHA kontrol sistem tasarımının oluşturulması ve benzetim çalışmaları.
- İHA sensör füzyonu tasarımının oluşturulması ve benzetim çalışmaları.
- İHA uçuş kontrol donanımının oluşturulması.
- İHA uçuş kontrol yazılımının oluşturulması.
 - Gerçek zamanlı işletim sistemi (RTOS) konfigürasyonu ve temel sistem yapısı yazılımı.
 - Sensör ve çevre birim yazılımları.
 - Kontrolcü yazılımı.
 - Sensör füzyon yazılımı.
 - Otonom uçuş algoritma yazılımı.
- Önerilen sistemin saha testleri.

1.3 Hipotez

Bu çalışma dört rotorlu İHA'ların tam kontrolü ve otonom uçuş problemi için kontrolcü, tahminci, sensör ve yer birimi haberleşmelerini kapsayan gömülü uçuş kontrol yazılımının oluşturulmasını esas almaktadır. Bu kapsamda İHA'nın konum ve tutum kontrolleri için ardışık P ve PID kontrol yöntemi ve İHA durum değişkenlerinin tahmini için AÖB, GPS ve yardımcı diğer sensörleri kullanan GKF sensör füzyonu yöntemleri önerilmektedir. Önerilen yöntemler tez kapsamında tasarlanan uçuş kontrol donanımı ve yazılımı kullanılarak gerçekleştirilmiş, uçuş kontrol yazılımı içerisinde yer alan gerçek zamanlı işletim sistemi düzenlemeleri, sensör ve çevre birimi haberleşme algoritmaları ile İHA'nın tam kontrolü için gerekli kontrol ve tahminci algoritmalarını ele alan bütünsel bir yaklaşım sunulmuştur.



2 MATEMATİKSEL MODEL

Bu bölüm Newton-Euler yöntemi kullanılarak dört rotorlu İHA'nın matematiksel modelinin elde ediliş basamaklarını içermektedir. Matematiksel modelleme, kontrol sisteminin tasarımı ve sistemin benzetim ortamındaki testlerinin gerçekleştirilebilmesinde önemli bir rol oynamakta ve sistemin hareketsel davranışı hakkında bilgi vermektedir. Elde edilen dinamik model kontrol ve benzetim ortamı çalışmalarında, kinematik model ise sensör füzyonu çalışmalarında kullanılmıştır. Bu bölüm üç alt bölümden oluşacak şekilde organize edilmiştir.

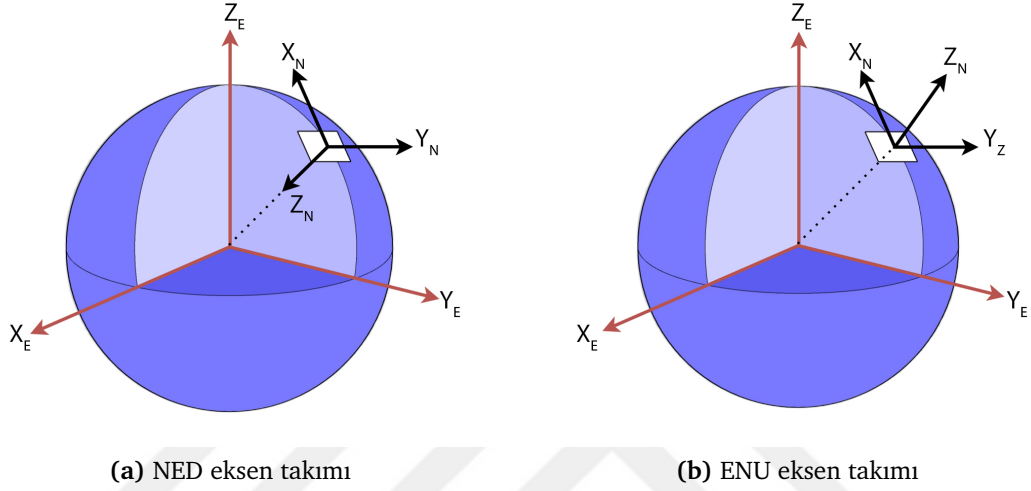
- İlk bölüm matematiksel modelleme basamaklarının daha iyi açıklanabilmesi adına modelleme öncesi gerekli olan referans eksen takımları, İHA temel hareket mantığı, Euler açıları, dördeyler ve eksenler arası dönüşüm yöntemlerini içeren ön bilgiler açıklamaktadır.
- İkinci bölüm İHA'nın kinematik ve dinamik denklemler kullanılarak matematiksel modelinin oluşturulmasını içermektedir.
- Üçüncü bölüm oluşturulan matematiksel modelin durum-uzay formunda gösterimini ele almaktadır.

2.1 Eksen Takımları ve Sistem Hareket Yapısı

2.1.1 Referans Eksen Takımları

Bir cismin pozisyon, hız ve yönelimini tanımlamak için cismin sergilemiş olduğu hareketin referans eksen takımları olarak adlandırılan standart eksenlerle karşılaştırılması gerekmektedir [39]. Referans eksen takımı, uzayda bir konumu tanımlayan bir orijinden ve sağ el kuralına uygun olarak belirlenmiş olan üç dik birim vektörden veya eksenden oluşur. İHA'nın matematiksel modelini oluşturmadan önce, referans eksen takımlarının yapısını ve konumlarını tanımlamamız gerekir. Dört rotorlu İHA'nın matematiksel modelinin oluşturulması için iki farklı eksen takımı kullanmak mümkündür : **Ataletsel Eksen Takımı** ve **Gövde Eksen Takımı**.

Sabit olan ataletsel eksen takımı sıklıkla navigasyon eksen takımı olarak da adlandırılır ve Dünya yüzeyinde herhangi seçilen bir noktada tanımlanabilir. Aracın modeli ve kontrolünde kullanılan hız ve pozisyon değişkenlerinin bu eksen takımına göre tanımlanması işlem ve görev tanımlama kolaylığı sağlamaktadır. Sabit eksen takımlarında sıklıkla iki farklı düzen kullanılmaktadır: **Kuzey-Doğu-Aşağı (NED)** ve **Doğu-Kuzey-Yukarı (ENU)**. Tezde Şekil 2.1’de gösterilen ataletsel referans eksen takımları arasından havacılıkta sıklıkla kullanılan NED eksen takımı kullanılacaktır.



Şekil 2.1 Ataletsel referans eksen takımları

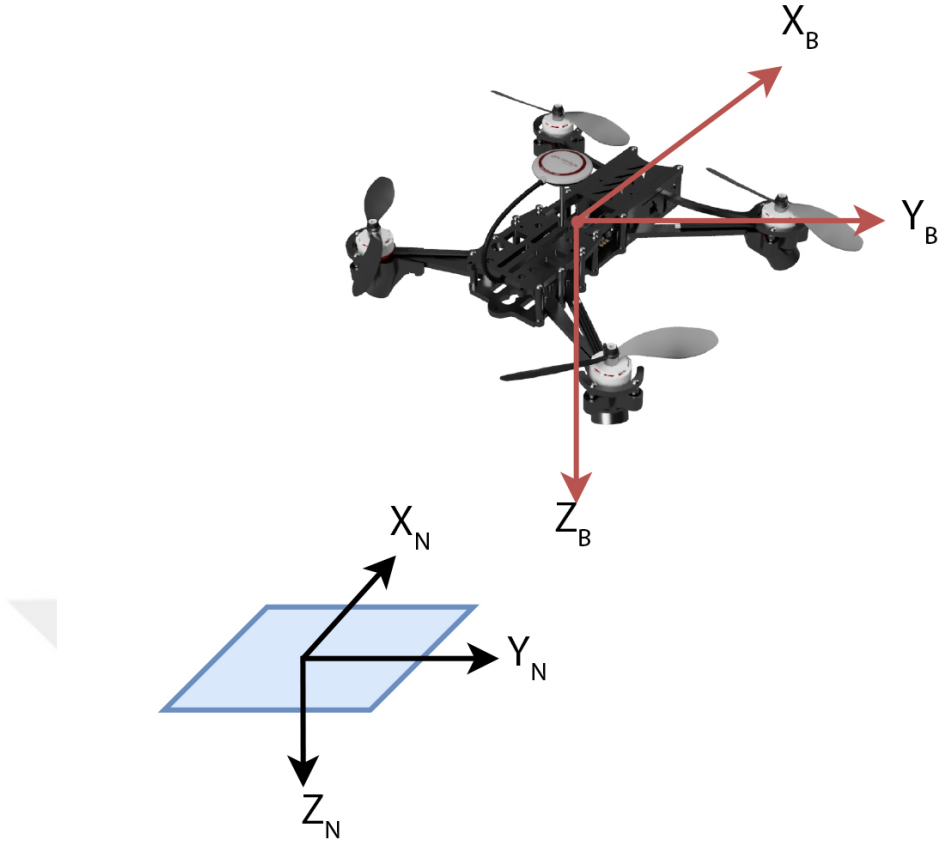
NED ataletsel referans eksen takımının özellikleri aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- X eksenini coğrafi kuzey noktasını gösterir.
- Y eksenini coğrafi doğu noktasını gösterir.
- Z eksenini X ve Y eksenlerine dik, sağ el kuralına uygun ve aşağı yönlüdür.

Modellemede kullanılan diğer eksen takımı olan gövde eksen takımı ise araç ağırlık merkezini orijin noktası olarak kabul eden mobil eksen takımındır. Şekil 2.2’de gösterilen eksen takımının yönleri, aracın kabul edilen eksen yönleri ile belirlenmektedir.

Gövde eksen takımının özellikleri aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- X eksenini hava aracının önüdür.
- Y eksenini hava aracının sağdır.
- Z eksenini X ve Y eksenlerine dik, sağ el kuralına uygun ve aşağı yönlüdür.



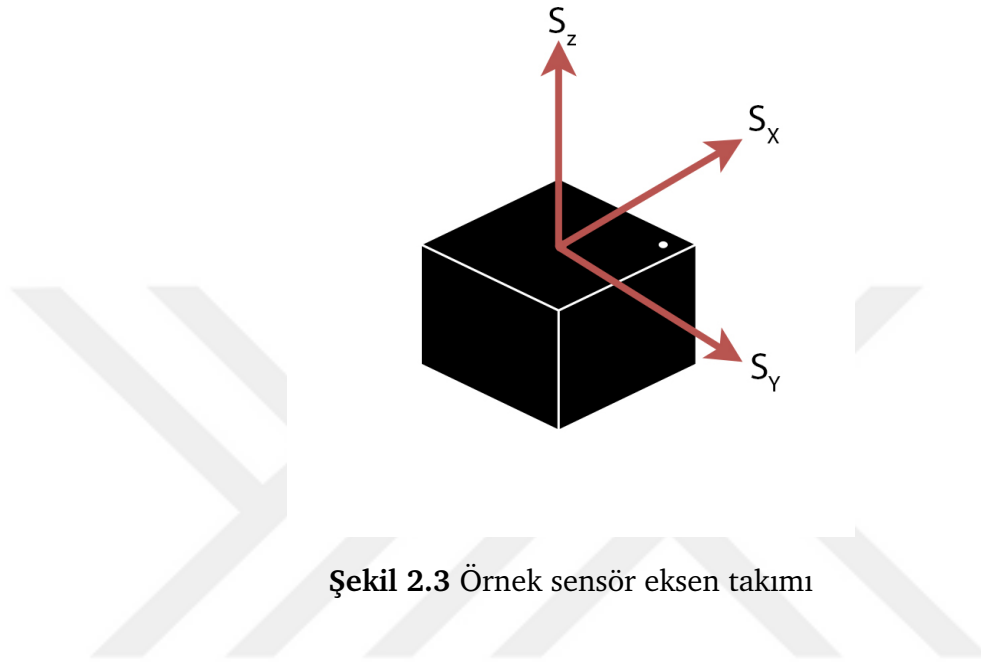
Şekil 2.2 Gövde referans eksen takımı

Matematiksel modellemede kullanılacak olan temel referans eksen takımları dışında tez kapsamında yer alan sensör füzyonu çalışmalarında kullanılan yardımcı diğer referans eksen takımları da bulunmaktadır. Şekil 2.1’de "E" notasyonu ile gösterilen Dünya Merkezli Sabit (EFEC) referans eksen takımı, orijin noktası dünyanın merkezine sabitlenmiş üç ortagonal eksenden oluşmaktadır. Dünya üzerindeki bir cismin konumunu ifade etmek için kullanılan bu referans eksen takımı Dünya ile aynı açısal hızda dönmektedir. ECEF referans eksen takımı ile kartezyen (X_E , Y_E , Z_E) veya jeodezik (enlem, boylam, yükseklik) koordinat sistemleri kullanılarak cismin Dünya üzerindeki pozisyonu ifade edilebilmektedir [39].

ECEF eksen takımının özellikleri aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- X eksenı ekvator ile sıfır meridyenin kesişim noktasına doğrudur.
- Y eksenı X ve Z eksenlerine dik, sağ el kuralına uygun yöndedir.
- Z eksenı kuzey kutup noktasına doğrudur.

Sensör eksen takımı, sensöre sabitlenmiş ve sensörün ölçüm yönlerini ifade eden eksen takımıdır. İHA'larda kullanılan sensörlerin büyük bir çoğunluğunun üç serbestlik derecesinde ölçüm yapması sebebiyle orijin noktası sensör olan Şekil 2.3'teki gibi ortagonal üç eksenenden oluştuğu düşünülebilir. İHA uçuş kontrol kartı gibi çoklu sensörler içeren sistemlerde her bir sensöre ait eksen takımının gövde eksen takımıyla karşılaştırılması uygun ölçüm ve algılama işlemleri için önemli bir unsurdur.



Şekil 2.3 Örnek sensör eksen takımı

2.1.2 İHA Genel Hareket Özellikleri

Dört rotorlu hava aracının mekanik yapısı komşu kenarlarda farklı yönlerde dönen iki motor pervane çifti, bu çiftleri gövdeye bağlayan kollar ve uçuş elektroniğini de içinde barındıran gövdeden meydana gelir. İHA üzerinde sağ ön, sol ön, sağ arka ve sol arka pozisyonlarında fırçasız DC motorlar bulunmakta olup Şekil 2.4'te motor numaraları ve motor dönüş yönleri gösterilmektedir. Her motor yalnızca bir yönde dönmektedir ve motora ait pervaneler diğer pervanelerle paralel ve hava akışını aşağı yönde yönlendirecek şekilde konumlandırılmıştır. Motor pervane çiftlerinin ürettiği kuvvet ve momentler ise hava aracının tutumuna, dolaylı olarak hız ve pozisyon değişkenlerine etki etmektedir.

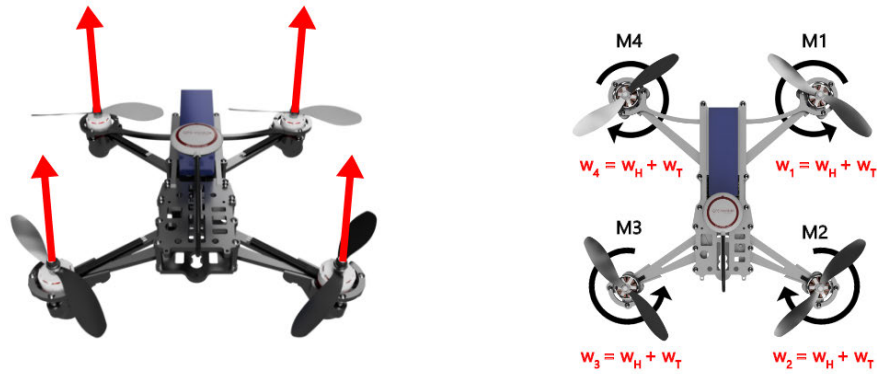
Hava aracının uzaysal hareketi navigasyon eksen takımı referans alınarak iki temel grupta incelenebilir: **Doğrusal Hareket** ve **Açısal Hareket**. Doğrusal hareket İHA'nın NED ataletsel eksen takımı boyunca hareketini (kuzey yönlü, doğu yönlü ve aşağı yönlü), açısal hareket ise NED eksenleri ile yaptığı yuvarlanma, yunuslama ve sapma hareketlerini ifade eder. İncelenen bu temel altı hareket sistemin altı serbestlik derecesini ifade etmektedir. Bu altı hareketin tamamı hava aracında bulunan dört motorun hız değişiminin yol açtığı tork ve kuvvetlerle sağlanmaktadır.



Şekil 2.4 Motor numaraları ve pervane dönüş yönleri

Sistemde yalnızca dört kontrol edilebilen motorun olmasına karşın altı serbestlik derecesinin bulunması sistemi eksik tahrikli kılmakta ve tanımlanan hareketlerin birbirine bağlı olduğunu ifade etmektedir. Sistem hareket yapısı incelendiğinde ileri ve yanal doğrusal hareketlerin (Ataletsel eksen takımı N ve E eksenleri boyunca), yuvarlanma ve yunuslama açısıl hareketlerinden (Ataletsel eksen takımı N ve E eksenleri etrafında) bağımsız gerçekleştirilemeyeceği gözlemlenebilir. Motorların hız değişimleri göz önüne alındığında İHA'nın gerçekleştirebileceği dört temel hareket aşağıdaki gibi incelenebilir.

Dikey Yönlü Hareket: İHA'nın dikey yönlü hareketi tüm motor hızlarının eş zamanlı olarak arttırılıp azaltılmasıyla sağlanabilir. Yuvarlanma ve yalpalama açılarının sıfır olduğu durumda Şekil 2.5'te gösterilen motor komutları uygulandığında araç dikey yönlü hareket sergiler. Yuvarlanma ve yalpalama açılarının mevcut olması durumunda aracın dikey yönlü harekete ek olarak yanal hareketler sergileyeceği göz önüne alınmalıdır. Araç irtifası bu temel hareket kullanılarak sağlanmaktadır.



Şekil 2.5 Dikey yönlü hareket

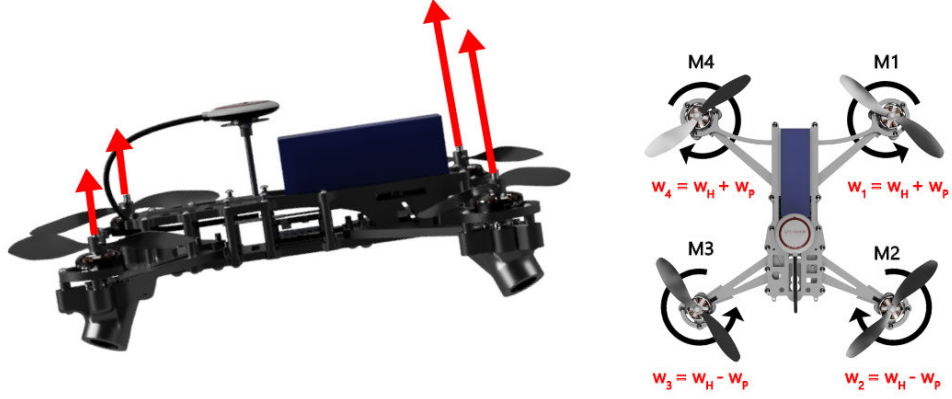
Yuvarlanma Hareketi: İHA'nın yuvarlanma hareketi sol ve sağ bölgelerde yer alan motorların hızının değişimi ile sağlanabilir. Şekil 2.6 pozitif yuvarlanma hareketini sağlayan İHA'nın motor hız değişimlerini göstermektedir. Pozitif yuvarlanma hareketinin sağlanması için sol bölümde yer alan motorların hızlarının artması, sağ bölümde yer alan motorların hızlarının azalması ile gerçekleştirilir. Bu durum gövde X eksenini üzerinde bir moment oluşumuna ve dolayısıyla yuvarlanma hareketine sebebiyet verir. Gövde eksen takımı ve ataletsel eksen takımının birbirine çakışık olduğu durumda bu hareket eş zamanlı olarak aracın ataletsel eksen takımı E eksenini boyunca (Y_N) doğrusal hareketi oluşturur. Aracın yuvarlanma hareket kontrolü ve yatay yönlü kontrolleri bu temel hareket kullanılarak sağlanmaktadır.



Şekil 2.6 Yuvarlanma hareketi

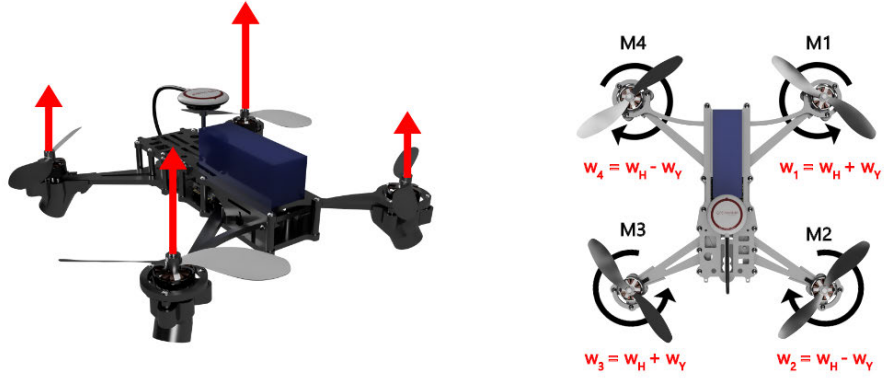
Yunuslama Hareketi: İHA'nın yunuslama hareketi ön ve arka bölgelerde yer alan motorların hızının değişimi ile sağlanabilir. Şekil 2.7 pozitif yunuslama hareketini sağlayan İHA'nın motor hız değişimlerini göstermektedir. Pozitif yunuslama hareketinin sağlanması için ön bölümde yer alan motorların hızlarının artması, arka bölümde yer alan motorların hızlarının azalması gerekmektedir. Bu durum gövde Y eksenini üzerinde bir moment oluşumuna ve dolayısıyla yunuslama hareketine sebebiyet verir. Gövde ve ataletsel eksen takımlarının birbirine çakışık olduğu durumda yunuslama hareketi ek olarak aracın ataletsel eksen takımı N eksenini boyunca (X_N) doğrusal hareketine yol açmaktadır. Aracın yunuslama hareket kontrolü ve yatay yönlü kontrolleri bu temel hareket kullanılarak sağlanmaktadır.

Sapma Hareketi: Motor pervane çiftleri yukarı yönlü itki üretimine ek olarak dönüş yönlerine bağlı olarak yanal moment de üretir. Sapma momenti adı verilen bu moment, gövde eksen takımında yukarı yönlü eksen etrafında ve motor dönüş yönünün tersinde oluşmaktadır. İHA'nın sapma hareketi çapraz köşelerde bulunan ve aynı pervane dönüş yönüne sahip motor hızlarının değişimi ile sağlanabilir. Şekil 2.8 pozitif sapma hareketini sağlayan İHA'nın motor hız değişimlerini göstermektedir.



Şekil 2.7 Yunuslama hareketi

Pozitif sapma hareketinin sağlanması için ön sağ ve arka sol motorların hızlarının artması, ön sol ve arka sağ motorların hızlarının azalması gerekmektedir. Aracın sapma hareket kontrolü ve dolayısıyla baş açısı bu temel hareket kullanılarak sağlanmaktadır.

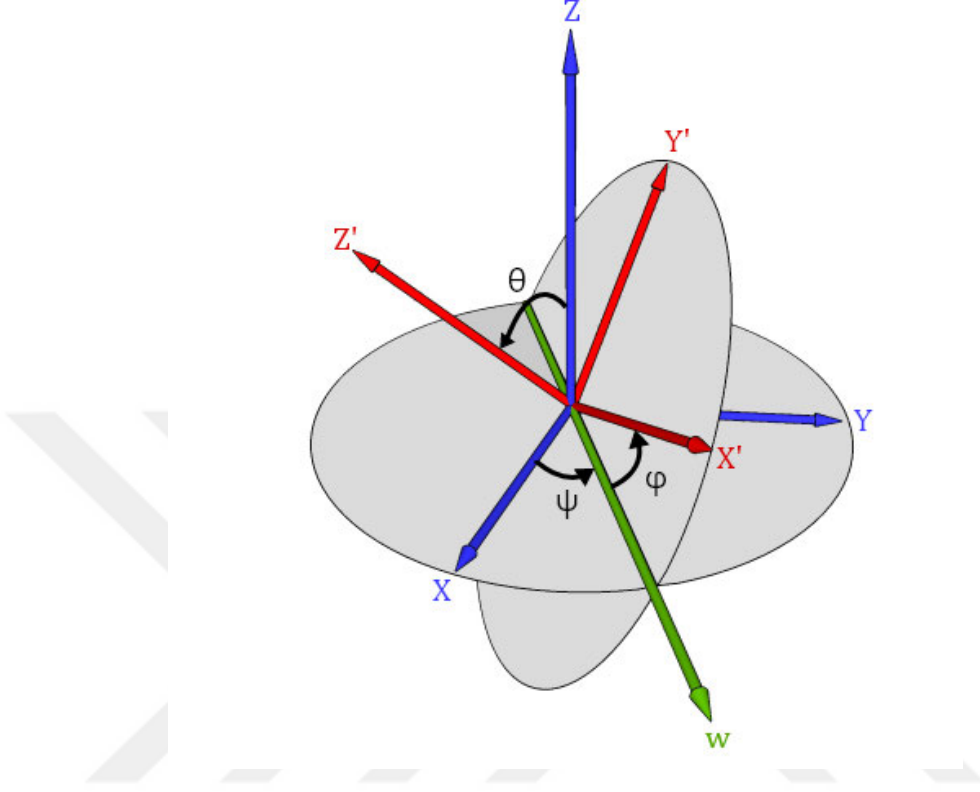


Şekil 2.8 Sapma hareketi

2.1.3 Euler Açıları

Euler açıları, Leonhard Euler tarafından tanımlanan ve üç boyutlu uzayda katı bir cismin oryantasyonunu tanımlamayı sağlayan üç açığa verilen isimdir [18]. Aynı zamanda bu üç açı bir referans eksen takımının diğer bir eksen takımına olan oryantasyonunu ifade etmek için de kullanılır. Euler açıları kullanılarak oluşturulan bu rotasyon dönüşüm matrisi, eksen takımlarının birinde tanımlanan bir nokta veya vektörü diğer eksen takımına taşımayı da sağlar. Euler açıları matematiksel olarak $\phi \in [-\pi, \pi]$, $\theta \in [-\pi/2, \pi/2]$ ve $\psi \in [-\pi, \pi]$ şeklinde tanımlanabilir. Bu açılar Şekil 2.9'da gösterilen örnek eksen takımı etrafındaki rotasyonu ifade etmekte olup, eksen takımlarının birbirine göre oryantasyonu bu üç temel rotasyonun bir birleşimi olarak ifade edilir. Tez kapsamında havacılıkta sıklıkla kullanılan ZYX Euler dönüşüm sırası

kullanılacaktır. Bir başka deyişle önce sapma, sonra yunuslama ve en son yuvarlanma dönüşlerinin yapıldığı varsayılacaktır. Rotasyon matrisleri içerisinde yer alan c ve s terimleri sırasıyla kosinüs ve sinüs ifadelerinin kısaltması olarak kullanılmıştır.



Şekil 2.9 Euler açıları [47]

$$\mathbf{R}_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c(\phi) & -s(\phi) \\ 0 & s(\phi) & c(\phi) \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

$$\mathbf{R}_y(\theta) = \begin{bmatrix} c(\theta) & 0 & s(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -s(\theta) & 0 & c(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

$$\mathbf{R}_z(\psi) = \begin{bmatrix} c(\psi) & -s(\psi) & 0 \\ s(\psi) & c(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

$$\mathbf{R}_{zyx}(\psi, \theta, \phi) = \mathbf{R}_z(\psi)\mathbf{R}_y(\theta)\mathbf{R}_x(\phi) = \mathbf{R}_B^N$$

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

Ataletsel eksen takımı ve gövde eksen takımı arasındaki euler açıları ϕ, θ, ψ olarak ifade edildiğinde (2.4) ile gösterilen rotasyon matrisinin aynı zamanda ataletsel eksen takımı ve gövde eksen takımı arasındaki oryantasyonu ifade ettiği söylenebilir. Bu sebeple (2.4) eşitliği gövde eksen takımından ataletsel eksen takımına rotasyonu ifade ettiği için $\mathbb{R}_B^N$ olarak tanımlanmıştır.

2.1.4 Dördeyler

Dördeyler (quaternion), William Rowan Hamilton tarafından tanımlanmış karmaşık sayıların genişletilmiş bir formu olan sayı sistemine verilen isimdir [48]. Bu yapı sıklıkla üç boyutlu uzayda oryantasyonu temsil etmek için kullanılır. Euler açılarına kıyasla gimbal kilit ve tekillik problemlerinin olmaması, trigonometrik fonksiyonları içermemesi ve rotasyonu tek bir adımda tanımlayan yapısı dördeylerin robotik ve havacılıkta tercih edilmesini sağlayan etkenlerdendir. Bir dördey q_0, q_1, q_2 ve q_3 gerçel sayı; i, j ve k karmaşık taban elemanları olmak üzere (2.5)'teki gibi ifade edilebilir.

$$\mathbf{q} = q_0 + q_1 \mathbf{i} + q_2 \mathbf{j} + q_3 \mathbf{k} \in \mathbb{R}^4 \quad (2.5)$$

Karmaşık taban elemanlarının çarpımları arasında değişme özelliği bulunmamakta olup (2.6)'da ifade edilen bağlantıları sağlarlar.

$$\begin{aligned} i^2 &= -1 & j^2 &= -1 & k^2 &= -1 \\ i j &= k & j i &= -k \\ j k &= i & k j &= -i \\ k i &= j & i k &= -j \end{aligned} \quad (2.6)$$

2.1.4.1 Dördeylerde Temel İşlemler ve Dönüşümler

Dördeyler tez kapsamında yer alan sensör füzyon algoritmasında oryantasyonun temsili için kullanılmaktadır. Bu sebeple dördeylerde temel işlemler ve dönüşümler bu bölümde aktarılmıştır. Öncelikli olarak $\mathbf{q} = q_0 + q_1 \mathbf{i} + q_2 \mathbf{j} + q_3 \mathbf{k}$ ve $\mathbf{p} = p_0 + p_1 \mathbf{i} + p_2 \mathbf{j} + p_3 \mathbf{k}$ birer dördey olmak üzere temel işlemler ele alınabilir.

Dördeyler için toplama kuralı bileşen bazında yapılır. Dolayısıyla birleşim ve yer değiştirme özelliklerini gösterir. İki dördeyin toplamı (2.7)'deki gibi gösterilebilir.

$$\mathbf{q} + \mathbf{p} = (q_0 + p_0) + (q_1 + p_1)\mathbf{i} + (q_2 + p_2)\mathbf{j} + (q_3 + p_3)\mathbf{k} \quad (2.7)$$

Dördeylerin çarpım kuralı (2.6)'da gösterilen karmaşık tabanların çarpımsal özellikleri kullanılarak (2.8)'deki gibi ifade edilebilir. Hamilton çarpımı olarak ifade edilen bu çarpım, dördey kullanımı ile döndürme işleminde kullanılmaktadır.

$$\mathbf{q} \otimes \mathbf{p} = \begin{bmatrix} q_0 p_0 & -q_1 p_1 & -q_2 p_2 & -q_3 p_3 \\ q_1 p_0 & q_0 p_1 & -q_3 p_2 & q_2 p_3 \\ q_2 p_0 & q_3 p_1 & q_0 p_2 & -q_1 p_3 \\ q_3 p_0 & -q_2 p_1 & q_1 p_2 & q_0 p_3 \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

Oryantasyonu temsil eden dördey tanımı gereği birim dördeydir. Birim dördey, standart bir vektörü ile aynı şekilde (2.9)'daki gibi hesaplanabilir.

$$\begin{aligned} \|q\| &= \sqrt{q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2} \\ \mathbf{q} &= \frac{q_0}{\|q\|} + \frac{q_1}{\|q\|}\mathbf{i} + \frac{q_2}{\|q\|}\mathbf{j} + \frac{q_3}{\|q\|}\mathbf{k} \end{aligned} \quad (2.9)$$

Dördeylerde eşlenik ifadesi karmaşık sayılarda olduğu gibi (2.10)'da yer aldığı şekilde ifade edilebilir.

$$\bar{\mathbf{q}} = q_0 + q_1\mathbf{i} + q_2\mathbf{j} + q_3\mathbf{k} \quad (2.10)$$

Dördeyler Euler oryantasyon temsilinin üç adımda ifade etmiş olduğu rotasyonu bir vektör üzerinde tek bir dönüş ile tanımlar. Rotasyon yapılacak olan vektör $\mathbf{c} = [c_x, c_y, c_z]$ ve dönüş miktarı Θ açısı ile temsil edilirse, (2.11) bu dönüşü ifade eden dördey olarak tanımlanabilir.

$$\begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(0.5\Theta) \\ c_x \sin(0.5\Theta) \\ c_y \sin(0.5\Theta) \\ c_z \sin(0.5\Theta) \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

Üç boyutlu uzayda tanımlı bir vektör, gerçek kısmı sıfır olan bir dördey olarak varsayıp dördey çarpımı kullanılarak döndürülebilir. Rotasyonu ifade eden dördey $\mathbf{q}$ ve döndürülen vektör $\mathbf{v}$ ve sonuç vektörü $\mathbf{V}$ ile sembolize edilirse, (2.12) döndürme işlemini ifade eder.

$$\mathbf{V} = \mathbf{q} \otimes \begin{bmatrix} 0 \\ v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{bmatrix} \otimes \bar{\mathbf{q}} \quad (2.12)$$

Dördeyler kullanılarak Euler açıları ve rotasyon matrislerinin elde edilmesi mümkündür. Oryantasyonu ifade eden dördey, (2.13) kullanılarak rotasyon matrisine çevrilebilir.

$$\mathbf{R}_q = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

Dördeyler gimbal kilit özelliği taşımazken yapılan Euler açı oryantasyonun tekrar Euler açıları ile edilmesi sebebiyle tekillik niteliği gösterebilir. (2.14)'te yer alan denklem dördeylerin radyan biriminden Euler açılarını dönüşümünü ifade etmektedir.

$$\begin{aligned} \phi &= \text{atan}\left(\frac{2(q_0q_1 + q_2q_3)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2}\right) \\ \theta &= \text{asin}(2(q_0q_2 - q_1q_3)) \\ \psi &= \text{atan}\left(\frac{2(q_0q_3 + q_1q_2)}{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 + q_3^2}\right) \end{aligned} \quad (2.14)$$

2.2 Dört Rotorlu İHA Matematik Modeli

Dört rotorlu İHA'nın matematiksel modeli kinematik ve dinamik denklemlerin bir arada kullanılmasıyla elde edilecektir. Dinamik denklemlerin oluşturulmasında Newton-Euler yöntemi kullanılmıştır. Newton-Euler yöntemi Euler-Lagrange yöntemine kıyasla daha anlaşılır ve sade olması sebebiyle tercih edilmiş olup, Euler-Lagrange yöntemi kullanılarak da aynı dinamik modelin elde edildiği gözlemlenmiştir [18]. Modellemenin basit olması amacıyla aşağıda sıralanan varsayımlar kabul edilmiştir.

- İHA gövde yapısı rijittir.
- Pervane yapısı rijittir ve salınım düşey yönde hareketi göstermez.
- İHA tüm eksenlerde simetrik yapıdadır.
- Gövde eksen İHA'nın ağırlık merkezi ile çakışıktır.
- Motorlar özdeşdir.
- Motorlar gövde eksenine dik konumlanmıştır.
- Pervane itki kuvveti ve sürüklenme momenti motor hızlarının karesi ile doğru orantılıdır.
- Yer efekti ihmal edilmiştir.
- Motorların jiroskopik etkisi ihmal edilmiştir.

Matematiksel modelin oluşturulması için Şekil 2.1 ve Şekil 2.2'de sırasıyla gösterilen gövde ve ataletsel eksen takımları arasındaki ilişkinin tanımlanması gerekmektedir. Araç genel kontrol yapısı ataletsel eksen takımı üzerinde kurgulanmış olsa da araç üzerine etkiyen tork ve kuvvetler gövde eksen takımındadır. Buna ek olarak araç üzerinde bulunan sensörler de gövde eksen takımı üzerinde ölçüm yaparlar. Bu sebeple iki eksen takımı arasında rotasyon matrisi kullanılarak durumlar ve ölçüm vektörleri istenilen eksen takımına aktarılabilir. Denklem (2.4) ile gösterilen ilişki gövde eksen takımından ataletsel eksen takımına rotasyonu ifade eder. Benzer bir şekilde yer eksen takımından gövde eksen takımına rotasyon matrisi $\mathbf{R}_N^B$ (2.15)'teki gibi tanımlanabilir.

$$\mathbf{R}_N^B = (\mathbf{R}_B^N)^T$$

$$= \begin{bmatrix} c(\psi) c(\theta) & c(\theta) s(\psi) & -s(\theta) \\ c(\psi) s(\phi) s(\theta) - c(\phi) s(\psi) & c(\phi) c(\psi) + s(\phi) s(\psi) s(\theta) & c(\theta) s(\phi) \\ s(\phi) s(\psi) + c(\phi) c(\psi) s(\theta) & c(\phi) s(\psi) s(\theta) - c(\psi) s(\phi) & c(\phi) c(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

Tablo 2.1 Matematiksel modellemede yer alan durum vektörleri

Vektör	Durum	Açıklama
$\zeta_N = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}$	X Y Z	Ataletsel Eksen Takımı X Pozisyonu (Kuzey) Ataletsel Eksen Takımı Y Pozisyonu (Doğu) Ataletsel Eksen Takımı Z Pozisyonu (Aşağı)
$\eta_N = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}$	ϕ θ ψ	Ataletsel Eksen Takımı Yuvarlanma Açısı (Roll) Ataletsel Eksen Takımı Yunuslama Açısı (Pitch) Ataletsel Eksen Takımı Sapma Açısı (Yaw)
$\mathbf{v}_N = \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix}$	$\dot{X}$ $\dot{Y}$ $\dot{Z}$	Ataletsel Eksen Takımı X Hızı (Kuzey) Ataletsel Eksen Takımı Y Hızı (Doğu) Ataletsel Eksen Takımı Z Hızı (Aşağı)
$\omega_N = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$	$\dot{\phi}$ $\dot{\theta}$ $\dot{\psi}$	Ataletsel Eksen Takımı Yuvarlanma Açısal Hızı Ataletsel Eksen Takımı Yunuslama Açısal Hızı Ataletsel Eksen Takımı Sapma Açısal Hızı
$\mathbf{v}_B = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$	u v w	Gövde Eksen Takımı X Eksen Hızı Gövde Eksen Takımı Y Eksen Hızı Gövde Eksen Takımı Z Eksen Hızı
$\omega_B = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$	p q r	Gövde Eksen Takımı X Eksen Açısal Hızı Gövde Eksen Takımı Y Eksen Açısal Hızı Gövde Eksen Takımı Z Eksen Açısal Hızı

2.2.1 İHA Kinematik ve Dinamik Denklemleri

Bu bölümün temel amacı kontrol ve benzetim çalışmalarına olanak sağlayacak basitlikte ve gerçek sistem davranışına mümkün olabilecek en yakın davranışı sağlayacak nitelikte matematiksel modeli elde etmektir. Bu sebeple kinematik ve dinamik ilişkileri iyi ifade edebilmek adına gövde ve ataletsel eksen takımlarında tanımlanan temel durum değişkenleri Tablo 2.1'deki gibi gösterilmiştir. Ataletsel eksen takımındaki pozisyon ve açılar için $\mathbf{P} = [X, Y, Z, \phi, \theta, \psi]$ ve gövde eksen takımı için doğrusal ve açısal hızlar için $\mathbf{R} = [u, v, w, p, q, r]$ vektörleri tanımlanırsa, bu vektörler arasındaki ilişki aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} \zeta_N \\ \eta_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \mathbf{V}_B \\ \boldsymbol{\omega}_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \\ p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

Ataletsel ve gövde eksenlerinde tanımlı pozisyon ve hız durum vektörleri arasındaki ilişki rotasyon vektörleri kullanılarak (2.18) ve (2.19)'daki gibi ifade edilebilir.

$$\dot{\boldsymbol{\zeta}}_N = \mathbf{V}_N = \mathbf{R}_B^N \cdot \mathbf{V}_B \quad (2.18)$$

$$\dot{\boldsymbol{\eta}}_N = \boldsymbol{\omega}_N = \mathbf{T} \cdot \boldsymbol{\omega}_B \quad (2.19)$$

Denklemden yer alan vektörler $\mathbf{V}_N = [\dot{X}_N, \dot{Y}_E, \dot{Z}_D]^T \in \mathbb{R}^3$, $\mathbf{V}_B = [u, v, w]^T \in \mathbb{R}^3$, $\boldsymbol{\omega}_N = [\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T \in \mathbb{R}^3$ ve $\boldsymbol{\omega}_B = [p, q, r]^T \in \mathbb{R}^3$ olarak tanımlanabilir. $\mathbf{T}$ ile gösterilen matris açısal dönüşüm matrisidir. Ataletsel eksen takımı üzerinde tanımlı olan Euler açılarının değişim hızı ($\dot{\boldsymbol{\eta}} = [\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T$) ile gövde eksen takımında ölçülen açısal hız değişimleri ($\boldsymbol{\omega}_B = [p, q, r]^T$) farklı dönüşleri ifade etmektedir. Bu sebeple Euler açıları ve gövde eksen takımı arasındaki açısal hız değerleri arasındaki dönüşüm matrisi olan $\mathbf{T}$ matrisini hesaplamak için 2.19'da yer alan rotasyon matrisleri kullanılabilir. Burada yer alan matrisler ataletsel eksen takımından gövde eksen takımına rotasyonu belirtmesi sebebiyle transpozisi alınarak denklem kurulmuştur.

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \mathbf{R}_x(\phi)^T \mathbf{R}_y(\theta)^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \mathbf{R}_x(\phi)^T \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s(\theta) \\ 0 & c(\phi) & c(\theta)s(\phi) \\ 0 & -s(\phi) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

Elde edilmek istenen $\mathbf{T}$ dönüşüm matrisi (2.21)'de yer alan rotasyon matrisinin tersi alınarak (2.22)'deki gibi yazılabilir. $\mathbf{T}$ dönüşüm matrisinde yer alan t , c ve s terimleri sırasıyla tanjant, kosinüs ve sinüs ifadelerinin kısaltmasıdır.

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} 1 & s(\phi) t(\theta) & c(\phi) t(\theta) \\ 0 & c(\phi) & -s(\phi) \\ 0 & \frac{s(\phi)}{c(\theta)} & \frac{c(\phi)}{c(\theta)} \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

Denklem (2.18) ve (2.19) kullanılarak dört rotorlu İHA'ya ait kinematik eşitlik (2.23)'teki gibi ifade edilebilir.

$$\begin{aligned} \dot{X} &= w [s(\phi) s(\psi) + c(\phi) c(\psi) s(\theta)] - v [c(\phi) s(\psi) - c(\psi) s(\phi) s(\theta)] + u [c(\psi) c(\theta)] \\ \dot{Y} &= v [c(\phi) c(\psi) + s(\phi) s(\psi) s(\theta)] - w [c(\psi) s(\phi) - c(\phi) s(\psi) s(\theta)] + u [c(\theta) s(\psi)] \\ \dot{Z} &= w [c(\phi) c(\theta)] - u s(\theta) + v [c(\theta) s(\phi)] \\ \dot{\phi} &= p + r [c(\phi) t(\theta)] + q [s(\phi) t(\theta)] \\ \dot{\theta} &= q [c(\phi)] - r [s(\phi)] \\ \dot{\psi} &= r \left[\frac{c(\phi)}{c(\theta)} \right] + q \left[\frac{s(\phi)}{c(\theta)} \right] \end{aligned} \quad (2.23)$$

Dış kuvvetlere, $\mathbf{F} \in \mathbb{R}^3$ ve torklara, $\boldsymbol{\tau} \in \mathbb{R}^3$, maruz kalan İHA'nın hareket denklemleri gövde eksen takımına göre Newton-Euler yöntemi kullanılarak (2.24)'teki gibi ifade edilebilir. Bu ifade kuvvet ve tork eşitlikleri olarak (2.25)'teki gibi ayrıştırılabilir.

$$\begin{bmatrix} m \mathbf{I}_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & \mathbf{I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{V}}_{\mathbf{B}} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathbf{B}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_{\mathbf{B}} \times m \mathbf{V}_{\mathbf{B}} \\ \boldsymbol{\omega}_{\mathbf{B}} \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega}_{\mathbf{B}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{\mathbf{B}} \\ \boldsymbol{\tau}_{\mathbf{B}} \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

$$\begin{aligned} m \cdot (\boldsymbol{\omega}_{\mathbf{B}} \times \mathbf{V}_{\mathbf{B}} + \dot{\mathbf{V}}_{\mathbf{B}}) &= \mathbf{F}_{\mathbf{B}} \\ \mathbf{I} \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathbf{B}} + \boldsymbol{\omega}_{\mathbf{B}} \times (\mathbf{I} \cdot \boldsymbol{\omega}_{\mathbf{B}}) &= \boldsymbol{\tau}_{\mathbf{B}} \end{aligned} \quad (2.25)$$

Denklemlerde yer alan m , hava aracının kütlesini; $\mathbf{I}$ aracın diyagonal atalet matrisini, $\mathbf{F}_B = [F_x, F_y, F_z]^T \in \mathbb{R}^3$ araç üzerine etkiyen kuvvet vektörünü, $\tau_B = [\tau_x, \tau_y, \tau_z]^T \in \mathbb{R}^3$ ise araç üzerine etkiyen tork vektörünü ifade etmektedir. Araç atalet vektörü bölüm başında yapılan varsayımlar sebebiyle diyagonal olarak (2.26)'daki gibi tanımlanabilir.

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

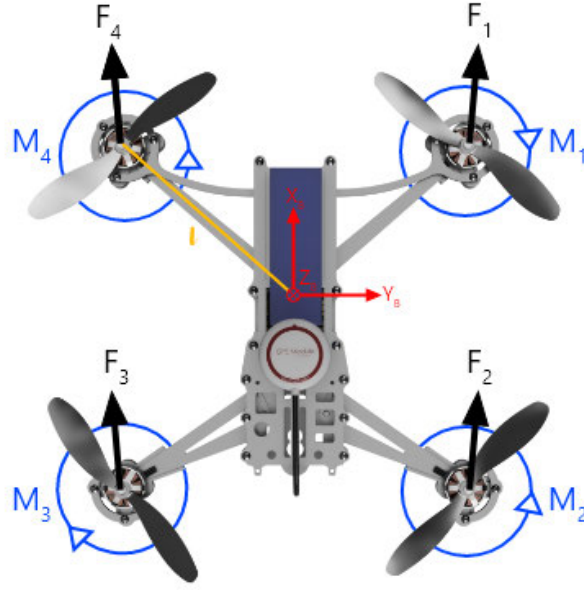
Denklem (2.25)'teki gövde eksen takımı üzerinde kurgulanan Newton-Euler dinamik denklemi (2.1)'de verilen notasyonlar ile birlikte çözülürse hava aracının dinamik denklemi (2.27)'deki gibi oluşturulabilir. Aşağıda verilen denklemler hava aracı ağırlık merkezi ile araç gövde eksen takımının çakışık olduğu durum için geçerlidir.

$$\begin{aligned} F_x &= m (\dot{u} + q w - r v) \\ F_y &= m (\dot{v} - p w + r u) \\ F_z &= m (\dot{w} + p v - q u) \\ \tau_x &= \dot{p} I_x - q r I_y + q r I_z \\ \tau_y &= \dot{q} I_y + p r I_x - p r I_z \\ \tau_z &= \dot{r} I_z - p q I_x + p q I_y \end{aligned} \quad (2.27)$$

2.2.2 İHA Üzerine Etkiyen Kuvvet ve Momentler

İHA üzerine etkiyen kuvvet ve momentler hava aracı itki sistemi kaynaklı ve dış etkiler kaynaklı olarak iki grupta incelenebilir. İHA'nın itki sistemi kaynaklı oluşan ve aynı zamanda İHA'nın kontrolü için kullanılan kuvvet ve momentler Şekil 2.10'daki gibi gösterilebilir. İHA'nın itki sistemini oluşturan motor-pervane çiftleri gövde eksen takımı Z eksenine doğrultusunda F_1, F_2, F_3 ve F_4 ile gösterilen dört itki kuvvetlerini ve Z eksenine etrafında M_1, M_2, M_3 ve M_4 ile numaralandırılan sapma momentlerini üretir. Belirtilen kuvvetlerin toplamı gövde eksen takımı Z eksenine yönünde toplam itki kuvvetini (U_1), momentlerin toplamı ise Z eksenine etrafındaki toplam sapma momentini (U_4) oluşturmaktadır. Aynı zamanda motor pervane çiftlerinin ürettiği kuvvetler, kuvvet kolları vasıtasıyla sırasıyla yuvarlanma (U_2) ve yunuslama (U_3) momentlerini de meydana getirmektedir.

Hava aracı üzerine etkiyen dış kaynaklı kuvvet ve momentler: yer çekimi kuvveti F_g , gövdeye etkiyen rüzgar kuvveti $\mathbf{F}_\omega = [F_{\omega x}, F_{\omega y}, F_{\omega z}]^T \in \mathbb{R}^3$, motorların dönüşleri



Şekil 2.10 Motor-pervane çiftinin oluşturduğu kuvvet ve momentler

sebebiyle oluşan jiroskopik moment $\tau_g = [\tau_{gx}, \tau_{gy}, \tau_{gz}]^T \in \mathbb{R}^3$ ve gövdeye etkiyen rüzgar momenti $\tau_\omega = [\tau_{\omega x}, \tau_{\omega y}, \tau_{\omega z}]^T \in \mathbb{R}^3$ olarak tanımlanırsa gövde eksenine üzerine etkiyen kuvvet ve moment eşitlikleri (2.28)'deki gibi ifade edilebilir.

$$\begin{aligned} F_B &= mg \mathbf{R}_N^B \cdot \hat{\mathbf{e}}_z - U_1 \hat{\mathbf{e}}_3 + F_\omega \\ \tau_B &= \mathbf{U}_\tau - \tau_g + \tau_\omega \end{aligned} \quad (2.28)$$

Denklemden yer alan m sembolü hava aracının kütlesini, g sembolü yer çekimi ivmesini, $\hat{\mathbf{e}}_z$ ifadesi ataletsel eksen takımında Z eksenine birim vektörünü, $\hat{\mathbf{e}}_3$ ifadesi gövde eksen takımındaki Z eksenine birim vektörünü, $\mathbf{U}_\tau = [U_2, U_3, U_4]^T$ ise motor-pervane çiftleri tarafından oluşturulan moment vektörünü ifade etmektedir. Kuvvet denkleminde yer alan yer çekimi ivmesi kaynaklı kuvvet ataletsel eksen takımında tanımlı olması sebebiyle ataletsel eksen takımından gövdeye dönüşü ifade eden rotasyon matrisi kullanılarak gövde eksen takımına taşınmıştır. Motorların dönüş eksenleri İHA'nın gövde eksen takımı Z eksenine paraleldir fakat İHA yunuslama ve yalpalama hareketleri yaparken bahsi geçen motorların açısal momentum vektörünün yönünü değiştirmektedir. Bu değişim ise jiroskopik moment oluşturmaktadır [49].

Jiroskopik moment (2.29)'daki gibi tanımlanabilir.

$$\tau_g = \sum_{i=1}^4 J_r (\omega_B \times \hat{e}_3) (-1)^{i+1} \Omega_i \quad (2.29)$$

Bu ifadede yer alan J_r rotorların ataletlerini, Ω_i ise i . sırada yer alan motorun açısal hızını ifade etmektedir. Yukarıda yer alan eşitlik düzenlenerek (2.30)'daki gibi motorların toplam açısal hızına bağlı olarak tekrar yazılabilir. İHA üzerinde yer alan motorlardan ikisinin saat yönünde, diğer ikisinin de saat yönü tersinde hareket ettiği düşünüldüğünde motorların toplam açısal hızı, Ω_T , (2.31)'deki gibi ifade edilebilir.

$$\tau_g = J_r \left[\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \Omega_T \end{bmatrix} \right] \quad (2.30)$$

$$\Omega_T = \Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 \quad (2.31)$$

İHA üzerine etki eden tüm momentler düşünüldüğünde rotor ataleti olan J_r teriminin çok küçük değerde olduğu söylenebilir [18]. Bu sebeple modelleme ve kontrol yapılarında motorların oluşturduğu jiroskopik etki ihmal edilecektir. Buna ek olarak İHA'nın matematiksel modeli oluşturulurken uçuş esnasında gözlemlenebilen aerodinamik diğer etkiler de ihmal edilmiştir. Bahsedilen bu etkiler: hava aracının yere yakın uçuşu veya inişi esnasında gözlemlenen yer etkisi, pervanelerin üretmiş olduğu hava akışının araç üzerindeki dinamik etkisi ve pervanelerin kanat çırpma dinamikleri olarak sıralanabilir. Tüm bu varsayımlar dahilinde (2.27)'de yer alan eşitliklere araç üzerine etkiyen kuvvet ve momentler eklenerek İHA'nın dinamik modeli (2.32)'deki gibi oluşturulabilir.

$$\begin{aligned} -mg[s(\theta)] + F_{\omega_x} &= m(\dot{u} + q w - r v) \\ mg[c(\theta)s(\phi)] + F_{\omega_y} &= m(\dot{v} - p w + r u) \\ mg[c(\theta)c(\phi)] + F_{\omega_z} - U_1 &= m(\dot{w} + p v - q u) \\ U_2 + \tau_{\omega_x} &= \dot{p} I_x - q r I_y + q r I_z \\ U_3 + \tau_{\omega_y} &= \dot{q} I_y + p r I_x - p r I_z \\ U_4 + \tau_{\omega_z} &= \dot{r} I_z - p q I_x + p q I_y \end{aligned} \quad (2.32)$$

2.2.3 Kontrol Kuvvet ve Momentleri

İHA kontrol kuvvet ve momentlerini motorların tahrik ettiği pervanenin dönüşü sonucu oluşan hava akışı ile sağlamaktadır. Döner rotorlu İHA'larda kullanılan pervaneler yalnızca bir yönde dönmekte olup dönüş eksenini doğrultusunda bir kuvvet ve dönüş yönüne ters bir moment meydana getirmektedir. Motor-pervane çiftinin oluşturmuş olduğu kuvvet ve momentler matematiksel olarak (2.33)'teki gibi ifade edilebilir [18].

$$\begin{aligned} F_p &= \frac{1}{2} \rho A_p C_T r_p^2 \Omega^2 \\ \tau_p &= \frac{1}{2} \rho A_p C_D r_p^2 \Omega^2 \end{aligned} \quad (2.33)$$

Bu denklemlerde yer alan: A_p pervanenin altında kalan dairenin alanını, r_p pervanelerin yarıçapını, ρ hava yoğunluğunu, Ω motorun açısal hızını C_T ve C_D ise sırasıyla pervaneye özel itki ve moment katsayılarını ifade eder. İHA'nın yapısı sebebiyle pervanenin altında kalan A_p , pervanenin yarıçapı r ve pervane katsayıları K_T ve K_D değişmemektedir. İHA'nın irtifa değişiminin de sınırlı olduğu varsayımı ile hava yoğunluğunun da değişmeyeceği varsayılabilir. Bu varsayımlar doğrultusunda sabit olan değişkenler itki katsayısı K_T ve moment katsayısına K_M dönüştürülerek pervanenin itki ve moment eşitlikleri (2.34)'teki gibi basit bir formda ifade edilebilir. Bu eşitlikler kullanılarak İHA'nın kontrol kuvveti U_1 ve kontrol momentleri U_2, U_3 ve U_4 hesaplanabilir.

$$\begin{aligned} F_{p_i} &= K_T \Omega_i^2 \\ \tau_{p_i} &= K_M \Omega_i^2 \end{aligned} \quad (2.34)$$

U_1 İtki Kuvveti yalnızca gövde eksen takımı Z eksenini doğrultusundadır ve tüm motorların oluşturduğu toplam itkiyi ifade eder. Pervane itki kuvveti eşitliği kullanılarak U_1 itki kuvveti (2.35)'te hesaplanmıştır. Denklemden yer alan F_{p_x}, F_{p_y} ve F_{p_z} terimleri motor-pervane çiftinin gövde eksen takımı doğrultusunda oluşturduğu kuvvetleri ifade etmektedir.

$$U_1 = \begin{bmatrix} F_{p_x} \\ F_{p_y} \\ F_{p_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ K_t (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.35)$$

U₂ Yuvarlanma Açısal Momenti gövde eksen takımı X eksen etrafında oluşmaktadır. Şekil 2.10'da yer alan motor konumları ve oluşan kuvvetler incelendiğinde 3 ve 4 numaralı motorların gövde eksen takımı X eksenine sağ el kuralına göre pozitif, 1 ve 2 numaralı motorların negatif yönde moment ürettikleri görülebilir. U_2 yuvarlanma momenti gövde eksen takımında (2.36)'daki eşitlik ile ifade edilebilir. Denklemden yer alan l_x ifadesi motorların gövde eksen takımı X eksenine olan moment kolu uzaklığını belirtir. Bu uzaklık hava aracı konfigürasyonunun X olması sebebiyle İHA kol uzunluğunun $\sin(45^\circ)$ ile çarpımı ile elde edilir.

$$\begin{aligned} U_2 &= (-F_1 - F_2 + F_3 + F_4)l_x \\ &= (-\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)K_T (l_x \sin(45^\circ)) \end{aligned} \quad (2.36)$$

U₃ Yunuslama Açısal Momenti gövde eksen takımı Y eksen etrafında oluşmaktadır. Şekil 2.10'te yer alan motor konumları ve oluşan kuvvetler incelendiğinde 1 ve 4 numaralı motorların gövde eksen takımı Y eksenine sağ el kuralına göre pozitif, 2 ve 3 numaralı motorların negatif yönde moment ürettikleri görülebilir. U_3 yunuslama momenti gövde eksen takımında (2.37) eşitliği ile ifade edilebilir. Denklemde yer alan l_y ifadesi l_x ifadesine benzer şekilde motorların gövde eksen takımı Y eksenine olan moment kolu uzaklığını belirtir. Bu uzaklık hava aracı kollarının simetrik olması sebebiyle İHA kol uzunluğunun $\sin(45^\circ)$ ile çarpımı ile elde edilir.

$$\begin{aligned} U_3 &= (F_1 - F_2 - F_3 + F_4)l_y \\ &= (\Omega_1^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2)K_T (l_y \sin(45^\circ)) \end{aligned} \quad (2.37)$$

U₄ Sapma Açısal Momenti gövde eksen takımı Z eksen etrafında oluşmaktadır. Şekil 2.10'da yer alan motor konumları ve oluşan kuvvetler incelendiğinde 1 ve 4 numaralı motorların gövde eksen takımı Y eksenine sağ el kuralına göre pozitif, 2 ve 3 numaralı motorların negatif yönde moment ürettikleri görülebilir. U_4 sapma momenti gövde eksen takımında (2.38)'deki gibi ifade edilebilir. Sapma momenti doğrudan motor-pervane çiftinin sağlamış olduğu moment ile sağlandığı için bu ifadede herhangi bir moment kolu ifadesi yer almamaktadır.

$$\begin{aligned} U_4 &= (\tau_1 - \tau_2 + \tau_3 - \tau_4) \\ &= (\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2)K_M \end{aligned} \quad (2.38)$$

Denklem (2.36), (2.37), (2.38) bir araya getirilerek hava aracı üzerine etkiyen toplam kontrol moment vektörü $\mathbf{U}_\tau$, (2.39)'teki gibi elde edilebilir.

$$\mathbf{U}_\tau = \begin{bmatrix} (-\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) K_T (l_x \sin(45^\circ)) \\ (\Omega_1^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) K_T (l_y \sin(45^\circ)) \\ (\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) K_M \end{bmatrix} \quad (2.39)$$

Hava aracının itki sistemi sebebiyle oluşan kontrol kuvvet ve momentleri (2.40)'taki gibi matris formunda ifade edilebilir. Oluşturulan matris formu motor açısal hızları ve kontrol değişkenleri arasında geçişi sağlayan katsayı matrisini de ifade eder.

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_T & K_T & K_T & K_T \\ -K_T l_x \frac{\sqrt{2}}{2} & -K_T l_x \frac{\sqrt{2}}{2} & K_T l_x \frac{\sqrt{2}}{2} & K_T l_x \frac{\sqrt{2}}{2} \\ K_T l_y \frac{\sqrt{2}}{2} & -K_T l_y \frac{\sqrt{2}}{2} & -K_T l_y \frac{\sqrt{2}}{2} & K_T l_y \frac{\sqrt{2}}{2} \\ K_M & -K_M & K_M & -K_M \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (2.40)$$

Denklemden yer alan dönüşüm matrisinin tersi alınarak kontrol kuvvet ve momentlerini sağlamak için gerekli olan motor açısal hızları elde edilebilir. Bu dönüşüm benzetim çalışmalarında kullanılmış olup (2.41) ile ifade edilmiştir.

$$\begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{4K_T} & -\frac{1}{4K_T l_x} & \frac{1}{4K_T l_y} & \frac{1}{4K_M} \\ \frac{1}{4K_T} & -\frac{1}{4K_T l_x} & -\frac{1}{4K_T l_y} & -\frac{1}{4K_M} \\ \frac{1}{4K_T} & \frac{1}{4K_T l_x} & -\frac{1}{4K_T l_y} & \frac{1}{4K_M} \\ \frac{1}{4K_T} & \frac{1}{4K_T l_x} & \frac{1}{4K_T l_y} & -\frac{1}{4K_M} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} \quad (2.41)$$

2.3 Durum-Uzay Modeli

Bu bölümde hava aracı matematiksel modeli durum-uzay formunda ifade edilecektir. Bu form hava aracının kontrol ve benzetim çalışmalarında kullanılmakta olup İHA'nın kinematik ve dinamik denklemlerini bir arada göstermektedir. Durum-uzay formunun oluşturulabilmesi için oluşturulan durum vektörü (2.42)'deki gibi yazılabilir [49].

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} x & y & z & u & v & w & \phi & \theta & \psi & p & q & r \end{bmatrix}^T \in \mathbb{R}^{12} \quad (2.42)$$

Denklem (2.23)'te verilen kinematik bağıntı ve (2.28)'deki dinamik model kullanılarak hava aracının matematiksel modeli durum uzay formunda (2.43)'teki gibi gösterilebilir.

$$\begin{aligned}
\dot{X} &= w [s(\phi) s(\psi) + c(\phi) c(\psi) s(\theta)] - v [c(\phi) s(\psi) - c(\psi) s(\phi) s(\theta)] + u [c(\psi) c(\theta)] \\
\dot{Y} &= v [c(\phi) c(\psi) + s(\phi) s(\psi) s(\theta)] - w [c(\psi) s(\phi) - c(\phi) s(\psi) s(\theta)] + u [c(\theta) s(\psi)] \\
\dot{Z} &= w [c(\phi) c(\theta)] - u s(\theta) + v [c(\theta) s(\phi)] \\
\dot{u} &= r v - q w - g [\sin(\theta)] + \frac{F_{\omega x}}{m} \\
\dot{v} &= p w - r u - g [\sin(\theta) \cos(\theta)] + \frac{F_{\omega y}}{m} \\
\dot{w} &= q u - p v - g [\cos(\theta) \cos(\phi)] + \frac{F_{\omega z} - U_1}{m} \\
\dot{\phi} &= p + r [c(\phi) t(\theta)] + q [s(\phi) t(\theta)] \\
\dot{\theta} &= q [c(\phi)] - r [s(\phi)] \\
\dot{\psi} &= r \left[\frac{c(\phi)}{c(\theta)} \right] + q \left[\frac{s(\phi)}{c(\theta)} \right] \\
\dot{p} &= \frac{I_y - I_z}{I_x} r q + \frac{U_2 + \tau_{\omega x}}{I_x} \\
\dot{q} &= \frac{I_z - I_x}{I_y} p r + \frac{U_3 + \tau_{\omega y}}{I_y} \\
\dot{r} &= \frac{I_x - I_y}{I_z} p q + \frac{U_4 + \tau_{\omega z}}{I_z}
\end{aligned} \tag{2.43}$$

Bu forma alternatif olarak durum vektörü yalnızca ataletsel eksen takımında (2.44)'teki gibi tanımlanabilir.

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \dot{X} & \dot{Y} & \dot{Z} & \dot{\phi} & \dot{\theta} & \dot{\psi} \end{bmatrix}^T \in \mathbb{R}^6 \tag{2.44}$$

Oluşturulan bu yeni form benzetim ve kontrol çalışmaları için daha kullanışlı olup, aktarımsal durum değişkenlerinin $(\dot{x}, \dot{y}, \dot{z})$ eşitlikleri (2.45) ile ifade edilen Newton'un ikinci yasası kullanılarak elde edilebilir. Elde edilen denklemde gövde üzerine etkiyen rüzgar kuvveti ihmal edilmiş, gövde eksen takımına etkiyen kuvvetler ataletsel eksen takımına rotasyon matrisi kullanılarak taşınmıştır.

$$\mathbf{F}_a = m \dot{\mathbf{V}}_N = \mathbf{R}_B^N \mathbf{F}_B = m g \hat{\mathbf{e}}_z - U_1 \mathbf{R}_B^N \hat{\mathbf{e}}_3 \tag{2.45}$$

Rotasyonel durum değişkenlerine $(\phi, \dot{\theta}, \dot{\psi})$ ait eşitlikler ise hava aracı modelinde basitleştirme amaçlı bir varsayımda bulunarak kolayca elde edilebilir. Denklem (2.22)'de ataletsel eksen takımı üzerinde tanımlı Euler açılarının değişim hızı ve gövde eksen takımında ölçülen açısal hız değerleri arasındaki dönüşüm matrisi $\mathbf{T}$ ifade edilmektedir. Bu dönüşüm matrisi incelendiğinde hava aracının askı pozisyonu olduğu durumda yuvarlanma ve yunuslama açılarının sıfıra çok yakın olması sebebiyle $(\phi \approx 0^\circ, \theta \approx 0^\circ)$ birim matrise dönüştüğü görülebilir. Bu dönüşüm (2.46)'daki gibi ifade edilebilir.

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s(\theta) \\ 0 & c(\phi) & c(\theta)s(\phi) \\ 0 & -s(\phi) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \xrightarrow{\phi \approx 0^\circ, \theta \approx 0^\circ} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.46)$$

Yapılan bu varsayımla birlikte rotasyonel durum değişkenlerine ait eşitlikler (2.43)'te yer alan gövde eksen takımı açısal hız değişimi değerlerinin $(\dot{p}, \dot{q}, \dot{r})$ eşitlikleri kullanılarak elde edilebilir. Yeni durum vektörüne göre düzenlenen denklem (2.47)'de yer aldığı şekliyle gösterilebilir. Bu gösterimde hava aracı gövdesine etkiyen rüzgar momentleri ihmal edilmiştir.

$$\begin{aligned} \ddot{X} &= \frac{-U_1}{m} \left[s(\phi)s(\psi) + c(\phi)c(\psi)s(\theta) \right] \\ \ddot{Y} &= \frac{-U_1}{m} \left[c(\phi)s(\psi)s(\theta) - c(\psi)s(\phi) \right] \\ \ddot{Z} &= \frac{-U_1}{m} \left[c(\phi)c(\theta) \right] + g \\ \ddot{\phi} &= \frac{I_y - I_z}{I_x} \dot{\psi} \dot{\theta} + \frac{U_2}{I_x} \\ \ddot{\theta} &= \frac{I_z - I_x}{I_y} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{U_3}{I_y} \\ \ddot{\psi} &= \frac{I_x - I_y}{I_z} \dot{\phi} \dot{\theta} + \frac{U_4}{I_z} \end{aligned} \quad (2.47)$$

Elde edilen durum vektör eşitliği incelendiğinde hava aracı modelinin doğrusal olmayan ve durum değişkenlerinin birbirine bağımlılığının yüksek olduğu sonucu ortaya çıkmaktadır. Durum vektörü (2.48)'deki gibi tekrar düzenlenirse, doğrusal olmayan durum-uzay formunda (2.49) ve (2.50)'deki gibi tekrar ifade edilebilir [49].

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} X & Y & Z & \phi & \theta & \psi & \dot{X} & \dot{Y} & \dot{Z} & p & q & r \end{bmatrix}^T \in \mathbb{R}^{12} \quad (2.48)$$

$$\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}) + \sum_{i=1}^4 g_i(\mathbf{x}) u_i \quad (2.49)$$

$$f(x) = \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \\ q \frac{s(\phi)}{c(\theta)} + r \frac{c(\phi)}{c(\theta)} \\ q[c(\phi)] - r[s(\phi)] \\ p + q[s(\phi)t(\theta)] + r[c(\phi)t(\theta)] \\ 0 \\ 0 \\ g \\ \frac{I_y - I_z}{I_x} qr \\ \frac{I_z - I_x}{I_y} pr \\ \frac{I_x - I_y}{I_z} pq \end{bmatrix} \quad (2.50)$$

$$\begin{aligned} g_1(x) &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & a_1 & a_2 & a_3 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\ g_2(x) &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{I_x} & 0 & 0 \end{bmatrix} \\ g_3(x) &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{I_y} & 0 \end{bmatrix} \\ g_4(x) &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{I_z} \end{bmatrix} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} a_1 &= -\frac{1}{m} \begin{bmatrix} s(\phi)s(\psi) + c(\phi)c(\psi)s(\theta) \end{bmatrix} \\ a_2 &= -\frac{1}{m} \begin{bmatrix} c(\psi)s(\phi) - c(\phi)s(\psi)s(\theta) \end{bmatrix} \\ a_3 &= -\frac{1}{m} \begin{bmatrix} c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \end{aligned}$$

3

KONTROL ve TAHMİNCİ TASARIMI

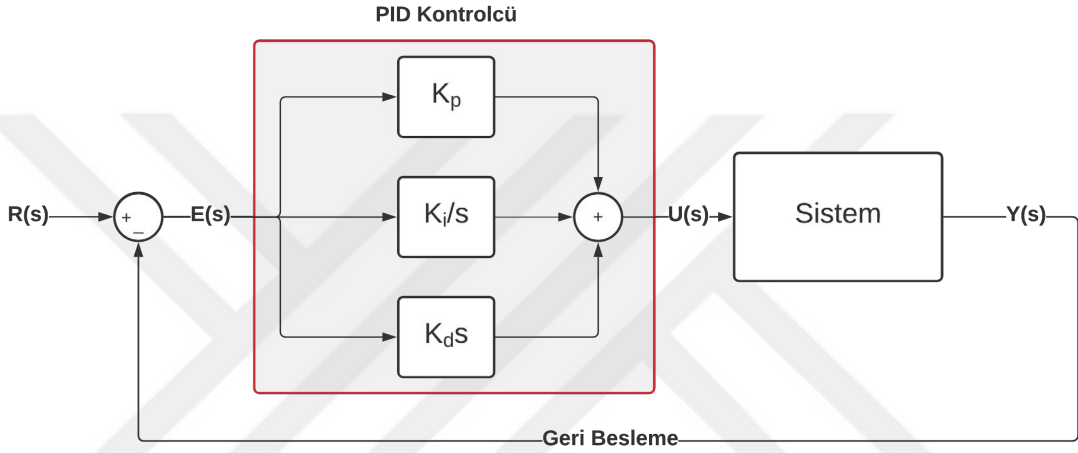
Bu bölüm hava aracının tam kontrolü için tasarlanan uçuş kontrol ve tahminci yapılarını içermektedir. Dört rotorlu hava aracı Bölüm 2’de detayları aktarılan dinamik yapıya sahip olup, kontrolü motor-pervane çiftinin hız değişimleri ile oluşturduğu kuvvet ve momentlerle sağlanmaktadır. Uçuş kontrol sistemine ait kontrol yapıları İHA’nın tam kontrolünü (pozisyon ve tutum) sağlayabilmek için anlık durum değerlerine ihtiyaç duymaktadır. Bu durum değerlerinin birçoğu araç üzerinde yer alan sensörler ile doğrudan ölçülememekte veya düşük hassasiyetle ölçülebilmektedir. Bu sorunun önüne geçilmesi ve İHA’nın pozisyon ve tutum durum değişkenlerinin sağlıklı ve doğruluğu yüksek tahmin edilebilmesi adına GKF yöntemi kullanılarak ANS/GNSS sensör füzyon tasarımı yapılmıştır. Bu bölüm üç alt bölümden oluşacak şekilde organize edilmiştir.

- İlk bölüm uçuş kontrol sisteminde kullanılan kontrolcü yöntemi olan PID kontrolcü yapısını ve uygulanabilmesi için gerekli olan ayrıklaştırma adımlarını içermektedir.
- İkinci bölüm uçuş kontrol sisteminin ardışık P/PID kontrolcüler içeren yapısını ve alt yapıların işlevlerini açıklamaktadır.
- Üçüncü bölüm uçuş kontrol sisteminde yer alan sensörlerin ölçümleri kullanılarak oluşturulan ve İHA’nın pozisyon ve tutum bilgilerini tahmin eden GKF sensör füzyon yapısını içermektedir.

3.1 PID Kontrolcü

PID kontrolcü kendi ismini de oluşturan üç temel kontrol biriminin birleşiminden oluşmaktadır: **Oransal** (Proportional) kontrolcü, **İntegral** kontrolcü (Integral) ve **Türevsel**(Derivative) kontrolcü. Doğrusal geri beslemeli kontrol yöntemlerinden olan PID kontrol yöntemi basit ve kolay anlaşılır yapısının getirmiş olduğu avantaj sayesinde birçok endüstriyel sistemde kullanılmaktadır. Şekil 3.1’de yapısı gösterilen

PID kontrol yöntemi temel olarak kontrol edilen sisteme ait kontrol edilecek durumu (Y) ve kontrolcü hedef değerini (R) karşılaştırarak hatayı hesaplar. Hesaplanan hata değeri PID kontrolcü içerisinde yer alan oransal, integral ve türevsel kontrol yapılarında gerekli hesaplama basamaklarından geçip toplanarak doğrudan sisteme kontrol çıkışı olarak uygulanır. Denklem (3.1) PID kontrolcünün zaman düzlemindeki, (3.2) ise frekans düzlemindeki kontrolcü hesaplamalarını içermektedir. Denklem de yer alan K_p , K_i ve K_d katsayıları sırasıyla oransal, integral ve türevsel kontrolcü katsayılarını, e sembolü kontrolcü hatasını, s sembolü ve $\frac{1}{s}$ sembolü ise sırasıyla frekans düzleminde türev ve integral işlemlerini ifade etmektedir.



Şekil 3.1 PID kontrolcü blok diyagramı

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int e(t) dt + K_d \frac{d e(t)}{dt} \quad (3.1)$$

$$U(s) = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \quad (3.2)$$

Kontrolcü performansı ve sistemin kararlılığı PID kontrolcü katsayılarının büyüklüğü ve birbirine oranları ile doğrudan ilişkilidir. İstenilen cevaba uygun ve kararlı kapalı çevrim PID kontrolcü katsayılarını tespit etmek için birçok yöntem bulunmasına rağmen genel yaklaşım el ile ayarlama üzerinedir. Bu yöntemde istenilen kontrolcü cevabı elde edilene kadar katsayılar deneme yanılma yöntemi ile değiştirilir. Katsayılar değiştirilirken her bir kontrolcü katsayısının kontrol çıkışına olan etkisi ve anlık kontrol edilen durum sinyali gözlemlenerek gerekli düzenlemeler yapılır. Bu yöntem benzetim ortamında veya uygun olması durumunda gerçek sistem üzerinde gözlem ve deneyim ile de yapılabilmektedir [50]. Bunun yanı sıra Ziegler-Nichols yöntemi gibi açık ve kapalı çevrim basamak yanıtlarına göre katsayı ayarlama analitik yöntemleri

Tablo 3.1 PID katsayı değişimlerinin basamak cevaba etkileri [50]

PID Katsayısı	Yüzde Aşım	Oturma Zamanı	Kalıcı Hata
K_p Artışı	Arttırır	Minimum Etki Gösterir	Azaltır
K_i Artışı	Arttırır	Arttırır	Kalıcı Hatayı Sıfırlar
K_d Artışı	Azaltır	Azaltır	Etki Göstermez

de mevcuttur. Tez kapsamında durum vektörünün kontrol edilen her bir durum değişkeni için kapalı çevrim basamak yanıtı gözlemlenmiş ve Tablo 3.1’de verilen PID kontrolcü katsayılarının birim basamak yanıtı üzerindeki etkisi gözetilerek PID kontrolcü katsayıları tayin edilmiştir. Model bazlı kontrol katsayılarının tayin edilmesi yerine bahsi geçen deneysel yöntemin tercih edilmesinde aşağıdaki gerekçeler rol oynamıştır.

- İHA matematiksel modelinde yer alan belirsizlikler ve modellemenin kontrol hesaplamalarında kullanılabilir olmasını sağlayan varsayımların benzetim ve gerçek sistem üzerinde farklılıklara yol açması.
- Doğrusal kontrolcü olan PID kontrol yapısının kurgulanabilmesi için matematiksel modelde yapılan doğrusallaştırmanın sistem genel yapısındaki önemli dinamikleri göz ardı etmesi.
- Model bazlı tayin edilen PID katsayılarının gerçek sistem üzerinde tekrardan revizeye ihtiyaç duyması [51].

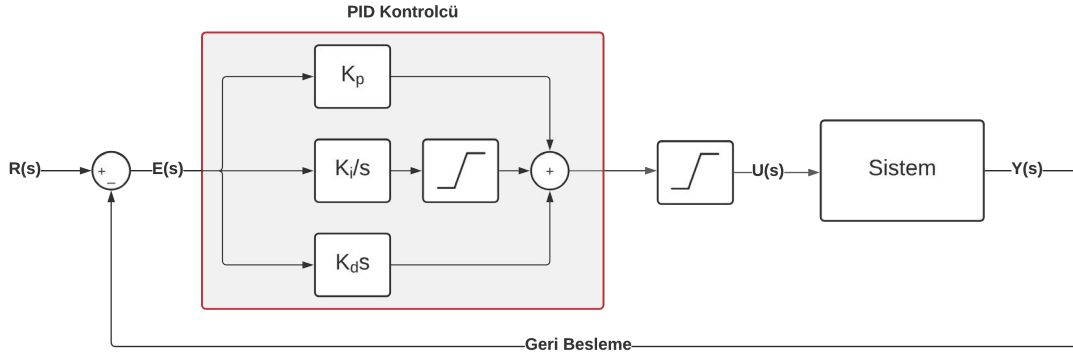
Uçuş kontrol sistemi kontrol hesaplamalarını uçuş kontrol kartı bünyesinde yer alan mikroişlemci üzerinde gerçekleştirmektedir. Bir başka deyişle oluşturulan kontrol sistemi (3.1)’de verildiği gibi sürekli zamanda uygulanamamaktadır. Sürekli zaman frekans düzeleminde (3.2)’deki gibi tanımlanmış olan PID kontrol yapısı, ayırık zamanlı kontrolün uçuş kontrol sisteminde uygulanabilmesi için uygun örnekleme zamanında ayrıklaştırılmalıdır. Ayrıklaştırma işlemi sonrasında mikroişlemci üzerinde programlamaya uygun kontrolcü fark denklemleri elde edilecektir. Ayrıklaştırma işleminden önce PID kontrolcünün İHA kontrol sisteminde uygulanması sırasında oluşabilecek problemleri ortadan kaldırmak adına standart PID yapısı üzerine kontrol yapısını geliştirecek eklemeler yapılmıştır. Uygulama esnasında ortaya çıkabilecek ilk problem ayırık zamanlı türev alma işlemi ve dolayısıyla PID kontrolcünün türev bölümünün sisteme ekleyeceği ek gürültüdür. İkinci problem ise PID kontrolcünün integral ifadesinin İHA’nın bazı çalışma şartlarında (minimum ve maksimum itki ile hareket etme durumlarında) yığılma davranışı göstermesidir.

Filtreli Türev İçeren PID Kontrolcü genellikle ayırık kontrol sistemlerinde sıklıkla tercih edilir. Ayırıklaştırma işleminin doğası gereği oluşan türev alma ifadesinin gürültüsü ve geri besleme sinyalinin gürültüsü standart PID kontrol yapısının ayırıklaştırılmasında türev ifadesinin yüksek gürültülü sonuçlar vermesine yol açmaktadır. Bu durum ise doğrudan sistemin kararlılığını ve kontrolcünün performansını etkilemektedir. Bu durumun önüne geçilmesi adına PID kontrolcü bünyesinde yer alan türevsel kontrolcüye birinci dereceden alçak geçiren filtre yapısı eklenmektedir. Yapısı Şekil 3.1 ile aynı olan bu yapı frekans düzleminde (3.3)'teki gibi gösterilebilir.

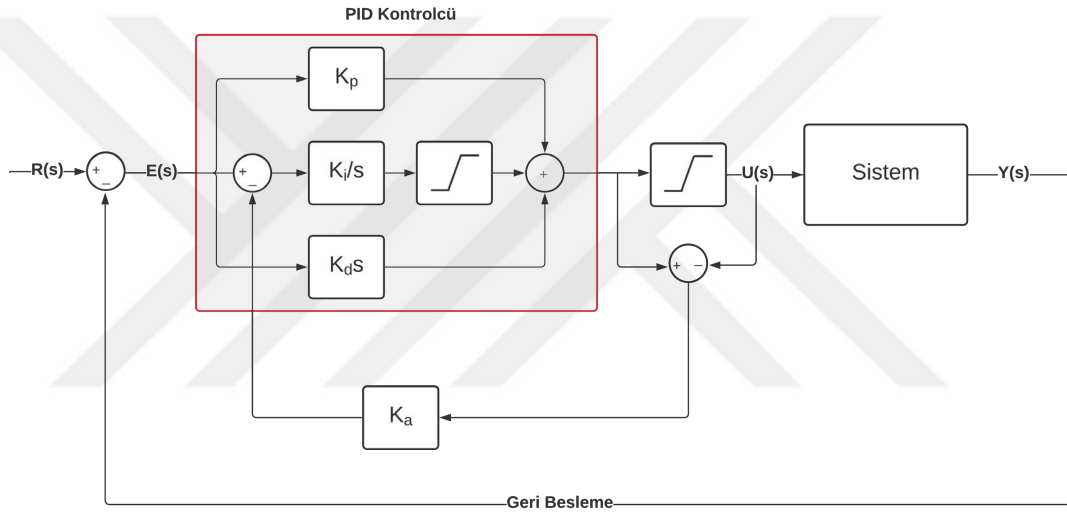
$$U(s) = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d \frac{Ns}{s+N} \quad (3.3)$$

Türev kontrolcüsüne eklenen $\frac{Ns}{s+N}$ ifadesi birinci dereceden alçak geçiren filtre olup N ifadesi birinci dereceden alçak geçiren filtrenin rad/s biriminden kesim köşe frekansını ifade etmektedir.

İntegral Yığılması problemi PID kontrolcü bünyesinde yer alan integral kontrolün çıkış değerlerinin eyleyicinin maksimum uygulayabileceği değerleri aşması sonucu oluşan durumdur. Bu durumda eyleyici maksimum veya minimum değerde kontrol sinyali uygulamasına karşın PID kontrolcünün toplam çıkış sinyalinin çok büyük bir kısmını integratör ifadesi oluşturmaktadır. Sistem bu durumdayken tam tersi işaretle bir referans takip edilmeye çalışıldığında sistemin doğrusal davranışa geçmesi, bir başka deyişle integral teriminin deşarj olması ve oransal, integral ve türevsel kontrolcülerin toplamının eyleyici sınırından aşağıda kalması için belirli bir süre geçmesi gerekmekte ve bu zamana kadar doğrusal olmayan davranış göstermektedir. Bu durum hava aracı kontrol sisteminde minimum ve maksimuma yakın itki değerlerinde kontrolcülerin çalışması gereken durumda eyleyici limitlerine ulaşabilen kontrolcü çıkışları üretildiği esnada meydana gelebilmektedir. Özellikle kalkış ve yük taşıma gibi durumlarda kontrol performansına bozucu etki sağlamaktadır. Bu durumun önüne geçilebilmesi için temel olarak iki yöntem tercih edilebilir: İntegral kontrolcü çıkışını eyleyici çıkışı ile limitlemek, integral kontrolcü çıkışını dinamik ve ayarlanabilir olarak limitleyecek integral yığılma engelleyici (antiwindup) algoritma kullanmak. Tasarlanan kontrol sistemi kapsamında her iki yöntem de gerekli kontrol bloklarında kullanılmış olup integral limitleme yöntemine ilişkin blok diyagramı Şekil 3.2 ile integral yığılma engelleyiciye ilişkin blok diyagramı Şekil 3.3 ile gösterilmiştir. İntegral yığılma engellemeli PID kontrol sisteminde yer alan K_a katsayısı yığılma önleyici yapının etkisini belirleyen katsayıdır.



Şekil 3.2 İntegral limitli PID kontrol blok diyagramı

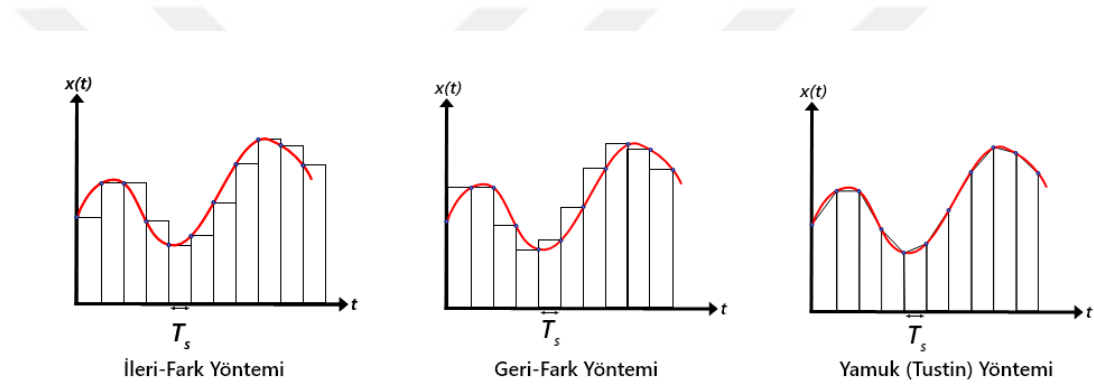


Şekil 3.3 İntegral yığılma engellemeli PID kontrol blok diyagramı

Ayrık zamanlı kontrolcülerin tasarımında iki farklı yöntem kullanılabilir. Bu yöntemlerden ilki tüm sistemin ayrıklaştırılması ve kontrolcü tasarımının ayrık zaman düzlemi üzerinde yapılmasıdır. İkinci yöntem ise kontrol sisteminin sürekli zamanda tasarımının yapıp ayrık zamandaki eş değerinin elde edilmesidir. Tez kapsamında ikinci yöntem kullanılmış olup, sürekli zamanda tasarlanan kontrolcüler ayrıklaştırılarak kontrol sisteminde uygulanmıştır. Bu yöntemin başarısı örnekleme zamanı süresinin mümkün olduğunca kısa tutulmasına bağlı olup uçuş kontrol sistemi tasarımında bu hususa dikkat edilmiştir. Yapısı ve formülleri sürekli zamanda ifade edilmiş olan PID kontrolcünün, gerçek sistemde uygulanabilmesi için diferansiyel denklemlerin uygun örnekleme zamanında ayrıklaştırılması ve ayrık zamanlı fark denklemlerinin elde edilmesi gerekmektedir. Bu işlem ayrıklaştırma işlemi olarak ifade edilir ve sürekli zamanda tasarlanan bir kontrolcünün ayrık zamanlı karşılığının bulunmasını sağlar. Sistem bant genişliğinin 10-30 katı yüksek

hızda örnekleme periyodu kullanıldığı takdirde ayırık zamanlı kontrolcü ve sürekli zamanlı kontrolcünün yakın performanslar gösterdiği ve ayırıklaştırma için yapılan yakınsama hatalarının minimum olduğu gözlemlenebilir [52]. Tasarlanan uçuş kontrol sistemindeki farklı kontrol yapıları için farklı örnekleme frekansları tercih edilmiş olup döngü frekansları Bölüm 4.2.1.3'te bahsedilmektedir.

Kontrol literatüründe diferansiyel denklemlerin ayırık zamanlı fark denklemlerine dönüştürülmesinde birçok yakınsama yöntemi mevcuttur. Bu ayırıklaştırma yöntemleri diferansiyel denklemlerde yer alan türev (d/d_t) ve dolayısıyla integral ifadelerinin ayırık zamandaki karşılığını bulmayı sağlar. Bu üç temel yöntem: **İleri fark (Euler) Yöntemi**, **Geri fark Euler Yöntemi** ve **Yamuk Yöntemi (Tustin Yöntemi)** olarak ifade edilebilir. Şekil 3.4 T_s örnekleme zamanında integral alma işleminin üç farklı yöntemle ayırıklaştırılmasını göstermektedir.



Şekil 3.4 Ayırıklaştırma yöntemleri

Ayırıklaştırma işlemi sistemi z düzlemine taşır. Böylelikle kontrol sistemi frekans düzleminde $C(s)$ ile ifade edilirse, z dönüşümü sonrasında ayırıklaşarak $C(z)$ olarak adlandırılabilir. İki düzlem arasındaki dönüşüm $z = e^{sT_s}$ olarak ifade edilebilir. Bahsi geçen üç ayırıklaştırma yöntemi z dönüşümü için (3.4)'teki ifade edilen yaklaşımları kullanır [52].

$$\begin{aligned}
 \text{İleri-Fark (Euler) Yöntemi} &\rightarrow s \approx \frac{z-1}{T_s} \\
 \text{Geri-Fark Yöntemi} &\rightarrow s \approx \frac{z-1}{z T_s} \\
 \text{Yamuk (Tustin) Yöntemi} &\rightarrow s \approx \frac{2}{T_s} \frac{z-1}{z+1}
 \end{aligned} \tag{3.4}$$

Bu yaklaşım kullanılarak (3.3)'te ifade edilen türevli PID kontrolcü formülasyonu ayrıklaştırılarak fark denklemleri elde edilebilir. Bu ayrıklaştırma yöntemleri temelde frekans düzlemi olan s düzleminde yer alan sistem kök ve sıfır değerlerini ayrık düzlem olan z düzlemine taşır. Frekans düzleminde bir sistemin kararlılık koşulu köklerin sol yarı düzlemde yer almasıyken, ayrık sistemde bu z düzlemindeki birim çember içinde yer almasıdır. Buna göre ileri-fark ve geri-fark yöntemleri çoğunlukla kararlı dönüşümler yapsa da en iyi sonucun yamuk yöntemiyle elde edildiği görülebilmektedir. Bu sebeple sürekli zamanda tanımlı olan PID kontrolcü yapısı yamuk yöntemi kullanılarak ayrıklaştırılmıştır. PID kontrol yapısının oransal, integral ve türevsel olmak üzere üç ayrı kontrolcünün toplamı olduğu düşünülürse bu üç kontrol çıkışı, sırasıyla U_p , U_i ve U_d , (3.5)'teki gibi ayrıklaştırılabilir. Ayrıklaştırma basamaklarında yer alan T_s ifadesi örnekleme periyodunu ifade etmekte olup bu ifadelerin toplamı ayrık zamanlı fark denklemi olarak aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\begin{aligned} U_p(s) &= K_p E(s) \rightarrow U_p(z) = K_p E[z] \\ U_i(s) &= \frac{K_i}{s} E(s) \rightarrow U_i(z) = E[z] \frac{T_s}{2} \frac{z+1}{z-1} \\ U_d(s) &= K_d \frac{Ns}{s+N} E(s) \rightarrow U_d(z) = \frac{K_d N}{1 + N \frac{T_s}{2} \frac{z+1}{z-1}} \end{aligned} \quad (3.5)$$

Ayrıklaştırılan bu üç kontrolcünün toplamı PID kontrolcünün çıkışını oluşturmaktadır. Denklemlerde yer alan k ifadesi örnekleme zamanında örneklenmiş veriyi, $k-1$ ifadesi ise bir önceki zamanda örneklenen veriyi ifade etmektedir.

$$\begin{aligned} u_p[k] &= K_p e[k] \\ u_i[k] &= T_s \frac{e[k] + e[k-1]}{2} + u_i[k-1] \\ u_d[k] &= \frac{K_d N e[k] - K_d N e[k-1] + u_d[k-1]}{N T_s + 1} \\ u_{PID}[k] &= u_p[k] + u_i[k] + u_d[k] \end{aligned} \quad (3.6)$$

3.2 Uçuş Kontrol Sistemi Yapısı

İnsansız hava aracının Bölüm 2’de ifade edilen matematiksel modeli, eyleyici özellikleri ve literatürde yer alan çalışmalar incelendiğinde kontrol edilecek durum değişkenleri iki grupta sınıflandırılabilir: **Pozisyon Kontrolü** ve **Tutum Kontrolü**. Pozisyon kontrolü hava aracının yer eksen takımına göre konum, irtifa ve hızlarının kontrolünü kapsarken, tutum kontrolü hava aracının oryantasyon kontrolünü ifade etmek için kullanılır. Tez kapsamında hava aracının tam kontrolü (pozisyon ve tutum) için tasarlanan uçuş kontrol blok diyagramı Şekil 3.5’teki gibi gösterilebilir. Bu kapsamda uçuş kontrol sisteminde dış döngüde konum ve irtifa, iç döngüde ise tutum kontrolünün yer aldığı basamaklı (cascade) P-PID kontrolcüler bulunmaktadır. Kontrol diyagramı üzerinde durum tahminci, sensörler ve ölçüm verileri, uçuş modları ve uçuş kontrol sisteminin kullanıcı bağlantıları da belirtilmiştir. Kırmızı renkle ifade edilen veriler ANS/GNSS Sensör Füzyonu çıktısından üretilen verileri, yeşil renkle ifade edilen veriler alçak geçiren filtre uygulanmış verileri, mavi renkle ifade edilen ifadeler ise her bir uçuş modunda kullanıcının değiştirmekte yetkili olduğu kontrolcü referans değerlerini ifade etmektedir. Bu bölüm **İç Döngü Kontrolcüler** ve **Dış Döngü Kontrolcüler** olmak üzere iki bölümde incelenebilir.

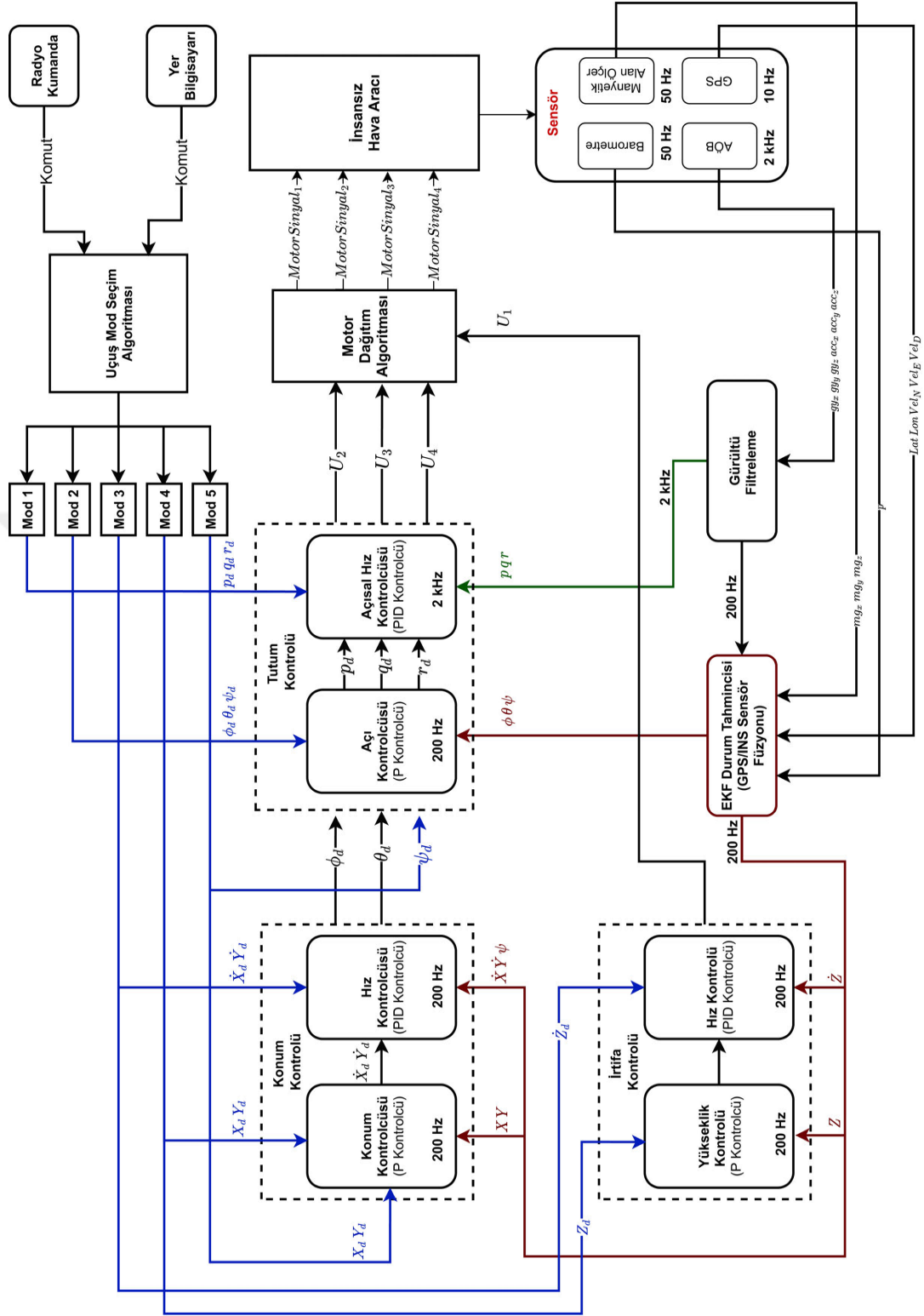
3.2.1 İç Döngü Kontrolcüler

3.2.1.1 Tutum Kontrolcüsü

Hava aracının Bölüm 2.2’de yer alan dinamikleri incelendiğinde gövde ve ataletsel eksen takımı arasındaki oryantasyonun hava aracı kontrolü için kritik önemde olduğu gözlemlenebilir. Sistemin eksik tahrikli yapısı konum irtifa ve hız durum değişkenlerinin ancak Euler açılarının kontrolü ile kontrol edilebilmesini zorunlu kılmaktadır. Tutum kontrolcüsü Euler açılarının (yalpalama, yunuslama ve sapma) kontrolünün sağlandığı kontrol bloğudur.

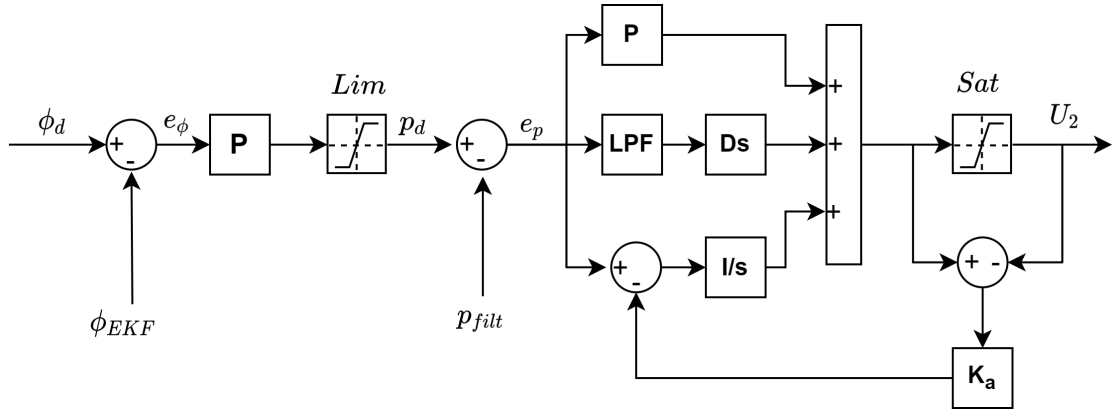
Kontrolcü basamaklı P/PID yapısı ile oluşturulmuş olup, ilk basamağı olan **açı kontrolcüsü** oransal kontrole (P kontrolcü) sahiptir. Açı kontrolcüsünün çıkışı ikinci basamak kontrolcü olan **açısal hız kontrolcüsü**’nün kontrolcü hedef değerlerini oluşturmaktadır. Tutum kontrolcüsünün çıkışları U_2 , U_3 ve U_4 kontrol momentleridir.

Yuvarlanma Tutum Kontrolcüsü İHA’nın yuvarlanma açısı ve açısal hızını kontrol etmektedir. Açı kontrolcüsü oransal kontrol, açısal hız kontrolcüsü PID kontrol yapısında olup blok diyagramı Şekil 3.6’da gösterilmektedir. PID yapısı integral yığılma önleyici yapı ve filtreli türev kullanılarak kurgulanmıştır.



Şekil 3.5 Uçuş kontrol diyagramı

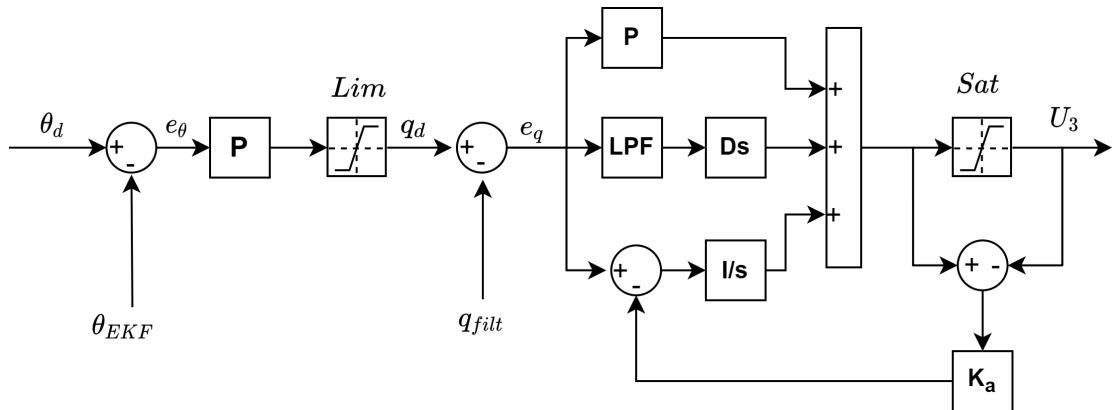
Blok diyagramında yer alan ϕ_d hedef yuvarlanma açısını, ϕ_{EKF} durum tahmincisiinden gelen anlık yuvarlanma açısını, e_ϕ açı hatasını, p_d yuvarlanma hedef açısal hızını, p_{filt} filtre bloğundan gelen anlık yuvarlanma açısal hızı, e_p yuvarlanma açısal hız hatasını ve U_2 yuvarlanma momentini ifade etmektedir. Diyagramda yer alan ilk



Şekil 3.6 Yuvarlanma açı kontrolcüsü

limit bloğu yuvarlanma açı kontrolcüsünün üretebileceği maksimum açısal hız hedef değerini sınırlarken, ikinci ve açısal hız kontrolü içerisinde yer alan limit bloğu integral yığılmasını önleyici yapısı gereği eklenmiştir. Uçuş kontrol yazılımı bünyesinde yer alan uçuş mod seçim algoritması kullanıcı isteği doğrultusunda kontrolün hangi seviyelerde yapılacağını değiştirmekle görevlidir. Manuel uçuş modu (Uçuş Mod 1) aktif olduğunda tutum kontrolcüsünün yalnızca açısal hız kontrol modu aktive olur ve yuvarlanma açısal hız hedef değeri p_d radyo kumanda ile kullanıcı tarafından belirlenir. Stabil uçuş modu (Uçuş Mod 2) aktif olduğunda tutum kontrolcüsünün tüm blokları aktiftir ve yuvarlanma açı hedef değeri ϕ_d kullanıcı tarafından radyo kumanda ile belirlenir. Diğer uçuş modlarının tümünde yuvarlanma tutum kontrolcüsünün iki kontrolcüsü de aktif olup hedef açı değeri ϕ_d konum kontrolcüsünün çıkışı ile elde edilir.

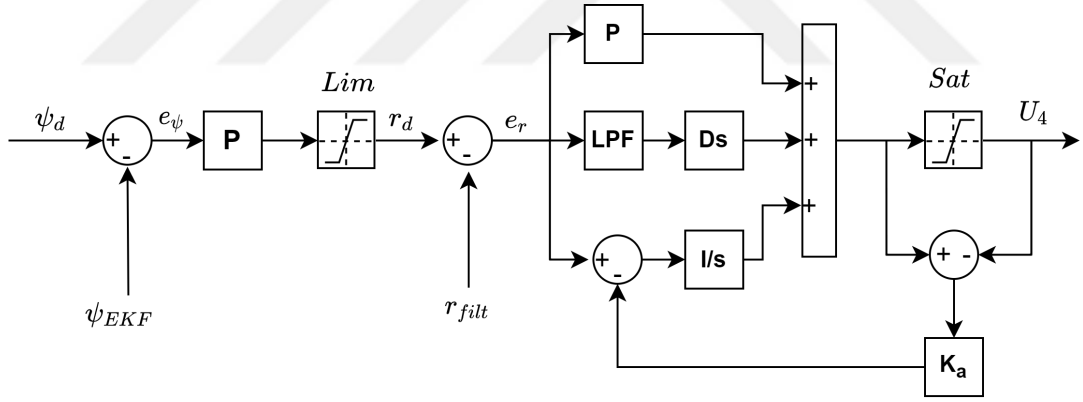
Yunuslama Tutum Kontrolcüsü İHA'nın yunuslama açısı ve açısal hızını kontrol etmektedir. Açı kontrolcüsü oransal kontrol, açısal hız kontrolcüsü PID kontrol yapısında olup blok diyagramı Şekil 3.7'de gösterilmektedir. PID yapısı integral yığılma önleyici yapı ve filtreli türev kullanılarak kurgulanmıştır.



Şekil 3.7 Yunuslama açı kontrolcüsü

Blok diyagramında yer alan θ_d hedef yunuslama açısını, θ_{EKF} durum tahmincisinden gelen anlık yunuslama açısını, e_θ açı hatasını, q_d yunuslama hedef açısal hızını, q_{filt} filtre bloğundan gelen anlık yunuslama açısal hızı, e_q yunuslama açısal hız hatasını ve U_3 yunuslama momentini ifade etmektedir. Diyagramda yer alan ilk limit bloğu yunuslama açı kontrolcüsünün üretebileceği maksimum açısal hız hedef değerini sınırlarken, ikinci ve açısal hız kontrolü içerisinde yer alan limit bloğu integral yığılmasını önleyici yapısı gereği eklenmiştir. Manuel uçuş modu (Uçuş Mod 1) aktif olduğunda tutum kontrolcüsünün yalnızca açısal hız kontrol modu aktive olur ve yunuslama açısal hız hedef değeri q_d radyo kumanda ile kullanıcı tarafından belirlenir. Stabil uçuş modu (Uçuş Mod 2) aktif olduğunda tutum kontrolcüsünün tüm blokları aktiftir ve yunuslama açı hedef değeri θ_d kullanıcı tarafından radyo kumanda ile belirlenir. Diğer uçuş modlarının tümünde yuvarlanma tutum kontrolcüsünün iki kontrolcüsü de aktif olup hedef açı değeri θ_d konum kontrolcüsünün çıkışı ile elde edilir.

Sapma Tutum Kontrolcüsü İHA'nın sapma açısı ve açısal hızını kontrol etmektedir. Açı kontrolcüsü oransal kontrol, açısal hız kontrolcüsü PID kontrol yapısında olup blok diyagramı Şekil 3.8'de gösterilmektedir. PID yapısı integral yığılma önleyici yapı ve filtreli türev kullanılarak kurgulanmıştır.



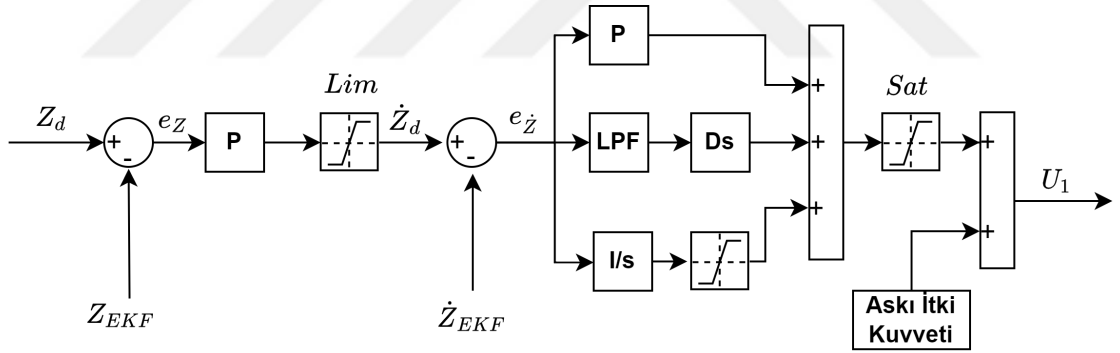
Şekil 3.8 Sapma açı kontrolcüsü

Blok diyagramında yer alan ψ_d hedef sapma açısını, ψ_{EKF} durum tahmincisinden gelen anlık sapma açısını, e_ψ açı hatasını, r_d sapma hedef açısal hızını, r_{filt} filtre bloğundan gelen anlık sapma açısal hızı, e_r sapma açısal hız hatasını ve U_4 sapma momentini ifade etmektedir. Diyagramda yer alan ilk limit bloğu sapma açı kontrolcüsünün üretebileceği maksimum açısal hız hedef değerini sınırlarken, ikinci ve açısal hız kontrolü içerisinde yer alan limit bloğu integral yığılmasını önleyici yapısı gereği eklenmiştir.

Manuel uçuş modu (Uçuş Mod 1) veya stabil uçuş modu (Uçuş Mod 2) aktif olduğunda tutum kontrolcüsünün yalnızca açısız hız kontrol modu aktive olur ve yunuslama açısız hız hedef değeri q_d radyo kumanda ile kullanıcı tarafından belirlenir. Stabil uçuş modunda açının kontrol edilmemesinin sebebi kumanda ile sapma açısının kontrolünün kullanıcı için zor olmasıdır. Diğer uçuş modlarında sapma tutum kontrolcüsünün tüm kontrolcileri aktive olmakta fakat hedef değeri başlangıç yönelim değeri olarak sabit atanmaktadır. Böylelikle araç otonom görevlerde yönelimi sabit olarak görev yapabilmektedir. Alternatif olarak hedef sapma açısı ψ_d görev uçuş modunda (Uçuş Mod 5) kullanıcı tarafından sabit veya baş açısı bir sonraki hedef noktaya bakacak şekilde tercih edilebilmektedir.

3.2.1.2 İrtifa Kontrolcüsü

İrtifa kontrolcüsü hava aracının yükseklik ve düşey yönlü hızının kontrol edildiği kontrolcü yapısıdır. Diğer kontrolcü yapılarına benzer şekilde dış döngüde düşey yönlü konum Z ve iç döngüde düşey yönlü hız $\dot{Z}$ olmak üzere iki basamaktan meydana gelmektedir. Sırasıyla dış kontrolcüde P, iç döngüde PID kontrolcü içeren bu yapıda integral yığılması problemi yalnızca integral kontrol teriminin sınırlandırılması ile çözülmüştür. İrtifa kontrolcüsünün blok diyagramı Şekil 3.9’da gösterilmektedir.



Şekil 3.9 İrtifa kontrolcüsü

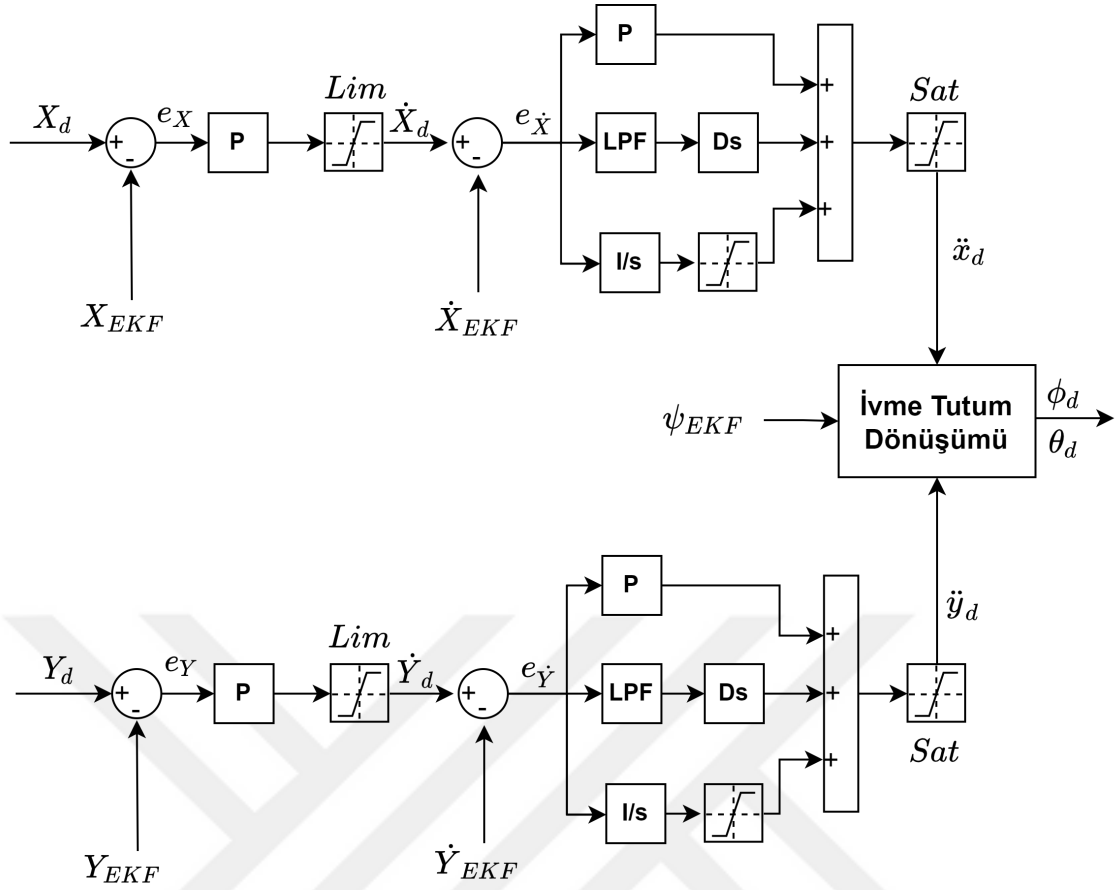
Blok diyagramında yer alan Z_d hedef yükseklik değerini, Z_{EKF} durum tahmincisiinden gelen araç yüksekliğini, e_Z yükseklik hatasını, $\dot{Z}_d$ yükseklik hız hedefini, $\dot{Z}_{EKF}$ durum tahmincisiinden gelen düşey hızı, $e_{\dot{Z}}$ düşey hız hatasını ve U_1 dikey yönlü toplam itki kuvvetini ifade etmektedir. Diyagramda yer alan ilk limit bloğu yükseklik kontrolcüsünün üretebileceği maksimum düşey hız değerini limitlemesi amacıyla kullanılmıştır. PID kontrol yapısının içerisinde yer alan limit bloğu integratör kontrolcünün aşım yapmasını engellemek amacıyla, kontrol çıkışı sonuna eklenen limit bloğu ise toplam kontrol sinyalini limitlemek amacıyla eklenmiştir. Diğer kontrol yapılarının aksine kontrol bloğu, **Askı İtki Kuvveti** olarak belirtilen önceden belirlenmiş değer ile toplanarak İHA'ya beslenmektedir. Bu değer hava aracını

askıda tutmayı sağlayan itki kuvveti olup kontrolcü bu itki değeri üstüne etki ederek kontrolü sağlamaktadır. Uçuş kontrol modları diğer kontrolcüler olduğu gibi irtifa kontrolcünün aktifliğini de değiştirmektedir. Bu sebeple diyagramda yer alan seçim algoritması uygun uçuş moduna göre hava aracı toplam itki kuvvetinin radyo kumanda ile kullanıcıda veya irtifa kontrolcüsünde olacağına karar vermektedir. Manuel (Uçuş Mod 1) ve Stabil (Uçuş Mod 2) uçuş modlarında irtifa kontrolcüsü çalışmamakta ve toplam itki değeri U_1 doğrudan kullanıcı tarafından kontrol edilmektedir. Hız kontrol modu (Uçuş Mod 3) açık olduğunda irtifa kontrolcüsünün yalnızca düşey hız kontrolcüsü aktive olup, düşey hız hedef değeri $\dot{Z}_d$ kullanıcı tarafından belirlenir. Pozisyon kontrol modu (Uçuş Mod 4) veya görev kontrol modu (Uçuş Mod 5) aktifse irtifa kontrolcüsünün tüm iç kontrolcüleridir ve hedef yükseklik değeri Z_d radyo kumanda veya uçuş bilgisayar komutları ile belirlenir.

3.2.2 Dış Döngü Kontrolcüler

Dış döngü kontrolcüler pozisyon kontrolcü bloğu içerisinde yer alan **konum** ve **hız** kontrolcüler olarak sınıflandırılabilir. Bu kontrolcülerin dış kontrolcü olarak adlandırılmalarındaki sebep basamaklı PID kontrol yapısının dış halkasını oluşturması ve çıkışlarının doğrudan kontrol sistemine uygulanması yerine iç döngüdeki kontrolcülere hedef olarak yansıtılmasıdır. Pozisyon kontrolcüsü dışta P konum kontrolcüsü, içte ise hız PID kontrolcüsünden oluşan basamaklı P/PID kontrol yapısındadır. Kontrolcünün yapısı ve blokları irtifa kontrolcüsü ile benzerlikler göstermektedir.

Blok diyagramında yer alan X_d ve Y_d hedef konum değerini ifade eder. Bu değerler ataletsel eksen takımı referanslı verilmiştir dolayısıyla uçuş kontrol sisteminin komut ve sensör ölçümleri ataletsel eksen takımına dönüştürülerek kontrol hesaplamaları yapılmaktadır. X_{EKF} ve Y_{EKF} durum tahmincisinden gelen araç konumunu, e_x ve e_y konum hatasını, $\dot{X}_d$ ve $\dot{Y}_d$ birimli doğrusal hız hedefini, $\dot{X}_{EKF}$ ve $\dot{Y}_{EKF}$ durum tahmincisinden gelen cinsinden doğrusal hızları, $e_{\dot{x}}$ ve $e_{\dot{y}}$ ise doğrusal hız hatalarını temsil etmektedir. Manuel (Uçuş Mod 1) ve Stabil (Uçuş Mod 2) uçuş modlarında konum kontrolcüsü çalışmamakta dolayısıyla araç pozisyon ve hızı kullanıcı tarafından kontrol edilmektedir. Hız kontrol modu (Uçuş Mod 3) açık olduğunda konum kontrolcüsünün yalnızca hız kontrolcüsü aktive olup, hız hedef değeri $\dot{X}_d$ ve $\dot{Y}_d$ kullanıcı tarafından belirlenir. Pozisyon kontrol modu (Uçuş Mod 4) veya görev kontrol modu (Uçuş Mod 5) aktifse konum kontrolcüsünün tüm iç kontrolcüleridir ve hedef pozisyon değeri X_d ve Y_d radyo kumanda veya uçuş bilgisayar komutları ile belirlenir.



Şekil 3.10 Konum kontrolcüsü

İHA konum kontrolü sistemin eksik tahrikli yapıda olması sebebiyle yalnızca hava aracının tutum kontrolü ile sağlanabilmektedir. Konum kontrolcüsünün çıkışları sırasıyla ataletsel eksen takımı X ve Y eksenleri için ivme hedef değerlerini ($\ddot{X}_d$, $\ddot{Y}_d$) üretmektedir. Üretilen ivme değerlerinin kontrol sisteminde uygulanabilmesi için tutum kontrolcüsünün yuvarlanma ve yunuslama açılı hedeflerine dönüştürülmesi gerekmektedir. Bu dönüşüm için İHA matematiksel modelini ifade eden (2.47) eşitliği aşağıdaki gibi düzenlenebilir.

$$\begin{aligned}\ddot{X}_d &= \frac{-U_1}{m} \begin{bmatrix} s(\phi_d)s(\psi) + c(\phi_d)c(\psi)s(\theta_d) \end{bmatrix} \\ \ddot{Y}_d &= \frac{-U_1}{m} \begin{bmatrix} c(\phi_d)s(\psi)s(\theta_d) - c(\psi)s(\phi_d) \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (3.7)$$

Elde edilen düzenlenmiş denklemde küçük açı varsayımı ($\sin(x) \approx x, \cos(x) \approx 0$) yapılır ve tutum kontrolcüsü hedef açılı değerleri ϕ_d ve θ_d yalnız bırakılırsa, ataletsel eksen takımında tanımlı ivme değerlerini sağlamak için gerekli olan yuvarlanma ve yunuslama açıları İHA'nın mevcut sapma açısına göre (3.8)'deki gibi ifade edilebilir.

Elde edilen açı değerleri tutum kontrolcüsü yuvarlanma ve yunuslama açılarına hedef olarak gönderilmektedir.

$$\begin{aligned}\phi_d &= \frac{m}{U_1} \left[-\ddot{x}_d s(\psi) + \ddot{y}_d c(\psi) \right] \\ \theta_d &= \frac{m}{U_1} \left[-\ddot{x}_d c(\psi) - \ddot{y}_d s(\psi) \right]\end{aligned}\quad (3.8)$$

3.2.3 Motor Dağıtım Algoritması

İHA'nın konum ve pozisyon kontrolünü sağlayan kontrolcü yapıları basamaklı yapıda olup yalnızca en iç döngüde yer alan kontrolcülerin kontrol sinyali üretmektedir. Üretilen kontrol sinyalinin İHA üzerinde uygun motorlara aktarılması için motor dağıtım algoritması kullanılmaktadır. Bu algoritma kontrol çıkışlarını her bir motora İHA üzerinde bulunduğu pozisyona göre işaretlendirerek dağıtmaktadır. Kontrol çıkışları olan kuvvet ve momentlere (U_1, U_2, U_3 ve U_4) karşılık gelen motor dönüş hızları $\omega_T, \omega_R, \omega_P$ ve ω_Y olarak adlandırılırsa motor dağıtım algoritması (3.9)'daki gibi ifade edilebilir. Motor dağıtım algoritması Şekil 2.10'da yer alan motor numaraları ve yönlerine göre oluşturulmuştur. Tez kapsamında yer alan İHA motorlarının simetrik konumlanması ve dönüş eksenlerine eşit uzaklıkta olmaları, motor dağıtım algoritmasında herhangi bir boyutsal katsayı bulunmamaktadır.

$$\begin{aligned}\omega_1 &= \omega_T - \omega_R + \omega_P - \omega_Y \\ \omega_2 &= \omega_T - \omega_R - \omega_P + \omega_Y \\ \omega_3 &= \omega_T + \omega_R - \omega_P - \omega_Y \\ \omega_4 &= \omega_T + \omega_R + \omega_P + \omega_Y\end{aligned}\quad (3.9)$$

3.3 Sensör Füzyonu

İnsansız hava aracı kontrol sistemi geri beslemeli kontrol yöntemini kullanmakta olup, kontrolcüler uçuş esnasında kontrol ettiği durum değişkenine ilişkin anlık verilere ihtiyaç duymaktadır. Bu sebeple hava aracının kararlı bir tam kontrolü için, yüksek doğruluk ve kesinlikte tutum ve konum verileri gerekmektedir [53]. İnsansız hava araçları tutum ve pozisyon durum değişkenlerini uçuş kontrol sistemine entegre sensör verileri ile temin etmektedir. Sıklıkla havacılıkta kullanılan, pozisyon ve tutum ölçümleri veya tahminlerinin gerçekleştirilmesine olanak sağlayan sensör yapıları Bölüm 3.3.1'de gösterilmektedir. Bahsi geçen sensörlerin uygun algoritmalarla

anlamlandırılarak birlikte kullanılması ile oluşturulan ölçüm sistemleri ise Bölüm 3.3.2’de aktarılmaktadır. Tutum ve pozisyon tahminleri sensör füzyonu literatüründe sıklıkla navigasyon çıkışları olarak adlandırılır. Tahminler ataletsel ölçüm sensörleri olarak da isimlendirilen ivmeölçer, dönüölçer ve manyetik alan ölçer sensörleri baz alınarak yapılmaktadır. Tablo 3.2 tutum ve pozisyon tahmininde sıklıkla kullanılan ölçüm sistemlerini, sensörlerini ve çıktılarını göstermektedir.

Tablo 3.2 Tutum ve pozisyon ölçüm sistemleri [39]

Kısaltma	Sistem	Sensör*	Navigasyon Çıktısı
ANS (INS)	Ataletsel Navigasyon Sistemi	$\dot{I}+D+(M)$	Tutum,Pozisyon,Hız
TYRS (AHRS)	Tutum Yönelim Referans Sistemi	$\dot{I}+D+(M)$	Tutum
GNSS	Küresel Uydu Seyrüsefer Sistemi	G	Pozisyon, Hız
ANS/GNSS	ANS/GNSS Füzyonu	$\dot{I}+D+G+(B)+(M)$	Tutum, Pozisyon, Hız

* İ: İvmeölçer, D: Dönüölçer, M: Manyetometre, G: GNSS, B:Barometre

Mevcut ölçüm sistemleri arasında yüksek kesinlik ve doğrulukta yeterli yenileme frekansında navigasyon sistemleri bulunmasına rağmen bu sistemlerin boyutları, ağırlıkları ya da maliyetleri İHA’larda kullanımına engel olmaktadır. Bu sorun ise düşük maliyetli, hafif ve ölçüm kalitesi çok yüksek olmayan sensörlerin uygun füzyon algoritmaları ile birleştirilmesi ile çözülmektedir [54].

Son yıllarda artan üretim hacmi ve bulunabilirliğinin yanında düşük maliyeti, baskı devre üzerine yerleştirilebilecek kadar küçük boyutları ve yüksek yenileme frekansları MEMS tabanlı sensörlerin pozisyon ve tutum tahmin algoritmalarında tercih edilmesine yol açmıştır. Sıklıkla AÖB ve ANS’lerde kullanılan MEMS tabanlı sensörler yapıları gereği karmaşık sensör hataları ve bu hataların zamanla birikimi sebebiyle oluşan düşük doğrulukta navigasyon çıkışlarına sahiptir. MEMS tabanlı ataletsel sensörler ANS ve TYRS sistemlerinde çoğunlukla tutum tahmininde başarılı sonuçlar verse de pozisyon tahminindeki düşük doğrulukları düşük maliyetli MEMS tabanlı ANS’lerin pozisyon tahmininde doğrudan kullanılmasını engellemektedir [55]. GNSS sıklıkla dış ortamda çalışan araçların pozisyon ve hız ölçümlerinde kullanılmaktadır. GNSS alıcı, uydu sinyalleri ve algılayıcı arasındaki sinyal iletim hızının vermiş olduğu fiziksel sınır sebebiyle düşük frekanslarda (Genellikle 1-10 Hz arasında) çıkış üretmektedir. Bu frekans değerleri sıklıkla kontrol edilen dinamik sistemin pozisyon ve hız kontrolü için düşük kalmaktadır.

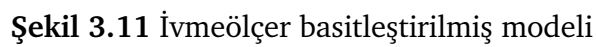
İHA ağırlık ve maliyet kriterleri kapsamında mevcut tutum ve konum ölçüm sistemleri değerlendirilirse, yalnızca tek bir ölçüm sistemine ait tahmini kullanmanın yüksek doğruluk, kesinlik ve veri frekansı ihtiyacını karşılayamayacağı görülebilir. Bu problemin çözümü sıklıkla ANS ve GNSS sistemlerinin birleştirilmesi ile çözülür. Bu füzyon işlemi ANS sisteminde oluşan düşük frekanstaki ölçüm kaymalarını GNSS'nin düşük doğruluktaki ölçümleriyle, GNSS'de yer alan yüksek frekanslı ölçüm hatalarını ise ANS ile düzeltmeye imkân sağlar. Böylelikle daha yüksek doğruluk ve frekansta ölçümler elde edilebilir. Tahmin edilen durum değişkenleri, kullanılan sensörlerin yapısı ve entegre ediliş biçimleri, ANS/GNSS füzyonu için bir çok yöntemi mümkün kılar. Tez kapsamında düşük maliyetli ve MEMS tabanlı ataletsel sensörler, manyetometre, barometre ve GNSS alıcı gevşek bağlı birleşim yapısı ve GKF yöntemi kullanılarak İHA'nın pozisyon ve tutum tahminleri yapılmıştır.

3.3.1 Sensörler

Bu bölümde sıklıkla havacılıkta kullanılan ve herhangi bir nesnenin ataletsel eksen takımına göre hareketini ölçmeyi sağlayan sensörler aktarılacaktır. İHA'nın pozisyon ve tutum tahmininde kullanılan sensörler ataletsel ölçüm birimi (ivmeölçer ve dönüölçer), manyetometre ve barometre olarak sıralanabilir.

3.3.1.1 Ataletsel Ölçüm Birimi

İvmeölçerler bir nesneye ait ataletsel ölçümü sağlayan sensörlerdir. Mekanik, piezoelektrik, kapasitif ve MEMS gibi yapılarda olabilen ivmeölçerler benzer ölçüm yapısını kullanır. Konsept olarak ivmeölçer, kütle-yay-damper sistemi olarak düşünülebilir. Kütlenin yalnız tek bir yönde hareket ettiği varsayımı yapılırsa sistem üzerine düşen kuvvetler ataletsel kuvvet, yay ve damper kuvveti olarak yazılabilir. Sistemde yer alan kütle, yay ve damper katsayılarının bilindiği durumda sistemdeki yer değiştirmenin ölçümü doğrudan ivmenin ölçümünü mümkün kılacaktır. Bu ölçüm yöntemi MEMS ivmeölçerler için de geçerlidir. MEMS ivmeölçerlerdeki kütle yer değişimi kapasitans değişimi ile ölçülmektedir. İvmeölçere ait basit model Şekil 3.11'de yer almaktadır. İvmeölçer yer çekimi ivmesi ile eş doğrultuda ölçüm yapmak için konumlandırıldığında, kütle-yay-damper sisteminde yer alan kütle yer çekimi etkisi ile kendiliğinden bir yer değiştirme gerçekleştirecektir. Bu durum ivmeölçerlerin bağlı oldukları cisme ait doğrusal ivmenin yanında yer çekimi ivmesini de ölçmesini sağlamaktadır.



Ataletsel sensörler ANS ve TYRS gibi ölçüm sistemlerinde kullanıldıkları için performansları sahip oldukları hata karakteristikleriyle ölçülmektedir. Bir AÖB’de yer alan hatalar **deterministik** ve **stokastik** olmak üzere iki bölümde incelenebilir. Deterministik hatalar gelecekteki değerlerinde rastgelelik bulunmayan hataları ifade

ederken, stokastik hatalar zamana göre olasılıksal olarak değişen hataları ifade etmektedir. Deterministik hatalar çalışma öncesi kalibrasyonlar ile telafi edilebilirken stokastik hataların ölçülmesi zordur ve tahmin edilmesi gerekir. Bir AÖB'de ölçüm esnasında gerçek ölçüm değeri üzerine etkiyen hatalar aşağıdaki gibi sıralanabilir.

Eksen Kaçıklığı: AÖB bünyesinde yer alan mekanik yapı ile gerçekte ölçüm yapılması istenen eksenler arasında oluşan açı kaynaklı hatadır. Montaj kaynaklı oluşan bu hata sıklıkla fabrika testlerinde yer alan kalibrasyonlar ile düzeltilmektedir.

Sabit Kayma Hatası: Sensör ölçüm işlemine başladığı ve herhangi bir giriş olmadığı durumda, gerçek ölçüm değeri ile arasında sabit bir kayma meydana gelir. Bu kayma ifadesi ortam şartları (sıcaklık, nem vb.) kaynaklı olup farklı zamanlarda farklı değerler alabilmektedir. İvmeölçer için m/s^2 dönüölçer için rad/s biriminden olan bu sabit kayma hatası ya başlangıç kalibrasyonu ile ya da GNSS sensör füzyonu ile tahmin edilip telafi edilebilmektedir.

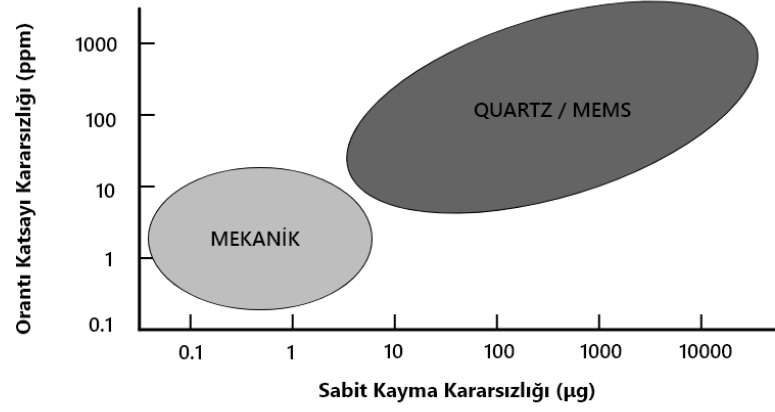
Kayma Faktörü Hatası: Ölçülen veri ile uygulanan hareketin değişimi arasındaki oran sebebiyle meydana gelen hatayı ifade eder. Sensörler doğrusal olmayan yapıları gereği doğrusal bir harekete doğrusal olmayan ölçüm yanıtı verir, bu ölçüm ise doğrusallaştırılır. Doğrusallaştırma kaynaklı hareket ve doğrusallaştırılmış ölçüm yanıtı arasında oluşan oran hatanın kaynağıdır. Veri föylerinde sıklıkla % birimiyle ifade edilir.

Sabit Kayma Kararsızlığı: Genellikle veri föylerinde çalışma şartında sabit kayma kararsızlığı olarak adlandırılan bu hata değeri sabit kayma hatasının zaman içindeki değişim oranını ifade eder. Birimi ivmeölçer için $m/s^2/\sqrt{Hz}$, dönüölçer için $rad/s/\sqrt{Hz}$ olarak ifade edilir.

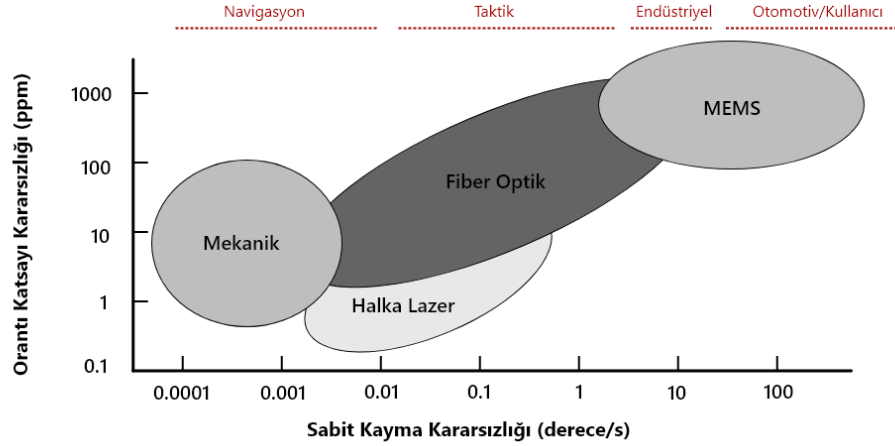
Rastgele Sensör Gürültüsü: Sensör üzerine düşen yüksek frekanslı terimlerin bir toplamı olarak ifade edilir. Sensörler farklı çıkış frekanslarında veri üretebildikleri ve yüksek frekanslı bir sinyalin düşük frekansla örneklenmesi sebebiyle oluşacak gürültü değeri ile yüksek frekanslı örneklemedeki gürültü değerinin standart sapmaları farklı olacağı için $rad/s/\sqrt{Hz}$ ve $\mu g/\sqrt{Hz}$ olarak ifade edilir. Örnek olarak belirtilen birimde ifade edilen bu gürültü değeri ile kök için örnekleme frekansı ifadesinin çarpımı o frekanstaki gürültü standart sapmasını vermektedir.

Ataletsel sensörler sıklıkla ANS ve TYRS sistemlerinde navigasyon çıktısı üretmek amacıyla kullanılmaktadır. Bu amaç doğrultusunda üretmiş oldukları çıkışların doğruluklarına göre: **Navigasyon Sınıfı**, **Taktik Sınıfı**, **Endüstriyel Sınıf** ve **Otomotiv/Son Kullanıcı Sınıfı** olarak sınıflandırılırlar. [39]. Bu sınıflandırma navigasyon çıktılarının doğruluklarına göre yapılmaktadır ve yüksek sınıfta yer alan ataletsel

sensörlerin sabit kayma kararsızlıkları düşüktür. Şekil 3.13 ve Şekil 3.14 dört sınıfa ayrılan ataletsel sensörlerin sabit kayma hatalarına göre sınıflandırma grafiklerini göstermektedir.



Şekil 3.13 İvmeölçerlerin sınıflandırılması [39]

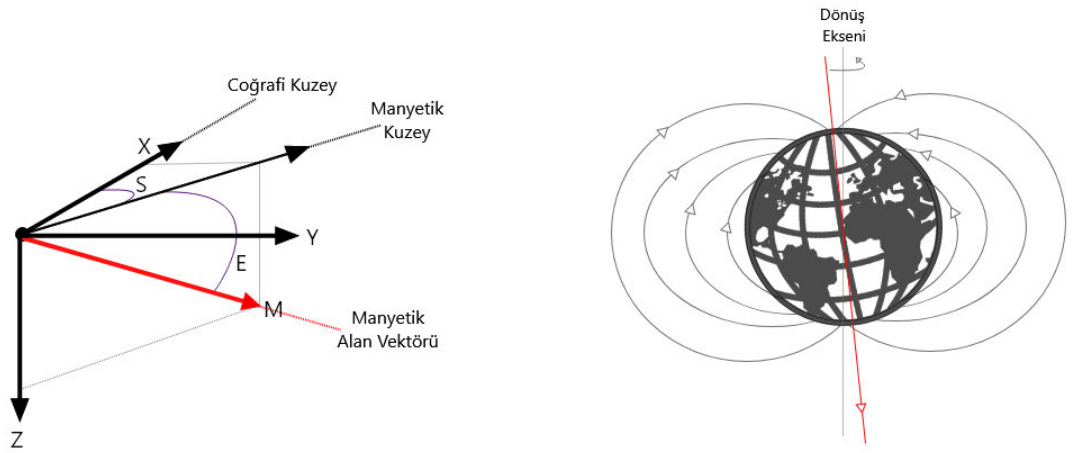


Şekil 3.14 Dönüölçerlerin sınıflandırılmaları [39]

3.3.1.2 Manyetometre

Manyetometreler manyetik alanın yönü ve büyüklüğünü ölçmeyi sağlayan algılayıcılardır. Sıklıkla manyetorezistif malzeme yardımı ile ölçüm yapan manyetometreler Dünya'nın manyetik alan bilgisini kullanarak manyetik kuzeye göre sapma açısının tespit edilmesini sağlar. Dünyanın manyetik alanı gibi zayıf bir manyetik alan etkisini ölçebilecek çözünürlükte olan bu sensörler çevrede yer alan diğer bozucu manyetik alanları da ölçmektedir. Bu sebeple manyetik kuzeyi ölçmek için bozucu manyetik alan oluşturan yapılardan (akım taşıyan tel, ferromanyetik malzemeler vb.) uzak konumlandırılması önemlidir.

Dünya'nın manyetik alan vektörü yatay ve dikey komponentlerden oluşmakta olup manyetik güney kutbundan manyetik kuzey kutbuna yönlüdür. Bu komponentler sıklıkla sapma (declination) ve eğilim (inclination) terimlerini açıklamak için kullanılır. Eğilim açısı yeryüzü yatay eksenine ile manyetik alan vektörünün arasındaki açıyı, sapma açısı ise manyetik kuzey kutbu ile coğrafi kuzey kutbu arasındaki açıyı ifade etmektedir. Sapma ve eğilim açıları arasındaki ilişki ile Dünya'nın manyetik alanı Şekil 3.15'te gösterilmiştir. Dünya'nın manyetik kutupları yıllar içerisinde değişmekte olup eğilim ve sapma açıları Dünya üzerindeki her bir lokasyon için farklılık göstermektedir. Bu değerler yıllık ölçümler ile yapılan haritalardan temin edilmektedir.



Şekil 3.15 Dünya'nın manyetik alan özellikleri

3.3.1.3 Barometre

Barometreler atmosfer basıncını ölçen sistemlerdir. Atmosfer basıncının yükseklik ile değişim göstermesi sebebiyle yükseklik referans bilgisi vermek amacıyla kullanılmaktadır. MEMS barometreler sıklıkla piezoelektrik malzemenin basınç değişimlerine verdiği etki ile ölçümlerini gerçekleştirir, nem ve sıcaklık gibi hava durumları sebebiyle eş irtifalarda farklı basınç değeri çıkışı verebilir. Basınç ve irtifa arasındaki ilişki başlangıç ve anlık basınç değerleri kullanılarak (3.10)'daki hesaplanabilir. Böylelikle mutlak irtifa ölçümü ile ilgili doğruluk problemleri yaşansa da başlangıç konumuna göre yükseklik hesaplamalarında doğruluk problemi yaşanmamaktadır. Basınç ve sıcaklık farklarından etkilenen MEMS barometrelerin anlık basınç farklarına karşı rüzgârdan korunaklı olarak konumlandırılması önemlidir.

$$p(h_1) = p(h_0) \left(1 - \frac{a \Delta h}{T h_0} \right)^{\frac{Mg}{R_b a}} \quad (3.10)$$

$p(h_1)$: h_1 yüksekliğindeki noktanın basınç değeri.

$p(h_2)$: h_2 yüksekliğindeki noktanın basınç değeri.

M : Atmosferik gazların ortalama molar kütlesi ($0.02896 \text{ kg mol}^{-1}$)

R_b : Evrensel Gaz Sabiti ($8.314 \text{ JK}^{-1} \text{ mol}^{-1}$)

a : Basınç sıcaklık değişim doğrusallaştırma katsayısı (0.65 K/m)

g : Yerçekimi ivmesi (9.80620 m/s^2)

T : Mutlak sıcaklık (273 K)

Δh : Yükseklik farkı ($h_1 - h_0$)

3.3.2 Ölçüm Sistemleri

3.3.2.1 Ataletsel Navigasyon Sistemi - ANS

Ataletsel Navigasyon Sistemleri, referans eksen takımına veya mutlak koordinatlara göre konumu hesaplayabilen navigasyon sistemleridir [56]. Birbirine dik üç eksenle ölçüm yapabilen ivmeölçer ve dönüölçer sensörlerinin birlikte kullanılması ile oluşmaktadır. İvmeölçer ve dönüölçer sensörlerinin yüksek frekanslı geri bildirimleri ve dışa bağımsız yapısı (GNSS sinyal kesilmesi gibi) ile ek bir veriye gerek duyulmaksızın konum ve tutum verileri tahmin edilebilir.

ANS ivme ve açısal hız ölçümlerini basit hareket modelleri içerisinde kullanılarak tutum, hız ve pozisyon verilerini tahmin eder. Bu dönüşüm için öncelikli olarak açısal hız ölçümlerinin integrali alınarak referans eksen takımı ve ANS arasındaki rotasyon matrisi hesaplanır. Bu matris aynı zamanda referans eksen takımı ve ANS eksen takımı arasındaki tutum bilgisini de içermektedir. Benzer şekilde doğrusal hız ve konum verileri ivmeölçer vasıtasıyla ölçülen ivme değerinin sırasıyla bir ve iki kez integrali alınması ile hesaplanır. Hesaplanan ölçümlerin ANS eksen takımında olması sebebiyle rotasyon matrisi kullanılarak referans eksen takımına aktarılır. ANS'lerin bu tahminleri sıklıkla gözü kapalı tahmin (dead reckoning) olarak adlandırılır. Bunun sebebi ANS'lerin yalnızca ataletsel sensörler kullanması ve buna bağlı olarak herhangi bir düzeltici referans ölçüm içermemesidir. Bu durum ise ivmeölçer ve dönüölçer kaynaklı hataların integral alma işlemlerinde toplanarak sonucun doğruluğunu bozmasına yol açar. Bu sebeple ANS'ler sıklıkla GNSS gibi düzeltici referans içeren sensörlerle birlikte kullanılmaktadır.

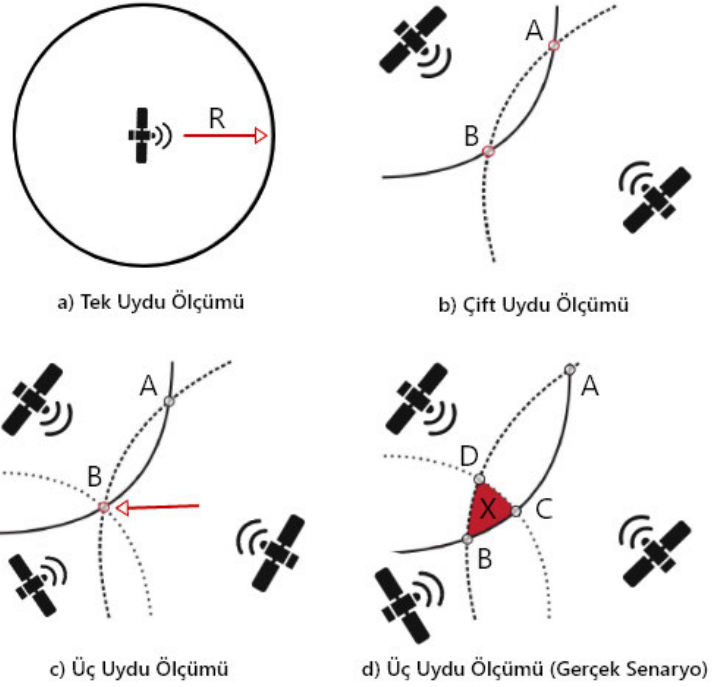
Tablo 3.3 Uluslararası GNSS sistemleri

İsim	Ülke	Uydu Sayısı	Taşıyıcı Frekansları
GPS	ABD	31	L1/L2/L5
GLONASS	Rusya	24+	G1/G2
Galileo	Avrupa	30	E1/E5a/E5b
BeiDou	Çin Halk Cumhuriyeti	30	B1/B2
QZSS	Japonya	7	L1/L2/L5

3.3.2.2 Küresel Uydu Seyrüsefer Sistemi - GNSS

GNSS, GNSS alıcının pozisyon hız ve zaman verilerini hesaplayabilmesine imkan veren veri paketlerini uydu sinyalleri aracılığıyla sağlayan uydu konfigürasyonudur[39]. GNSS sistemi temelde pasif bir sistem olup uydular tarafından yayımlanan sinyaller sınırsız sayıda GNSS alıcısı tarafından yorumlanarak kullanılabilir. Son kullanıcıların kullanımına açık bu yönü dış ortamda pozisyonlama uygulamalarında sıklıkla tercih edilmesine yol açmıştır. Literatürde sıklıkla GPS sistemi olarak adlandırılrsa da GPS ilk uydu sistemini konfigüre eden Amerika'nın GNSS sistemine verilen isimdir. Tablo 3.3 GNSS sistemine sahip ülkeler ve sistem özelliklerini göstermektedir. GNSS alıcıların büyük bir çoğunluğu tabloda yer alan sistemlerle çalışabilecek niteliktedir.

Uydudan gelen ham veriler GNSS alıcısı içerisinde pozisyon, hız ve zaman bilgisine dönüştürülebilmektedir. Pozisyon ve hız verilerinin elde edilebilmesi için GNSS alıcısının en az üç uydu sinyalinden veri alması gerekmektedir. Şekil 3.16 GNSS alıcısının sırasıyla bir, iki ve üç uydudan sinyal aldığı durumları ve pozisyon tahminlerini göstermektedir. Şekil 3.16 'da gösterilen durum gürültü olmaksızın yapılan ölçüm durumu olup pratikte mümkün değildir. Gerçek senaryoda bu üç ölçüm GNSS sistemi kaynaklı hatalara maruz kalır ve bir nokta yerine bir alan ölçülen pozisyonu temsil eder. GNSS alıcısı içerisinde yer alan özel algoritmalar anten mesafesi, saat hataları vb. tüm hataları dikkate alarak bu alanın içerisinde yer alan en uygun noktayı çıkış olarak verir. GNSS'e ait doğruluk değerleri GNSS alıcının görmüş olduğu uydu sayısı ve GNSS alıcının saat kalitesi ile doğru orantılıdır. Bu sebeple sıklıkla pozisyon hassasiyetinin 5 metre ile sınırlı olduğu varsayımı yapılabilir. GNSS doğruluğunun ve yeteneklerinin artırılması amacıyla DGPS (Differential GPS), PPP (Precise Point Positioning) ve RTK GPS (Real Time Kinematic GPS) gibi birçok yöntem söz konusudur. Tez kapsamında standart tek antenli GPS alıcısı kullanılmıştır.



Şekil 3.16 GPS uydu sayısı ve pozisyon tahminleri [39]

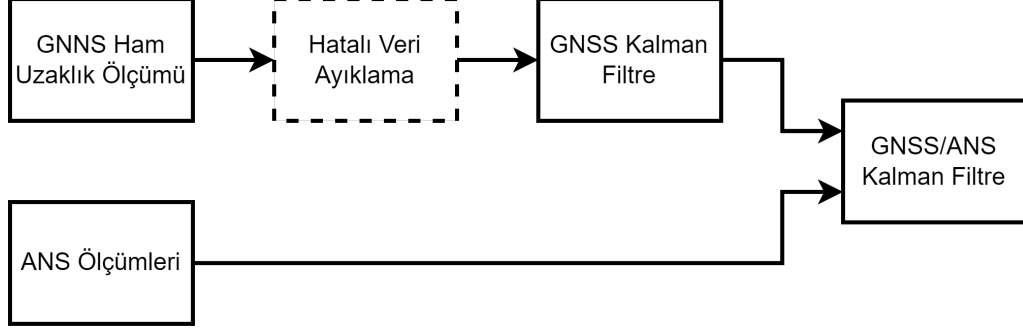
3.3.3 ANS/GNSS Birleştirme Yapısı

ANS ve GNSS benzer ölçümler yapmalarına karşın farklı hata karakteristiklerine sahiptirler. Hata karakteristikleri arasında yer alan bu fark birbirlerini tamamlamalarına ve hatalarını gidermelerine olanak sağlar. ANS/GNSS birleşimleri kullanılan füzyon algoritması, tahmin edilen değerler bakımından farklar yaratmakta olup üç temel birleştirme yönteminin olduğu söylenebilir: **Gevşek Bağlı Birleştirme**, **Sıkı Bağlı Birleştirme**, **Aşırı Sıkı Bağlı Birleştirme**. Şekil 3.17 yöntemlere ilişkin blok diyagramlarını göstermektedir.

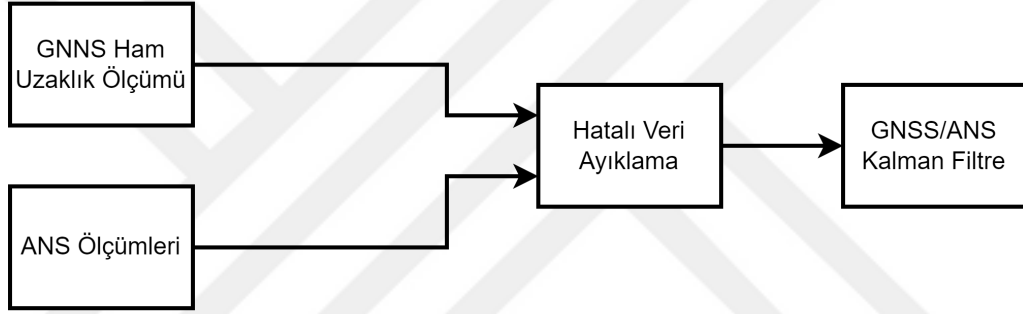
Gevşek bağlı birleştirme en sık kullanılan yapı olup, ANS'ye ait navigasyon tahmininin GNSS alıcısından elde edilen pozisyon, hız ve zaman bilgileri ile Kalman Filtresi kullanılarak birleştirilmesini esas alır. Böylelikle ANS ölçümleri tutum pozisyon ve hız verilerini tahmin ederken, GNSS ölçümleri bu tahminleri güncellemeyi ve aynı zamanda ANS ölçümlerinde meydana gelen kaymaları tahmin etmeyi mümkün kılar. ANS ham ölçümlerinden KF'nin tahmin ettiği ANS kayma değerleri çıkartılarak ölçümlerin hataları giderilmiş olur. Bu yapı GNSS alıcısının dört veya daha fazla uydu ile iletişime geçmesini zorunlu kılması sebebiyle açık hava şartlarında kullanıma daha uygundur.

Sıkı bağlı birleştirme, GNSS alıcısının navigasyon çözümlerini kullanmak yerine doğrudan ham GNSS ölçümlerinin ANS ile birleştirilmesi esasına dayanır. GNSS alıcısından ölçülen uydu ve GPS alıcı arası mesafe ve Doppler ölçümleri GNSS

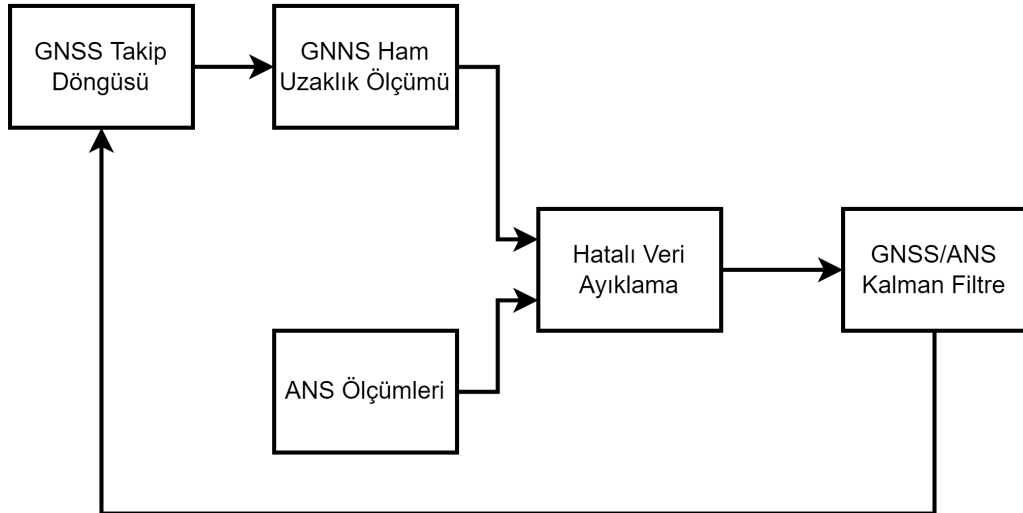
alıcısı içinde anlamlandırılmak yerine, ANS'ten gelen ölçümler ile birlikte Kalman filtresinden geçirilir. Bu yapı GNSS alıcısının navigasyon çözümlerini içermediği için yalnızca bir uydu ile de birleştirme mümkün olmaktadır. Bu sebeple sıklıkla kısmi açık alanlarda tercih edilmektedir.



a) Gevşek Bağlı Birleşim



b) Sıkı Bağlı Birleşim



c) Aşırı Sıkı Bağlı Birleşim

Şekil 3.17 ANS/GPS birleştirme yöntemleri

Aşırı sıkı birleştirme yapısı ANS ve GNSS alıcının birlikte çalışmasını zorunlu kılan en kapalı yapıdır. ANS ve GPS birer bağımsız sistem yerine, ANS'nin GNSS sinyal takip döngülerini kontrol etmesi esasına dayanır. Yüksek işlem gücü gerekliliği ve karmaşık yapısı sebebiyle nadiren bu birleştirme yapı kullanılmaktadır. Çalışma kapsamında İHA'nın açık hava şartlarında bulunacağı göz önünde bulundurularak gevşek bağlı birleştirme yapısı, GKF yöntemi ile birlikte kullanılmıştır.

3.3.4 Kalman Filtresi

KF, durum uzay formu ile ifade edilmiş dinamik sistemlerde sistemin anlık durum değişkenleri ile birlikte giriş ve çıkış bilgilerini işleyerek durum değişkenlerinin tahminini mümkün kılan optimal bir tahmincidir [41]. Sıklıkla bilinmeyen değişkenlerin ölçümler yoluyla tahmin edilmesi amacıyla kullanılan KF; farklı uygulamalarda kullanılabilir yapısı, benzer tahmin algoritmalarına kıyasla basit yapısı ve daha az işlem gücü gerektirmesi sebebiyle hedef takibi, ANS/GNSS navigasyon sensör füzyonu ve model parametre tahmini gibi alanlarda kullanılmaktadır. Temelde doğrusal sistem varsayımıyla kurgulanan KF'nin uygulama alanı ve sistem yapısına göre birden fazla düzenlenmiş formu bulunmaktadır. ANS/GNSS sensör füzyonu sistem modelinin doğrusal olmayan yapısı standart KF'nin kullanımını engellemektedir. Bu sebeple çalışma kapsamında KF'nin yerel doğrusallaştırma içeren ve doğrusal olmayan sistemlerde kullanımına olanak sağlayan GKF algoritması kullanılmıştır. Bu yapının temelleri KF'yle paralel olması sebebiyle ilk olarak standart KF yapısı, denklemleri ve algoritması açıklanmıştır. Ele alınan KF formülasyonları ayrık sistemlerde uygulanabilir ayrık formda KF yapılarıdır. KF durum-uzay formatında doğrusal dinamik sistemlerin durumlarını tahmin etmek amacıyla kullanılır. Tahmin edilen sistemin doğrusal ve ayrık zamanlı olduğu varsayımıyla sistem modeli (süreç modeli) (3.11)'deki gibi yazılabilir. Süreç modeli durum vektörlerinin $k - 1$. zamandan k . zamana değişimini ifade etmektedir.

$$\mathbf{x}_k = \mathbf{F} \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{B} \mathbf{u}_{k-1} + \omega_{k-1} \quad (3.11)$$

Denklemden yer alan $\mathbf{F}$ durum geçiş matrisini, $\mathbf{B}$ kontrol giriş matrisini, ω_{k-1} ise süreç gürültü vektörünü ifade etmektedir. $\mathbf{F}$ matrisi durumların bir önceki örnekleme zamanına göre değişimini, $\mathbf{B}$ matrisi ise kontrol girişinin sisteme etkisini tanımlar. ω modelin gerçek sistemden farkını tanımlayan gürültü ifadesidir. Süreç gürültüsünün normal dağılıma sahip, sıfır ortalamalı ve $\mathbf{Q}$ kovaryanslı olduğu varsayılır. Böylelikle sürüş gürültüsü $\omega_{k-1} \sim N(0, \mathbf{Q})$ olarak ifade edilebilir.

Ölçüm modeli k . örnekleme zamanında durum ve ölçüm arasındaki ilişkiyi ifade etmektedir. Bu ilişki, $\mathbf{z}_k$ ölçüm vektörü, $\mathbf{H}$ durumlar ve ölçüm arasındaki geçişi ifade eden ölçüm matrisi, ve $\mathbf{v}_k$ ölçüm gürültüsünü ifade etmek şartıyla (3.12)'deki gibi ifade edilebilir. Ölçüm gürültüsü, süreç gürültüsü gibi normal dağılıma sahip, sıfır ortalamalı ve $\mathbf{R}$ kovaryanslı olarak varsayılır. Böylelikle $\mathbf{v}_k \sim N(0, \mathbf{R})$ olarak ifade edilebilir.

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H} \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{v}_k \quad (3.12)$$

KF temel olarak başlangıç durum değerlerinden başlayarak süreç ve ölçüm modellerinde yer alan hesaplamaları ve durumları tahmin eder. Bu bölümde yer alan formülasyonlar $\mathbf{F}$, $\mathbf{B}$, $\mathbf{H}$, $\mathbf{Q}$ ve $\mathbf{R}$ matrislerinin zaman içerisinde değişmeyeceği varsayımı ile kurgulanmıştır. Bu durum sistemin gerçek dinamiklerini yansıtmasa da filtrenin uygulanabilmesi ve basitleştirilmesi açısından önemli bir yere sahiptir. Benzer şekilde süreç ve gürültü matrislerinin pratikte sensör ve süreç modeline ait istatistiksel verileri ifade etmesi ve normal dağılıma sahip olması gerekmektedir. Bu durum da her sistem için gerçek olmamaktadır. Bu sebeple sıklıkla $\mathbf{Q}$ ve $\mathbf{R}$ ifadeleri filtrenin ayarlarının yapılması için kullanılır.

KF iki temel adımdan oluşmaktadır: **Tahmin** ve **Güncelleme**. Tahmin bölümü sistem modeli ile bir önceki örnekleme zamanındaki durum ve giriş değişkenlerinin kullanılarak anlık durum değişkenlerinin tahmin edildiği **durum tahmini** ve süreç kovaryans matrisi ile bir önceki örnekleme zamanındaki hata kovaryans matrisi, $\mathbf{P}$, kullanılarak anlık hata kovaryans matrisinin hesaplandığı **hata kovaryans tahmini** bölümlerinden oluşur ve (3.13)'teki gibi ifade edilir. Hata kovaryans matrisi Kalman filtrenin durum tahminleri üzerindeki tahmin ettiği hatayı ifade eder. Bu bölümde yer alan ifadeler bazı operatörler ile birbirinden ayrılmıştır. Şapka sembolü $\hat{\cdot}$ değişkenin tahmin edildiğini, $+$ ve $-$ ifadeleri ise bu değişkenin sırasıyla güncellemeden bölümünden sonraki ve önceki formlarını ifade eder. Örnek olarak $\hat{\mathbf{x}}_k^-$ ifadesi güncelleme bölümünden önce x değişkeninin tahmin edilen değeridir.

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}_k^- &= \mathbf{F} \hat{\mathbf{x}}_{k-1}^+ + \mathbf{B} \mathbf{u}_{k-1} \\ \mathbf{P}_k^- &= \mathbf{F} \mathbf{P}_{k-1}^+ \mathbf{F}^T + \mathbf{Q} \end{aligned} \quad (3.13)$$

Güncelleme bölümü ölçüm sonuçları kullanılarak durum tahminin yapıldığı ve hata kovaryans matrisinin güncellendiği bölüm olup (3.14) ile ifade edilir. İlk işkem durum tahminleri ve anlık ölçümlerin arasındaki farkın hesaplanmasıdır. Bu fark için ölçüm

değeri z_k , durum vektörünün anlık değeri olan $\mathbf{H}\mathbf{x}_k$ teriminden çıkarılmaktadır. Fark terimi $\tilde{\mathbf{y}}_k$ ardından Kalman kazancı olan $\mathbf{K}_k$ ile çarpılarak bir sonraki adımda durum vektörünün güncellenmesinin yapılmasına olanak sağlar. Benzer şekilde son basamak olarak Kalman kazancı kullanılarak hata kovaryans matrisi güncellenmektedir.

$$\begin{aligned}\tilde{\mathbf{y}}_k &= \mathbf{z}_k - \mathbf{H}\hat{\mathbf{x}}_k^- \\ \mathbf{K}_k &= \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}^T (\mathbf{R} + \mathbf{H}\mathbf{P}_k^- \mathbf{H}^T)^{-1} \\ \hat{\mathbf{x}}_k^+ &= \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k \tilde{\mathbf{y}}_k \\ \mathbf{P}_k^+ &= (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}) \mathbf{P}_k^-\end{aligned}\tag{3.14}$$

Denklemleri paylaşılan Kalman filtrenin çalıştırılmadan önceki ilk adımı başlangıç aşamasıdır. Bunun için durum vektörünün ilk değeri $\mathbf{x}_0$ vektörü ve hata kovaryans matrisinin ilk değeri $\mathbf{P}_0$ vektörü gerekmektedir. Ek olarak süreç ve ölçüm gürültüsünü ifade eden $\mathbf{Q}$ ve $\mathbf{R}$ kovaryans matrisleri de filtre başlangıcından önce belirlenmesi gerekmektedir. Başlangıç değerlerinin ve kovaryans matrislerinin seçimi filtrenin kararlılık durumuna ve kararlı ise yakınsama hızına etki etmektedir.

Kalman filtresi süreç ve ölçüm modellerinin doğrusal olduğu varsayımı ile tanımlanmıştır. Pratikte bu yaklaşım geçerliliğini sınırlı şartlarda sağlamakta olup, ANS/GNSS sistemi özelinde kullanılan sistem yapısı doğrusal değildir. Böylelikle doğrusal olmayan süreç ve ölçüm modeline uygun bir yöntem gerekmektedir. Sıklıkla bu problem çözümü için doğrusal olmayan süreç ve ölçüm modellerinin kullanımına olanak sağlayan ve KF'nin yerel doğrusallaştırmasını içeren GKF kullanılmaktadır.

GKF, KF'nin doğrusal olmayan bir versiyonu olarak düşünülüp standart KF'de yer alan süreç ve ölçüm modelleri doğrusal olmayan formülasyonda ifade edilebilir. Doğrusal olmayan süreç modeli (3.15)'teki gibi olup $\mathbf{f}$ sembolü doğrusal olmayan durum geçiş fonksiyonu, $\mathbf{h}$ ise anlık ölçümler ile durum vektörü arasındaki ilişkiyi tanımlayan doğrusal olmayan fonksiyonu gösterir. Standart formülasyonda da yer alan ω_{k-1} ve $\mathbf{v}_k$ ifadeleri yine sırasıyla süreç ve ölçüm modelinin $\mathbf{Q}$ ve $\mathbf{R}$ kovaryanslı normal dağılıma sahip gürültülerini tanımlamaktadır.

GKF, doğrusal olmayan model içermesine rağmen KF ile benzer algoritma içermektedir. Temel olarak aralarındaki fark süreç ve ölçüm modellerinin doğrusal olmayan fonksiyonlar ile tanımlanıp, her bir örnekleme zamanında doğrusallaştırılarak kullanılmasıdır. Bu doğrusallaştırma Taylor serisi açılımı kullanılarak birinci dereceden kısmi türevlerinin alınması olarak ifade edilen Jacobian matrisinin elde

edilmesi ile (3.16)'daki gibi gerçekleştirilebilir.

$$\begin{aligned}\mathbf{x}_k &= \mathbf{f}(\mathbf{x}_{k-1}, \mathbf{u}_{k-1}) + \boldsymbol{\omega}_{k-1} \\ \mathbf{z}_k &= \mathbf{h}(\mathbf{x}_k) + \mathbf{v}_k\end{aligned}\tag{3.15}$$

$$\begin{aligned}\mathbf{F}_{k-1} &= \left. \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\hat{\mathbf{x}}_{k-1}^+, \mathbf{u}_{k-1}} \\ \mathbf{H}_k &= \left. \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\hat{\mathbf{x}}_k^-}\end{aligned}\tag{3.16}$$

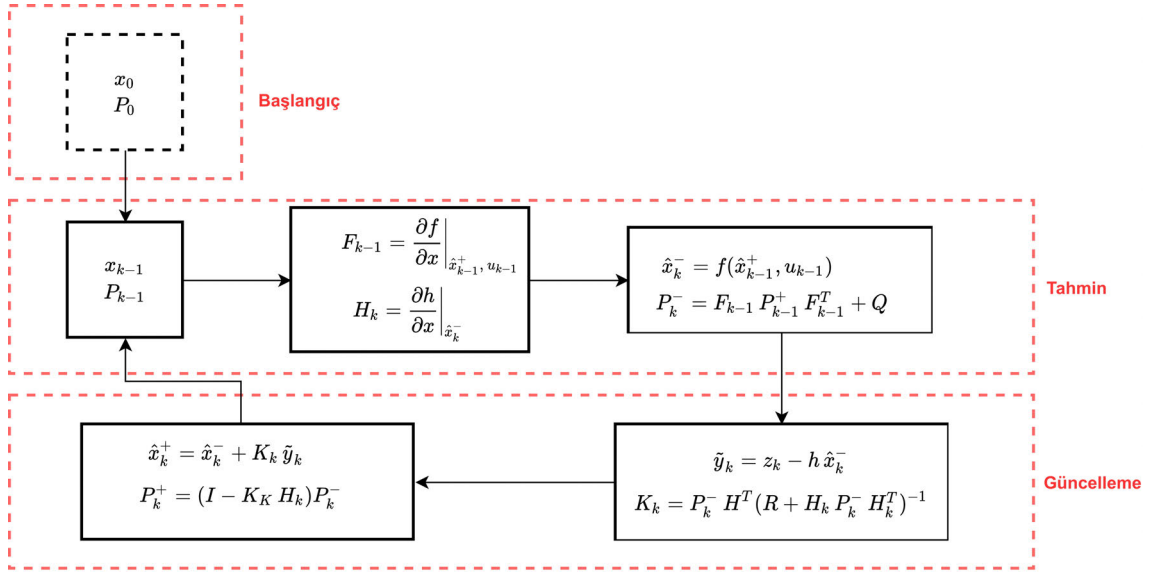
GKF ve KF arasında yalnızca modelleme formülasyonu farkı bulunmaktadır. Dolayısıyla algoritmanın kalan kısımları aynı yapıdadır. GKF'ye ilişkin tahmin fazına ait denklemler (3.17), güncelleme fazına ilişkin denklemler (3.18) ile ifade edilebilir. Böylelikle GKF'nin akış diyagramı Şekil 3.18'deki gibi gösterilebilir.

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{x}}_k^- &= \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}^+, \mathbf{u}_{k-1}) \\ \mathbf{P}_k^- &= \mathbf{F}_{k-1} \mathbf{P}_{k-1}^+ \mathbf{F}_{k-1}^T + \mathbf{Q}\end{aligned}\tag{3.17}$$

$$\begin{aligned}\tilde{\mathbf{y}}_k &= \mathbf{z}_k - \mathbf{h} \hat{\mathbf{x}}_k^- \\ \mathbf{K}_k &= \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T (\mathbf{R} + \mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T)^{-1} \\ \hat{\mathbf{x}}_k^+ &= \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k \tilde{\mathbf{y}}_k \\ \mathbf{P}_k^+ &= (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_k^-\end{aligned}\tag{3.18}$$

3.3.5 GKF Sensör Füzyonu Süreç ve Ölçüm Modelleri

Bölüm 3.3.4'te matematiksel yapısı aktarılan GKF kullanım yeri ve tahmin edilmesi istenen durum değişkenlerine göre farklı modeller ile kurgulanabilir. Örnek olarak GKF matematiksel modeli bilinen bir dinamik sisteme ait durum değişkenlerinin tahmininde kullanılırken süreç modeli sistemin dinamik denklemleri ile ölçüm modelleri ise sistemin sahip olduğu sensörler ve durum değişkenleri arasındaki ilişkiyle modellenenebilir. ANS/GPS füzyonu senaryosundaki gibi sensör füzyonu



Şekil 3.18 GKF akış diyagramı

amacıyla kullanıldığında ise hem süreç hem de ölçüm modelleri farklı sensör yapılarının ölçümlerinin hareket denklemleri ile birlikte matematiksel ifadesi olarak modellenenir. Bu bölümde ANS/GNSS sensör füzyonu için oluşturulan süreç ve ölçüm model denklemleri ifade edilmiştir.

Oluşturulan filtre yapısının temel olarak tutum ve pozisyon durum değişkenlerini tahmin etmesinin yanında ANS/GNSS sisteminin yapısı gereği oluşan hataları önleyici unsurlar içermesi gerekmektedir. ANS/GNSS sistem özellikleri göz önüne alınarak GKF durum vektörü (3.20)'deki gibi tanımlanabilir [57]. Durum vektörünün ilk on durumu dinamik süreç modeli kullanarak İHA'nın ataletsel eksen takımına göre tutum, hız ve pozisyonu bilgisini taşır. Geri kalan on iki durum ise statik yapıda olup sensör hata ve kayma değerlerini tahmin etmektedir. Dolayısıyla bu değişkenler tahmin bölümünde statik kalmakta ve yalnızca güncelleme bölümünde değişmektedir.

- $\mathbf{q}_0$, $\mathbf{q}_1$, $\mathbf{q}_2$ ve $\mathbf{q}_3$ dördeyleri (quaternion) ifade etmektedir. Modelde yer alan dördey gövde eksen takımından ataletsel eksen takımına dönüşü ifade eder. [Birimsiz]
- $\mathbf{V}_N$, $\mathbf{V}_E$ ve $\mathbf{V}_D$ İHA'nın ataletsel eksen takımı üzerindeki hız vektör terimlerini ifade eder. [m/sn]
- $\mathbf{P}_N$, $\mathbf{P}_E$ ve $\mathbf{P}_D$ İHA'nın ataletsel eksen takımı üzerindeki pozisyon vektör terimlerini ifade eder. [m]
- $\Delta\Theta_{B_x}$, $\Delta\Theta_{B_y}$ ve $\Delta\Theta_{B_z}$ integrali alınan dönüölçer ölçümlerinin kayma miktarını, bir örnekleme zamanında meydana gelen açı kayması, ifade eder. [rad]

- Δv_{B_x} , Δv_{B_y} ve Δv_{B_z} integrali alınan ivme ölçümlerinin kayma miktarını, bir örneklem zamanında meydana gelen hız kayması, ifade eder. [**m/sn**]
- M_N , M_E ve M_D Dünya üzerindeki referans noktanın, İHA'nın kalkış noktası, manyetik alan vektörünü ifade eder. [**μT**]
- M_{B_x} , M_{B_y} ve M_{B_z} Manyetometre ölçümlerinin kayma miktarını ifade eder. [**μT**]

GKF hem süreç hem de ölçüm olarak sensörlerden gelen verileri ve hareket denklemlerini kullanmaktadır. Kullanılan sensörler aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- **AÖB** : Dönüölçer ve İvmeölçer verileri
- **GPS** : Pozisyon ve Hız verileri
- **Manyetometre**: Manyetik alan verileri
- **Barometre** : Basınç - yükseklik verileri.

Tutum tahmininin temsili için Euler açıları yerine dördeyler kullanılmıştır. Dördeyler Euler açılarına göre gimbal kilit ve tekillik sorunları yaşamamaları sebebiyle tercih edilmiştir. Dördeylere ilişkin temel yapı ve denklemler Bölüm 2.1.4'te gösterilmiştir. Bu bilgiler doğrultusunda gövdeden ataletsel eksen takımına geçiş sağlayan rotasyon matrisi dördeyler kullanılarak (3.19)'daki, gibi ifade edilebilir. Benzer şekilde ataletsel eksen takımından gövde eksen takımına olan dönüş bu rotasyon matrisinin transpozesi ile ifade edilip denklemlerde kullanılmıştır.

$$[\mathbf{R}]_B^N = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ V_N \\ V_E \\ V_D \\ P_N \\ P_E \\ P_D \\ \Delta\Theta_{B_X} \\ \Delta\Theta_{B_Y} \\ \Delta\Theta_{B_Z} \\ \Delta v_{B_X} \\ \Delta v_{B_Y} \\ \Delta v_{B_Z} \\ M_N \\ M_E \\ M_D \\ M_{B_X} \\ M_{B_Y} \\ M_{B_Z} \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

3.3.5.1 Tahmin Bölümü

GKF tahmin bölümü süreç modeli kullanılarak bir sonraki örnekleme zamanı için durum değişkenlerinin tahminini ve hata kovaryans matrisinin hesaplanmasını içerir. Genel denklemi (3.15) ile ifade edilen süreç modeli (3.27) ile ifade edilebilir. Süreç modelinde yer alan kontrol girişi, $\mathbf{u}_k$, ivmeölçer ve dönüölçer verilerinin integrali alınarak elde edilen birim hız (Δv) ve birim açı ($\Delta\Theta$) değerleriyle kontrol edilmektedir. Δv ve $\Delta\Theta$ sırasıyla ivmeölçer ve dönüölçer verilerinin bir örnekleme zamanı boyunca ayırık zamanlı integralinin alınmasıyla (3.21)'deki gibi gösterilebilir. Denklemlerde yer alan $\mathbf{G}$ terimi dönüölçerden okunan açısal hız verisini, $\mathbf{A}$ terimi ise ivmeölçerden elde edilen ivme verisini ifade etmektedir.

Hesaplanan birim açı ve birim hız değerleri dönüölçer ve ivmeölçer sensörlerinin kayma değerlerini de içermektedir. Bu değerler birim açı kayma ve birim hız kayma durum değişkenlerinden çıkartılarak kayma olmayan birim açı $\Delta\Theta_T$ ve birim hız Δv_T değerleri (3.22)'deki gibi elde edilebilir. Kaymadan arındırılmış birim açı ve birim hız değişkenleri tutum, hız ve pozisyon süreç modelinde doğrudan kullanılmaktadır.

$$\begin{aligned}\Delta\Theta &= \begin{bmatrix} \Delta\Theta_X \\ \Delta\Theta_Y \\ \Delta\Theta_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(G_{X_k} + G_{X_{k-1}})dt}{2} \\ \frac{(G_{Y_k} + G_{Y_{k-1}})dt}{2} \\ \frac{(G_{Z_k} + G_{Z_{k-1}})dt}{2} \end{bmatrix} \\ \Delta v &= \begin{bmatrix} \Delta v_X \\ \Delta v_Y \\ \Delta v_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(A_{X_k} + A_{X_{k-1}})dt}{2} \\ \frac{(A_{Y_k} + A_{Y_{k-1}})dt}{2} \\ \frac{(A_{Z_k} + A_{Z_{k-1}})dt}{2} \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (3.21)$$

$$\begin{aligned}\Delta\Theta_T &= \Delta\Theta - \Delta\Theta_B \\ \begin{bmatrix} \Delta\Theta_{T_X} \\ \Delta\Theta_{T_Y} \\ \Delta\Theta_{T_Z} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \Delta\Theta_X \\ \Delta\Theta_Y \\ \Delta\Theta_Z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \Delta\Theta_{B_X} \\ \Delta\Theta_{B_Y} \\ \Delta\Theta_{B_Z} \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (3.22)$$

$$\begin{aligned}\Delta v_T &= \Delta v - \Delta v_B \\ \begin{bmatrix} \Delta v_{T_X} \\ \Delta v_{T_Y} \\ \Delta v_{T_Z} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \Delta v_X \\ \Delta v_Y \\ \Delta v_Z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \Delta v_{B_X} \\ \Delta v_{B_Y} \\ \Delta v_{B_Z} \end{bmatrix}\end{aligned}$$

Kaymadan arındırılmış birim açı değeri birim dördeye çevrilerek, durum değişkeni olan dördeylerin süreç modelini oluşturabilir. Bu amaç doğrultusunda birim açı değerleri küçük açı yaklaşımı yapılarak birim dördeye (3.23)'teki gibi çevrilmiştir.

$$\Delta_{\text{quat}} = \begin{bmatrix} \Delta q_0 \\ \Delta q_1 \\ \Delta q_2 \\ \Delta q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \\ \frac{\Delta\Theta_{T_X}}{2} \\ \frac{\Delta\Theta_{T_Y}}{2} \\ \frac{\Delta\Theta_{T_Z}}{2} \end{bmatrix}\quad (3.23)$$

Elde edilen birim dördey bir önceki örnekleme zamanındaki dördey durum değişkeni ile dördey çarpımına tabi tutularak süreç modelinin dördey formülasyonu (3.24)'teki

gibi oluşturulabilir. Bu işlem dördey durum değişkenlerini birim dördey kadar döndürmeyi ifade etmektedir.

$$\begin{bmatrix} \Delta q_0 \\ \Delta q_1 \\ \Delta q_2 \\ \Delta q_3 \end{bmatrix}_{k+1} = \begin{bmatrix} q_0 \Delta q_0 & -q_1 \Delta q_1 & -q_2 \Delta q_2 & -q_3 \Delta q_3 \\ q_0 \Delta q_1 & +q_1 \Delta q_0 & +q_2 \Delta q_3 & -q_3 \Delta q_2 \\ q_0 \Delta q_2 & +q_2 \Delta q_0 & -q_1 \Delta q_3 & +q_3 \Delta q_1 \\ q_0 \Delta q_3 & +q_3 \Delta q_0 & +q_1 \Delta q_2 & -q_2 \Delta q_1 \end{bmatrix} \quad (3.24)$$

Benzer şekilde hız ve pozisyon süreç modelleri, kaymadan arındırılmış birim hız değeri ve yer çekim ivmesi göz önüne alınarak sırasıyla 3.25 ve (3.26)'daki gibi ifade edilebilir. Durum vektöründe yer alan hız değeri ataletsel eksen takımında tanımlı olmasına karşın birim hız değeri gövde eksen takımında ölçüm yapan ivmeölçer sensörü vasıtasıyla ölçülmektedir. Bu sebeple birim hız değeri gövde ekseninden ataletsel eksen takımına çevrilmiştir. Elde edilen hız değişkenleri kullanılarak pozisyon modeli (3.26)'daki gibi oluşturulabilir.

$$\begin{bmatrix} V_N \\ V_E \\ V_D \end{bmatrix}_{k+1} = \begin{bmatrix} V_N \\ V_E \\ V_D \end{bmatrix}_k + [\mathbf{R}]_{\mathbf{B}}^{\mathbf{N}} \Delta \nu_T + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \Delta t \quad (3.25)$$

$$\begin{bmatrix} P_N \\ P_E \\ P_D \end{bmatrix}_{k+1} = \begin{bmatrix} P_N \\ P_E \\ P_D \end{bmatrix}_k + \begin{bmatrix} V_N \\ V_E \\ V_D \end{bmatrix}_k \Delta t \quad (3.26)$$

Süreç modelinde yer alan, dönüölçer ve ivmeölçer sensörlerinin verileriyle sürülen dinamik durum değişkenlerine ilişkin model oluşturulmuş olup süreç modeline ait toplam formülasyonu aşağıda ifade edilmiştir. Geri kalan durum değişkenleri süreç modelinde sabit kalmakta olup güncelleme bölümünde değişmektedir.

$$\hat{\mathbf{x}}_k^- = \begin{bmatrix} q_0 - q_1 \left(\frac{\Delta\Theta_X - \Delta\Theta_{B_X}}{2} \right) - q_2 \left(\frac{\Delta\Theta_Y - \Delta\Theta_{B_Y}}{2} \right) - q_3 \left(\frac{\Delta\Theta_Z - \Delta\Theta_{B_Z}}{2} \right) \\ q_1 + q_0 \left(\frac{\Delta\Theta_X - \Delta\Theta_{B_X}}{2} \right) - q_3 \left(\frac{\Delta\Theta_Y - \Delta\Theta_{B_Y}}{2} \right) + q_2 \left(\frac{\Delta\Theta_Z - \Delta\Theta_{B_Z}}{2} \right) \\ q_2 + q_3 \left(\frac{\Delta\Theta_X - \Delta\Theta_{B_X}}{2} \right) + q_0 \left(\frac{\Delta\Theta_Y - \Delta\Theta_{B_Y}}{2} \right) - q_1 \left(\frac{\Delta\Theta_Z - \Delta\Theta_{B_Z}}{2} \right) \\ q_3 - q_2 \left(\frac{\Delta\Theta_X - \Delta\Theta_{B_X}}{2} \right) + q_1 \left(\frac{\Delta\Theta_Y - \Delta\Theta_{B_Y}}{2} \right) + q_0 \left(\frac{\Delta\Theta_Z - \Delta\Theta_{B_Z}}{2} \right) \\ V_N + (\Delta v_X - \Delta v_{B_X}) S_1 - 2(\Delta v_Y - \Delta v_{B_Y}) S_2 + 2(\Delta v_Z - \Delta v_{B_Z}) S_3 \\ V_E + (\Delta v_Y - \Delta v_{B_Y}) S_4 + 2(\Delta v_X - \Delta v_{B_X}) S_5 - 2(\Delta v_Z - \Delta v_{B_Z}) S_6 \\ V_D + (\Delta t) g + (\Delta v_Z - \Delta v_{B_Z}) S_7 - 2(\Delta v_X - \Delta v_{B_X}) S_8 + 2(\Delta v_Y - \Delta v_{B_Y}) S_9 \\ P_N + V_N \Delta t \\ P_E + V_E \Delta t \\ P_D + V_D \Delta t \\ \Delta\Theta_{B_X} \\ \Delta\Theta_{B_Y} \\ \Delta\Theta_{B_Z} \\ \Delta v_{B_X} \\ \Delta v_{B_Y} \\ \Delta v_{B_Z} \\ M_N \\ M_E \\ M_D \\ M_{B_X} \\ M_{B_Y} \\ M_{B_Z} \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned} S_1 &= (q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2) \\ S_2 &= (q_0 q_3 - q_1 q_2) \\ S_3 &= (q_0 q_2 + q_1 q_3) \\ S_4 &= (q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2) \\ S_5 &= (q_0 q_3 + q_1 q_2) \\ S_6 &= (q_0 q_1 - q_2 q_3) \\ S_7 &= (q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2) \\ S_8 &= (q_0 q_2 - q_1 q_3) \\ S_9 &= (q_0 q_1 + q_2 q_3) \end{aligned} \tag{3.27}$$

Tahmin bölümünün ikinci adımı süreç hata kovaryansının tahmin edilmesidir. Bu işlem için durum geçiş fonksiyonunun, $\mathbf{f}_{k-1}$, durum değişkenlerine göre birinci mertebeden kısmi türevi alınarak Jacobian matrisi, $\mathbf{F}_{k-1}$, elde edilir. Elde edilen bu

matris (3.17)'de yer alan denklemde kullanılarak hata kovaryans matrisi, $\mathbf{P}_k$, tahmin edilir.

Süreç hata kovaryansı tahmin denklemi olan (3.17) yer alan süreç kovaryans matrisi, $\mathbf{Q}$, sabit katsayılı bir matris olarak ifade edilmiştir. Tahmin bölümündeki durum geçiş matrisinin ivmeölçer ve dönüölçer tabanlı ölçümlere dayalı kurgulanan yapısı tahmin hata kovaryans matrisinin zaman bağlı değişim göstermesine sebebiyet verir. Bu sebeple $\mathbf{Q}$ matrisi durum vektörünün dinamik ve statik durum değişkenlerine göre ikiye ayrılmıştır. Hata kovaryans matrisinin dinamik değişkenleri olan dördey, hız ve pozisyon değişkenleri, birim açı ve birim hız ifadelerindeki gürültüler sebebiyle hata büyümesi gösterir. Bu durumlara denk gelen süreç gürültü kovaryans matris (3.30)'daki gibi hesaplanabilir. Süreç gürültü kovaryans matrisinin statik durumlarla ilişkili bölümlerine ait kovaryans değerleri sabit bir sayı olarak girilmektedir.

Süreç gürültü matrisinin dinamik değişkenlerine ait zamana bağlı değişim gösteren bölümü olan $\mathbf{Q}_1$ 'in hesaplanması için öncelikli olarak gürültü etki matrisi olan $\mathbf{G}$ 'nin tanımlanması gerekmektedir. $\mathbf{G}$ durum geçiş matrisi, birim açı $\Delta\Theta$ ve birim hızdan Δv oluşan $\mathbf{J}$ vektörü kullanılarak Jacobian'ının alınmasıyla (3.28)'deki gibi elde edilebilir.

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} \Delta\Theta_{T_X} \\ \Delta\Theta_{T_Y} \\ \Delta\Theta_{T_Z} \\ \Delta v_{T_X} \\ \Delta v_{T_Y} \\ \Delta v_{T_Z} \end{bmatrix} \quad (3.28)$$

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

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} \Delta\Theta_{X_{Var}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \Delta\Theta_{Y_{Var}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \Delta\Theta_{Z_{Var}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \Delta v_{X_{Var}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \Delta v_{Y_{Var}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \Delta v_{Z_{Var}} \end{bmatrix} \quad (3.29)$$

$$\mathbf{Q}_1 = \mathbf{G} \mathbf{D} \mathbf{G}^T \quad (3.30)$$

Gürültü etki matrisinin tanımlanmasının ardından birim açı ve birim hız değişkenlerinin varyans değerleri kullanılarak durum hata matrisi, $\mathbf{D}$, (3.29)'daki gibi tanımlanabilir.

Süreç gürültü kovaryans matrisi $\mathbf{Q}_1$ dinamik ve $\mathbf{Q}_2$ statik terimler olmak üzere ikiye ayrılmıştır. Bu iki matris de 22x22 boyutunda olup toplamı toplam süreç gürültü kovaryans matrisini oluşturur. Gürültü kovaryans matrisinin dinamik terimleri (3.30)'da gösterildiği gibi hesaplanabilirken statik terimleri, statik durum değişkenlerine karşılık gelen (11-22 numaralı durum değişkenleri) varyans değerlerinden oluşmakta olup (3.31)'deki gibi tanımlanabilir.

$$\mathbf{Q}_2 = \text{diag} \left[\Delta\Theta_{B_{VarX}}, \Delta\Theta_{B_{VarY}}, \Delta\Theta_{B_{VarZ}}, \Delta v_{B_{VarX}}, \Delta v_{B_{VarY}}, \Delta v_{B_{VarZ}}, \dots \right. \\ \left. M_{VarN}, M_{VarE}, M_{VarD}, M_{B_{VarX}}, M_{B_{VarY}}, M_{B_{VarZ}} \right] \quad (3.31)$$

Süreç hata kovaryans tahmini nihai olarak (3.32)'deki gibi hesaplanabilir.

$$\mathbf{Q} = \mathbf{Q}_1 + \mathbf{Q}_2 \\ \mathbf{P}_k^- = \mathbf{F}_{k-1} \mathbf{P}_{k-1}^+ \mathbf{F}_{k-1}^T + \mathbf{Q} \quad (3.32)$$

3.3.5.2 Güncelleme Bölümü

GKF güncelleme bölümü ölçüm modeli ve sensör verileri kullanılarak durum değişkenlerinin güncellenmesini içerir. Sistemde birden fazla sensör olup her bir sensörün veri üretim frekansı birbirinden farklıdır. Bu sebeple güncelleme bölümü her bir sensör için ayrı zamanlarda fakat birbirlerinin tam katı sıklıklarla ayrı ayrı yapılmaktadır. ANS/GNSS sensör füzyonunda yer alan sensörler ve veri frekansları Bölüm 4.2'de aktarılmaktadır. Kullanılan her bir sensör yapısının ayrı ölçüm modellerine sahip olması, güncelleme bölümlerinin her bir sensör için ayrı ayrı yapılması gerekliliğini doğurmaktadır.

Bölüm 3.3.5'te sıralanan sensörler göz önüne alındığında bazı sensörlerin doğrudan durum değişkenlerini ölçtüğü, bazılarının ise durum değişkenlerinden oluşmuş bir ilişkiyi ifade eden değeri ölçtüğü gözlemlenebilir. Bu sebeple GNSS alıcısının çıkışları olan hız ve pozisyon verileri sırasıyla doğrudan V_N , V_E , V_D , P_N , P_E , P_D ; barometre verisi ise P_D durum değişkenlerine tekabül etmektedir. Dolayısıyla barometre ve GNSS alıcısının ölçüm modeli, $\mathbf{h}$, birim matris olarak ifade edilebilir.

Manyetometre sensörü gövde eksen takımına bağlı olup GKF durum değişkenlerini doğrudan ölçmemektedir. Durum vektörü ve manyetik alan ölçümleri göz önüne alınırsa ölçüm modeli $\mathbf{h}_m$ aşağıdaki gibi tanımlanabilir. Elde edilen ölçüm modelinin durum değişkenlerine göre birinci dereceden kısmi türevi alınırsa, $\mathbf{H}_K$ Jacobian matrisi elde edilebilir.

$$\begin{aligned}\mathbf{h}_{baro} &= [\mathbf{I}_{1 \times 1}] \xrightarrow{Jacobian} \mathbf{H}_{baro} = [\mathbf{I}_{1 \times 1}] \\ \mathbf{h}_{gnss} &= [\mathbf{I}_{6 \times 6}] \xrightarrow{Jacobian} \mathbf{H}_{gnss} = [\mathbf{I}_{6 \times 6}]\end{aligned}\quad (3.33)$$

$$\mathbf{h}_M = \begin{bmatrix} M_X \\ M_Y \\ M_Z \end{bmatrix} = [\mathbf{R}]_N^B \begin{bmatrix} M_N \\ M_E \\ M_D \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_{B_X} \\ M_{B_Y} \\ M_{B_Z} \end{bmatrix}\quad (3.34)$$

$$\mathbf{H}_M = \frac{\partial \mathbf{h}_M}{\partial \mathbf{x}}$$

GKF güncelleme bölümü (3.18)'de yer aldığı şekliyle standart algoritma kullanılarak tamamlanmaktadır. GKF tahmincisinin güncelleme bölümü için kullandığı sensörlerin veri üretim frekanslarının farklı olması sebebiyle birbirlerinden farklı zamanlarda güncelleme işlemlerinde kullanılır. Böylece Şekil 3.18'de yer alan blok diyagramındaki güncelleme bölümü her bir sensör için birer kez tekrarlanır. Sensörlerin veri üretim frekansları tahmin bölümü frekansının katları olacak şekilde Tablo 3.4'teki gibi organize edilmiştir. Böylelikle her bir örnekleme zamanında tahmin bölümü çalışırken, güncelleme bölümü yeni sensör verisinin geldiği örnekleme zamanına denk gelen sabit frekansta çalışmaktadır.

Tablo 3.4 GKF sensör frekansları

Sensör	Kullanılan Bölüm	Frekans
İvmeölçer	Tahmin	200 Hz
Dönüölçer	Tahmin	200 Hz
Manyetometre	Güncelleme	50 Hz
Barometre	Güncelleme	50 Hz
GNSS Alıcı	Güncelleme	10 Hz

4

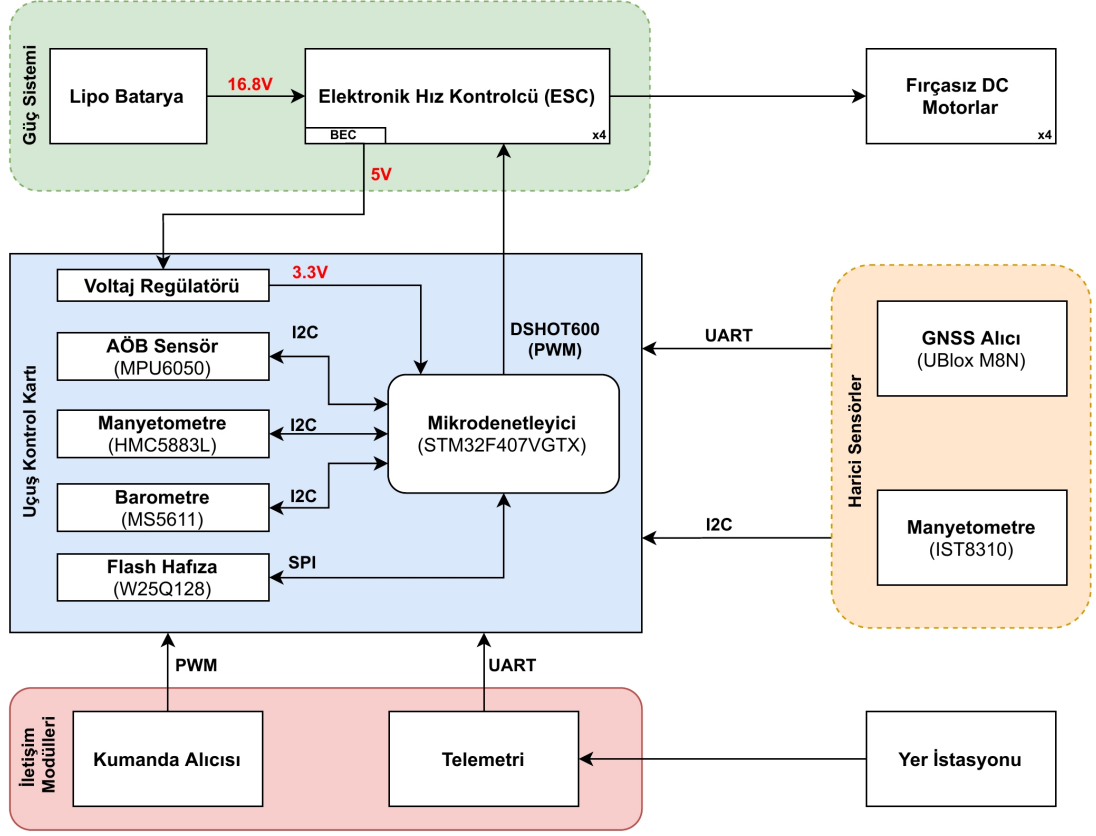
UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ

4.1 Uçuş Kontrol Donanımları

Bu bölüm İHA uçuş kontrol donanım bileşenlerini ele almaktadır. İHA uçuş kontrol donanımları temel olarak iki bölümde incelenebilir: **Uçuş Kontrol Kartı** ve **Elektrik ve Elektromekanik Sistemler**. Uçuş kontrol kartı çalışma kapsamında tasarlanan baskı devre kartı olup uçuş kontrol algoritmalarını barındıran mikrodenetleyici, sensör ve diğer yardımcı elektronik birimleri içerir. Elektronik ve elektromekanik sistemler ise tüm sisteme ait besleme yapıları ile elektronik hız sürücüsü ve motor-pervane sistemini ifade etmektedir. Şekil 4.1 uçuş kontrol donanımlarına ait blok diyagramını ve aralarında iletişimi ifade etmektedir. Tez kapsamında gerçekleştirilen uçuş kontrol sistemi ve yazılımı uçuş kontrol kartı ve bağlı olan çevre birimlerini içermektedir. Elektrik ve elektromekanik sistemler farklılık gösterse bile uçuş kontrol sistemi, yazılımının parametreleri ayarlanarak farklı İHA'larda kullanılabilir. Bu sebeple uçuş kontrolü ile ilgili donanımlara ait detaylar bu bölümde, elektronik ve elektronik sistemler Bölüm 6.1'de ele alınmıştır.

Donanım yapısı basitçe güç sisteminden başlayarak özetlenebilir. Güç sistemi dört hücreli lityum polimer (Li-Po) batarya ve elektronik hız kontrolcüsünden oluşmaktadır. Li-Po batarya uçuş kontrol kartı ve bağlı olduğu çevre birimleri ile motorlara güç sağlamaktadır. Elektronik hız kontrolcüsü baskı devresinde yer alan voltaj regülatör devresi Li-Po bataryadan gelen gücü düzenler ve uygun voltajda uçuş kontrol kartına besleme sağlar. Ek olarak uçuş kontrol kartından gelen motor hız sinyallerini kullanarak fırçasız DC motorları sürmektedir. Sistemde dört adet motor ve dört adet elektronik hız sürücüsü bulunmaktadır.

Uçuş kontrol kartı, uçuş kontrol yazılımını içeren mikrodenetleyici ve dahili sensör yapılarını bünyesinde barındırır. Temel olarak harici ve dahili sensörlerden gelen veri ile dış iletişim modüllerinden gelen komutları tahminci ve kontrolcü algoritmalarıyla anlamlandırarak uygun motor hızlarını belirler. Belirlenen motor hızları elektronik hız sürücüsü ile paylaşılarak aracın kontrolü sağlanır. İHA kumanda ile doğrudan



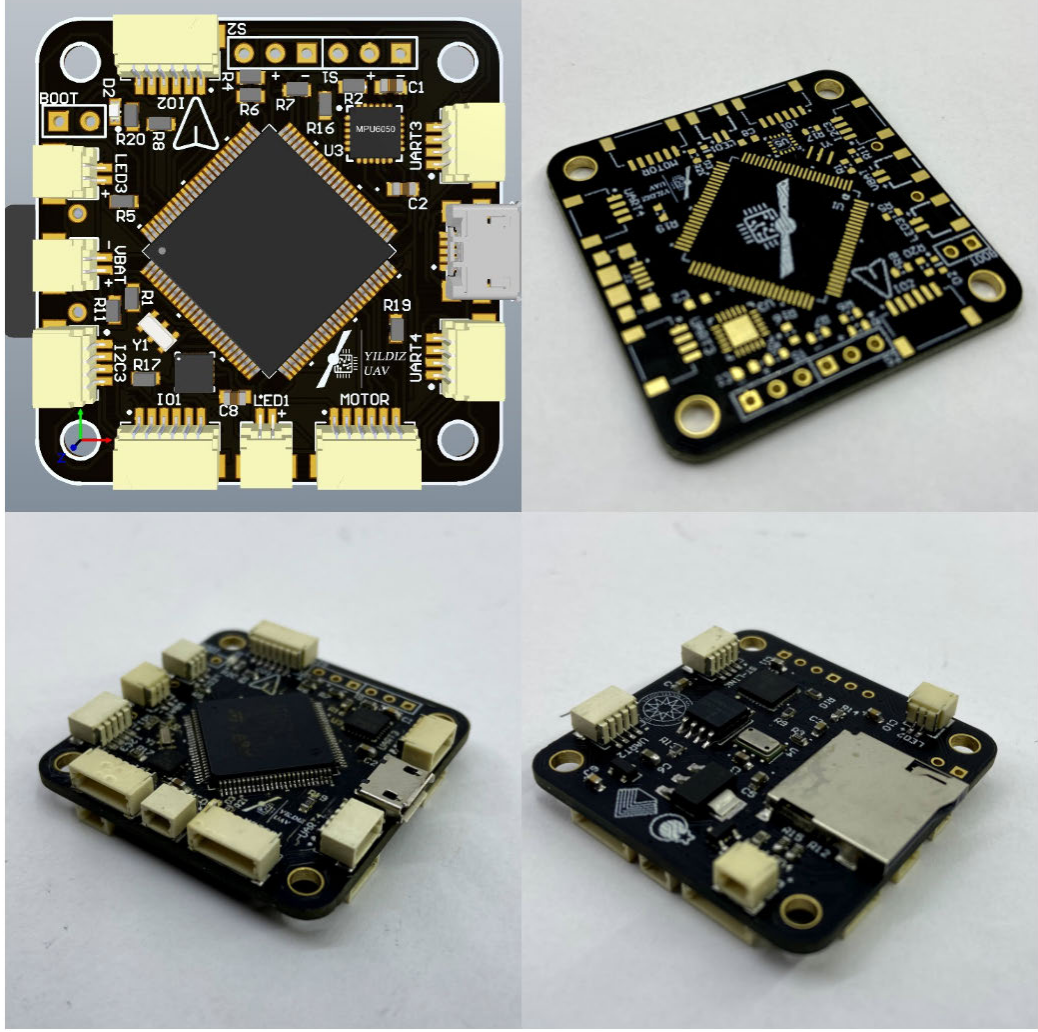
Şekil 4.1 Uçuş kontrolcü donanım yapısı

veya yer istasyonuna bağlı kablosuz seri iletişim modülü (telemetri) kullanılarak komutlar ile kullanılabilir. İHA üzerinde bulunan harici sensörler manyetik alan gibi bozucu etkilerden etkilenmemesi amacıyla uçuş kontrol sistemlerinden uzakta konumlandırılmıştır.

4.1.1 Uçuş Kontrol Kartı

Uçuş kontrol kartı, çalışma kapsamında hava aracının tam kontrolünü mümkün kılacak sensör ve çevre birimleri tercih edilerek tasarlanmıştır. Baskı devre kartının fiziksel boyutunun mini İHA'larla uyumlu olması adına piyasada yer alan uçuş kontrol kartlarının boyutlarında olan 3cm x 3cm ebatlarında düzenlenmiştir. Uçuş güvenliğinin artırılması ve çevre birimlerinin (harici sensörler, motor, kumanda vb. bağlantıları) kolayca karta entegre edilebilmesi amacıyla 1mm JST konnektörler kullanılmıştır. Şekil 4.2 sırasıyla uçuş kontrol kartının baskı devre tasarım modelini, baskı devresini ve tamamlanmış dizgisini göstermektedir. Uçuş kontrol kartının elektronik komponent seçimleri, baskı devre tasarımı ve dizgi işlemleri tez çalışması kapsamında tamamlanmış olup, hazır bir donanım sistemi kullanılmamıştır.

Uçuş kontrol kartı mikrodenetleyici, sensör ve çevre birimleri olmak üzere çeşitli elektronik komponentlerden meydana gelmektedir. Uçuş kontrol kartının bağlantı şeması ve kart üzerinde yer alan önemli komponentler Şekil 4.3'te belirtilmiştir. Şekilde yer alan numaralandırmalara göre elektronik komponentlerin temel teknik özellikleri Tablo 4.1'de belirtilmiştir.

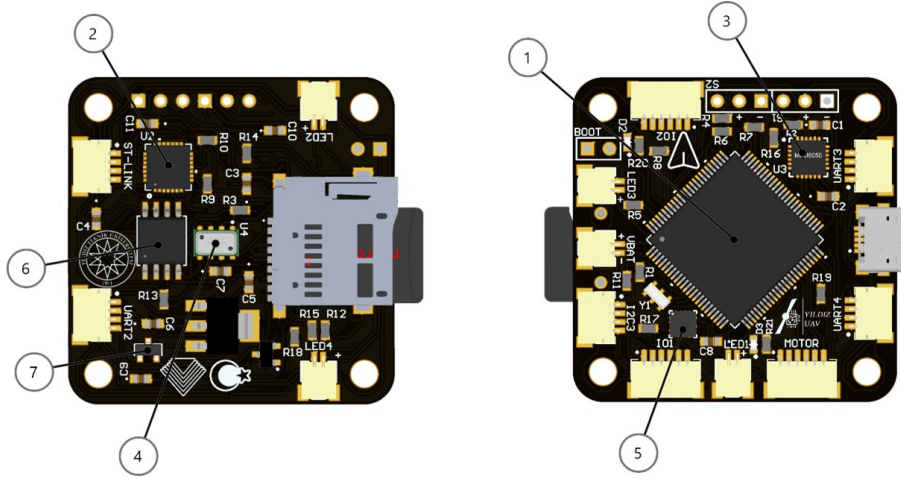


Şekil 4.2 Uçuş kontrol kartı

Uçuş kontrol kartındaki mikrodenetleyici tüm haberleşme, kontrol ve tahmin işlemlerinin yapıldığı ve uçuş kontrol yazılımının koştugu donanımdır. mikrodenetleyicinin tercihinde sahip olduğu iletişim modül sayısı, işlemciye özel donanım özellikleri, pin sayısı ve işlemci saat frekansı dikkate alınmıştır. Bu bilgiler ışığında ARM mimarisine sahip, matematiksel hesaplamaları daha hızlı yapmaya imkan veren FPU (Floating Point Unit) yapısını barındıran, iletişim portlarında DMA (Direct Memory Access) özelliği bulunan, yüksek saat frekansı, yüksek flash ve RAM kapasitesi özelliklerine sahip STM32F407VGTx tercih edilmiştir. mikrodenetleyiciye ait önemli teknik özellikler aşağıdaki gibi sıralanabilir [58]. Mikrodenetleyiciye ait pin diyagramı ve pinlere bağlı çevre birimler Şekil 4.4'teki şemada gösterilmiştir.

Tablo 4.1 Uçuş kontrol kartı komponent tablosu

No	Komponent İsmi	Teknik Özellikler
1	STM32F407VGTX -mikrodenetleyici	• Bölüm 4.1.1’de detaylı olarak aktarılmaktadır.
2	CP2102 - USB-FTDI	• UART kanalı ile USB üzerinden PC haberleşmesini mümkün kılar. • Programlama işleminin alternatif olarak USB üzerinden yapılmasını sağlar.
3	MPU6050 - AÖB	• 3 eksen ivmeölçer ve 3 eksen dönüölçer sensörünü barındırır. • I2C protoklü ile iletişim sağlar ve 16 bit çözünürlüğe sahiptir.
4	MS5611 - Barometre	• 10 cm doğruluğa sahiptir. • I2C veya SPI ile iletişim sağlanır. 24 bit çözünürlükle veri paylaşımı yapar.
5	HMC5883L - Manyetometre	• 3 eksen manyetik alan ölçümü sağlar. • I2C iletişim protokolüne sahiptir ve 16 bit çözünürlükte veri paylaşımı yapar.
6	W25Q128 - Flash Hafıza	• 16 MByte hafızaya sahiptir. • SPI iletişim protokolünü kullanır. • Hava aracının kalibrasyon verilerinin saklanması, yüksek hızda İHA hareket verilerinin toplanmasında kullanılır.
7	NCP1117ST33 - Voltaj Regülatörü	• mikrodenetleyici ve sensörlerin beslemesi için 5V-3.3V dönüşümü sağlar.



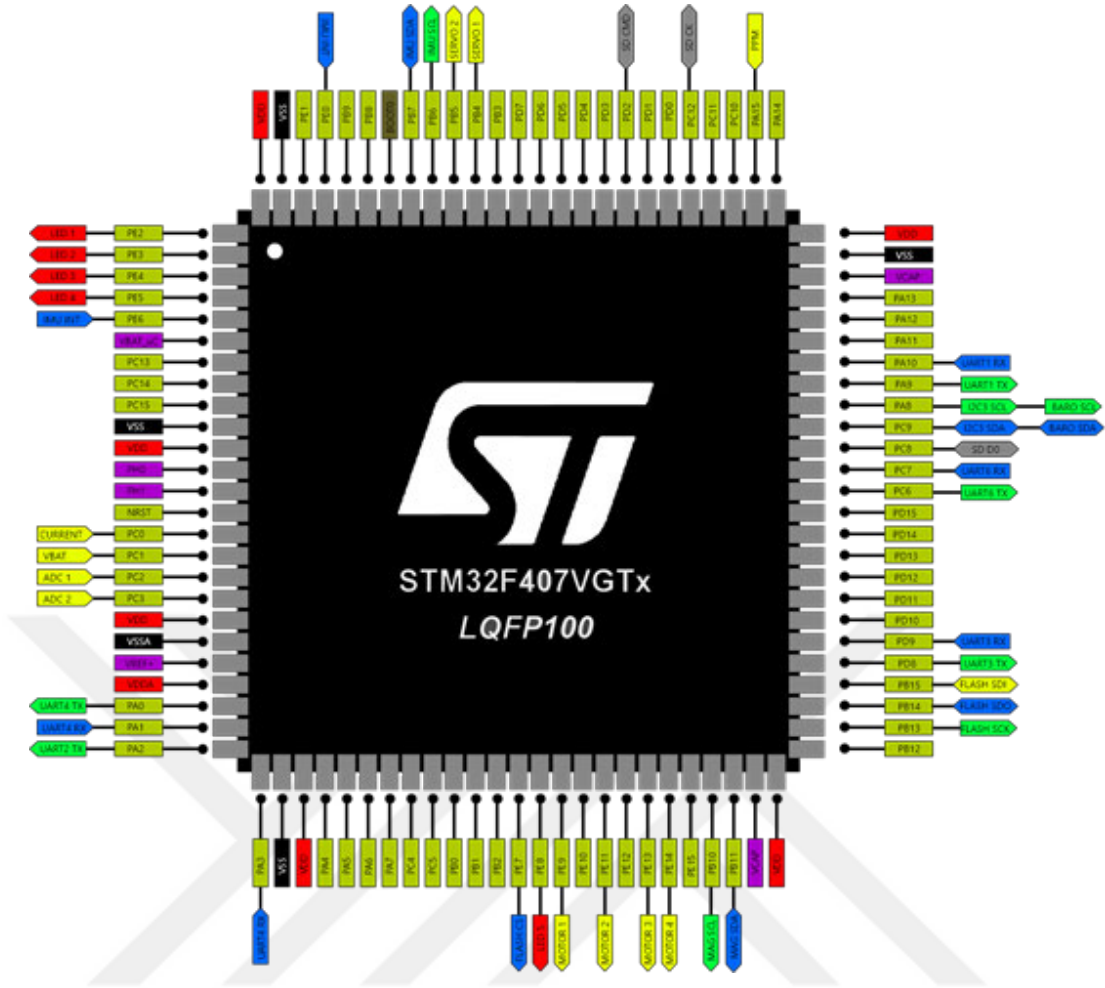
Şekil 4.3 Uçuş kontrol kartı bağlantıları ve birimleri

- ARM®32-bit Cortex®-M4 CPU + FPU
- Mb Flash hafıza
- 100 genel amaçlı giriş çıkış pini
- 168 Mhz saat frekansı
- 3 adet I2C, 3 adet SPI, 6 adet UART iletişim kanalı.
- 196 Kb SRAM

Uçuş kontrol sistemi İHA'nın durum değişkenlerine ait geri besleme sinyallerini tahminci algoritmasını kullanarak tespit edebilmek amacıyla uçuş kontrol kartı bünyesinde yer alan dahili ve harici sensörleri kullanmaktadır. Uçuş kontrol sisteminde yer alan sensörler ve özellikleri aşağıdaki gibi sıralanabilir.

Dahili Sensörler ve Çevre Birimleri

- **AÖB : (MPU6050)** Uçuş kontrol sisteminde AÖB olarak birbiriyle bütünleşik entegre devre formundaki MEMS dönüölçer ve ivmeölçer sensörleri kullanmaktadır. Her biri üç ortagonal ekseninde ölçüm yapan AÖB, açısal hız kontrolü ve ANS/GPS GKF tahminleri için önemli bir rol oynamaktadır. mikrodenetleyiciye I2C haberleşme protokolü ile bağlı olan sensör dönüölçer için 2 Khz, ivmeölçer için 1 Khz yenileme frekansı ile çalıştırılmıştır.
- **Manyetometre : (HMC5883L)** Uçuş kontrol sisteminde hava aracının manyetik kuzey ile sapma açısının tespiti için üç ekseninde manyetik alan ölçümü yapan



Şekil 4.4 STM32F407VGTX mikrodnetleyici pin diyagramı

manyetometre sensörü kullanılmıştır. mikrodnetleyiciye I2C haberleşme protokolü ile bağılı olan MEMS manyetometre 1°'lik ölçüm hassasiyetine sahip olup 50 Hz yenileme frekansında çalıştırılmıştır.

- **Barometre : (MS5611)** Uçuş kontrol sisteminde hava aracının yükseklik bilgisinin elde edilmesi amacıyla barometrik basınç sensörü kullanılmıştır. mikrodnetleyiciye I2C haberleşme protokolü ile bağılı olan MEMS barometre 24 bit çözünürlüğe ve yaklaşık olarak 10 santimetre (0.012 mbar) doğruluğa sahip ve 50 Hz yenileme frekansında çalıştırılmaktadır.
- **Flash Hafıza : (W25Q128)** Uçuş kontrol sisteminde kalibrasyon verilerinin saklanması ve hareket verilerinin yüksek frekansta depolanmasını sağlar. Böylelikle uçuşa ait sensör ve hareket verilerinin analiz edilmesini mümkün kılmaktadır. mikrodnetleyiciye SPI haberleşme protokolü ile bağlanmıştır.

Harici Sensörler ve Çevre Birimleri

- **GNSS Alıcı : (UBlox M8N GPS Alıcı)** : Uçuş kontrol sisteminde, hava aracının konum bilgilerinin alınması ve otonom uçuşun sağlanabilmesi amacıyla GNSS alıcı kullanılmıştır. 72 kanallık alıcısı ve maksimum 1,5 metre doğruluk payı ile hava aracının konum kontrolünü mümkün kılar. Verilerini GPS sistemlerinde ortak olarak görülen Ublox şifreleme protokolüyle, UART iletişim kanalı ile maksimum 10 Hertz frekansıyla kontrol sistemine aktarır.
- **Manyetometre : (IST8310)** Uçuş kontrol kartı baskı devresinde bulunan manyetometrenin elektronik hız sürücüsü ve pil kablosu gibi manyetik alan oluşumuna sebep olan bozuculardan etkilenmesi sebebiyle harici MEMS manyetometre kullanılmıştır. Çözünürlük ve yenileme frekansı harici manyetometre ile aynıdır.
- **Kumanda Alıcı : (FlySky i6x)** Kumanda vericinin kumanda kollarına ait pozisyon verilerini radyo iletişimi ile alır ve uçuş kontrol sistemine aktarır. Kumanda kol pozisyon değerleri uçuş kontrol sisteminde ilgili kontrolcüler için hedef değerlerine dönüştürülerek İHA kumanda ile kontrol edilir. mikrodenetleyicinin zamanlayıcı kanallarına bağlıdır.
- **Telemetri : (3DR 433 MHz Telemetri Modülü)** Yer istasyonu bilgisayar programının komutlarını radyo iletişimi ile alırken, İHA'nın hareket verilerini aynı yol ile yer istasyonu bilgisayarına aktarır. mikrodenetleyicinin UART kanalına bağlıdır.

4.2 Uçuş Kontrol Yazılımı

Uçuş kontrol yazılımı, uçuş kontrol kartının mikrodenetleyicisi üzerinde koştan, hava aracının tam kontrolü için sensör ve kumanda sistemleri ile iletişim sağlayarak gelen sinyallerin anlamlandırılması ve kontrol sinyali üretim algoritmalarını içeren yapıdır. Çalışma kapsamında oluşturulan uçuş kontrol yazılımı, uçuş kontrol kartının mikrodenetleyicisi olan STM32F407VGTX'in lisanslı yazılım programı olan Keil IDE 5.4 geliştirme ortamı kullanılarak yazılmıştır. Geliştirilen yazılım C programlama diline sahip olup, işlemcinin temel komponentleri (Timer,Nested Interrupt Vector Controller, DMA) ile iletişimin sağlanması adına HAL kütüphanelerini kullanmaktadır. HAL kütüphaneleri ile mikrodenetleyici komponentlerine erişimi kolay ve etkili hale getirebilmek adına STM firmasının lisanslı başlatıcı kod üreticisi olan STM32CubeMx programı kullanılmıştır. Yazılımsal olarak kontrolcünün performansını ve yeteneklerini arttırabilmek, kontrol döngüsü ve alt işlemlerin

sıralama ve yönetimini kolaylaştırabilmek adına gerçek zamanlı işletim sistemi (RTOS) kullanılmaktadır. RTOS, gerçek zamanlı uygulamalar için tasarlanmış çoklu görev icra edebilen işletim sistemine verilen isimdir. Gerçek zaman ifadesi yürütülen işlemlerin cevap verme süresinin önceden belirlenmiş ve kesin bir değer aralığında olmasını, dolayısıyla belirlenen frekansta çalışmasını garanti eder. Buna ek olarak RTOS, yazılım bloklarının önceliklerinin ayarlanması ile mikrodenetleyicinin önemli ve daha az önemli yazılımlar arasında zamana bağlı olarak geçiş yapmasını ve dolayısıyla işlem gücünü verimli kullanmasını sağlar. Kontrolcü ve tahminci gibi örnekleme zamanına bağlı işlemlerin yoğun olduğu sistemlerde sıklıkla kullanılan RTOS yapısı, yazılım frekansının kontrolünü sağlayabilme yeteneği ile sistem kontrol ve tahminci yapısının kararlılığı için önemli bir yere sahiptir. Kullanılan RTOS STM32CubeMx paket programı dahilinde yer alan açık kaynak kodlu FREERTOS işletim sistemidir. RTOS kullanımı yazılımın kontrol sinyallerini uygun frekanslarda üretebilmesini, modüler ve güvenli olmasını sağlamaktadır. Kontrol ve tahmin algoritmaları temel matematik, trigonometrik ve matris algoritmaları kullanılmaktadır. Algoritmaların mikrodenetleyici üzerinde hızlı çalışması amacıyla ARM tabanlı işlemciye özel optimize edilmiş matematik algoritmalarını içeren CMSIS-DSP kütüphanesi kullanılmıştır. Uçuş kontrol yazılımının İHA'ya kazandırmış olduğu yetenekler aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- Kumanda manuel ile uçuş. - Açıl Hız Kontrolü-
- Kumanda ile yardımcı uçuş - Aç Kontrolü
- Kumanda ile yükseklik yardımcı uçuş - Yükseklik Kontrolü
- Kumanda ile hız yardımcı uçuş - Hız Kontrolü
- Kumanda ile pozisyon yardımcı uçuş - Pozisyon Kontrolü
- Otonom iniş/kalkış.
- Otonom nokta takibi.
- Arıza güvenli iniş.
- Telemetri ile hareket verilerinin aktarılması
- Flash hafıza ile hareket verilerinin yüksek frekanslı kaydının tutulması.

4.2.1 Yazılım Konfigürasyonu

Mikrodenetleyicinin çalışma frekansı, modüllerin ön ayarları ve pin atamaları STM firmasına ait STMCubeMx 6.3.0 programı kullanılarak yapılmıştır. Bu bilgisayar programı seçili mikrodenetleyicinin donanım yapı ayarlarının, kesme ve DMA donanımlara ait yapı ayarlarının ve ara katman yazılımlarının (middleware) grafik arayüz üzerinden seçilmesine ve konfigüre edilmesine imkan sağlar ve proje oluşumunu belirlenen ön ayarlar ile tamamlar.

4.2.1.1 Saat Ayarları

STM32F407VGTX mikrodenetleyici dahili ve harici saat kaynaklarına bağlı PLL saat sinyali üreticisi yapısı kullanılarak istenilen çalışma frekansına ayarlanabilir. Tasarlanan kontrol sisteminin yüksek frekansta kontrol sinyalleri üretebilmesi için işlemleri yüksek hızda gerçekleştirmesi, dolayısıyla saat frekansının olabilecek en yüksek olarak ayarlanması gerekmektedir. Uçuş kontrol kartı donanımında 16 MHz osilatör bulunmasına karşın değerleri yazılımsal olarak ayarlanabilen PLL mekanizması bu sinyali 168 MHz'e kadar arttırabilmektedir. Sistem saat frekansı 168 Mhz seçilmiş olup, PLL mekanizmasının M, N, P ve Q terimleri sırasıyla 8, 168, 2 ve 7 olarak ayarlanmıştır. Seçilen mikrodenetleyici ARM tabanlı yapısı sebebiyle farklı donanım kanalları için farklı frekanslarda saat sinyali kullanabilmektedir. Donanım kanallarının çalışma frekansları belirlenen ayarlar dahilinde aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

- Cortex Sistem Zamanlayıcı Saat Frekansı - **168 MHz**
- APB1 Zamanlayıcı (TIM2,TIM3,TIM4,TIM5,TIM12,TIM13,TIM14) Saat Frekansı - **84 MHz**
- APB1 Donanım (USART2,USART3,UART4,UART5,SPI2,SPI3,IC1,IC2,IC3) Saat Frekansı - **84 MHz**
- APB2 Zamanlayıcı (TIM1,TIM8,TIM5,TI9,TIM10,TIM11) Saat Frekansı - **168 MHz**
- APB2 Donanım (SDIO,USART1,USART6,SPI1,ADC) Saat Frekansı - **84 MHz**

4.2.1.2 Mikrodenetleyici Donanım Ayarları

Mikrodenetleyici bünyesinde yer alan zamanlayıcı, analog-dijital çevirici, iletişim kanalları, DMA ve kesme öncelik kontrolcüsü ayarları (NVIC) bu bölümde aktarılmaktadır.

Tablo 4.2 Zamanlayıcı kanalları özellikleri

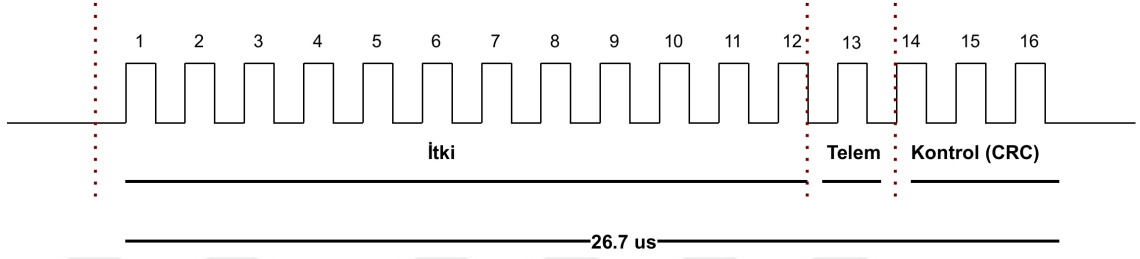
Modül Adı	Pin No	Frekansı	Periyot	Bağlı Modül
TIM1-CH1	PE9	12 MHz	30 μ s	ESC Motor 1
TIM1-CH2	PE11	12 MHz	30 μ s	ESC Motor 2
TIM1-CH3	PE13	12 MHz	30 μ s	ESC Motor 3
TIM1-CH3	PE13	12 MHz	30 μ s	ESC Motor 4
TIM2-CH1	PA15	1 MHz	-	Radyo Kumanda PPM
TIM3-CH1	PB4	12 MHz	30 μ s	ESC Motor 5 / Servo1
TIM3-CH2	PB5	12 MHz	30 μ s	ESC Motor 6 / Servo1
TIM5	-	1 MHz	-	-
TIM12	-	1 MHz	0.5 ms	-

Zamanlayıcı Ayarları Mikrodenetleyici bünyesinde yer alan zamanlayıcı modüllerinden TIM1, TIM2, TIM3, TIM5 ve TIM12 modülleri kullanılmıştır. TIM1 ve TIM2 kanalları doğrudan İHA ESC'nin ilgili motor kanallarına bağlıdır. TIM5 hata tespiti amacıyla kullanılan genel amaçlı zamanlayıcı olup, TIM12 RTOS sistemi bünyesinde oluşturulan görevlere ait semafor yapılarını uygun frekansta tetikleyerek, görevleri RTOS görev planlayıcısında belirlenen frekanslarda çalışmasına yol açar. Zamanlayıcı kanallarına ait ayarlar Tablo 4.2'de belirtilmiştir.

Test İHA'sı dört rotora sahip olmasına karşın, ilerleyen zamanlarda farklı sayıda rotor içeren İHA konfigürasyonları ile uyumlu hale getirilebilmesi adına ek ESC motor çıkışları eklenmiştir. TIM1 ilk dört motora ait sinyali, TIM2 ise ek iki motora ait sinyalleri üreten zamanlayıcı kanalıdır. Zamanlayıcı kanalları genişlik darbe modülasyonu (PWM) sinyalleri üretebilme yeteneğine sahiptir. Uçuş kontrol sisteminde kontrol frekansının yüksek olması kontrol performansını artırıcı niteliktedir. Mikrodenetleyicinin çalışma saat frekansı kontrol algoritmalarını yüksek hızda gerçekleştirse dahi PWM gibi analog sinyal gönderme yöntemleri kontrol frekansının 400-450 Hz bandından yukarıya çıkmasını engellemektedir. Bu sebeple mikrodenetleyici ve ESC arasında dijital iletişim yöntemi tercih edilmiş, protokol olarak ESC tarafından desteklenen DSHOT600 protokolü kullanılmıştır.

Dshot600, PWM sinyalinin aksine dijital bir ESC protokolüdür. Veri paketi toplam 16 bitten oluşur ve üç parçaya ayrılır . Bu bitlerin 11'i motor hızı, 12.si ESC telemetri özelliği, son dördü ise denetim toplam (checksum) bitleridir. Gönderilen dijital sinyaldeki her bir bitin periyodu 1.67 mikrosaniye olup %75 doluluk oranı yüksek, %25 doluluk oranı alçak değeri ifade eder. DSHOT600 protokolünün yapısı ve toplam veri uzunluğu Şekil 4.5'teki gibidir. Veri transferinin 26.7 μ s'ye varan süresi kontrol döngüsünün 8Khz'e kadar arttırılabilmesine olanak sağlar. DSHOT600 sinyali TIM1 ve TIM2 kanallarına bağlı olan DMA kanalları kullanılarak oluşturulmuştur, böylelikle mikrodenetleyicinin sinyali üretimi sırasında oluşabilecek işlem gücü azaltılmıştır.

TIM5 kanalı doğrudan bir modüle bağlanmamıştır. Yazılım içerisinde mikrosaniye mertebesinde zaman tutmak ve modüller arasındaki zamanların yazılımsal kontrolünü sağlamak için kullanılmaktadır. Yazılım akışında sensör bozulması, döngü frekansı hataları gibi zamana bağlı hataların oluşu TIM5 kanalındaki zaman bilgisi kullanılarak tespit edilmektedir. TIM12 kanalı görev zamanlayıcısı olarak kullanılmakta olup doğrudan bir donanıma bağlı değildir. 2Khz frekansında kesme sinyali oluşturulacak şekilde konfigüre edilmiştir. Kesme fonksiyonu içerisinde görevlere ait ikili semafor yapılarının tetiklemeleri yapılır.



Şekil 4.5 DSHOT600 protokolü

İletişim Modül Ayarları Mikrodenetleyici içerisinde yer alan iletişim donanımları sayesinde çevrebirimleri ve sensörler ile iletişime geçmektedir. Bu sebeple mikrodenetleyici içerisindeki I2C1, I2C2, I2C3, SPI2, UART1, UART2, UART3, UART4, UART6 ve SDIO iletişim modülleri kullanılmıştır. I2C1, I2C2, I2C3 ve UART2 modülleri dahili ve harici sensörler ile, SPI2 modülü flash hafıza birimi, UART1 FTDI/USB dönüştürücü ile PC, UART3 telemetri ile yer istasyonu ve UART4 ise alternatif lidar sensör iletişimi için konfigüre edilmiştir. İletişim modüllerine ait ön ayarlar Tablo 4.3'te gösterilmiştir.

I2C1 AÖB sensörü ile mikrodenetleyici arasındaki iletişim kanalını ifade eder. AÖB sensörü yüksek frekanslarda okunarak kontrol döngüsünde kullanılacağı için DMA ve kesme özellikleri aktif edilmiştir. AÖB ilk ayarlarının yapıldığı bölümde sensör belirlenen frekansta veri üretimi gerçekleştirilerek kesme gönderir. Kesme sinyali ise sensörün DMA donanımı ile verilerinin okunmasını mümkün kılar. I2C2 ve I2C3 iletişim modülleri sırasıyla manyetometre ve barometre arasındaki iletişim yöntemidir. İki kanal da mikrodenetleyici ve sensörlerin desteklemiş olduğu son iletişim hızı olan 400kHz ile veri transferini gerçekleştirir. Harici manyetometre donanımının gerektiği durumlarda I2C3 kanalı barometre ve harici manyetometrenin ortak iletişim kanalını oluşturmaktadır. SPI2 kanalı mikrodenetleyici ile flash hafıza birimi arasındaki iletişim yöntemini ifade etmekte olup, yazılımın kalibrasyon ve yüksek frekansta hareket verilerini depolamasına imkan sağlar. UART1 kanalı uçuş kontrol kartında yer alan FTDI/USB dönüştürücü donanımını kullanarak bilgisayar ile seri haberleşmenin sağlandığı haberleşme modülüdür. UART2 kanalı GNSS alıcısına bağlı olup, alıcı

tarafındaki DMA kanalı aktive edilmiştir. Böylelikle mikrodenetleyicinin CPU'su üzerindeki seri haberleşme yükü azaltılmıştır. UART3 kanalı yer istasyonu ve hava aracının kablosuz seri haberleşme modülü, telemetri, yardımıyla haberleşmesini mümkün kılar. Araç verilerinin işlem gücü kullanılmadan arka planda gönderilmesi amacıyla DMA kanalı aktive edilmiştir. UART4 barometre yerine alternatif olarak lidar sensörünün bağlanabilmesi amacıyla konfigüre edilmiştir. SDIO kanalı ise verilerin uçuş kontrol kartında yer alan SD kart üzerine depolanabilmesini mümkün kılan iletişim kanalıdır.

Tablo 4.3 İletişim modül ayarları

Modül Adı	Pin No	Hız/Baud	Kesme/DMA	Bağlı Modül
I2C1-SDA	PB7	400 kHz	DMA	AÖB-SDA
I2C1-SCL	PB6	400 kHz	DMA	AÖB-SCL
I2C2-SDA	PB11	400 kHz	-	Manyetometre-SDA
I2C2-SCL	PB10	400 kHz	-	Manyetometre-SCL
I2C3-SDA	PC9	400 kHz	-	Barometre-SDA
I2C3-SCL	PA8	400 kHz	-	Barometre-SCL
SPI2-MISO	PB14	21 Mbit/s	-	Flash-SDO
SPI2-MOSI	PB15	21 Mbit/s	-	Flash-SDA
SPI2-CLK	PB13	21 Mbit/s	-	Flash-CLK
UART1-RX	PA10	115200 bit/s	-	FTDI-TX
UART1-TX	PA9	115200 bit/s	-	FTDI-RX
UART2-RX	PA3	9600 bit/s	DMA	GNSS-TX
UART2-TX	PA2	9600 bit/s	-	GNSS-RX
UART3-RX	PD9	9600 bit/s	-	Telemetri-TX
UART3-TX	PD8	9600 bit/s	DMA	Telemetri-RX
UART4-RX	PA0	9600 bit/s	-	Lidar-TX
UART4-TX	PA0	9600 bit/s	DMA	Lidar-RX
SDIO-SD0	PC8	12 MHz		SD-D0
SDIO-CK	PC12	12 MHz-		SD-CLK
SDIO-CMD	PD2	12 MHz		SD-CMD

Analog-Dijital Çevirim Ayarları Mikrodenetleyici Analog-Dijital Çevrim (ADC) modülü analog veri üreten sensörlerin anlamlandırılmasını sağlamaktadır. Uçuş kontrol sisteminde yer alan pil güç modülü ismi verilen voltaj regülatörü, akım ve voltaj sensörü bütünleşik yapısından geçerek uçuş kontrol kartını beslemektedir. Güç modülü üzerinde yer alan akım ve voltaj sensörleri 0 - 3.3 Volt arası analog çıkış üretmektedir. Bataryadan çekilen anlık akım ve voltaj değerlerinin okunması amacıyla iki ADC kanalı aktive edilmiştir. Tablo 4.4 ADC modül ayarlarını göstermektedir.

Tablo 4.4 ADC modül ayarları

Modül Adı	Pin No	Örnekleme Frekansı	Çözünürlük	Bağlı Modül
ADC-CH10	PC0	1.4 MHz	12 bit	Voltaj Sensörü
ADC-CH11	PC1	1.4 MHz	12 bit	Akım Sensörü

Kesme ve DMA Ayarları

Mikrodenetleyici içerisinde yer alan kesme denetleyicisi farklı donanımlardan gelen kesme sinyallerini yönetirken DMA modülü donanım ve hafıza arasında işlemci gücü kullanılmadan veri transferini sağlamakla yükümlüdür. Standart veri alışverişi yöntemlerinin aksine hafıza ve karşı cihaz arasındaki işlemi mikrodenetleyicinin işlem birimi yerine DMA adı verilen özelleştirilmiş donanım yapısı gerçekleştirir. Uçuş kontrol yazılımında kullanılan DMA yapıları ve özellikleri Tablo 4.5'te gösterilmiştir.

Tablo 4.5 DMA özellikleri

Modül	Kanal	Yön	Yöntem
UART2-RX	DMA1-Stream 5	Çevre biriminden hafızaya	Dairesel
UART3-RX	DMA1-Stream 1	Çevre biriminden hafızaya	Dairesel
UART4-RX	DMA1-Stream 2	Çevre biriminden hafızaya	Dairesel
I2C1-RX	DMA1-Stream 0	Çevre biriminden hafızaya	Normal
I2C1-TX	DMA1-Stream 6	Hafızadan çevre birimine	Normal
TIM-CH1	DMA2-Stream 1	Hafızadan çevre birimine	Normal
TIM-CH2	DMA2-Stream 2	Hafızadan çevre birimine	Normal
TIM-CH3	DMA2-Stream 6	Hafızadan çevre birimine	Normal
TIM-CH4	DMA2-Stream 4	Hafızadan çevre birimine	Normal

Uçuş kontrol sistemi gibi karmaşık ve birbirine bağlı gömülü yazılımlarda kesme yapıları ve kesmenin öncelik yönetimi kritik öneme sahiptir. Mikrodenetleyici kesme ayarları NVIC yardımı ile öncelik sırasına göre düzenlenebilir. Mikrodenetleyici üzerinde koşan yazılım RTOS tabanlı organize edildiği için kesme öncelikleri belirlenirken RTOS'a özel fonksiyonların bulunup bulunmayacağı da önem arz etmektedir. STM32F407VGTX NVIC yapısı 0-15 arasında kesme önceliklendirme yapılmasına imkân sağlar. Bu sıralamada düşük numara yüksek öncelik anlamına gelmektedir. RTOS fonksiyonlarını içeren kesme fonksiyonlarının sisteme ait önemli kesmelerin önceliğinden önemli olarak belirlenmesi sistemsel sorunlara yol açabileceği için RTOS fonksiyonları içeren kesmeler 5-15 arasında önceliklendirilmiştir. Sistem içerisinde kullanılan kesmeler sensör ve çevre birimlerine ait iletişim kesmeleri ile görev zamanlayıcı kesmesi olarak değerlendirilebilir. Tablo 4.6 uçuş kontrol sistemindeki kesme yapılarını ve önceliklerini göstermektedir. Tabloda yalnızca eklenen kesme yapılarına yer verilmiş olup mikrodenetleyici iç kesmeleri gösterilmemiştir.

Tablo 4.6 Kesme özellikleri

Kesme Adı	Öncelik	Açıklama
Dış Kesme (EXTI)	4	AÖB veri hazır kesmesi
DMA1 Stream 0 Kesme	4	AÖB DMA iletişim Kesmesi (RX)
DMA1 Stream 6 Kesme	4	AÖB DMA iletişim Kesmesi (TX)
TIM12 Kesme	5	Görev Zamanlayıcı Kesmesi
TIM2 Kesme	6	PPM sinyal kesmesi
DMA1 Stream 1 Kesme	7	Telemetri DMA İletişim Kesmesi
DMA1 Stream 2 Kesme	7	Lidar DMA İletişim Kesmesi
DMA1 Stream 5 Kesme	7	GNSS Alıcı DMA İletişim Kesmesi
DMA2 Stream 1 Kesme	7	TIM1-CH1 DMA Kesmesi
DMA2 Stream 2 Kesme	7	TIM1-CH2 DMA Kesmesi
DMA2 Stream 4 Kesme	7	TIM1-CH4 DMA Kesmesi
DMA2 Stream 6 Kesme	7	TIM1-CH3 DMA Kesmesi
UART2 Genel Kesmesi	7	GNSS alıcı genel iletişim kesmesi
UART3 Genel Kesmesi	7	Telemetri genel iletişim kesmesi
UART4 Genel Kesmesi	7	Lidar genel iletişim kesmesi

AÖB, uçuş kontrolcüsünün tahmin algoritmaları için temel yapıyı oluşturmakta, dolayısıyla hızlı ve gürültüsüz elde edilmesi uçuş performansını doğrudan etkilemektedir. AÖB sensörü 8Khz'e kadar veri üretip paylaşabilmektedir. Bu özellikten yararlanmak adına AÖB sensörünün veri hazır kesme çıkışı mikrodenetleyicide kesme oluşturmakta, bu kesme ise DMA yapısını tetikleyerek sensör verileri elde edilmesini sağlamaktadır. DMA kullanılması işlemin arka planda otomatik olarak yapılmasına el vermektedir. Böylelikle yüksek frekansta elde edilen veriler daha yüksek mertebeden ayrık filtrelerden geçirilerek gecikmesi az ve gürültüsüz sinyal elde etmek mümkün olmaktadır. Bu sebeple AÖB veri hazır kesmesi sistemde en öncelikli kesme olarak ayarlanmıştır.

Uçuş kontrol yazılımı RTOS yapısında kurgulanan görevler ile çalışmaktadır. Bu sebeple görev yapılarının seçimi ve önceliklerinin değiştirilmesi zamanlama olarak kritik öneme sahiptir. İş paketlerinin görev tetikleme yapısı TIM12 kesmesi ve buna bağlı RTOS fonksiyonları ile sağlanmaktadır. Bu sebeple TIM12 kesmesi AÖB veri hazır kesmesi haricindeki tüm kesmelerden öncelikli olarak konfigüre edilmiştir.

Uçuş kontrol sisteminde yer alan radyo kumanda alıcısı çıkışını analog olarak dalga pozisyon modülasyonu (PPM) formunda göndermektedir. Bu sıralı dalgaların pozisyonları doğrudan kumanda çıkışlarını ifade etmekte olup gelen sinyalin analog olması okuma işleminin yükselen-alçalan kenar tespiti ve zamanlayıcı kullanılmasını zorunlu kılar. Zamana bağlı yapısı sebebiyle TIM2 kanalına ait yükselen-alçalan kesmeleri AÖB ve TIM12 kesmelerinden sonra en öncelikli kesme olarak ayarlanmıştır. Diğer kesme yapıları sensör ve çevre birimi iletişimleriyle motor sinyal üretimi

zamanlayıcı DMA kesmeleri olup eş önceliklidir. Dolayısıyla eş önceliğe sahip iki kesmeden daha önce meydana gelen kesme, işlemci tarafından ilk öncelikte işlenir.

4.2.1.3 Ara Katman Yazılım Ayarları

Ara katman yazılımları mikrodenetleyici donanımları kullanılarak oluşturulmuş genel amaçlı hazır yazılım paketleridir. Uçuş kontrol sisteminde SD Kart dosyalama ve veri işlemleri için **FATFS** ve gerçek zamanlı işletim sistemi yapısı için **FreeRTOS** ara katman yazılımları kullanılmıştır. RTOS yapısı görev, görev öncelikleri, semafor ve ortak donanım kullanımları gibi özel ayarların yapılmasını zorunlu kılmaktadır. Uçuş kontrol sistemi RTOS yapısındaki görevler ve özellikleri Tablo 4.7'deki gibi ifade edilebilir.

Tablo 4.7 RTOS görev özellikleri

Görev Adı	Öncelik	Tetiklenme Frekansı	Hafıza (Stack Size)
Açısal Hız Kontrolü	Gerçek Zaman	2 Khz	4096 Byte
Tam Kontrol	Çok Yüksek Öncelik	200 Hz	2048 Byte
GKF	Yüksek Öncelik	200 Hz	4096 Byte
Veri Kayıt	Normal Öncelik	Değişken	2048 Byte
Seri Haberleşme	Normal Öncelik	Değişken	2048 Byte

RTOS yapısında yer alan ikili semafor yapıları genellikle karşılıklı dışlama (mutual exclusion) ve görev senkronizasyonları amacıyla kullanılabilir. İkili semafor yapısı yalnızca bir öge tutabilen bir kuyruk olarak düşünülebilir. İkili yapısı sebebiyle bu kuyruk yalnızca boş veya dolu olabilmektedir. Bu kuyruğa bağlanan görevler kuyruğun dolu olup olmadığına göre kilitlenip açılmaktadır. Bu yapı da doğrudan görevlerin birbirine göre senkronize çalışmasını sağlar. Semafor yapıları bu yöntemle kullanıldığında bu yapıyı kullanan görevlerin aktif olup olmamasını belirleyen bir kilit mekanizmasını görür. Başlangıç durumunda görevlerin tümü kilitlidir. Görev zamanlayıcısına ait kesme veya başka bir görevin tamamlanması, diğer görevlerin kilitlerinin açılmasına sebebiyet verebilir. Kilidi açılan görev öncelik sırasına göre görev planlayıcısında çağırılır. Görev yazılımı içerisinde yer alan semafor yapıları görevin bitiminden sonra tekrar kendilerini kilitleyerek uygun zamanda aktive edilmeyi bekler. Uçuş kontrol sisteminde yer alan ikili semafor yapıları aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- Açısal Döngü Semaforu - 2Khz zamanlayıcı Kesmesi ile tetiklenir.
- Tam Kontrol Semaforu - 200 Hz zamanlayıcı ile tetiklenir.
- GKF Semaforu - Tam Kontrol görevi bitiminde tetiklenir.

4.2.1.4 Sensör Kalibrasyonları

Uçuş kontrol sisteminin performansı doğrudan sensörler ve sensör verilerini kullanan tahminci yapısının başarısı ile doğru orantılıdır. Bu sebeple kullanılan sensörlerde yer alan kalıcı hata terimlerinin uçuş öncesi giderilmesi tahmincinin doğruluğunu arttıran niteliktedir. Uçuş kontrol sisteminde yer alan AÖB ve manyetometre sensörleri halihazırda üretim aşamasında kalibrasyon işlemine tabi tutulmalarına karşın sıcaklık, nem ve diğer çevresel koşullar sensörlerin kalibrasyonlarının bozulmasına yol açabilir. Bu sebeple uçuş öncesi AÖB ve manyetometre kalibrasyonlarının tamamlandığından emin olunması gerekir. AÖB bünyesinde yer alan dönüölçerde sabit kayma hatası, ivmeölçer ve manyetometrede ise eksen kaçıklığı hatası sıklıkla meydana gelen ve kalibrasyon ile telafi edilebilen deterministik hatalardır.

Dönüölçer kalibrasyonu, sensörün durağan olduğu zaman diliminde okunan ham açısal hız verileri kullanılarak basitçe tamamlanabilir. Kalibrasyon işlemi her uçuş öncesi uçuş kontrol yazılımının başlangıç bölümünde gerçekleştirilir. Bu amaç kapsamında İHA başlangıçta sabit bir pozisyonda dururken, dönüölçer sensör verileri 4 saniye boyunca okunarak kaydedilir. Kaydedilen değerlerin ortalaması sabit kayma terimi olarak belirlenir. Uçuş esnasında elde edilen açısal hız verilerinden hesaplanan sabit kayma değeri çıkartılması ile kalibre edilmiş dönüölçer verileri sistem içerisinde kullanılmış olur.

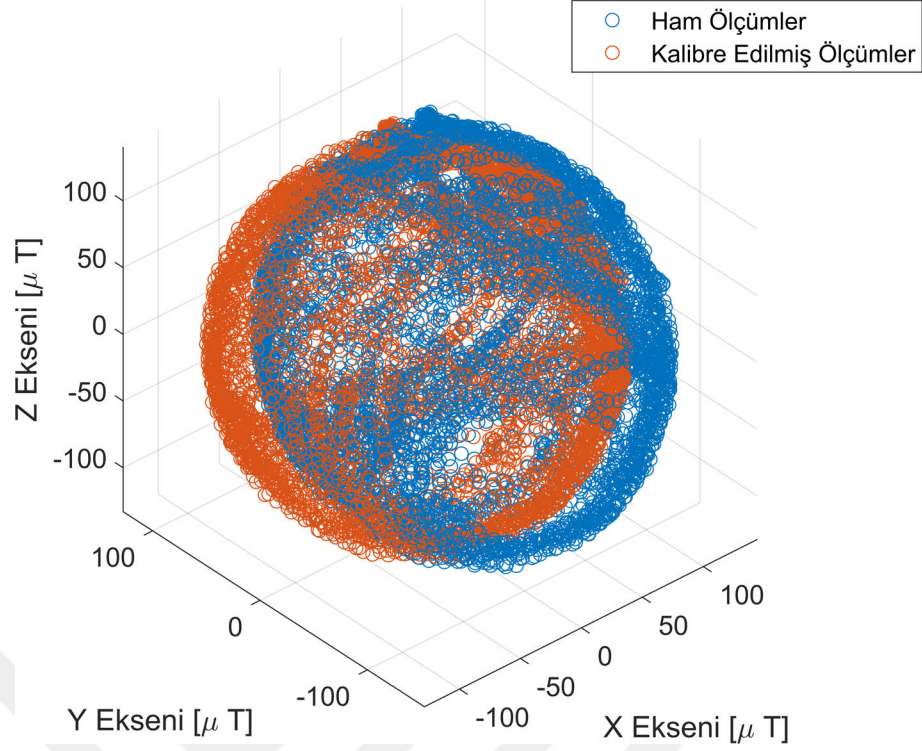
İvmeölçer kalibrasyonu eksen kaçıklığı problemini ortadan kaldırmak adına yapılmaktadır. Bu problem temel olarak sensörün eş uyartılara eş cevaplar vermemesi olarak tanımlanabilir. Kalibrasyon işleminin tamamlanabilmesi için sensöre eş uyartılar verilir, elde edilen değerler en küçük kareler yöntemi kullanılarak kalibrasyon oran matrisi ve kayma vektörü hesaplanır. A_{xk} , A_{yk} , A_{zk} , kalibre edilmiş ivmeölçer verileri, A_x , A_y ve A_z ham ivmeölçer verileri A_{km} kalibrasyon oran matrisi ve A_{kv} kalibrasyon kayma vektörü olmak üzere kalibre edilmiş değerler (4.1)'deki gibi hesaplanabilir.

$$\begin{bmatrix} A_{xk} \\ A_{yk} \\ A_{zk} \end{bmatrix} = A_{km} \begin{bmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{bmatrix} + A_{kv} \quad (4.1)$$

Sensöre eş uyarı verilebilmesinin en uygun yolu dünyanın yer çekiminin ölçülmesidir. İvmeölçer kalibrasyonu için sensörün üç ekseninin pozitif ve negatif eksenlerde dünyanın yer çekimi ivmesini ölçtüğü senaryo düşünülürse, elde edilen altı durağan ölçüm [59] numaralı referansta yer alan en küçük kareler yöntemi kullanılarak kalibrasyon oran matrisi ve kalibrasyon kayma vektörüne dönüştürülebilir.

Manyetometre sensörü de ivmeölçere benzer şekilde eksen kaçıklığı hatasına sahiptir. Üç eksen manyetik alan ölçümü yapan manyetometrenin yönelim ile ilgili anlamlı veri üretebilmesi için çalışma ortamında yer alan manyetik alana göre kalibre edilmesi şarttır. İdeal manyetometrenin her bir ekseninin yalnızca Dünya manyetik alanını ölçeceği ve her bir ölçüm ekseninin aynı manyetik alan uyarısına aynı çıkış cevabını vereceği düşünülürse, ölçüm uzayının bir küre olduğu ifade edilebilir. Manyetik alan bozucu etkileri **sert demir** ve **hafif demir** olmak üzere iki ana grupta incelenebilir. Sert demir etkisi sabit etkisi sabit gürültü girişimi yapan etkiye verilen isimdir ve ideal ölçüm küresinin orijin noktasını değiştirir. Genellikle ortamda yer alan ferromanyetik malzemeler ve manyetik alan oluşturan devre kartı bu etkiye sahip olmaktadır. Hafif demir etkisi daha az olmakla birlikte sıklıkla sensörün yakınına yer alan nesnelerden kaynaklanır. Bu etki küreyi gerip eğerek ölçüm kümesini elipsoid bir şekle büründürür. Kalibrasyon yöntemi olarak [60] numaralı referansta yer alan formülasyon kullanılmıştır. Kalibrasyon işlemine manyetometre sensörü çalışma koşulları altında, her bir eksenin ölçüm uzayındaki her bir noktayı kapsayacağı kadar örnek alınarak başlanmıştır. Elde edilen ham veriler bahsedilen yöntem kullanılarak kalibrasyon oran matrisi $\mathbf{M}_{km}$ ve kalibrasyon kayma $\mathbf{M}_{kv}$ vektörüne dönüştürülür. Kalibre edilmiş manyetik alan verileri M_{xk} , M_{yk} ve M_{zk} , ham manyetik alan ölçümleri kullanılarak M_x , M_y ve M_z saha testleri öncesi uçuş kontrol sistemi bünyesinde yer alan manyetometrenin kalibrasyon öncesi ve kalibrasyon sonrası ölçümleri Şekil 4.6'da gösterilmektedir. Kalibrasyon öncesi hem sert demir hem de yumuşak demir etkileri gözlemlenirken, kalibrasyon işlemi sonrası üç eksenle yapılan ölçümlerin tümü eş büyüklükteki manyetik alan uyarılarına eş sensör çıktısı üretmektedir.

$$\begin{bmatrix} M_{xk} \\ M_{yk} \\ M_{zk} \end{bmatrix} = \left(\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} - \mathbf{M}_{kv} \right) \mathbf{M}_{km} \quad (4.2)$$



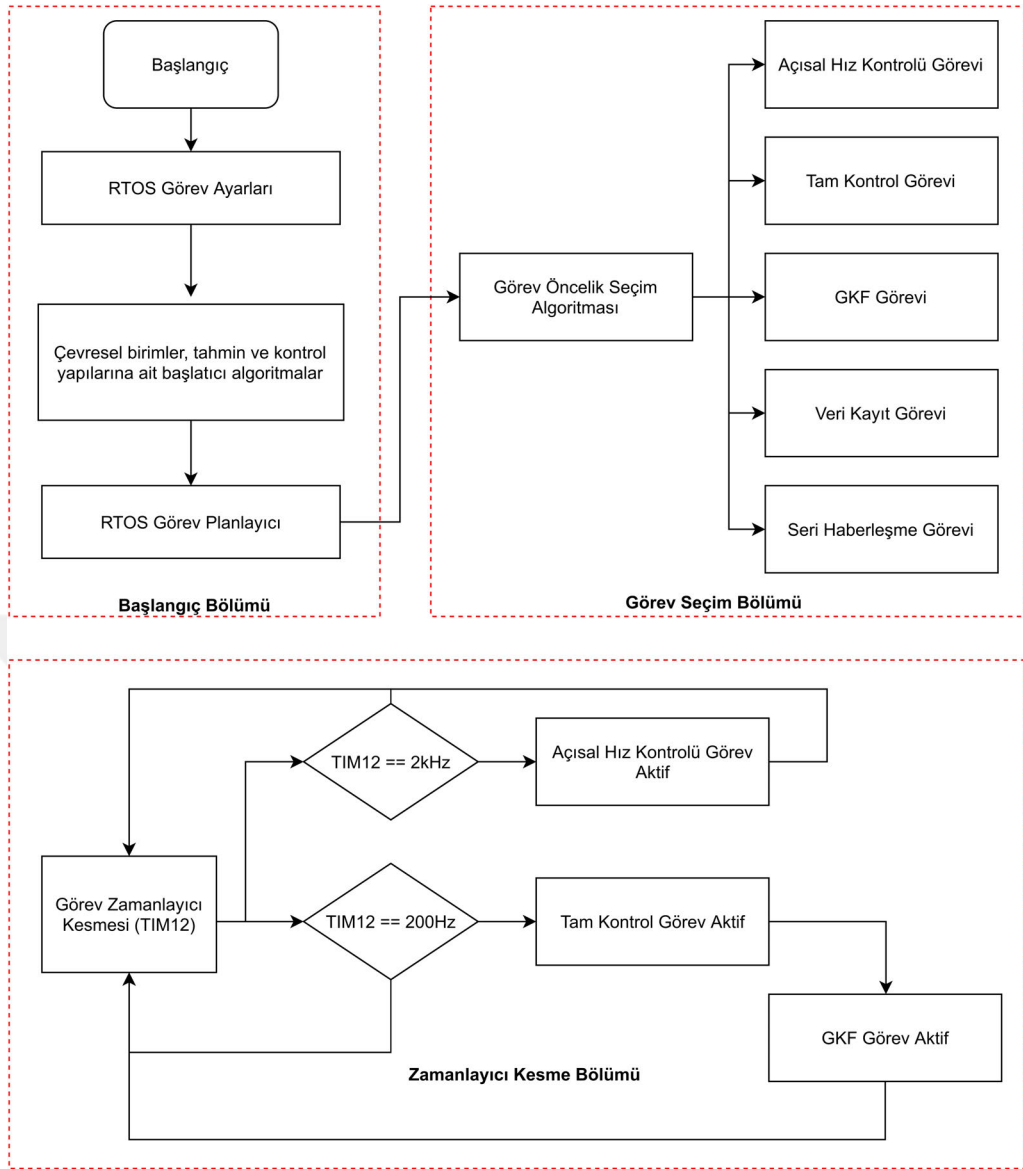
Şekil 4.6 Manyetometre kalibrasyonu

4.2.2 Yazılım Akışı

Yazılım akışı Şekil 4.7’de gösterildiği gibi üç temel bölüm ile ifade edilebilir. Mikrodenetleyici üzerinde koştan yazılım ilk olarak **Başlangıç Bölümü**’nü çalıştırır. Başlangıç bölümünde gerçek zamanlı işletim sisteminin ön ayarları, çevresel birimlerin ön ayarları ve iletişim testleri, tahmin ve kontrolcü parametrelerinin başlatılması ve RTOS iş parçacığı planlayıcı görevleri gerçekleştirilir. **Görev Seçim Bölümü** her bir iş parçasının öncelik sırasına göre çalışmasını sağlayan bölümdür. Öncelik sıraları RTOS iş parçacığı ayarları bölümünde yapılmış olup sabittir. Her bir iş parçacığında kilit mekanizması olarak RTOS sisteminin özelliklerinden iki elemanlı semafor (binary semaphore) yapısı kullanılmıştır. Bu yapı bazı iş parçacıkları arasındaki kilitleme mekanizmasını sağlamakta olup kilit açma işlemleri **Zamanlayıcı Kesme Bölümü**’nde gerçekleştirilmektedir. İkili semafor yapısı, görevler ve zamanları ile ilgili detaylar Bölüm 4.2.2.2’de ifade edilmiştir.

4.2.2.1 Başlangıç Bölümü

Uçuş kontrol yazılımının başlangıç bölümü, sistem ayarlarının tanımlandığı, gerçek zamanlı işletim sistemine özel ayarların yapıldığı, çevre birimleri ve sensörler ile haberleşme ve kontrollerin yapıldığı temel bölümdür. Bu bölüm yazılımda bir döngü içerisinde bulunmamakla birlikte sistem açılışı ile yalnızca bir kere çalışmaktadır. Başlangıç bölümü hatasız olarak tamamlanırsa RTOS Görev planlayıcı çalışmakta ve

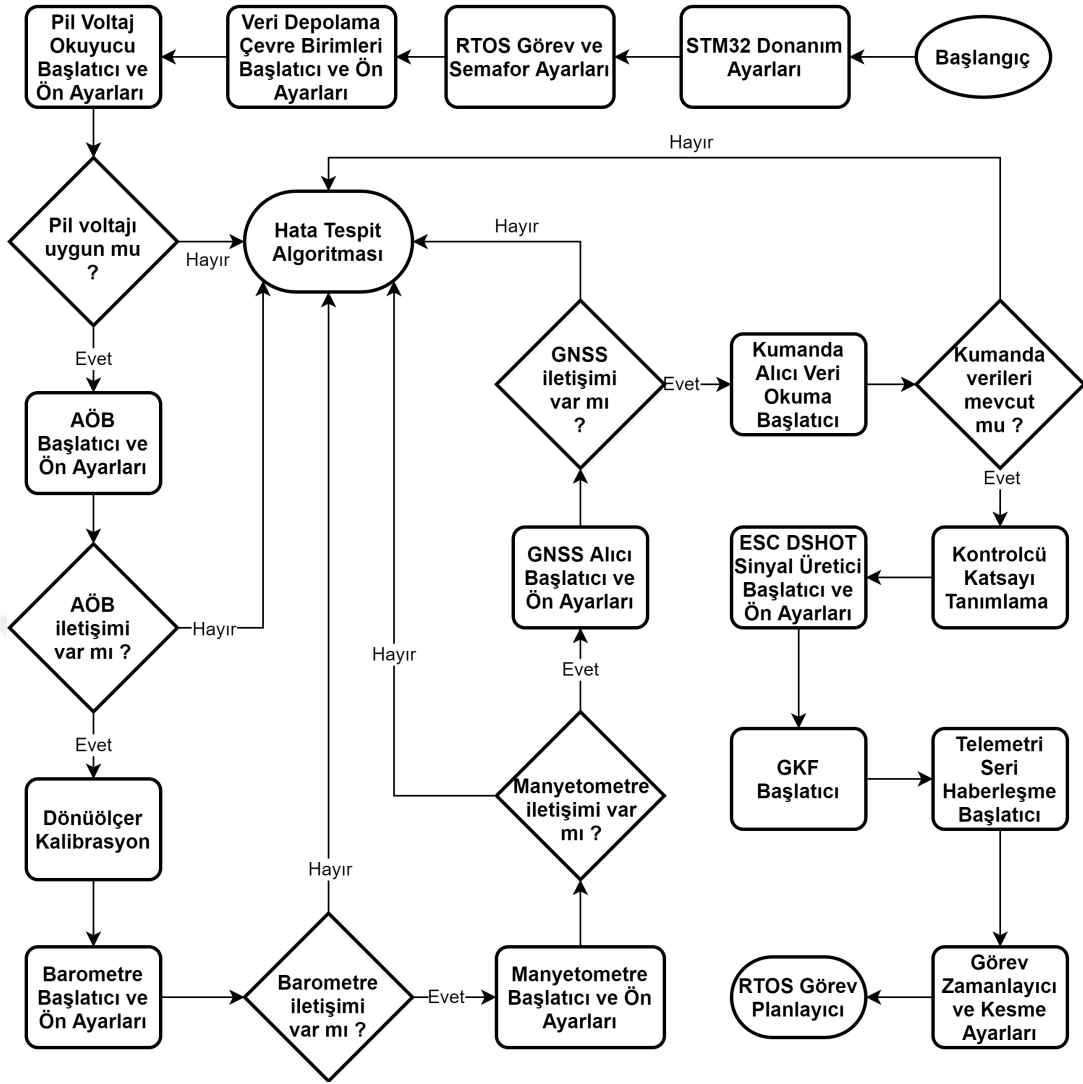


Şekil 4.7 Yazılım akış şeması

uçuş kontrol sistemi algoritmalarını içeren RTOS görevleri aktive olarak sistem faal hale gelmektedir. Sistem başlangıcı esnasında meydana gelebilecek olan hatalar "Hata İşleyici" algoritması ile anlamlandırılmaktadır. Şekil 4.8'de verilen başlangıç bölümü akış şemasında yer alan her bir kod parçacığı aşağıdaki gibi kısaca tanımlanabilir.

STM32 Donanım Ayarları, STM32F407VGTX mikrodeneleyici içerisinde yer alan donanımlara ait başlatıcıların yer aldığı kod parçacığıdır. Bölüm 4.2.1.2 ve Bölüm 4.2.1.1'de yer alan tüm ayarlar yazılıma entegre edilmiştir.

RTOS Görev ve Semafor Ayarları, uçuş kontrol yazılımının ara yazılım katmanlarından FREE RTOS gerçek zamanlı işletim sisteminin Bölüm 4.2.1.3 ile belirtilen görev tanımı, görev öncelikleri ve ikili semafor yapısı ayarlarının yapıldığı kod parçacığıdır.



Şekil 4.8 Başlangıç bölümü akış diyagramı

Veri Depolama Çevre Birimleri Başlatıcı ve Ön Ayarları : kod parçacığı SD Kart ve Flash hafıza donanımlarına ait başlatıcı kodları içermektedir. SD karta ait yazılım doğrudan FATFS kütüphanesi kullanılarak oluşturulmuştur. SD kart ile iletişim kontrolü, ilk dizin ve dosya oluşturma işlemleri ile SD kartın donanımsal varlığının kontrolü bu kod parçacığında yapılır. Flash hafıza başlatıcı yazılımı, flash hafıza entegresi ve mikrodenetleyici arasındaki SPI veri haberleşmesini kontrol ederken, veri yazılacak alana ait hafıza adreslerini belirler. Sd kart bağlantı hatası 1 numaralı kod ile, flash hafıza bağlantı hatası 2 numaralı kod ile hata işleme algoritmasına gitmektedir.

Analog Dijital Dönüştürücü Ön Ayarları ve Batarya Voltaj Kontrolü kod parçasığında mikrodenetleyici analog-dijital çevirici birimi aktive edilerek voltaj ve akım sensöründen gelen analog veriler dijitalle çevrilir. Böylelikle pilin ilk voltajı ölçülerek pilin şarj seviyesi veya mevcut olup olmadığı kontrol edilir. Pil takılı değil veya voltaj seviyesi belirlenen eşik değerinden düşük ise algoritma 3 numaralı hata kodu ile hata işleme algoritmasına gider.

AÖB Başlatıcı ve Ön Ayarları, AÖB sensörünün iletişim adres kontrolü, I2C iletişim yazma ve okuma kontrolü ve sensör kayıt defteri ayarlarının yapıldığı kod parçasıdır. AÖB sensörünün belirtilen I2C kanalı üzerinde bulunmaması veya sensör okuma-yazma hatasının bulunması 4 numaralı kodunu oluşturur. Hata kodu oluşumu ile başlangıç algoritması bir sonraki işlem yerine hata işleme algoritmasına geçer. AÖB sensör başlangıç ayarları aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- Dönüölçer ölçüm aralığı : $1000^{\circ} / s$
- İvmeölçer ölçüm aralığı : $\pm 8g$
- Ölçüm Frekansı : 2 kHz
- Kesme özelliği : Aktif

Dönüölçer Kalibrasyonu, AÖB’de yer alan dönüölçer sensörünün başlangıç kayma değerinin giderilmesi amacıyla her başlangıçta yapılmaktadır. Bölüm 4.2.1.4 ile aktarılan algoritma kullanılarak başlangıç dönüölçer kaymaları tespit edilmektedir.

Barometre Başlatıcı ve Ön Ayarları, barometre sensörünün iletişim adres kontrolü, I2C iletişim yazma ve okuma kontrolü, fabrika kalibrasyon verilerinin okunması işlemlerinin yapıldığı kod parçasıdır. Barometrenin belirtilen I2C kanalı üzerinde bulunmaması 5 numaralı hata kodunu oluşturur. Hata kodu oluşumu ile başlangıç algoritması bir sonraki işlem yerine hata işleme algoritmasına geçer. Sensör sabit frekanslı veri aktarımına sahip olup, çözünürlük gibi değiştirilebilir ayarları yalnızca sensör okurken yapılabilir.

Manyetometre Başlatıcı ve Ön Ayarları, manyetometre sensörü iletişim adres kontrolü ve sensör başlatıcı ayarlarının yapıldığı kod parçasıdır. Manyetometre sensörünün belirtilen I2C kanalı üzerinde bulunmaması 6 numaralı hata kodunu oluşturur. Hata kodu oluşumu ile başlangıç algoritması bir sonraki işlem yerine hata işleme algoritmasına geçmektedir. Sensöre ait başlangıç ayarları aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- Ölçüm frekansı : 50 Hz
- Kesme : Aktif Değil
- Ölçüm aralığı : ± 1.3 Gauss
- Sürekli Ölçüm Modu : Aktif

GNSS Alıcı Başlatıcı ve Ön Ayarları, GNSS alıcı ve iletişim ayarlarını düzenler. GNSS alıcı mikrodenetleyici ile UART üzerinden UBX veya NMEA protokolü kullanılarak haberleşmektedir. Kanal üzerinden varsayılan olarak gelen NMEA protokolü gerekli olan pozisyon, hız, GNSS alıcı durum vb. bilgileri ayrı ayrı paketlerde göndermekte olup çalışmada UBX protokolü tercih edilmiştir. Bu sebeple başlatıcı bölümünde haberleşme kontrolünün ardından GNSS alıcı ile UART iletişimi kurularak NMEA mesajları kapatılmış, pozisyon, hız, zaman, tahmin aralıkları ve uydu sayısı gibi tüm bilgileri tek UBX paketinde içeren PVT mesajı aktive edilmiştir. GNSS algılayıcı ile mikrodenetleyici arasındaki ilk iletişimde hata oluşması durumunda algoritma 7 numaralı hata kodu ile hata işleme algoritmasına gider.

Kumanda Alıcı Veri Okuma Başlatıcı, kod parçacığı radyo kumanda alıcının, kumanda pozisyon bilgilerini ifade eden PPM sinyalinin okunması için gerekli olan zamanlayıcı, zamanlayıcı kanal ve kesme ayarlarını içerir. Ayarlar ile birlikte kesme ile okunan kumanda değerleri kontrol edilir. Kumandanın mevcut olmaması durumu 8 numaralı hata kodunu oluşturmakta ve yazılımı hata işleme algoritmasına götürmektedir.

Kontrolcü Katsayı Tanımlama, kod parçacığı uçuş kontrolcüsüne ait Bölüm 2’te ifade edilen tüm kontrol yapılarına ait kontrolcü ve filtre değerleri ile kontrolcü limit değerlerinin tanımlandığı kod parçacığıdır.

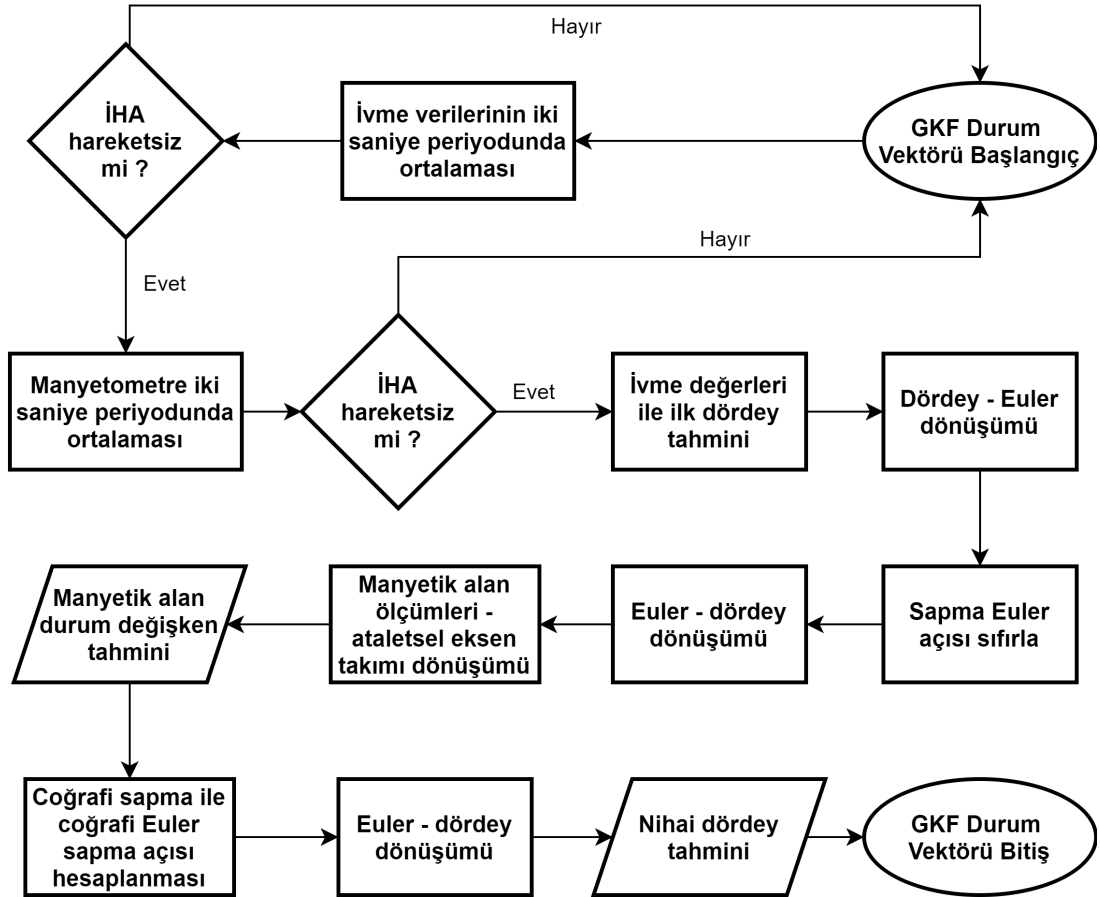
ESC DSHOT Sinyal Üretici Başlatıcı, mikrodenetleyicinin zamanlayıcı kanalları DSHOT dijital protokolü sinyalini üretmek için DMA yapısı ve zamanlayıcının PWM üretici modülü kullanılarak ayarlarını içerir. Motorlara başlangıç sinyali olarak dönüş yok sinyali gönderilir.

GKF Başlatıcı: kod parçacığında ANS/GNSS sensörü füzyonu amacıyla kullanılan GKF’nin parametre başlangıçları yapılmaktadır. İlk olarak GKF durum çarpımsal hata parametreleri ivmeölçer gürültüsü ve dönüölçer gürültüsü ifadeleri tanımlanır. Bu terimler GKF tahmin bölümünün kovaryans güncelleme alt bölümünde yer alan ve (3.29) ile ifade edilen **D** matrisinin değerlerini oluşturmada kullanılmaktadır. Ardından GKF durum toplamsal hata parametreleri olan ve (3.30)’da tanımlı gürültü ifadeleri tanımlanmıştır. Çarpımsal ve toplamsal gürültü parametreleri Tablo 4.8’de gösterilmektedir.

Tablo 4.8 GKF gürültü parametreleri

Parametre	Birim	Değer
İvmeölçer Gürültüsü	$(m/s^2)^2$	2
Dönüölçer Gürültüsü	$(rad/s)^2$	0.005
$\Delta\Theta_{B_{VarX}}, \Delta\Theta_{B_{VarY}}, \Delta\Theta_{B_{VarZ}}$	m/s^3	6E-15
$\Delta\nu_{B_{VarX}}, \Delta\nu_{B_{VarY}}, \Delta\nu_{B_{VarZ}}$	rad/s^2	5.626E-13
$M_{VarN}, M_{VarE}, M_{VarD}$	μT^2	2.5E-11
$M_{B_{VarX}}, M_{B_{VarY}}, M_{B_{VarZ}}$	μT^2	2.5E-11

Kod parçacığı ardından GKF durum vektörünün ilk değerlerinin elde edilmesi ile devam eder. GKF durum vektörü yirmi iki elemanlı bir vektör olup ilk on terimi tutum, hız ve pozisyon verilerini içermektedir. İHA'nın başlangıç pozisyonunda sabit olduğu varsayımı ile hız, pozisyon, birim açı kayma, birim hız kayma ve manyetometre ölçüm kayma durum değişkenleri sıfır olarak başlatılmıştır. Dünya üzerindeki referans noktanın manyetik alan vektörünü ifade eden M_N , M_E , M_D ve tutumu ifade eden q_0 , q_1 , q_2 ve q_3 durum değişkenleri ivmeölçer ve manyetometre ölçümleri kullanılarak Şekil 4.9'da yer alan akış şemasında belirtildiği gibi gösterilebilir.



Şekil 4.9 GKF başlangıç bölümü akış diyagramı

GKF başlatıcı bölümünün son işlemi ise hata kovaryans matrisinin ilk değerlerinin oluşturulmasıdır. Hata kovaryans matrisinin ilk on durum değişkenine denk gelen bölümü, ilk durum değişkenlerinin sensörler vasıtasıyla ölçülmesi sebebiyle küçük bir değer olan $P_{0_{1-10}} = 1e-9$ değeri ile başlatılmıştır. Geri kalan terimler toplamsal gürültü parametreleri ile başlatılacak şekilde hata kovaryansının başlangıç değeri (4.3)'teki gibi gösterilebilir.

$$P_0 = diag[P_{0_{1-10}} \dots P_{0_{1-10}}, \Delta\Theta_{BVarX}, \Delta\Theta_{BVarY}, \Delta\Theta_{BVarZ}, \Delta v_{BVarX}, \Delta v_{BVarY}, \Delta v_{BVarZ}, M_{VarN}, M_{VarE}, M_{VarD}, M_{BVarX}, M_{BVarY}, M_{BVarZ}] \quad (4.3)$$

Telemetri Seri Haberleşme Başlatıcı: Yer istasyonu ve İHA arasındaki kablosuz seri haberleşmenin başlatıldığı kod parçasıdır. Haberleşmenin sürekli olarak DMA ve kesme yapısı ile gerçekleştirilmesini sağlar.

Görev Zamanlayıcı ve Kesme Ayarları: Bu kod parçası görev zamanlayıcı kesmesi başta olmak üzere Bölüm 4.2.1.2'de belirtilen kesme ayarlarının aktive edilmesini sağlar.

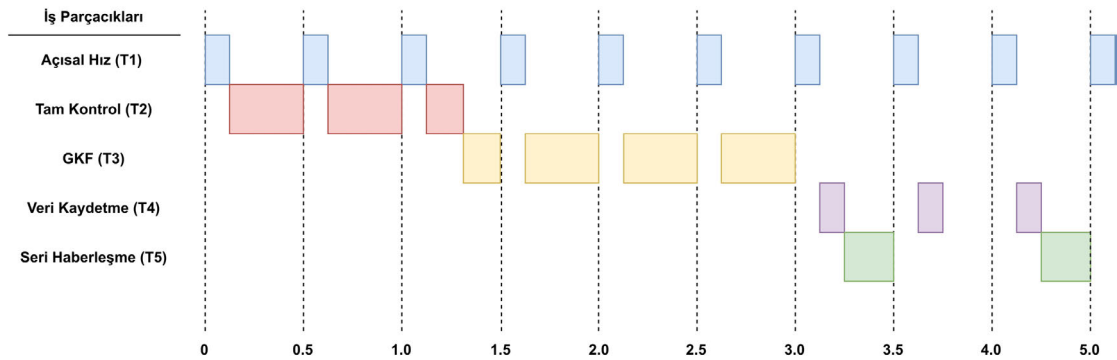
4.2.2.2 Görev ve Görev Seçim Bölümü

Uçuş kontrol yazılımının görev ve görev seçim bölümü, gerçek zamanlı işletim sistemi görevlerinin seçim sırasına ait kontrolü ve görevlerin içeriğini ifade eder. Tanımlı olan görevlere ait öncelik sıralamaları ve kullanılan ikili semafor yapıları Bölüm X'te ifade edilmiştir. Görev seçim bölümü bu öncelikleri ve görevlerin aktiflik durumunu göz önüne alarak görevleri sıraya dizer. Bu işlem RTOS'a ait görev planlayıcı algoritma içerisinde tamamlanırken gerekli konfigürasyonlar görev öncelikleri ve ikili semafor yapıları düzenlenerek yapılmıştır.

Uçuş kontrol yazılımı işletim sistemi beş temel görevden oluşmaktadır: **Açısal Hız Kontrol, Tam Kontrol, GKF, Veri Kaydetme, Seri Haberleşme**. Bu beş temel görev uçuş kontrolünü sağlarken, görev zamanlayıcı kesmesi hariç diğer yazılımsal kesmeler bu görevlere yardımcı alt yazılımları çalıştırır. Açısal Hız Kontrol, Tam Kontrol ve GKF görevlerinde ikili semafor yapısı bulunmaktadır. Bu yapı basitçe görevin aktif/pasif durum bilgisini ifade eder. Bu durum RTOS görev planlayıcının sürekli olarak sadece en yüksek öncelikli görevi seçmesinin önüne geçer. Bir başka deyişle yüksek öncelikli görev çalıştıktan sonra kendini kilitleyerek diğer alt öncelikli görevlerin RTOS görev seçici tarafından seçilebilmesine imkân sağlar. Bu yapının oluşturulabilmesi için yüksek önceliğe sahip Açısal Hız Kontrol, Tam Kontrol ve GKF görevleri, görevlerin

bitiminde kendini kilitleyecek şekilde oluşturulmuştur. Açısal Hız Kontrol ve Tam Kontrol görevleri görev zamanlayıcı kesmesi ile aktif olurken, GKF görevi Tam Kontrol görevinin bitimi ile aktif olmaktadır. Buradaki sebep GKF görevinin Tam Kontrol görevinde okunan yeni sensör verilerine ihtiyaç duymasıdır. Veri kaydetme ve seri haberleşme görevleri uçuş kontrolüne doğrudan etki etmemesi sebebiyle düşük öncelikli olarak tercih edilmiştir. Dolayısıyla diğer görevlerin aktif olmadığı anlarda çalışır arka plandaki veri kaydetme ve haberleşme görevlerini üstlenirler.

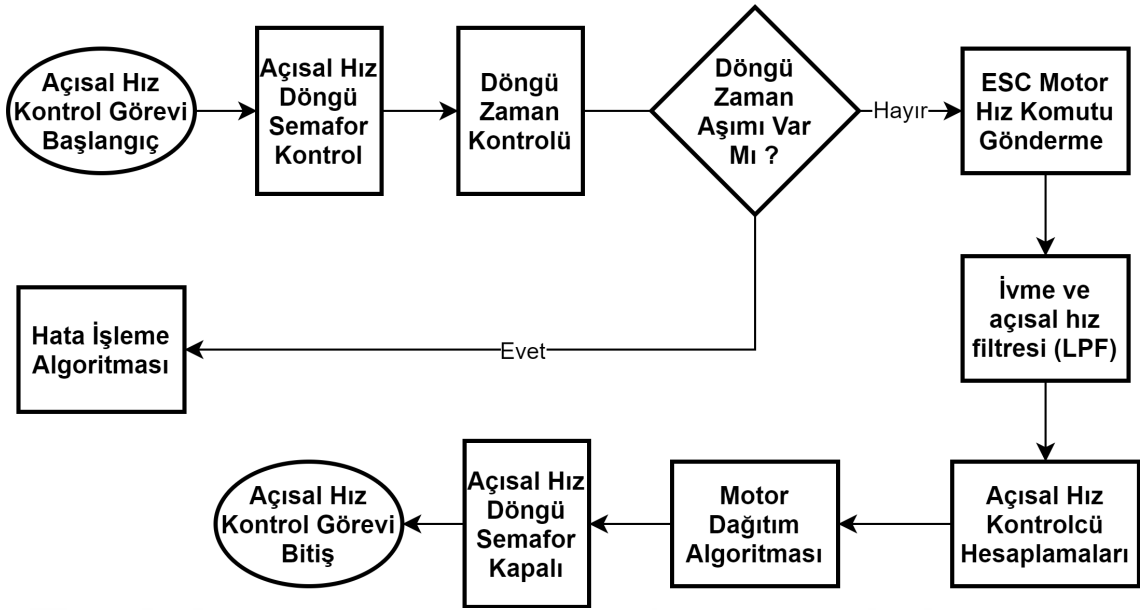
Normal bir yazılım akışında görevlere ait zamanlama Şekil 4.10'da görüldüğü gibidir. Gerçek zamanlı önceliğe sahip olan Açısal Hız Kontrol görevi, görev zamanlayıcı kesmesi tarafından 2 kHz frekansta tetiklenerek sabit frekansta uçuş kontrol sinyalini üretmektedir. Şekilde görüldüğü üzere Açısal Hız Kontrolü görevi diğer görevlere göre çok yüksek bir frekansta tetiklendiği için diğer tüm görevleri kesmektedir. Görevin tamamlanmasının ardından 200 Hz frekansta aktive edilen çok yüksek öncelikli Tam kontrol görevi çalışır. Tam Kontrol görevi tamamlanarak GKF görevini aktive eder ve görev planlayıcı GKF görevini çalıştırır. Geri kalan zamanlarda daha düşük önceliğe sahip olan Veri Kaydetme ve Seri Haberleşme görevleri eş öncelikli olmaları sebebiyle RTOS görev planlayıcı tarafından sırayla çalıştırılmaktadır. Böylelikle görevlerin kesin zamanlarda ve istenilen sırada çalıştığından emin olunur. Bu özellik gömülü kontrol sisteminin kararlı çalışması için hayati öneme sahiptir.



Şekil 4.10 Görev zamanlamaları

Açısal Hız Kontrol görevi, uçuş kontrol yazılımının en yüksek önceliğe sahip görevi olup temel olarak açısal hız kontrolcüsünü ve motor sinyal üretim görevlerini üstlenir. Görev zamanlayıcı kesmesi ile 2 Khz frekansında tetiklenir ve uçuş kontrolcüsünün en iç döngüsünü oluşturur. Şekil 4.11'de görevin akış diyagramı belirtilmiştir.

Açısal Hız Semafor Kontrol kod parçacığı Açısal Hız semafor yapısının kilitli olup olmadığını kontrol eder. Kilit mekanizması görev zamanlayıcısında açılmış ise algoritma bir sonraki kod parçacığına ilerler.



Şekil 4.11 Açısal hız kontrol görevi akış diyagramı

Döngü Kontrol kod parçacığı Açısal Hız Kontrolcünün bir önceki döngüdeki başlangıç zamanını TIM5 zamanlayıcı ile tutarak görev çalışma frekansını belirler. Zaman aşımı olduğu durumda algoritma 100 numaralı hata koduyla Hata işleme algoritmasına ilerler.

ESC Motor Hız Komutu Gönderme kod parçacığı bir önceki Açısal Hız Kontrol görevinde hesaplanan motor hız değerlerini motor sürücüyü D-SHOT600 dijital protokolünde göndermektedir.

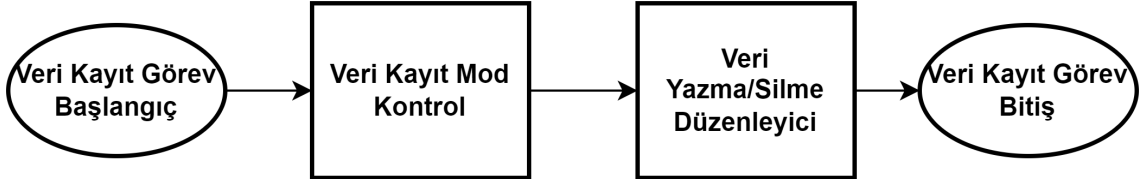
İvme ve Açısal Hız Filtresi, kod parçacığı ivme ve açısal hız ölçümleri üzerine eklenen motor gürültüsünün azaltılması amacıyla kullanılmaktadır. İHA çok motorlu yapısı gereği yüksek frekanslı titreşimlere maruz kalır. Bu titreşimler motor hızları ile orantılı olup İHA hareket frekansından çok yüksektir. Motor-pervane çifti kaynaklı sensörler üzerine eklenen bozucu etki ikinci dereceden Butterworth alçak geçiren filtre kullanılarak giderilmektedir.

Açısal Hız Kontrolcü Hesaplamaları kod parçacığı Bölüm 3.2.1.1’de yer alan tutum kontrolcüsünün iç döngüsü olan açısal hız kontrol bölümüne ait hesaplamaları içerir.

Motor Dağıtım Algoritması kod parçacığı açısal hız kontrolcüsü ile elde edilen nihai kontrol sinyallerinin Bölüm 3.2.3’te belirtildiği şekliyle motorlara dağıtımını içerir.

Açısal Hız Semafor Kapalı kod parçası Açısal Hız Kontrol görevine ait semafor yapısını kapatarak daha düşük önceliğe sahip diğer görevlerin bir dahaki tetiklemeye kadar çalışabilmesine imkân sağlar.

Veri Kayıt görevi, uçuş kontrol yazılımının en düşük önceliğe sahip görevidir. SD kart ve/veya flash hafıza üzerine yüksek frekanslı hareket ve sensör verilerinin kaydedilmesinden sorumludur. SD kart ve flash hafıza gibi donanımlar ile iletişim sürecine ait gecikmenin ortadan kaldırılması adına kaydedilecek veriler Tam Kontrol görevinde zaman damgalarıyla birlikte RAM'e geçici olarak kaydedilir. Bu bölüm yüksek öncelikli görevlerin bitimiyle çalışıp verilerin kayıt işlemlerini tamamlamaktadır. Veri kayıt görevine ait akış şeması 4.12'de gösterilmektedir.

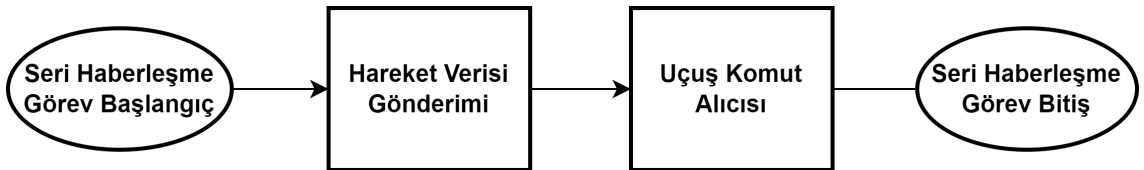


Şekil 4.12 Veri kayıt görevi akış diyagramı

Veri Kayıt Mod Kontrol kod parçası kullanıcı ayarları ile seçilen kayıt modunu kontrol eder. Bahsi geçen modlar, SD karta kayıt ve Flash hafızaya kayıt olmak üzere iki adettir.

Veri Yazma/Silme Düzenleyici kod parçası veri kayıt modu aktif edildikten sonra RAM'de yer alan verilerin SD Kart veya flash hafıza birimine yazılması, kullanıcı talebi doğrultusunda verilerin silinmesi görevlerini üstlenir.

Seri Haberleşme görevi, uçuş kontrol yazılımının en düşük önceliğe sahip ikinci görevidir. Yer istasyonu ile seri haberleşme yaparak istasyondan gelen görev mesajlarını alır ve istasyona hareket ve sensör verilerini iletir. Seri haberleşme görevine ait akış diyagram Şekil 4.13'teki gibi ifade edilebilir.



Şekil 4.13 Seri haberleşme görevi akış diyagramı

Hareket Verisi Gönderimi kod parçası, araç hareket verilerini yer istasyonu ile paylaşır. Veri güvenliği açısından seri haberleşme amacıyla özel bir protokol oluşturulmuştur. Ön ayarlarda seçilen paket bilgisine göre hareket ve sensör verileri Şekil 4.14'te gösterilen protokol ile yer istasyonuna aktarılmaktadır. Protokolün son iki byte değeri mesaj güvenliğini sağlar, hem gönderici hem de göndericide ayrı ayrı olarak hesaplanır.

Hesaplama yöntemi olarak gönderilen verilerin toplam değeri kullanılmıştır.

Başlangıç 1	Başlangıç 2	Paket No	Mesaj Uzunluk 1	Veri	Kontrol 1	Kontrol 2
----------------	----------------	----------	--------------------	------	-----------	-----------

Şekil 4.14 İHA - yer istasyonu haberleşme protokolü

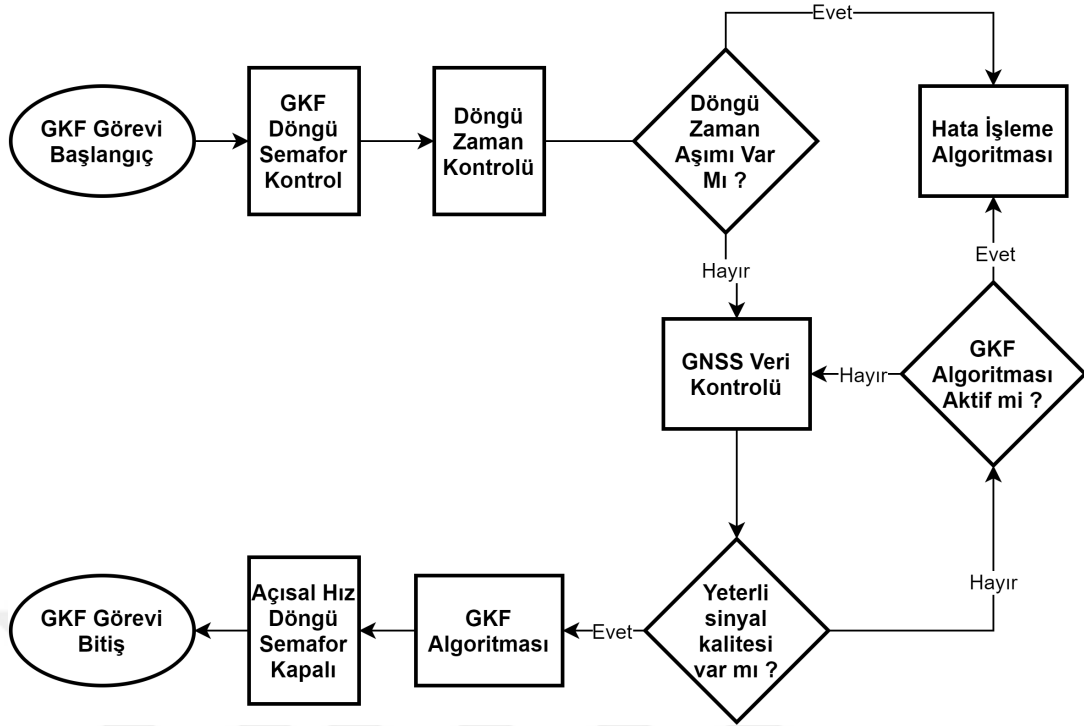
- Başlangıç Byte 1 : 'B' karakteri.
- Başlangıç Byte 2 : 'G' karakteri.
- Paket No : Mesaj paket tanımlayıcısıdır. Paket ayrıştırma işlemleri bu bilgiye göre yapılır.
- Mesaj Uzunluk Byte 1 : Veri uzunluğu bilgisini içerir.
- Veri : Paylaşılacak istenen anlamlı veriyi ifade eder.
- Kontrol Byte 1 : Kontrol toplamının ilk byte değerini ifade eder.
- Kontrol Byte 2 : Kontrol toplamının ikinci byte değerini ifade eder.

Uçuş Komut Alıcısı kod parçası, yer istasyonundan gelen görev emirlerini ve diğer komutları içerir. Hareket verisi gönderimi kod parçasığı ile aynı haberleşme protokolü kullanılır. Bu bölüm dahilinde gelen mesajlar paketlerine ayrılarak, komutlar doğrudan kontrolcü yapıları ile paylaşılmaktadır.

GKF görevi, İHA'nın durum tahmincisi olan ANS/GNSS sensör füzyon algoritmalarını barındırır. Başlangıç bölümünde başlatılan GKF algoritmasının tahmin ve güncelleme bölümleri bu bölüm dahilinde tamamlanmaktadır. GKF görevi, Tam Kontrol görevinin bitimi ile tetiklenmektedir. Tam Kontrol görevinin 200 Hz çalışma frekansına sahip olması sebebiyle GKF görevinin de 200 Hz frekansında tetiklendiği söylenebilir. GKF görevine ait akış diyagramı Şekil 4.15'teki gibi ifade edilebilir.

GKF Semafor Kontrol kod parçasığı GKF semafor yapısının kilitli olup olmadığını kontrol eder. Kilit mekanizması görev zamanlayıcısında açılmış ise algoritma bir sonraki kod parçasığına ilerler.

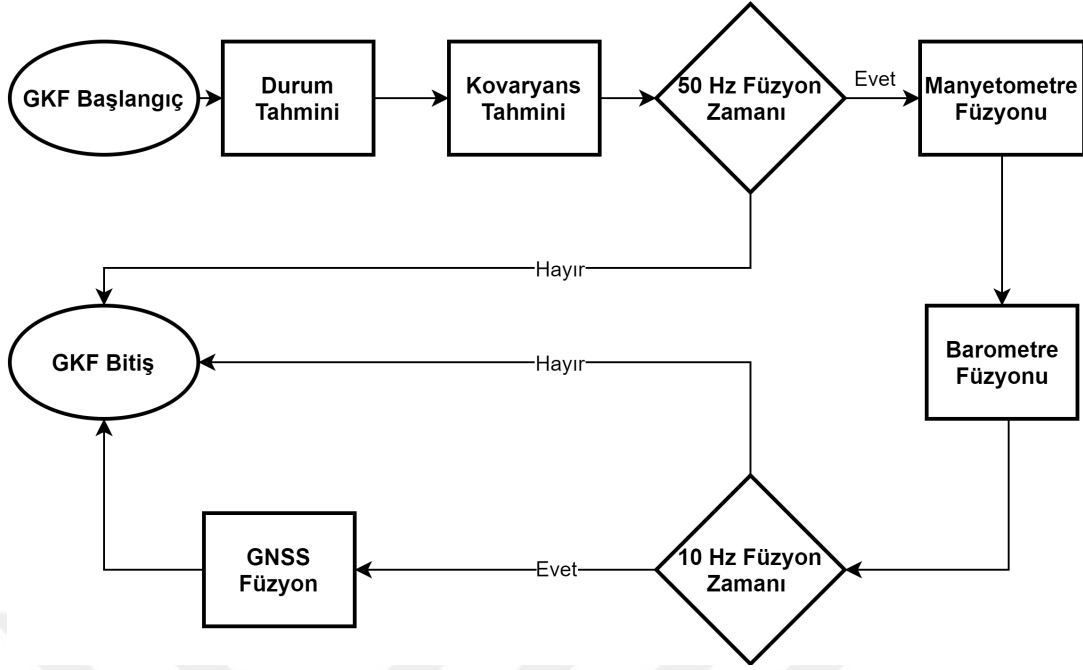
Döngü Kontrol kod parçasığı GKF görevinin bir önceki döngüdeki başlangıç zamanını TIM5 zamanlayıcı ile tutarak görev çalışma frekansını hesaplar. Zaman aşımı olduğu durumda algoritma 101 numaralı hata koduyla Hata işleme algoritmasına ilerler.



Şekil 4.15 GKF görev akış diyagramı

GNSS Veri Kontrol kod parçacığı ANS/GPS sensör füzyonunun başlatılması için gerekli olan veri kontrolünü sağlar. GPS alıcılar açılış zamanı, hava koşulları ve diğer çevresel etmenler sebebiyle her zaman istenilen doğrulukta veri üretememektedir. Kod parçacığı dahilinde GPS alıcısından elde edilen verilerin uydu sayısı ve veri kalitesi limitleri içerisinde kalma durumu kontrol edilir. GPS alıcının GKF algoritması dahilinde kullanılabilir olması için en az 7 uydu ile iletişimde ve pozisyon ölçümlerinin 2.5m doğruluk ve altında olması gerekmektedir. Bu değerler her bir döngüde kontrol edilerek GPS alıcının veri kopma durumu kontrol edilir. GKF aktifken yaşanan GPS veri kalite problemi 106 numaralı hata koduyla Hata İşleme Algoritmasına iletlenmesini sağlar. Veri kalite probleminde GKF aktif değilse algoritma veri kalitesinin belirlenen eşiğe gelmesini bekler.

GKF Algoritması kod parçacığı Bölüm 3.3.5'te ifade edilen GKF algoritmasının tahmin ve güncelleme bölümlerini içerir. GKF algoritmasına ait akış diyagramı Şekil 4.16'da ifade edilmiştir. GKF tahmin bölümü ile başlayan algoritma ivmeölçer ve dönüölçer sensörlerinden gelen ivme ve açısal hız verilerini kullanarak durum değişkenlerini tahmin eder. İkinci adım olarak hata kovaryans matrisinin tahmini adımı gerçekleştirilir. Tahmin bölümünün ardından sensör veri frekanslarına bağlı olarak farklı zamanlarda farklı sensörlere ait verilerin füzyon işlemleri yapılır. Manyetometre ve barometre sensörlerinin füzyonu her 5 milisaniyede bir (200 Hz), GPS alıcısı verileri ise her 100 milisaniyede bir (10Hz) gerçekleştirilir.



Şekil 4.16 GKF algoritma akış diyagramı

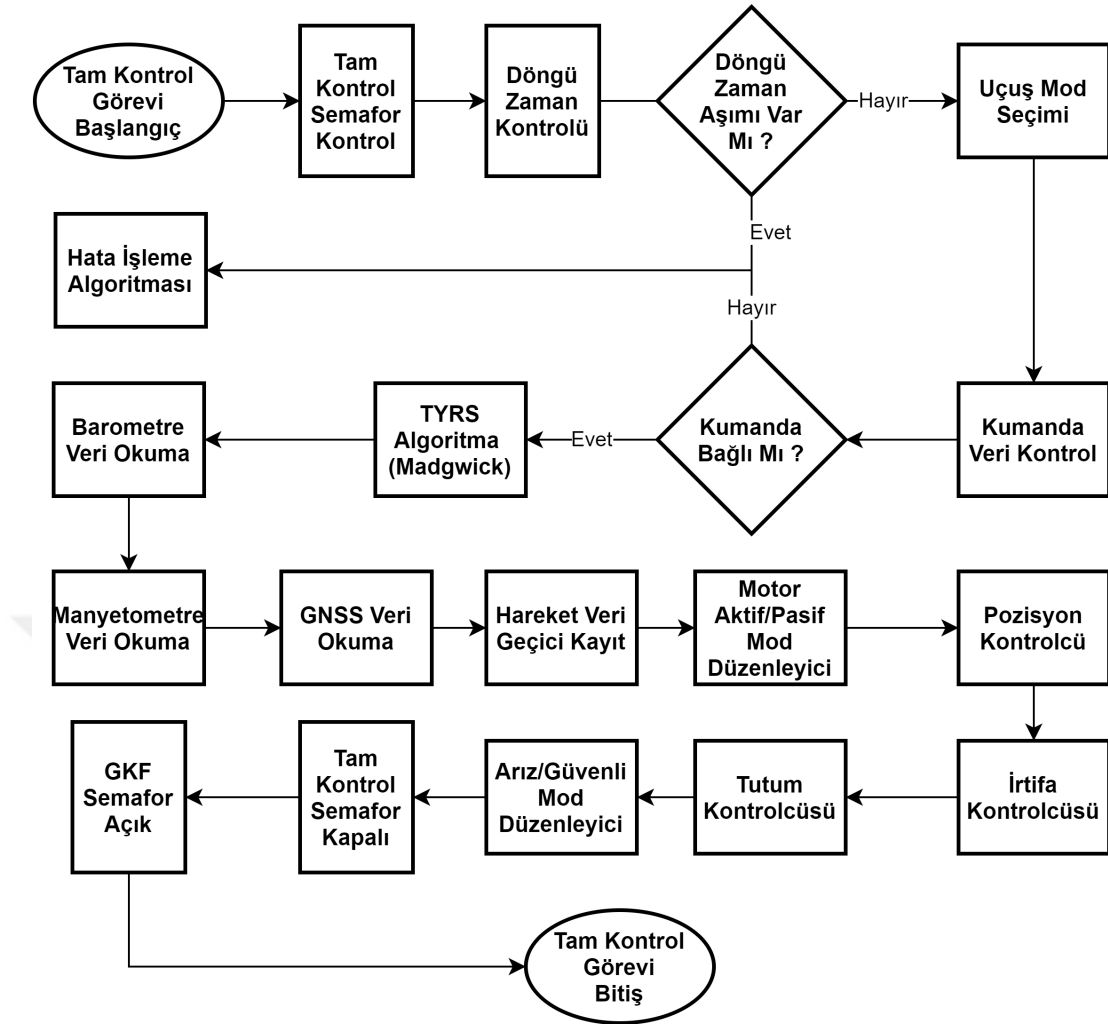
GKF Semafor Kapat kod parçası GKF görevine ait semafor yapısını kapatarak daha düşük önceliğe sahip diğer görevlerin bir dahaki tetiklemeye kadar çalışabilmesine imkân sağlar.

Tam kontrol görevi, uçuş kontrol sisteminin aç, pozisyon ve irtifa kontrolcülerini, sensör okumaları ve arıza/güvenli uçuş denetimlerinin yapıldığı temel görevidir. Açışal Hız Kontrol görevinin ardından en yüksek görev önceliğine sahiptir ve görev zamanlayıcı kesmesi kullanılarak 200 Hz frekansında tetiklenir. Uçuş kontrol sisteminin tutum, irtifa ve pozisyon kontrolcülerini oluşturur. Tam kontrol görev akışı 4.17'deki gibi gösterilebilir.

Tam Kontrol Semafor Kontrol kod parçası Tam Kontrol semafor yapısının kilitli olup olmadığını kontrol eder. Kilit mekanizması görev zamanlayıcısında açılmış ise algoritma bir sonraki kod parçasına ilerler.

Döngü Kontrol kod parçası Tam Kontrol görevinin bir önceki döngüdeki başlangıç zamanını TIM5 zamanlayıcı ile tutarak görev çalışma frekansını hesaplar. Zaman aşımı olduğu durumda algoritma 102 numaralı hata koduyla Hata işleme algoritmasına ilerler.

Uçuş Mod Seçimi kod parçası, radyo kumanda verisini kullanarak İHA uçuş modlarının arasındaki değişimi sağlar. Uçuş modları aşağıdaki gibi listelenebilir.



Şekil 4.17 Tam kontrol görev akış diyagramı

- **Mod 1:** Manuel Uçuş Modu - Yalnızca açılal hız kontrolcüsü aktif. Kullanıcı İHA'nın yalnızca açılal hızını radyo kumanda üzerinden kontrol eder.
- **Mod 2:** Stabil Uçuş Modu - Yalnızca tutum kontrolcüsü aktif. Kullanıcı radyo kumanda ile İHA'nın euler açılarını kontrol eder.
- **Mod 3:** Hız Kontrol Uçuş Modu - Hız ve tutum kontrolcüsü aktif. Kullanıcı radyo kumanda ile İHA'nın doğrusal hızlarını kontrol eder.
- **Mod 4:** Pozisyon Kontrol Uçuş Modu - Tüm kontrolcüler aktif. Kullanıcı radyo kumanda ile İHA'nın pozisyonunu kontrol eder.
- **Mod 5:** Görev Uçuş Modu - Tüm kontrolcüler aktif. Yer istasyonundan gelen görev içeriği tamamlanır. İHA temel iniş/kalkış ve nokta takip eylemlerini gerçekleştirebilir.

Temel uçuş modlarının yanı sıra acil durumda devreye giren arıza güvenli uçuş modları da aşağıdaki listede belirtilmiştir. Arıza/Güvenli Mod düzenleyici bölümü ilgili modların yazılım tarafından otomatik olarak seçilmesine imkan sağlar.

- **Mod 6:** Arıza/Güvenli Eve Dönüş Uçuş Modu: Tüm kontrolcüler aktif. İHA ilk kalkış yaptığı lokasyona doğru ilerleyerek iniş gerçekleştirir.
- **Mod 7:** Arıza/Güvenli Acil İniş Modu - Tüm kontrolcüler aktif. İHA mevcut bulunduğu konuma acil iniş gerçekleştirir.
- **Mod 8:** Arıza/Güvenli Motor-Kapat Modu: Motorlar tamamen kapatılarak İHA'nın daha az hasar ile düşmesi sağlanır.

Kumanda Kontrolü kod parçacığı, radyo kumanda verisini mevcut durumunu kontrol eder. Kumanda bağlantısı uçuş esnasında koparsa arıza/güvenli moduna geçilmesi için Hata İşleme Algoritmasına ilerlenir.

TYRS Algoritması yalnızca AÖB kullanılarak İHA'nın Euler açılarının tespit edilmesini sağlayan Madgwick algoritmasını içerir. Bu algoritma İHA'nın ivmesiz hareket ettiği varsayımı ile tutum tahmininde bulunmakta olup ana tahminci GKF'den düşük doğrulukta tahmin yapar. Yine de yalnızca AÖB bağlı yapısı ve askı pozisyonunda artan doğruluğu sebebiyle GKF'nin uçuş esnasında çalışmadığı durumlarda yedek tahminci olarak kullanılmaktadır.

Barometre Veri Okuma kod parçacığı barometre sensörü ile I2C protokolü üzerinden iletişime geçerek basınç değerlerini günceller. Tam kontrol döngü frekansı 200 Hz olmasına karşın sayaç yapısı kullanılarak 50 Hz frekansta okuma işlemleri yapılır. Ham basınç değerleri yine bu kod parçacığı içerisinde (3.10)'da gösterilen denklemler ile yükseklik değerine dönüştürülmektedir.

Manyetometre Veri Okuma kod parçacığı manyetometre sensörü ile I2C protokolü üzerinden iletişime geçerek basınç değerlerini günceller. Tam kontrol döngü frekansı 200 Hz olmasına karşın sayaç yapısı kullanılarak 50 Hz frekansta okuma işlemleri yapılır. Ölçülen ham veriler Bölüm 4.2.1.4'te ifade edilen kalibrasyon işlemine tabi tutularak tahminci yapısında kullanılmaktadır.

GNSS Alıcı Veri Okuma kod parçacığı GPS alıcı ile UART protokolü ile iletişime geçerek pozisyon ve hız çözümleri ile uydu sayısı gibi GPS durum verilerini okur. GPS alıcılarda standart olan NMEA protokolü yerine UBX mesaj protokolü kullanan bu kod parçacığı, yalnızca PVT mesaj paketini okuyarak sitem için gerekli olan tüm verileri elde etmektedir.

Hareket Veri Geçici Kayıt kod parçacığı, ön ayarlarda kayıt edilmesi istenen verileri RAM üzerinde kayıtlı bir dizi üzerine geçici olarak depolamaktan sorumludur. Kayıt edilen veriler zaman damgası eklenerek depolanmakta ve Veri Kayıt görevi içerisinde çevre birimleriyle paylaşılmaktadır.

Motor Aktif/Pasif Mod Düzenleyici kod parçacığı radyo kumanda verilerini anlamlandırarak motorların aktif/pasif durumunu kontrol eder. Motorların kullanıcı tarafından istenildiği zamanda açılması güvenlik açısından kritik bir öneme sahiptir. Benzer şekilde bir kaza durumunda da hızlıca kapatılabilecek nitelikte olması gerekmektedir. Böylelikle motorlar ve tüm kontrol sistemi tek bir kumanda ile kullanıcı tarafından açılıp kapatılabilmektedir.

Pozisyon Kontrolcü kod parçacığı Bölüm 3.2.2’de yer alan pozisyon kontrolcüsüne ait hesaplamaları içerir.

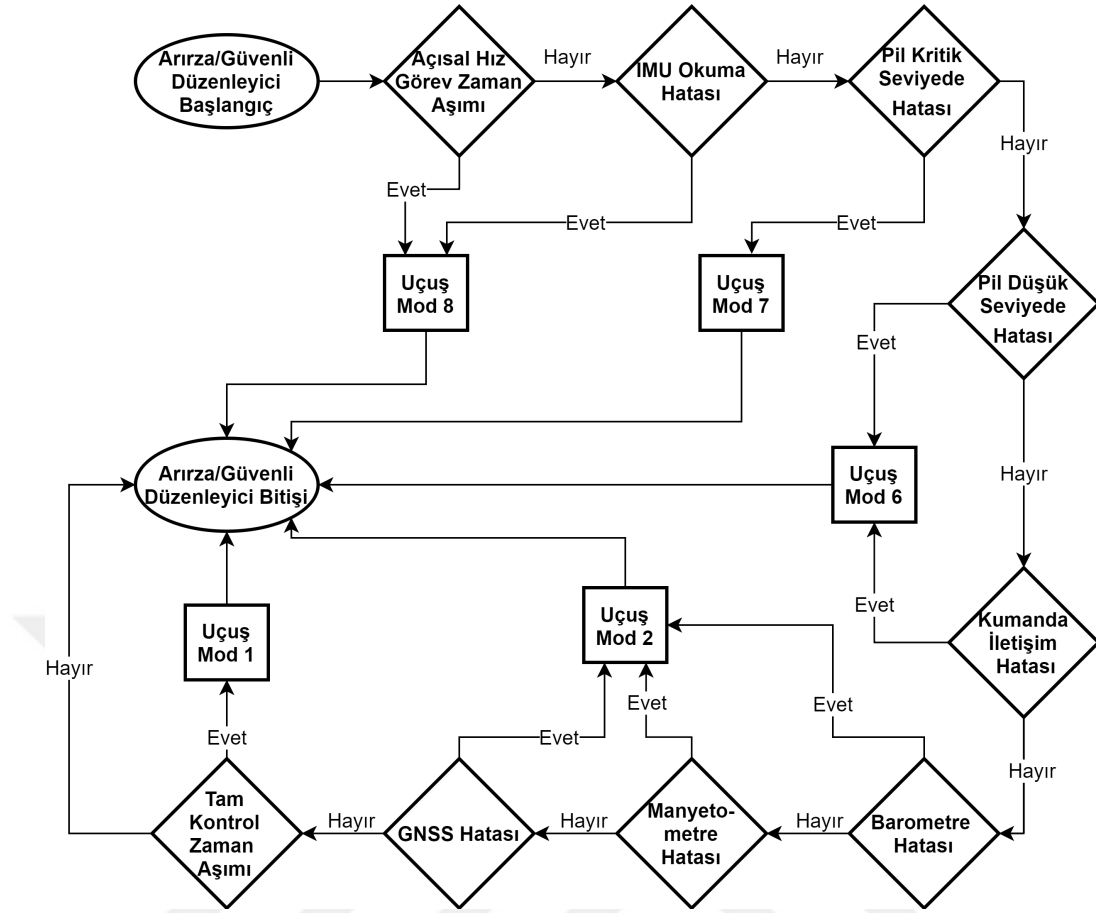
İrtifa Kontrolcü kod parçacığı Bölüm 3.2.1.2’de yer alan irtifa kontrolcüsüne ait hesaplamaları içerir.

Tutum Kontrolcü kod parçacığı Bölüm 3.2.1.1’de yer alan tutum kontrolcüsünün açılıp kontrolcüsü bölümüne ait hesaplamaları içerir.

Arıza Güvenli kod parçacığı hata işleme algoritmasından gelen emirlere göre uçuş kontrol yazılımının arıza güvenli uçuş modlarına geçmesini sağlar. Böylelikle hataya uygun uçuş modu ayarları yapılarak İHA’nın çevre ve kendisi için arıza/güvenli uçuş modlarına geçiş yapması sağlanır. Arıza/Güvenli Uçuş modları hata işleme algoritması tarafından anlamlandırılan hata kodlarına göre Şekil 4.18 ile gösterilen akış ile arıza/güvenli uçuş modlarını aktive eder.

Tam Kontrol Semafor Kapalı kod parçası Tam Kontrol görevine ait semafor yapısını kapatarak daha düşük önceliğe sahip diğer görevlerin bir dahaki tetiklemeye kadar çalışabilmesine imkan sağlar.

GKF Semafor Açık kod parçası GKF semaforunu açarak tetikler ve GKF görevinin çalışabilmesine imkân sağlar.



Şekil 4.18 Arıza/güvenlik akış diyagramı

Hata İşleme Algoritması uçuş kontrol yazılımının hem başlangıç hem de görev seçiminde ortak bulunan algoritmadır. Sensörler, çevrebirimleri ve yazılımsal hataların anlamlandırılmasını sağlayarak kullanıcıyı bilgilendirmek ve hata kodlarına göre uçuş modlarını sınırlandırmakla görevlidir. Yazılımda muhtemel oluşabilecek hata kodları ve hata kod sınıfları ve hata işleme algoritması tarafından alınan eylemler Tablo 4.9’da gösterilmektedir.

4.2.2.3 Zamanlayıcı Kesme Bölümü

Uçuş kontrol yazılımının zamanlayıcı kesme bölümü, gerçek zamanlı işletim sisteminde yer alan görevlere ait ikili semaforların durumlarını değiştirmek amacıyla kullanılmaktadır. TIM12 zamanlayıcısının 2 KHz frekansta ürettiği kesme sinyali ile tetiklenen kesme bölümü içerisinde sayaç yapısını kullanarak 2 KHz frekansta Açısal Hız Görev semaforunu, 200 Hz frekansta ise Tam kontrol görev semaforunu aktive eder. Sistem ayarlarında en öncelikli kesmeye sahip olması sebebiyle yüksek zaman hassasiyetiyle çalışan bu bölüm, görevlerin belirlenen frekanslarda aktive olmasını sağlayarak Görev Seçim bölümünde yer alan görev seçim algoritmasının uygun görevi seçmesini sağlamaktadır.

Tablo 4.9 Uçuş kontrol yazılımı hata kodları

Hata Kodu	Hata İsmi	Hata Sınıfı	Eylem
1	SD kart bağlantı hatası	Başlangıç	Veri kaydetme görevi kapalı
2	Flash hafıza bağlantı hatası	Başlangıç	Veri kaydetme görevi kapalı
3	Başlangıç pil voltajı düşük	Başlangıç	Sonsuz döngü
4	AÖB başlangıç iletişim hatası	Başlangıç	Sonsuz döngü
5	Barometre başlangıç iletişim hatası	Başlangıç	GKF görevi kapalı Uçuş mod 3-5 pasif. Madgwick TYRS aktif.
6	Manyetometre başlangıç iletişim hatası	Başlangıç	GKF görevi kapalı Uçuş mod 3-5 pasif. Madgwick TYRS aktif.
7	GPS başlangıç iletişim hatası	Başlangıç	GKF görevi kapalı Uçuş mod 3-5 pasif. Madgwick TYRS aktif.
8	Kumanda alıcı başlangıç hatası	Başlangıç	Uçuş mod 1-4 pasif.
100	Açısal hız görevi döngü hatası	Uçuş	Arıza/Güvenli Mod 8 aktif.
101	GKF görevi döngü hatası	Uçuş	GKF görevi kapalı Uçuş mod 3-5 pasif. Madgwick TYRS aktif.
102	Tam kontrol görevi döngü hatası	Uçuş	Uçuş Mod 2-5 pasif.
103	AÖB Okuma hatası	Uçuş	Arıza/Güvenli Mod 8 aktif.
104	Barometre iletişim hatası	Uçuş	GKF görevi kapalı Uçuş mod 3-5 pasif. Madgwick TYRS aktif.
105	Manyetometre iletişim hatası	Uçuş	GKF görevi kapalı Uçuş mod 3-5 pasif. Madgwick TYRS aktif.
106	GPS iletişim hatası	Uçuş	GKF görevi kapalı Uçuş mod 3-5 pasif. Madgwick TYRS aktif.
106	Pil voltajı kritik	Uçuş	Arıza/Güvenli Mod 7
107	Pil voltajı düşük	Uçuş	Arıza/Güvenli Mod 6
108	Kumanda iletişim kopması	Uçuş	Arıza/Güvenli Mod 6

5

BENZETİM SONUÇLARI

Bu bölüm kontrolcü ve tahminci yapılarının benzetim ortamındaki sonuçlarını içermektedir. Benzetim sonuçları tasarlanan kontrolcü ve tahminci yapılarının performans ve kararlılığı hakkında bilgi vermektedir. Kontrolcü benzetimi için Matlab/Simulink, tahminci benzetimi için Matlab/Sensör Füzyonu Paket programı kullanılmıştır. Kontrolcü ve tahminci yapıları bu bölümde kurgulanan yapılar ile uçuş kontrol yazılımına entegre edilmiştir.

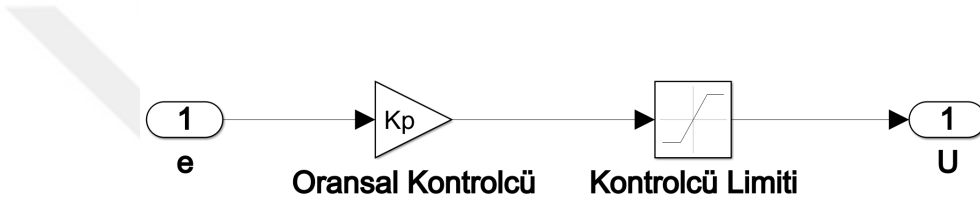
5.1 Kontrolcü Benzetim Sonuçları

Tez kapsamının modele dayalı kontrol çalışmalarını içermemesine karşın, tasarlanan kontrol yapısının kontrolcü parametreleri düzenlenerek tam kontrolün sağlayacağı öne sürülmektedir. Bu kapsamda [18] numaralı yayında yer alan model parametreleri Bölüm 2.3'te ifade edilen İHA matematiksel modeli ile birlikte kullanılarak MATLAB/Simulink benzetim ortamında sistem modeli oluşturulmuştur. Bölüm 3.2'de yer alan ardışık P/PID kontrolcü yapıları benzetim ortamına belirtilen çalışma frekansları ile entegre edilmiştir. Kontrolcü benzetim çalışmadaki amaç kontrol sisteminin kontrol kararlılığını benzetim üzerinde doğrulamaktır. Benzetim çalışmalarında kullanılan İHA modeline ait parametreler Tablo 5.1'de ifade edilmiştir.

Benzetim ortamı iki ana bölümde incelenebilir: **İHA Dinamik Modeli** ve **Kontrolcü Yapıları**. Şekil 5.4 tüm sisteme İHA dinamik model ve kontrol yapılarının tümünü ifade eden blok diyagramıdır. Benzetim blok diyagramında yer alan İHA dinamik modeli, (2.47) ile ifade edilen basitleştirilmiş İHA dinamik denklemdir. Yalnızca ataletsel eksen takımına uygun formda yazılmış olan İHA dinamik denklemi, $\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \dot{x} & \dot{y} & \dot{z} & \dot{\phi} & \dot{\theta} & \dot{\psi} \end{bmatrix}^T \in \mathbb{R}^6$ durum vektörü olacak şekilde dört giriş ve on iki çıkışa sahip olacak şekilde düzenlenmiştir. Şekil 5.3 İHA dinamik modelinde yer alan her bir fonksiyon bloğu, Denklem (2.47)'de yer alan durum vektörünün eşitliğini vermektedir. Böylelikle İHA'nın Euler açıları, Euler açısal hızları, konum ve hız durum değişkenleri bu model yardımıyla elde edilebilmektedir.

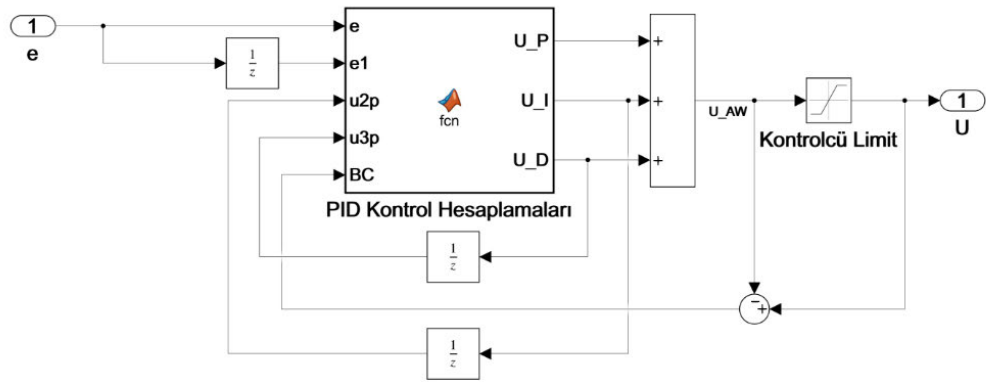
Tablo 5.1 Benzetim ortamında kullanılan İHA parametreleri [18]

İsim	Parametre	Değer	Birim
Kütle	m	0.650	kg
X eksen ataleti	I_x	7.5e-3	$kg\ m^2$
Y eksen ataleti	I_y	7.5e-3	$kg\ m^2$
Z eksen ataleti	I_z	1.3e-2	$kg\ m^2$
İtke katsayısı	K_T	3.13e-5	$N\ s^2$
Sürüklenme katsayısı	K_M	7.5e-7	$N\ m\ s^2$
Kol uzunluğu	l	0.23	m

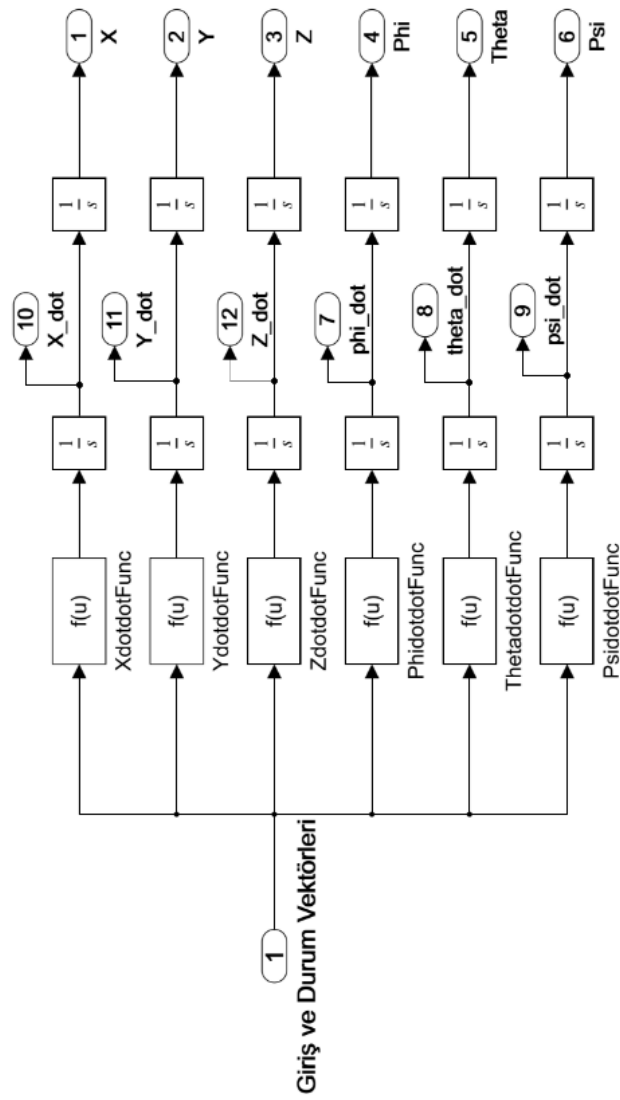
**Şekil 5.1** P kontrolcü benzetim modeli

Uçuş kontrol benzetim blok diyagramında yer alan kontrolcü yapıları, Şekil 3.5'te yer alan uçuş kontrol diyagramının benzetim ortamındaki karşılıklarıdır. Bu yapılar içerisinde pozisyon ve tutum kontrolcülerini için P, hız ve açısal hız Kontrolcülerini için PID kontrolcülerini kullanılmıştır. PID kontrolcüler Şekil 3.3'te blok diyagramını ifade edilen integral yığılma engellemeli formunda düzenlenmiştir. Benzetim ortamındaki kontrolcüler doğrudan uçuş kontrol yazılımına entegre edileceği için ayrık zamanlı olarak kurgulanmıştır. Şekil 5.1 P kontrolcü yapısının blok diyagramını içerirken, Şekil 5.2 PID kontrolcü yapısını ifade eder. PID kontrolcü yapısı her bir kontrol döngüsüne uygun frekansta çalışacak şekilde düzenlenmiş bir Matlab fonksiyonu ile ifade edilmiştir. Matlab fonksiyonu doğrudan Denklem (3.5)'te ifade edilen ayrık zamanlı kontrolcü denklemlerini çalıştırmaktadır.

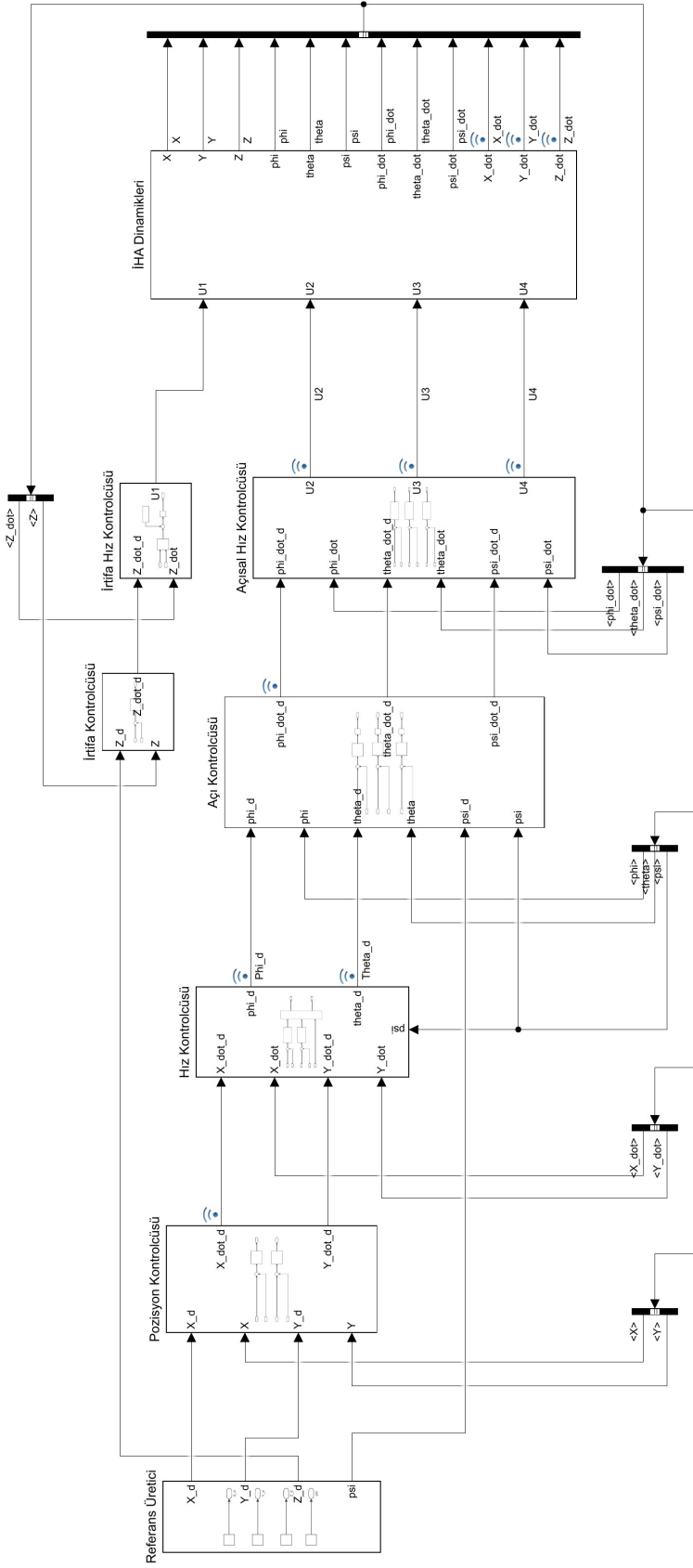
İHA modeli benzetim ortamında sürekli zamanda, kontrolcüler ise ayrık zamanda çalıştırılmıştır. Benzetim çözücüsü 100, μs sabit periyotta, kontrolcü yapıları ise Bölüm 3.2'de ifade edildiği gibi açısal hız kontrolcüsü için 2 kHz, diğer kontrolcüler için 200 Hz frekansında çalıştırılmıştır. Kontrolcü parametreleri iç döngüler için hızlı oturma zamanı, dış döngüler için ise düşük yüzde aşım sağlayacak şekilde düzenlenmiştir.



Şekil 5.2 PID kontrolcü benzetim modeli



Şekil 5.3 İHA benzetim modeli

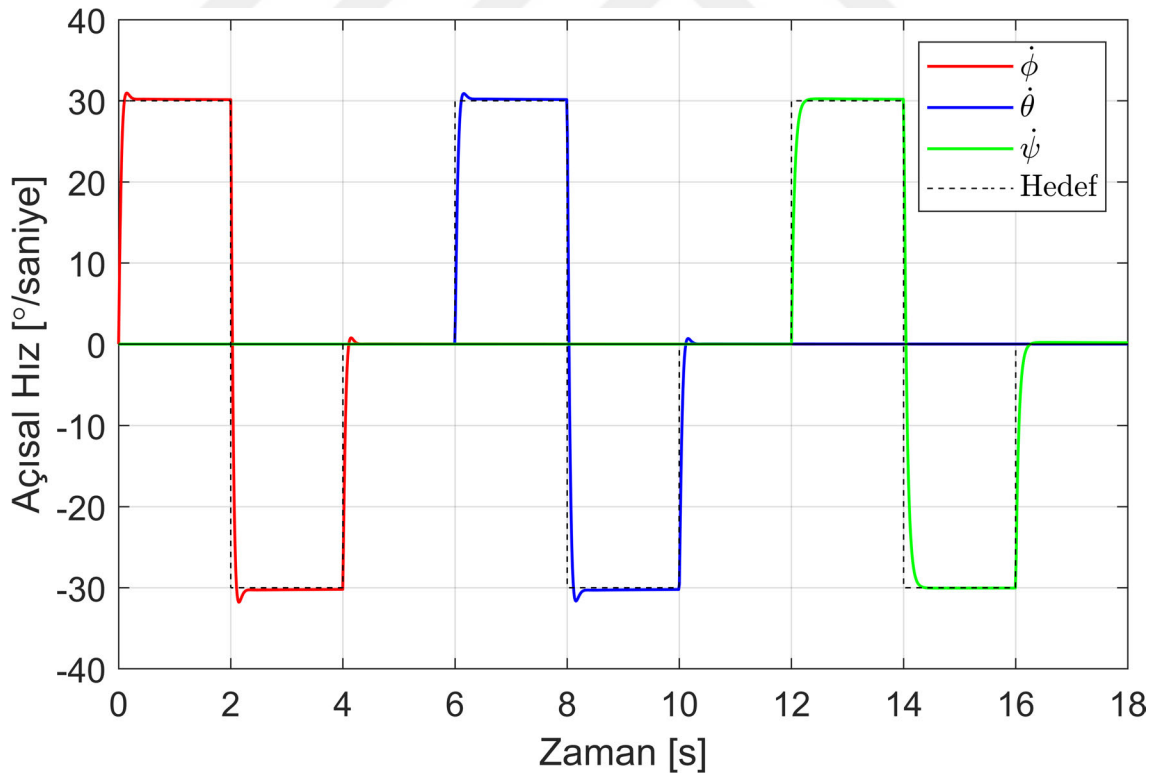


Şekil 5.4 Uçuş kontrol sistemi benzetim blok diyagramı

5.1.1 Açısal Hız Kontrolcüsü

Açısal hız kontrolcüsü, Euler açısal hızlarını, $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$, kontrol eder ve kontrol sisteminin en iç döngüsü olup sırasıyla U_2, U_3 ve U_4 kontrol çıkışlarını oluşturur. Kontrolcü yapısı her bir eksene ait açısal hız kontrolü için ayrı bir PID kontrolcü içermektedir. PID kontrolcü ıkışları doğrudan yuvarlanma, yunuslama ve sapma momentlerini oluşturarak bu momentleri İHA dinamik modeline iletir. Açısal hız kontrolcüsünün hedef açısal hız değerleri, aı kontrolcüsünün çıkışı ile edilmektedir.

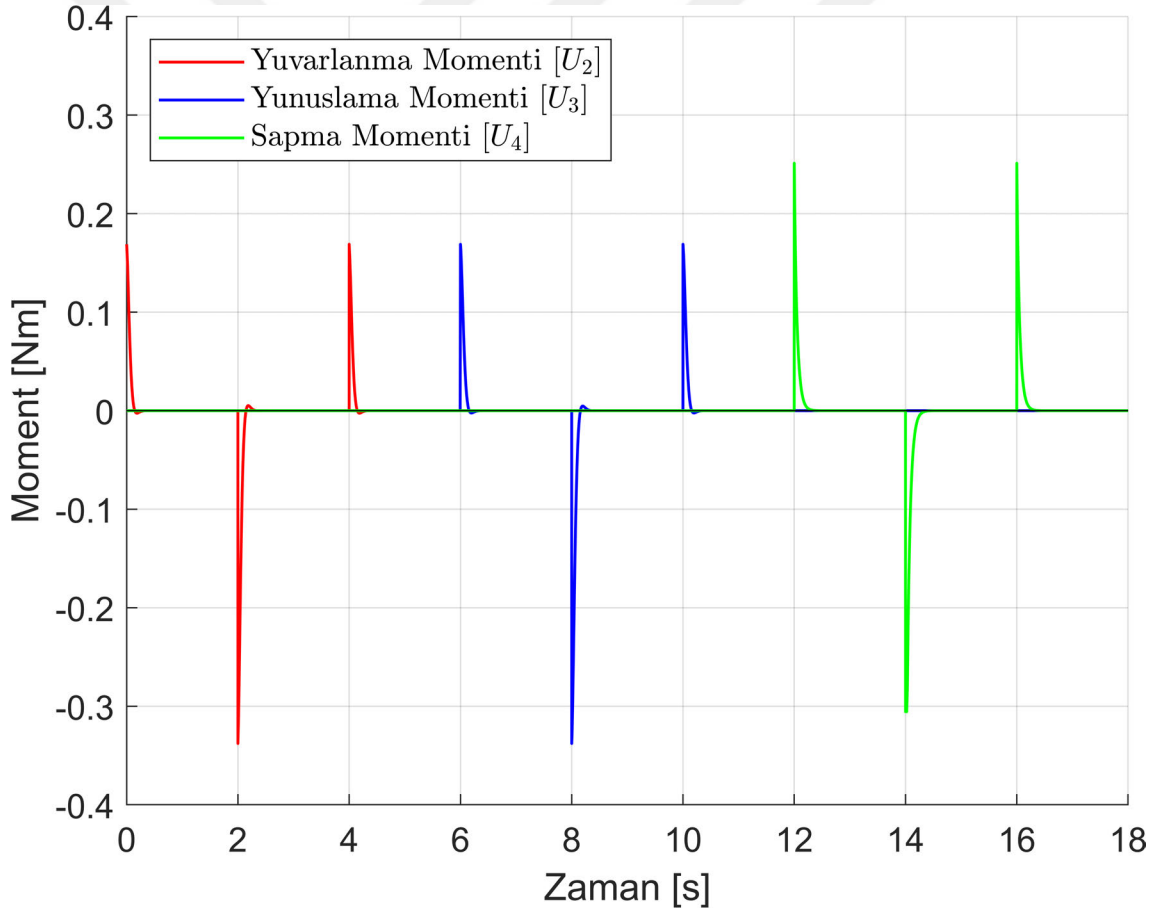
Açısal hız kontrolcüsü benzetim testleri İHA'nın askı pozisyonundayken başlatılmıştır. Benzetim testi sırasında kontrol sisteminin yalnızca açısal hız kontrolcü bloğu aktive edilmiştir. Kontrolcü performansının test edilmesi amacıyla yuvarlanma, yunuslama ve sapma açısal hızları için sırasıyla $30^\circ/s$ 'lik basamak açısal hız hedefi verilerek gerçekleştirilen teste ait çıktılar şekil 5.5'te gösterilmektedir. Açısal hız kontrolcü bloğu PID kontrolcü parametreleri yuvarlanma ve yunuslama açısal hız kontrolcüleri için $P = 0.0088$, $I = 0.0019$, $D = 0.00012$ ve $N = 25$ olarak ayarlanmıştır. Sapma açısal hız kontrolcüsünün parametreleri ise $P = 0.001$, $I = 0.0001$, $D = 0.0004$ ve $N = 15$ olarak tercih edilmiştir. Açısal hız kontrolcüsünün benzetim performans değerleri aşağıdaki gibi sıralanabilir.



şekil 5.5 Açısal hız kontrolcü benzetim perfomansı

- Yuvarlanma Açısal Hız Kontrolcüsü : Yüzde aşım < %1.5 ,yükselme zamanı 0.07 s , oturma zamanı 0.2 s.
- Yunuslama Açısal Hız Kontrolcüsü :Yüzde aşım < %1.5 ,yükselme zamanı 0.07 s , oturma zamanı 0.2 s.
- Sapma Açısal Hız Kontrolcüsü : Yüzde aşım < %1 ,yükselme zamanı 0.12 s , oturma zamanı 0.3 s.

Şekil 5.6 açısal hız kontrolcülerinin çıkış değerleri olan kontrol sinyallerini göstermektedir. Açısal hız kontrolcü bloğunda yer alan PID kontrolcülerin çıkış limit değerleri benzetim ortamında yer alan İHA modeline uygun olarak seçilmiştir. Yuvarlanma ve yunuslama açısal hız kontrolcü çıkış limitleri 1 Nm , sapma açısal hız kontrolcü limiti ise 0.3 Nm olarak belirlenmiştir.



Şekil 5.6 Açısal hız kontrolcü benzetim kontrol çıkışları

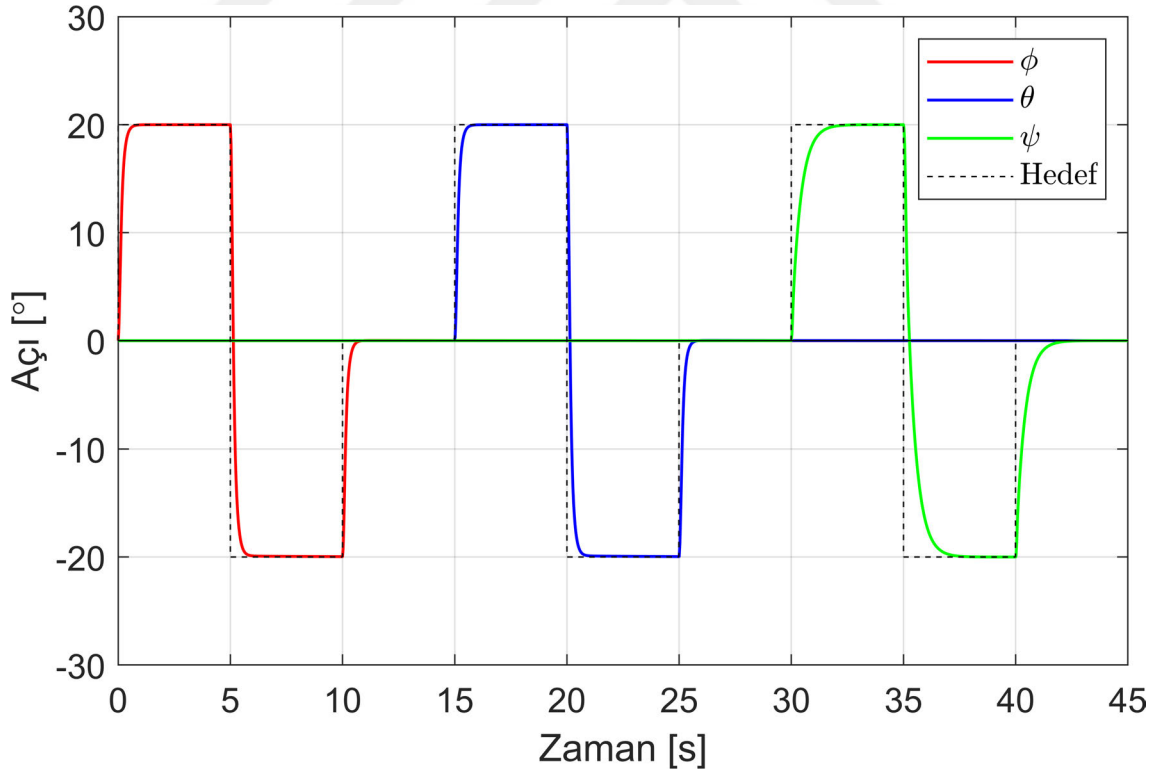
5.1.2 Açı Kontrolcüsü

Açı kontrolcüsü, açısal hız kontrolcüsü ile birlikte tutum kontrolünü oluşturan ve Euler açılarını ϕ, θ, ψ kontrol eden kontrol bloğudur. P kontrolcülerden oluşan bu

kontrolcü bloğu, hız kontrolcünden gelen yunuslama, yalpalama ile kullanıcı tarafından belirlenen sapma açısı hedeflerini oransal kontrol ile açısal hız hedeflerine dönüştürür.

Açı kontrolcüsü benzetim testleri İHA'nın askı pozisyonundayken başlatılmıştır. Benzetim testi sırasında kontrol sisteminin yalnızca tutum kontrolcüsünü oluşturan açısal hız ve açı kontrol blokları aktive edilmiştir. Kontrolcü performansının test edilmesi amacıyla yuvarlanma, yunuslama ve sapma açıları için sırasıyla 30°'lik basamak açı hedefi verilerek gerçekleştirilen teste ait çıktılar Şekil 5.7'de gösterilmektedir. Açı kontrolcü bloğu P kontrolcü parametreleri yuvarlanma ve yunuslama açı kontrolcülerini için $P = 6.12$ sapma açı kontrolcüsünü için ise $P = 8.6$ olarak ayarlanmıştır. Açı kontrolcüsünün benzetim performans değerleri aşağıdaki gibi sıralanabilir.

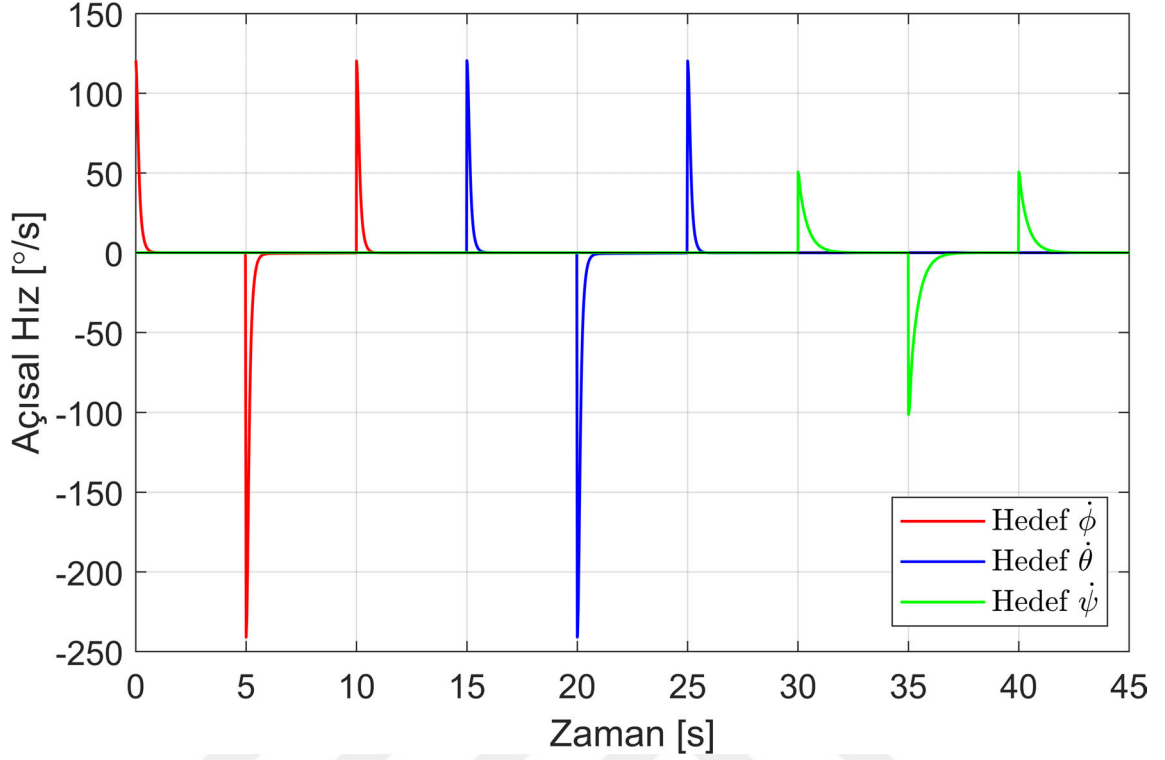
- Yuvarlanma Açı Kontrolcüsü : Yükselme zamanı 0.32 s , oturma zamanı 1 s.
- Yunuslama Açı Kontrolcüsü :Yükselme zamanı 0.32 s , oturma zamanı 1 s.
- Sapma Açı Kontrolcüsü : Yükselme zamanı 0.9 s , oturma zamanı 3 s.



Şekil 5.7 Açı kontrolcü benzetim performansı

Şekil 5.8 açı kontrolcülerinin çıkış değerleri olan açısal hız hedef değerlerini göstermektedir. Açı kontrolcüsü bloğunda yer alan P kontrolcülerinin çıkış limit değerleri benzetim iç döngüde yer alan açısal hız kontrolcülerinin limit çıkış üretmesine

İmkân tanımayacak şekilde tercih edilmiştir. Yuvarlanma ve yunuslama açı kontrolcü çıkış limiti $250^\circ/\text{s}$, sapma açı kontrolcüsü çıkış limiti ise $50^\circ/\text{s}$ olarak belirlenmiştir.



Şekil 5.8 Açı kontrolcü benzetim kontrol çıkışları

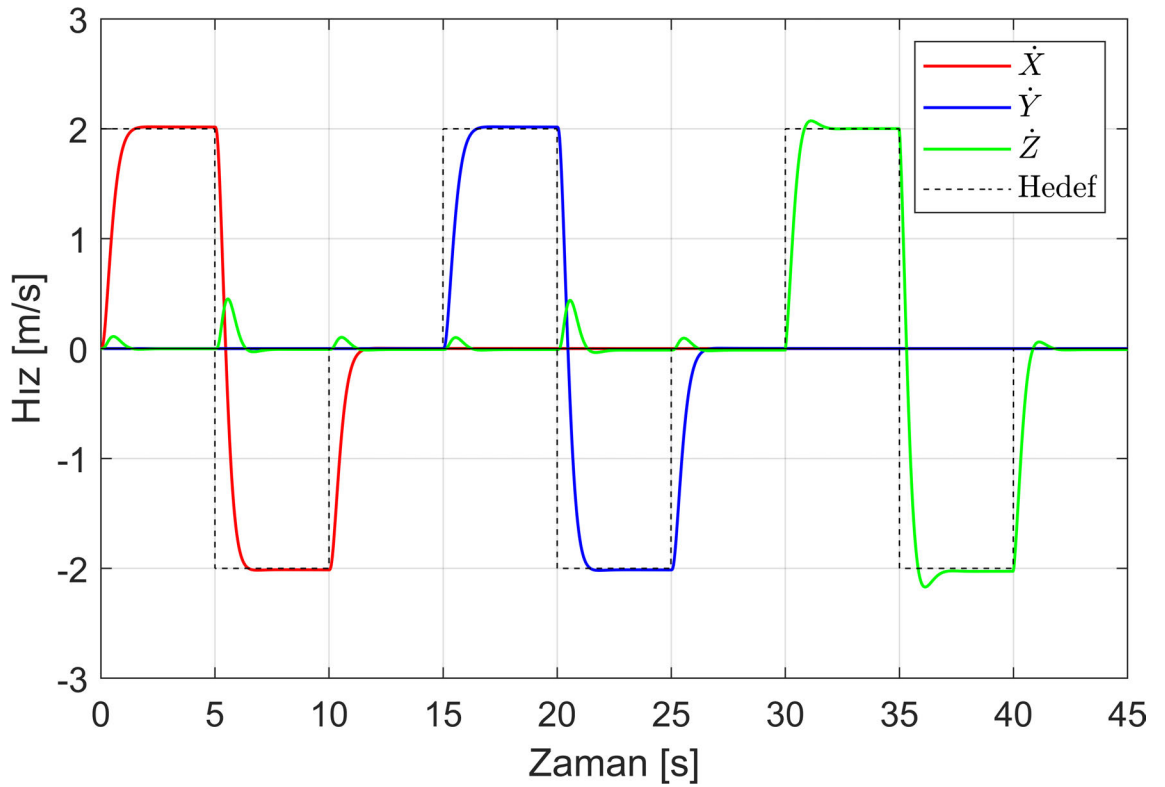
5.1.3 Hız ve İrtifa Hız Kontrolcü

Hız ve irtifa hız kontrolcülerİ İHA'nın ataletsel eksen takımına göre doğrusal hızlarını kontrol eden kontrol birimleridir. Hız kontrolcü ve irtifa hız kontrolcülerİ bağımsız birer blok olarak ifade edilmiş olsa da temelde İHA'nın doğrusal hızlarını kontrol etmeleri sebebiyle aynı bölümde incelenmiştir. Hız kontrolcüsü konum kontrolcüsü ile birlikte pozisyon kontrol birimini oluşturur. Her bir eksenindeki doğrusal hız kontrolü için ayrı bir PID kontrolcü yapısına sahip olan hız kontrolcü bloğu, hız hedef değerlerini pozisyon kontrolcüsünden alır. Hız kontrolcü çıkışları İHA'nın ilgili ataletsel eksen takımına göre ivme hedef değeridir. Hesaplanan hedef ivme değerleri (3.7)'de ifade edilen ivme tutum dönüşüm bloğuyla hedef yalpalama ve yunuslama açılarına dönüştürölmektedir.

İrtifa hız kontrolcüsü, irtifa pozisyon kontrolcüsü ile birlikte irtifa kontrolcü yapısını oluşturmaktadır. Hız kontrolcüsünde olduğu gibi PID kontrolcü yapısını içeren kontrolcü, hedef hız değerlerini irtifa pozisyon kontrolcüsünden almaktadır. Diğer kontrolcü yapılarından farklı olarak toplam itki kuvveti U_1 'in hesaplanması esnasında askı kuvveti terimi kullanılmaktadır. Bu terim İHA'nın askıda durması için gereken toplam itki kuvveti olup, kontrolcü bu değerin üstüne ekleme yaparak araç irtifasını

kontrol etmektedir. PID kontrolcü parametreleri X ve Y hız kontrolcülerini için $P = 8.2$, $I = 0.29$, $D = 0.249$ ve $N = 200$ olarak ayarlanmıştır. İrtifa hız kontrolcüsünün parametreleri ise $P = 3.75$, $I = 0.09$, $D = 0.557$ ve $N = 5$ olarak tercih edilmiştir. Hız ve irtifa hız kontrolcülerinin benzetim performans değerleri aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- X Eksen Hız Kontrolcüsü : Yükselme zamanı 0.9 s , oturma zamanı 1.5 s.
- Y Eksen Hız Kontrolcüsü :Yükselme zamanı 0.9 s , oturma zamanı 1.5 s.
- İrtifa Hız Kontrolcüsü : Yükselme zamanı 0.6 s , oturma zamanı 2 s.

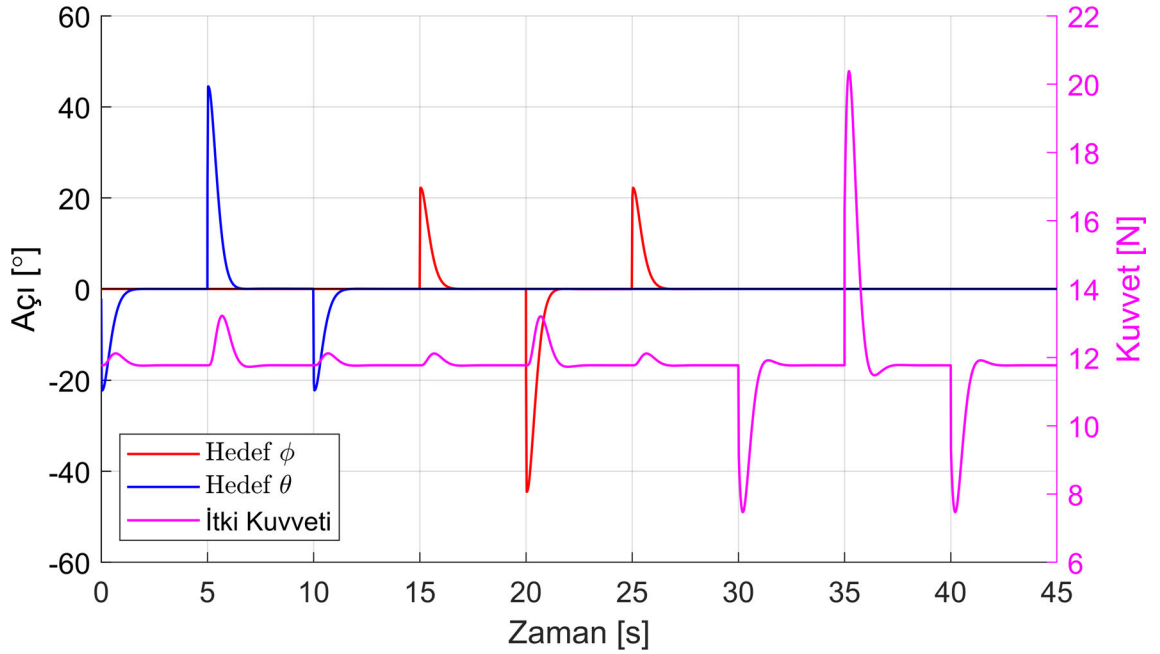


Şekil 5.9 Hız kontrolcü benzetim perfomansı

Hız ve irtifa hız kontrolcüsü benzetim testleri İHA'nın askı pozisyonundayken başlatılmıştır. Test esnasında uçuş kontrol sisteminin yalnızca tutum kontrolcüsü, irtifa hız kontrolcüsü ve hız kontrolcüsü aktive edilmiştir. X, Y ve Z eksenlerinde sırasıyla 2 m/s'lik basamak hız hedefi verilerek gerçekleştirilen test ile İHA'nın ataletsel eksen takımında tanımlı referans hızlara karşı kontrol performansı sınanmıştır. Şekil 5.9 benzetim sırasında İHA'nın doğrusal hız değerlerini ve kontrol performansını göstermektedir. İHA'nın yalnızca hızlarının kontrol edilmesi sebebiyle X ve Y eksenindeki hızın Z ekseninde düşey yönlü hız değişimlerine sebep olduğu görülebilir. Bu esnada irtifa hız kontrolcüsünün sıfır referans hız değerine sahip olması sebebiyle hız kontrolcü düşey yönlü hızı sıfırlamıştır. İHA ataletsel eksen takımı Z ekseninin

düşey yönlü pozitif olması durumu, Z eksen çıkışlarının irtifa kazanırken negatif irtifa kaybederken pozitif değer almasına sebep olmaktadır.

Şekil 5.10 benzetim sırasında hız kontrolcülerinin çıkış değerleri olan kontrol sinyallerini göstermektedir. X ve Y hız kontrolcülerin çıkışları yuvarlanma ve yunuslama açı hedefleri olup, Z eksen hız kontrolcüsünün çıkışı toplam itki kuvveti olan U_1 'dir. Hız kontrolcüsü bloğunda yer alan PID kontrolcülerin çıkış limit değerleri iç döngüde yer alan açı hız kontrolcünün limit çıkış üretmesine imkân tanımayacak şekilde tercih edilmiştir. X ve Y hız kontrolcü çıkış limiti 60° , irtifa hız kontrolcü çıkış limiti ise $12.8N$ olarak belirlenmiştir.



Şekil 5.10 Hız kontrolcü benzetim kontrol çıkışları

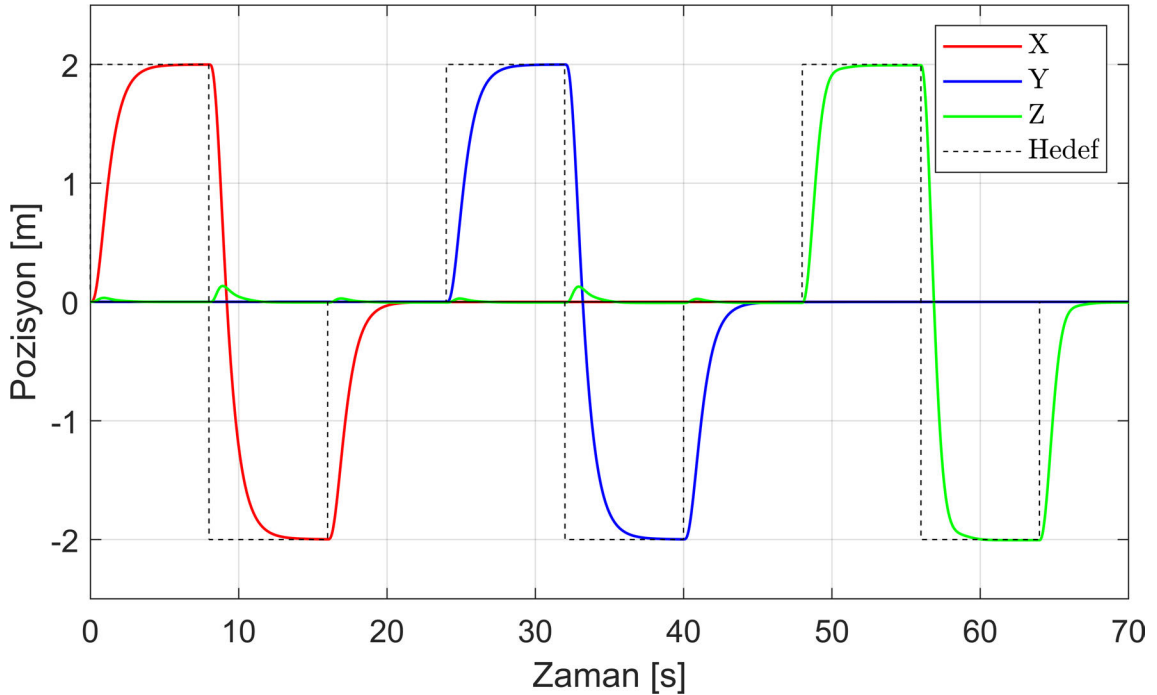
5.1.4 Konum ve İrtifa Kontrolcüsü

Konum ve irtifa kontrolcülerini İHA'nın ataletsel eksen takımına göre pozisyonunu kontrol eden kontrol birimleridir. Konum ve irtifa kontrolcülerini bağımsız birer blok olarak ifade edilmiş olsa da temelde İHA'nın doğrusal pozisyonlarını kontrol etmeleri sebebiyle aynı bölümde incelenmiştir. Konum kontrolcüsü, hız kontrolcü ile birlikte pozisyon kontrol yapısını oluşturur. P kontrolcü içeren konum kontrolcüsü kullanıcıdan gelen ve ataletsel eksen takımı referanslı pozisyon hedef değerlerini giriş olarak alarak, ilgili eksen takımı hedef doğrusal hız değerini üretir.

İrtifa kontrolcüsü konum kontrolcüsünde olduğu gibi P kontrolcü yapısını içerir ve hedef irtifa değerini kullanıcıdan almaktadır. Kontrolcünün çıkışı ise irtifa hız kontrolcüsünün girişi olan hedef irtifa hız değeridir.

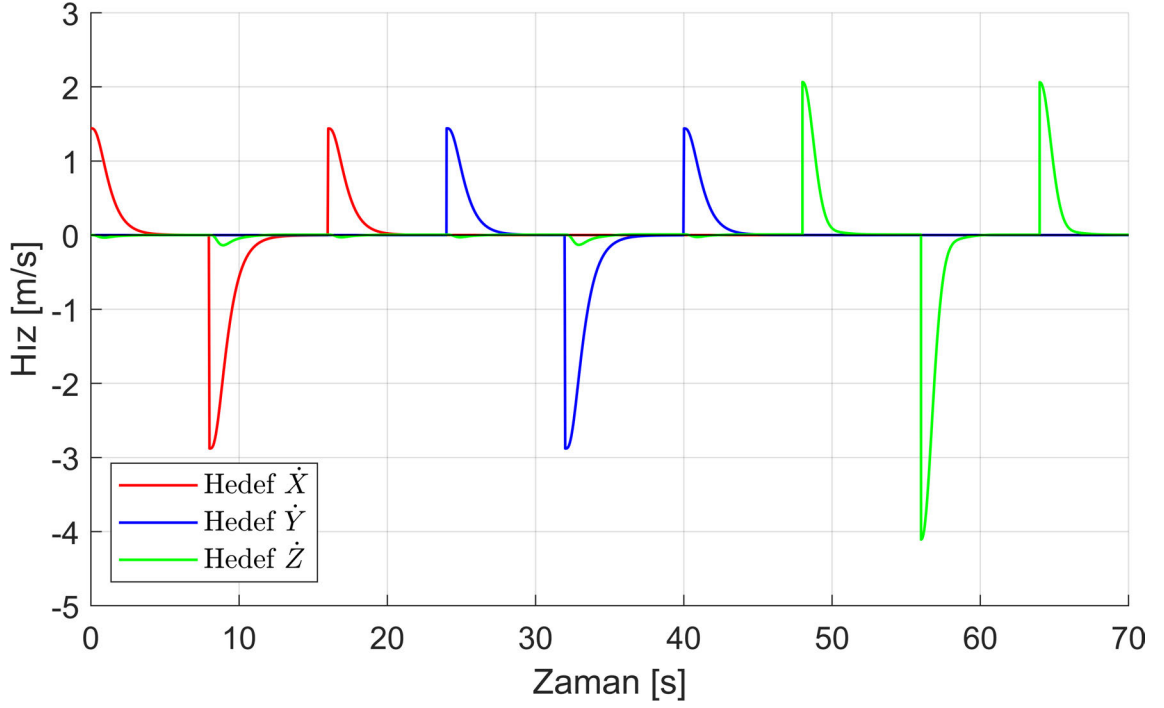
Konum ve irtifa kontrolcüsü benzetim testleri İHA'nın askı pozisyonundayken başlatılmıştır. Test esnasında uçuş kontrolcüsünün tüm kontrolcüleri aktive edilmiştir. X, Y ve Z eksenlerinde sırasıyla 2 metrelik basamak pozisyon hedefi verilerek test gerçekleştirilmiştir. Şekil 5.11 benzetim sırasında İHA'nın pozisyon değerleri ile kontrol performansını göstermektedir. Test edilen senaryoda her bir konum hedefi diğer eksen kontrolünün sağlanmasından sonra üretilmiştir. İHA'nın X ve Y eksenlerindeki konumunu yuvarlanma ve yunuslama açıları ile kontrol edebilmesi, bu hareketler esnasında Z ekseninde ufak değişimlere sebebiyet verir. Test aşamasında irtifa sıfır referanslı olarak başlatıldığı için bu hareketler sebebiyle oluşan irtifa kaybı irtifa kontrolcüsü tarafından giderilmiştir. İHA ataletsel eksen takımı Z ekseninin düşey yönlü pozitif olması durumu, Z eksen çıkışlarının irtifa kazanırken negatif irtifa kaybederken pozitif değer almasına sebep olmaktadır. P kontrolcü parametreleri X ve Y pozisyon kontrolcüleri için $P=0.71$ irtifa kontrolcüsü için ise $P = 1.02$ olarak tercih edilmiştir. Pozisyon ve irtifa kontrolcülerinin benzetim performans değerleri aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- X Ekseni Konum Kontrolcüsü : Yükselme zamanı 2.5 s, oturma zamanı 3.8 s.
- Y Ekseni Konum Kontrolcüsü :Yükselme zamanı 2.5 s, oturma zamanı 3.8 s.
- İrtifa Kontrolcüsü : Yükselme zamanı 1.8 s, oturma zamanı 2.6 s.



Şekil 5.11 Konum kontrolcü benzetim performansı

Şekil 5.12 benzetim sırasında konum ve irtifa kontrolcülerinin çıkış değerleri olan kontrol sinyallerini göstermektedir. Pozisyon ve irtifa kontrolcülerin çıkışları doğrudan hız ve irtifa hız kontrolcülerin hedeflerini oluşturmaktadır. Pozisyon kontrolcüsü bloklarında yer alan P kontrolcülerin çıkış limit değerleri iç döngüde yer alan hız kontrolcünün limit çıkış üretmesine imkân tanımayacak şekilde tercih edilmiştir. X, Y ve Z pozisyon kontrolcü çıkış limitleri 5 m/s olarak ayarlanmıştır.



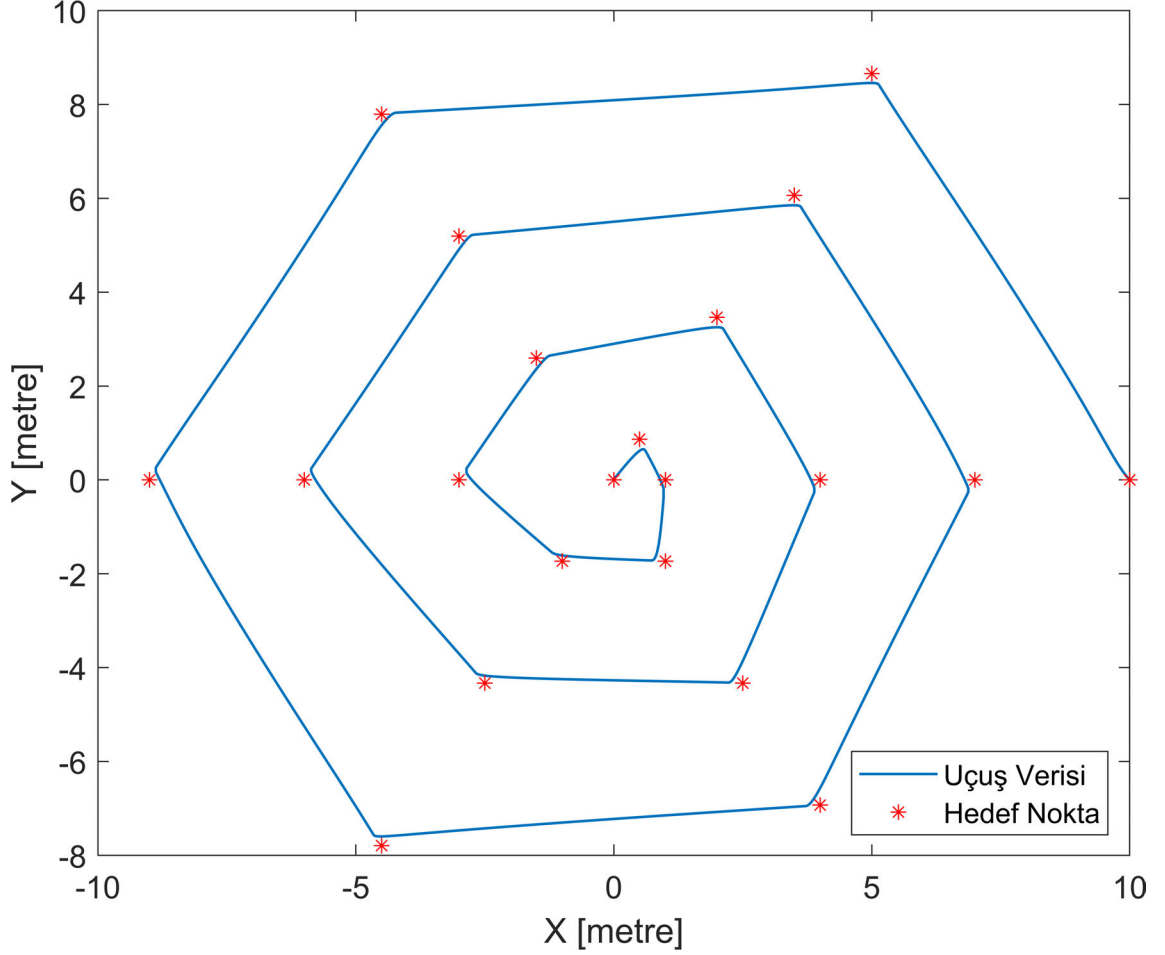
Şekil 5.12 Pozisyon kontrolcü benzetim kontrol çıkışları

5.1.5 Nokta Rota Takip Testi

Benzetim ortamında gerçekleştirilen basamak yanıt testlerinin ardından, kontrolcünün otonom uçuş yeteneğinin test edilmesi amacıyla nokta rota takip benzetim çalışması yapılmıştır. Bu benzetim İHA'nın daralan altıgen şeklindeki rotada yer alan noktaları sabit yükselme hızıyla geçmesini kapsamaktadır. Oluşturulan hedef noktalar ve İHA'nın takip performansı Şekil 5.13'te iki boyutlu düzlem üzerinde, Şekil 5.14'te ise üç boyutlu düzlem üzerinde gösterilmiştir.

İHA benzetim başlangıcında Y ekseninde sıfır, X ekseninde on metre, Z ekseninde iki metre yüksekliğe konumlandırılmıştır. Sabit yükselme için 1.5 cm/s 'lik yükselme hızı belirlenmiş, bu hedef irtifa hız kontrolcüsüne beslenmiştir. Hedef X ve Y pozisyonlarının pozisyon kontrolcüsüne aktarılması için rota seçici oluşturucu algoritma oluşturulmuştur. Bu algoritma yeni nokta seçimini İHA'nın pozisyonu ve hedef pozisyon arasındaki mesafeye göre yapmaktadır. Bir başka deyişle rota

nokta seçim algoritması uçuş sırasında yalnızca hedef noktalardan birini pozisyon kontrolcüsüne beslemektedir. Hedef nokta ve İHA pozisyonu arasındaki mesafe 50 cm altında indiğinde diğer noktayı pozisyon hedefine aktararak İHA'nın sürekli rota değişimini mümkün kılmaktadır.

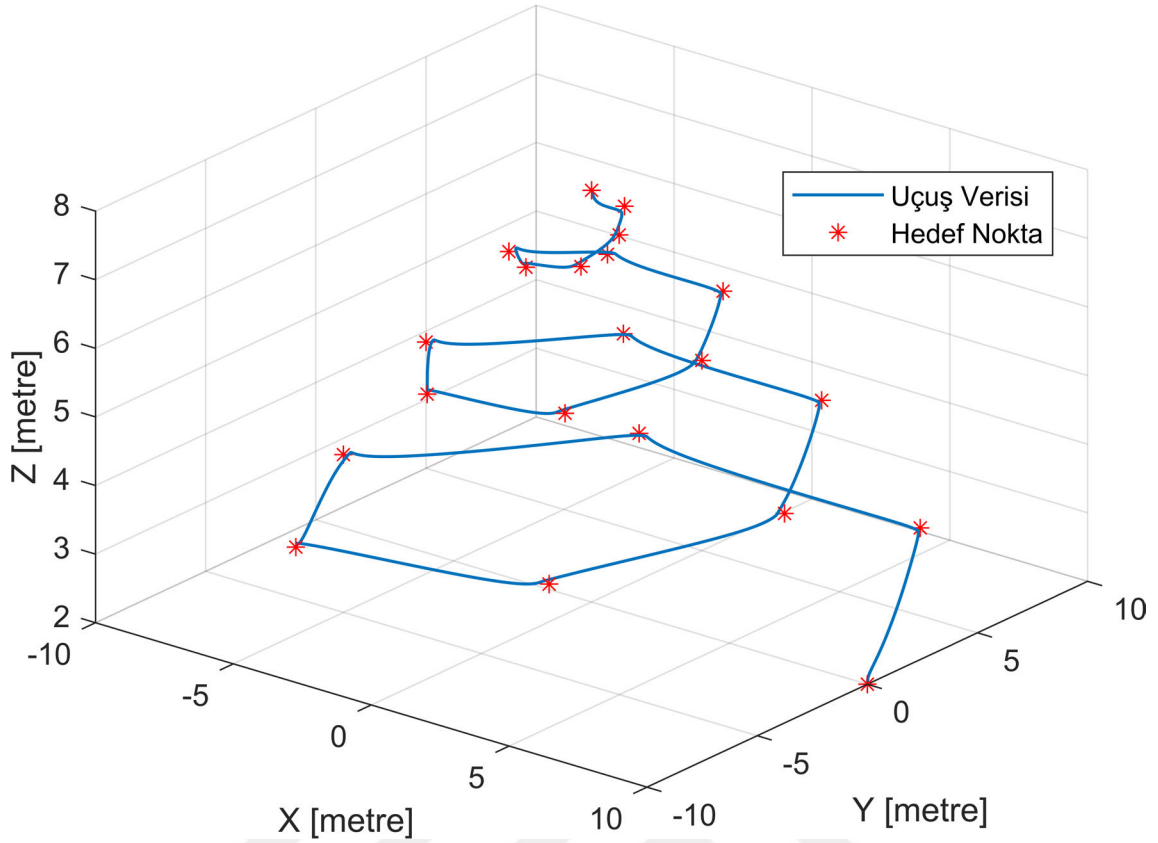


Şekil 5.13 Nokta takibi benzetim perfomansı (2B)

Benzetim sonuçları İHA'nın nokta rota takip yeteneğini doğrular niteliktedir. Bu özellik uçuş kontrol sisteminin otonom pozisyon kontrolü ve rota takibi için temel nitelikleri taşıdığını gösterir. Dolayısıyla tasarlanan sistemin ilerleyen çalışmalarda rota takibi algoritmalarının entegrasyonuna imkan sağladığı ifade edilebilir.

5.2 Genişletilmiş Kalman Filtresi Benzetim Sonuçları

ANS/GNSS GKF sensör füzyonu çalışmasına ilişkin benzetim sonuçlarının elde edilmesi amacıyla MATLAB'e ait Sensör Füzyonu paketi dahilinde yer alan sanal sensör modelleri kullanılmıştır. Bahsi geçen sensörlerin gürültü parametrelerinin ayarlanabilir nitelikte olması ve belirlenen sanal uçuş rotası üzerinde sensör verilerini üretebilmesi bu yöntemin tercihini sağlamıştır. Paket dahilinde yer alan gerçek



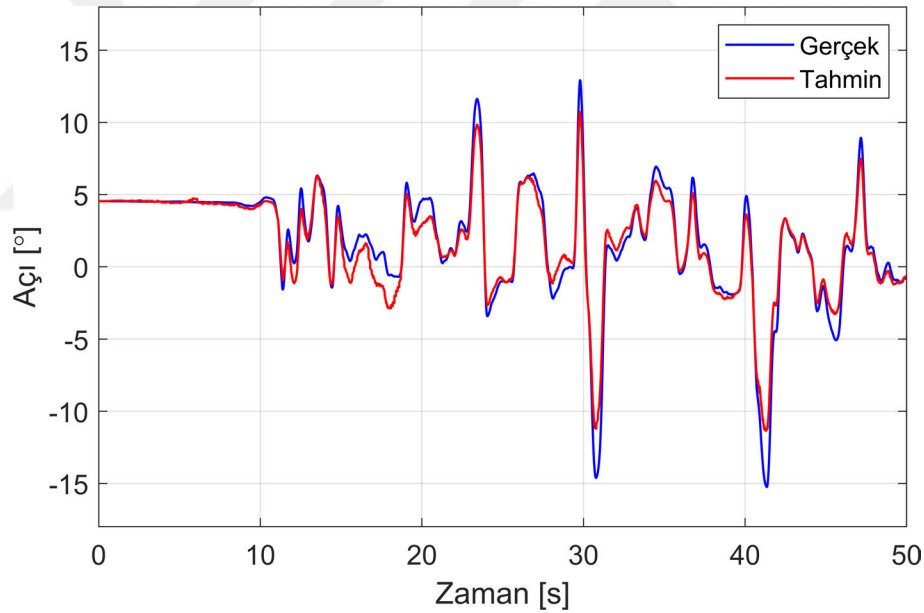
Şekil 5.14 Nokta takibi benzetim performansı (3B)

uçuş rotaları ve hazır tahminci yapıları, tasarlanan sensör füzyonu algoritmasının performansı ve kararlılığı hakkında bilgi vermektedir.

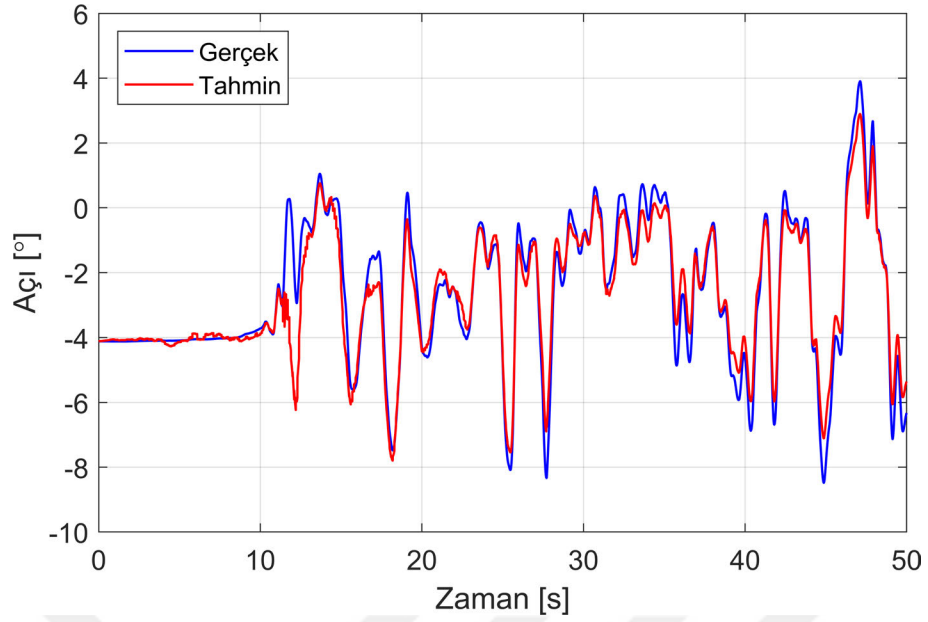
Benzetim amacıyla MATLAB Sensör Füzyonu paketinde hazır olarak bulunan yüksek doğruluklu sensörlerle elde edilmiş referans uçuş verisi kullanılmıştır. Bu veri seti tez kapsamında referans alınan ve Bölüm 2.1’de gösterilen NED ataletsel eksen takımı ve XYZ gövde eksen takımına göre oluşturulmuştur. Veri seti dahilinde dördey formunda yönelim, hız ve pozisyon verileri yer almaktadır. Matlab bu veri setini kullanarak gürültü parametreleri ayarlanabilir sensör çıkışları üretebilmektedir. Veri seti kullanılarak İHA elektronik kartı donanımında yer alan AÖB, manyetometre, barometre ve GNSS alıcı sanal sensörleri kullanılmıştır. Bu özellik tıpkı gerçek senaryoda sensörden veri okur gibi çevrimdışı olarak verilerin uygun frekansta elde edilebilmesini ve tahminci yapısında kullanılabilmesine imkân sağlar. Benzetim testleri için Şekil 4.9 ve Şekil 4.16 ile ifade edilen GKF akış diyagramları Matlab ortamında basit yazılım ifadeleri ile oluşturulmuştur. Benzetim ortamı AÖB’nin 400 Hz, manyetometre ve barometrenin 50 Hz, GNSS alıcının ise 10 Hz frekansında veri üreteceği şekilde düzenlenmiştir. Gerçek uçuş veri seti üzerinden üretilen bu değerler önceden ayarlanmış gürültü parametrelerini kullanır. Tablo 5.2 kullanılan sanal sensörler için seçilmiş gürültü parametrelerini listelemektedir. Parametre seçimleri

İHA elektronik kartında yer alan uygun fiyatlı ve düşük doğruluğa sahip sensör yapıları gözeterek seçilmiştir. Benzetim testi sırasında sensörlerden alınan veriler Şekil 5.23'te gösterilmektedir.

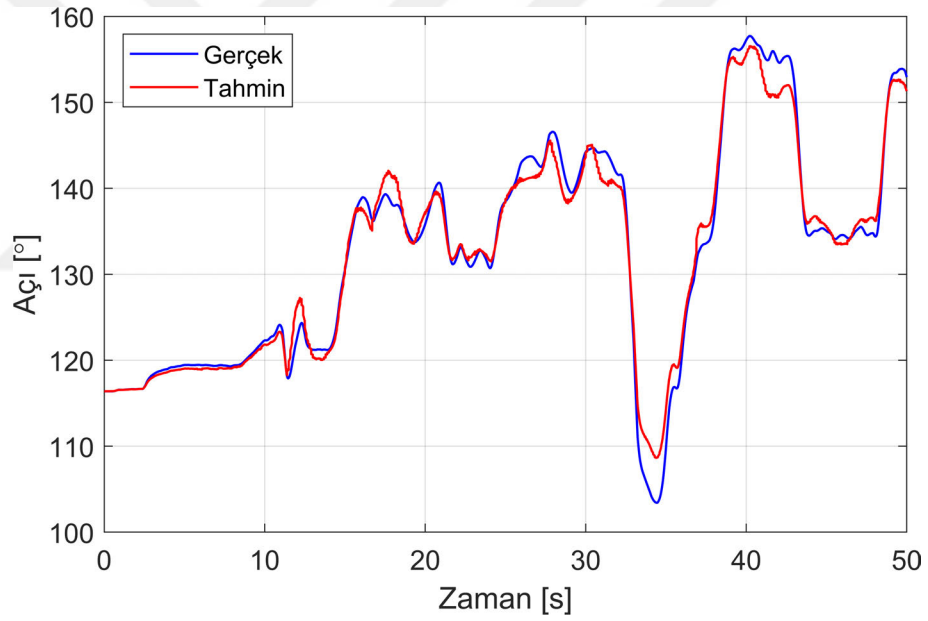
GKF yapısının tahminci parametreleri bilinen sensör gürültü parametreleri ile oluşturulmuştur. GKF başlangıç durum vektörü ise başlangıç sensör verileri ile elde edilmiştir. Benzetim ortamında ANS/GNSS sensör füzyonunun tutum ve pozisyon verileri gerçek uçuş verileri ile karşılaştırılmıştır. GKF tutum tahmin yapısının dördeyleri içermesine karşın, karşılaştırma İHA sistemini Euler açılarını kullanması sebebiyle dönüştürülerek dördey - Euler açı dönüşümü ile yapılmıştır. Şekil 5.15 yuvarlanma açısı tahminci performansını, Şekil 5.16 yunuslama açısı tahminci performansını, Şekil 5.17 ise sapma açısı tahminci performansını göstermektedir. Benzetim sonuçları tahminci yapısının, sistemin doğrusal olmayan yapısı ve yüksek sensör gürültülerine karşın yüksek performans ile açı tahmini yaptığını göstermektedir. Tutum tahmini performansı her bir eksene ait Euler açılarının farkları yerine toplam dönüşü ifade eden dördeyler arasındaki açı farkı gözetilerek yapılmıştır.



Şekil 5.15 GKF benzetim yuvarlanma açısı tahmini

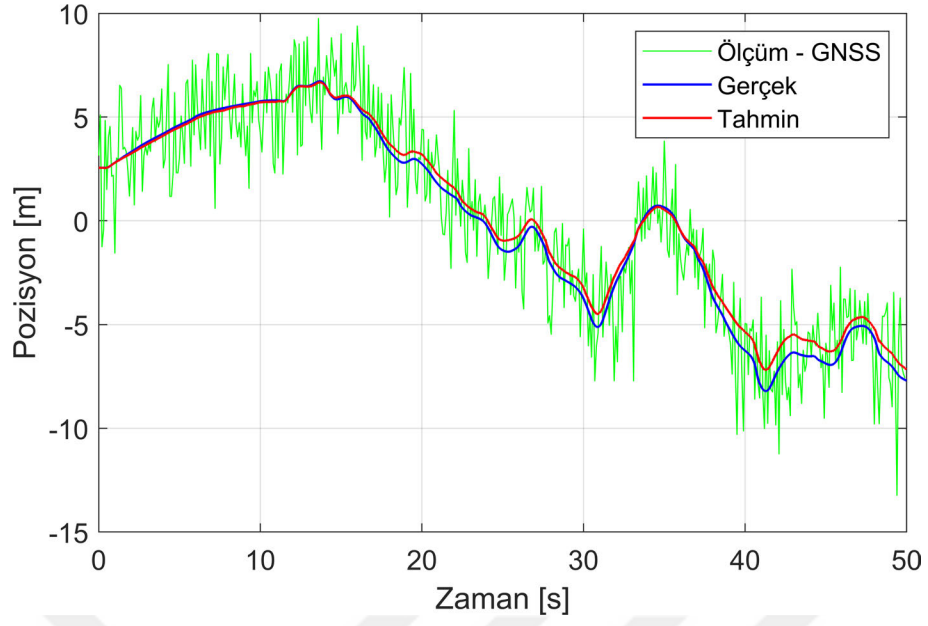


Şekil 5.16 GKF benzetim yunuslama açısı tahmini

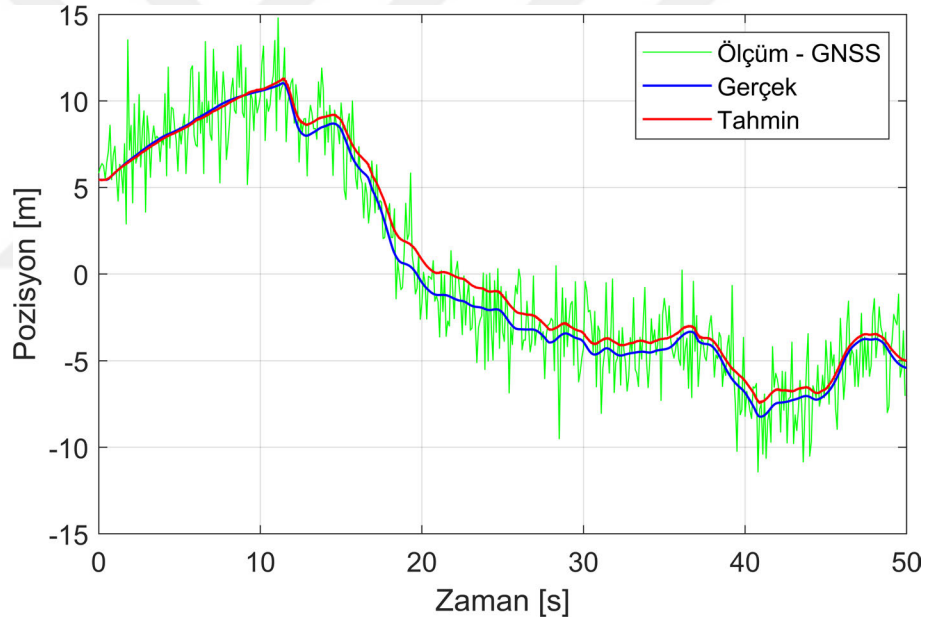


Şekil 5.17 GKF benzetim sapma açısı tahmini

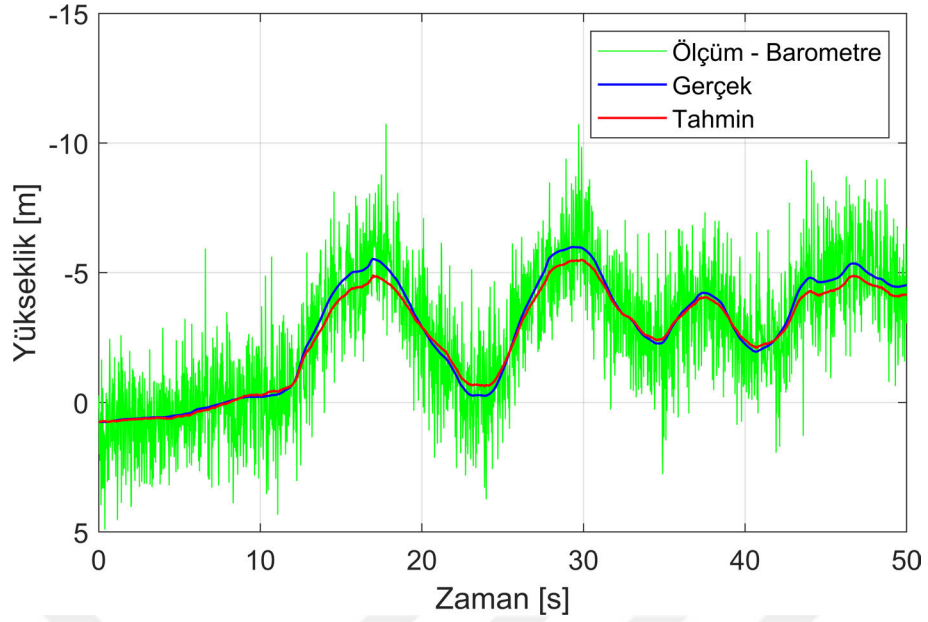
Şekil 5.18 X pozisyonu, Şekil 5.19 Y pozisyonu, Şekil 5.20 ise yükseklik tahminci performansını göstermektedir. Bahsedilen durum değişkenleri sistem tarafından tahmin edilebilmesinin yanında GNSS ve barometre sensörü ile doğrudan ölçülebildiği için grafiklere ölçüm ifadeleri de eklenmiştir. Benzetim sonuçları incelendiğinde pozisyon tahmininin yalnızca ölçüm ile elde edilen sonuçlardan hem daha yüksek frekanslı hem de daha yüksek doğrulukta olduğu görülmüştür. Bu sonuç ise ANS/GNSS sensör füzyonunun gerekliliğini doğrular niteliktedir.



Şekil 5.18 GKF benzetim X pozisyon tahmini

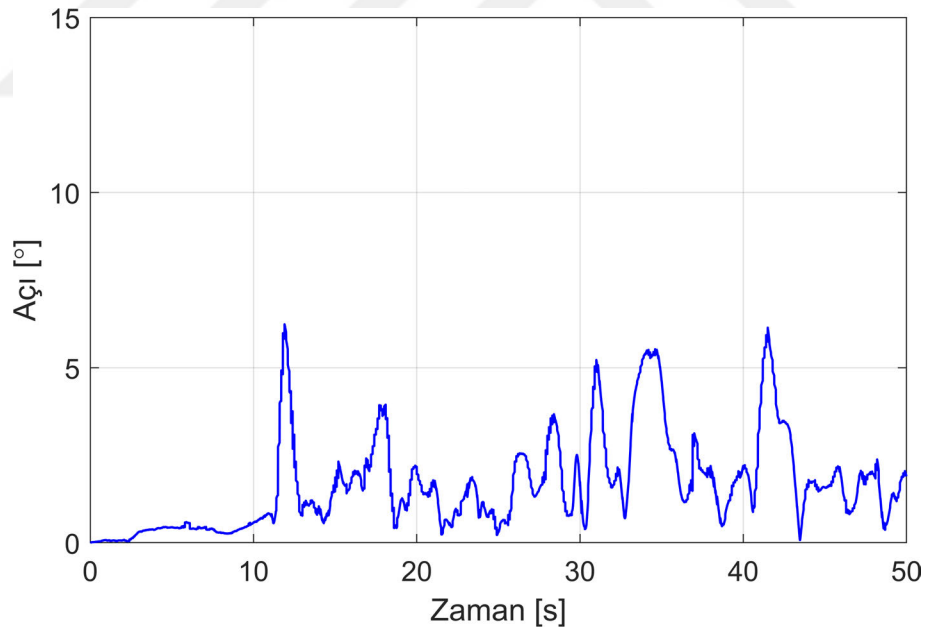


Şekil 5.19 GKF benzetim Y pozisyon tahmini



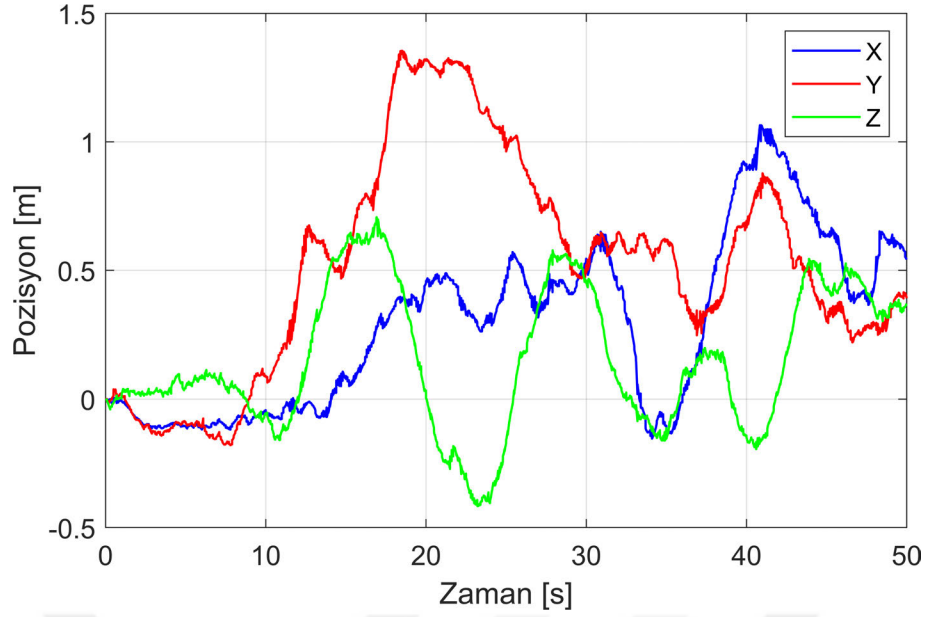
Şekil 5.20 GKF benzetim Z pozisyon tahmini

Sanal sensör verileri ile gerçekleştirilen benzetim sonuçları pozisyon ve tutum hataları olmak üzere incelenmiştir. Tutum hatası tahmin edilen ve gerçek dördey değerleri arasındaki toplam derece cinsinden fark olmak üzere Şekil 5.21'deki gibi gösterilebilir.



Şekil 5.21 GKF benzetim - tutum hatası

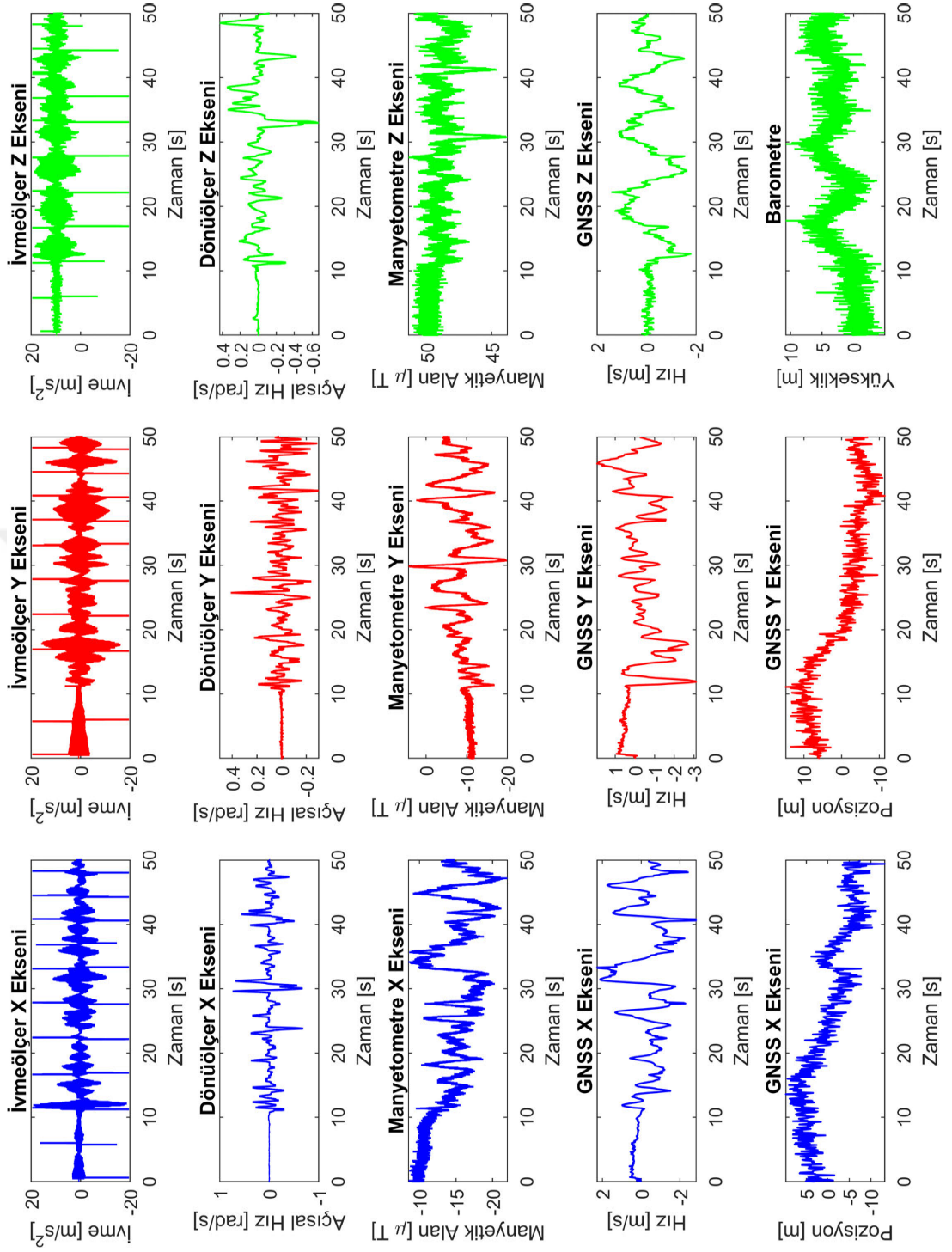
Şekil 5.22 ise tahmin edilen pozisyon hatasını metre cinsinden ifade etmiştir. Tutum ve pozisyon için hata etkin değerleri (RMS) 2.13 derece ve 0.69 metre olarak hesaplanmıştır. Sensör gürültü parametrelerine doğrudan erişilebilmesinin sağladığı avantaj göz önüne alınarak elde edilen sonuçların İHA kontrolü için yeterli fakat hazır ölçüm sistemlerinden düşük doğrulukta olduğu söylenebilir.



Şekil 5.22 GKF benzetim - pozisyon hatası

Tablo 5.2 GKF benzetim sensör parametreleri

Sensör	Parametre Tipi	Değer
İvmeölçer	Ölçüm Frekansı	200 Hz
İvmeölçer	Ölçüm Aralığı	$\pm 4g$
İvmeölçer	Çözünürlük	0.0023928 m/s^2
İvmeölçer	Gürültü Yoğunluğu	$0.001235 \frac{\text{m/s}^2}{\sqrt{\text{Hz}}}$
Dönüölçer	Ölçüm Frekansı	200 Hz
Dönüölçer	Ölçüm Aralığı	$\pm 250^\circ/\text{s}$
Dönüölçer	Çözünürlük	0.001 rad/s
Dönüölçer	Gürültü Yoğunluğu	$4.3633\text{e-}4 \frac{\text{rad/s}}{\sqrt{\text{Hz}}}$
Dönüölçer	Eksen Kaçıklığı	1.5 %
Manyetometre	Ölçüm Frekansı	50 Hz
Manyetometre	Ölçüm Aralığı	$2000 \mu T$
Manyetometre	Çözünürlük	$0.1 \mu T$
Manyetometre	Gürültü Yoğunluğu	$0.0424 \frac{\mu T}{\sqrt{\text{Hz}}}$
Barometre	Ölçüm Frekansı	50 Hz
Barometre	Gürültü Yoğunluğu	$0.1549 \frac{\text{m}}{\sqrt{\text{Hz}}}$
GNSS Alıcı	Ölçüm Frekansı	10 Hz
GNSS Alıcı	Yatay Doğruluk	1.6 m
GNSS Alıcı	Düşey Doğruluk	1.6 m
GNSS Alıcı	Hız Doğruluk	0.1 m/s



Şekil 5.23 GKF benzetim - sensör verileri

6

SAHA TESTLERİ

6.1 Test Aracı

Uçuş kontrol sistemi, temel uyumları sağlayan tüm yardımcı donanımlar ile birlikte kullanılabilir şekilde tasarlanmıştır. Bu bölüm uçuş kontrol sisteminin saha testlerinde kullanılan test aracı için tercih edilen yardımcı elektrik elektronik ve güç sistemleri ve mekanik yapılarına ait detayları içermektedir.

İnsansız hava aracının gövdesi; motorları, ESC'yi, uçuş kontrol kartı ve diğer elektromekanik parçaları koruyarak bünyesinde barındıran yapıdır. Uçuş kontrol sistemini ve kendisini muhtemel kaza durumları ve dış etkilere korur. Özellikle İHA'nın test sırasında kazalara daha açık olması, itme kuvvetlerine, yer çekimi kuvvetine ve hava direncine maruz kalması sebebiyle mukavemeti yüksek karbon fiber malzeme tercih edilmiştir. Karbon fiber malzemenin birim hacim ağırlığının az olması hava aracı performansı ve faydalı yük taşıma kapasitesi için önemlidir.

Döner kanatlı insansız hava araçlarında motor, elektrik enerjisinin hareket enerjisine dönüştürülmesini ve dolayısıyla insansız hava aracının hareketinin sağlayan bileşendir. İHA'da kullanılacak olan motor hava aracına ve kullanılan güç sistemine uygun olarak seçilmelidir. Kullanılan motor ve pervanenin uyumları ve batarya tercihleri sistem konfigürasyonu için kritik öneme sahip olup sıklıkla birlikte seçimleri gerçekleştirilir. Bu sebeple test aracının sistem konfigürasyonu yapılırken tasarlanan gövdenin minimum 5 dakika görev yapması kriteri baz alınmıştır. Bu sebeple 2400 KV değerine sahip Emax Eco 2306 fırçasız DC motor ve 5" pervane tercih edilmiştir. Pil olarak 4 hücreli Turnight 3300 mAh LiPo batarya kullanılmıştır. Elektronik hız

Tablo 6.1 Test aracı elektrik-elektromekanik sistemleri

Fırçasız DC Motor	ESC	4S Batarya	Pervane
Ağırlık : 28.2 gr Maksimum Güç : 715.68 W Maksimum Akım : 42.6 A	Ağırlık : 20 gr BEC : Var Akım: 60 A	Ağırlık : 328 gram Boşalma Değeri : 30C Kapasite : 3300 mAh	Ağırlık : 6.4 gr Çap : 5"

sürücüsü olarak dört motoru tek bir baskı devre kartı üzerinden kontrol edebilme imkânı sağlayan, analog giriş sinyalleri olduğu gibi (PWM), dijital sinyalleri (OneShot, D-SHOT600 vb.) de destekleyen her bir motor için 60 amper maksimum çıkış akımına sahip Flycolor X-Cross 60A tercih edilmiştir. Test aracı Şekil 6.1’de gösterilmiş olup araçta kullanılan elektrik-elektromekanik sistemler Tablo 6.1’de belirtilmiştir.



Şekil 6.1 Saha testlerinde kullanılan İHA

6.2 Kontrol Sistemi Saha Testleri

Uçuş kontrol sisteminin kontrolcü ve tahminci saha testleri bu bölümde aktarılmıştır. Saha testlerinin gerçekleştirilmesi amacıyla Bölüm 6.1’de detayları aktarılan elektrik, elektromekanik, güç ve mekanik yapılar, uçuş kontrol yazılımını içeren uçuş kontrol kartı ile entegre edilmiştir. Testler insan ve çevre güvenliğini sağlamak adına boş bir arazide gerçekleştirilmiştir. Test öncesinde tüm arıza-güvenli modlar test edilmiş, test esnasında oluşabilecek kaza senaryoları için gerekli önlemler alınmıştır.

Saha testleri İHA’nın kontrolcü ve tahminci performanslarını test etmek ve İHA’nın tam kontrolünün önerilen sistem ile sağlandığını doğrulamaktadır. Bu amaçla test iki bölümden oluşturulmuştur. İlk bölüm benzetim ortamında olduğu gibi İHA’nın kontrol edilen her bir değişkenin basamak cevaplarının incelendiği bölümdür.

İkinci bölüm İHA'nın otonom nokta takip etme görev performansını içerir. Saha testleri aşamasında kontrolcü parametreleri deneysel olarak ve birim basamak cevap incelenerek düzenlenmiştir. Parametreler açısal hız, açı, hız ve irtifa hız, pozisyon ve irtifa kontrolcülerini sırasıyla düzenlenmiştir. Benzetim çalışmalarında elde edilen iç döngü kontrolcüler için yüksek oturma zamanı, dış döngü kontrolcüler için düşük yüzde aşım kriteri saha testleri aşamasında da uygulanmıştır.

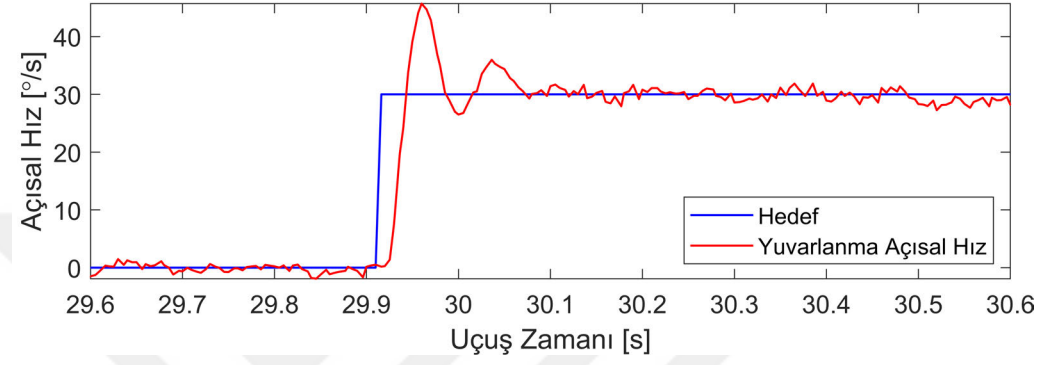
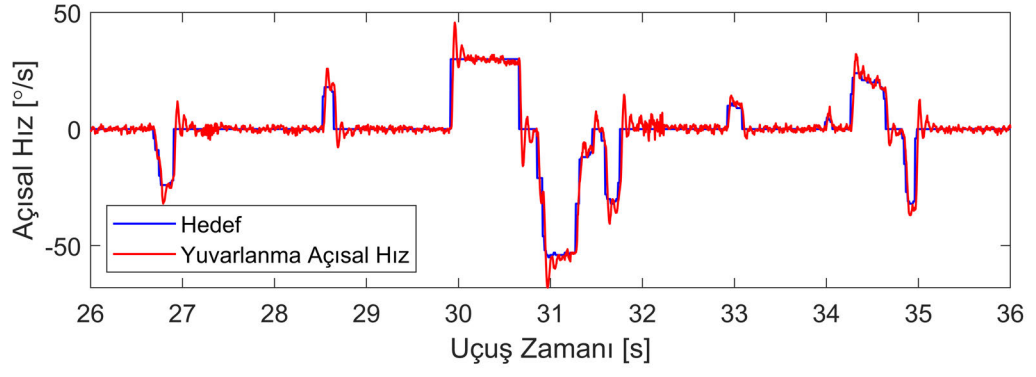
6.2.1 Açısal Hız Kontrolcü Saha Testleri

Kontrolcü saha testinin ilk aşaması açısal hız kontrol testidir. Bu test kapsamında İHA 1 numaralı uçuş modunda radyo kumanda ile kontrol edilmiştir. Test amacıyla yazılıma saha testleri için eklenen basamak referans üretici bloğu kullanılarak önceden belirlenmiş basamak hedef değerleri oluşturulmuştur. Şekil 6.2 yuvarlanma açısal hız, Şekil 6.3 yunuslama açısal hız, 6.4 sapma açısal hız testlerinde kaydedilen açısal hız ve hedef açısal hız değerlerini göstermektedir. İHA açısal hız kontrol modunda radyo kumanda ile kontrol edilirken, her bir eksen için ayrı ve farklı zamanlarda $30^\circ/s$ 'lik basamak açısal hız hedefi oluşturulmuştur. Üstte yer alan grafikler kullanıcı ve basamak hedeflerinin bir arada kullanıldığı tüm uçuş verilerini içerirken altta yer alan grafikler basamak hedeflerinin oluşturulduğu bölümlerin yakın gösterimini içermektedir.

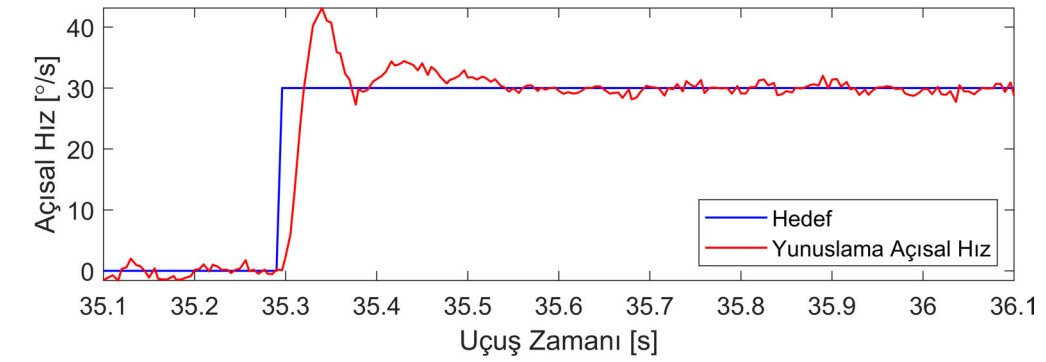
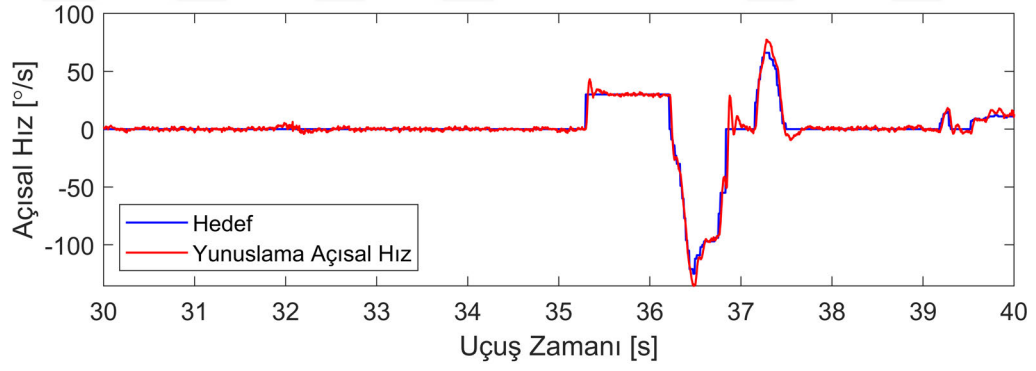
Açısal hız kontrolcü bloğu PID kontrolcü parametreleri yuvarlanma ve yunuslama açısal hız kontrolcülerini için $P = 1.68$, $I = 0.33$, $D = 0.007$ ve $N = 50$ olarak ayarlanmıştır. Sapma açısal hız kontrolcüsünün parametreleri ise $P = 1.1$, $I = 0.5$, $D = 0.006$ ve $N = 50$ olarak tercih edilmiştir. Açısal hız kontrolcüsünün saha testi performans değerleri aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- Yuvarlanma Açısal Hız Kontrolcüsü : Yüzde aşım %50 ,yükselme zamanı 0.029 s , oturma zamanı 0.16 s.
- Yunuslama Açısal Hız Kontrolcüsü :Yüzde aşım < %43 ,Yükselme zamanı 0.021 s , oturma zamanı 0.25 s.
- Sapma Açısal Hız Kontrolcüsü : Yüzde aşım < %16 ,yükselme zamanı 0.067 s , oturma zamanı 0.645 s.

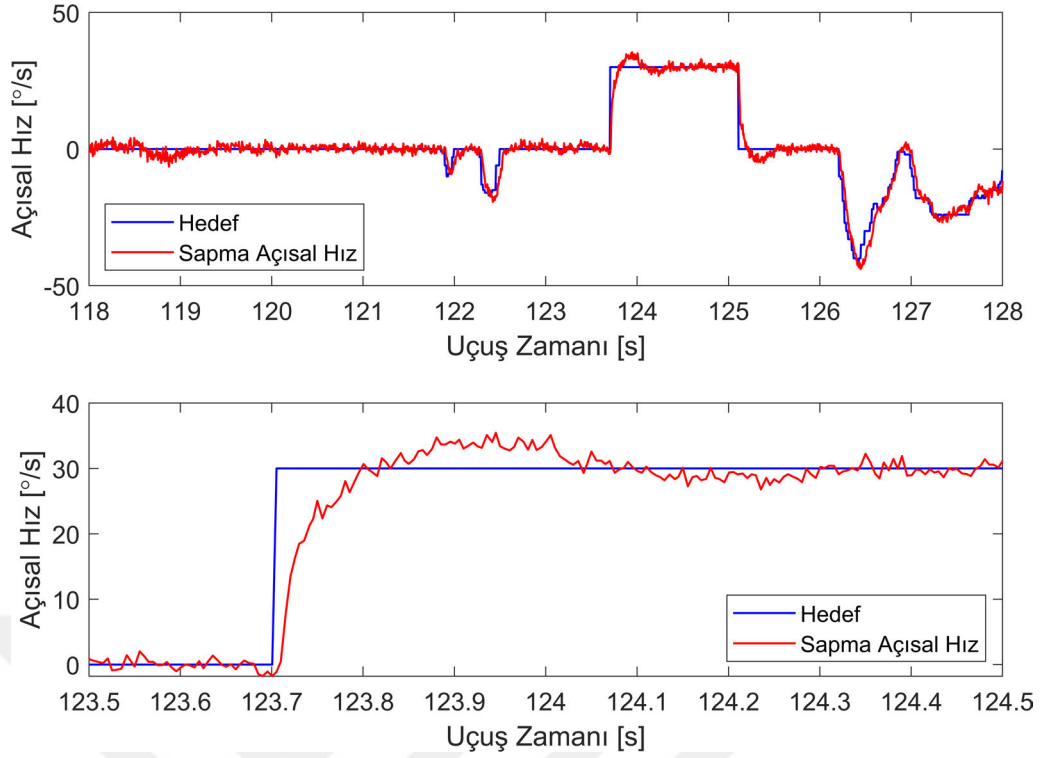
Açısal hız kontrolcünün en iç döngüde yer alması sebebiyle oturma zamanının düşük olması gerekliliği kontrolcünün aşım yaparak kontrol sağlamasına yol açmıştır. Düşük oturma ve yükselme zamanı hem kullanım kolaylığını hem de dış döngü kontrolcü performansı açısını arttırıcı niteliktedir.



Şekil 6.2 Yuvarlanma açısal hız saha testi



Şekil 6.3 Yunuslama açısal hız saha testi

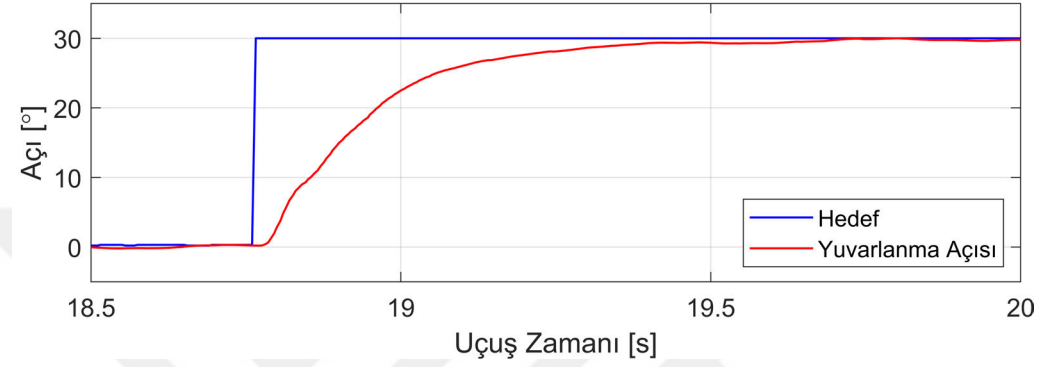
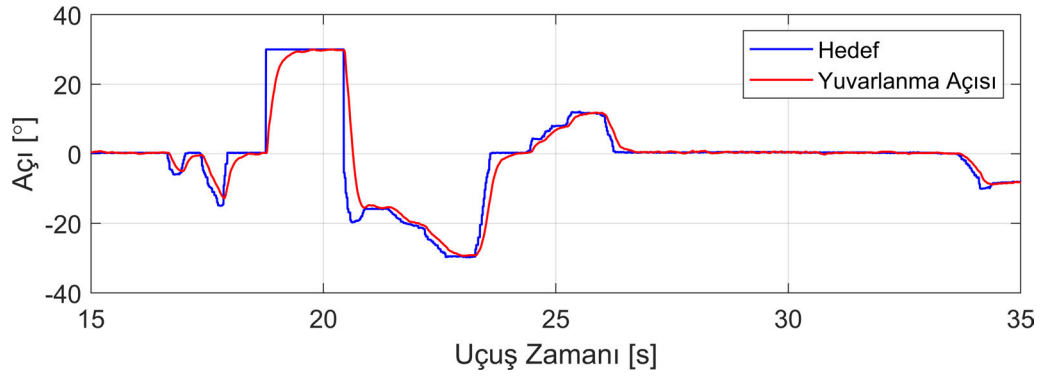


Şekil 6.4 Sapma açısal hız saha testi

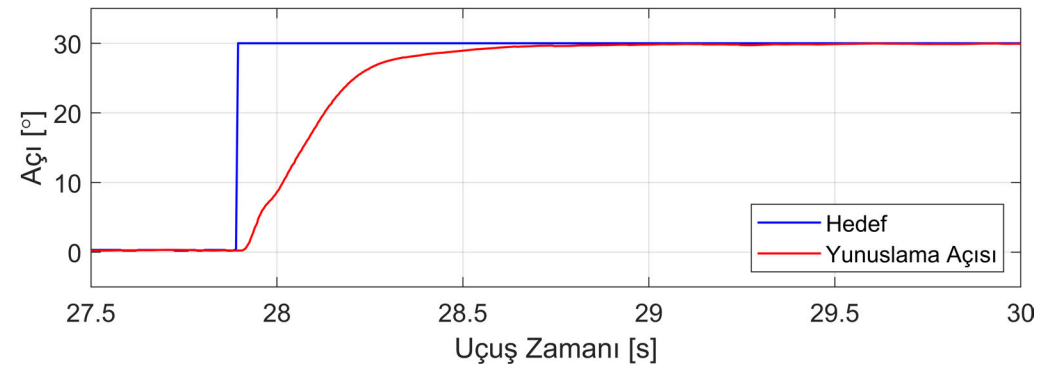
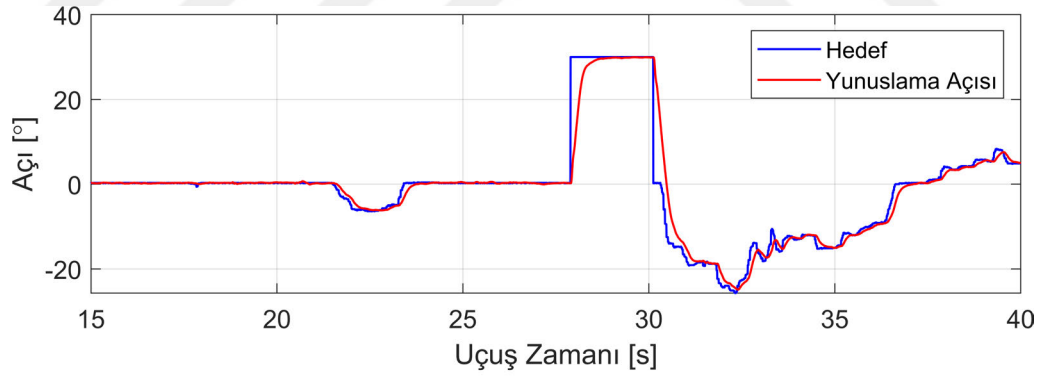
6.2.2 Açı Kontrolcü Saha Testleri

Kontrolcü saha testinin ikinci aşaması açı kontrol testi olup bu kapsamda İHA 2 numaralı uçuş modunda radyo kumanda ile kontrol edilmiştir. Test amacıyla yazılıma saha testleri için eklenen basamak referans üretici bloğu kullanılarak önceden belirlenmiş basamak hedef değerleri oluşturulmuştur. Şekil 6.5 yuvarlanma açısı, Şekil 6.6 yunuslama açısı, 6.7 sapma açısı testlerinde kaydedilen açı ve hedef açı değerlerini göstermektedir. İHA açı kontrolü modunda radyo kumanda ile kontrol edilirken, her bir eksen için ayrı ve farklı zamanlarda 30 derecelik basamak açı hedefi oluşturulmuştur. Üstte yer alan grafikler kullanıcı ve basamak hedeflerinin bir arada kullanıldığı tüm uçuş verilerini içerirken altta yer alan grafikler basamak hedeflerinin oluşturulduğu bölümleri yakınlaştırmış gösterimdir. Açı kontrolcü bloğu P kontrolcü parametreleri yuvarlanma ve yunuslama açı kontrolcülerini için $P=6.42$, sapma açı kontrolcüsü için $P = 2.2$ olarak ayarlanmıştır. Açı saha testi performans değerleri aşağıdaki gibi sıralanabilir.

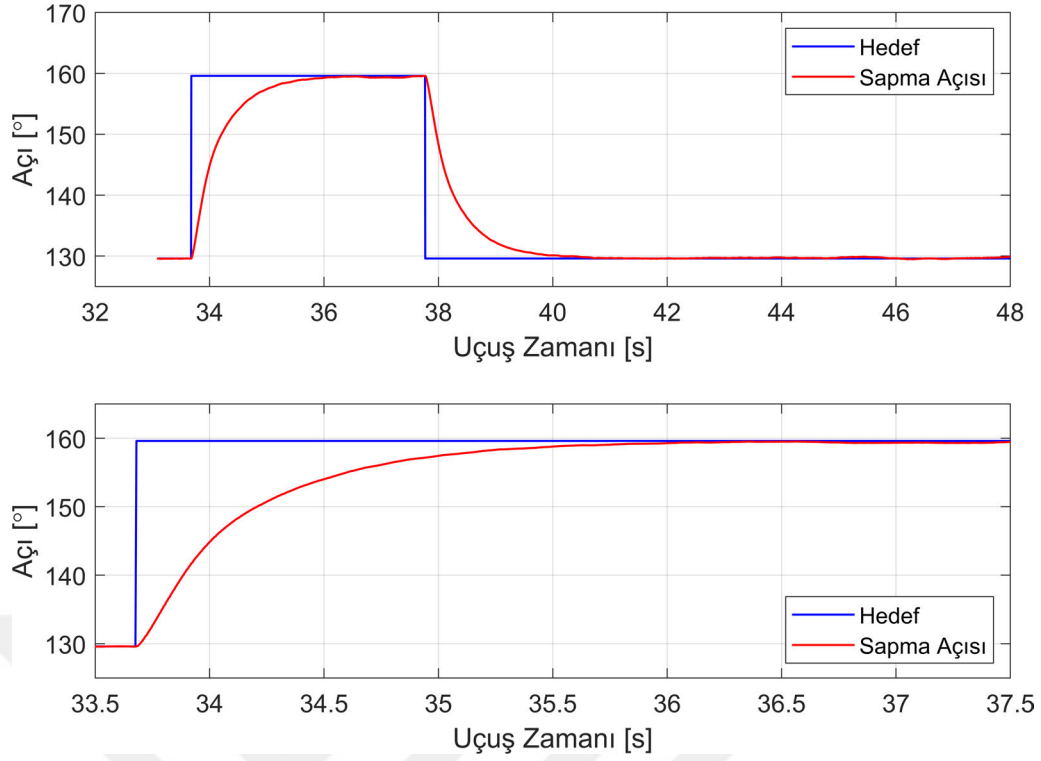
- Yuvarlanma Açı Kontrolcüsü : Yükselme zamanı 0.47 s , oturma zamanı 0.94 s.
- Yunuslama Açı Kontrolcüsü : Yükselme zamanı 0.45 s , oturma zamanı 1.1 s.
- Sapma Açı Kontrolcüsü : Yükselme zamanı 1.34 s , oturma zamanı 2.34 s.



Şekil 6.5 Yuvarlanma açı kontrolcüsü saha testi



Şekil 6.6 Yunuslama açı kontrolcüsü saha testi

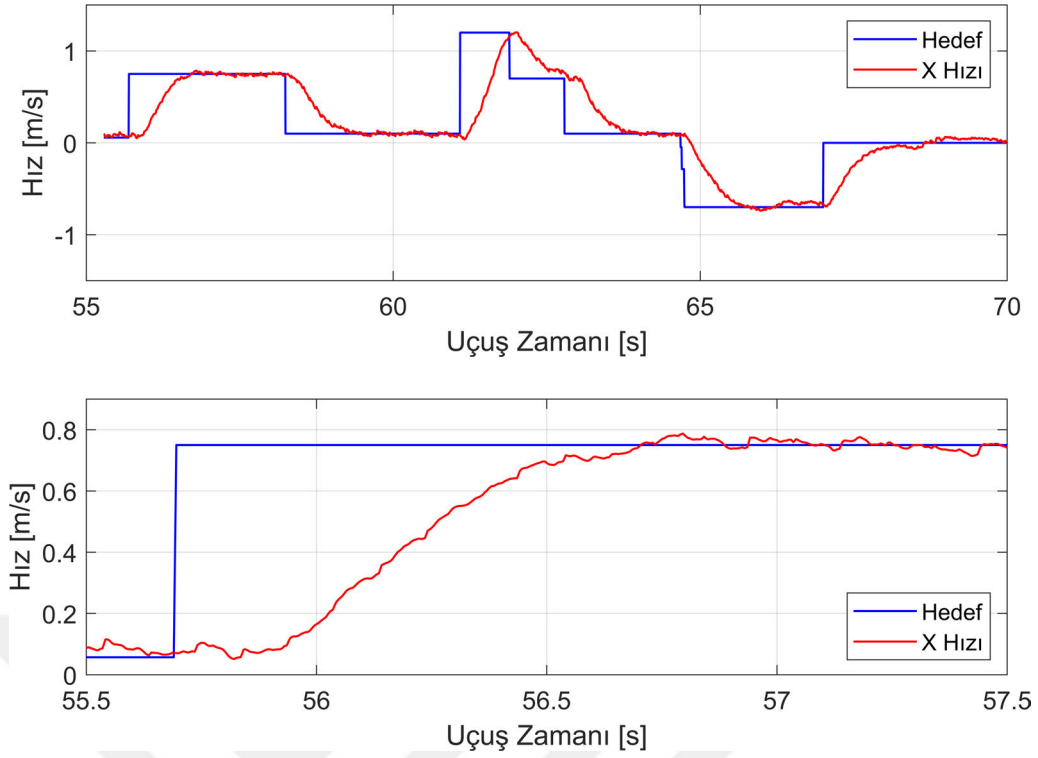


Şekil 6.7 Sapma açı kontrolcü saha testi

Açı kontrolcüsü, açısal hız kontrolcüsü ile birlikte tutum kontrolcü yapısını oluşturmaktadır. Dolayısıyla açı kontrolcünün performansı iç döngüde yer alan açısal hız kontrolcünün performansına doğrudan bağlıdır. Açı kontrolcüsü saha testleri kontrolün düşük oturma zamanı ve düşük yüzde aşım ile sağlandığını doğrulamıştır. Kontrol yapısının hem dış kontrolcü yapılarının performansını hem de İHA'nın el ile kontrol konforunu artırıcı nitelikte olduğu söylenebilir.

6.2.3 Hız ve İrtifa Hız Kontrolcü Saha Testleri

Kontrolcü saha testinin üçüncü aşaması doğrusal hız kontrol testidir. Doğrusal hızların kontrol edildiği testte İHA 3 numaralı uçuş modunda radyo kumanda ile kontrol edilmiştir. Test amacıyla yazılıma saha testleri için eklenen basamak referans üretici bloğu kullanılarak önceden belirlenmiş basamak hedef değerleri oluşturulmuştur. Şekil 6.8 ataletsel eksen takımı X eksen, Şekil 6.9 ataletsel eksen takımı Y eksen, 6.10 ataletsel eksen takımı Z eksen testleri sırasında kaydedilen hız ve hedef hız değerlerini göstermektedir. İHA hız kontrolü modunda radyo kumanda ile kontrol edilirken, her bir eksen için ayrı ve farklı zamanlarda basamak doğrusal hız hedefi oluşturulmuştur. X ve Y eksenleri hedef hız basamak değeri 0.75 m/s iken, Z eksen hedef hız basamak değeri 1 m/s olarak belirlenmiştir. Üstte yer alan grafikler kullanıcı ve basamak hedeflerinin bir arada kullanıldığı tüm uçuş verilerini içerirken altta yer alan grafikler basamak hedeflerine ait bölümlerin yakınlaştırılmış halini göstermektedir.

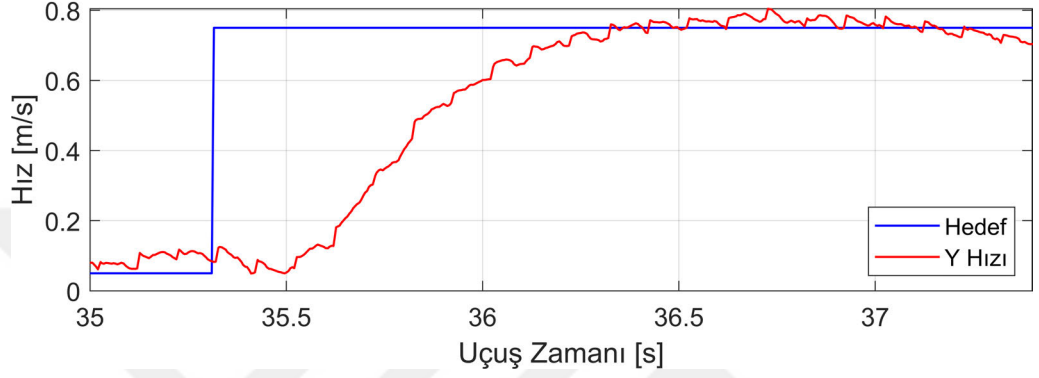
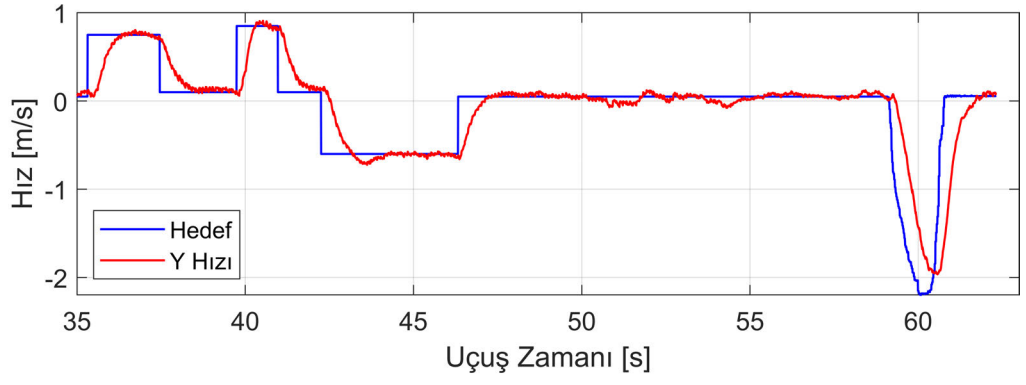


Şekil 6.8 X hız kontrolcüsü saha testi

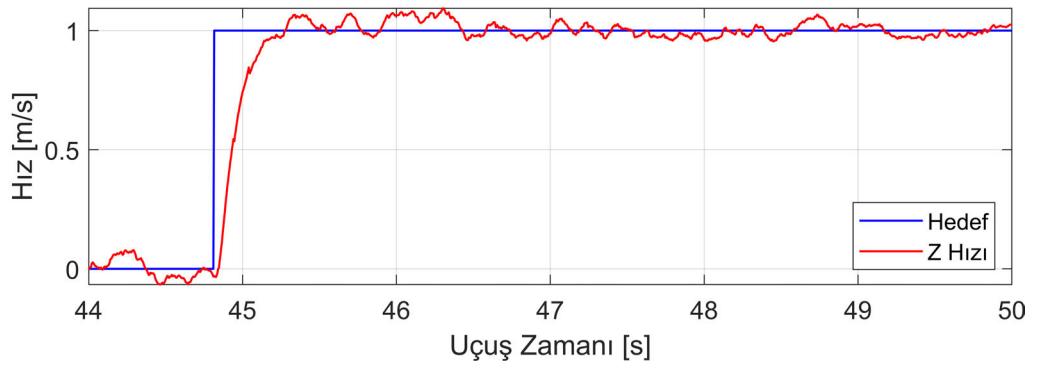
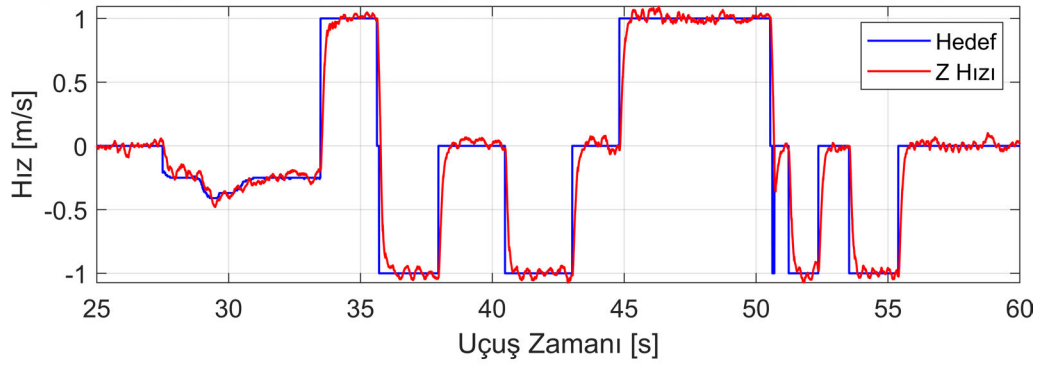
Hız ve irtifa hız kontrolcü bloğu PID kontrolcü parametreleri X eksenli hız ve Y eksenli hız kontrolcülerini için $P = 0.15$, $I = 0.01$, $D = 0.001$ ve $N = 20$ olarak ayarlanmıştır. İrtifa hız kontrolcüsünün parametreleri ise $P = 3.4$, $I = 1.4$, $D = 0.002$ ve $N = 20$ olarak tercih edilmiştir. Hız ve irtifa hız kontrolcülerinin saha testi performans değerleri aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- X Eksenli Hız Kontrolcüsü : Yükselme zamanı 0.75 s , oturma zamanı 1.04 s.
- Y Eksenli Hız Kontrolcüsü :Yükselme zamanı 0.75 s , oturma zamanı 1.19 s.
- İrtifa Hız Kontrolcüsü : Yükselme zamanı 0.32 s , oturma zamanı 0.74 s.

Hız ve irtifa hız kontrolcülerine ait saha testleri kontrolcü yapılarının basamak yanıtları incelediğinde düşük aşım ve ortalama oturma zamanı kriterlerinin sağlandığı doğrulanmıştır. Dış döngüde kalan X ve Y eksenli hız kontrolcülerini yüzde aşımı düşük olacak şekilde ayarlanmıştır. Bununla birlikte X ve Y eksenli hız kontrolcülerinin iç içe kontrolcü yapısının dış halkasında kalması sebebiyle oturma zamanları iç döngülerde bulunan açı ve açısız hız kontrolcülerinden yüksek olduğu gözlemlenebilir. İrtifa hız kontrolcüsü için de benzer bir şekilde düşük yüzde aşım tasarım kriteri esas alınmıştır. Hız ve irtifa hız kontrolcülerinin pozisyon ve yükseklik kontrolü için gerekli performans kriterlerini sağladığı gözlemlenmiştir.



Şekil 6.9 Y hız kontrolcüsü saha testi

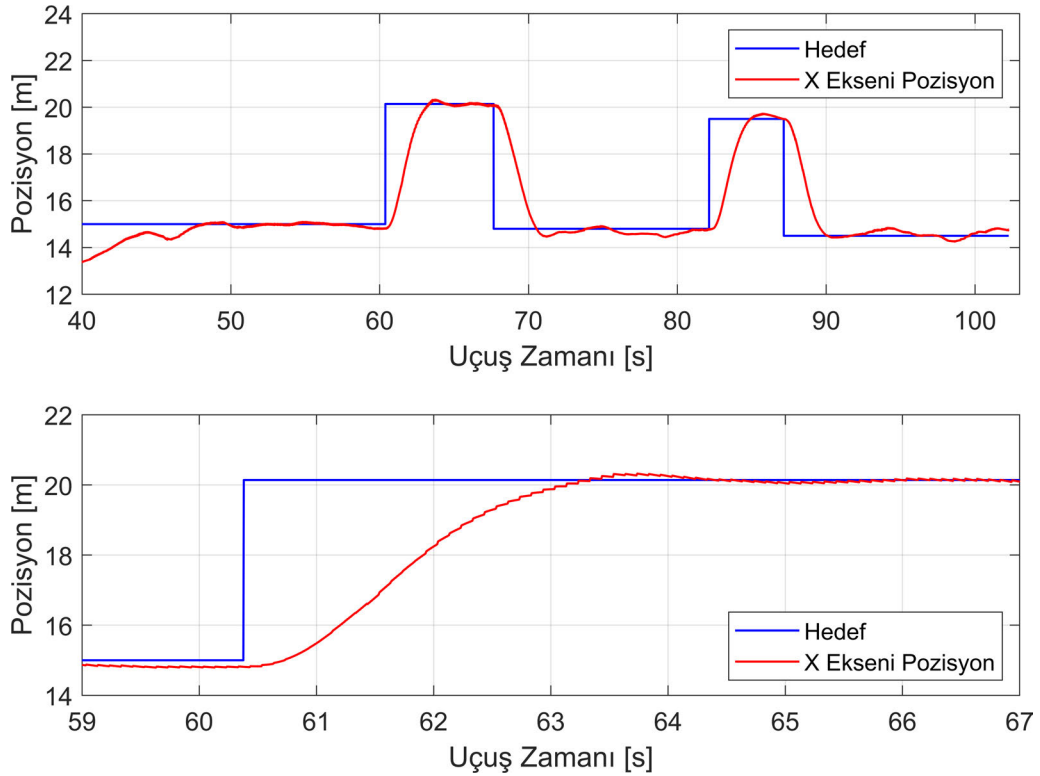


Şekil 6.10 İrtifa hız kontrolcüsü saha testi

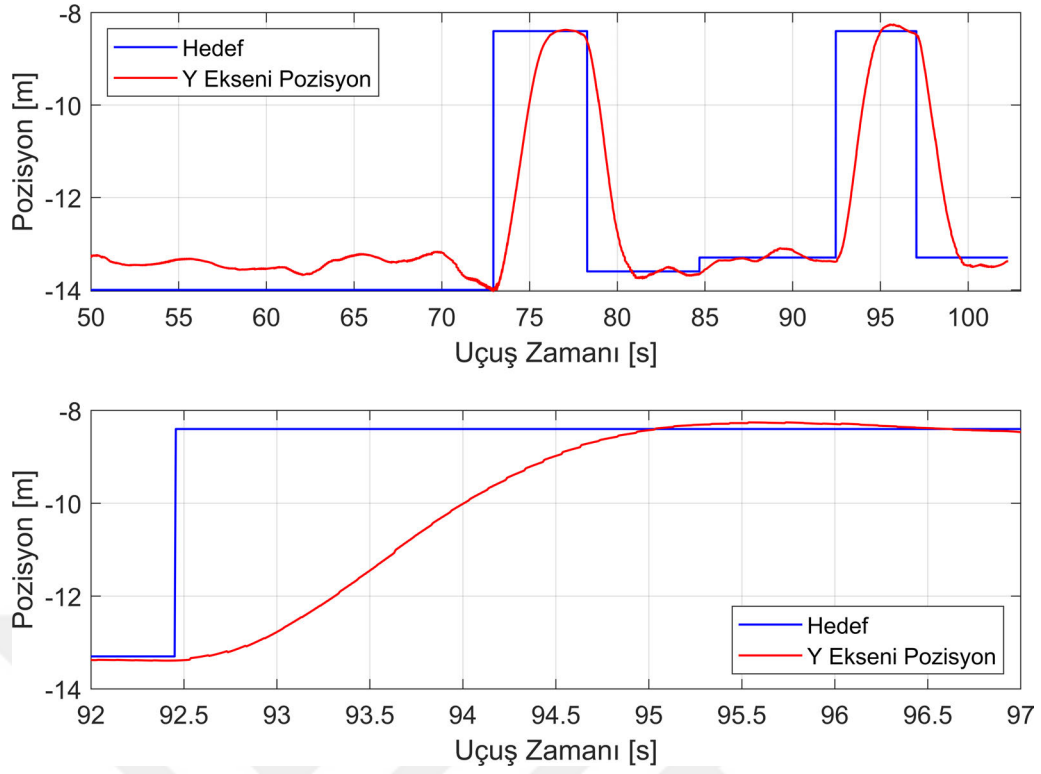
6.2.4 Pozisyon Kontrolcü Saha Testleri

Kontrolcü saha testinin dördüncü aşaması pozisyon kontrol testidir. Test esnasında İHA 3 ve 4 numaralı uçuş modları kullanılarak radyo kumanda ile kontrol edilmiştir. Test amacıyla kapsamında basamak referans üretici bloğu kullanılarak basamak hedef değerleri oluşturulmuştur. Şekil 6.11 ataletsel eksen takımı X eksen, Şekil 6.12 ataletsel eksen takımı Y eksen, 6.13 ataletsel eksen takımı Z eksen testleri sırasında kaydedilen pozisyon ve hedef pozisyon değerlerini göstermektedir. İHA doğrusal hız modunda radyo kumanda ile kontrol edilirken, her bir eksen için ayrı ve farklı zamanlarda basamak pozisyon hedefi oluşturulmuştur. Pozisyon hedefi oluşturulması ile birlikte uçuş kontrol modu da değiştirilerek pozisyon kontrolü moduna alınmıştır. Pozisyon hedef değerleri X ve Y eksen için 5 m ve irtifa için 2 m olarak belirlenmiştir. Pozisyon ve irtifa kontrolcü bloğu P kontrolcü parametreleri X ve Y eksen kontrolcülerini için $P=0.95$, irtifa kontrolcüsü için $P = 1.45$ olarak ayarlanmıştır. Pozisyon ve irtifa kontrolcü saha testi performans değerleri aşağıdaki gibi sıralanabilir.

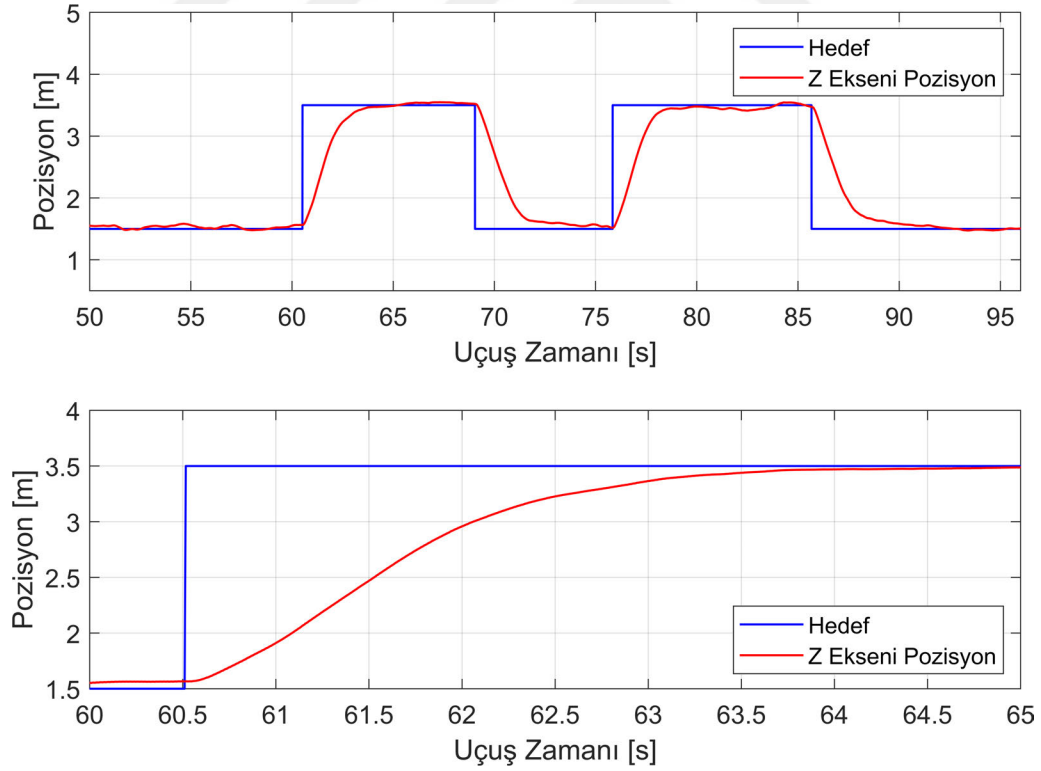
- X Konum Kontrolcüsü : Yükselme zamanı 2.25 s , oturma zamanı 4.62 s.
- Y Konum Kontrolcüsü : Yükselme zamanı 2.07 s , oturma zamanı 4.17 s.
- İrtifa Kontrolcüsü : Yükselme zamanı 2.75 s , oturma zamanı 4.78 s.



Şekil 6.11 X pozisyon kontrolcüsü saha testi



Şekil 6.12 Y pozisyon kontrolcüsü saha testi

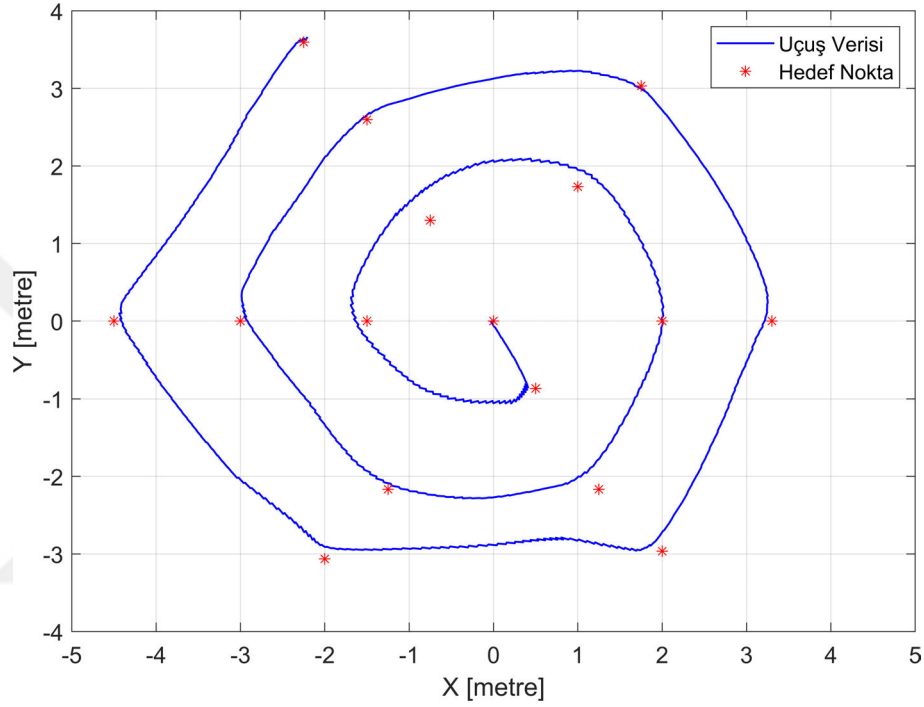


Şekil 6.13 İrtifa kontrolcüsü saha testi

6.2.5 Nokta Rota Takip Saha Testi

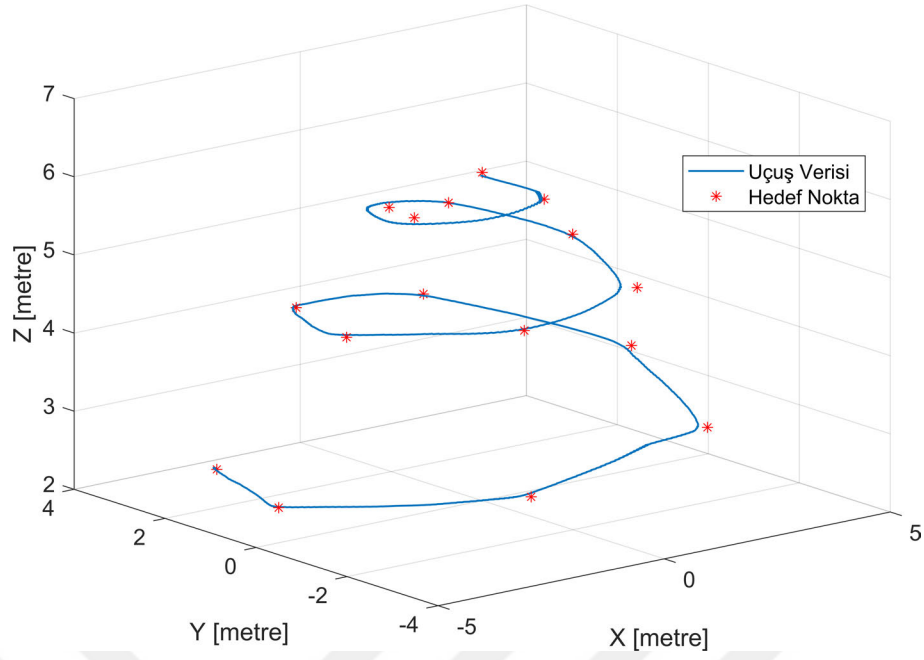
Uçuş kontrol sisteminde yer alan ve kontrol edilen her bir durum değişkeni için basamak yanıt testlerinin ardından İHA'nın otonom uçuş ve görev yapabilme

yeteneğinin incelenebilmesi adına nokta rota takip saha testi yapılmıştır. Nokta rota takibi saha testi kapsamında daralan iç içe altıgen formunda rota oluşturulmuştur. Rota takibi esnasında İHA'nın irtifa hız kontrolcüsü hedef değeri sabit yükselme hızına ayarlanmıştır. Oluşturulan hedef noktalar ve İHA'nın takip performansı Şekil 6.14'te iki boyutlu düzlem üzerinde, Şekil 6.15'te ise üç boyutlu düzlem üzerinde gösterilmiştir.



Şekil 6.14 Nokta rota takibi saha Testi (2B)

İHA saha testi başlangıcında X ve Y konumlarında sıfır metre pozisyonlarında ve iki metre yüksekliğinde konumlandırılmıştır. Uçuş verileri ilk rota noktasına gelindikten sonra başlatılmış, bu noktadan itibaren hedef irtifa hızı 0.2 m/s olarak belirlenmiştir. Hedef X ve Y pozisyonlarının pozisyon kontrolcüsüne aktarılması için benzetim ortamında kullanılan rota nokta seçici algoritma oluşturulmuştur. Bu algoritma yeni nokta seçimini İHA'nın pozisyonu ve hedef pozisyon arasındaki mesafeye göre yapmaktadır. Bir başka deyişle rota nokta seçim algoritması uçuş sırasında yalnızca hedef noktalardan birini pozisyon kontrolcüsüne beslemektedir. Hedef nokta ve İHA pozisyonu arasındaki mesafe 100 cm altında indiğinde diğer noktayı pozisyon hedefine aktararak İHA'nın sürekli rota değişimini mümkün kılmaktadır. Bu algoritma sayesinde İHA bir noktadan diğerine geçerken durmak yerine mevcut hız ile noktaya yaklaşırken yeni hedef noktasına yönelmesini sağlanmaktadır. Böylelikle noktalar arası kesintisiz bir geçiş sağlanmıştır. Bunun yanı sıra İHA'nın anlık hedefe gelmeden bir sonraki hedef noktasına yönelmesi, hedefin tam olarak sağlanamamasına da yol açmaktadır.



Şekil 6.15 Nokta rota takibi saha Testi (3B)

Rota nokta takip testi sonuçları incelendiğinde belirlenen noktaların sürekli bir şekilde İHA tarafından takip edildiği görülebilir. Bu özellik İHA'nın otonom uçuş ve görev yeteneğini kriterini sağladığını kanıtlar niteliktedir. Benzetim ve saha testleri karşılaştırıldığında saha nokta rota takip performansının benzetim ortamından düşük olduğu ve nokta geçişleri arasında kayma yaşandığı gözlemlenmiştir. Bu durum testin dış ortamda yapılıyor olması kaynaklı rüzgar vb. bozucu etkiler ve pozisyon tahmini kaynaklı hatalar sebebiyle açıklanabilir.

7 SONUÇ VE ÖNERİLER

Tez çalışması kapsamında dört rotorlu insansız hava araçlarının tam kontrolünü mümkün kılan uçuş kontrol sisteminin tasarımı, bu tasarımın gerçekleştirilebilmesi için gereken donanım ve tüm gömülü alt yazılımların oluşturulması amaçlanmıştır.

Uçuş kontrol sistem tasarımı kapsamında yapılan ilk çalışma İHA matematiksel modelinin oluşturulmasıdır. Matematiksel modelin oluşturulması için öncelikle gövde ve ataletsel eksen takımları ile İHA hareket yapısı incelenmiş, literatür çalışmalarında sıklıkla kullanılan ve küçük açılar yöntemi kullanılarak basitleştirilmiş dört rotorlu İHA modeli referans alınmıştır. Bu model hem benzetim çalışmalarında tasarlanan kontrol sistem performansının doğrulanması için kullanılmış, hem de kontrolcü ve tahminci tasarımı çalışmalarına ışık tutmuştur.

İHA matematiksel model çalışmaları sonucunda elde edilen İHA durum değişkenlerinin kontrolü amacıyla ardışık P/PID kontrolcü tercih edilmiştir. Bu bağlamda açısal hız ve açı kontrolcülerini içeren tutum kontrolcü, doğrusal hız ve pozisyon kontrolünü sağlayan konum kontrolcü, irtifa hız ve irtifa kontrolünü sağlayan yükseklik kontrolcü yapısı oluşturulmuştur. Her bir kontrolcü yapısı içte PID, dışta ise P kontrolcüyü barındırır. Bu yapı kontrolcü parametrelerinin modele bağımlılığının az olması, uçuş kontrol sisteminde uygulamanın kolay ve sezgisel olması amacıyla tercih edilmiştir. Uçuş kontrol sisteminin kontrolcü yapısı geri beslemeli kontrol yapısında olup, İHA'nın kontrol edilen durum değişkenlerine ihtiyaç duymaktadır. İHA matematiksel modelinde yer alan durum değişkenleri ve İHA uçuş kontrol kartı incelenerek kontrolü mümkün kılacak ölçüm sistemleri incelenmiştir. İHA'nın dış ortamda çalışma gerekliliği, ölçüm sistemlerinin boyut ve ağırlık kriterleri değerlendirilmiş, yüksek doğruluk ve düşük gürültü değerlerine sahip yüksek maliyetli ve ağırlıkta ölçüm sistemleri yerine, düşük boyut, ağırlık ve maliyet özelliklerine sahip MEMS sensör yapıları tercih edilmiştir. Kullanılabilecek olan MEMS sensör yapıları incelendiğinde durum değişkenlerinden Euler açılarının yalnızca diğer sensörler yardımıyla tahmin edilebildiği ve bu hesaplamaların kullanılan sensör gürültüsüne doğrudan bağlı olduğu sonucuna varılmıştır. Ek olarak dış ortamda

kullanılacak olan bir İHA için hız ve pozisyon durum değişkenlerinin ise yalnızca düşük yenileme frekansları ile elde edilebileceği gözlemlenmiştir. Yüksek yenileme frekansına sahip pozisyon ve hız çözümleri ile zamana bağlı kayma içermeyen tutum tahminlerinin elde edilebilmesi adına ANS/GNSS sensör füzyonu tasarımının yapılmasına karar verilmiştir. Bu kapsamda uçuş kontrol kart donanımında yer alan AÖB ve manyetometre sensörü kullanılarak ANS sistemi oluşturulmuş, ANS ve GNSS alıcıdan gelen pozisyon ve hız çözümleri GKF kullanılarak birleştirilmiştir. GKF ölçüm yapısına barometre sensöründen gelen yükseklik verileri eklenerek GNSS alıcının düşey pozisyon tahmininde üretmiş olduğu düşük çözünürlüklü verilerin tahmin yapısını etkilemesi engellenmiştir. Filtre sistem modelinde gimbal kilit durumunun oluşmaması amacıyla rotasyon ifadeleri dördey kullanılarak oluşturulmuştur. Bu durum sistem modelinin doğrusallıktan uzaklaşmasına sebep olmakta ve KF yerine GKF kullanımını zorunlu kılmaktadır. GKF yapısının oluşturulması amacıyla AÖB sensörleri ve İHA hareket modeli kullanılarak GKF tahmin bölümü oluşturulmuş; manyetometre barometre ve GNSS alıcı verileri GKF güncelleme bölümünde birleştirilmiştir. Oluşturulan tahminci sisteminde AÖB en yüksek veri frekansına sahip sensör olması sebebiyle tahmin yapısının temelini oluşturmakta, diğer sensörler ise AÖB sensör frekansının katlarında ve daha düşük frekanslarda birleştirilmektedir.

Tahminci ve kontrolcü yapılarının gerçekleşmesi amacıyla küçük İHA'larla uyumlu ve otonom uçuşu mümkün kılacak tüm sensör ve sensör bağlantılarını içeren uçuş kontrol kartı donanımı üretilmiştir. Kontrol ve tahminci yapıları uçuş kontrol kartı içerisinde yer alana mikrodenetleyici üzerinde C programlama dili entegre edilmiştir. Bu entegrasyona ilişkin yazılım başlangıç düzenlemeleri ve yazılım akışına ilişkin tüm detaylar aktarılmıştır. Uçuş kontrol yazılımı gerçek zamanlı işletim sistemi üzerinde kurgulanmış, tahminci ve kontrolcü yapıları ile uçuş güvenliği ve sistem gereksinimlerini sağlayan tüm alt yazılımlar gerçek zamanlı sistem görev yapısı ile oluşturulmuştur. Tahminci ve kontrolcü tasarımlarının ayrık zamanlı yapıları, sabit ve belirli frekanslarda çalışmalarını gerektirmekte, bu da gerçek zamanlı işletim sisteminin görev seçimlerinin uygun zamanda yapılmasını zorunlu kılmaktadır. Görev geçiş yapısı için ikili semafor yapısı ve zamanlayıcı kesme yapısı kullanılmış, uçuş testleri öncesi sistemin belirlenen frekanslarda çalıştığı test edilmiştir.

Saha testleri öncesinde tasarlanan kontrol sisteminin yapısının doğrulanması amacıyla benzetim çalışmaları yapılmıştır. Kontrol benzetim çalışmalarında Matlab/Simulink ortamında İHA matematik modeli oluşturulmuş, bu model ardışık P/PID kontrol yapıları kullanılarak kontrol edilmiştir. Kontrolcü benzetim çalışmalarında geri besleme sinyali ideal olarak kullanılmış ve bozucu etkiler ihmal edilmiştir. İdeal ortamda yapılan çalışmalar sonucunda tasarlanan kontrol yapısının İHA'nın durum değişkenlerini istenilen oturma zamanı ve aşımalar ile kontrol edebildiği

gözlemlenmiştir. Matlab/Simulink benzetim ortamının İHA üzerinde yer alan sensör modellerini içermemesi sebebiyle tahminci benzetimi Matlab içerisinde yer alan sensör füzyonu paketi ile tamamlanmıştır. Paket içerisinde yer alan hazır uçuş verisi ve uçuş verisini kullanarak gürültü parametreleri ayarlanabilir veri üretimi sağlayan sanal sensör yapısı kullanılmıştır. Uçuş kontrol sisteminde kurgulanan sistem yapısının birebir kurgulandığı benzetim çalışmasında sensör yapıları ve GKF gürültü parametreleri uçuş kontrol kartında yer alan sensör gürültüleri ile başlatılmıştır. Benzetim sonuçlarına göre önerilen tahminci yapısının İHA kontrolünü mümkün kılan doğrulukta ve frekansta tahminde bulunduğu sonuca varılmıştır. Sensörlerin ayrı ayrı kullanıldığı duruma göre tutum tahmininde oluşacak kayma sorunun ortadan kalktığı, diğer durum değişkenlerine ait ölçümlerin doğruluklarının arttığı gözlemlenmiştir.

Benzetim çalışmalarının ardından saha ortamında yapılan testler ile önerilen uçuş kontrol sisteminin yazılımı doğrulanmıştır. Test çalışmalarında uçuş kontrol sisteminin basamak durum hedefleri karşısındaki performansı ve tahminci performansı yapılarının incelenmiştir. Uçuş kontrol sistemi kontrolcü yapılarına ilişkin katsayılar deneysel olarak test sırasında belirlenmiş olup iç döngüler için düşük oturma zamanı, dış döngüler için ise düşük yüzde aşım performans kriteri olarak esas alınmıştır. Saha testleri GKF sensör füzyonu yardımıyla elde edilen geri besleme sinyalleri kullanılarak gerçekleştirilmiştir. GKF gürültü parametreleri sensör veri föylerinde yer alan veriler ve benzetim ortamında kullanılan değerler kullanılarak seçilmiştir. GKF tahmin yapısı performans testleri için herhangi bir referans sistem kullanılmamış olup, İHA kontrolünün performansının dolaylı olarak tahminci performansını da doğruladığı varsayılmıştır. Saha testleri İHA'nın uçuş kontrol yazılımının tam kontrol ve otonom uçuş yeteneğini ile kazandırılan diğer alt sistem yeteneklerini doğrulamıştır.

Tez çalışmasında bütüncül bir yaklaşımla sunulan kontrol ve tahminci yapısı, hedeflenen tam kontrol ve otonom uçuş kriterleri başarılı olarak sağlasa da genel sistem performansını arttıracak ve hataları azaltacak çalışmaların yapılması gerektiği ortadadır. İç kontrolcüler sistem kararlılığı ve tam kontrol için yeterli olsa da İHA'nın kontrolünü düşük seviyelerde salınım yaparak sağlamaktadır. Test İHA'sına ait matematiksel modelinin parametrelerinin elde edilip doğrulanmaması, modele dayalı kontrol katsayıların seçimini engellemektedir. İlerleyen çalışmalarda model parametrelerinin hesaplanarak doğrulanması, doğrusal olmayan veya akıllı kontrolcü yapıların kullanılarak sistem kontrol performansının iyileştirilmesi önerilmektedir.

Kontrol performansını etkileyen diğer temel unsur ise tahminci yapısıdır. Düşük doğruluk ve maliyete sahip olan sensörlere ilişkin gürültü parametreleri sensör üreticileri tarafından temin edilmemekte, bu durum da tahminci yapısının

performansını düşürmektedir. İlerleyen çalışmalarda mevcut sensör gürültülerinin tahmini ve hesaplanmasının veya gürültü parametreleri belirli sensör yapıları kullanılması tahminci performansını arttıracaktır. Ek olarak GKF yapısı ile Kokusuz Kalman Filtresi veya Parçacık filtre yapısı kullanılarak tahmin performansında artış sağlanabilir.

İHA'nın sergilemesi gereken en önemli özelliklerden biri de otonom uçuş yeteneğidir. Bu yetenek sıklıkla otonom rota takibi ile ilişkilendirilir. Tasarlanan kontrol sistemi ile yalnızca nokta rota takibi yapılabilir nitelikte olup, literatürde yer alan rota takip algoritmalarının yazılıma entegrasyonu ile konum ve hız kontrolcü hedeflerinin oluşturulması rota takip performansında artış sağlayabilir.



- [1] S. Niku, *Introduction to Robotics : Analysis, Control, Applications*. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, Inc, 2020, ISBN: 9781119527602.
- [2] Ohio University, *5 Industries Utilizing Robotics*. [Online]. Available: <https://onlinemasters.ohio.edu/blog/5-industries-utilizing-robotics/>.
- [3] US Department of Defense, *Department of Defense Dictionary of Military and Associated Terms (As Ammended Through 31 August 2005)*, 12th April 2001. 2001, vol. 2001, p. 442, ISBN: 0941375102.
- [4] C. A. F. Ezequiel, M. Cua, N. C. Libatique, G. L. Tangonan, R. Alampay, R. T. Labuguen, C. M. Favila, J. L. E. Honrado, V. Canos, C. Devaney, A. B. Loreto, J. Bacusmo, B. Palma, "UAV aerial imaging applications for post-disaster assessment, environmental management and infrastructure development," in *2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems, ICUAS 2014 - Conference Proceedings*, IEEE Computer Society, 2014, pp. 274–283, ISBN: 9781479923762. DOI: 10.1109/ICUAS.2014.6842266.
- [5] A. M. Samad, N. Kamarulzaman, M. A. Hamdani, T. A. Mastor, K. A. Hashim, "The potential of Unmanned Aerial Vehicle (UAV) for civilian and mapping application," in *Proceedings - 2013 IEEE 3rd International Conference on System Engineering and Technology, ICSET 2013*, 2013, pp. 313–318, ISBN: 9781479910304. DOI: 10.1109/ICSEngT.2013.6650191.
- [6] A. H. Göktoğan, S. Sukkarieh, M. Bryson, J. Randle, T. Lupton, C. Hung, "A Rotary-wing unmanned air vehicle for aquatic weed surveillance and management," *Journal of Intelligent and Robotic Systems: Theory and Applications*, vol. 57, no. 1-4, pp. 467–484, Sep. 2010, ISSN: 09210296. DOI: 10.1007/s10846-009-9371-5. [Online]. Available: <https://link.springer.com/article/10.1007/s10846-009-9371-5>.
- [7] F. Heintz, P. Rudol, P. Doherty, "From images to traffic behavior - A UAV tracking and monitoring application," in *FUSION 2007 - 2007 10th International Conference on Information Fusion*, 2007, ISBN: 0662478304. DOI: 10.1109/ICIF.2007.4408103.
- [8] A. M. Jensen, Y. Q. Chen, M. McKee, T. Hardy, S. L. Barfuss, "AggieAir A low-cost autonomous multispectral remote sensing platform: New developments and applications," in *International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS)*, vol. 4, 2009, ISBN: 9781424433957. DOI: 10.1109/IGARSS.2009.5417547.

- [9] M. Stampa, A. Sutorma, U. Jahn, F. Willich, S. Pratzler-Wanczura, J. Thiem, C. Rohrig, C. Wolff, "A Scenario for a Multi-UAV Mapping and Surveillance System in Emergency Response Applications," *IDAACS-SWS 2020 - 5th IEEE International Symposium on Smart and Wireless Systems within the International Conferences on Intelligent Data Acquisition and Advanced Computing Systems, Proceedings*, 2020. DOI: 10.1109/IDAACS-SWS50031.2020.9297053.
- [10] M. Aghaei, A. Dolara, S. Leva, F. Grimaccia, "Image resolution and defects detection in PV inspection by unmanned technologies," in *IEEE Power and Energy Society General Meeting*, vol. 2016-Novem, IEEE Computer Society, Nov. 2016, ISBN: 9781509041688. DOI: 10.1109/PESGM.2016.7741605.
- [11] S. Baur, M. Hader, *Cargo Drones: The Urban Parcel Delivery Network of Tomorrow*. [Online]. Available: <https://www.rolandberger.com/en/Insights/Publications/Cargo-drones-The-urban-parcel-delivery-network-of-tomorrow.html>.
- [12] DJI, *DJI Mavic Pro*. [Online]. Available: https://www.dji.com/mavic-pro-platinum?site=brandsite&from=landing_page.
- [13] Sense Fly, *Ebee X Fixed Wing Drone*. [Online]. Available: <https://www.sensefly.com/drone/ebex-fixed-wing-drone/>.
- [14] ElevonX, *ElevonX VTOL Drone*. [Online]. Available: <https://www.elevonx.com/>.
- [15] H. Hou, J. Zhuang, H. Xia, G. Wang, D. Yu, "A simple controller of minisize quad-rotor vehicle," in *2010 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, ICMA 2010*, 2010, pp. 1701–1706, ISBN: 9781424451418. DOI: 10.1109/ICMA.2010.5588802.
- [16] E. Altuğ, J. P. Ostrowski, R. Mahony, "Control of a quadrotor helicopter using visual feedback," in *Proceedings - IEEE International Conference on Robotics and Automation*, vol. 1, IEEE, 2002, pp. 72–77, ISBN: 0-7803-7272-7. DOI: 10.1109/ROBOT.2002.1013341. [Online]. Available: <http://ieeexplore.ieee.org/document/1013341/>.
- [17] S. Bouabdallah, A. Noth, R. Siegwart, "PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro Quadrotor," in *2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, vol. 3, 2004, pp. 2451–2456, ISBN: 0780384636. DOI: 10.1109/iros.2004.1389776.
- [18] S. Bouabdallah, "Design and Control of Quadrotors With Application To Autonomous Flying," Ph.D. dissertation, Ecole Polytechnique Federale De Lausanne, 2007, ISBN: 9788580010695. [Online]. Available: https://infoscience.epfl.ch/record/95939/files/EPFL_TH3727.pdf.
- [19] H. Huang, G. M. Hoffmann, S. L. Waslander, C. J. Tomlin, "Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive maneuvering," *Proceedings - IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp. 3277–3282, 2009, ISSN: 10504729. DOI: 10.1109/ROBOT.2009.5152561.
- [20] J. M. Goodman, J. Kim, S. A. Gadsden, S. A. Wilkerson, "System and mathematical modeling of quadrotor dynamics," *Unmanned Systems Technology XVII*, vol. 9468, 94680R, May 2015, ISSN: 1996756X. DOI: 10.1117/12.2185196.

- [21] V. E. Omurlu, A. Sagirli, E. Haskoy, "Nonlinear state-space representations of a quadrotor through bond-graph technique," in *Proceedings of the 2012 24th Chinese Control and Decision Conference, CCDC 2012*, 2012, pp. 620–627, ISBN: 9781457720727. DOI: 10.1109/CCDC.2012.6244095.
- [22] A. L. Salih, M. Moghavvemi, H. A. F. Mohamed, K. S. Gaeid, "Modelling and PID controller design for a quadrotor unmanned air vehicle," in *2010 IEEE International Conference on Automation, Quality and Testing, Robotics (AQTR)*, IEEE, May 2010, pp. 1–5, ISBN: 978-1-4244-6724-2. DOI: 10.1109/AQTR.2010.5520914. [Online]. Available: <http://ieeexplore.ieee.org/document/5520914/>.
- [23] Q. Jiao, J. Liu, Y. Zhang, W. Lian, "Analysis and design the controller for quadrotors based on PID control method," *Proceedings - 2018 33rd Youth Academic Annual Conference of Chinese Association of Automation, YAC 2018*, pp. 88–92, Jul. 2018. DOI: 10.1109/YAC.2018.8406352.
- [24] J. Li, Y. Li, "Dynamic analysis and PID control for a quadrotor," in *2011 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, ICMA 2011*, 2011, pp. 573–578, ISBN: 9781424481149. DOI: 10.1109/ICMA.2011.5985724.
- [25] I. Sadeghzadeh, A. Mehta, Y. Zhang, "Fault tolerant control of a quadrotor helicopter using Model Reference Adaptive Control," in *Proceedings of the ASME Design Engineering Technical Conference*, vol. 3, American Society of Mechanical Engineers Digital Collection, Jun. 2011, pp. 997–1004, ISBN: 9780791854808. DOI: 10.1115/DETC2011-48755.
- [26] Ardupilot, *Open Source Drone Software. Versatile, Trusted, Open. ArduPilot*. [Online]. Available: <https://ardupilot.org/> (visited on 05/18/2021).
- [27] Pixhawk, *Pixhawk | The hardware standard for open-source autopilots*. [Online]. Available: <https://pixhawk.org/> (visited on 05/18/2021).
- [28] I. D. Cowling, O. A. Yakimenko, J. F. Whidborne, A. K. Cooke, "A prototype of an autonomous controller for a quadrotor UAV," in *2007 European Control Conference, ECC 2007*, Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2007, pp. 4001–4008, ISBN: 9783952417386. DOI: 10.23919/ecc.2007.7068316.
- [29] E. Reyes-Valeria, R. Enriquez-Caldera, S. Camacho-Lara, J. Guichard, "LQR control for a quadrotor using unit quaternions: Modeling and simulation," in *23rd International Conference on Electronics, Communications and Computing, CONIELECOMP 2013*, 2013, pp. 172–178, ISBN: 9781467361545. DOI: 10.1109/CONIELECOMP.2013.6525781.
- [30] T. L. Wong, R. R. Khan, D. Lee, "Model linearization and Hinf, controller design for a quadrotor unmanned air vehicle: Simulation study," in *2014 13th International Conference on Control Automation Robotics and Vision, ICARCV 2014*, Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2014, pp. 1490–1495, ISBN: 9781479951994. DOI: 10.1109/ICARCV.2014.7064536.
- [31] L. Besnard, Y. B. Shtessel, B. Landrum, "Quadrotor vehicle control via sliding mode controller driven by sliding mode disturbance observer," *Journal of the Franklin Institute*, vol. 349, no. 2, pp. 658–684, Mar. 2012, ISSN: 0016-0032. DOI: 10.1016/J.JFRANKLIN.2011.06.031.

- [32] S. Bouabdallah, R. Siegwart, "Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro Quadrotor," in *Proceedings - IEEE International Conference on Robotics and Automation*, vol. 2005, 2005, pp. 2247–2252, ISBN: 078038914X. DOI: 10.1109/ROBOT.2005.1570447.
- [33] R. Xu, Ü. Özgüner, "Sliding mode control of a quadrotor helicopter," in *Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control*, Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2006, pp. 4957–4962, ISBN: 1424401712. DOI: 10.1109/cdc.2006.377588.
- [34] S. Zeghlache, D. Saigaa, K. Kara, A. Harrag, A. Bouguerra, "Fuzzy Sliding Mode Control with Chattering Elimination for a Quadrotor Helicopter in Vertical Flight," *Lecture Notes in Computer Science (including subseries Lecture Notes in Artificial Intelligence and Lecture Notes in Bioinformatics)*, vol. 7208 LNAI, no. PART 1, pp. 125–136, 2012. DOI: 10.1007/978-3-642-28942-2_12. [Online]. Available: https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-3-642-28942-2_12.
- [35] D. Matouk, O. Gherouat, F. Abdessemed, A. Hassam, "Quadrotor position and attitude control via backstepping approach," *Proceedings of 2016 8th International Conference on Modelling, Identification and Control, ICMIC 2016*, pp. 73–79, Jan. 2017. DOI: 10.1109/ICMIC.2016.7804228.
- [36] Z. T. Dydek, A. M. Annaswamy, E. Lavretsky, "Adaptive control of quadrotor UAVs: A design trade study with flight evaluations," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 21, no. 4, pp. 1400–1406, 2013. DOI: 10.1109/TCST.2012.2200104.
- [37] M. Santos, V. López, F. Morata, "Intelligent fuzzy controller of a quadrotor," *Proceedings of 2010 IEEE International Conference on Intelligent Systems and Knowledge Engineering, ISKE 2010*, pp. 141–146, 2010. DOI: 10.1109/ISKE.2010.5680812.
- [38] J. Gomez-Avila, C. Lopez-Franco, A. Y. Alanis, N. Arana-Daniel, "Control of Quadrotor using a Neural Network based PID," *2018 IEEE Latin American Conference on Computational Intelligence, LA-CCI 2018*, Jan. 2019. DOI: 10.1109/LA-CCI.2018.8625222.
- [39] VectorNav, "Inertial Navigation Primer - VectorNav," Tech. Rep., 2020. [Online]. Available: <https://www.vectornav.com/resources/inertial-navigation-primer>.
- [40] R. G. Valenti, I. Dryanovski, J. Xiao, "Keeping a good attitude: A quaternion-based orientation filter for IMUs and MARGs," *Sensors (Switzerland)*, vol. 15, no. 8, pp. 19302–19330, Aug. 2015, ISSN: 14248220. DOI: 10.3390/s150819302. [Online]. Available: <https://www.mdpi.com/1424-8220/15/8/19302/htm%20https://www.mdpi.com/1424-8220/15/8/19302>.
- [41] R. E. Kalman, "A new approach to linear filtering and prediction problems," *Journal of Fluids Engineering, Transactions of the ASME*, vol. 82, no. 1, pp. 35–45, Mar. 1960, ISSN: 1528901X. DOI: 10.1115/1.3662552.

- [42] H. Q. Ngo, T. P. Nguyen, V. N. Huynh, T. S. Le, C. T. Nguyen, “Experimental comparison of Complementary filter and Kalman filter design for low-cost sensor in quadcopter,” in *Proceedings - 2017 International Conference on System Science and Engineering, ICSSE 2017*, Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., Sep. 2017, pp. 488–493, ISBN: 9781538634226. DOI: 10.1109/ICSSE.2017.8030922.
- [43] S. O. Madgwick, A. J. Harrison, R. Vaidyanathan, “Estimation of IMU and MARG orientation using a gradient descent algorithm,” *IEEE International Conference on Rehabilitation Robotics*, p. 32, 2011, ISSN: 19457898. DOI: 10.1109/ICORR.2011.5975346. [Online]. Available: http://sharenet-wii-motion-trac.googlecode.com/files/An_efficient_orientation_filter_for_inertial_and_inertialmagnetic_sensor_arrays.pdf.
- [44] S. Lynen, M. W. Achtelik, S. Weiss, M. Chli, R. Siegwart, “A robust and modular multi-sensor fusion approach applied to MAV navigation,” in *IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2013, pp. 3923–3929, ISBN: 9781467363587. DOI: 10.1109/IRROS.2013.6696917.
- [45] M. St-Pierre, D. Gingras, “Comparison between the unscented Kalman filter and the extended Kalman filter for the position estimation module of an integrated navigation information system,” in *IEEE Intelligent Vehicles Symposium, Proceedings*, 2004, pp. 831–835. DOI: 10.1109/ivs.2004.1336492.
- [46] T. P. Van, T. N. Van, D. A. Nguyen, T. C. Duc, T. T. Duc, “15-State Extended Kalman Filter Design for INS/GPS Navigation System,” *Journal of Automation and Control Engineering*, vol. 3, no. 2, pp. 109–114, 2015, ISSN: 23013702. DOI: 10.12720/joace.3.2.109-114.
- [47] Wikipedia, *Euler Angles*. [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Euler_angles.
- [48] J. Kuipers, *Quaternions and Rotation Sequences : A Primer with Applications to Orbits, Aerospace, and Virtual Reality*. Princeton, N.J: Princeton University Press, 1999, ISBN: 0691102988.
- [49] F. SABATINO, “Quadrotor control: modeling, nonlinear control design, and simulation,” Master of Science Thesis, KTH Royal Institute of Technology, 2015.
- [50] R. C. Dorf, R. H. Bishop, *Modern Control Systems*, 13th Editi. Pearson, 2017.
- [51] Y. Gürler, “Çok Rotorlu İha Sistemleri İçin Gömülü Uçuş Kontrol Ve Benzetim Yazılımı Geliştirilmesi,” Yüksek Lisans Tezi, Marmara Üniversitesi, 2019.
- [52] G. F. Franklin, M. L. Workman, D. Powell, *Digital Control of Dynamic Systems*, 3rd. USA: Addison-Wesley Longman Publishing Co., Inc., 1997, ISBN: 0201820544.
- [53] G. H. Elkaim, F. A. P. Lie, D. Gebre-Egziabher, “Principles of guidance, navigation, and control of UAVs,” in *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*, Springer Netherlands, Aug. 2014, pp. 347–380. DOI: 10.1007/978-90-481-9707-1_56. [Online]. Available: https://doi.org/10.1007/978-90-481-9707-1_56.
- [54] J. Everaerts, “The Use of Unmanned Aerial Vehicles (UAVS) For Remote Sensing and Mapping,” [Online]. Available: www.aerobel.be.

- [55] M. El-Diasty, S. Pagiatakis, "A Rigorous Temperature-Dependent Stochastic Modelling and Testing for MEMS-Based Inertial Sensor Errors," *Sensors* 2009, Vol. 9, Pages 8473-8489, vol. 9, no. 11, pp. 8473–8489, Oct. 2009, ISSN: 14248220. DOI: 10.3390/S91108473. [Online]. Available: <https://www.mdpi.com/1424-8220/9/11/8473/htm%20https://www.mdpi.com/1424-8220/9/11/8473>.
- [56] R. D. Christ, R. L. Wernli, "The roV manual: A user guide for remotely operated vehicles: Second edition," *The ROV Manual: A User Guide for Remotely Operated Vehicles: Second Edition*, pp. 1–679, Oct. 2013. DOI: 10.1016/C2011-0-07796-7.
- [57] *Estimate pose from marg and gps data - matlab*. [Online]. Available: <https://www.mathworks.com/help/fusion/ref/insfiltermarg.html>.
- [58] *Stm32f407vg - stmicroelectronics*. [Online]. Available: <https://www.st.com/en/microcontrollers-microprocessors/stm32f407vg.html>.
- [59] STMicroelectronics, *Parameters and calibration of a low-g 3-axis accelerometer (AN4508)*, 2014. [Online]. Available: https://www.st.com/resource/en/application_note/an4508-parameters-and-calibration-of-a-lowg-3axis-accelerometer-stmicroelectronics.pdf (visited on 01/17/2022).
- [60] T. Ozyagcilar, "Calibrating an eCompass in the presence of hard and soft-iron interference," *Freescale Semiconductor Ltd*, pp. 1–17, 2012. [Online]. Available: http://www.freescale.com/files/sensors/doc/app_note/AN4246.pdf.

Konferans Bildirisi

1. V. E. Ömürlü and B. Gurkan, "STM32F407VG Microprocessor Based Flight Controller Design Experimented on a Quadrotor," 2019 6th International Conference on Electrical and Electronics Engineering (ICEEE), 2019, pp. 302-306, doi: 10.1109/ICEEE2019.2019.00065.

