

**ÖZ AYARLAMALI BULANIK PID DENETİMLİ
DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACIYLA
OTONOM GÜZERGAH VE NESNE TAKİBİ**

**2017
DOKTORA TEZİ
ELEKTRİK-ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ**

Batıkan Erdem DEMİR

**ÖZ AYARLAMALI BULANIK PID DENETİMLİ DÖRT ROTORLU
İNSANSIZ HAVA ARACIYLA OTONOM GÜZERGAH VE NESNE TAKİBİ**

Batıkan Erdem DEMİR

Karabük Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalında

Doktora Tezi

Olarak Hazırlanmıştır

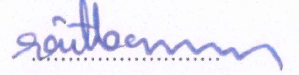
KARABÜK

Ekim 2017

Batikan Erdem DEMİR tarafından hazırlanan “ÖZ AYARLAMALI BULANIK PID DENETİMLİ DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACIYLA OTONOM GÜZERGAH VE NESNE TAKİBİ” başlıklı bu tezin Doktora Tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

Prof. Dr. Raif BAYIR

Tez Danışmanı, Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı

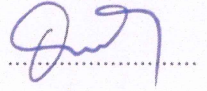


Bu çalışma, jürimiz tarafından oy birliği ile Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalında Doktora tezi olarak kabul edilmiştir. 06/10/2017

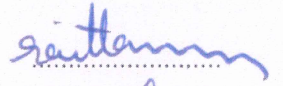
Ünvanı, Adı SOYADI (Kurumu)

İmzası

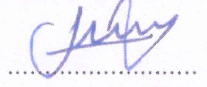
Başkan : Doç. Dr. Mustafa AKTAŞ (KBÜ)



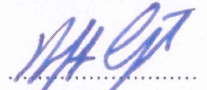
Üye : Prof. Dr. Raif BAYIR (KBÜ)



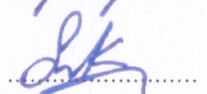
Üye : Yrd. Doç. Dr. Fecir DURAN (GÜ)



Üye : Yrd. Doç. Dr. Rıfat HACIOĞLU (BEÜ)



Üye : Yrd. Doç. Dr. Seda KARADENİZ KARTAL (BEÜ)

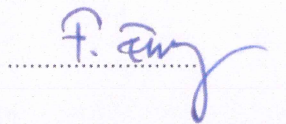


...../...../2017

KBÜ Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu, bu tez ile, Doktora derecesini onamıştır.

Prof. Dr. Filiz ERSÖZ

Fen Bilimleri Enstitüsü Müdür V.





“Bu tezdeki tüm bilgilerin akademik kurallara ve etik ilkelere uygun olarak elde edildiğini ve sunulduğunu; ayrıca bu kuralların ve ilkelerin gerektirdiği şekilde, bu çalışmadan kaynaklanmayan bütün atıfları yaptığımı beyan ederim.”

Batıkan Erdem DEMİR

ÖZET

Doktora Tezi

ÖZ AYARLAMALI BULANIK PID DENETİMLİ DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACIYLA OTONOM GÜZERGAH VE NESNE TAKİBİ

Batıkan Erdem DEMİR

Karabük Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı:

Prof. Dr. Raif BAYIR

Ekim 2017, 126 sayfa

Bu tez çalışmasında, dört rotorlu insansız hava aracı (DRİHA) ile bir referans güzergahın ve bir nesnenin otonom takibi öz ayarlamalı bulanık PID denetleyici ile gerçek zamanlı olarak yapılmaktadır. Çalışmada, üzerinde kablosuz haberleşme, kamera ve uçuş için gerekli olan algılayıcı donanımlarına sahip AR.Drone dört rotorlu hava aracı kullanılmaktadır. Bu DRİHA ile bilgisayar arasında kablosuz bağlantı kurulabilmektedir. Bu bağlantı sayesinde istemci konumundaki bilgisayar ile sunucu konumundaki hava aracı arasında çift taraflı veri iletimi yapılabilmektedir. Güzergah ve nesne takibi için geliştirilen MATLAB/Simulink modellerine aktarılan veriler ile dört rotorlu hava aracının denetimi sağlanmaktadır. DRİHA denetiminde PID denetleyici ve PID denetleyicinin kazançlarını ayarlama bir bulanık mantık denetleyicisi kullanılmaktadır. Önerilen kontrol yöntemi ile klasik PID denetim yönteminin karşılaştırıldığı kapalı ortamda yapılan güzergah takibi uygulamaları neticesinde, önerilen yöntem daha az hatayla referans güzergahı takip etmektedir. Açık

ortamda yapılan güzergah takibinde aracın uygun hava koşullarında otonom olarak uçuş yapabilmesi için hava metreli zeki yer istasyonundan yararlanılmaktadır. Sistem hava koşullarına bağlı otonom uçuş gerçekleştirilebilmektedir. Ayrıca hareketli bir nesnenin renk tabanlı görüntü işlemeyle takibi yapılabilmektedir. Önerilen kontrol yönteminin hava aracının denetiminde gerçek zamanlı olarak kullanılması ve hava koşulu bilgisinin otonom uçuş sürecinin içerisine dahil edilmesi, bu çalışmanın özgünlüğüdür.

Anahtar Sözcükler : Dört rotorlu insansız hava aracı, PID, bulanık mantık, öz ayarlama, otonom uçuş, güzergah takibi, nesne takibi.

Bilim Kodu : 905.1.084

ABSTRACT

Ph. D. Thesis

AUTONOMOUS TRAJECTORY AND OBJECT TRACKING WITH SELF TUNING FUZZY PID CONTROLLED QUADROTOR UNMANNED AERIAL VEHICLE

**Karabük University
Graduate School Natural and Applied Sciences
Department of Electrical-Electronics Engineering**

**Thesis Advisor:
Prof. Dr. Raif BAYIR
October 2017, 126 pages**

In this thesis, real-time autonomous tracking of a reference trajectory and an object by a quadrotor unmanned aerial vehicle (QUAV) is performed by using self-tuning fuzzy PID controller. AR.Drone, a quadrotor aerial vehicle, is used in the study equipped with wireless communication, camera and sensors required for the flight. Wireless communication is established between the QUAV (server) and the computer (client) which enables a bidirectional data transmission. QUAV is controlled by the data transferred to MATLAB/Simulink models developed for trajectory and object tracking. QUAV is controlled by PID, and the gains of the PID controller is tuned by a fuzzy logic controller. Closed environment tests of trajectory tracking showed that the proposed method tracks the reference trajectory with less error compared to the classical PID controlled method. In trajectory tracking tests performed in open environment, the air metered intelligent earth station is used to allow the vehicle to autonomously fly in favorable weather conditions. Depending on the weather conditions, system is able to perform autonomous flight. Besides, color based image

processing is used for tracking a moving object. The originality of this work is that the proposed control method is used real-time in the control of the air vehicle and the weather condition data is included to the flight process.

Key Word : Quadrotor, PID, fuzzy logic, self-tuning, trajectory tracking, object tracking.

Science Code : 905.1.084



TEŞEKKÜR

Bu tez çalışmasının planlanmasında, araştırılmasında, yürütülmesinde ve oluşumunda ilgi ve desteğini esirgemeyen, engin bilgi ve tecrübelerinden yararlandığım, yönlendirme ve bilgilendirmeleriyle çalışmamı bilimsel temeller ışığında şekillendiren sayın hocam Prof. Dr. Raif BAYIR'a sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Deneysel çalışmalar sırasında yardımlarını esirgemeyen sayın hocam Yrd. Doç. Dr. Fecir DURAN ve kıymetli eşim Öğr. Gör. Dr. Funda DEMİR'e teşekkürü bir borç bilirim. Moral ve motivasyon kaynağım olan oğlum Ali Mert DEMİR ile sevgili aileme bu süreçte yanımda oldukları için tüm kalbimle teşekkür ederim.

Doktora tez çalışmamı, KBÜ-BAP-13/2-DR-008 numaralı proje kapsamında destekleyen Karabük Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Koordinatörlüğü'ne teşekkürlerimi sunarım.

İÇİNDEKİLER

Sayfa

KABUL	ii
ÖZET.....	iv
ABSTRACT.....	vi
TEŞEKKÜR.....	viii
İÇİNDEKİLER	ix
ŞEKİLLERİN DİZİNİ	xii
ÇİZELGELERİN DİZİNİ	xv
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	xvi
BÖLÜM 1	1
GİRİŞ	1
BÖLÜM 2	4
LİTERATÜR TARAMASI.....	4
BÖLÜM 3	17
DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI.....	17
3.1. DÖRT ROTORLU HAVA ARACININ YAPISI	17
3.2. DÖRT ROTORLU HAVA ARACININ MATEMATİKSEL MODELİ	19
3.2.1. Kinematik Model	19
3.2.2. Dinamik Model	21
3.2.3. Kontrol Modellemesi	27
BÖLÜM 4	29
DÖRT ROTORLU HAVA ARACININ DENETİMİNDE KULLANILAN KONTROL YÖNTEMLERİ.....	29
4.1. ORANSAL, İNTEGRAL VE TÜREVSEL KONTROL	29
4.2. BULANIK MANTIK İLE KONTROL.....	33
4.3. GERİ ADIMLAMALI KONTROL.....	41

Sayfa

4.4. KAYMA KİPLİ KONTROL.....	42
4.5. DOĞRUSAL KARESEL DÜZENLEYİCİ İLE KONTROL	44
4.6. ÖZ AYARLAMALI BULANIK PID KONTROL	45
4.7. GÖRÜNTÜ TABANLI GÖRSEL GERİ BESLEMELİ KONTROL	48
4.8. OTOPILOT SİSTEMLERİ	51
 BÖLÜM 5	 56
ÖZ AYARLAMALI BULANIK PID DENETİMLİ DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACIYLA OTONOM GÜZERGAH VE NESNE TAKİBİ	56
5.1. AR.DRONE DÖRT ROTORLU HAVA ARACI PLAFORMU	57
5.2. HAVA METRELİ ZEKİ YER İSTASYONU	61
5.3. VERİ HABERLEŞMESİ	65
5.4. HAVA ARACININ OTONOM GÜZERGAH TAKİBİ İÇİN ÖZ AYARLAMALI BULANIK PID DENETİMİ.....	67
5.4.1. PID Kazançlarının Ayarlanması İçin Geliştirilen Bulanık Mantık Denetleyici.....	70
5.4.2. Açık Ortamda Hava Koşullarına Bağlı Olarak Yapılan Otonom Güzergah Takibi İçin YSA İle Uçuş İzni Tahmini	79
5.5. HAVA ARACININ NESNE TAKİBİ İÇİN GÖRÜNTÜ TABANLI DENETİMİ.....	82
 BÖLÜM 6	 88
DENEYSEL ÇALIŞMALAR	88
6.1. OTONOM GÜZERGAH TAKİBİ UYGULAMALARI	88
6.1.1. Kapalı Ortamda Yapılan PID Kontrol Yöntemiyle Güzergah Takibi Uygulamaları	88
6.1.1.1. Eşkenar Güzergah Takibi PID Kontrol.....	89
6.1.1.2. Kare Güzergah Takibi PID Kontrol	90
6.1.1.3. Dairesel Güzergah Takibi PID Kontrol	91
6.1.2. Kapalı Ortamda Yapılan Öz Ayarlamalı Bulanık PID Kontrol Yöntemiyle Güzergah Takibi Uygulamaları	91
6.1.2.1. Eşkenar Güzergah Takibi Öz Ayarlamalı Bulanık PID Kontrol	92
6.1.2.2. Kare Güzergah Takibi Öz Ayarlamalı Bulanık PID Kontrol.....	92
6.1.2.3. Dairesel Güzergah Takibi Öz Ayarlamalı Bulanık PID Kontrol	93

Sayfa

6.1.3. Kapalı Ortamda Yapılan Güzergah Takibi Uygulamaları Denetleyici Performans Karşılaştırmaları	94
6.1.4. Açık Ortamda Yapılan Öz Ayarlamalı Bulanık PID Kontrol Yöntemiyle Hava Koşullarına Bağlı Olarak Güzergah Takibi Uygulamaları.....	97
6.2. OTONOM NESNE TAKİBİ UYGULAMALARI	102
6.2.1. Düz güzergah üzerinde hareketli ve seçili nesne takibi.....	104
6.2.2. Slalom güzergah üzerinde hareketli ve seçili nesne takibi	105
6.2.3. Rampa güzergah üzerinde hareketli ve seçili nesne takibi	107
BÖLÜM 7	109
SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME	109
KAYNAKLAR	111
EK AÇIKLAMALAR A. GELİŞTİRİLEN MATLAB/SİMULİNK MODELLERİ.....	119
ÖZGEÇMİŞ	126

ŞEKİLLERİN DİZİNİ

Sayfa

Şekil 2.1. Bothezat tarafından geliştirilen dört rotorlu hava aracı.	4
Şekil 2.2. Area Fifty-One Teknolojileri, DraganFly ve Keyence firmaları tarafından geliştirilen dört rotorlu insansız hava araçları.	5
Şekil 3.1. Dört rotorlu bir hava aracının temel hareketleri.	18
Şekil 3.2. Dört rotorlu hava aracının altı serbestlik dereceli modeli.	18
Şekil 3.3. Doğru akım motoru eşdeğer devresi.	26
Şekil 4.1. PID denetleyicili bir sistemin blok şeması.	31
Şekil 4.2. Bulanık mantık denetleyicinin genel yapısı.	33
Şekil 4.3. Farklı tipteki üyelik fonksiyonları.	34
Şekil 4.4. Giriş değerleri için yapılmış örnek bir bulanıklaştırma	36
Şekil 4.5. Örnek bir faz düzlemi yörüngesi ve sistem tepkisi.	36
Şekil 4.6. Mamdani'nin bulanık çıkarım yöntemi.	39
Şekil 4.7. Dört rotorlu hava aracının bulanık mantık ile kontrolünde kullanılan girişler ve çıkışlar.	40
Şekil 4.8. Durum geri beslemeli kontrol yapısı.	44
Şekil 4.9. Öz ayarlamalı bulanık PID kontrol algoritmasının yapısı.	46
Şekil 4.10. Görüntü tabanlı görsel geri beslemeli denetimin yapısı.	48
Şekil 4.11. Hedefin başlangıç ile istenen görüntüleri.	49
Şekil 4.12. Görüntü ve kamera ekseninin koordinat düzenlemesi.	49
Şekil 4.13. Otopilot sisteminin blok şeması.	52
Şekil 4.14. Açık kaynak kodlu otopilot kartları.	53
Şekil 4.15. Otopilot sistemlerinin yer istasyonlarındaki ekran arayüzleri.	54
Şekil 5.1. Otonom güzergah ve nesne takibi için kullanılan sistemin blok şeması. ..	56
Şekil 5.2. AR.Drone 2.0 açık alan ve kapalı alan üst gövde tasarımları.	57
Şekil 5.3. AR.Drone hava aracının navigasyon kartı.	60
Şekil 5.4. AR.Drone hava aracının anakartı.	60
Şekil 5.5. AR.Drone yazılım geliştirme donatısının mimari yapısı.	61
Şekil 5.6. Hava ölçüm kartı ve hava metre.	62
Şekil 5.7. Hava metreli zeki yer istasyonu veri haberleşmesi.	63

Şekil 5.8. İniş-kalkış platformu.	64
Şekil 5.9. Hava metreli zeki yer istasyonu sisteminin genel görünümü.	64
Şekil 5.10. Haberleşme akış şekli.	66
Şekil 5.11. AR.Drone 2.0'ın giriş ve çıkış verileri.	67
Şekil 5.12. AR.Drone'ın kontrol ve yönlendirme bileşenleri.	68
Şekil 5.13. Koordinat eksenleri ve açılar.	69
Şekil 5.14. Bulanık mantık denetleyici.	70
Şekil 5.15. Tüm giriş ve çıkışlar için üyelik fonksiyonları.	71
Şekil 5.16. Bulanık mantık denetleyicinin girişleri.	73
Şekil 5.17. Bulanık mantık denetleyicinin çıkış katsayıları ve öz ayarlamalı bulanık PID denetleyicinin çıkış verileri.	74
Şekil 5.18. X ekseninde yapılan boylamsal harekete ait denetleyici tepkisi.	75
Şekil 5.19. Denetleyicinin basamak tepkisi sonucu elde edilen yunuslama açısı (ϕ).	75
Şekil 5.20. Y ekseninde yapılan enlemsel harekete ait denetleyici tepkisi.	76
Şekil 5.21. Denetleyicinin basamak tepkisi sonucu elde edilen yuvarlanma açısı (θ).	76
Şekil 5.22. Z ekseninde yapılan yönelim hareketine ait denetleyici tepkisi.	77
Şekil 5.23. Denetleyicinin basamak tepkisi sonucu elde edilen sapma açısı oranı (ψ).	77
Şekil 5.24. Z ekseninde yapılan yükselme hareketine ait denetleyici tepkisi. ..	78
Şekil 5.25. Denetleyicinin basamak tepkisi sonucu elde edilen yükseklik oranı (h). ..	78
Şekil 5.26. Uçuş izni kestiriminde kullanılan yapay sinir ağının yapısı.	79
Şekil 5.27. Uçuş izni kestiriminde kullanılan yapay sinir ağının algoritması.	80
Şekil 5.28. Geliştirilen yapay sinir ağına ait hata grafiği.	81
Şekil 5.29. Geliştirilen görüntü işleme algoritması.	82
Şekil 5.30. Nesnenin alınan görüntüsü, bölütleme sonrası hesaplanan ikilik görüntüsü ve nesnenin seçili görüntüsü.	83
Şekil 5.31. Boylamsal hareketin kontrolü.	84
Şekil 5.32. Renkli hedefe göre hava aracının mevcut ve istenen konumları.	86
Şekil 5.33. Enlemsel hareketin kontrolü.	86
Şekil 5.34. Dikey hareketin kontrolü.	87
Şekil 6.1. Kapalı ortam deney platformu.	89
Şekil 6.2. Eşkenar güzergah takibi PID kontrol.	89

Sayfa

Şekil 6.3. Kare güzergah takibi PID kontrol.	90
Şekil 6.4. Dairesel güzergah takibi PID kontrol.	91
Şekil 6.5. Eşkenar güzergah takibi öz ayarlamalı bulanık PID kontrol.	92
Şekil 6.6. Kare güzergah takibi öz ayarlamalı bulanık PID kontrol.	93
Şekil 6.7. Dairesel güzergah takibi öz ayarlamalı bulanık PID kontrol.	94
Şekil 6.8. Eşkenar güzergah takibi performans karşılaştırma grafiği.	95
Şekil 6.9. Kare güzergah takibi performans karşılaştırma grafiği.	95
Şekil 6.10. Kare güzergah takibi performans karşılaştırma grafiği.	96
Şekil 6.11. Açık ortamda hava koşullarının uçuşa uygun olduğu durumda yapılan uçuş verilerine ait hareket grafikleri.	99
Şekil 6.12. Uçuş sırasında kamera aracılığıyla elde edilen görüntüler.	100
Şekil 6.13. Açık ortamda hava koşullarının uçuşa uygun olmadığı durumda yapılan uçuş verilerine ait hareket grafikleri.	102
Şekil 6.14. Otonom hareketli ve seçili nesne takibi deneylerinde kullanılan güzergahların temsili resimleri.	103
Şekil 6.15. Hava aracı ve kara aracının uçuş öncesi test platformu üzerine yerleşimi.	103
Şekil 6.16. Düz güzergah üzerinde yapılan hareketli ve seçili nesne takibine ait fotoğraflar.	104
Şekil 6.17. Düz güzergah üzerinde yapılan hareketli ve seçili nesne takibine ait grafiksel veriler.	105
Şekil 6.18. Slalom güzergah üzerinde yapılan hareketli ve seçili nesne takibine ait fotoğraflar.	106
Şekil 6.19. Slalom güzergah üzerinde yapılan hareketli ve seçili nesne takibine ait grafiksel veriler.	106
Şekil 6.20. Rampa güzergah üzerinde yapılan hareketli ve seçili nesne takibine ait fotoğraflar.	107
Şekil 6.21. Rampa güzergah üzerinde yapılan hareketli ve seçili nesne takibine ait grafiksel veriler.	108
Şekil Ek A.1. Güzergah ve nesne takibi için geliştirilen MATLAB/Simulink modeli.	121
Şekil Ek A.2. İnsansız hava aracı ve yer istasyonuyla haberleşmeyi sağlayan blok.	122
Şekil Ek A.3. Yapay sinir ağı kullanılan iniş-kalkış kontrol bloğu.	123
Şekil Ek A.4. Güzergah planlamasında kullanılan blok.	124
Şekil Ek A.5. Öz ayarlamalı bulanık PID denetleyici bloğu.	125

ÇİZELGELERİN DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 4.1. Bağımsız P, I ve D ayarlama etkileri.	31
Çizelge 4.2. Örnek birleştirilmiş kural tablosu.	37
Çizelge 4.3. Otopilot sistemlerinde kullanılan temel elektronik donanımlar.....	54
Çizelge 5.1. AR.Drone 2.0 hava aracının fiziksel parametreleri.	58
Çizelge 5.2. k_p ve k_i kazançları için bulanık kurallar.....	72
Çizelge 5.3. k_d kazancı için bulanık kurallar.....	72
Çizelge 5.4. Yapay sinir ağının eğitiminde kullanılan veriler.	81
Çizelge 5.5. Yapay sinir ağının test edilmesinde kullanılan veriler.....	81
Çizelge 6.1. Performans karşılaştırma tablosu: Eşkenar güzergah.	96
Çizelge 6.2. Performans karşılaştırma tablosu: Kare güzergah.	96
Çizelge 6.3. Performans karşılaştırma tablosu: Dairesel güzergah.....	96

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

SİMGELER

θ	: yunuslama açısı
ϕ	: yuvarlanma açısı
ψ	: sapma açısı
Ω	: rotorun açısal hızı
C	: şarj oranı
cd	: kandela
g	: gram
GB	: gigabayt
GHz	: gigahertz
Hz	: hertz
$I_{x,y,z}$	: eksenel atalet
J_p	: görüntü Jacobian matrisini
k_p	: oransal katsayı
k_i	: integral katsayısı
k_d	: türevsel katsayısı
m	: metre
mAh	: miliamper-saat
mg	: miligram
MHz	: megahertz
mm	: milimetre
p	: piksel
Pa	: pascal
sn	: saniye
$T_{z,y,x}$	: eksenel dönüşüm matrisi
u	: pikselin yatay koordinat bileşeni
U_1	: dört rotorlu hava aracı gövdesine etki eden itme kuvvet

U_2	: yuvarlanma torkuna sebep olan kuvvet
U_3	: yunuslama torkuna sebep olan kuvvet
U_4	: sapma torkuna sebep olan kuvvet
v	: pikselin yatay koordinat bileşeni
V	: volt
W	: Watt

KISALTMALAR

AGF	: Alçak Geçiren Filtre
API	: Application Programming Interface (Açık Uygulama Programlama Arayüzü)
CMOS	: Complementary Metal Oxide Semiconductor (Bütünleyici Metal Oksit Yarı İletken)
CNC	: Computer Numerical Control (Bilgisayarlı Nümerik Kontrol)
DRİHA	: Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracı
DSP	: Digital Signal Processor (Sayısal İşaret İşlemci)
ESC	: Electronic Speed Controller (Elektronik Hız Denetleyicisi)
FIS	: Fuzzy Inference System (Bulanık Çıkarım Sistemi)
FPS	: Frame Per Second (Saniyedeki Kare Sayısı)
GPS	: Global Positioning System (Küresel Konumlama Sistemi)
HD	: High Definition (Yüksek Çözünürlüklü)
HSV	: Hue, Saturation, Value (Renk özü, Doygunluk, Parlaklık)
IBVS	: Image Based Visual Servoing (Görüntü Tabanlı Görsel Geri Beslemeli)
IEEE	: The Institute of Electrical and Electronics Engineers (Elektrik ve Elektronik Mühendisleri Enstitüsü)
IMU	: Inertial Measurement Unit (Ataletsel Ölçüm Birimi)
IP	: Internet Protocol (İnternet Protokolü)
İHA	: İnsansız Hava Aracı
LCD	: Liquid Crystal Display (Sıvı Kristal Ekran)
LQ	: Linear Quadratic (Doğrusal Karesel)
LQR	: Linear Quadratic Regulator (Doğrusal Karesel Düzenleyici)

MEMS	: Microelectromechanical Systems (Mikroelektromekanik Sistem)
MIPS	: Million Instructions Per Second (Saniyedeki Milyon Komut)
OpenCV	: Open Source Computer Vision (Açık Kaynak Bilgisayar Görmesi)
PD	: Proportional Derivative (Oransal Türevsel)
PI	: Proportional Integral (Oransal İntegral)
PID	: Proportional Integral Derivative (Oransal İntegral Türevsel)
PPM	: Pulse Position Modulation (Darbe Konum Modülasyonu)
QVGA	: Quarter Video Graphics Array (Çeyrek Video Grafikleri Dizilimi)
RC	: Radio Controlled (Radyo Kontrollü)
RGB	: Red, Green, Blue (Kırmızı, Yeşil, Mavi)
RPM	: Revolutions Per Minute (Dakikadaki Devir Sayısı)
SCI	: Science Citation Index (Bilimsel Alıntı İndeksi)
SDK	: Software Development Kit (Yazılım Geliştirme Donatısının)
STARMAC	: Stanford Testbed of Autonomous Rotorcraft for Multi-Agent Control (Otonom Rotorlu Hava Aracının Stanford Sınama Ortamındaki Çok Etmenli Kontrolü)
TCP	: Transmission Control Protocol (İletim Kontrol Protokolü)
TOBB	: Türkiye Odalar ve Borsalar Birliği
UDP	: User Datagram Protocol (Kullanıcı Veri Bloğu İletişim Kuralları)
USB	: Universal Serial Bus (Evrensel Seri Veriyolu)
VTOL	: Vertical Take-Off and Landing (Dikey Kalkış ve İniş)
Wi-Fi	: Wireless Fidelity (Kablosuz Bağlantı Alanı)
WLAN	: Wireless Local Area Network (Kablosuz Yerel Alan Ağı)

BÖLÜM 1

GİRİŞ

İnsansız araçlar en geniş anlamıyla içinde veya üzerinde görev gerektirmedikçe insan unsuru bulundurmayan, uzaktan ya da otonom olarak yönetilebilen ve önceden belirlenmiş görevleri icra eden kritik teknolojilerdir. Bu kritik teknolojilerden havada, karada, denizde ve denizaltında yararlanılmaktadır. Güvenlik önlemleri, uzay araştırmaları, bilimsel uygulamalar ve sebepleri çok çeşitli istek ve gereksinimler nedeniyle, ülkelerin insansız araçlara olan talebi teknolojiyle paralel olarak gün geçtikçe artmaktadır. Bu amaçla yapılan yatırımlar her yıl katlanarak yükselmekte ve elde edilen başarılar önemli üstünlükleri beraberinde getirmektedir. İnsansız araçlara olan talepte belki de en temel faktör, bu araçların insanların emniyetle gidip dönemeyecekleri her yere gönderilebiliyor olmasında yatmaktadır. İnsansız araçlara zeka faktörünün ilave edilmesi, bu araçlara otonom özellik kazandırmaktadır. Bu sayede, kendi gücüyle hareket edebilen, çevresinde meydana gelen değişimlere adapte olarak gözle görülebilir akıllılıkta tepki verebilen ve tüm karar verme faaliyetini kendi sistemi içerisinde yürütebilen bir araç ortaya çıkarılmış olmaktadır. Otonom araçların, çevresindeki değişimleri tespit edecek çok çeşitli algılayıcıları, tespit edilen değişimleri anlamlandırarak kullanacak bir kavrama metodu, karar vermek ve tepki göstermek için bir karar mekanizması, kararlarını eyleyicileri vasıtasıyla yürüteceği bir de kontrol stratejisi bulunmaktadır. Uygulama amaçlarına bağlı olarak insansız araçların kullanım alanları dört ana grupta toplanmaktadır [1]. Bunlar insansız hava araçları, insansız kara araçları, insansız deniz araçları ve insansız denizaltı araçlarıdır.

İnsansız hava araçları, uzaktan kumanda ile yönlendirilebilen, otonom olarak kendisini yönlendiren veya iki yönlendirme şeklini bir arada işleyebilen, faydalı yükler ana gövdesine yüklenip çıkarılabilen, görev sonu geri dönerek iniş yapabilen araçlardır [2]. Bir İHA'nın bileşenleri: Hava aracı, yer kontrol istasyonu ve veri terminalidir.

İHA'lardaki esas süreç, araçların uçurulması ve görüntü elde edilmesi kadar verilerin aktarımı, değerlendirilmesi ve ihtiyaçları karşılanması olarak da düşünülebilir. İHA'larda önemli bir diğer konu faydalı yük kavramıdır. Faydalı yük, İHA'nın çıplak gövdesinin taşıyabileceği görev sistemlerinin azami ağırlığıdır. Buna göre görüntüleme sistemi ve radar; füze ve bombalar; elektronik sinyal yakalayıcı ve karıştırıcı; uydu haberleşme sistemi gibi faydalı yüklerden bahsedilebilir [3].

İHA'ların kullanımın sağladığı çeşitli avantajlar vardır. Zayıf maliyetleri düşüktür. Gerek insan hayatı kaybı, gerek uçak kaybı açısından insanlı araçlara göre kesin bir üstünlük sahibidir. Fark edilebilme ve vurulma ihtimalleri daha düşüktür. İnsanlı araçlardaki gibi insana bağlı yorgunluk veya çalışma saati gibi sınırlara sahip değildirler.

İnsansız hava araçlarının en çok tercih edilen uygulamalarından biri, Quadroter olarak da bilinen DİRİHA'lardır. Quadroter, birbirinden bağımsız dört adet motora sahip, çok hızlı manevra yapabilen insansız hava araçlarına verilmiş genel isimdir. Dört rotorlu insansız hava araçlarının motor sayısı artırılarak elde edilmiş farklı formları mevcuttur. Altı motorlu heksakopter ve sekiz motorlu oktokopter bu insansız hava araçlarına örnek olarak verilebilir [4]. Dört rotorlu hava araçlarının ticari faaliyetler neticesinde erişilebilirlik durumlarındaki hızlı artış nedeniyle akademik çevrelerde, özellikle otonom bir hava aracı olarak kullanılabilmesi konusu önemli bir çalışma alanı haline gelmektedir. Dört rotorlu hava araçları alanında yapılan yayınların son yıllarda önemli ölçüde artış gösterdiği ve ülkelere göre dağılımda ülkemizin ilk 20 ülke arasında olduğu görülmektedir.

Bu tez çalışmasında, dört rotorlu bir insansız hava aracının otonom uçuşabilmesi için tasarlanan uçuş kontrol sistemi ve bu sistemin güzergah ile nesne takibi uygulamalarında gerçek zamanlı olarak kullanımı sunulmaktadır. Dikey olarak iniş-kalkış yapabilme, havada belirli bir konumda kalabilme, belirli bir güzergahı ve nesneyi takip edebilme otonom uçuş görevleri arasında sıralanmaktadır. Tasarım ve kontrol algoritmalarının geliştirilmesi, çalışmanın en önemli aşamasıdır. Bu nedenle mevcut donanımları açısından parametreleri belirli bir dört rotorlu hava aracı platformunun kullanılması, kontrol algoritmalarının hızlı bir şekilde

tasarlanabilmesine imkan sağlamaktadır. Dört rotorlu hava aracının uzay koordinat sisteminde belirlenen bir referans güzergahı takip etmesinin öz ayarlamalı bulanık PID (Proportional Integral Derivative - Oransal İntegral Türevsel) denetleyici ile kontrolü, MATLAB/Simulink ortamında gerçekleştirilmektedir. Dört rotorlu hava aracının durum kararlılığının ve konum kontrolünün sağlanmasında, PID kazanç ayarı tabanlı bir kontrol algoritmasından yararlanılmaktadır. PID kazançlarının ayarlaması bir bulanık mantık denetleyici tarafından yapılmaktadır. Büyük çoğunluğu simülasyon ortamında yapılan çeşitli dinamik sistemlerin bulanık kontrolü, literatürde geniş ölçüde yer almaktadır. Ancak dört rotorlu hava araçlarının kontrolünde bu yöntemin kullanılması oldukça yenidir. Bulanık mantık denetleyicisiyle PID kazançları ayarlanarak yapılan kontrol sayesinde ise doğrusal ve doğrusal olmayan iki farklı kontrol yapısının üstün yönlerinden yararlanılmaktadır. Seçili ve hareketli nesne takibinin yapılması için OpenCV (Open Source Computer Vision - Açık Kaynak Bilgisayar Görmesi) görüntü işleme algoritmalarından yararlanılmaktadır. Hareket eden bir kara aracı üzerine yerleştirilen ve HSV (Hue, Saturation, Value – Renk özü, Doygunluk, Parlaklık) renk uzayı ayarlamasıyla seçili hale getirilen renkli nesnenin, görsel geri beslemeli denetleyici ile hava aracı tarafından takibi sağlanmaktadır. Hava aracının üzerindeki yerleşik kameradan alınan görüntüler Wi-Fi (Wireless Fidelity - Kablosuz Bağlantı Alanı) bağlantısı aracılığıyla bilgisayardaki OpenCV kütüphanesi desteği bulunan MATLAB/Simulink arayüzüne aktarılmaktadır. Burada, seçili nesnenin hareketlerinin takip edilmesini sağlayan kontrol komutları üretilmektedir ve renkli nesnenin takibi sağlanmaktadır.

Bu çalışmanın birinci bölümünde, insansız araç ve insansız hava araçları hakkında genel bilgi verilmektedir. İkinci bölümünde, insansız hava araçlarının kontrolü hakkında yapılan çalışmalar ve bu tez çalışmasının literatüre katkısı verilmektedir. Üçüncü bölümde, çalışmanın temelini oluşturan dört rotorlu hava aracının yapısı ve matematiksel modeli sunulmaktadır. Dördüncü bölümde, dört rotorlu hava aracının denetiminde kullanılan çeşitli kontrol yöntemleri detaylı olarak verilmektedir. Beşinci bölümünde, öz ayarlamalı bulanık PID denetimli dört rotorlu insansız hava aracıyla otonom güzergah ve nesne takibinin nasıl yapıldığı açıklanmaktadır. Altıncı bölümde, yapılan deneysel çalışmalar verilmektedir. Yedinci bölümde, çalışmanın sonuçları ve bundan sonraki çalışmalar hakkında görüş ve öneriler sunulmaktadır.

BÖLÜM 2

LİTERATÜR TARAMASI

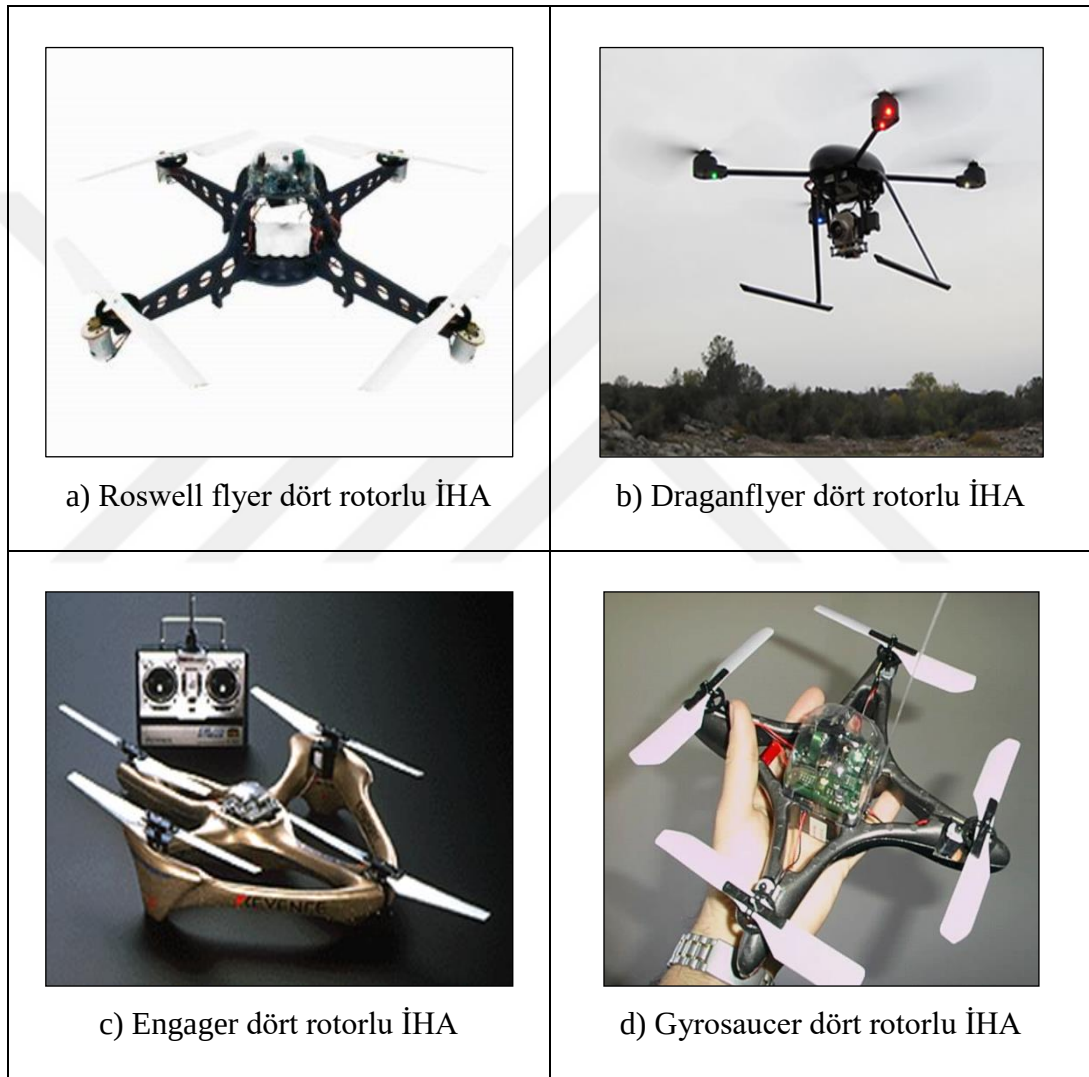
Uluslararası alanda quadrotor, quadrotor helikopter, quadrokopter veya diğer bir adıyla X4 Flyer'lar ile ilgili çok sayıda akademik çalışma yapılmaktadır. Dr. George de Bothezat, 1922 yılında X şeklinde bir platformun kenarlarına yerleştirilen dört adet motorun uçlarına, altı bıçaklı pervane ekleyerek dört rotorlu hava aracı yapısını oluşturmuştur. Değişken eğimli iki küçük pervane kullanılarak itme ve sapma kontrolü gerçekleştirilmiştir. Geliştirilen hava aracı ilk uçuşunu 1922 yılının Ekim ayında yapmıştır ve en çok 5 metre yüksekliğe kadar çıkabilmiştir. Şekil 2.1'de Bothezat tarafından geliştirilen dört rotorlu hava aracının fotoğrafı verilmektedir [5, 6].



Şekil 2.1. Bothezat tarafından geliştirilen dört rotorlu hava aracı.

Temelleri 1920'li yıllara kadar dayanan dört rotorlu hava aracı, elektronik teknolojisindeki gelişmeleri üzerinde bulunduran ve boyutları küçültülmüş şekilde ilk RC (Radio Controlled-Radyo Kontrollü) dört rotorlu hava aracı olarak Roswell Flyer

adıyl, Area Fifty-One Teknolojileri firması tarafından 1996 yılında üretilmiştir. Bu gelişmenin ardından, DraganFlyer dört rotorlu hava aracı DraganFly firması tarafından ve Engager ile GyroSaucer dört rotorlu hava araçları Keyence firması tarafından piyasaya srlmştir. şekil 2.2 (a), (b), (c) ve (d)'de sırasıyla Area Fifty-One Teknolojileri, RC Toys ve Keyence firmaları tarafından üretilen dört rotorlu hava aracının fotoğrafları verilmektedir.



şekil 2.2. Area Fifty-One Teknolojileri, DraganFly ve Keyence firmaları tarafından geliştirilen dört rotorlu insansız hava araçları.

Dört rotorlu hava araçları alanında yapılan akademik çalışmalar kapsamında, Hamel ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, geri adımlamalı (backstepping) kontrol tekniğiyile dört rotorlu bir hava aracı sisteminin modellenmesi ve kararlılığının sağlanması üzerinde durulmuştur. Geliştirdikleri model, aracın iskeletinin ve motor

dinamiklerinin yanı sıra yarı durağan uçuş koşulları için motorlardan kaynaklanan aerodinamik ve gyroskopik etkileri birleştirmektedir. Çalışmalarında yarı durağan uçuş koşullarının stabilizasyon düzenlemeleri için yeni bir kontrol stratejisi denemişlerdir. Ele aldıkları yaklaşım, ayrı kontrol amaçlı Lyapunov fonksiyonları geliştirilerek, aracın iskelet yapısına ait dinamiklerin motor dinamiklerinden ayrılması içermektedir. Böylelikle tüm sistemin kararlılığını elde etmeye yönelik etkileşimden kaynaklanan sarsıntı hatalarının sınırlandırılması hedeflenmiştir [7].

Pounds ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, dikey olarak kalkış ve iniş yapabilen (VTOL - Vertical Take-Off and Landing), iç alan uygulamalarında kullanılan dört rotorlu hava aracı tasarlanmış ve imal edilmiştir. Laboratuvar koşullarında deneysel bir platform olarak kullanılan dört rotorlu bir hava aracını ortaya çıkarmak için, mantıksal kontrol ve dinamik kontrol tasarımlarının kolay ve dayanıklı modifikasyonlarına olanak sağlayan bir kontrol sistemi mimarisi MATLAB/Simulink ortamında oluşturulmuştur. Veri haberleşmesi için Simulink’de bulunan Robotik araç kutusundaki seri haberleşme protokolü kullanılmıştır [8].

Klauske ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, dört rotorlu bir hava aracının sayısal işaret işlemci (DSP - Digital Signal Processor) tarafından kontrol edilmesi incelenmiştir. Geliştirilen dört rotorlu hava aracı, uçuş komutlarını bir yer istasyonundan almaktadır. Uçuş kontrolü ve uçuş kararlılığı, Texas Instruments firmasının ürettiği TMS320F2812 sayısal işaret işlemcisi tarafından sağlanmaktadır. İvme algılayıcıları, gyroskoplar, kızılötesi ve sonar mesafe algılayıcıları ile manyetik alan algılayıcısı, Spectrum Digital firmasının ürettiği eZdsp F2812 geliştirme kartına bağlanmaktadır [9].

Standford Üniversitesi’nden Hoffman ve ekibi tarafından gerçekleştirilen STARMAC (Stanford Testbed of Autonomous Rotorcraft for Multi-Agent Control – Otonom Rotorlu Hava Aracının Stanford Sinama Ortamındaki Çok Etmenli Kontrolü) projesinde, tasarımı yapılan dört rotorlu hava aracının bir geçiş noktası izleyicisi tarafından uçuş kontrolü gerçekleştirilmiştir. Çalışmalarının temel amacı birden çok hava aracı bulunan, koordinasyon gerektiren gerçek zamanlı ve değişken açık hava şartlarında çok etmenli kontrol algoritmalarının kullanıldığı bir testi, iş birliğine dayalı ve iş birliğine dayalı olmayan durumlar için gerçekleştirmektedir. Özellikle çarpışma,

engelden kaçınma, yörünge tayini, görev belirleme ve eşgüdümlü kontrol algoritmaları, otonom bir dört rotorlu hava aracı sisteminin oluşturulması için test edilmesi gereken unsurlar olarak belirlenmiştir. STARMAC projesi kapsamında, iki adet Dragan Flyer III temelli mekaniğe sahip dört rotorlu hava aracı ve bir adet yer istasyonu bulunmaktadır. Dört rotorlu hava araçları bir kablosuz ağ üzerinden, merkezi yer istasyonu tarafından kontrol edilmektedirler. Kablosuz ağ üzerinden GPS (Global Positioning System - Küresel Konumlama Sistemi) farksal düzeltme verileri ve yeni geçiş noktası komutları dört rotorlu hava araçlarına, her bir dört rotorlu hava aracından alınan uçuş verileri de yer istasyonuna aktarılmaktadır. Elektronik devre kartı üzerinde otonom uçuş için gerekli olan tüm algılama ve haberleşme fonksiyonları bir araya getirilmiştir. Sistemin mikrodenetleyici birimi ve yer istasyonu için gerekli olan haberleşme ve kontrol programları hazırlanmıştır. Çeşitli algoritmalar kullanılarak STARMAC dört rotorlu hava aracı test edilmiştir. Aracın konum kestiriminin sağlanmasında, GPS konumu, hız ölçümleri ve Kalman filtrelerindeki durum bilgisinden yararlanılmıştır. Kalman filtresi, özellikle yükseklik kestiriminin gerçekleştirilmesi için kullanılmıştır. İkinci derece dönme dinamiklerine ait modeller LQR (Linear Quadratic Regulator - Doğrusal Karesel Düzenleyici) teknikleri kullanılarak basitleştirilmiştir. Bu çalışmalar neticesinde, yüksekliğin bozucu etkilerle birlikte değiştiğini ve kontrol algoritmalarının sürekli olarak motor güçlerini değiştirmek zorunda kaldığı tespit edilmiştir [10].

Bouabdallah ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, PID ve LQ (Linear Quadratic - Doğrusal Karesel) kontrol teknikleri ile dört rotorlu bir hava aracı sisteminin kontrolü ele alınmıştır. Simülasyon ortamında yapılan çalışmada, LQ denetleyicisiyle yapılan testlerde, kalıcı durum hatasının mevcut olduğu ve PID denetleyicisine göre daha zayıf bir dinamik yapıya sahip olduğu tespit edilmiştir. Elde ettikleri tecrübelerini yapmış oldukları OS4 isimli bir projeye aktararak otonom uçuşun sağlanmasında kullanmışlardır [11].

Hoffmann ve ekibi, çok araçlı otonom açık hava uçuşlarının gerçekleştirilebildiği STARMAC platformunda, STARMAC dört rotorlu hava aracının kontrolü için integral kayma modu (integral sliding mode) ve takviyeli öğrenme (reinforcement learning) yöntemlerini karşılaştırmışlardır. Daha önce yapmış oldukları çalışmalarda

kullandıkları LQR teknikleri kararlılığın sağlanmasında ve güzergah takibinde başarılı sonuçlar vermiştir. Ancak yükseklik kontrolünde zorlandığı tespit edilmiştir. Bu noktada sırasıyla integral kayma kipli ve takviyeli öğrenme teknikleri denenmiştir. Denemelerde GPS üzerinden elde edilen yatay konum ve hız bilgisi, ultrasonik mesafe ölçerden elde edilen dikey konum ve kestirilen hız bilgisi kullanılmıştır. Sonuç olarak LQR tekniğinden daha iyi yükseklik kontrolü elde edilmiştir, ancak her iki teknik de birbiriyle karşılaştırıldığında benzer sonuçlar vermiştir [12].

Hanford ve ekibi, yapmış oldukları çalışmada 8 bitlik işlem birimi ve MEMS (Microelectromechanical Systems - Mikroelektromekanik Sistem) tabanlı açısız hız algılayıcılarını kullanarak basit bir PI kontrol çevrimi içerisinde dört rotorlu hava aracını kumanda etmiştir. Dört rotorlu hava aracı sisteminin testi için tek serbestlik dereceli bir sınamaya ortamı geliştirilmiştir. Hava aracının PI kontrolü için gerekli olan program yapısı oluşturulmuştur. PI kontrol algoritmalarından yararlanılarak üç adet istenen açısız hız ile ölçülen açısız hızlar arasındaki farkın neden olduğu hata en küçüklemeye çalışılmıştır [13].

Craciunas ve ekibi tarafından Salzburg Üniversitesi bünyesinde kurulan hesapsal sistemler grubu tarafından, dört rotorlu hava araçları üzerine ‘The JAviator Project’ isimli bir proje çalışması gerçekleştirilmiştir. Projenin amacı, yüksek seviyeli ve gerçek zamanlı olarak programlanabilen soyut bir yapı oluşturmak ve bu yapıyı insansız bir hava aracı üzerinde denemek olarak belirlenmiştir. Proje ekibi, Java programlama dilindeki yüksek performanslı, gerçek zamanlı ve yapılması güç uygulamaları, taşınabilir programlamalar şekline dönüştürmeyi mümkün kılan yöntemlerle ilgili çalışmalarda bulunmuştur. Çalışmanın sonucunda, verimli olmayan ancak gerçek zamanlı uygulamalar hususunda dayanıklı olan bir yazılım geliştirmişler ve bu yazılımı JAviator dört rotorlu hava aracı üzerinde test etmişlerdir. JAviator dört rotorlu hava aracının mekanik yapısında, karbon fiber, uçak alüminyumu ve tıbbi titanyum gibi yüksek performanslı malzemeler kullanılmıştır. JAviator dört rotorlu hava aracı, bir kablolu ağ aracılığıyla merkezi yer istasyonu tarafından kontrol edilmektedirler. Kablolu ağ üzerinden GPS farksal düzeltme verileri ile yeni geçiş noktası komutları dört rotorlu hava araçlarına ve dört rotorlu hava araçlarının her birinden alınan uçuş verileri de yer istasyonuna aktarılır. Yer istasyonu ile JAviator

hava aracı üzerinde bulunan yerleşik bilgisayar, WLAN (Wireless Local Area Network - Kablosuz Yerel Alan Ağı) aracılığıyla haberleşmektedir. Uçuş kontrolünün sağlanmasında sapma hareketi için PID kontrol, yunuslama ve yuvarlanma hareketlerinin kontrolü için PD kontrol tekniklerinden yararlanılmıştır [14].

Huang ve ekibi STARMAC hava aracı projesi kapsamında, bir sonraki tasarımlarına faydalı yük olarak kablosuz bir kamera ilave etmişlerdir. Bazı donanımsal ekipmanların değiştirilmesi ve sisteme kablosuz bir kamera eklenmesinin ardından STARMAC II dört rotorlu hava aracını geliştirmişlerdir. STARMAC II dört rotorlu hava aracında yer istasyonu olarak bir bilgisayar kullanılması yerine, bütün donanımsal yapılar hava aracı üzerindeki elektronik devre kartına dahil edilmiştir. Konum bilgisinin alınması ve elde edilen görüntülerin aktarılmasında Wi-Fi iletişim ortamı kullanılmaktadır [15].

Palunko ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, dört rotorlu hava aracıyla emniyetli ve verimli bir şekilde faydalı yük taşınması konusuna değinilmiştir. Askılı şekilde araca bağlanan faydalı yük miktarının ve aracın hareketine etkisinin modellenmesi gerçekleştirilmiştir. VICON kameralarından elde edilen görüntülerle konum kestiriminin ve yönlendirmenin Labview ortamında yapıldığı testlerde, Ascending Teknolojileri Firması tarafından geliştirilen Hummingbird dört rotorlu hava aracından yararlanılmıştır [16].

Tomic ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, otonom bir DRIHA uygulamasının geliştirilmesi sürecine değinilmiştir. Gerçekleştirdikleri çalışmada Ascending Teknolojileri Firması tarafından geliştirilen Pelican dört rotorlu hava aracından yararlanmışlardır. Aracın görsel tabanlı bir tarama algoritmasıyla otonom olarak uçuşu ve kapalı ortamda engeller arasından geçerek belirlenen güzergahın takip edilmesi testleri gerçekleştirilmiştir [17].

Sharma ve Barve çalışmalarında, hava aracının uçuş kararlılığının sağlanması için klasik PID denetleyici ve bulanık mantık denetleyicinin performanslarını karşılaştırmıştır. Geliştirdikleri dinamik modelde, sabit açılı rotorlara bağlı pervaneler tarafından üretilen ve sistem girişlerini oluşturan dört adet itme kuvvetini kullanılarak

hava aracının kontrolünü sağlamışlardır. Simülasyon ortamında yapılan deneylerde bulanık mantık denetleyicinin, PID denetleyiciye göre daha kısa sürede hava aracını kararlı hale getirdiği tespit edilmiştir [18].

Lim ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, DRİHA'nın açık kaynak kodlu işlemciler ve otomatik pilotlar aracıyla kontrolüne değinilmiştir. Aracın yerleşik yapısında kullanılabilecek elektronik donanımlar ve yer istasyonu için geliştirilen arayüzler anlatılmıştır. İşlevlerine göre açık kaynak kodlu projeler sıralanmış ve yükseklik kestirim algoritmaları, GPS tabanlı geçiş noktası yönlendirme, yükseklikte sabit kalma, döngüde donanım simülasyonu, diğer çok rotorlu hava aracı yapılarına yönelik gövde desteği ve bilgisayarlı görme desteği özellikleri bakımından karşılaştırılmıştır [19].

Franchi ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, çoklu dört rotorlu hava araçlarıyla paylaşımlı kontrol sağlanmasının, tekli dört rotorlu hava aracı kontrolü uygulamalarına göre olan temel üstünlüklerine değinilmiştir. Gerçekleştirdikleri çalışmada hava araçları yarı otonom olarak topluluk halinde çeşitli hareket senaryolarını yerine getirirken, kritik karar verme süreçlerinde insan faktörünün devreye girmesinin önemi vurgulanmıştır [20].

Amoozgar ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, eyleyici hatalarının varlığında dört rotorlu hava aracının hata toleranslı kontrolü için uyarlanabilir bir PID denetleyici sunulmuştur. Çalışmada dört rotorlu hava aracı platformu olarak Quanser Qball-X4 hava aracı kullanılmıştır. PID denetleyici kazançlarının gerçek zamanlı olarak ayarlanmasında bulanık çıkarım şemasından yararlanılmıştır. Uygulama sonuçlarından, önerilen yöntemin verimli olduğu gözlemlenmiştir [21].

Mahony ve ekibi çalışmalarında, dört rotorlu hava aracının modellenmesini, kestirimini ve kontrolünü sunmuştur. MATLAB/Robotik araç kutusu ortamında hava aracının modellenmesinin ardından, ataletsel ölçüm biriminden elde edilen verilerle konum kestirimi yapılmış ve görüntü tabanlı kontrol tekniğinden yararlanarak aracın denetimi sağlanmıştır. Çalışmalarında, Ascending Teknolojileri Firması tarafından geliştirilen Pelican dört rotorlu hava aracından yararlanmışlardır [22].

Nagaty ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, dört rotorlu hava araçları için bir kontrol ve yönlendirme yapısının oluşturulması amaçlanmıştır. Aracın kontrol ve yönlendirilmesinin sağlanmasında iç içe döngülerden oluşan kontrol mimarisinden yararlanılmıştır ve doğrusal olmayan geri adımlamalı kontrol tekniği tercih edilmiştir. Gazebo üç boyutlu robotik simülatörü ve açık dinamikler kütüphanesi kullanılarak simülasyon ortamında güzergah takibi uygulaması gerçekleştirilmiştir [23].

Rinaldi ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, DRIHA'nın dinamiklerinin ve uçuş biçiminin doğrusal karesel kontrolü incelenmiştir. Tercih ettikleri kontrol yöntemini, daha yeni ve uygulaması zor olan yapay sinir ağı temelli kontrol yöntemiyle karşılaştırmışlardır. Lider ve takipçi biçiminde oluşturulan iş birliğine dayalı çoklu uçuş senaryoları üzerinde eksenel hareket simülasyonları yapılmıştır. Eksenel referansların takibinde yapay sinir ağı temelli kontrol yöntemiyle, klasik teorilerle kıyaslanabilecek düzeyde yeterliliğe sahip sonuçlara ulaşılmıştır [24].

Gomez-Balderas ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, DRIHA'nın denetiminin sağlanmasında anahtarlama kontrol tekniğinden yararlanarak, zemin üzerindeki hareketli bir hedefin takip edilmesi amaçlanmıştır. Uygulanan mimari, dört rotorlu hava aracı üzerine yerleştirilen gömülü bir kameradan oluşmaktadır. Bu kameradan elde edilen görüntüler gerçek zamanlı olarak yerleşik bilgisayar tarafından işlenerek görüntü tabanlı bir konum kestirimi gerçekleştirilmektedir [25].

Dydek ve ekibi çalışmalarında, düşük maliyetli ve hafif bir dört rotorlu hava aracı platformunun doğrudan ve dolaylı model referanslı uyarlanabilir kontrolünü ele almıştır. Draganflyer V Ti dört rotorlu hava aracı ve bu hava aracına ait parametreler çalışmada kullanılmak üzere tercih edilmiştir. Uyarlanabilir denetimli güzergah takibi yaklaşımının geçerliliği, simülasyonlar ve kapalı ortamda gerçekleştirilen uçuş testleriyle denenmiştir. Uyarlanabilir denetleyicinin, parametrik belirsizliklere karşı dayanıklılığı artırdığı gözlemlenmiştir [26].

Santos ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, DRIHA'nın gerçek zamanlı kararlılığının sağlanmasında doğrusal olmayan kontrol yöntemlerinden yararlanılmıştır. Gerçek zamanlı ve simülasyon ortamında yapılan çalışmalarda, hava

aracının uçuş kararlılığının sağlanması amacıyla Lyapunov fonksiyonları tabanlı kontrol yöntemi ile görsel servolama kontrol yöntemi bir araya getirilmiştir. Güzergah takibi uygulamalarından elde ettikleri sonuçlar ile önerdikleri kontrol yönteminin doğruluğu ispatlanmıştır [27].

Velez ve ekibi çalışmalarında, ROS sisteminden yararlanarak güzergah üretimi ve takibi algoritmalarının geliştirilmesi konularını ele almıştır. Çalışmada gerçek zamanlı uygulamalarda AR.Drone hava aracından, simülasyon ortamında yapılan testlerde ise Gazebo programından yararlanılmıştır. Aracın istenilen konumdan hedef konuma gönderilmesinde, PID denetleyici kullanılmıştır. Simülasyon ortamında ve gerçek zamanlı uygulamalarla güzergah üretimi ve takibini başarmışlardır [28].

Serra ve ekibi çalışmalarında, dinamik görüntü tabanlı görsel geri beslemeli kontrol yöntemini kullanarak hareket eden bir hedefin üzerine dört rotorlu bir hava aracının indirilmesi konusunu incelemişlerdir. Konum ölçümünde belirli noktalardan toplanan görüntü merkezlerinden, araç hızının ölçümünde ise optiksel akışın dönüşümünden yararlanmışlardır. Simülasyon ve gerçek zamanlı deney sonuçları önerdikleri yöntemin doğruluğunu ortaya koymuştur [29].

Mashood ve ekibi çalışmalarında, gerçek zamanlı hareket algılama platformu temelli otonom gezgin nesne takibini dört rotorlu hava aracıyla gerçekleştirmişlerdir. Hareketli nesnenin konumu VICON hareket yakalama kamera sistemi ile kestirilmekte ve bilgiler geliştirdikleri MATLAB/Simulink modeliyle yer istasyonunda işlenmektedir. AR.Drone dört rotorlu hava aracını kullanarak yaptıkları deneylerde, hareket eden bir kara aracının otonom bir şekilde takibini başarmışlardır [30].

Cashbaugh ve ekibi çalışmalarında, hareketli bir hedefin takibinde çoklu robot ağından yararlanılan üst düzey yeterliliğe sahip bir strateji geliştirmişlerdir. Bu yöntemle algılayıcı performansları çeşitlilik gösterse de hareketli bir nesnenin en küçük kestirim hatası sonucuyla konum kestirim bilgisinin üretilmesi için gezgin takip istasyonlarının düzenlemesi optimize edilmiştir. Kontrol yöntemleri, simülasyon ve fiziksel ortamda gezgin takip istasyonu olarak ikili veya üçlü hava aracı grubu kullanılarak yapılan deneylerle doğrulanmıştır. Yalnızca AR.Drone dört rotorlu hava aracı platformlarının

üzerinde bulunan yerleşik kameralardan alınan verileri kullanarak otonom bir robotun takibini gerçekleştirebilen basit ve dayanıklı bir sistem ortaya çıkarmışlardır [31].

Shirzadeh ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, dört rotorlu hava aracının yapay sinir ağından yararlanılarak görüntü tabanlı kontrolü sunulmuştur. Görüntü tabanlı görsel geri beslemeli kontrol mekanizmasına eklenen doğrudan uyarlanabilir bir yapay sinir ağı sayesinde hava aracının ötelemeli (translational) hareketlerinin kontrolü sağlanmıştır. Simülasyon ortamında yapılan deneylerde uygun ve uygun olmayan koşullar için önerilen kontrol yöntemiyle istenilen yüksekliğe ulaşıldığı ve hareket eden bir nesnenin takip edildiği gözlemlenmiştir [32].

Ul Amin ve ekibi çalışmalarında, genişletilerek normalize edilmiş radyal temelli fonksiyonu esas alan uyarlanabilir bir güzergah takip denetleyicisini geliştirmişlerdir. Hareket denklemlerinden yararlanarak hava aracının matematiksel modeli oluşturulmuştur. İstenilen durum açılarının elde edilmesi amacıyla Lyapunov kararlılık yaklaşımını temel alan uyarlanabilir bir denetleyici tasarlanmıştır. Üç serbestlik dereceli dört rotorlu hava aracıyla yapılan, simülasyon ve gerçek zamanlı uygulamalarda önerdikleri denetleyici yapısının verimliliğini bozucu etkilerin mevcudiyetinde ispatlamışlardır [33].

Guerrero-Sánchez ve ekibi çalışmalarında, dört rotorlu hava aracıyla faydalı yük konumundaki paketlerin hızlı ve güvenli bir şekilde taşınmasını sunmuşlardır. Eksik uyarımlı mekaniksel sistemlerin özel bir sınıfı için bir matematiksel model ve bir kontrol stratejisi ile bir kabloya asılmış halde faydalı yük taşıyan dört rotorlu hava aracı anlatılmıştır. Sistemin dinamik modelinin elde edilmesinde Euler-Lagrange formülasyonundan yararlanmışlardır. Bununla birlikte dört rotorlu hava aracı, kablo ve faydalı yük dinamikleri birbirine entegre edilmiştir. Parametrik belirsizliğe ve modellenemeyen dinamiklere karşı doğal dayanıklılığı olduğundan çalışmada bağlantı ve sönüm atama-pasiflik temelli kontrol yöntemi kullanılmak üzere tercih edilmiştir. AR.Drone dört rotorlu hava aracıyla yapılan denemelerde iki farklı kontrol kuralının elde edilmesi için iki durum ele alınmıştır. İlk durumda tasarlanan kontrol kuralı faydalı yükün salınma açısına bağlı iken, ikinci durumda kontrol kuralının bu bağıllığı ortadan kaldırılmıştır. Tek gözlü (monocular) görüntü tabanlı yönlendirme kullanarak

tasarladıkları kontrol yöntemlerini test etmişler ve faydalı yükün güzergah boyunca salınımının azaltılarak bir noktadan bir noktaya taşınmasını başarmışlardır [34].

Yu ve ekibi çalışmalarında, dört rotorlu hava aracının iniş sürecinde daha doğru bir yönlendirme yapılabilmesi için çoklu çözünürlüklü görsel emniyet sistemi konusunu ele almışlardır. Bu sistemde x, y, z eksenleri ve sapma, yuvarlanma, yunuslama oryantasyonlarındaki yer tayini bilgilerinin elde edilmesinde, yakalanan yapay yer işareti görüntüleri kullanılmıştır. Çoklu çözünürlüklü kodlama sistemi, insansız hava aracının sınırlı bir görüş açısı veya kamera çözünürlüğü nedeniyle iniş hedef tespitini kaybetmesini engellemek amacıyla tasarlanmıştır. AR.Drone dört rotorlu hava aracıyla yapılan deneyler ile önerdikleri sistemin algılama doğruluğu, zaman tüketimi ve yönlendirme performansının başarısı analiz edilmiş ve ispatlanmıştır [35].

Babu ve ekibi çalışmalarında, meyilli azalım tekniğini kullanarak öz ayarlamalı PID denetleyici ile dört rotorlu hava aracının güzergah takibi ve lider takipçi uygulamasını simülasyon ortamında ve gerçek zamanlı olarak yapmıştır. Simülasyonu Gazebo programında, yazılımları ve modellemesi ROS ortamında yapılan çalışmada, AR.Drone hava aracı kullanılmak üzere tercih edilmiştir. Gerçek zamanlı uygulamalar ve simülasyon sonuçlarıyla önerdikleri yöntemin doğruluğunu ispatlamışlardır [36].

Ülkemizde de dört rotorlu insansız hava araçlarıyla ilgili birçok çalışma yapılmaktadır. Altuğ ve ekibi yapmış oldukları çalışmada, ana algılayıcı olarak görsel geri bildirim kullanan otonom bir dört motorlu hava aracının kontrolünü sunmuşlardır. Sistemlerinde konum ve hareketi hesaplamak için bir yer kamerası kullanmışlardır. İki farklı kontrol yöntemi üzerine deneyler gerçekleştirilmiştir. Bunlardan birincisi mod tabanlı seriler kullanılan geri bildirimli linerizasyon kontrol yöntemi, ikincisi ise geri adımlama kuralını kullanan kontrol yöntemidir. Bu kontrol yöntemleri MATLAB/Simulink ortamında simülasyonlar yapılarak test edilmiş, elde edilen tecrübeler sonucunda belirlenen konum kestirim algoritmaları ve doğrusal olmayan kontrol teknikleri, uzaktan kontrollü dört rotorlu bir hava aracı üzerinde uygulanmıştır. Deneylerinde piyasada ticari olarak bulunan ve Roswell Flyer olarak da adlandırılan HMX-4 dört rotorlu hava aracını kullanmışlardır. Bu dört rotorlu hava aracı, sadece harici bir kameradan alınan bilgiler doğrultusunda kontrol edildiğinden, tamamen

otonom uçabilme özelliğine sahip değildir. Bu nedenle Altuğ ve ekibi bir sonraki çalışmalarında geliştirdikleri kontrol yöntemlerini iki kameralı konum kestirim algoritması ile birlikte dört rotorlu hava aracı üzerinde uygulamıştır. Yer kamerası ve dört rotorlu hava aracı üzerindeki kameradan alınan görüntüleri işlemek için iki ayrı bilgisayar kullanılmıştır. Birinci bilgisayar, dört rotorlu hava aracı üzerinde bulunan kameradan gelen görüntülerin işlenmesinden ve elde edilen bilgilerin ağ aracılığıyla ikinci bilgisayara aktarılmasından sorumludur. İkinci bilgisayar ise yer kamerasından alınan görüntülerin işlenmesinden ve dört rotorlu hava aracının kontrol edilebilmesi için gerekli olan kontrol sinyallerinin üretilmesinden sorumludur. Bu kontrol sinyalleri ikinci bilgisayarın paralel portuna bağlı bir uzaktan kontrol cihazı aracılığıyla dört rotorlu hava aracına aktarılmaktadır. Motor hızları istenen konum ve yönlendirmeler esas alınarak ayarlanmaktadır [37–39].

Efe ve ekibi tarafından yapılan Dönerkanat projesi kapsamında; insansız hava araçlarındaki farklı uçuş stratejileri, görsel tabanlı kontrol ve takip uygulamaları, otonom uçuş yönetimi konularında çalışmalar yürütülmektedir. Efe, dört rotorlu bir hava aracı sisteminin dinamik modelinin çıkarılması ve PD denetleyici ile yörüngesinin kontrol edilmesiyle ilgili çalışmasında, DraganFly firmasının ürettiği DraganFlyer dört rotorlu hava aracından yararlanmıştır. Hava aracının tam dinamik modelini vererek bu model üzerinde uygulanan doğrusal olmayan bir kontrolörün performans ve davranış testleri ele almıştır [40, 41].

Ömürlü ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, yere sabit, sınırlı kontrollü serbestlik derecesine sahip DRIHA'nın bütün tasarımı gerçekleştirilmiş ve temel kontrol algoritmalarıyla uygulanabilirliği gösterilmiştir. Sistemin serbestlik derecesi sınırlandırılarak, yükselme, yunuslama, yuvarlanma ve sapma hareketlerinin birbirinden bağımsız kontrolüyle, algoritmaların etkilerinin daha net incelenebilmesi esas alınmıştır. Sistemin mekanik yapısında, yere sabit ayaklar üzerine monte edilmiş yataklarda hareket eden teflon borular, sistemdeki kavramalı mafsalları ve rulmanlarından hava aracına bağlanmıştır. Deney düzeneğinde farklı kontrol algoritmalarının uygulanabilmesi için sistemde serbestlik derecelerinin mekanik olarak kilitlenebilmesi sağlanmıştır [42].

Erginer ve ekibi çalışmalarında, dört rotorlu hava aracının kontrolünde karma bulanık mantık PD denetleyicisi ile klasik PD denetleyicisi kullanımının karşılaştırılmasını sunmuştur. Gerçek sistem üzerinde yapılan deneylerde Draganflyer III dört rotorlu hava aracı kullanılmıştır. Simülasyon ve uygulama sonuçları karşılaştırıldığında doğrusal olmayan sistemler için daha uygun olan bulanık PD denetleyicisinin, klasik PD denetleyicisine göre bozucu etkilere karşı daha iyi performans sergilediği belirlenmiştir [43].

Bu tez çalışmasında, PID ve öz ayarlamalı bulanık PID kontrol yöntemleri güzergah takibinde gerçek zamanlı olarak kullanılmaktadır. Bunun yanısıra hava koşullarına ait veriler bu kontrol yapılarının içerisinde belirleyici bir unsur olarak yer almaktadır. Çalışmanın öne çıkan bu özellikleri, literatüre getirilmiş olan yenilik durumundadır. Bunun yanısıra gerçekleştirilen görüntüye bağlı nesne takibi uygulaması, boyut avantajı ve manevra kabiliyeti nedeniyle özellikle yerleşim birimleri içerisinde bu araçların güvenlik amaçlı kullanımlarının geliştirilmesine katkı sağlamaktadır.

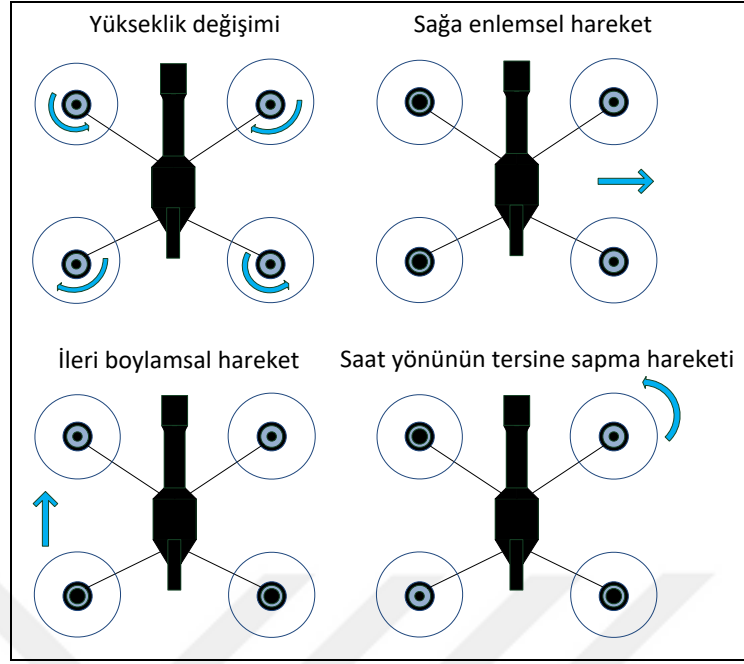
BÖLÜM 3

DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI

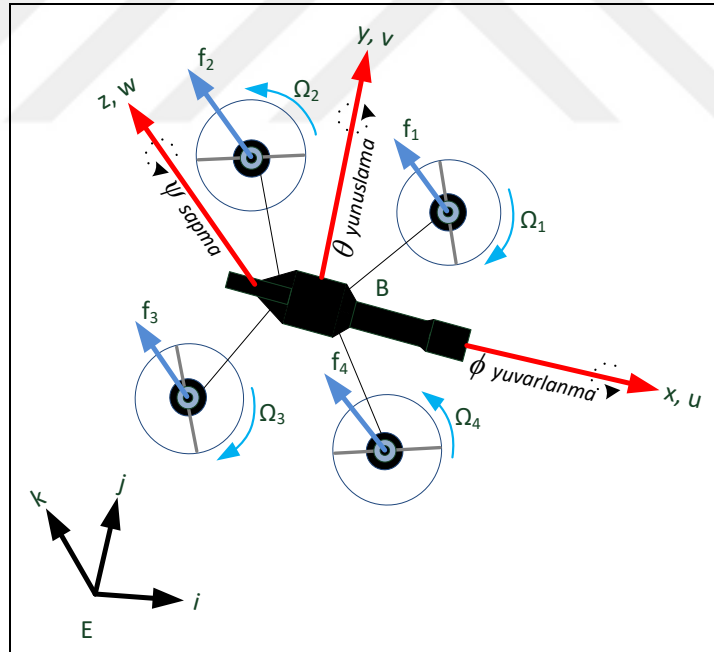
Dört rotorlu hava aracı, simetrik olarak yerleştirilmiş dört rotora sahip bir helikopterdir. Bu nedenle hava aracının hareketleri, bilinen helikoptere benzerdir. Aradaki fark ise istenilen bir etkinin elde edilmesinde, dört motor hızının her birinin çeşitlilik göstermesiyle hareketin başarılmasıdır. Dikey iniş-kalkış yapabilen ve havada belirli bir konumda kalabilen bu araçlar, aynı zamanda düşük hızlarda uçabilmektedir. Bunların dışında manevra kabiliyetinin yüksekliği, insansız olarak küçük boyutlarda tasarlanabilmesi, pervaneleri haricinde hiçbir hareketli parçası bulunmadığından mekanik karmaşıklığın azalması, platformun kolaylıkla bir laboratuvar ortamında gerçekleştirilmesi ve maliyetinin düşük olması diğer üstün yönleridir. Bu hava araçları, uçuş kontrol teorisi, navigasyon, gerçek zamanlı sistemler ve robot teknolojisi gibi birçok alanda test ve değerlendirme amaçlı kullanılmaktadır. Askeri alanda ise güvenlik güçleri tarafından takip, keşif ve kentsel alanda arama-kurtarma çalışmaları için kullanılmaktadır.

3.1. DÖRT ROTORLU HAVA ARACININ YAPISI

Dört rotorlu hava aracının dikey hareketi, tüm rotorların dönüş hızlarının eşzamanlı artırılması veya azaltılması ile sağlanmaktadır. Enlemsel eksen üzerinde herhangi bir yöndeki hareket, istenilen hareket yönü üzerindeki rotorların dönüş hızlarının azaltılması ve hareketin tersi yönündeki rotorların hızlarının artırılması ile sağlanır. Boylamsal hareket ve sapma hareketi de enlemsel hareket mantığıyla benzer şekilde farklı hızlarda dönen rotorların momentleri sayesinde elde edilir [44]. Şekil 3.1’de dört rotorlu insansız hava aracının hareketleri şematik olarak verilmektedir. Şekil 3.2’de altı serbestlik dereceli dört rotorlu hava aracının hareket eksenleri gösterilmektedir. Burada referans sistem ve soyut kontrol girişleri f_i ile aracın modeli ilişkilendirilmektedir.



Şekil 3.1. Dört rotorlu bir hava aracının temel hareketleri.



Şekil 3.2. Dört rotorlu hava aracının altı serbestlik dereceli modeli.

Şekil 3.2’de ataletsel ve gövde referans eksenleri sırasıyla x, y, z ve i, j, k ile temsil edilmektedir. Yunuslama hareketi (θ), y eksenini etrafında dönel hareketin neticesinde x eksenini doğrultusunda üretilen harekettir. Yuvarlanma hareketi (ϕ), x eksenini etrafında dönel hareketin neticesinde y eksenini doğrultusunda üretilen harekettir. Sapma hareketi

(ψ), z eksenine etrafındaki dönel harekettir. Bu sayede dört rotorlu hava aracı dikey eksen doğrultusunda döner. Gaz ayarı ile z eksenine üzerinde dört rotorlu hava aracı yükselir veya alçalır. Böylelikle dört rotorlu hava aracının uzayda verilen herhangi bir noktaya, bir hareket dizisini veya birkaç hareketi bir araya getirerek uçuşu sağlanır.

3.2. DÖRT ROTORLU HAVA ARACININ MATEMATİKSEL MODELİ

Hava aracının gövde referans eksenine ile ataletsel referans eksenine arasındaki ilişki x, y, z konum vektörleri ve θ , ϕ , ψ Euler açıları aracılığıyla kurulmaktadır. Euler açıları bir nokta etrafında serbestçe dönebilen katı cisimlerin üç boyutlu yöneliminin ve konumunun belirtilmesinde kullanılan açılardır. Aracın matematiksel modeli Newton-Euler yaklaşımıyla aşağıdaki varsayımlar doğrultusunda oluşturulmaktadır.

1. Aracın yapısının esnemeyen, sert bir halde olduğu varsayılır.
2. Aracın yapısının simetrik olduğu varsayılır.
3. Kütle merkezi ile gövde merkezinin aynı eksenine olduğu varsayılır.
4. Pervanelerin esnemeyen sert bir halde olduğu varsayılır.
5. İtme ve sürüklenme pervane hızlarının karesiyle doğru orantılıdır.

Eşitlik 3.1’de sert bir cismin ağırlık merkezine harici kuvvet ve torklar uygulandığı koşullar altında, dinamiklerinin gövde referans eksenleri içerisindeki genel tanımlaması yapılmaktadır. Burada m cismin kütlesini, I atalet tensörünü, I_d köşegenel atalet matrisini, V cismin doğrusal hızını, ω cismin açısal hızını, F gövde referans eksenine etki eden kuvvetleri ve τ gövde referans eksenine etki eden momentleri temsil etmektedir [45].

$$\begin{bmatrix} mI & 0 \\ 0 & I_d \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{V} \\ \omega \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega \times mV \\ \omega \times I_d \omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F \\ \tau \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

3.2.1. Kinematik Model

Ataletsel eksen ile gövde eksenine arasındaki uzaklık $r=[x \ y \ z]^T$ hava aracının kütle merkezinin mutlak konumunu tanımlar. Gövde ekseninden ataletsel eksene dönüşümü

belirten ve hava aracının yönelimini tanımlayan $T_{z,y,x}$ matrisinin matematiksel ifadeleri Eşitlik 3.2, Eşitlik 3.3, Eşitlik 3.4, Eşitlik 3.5, Eşitlik 3.6 ve Eşitlik 3.7’de verilmektedir. Burada verilen $T_z(\psi)$, $T_y(\theta)$ ve $T_x(\phi)$, sırasıyla z, y ve x eksenindeki dönme matrisini ifade etmektedir. Sonraki kullanımlarda c ve s matematiksel simgelenimi sırasıyla cosinüs ve sinüs fonksiyonlarını temsil edilmektedir [46].

$$T_z(\psi) = \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

$$T_y(\theta) = \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

$$T_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

$$T_{z,y,x} = T_z(\psi) \cdot T_y(\theta) \cdot T_x(\phi) \quad (3.5)$$

$$T_{z,y,x} = \begin{bmatrix} c\psi & -s\psi & 0 \\ s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} c\theta & 0 & s\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s\theta & 0 & c\theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi & c\phi \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

$$T_{z,y,x} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi & c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi \\ c\theta s\psi & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - c\psi s\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

Dönüşüm matrisi $T_{z,y,x}$ ’den hava aracının dinamik modelinin çıkarılmasında yararlanılmaktadır. Bu matrisin önemi, pervanelerin ürettiği itme kuvvetleri gibi bazı durumların gövde ekseninde ölçülürken, yerçekimi kuvvetleri ve aracın konumu gibi bazı durumların ataletsel eksen üzerinde ölçülmesinden kaynaklanmaktadır. Her iki türdeki durumlar arasında bağlantı kurulması için bir dönüşüme gereksinim duyulmaktadır. Hava aracının açısız hız bilgisinin elde edilmesinde, gövde referans eksenindeki hızları ölçen yerleşik IMU (Inertial Measurement Unit - Ataletsel

Ölçüm Birimi) biriminden yararlanılmaktadır. Ataletsel referans eksenini üzerinden ölçülen Euler açı oranları $\dot{\eta} = [\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$ ve gövde açısal hızları $\omega = [p \ q \ r]^T$ arasındaki bağlantının kurulmasında Eşitlik 3.8 ve Eşitlik 3.9’da verilen denklemlerden yararlanılır.

$$T_r = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\phi & s\phi c\theta \\ 0 & -s\phi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

$$\omega = T_r \dot{\eta} \quad (3.9)$$

3.2.2. Dinamik Model

Dört rotorlu hava aracının sahip olduğu her bir rotorun dönme hareketi neticesinde aracın dikey eksenini doğrultusunda itme kuvvetleri ve dönüş yönüne zıt momentler üretilmektedir. Rotorlar karşılıklı olarak eşleştirilerek toplam momentin dengelenmesi sağlanmaktadır. 1 ve 3 rotorları saatin tersi yönünde bir moment oluştururken, 2 ve 4 rotorları saat yönünde bir moment oluşturur. Düşük hızlarda, bu momentlerin doğrusal bir şekilde üretilen kuvvetlere bağlı olduğu deneysel olarak gözlemlenmektedir.

3.2.2.1. Atalet Tensörü

Atalet tensörünü tanımlarken, dört rotorlu hava aracı bütün bir gövde olarak ele alınır. Aracın atalet tensörü gerçekte sıfır değeri içermeyen 3x3’lük bir matristir. Ancak matematiksel model çıkarma sürecinin başında, hava aracı yapısının simetrik olduğu varsayımı nedeniyle $\forall i \neq j$ ve $I_{ij} = 0$ olur ve Eşitlik 3.10’deki köşegenel atalet matrisi elde edilir.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{yx} & I_{zx} \\ I_{xy} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{xz} & I_{yx} & I_{zz} \end{bmatrix} \rightarrow I_d = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

Eşitlik 3.10’da I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} sırasıyla dört rotorlu hava aracı gövdesinin x, y, z eksenlerindeki atalet momentini temsil etmektedir.

3.2.2.2. Aerodinamik kuvvetler ve momentler

Aerodinamik kuvvetler ve momentlerin elde edilmesinde kanat elemanı ve momentum teorisinden yararlanılmaktadır [47, 48]. İtme (thrust) kuvvetini belirlemek için kanat elemanına etki eden dört rotorun ürettiği dikey kuvvetler kullanılır. Eşitlik 3.11’de itme kuvveti denklemi verilmektedir.

$$T_i = C_T \rho A \Omega_i^2 r_{rad}^2 \quad (3.11)$$

Eşitlik 3.10’da C_T aerodinamik katsayı, ρ hava yoğunluğu, A kanat alanı, Ω_i rotorların açısal hızları ve r_{rad} kanat çapıdır ($i=1, 2, 3, 4$). Kanat elemanlarına etki eden yatay kuvvetleri temsil eden hub kuvvetinin denklemi Eşitlik 3.12’de verilmektedir.

$$H_i = C_H \rho A \Omega_i^2 r_{rad}^2 \quad (3.12)$$

Eşitlik 3.12’de C_H aerodinamik katsayıdır. Aerodinamik kuvvetlerin kanat elemanları üzerindeki etkisi sonucunda rotor mili üzerinde sürüklenme (drag) momenti oluşmaktadır. Eşitlik 3.13’de sürüklenme momentinin denklemi verilmektedir.

$$Q_i = C_Q \rho A \Omega_i^2 r_{rad}^3 \quad (3.13)$$

Eşitlik 3.13’de C_Q aerodinamik katsayıdır. İleri yönde uçuşlarda, ileri gitmeyi sağlayan kanadın, geriye gitmeyi sağlayan kanattan daha fazla itme kuvveti uyguladığı durumlarda pervanelerde yuvarlanma (rolling) momenti oluşur. Bu yuvarlanma momenti genel kuvvetler ve momentler başlığı altında verilen yuvarlanma momentlerinden farklıdır. Eşitlik 3.14’de yuvarlanma momentinin denklemi verilmektedir.

$$R_i = C_R \rho A \Omega_i^2 r_{rad}^3 \quad (3.14)$$

Eşitlik 3.14’de C_R aerodinamik katsayıdır. Bu denklemlerde aerodinamik kuvvet ve momentlerin, pervanenin geometrik yapısına ve hava yoğunluğuna bağlı olduğu

açıkça görülmektedir. Dört rotorlu hava aracı örneğinde genellikle sınırlı bir yükseklik aralığına sahip olunması nedeniyle, hava yoğunluğunun sabit olduğu düşünülebilir. Bu durumda aerodinamik kuvvet ve moment denklemleri sadeleştirilerek Eşitlik 3.15'deki denklemler elde edilir. Burada K_T , K_H , K_Q ve K_R aerodinamik katsayılarıdır.

$$\begin{cases} T_i = K_T \Omega_i^2 \\ H_i = K_H \Omega_i^2 \\ Q_i = K_Q \Omega_i^2 \\ R_i = K_R \Omega_i^2 \end{cases} \quad (3.15)$$

3.2.2.3. Genel kuvvetler ve momentler

Dört rotorlu hava aracının hareketi, farklı fiziksel etkilerden kaynaklanan bir dizi kuvvet ve momentler tarafından oluşturulmaktadır. Hava aracına etki eden kuvvetler x, y ve z eksenlerinin herbiri için ayrı ayrı ele alınmaktadır. Araca x ekseninde etki eden eyleyicilerin hareket kuvveti, hub kuvveti ve sürtünme (friction) kuvvetine ait denklemler sırasıyla Eşitlik 3.16'da verilmektedir.

$$\begin{cases} (c\phi s\theta c\psi + s\phi c\psi) \sum_{i=1}^4 T_i \\ -\sum_{i=1}^4 H_{xi} \\ \frac{1}{2} C_x \rho A_c \dot{x} |\dot{x}| \end{cases} \quad (3.16)$$

Eşitlik 3.16'da H_{xi} ve C_x sırasıyla x ekseninde hub kuvveti ve sürtünme katsayısı, A_c gövde alanıdır ($i=1, 2, 3, 4$). Aracın y ekseninde kuvvetler, x ekseninde kuvvetlerle benzer şekilde hesaplanır. Araca y ekseninde etki eden eyleyicilerin hareket kuvveti, hub kuvveti ve sürtünme kuvvetleri sırasıyla Eşitlik 3.17'de verilmektedir.

$$\begin{cases} (c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi) \sum_{i=1}^4 T_i \\ -\sum_{i=1}^4 H_{yi} \\ \frac{1}{2} C_y \rho A_c \dot{y} |\dot{y}| \end{cases} \quad (3.17)$$

Eşitlik 3.17’de H_{yi} ve C_y sırasıyla y eksenini üzerindeki hub kuvveti ve sürtünme katsayısıdır. Aracın z eksenini üzerinde etki eden kuvvetler eyleyici hareketlerine ve aracın ağırlığına bağılıdır. Burada aracın ağırlığı aynı zamanda yer çekimi kuvvetinin etkisini temsil etmektedir. Araca z eksenini üzerinde etki eden kuvvetler Eşitlik 3.18’de sırasıyla verilmektedir.

$$\begin{cases} (c\phi c\theta)\sum_{i=1}^4 T_i \\ f_g=mg \end{cases} \quad (3.18)$$

Eşitlik 3.18’de m aracın kütlesi ve g yerçekimi ivmesidir. Dört rotorlu hava aracına etki eden momentler, yuvarlanma momenti, yunuslama momenti ve sapma momentinden oluşmaktadır. Genel momentler kapsamındaki yuvarlanma momenti gövdenin gyroskopik etkisi, pervanenin gyroskopik etkisi, yuvarlanma hareketi sırasındaki eyleyici hareketleri, ileri uçuştan kaynaklanan hub momenti ve yanlamasına uçuştan kaynaklanan yuvarlanma momentidir. Bu etkileri sırasıyla Eşitlik 3.19’da verilmektedir.

$$\begin{cases} \dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) \\ J_r\dot{\theta}\Omega_r \\ L(-T_2+T_4) \\ h\sum_{i=1}^4 H_{yi} \\ (-1)^{i+1}\sum_{i=1}^4 R_{xi} \end{cases} \quad (3.19)$$

Eşitlik 3.19’da J rotor ataleti, Ω_r toplam artakalan rotor açısal hızı, L rotorun kütle merkezine uzaklığı ve R_{xi} x eksenini üzerindeki yuvarlanma momentidir. Yunuslama momentide, yuvarlanma momentine benzer etkiler neticesinde oluşmaktadır. Bu etkilerin denklemleri sırasıyla Eşitlik 3.20’de verilmektedir.

$$\begin{cases} \dot{\theta}\dot{\phi}(I_{zz} - I_{yy}) \\ J_r\dot{\Omega}_r \\ L(T_1-T_3) \\ h\sum_{i=1}^4 H_{yi} \\ (-1)^{i+1}\sum_{i=1}^4 R_{xi} \end{cases} \quad (3.20)$$

Sapma momentinin oluşmasında, karşı tork dengesizliği ve etkileri önemli rol oynamaktadır. Bunlar ataletsel karşı tork, karşı tork dengesizliği, ileri uçuştan kaynaklanan hub kuvveti dengesizliği ve yanlamasına uçuştan kaynaklanan hub kuvveti dengesizliğidir. Bu etkilerin denklemleri Eşitlik 3.21’de sırasıyla verilmektedir. Burada Q_i sürüklenme momentidir.

$$\begin{cases} \dot{\theta}\dot{\phi}(I_{yy} - I_{zz}) \\ J_r\dot{\theta}\Omega_r \\ (-1)^i \sum_{i=1}^4 Q_i \\ L(H_{x2} - H_{x4}) \\ L(-H_{y1} + H_{y3}) \end{cases} \quad (3.21)$$

3.2.2.4. Hareket Denklemleri

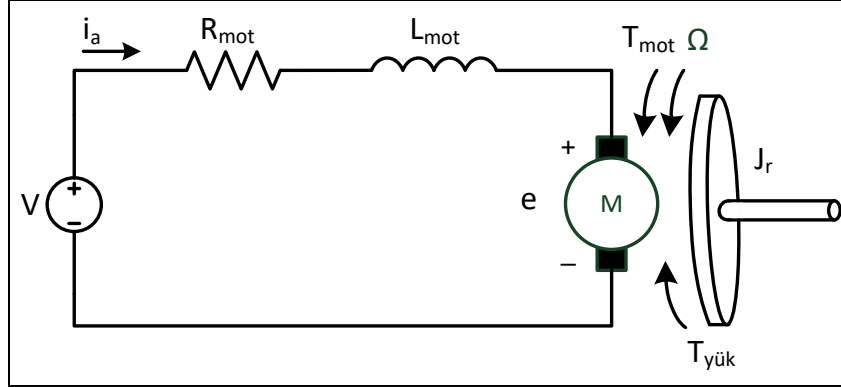
Hareket denklemleri genel kuvvetler ve momentler kısmında verilen denklemler ile Eşitlik 3.21’de elde edilir. Eşitlik 3.22’de x, y, z eksenlerinde oluşan ivmeler ile açısıl ivmeler hesaplanmaktadır [49].

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{(c\psi s\theta s\phi + s\psi c\phi)}{m} \sum_{i=1}^4 T_i - \sum_{i=1}^4 H_{xi} - \frac{1}{2} C_x \rho A_c \dot{x} |\dot{x}| \\ \ddot{y} = \frac{(s\psi s\theta c\phi - s\psi c\phi)}{m} \sum_{i=1}^4 T_i - \sum_{i=1}^4 H_{yi} - \frac{1}{2} C_y \rho A_c \dot{y} |\dot{y}| \\ \ddot{z} = g - \frac{(c\theta c\phi)}{m} \sum_{i=1}^4 T_i \\ \ddot{\phi} = \dot{\psi} \dot{\theta} \left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) - \frac{J}{I_{xx}} \dot{\theta} \Omega_r + \frac{L}{I_{xx}} (-T_2 + T_3) - \frac{h}{I_{xx}} \sum_{i=1}^4 H_{yi} + \frac{1}{I_{xx}} (-1)^{i+1} \sum_{i=1}^4 R_{xi} \\ \ddot{\theta} = \dot{\psi} \dot{\phi} \left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) + \frac{J}{I_{yy}} \dot{\phi} \Omega_r + \frac{L}{I_{yy}} (-T_1 + T_3) + \frac{h}{I_{yy}} \sum_{i=1}^4 H_{xi} + \frac{1}{I_{yy}} (-1)^{i+1} \sum_{i=1}^4 R_{xi} \\ \ddot{\psi} = \dot{\theta} \dot{\phi} \left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) + \frac{J \Omega_r}{I_{zz}} - \frac{1}{I_{zz}} \sum_{i=1}^4 Q_i + \frac{L}{I_{zz}} (H_{x2} - H_{x4}) - \frac{L}{I_{zz}} (-H_{y1} + H_{y3}) \end{cases} \quad (3.22)$$

3.2.2.5. Rotor Dinamikleri

Dört rotorlu hava araçlarında, yüksek torku ve düşük sürtünme etkisi nedeniyle sıklıkla fırçasız doğru akım motoru kullanılmaktadır. Rotorlarda dişli takımının olmadığı ve motor ile pervane arasının sert mekanik bağlantılı olduğu varsayılarak rotor dinamikleri çıkarılır. Kalıcı durum koşullarında fırçasız doğru akım motorunun

dinamikleri, klasik doğru akım motoruyla aynıdır. Şekil 3.3’de kalıcı durumdaki fırçasız doğru akım motorunun eşdeğer devresi verilmektedir.



Şekil 3.3. Doğru akım motoru eşdeğer devresi.

Kirchhoff’un gerilim kuralından yararlanılarak Eşitlik 3.23’deki denklem elde edilir.

$$V = R_{\text{mot}} i_a + L_{\text{mot}} \frac{di_a}{dt} + K_{\text{mot}} \Omega \quad (3.23)$$

Eşitlik 3.23’de R_{mot} ve L_{mot} sırasıyla motor direncini ve endüktansını, i_a armatür akımını, V giriş gerilimini, K_{mot} motor tork sabitini ve $K_{\text{mot}} \Omega$ terimi üretilen elektromotor kuvveti temsil etmektedir. Newton’nun ikinci yasasında yararlanılarak Eşitlik 3.24’de verilen mekaniksel denklem elde edilir.

$$J_r \dot{\Omega}_i = T_{\text{mot}} - T_{\text{yük}} \quad (3.24)$$

Eşitlik 3.24’de T_{mot} motor tarafından üretilen tork, $T_{\text{yük}}$ pervane sistemi tarafından üretilen yük torkudur ve $K_M \Omega^2$ ’ye eşittir (K_M aerodinamik moment sabiti). Eşitlik 3.25’de T_{mot} ve $T_{\text{yük}}$ ifadelerinin açılımı verilmektedir.

$$J_r \dot{\Omega}_i = K_{\text{mot}} \frac{V - K_{\text{mot}} \Omega_i}{R_{\text{mot}}} - K_M \Omega_i^2 \quad (3.25)$$

Gerilim denkleminin, rotor hızının bir fonksiyonu olarak basitleştirilmesiyle elde edilen denklem Eşitlik 3.26’da verilmektedir.

$$V = \frac{R_{\text{mot}}}{K_{\text{mot}}} J_r \dot{\Omega}_i + K_{\text{mot}} \Omega_i + K_M R_{\text{mot}} \Omega_i^2 \quad (3.26)$$

3.2.3. Kontrol Modellemesi

Dört rotorlu hava aracının kontrol modellemesinde, kontrol algoritmalarının geliştirilmesi için dört adet giriş kuvveti ve altı adet çıkış ($x, y, z, \theta, \phi, \psi$) durumu göz önünde bulundurulmaktadır. Eşitlik 3.27’de dört rotorlu hava aracı giriş kuvvetlerinin matematiksel ifadesi verilmektedir. Bunlar aynı zamanda kontrol girdileri olarak da adlandırılmaktadır [50]. Eşitlik 3.28’de dört rotorlu hava aracının hareket denklemlerinin içerisine kontrol girişlerinin dahil edilmesi sonucu oluşan denklemler verilmektedir [51].

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ 0 & -b & 0 & b \\ b & 0 & -b & 0 \\ -d & d & -d & d \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (3.27)$$

$$\begin{cases} \ddot{x} = (c\psi s\theta s\phi + s\psi c\phi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{y} = (s\psi s\theta c\phi - s\psi c\phi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{z} = g - (c\theta c\phi) \cdot \frac{U_1}{m} \\ \ddot{\phi} = \dot{\psi} \dot{\theta} \left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) - \frac{J}{I_{xx}} \dot{\theta} (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{L}{I_{xx}} U_2 \\ \ddot{\theta} = \dot{\psi} \dot{\phi} \left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) + \frac{J}{I_{yy}} \dot{\phi} (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{L}{I_{yy}} U_3 \\ \ddot{\psi} = \dot{\theta} \dot{\phi} \left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) + \frac{1}{I_{zz}} U_4 \end{cases} \quad (3.28)$$

Eşitlik 3.27’de verilen U_1 dört rotorlu hava aracı gövdesine etki eden itme kuvvetini, U_2 yuvarlanma torkuna sebep olan kuvveti, U_3 yunuslama torkuna sebep olan kuvveti ve U_4 sapma torkuna sebep olan kuvveti belirtmektedir. Ω_i rotorların açısal hızları ($i=1, 2, 3, 4$) olmak üzere, b itme faktörü, d sürüklenme faktörüdür. Kontrol girişlerinden U_1 hava aracının yüksekliğinden ve değişim oranından (h ve $\dot{h}$), U_2 hava aracının 2 ve 4 numaralı rotorların arasındaki hız farkından kaynaklanan yuvarlanma hareketi ve değişim oranından (ϕ ve $\dot{\phi}$), U_3 hava aracının 1 ve 3 numaralı rotorların

arasındaki hız farkından kaynaklanan yunuslanma hareketi ve değişim oranından (θ ve $\dot{\theta}$), U_4 hava aracının saat yönünde ve saat yönünün tersi yönde dönen rotor çiftlerinden kaynaklanan sapma hareketi ve değişim oranından (ψ ve $\dot{\psi}$) sorumludur.

Gerçek zamanlı uygulamalarda, giriş bilgilerinin elde edilmesinde statik (yerçekimi) veya dinamik (aniden hızlanma veya durma) ivmeyi ölçen ivmeölçerler, birbirine dik farklı eksenlerdeki açısal hızları ölçen gyroskoplar ve GPS modülü kullanılmaktadır. Gyroskop ve ivmeölçerlerden yeterince ve güvenli bilgi alınamadığı durumlarda iki sensörü birleştirerek yönelim, hız, konum gibi bilgileri tek bir birimden elde etmemizi sağlayan IMU birimi kullanılmaktadır. Çalışmada kullanılan AR.Drone hava aracı üzerinde yerleşik IMU birimi bulunmaktadır. Bu ölçüm birimlerinden elde edilen veriler ile dört rotorlu hava aracının uçuş kontrolü sağlanmaktadır.

BÖLÜM 4

DÖRT ROTORLU HAVA ARACININ DENETİMİNDE KULLANILAN KONTROL YÖNTEMLERİ

Dört rotorlu insansız hava araçlarının yapısal olarak basitliklerine rağmen kontrol edilmelerinde güçlüklerle karşılaşmaktadır. Dört rotorlu hava aracının çıkartılan modeline eklenecek çeşitli denetleyici yapılarıyla aracın kontrolü sağlanmaktadır. Bu nedenle literatürde doğrusal olmayan bir sistem olan dört rotorlu hava araçlarının benzetim olarak ve gerçek sistem üzerinde çalışılmış çeşitli kontrol yöntemleri bulunmaktadır [52]. Dört rotorlu hava aracının denetiminde kullanılan başlıca kontrol yöntemleri; PD, PI, PID, LQR, bulanık mantık, geri adımlamalı, kayma kipli, öz ayarlamalı bulanık PID ve görüntü tabanlı görsel geri beslemeli kontrol yöntemleridir. Bu denetleyicileri tasarlamak için aracı hareket ettirecek sistemin girdileri olan U_1 , U_2 , U_3 ve U_4 sırasıyla, z eksenindeki dikey hareketi (h), y eksenindeki hareketi yani yuvarlanma açısını (ϕ), x eksenindeki hareketi yani yunuslama açısını (θ) ve z eksenini etrafındaki sapma açısını (ψ) kontrol eder. Bu girdilere verilmesi gereken sayısal değerler yine bu girdiler üzerinden tasarlanan denetleyici algoritmalarıyla hesaplanır. U_i girdileri üçüncü bölümde verilmiş olan denklemlerinden hatırlanacağı üzere, pervanelerin açısal hızlarıyla elde edilir. Bu açısal hızlar ise motorun dönmesiyle, motorun dönmesi de motora verilen kontrol işareti ile sağlanır. Model tabanlı sistem tasarımından dolayı denetleyici algoritması oluşturulurken doğrudan motorların dönme açıları yerine U_i girdilerini temsil eden ϕ yuvarlanma açısı, θ yunuslama açısı, ψ sapma oranı ve $\dot{h}$ dikey hız üzerinden hava aracının kontrolü sağlanmaktadır. Bu kontrol yöntemlerinin dört rotorlu hava aracına uygulanabilmesi için aracın dinamik denklemlerinden yararlanılmaktadır.

4.1. ORANSAL, İNTEGRAL VE TÜREVSEL KONTROL

PD, PI, PID kontrol algoritmaları, etkin işaretin oransal, integral ve türevsel

birleşenlerini sisteme uygulayan, sistemin kararlılığına, değişimlere karşı hassasiyetine ve hata miktarına etki eden kontrolör yapılarını oluşturmaktadır. Kontrolör tasarımı yapılırken bu bileşenlerden hangilerinin, hangi oranda ve ne şekilde bağlanacağı ihtiyaçlar doğrultusunda belirlenir. PD kontrol algoritmasında sisteme uygulanan kontrol işareti, k_p orantı katsayısı, k_d türev katsayısı ve $e(t)$ sistemdeki hata olmak üzere Eşitlik 4.1’de verildiği şekildedir.

$$u(t)=k_p e(t)+k_d \frac{de(t)}{dt} \quad (4.1)$$

PI kontrol algoritmasında sisteme uygulanan kontrol işareti, k_p orantı katsayısı, k_i integral katsayısı ve $e(t)$ sistemdeki hata olmak üzere Eşitlik 4.2’de verildiği şekildedir.

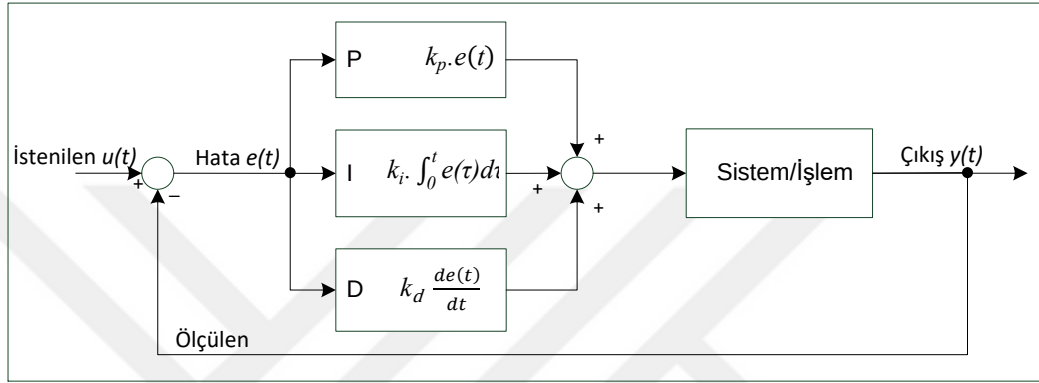
$$u(t)=k_p e(t)+k_i \int e(t)dt \quad (4.2)$$

PID kontrol algoritması, basit yapısı, dayanıklı ve istenilen sonuçlar alınmasını sağlayan performansı nedeniyle farklı tipteki sistemlerde yaygın biçimde kullanılan geri beslemeli bir kontrol algoritmasıdır. Doğrusal bir yapıya sahip olan PID kontrol algoritmasında sisteme uygulanan kontrol işareti, k_p oransal katsayısı, k_i integral katsayısı, k_d türevsel katsayısı ve $e(t)$ sistemdeki hata olmak üzere Eşitlik 4.3’de verildiği şekildedir.

$$u(t)=k_p e(t)+k_i \int e(t)dt+k_d \frac{de(t)}{dt} \quad (4.3)$$

Şekil 4.1’de PID denetleyicili bir sistemin blok şeması ve Çizelge 4.1’de PD, PI ve PID kontrol algoritmalarının kazanç parametrelerini artırmanın, kontrol edilen bir sistem üzerindeki etkisi verilmektedir [53]. PD, PI ve PID kontrol algoritmaları, doğrusal olmayan bir sistem olan dört rotorlu hava aracının kontrolünün sağlanmasında kullanılmaktadır. Bu sistemlerde, PD kontrolörün kullanılmasının amacı sistemi üstel olarak kararlı hale getirebilmesidir. Bu şekilde sistem tepkisi üstel bir hızla referans noktasına ulaşabilecektir. PD kontrol algoritmasının oluşturulmasında dört rotorlu hava aracını hareket ettirecek olan U_1 , U_2 , U_3 ve U_4

girişlerini kullanılır ve bu girişler sırasıyla y eksenindeki hareketi (yuvarlanma açısını), x eksenindeki hareketi (yunuslama açısını), z eksen etrafındaki sapma açısını ve z eksenindeki hareketi kontrol eder. Bu girişlere verilmesi gereken sayısal değerler yine bu girişler üzerinden tasarlanan kontrol algoritmalarıyla hesaplanmaktadır. Kontrol katsayıları sisteme dahil edilerek, yükseklik kontrolü Eşitlik 4.4’de verildiği şekilde sağlanmaktadır.



Şekil 4.1. PID denetleyicili bir sistemin blok şeması.

Çizelge 4.1. Bağımsız P, I ve D ayarlama etkileri.

Kapalı Çevrim Tepkisi	Yükselme Zamanı	Taşma	Kurulma Zamanı	Kalıcı-Durum Hatası	Kararlılık
k_p artırımı	Azalır	Artar	Az Artar	Azalır	Geriler
k_i artırımı	Az Azalır	Artar	Artar	Çok Azalır	Geriler
k_d artırımı	Az Azalır	Azalır	Azalır	Az Değişir	Gelişir

$$U_1 = \frac{mg}{\cos\theta\cos\phi} + \frac{m[k_{pz} \cdot (z - z_d) + k_{dz} \cdot (\dot{z} - \dot{z}_d)]}{\cos\theta\cos\phi} \quad (4.4)$$

Eşitlik 4.4’de k_p oransal kontrol katsayısı ve k_d türevsel kontrol katsayısıdır. d indisi istenen değeri ifade etmek için kullanılır. ψ , ϕ ve θ kontrolünde, dört rotorlu hava aracının mevcut konumunu koruması ve farklı açısal konumlara ulaşabilmesi için, PD denetleyici Eşitlik 4.5, Eşitlik 4.6 ve Eşitlik 4.7 verildiği şekilde tasarlanmaktadır.

$$U_2 = k_{p\phi}\phi + k_{d\phi}\dot{\phi} \quad (4.5)$$

$$U_3 = k_{p\theta}\theta + k_{d\theta}\dot{\theta} \quad (4.6)$$

$$U_4 = k_{p\psi}\psi + k_{d\psi}\dot{\psi} \quad (4.7)$$

X ve y eksenleri boyunca olan öteleme hareketlerinin kontrolü için sırasıyla θ ve ϕ açılarının kontrol edilmesi gerekir. Bu nedenle, x hareketi için istenen yunuslama açısı ve yunuslama açısal hızı, y hareketi için de istenen yuvarlanma açısı ve yuvarlanma açısal hızı belirlenerek, öteleme kontrolü için Eşitlik 4.8 ve Eşitlik 4.9'da verilen denklemler elde edilir.

$$U_2 = k_{p\phi}(\phi_d - \phi) + k_{d\phi}(\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) \quad (4.8)$$

$$U_3 = k_{p\theta}(\theta_d - \theta) + k_{d\theta}(\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) \quad (4.9)$$

Sapma kontrolünün sağlanması için, sapma açısındaki ve hızındaki hatalar kullanılarak Eşitlik 4.10'da verilen denklem elde edilir.

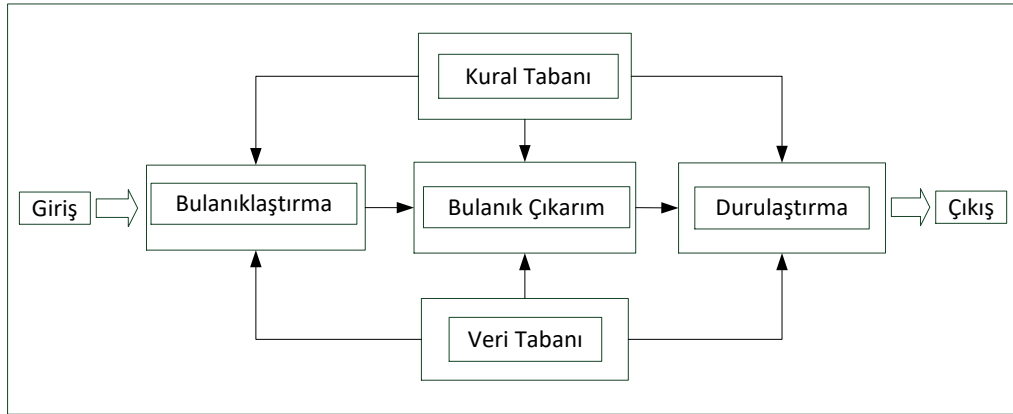
$$U_4 = k_{p\theta}(\theta_d - \theta) + k_{d\theta}(\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) \quad (4.10)$$

PID denetleyicilerin başarısı kazanç parametrelerinin uygun bir biçimde seçilmesine bağlıdır. Literatürde PID denetleyicilerin kazanç parametrelerinin belirlenme biçimi çoğunlukla iki kategoriye ayrılır [54]. İlkinde denetleyici parametrelerinin belirli yöntemlerle ayarlanması veya seçilmesinin ardından kontrol süresince parametreler değiştirilmez. Bu noktada Ziegler-Nichols yöntemi ile PID kazançlarının ayarlanması yaygın olarak kullanılan bir yöntemdir. Bu kategoriyi oluşturan klasik PID denetleyiciler basit yapılıdır, ancak değişen koşullarla birlikte sistem kontrolü her zaman verimli bir şekilde sağlanamaz. Bu nedenle sıklıkla çevrimiçi yeniden ayarlama ihtiyacı duyulur. Aynı zamanda klasik PID denetleyicilerin kazançlarının sabit olması, çalışma noktalarından daha geniş bir aralıkta performanslarını sınırlar. İkinci kategorideki denetleyiciler, klasik PID denetleyici yapısına sahip olmakla birlikte parametreleri çevrimiçi uyarlanabilmektedir. Bu noktada sistemin model yapısı gibi kesin bilgiler gereklidir. Bu kategorideki denetleyicileri dinamik veya uyarlanabilir

olarak nitelendirmek mümkündür. Bu kontrol yöntemlerinde, temel olarak PD kontrol yöntemiyle aynı giriş parametrelerini kullanılmaktadır ve denklemlere algoritmaya uygun katsayılar eklenmektedir. Yunuslama, yuvarlanma ve sapma açılarının kontrolünde, PD, PI ve PID kontrol yöntemlerinin kullanıldığı çalışmalar literatürde bulunmaktadır [55–57].

4.2. BULANIK MANTIK İLE KONTROL

Bulanık mantık doğrusal olmayan, karmaşık, modellenmesi güç ve bilgilerin niteliklerinin belirsiz veya kesin olmadığı durumlarda süreçlerin kontrolünde kullanılan bir yöntemdir. Bulanık mantık ile kontrol edilen sistemlerde, giriş ve çıkış parametrelerinden bir kısmı veya tamamı bulanık üyelik fonksiyonları tarafından tanımlanır. Kural tabanlı bir kontrol algoritması oluşturulur. Bulanık mantık ile kontrolün en önemli özelliklerinden biri kural tabanının sözel değişkenlerle ifade edilebilir olması, uzman bilgisinin tam olarak kontrol kurallarına yansıtılabilmesi, kesin olmayan bilgiler üzerinden çıkarım yapılabilmesidir. Kontrolörün çıkışında bulanık değerleri bulanık olmayan değerlere dönüştüren bir durulaştırıcı mevcuttur. Şekil 4.2’de bulanık mantık denetleyicinin genel yapısı verilmektedir.



Şekil 4.2. Bulanık mantık denetleyicinin genel yapısı.

Bulanıklaştırma birimi, sistem değişkenleri üzerinde ölçek değişikliği yaparak, sayısal verileri bulanık kümeler haline dönüştürmektedir. Bir başka deyişle sayısal verilere bir etiket vererek sözel değişkenler haline dönüştürür. Eşitlik 4.11’de, X_0 sistemden alınan bir giriş değişkeninin kesin değerinin bir vektörüdür. X bir değişken için

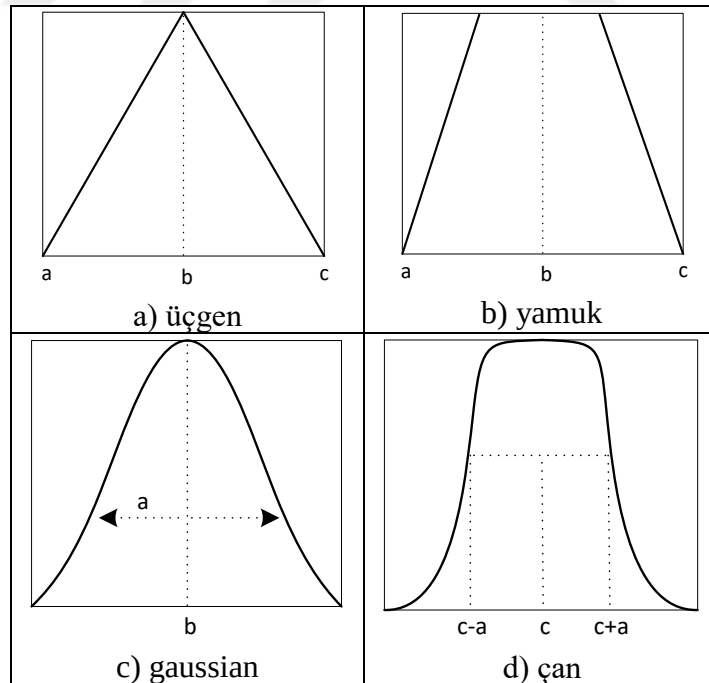
tanımlanmış bir bulanık kümeler vektörüdür. Bulanıklaştırıcı ise kesin verileri bulanık kümelere yerleştiren bir bulanıklaştırma operatörüdür.

$$X = \text{bulanıklaştırıcı}(X_0) \quad (4.11)$$

Sayısal tanımlamada; üyelik fonksiyonları sayısal değeri temsil eden bir vektör olarak gösterilir. Bu durumda oluşturulan her bir bulanık kümenin üyelik fonksiyonunun temsili Eşiklik 4.12’de verilmektedir.

$$\begin{cases} \mu_f(u) = \sum_{i=1}^n \left(\frac{a_i}{u_i} \right) \\ a = [0.2, 0.4, 0.6, 1, 0.6, 0.4, 0.2] \end{cases} \quad (4.12)$$

Üyelik fonksiyonları; üçgen, çan (bell-shaped), yamuk gibi fonksiyonları temsil etmektedir. Bulanık mantık aritmetiğine daha uygun olduğu için bulanık mantık denetleyicilerinin tasarlanmasında genel olarak bu tipte fonksiyonlar kullanılır. Şekil 4.3.’te farklı tipteki üyelik fonksiyonları verilmektedir.



Şekil 4.3. Farklı tipteki üyelik fonksiyonları.

Şekil 4.3’de verilen üçgen, yamuk, gaussian ve çan üyelik fonksiyonlarına ait

bulanıklaştırma formülleri Eşitlik 4.13-Eşitlik 4.16'da sırasıyla verilmektedir. Bu formüllerden üçgen ve yamuk üyelik fonksiyonlarının hesapsal kolaylığı ön plana çıkmaktadır.

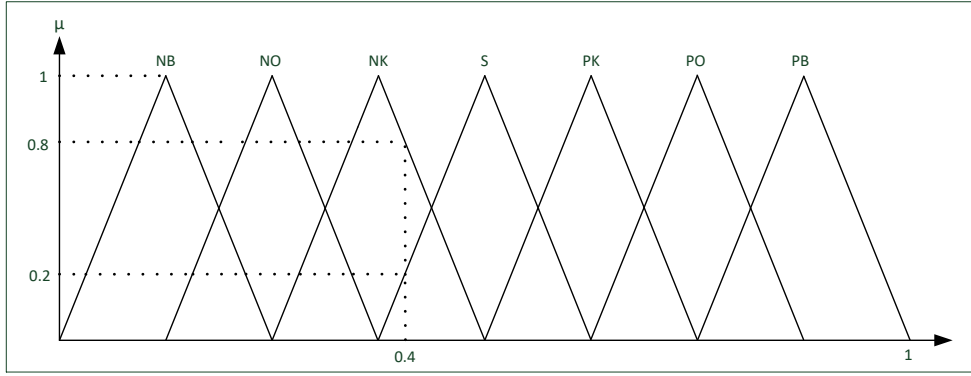
$$\begin{cases} \mu(x) = \frac{(a-x)}{(a-b)} \dots\dots a \leq x \leq b \\ \mu(x) = \frac{(c-x)}{(c-b)} \dots\dots b \leq x \leq c \end{cases} \quad (4.13)$$

$$\begin{cases} \mu(x) = \frac{(a-x)}{(a-b)} \dots\dots a \leq x \leq b \\ \mu(x) = 1 \dots\dots\dots b \leq x \leq c \\ \mu(x) = \frac{(c-x)}{(c-b)} \dots\dots c \leq x \leq d \end{cases} \quad (4.14)$$

$$\mu(x) = e^{-[(x-b)/a]^2} \quad (4.15)$$

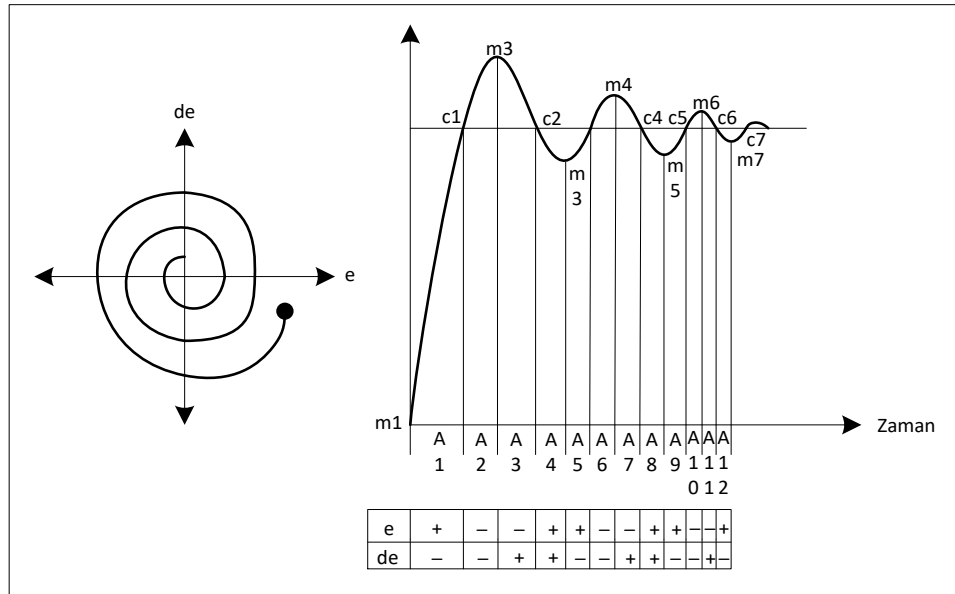
$$\mu(x) = \frac{1}{1 + \left| \frac{x-c}{a} \right|^{2b}} \quad (4.16)$$

Sayısal bir giriş verisi bulanık biçime dönüştürülürken öncelikle sistemden sayısal giriş değişkenlerinin değerleri elde edilir. Giriş değişkenlerinin kesin değerleri ilgili evrensel kümeye yerleştirilir. Bunların her biri değişkenler için tanımlanmış bulanık kümelerin etkileri olarak uygun sözel terimlere çevrilir. Dış ortamdan bir algılayıcı yardımıyla okunan sayısal verilerin bulunduğu evrensel küme tespit edilir (0-1 aralığı). Daha sonra evrensel küme içerisindeki bu değerler üyelik fonksiyonları kullanılarak alt kümeler halinde temsil edilir. Elde edilen sayısal veriler sözel değişkenler haline dönüştürülür. Bu işleme bulanıklaştırma denir. Şekil 4.4'de örnek bir bulanıklaştırma verilmektedir. Burada bulanık mantık denetleyicinin girişine 0.4 gibi sayısal bir değer geldiğinde, bulanıklaştırma ünitesi tarafından ilk olarak bu değer NK(Negatif Küçük) ve S(Sıfır) bulanık kümelerinin sınırları içerisine girdiğini tespit edilir. Daha sonra bunu NK ve S kümelerine ait olan üyelik fonksiyonlarında yerine koyarak; sayısal değer NK kümesine 0.2 üyelik derecesi ile S kümesine ise 0.8 üyelik derecesi ile ait olduğunu saptanır. Bu şekilde girişine gelen sayısal değer sözel değişken karşılığı tespit edilir.



Şekil 4.4. Giriş değerleri için yapılmış örnek bir bulanıklaştırma

Bulanık bilgi tabanı ve kural tabanı, iki ana tip bilgiyi ifade etmektedir. Veri tabanı ve kural tabanı bulanık bilgi tabanını oluşturmaktadır. Veri tabanı birimi, her bir değişken için evrensel kümenin tanımlanmasını, bulanık kümelerin sayısının belirlenmesini ve üyelik fonksiyonlarının tasarlanmasını gerektirmektedir. Kural tabanı birimi, giriş ile çıkış arasındaki bağıntıyı tanımlayan bir dizi bulanık kuralları içermektedir. Şekil 4.5'de bulanık mantık denetleyicilerin girişi olarak sıklıkla kullanılan $e(t)$ hata ve $de(t)$ hatadaki değişim için oluşturulan örnek bir faz düzlemi yörüngesi ve sistem tepkisi verilmektedir.



Şekil 4.5. Örnek bir faz düzlemi yörüngesi ve sistem tepkisi.

Şekil 4.5'de c1-c6 : referans geçiş noktalarını, m1-m6: referans uç noktalarını ve A1-

A12: referans aralıklarını ifade etmektedir. Geçiş noktalarının, uç noktalarının ve referans aralıklarının birleştirilmiş durumu Çizelge 4.2'de verilmektedir

Çizelge 4.2. Örnek birleştirilmiş kural tablosu.

de	e	NB	NO	NK	S	PK	PO	PB
NB		A2 A6 A10			c1	A1 A5 A9		
NO					c3			
NK					c5			
S		m2	m4	m6	S	m5	m3	m1
PK		A3 A7 A11			c6	A4 A8 A12		
PO					c4			
PB					c2			

Bu kurallar genellikle eğer ise (if then) şartından oluşan bir bütünü temsil etmektedir. Kural tabanında giriş değerleri ve çıkış değerlerinin birbirleri arasında “AND” ifadesi, ayrı davranışları ifade eden kural kümeleri arasında “OR” ifadesi kullanılır. Denetim tabanını oluşturan kurallar birtakım özelliklere sahiptir: Bir bulanık denetim algoritması evrensel kümedeki herhangi bir giriş için uygun bir denetim işlevi çıkarabilmelidir. Bu özellik bütünlük olarak adlandırılır. Bu bütünlük özelliği içerisinde bulanık denetim kuralları, tasarım tecrübesi ve mühendislik bilgisiyle bir bütünlük arz etmekte ve genellikle her bir giriş değerinin en az bir bulanık kümede yer alması için bulanık kümelerin belli bir yüzde ile üst üste bindirilmesi gerektirmektedir. Aynı zamanda her bir girişin belli bir tepki vermesi için kuralların dikkatli bir şekilde tasarlanması da büyük önem arz etmektedir.

Çıkarım birimi (inference engine), bulanık kurallar üzerinde bulanık çıkarım işlemini gerçekleştiren birimdir. Bu birim, işlemi insanın düşüncü şekline benzeterek gerçekleştirmektedir. İlk olarak bulanıklaştırma biriminden gelen bulanık bilgiler,

kural tabanında yerine konarak aktif kurallar saptanır. Daha sonra bu kurallar bulanık muhakeme yöntemlerinden biri kullanılarak bileştirilir ve bu şekilde muhakeme edilmiş bulanık çıkış elde edilir. Bulanık çıkarım biriminde kullanılan başlıca yöntemler Mamdani ve Takagi –Sugeno tipi çıkarım yöntemleridir. Mamdani tipi bulanık model, kolay oluşturulur ve insan davranışlarına çok uygundur. Bu nedenle yaygın bir kullanıma sahiptir ve diğer bulanık mantık modellerin temelini oluşturur. Takagi–Sugeno bulanık mantık veya Sugeno bulanık mantık yöntemi Mamdani bulanık mantık yönteminin bir uyarlamasıdır. Girdi değişkenlerinin bulanıklaştırılması ve bulanık mantık işlemleri Mamdani bulanık modelleme ile tamamen aynıdır. İki yöntem arasındaki fark çıktı üyelik fonksiyonlarındadır. Sugeno tipi bulanık modellemede çıktı üyelik fonksiyonları sadece doğrusal ya da sabittir. Çıktı üyelik fonksiyonları sabit olduğu zaman sıfırıncı derece, 1. derece doğru denklemi şeklinde olduğu zaman ise birinci derece Sugeno bulanık model olarak adlandırılır. Sugeno tipi bulanık modelin bazı sakıncaları vardır. Yüksek derecede Sugeno bulanık modelleme kullanıldığında yapı oldukça karmaşıklaşır, girdi ve alt küme sayılarının artması verilerin eğitilmesini zorlaştırır, sonuçların elde edilmesi için belirlenmesi gereken son parametrelerin sayısı artar ve insan sezgilerine çok uygun değildir.

Mamdani yöntemiyle bulanık çıkarım sürecinde X ve Y evrenlerinde sırası ile A ve B gibi iki küme tanımlanarak, bu iki küme arasındaki kural IF $x=A$ THEN $y=B$ şeklinde oluşturulur. Bu iki ifadenin oluşturduğu kural; X x Y evreninde $RA \rightarrow B$ tanımlanmış bulanık bir ilişki olarak Eşitlik 4.17’de verilmektedir.

$$\mu_R(x) = \mu_A(x) * \mu_B(y) \quad (4.17)$$

IF $\bar{x} = \bar{A}$ THEN $\bar{y} = \bar{B}$ şeklindeki bir kural IF $x=A$ THEN $y=B$ şeklinde verilmiş bir kurala uygulanırsa elde edilen $\bar{B}$ çıkışı Eşitlik 4.18’de verilmektedir. Burada *, t-norm operatörünü ve $\oplus$ ise t-conorm operatörünü temsil etmektedir.

$$\mu_B(x) = \mu_R(x, y) \oplus \mu_B(y) \quad (4.18)$$

Bulanık mantık denetleyicisindeki çıkarım işlemi, bulanık durum değişkenlerinin değerlerini bir dizi sözel kurallar üzerinden bulanık çıkış değerine atamakla

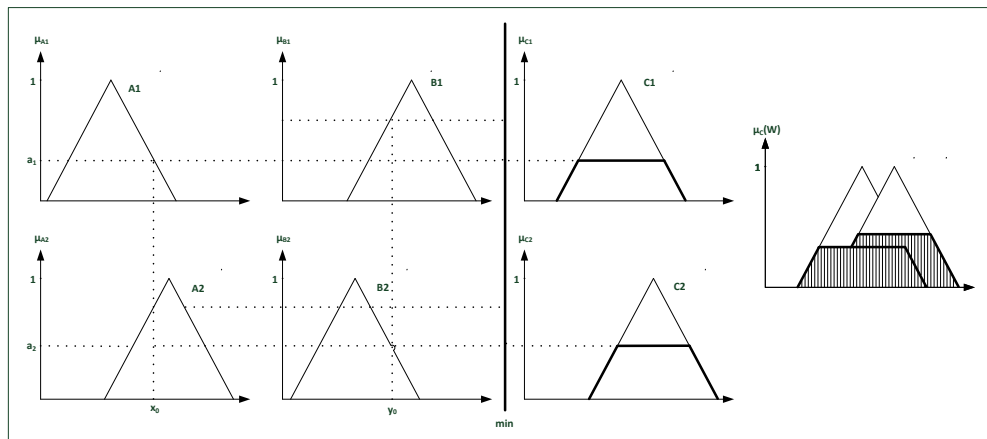
gerçekleşir. Elde edilen giriş bilgileri için hangi kuralların uygulanacağı ve hangi uygun bulanık denetim hareketinin çıkarılacağını belirlemek için farklı yöntemler vardır. En sık kullanılanları MAX-MIN ve MAX-DOT yöntemleridir. MAX-MIN çıkarım yöntemi; * t-norm operatörü yerine MIN, $\oplus$ t-conorm operatörü yerine ise MAX işleminin kullanıldığı bir yöntemdir. Kural tabanında ilk kuralı IF x=A1 AND y=B1 THEN z=C1 ve ikinci kuralı IF x=A2 AND y=B2 THEN z=C2 şeklinde tanımlayalım. i'ninci kuralın ateşleme aralığı (fire-strenght) a_i ile temsil edilirse; x_0 ve y_0 girişleri için kural tabanındaki iki kuralın ateşleme ağırlığının hesabı Eşitlik 4.19'da verilmektedir.

$$\begin{cases} a_1 = \mu_{A1}(x_0) \wedge \mu_{B1}(y_0) \\ a_2 = \mu_{A2}(x_0) \wedge \mu_{B2}(y_0) \end{cases} \quad (4.19)$$

Eşitlik 4.19'da göre i' ninci kural $a_i \wedge \mu_{Ci}(w)$ ile açıklanarak denetim çıkışına ulaşılır ve Eşitlik 4.20'de verilen C'nin üyeliği elde edilir.

$$\mu_C(w) = [(a_1 \wedge \mu_{C1} \vee a_2 \wedge \mu_{C2})] \quad (4.20)$$

Şekil 4.6'da kesin giriş x_0 ve y_0 değerleri için max-min yöntemi ile yapılan bulanık çıkarım görülmektedir.



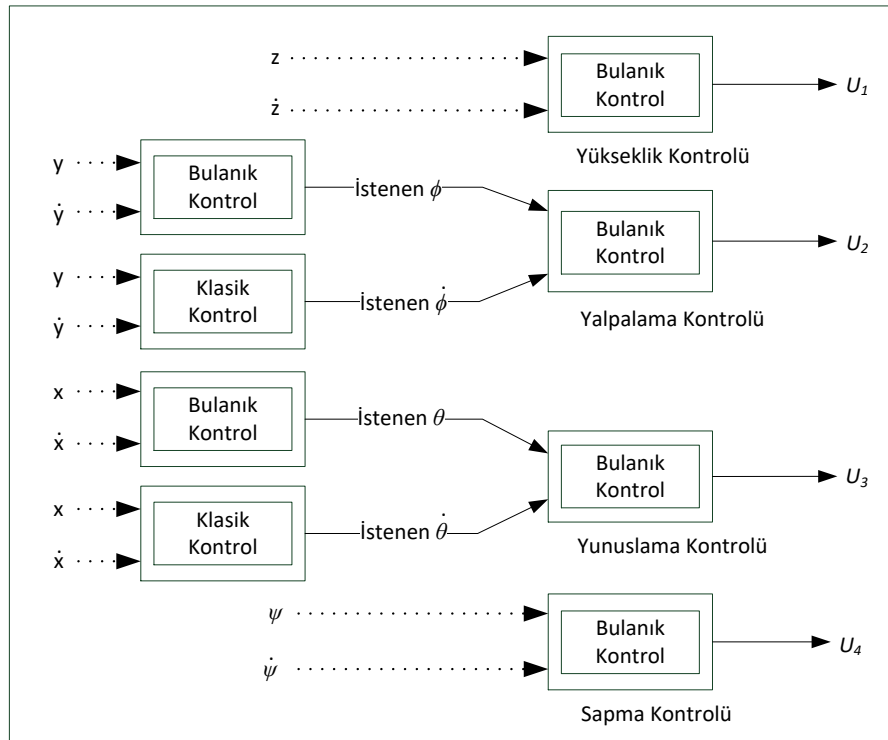
Şekil 4.6. Mamdani'nin bulanık çıkarım yöntemi.

Durulaştırma birimi, bulanık çıkarım biriminden gelen bulanık denetim işaretini tek

bir sayısal değer haline dönüştürür. Bu noktada çeşitli durulaştırma yöntemleri mevcuttur [58–60]. Denetim stratejisinde karşılaşılan durulaştırma yöntemleri şu şekildedir: Üyelik fonksiyonunun en yüksek noktası (max-membership principle), üyelik fonksiyonunun en düşük noktası (min-membership principle), merkez yöntemi (centroid method), ağırlık ortalama yöntemi (weighted average method), üyelik işlevinin en yüksek noktalarının ortalaması (mean-max membership), toplamların ortası (center of sums), geniş alan merkezi (center of largest area), ilk (veya son) yükselti (first or last of maxima) yöntemleridir. Ağırlık merkezi yöntemi olarak da bilinen merkez yöntemi en sık kullanılan durulaştırma yöntemlerinden biridir. Bu yöntemle göre durulaştırma biriminin çıkışının elde edilmesi, Eşitlik 4.21’de verilmektedir.

$$z^* = \frac{\int \mu(z).zdz}{\int \mu(z).dz} \quad (4.21)$$

Şekil 4.7’de dört rotorlu bir hava aracının bulanık mantık kontrolünde kullanılan girdiler ve çıktılar verilmektedir [61].



Şekil 4.7. Dört rotorlu hava aracının bulanık mantık ile kontrolünde kullanılan girişler ve çıkışlar.

Dört rotorlu hava aracının bulanık mantık ile kontrolünde, yükseklik, sapma açısı ve öteleme hareketlerinin her biri için hata ve hatadaki değişim verileri kullanılır. Yükseklikte hata $(z - z_d)$ ve hatadaki değişim $(\dot{z} - \dot{z}_d)$, sapmada hata $(\psi - \psi_d)$ ve hatadaki değişim $(\dot{\psi} - \dot{\psi}_d)$, öteleme hareketlerinde hata $(x - x_d)$ ile $(y - y_d)$ ve hatadaki değişim $(\dot{x} - \dot{x}_d)$ ile $(\dot{y} - \dot{y}_d)$ 'dir.

4.3. GERİ ADIMLAMALI KONTROL

Dört rotorlu hava aracının geri adımlamalı kontrol yönteminin, klasik kontrol yöntemlerine alternatif olarak tercih edilmesinin en önemli sebebi sistemin kontrolünde kullanılan geri besleme kontrol kurallarının ve sistemin kararlılık analizinde kullanılan Lyapunov fonksiyonlarının sistematik bir şekilde elde ediliyor olmasıdır [62]. Lyapunov teorimi, doğrusal olmayan bir sistem için kararlılık veya kararlılaştırma analizi sağlar. Bu yöntemde, sistemdeki genel enerji miktarını değerlendirme ile sonuca ulaşılır. Bu teoreme göre bir D bölgesinde tanımlı $V(x)$ fonksiyonu pozitif tanımlı, sürekli kısmi türevlere sahip ve sistemin her durum yörüngesi boyunca zamana bağlı türevi negatif yarı tanımlı ise $V(x)$ bir Lyapunov fonksiyonudur. İçerisinde Lyapunov fonksiyonları kullanılan geri adımlamalı kontrol yöntemiyle, dört rotorlu hava aracının kontrol edilmesinde ilk adımda aracın takip etme hatası Eşitlik 4.22'de hesaplanmaktadır.

$$z_1 = x_{1d} - x_1 \quad (4.22)$$

Sonraki aşamada Lyapunov teoremini kullanarak, z_1 'in pozitif tanımlı, zamana bağlı türevinin negatif tanımlı olduğu Lyapunov fonksiyonundan elde edilmesi Eşitlik 4.23 ve Eşitlik 4.24'de verilmektedir.

$$V(z_1) = \frac{1}{2} z_1^2 \quad (4.23)$$

$$\dot{V}(z_1) = z_1 \cdot (\dot{x}_{1d} - \dot{x}_2) \quad (4.24)$$

Eşitlik 4.24-Eşitlik 4.28’de sanal bir kontrol girişi olan x_2 sunularak z_1 ’in kararlı hale getirilmesi sağlanmaktadır.

$$x_2 = \dot{x}_{1d} + \alpha_1 z_1 \quad (4.25)$$

$$\dot{V}(z_1) = -\alpha_1 z_1^2 \quad (4.26)$$

$$z_2 = \dot{x}_{1d} + \alpha_1 z_1 \quad (4.27)$$

$$V(z_1, z_2) = \frac{1}{2}(z_1^2 + z_2^2) \quad (4.28)$$

Buradan U_1 Eşiklik 4.29’da verildiği şekilde elde edilmektedir.

$$U_1 = \frac{1}{b_1} (z_1 - \alpha_1 x_4 x_6 + \alpha_2 x_4 \Omega + \alpha_1 (z_2 + \alpha_1 z_1) - \alpha_2 z_2) \quad (4.29)$$

U_2 , U_3 ve U_4 sistem girişleri de aynı adımlar izlenerek hesaplanır. Literatürde, geri adımlamalı kontrol yönteminin, klasik yöntemlere göre daha iyi takip performansı ve daha düzgün manevra kabiliyeti gösterdiği sonucuna ulaşan çalışmalar mevcuttur [63–65]. Geri adımlamalı kontrol yöntemi ile PID kontrol yöntemi arasındaki temel fark, geri adımlamalı kontrol yönteminde doğrudan gyroskop sinyallerine bakılırken, PID kontrol yönteminde konum hatasının türevsel ifadeleri dikkate alınır.

4.4. KAYMA KİPLİ KONTROL

Kayma kipli kontrol yönteminde Lyapunov kararlılık metodu kullanılarak doğrusal olmayan sistemin kontrolü sağlanır. Kayma kipli kontrol yaklaşımında daha yüksek dereceden bir sistem birinci mertebeden bir sisteme dönüştürülür. Bu sayede, kolay ve dayanıklı (robust) olan bir kontrol yöntemi uygulanmış olur. Sistem Eşitlik 4.30 ve Eşitlik 4.31’de verildiği şekilde tanımlanmaktadır.

$$\dot{x}_1 = x_2 \quad (4.30)$$

$$\dot{x}_2 = f(x) + g(x)U \quad (4.31)$$

Koordinat sistemlerinin eklenebildiği ve bunlar arasında düzgün dönüşümlerin yapılabildiği sabit bir manifolda (çok katmanlı yapı) göre koordinat tanımı Eşitlik 4.32 ve Eşitlik 4.33’de verilmektedir.

$$s = x_2 + Cx_1 \quad (4.32)$$

$$\dot{s} = \dot{x}_2 + Cx_1 = f(x) + g(\dot{x})U + Cx_2 \quad (4.33)$$

İşlem sırasında Eşitlik 4.34’de verilen Lyapunov aday fonksiyonu seçilir ve Eşitlik 4.35’de bu fonksiyonun zamana göre türevi alınmaktadır.

$$V = \frac{1}{2}s^2 \quad (4.34)$$

$$\dot{V} = s\dot{s} = s[f(x) + g(x) + Cx_2] \quad (4.35)$$

Kararlılığı sağlamak için Eşitlik 4.36 ve Eşitlik 4.37’de verilen koşullar uygulanmaktadır.

$$U = \begin{cases} <\beta(x) & \text{ için } s > 0 \\ =\beta(x) & \text{ için } s = 0 \\ >\beta(x) & \text{ için } s < 0 \end{cases} \quad (4.36)$$

$$\beta(x) = -\frac{f(x) + Cx_2}{g(x)} \quad (4.37)$$

Seçilen kontrol işareti Eşitlik 4.38’de verilmektedir.

$$U = \beta(x) - K\text{sign}(s), K > 0 \quad (4.38)$$

Bu kontrol işareti sisteme Eşitlik 4.39 ve Eşitlik 4.40’da verilen formüller aracılığıyla uygulandığında, Eşitlik 4.41’de verilen sistem giriş parametresi elde edilmektedir.

$$\sigma_\phi = (\phi_d - \phi)S_1 + (\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) \quad (4.39)$$

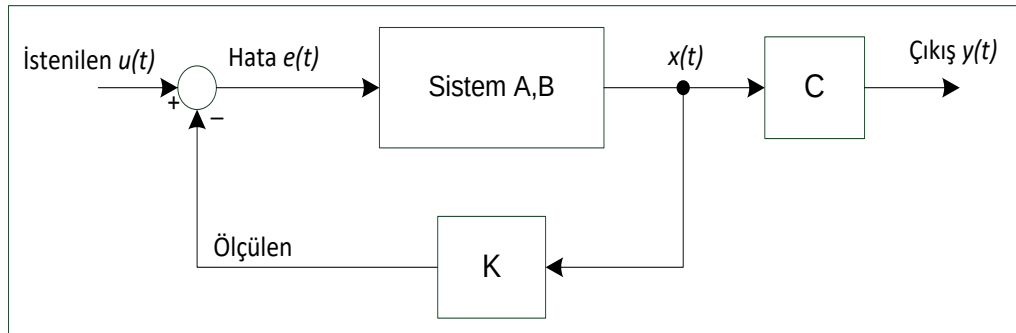
$$\beta(x) = -\frac{a_1\theta\psi + a_2\theta\Omega_r + S_2\phi}{b_1} \quad (4.40)$$

$$U_1 = -\frac{a_1\theta\psi + a_2\theta\Omega_r + S_2\phi}{b_1} - K_1 \text{sign}(\sigma_\phi) \quad (4.41)$$

U_2 , U_3 ve U_4 sistem girişleri de aynı adımlar izlenerek hesaplanır [66]. Literatürde, hava araçlarında kullanılan doğrusal kontrol yöntemleriyle karşılaştırıldığında, kayma kipli kontrol yönteminin aracın kararlılığında belirgin bir iyileşme sağladığını tespit eden çalışmalar bulunmaktadır [67, 68].

4.5. DOĞRUSAL KARESEL DÜZENLEYİCİ İLE KONTROL

LQR kontrol yapısı, belirlenen maliyet fonksiyonunu minimum yapacak şekilde tasarlanan bir durum geri beslemeli optimal kontrol yöntemidir. Bu yöntemle belirlenen bir performans ölçütü minimum yapılmak istenmektedir. Şekil 4.8’de durum geri beslemesinin kontrol yapısını gösteren blok diyagram verilmektedir.



Şekil 4.8. Durum geri beslemeli kontrol yapısı.

Dört rotorlu hava aracının LQR yöntemiyle kontrolünde, sistemin bir bütün olarak doğrusallaştırılması gerekir. Sistem $\dot{X} = A \cdot X + B \cdot U$ biçimine dönüştürülmelidir. Sistemi optimize edebilmek için her bir durum doğrusallaştırılır. Böylelikle Eşitlik 4.42, Eşitlik 4.43 ve Eşitlik 4.44’de verilen doğrusal durum-uzay sistemi elde edilir.

$$\dot{X}^T = (\dot{\phi} \ddot{\phi} \dot{\theta} \ddot{\theta} \dot{\psi} \ddot{\psi})^T \quad (4.42)$$

$$A = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{I_y - I_z}{2.I_x} \dot{\psi} & 0 & \frac{I_y - I_z}{2.I_x} \dot{\theta} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{I_y - I_z}{2.I_x} \dot{\psi} & 0 & 0 & 0 & \frac{I_{yz} - I_x}{2.I_y} \dot{\phi} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & \frac{I_y - I_z}{2.I_x} \dot{\psi} & 0 & \frac{I_y - I_z}{2.I_x} \dot{\phi} & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (4.43)$$

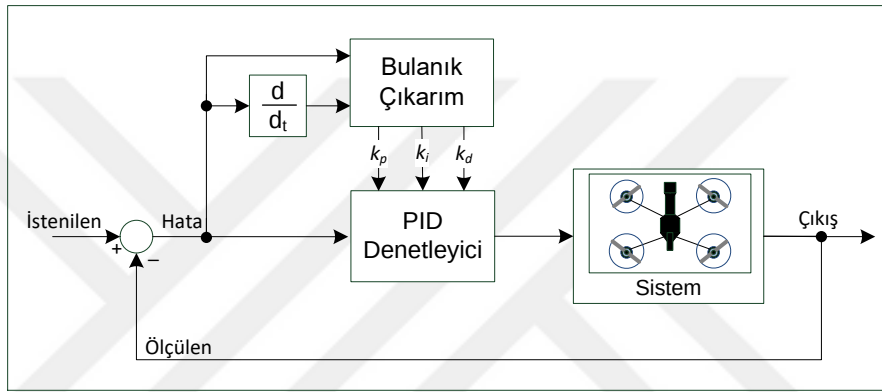
$$B = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_x} & 0 & 0 & 0 & \frac{J_r}{I_x} \dot{\theta} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_y} & 0 & 0 & 0 & \frac{J_r}{I_y} \dot{\theta} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{I_z} & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (4.44)$$

Denklem A ve B matrisleri aracın yörüngesine uydurularak, doğrusallaştırma işlemi geçerli hale getirilir. Literatürde, LQR kontrol yöntemi kullanılarak gerçekleştirilen bir çalışma, PID kontrol yöntemiyle karşılaştırıldığında daha düşük kararlılık elde edildiği gözlemlenmiştir [69].

4.6. ÖZ AYARLAMALI BULANIK PID KONTROL

PID denetleyiciler, doğrusal bir sistemi temel alması nedeniyle doğrusal olmayan sistemlerde belirsiz ve bozulmuş bir performans sergilemektedir. Bu durum doğrusal olmayan yapıların ve belirsizliklerin üstesinden gelinmesi için gerekli olan öğrenme ve uyum sağlama becerilerini ortadan kaldırır. Dolayısıyla PID denetleyicinin oransal, integral ve türevsel kazançlarının öz ayarlamalı bir yapıya dönüştürülerek çevrimiçi uyarlanabilmesi, doğrusal olmayan yapıya sahip olan platformların kontrolünde başarı oranını artırmaktadır [70, 71]. Bu noktada değişen koşullara uygun PID parametrelerinin belirlenmesi için kontrol algoritmasının içerisine bilgi tabanlı bir kontrol yöntemi olan bulanık mantık dahil edilebilir. Bulanık mantık denetleyicide bir girişe karşılık gelen bulanık kontrol çıkışı bulabilmek için giriş sinyali bulanıklaştırma, çıkarım ve durulaştırma aşamalarından geçer. Kural tabanı ile bilgi tabanı arasında

oluşan keskin eşleştirmede; bulanıklaştırma, durulaştırma ve çıkarım aşamaları sırasıyla paralel olarak kullanılmaktadır. Bulanık değerler [0-1] arasında olabilir. Bu durum bulanık mantığın önemli bir avantajıdır. Aynı zamanda bulanık mantık uygulanacağı sistemin matematiksel modeline ihtiyaç duymaz. Sadece uzman bilgisine sahip olmak bulanık denetleyici tasarımı için yeterli bir veridir. Bu nedenle bulanık mantık geleneksel kontrol yöntemlerine nazaran anlaşılması daha kolay olan bir kontrol yöntemidir [72]. Şekil 4.9'da öz ayarlamalı bulanık PID kontrol algoritmasının blok diyagramı verilmektedir.



Şekil 4.9. Öz ayarlamalı bulanık PID kontrol algoritmasının yapısı.

Bulanık mantık denetleyicinin bulanık muhakeme ve söylem evreninin, klasik PID denetleyiciyi temel alarak PID kazançlarının düzenlenmesinde kullanılması, bulanık sistemin dayanıklılık ve uyumluluk özelliklerinin oluşturulan kontrol algoritmasının içerisine yerleştirilmesini sağlar.

Öz ayarlama ifadesi, kontrol parametrelerini çevrimiçi otomatik bir şekilde ayarlayan denetleyici karakteristiklerine işaret etmektedir. Bu şekilde sahip olunan bu kazanç değerleri, süreç çıktısının optimize edilmesine yol açar. Öz ayarlamalı bir bulanık PID denetleyicinin kontrol kuralları tasarımının temeli teorik ve deneysel analizlere dayanmaktadır. Diğer kontrol parametreleri ve katsayılar düzenlenerek; k_p , k_i ve k_d kazançları çevrimiçi bir şekilde ayarlayabilmektedir. Bu durum tümüyle kontrolün hassasiyetini artırır ve bundan dolayı klasik PID denetleyiciden daha iyi performans sergilenmesini sağlar. En büyük üstünlükleri ise taşmaların önüne geçilmesi ve kurulma zamanının daha kısa olmasıdır.

Öz ayarlamalı bulanık PID denetleyici k_p , k_i ve k_d kazançları ile $e(t)$ ve $de(t)$ arasındaki bulanık ilişkinin bulunmasını ve bulanık kontrolün prensipleri doğrultusunda farklı gereksinimlerin karşılanması için bu kazançların değiştirilmesini ifade eder [73]. Öz ayarlamalı bulanık PID denetleyicinin girişi $e(t)$ hata ve $de(t)$ hatadaki değişim, çıkışı ise sisteme gönderilen kontrol sinyalidir. PID kazançlarının ayarlanması, bulanık mantık denetleyicisi tarafından gerçekleştirilmektedir. Burada k_p , k_i ve k_d kazançlarının ayarlanması sürecinde bu parametrelerin sırasıyla $[k_{p \min}, k_{p \max}]$, $[k_{i \min}, k_{i \max}]$ ve $[k_{d \min}, k_{d \max}]$ aralığında değişkenler olduğu varsayılır. Her bir parametre aralığı, yüksek çıkarım verimliliğine sahip uygulanabilir kural tabanlarının elde edilmesi için PID denetleyici üzerinde yapılan denemeler sonucunda belirlenir. Eşitlik 4.45’de verilen formüller aracılığıyla k_p , k_i ve k_d parametreleri kolaylık sağlaması açısından sıfır ve bir aralığına normalize edilir.

$$\begin{cases} \dot{k}_p = (k_p - k_{p \min}) / (k_{p \max} - k_{p \min}) \\ \dot{k}_i = (k_i - k_{i \min}) / (k_{i \max} - k_{i \min}) \\ \dot{k}_d = (k_d - k_{d \min}) / (k_{d \max} - k_{d \min}) \end{cases} \quad (4.45)$$

Kazanç ayarlamasının yapılabilmesi için bulanık kurallar; Eğer (if) $e(t)$ hata A_i ve $de(t)$ hatadaki değişimi B_i ise, sonrasında (then) $\dot{k}_p$ kazanıcı C_i , $\dot{k}_i$ kazanıcı D_i ve $\dot{k}_d$ kazanıcı E_i olur ($i=1,2,..m$, m toplam kural sayısı). Burada A_i , B_i , C_i , D_i ve E_i bulanık kümeleri ifade etmektedir. Bu bulanık kümeler, oluşturulan üyelik fonksiyonları aracılığıyla dilsel ifadelerle karakterize edilir. Üyelik fonksiyonları ve kural tabanları kullanılarak bulanıklaştırma işleminin yapılmasının ardından tercih edilen yöntemle göre durulaştırma işlemi yapılır. Sonuç olarak elde edilen $\dot{k}_p$, $\dot{k}_i$ ve $\dot{k}_d$ parametreleri Eşitlik 4.46’da verilen denklemlerde yerine yazılarak denetleyici kazançları elde edilir [74].

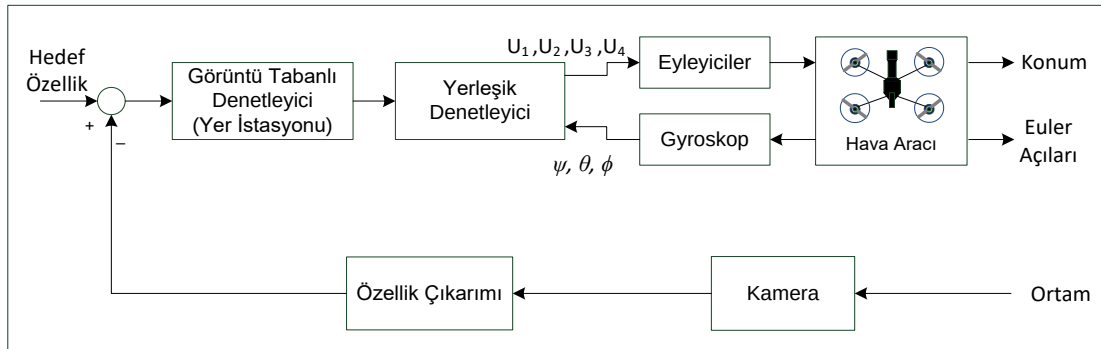
$$\begin{cases} k_p = (k_{p \max} - k_{p \min})\dot{k}_p + k_{p \min} \\ k_i = (k_{i \max} - k_{i \min})\dot{k}_i + k_{i \min} \\ k_d = (k_{d \max} - k_{d \min})\dot{k}_d + k_{d \min} \end{cases} \quad (4.46)$$

Dört rotorlu hava araçlarının durum kararlılığının sağlanmasında ve hareketlerinin

kontrolünde öz ayarlamalı bulanık PID denetleyici kullanılarak başarılı sonuçların elde edildiği simülasyon ortamında yapılan çalışmalar literatürde mevcuttur [75, 76]. Bu tez çalışmasında, öz ayarlamalı bulanık PID denetleyici kullanılarak dört rotorlu hava aracıyla otonom güzergah takibinin gerçek zamanlı olarak yapılmaktadır.

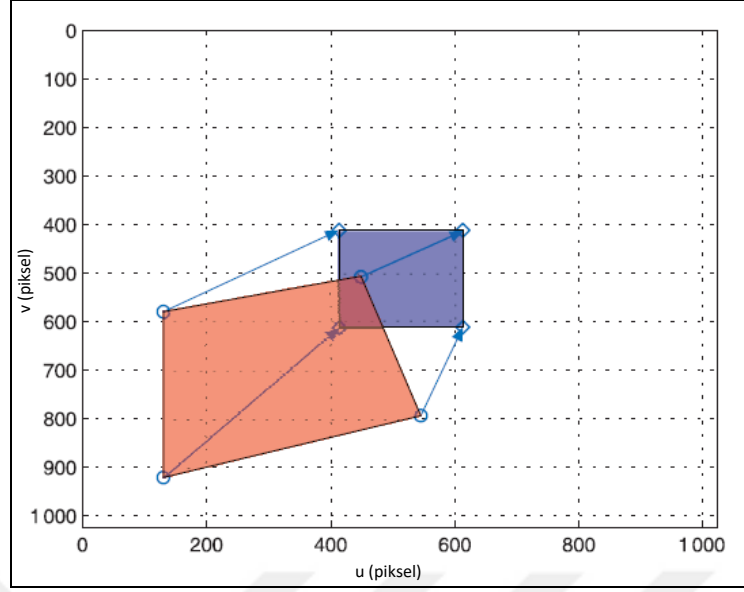
4.7. GÖRÜNTÜ TABANLI GÖRSEL GERİ BESLEMELİ KONTROL

Görüntü Tabanlı Görsel Geri Beslemeli (Image Based Visual Servoing - IBVS) denetimde hava aracının hedefe göre konumunun belirlenmesinde kamera görüntüsünden elde edilen görsel özelliklerden yararlanılmaktadır. Görüntü işleme ve kontrol yöntemleri bir araya getirilerek, görsel bilginin kontrol çevrimi içerisinde kullanımı mümkün hale getirilir. Hava aracının görüntü tabanlı denetiminin yapıldığı sistemlerde araç üzerindeki kameradan elde edilen görüntü genellikle bir yer istasyonuna aktarılır. Yer istasyonundaki işlemci tarafından görüntü işleme algoritmaları kullanılarak, mevcut görüntüden elde edilen bilgiler doğrultusunda hava aracına kontrol komutları gönderilir. Hava aracı içerisindeki yerleşik işlemci, algılayıcılardan alınan gyroskopik bilgileri ve yer istasyonundan gelen komutları kontrol ederek kararlı bir uçuş sağlar. Şekil 4.10'da görüntü tabanlı görsel geri beslemeli denetimin blok diyagramı verilmektedir.



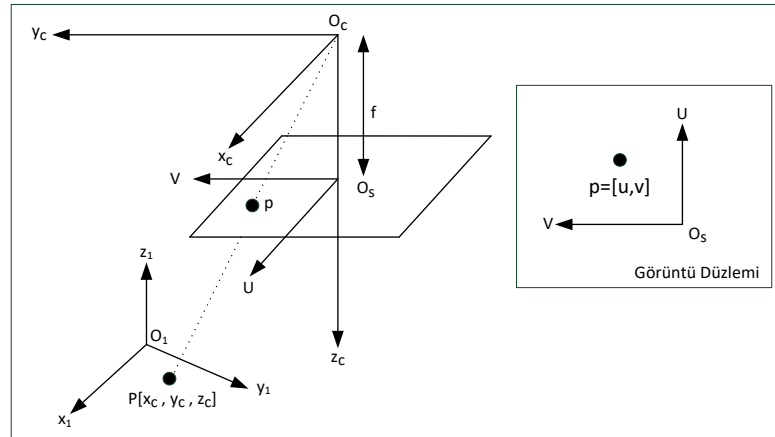
Şekil 4.10. Görüntü tabanlı görsel geri beslemeli denetimin yapısı.

Hedef özellik yaklaşımına göre kameradan alınan hedefin başlangıç anındaki görüntüsü ile istenen görüntüsü arasında Şekil 4.11'de gösterildiği biçimde bir bağıntı oluşturulur.



Şekil 4.11. Hedefin başlangıç ile istenen görüntüleri.

Şekil 4.10’da yatay ve dikey piksel eksenleri üzerindeki kare bir hedefin başlangıç görüntüsü mavi renk, istenen görüntüsü ise kırmızı renkli olarak verilmektedir. Burada başlangıç hedef görüntüsü kenarlarında o-ışaretiyle belirtilen noktalardan, istenen hedef görüntüsü kenarında $\diamond$ -ışaretiyle belirtilen özellik noktalarına doğru bir hareketin gerçekleştirilmesi görüntü tabanlı denetimin temel problemini oluşturmaktadır. Bu konuda çeşitli çözüm modelleri literatürde mevcuttur. Görüntü tabanlı denetimde iğne deliği perspektif izdüşümü (pinhole perspective projection) modeli kullanılarak oluşturulan görüntü ve kamera eksenlerinin koordinat düzenlemeleri Şekil 4.12’de verilmektedir.



Şekil 4.12. Görüntü ve kamera ekseninin koordinat düzenlemesi.

Burada görüntü düzlemi üzerinde bulunan $[u,v]$ konumunun özellikleri homojen koordinatlar kullanılarak Eşitlik 4.47’de verildiği şekilde hesaplanabilmektedir [77, 78].

$$p = [u,v] = \left[\frac{f_u x_c}{z_c}, \frac{f_v y_c}{z_c} \right] \quad (4.47)$$

Eşitlik 4.47’de verilen denklemlerde f_u ve f_v kameranın sırasıyla yatay ve dikey eksenlerindeki odak uzaklığını (focal length), x_c , y_c ve z_c rastgele seçilen bir p noktasının kamera koordinat çerçevesine göre konumunu ifade etmektedir. Böylelikle kamera çerçevesindeki herhangi bir p noktası, görüntü düzlemi üzerinde $[u,v]$ konumunda yerleştirilmiş olacaktır. Kameranın kalibre edilmiş olduğu, $v=[v_x, v_y, v_z]$ ötelemeli hızı ve $\omega=[\omega_x, \omega_y, \omega_z]$ açısal hızı ile hareket ettiği varsayılarak, p noktasının kamera çerçevesine göre dinamiklerinin vektör biçiminde yazımı Eşitlik 4.48’de verilmektedir [79, 80].

$$\dot{P} = -\omega \times P - v \quad (4.48)$$

Eşitlik 4.47 ve Eşitlik 4.48’de verilen denklemler bir araya getirilerek Eşitlik 4.49’da verilen görüntü dinamikleri elde edilir.

$$\begin{cases} \dot{u} = -\frac{f}{z_c} v_x + \frac{u}{z_c} v_z + \frac{u v}{f} \omega_x - \frac{u^2 + f^2}{f} \omega_y + v \omega_z \\ \dot{v} = \frac{f}{z_c} v_y + \frac{v}{z_c} v_z + \frac{v^2 + f^2}{f} \omega_x - \frac{u v}{f} \omega_y - u \omega_z \end{cases} \quad (4.49)$$

Ötelemeli ve açısal hız terimlerinin kullanılarak Eşitlik 4.50 ve Eşitlik 4.51 elde edilir.

$$\dot{r} = [v, \omega]^T \quad (4.50)$$

$$\dot{p} = J_p \dot{r} \quad (4.51)$$

Burada $\dot{r}$ kameranın hız vektörünü ve J_p görüntü Jacobian matrisini temsil etmektedir. Jacobian matrisi koordinat sistemleri arasındaki dönüşüm bağıntılarının kurulmasında

yararlanılan kısmi türevlerin oluşturduğu bir matrisdir. Burada Jacobian matrisi, $\dot{r}$ kamera hız vektörü ile $\dot{p}$ görüntü özellik hız vektörünü eşleştirir ve matrissel gösterimi Eşitlik 4.52’de verilmektedir [81, 82].

$$J_p = \begin{bmatrix} -\frac{f}{z_c} & 0 & \frac{u}{z_c} & -\frac{u v}{f} & -\frac{f^2+u^2}{f} & v \\ 0 & -\frac{f}{z_c} & \frac{v}{z_c} & \frac{f^2+v^2}{f} & -\frac{u v}{f} & -u \end{bmatrix} \quad (4.52)$$

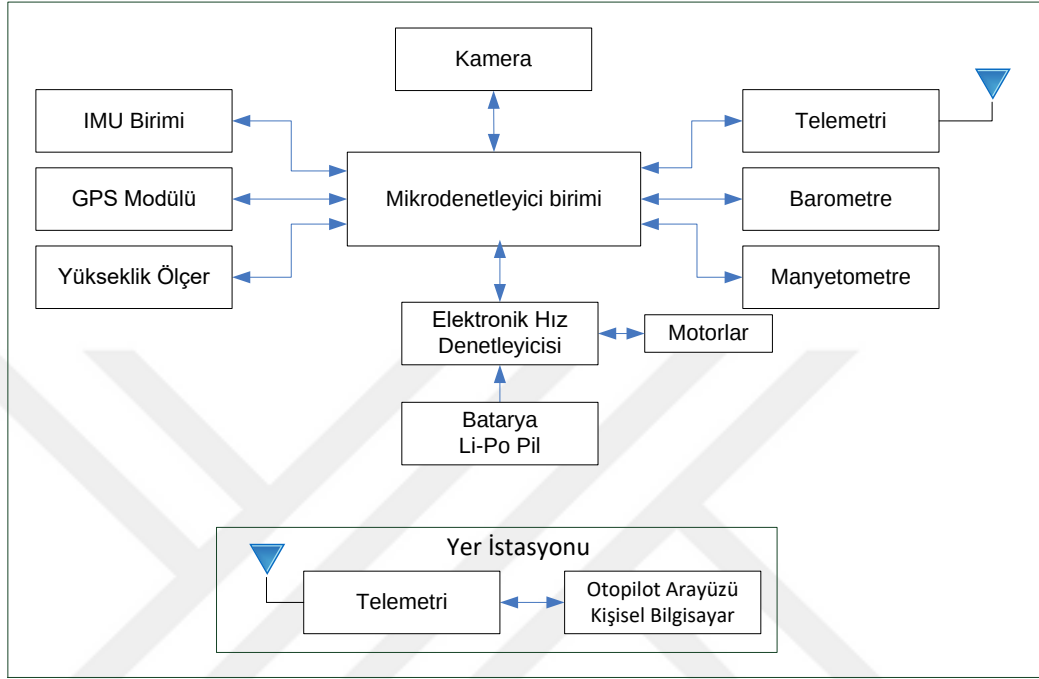
Görüntü tabanlı görsel geri beslemeli denetimde Jacobian matrisinden istenen koordinat noktası p^* ile gerçek koordinat noktası p arasındaki farkın en küçüklenmesinde yararlanılır [83].

4.8. OTOPILOT SİSTEMLERİ

Otopilot sistemi, bir hava aracının insan (pilot) tarafından sürekli olarak elle kullanılmaya ihtiyaç olmadan belirlenen bir rotada uçuşmasını sağlayan sistemdir. Bu sistem, pilotu fiziksel ve zihinsel yorgunluk yaratan basit seviyedeki uçuş parametrelerine dikkatini vermekten kurtarıp, rotayı izleme ve hava durumu gibi daha üst seviyedeki uçuş kontrollerine yoğunlaşmasına imkan sağlar. Otopilot sistemi, hava aracını, mekanik, elektriksel veya hidrolik olarak kumanda etmektedir. Modern sistemlerde, klasik uçuş kontrollerinin yanı sıra otopilotlar, motorların çalışma kuvvetini kontrol eden sistemler ile tümleşik bir yapı haline getirilmiştir. Bu sayede hava aracının eksenleri boyunca hareketinin yanı sıra hızını da otomatik pilot sistemi kontrol edebilmektedir [84].

Günümüzde çok sayıda araştırma ekibi ve kuruluşlar tarafından, belirli amaçlara yönelik olarak dört rotorlu hava araçları için otopilot sistemleri geliştirmektedir. Bu tasarımlarda esas alınan ve bir otopilot sisteminin karşılaması gereken temel görevler; kararlı bir şekilde iniş ve kalkış yapabilme, havada kararlı bir konumda kalabilme, algılayıcılardan ve yer istasyonundan gelen bilgileri doğru bir şekilde işleyebilme, verilen bir güzergahı takip edebilme, uçuş ve durum parametrelerini aktarabilme görevleridir. DRİHA’larda kullanılan bir otopilot sistemi mikrodenetleyici birimi, IMU, ESC (Electronic Speed Controller - Elektronik Hız Denetleyicisi),

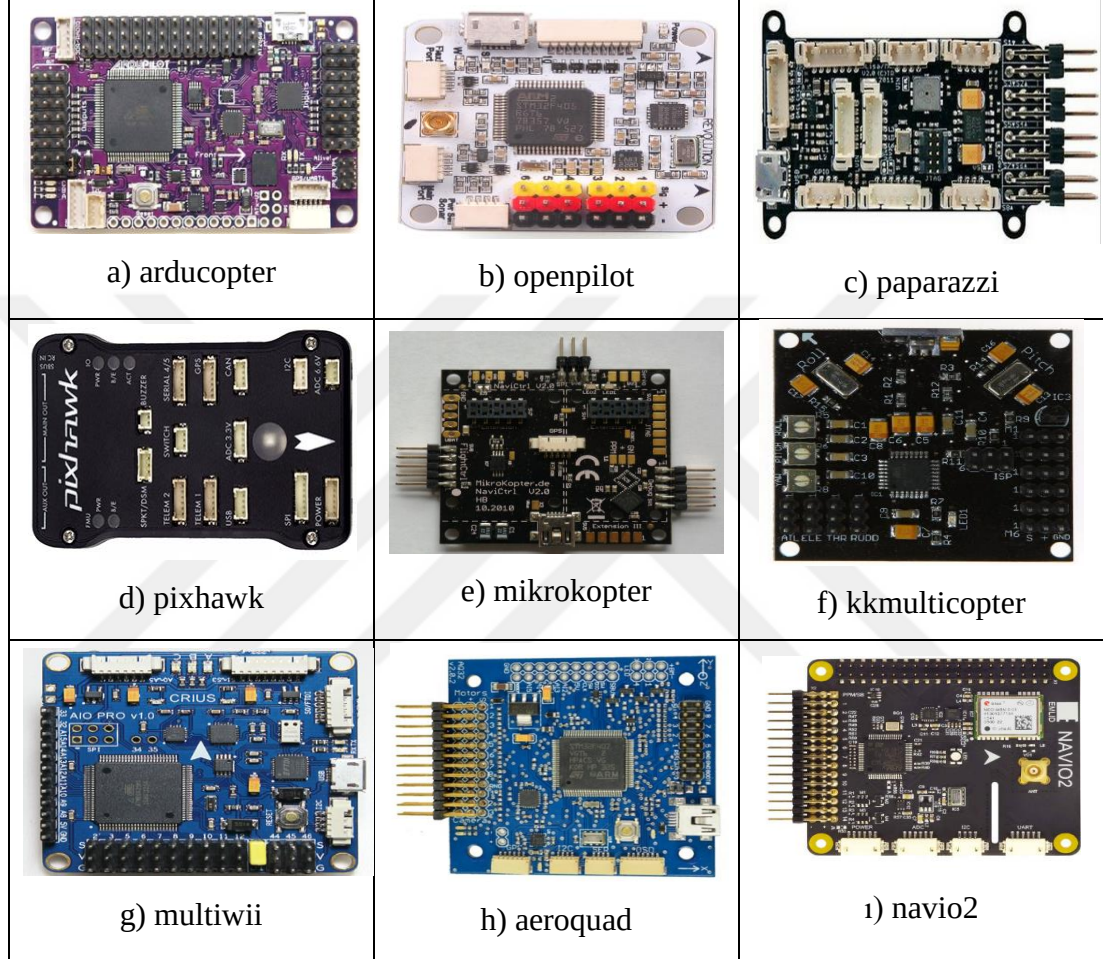
manyetometre, barometre, GPS birimi, telemetri ve yükseklik ölçüm biriminden oluşmaktadır. Şekil 4.13’de dört rotorlu hava araçlarında kullanılan bir otopilot sisteminin blok şeması verilmektedir.



Şekil 4.13. Otopilot sisteminin blok şeması.

Otopilot sisteminin IMU biriminde, üç eksenin her biri için gyro ve ivmeölçer bulunmaktadır. IMU biriminden üç eksenle uyumlu Euler açıları elde edilir. GPS modülü aracılığıyla hava aracının konum bilgisi uydulardan alınır. Yükseklik ölçer ve barometreden hava aracının yükseklik bilgisi elde edilir. Manyetometre, hava aracı için pusula görevi görür. Telemetri birimi sayesinde hava aracı ve yer istasyonu arasındaki veri haberleşmesi sağlanır. ESC birimi, girişlerine uygulanan PPM (Pulse Position Modulation - Darbe Konum Modülasyonu) sinyalleri ile fırçasız doğru akım motorların hızlarını kontrol eder. Mikrodenetleyici birimi, gelen ölçüm verileri doğrultusunda hava aracının kararlı bir şekilde uçuşunu sağlamak için gerekli olan kontrol sinyallerini üretir. Otopilot sisteminde yer alan birimler ve içerisindeki yazılımlar, daha kararlı uçuşun sağlanması için sürekli olarak geliştirilmekte ve güncellenmektedir. Kapsamlı bir ar-ge çalışmaları neticesinde ortaya çıkan otopilot sistemleri arasında X4-flyer, OS4, STARMAC, Pixhawk, Draganflyer X4, Asctec Hummingbird, Gaui Quad flyer, Parrot AR.Drone ve DJI Wookong hava aracı

teknolojileri yer almaktadır. Bu araçların uçuş kontrolünün sağlanmasında, açık kaynak kodlu uçuş kontrol kartları ve yazılım geliştirme kitlerinden yararlanılmaktadır. Şekil 4.14 (a), (b), (c), (d), (e), (f), (g), (h) ve (i)'de dört rotorlu hava araçları için geliştirilen açık kaynak kodlu otopilot kartları verilmektedir.



Şekil 4.14. Açık kaynak kodlu otopilot kartları.

Dört rotorlu hava araçlarına yönelik olarak oluşturulan açık kaynak kodlu projeler tüm dünyada konuyla ilgili kişilere kendini geliştirme ve konu hakkında paylaşım yapma imkanı sunmaktadır. Bu platformun kullanıcıları, açık kaynak kodlu bir proje ekibine internet ortamında dahil olarak, yazılım, elektronik donanım ve yer istasyonu kontrol yazılımları gibi yardımcı alanlarda katkı sağlamaktadır [85]. Çizelge 4.3'de açık kaynak kodlu otopilot sistemlerinin temel elektronik donanımları ve boyutları bakımından karşılaştırılması verilmektedir. Burada verilen otopilot sistemlerinin uçuş ve durum parametrelerinin bir yer istasyonu tarafından takip edilmesini sağlayacak

arayüz yazılımları bulunmaktadır. Otopilot sistemlerinin kullanıcı arayüz yazılımlarının ekran alıntıları Şekil 4.15 (a), (b), (c) ve (d)'de verilmektedir.

Çizelge 4.3. Otopilot sistemlerinde kullanılan temel elektronik donanımlar.

Özellik	Arducopter	Openpilot	Pixhawk	Mikrokopter
Boyut (mm)	66x40.5	36x36	40x30.2	44.6x50
Ağırlık (g)	23	8.5	8	35
İşlemci	ATmega2560	STM32F103CB	LPC2148	ATmega644
İşlemci Hızı (MHz)	16	72	60	20
Jiroskop	MPU-6000	ISZ/IDC-500	ISZ/IDC-500	ADXR5610
İvmeölçer	MPU-6000	ADX330	SCA3100-D04	LIS344ALH
Manyetometre	HMC5843	HMC5843	HMC5843	KMZ51
Barometre	MS5611	BMP085	MS5611	MPX4115A



Şekil 4.15. Otopilot sistemlerinin yer istasyonlarındaki ekran arayüzleri.

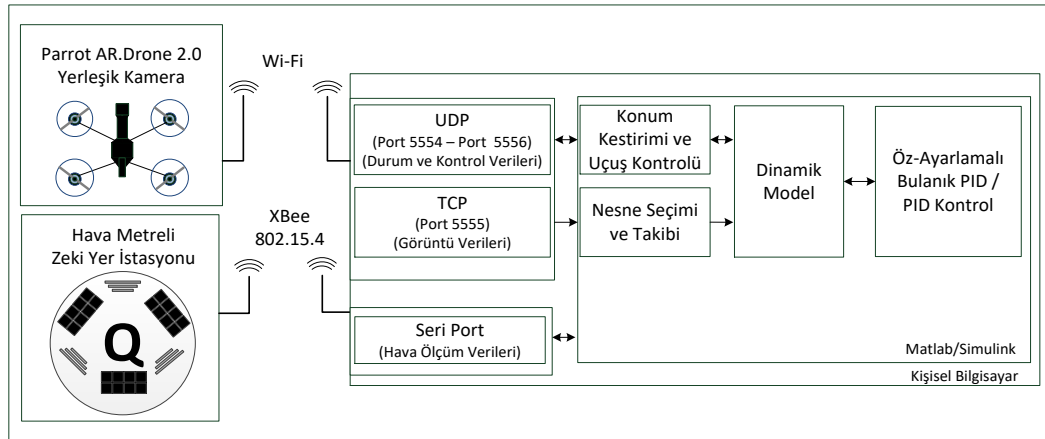
Kullanıcı arayüzleri sayesinde, hava aracının eksenlerle yaptığı açılar, yüksekliği, hızı, GPS modülü ile belirlenen harita üzerindeki konumu, geçiş noktaları, uçuş modları, yerleşik kameradan elde edilen görüntüler gözlemlenebilmekte ve hava aracının kalibrasyon ayarları yapılabilmektedir. Kullanıcı arayüz yazılımları aracılığıyla takip edilebilen uçuş parametreleri arasında yön, konum, hız ve yükseklik bilgileri yer almaktadır. Durum parametreleri arasında ise eksenlerle yaptığı sapma, yuvarlanma ve yunuslanma açıları yer almaktadır.



BÖLÜM 5

ÖZ AYARLAMALI BULANIK PID DENETİMLİ DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACIYLA OTONOM GÜZERGAH VE NESNE TAKİBİ

Bu tez çalışmasında düşük maliyetli bir dört rotorlu hava aracı olan, Parrot firmasının ürettiği AR.Drone adlı aracın ikinci sürümü kullanılmaktadır. API (Açık Uygulama Programlama Arayüzü - Application Programming Interface) ve Wi-Fi kontrol özellikleri, çalışmada kullanılan hava aracını hızlı algoritma geliştirilmesine imkan sağlaması bakımından oldukça uygun hale getirmektedir. AR.Drone hava aracına veri göndermek ve araçtan gelen verileri okumak için bir MATLAB/Simulink arayüzü geliştirilmiştir. Geliştirilen bu Wi-Fi arayüzü ile sistem tanımlama, kontrol ve yönlendirme deneylerinin hızlı bir şekilde uygulanmasına imkan sağlanmıştır. Şekil 5.1’de otonom güzergah ve nesne takibi için kullanılan sistemin blok şeması verilmektedir.



Şekil 5.1. Otonom güzergah ve nesne takibi için kullanılan sistemin blok şeması.

MATLAB/Simulink modeli üzerinden UDP (User Datagram Protocol - Kullanıcı Veri Bloğu İletişim Kuralları) protokolü ile hava aracının durum, konum ve hız verileri 5554 numaralı porttan alınmakta, kontrol ve konfigürasyon komutları da 5556 numaralı porttan hava aracına iletilmektedir. Görüntü verileri TCP (Transmission

Control Protocol - İletim Kontrol Protokolü) / IP (Internet Protocol - İnternet Protokolü) protokolü ile 5555 numaralı porttan alınmaktadır. Sistemde iki farklı haberleşme protokolü eşzamanlı olarak gerçekleştirilmekte ve MATLAB/Simulink modeli içerisinde işlenmektedir. Verilerin alınması, işlenmesi ve kontrol verilerinin üretilmesine yönelik olarak geliştirilen Simulink modelleri ek açıklamalar bölümünde verilmektedir. Çalışmanın ilk aşamasında klasik PID kontrol algoritması ve öz ayarlamalı bulanık PID kontrol algoritması kullanılarak güzergah takibi uygulamaları, ikinci aşamasında ise görsel geri beslemeli denetimden yararlanılarak nesne takibi uygulaması gerçekleştirilmiştir. AR.Drone hava aracı kullanılarak dinamik modellerle birlikte tasarlanan kontrol ve yönlendirme algoritmalarının doğruluğu gerçek zamanlı olarak kapalı ve açık ortam uygulamalarında test edilmiştir. Açık ortamda yapılan uygulamalar kapsamında uçuş sırasındaki hava koşulları, iniş-kalkış platformuna bağlı bulunan bir hava metre (weather shield) üzerinden takip edilmektedir. Ölçülen parametreler kablosuz olarak IEEE 802.15.4 protokolü ile hava aracının kontrolünün gerçekleştirildiği MATLAB/Simulink ortamına aktarılmaktadır.

5.1. AR.DRONE DÖRT ROTORLU HAVA ARACI PLAFORMU

Parrot AR.Drone 2.0'ın bu çalışmada kullanılmasının başlıca sebepleri; üstün manevra yetenekleri, açık kaynak kodlu yazılım geliştirme ortamı ve düşük maliyetidir. AR.Drone 2.0 çarpı tipinde bir dört rotorlu hava aracı mekaniğine sahiptir. Şekil 5.2 (a) ve (b)'de hava aracı, açık ve kapalı alanlar için kullanılan üst gövdeler ile birlikte verilmektedir.



a) açık alanda kullanım

b) kapalı alanda kullanım

Şekil 5.2. AR.Drone 2.0 açık alan ve kapalı alan üst gövde tasarımları.

Çizelge 5.1’de AR.Drone 2.0 hava aracının belirlenen fiziksel parametreleri verilmektedir.

Çizelge 5.1. AR.Drone 2.0 hava aracının fiziksel parametreleri.

Parametre	Değer	Birim	Açıklama
m	0.420	kg	Kütle
L	0.1785	m	Rotor ile ağırlık merkezi arası mesafe
I_{xx}	0.0022	kg.m ²	X eksenindeki atalet momenti
I_{yy}	0.0029	kg.m ²	Y eksenindeki atalet momenti
I_{zz}	0.0048	kg.m ²	Z eksenindeki atalet momenti
J	2.0295	kg.m ²	Herbir rotorun ataleti

AR.Drone 2.0, 1500 mAh 11.1 V’luk 10 C boşalma oranı olan bir adet Li-Po (Lityum Polimer) pil ile beslenmektedir. Şarj bilgisi, gömülü sistem tarafından sürekli takip edilmektedir. Araç, dört adet üç fazlı 14.5 W, 28.500 RPM (Revolutions Per Minute – Dakikadaki Devir Sayısı) fırçasız doğru akım motoru ile hareket etmektedir. Motor sürücüleri, barındırdıkları algılayıcı ile motorun duruş ve dönüş durum bilgilerine sahiptir. Her bir sürücü için 8 MIPS (Million Instructions Per Second – Saniyedeki Milyon Komut) AVR işlemci bulunmaktadır. Araç mekanik özellikleri yanında sahip olduğu elektronik özelliklerle akademik çalışmalara oldukça uygundur.

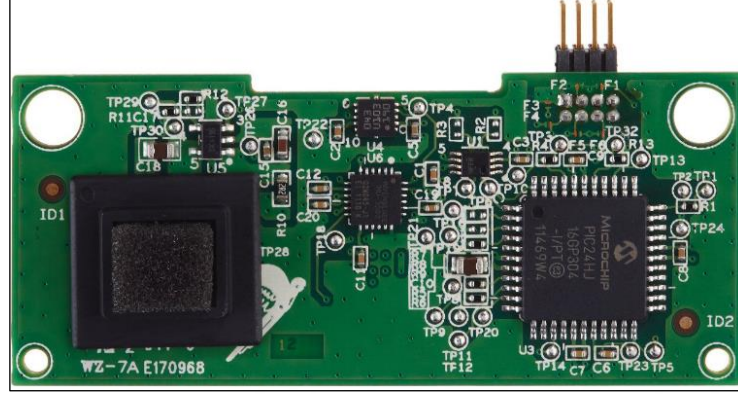
AR.Drone 2.0’ın ana kartı 1 GHz 32 bit ARM Cortex A8 işlemci ile birlikte 800 MHz’lik paylaşımsız video destekli TMS320DMC64X sayısal işaret işlemcisinden oluşmaktadır. Sistem ayrıca 1 GB’lık 200 MHz’lik DDR2 RAM belleğe sahiptir. Bu özellikler sayesinde üzerinde 32 bit’lik bir işletim sistemi çalıştırabilmektedir. Ana kart, dış dünya ile iletişim kuracak modülleri üzerinde barındırmaktadır. Bu modüllerin başında, TCP/IP iletişime olanak veren IEEE 802.11 kablosuz iletişim protokolü gelmektedir. Bu protokol, günümüzde sıklıkla kullanılan ve 2.4 GHz frekans bandından yayın yapan kablosuz yerel alan ağı ile aynıdır. Hava aracı ile denetleyici (tele-operatör veya ana bilgisayar) arasındaki haberleşme Wi-Fi bağlantısı aracılığıyla

100m'lik bir menzilde üç ayrı UDP haberleşme kanalı üzerinden sağlanmaktadır. İlk olarak komut kanalından araca iniş, kalkış, sınırları ayarlama, algılayıcıları kalibre etme, kamera değiştirme, yunuslama, yuvarlanma, sapma ve dikey hız ayarlama talimatları gönderilmektedir. NavData kanalından hava aracının durumu hakkında bilgiler alınarak bir geri besleme sağlanmaktadır. Bu bilgiler aracın mevcut durumu (aracın uçuş, iniş, kalkış, kalibrasyon ve kalıcı durumu) ve algılayıcı verilerinden (mevcut yunuslama, yuvarlanma, sapma, yükseklik, batarya seviyesi ve tüm eksenlerdeki hızlar) oluşmaktadır. Son olarak akış (stream) kanalından kameralardan alınan görsel bilgiler alınmaktadır. Haberleşme mesafesi yönlendirici (router) ve kapsama alanı genişletici (extender) ile rahatlıkla artırılabilir. Bir diğer iletişim modülü ise üzerinde barındırdığı USB (Universal Serial Bus – Evrensel Seri Veriyolu) 2.0 bağlantı kapısıdır. Bu sayede araca istenirse GPS, taşınabilir bellek gibi herhangi bir USB cihaz takılarak hava aracına entegre edilebilmektedir.

AR.Drone 2.0'ın ön kısmında yer alan HD (High Definition – Yüksek Çözünürlüklü) ön kameranın yerleşimi, aracın rotor yerleşimini de doğrudan etkilemiştir. Ön kameradan alınan 1280 x 720 piksel çözünürlüğündeki görüntü 30 FPS (Frame Per Second – Saniyedeki Kare Sayısı) ile kablosuz iletişim protokolü üzerinden H.264 video kodlaması kullanılarak aktarılabilir. Aracın alt kısmında yer alan diğer kamerası dikey QVGA (Quarter Video Graphics Array – Çeyrek Video Grafikleri Dizilimi) kamera 320 x 240 piksel çözünürlükteki görüntüyü 60 FPS ile IEEE 802.11 kablosuz iletişim protokolü üzerinden gönderebilmektedir. Ayrıca bu kamera, aracın karasal hızının ölçülmesinde de kullanılmaktadır.

Uçuş için kilit rol oynayan ana kartın, araç hakkında durum bilgisini alacağı navigasyon kartında altı serbestlik dereceli bir ataletsel ölçüm sistemi yer almaktadır. 3 eksen, 2000°/sn hassasiyetli gyroskop, 3 eksen ± 50 mg hassasiyetli ivmeölçer ve 3 eksen 6° hassasiyetli manyetometre bu ataletsel ölçüm sistemini oluşturmaktadır. Bu sisteme destek amacıyla ± 10 Pa hassasiyetli basınç algılayıcısı ve ultrasonik algılayıcı çifti ile yükseklik bilgisi de ölçülmektedir. Navigasyon kartının algılayıcıları AR.Drone 2.0'dan alınan geri bildirimleri meydana getirmektedir. Bu verilerin bir araya getirilmesi ile hava aracının Euler açıları elde edilir. Bu açılar, aracın durum kararlılığının sağlanması için kullanılmaktadır [86–88]. Şekil 5.3 ve Şekil 5.4'de

AR.Drone hava aracının sırasıyla navigasyon kartı ve ana kartının görünümeleri verilmektedir.



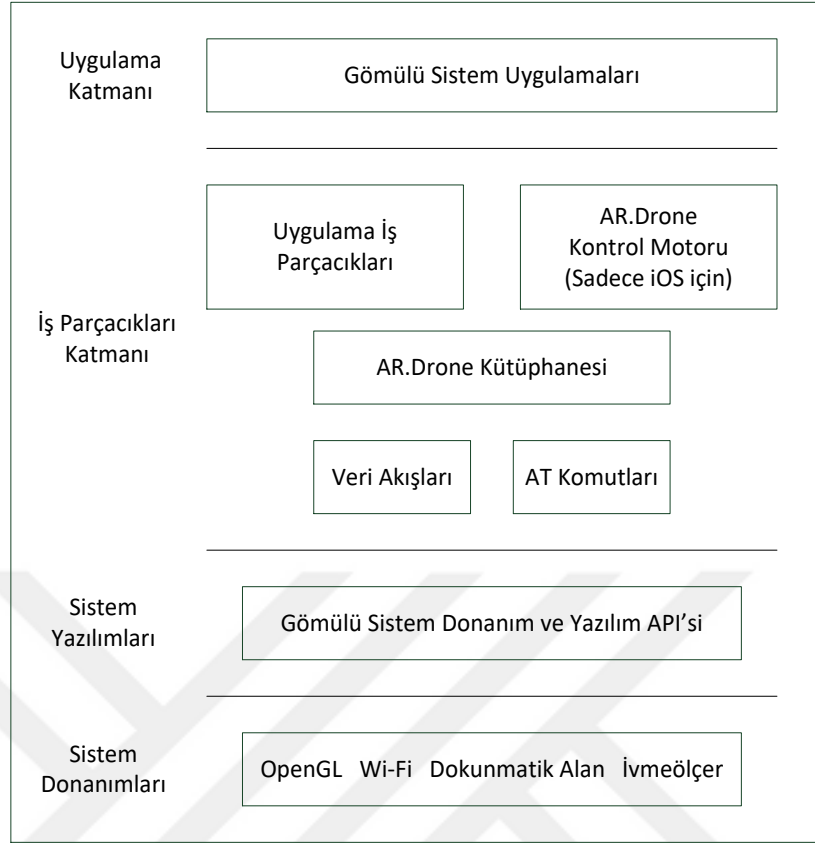
Şekil 5.3. AR.Drone hava aracının navigasyon kartı.



Şekil 5.4. AR.Drone hava aracının anakartı.

Anakartın merkezinin alt kısmında CMOS (Complementary Metal Oxide Semiconductor - Bütünleyici Metal Oksit Yarı İletken) kamera yer almaktadır. Navigasyon kartı üzerinde MEMS gyroskop ve ultrasonik algılayıcı yer almaktadır. AR.Drone dört rotorlu hava aracının mekanik ve elektronik yeteneklerini kontrol etmemizi sağlayan yazılım geliştirme donatısının (SDK – Software Development Kit) mimari yapısı Şekil 5.5’de verilmektedir [89].

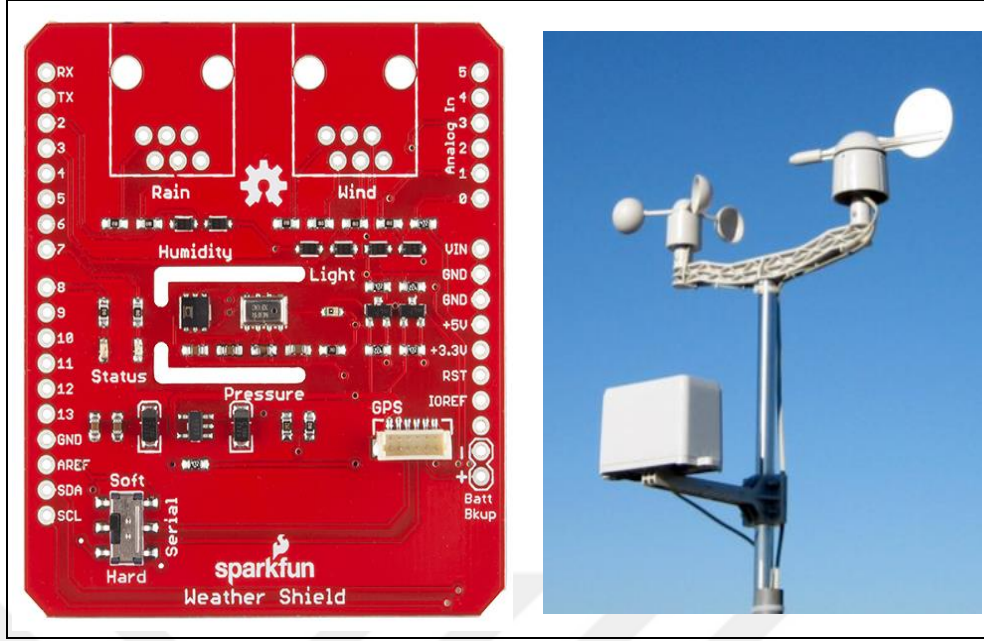
Aracın IEEE 802.11 kablosuz bağlantısı ile başta Linux olmak üzere Windows ve Mac OS işletim sistemli bilgisayarlardan kontrol edilebilmesi mümkündür. Bununla birlikte Android tabanlı mobil cihaz işletim sistemlerini de destekleyen bir yazılım geliştirmesi mevcuttur.



Şekil 5.5. AR.Drone yazılım geliştirme donatısının mimari yapısı.

5.2. HAVA METRELİ ZEKİ YER İSTASYONU

Dört rotorlu hava aracının, hava koşullarının uçuş için olumsuz olduğu durumlarda kalkışına izin verilmemesi veya güzergah takibi sırasında hava koşullarının bozulmasıyla birlikte yer istasyonuna geri dönüşünün sağlanması için hava metreli zeki bir yer istasyonun tasarımı ve uygulaması yapılmıştır. Uçuş sırasında hava koşulları, iniş-kalkış platformuna bağlı bulunan bir hava metre (weather shield) üzerinden takip edilmektedir. Ölçülen parametreler kablosuz olarak IEEE 802.15.4 protokolü ile hava aracının kontrolünün gerçekleştirildiği MATLAB/Simulink ortamına aktarılmaktadır. Sistemde kullanılmak üzere Sparkfun firmasının ürettiği hava ölçüm kartı (weather shield) ve hava metre (weather meter) düzeneğini tercih edilmiştir. Bu algılayıcı kartının üzerinde bulundurduğu elektronik birimler aracılığıyla sıcaklık, nem, basınç, ışık seviyesi, batarya seviyesi ve hava metre düzeneğinden gelen bilgiler sayesinde de rüzgar hızı ve yağmur yağış durumu gözlemlenebilmektedir. Şekil 5.6 (a) ve (b)'de hava ölçüm kartı ve hava metre düzeneği verilmektedir.



a) hava ölçüm kartı

b) hava metre

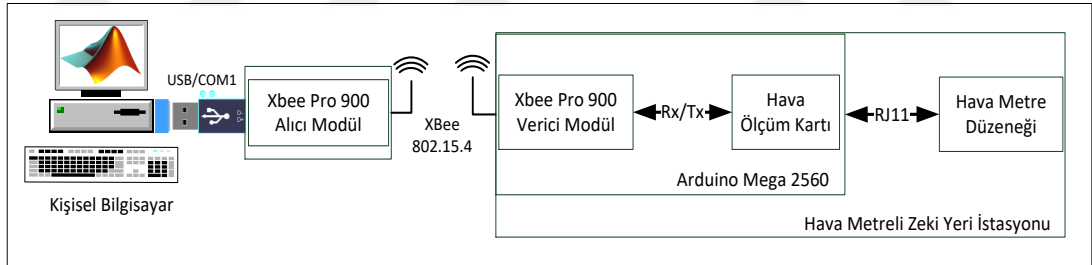
Şekil 5.6. Hava ölçüm kartı ve hava metre.

Hava ölçüm kartı ve hava metrenin teknik özellikleri şu şekildedir; hava ölçüm kartı Arduino Mega 2560 mikrodenetleyici kartı ile uyumludur. Bu sayede Arduino programında geliştirilen yazılımlarla saatlik, günlük veya haftalık ortalama rüzgar hızı ve yağmur yağış miktarı bilgileri de elde edilmektedir. Hava ölçüm kartının üzerinde çeşitli algılayıcılar bulunmaktadır. Bunlar; MPL3115A2 barometrik basınç algılayıcısı, ALS-PT19 ışık algılayıcısı, HTU21D nem ve sıcaklık algılayıcısıdır. Bu algılayıcılar basıncı, nemi, çevredeki ışığı ve sıcaklığı akım değeri olarak vermektedir. Yağmur durumu ve yağış hareketi bu uygulama kartı ile takip edilebilmektedir. Aynı zamanda GPS bağlantısı için giriş bulunmaktadır. Veri iletimi BlueSMIRF kablosuz modül veya bu versiyonda XBee radyo modülü ile kablosuz olarak sağlanabilmektedir. Hava metre mekanizmasında bir anemometre, rüzgar gülü, yelkovan ve yağmur ölçer bulunmaktadır.

Rüzgar ve yağmur algılayıcılarının ölçüm kartına bağlantıları için RJ11 konektörü bulunmaktadır. Anemometrede, rüzgar hızını ölçmek için kullanılabilen basit frekans algılama röle anahtarı, rüzgar gülünde rüzgar yönünü tespit etmek için bir potansiyometre kullanılmaktadır. Günlük, haftalık ve aylık ortalama yağış miktarları

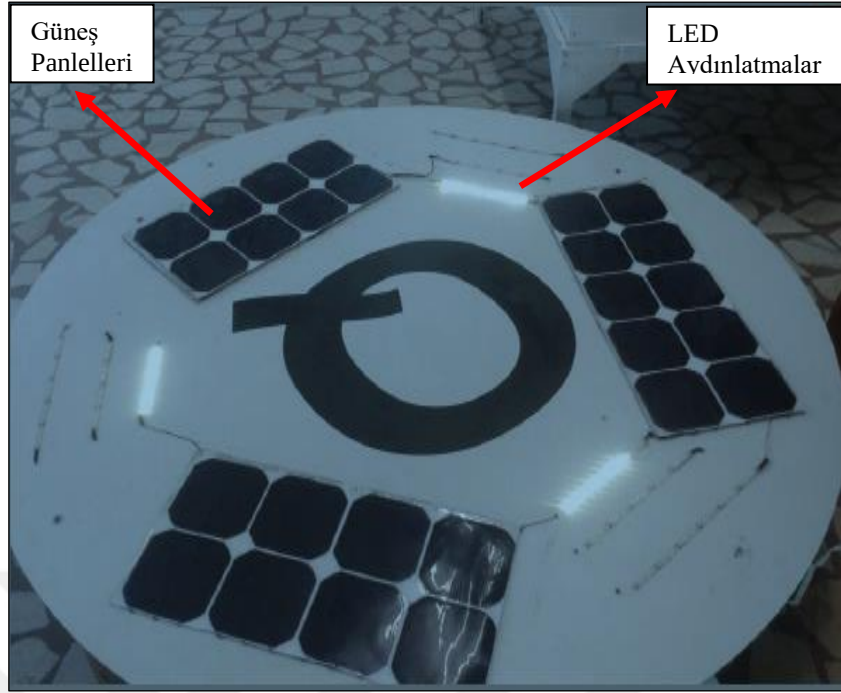
anahtarlama ile ölçülmektedir. Ölçülen hava parametreleri Arduino uyumlu, Digi firması tarafından üretilen XBee Pro 900 HP alıcı-verici modülleri kullanılarak iletilmekte ve ana bilgisayarın seri portundan okunmaktadır. Okunan veriler MATLAB/Simulink ortamına, hava aracına ait uçuş parametreleri ile birlikte alınarak işlenmektedir.

Verilerin seri port COM1'den MATLAB/Simulink ortamına aktarılmasında Real-Time Windows Target araç kutusunun içerisinde yer alan Packet Input bloğundan veri hızı, veri uzunluğu, port seçimi ve örnekleme zamanı ayarlamaları yapılarak yararlanılmıştır. Seri porttan okunan ondalık (decimal) kodlu karakter verilerinden tekrar int veya float tipte gerçek verilerin elde edilebilmesi için C programlama dilinde bir veri tipi dönüştürme yazılımı geliştirilerek gerçek zamanlı MATLAB modelinin içerisine dahil edilmiştir. Burada hazır bir veri tipi değiştirme komutu yerine, özel bir veri tipi dönüştürme yazılımı geliştirmenin gerekçesi, MATLAB'de gerçek zamanlı uygulamada "Standalone Code Generation" izni verilmemesidir. Hava metreli zeki yer istasyonu ile ana bilgisayar arasındaki veri haberleşmesi Şekil 5.7'de verilmektedir.

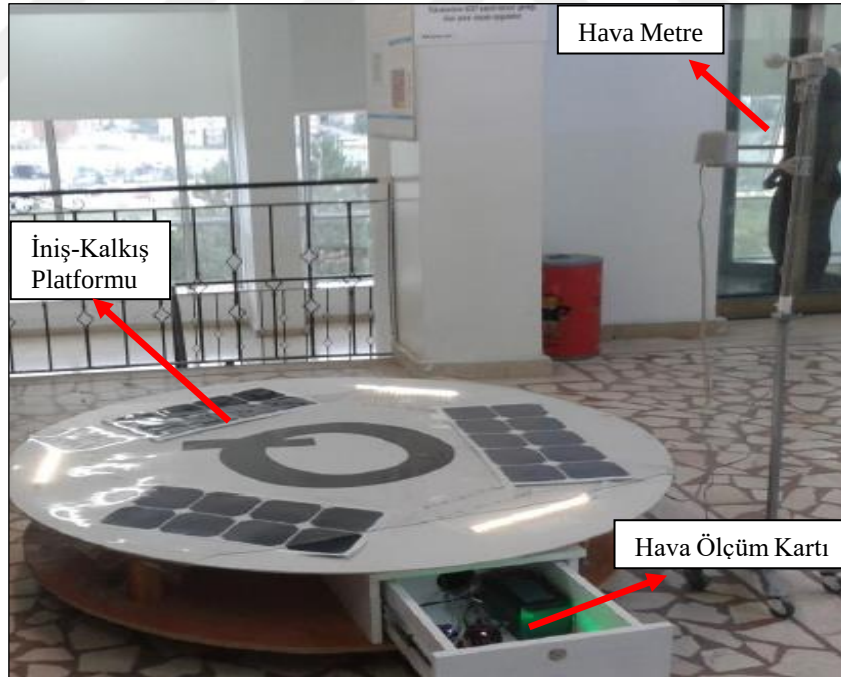


Şekil 5.7. Hava metreli zeki yer istasyonu veri haberleşmesi.

Hava ölçüm kartı, XBee PRO 900 modülü ve Arduino Mega 2560 mikrodenetleyici kartı arasındaki bağlantı Rx/Tx seri haberleşme pinleri ile sağlanırken, hava metre ile hava ölçüm kartı arasındaki bağlantı RJ11 konektörü kullanılarak sağlanmaktadır. Yer istasyonunun iniş-kalkış platformunun üzerinde şerit led aydınlatmalar ve güneş panelleri bulunmaktadır. Tam ışık altında tek bir hücreinden 0.6 V'luk bir gerilim üreten paneller ile toplamda 12 V'luk bir bataryayı şarj edebilecek kapasitede bir düzenleme yapılmıştır. Şekil 5.8'de iniş-kalkış platformunun fotoğrafı ve Şekil 5.9'da hava metreli zeki yer istasyonu sisteminin genel görünümü verilmektedir.



Şekil 5.8. İniş-kalkış platformu.



Şekil 5.9. Hava metreli zeki yer istasyonu sisteminin genel görünümü.

Platform üzerindeki paneller sayesinde hava metreli yer istasyonunun ve havanın karanlık olduğu durumlarda platformu aydınlatma görevini yerine getiren şerit ledlerin enerji ihtiyacı karşılanabilmektedir. Platform üzerine, helikopter iniş-kalkış

alanlarında kullanılan “H” harfine atıf olarak quadrotor (dört rotor) kelimesinin “Q” baskılanmıştır.

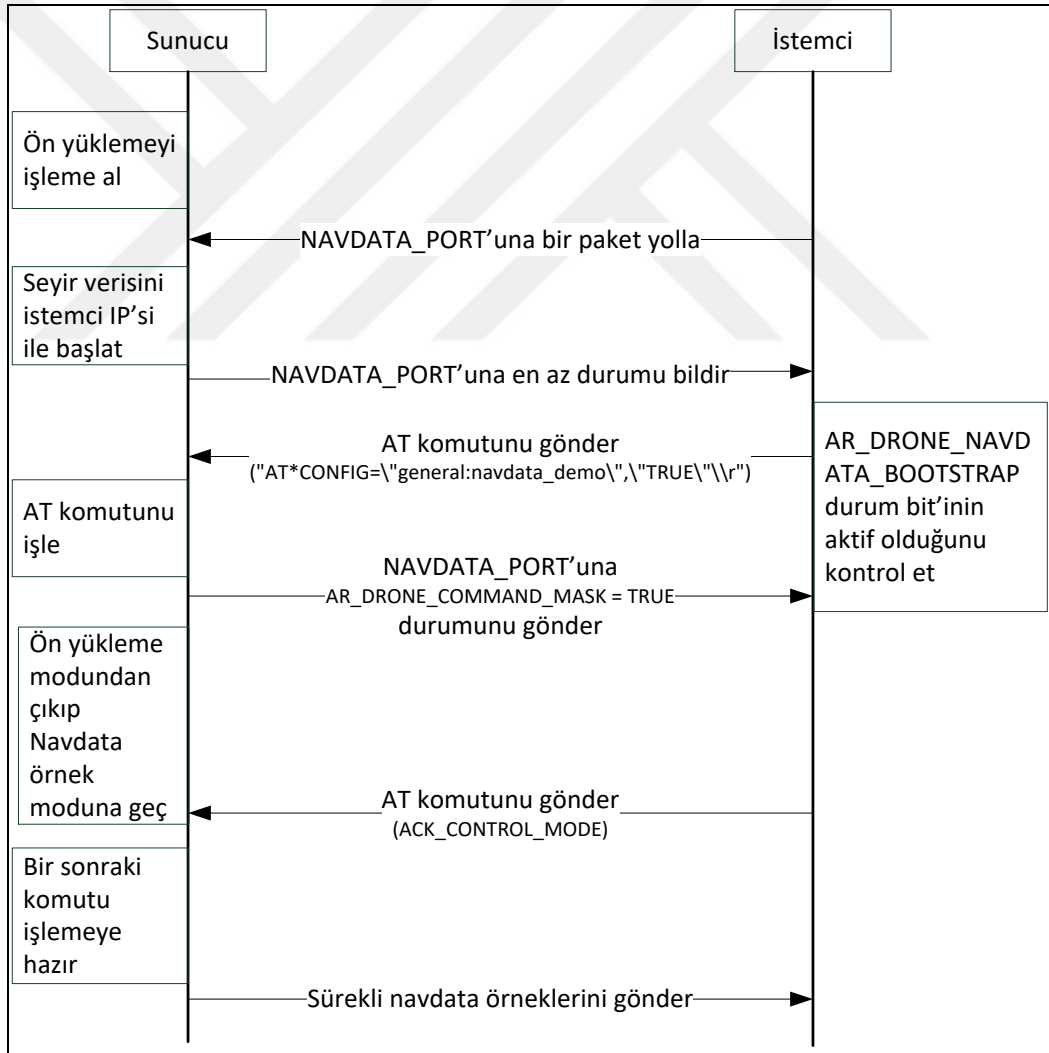
5.3. VERİ HABERLEŞMESİ

AR.Drone dört rotorlu hava aracının IEEE 802.11 kablosuz bağlantısı olan bir bilgisayar tarafından kontrol edilebilmesi mümkündür. AT komutları UDP paketleri halinde 5556 numaralı porttan gönderilmektedir. AR.Drone’un gömülü sistemi tarafından da bu port dinlenmektedir. Gömülü sistem, aracın daha yumuşak hareket etmesi için gönderilen komutları saniye 30 defa işlemektedir. Ayrıca birbirini takip eden iki komut satırı arasında iki saniyeden fazla boşluk olduğunda sistem kablosuz bağlantının koptuğunu farz ederek acil iniş moduna geçmektedir.

Dört rotorlu hava aracı, bağlı olduğu istemciye iki adet veri akışı sunmaktadır. Bunlardan biri seyir verileri (navdata) diğeri ise video yayınıdır. Seyir bilgileri içerisinde ataletsel ölçüm sisteminden alınan açı değerleri, basınç ve ultrasonik algılayıcıdan alınan yükseklik değerleri, kamera görüntüleri ve hız bilgisi yer almaktadır. Seyir bilgileri hava aracı tarafından UDP paketleri halinde 5554 numaralı porttan istemciye daha önce verilen akış sırasında gönderilmektedir.

Video yayını diğeri iletişimlerden farklı olarak TCP üzerinden 5555 portuna gönderilir. Gömülü sistem, istemci bağlandığı anda video yayınına başlar [90]. Tanımlama için gerekli sinyal ölçümlerinin elde edilmesinde araç içerisinde bulunan dahili Wi-Fi alt sistemi kullanılır. Hava aracıyla, MATLAB/Simulink programı kullanılarak iletişim sağlanmaktadır. Öncelikle kablosuz bağlantı seçeneklerinden araca ait olan internet ağı bağlantısı tercih edilir. Simulink’deki UDP bloğundan yararlanılarak, UDP protokollü iletişimin kurulması sağlanır. İletişimin kurulmasının ardından, hava aracına kontrol sinyallerini gönderilir. Aynı zamanda hava aracıda bilgisayara durum verilerinin gönderimine başlar. Hava aracı ile bilgisayarda bulunan MATLAB/Simulink modeli arasındaki bu veri alışverişi 16 Hz frekansında gerçekleşmektedir. MATLAB’a gelen veriler, okunmakta ve kaydedilmektedir. Böylece gerçek zamanlı çalışma için Real-Time Windows Target kullanılarak Simulink üzerinden hava aracının doğrudan kablosuz kontrolü sağlanmaktadır. Gerçek

zamanlı sistemlerin örneklendirilmesinde (prototyping) ve test edilmesinde Real-Time Windows Target bir bilgisayar çözümü konumundadır. Bilgisayarı sunucu veya istemci olarak kullanabileceğimiz bir ortam oluşturur. Simulink'in harici (external) modu ile Real-Time Windows Target bir araya getirilerek oluşturulan Simulink modeli, grafiksel kullanıcı arayüzü haline gelir. Grafiksel kullanıcı arayüzü üzerinden sinyal görüntülenmesi, parametre ayarlanması, gerçek zamanlı kontrol ve döngüde donanım simülasyonları yapılabilir. Real-Time Windows Target araç kutusunun değinilen özelliklerden yararlanılarak kurulan kablosuz bir bağlantı hızlı yönlendirme ve kontrolü mümkün kılmaktadır. Şekil 5.10'da verilen haberleşme akışında sunucuyu AR.Drone, istemciyi ise bilgisayar temsil etmektedir.



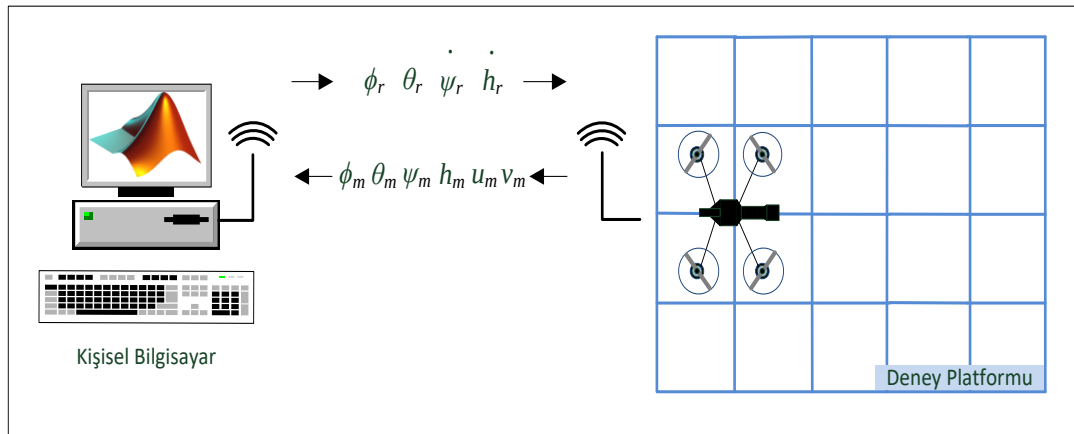
Şekil 5.10. Haberleşme akış şekli.

5.4. HAVA ARACININ OTONOM GÜZERGAH TAKİBİ İÇİN ÖZ AYARLAMALI BULANIK PID DENETİMİ

Parrot AR.Drone 2.0'ın dinamik modeli deneysel giriş-çıkış verileri, araç hareket denklemlerinin yapısı ve sistem tanımlama teknikleri kullanılarak türetilir [78, 79]. AR.Drone'nın dinamikleri Eşitlik 5.1'de verilen transfer fonksiyonlarıyla açıklanmaktadır. Transfer fonksiyonları G_ϕ , G_θ , G_ψ ve G_h araç hareketinin deneysel giriş ve çıkış verileri aracılığıyla türetilen doğrusal dinamiklerini temsil etmektedir.

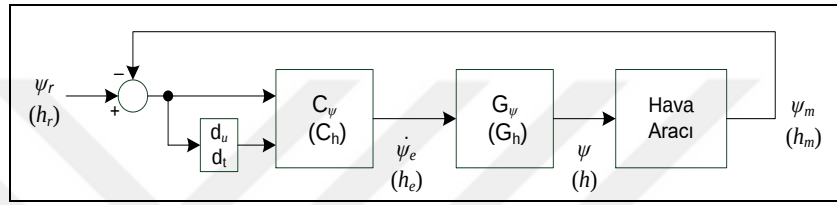
$$\begin{cases} G_\phi = \frac{\phi}{\phi_r} \\ G_\theta = \frac{\theta}{\theta_r} \\ G_\psi = \frac{\psi}{\psi_r} \\ G_h = \frac{h}{h_r} \end{cases} \quad (5.1)$$

Eşitlik 5.1'de ϕ , θ ve ψ hava aracının sırasıyla yuvarlanma, yunuslanma ve sapma hareketleridir. Aracın yüksekliği h ile gösterilmektedir. Referans komutları ϕ_r , θ_r , ψ_r ve h_r sırasıyla yuvarlanma açısı, yunuslama açısı, sapma oranı ve dikey hızdır. İstenilen hareketler, aracın dahili denetleyicisine giriş olarak referans değerlerin girilmesiyle başlar. Dahili denetleyiciye verilen referans parametreleri $[-1, 1]$ aralığında ölçeklendirilmiş kayan noktalı değerlerdir. Şekil 5.11'de dört rotorlu hava aracının giriş referans ve ölçülen çıkış verileri gösterilmektedir.

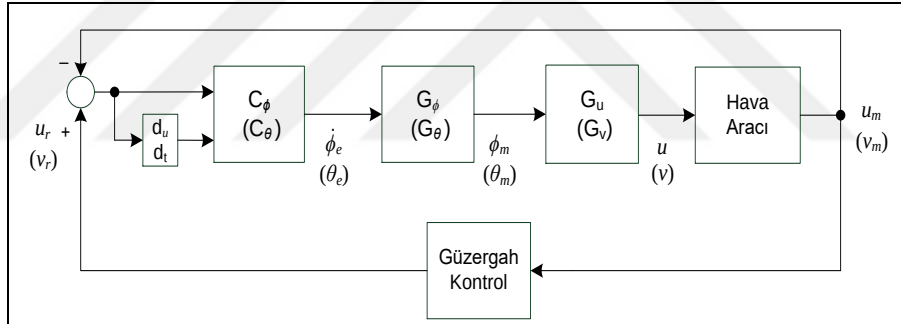


Şekil 5.11. AR.Drone 2.0'ın giriş ve çıkış verileri.

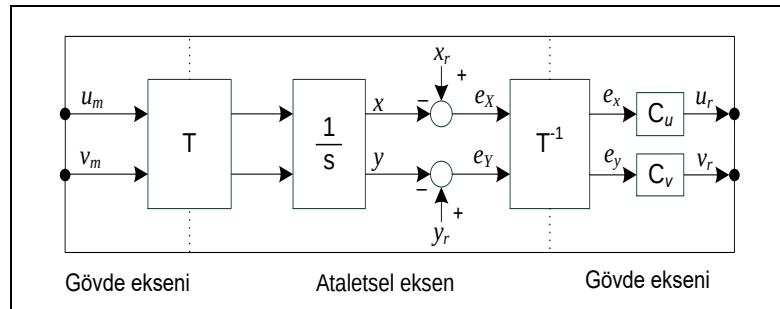
Hava aracının algılayıcı donanımları tarafından ölçülen çıkış değerleri ϕ_m , θ_m , ψ_m , h_m , u_m ve v_m sırasıyla radyan cinsinden yuvarlanma, yunuslama ve sapma açıları, metre cinsinden yüksekliği, m/s cinsinden boylamsal ve enlemsel eksenler üzerindeki doğrusal hızları temsil etmektedirler. Dahili denetleyicinin üzerine bir yönlendirme modülü uygulanarak hava aracının güzergah noktalarını takip etmesi sağlanır. Araç dinamiklerinin matematiksel modeli, güzergah planlama modülü ile birlikte Şekil 5.12 (a), (b) ve (c)'de verilen; C_u , C_v , C_ψ ve C_h denetleyicilerinin tasarlanmasında kullanılmaktadır.



a) sapma ve yükseklik kontrolü



b) hız kontrolü

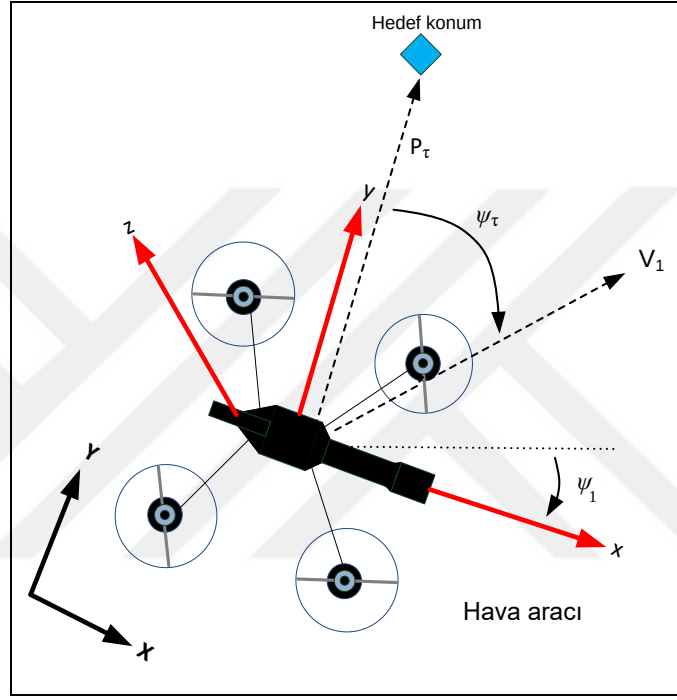


c) geçiş noktası kontrolü

Şekil 5.12. AR.Drone'nın kontrol ve yönlendirme bileşenleri.

Şekil 5.12 (a) ve (b)'de gösterilen C_u , C_v , C_ψ ve C_h denetleyicileri sırasıyla istenilen

boylamasına hız u , enlemesine hız v , sapma açısı ψ ve yükseklik h 'nin takip edilmesi için uygulanmaktadır. Şekil 5.12 (c)'de gösterilen hava aracının yönlendirme modülü referans hız komutlarıyla $[u_{ref}, v_{ref}]^T$, aracın mevcut ataletsel konumundan $[X, Y]^T$ istenilen konuma $[X_{ref}, Y_{ref}]^T$ yönlendirilmesini sağlar [91, 92]. Şekil 5.13'de yerel koordinat sisteminin X ve Y düzlemleri içerisinde hava aracına ait konumların şeması, yönelimleri ve hız vektörleri gösterilmektedir.



Şekil 5.13. Koordinat eksenleri ve açılar.

Hava aracı ile hedef konum arasındaki mesafe P_τ , hareketli gövde eksenini x ve y kullanılarak Eşitlik 5.2'de ifade edilmektedir.

$$P_\tau = \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \end{bmatrix} = T \cdot \begin{bmatrix} X_{ref} - X \\ Y_{ref} - Y \end{bmatrix} \quad (5.2)$$

T burada ataletsel eksenden, hareketli gövde eksenine doğru bir vektör oluşturan koordinat dönüşümüdür ve formülü Eşitlik 5.3'de verilmektedir [93].

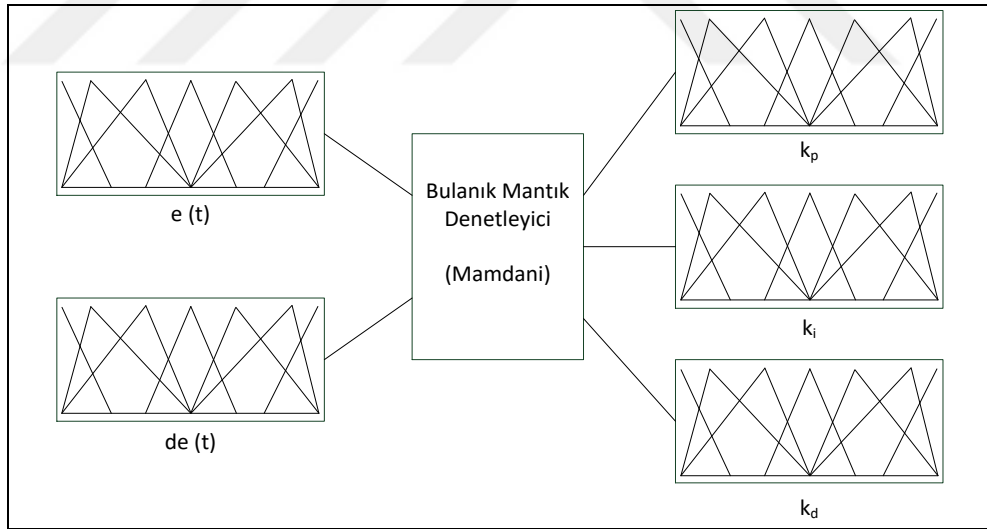
$$T = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) \end{bmatrix} \quad (5.3)$$

P_τ ifadesinin sonuçları klasik PID veya bulanık mantık denetleyici tarafından ayarlanan PID katsayıları k ile çarpılarak Eşitlik 5.4’de verilen boylamsal ve enlemsel hızlar elde edilir.

$$[u_{ref}, v_{ref}]^T = k.P_\tau \quad (5.4)$$

5.4.1. PID Kazançlarının Ayarlanması İçin Geliştirilen Bulanık Mantık Denetleyici

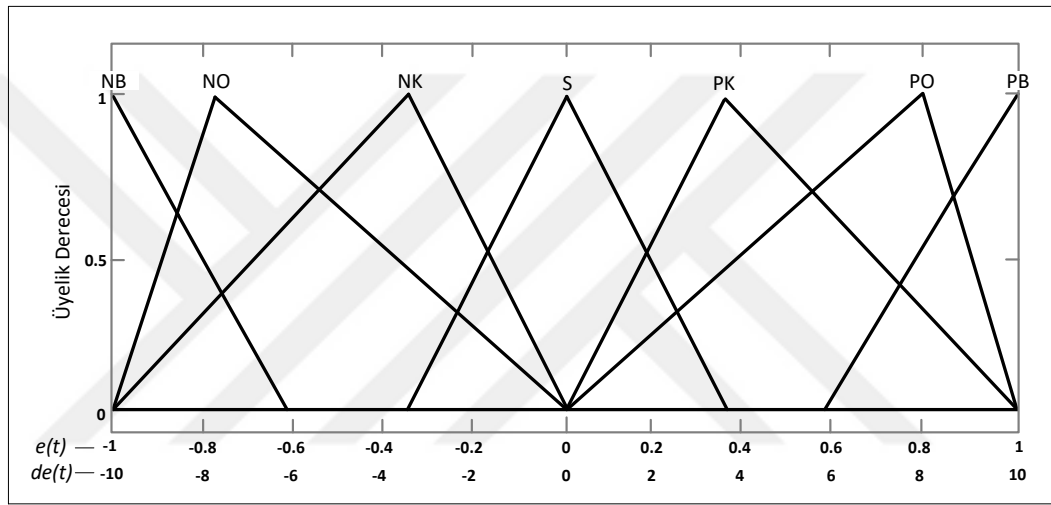
AR.Drone dört rotorlu hava aracıyla referans ara noktalarına minimum osilasyon ve hatayla ulaşarak istenilen güzergahın takip edilmesi için çalışmada önerilen öz ayarlamalı bulanık PID kontrol algoritması, Şekil 5.12’de verilmiş olan ve C_ϕ , C_θ , C_ψ ve C_h bloklarıyla temsil edilen denetleyicilerin içeriğini oluşturmaktadır. Şekil 5.14’de PID kazançlarının ayarlamasında yararlanılan bulanık mantık denetleyicinin temel yapısı verilmektedir [94–97].



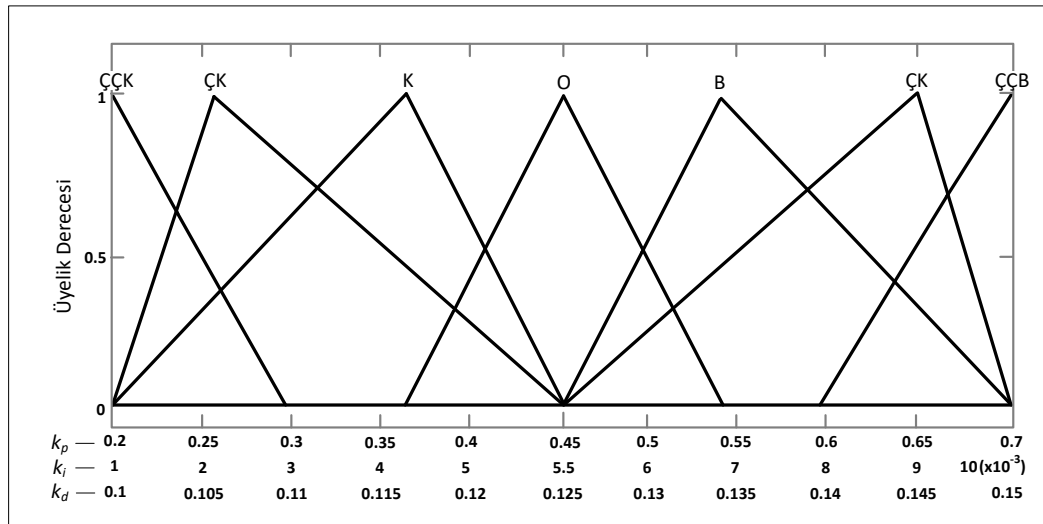
Şekil 5.14. Bulanık mantık denetleyici.

Şekil 5.14’de verilen bulanık mantık denetleyicinin girişleri $e(t)$ hata ve $de(t)$ hatadaki değişim, çıkışları ise k_p , k_i ve k_d kazançlarıdır. Şekil 5.15 (a) ve (b)’de belirlenen üyelik fonksiyonları verilmektedir. Denetleyicinin $e(t)$ hata ve $de(t)$ girişlerinin dilsel ifadesi için NB, NO, NK, S, PK, PO, PB olmak üzere yedi bulanık değer seçilmiştir. Burada Negatif Büyük (NB), Negatif Orta (NO), Negatif Küçük (NK), Sıfır (S), Pozitif

Küçük (PK), Pozitif Orta (PO), Pozitif Büyük (PB) olarak temsil edilir. Denetleyicinin k_p , k_i ve k_d çıkışlarının dilsel ifadeleri için ÇÇK, ÇK, K, O, B, ÇB, ÇÇB olmak üzere yedi bulanık değer seçilmiştir. Burada Çok Çok Küçük (ÇÇK), Çok Küçük (ÇK), Küçük (K), Orta (O), Büyük (B), Çok Büyük (ÇB), Çok Çok Büyük (ÇÇB) olarak temsil edilir. PID denetleyicilerin kazançlarını ayarlama da kullanılan giriş ve çıkış üyelik fonksiyonları şekilsel olarak birbirleri ile özdeş, bulanık kümelerinin değer aralıkları ise birbirinden farklıdır. Bu aralıklar denemeler ve hata yaklaşımlarından yararlanılarak belirlenmiştir.



a) $e(t)$ hata ve $de(t)$ hatadaki değişim girişleri



b) k_p , k_i ve k_d kazancı çıkışları

Şekil 5.15. Tüm giriş ve çıkışlar için üyelik fonksiyonları.

Üyelik fonksiyonları üçgen şekilli üyeliklerden oluşmaktadır. Bulanık kümelerin genişlikleri girişlerden $e(t)$ hata için $[-1, 1]$, $de(t)$ hatadaki değişim için $[-10, 10]$ olacak şekilde seçilmiştir. Çıkışların değer aralıkları; k_p oransal kazanç için $[0.2, 0.7]$, integral kazancı k_i için $[0.001, 0.01]$ ve türevsel kazanç k_d için $[0.1, 0.15]$ olacak şekilde seçilmiştir. Çizelge 5.2 ve Çizelge 5.3’de k_p , k_i ve k_d kazançları için belirlenen bulanık kurallar verilmektedir.

Çizelge 5.2. k_p ve k_i kazançları için bulanık kurallar.

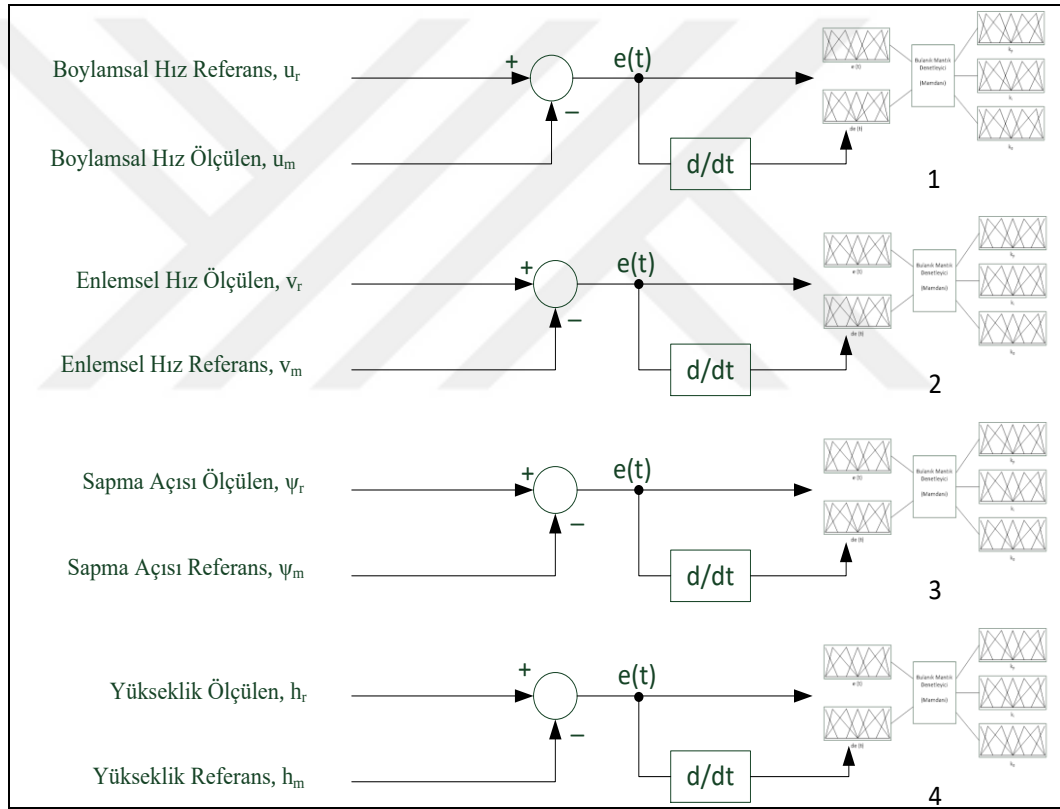
e de	Hata							
		NB	NO	NK	S	PK	PO	PB
Hatadaki Değişim	NB	O	K	ÇK	ÇÇK	ÇK	K	O
	NO	B	O	K	ÇK	K	O	B
	NK	ÇB	B	O	K	O	B	ÇB
	S	ÇÇB	ÇB	B	O	B	ÇB	ÇÇB
	PK	ÇB	B	O	K	O	B	ÇB
	PO	B	O	K	ÇK	K	O	B
	PB	O	K	ÇK	ÇÇK	ÇK	K	O

Çizelge 5.3. k_d kazancı için bulanık kurallar.

e de	Hata							
		NB	NO	NK	S	PK	PO	PB
Hatadaki Değişim	NB	O	B	ÇB	ÇÇB	ÇB	B	O
	NO	K	O	B	ÇB	B	O	K
	NK	ÇK	K	O	B	O	K	ÇK
	S	ÇÇK	ÇK	K	O	K	ÇK	ÇÇK
	PK	ÇK	K	O	B	O	K	ÇK
	PO	K	O	B	ÇB	B	O	K
	PB	O	B	ÇB	ÇÇB	ÇB	B	O

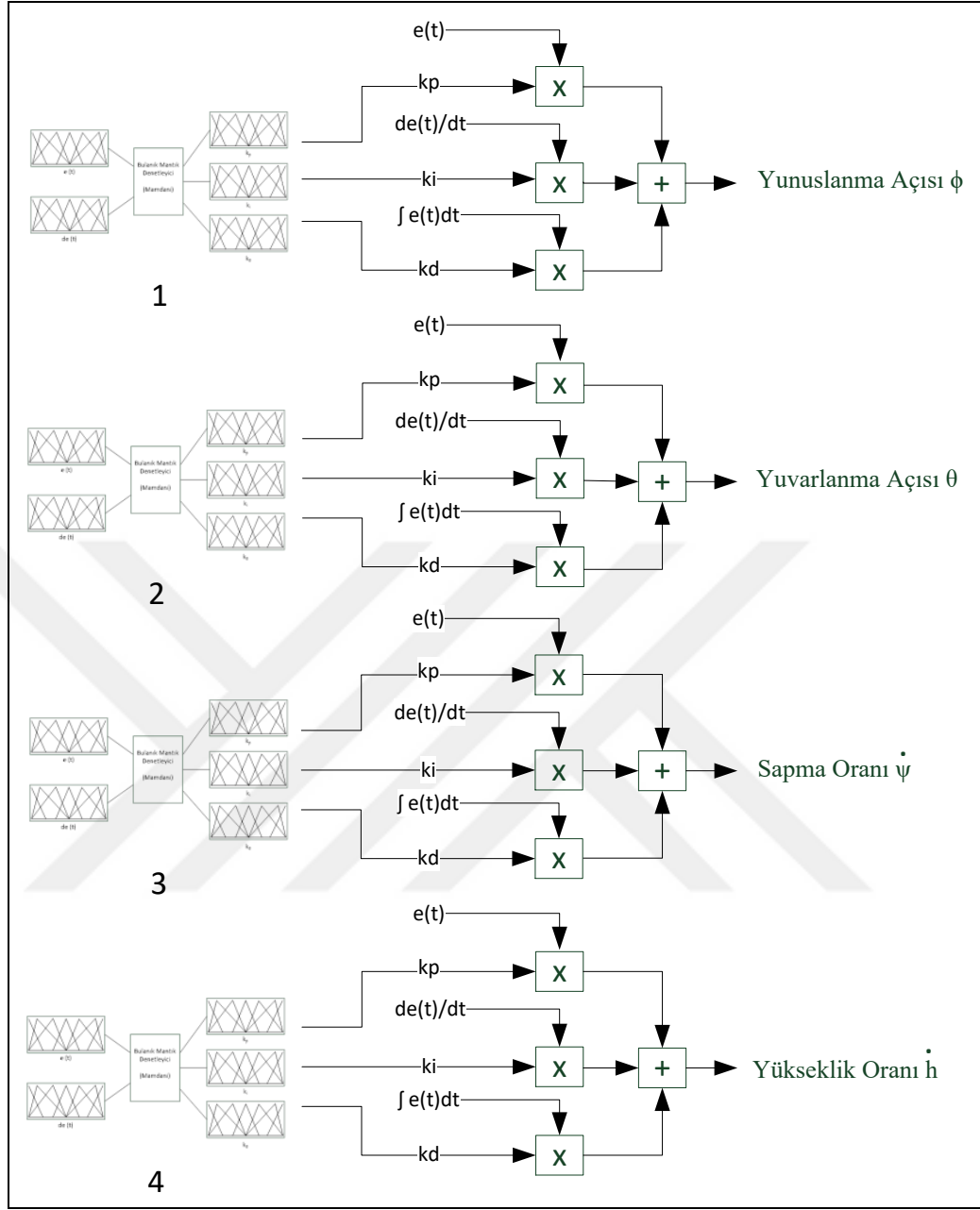
Çizelge 5.2 ve Çizelge 5.3’de verilen kurallar şu şekilde okunabilir; Örneğin kural tablolarına göre $e(t)$ hata NB ve $de(t)$ hatadaki değişim PK ise k_p kazancı ÇB, k_i kazancı ÇB ve k_d kazancı ÇK olur.

Bulanık üyelik fonksiyonları ve bulanık kurallar, insansız hava aracının kontrolüne dahil edilirken, hava aracının mevcut konumu ile belirlenen referans noktası arasındaki mesafe için gerekli olan hızlar, yönelim açısı ve yükseklik bilgilerinin arasındaki farklar ve değişimleri, bulanık mantık denetleyicinin girişleri olarak belirlenmektedir. Şekil 5.16’da bulanık mantık denetleyicinin giriş verileri sunulmaktadır.



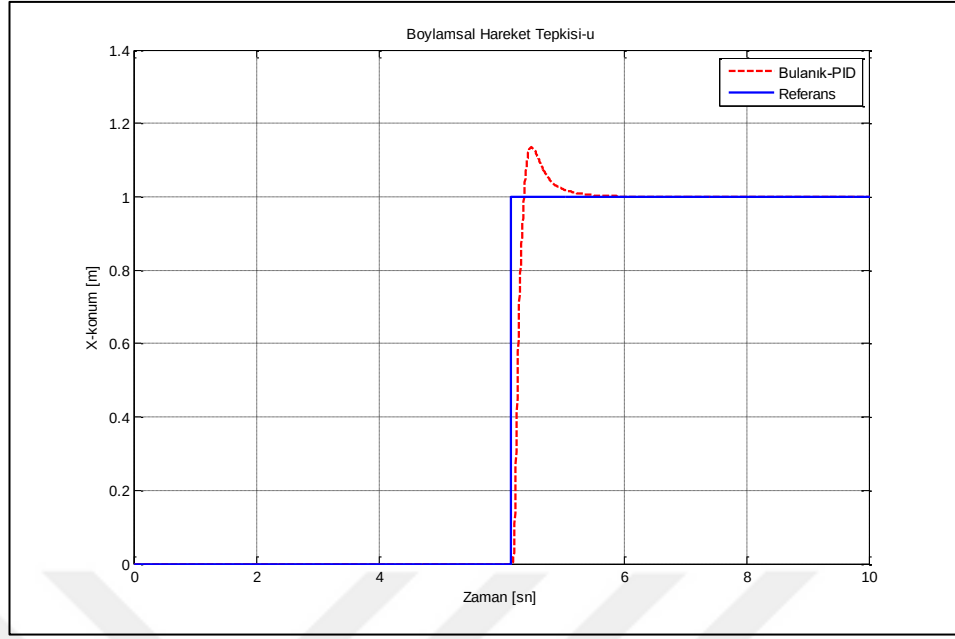
Şekil 5.16. Bulanık mantık denetleyicinin girişleri.

Bulanık mantık denetleyicinin çıkışlarını ise yunuslama, yuvarlanma, sapma ve yüksekliği kontrol eden PID denetleyicinin oransal kazanç, integral kazancı ve türevsel kazanç katsayıları oluşturmaktadır. Şekil 5.17’de bulanık mantık denetleyicinin çıkış katsayıları ile öz ayarlamalı bulanık PID denetleyicinin çıkış verileri birlikte sunulmaktadır.

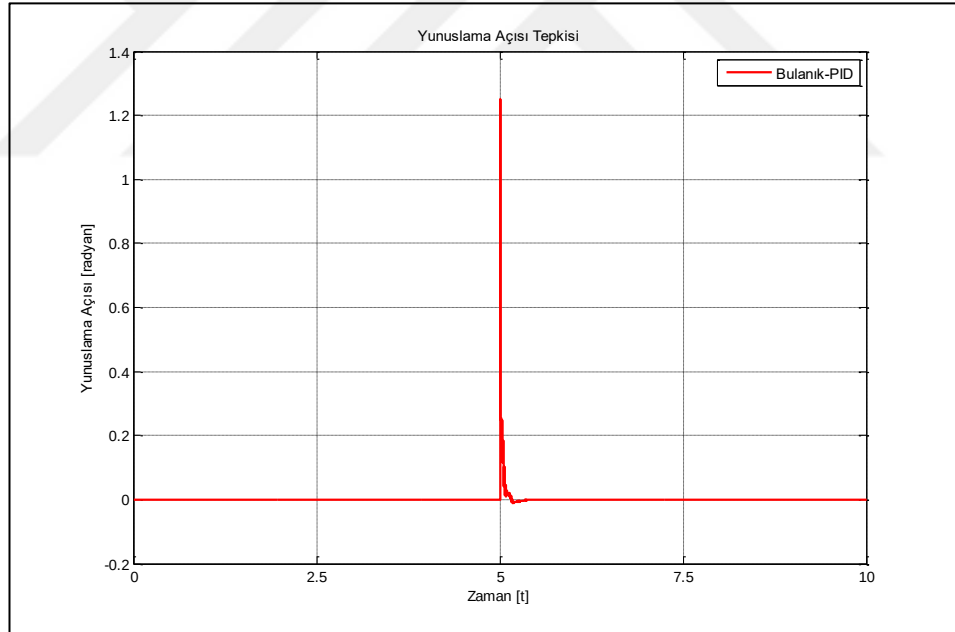


Şekil 5.17. Bulanık mantık denetleyicinin çıkış katsayıları ve öz ayarlamalı bulanık PID denetleyicinin çıkış verileri.

Şekil 5.16 ve Şekil 5.17’de verilen girişler ile çıkışlar kullanılarak hava aracının öz ayarlamalı bulanık PID denetimi gerçekleştirilmektedir. Çıkış verilerinin AT komutları aracılığıyla AR.Drone hava aracına gönderilmesi sonucu, aracın yerleşik dahili denetleyicisi tarafından rotor açısal hızları değiştirilerek kontrolü sağlanmaktadır. Şekil 5.18 ve Şekil 5.19’da simülasyon ortamında x ekseninde yapılan boylamsal harekete ait denetleyicinin basamak tepkisi ve elde edilen yunuslama açısı (ϕ) sırasıyla verilmektedir.

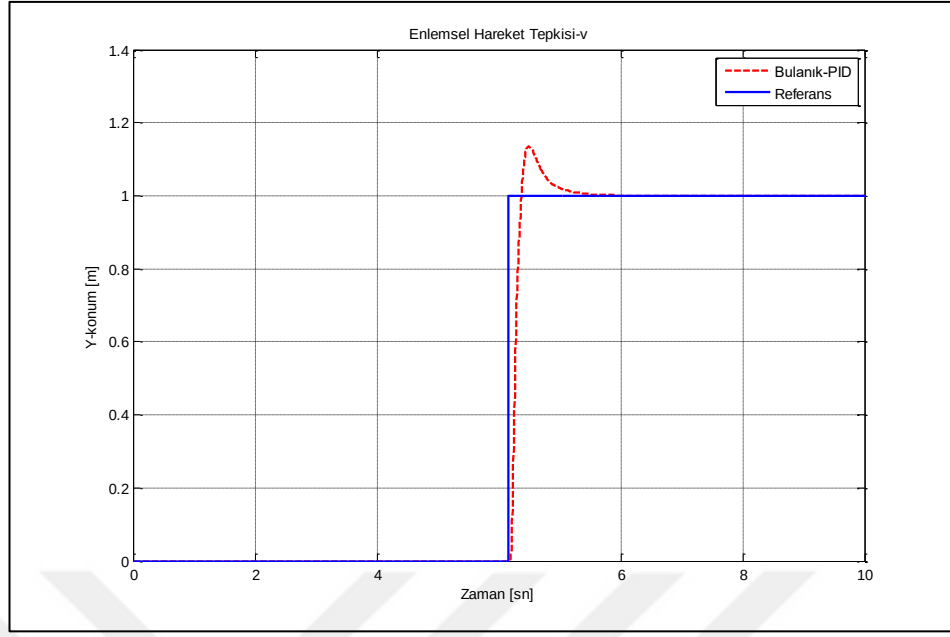


Şekil 5.18. X ekseninde yapılan boylamsal harekete ait denetleyici tepkisi.

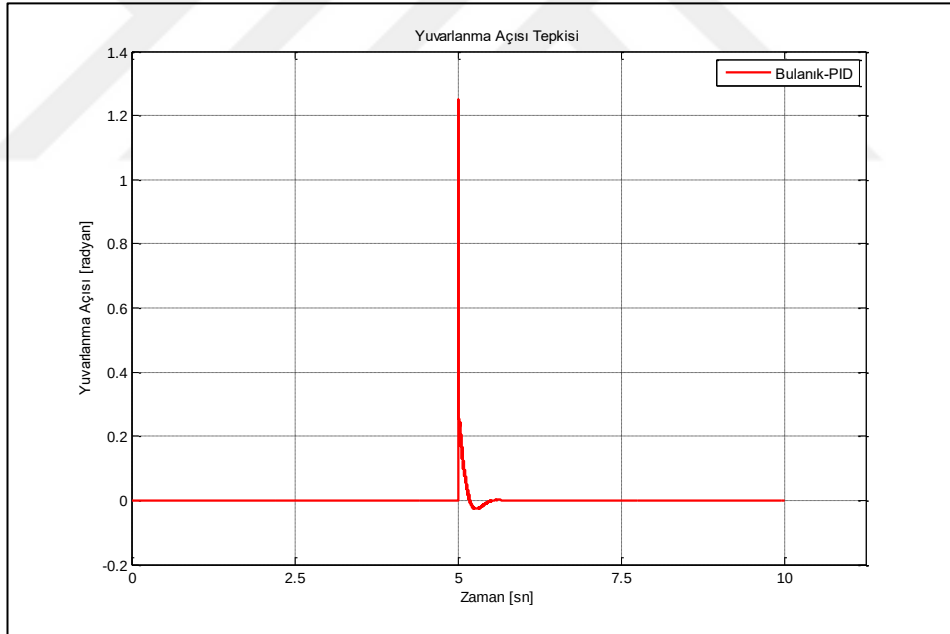


Şekil 5.19. Denetleyicinin basamak tepkisi sonucu elde edilen yunuslama açısı (ϕ).

Şekil 5.18 ve Şekil 5.19'da sisteme x eksenine doğrultusunda uygulanan 1 m'lik boylamsal referans hareketi, 0.65 sn'lik yerleşme zamanı 0.16 m'lik maksimum aşım miktarıyla araç modeli tarafından takip edilmektedir. Şekil 5.20 ve Şekil 5.21'de simülasyon ortamında y ekseninde yapılan enlemsel harekete ait denetleyicinin basamak tepkisi ve elde edilen yuvarlanma açısı (θ) sırasıyla verilmektedir.

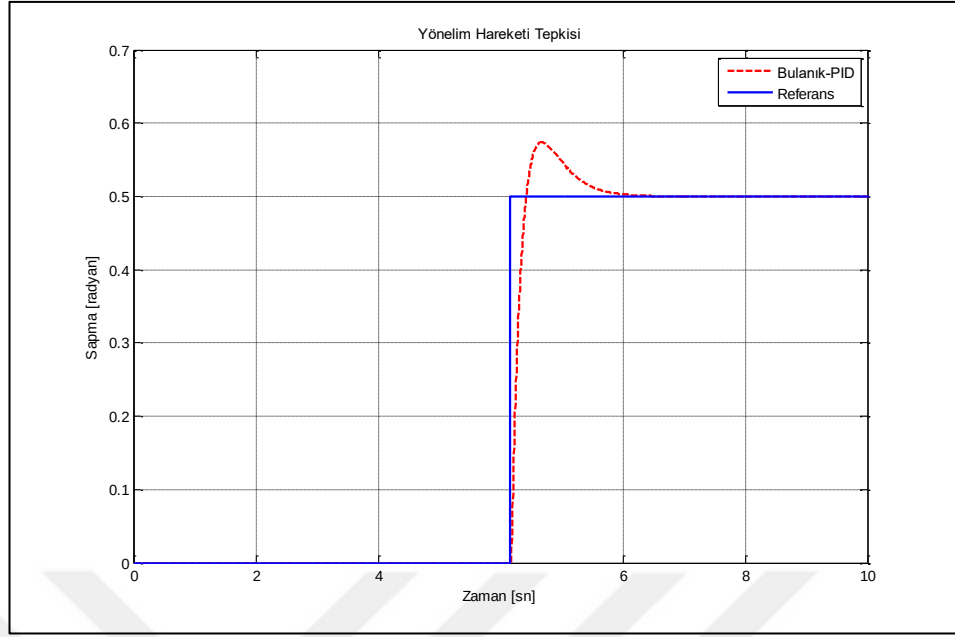


Şekil 5.20. Y ekseninde yapılan enlemsel harekete ait denetleyici tepkisi.

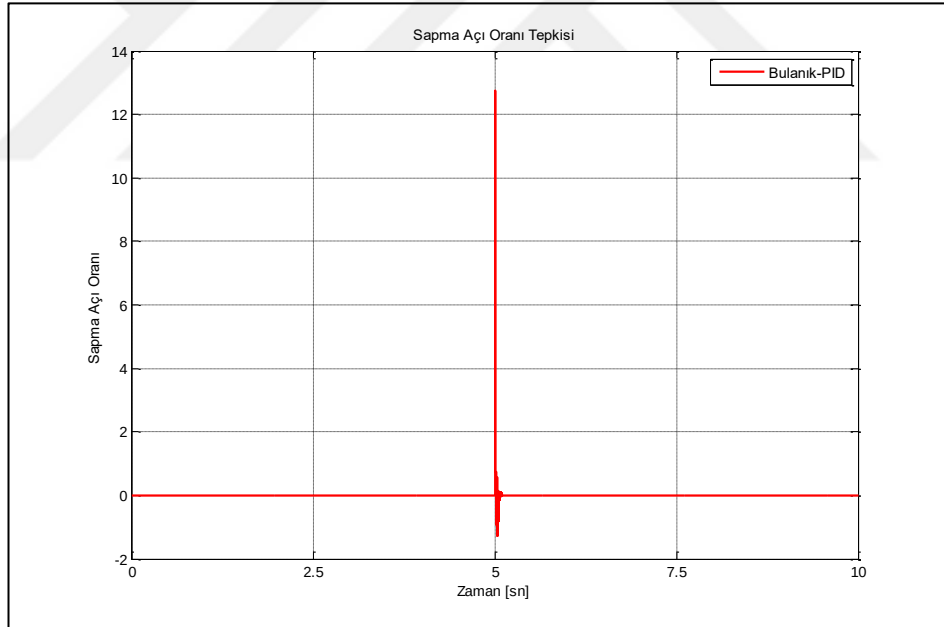


Şekil 5.21. Denetleyicinin basamak tepkisi sonucu elde edilen yuvarlanma açısı (θ).

Şekil 5.20 ve Şekil 5.21'de sisteme y eksenine doğrultusunda uygulanan 1 m'lik enlemsel referans hareketi, 0.7 sn'lik yerleşme zamanı 0.16 m'lik maksimum aşım miktarıyla araç modeli tarafından takip edilmektedir. Şekil 5.22 ve Şekil 5.23'de simülasyon ortamında z ekseninde yapılan yönelim hareketine ait denetleyicinin basamak tepkisi ve elde edilen sapma oranı (ψ) sırasıyla verilmektedir.

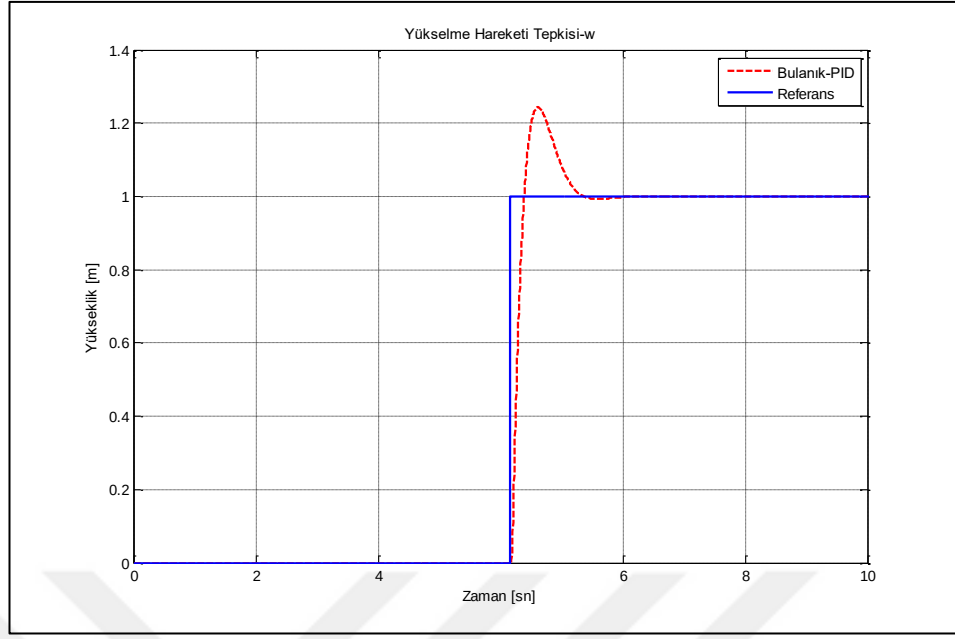


Şekil 5.22. Z ekseninde yapılan yönelim hareketine ait denetleyici tepkisi.

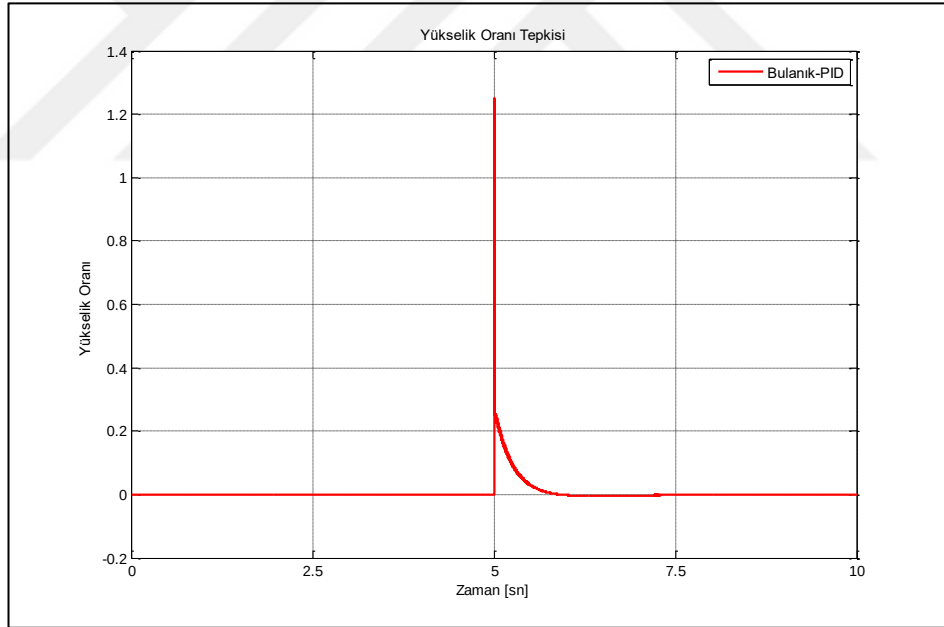


Şekil 5.23. Denetleyicinin basamak tepkisi sonucu elde edilen sapma açısı oranı (ψ).

Şekil 5.22 ve Şekil 5.23'de sisteme z ekseninde uygulanan 0.3 radyan'lık yönelim referans hareketi, 1.2 sn'lik yerleşme zamanı 0.18 radyan'lık maksimum aşım miktarıyla araç modeli tarafından takip edilmektedir. Şekil 5.24 ve Şekil 5.25'de z ekseninde yapılan dikey harekete ait denetleyicinin basamak tepkisi ve elde edilen yükseklik oranı ($\hat{h}$) sırasıyla verilmektedir.



Şekil 5.24. Z ekseninde yapılan yükselme hareketine ait denetleyici tepkisi.

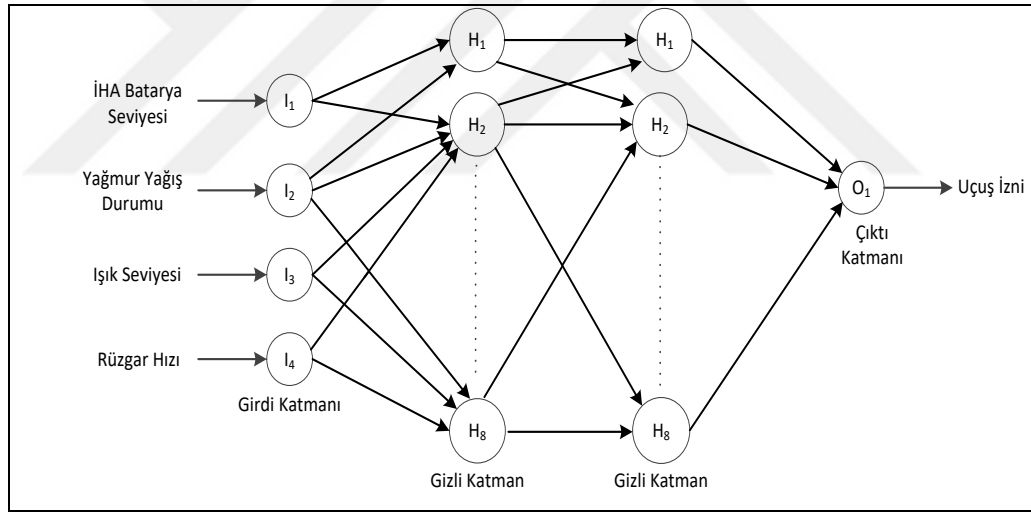


Şekil 5.25. Denetleyicinin basamak tepkisi sonucu elde edilen yükseklik oranı ($\dot{h}$).

Şekil 5.24 ve Şekil 5.25'de sisteme z eksenine doğrultusunda uygulanan 1 m'lik yükselme referans hareketi, 0.73 sn'lik yerleşme zamanı 0.21 m'lik maksimum aşım miktarıyla araç modeli tarafından takip edilmektedir.

5.4.2. Açık Ortamda Hava Koşullarına Bağlı Olarak Yapılan Otonom Güzergah Takibi İçin YSA İle Uçuş İzni Tahmini

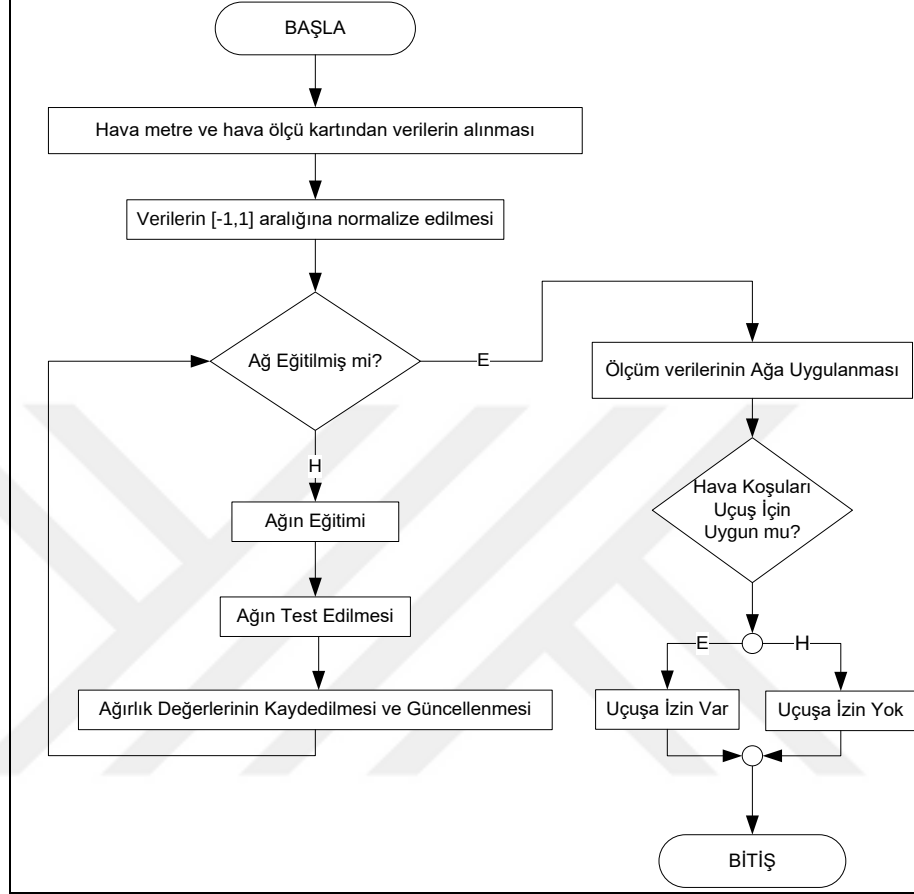
Hava metreli zeki yer istasyonundan alınan bilgiler içerisinde özellikle ışık seviyesi, hava aracının batarya seviyesi, yağmur yağış durumu ve rüzgar hızı bilgisi otonom uçuşun en az hatayla ve sorunsuz bir şekilde gerçekleştirilmesi bakımından kritik öneme sahiptir. Geliştirilen yapay sinir ağı (YSA) sayesinde hava durumunun ve batarya seviyelerinin eşzamanlı olarak takip edilerek uçuş izni verilmesi, uçuş izni verilmemesi veya uçuş sırasında geri dönüş talimatının verilmesi sonucuna ulaşılır. Olumsuz hava koşulları neticesinde hava aracı eğer platform üzerindeyse uçuşuna izni verilmez veya uçuş sırasında durum oluştuysa hava aracının güzergah takibi yarıda kesilerek, iniş-kalkış platformuna dönmesi sağlanır. Uçuş izni kestiriminde kullanılan yapay sinir ağının yapısı Şekil 5.26’da verilmektedir.



Şekil 5.26. Uçuş izni kestiriminde kullanılan yapay sinir ağının yapısı.

MATLAB ortamında YSA’ların eğitimi ve test edilmesi için Neural Network Toolbox (Sinir Ağı Araç Kutusu) kullanılmaktadır. Sinir ağı araç kutusu, doğrusal olmayan sistemler ait fonksiyonların ve uygulamaların kolaylıkla modellenmesini sağlamaktadır. Sinir ağı araç kutusu; ileri beslemeli, radyal temelli ve dinamik sinir ağlarını destekler. Sinir ağı araç kutusu kullanılarak sinir ağlarının tasarımı, görselleştirilmesi ve benzetimi gerçekleştirilebilir. Nntool kullanılırken YSA’ların tanımlanması, eğitimi ve test edilmesi iki şekilde yapılabilmektedir. Bunlardan biri m-

file kod yazmak diğeri ise nntool araç kutusu kullanmaktır. Şekil 5.27’de uçuş izni kestiriminde kullanılan yapay sinir ağının algoritması verilmektedir.



Şekil 5.27. Uçuş izni kestiriminde kullanılan yapay sinir ağının algoritması.

Uçuş izni kestiriminde kullanılan ileri beslemeli geri yayımlı yapay sinir ağının giriş katmanında 4 adet, gizli katmanlarda 8’er adet ve çıktı katmanında 1 adet hücre bulunmaktadır. Ağın eğitiminde ölçüm sonuçlarından elde edilen 65 adet veri kullanılmıştır. Yapay sinir ağının testinde ise 30 adet veri kullanılmıştır. Bu veriler Eşitlik 5.5’de verilen denklem aracılığıyla normalize edilerek ağa uygulanmıştır.

$$V_N = 0,8 \left[\frac{V_R - V_{\min}}{V_{\max} - V_{\min}} \right] + 0,1 \quad (5.5)$$

Burada V_N ağa uygulanan normalize edilmiş değeri, V_R normalize edilecek ölçüm değerini $V_{\min}$ en küçük değerli ölçüm verisini, $V_{\max}$ en yüksek değerli ölçüm verisini temsil etmektedir. Testler sonucunda ağın başarı oranının %97 olduğu tespit

edilmiştir. Çizelge 5.4 ve Çizelge 5.5’de kullanılan eğitim ve test verilerinin bir kısmı sunulmaktadır.

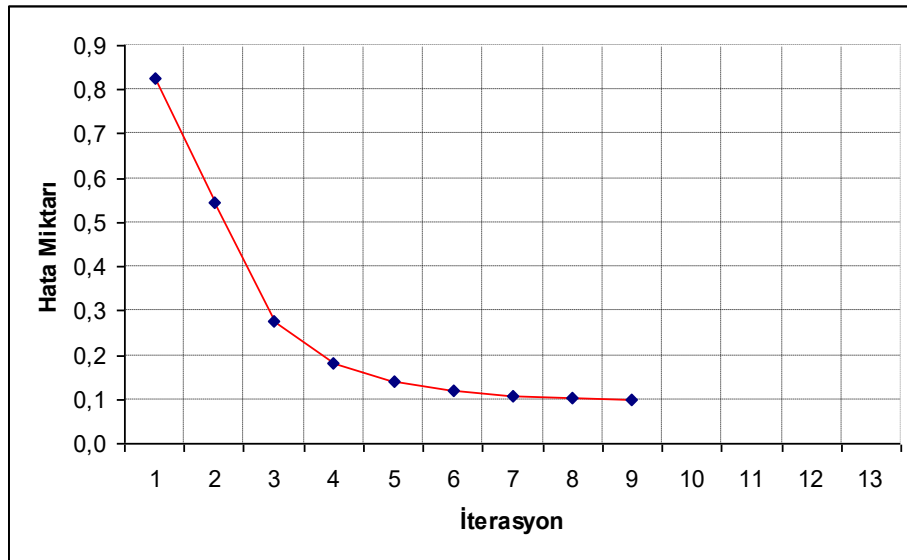
Çizelge 5.4. Yapay sinir ağının eğitiminde kullanılan veriler.

İHA Batarya Seviyesi (%)	Yağmur Yağış Durumu (mm)	Işık Seviyesi (cd)	Rüzgar Hızı (m/sn)	Uçuş İzni
92,02	3,00	2,63	4,00	1
40,09	4,04	2,70	9,99	0
98,27	4,30	0,50	3,00	1
14,52	4,68	3,17	4,00	0
50,00	4,79	2,93	2,00	1

Çizelge 5.5. Yapay sinir ağının test edilmesinde kullanılan veriler.

İHA Batarya Seviyesi (%)	Yağmur Yağış Durumu (mm)	Işık Seviyesi (cd)	Rüzgar Hızı (m/sn)	Uçuş İzni
67,00	3,07	0,37	2,71	1
49,08	1,76	2,45	2,08	0
97,53	3,81	2,68	3,28	1
57,75	2,65	1,76	0,24	1
1,15	4,68	0,91	1,66	0

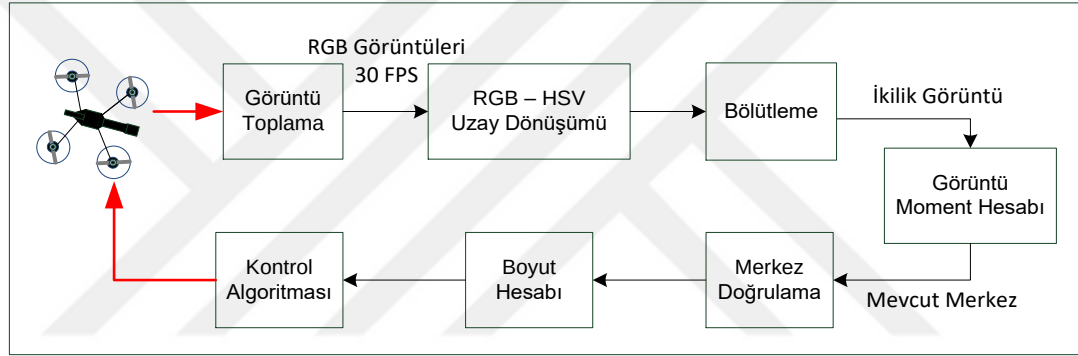
Şekil 5.28’de geliştirilen yapay sinir ağına ait hata grafiği bulunmaktadır.



Şekil 5.28. Geliştirilen yapay sinir ağına ait hata grafiği.

5.5. HAVA ARACININ NESNE TAKİBİ İÇİN GÖRÜNTÜ TABANLI DENETİMİ

Dört rotorlu hava aracıyla, hareketli ve seçili bir nesnenin takip edilebilmesi için geliştirilen MATLAB/Simulink modelinde açık kaynaklı OpenCV görüntü işleme kütüphanesi kullanılmaktadır. MATLAB 2014 yılından itibaren kullanıma sunduğu OpenCV arabirim destek paketiyle C tabanlı görüntü işleme algoritmalarının Computer Vision System Toolbox (Bilgisayar Görmesi Sistem Araç Kutusu) içerisinde kullanımı mümkün hale gelmiştir. Geliştirilen görüntü işleme algoritmasının blok diyagramı Şekil 5.29’da verilmektedir.



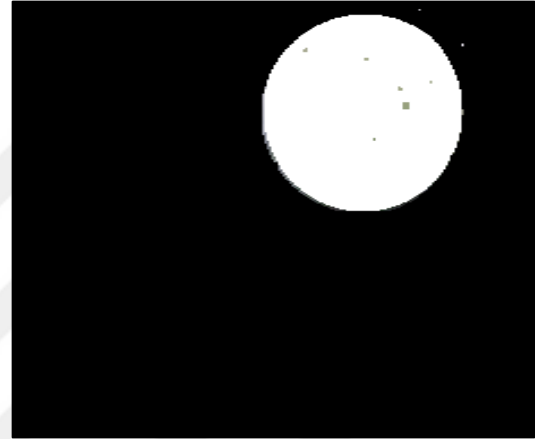
Şekil 5.29. Geliştirilen görüntü işleme algoritması.

AR.Drone hava aracının yerleşik kamerasından alınan görüntüler, TCP protokolüyle kablosuz olarak istemci konumundaki bilgisayarın 5555 numaralı portuna aktarılmaktadır. Bunun yanı sıra UDP protokolüyle hava aracından alınan durum ve hava aracına gönderilen kontrol verileri için sırasıyla 5554 ve 5556 numaralı portlar kullanılmaktadır. AR.Drone dört rotorlu hava aracının görüntü tabanlı denetimi için geliştirilen kontrol algoritması, görüntü işleme ve hareket kontrolü olmak üzere iki alt bileşenden oluşmaktadır. Algoritmanın amacı; AR.Drone'nın kamerasından alınan görsel bilgiler doğrultusunda tümüyle otonom bir uçuşun gerçekleştirilmesidir. Alınan görüntüler hava aracının nesneye göre konumlandırılmasında kullanılmaktadır. Mevcut ve istenen konumlar arasında yapılan karşılaştırma sonucu elde edilen hata bilgisi doğrultusunda, hata değerinin en küçüklenmesi sağlayacak bir güzergah planı, kontrol algoritması tarafından oluşturulur. AR.Drone dört rotorlu hava aracının kamerasından saniyede 30 RGB (Red, Green, Blue – Kırmızı, Yeşil, Mavi) renk

uzayında görüntü karesi alınabilmektedir. MATLAB/Simulink ortamına alınan bu görüntüler, RGB renk uzayından HSV renk uzayına dönüştürülerek kolay bir şekilde bölütlenmesi ve nesnenin tanınması sağlanır. Bu noktada MATLAB/Simulink'in görüntü işleme araç kutusundan ve OpenCV destek paketinden yararlanılır. İstenilen renge uygun HSV değerinin ayarlanması sonrasında, orijinal görüntüden ikilik görüntü oluşturulur. Takip edilecek nesnenin elde edilen siyah ve beyaz görüntüsü Şekil 5.30 (a), (b) ve (c)'de verilmektedir.



a) gerçek görüntü



b) ikilik görüntü



c) seçili görüntü

Şekil 5.30. Nesnenin alınan görüntüsü, bölütleme sonrası hesaplanan ikilik görüntüsü ve nesnenin seçili görüntüsü.

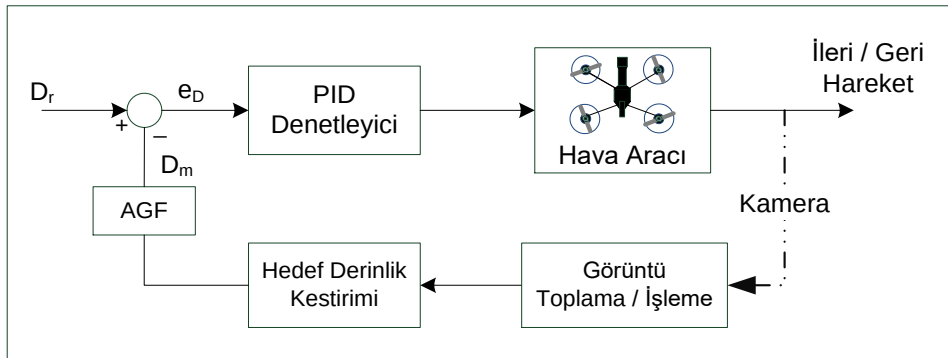
Görüntünün takip edilecek seçili kısmı beyaz, diğer kısımları siyah görünmektedir. Bu ikilik görüntüden nesnenin merkezinin belirlenmesi için görüntü momentleri hesaplanır. Görüntü momenti, görüntü piksellerinin yoğunluklarının belirli bir ağırlık

ortalamasıdır ve bu değerden bölütlemenin ardından nesnelerin tanımlanmasında yararlanır. Farklı görüntü momentlerinin hesaplanmasında yararlanan denklem Eşitlik 5.5’de verilmektedir. Burada $I(x,y)$, x ve y pikselinin yoğunluğudur. İkilik görüntüdeki beyaz piksellerle temsil edilen nesnenin merkezinin bulunması için M_{10} , M_{01} , M_{00} momentleri hesaplanmalıdır. Bu momentlerin hesabının ardından Eşitlik 5.6’da verilen denklem aracılığıyla görüntü düzlemindeki merkez noktanın koordinatları belirlenmektedir [98].

$$M_{ij} = \sum_x \sum_y x^i y^j I(x,y) \quad (5.5)$$

$$p = [u \ v] = \left[\frac{M_{10}}{M_{00}} \quad \frac{M_{01}}{M_{00}} \right] \quad (5.6)$$

Merkez doğrulama kısmı sayesinde yanlış hesaplanan değerlerin istenmeyen atlamalara neden olmaması güvence altına alınır. Doğrulan merkez koordinatları boyut hesabı sürecinden geçirilir. Doğrulan merkez noktaları ve nesnenin boyutu kontrol algoritmasına gönderilir [99]. Kontrol algoritması bu bilgileri, uygun komutların üretilmesinde ve hava aracının otonom uçuşunun sağlanmasında kullanır. Altı serbestlik derecesine sahip hava aracının durum kontrolü ve açısal hızlarının kontrolü, görüntü işleme süreci sonucunda elde edilen bilgiler ile algılayıcılardan alınan bilgiler karşılaştırılarak yapılmaktadır. Bu karşılaştırmalar sonucunda boylamsal, enlemsel ve dikey hareketlerin elde edilmesi için motorların devirleri değiştirilir. Şekil 5.31’de boylamsal hareketin kontrolünün blok diyagramı verilmektedir.



Şekil 5.31. Boylamsal hareketin kontrolü.

Şekil 5.31’de görüntü düzlemindeki nesnenin boyut bilgisi kontrol algoritmasına girdi olarak verilir. Görüntü derinlik kestirimi bloğu, hava aracı ile nesne aracı arasındaki mevcut mesafenin hesaplanmasından sorumludur. Eşitlik 5.7’de verilen denklemden yararlanılarak mevcut mesafenin hesaplanması sağlanmaktadır. Burada D mevcut mesafe, d_b nesnenin boyutu, d görüntü düzlemi üzerindeki nesnenin boyutu ve f kamera kalibrasyonu ile elde edilen kamera odak uzaklığıdır.

$$D = \frac{d_b \cdot f}{d} \quad (5.7)$$

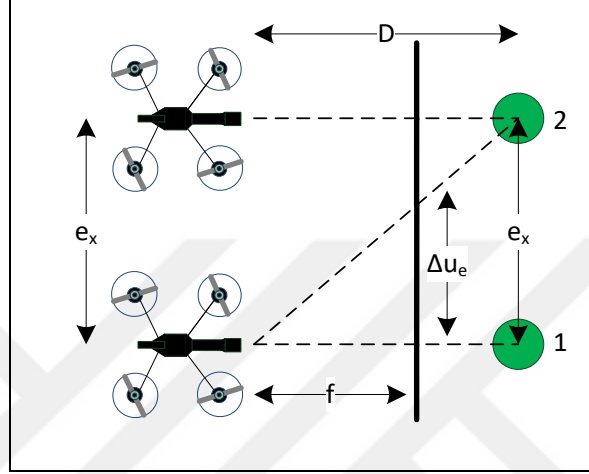
Hesaplanan mesafe, resim düzleminde verilen nesnenin boyutuna karşı oldukça hassasiyet göstermektedir. Görüntüdeki her bir piksel, hesaplanan mesafenin yaklaşık 80mm’lik kısmına eşdeğerdir. Verilen nesne boyutu değerinin, mesafe, ışık durumu, nesne boyutu ve kameranın çözünürlüğünden son derece etkilendiği göz önünde bulundurulduğunda bu hassasiyet çok daha belirleyici olmaktadır. Bu konunun çözümü için basit bir alçak geçiren filtre (AGF) uygulanarak hesaplanan mesafedeki düzensiz değişimin önüne geçilmiş olur. Hesaplanan mesafe ile istenen mesafenin karşılaştırılması sonucu Eşitlik 5.8’de verildiği şekilde elde edilen e_D hata değeri, bir PID denetleyici tarafından kontrol komutlarının üretilmesinde ve hava aracının durum denetleyicisine yönlendirilmesinde kullanılır. Eşitlik 5.9’da e_D hata değeri temel alınarak PID denetleyicisi tarafından üretilen uygun yunuslama (θ) açısı verilmektedir. Burada PID parametreleri üzerindeki üst indis p, bu parametrelerin yunuslama açısının kazanç parametreleri olduğunu belirtmektedir [100].

$$e_D = D_r - D_m \quad (5.8)$$

$$\theta = k_p^p e_D + k_i^p \int e_D dt + k_d^p \frac{de_D}{dt} \quad (5.9)$$

Enlemsel hareketin kontrol edilmesi için uygun yuvarlanma (ϕ) açısı belirlenerek hava aracına uygulanır. Görüntü işleme algoritması tarafından sağlanan yatay koordinatın merkez noktası ve hedef derinlik kestirimi algoritması tarafından hesaplanan mesafe, Şekil 5.32’de gösterildiği ve Eşitlik 5.10’da verildiği şekilde kullanılarak yatay doğrultudaki hata değeri hesaplanmaktadır. Sapma (ψ) açısının değeri sıfır olarak

kabul edildiğinden, hava aracının yatay hareketi ile hesaplanan yatay hatanın eşit olması gerekmektedir. Hesaplanan hata değeri göre PID denetleyicisi tarafından yuvarlanma açısı üretilir ve yatay hatanın dengelenmesinde bu açıdan yararlanır. Gerek duyulan sağ ve sol hareketin meydana getirilmesinde denetleyicinin kullandığı denklem Eşitlik 5.11’de verilmektedir [101].

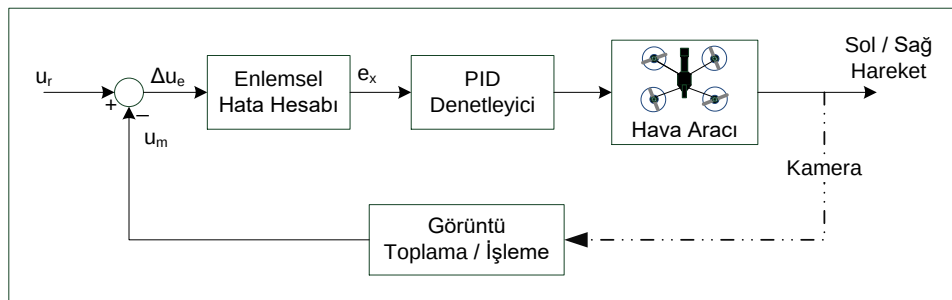


Şekil 5.32. Renkli hedefe göre hava aracının mevcut ve istenen konumları.

$$e_x = X_r - X_m = \frac{\Delta u_e \cdot D}{f} \quad (5.10)$$

$$\phi = k_p^r e_x + k_i^r \int e_x dt + k_d^r \frac{de_x}{dt} \quad (5.11)$$

PID denetleyici tarafından hesaplanan yuvarlanma açısı, hava aracının durum denetleyicisine ayar noktası olarak yönlendirilir. Şekil 5.33’de enlemsel hareketin blok diyagramı verilmektedir.



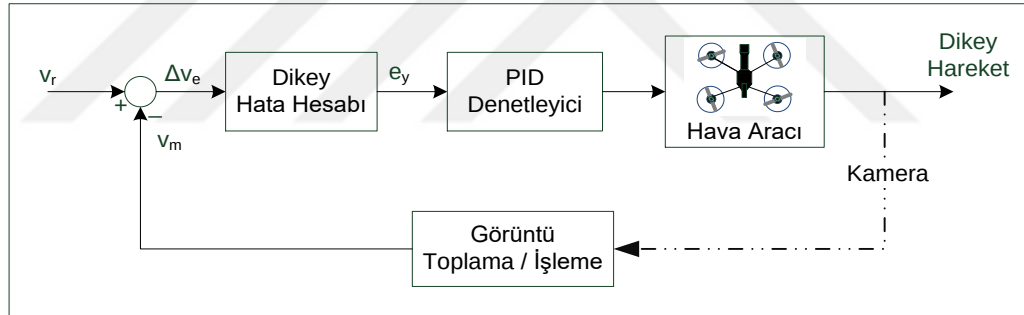
Şekil 5.33. Enlemsel hareketin kontrolü.

Dikey hareketin kontrolünde enlemsel hareketin kontrolüne benzer süreçler takip edilmektedir. Dikey koordinatın merkez noktası istenen koordinatla karşılaştırılır. Elde edilen hata ve hesaplanan mesafe değerlerinden, hava aracının dikey doğrultuda gerçekleştirmesi gereken yer değiştirme hareketi belirlenmektedir. Verilen mesafe ve dikey piksel hatası temel alınarak dikey hızın hesaplanmasında kullanılan denklemler Eşitlik 5.12 ve Eşitlik 5.13’de verilmektedir.

$$e_y = Y_r - Y_m = \frac{\Delta v_e \cdot D}{f} \quad (5.12)$$

$$V_y = k_p^v e_y + k_i^v \int e_y dt + k_d^v \frac{de_y}{dt} \quad (5.13)$$

Burada V_y gerek duyulan dikey hızı temsil etmektedir. Şekil 5.34’de dikey hareketin blok diyagramı verilmektedir.



Şekil 5.34. Dikey hareketin kontrolü.

BÖLÜM 6

DENEYSEL ÇALIŞMALAR

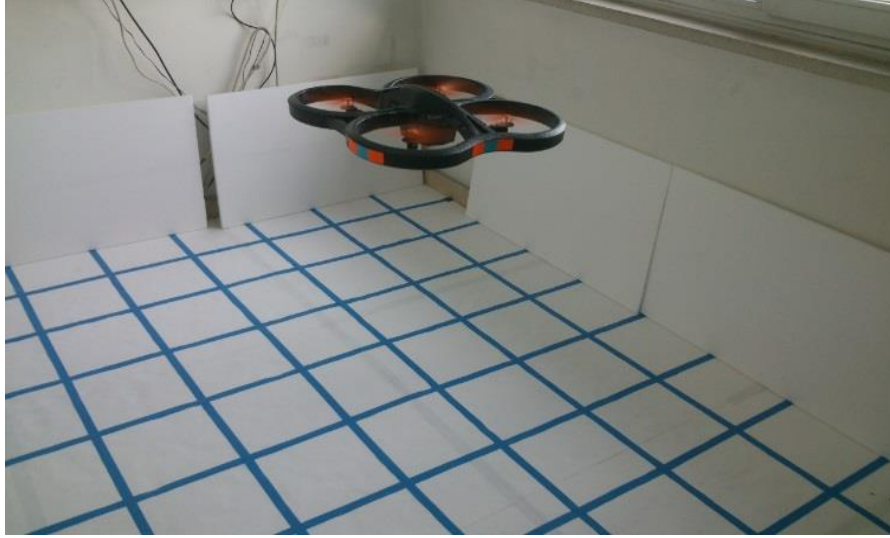
MATLAB/Simulink ortamında oluşturulan dinamik model ve denetleyiciler ile birlikte AR.Drone 2.0 dört rotorlu hava aracı üzerinde gerçek zamanlı kontrol uygulamaları gerçekleştirilmiştir. Bu uygulamalar sırasıyla otonom güzergah takibi ve otonom nesne takibi uygulamalarıdır.

6.1. OTONOM GÜZERGAH TAKİBİ UYGULAMALARI

Bu uygulamanın amacı hava aracının belirlenen güzergahı gelişmiş bir denetleyici algoritması ile takip etmesini sağlamaktır. Bu noktada kapalı ortamda yapılan uygulamalarda klasik PID denetleyici ve öz ayarlamalı bulanık PID denetleyicinin belirlenen bir güzergahı takip etmedeki performansları test edilmektedir. Açık ortamda yapılan güzergah takibi uygulamasında ise hava koşullarına bağlı olarak uçuşuna izin verilen hava aracıyla, belirlenen kritik noktalardan görüntü alınması sağlanmaktadır.

6.1.1. Kapalı Ortamda Yapılan PID Kontrol Yöntemliyle Güzergah Takibi Uygulamaları

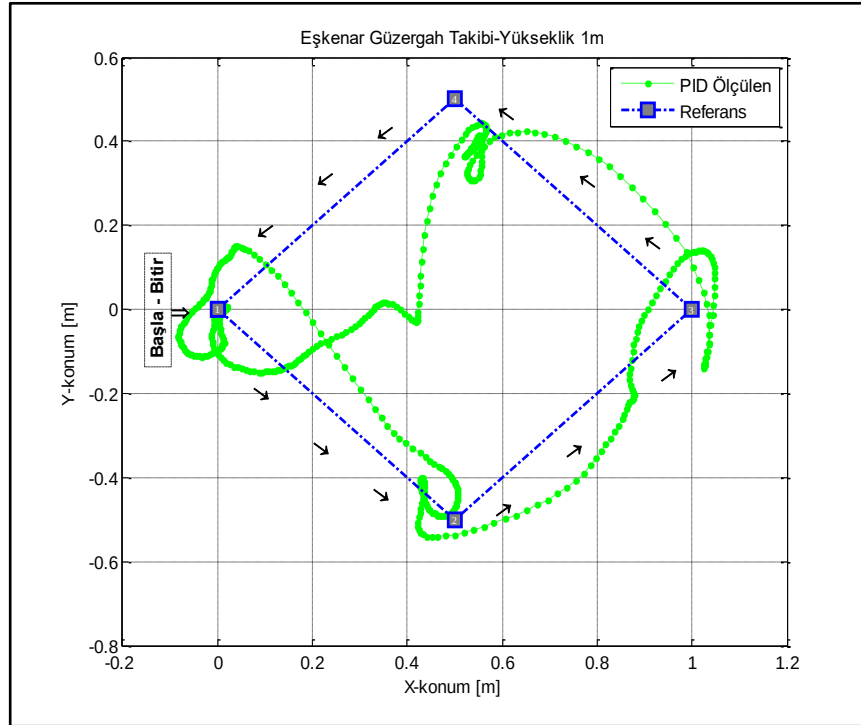
Kapalı ortamda yapılan deneylerin ilk aşamasında klasik PID denetleyici kontrolündeki hava aracıyla güzergah takibi testleri yapılmaktadır. Klasik PID denetleyicinin kazançları MATLAB/Simulink ortamında hava aracı modelinin üzerinde yapılan sistem tepkisi analizi sonuçlarına göre deneysel olarak belirlenmektedir. Bu doğrultuda PID kazançları $k_p = 0.25$, $k_i = 0.0014$ ve $k_d = 0.12$ olarak seçilmektedir. Çapraz, düz ve dairesel hareketleri gerçekleştirme performanslarının izlenebilmesi için uygulamalarda eşkenar, kare ve dairesel yerleşime sahip geçiş noktalarıyla belirli güzergahlar oluşturulmaktadır. Şekil 6.1’de kapalı ortam güzergah takibi uygulamalarının yapıldığı platform verilmektedir.



Şekil 6.1. Kapalı ortam deney platformu.

6.1.1.1. Eşkenar Güzergah Takibi PID Kontrol

Şekil 6.2’de verilen eşkenar güzergah takibi uygulamasında, klasik PID denetleyicinin birbirine eşit mesafedeki referans noktalarını çapraz hareketler sergileyerek takip etme performansı gözlemlenmektedir.



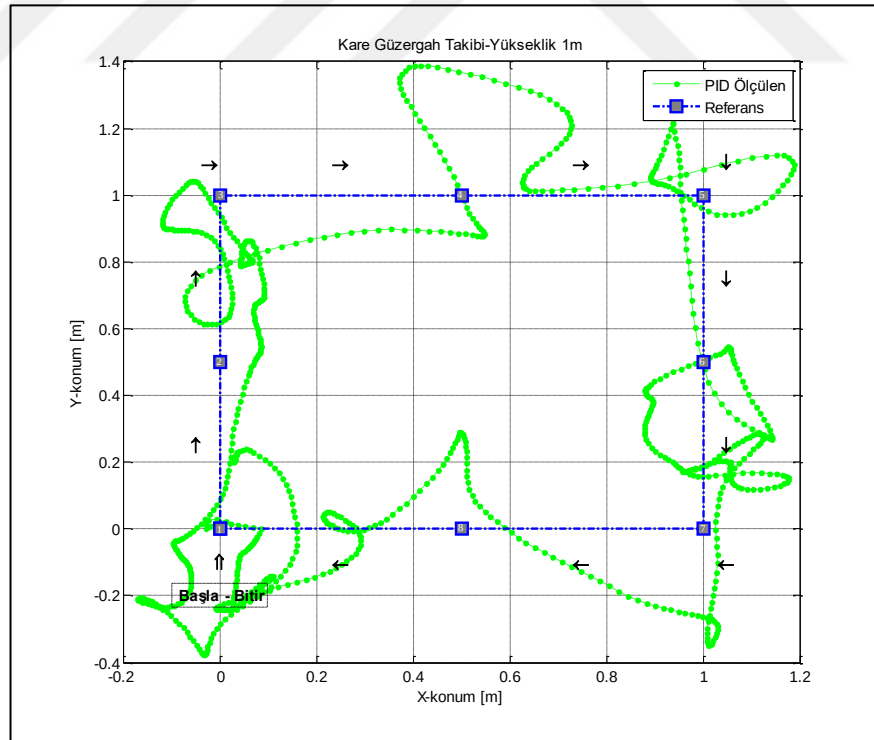
Şekil 6.2. Eşkenar güzergah takibi PID kontrol.

Referans noktalarında toplamda 24 sn bekletilen hava aracı, uçuş parkurunu klasik PID denetleyici ile 40 sn'de tamamlamaktadır. Aynı zamanda hava aracı, dört referans noktasından oluşan güzergahı PID denetleyici ile maksimum 0.32 m ve toplamda 8.02 m hatayla takip etmektedir.

6.1.1.2. Kare Güzergah Takibi PID Kontrol

Şekil 6.3'de verilen kare güzergah takibi uygulamasında, klasik denetleyicinin belirlenen referans noktalarını boylamsal ve enlemsel hareketler sergileyerek takip etme performansı gözlemlenmektedir.

Referans noktalarında toplamda 48 sn bekletilen hava aracı uçuş parkurunu klasik PID denetleyici ile 68 sn'de tamamlamaktadır. Aynı zamanda hava aracı, sekiz referans noktasından oluşan güzergahı PID denetleyici ile maksimum 0.39 m ve toplamda 12.17 m hatayla takip etmektedir.

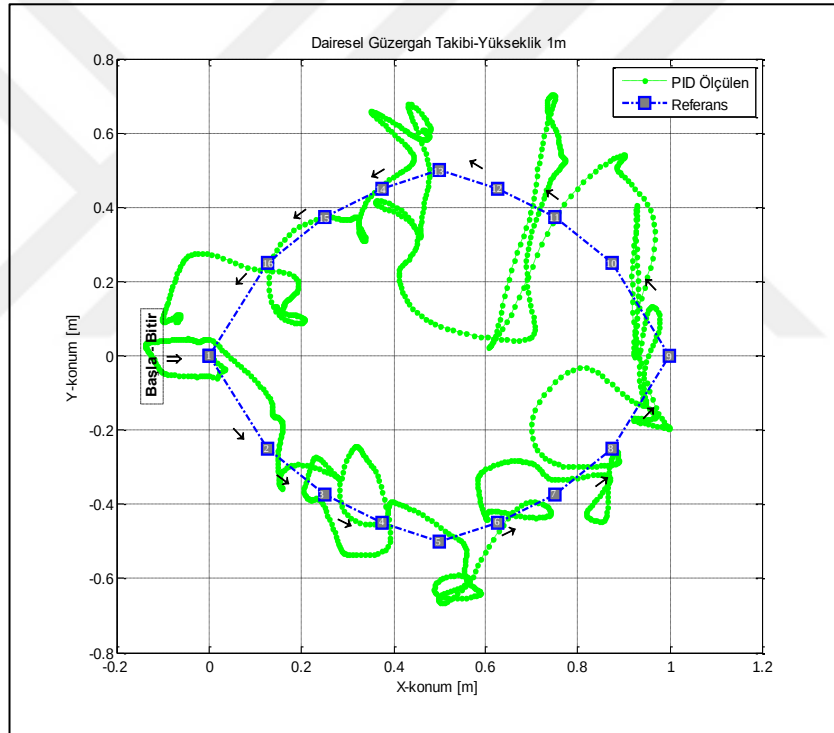


Şekil 6.3. Kare güzergah takibi PID kontrol.

6.1.1.3. Dairesel Güzergah Takibi PID Kontrol

Şekil 6.4’de verilen daireesel güzergah takibi uygulamasında, klasik PID denetleyicinin belirlenen referans noktalarını kısa mesafeli hareketler sergileyerek takip etme performansı gözlemlenmektedir.

Referans noktalarında toplamda 64 sn bekletilen hava aracı, uçuş parkurunu klasik PID denetleyici ile 102 sn’de tamamlamaktadır. Aynı zamanda hava aracı, on altı referans noktasından oluşan güzergahı PID denetleyici ile maksimum 0.45 m ve toplamda 13.24 m hatayla takip etmektedir [50, 93].



Şekil 6.4. Dairesel güzergah takibi PID kontrol.

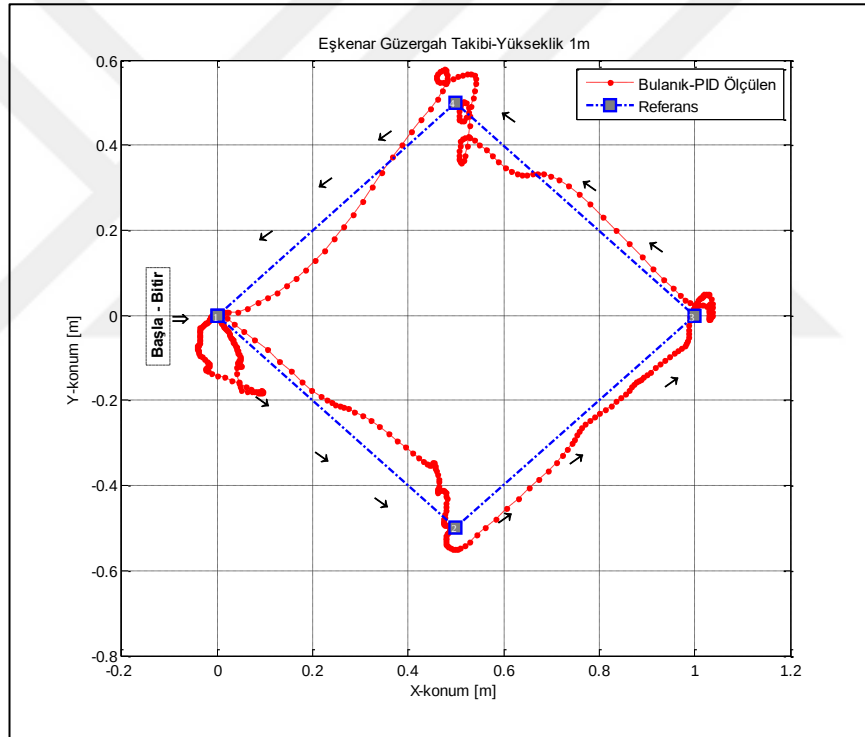
6.1.2. Kapalı Ortamda Yapılan Öz Ayarlamalı Bulanık PID Kontrol Yöntemiyle Güzergah Takibi Uygulamaları

Kapalı ortamda yapılan uygulamaların ikinci aşamasında öz ayarlamalı bulanık PID denetleyici ile aracın belirlenen güzergahları takip etmesi sağlanmaktadır.

6.1.2.1. Eşkenar Güzergah Takibi Öz Ayarlamalı Bulanık PID Kontrol

Şekil 6.5’de verilen eşkenar güzergah takibi uygulamasında, öz ayarlamalı bulanık PID denetleyicinin denetleyicinin birbirine eşit mesafedeki referans noktalarını çapraz hareketler sergileyerek takip etme performansı gözlemlenmektedir.

Referans noktalarında toplamda 24 sn bekletilen hava aracı, uçuş parkurunu öz ayarlamalı bulanık PID denetleyici ile 39 sn’de tamamlamaktadır. Aynı zamanda hava aracı, dört referans noktasından oluşan güzergahı öz ayarlamalı bulanık PID denetleyici ile maksimum 0.15 m ve toplamda 4.35 m hatayla takip etmektedir.

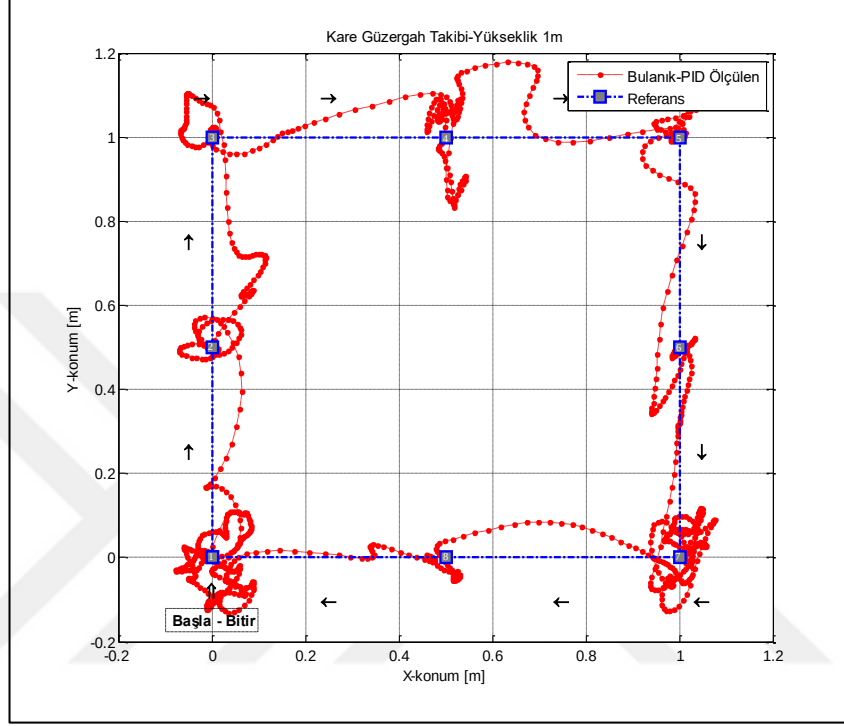


Şekil 6.5. Eşkenar güzergah takibi öz ayarlamalı bulanık PID kontrol.

6.1.2.2. Kare Güzergah Takibi Öz Ayarlamalı Bulanık PID Kontrol

Şekil 6.6’da verilen kare güzergah takibi uygulamasında, öz ayarlamalı bulanık PID denetleyicinin belirlenen referans noktalarını boylamsal ve enlemsel hareketler sergileyerek takip etme performansı gözlemlenmektedir.

Referans noktalarında toplamda 48 sn bekletilen hava aracı, uçuş parkurunu öz ayarlamalı bulanık PID denetleyici ile 66 sn'de tamamlamaktadır. Aynı zamanda hava aracı, sekiz referans noktasından oluşan güzergahı öz ayarlamalı bulanık PID denetleyici ile maksimum 0.18 m ve toplamda 6.94 m hatayla takip etmektedir.

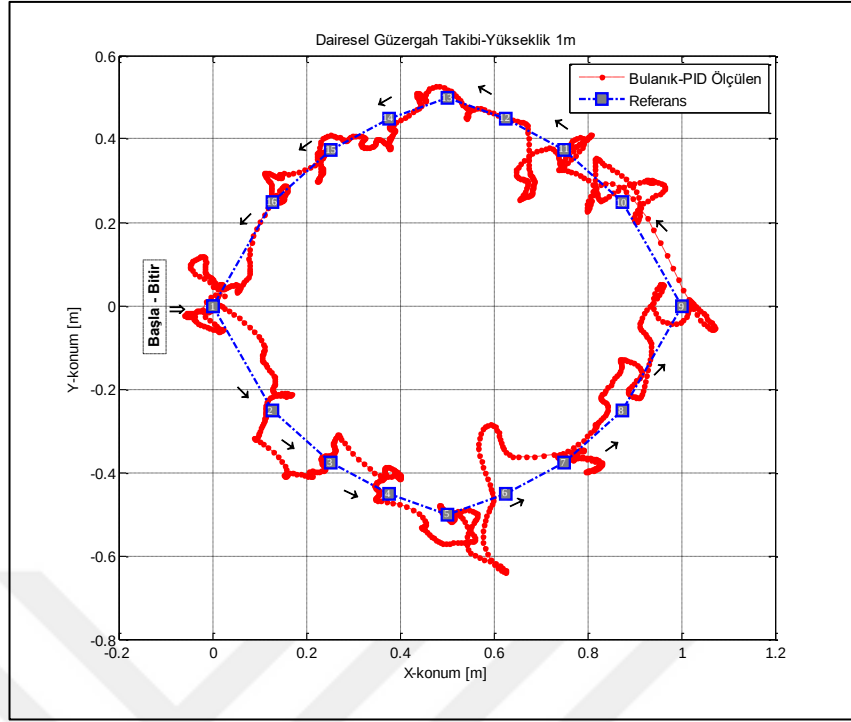


Şekil 6.6. Kare güzergah takibi öz ayarlamalı bulanık PID kontrol.

6.1.2.3. Dairesel Güzergah Takibi Öz Ayarlamalı Bulanık PID Kontrol

Şekil 6.7'de verilen dairesel güzergah takibi uygulamasında, öz ayarlamalı bulanık PID denetleyicinin belirlenen referans noktalarını kısa mesafeli hareketler sergileyerek takip etme performansı gözlemlenmektedir.

Referans noktalarında toplamda 64 sn bekletilen hava aracı, uçuş parkurunu öz ayarlamalı bulanık PID denetleyici ile 95 sn'de tamamlamaktadır. Aynı zamanda hava aracı, on altı referans noktasından oluşan güzergahı öz ayarlamalı bulanık PID denetleyici ile maksimum 0.16 m ve toplamda 5.64 m hatayla takip etmektedir.

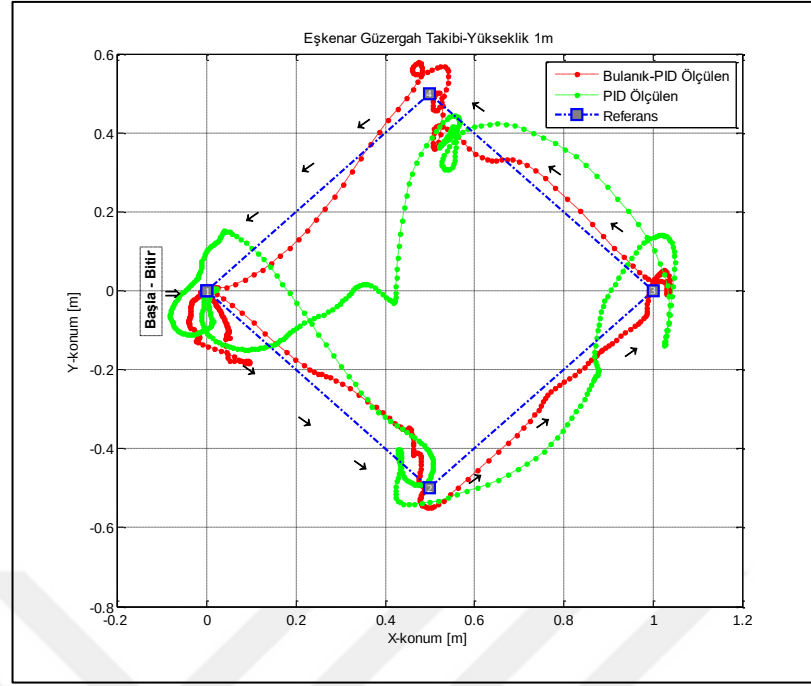


Şekil 6.7. Dairesel güzergah takibi öz ayarlamalı bulanık PID kontrol.

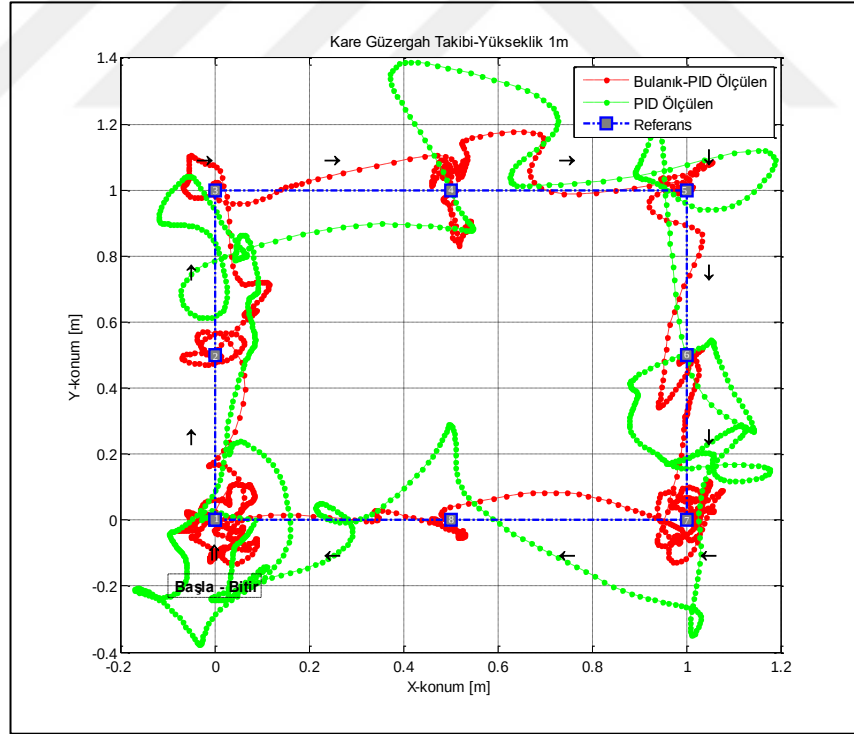
6.1.3. Kapalı Ortamda Yapılan Güzergah Takibi Uygulamaları Denetleyici Performans Karşılaştırmaları

Şekil 6.8, Şekil 6.9 ve Şekil 6.10'da iki farklı kontrol yöntemiyle kapalı ortamda yapılan eşkenar, kare ve dairesel güzergah takiplerine ait karşılaştırma grafikleri, Çizelge 6.1, Çizelge 6.2 ve Çizelge 6.3 de iki farklı kontrol yöntemiyle kapalı ortamda yapılan eşkenar, kare ve dairesel güzergah takiplerine ait hata bakımında performans karşılaştırma tabloları sırasıyla verilmektedir.

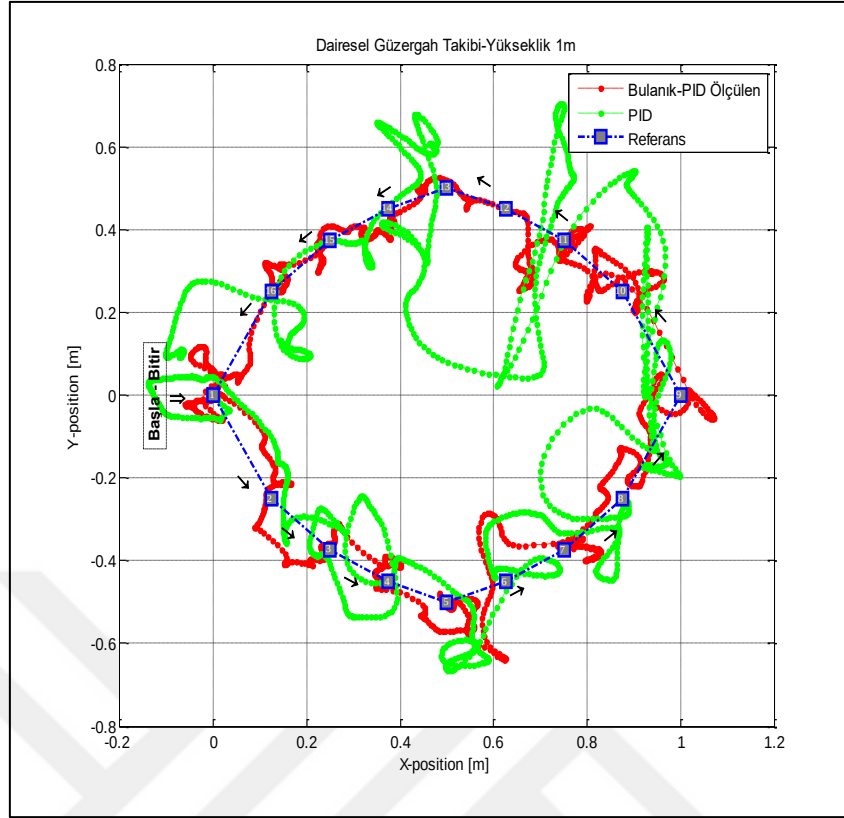
Hava aracının, referans noktalarının arasında bulunan en kısa yolu temsil eden çizgisel rotaya mümkün olduğunca yakın bir şekilde güzergah takibini gerçekleştirmesi beklenmektedir. Ancak aracın yapısından kaynaklanan ataletsel etkiler gerçek zamanlı olarak yapılan uygulamada birtakım sapmalara neden olmaktadır.



Şekil 6.8. Eşkenar güzergah takibi performans karşılaştırma grafiği.



Şekil 6.9. Kare güzergah takibi performans karşılaştırma grafiği.



Şekil 6.10. Kare güzergah takibi performans karşılaştırma grafiği.

Çizelge 6.1. Performans karşılaştırma tablosu: Eşkenar güzergah.

Yöntem	Maksimum Hata [m]	Toplam Hata [m]
PID	0.32	8.02
Bulanık-PID	0.15	4.35

Çizelge 6.2. Performans karşılaştırma tablosu: Kare güzergah.

Yöntem	Maksimum Hata [m]	Toplam Hata [m]
PID	0.39	12.17
Bulanık-PID	0.18	6.94

Çizelge 6.3. Performans karşılaştırma tablosu: Dairesel güzergah.

Yöntem	Maksimum Hata [m]	Toplam Hata [m]
PID	0.45	13.24
Bulanık-PID	0.16	5.64

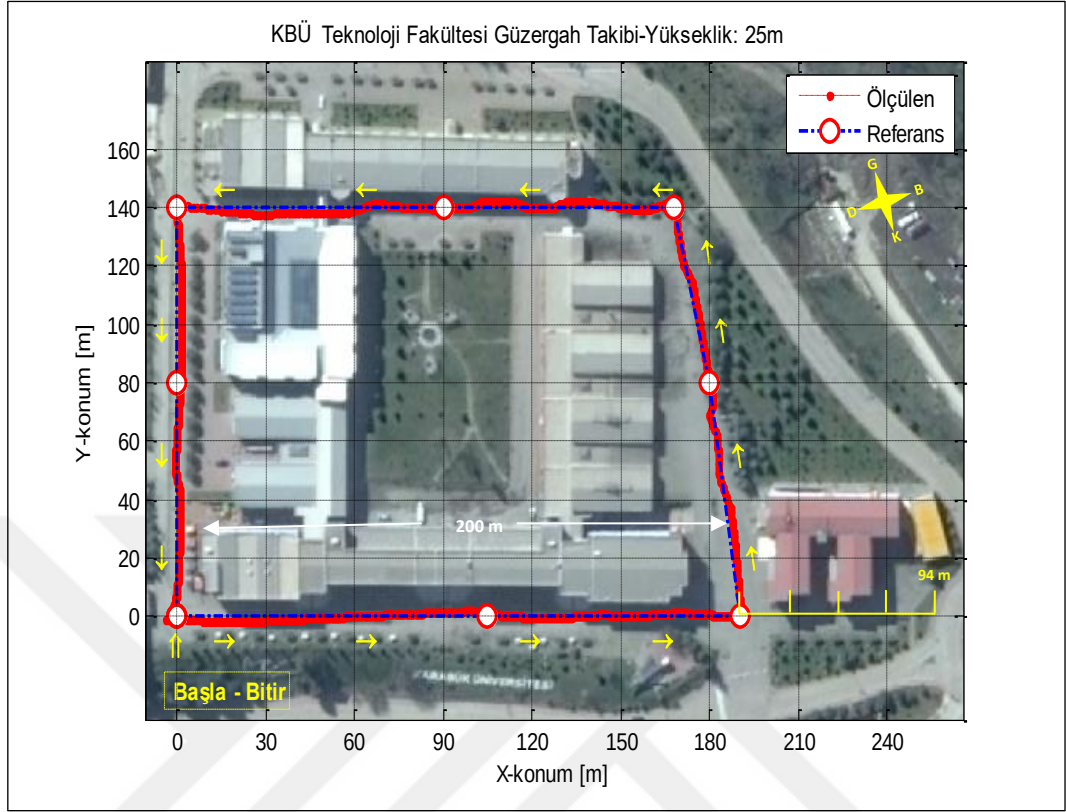
Güzergah takibinin grafiksel karşılaştırma verilerinden ve hata değerlerinden, PID kazançlarının ayarlanmasında bulanık sistemden yararlanıldığı durumda uçuş performansının geliştirildiği ve başarılı sonuçlar elde edildiği açıkça anlaşılmaktadır.

6.1.4. Açık Ortamda Yapılan Öz Ayarlamalı Bulanık PID Kontrol Yöntemiyle Hava Koşullarına Bağlı Olarak Güzergah Takibi Uygulamaları

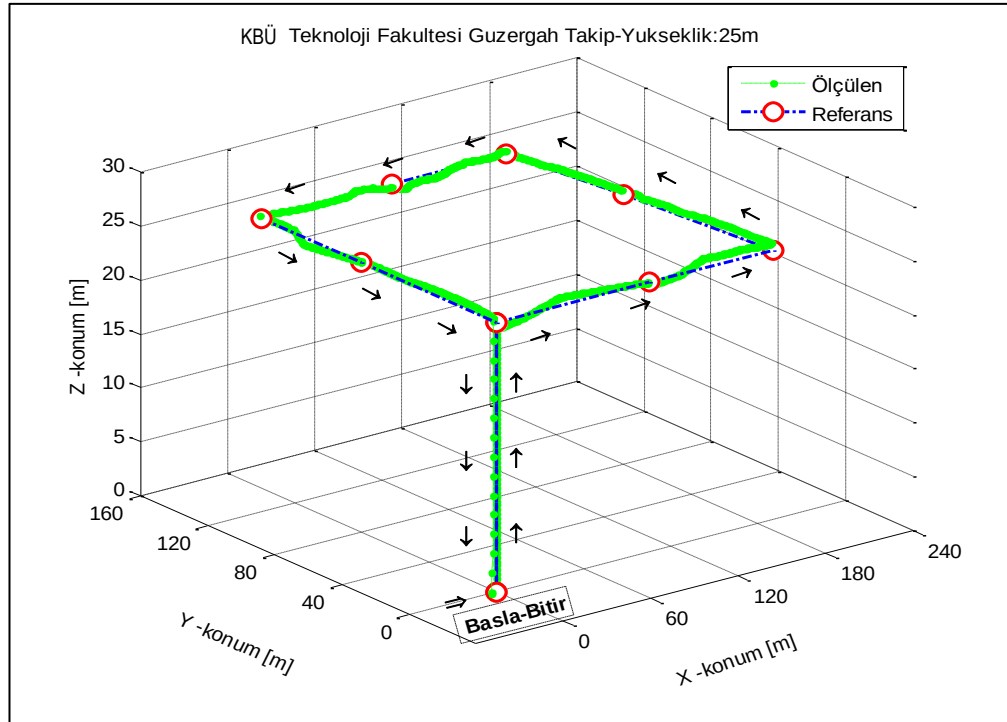
Hava koşullarına bağlı olarak yapılan açık ortam uygulamalarının ilk aşamasında, hava koşullarının uygun olduğu durumda öz ayarlamalı bulanık PID denetimli hava aracının belirlenen bir güzergahı otonom bir şekilde takip ederek, güzergah üzerindeki kritik noktaların görüntüsünün alınması sağlanmaktadır. İkinci aşamada ise hava koşullarının bozulması sonucu hava aracının güzergah takibini yarıda keserek otonom bir şekilde iniş-kalkış platformuna geri dönmesi sağlanmaktadır. Güzergah takibinin olumsuz hava koşulları neticesinde yarıda kesilmesiyle hava aracında oluşabilecek kontrol kaybı, rotadan çıkma, aşırı batarya tüketimi veya maddi zararların önüne geçilmesi hedeflenmektedir. Bu sayede hava aracının uçuş güvenliği artırılmış olacaktır.

6.1.4.1. Hava Koşullarının Uçuşa Uygun Olduğu Durumda Otonom Güzergah Takibi

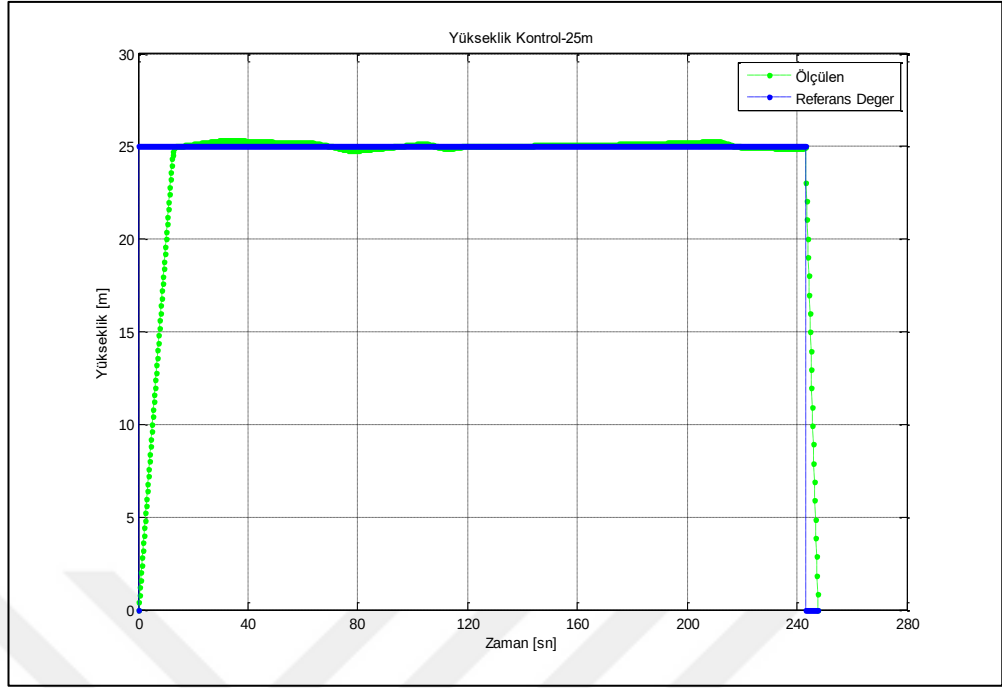
Açık ortam uygulamaları Karabük Üniversitesi kampüs alanı içerisinde yapılmaktadır. Teknoloji Fakültesi etrafında, hava koşullarının uçuşa uygun olduğu durumda belirlenen güzergahın takibi gerçekleştirilmektedir. Yağmur yağışının olmadığı ve rüzgar hızının 1.3m/sn'nin altında olduğu hava koşulları, uçuş yapılmasına uygun hava koşulları olarak kabul edilmektedir. Yer istasyonunda bulunan hava metre ve hava ölçüm kartı düzeneğinden alınan veriler, MATLAB/Simulink ortamında YSA tarafından işlenmekte ve uçuş izni durumuna karar verilmektedir. Uçuş süreci, araç üzerinde bulunan kamerayla kayıt edilerek önemli noktaların görüntüleri elde edilmektedir. Çevresi 660 m olan fakültenin etrafında belirlenen referans noktaları 3 m/sn hızla, 25 m sabit yükseklikte hareket eden hava aracıyla toplamda 230 sn'lik bir sürede tamamlanmaktadır. Şekil 6.11 (a), (b) ve (c)'de açık ortamda yapılan uçuş verilerine ait hareket grafikleri verilmektedir.



a) harita üzerinde güzergah takibi-ortalama hata: 0.325 m



b) güzergah takibinin 3 boyutlu grafiksel temsili



c) güzergah takibinin yükseklik değişimi

Şekil 6.11. Açık ortamda hava koşullarının uçuşa uygun olduğu durumda yapılan uçuş verilerine ait hareket grafikleri.

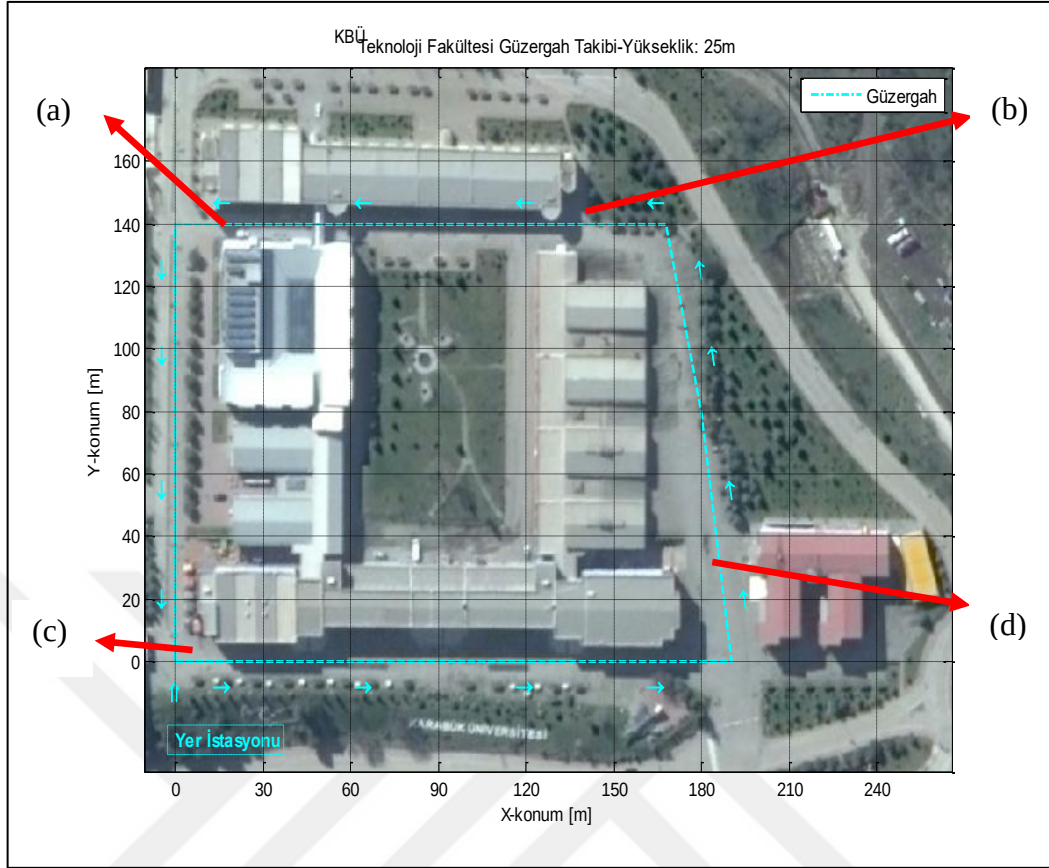
Şekil 6.11’de verilen grafiklerden, hava koşullarının uçuş için uygun olduğu ve aracın yerleşim alanı içerisinde uçtuğu göz önünde bulundurulduğunda düşük bir ortalama hatayla güzergahı tamamladığı sonucuna ulaşılmaktadır. Şekil 6.12 (a), (b), (c) ve (d)’de uçuş sırasında kamera aracılığıyla elde edilen görüntüler ile (e)’de güzergah haritası verilmektedir.



a) üçüncü dönüş noktasının görüntüsü



b) ikinci dönüş noktasının görüntüsü



e) güzergah haritası



c) kalkış konumunun görüntüsü



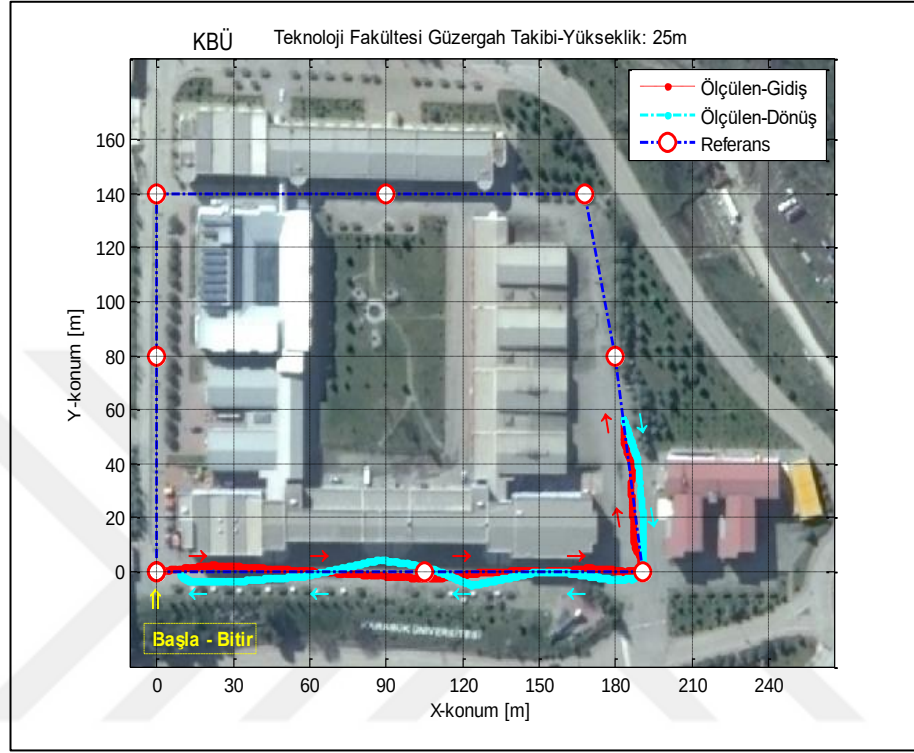
d) ilk dönüş noktasının görüntüsü

Şekil 6.12. Uçuş sırasında kamera aracılığıyla elde edilen görüntüler.

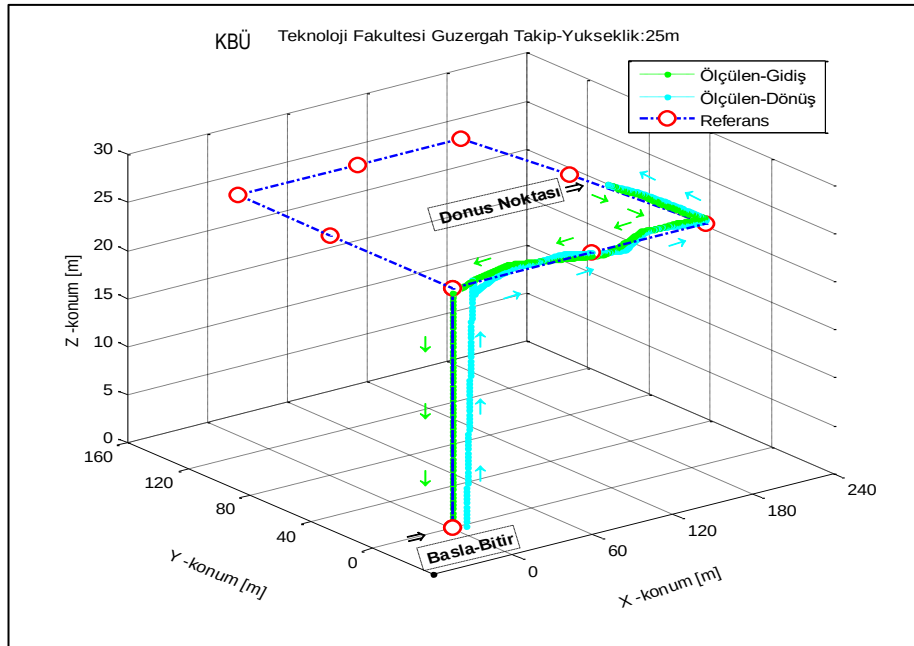
6.1.4.2. Hava Koşullarının Uçuşa Uygun Olmadığı Durumda Otonom Güzergah Takibi

Açık ortam deneylerinin ikinci kısmında ise rüzgar hızının aniden şiddetlenerek belirlenen eşik değeri olan 1.3 m/sn'nin üzerine çıkması sonucu hava aracının

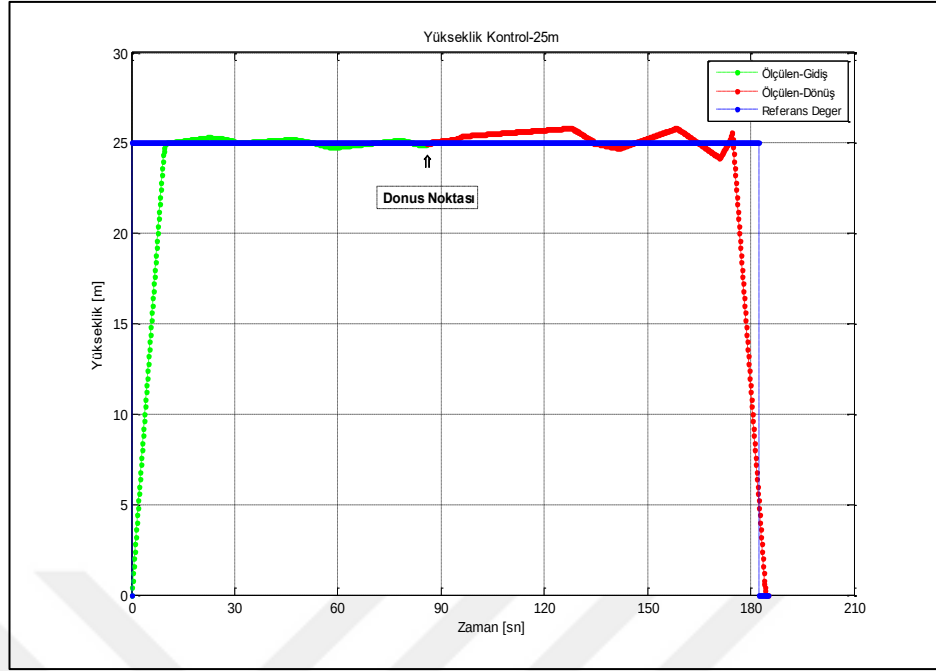
güzergah takibini yarıda kesip, otonom bir şekilde yer istasyonuna geri dönerek iniş yapması gözlemlenmektedir. Şekil 6.13 (a), (b) ve (c)'de hava koşullarına göre dış ortamda yapılan uçuş verilerine ait hareket grafikleri verilmektedir.



a) harita üzerinde güzergah takibi-ortalama hata: 0.437 m



b) güzergah takibinin 3 boyutlu grafiksel temsili



c) güzergah takibinin yükseklik değişimi

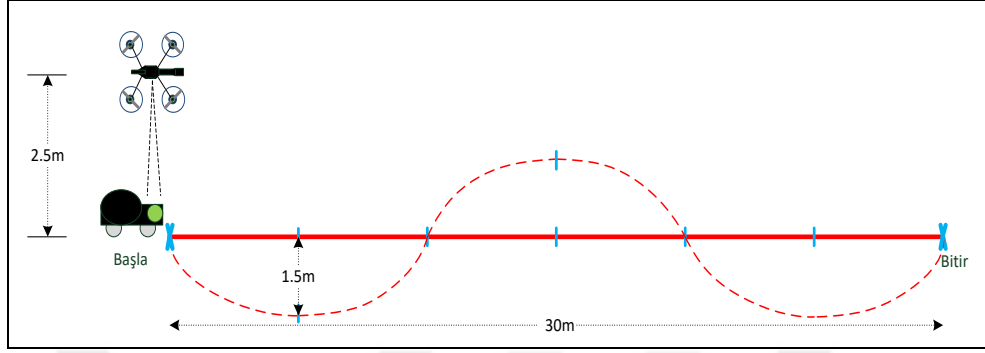
Şekil 6.13. Açık ortamda hava koşullarının uçuşa uygun olmadığı durumda yapılan uçuş verilerine ait hareket grafikleri.

Şekil 6.13 (a), (b) ve (c)'de verilen grafiklerden, hava aracının uçuşun başladığı andan 90 sn sonrasına kadar düşük bir ortalama hatayla uçmasına rağmen, sonrasında rüzgar şiddetinin artmasıyla ortalama hata miktarının arttığı ve aracın rotada kalmakta zorlandığı sonucuna ulaşılmaktadır.

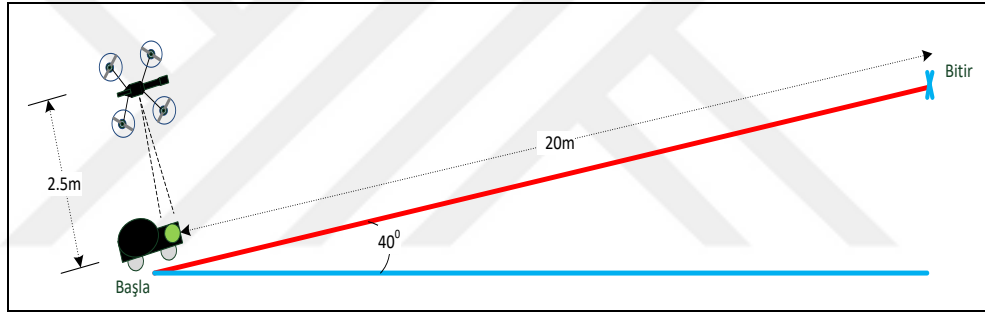
6.2. OTONOM NESNE TAKİBİ UYGULAMALARI

Dört rotorlu hava aracıyla otonom hareketli ve seçili nesne takibi deneylerinde üzerine yeşil renkli resim yerleştirilen ve kumandayla kontrol edilebilen bir kara araçından yararlanılmıştır. Bataryalı bu kara aracının ortalama hızı 0.7 m/sn'dir. Uçuş öncesinde MATLAB/Simulink ortamında HSV renk ayarlaması yapılarak yeşil renk seçili hale getirilir. Nesne takibinde kullanılan güzergahların başlangıç noktasında hava aracına kalkış talimatı verilir ve hava aracı 2.5 m yüksekliğe çıkarılır. Seçili hale getirilen yeşil rengi üzerinde taşıyan kara aracının, kalkış yapan hava aracının altına görüş açısına girecek şekilde getirilmesiyle nesne takibi başlar. Güzergah tamamlanarak bitiş noktasına ulaşıldığında ise hava aracına iniş talimatı verilerek inişi gerçekleştirilir.

Şekil 6.14 (a) ve (b)'de deneylerde kullanılan düz, slalom ve rampa güzergahların temsili resimleri ölçekli olarak verilmektedir. Şekil 6.15'de hava aracı ve kara aracının uçuş öncesi test platformu üzerine yerleşimi verilmektedir.

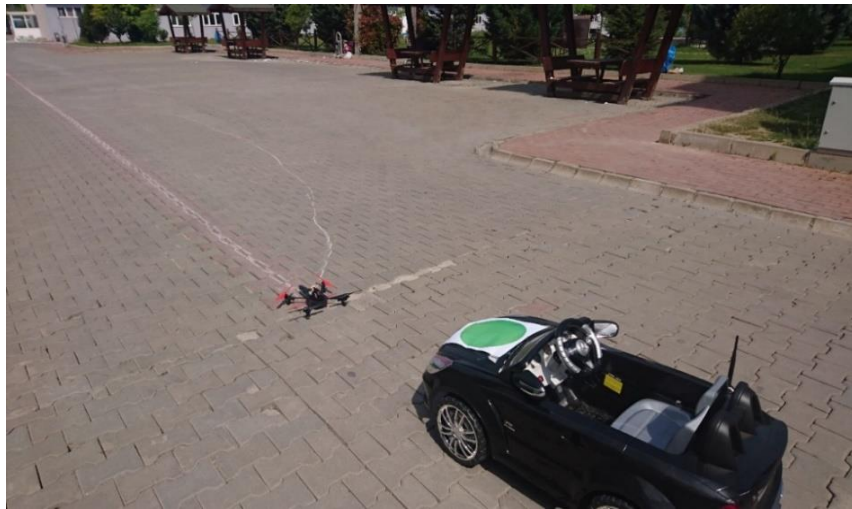


a) düz ve slalom güzergah



b) rampa güzergah

Şekil 6.14. Otonom hareketli ve seçili nesne takibi deneylerinde kullanılan güzergahların temsili resimleri.



Şekil 6.15. Hava aracı ve kara aracının uçuş öncesi test platformu üzerine yerleşimi.

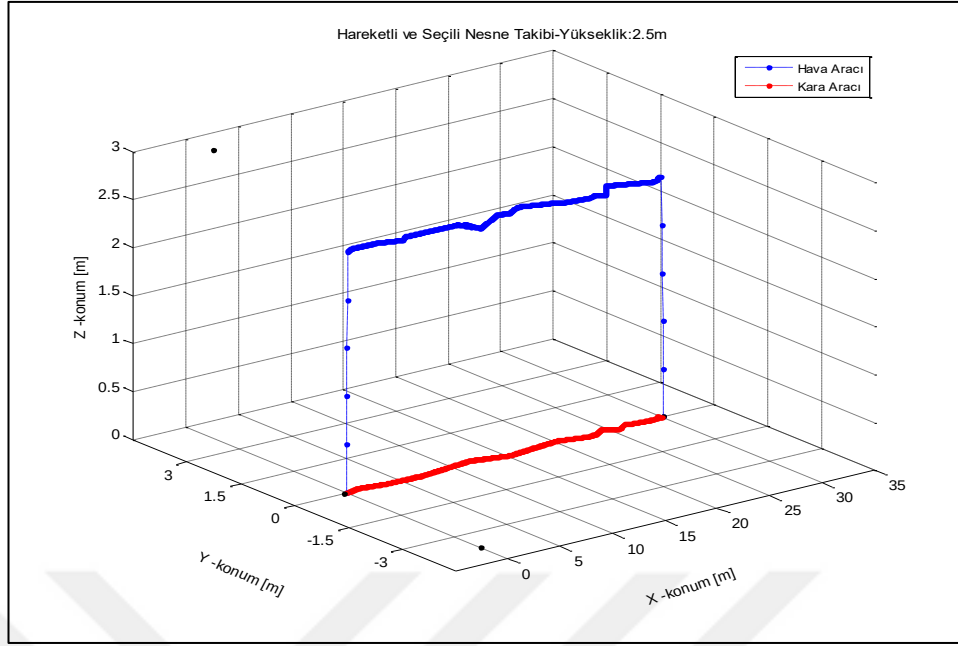
6.2.1. Düz güzergah üzerinde hareketli ve seçili nesne takibi

Hareketli ve seçili nesne takibi uygulamalarının ilk aşamasında, düz bir güzergah üzerinde ilerleyen kara aracının üst kısmına yerleştirilen renkli nesne nedeniyle hava aracı tarafından takip edilmesi sağlanmaktadır. Düz güzergah üzerinde gerçekleştirilen nesne takibi ortalama 0.214 m hatayla tamamlanmaktadır. Şekil 6.16'da düz güzergah üzerinde yapılan hareketli ve seçili nesne takibine ait fotoğraflar verilmektedir.

Şekil 6.17'de düz güzergah üzerinde yapılan hareketli ve seçili nesne takibine ait grafiksel veriler sunulmaktadır. Burada verilen grafikte, hava aracı x, y ve z eksenlerinde düşük seviyede ortalama hata miktarlarıyla aşağısında hareket eden kara aracını takip etmektedir. Düz bir güzergahta ilerletilen kara aracının hareketinde düşük miktarda sapmalar olmasına rağmen, hava aracı nesne takibini tamamlamaktadır.



Şekil 6.16. Düz güzergah üzerinde yapılan hareketli ve seçili nesne takibine ait fotoğraflar.

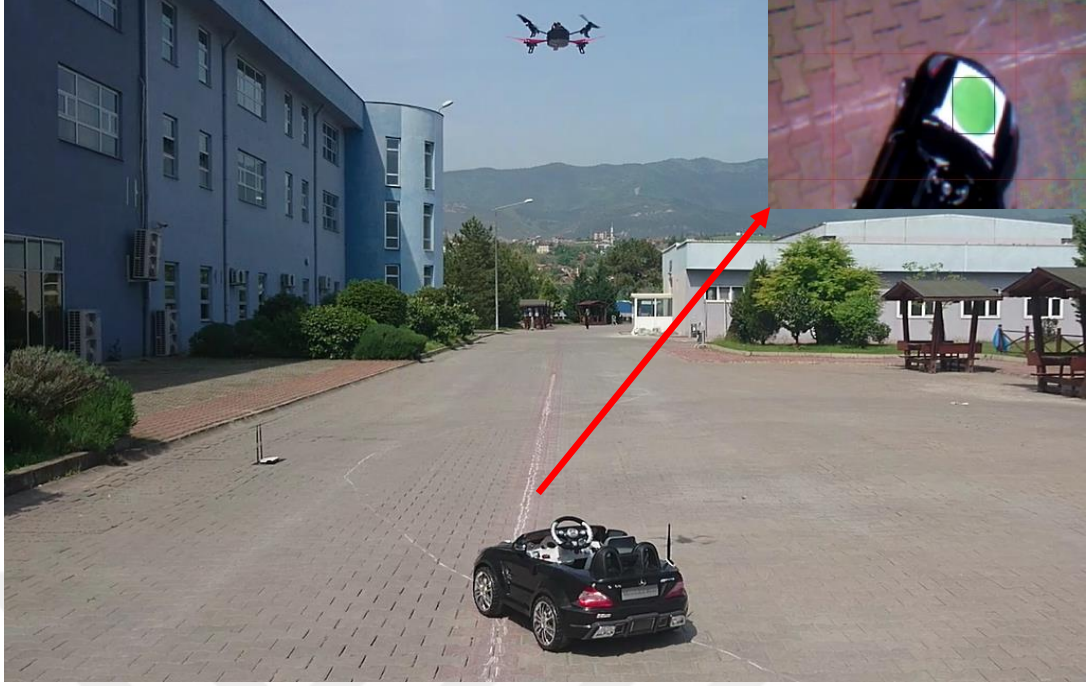


Şekil 6.17. Düz güzergah üzerinde yapılan hareketli ve seçili nesne takibine ait grafiksel veriler.

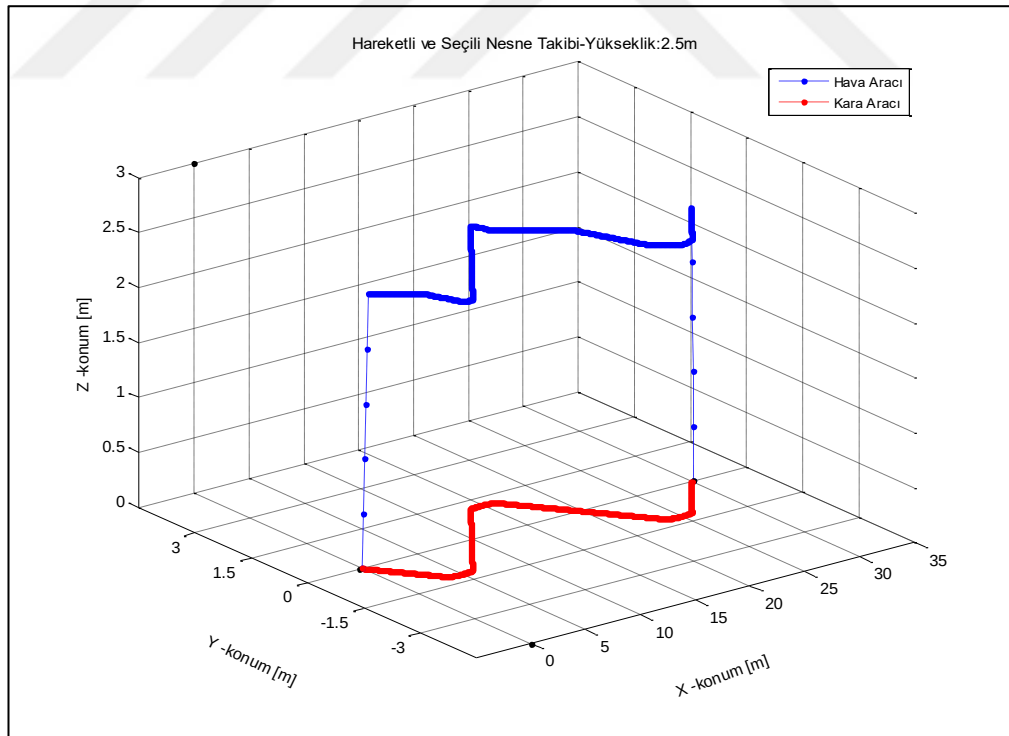
6.2.2. Slalom güzergah üzerinde hareketli ve seçili nesne takibi

Hareketli ve seçili nesne takibi uygulamalarının ikinci aşamasında, slalom bir güzergah üzerinde ilerleyen kara aracının üst kısmına yerleştirilen renkli nesne nedeniyle hava aracı tarafından takip edilmesi sağlanmaktadır. Slalom güzergah üzerinde gerçekleştirilen nesne takibi ortalama 0.238 m hatayla tamamlanmaktadır. Şekil 6.18’de slalom güzergah üzerinde yapılan hareketli ve seçili nesne takibine ait fotoğraflar verilmektedir.

Şekil 6.19’da slalom güzergah üzerinde yapılan hareketli ve seçili nesne takibine ait grafiksel veriler verilmektedir. Slalom güzergah takibi grafiğinde hava aracının, altında dairesel zikzaklar çizen bir nesnenin takibindeki performansı gözlemlenmektedir. Şekil 6.19’da verilen grafikte, hava aracı x, y ve z eksenlerinde düşük seviyede ortalama hata miktarlarıyla aşağısında dairesel zikzaklar şeklinde hareket eden kara aracını takip etmektedir. Slalom bir güzergahta ilerletilen kara aracının hareketinde düşük miktarda sapmalar olmasına rağmen, hava aracı nesne takibini tamamlamaktadır. Slalom hareket eden nesnenin takibinden yapılan hata miktarı, düz hareket eden nesne takibinde yapılan hata miktarına göre fazladır.



Şekil 6.18. Slalom güzergah üzerinde yapılan hareketli ve seçili nesne takibine ait fotoğraflar.



Şekil 6.19. Slalom güzergah üzerinde yapılan hareketli ve seçili nesne takibine ait grafiksel veriler.

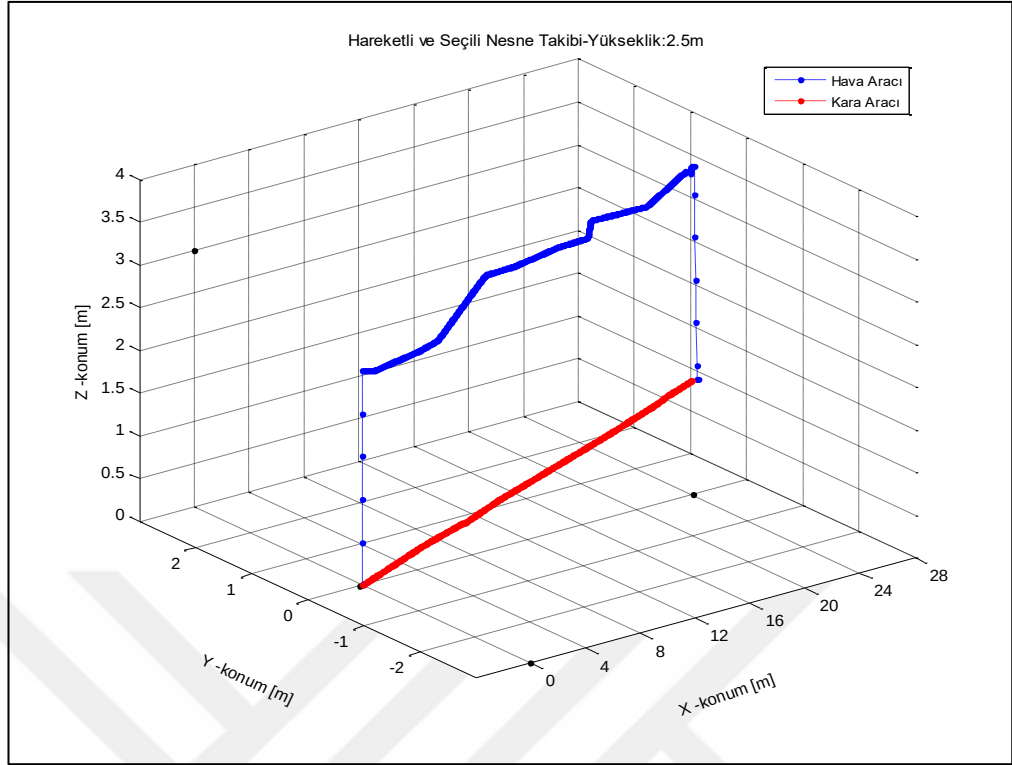
6.2.3. Rampa güzergah üzerinde hareketli ve seçili nesne takibi

Hareketli ve seçili nesne takibi uygulamalarının son aşamasında, rampa bir güzergah üzerinde ilerleyen kara aracının üst kısmına yerleştirilen renkli nesne nedeniyle hava aracı tarafından takip edilmesi sağlanmaktadır. Şekil 6.20’de slalom güzergah üzerinde yapılan hareketli ve seçili nesne takibine ait fotoğraflar verilmektedir. Rampa güzergah üzerinde gerçekleştirilen nesne takibi ortalama 0.312 m hatayla tamamlanmaktadır.

Şekil 6.21’de düz güzergah üzerinde yapılan hareketli ve seçili nesne takibine ait grafiksel veriler verilmektedir. Şekil 6.21’de verilen grafikte, hava aracı x, y ve z eksenlerinde düşük seviyede ortalama hata miktarlarıyla aşağısında 40° ’lik açıyla tırmanış şeklinde hareket eden kara aracını takip etmektedir. Düz ve rampa bir güzergahta ilerletilen kara aracının hareketinde düşük miktarda sapmalar olmasına rağmen, hava aracı nesne takibini tamamlamaktadır. Rampa hareket eden nesnenin takibinden yapılan hata miktarı yükseklik verisinin sürekli güncellenmesi nedeniyle, düz ve slalom hareket eden nesne takiplerinde yapılan hata miktarına göre fazladır.



Şekil 6.20. Rampa güzergah üzerinde yapılan hareketli ve seçili nesne takibine ait fotoğraflar.



Şekil 6.21. Rampa güzergah üzerinde yapılan hareketli ve seçili nesne takibine ait grafiksel veriler.

BÖLÜM 7

SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME

Bu tez çalışmasında, uçuşa hazır bir dört rotorlu hava aracıyla otonom güzergah ve nesne takibi uygulamaları gerçekleştirilmiştir. Çalışmanın ilk aşamasında hava aracına ait parametreler kullanılarak oluşturulan MATLAB/Simulink modeli üzerinde, kapalı ortam uygulamaları kapsamında gerçek zamanlı güzergah takibi testleri yapılmıştır. Sırasıyla klasik PID denetleyici ve öz ayarlamalı bulanık PID denetleyici kullanılarak yapılan uygulamalarda döngü içi uyarlanabilir bir yapıya sahip olan öz ayarlamalı bulanık PID denetleyicin üstünlüğü grafiksel veriler ve hata karşılaştırmalarıyla ortaya konulmuştur. Hava aracıyla çapraz, düz ve kısa mesafeli dairesel güzergahları takip etmede öz ayarlamalı bulanık PID denetleyici kullanılan uygulamalar, klasik PID denetleyici kullanılan uygulamalar ile kıyaslandığında; sırasıyla %45.7, %42.9 ve %57.4 oranlarında daha az hata miktarıyla daha başarılı performanslar elde edildiği tespit edilmiştir. Açık ortamda hava koşullarına bağlı olarak gerçekleştirilen güzergah takibi uygulamalarında ise istenilen koordinatların havadan görüntüleri elde edilmiş ve bunun yanı sıra geliştirilen zeki yer istasyonu sayesinde hava koşullarının değişimine göre uçuş kontrolü sağlanmıştır. Doğrusal ve doğrusal olmayan iki farklı kontrol yapısının gerçek zamanlı olarak güzergah takibinde bir arada kullanılması ve hava koşullarına ait verilerin bu kontrol yapısının içerisinde belirleyici bir unsur olarak yer alması, bu çalışmanın literatüre getirmiş olduğu yenilik durumundadır.

Dört rotorlu hava aracının oluşturulan MATLAB/Simulink modeli üzerine görüntü işleme kısmı dahil edilerek görsel geri beslemeli bir kontrol sistemi geliştirilmiştir. Hava aracının üzerindeki yerleşik kameradan alınan görüntüler, Wi-Fi bağlantısı aracılığıyla bilgisayardaki MATLAB/Simulink arayüzüne aktarılmaktadır. MATLAB'ın OpenCV kütüphane desteğinden yararlanılarak, renk özelliklerine göre seçili hale getirilen ve hareket eden bir kara aracı üzerine yerleştirilen nesnenin gerçek zamanlı takibi başarıyla gerçekleştirilmiştir. Bu çalışma, dört rotorlu hava aracının küçük

boyutu ve yüksek manevra kabiliyeti nedeniyle özellikle yerleşim birimleri içerisinde havadan güvenlik amaçlı takip uygulamalarında kullanımına katkı sağlamıştır.

AR.Drone dört rotorlu hava aracıyla bilgisayar arasında Wi-Fi bağlantısının kullanılması, haberleşme mesafesi ve çevresel girişimler göz önünde bulundurulduğunda kısıtlayıcı bir durum ortaya çıkarmıştır. Yerleşim birimleri içerisinde haberleşme mesafesi 20 m'ye kadar düşmüştür. Haberleşme mesafesi sorunun çözümü için çalışmada Wi-Fi mesafe uzatıcı modem ve dBi değeri yüksek antenler kullanılmıştır. Hava aracıyla kontrol ve görüntü aktarımı amaçlı veri alışverişinde bilgisayar yerine, aracın üzerinde yerleşik bir elektronik donanım kullanılabilir ve bu durum haberleşme mesafesi sorununa çözüm olabilir. Mesafe sorununa kalıcı bir çözümün bulunmasıyla, farklı tipteki kontrol yöntemlerinin özellikle uzun mesafeli referans noktalarından oluşan güzergahları gerçek zamanlı olarak takip etmedeki performansları karşılaştırılabilir ve bu konuda akademik çalışmalar yapılabilir. Aynı zamanda belirli rotalarda gerçekleştirilecek güzergah takipleri neticesinde elde edilen görüntüler sayesinde, rota sınırları içerisinde yer alan bölgede meydana gelen değişimler veya oluşumlar gözlemlenerek analiz edilebilir.

KAYNAKLAR

1. Aksoy, R. and Kurnaz, S., "İnsansız kara araçları ve muharebe gereksinimleri", *Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi*, 4 (1): 1–10 (2009).
2. Koksall, K., Surucu, D., Surucu, M., and Hacıoğlu, R., "İHA için vektör alan kılavuzu ile görsel çizgi takibi", *IEEE 22nd Signal Processing and Communications Applications Conference*, 646–649 (2014).
3. Austin, R., "Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment", *John Wiley & Sons*, 505–531 (2010).
4. Dikmen, İ. C., Aydemir, A., and Temeltaş, H., "Dikey iniş-kalkış yapabilen dört rotorlu hava aracının (quadrotor) uçuş kontrolü", *Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi*, 4 (3): 33–40 (2010).
5. Merç, Y. and Bayılmış, C., "Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracı (Quadrotor) Uygulaması", *6th International Advanced Technologies Symposium*, 16–18 (2011).
6. Gora, O. and Akkan, T., "Dört rotorlu uçan robot denge ve yönelim analizi ile uygulaması", *DEÜ Mühendislik Fakültesi Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 16 (46): 25–41 (2014).
7. Hammel, T., Mahony, R., Lozano, R., and Ostrowski, J., "Dynamic modelling and configuration stabilization for an X4-Flyer", *International Federation of Automatic Control*, 35 (1): 217–222 (2002).
8. Pounds, P., Mahony, R., Hynes, P., and Roberts, J., "Design of a four-rotor aerial robot", *Australasian Conference on Robotics and Automation*, 145–150 (2002).
9. Klauske, L., Lorenz, T., Colberg, N., Janke, M., Monich, U., Nothing, N., Thiele, L., Venzke, F., Wernicke, T., Zeiler, S., and Kusch, R., "DSP-copter-a quadrotor helicopter controlled by a digital signal processor", *ELITE-Project Report Summary*, 1–4 (2002).
10. Hoffmann, G., Rajnarayan, D. G., Waslander, S. L., Dostal, D., Jang, J. S., and Tomlin, C. J., "The Stanford testbed of autonomous rotorcraft for multi agent control (STARMAC)", *The 23rd Digital Avionics Systems Conference*, 2: 12.E.4-121-10 (2004).
11. Bouabdallah, S., Noth, A., and Siegwart, R., "PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor", *Conference on Intelligent Robots and Systems*, 32451–2456 (2004).

12. Hoffmann, G., Jang, J. S., and Tomlin, C. J., "Multi-agent X4-Flyer testbed control design: integral sliding mode vs. reinforcement learning", ***International Conference on Intelligent Robots and Systems***, 468–473 (2005).
13. Hanford, S. D., Long, L. N., and Horn, J. F., "A small semi-autonomous rotary-wing unmanned air vehicle (UAV)", ***AIAA Infotech@Aerospace***, 1–10 (2005).
14. Craciunas, S. ., Kirsh, C. M., Rock, H., and Trummer, R., "The JAviator : A high-payload quadrotor UAV with high-level programming capabilities", ***AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit***, 1–21 (2008).
15. Huang, H., Hoffmann, G. M., Waslander, S. L., and Tomlin, C. J., "Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive maneuvering", ***IEEE International Conference on Robotics and Automation***, 3277–3282 (2009).
16. Palunko, I., Cruz, P., and Fierro, R., "Agile load transportation : Safe and efficient load manipulation with aerial robots", ***IEEE Robotics and Automation Magazine***, 19 (3): 69–79 (2012).
17. Tomic, T., Schmid, K., Lutz, P., Domel, A., Kassecker, M., Mair, E., Grix, I., Ruess, F., Suppa, M., and Burschka, D., "Toward a fully autonomous UAV: Research platform for indoor and outdoor urban search and rescue", ***IEEE Robotics and Automation Magazine***, 19 (3): 46–56 (2012).
18. Sharma, A. and Barve, a, "Controlling of quad-rotor UAV using PID controller and fuzzy logic controller", ***Internation Journal of Electrical, Electronics and Computer Engineering***, 1 (2): 2–5 (2012).
19. Lim, H., Park, J., Lee, D., and Kim, H. J., "Build your own quadrotor: Open-source projects on unmanned aerial vehicles", ***IEEE Robotics and Automation Magazine***, 19 (3): 33–45 (2012).
20. Franchi, A., Secchi, C., Ryll, M., Bülthoff, H., and Giordano, P. R., "Shared control: Balancing autonomy and human assistance with a group of quadrotor UAVs", ***IEEE Robotics and Automation Magazine***, 19 (3): 57–68 (2012).
21. Amoozgar, M. H., Chamseddine, A., and Zhang, Y., "Fault-tolerant fuzzy gain-scheduled PID for a quadrotor helicopter testbed in the presence of actuator faults", ***International Federation of Automatic Control***, 2 (1): 282–287 (2012).
22. Mahony, R., Kumar, V., and Corke, P., "Multirotor aerial vehicles: Modeling, estimation, and control of quadrotor", ***IEEE Robotics & Automation Magazine***, 19 (3): 20–32 (2012).
23. Nagaty, A., Saeedi, S., Thibault, C., Seto, M., and Li, H., "Control and navigation framework for quadrotor helicopters", ***Journal of Intelligent and Robotic Systems: Theory and Applications***, 70: 1–12 (2013).

24. Rinaldi, F., Chiesa, S., and Quagliotti, F., "Linear quadratic control for quadrotors UAVs dynamics and formation flight", *Journal of Intelligent and Robotic Systems: Theory and Applications*, 70: 203–220 (2013).
25. Gomez-Balderas, J. E., Flores, G., Garcia Carrillo, L. R., and Lozano, R., "Tracking a ground moving target with a quadrotor using switching control: Nonlinear modeling and control", *Journal of Intelligent and Robotic Systems: Theory and Applications*, 70 (1–4): 65–78 (2013).
26. Dydek, Z. T., Annaswamy, A. M., and Lavretsky, E., "Adaptive control of quadrotor UAVs: A design trade study with flight evaluations", *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 21 (4): 1400–1406 (2013).
27. Santos, O., Romero, H., Salazar, S., and Lozano, R., "Real-time stabilization of a quadrotor UAV: Nonlinear optimal and suboptimal control", *Journal of Intelligent and Robotic Systems: Theory and Applications*, 70 (1–4): 79–91 (2013).
28. Velez, P., Certad, N., and Ruiz, E., "Trajectory generation and tracking using the AR.Drone 2.0 quadcopter UAV", *12th Latin American Robotics Symposium and 3rd Brazilian Robotics Symposium*, 73–78 (2016).
29. Serra, P., Cunha, R., Hamel, T., Cabecinhas, D., and Silvestre, C., "Landing of a quadrotor on a moving target using dynamic image-based visual servo control", *IEEE Transactions on Robotics*, 32 (6): 1524–1535 (2016).
30. Mashood, A., Dirir, A., Hussein, M., Noura, H., and Awwad, F., "Quadrotor object tracking using real-time motion sensing", *5th International Conference on Electronic Devices, Systems and Applications*, 3–6 (2016).
31. Cashbaugh, J., Kitts, C., and Member, S., "Vision-based object tracking using an optimally positioned cluster of mobile tracking stations", *IEEE Systems Journal*, (99): 1–12 (2016).
32. Shirzadeh, M., Asl, H. J., Amirkhani, A., and Jalali, A. A., "Vision-based control of a quadrotor utilizing artificial neural networks for tracking of moving targets", *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, 58: 34–48 (2017).
33. Ul Amin, R., Aijun, L., Khan, M. U., Shamshirband, S., and Kamsin, A., "An adaptive trajectory tracking control of four rotor hover vehicle using extended normalized radial basis function network", *Mechanical Systems and Signal Processing*, 83: 53–74 (2017).
34. Guerrero-sánchez, M. E., Mercado-ravell, D. A., Lozano, R., and García-beltrán, C. D., "Swing-attenuation for a quadrotor transporting a cable-suspended payload", *ISA Transactions*, 68: 433–449 (2017).
35. Yu, C., Cai, J., and Chen, Q., "Multi-resolution visual fiducial and assistant navigation system for unmanned aerial vehicle landing", *Aerospace Science and*

Technology, 67: 249–256 (2017).

36. Vankadari, M. B., Das, K., and Kumar, S., "Designing of self tuning PID controller for AR Drone quadrotor", **18th International Conference on Advanced Robotics**, 167–172 (2017).
37. Altug, E., Ostrowski, J., and Mahony, R., "Control of a quadrotor helicopter using visual feedback", **IEEE International Conference on Robotics and Automation**, 72–77 (2002).
38. Altug, E., Ostrowski, J. P., and Taylor, C. J., "Quadrotor control using dual camera visual feedback", **IEEE International Conference on Robotics and Automation**, 34294–4299 (2003).
39. Altug, E., "Control of a quadrotor helicopter using dual camera visual feedback", **The International Journal of Robotics Research**, 24 (5): 329–341 (2005).
40. Efe, M. Ö., "Dört motorlu bir dönerkanat sisteminin dinamik modeli ve PD kontrolör ile yörünge kontrolü", **Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı**, 194–199 (2007).
41. Efe, M. Ö., Önkol, M., İmamoğlu, N., Eresen, A., and Kaynak, Ü., "Dönerkanat tipinde bir insansız hava aracının anatomisi", **Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı**, 52–58 (2009).
42. Ömürlü, V. E., Engin, Ş. N., Kırılı, A., Kurtoğlu, S., and Büyüksahin, U., "İnsansız dört rotorlu hava araçları için değişken serbestlik dereceli yere sabit uçuş kontrol sistemi", **Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı**, 241–247 (2009).
43. Erginer, B. and Erdinç, A., "Design and implementation of a hybrid fuzzy logic controller for a quadrotor VTOL vehicle", **International Journal of Control, Automation and Systems**, 10 (1): 61–70 (2012).
44. Castillo, P., Lozano, R., and Dzul, A. E., "Modelling and control of mini-flying machines", **IEEE Control Systems**, 26 (3): 122–124 (2006).
45. Murray, R. M., Li, Z., and Sastry, S. S., "A Mathematical Introduction to Robotic Manipulation", **CRC**, 19-394 (1994).
46. Seddon, J. M. and Newman, S., "Basic Helicopter Aerodynamics", **Wiley**, 5–126, (2011).
47. Leishman, J. G., "Principles of Helicopter Aerodynamics", **CRC**, 243–296 (2006).
48. Boiffier, J.-L., "The Dynamics of Flight: The Equations", **Wiley**, 11–190 (1998).
49. Bouabdallah, S., "Design and control of quadrotors with application to autonomous flying", **École Polytechnique Fédérale de Lausanne Section De Microtechnique**, 15–88 (2007).

50. Demir, B. E. and Bayir, R., "Modelling and control of an unmanned aerial vehicle", **4th International Conference on Advanced Technology & Sciences**, 272–277 (2016).
51. Bouabdallah, S. and Siegwart, R., "Full control of a quadrotor", **IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems**, 153–158 (2007).
52. Bouabdallah, S., Becker, M., and Siegwart, R., "Autonomous miniature flying robots: Coming soon! - research, development, and results", **IEEE Robotics & Automation Magazine**, 14 (3): 88–98 (2007).
53. Ang, K. H., Chong, G., and Li, Y., "PID control system analysis, design, and technology", **IEEE Transactions on Control Systems Technology**, 13 (4): 559–576 (2005).
54. Zhao, Z. Y., Tomizuka, M., and Isaka, S., "Fuzzy gain scheduling of PID controllers", **IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics**, 23 (5): 1392–1398 (1993).
55. Leong, B. T. M., Low, S. M., and Ooi, M. P. L., "Low-cost microcontroller-based hover control design of a quadcopter", **Procedia Engineering**, 41: 458–464 (2012).
56. Sattar, M. A. and Ismail, A., "PID control of a quadrotor UAV", **International Research Journal of Engineering and Technology**, 4 (8): 1490–1493 (2017).
57. Praveen, V. and Pillai, A. S., "Modeling and simulation of quadcopter using PID controller", **International Journal of Control Theory and Applications**, 9 (15): 7151–7158 (2016).
58. Lee, C. C. C., "Fuzzy logic in control systems: fuzzy logic controller-part I", **IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics**, 20 (2): 404–418 (1990).
59. Lee, C. C. C., "Fuzzy logic in control systems: fuzzy logic controller, part II", **IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics**, 20 (2): 419–435 (1990).
60. Duran, F., "Endüstriyel çamaşır makinelerinde anahtarlama relüktans motoru kullanımı ve sistemin zeki denetimi", **Gazi Üniversitesi Bilişim Enstitüsü**, 20–30 (2008).
61. Erginer, B. and Erdinç, A., "Dört rotorlu bir helikopterin bulanık kontrolü", **Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı**, 61–66 (2007).
62. Hacıoğlu, Y. and Yağız, N., "Robust geri adımlamalı kontrol ile robot yörünge takibi", **Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı**, 478–482 (2009).
63. Yali, Y., Changhong, J., and Haiwei, W., "Backstepping control of each channel for a quadrotor aerial robot", **International Conference on Computer, Mechatronics, Control and Electronic Engineering**, 3: 403–407 (2010).

64. Gong, X., Bai, Y., Peng, C., Zhao, C., and Tian, Y., "Trajectory tracking control of a quad-rotor UAV based on command filtered backstepping", **3rd International Conference on Intelligent Control and Information Processing**, 179–184 (2012).
65. Das, A., Lewis, F., and Subbarao, K., "Backstepping approach for controlling a quadrotor using lagrange form dynamics", **Journal of Intelligent and Robotic Systems: Theory and Applications**, 56: 127-151 (2009).
66. Xu, R. and Özgüner, Ü., "Sliding mode control of a class of underactuated systems", **Automatica**, 44 (1): 233–241 (2008).
67. Arısoy, A. and Bayrakçeken, M. K., "Kayma kipli kontrol yöntemi ile dört rotorlu hava aracının kontrolü", **Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı**, 8–13 (2012).
68. Cömert, C. and Kasnakoğlu, C., "Comparing and developing PID and sliding mode controllers for quadrotor", **International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research**, 6 (3): 194–199 (2017).
69. Argentim, L. M., Santos, P. E., and Aguiar, R. A., "PID, LQR and LQR- PID on a quadcopter platform", **International Conference on Informatics, Electronics & Vision**, 1–6 (2013).
70. Ahn, K. K., Truong, D. Q., Thanh, T. Q., and Lee, B. R., "Online self-tuning fuzzy proportional - integral - derivative control for hydraulic load simulator", **Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering**, 222 (2): 81–95 (2008).
71. Ahn, K. K. and Truong, D. Q., "Online tuning fuzzy PID controller using robust extended Kalman filter", **Journal of Process Control**, 19 (6): 1011–1023 (2009).
72. Gül, G. and Arısoy, A., "Dört rotorlu hava aracı için gerçek zamanda bulanık mantıkla kontrolör tasarımı", **Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi**, 6 (2): 59–67 (2013).
73. Sangyarn, T., Laohapiengsak, P., Chongcharoen, W., and Nilkhamhang, I., "Path tracking of UAV using self-tuning PID controller based on fuzzy logic", **SICE Annual Conference**, 1265–1269 (2010).
74. Zulfatman and Rahmat, M. F., "Application of self-tuning fuzzy PID controller on industrial hydraulic actuator", **International Journal on Smart Sensing and Intelligent Systems**, 2 (2): 246–261 (2009).
75. Zareb, M., Ayad, R., and Nouibat, W., "Fuzzy-PID hybrid control system to navigate an autonomous mini-Quadrotor", **The 3rd International Conference on Systems and Control**, 906–913 (2013).
76. Seidabad, E. A., Vandaki, S., and Kamyad, A. V., "Designing fuzzy PID controller for quadrotor", **International Journal of Advanced Research in Computer**

Science & Technology, 2 (4): (2014).

77. Kim, S., Lee, D., and Kim, H. J., "Image based visual servoing for an autonomous quadrotor with adaptive backstepping control", **11th International Conference on Control, Automation and Systems**, 532–537 (2011).
78. Efraim, H., Arogeti, S., Shapiro, A., and Weiss, G., "Vision based output feedback control of micro aerial vehicle in indoor environment", **Journal of Intelligent & Robotic Systems**, 87 (1): 688–694 (2015).
79. Yüksel, T., "Robot manipulatorlar için akıllı GTGS sistemi", **Pamukkale Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi**, 22 (8): 677–684 (2016).
80. Abdessameud, A. and Janabi-Sharifi, F., "Image-based tracking control of VTOL unmanned aerial vehicles", **Automatica**, 53:111–119 (2015).
81. Shirzadeh, M., Amirkhani, A., Jalali, A., and Mosavi, M. R., "An indirect adaptive neural control of a visual-based quadrotor robot for pursuing a moving target", **ISA Transactions**, 59:455–479 (2015).
82. McFadyen, A., Jabeur, M., and Corke, P., "Image-based visual servoing with unknown point feature correspondence", **IEEE Robotics and Automation Letters**, 2 (2): 601–607 (2017).
83. Corke, P., "Robotics, Vision and Control Fundamental Algorithms in MATLAB", Springer Tracts in Advanced Robotics, **Springer**, 329–340 (2011).
84. Eldem, M. O., "Askeri aviyonik sistemler ve modernizasyon (3)", **TMMOB EMO Ankara Şubesi Haber Bülteni**, (4): 25–27 (2014).
85. Sabikan, S. and Nawawi, S. W., "Open-Source Project (OSPs) Platform for outdoor quadcopter", **Journal of Advanced Research Design**, 24 (1): 2462–2493 (2016).
86. Piskorski, S., Brulez, N., Eline, P., and D’Haeyer, F., "AR.Drone developer guide", **Parrot SA**, 100–133 (2012).
87. Lugo, J. J. and Zeil, A., "Framework for autonomous onboard navigation with the AR.Drone", **International Conference on Unmanned Aircraft Systems**, 575–583 (2013).
88. Hernandez, A., Copot, C., De Keyser, R., Vlas, T., and Nascu, I., "Identification and path following control of an AR.Drone quadrotor", **17th International Conference on System Theory, Control and Computing**, 583–588 (2013).
89. Keskin, O. and Kiral, Z., "Dört rotorlu hava aracının görüntü işleme ile kontrolü", **16. Ulusal Makina Teorisi Sempozyumu**, 586–595 (2013).
90. Pérez, I. C., Flores-Araiza, D., Fortoul-Diaz, J. A., Maximo, R., and Gonzalez-

- Hernandez, H. G., "Identification and PID control for a quadcopter", *International Conference on Electronics, Communications and Computers*, 77–82 (2014).
91. Mosterman, P. J., Escobar Sanabria, D., Bilgin, E., Zhang, K., and Zander, J., "Automating humanitarian missions with a heterogeneous fleet of vehicles", *Annual Reviews in Control*, 38 (2): 259–270 (2014).
 92. Prayitno, A., Indrawati, V., and Utomo, G., "Trajectory tracking of AR.Drone quadrotor using fuzzy logic controller", *Telecommunication Computing Electronics and Control*, 12 (4): 819 (2014).
 93. Demir, B. E., Bayir, R., and Duran, F., "Real-time trajectory tracking of an unmanned aerial vehicle using a self-tuning fuzzy proportional integral derivative controller", *International Journal of Micro Air Vehicles*, 8 (4): 252–268 (2016).
 94. Gautam, D. and Ha, C., "Control of a quadrotor using a smart self-tuning fuzzy PID controller", *International Journal of Advanced Robotic Systems*, 101–9 (2013).
 95. Açıkgöz, H., Keçecioğlu, Ö. F., Güneş, M., and Şekkeli, M., "Öz ayarlamalı bulanık-PID denetleyici ile hidrolik türbinin benzetim çalışması", *Academic Platform Journal of Engineering And Science*, 3 (1): 7–15 (2015).
 96. Kha, N. and Ahn, K., "Position control of shape memory alloy actuators by using self tuning fuzzy PID controller", *IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications*, 1–5 (2006).
 97. Abbasi, E. and Mahjoob, M. J., "Controlling of quadrotor UAV using a fuzzy system for tuning the PID gains in hovering mode", *10th International Conference on Advances in Computer Entertainment Technology*, 1–6 (2013).
 98. Akıncı, U., Halıcı, U., and Leblebicioğlu, K., "Bulanık hedef iz eşleştirme ile tek kamera çoklu hedef takibi", *IEEE 18th Signal Processing And Communications Applications Conference*, 53–56 (2010).
 99. Thiang, I. N. and Tun, H. M., "Vision-based object tracking algorithm with AR.Drone", *International Journal of Scientific & Technology Research Volume*, 5 (6): 1–5 (2016).
 100. Bartak, R. and Vykovsky, A., "Any object tracking and following by a flying drone", *14th Mexican International Conference on Artificial Intelligence: Advances In Artificial Intelligence*, 35–41 (2015).
 101. Asl, H. J., Oriolo, G., and Bolandi, H., "An adaptive scheme for image-based visual servoing of an underactuated UAV", *International Journal of Robotics and Automation*, 29 (1): 92–104 (2014).

EK AÇIKLAMALAR A.

GELİŞTİRİLEN MATLAB/SİMULINK MODELLERİ

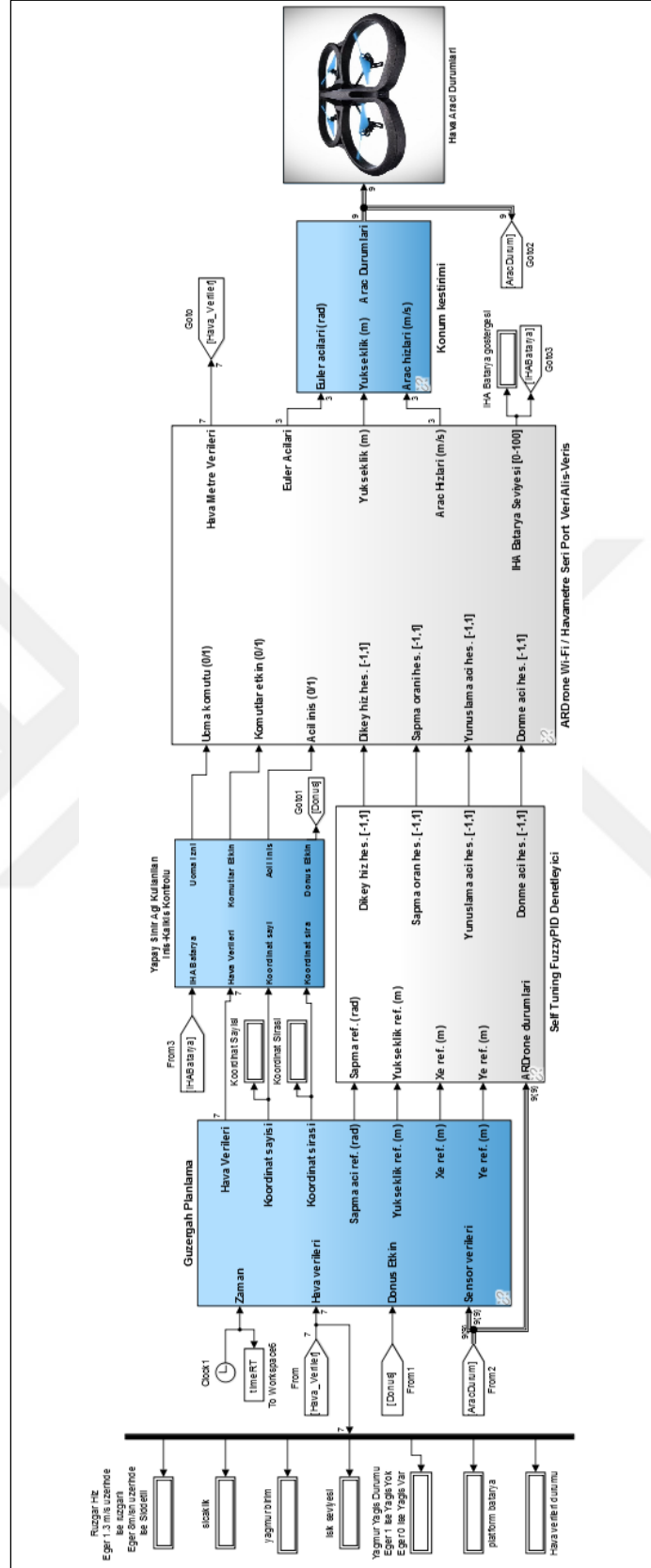
Tez çalışmasında hava aracı ve yer istasyonu için veri alma, kodunu çözme, işleme ve kontrol verisi üretme yazılımları geliştirilmiştir. MATLAB/Simulink ortamında gerçek zamanlı uygulamalarda kullanıma uygun olan MATLAB fonksiyon bloklarının içerisine yerleştirilen bu yazılımlardan bazıları aşağıda açıklamalarıyla birlikte verilmektedir. Şekil Ek A.1’de geliştirilen MATLAB/Simulink modelinin genel görünümü verilmektedir.

İnsansız hava aracından ve yer istasyonundan gelen verilerin kodunun çözülmesini ve araca kontrol talimatlarının aktarılmasını sağlayan haberleşme bloğu ve blok içeriği Şekil Ek A.2’de verilmektedir.

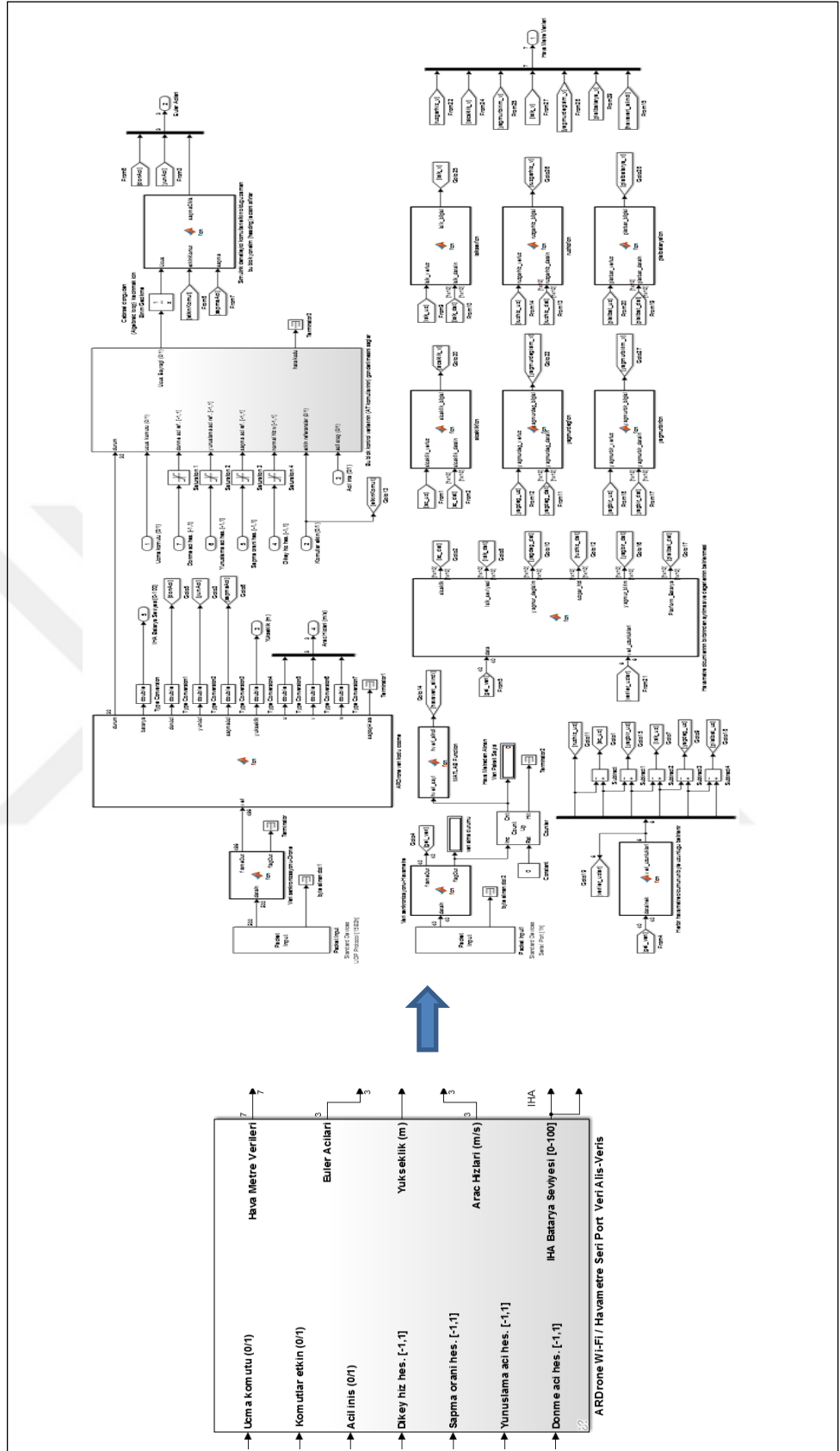
Hava metre verilerinin ve güzergah planının alınmasının ardından hava koşullarına göre uçuş kararının yapay sinir ağı kullanılarak verilmesi için geliştirilen iniş-kalkış kontrol bloğu ve blok içeriği Şekil Ek A.3’de verilmektedir.

Otonom güzergah takibinde referans noktalarının belirlenmesi ve güzergahın planlı bir şekilde takibinin sağlanması için geliştirilen blok ve blok içeriği Şekil Ek A.4’de verilmektedir.

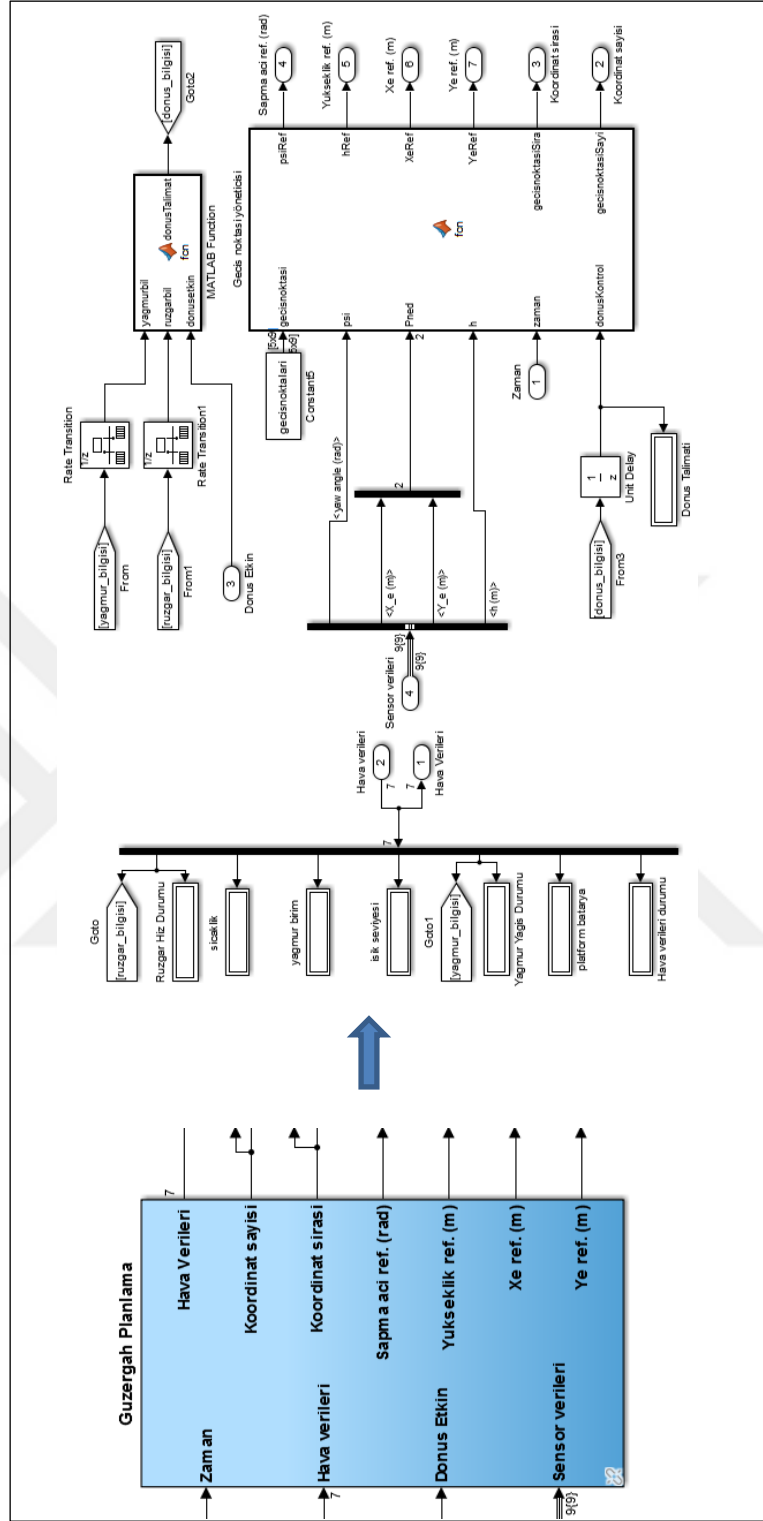
Güzergah takibinin kontrollünde kullanılan öz ayarlamalı bulanık PID denetleyici bloğu ve blok içeriği Şekil Ek A.5’de verilmektedir.



Şekil Ek A.1. Güzergah ve nesne takibi için geliştirilen MATLAB/Simulink modeli.



Şekil Ek A.2. İnsansız hava aracı ve yer istasyonuyla haberleşmeyi sağlayan blok.



Şekil Ek A.4. Güzergah planlamasında kullanılan blok.

ÖZGEÇMİŞ

Batıkan Erdem DEMİR 1986 yılında Ankara’da doğdu; ilk ve orta öğrenimini aynı şehirde tamamladı. Yıldırım Beyazıt Anadolu Teknik Lisesi Telekomünikasyon Bölümü’nden bölüm birinciliği ile mezun oldu. 2003 yılında Gazi Üniversitesi Teknik Eğitim Fakültesi Elektronik ve Bilgisayar Eğitimi Bölümü’nde lisans öğrenime başlayıp 2008 yılında bölüm birinciliği ile mezun oldu. Aynı yıl Karabük Üniversitesi Teknik Eğitim Fakültesi Elektronik ve Bilgisayar Eğitimi Bölümü Elektronik Anabilim Dalı’nda araştırma görevlisi olarak göreve başladı. 2009 yılında Karabük Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Elektronik ve Bilgisayar Eğitimi Anabilim Dalı’nda yüksek lisans öğrenimine başlayıp 2011 yılında mezun oldu. 2011 yılında Karabük Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Elektrik–Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı’nda doktora öğrenimine başladı. Karabük Üniversitesi Teknoloji Fakültesi Mekatronik Mühendisliği Bölümü’nde, araştırma görevlisi olarak görevine devam etmektedir.

ADRES BİLGİLERİ

Adres : Karabük Üniversitesi

Teknoloji Fakültesi

Mekatronik Mühendisliği Bölümü

Demir Çelik Kampüsü 78050 / KARABÜK

Tel : (0370) 4338200–1234

E-posta: bedemir@karabuk.edu.tr