



T.C.
NECMETTİN ERBAKAN
ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ



DÖRT ROTORLU BİR İNSANSIZ HAVA
ARACININ OTONOM UÇUŞU İÇİN
OPTİMUM KONTROLCÜ TASARIMI
Emre BALTA

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı

Nisan-2023
KONYA
Her Hakkı Saklıdır

TEZ KABUL VE ONAYI

Emre BALTA tarafından hazırlanan “Dört Rotorlu Bir İnsansız Hava Aracının Otonom Uçuşu İçin Optimum Kontrolcü Tasarımı” adlı tez çalışması 30/04/2023 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oy birliği ile Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı’nda YÜKSEK LİSANS olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

İmza

Başkan

Prof. Dr. Mesut UYANER

.....

Danışman

Dr. Öğr. Üyesi Engin Hasan ÇOPUR

.....

İkinci Danışman

Dr. Öğr. Üyesi Hasan Hüseyin BİLGİÇ

.....

Üye

Dr. Öğr. Üyesi Muhammed Arif ŞEN

.....

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu’nun/.../20.. gün ve sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Prof. Dr. İbrahim KALAYCI
FBE Müdürü

TEZ BİLDİRİMİ

Bu tezdeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edildiğini ve tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada bana ait olmayan her türlü ifade ve bilginin kaynağına eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

DECLARATION PAGE

I hereby declare that all information in this document has been obtained and presented in accordance with academic rules and ethical conduct. I also declare that, as required by these rules and conduct, I have fully cited and referenced all material and results that are not original to this work.

İmza

Emre BALTA

Tarih: 30/04/2023

ÖZET

YÜKSEK LİSANS TEZİ

DÖRT ROTORLU BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ OTONOM UÇUŞU İÇİN OPTİMUM KONTROLÇÜ TASARIMI

Emre BALTA

**Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü
Uçak Mühendisliği Anabilim Dalı**

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Engin HASAN ÇOPUR

2023, 107 Sayfa

Jüri

Dr. Öğr. Üyesi Engin Hasan ÇOPUR

Prof. Dr. Mesut UYANER

Dr. Öğr. Üyesi Hasan Hüseyin BİLGİÇ

Dr. Öğr. Üyesi Muhammed Arif ŞEN

Quadcopterler; askeri operasyonlarda, arama kurtarma faaliyetlerinde, tarımsal uygulamalarda, haritalama, gözetleme ve teslimat gibi çeşitli alanlarda yaygın olarak kullanılan insansız hava araçlarıdır (İHA). Bir quadcopterin kararlı ve hassas kontrolünü sağlamak, güvenli ve verimli çalışma için çok önemlidir. PID (Orantılı-İntegral-Türev) denetleyici, quadcopter kontrolünde literatürde yaygın olarak kullanılan bir denetleyici tipidir. PID denetleyicisi, quadcopterin motor hızlarını sürekli olarak ayarlamak ve havadaki yönelimini ve konumunu kontrol etmek için sensörlerden gelen geri bildirimleri kullanır. Bu tez, quadcopterin PID kazançlarını metasezgisel algoritmalar yardımıyla optimum ayarlayarak uçuş performansını ve stabilitesini artıran etkili bir yöntem sunmaktadır.

Bu tez kapsamında, çevrim dışı bir yaklaşım benimsenmiş ve Kaskat PID kontrolcü kazançlarının optimum değerlerini bulmak için metasezgisel algoritmalar kullanılmıştır. Quadcopterin PID parametreleri, Parçacık Sürü Optimizasyonu (PSO), Bozkurt Optimizasyonu (GWO), Yapay Arı Kolonisi (ABC) ve Diferansiyel Gelişim (DE) algoritmaları kullanılarak simülasyon ortamında optimize edilmiştir. Optimizasyon problemini çözmek için; İntegral Mutlak Hatası (IAE), İntegral Kare Hatası (ISE), İntegral Zaman Mutlak Hatası (ITAE) ve İntegral Zaman Kare Hatası (ITSE) olmak üzere dört farklı uygunluk fonksiyonu kullanılmıştır. Bu uygunluk fonksiyonları, quadcopterin doğrusal olmayan matematik modeli için ağırlıklandırma katsayıları ile özelleştirilmiştir ve arama algoritmaları tarafından minimize edilecek şekilde tasarlanmıştır. Daha sonra özelleştirilmiş uygunluk fonksiyonlarını minimize eden optimum kontrolcü kazançları belirlenmiştir. Kazançları optimize edilen Kaskat PID kontrolcüler, spiral ve kare yörünge üzerinde test edilmiştir. Kontrolcü performansları tablo ve grafikler halinde sunulmuştur.

Anahtar Kelimeler: Kaskat PID kontrolcü, Arama algoritması, Metasezgisel Algoritma, Quadcopter, Optimizasyon

ABSTRACT

MS THESIS

OPTIMAL CONTROLLER DESIGN FOR AUTONOMOUS FLIGHT OF A QUADCOPTER

Emre BALTA

**THE GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCE OF
NECMETTİN ERBAKAN UNIVERSITY
THE DEGREE OF MASTER OF SCIENCE**

Advisor: Assist. Prof. Engin Hasan ÇOPUR

2023, 107 Pages

Jury

Assist. Prof. Engin Hasan ÇOPUR

Prof. Dr. Mesut UYANER

Assist. Prof. Hasan Hüseyin BİLGİÇ

Assist. Prof. Muhammed Arif ŞEN

A quadcopter is an unmanned aerial vehicle (UAV) widely used in various applications such as military, search and rescue, agriculture, mapping, surveillance, and delivery. For safe and efficient operations, it is critical to ensure stable and precise control of quadcopter. PID (Proportional-Integral-Derivative) controller is commonly used in quadcopter control in the literature. PID controller uses feedback information from sensors to continuously adjust the motor speeds of the quadcopter in the attitude and position control. This thesis offers an effective method that enhances flight performance and stability by tuning PID gains with the help of metaheuristic algorithms.

Within the scope of this thesis, metaheuristic algorithms were utilized by using an offline approach to find the optimal values of the Cascade PID gains. The PID parameters of the quadcopter were optimized in a simulation environment using Particle Swarm Optimization (PSO), Grey Wolf Optimization (GWO), Artificial Bee Colony (ABC), and Differential Evolution (DE) algorithms. Four different fitness functions, Integral Absolute Error (IAE), Integral Square Error (ISE), Integral Time Absolute Error (ITAE), and Integral Time Square Error (ITSE), were used to solve the optimization problem. These fitness functions have been customized by using the weighting coefficients for the nonlinear mathematical model of the quadcopter and designed to be minimized by the research algorithms. Then the optimal controller gains minimizing the customized fitness functions were determined. The Cascade PID controllers whose gains were optimized were tested on spiral and square trajectories. The performances of the controllers were presented in tables and graphs.

Keywords: Cascade PID controller, Research algorithm, Metaheuristic algorithm, Quadcopter, Optimization

ÖNSÖZ

Tez çalışmam sırasında kıymetli bilgi, birikim ve tecrübeleri ile bana yol gösterici ve destek olan değerli danışmanım Sayın Dr. Öğr. Üyesi Engin Hasan ÇOPUR'a ve Sayın Dr. Öğr. Üyesi Hasan Hüseyin BİLGİÇ'e teşekkürü bir borç bilirim. Yine çalışmamda değerli katkılarından dolayı jüri üyelerine teşekkürü bir borç bilirim. Ayrıca manevi olarak sürekli yanımda olan müstakbel eşime teşekkürler.

Teşekkürlerin az kalacağı tüm eğitim hayatım boyunca benden maddi ve manevi desteklerini esirgemeyen her zaman yanımda olan sevgili aileme sonsuz teşekkürler.

Emre BALTA
KONYA-2023

İÇİNDEKİLER

ÖZET	iv
ABSTRACT.....	vi
ÖNSÖZ	vii
İÇİNDEKİLER	viii
1. GİRİŞ	1
1.1. İnsansız Hava Aracı Tarihi.....	1
1.2. Kaynak Araştırması	7
1.3. Tezin Amaç ve Kapsamı	15
1.4. Tezin Organizasyonu	16
2. QUADCOPTER MATEMATİKSEL MODELİ.....	17
2.1. Quadcopter Altı Serbestlik Derecesi.....	17
2.2. Quadcopterin Temel Hareket Komutları	18
2.2.1. Gaz (Throttle) Komutu (U_1)	19
2.2.2. Yuvarlanma (Roll) komutu	19
2.2.3. Yunuslama (Pitch) Komutu	20
2.2.4. Sapma (Yaw) Komutu	20
2.3. Referans Koordinat Sistemleri.....	20
2.4. Quadcopterin Euler Açılımları	22
2.5. Quadcopterin Newton-Euler Hareket Denklemleri.....	23
3. QUADROPTERİN KONTROLÜ	27
3.1. PID Kontrolcü	27
3.2. PID Kontrolcü Ayarlama Yöntemleri	28
3.2.1. Ziegler-Nicols yöntemi	28
3.2.2. Cohen-Coon yöntemi	31
3.2.3. Kaskat-PID kontrol yapısı.....	32
4. OPTİMİZASYON ALGORİTMALARI	35
4.1. Parçacık Sürü Optimizasyon Algoritması.....	36
4.1.1 Başlangıç popülasyonu	37
4.1.2 Uygunluk değerinin hesaplanması.....	37
4.1.3 <i>gbest</i> ve <i>pbset</i> değerlerinin hesaplanması.....	38
4.1.4 Parçacık hızlarının ve konumların güncellenmesi	38

4.1.5. Durdurma kriterleri	39
4.2. Bozkurt Optimizasyon Algoritması	39
4.2.1. Avı çevreleme	41
4.2.2. Avlanma	41
4.2.3. Ava saldırma	42
4.4.4. Avı arama (Keşif)	42
4.3. Yapay Arı Kolonisi Algoritması	44
4.3.1. Algoritma	44
4.3.2. ABC algoritması temel adımları	45
4.4. Diferansiyel Gelişim Algoritması	48
4.4.1. Başlangıç popülasyonu	49
4.4.2. Mutasyon	50
4.4.3. Çaprazlama	50
4.4.4. Seçim	50
4.5. Uygunluk Fonksiyonları	51
4.5.1. İntegral zaman mutlak hatası	52
4.5.2. İntegral kare hatası	52
4.5.3. İntegral zaman karesi hatası	53
4.5.4. İntegral mutlak hatası	53
4.5.5. Hata kriterlerinin ağırlıklandırılması	53
5. BULGULAR.....	55
5.1. Spiral Yörünge	55
5.2. Kare Yörünge	74
6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	96
6.1. Sonuçlar	96
6.2. Öneriler	97
7. KAYNAKLAR	99

SİMGELER VE KISALTMALAR

Simgeler

F	: İtki Kuvveti
Ω	: Açısal Hız
τ	: Tork
U_1	: Gaz Komutu
U_2	: Yuvarlanma Komutu
U_3	: Yunuslama Komutu
U_4	: Sapma Komutu
O_e	: Dünya Eksen Takımı Orijini
O_b	: Gövde Eksen Takımı Orijini
Γ	: Dünya Eksen Takımında Konum Vektörü
V	: Dünya Eksen Takımında Hız Vektörü
Θ	: Gövde Eksen Takımında Açı Vektörü
η	: Gövde Eksen Takımında Açısal Hız Vektörü
ϕ	: Yuvarlanma Açısı
θ	: Yunuslama Açısı
ψ	: Sapma Açısı
R	: Rotasyonel Matris
T	: Dönüşüm Matrisi
b	: İtki Çarpanı
d	: Sürtünme Çarpanı
l	: Kol Uzunluğu
m	: Kütle
g	: Yerçekimi İvmesi
τ_G	: Jiroskopik Tork
J_r	: Toplam Dönme Atalet Momenti
Ω_r	: Tüm Pervanelerin Hızı
I	: Atalet Momenti Matrisi
$u(t)$: Kontrol Sinyali
e	: Hata
K_p	: Oransal Kazancı
K_i	: İntegral Kazancı
K_d	: Türev Kazancı
T_i	: İntegral Zamanı
T_d	: Türev Zamanı
L	: Ölü Zaman
T	: Sistem Zaman Sabiti
K_{cr}	: Sistem Kazancı
P_{cr}	: Salınım Periyodu
Δu	: Giriş Nihai Değeri
Δy	: Çıkış Nihai Değeri
ϕ_d	: Referans Yuvarlanma Açısı
θ_d	: Referans Yunuslama Açısı
Γ_d	: Referans Konum Vektörü
p_{best}	: Lokal En İyi Sonuç
g_{best}	: Global En İyi Sonuç

c	: Öğrenme faktörü
r	: Rastgele Değer
w	: Atalet Ağırlığı
x^k	: Parçacık Konumu
v^k	: Parçacık Hızı
\vec{A}	: Katsayı Vektörü
\vec{C}	: Katsayı Vektörü
\vec{X}_p	: Avin Konum Vektörü
\vec{X}	: Bir Bozkurdun Pozisyon Vektörü
N	: Yiyecek Kaynağı Sayısı
M	: Parametre Sayısı
v_{ij}	: Yeni Olası Çözüm
Φ_{ij}	: Rastgele Bir Sayı
P_i	: Her Besin Kaynağı İçin Olasılık Değeri
$X_{i,j}$: Aday Çözüm
X_{min}	: Alt Limiti
X_{max}	: Üst Limit
Y_i	: Yeni Aday Çözüm
F	: Ölçekleme Faktörü
CR	: Çaprazlama Oranı
Z_i	: Deneme Kromozomu
$Y_{i,j}$: Donör Vektörü
ω_i	: Uygunluk Fonksiyonu Ağırlıklandırma Katsayısı

Kısaltmalar

İHA	: İnsansız Hava Aracı
PID	: Oransal İntegral Türev
LQR	: Doğrusal İkinci Dereceden Regülatör
APID	: Uyarlanabilir PID
APIDFC	: Uyarlanabilir Bulanık PID
FLC	: Bulanık Sinir Ağı
RMSE	: Ortalama Karekök Hatası
DOF	: Serbestlik Derecesi
ZN	: Ziegler-Nichols
PSO	: Parçacık Sürü Optimizasyonu
APSO	: Uyarlanabilir Parçacık Sürü Optimizasyonu
DE	: Diferansiyel Gelişim
MSE	: Ortalama Kare Hatası
SSE	: Toplam Kare Hatası
GA	: Genetik Algoritma
ES	: Evrimsel Stratejiler
CS	: Guguk Kuşu Arama
IAE	: Mutlak Hatanın İntegrali
ISE	: Hatanın Karesinin İntegrali
ITAE	: Mutlak Hatanın Zamanla Çarpımının İntegrali
ITSE	: Hatanın Karesinin Zamanla Çarpımının İntegrali
GWO	: Bozkurt Optimizasyon
HGS	: Açlık Oyunları Arama

LSHADE: Genişletilmiş SHADE
LSPACMA: Geliştirilmiş SHADE
MPA : Marine Predators Algoritması
SMA : Balçık Kalıp Algoritması
WOA : Balina Optimizasyon Algoritması
CSA : Karga Arama Algoritması
VTOL : Dikey Kalkış ve İniş
NED : Kuzey Doğu ve Aşağı

ŞEKİLLER

Şekil 1.1. Şekil 1.1. Leonardo Da Vinci'nin havadan vidalı aracı konsepti.....	2
Şekil 1.2. Gyroplane no:01.....	2
Şekil 1.3. Lawrence ve Sperry İHA.....	3
Şekil 1.4. Oehmichen rotorcraftı no:02..	3
Şekil 1.5. Fa- 61.	4
Şekil 1.6. VS-300 helikopteri.....	5
Şekil 1.7. Model A Convertawings quadrotoru..	5
Şekil 1.8. Volocopter hava taksi prototipi.....	6
Şekil 1.9. Uçan araba Cezeri.....	6
Şekil 2.1. Altı serbestlik derecesi.....	17
Şekil 2.2. Quadcopter rotor konfigürasyonu.....	18
Şekil 2.3. Quadcopter hareketleri.....	19
Şekil 2.4. Referans atalet ve gövde eksen takımları..	21
Şekil 3.1. Kapalı döngü kontrol sistemi.....	27
Şekil 3.2. PID blok diyagramı.....	28
Şekil 3.3. Sistem basamak yanıtı.....	29
Şekil 3.4. Osilasyon periyodu.....	30
Şekil 3.5. Basamak girişi ve sistem tepkisi.....	31
Şekil 3.6. Kaskat kontrol şeması.	33
Şekil 4.1. PSO akış şeması.	38
Şekil 4.2. Bozkurt hiyerarşisi.....	41
Şekil 4.3. Bozkurtların avlanma davranışı.....	41
Şekil 4.4. Ava saldırmak için avı aramak.....	43
Şekil 4.5. GWO algoritmasının sözde kodu.....	44
Şekil 4.6. ABC akış şeması.....	48
Şekil 4.7. DE akış şeması..	50
Şekil 5.1. IAE uygunluk fonksiyonu için üç boyutlu spiral yörünge takibi.....	57
Şekil 5.2. ISE uygunluk fonksiyonu için üç boyutlu spiral yörünge takibi.....	57
Şekil 5.3. ITAE uygunluk fonksiyonu için üç boyutlu spiral yörünge takibi.....	58
Şekil 5.4. ITSE uygunluk fonksiyonu için üç boyutlu spiral yörünge takibi.....	58
Şekil 5.5. IAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge x eksen hata grafiği.....	61
Şekil 5.6. ISE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge x eksen hata grafiği.....	61

Şekil 5.7. ITAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge x eksenli hata grafiği.....	62
Şekil 5.8. ITSE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge x eksenli hata grafiği.....	62
Şekil 5.9. IAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge y eksenli hata grafiği.....	63
Şekil 5.10. ISE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge y eksenli hata grafiği.....	64
Şekil 5.11. ITAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge y eksenli hata grafiği.....	64
Şekil 5.12. ITSE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge y eksenli hata grafiği.....	65
Şekil 5.13. IAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge z eksenli hata grafiği.....	66
Şekil 5.14. ISE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge z eksenli hata grafiği.....	66
Şekil 5.15. ITAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge z eksenli hata grafiği.....	67
Şekil 5.16. ITSE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge z eksenli hata grafiği.....	67
Şekil 5.17. IAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge yuvarlanma eksenli hata grafiği...	68
Şekil 5.18. ISE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge yuvarlanma eksenli hata grafiği...	69
Şekil 5.19. ITAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge yuvarlanma eksenli hata grafiği	69
Şekil 5.20. ITSE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge yuvarlanma eksenli hata grafiği	70
Şekil 5.21. IAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge yunuslama eksenli hata grafiği...	71
Şekil 5.22. ISE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge yunuslama eksenli hata grafiği...	71
Şekil 5.23. ITAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge yunuslama eksenli hata grafiği..	72
Şekil 5.24. ITSE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge yunuslama eksenli hata grafiği...	72
Şekil 5.25. IAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge sapma eksenli hata grafiği.....	73
Şekil 5.26. ISE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge sapma eksenli hata grafiği.....	74
Şekil 5.27. ITAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge sapma eksenli hata grafiği.....	74
Şekil 5.28. ITSE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge sapma eksenli hata grafiği.....	75
Şekil 5.29. IAE uygunluk fonksiyonu için üç boyutlu kare yörünge takibi.....	76
Şekil 5.30. ISE uygunluk fonksiyonu için üç boyutlu kare yörünge takibi.....	76
Şekil 5.31. ITAE uygunluk fonksiyonu için üç boyutlu kare yörünge takibi.....	77
Şekil 5.32. IAE uygunluk fonksiyonu için üç boyutlu kare yörünge takibi.....	77
Şekil 5.33. IAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge x eksenli hata grafiği.....	80
Şekil 5.34. ISE uygunluk fonksiyonu kare yörünge x eksenli hata grafiği.....	80
Şekil 5.35. ITAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge x eksenli hata grafiği.....	81
Şekil 5.36. ITSE uygunluk fonksiyonu kare yörünge x eksenli hata grafiği.....	81
Şekil 5.37. IAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge y eksenli hata grafiği.....	82
Şekil 5.38. ISE uygunluk fonksiyonu kare yörünge y eksenli hata grafiği.....	83
Şekil 5.39. ITAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge y eksenli hata grafiği.....	83
Şekil 5.40. ITSE uygunluk fonksiyonu kare yörünge y eksenli hata grafiği.....	84

Şekil 5.41. IAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge z ekseni hata grafiği.....	85
Şekil 5.42. ISE uygunluk fonksiyonu kare yörünge z ekseni hata grafiği.....	85
Şekil 5.43. ITAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge z ekseni hata grafiği.....	86
Şekil 5.44. ITSE uygunluk fonksiyonu kare yörünge z ekseni hata grafiği.....	86
Şekil 5.45. IAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge yuvarlanma ekseni hata grafiği....	87
Şekil 5.46. ISE uygunluk fonksiyonu kare yörünge yuvarlanma ekseni hata grafiği....	88
Şekil 5.47. ITAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge yuvarlanma ekseni hata grafiği..	88
Şekil 5.48. ITSE uygunluk fonksiyonu kare yörünge yuvarlanma ekseni hata grafiği...	89
Şekil 5.49. IAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge yunuslama ekseni hata grafiği.....	90
Şekil 5.50. ISE uygunluk fonksiyonu kare yörünge yunuslama ekseni hata grafiği.....	90
Şekil 5.51. ITAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge yunuslama ekseni hata grafiği...	91
Şekil 5.52. ITSE uygunluk fonksiyonu kare yörünge yunuslama ekseni hata grafiği....	91
Şekil 5.53. IAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge sapma ekseni hata grafiği.....	92
Şekil 5.54. ISE uygunluk fonksiyonu kare yörünge sapma ekseni hata grafiği.....	93
Şekil 5.55. ITAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge sapma ekseni hata grafiği.....	93
Şekil 5.56. ITSE uygunluk fonksiyonu kare yörünge sapma ekseni hata grafiği.....	94

TABLolar

Tablo 2.1 Quadcopter Parametreleri	26
Tablo 3.1. Ziegler-Nichols açık çevrim PID parametreleri.....	29
Tablo 3.2. Ziegler-Nichols kapalı çevrim PID parametreleri..	30
Tablo 3.3. Cohen-Coon PID parametreleri.....	31
Tablo 4.1. PSO algoritması parametreleri.....	40
Tablo 4.2. GWO algoritması parametreleri.....	44
Tablo 4.3. ABC algoritması parametreleri.....	48
Tablo 4.4. DE algoritması parametreleri.....	52
Tablo 4.5. Hata kriterleri ağırlık katsayıları.....	55
Tablo 5.1. Spiral yörünge uygunluk fonksiyonlarının en iyi değerleri.....	59
Tablo 5.2. PSO algoritması tarafından spiral yörünge için elde edilen PID katsayıları..	59
Tablo 5.3. GWO algoritması tarafından spiral yörünge elde için edilen PID katsayıları	59
Tablo 5.4. ABC algoritması tarafından spiral yörünge elde için edilen PID katsayıları.	60
Tablo 5.5. DE algoritması tarafından spiral yörünge elde edilen PID katsayıları.....	60
Tablo 5.6. Kare yörünge uygunluk fonksiyonlarının en iyi değerleri.....	78
Tablo 5.7. PSO algoritması tarafından kare yörünge için elde edilen PID katsayıları...	78
Tablo 5.8. GWO algoritması tarafından kare yörünge için elde edilen PID katsayıları..	78
Tablo 5.9. ABC algoritması tarafından kare yörünge için elde edilen PID katsayıları...	78
Tablo 5.10. DE algoritması tarafından kare yörünge için elde edilen PID katsayıları...	79
Tablo 5.11. Spiral ve kare yörünge hatalarının RMSE değerleri.....	96

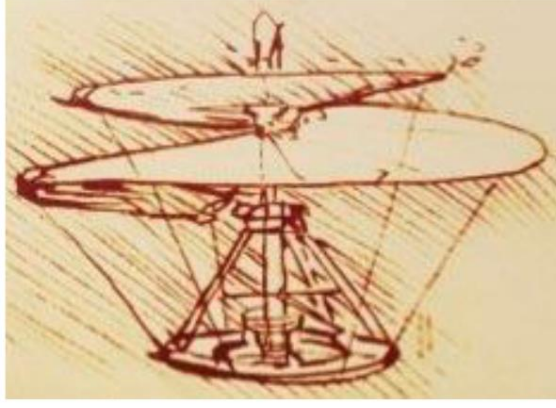
1. GİRİŞ

İnsansız Hava Aracı (İHA), uçuş kontrol sistemi vasıtasıyla otonom veya kumanda ile kontrol edilebilen elektro-mekanik bir sistemdir. Klasik hava araçlarının aksine içerisinde kendisini kumanda edecek bir pilot bulunmaması sebebiyle insan hayatını tehlikeye düşürebilecek operasyonlar için oldukça işlevseldir. Teknolojideki gelişmelerin etkisiyle İHA'ların manevra kabiliyeti artmış, maliyetleri düşmüş ve montaj işlemleri kolaylaşmıştır. Bu avantajlarından dolayı günümüzde popüler hale gelmiş olan İHA'ların profesyonel alanlardaki kullanımlarının yanı sıra hobi amaçlı kullanımları da yaygınlaşmıştır.

İHA'lar döner kanatlı ve sabit kanatlı olarak iki kategoride sınıflandırılabilir. Sabit kanatlı İHA'larda kanat alanı küçük olması kanadın kaldırma kuvvetini azalttığından havada kalabilmesi için hızın artırılması gerekmektedir. Bundan dolayı özellikle kapalı ortamlarda sabit kanatlı İHA kullanımı uygun değildir (Yılmaz vd., 2017). Diğer yandan, döner kanatlı İHA'lar, yüksek tavanlar veya tehlikeli koşullar gibi zorlu ortamlara güvenli bir şekilde erişim sağlar, bu da insan sağlığı ve güvenliği üzerindeki riskleri azaltır (Jeelani & Gheisari, 2021). Özellikle geniş veya karmaşık iç mekanlardaki görevlerin icrasını başarılı bir şekilde gerçekleştirebilirler (Sandamini vd., 2023). Ek olarak, bu tür İHA'lar, yüksek doğrulukta veri toplama yeteneğine sahiptir (Liang vd., 2023).

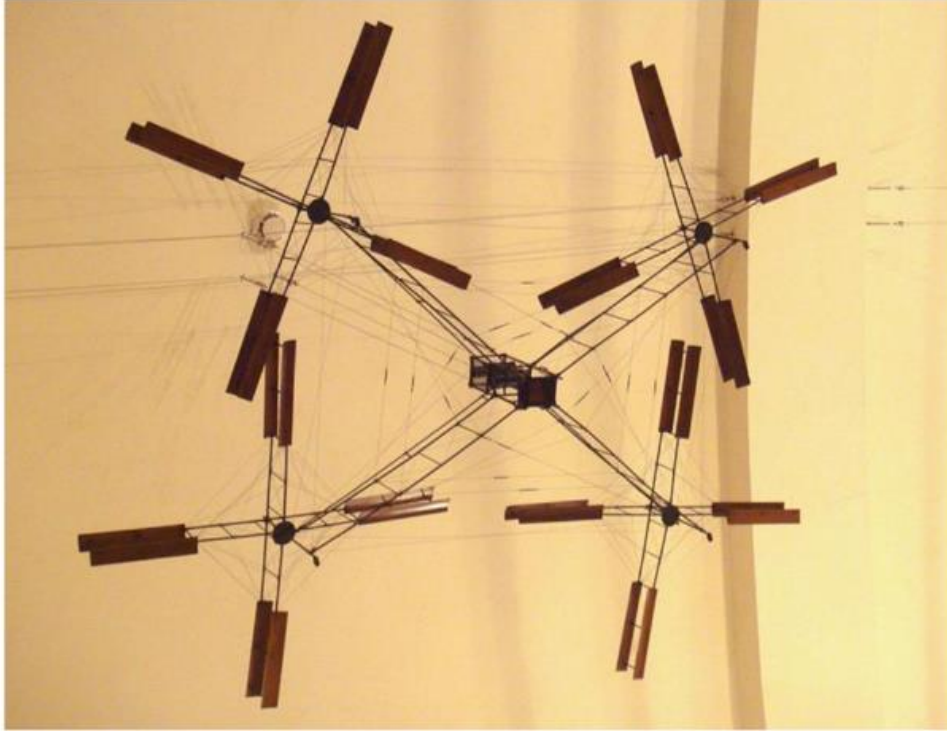
1.1. İnsansız Hava Aracı Tarihi

Tarih boyunca uçmak insanlık için her zaman önemli bir hedef olmuştur. Akçağaç gibi ağaçların dönen tohumlarından esinlenerek üretilmiş çin topaçları muhtemelen şimdiye kadar tasarlanan ilk uçan oyuncaklardır (Bouabdallah, 2007). Leonardo da Vinci, 1500'lü yıllarda dikey kalkış iniş yapabilen ilk hava vidası taslağını yapmıştır (Şekil 1.1) ve bu çalışma, günümüzdeki son teknolojiye sahip insansız hava araçlarının ilham kaynaklarından biri olmuştur (Dorrington vd., 2014). İlk insansız hava aracı örneklerinden biri Forlanini tarafından 1877 yılında geliştirilmiş buharla çalışan bir helikopter modeli olup uçuş testinde 13 metre yükseklikte 20 saniye boyunca havada asılı kalmıştır (Bouabdallah, 2007).



Şekil 1.1. Leonardo Da Vinci'nin havadan vidalı aracı konsepti (Dorrington vd., 2014)

İlk insanlı ve döner kanat yapısına sahip hava aracı 29 Eylül 1907 tarihinde Fransız Louis Bréguet ve Profesör Charles Richet tarafından tasarlanan Gyroplane no:01 isimli hava aracıdır (Şekil 1.2). Gyroplane no:01; bir adet güç ünitesine, pilotu destekleyen bir şasiye, bu şasiye bağlı dört adet çelik boru konstrüksiyonlu kollara ve her bir kolda 45 beygirlik (34kW) sekiz silindirli Antoinette tipi motora sahiptir. Tork etkisini ortadan kaldırmak için iki rotor saat yönünde dönerken diğer iki rotor saat yönünün tersine döndürülmüştür. Ne kontrol edilebilir ne de yönlendirilebilir olan 578 kg ağırlığındaki bu araçla ilk insanlı uçuşu gerçekleştirilmiştir (Stevens, 2021).



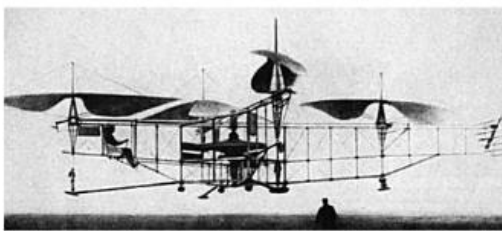
Şekil 1.2. Gyroplane no:01 (Stevens, 2021)

İlk insanlı uçuşun ardından, 1916'da Lawrence ve Sperry, Curtiss N-9 eğitim uçağı üzerinde jiroskop tabanlı otomatik pilot tasarlayıp test etmişlerdir. İlk radyo kontrollü bu İHA jiroskopik bir stabilizatör, yönlendirici bir jiroskop, yüksekliği düzenlemek için bir aneroid barometre, dümen ve kanatçıkların kontrolü için servo motorlardan oluşmaktadır. Havacılık Torpidosu adını verdikleri bu ilk İHA'yı yaklaşık 48 km uçurmayı başarmışlardır (Şekil 1.3) (Elkholy, 2014).



Şekil 1.3. Lawrence ve Sperry İHA (Elkholy, 2014)

Başka bir rotorcraft, 1920 yılında Etienne Oehmichen tarafından tasarlanıp üretilmiştir. Oehmichen rotorcraftı no:02 adı verilen hava aracında çelik borulardan oluşan bir gövdeye bağlı her bir kolda çift pervaneden oluşan rotorlar kullanılmıştır (Şekil 1.4). Toplamda 4 rotor 8 pervaneden oluşan bu multikopterin beş pervanesi yanal stabilizasyon, bir pervanesi yönlendirme ve iki pervanesi itiş için kullanılmıştır. Önceki çalışmalara göre stabilite ve kontrol edilebilirlik konusunda iyi sonuçlar vermiştir (Sabatino, 2015).



Şekil 1.4. Oehmichen rotorcraftı no:02 (Sabatino, 2015)

Heinrich Focke ve Gert Achgelis, 1936 yılında iki pervaneli Fa-61 aracını tasarlamışlardır (Şekil 1.5). Bu hava taşıtında iki kokpite sahip bir Focke-Wulf Stieglitz çift kanatlı uçağın gövdesi ve 160 beygir gücünde iki tane Siemens-Halske Sh14a motoru kullanılmıştır. Torkun etkisini en aza indirmek için iki rotoru zıt yönlerde dönecek şekilde ayarlamıştır. Ayrıca hava taşıtına yön kontrolü için yatay dengeleyici ve dümen dahil edilerek aracın kontrol edilebilirliği artırılmıştır. Böylece Fa-61; yukarı ve aşağı, ileri ve geri hareket edebilen, havada süzulebilen ve başarılı dönüşler gerçekleştiren ilk insanlı helikopterdir (Oflaz, 2013).



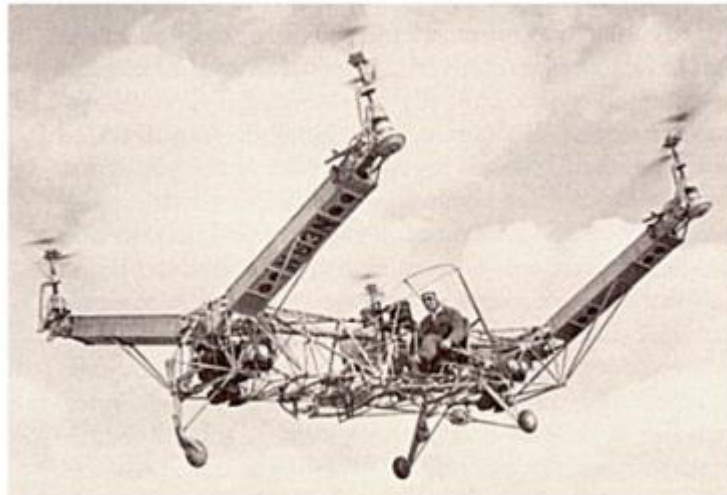
Şekil 1.5. Fa- 61 (Oflaz, 2013)

Igor Sikorsky, VS-300 adını verdiği ilk klasik helikopterle 1939 yılında başarılı bir uçuş gerçekleştirmiştir (Şekil 1.6). 75 hp gücünde Lycoming bir motora sahip bu helikopter, havada sabit tutunabilme, yanlara ve geriye gidebilme gibi manevra yeteneklerine sahipti. Uçuş kontrolleri; ana rotor (yuvarlanma ve yunuslama), kuyruk rotor (sapma) ve pilotun sağındaki kolektif kumandası (dikey kontrol) tarafından sağlanmıştır (Oflaz, 2013).



Şekil 1.6. VS-300 helikopteri (Oflaz, 2013)

1956 yılında sivil ve askeri kullanım için Model A Convertawings Quadrotor prototipi tasarlanmıştır (Şekil 1.7). H konfigürasyonunda dört rotorla birlikte kaldırma kuvvetini artırmak için kanatlar eklenmiştir. Quadrotor kontrolü, rotorlar arasındaki itki kuvveti farkıyla sağlanmıştır. İleri uçuş sergileyen ilk dört rotorlu bu helikopter üzerinde yapılan birçok başarılı denemenin ardından 4900 kg taşıma kapasiteli 19000 kg ağırlığında ki Model E önerilmiştir (Sabatino, 2015).



Şekil 1.7. Model A Convertawings quadrotoru (Sabatino, 2015)

Bu tarihten sonra hava araçlarında önemli bir ivme kat edilmiş olup günümüzde artık insansız hava taksilerinden bahsedilmektedir. Yakın tarihte şehir içi taşımacılığının otonom hava araçları ile yapılması öngörülmektedir (Khattab, 2020). Alman şirketi Volocopter, iki koltuklu, dikey kalkış ve iniş yapabilen İHA'lar kullanan şehir içi hava

taksi sistemlerinin 10 yıl içerisinde tamamlanacağını tahmin etmektedir. Dubai ve Las Vegas'ta yaptıkları başarılı gösteride 18 motorlu 160 kg taşıma kapasitesine sahip multicopterlerini tanıtmışlardır (Şekil 1.8) (Lenton, 2018).



Şekil 1.8. Volocopter hava taksi prototipi (Ong, 2019)

Ülkemizde ise bu konu ile ilgili çalışmalar devam etmektedir. Baykar tarafından prototipi yapılan 8 motorlu Cezeri insansız hava aracı ilk uçuşlarını başarıyla tamamlamıştır (Şekil 1.9).



Şekil 1.9. Uçan araba Cezeri (BAYKAR Teknoloji)

1.2. Kaynak Araştırması

Quadcopterler son yıllarda araştırmacıların en çok dikkatini çeken İHA tiplerinden biri olmuştur. Dron olarak da bilinen bu dört rotorlu hava aracı; dikey iniş kalkış, havada asılı kalma yeteneği, hafiflik, uçuş süresi gibi avantajlarıyla İHA alanında en çok araştırılan konulardan biri olmuştur (Mardan vd., 2017; Saif vd., 2022). Bu avantajlarından dolayı askeri, arama kurtarma, tarım, haritalama, fotoğrafçılık, izleme, gözetleme gibi alanlarda kullanımı yaygınlaşmıştır (Ju vd., 2022; Xuan-Mung & Hong, 2019; Zainuddin vd., 2016).

Kumar vd. tarafından, askeri alanda kullanılmak üzere değişken kol uzunluğuna sahip yeni bir quadcopter kavramsal tasarımı sunulmuştur. Sistemin öteleme ve dönme hareket denklemleri, İHA'nın atalet momentini sürekli değiştiren dinamik bir ağırlık merkezine göre tanımlanmıştır (Kumar vd., 2020). Zaman ve maliyet verimliliğinden dolayı quadcopter kullanımı maden endüstrisinde de artmaya başlamıştır. Zorlu arazi koşullarında ve uzak bölgeler için maden arama amacıyla topografya ve jeolojik haritalarının hazırlanmasında quadcopter tabanlı fotogrametri kullanılmaya başlanmıştır. (Honarmand & Shahriari, 2021). İHA'ların bir diğer ihtiyaçtan doğan kullanım alanı ise havadan gözetleme sistemidir. Düzeni korumak ve insanların güvenliğini sağlamak için gözetlemeye artan bir ihtiyaç vardır. Bu ihtiyaç doğrultusunda Zaheer vd. tarafından, geleneksel gözetleme sistemlerine alternatif olarak belirli gözetleme modüllerini quadcoptere monte ederek havadan gözetleme operasyonlarını başarıyla gerçekleştirilmiştir (Zaheer vd., 2016). Kapalı ortamların haritasını çıkarmak için Chirtel vd. quadcopter üzerine küresel konumlandırma sistemleri (Global Positioning System) modülü entegre etmişlerdir ve akıllı telefon üzerinden optimize edilmiş eş zamanlı yerleştirme ve haritalama (Simultaneous Localization and Mapping) algoritmasıyla haritalama yapmışlardır (Chirtel vd., 2015). Gatteschi vd. tarafından, hem şehirlerdeki trafikten kaynaklı teslimat zorluklarının üstesinden gelmek hem de daha hızlı bir teslimat sistemi oluşturmak için quadcopter tabanlı bir teslimat hizmeti sistemi prototipi sunulmuştur. Deneme olarak diğer ürünlere nispeten daha acil ihtiyaç duyulabilmesinden dolayı ilaç teslimatını başarıyla tamamlarken, ayrıca sistemin kargo, paket servis ve posta gönderileri için de kullanılabilceğini öne sürmüşlerdir (Gatteschi vd., 2015). Tarımda su kullanımını ve kullanılan kimyasalların çevre üzerindeki etkisini azaltmak için quadcopter tabanlı tarıma rastlanmaktadır. Bu doğrultuda Yadav vd. tarafından; tarımsal ilaçlama, görüntüleme ve gözetim için quadcopter kullanılmıştır. Kızıl ötesi kamera eklentisiyle

hastalıklı ekinlerin tespiti için görüntüleme yapılırken üzerine monte edilen depo sayesinde gübreleme ve ilaçlama yapılabilmektedir (Yadav vd., 2018). Son zamanlarda quadcopterler yaban hayatı araştırmalarında da bir araç olarak kullanılmaya başlandı. Radiansyah vd. tarafından, quadcoptere entegre edilen bir kamera yardımıyla yaban hayatını gözlemlemişlerdir ve quadcopterin düşük hızlarda uçuş gerçekleştirebilmesi ve boyutlarının uyarlanabilirliğinden dolayı yaban hayatını rahatsız etmeden görüntüleme oldukça başarılı olduğunu öne sürülmüştür (Radiansyah vd., 2017).

Bu avantajlarına rağmen quadcopterler; aerodinamik kararsızlıkları, doğrusal olmayan dinamiğe sahip olmaları, parametre belirsizlikleri ve çevresel etkenlere duyarlılığı gibi dezavantajlarından dolayı araştırmaya açıktır (Hosseini Sani & Kakavand, 2022; Mian & Wang, 2008; Razmi & Afshinfar, 2019). Bu dezavantajların üstesinden gelmek ve doğru bir yörünge takibi gerçekleştirebilmek için etkili bir kontrolcüye ihtiyaç vardır (Zhu vd., 2022). Son yıllarda quadcopterin irtifa ve tutum kontrolü için daha verimli ama daha karmaşık kontrolcüler denenmektedir. Bu yeni nesil kontrolcüler literatürdeki temel yöntemlerden ilham almaktadırlar. Doğrusal kontrol yöntemlerine örnek olarak Oransal İntegral Türev (PID), Doğrusal Kuadratik Regülatör (LQR), H-infinity (H_∞) ve Gain Scheduling gibi yöntemler verilebilir (F. Ahmad vd., 2020; Alexandrov vd., 2021; Ataka vd., 2013). Bunun yanı sıra geri beslemeli doğrusallaştırma, model kestirimci kontrol, geri adımlamalı kontrol, kayan kipli kontrol ve uyarlamalı kontrolör literatürde doğrusal olmayan kontrol yöntemleri olarak sıkça önerilmiştir (Bhatia vd., 2019; Farber & Richards, 2022; Kimura vd., 2022; Martins vd., 2021; Ullah vd., 2020). Son olarak sistemi eğitmek için bir dinamik modele ihtiyaç duymayan öğrenme tabanlı kontrolcüler için Bulanık mantık ve sinir ağı gibi yöntemler kullanılmıştır (Guzay & Kumbasar, 2022; Jiang vd., 2020; Oguz Canbek & Oniz, 2021). İnsansız hava araçlarında birçok farklı kontrolcü yaklaşımı kullanılmasına karşın PID denetleyiciler hala uçuş kontrol sistemlerinde sıklıkla kullanılan kontrolcülerdir. Bunun başlıca nedeni; uygulamalarının kolay olması, tasarımının basit olması, parametre değişikliğiyle kararlı durum hatalarının azaltılabilmesi, görece düşük hesaplama yüküne sahip olması gibi PID denetleyicilerin sahip olduğu avantajlardır. (Behrooz vd., 2018; Idrissi vd., 2021; Jiao vd., 2018). Ayrıca kaskat kontrol mimarisi de performansı geliştirmek ve bozucu etkileri azaltmak için literatürde araştırmacıların tercih ettiği kontrol yapılarından biridir (Wade, 2007). Bao vd. tarafından, doğrusal olmayan kontrolcü modeline kaskat kontrol yapısını deneysel uygulanmıştır ve bu kontrol yapısının kararlı ve etkili olduğunu öne sürülmüştür (Bao vd., 2018).

Sun vd. tarafından, bilinmeyen farklı yükler altında quadcopterin havada asılı kalmasını sağlayacak bir kontrol mimarisi tasarlanmıştır. İlk olarak, quadcopterin modeli oluşturulduktan sonra yüksüz uçuş için kaskat-PID kontrol yapısı tasarlanmıştır. Dış döngüde z ekseninde konum kontrolü ve iç döngüde z ekseninde hız kontrolü için toplam iki tane PID kontrolcü kullanmışlardır. İkinci olarak, z eksen pozisyon hatasından yük ağırlığı tahmini yapıp Lyapunov teorisine dayalı uyarlanabilir bir kontrolcü tasarlamışlardır. Son olarak kaskat-PID ve uyarlanabilir kontrolcü çıktılarını sistem modeli girişi olarak kullanmışlardır. Kaskat-PID ve uyarlanabilir kontrolcü kombinasyonu, z eksenindeki yörünge takibi sırasında kaskat-PID kontrol yapısının üstesinden gelemediği hafif aşmaları azaltarak kontrol performansını iyileştirmede önemli bir rol oynamıştır (Sun vd., 2022).

Nguyen vd. tarafından, quadcopter prototipinin konumunu havada sabit tutabilmek için farklı bir yöntem sunmuş olup önerilen yöntemi deneysel olarak test edilmiştir. Kamera tarafından yakalanan görüntülere Pyramid Lucas-Kanade ve Shi-Tomasi köşe detektörü metotları uygulandıktan sonra pikselin görüntü çerçevesindeki yer değiştirmesi, quadcopterin yer değiştirmesi ve doğrusal hızına dönüştürülmüştür. Quadcopterin doğrusal hızı tahmin edildikten sonra, havada asılı kalma hareketini stabilize etmek için iç içe iki kaskat-PID mimarisine sahip üç döngülü bir kontrol yapısı kullanılmıştır. En içteki döngüde, yuvarlanma, yunuslama ve sapma açısal hızları kontrolü için PI kontrolcü kullanılmıştır. İkinci döngüde yuvarlanma, yunuslama ve sapma açıları kontrolü, PI kontrolcü ile gerçekleştirilirken bu döngünün çıktıları en içteki döngünün girdileri olarak kullanılmıştır. En dış döngüde doğrusal hız kontrolü için PD kontrolcü kullanılırken bu döngünün çıktıları ikinci döngünün açı referansları olarak kullanılmıştır. Kontrolcü parametreleri manuel olarak ayarlanmıştır. Ardından gerçek bir quadcopter prototipi oluşturulmuş ve yaklaşık 70 saniyelik uçuşun ardından yuvarlanma ve yunuslama açılarının -4 ve 4 derece arasında salınım yaptığı tespit edilmiştir. İrtifa kontrolünde ise quadcopterin istenilen pozisyona göre x ekseninde 0.05 m ve y ekseninde ise 0.04 m büyüklüğünde hata ile uçtuğu gözlenmiştir (Chi vd., 2022).

Noordin vd. tarafından, mikro hava aracının (Micro Air Vehicle) konum ve yönelim kontrolü için kaskat kontrol mimarisi tasarlanmıştır. Pozisyon ve yönelim kontrolü, PID kontrolcüler tarafından gerçekleştirilmiştir. İrtifa kontrolü için PID, uyarlanabilir PID (Adaptive-PID, APID) ve bulanık mantık kontrolcü ile birlikte uyarlanabilir PID (Adaptive-PID Fuzzy Controller, APIDFC) kontrolcüler kullanılmış ve hem simülasyon hem de deneysel olarak kontrol performansları karşılaştırılmıştır.

Kaskat kontrol yapısında iç döngüde Euler açıları kontrol edilirken dış döngüde quadcopterin x-y düzlemindeki pozisyonu kontrol edilmiştir. İrtifa kontrolünde kullanılan PID katsayıları başlangıçta Parrot Mambo Minidrone için varsayılan değerler olarak seçilmiş olup PID katsayılarının kayar kipli kontrolcü ile ayarlandığı APID ve son olarak kayan kipli kontrolün uygulanmasıyla oluşan çattırının (chattering) etkisini azaltmak için bir bulanık mantık kontrolcü (Fuzzy Logic Controller, FLC) ile oluşturulan hibrit APIDFLC yöntemleri sunulmuştur. Burada hem PID katsayıları hem de FLC üyelik fonksiyonları ve çıkış fonksiyonları kayar kipli kontrolcü ile ayarlanmıştır. Simülasyon sonuçlarına göre havada asılı kalma testinde APID ve APIDFC kontrolcülerini, PID kontrolcüsüne kıyasla hafif bir aşma üretmişlerdir. İrtifa takip testinde PID kontrolcüsü, APID ve APIDFC kontrolcülerine kıyasla hafif bir aşma ürettiği gözlenmiştir. Havada sabitken kütle değiştirme testinde ise tüm kontrolcüler quadcopteri referans yüksekliğinde dengeleyerek iyi performans göstermişlerdir. Ancak PID kontrolcü, APID ve APIDFC kontrolcülerine kıyasla hafif bir aşma üretmiştir. Deneysel sonuçlara bakıldığında ise havada asılı kalma testinde APID ve APIDFC kontrolcülerinde PID'ye oranla aşma gözlemlenmiştir. İrtifa takip ve havada sabitken kütle değiştirme testinde ise PID, APID ve APIDFC kontrolcülerine kıyasla aşma üretmiştir. Her üç testin ISE değerleri için APID ve APIDFC kontrolcülerini PID'ye oranla daha iyi performans göstermiştir (Noordin vd., 2023). Rao vd. tarafından, quadcopter konum kontrolü için kaskat yapıda farklı bir bulanık sinir ağı (Fuzzy Neural Network, FNN) kontrol stratejisi geliştirmeye çalışılmıştır. Üç farklı kaskat kontrol mimarisini üç farklı yörünge takibi için hem simülasyon ortamında hem de deneysel olarak karşılaştırmışlardır. Üç kontrol mimarisinde de dış döngüde konum kontrol edilirken iç döngüde yönelim kontrolü uygulanmıştır. İlk kontrol mimarisi, iç döngüde çevrim dışı öğrenme algoritması ile FNN kullanılırken dış döngüde ise PID kontrolcü ve ona paralel çevrim içi öğrenme algoritmasıyla FNN kullanılmıştır. Bu mimari kısaca FNN-FNN olarak adlandırılmaktadır. İkinci kontrol mimarisinde dış döngüde PID iç döngüde ise FLC-PID kombinasyonu kullanılmıştır. Son kontrol mimarisinde ise dış döngüde PID iç döngüde FNN kullanılmıştır. Kullanılan PID katsayıları manuel olarak ayarlanmıştır. Simülasyon sonuçlarına göre, havada asılı kalma testinde x ve y eksenlerinde aşmanın en küçük olduğu FNN-FNN iken en yüksek olduğu PID-FNN olmuştur. Dikey ekseninde ise FNN-FNN daha kısa yerleşme süresine sahiptir. Spiral yörünge takibinde x ve y eksenini için FNN-FNN'nin daha az bir izleme hatasına sahip olduğu gözlemlenmiştir. Kare yörünge takibinde ise x eksenini için FNN-FNN düşük

aşmaya sahiptir. Deneysel sonuçlara göre üç deney sonucunda FNN-FNN kontrol yapısı daha düşük Ortalama Karekök Hatası (Root Mean Square Error, RMSE) değerine sahiptir (Rao vd., 2022).

Njinwoua vd. tarafından, quadcopterin eyleyici asimetrisinden dolayı oluşan harici bozucuların yönelim kontrolü üzerindeki etkisini incelemek için simülasyon ve deneysel çalışmalar yapılmıştır. Quadcopterin doğrusal modeli ve parametreleri DJI F450 dronu için belirlenmiştir. Kontrol yapısı olarak sistem stabilizasyonu için iç döngüde bir PD kontrolcü ve eyleyici asimetrisi tarafından oluşan harici bozucu etkilere karşı dış döngüde PI kontrolcü kullanılan kaskat kontrol yapısı önerilmiştir. Bu kontrolcülerin katsayıları sabit durum hatası dikkate alınarak manuel olarak ayarlanmıştır. Simülasyon sonuçlarına göre, asimetric bozucular olmadığında yuvarlanma eksenini için aşma %5'ten azdır ve oturma süresi yaklaşık 1 saniye iken, %10'luk bir asimetri göz önüne alındığında aşma ve oturma süresinde artma gözlemlenmiştir. Sapma eksenini için ise %5 asimetri ile aşma yaklaşık %10'dur ve oturma süresi 5 sn'dir. Kontrol mimarisindeki yuvarlanma ve yunuslama açısı kontrolcülerini, sapma açısındaki ayar noktası değişikliğinden kaynaklanan bozucu etkiyi hızlı bir şekilde kontrol altına almada başarılı sonuçlar vermiştir. Yuvarlanma açısı kontrolü için bir serbestlik dereceli (Degree of Freedom, DOF) -deney düzeneği kullanılarak çeşitli testler gerçekleştirilmiştir. Geometrik asimetri, ekstra atalet ve pervaneler ile zemin tarafından yaratılan devridaim hava akışı nedeniyle oluşan bozuculara rağmen, kontrol yapısı iyi bir performans sergilemiştir (Njinwoua & Wouwer, 2018). Yukarıdaki araştırmaların dışında literatürde kaskat-PID kontrol mimarisinin çok farklı alanlarda uygulandığı gözlemlenmektedir. Globus-M2 tokamak plazma tutucu sisteminin doğrusal modeli için kaskat-PID mimarisi tasarlanmış ve performansı benzetim çalışmaları yapılarak incelenmiştir. İç döngüde poloidal alan bobinlerindeki akımlar kontrol edilirken dış döngüde plazma şekli kontrol edilmiştir. Sistemdeki PID kontrolcülerini Kantitatif Geri Besleme Teorisi ile ayarlanmıştır. Simülasyon sonuçlarına göre sistem kararlı ve gürbüz olup ayrıca aşma ve oturma süresi istenen aralıktadır (Mitrishkin & Kruzhkov, 2020). Kömür yakıtlı elektrik santralini kömür besleme sisteminin kontrolü için de kaskat yapı kullanılmıştır (D. Wang vd., 2020). Sıcaklık kontrolü alanlarında Liu vd. tarafından, Fuzzy-PID ve kaskat kontrol yapısı kombinasyonun kararlılık üzerinde olumlu etkisi olduğunu ortaya koyulmuştur (Liu vd., 2020). Hu vd. tarafından, PLC kontrolünde hızlı yanıt özelliğinden

faydalanmak için bulanık mantık kontrolcü ile kaskat-PID kontrol yapısını birleştirilmiştir (Hu & Zheng, 2022).

Bu avantajlarına rağmen parametrelerin deneme-yanılma yoluyla ayarlanması istenilen kontrol performansının elde edilememesine neden olabilir. Bu nedenle PID kontrol katsayılarının hassas ayarlanması, istenilen kontrol performansının sağlanması için oldukça kritiktir (Q. G. Wang vd., 1999). Literatürde PID katsayılarının ayarlanması için Ziegler-Nicholes, Cohen-Coon vb. gibi geleneksel yaklaşımlar bulunmaktadır. Yazid vd. tarafından, deneysel olarak quadcopter üzerinde uyarlanabilir parçacık sürü optimizasyonu (Adaptive Particle Swarm Optimization, APSO) ve Ziegler-Nichols (ZN) tabanlı optimum PD kontrolcülerini kıyaslanmıştır. APSO-PD kontrolcünün; x, y ve z eksenleri kontrolünde yerleşme süresi, aşma, yakınsama ve maliyet fonksiyonu değeri gibi kriterlerde ZN-PD kontrolcüden daha iyi değerler elde ettiğini gözlemlemiştir (Yazid vd., 2019). Sarıbaş ve vd. tarafından, doğrusal bir quadcopter modeli için Ziegler-Nichols tabanlı PID yöntemi ve kendini ayarlayan Bulanık Mantık-PID kontrolcü kıyaslanmıştır. Kendini ayarlayan Bulanık Mantık-PID kontrolcü; sistem tepkisi, yerleşme zamanı, aşım miktarı değerlerinde Ziegler-Nichols tabanlı PID kontrolcüye göre daha iyi sonuçlar elde edilmesini sağlamıştır (Saribas vd., 2018). Khodja vd. tarafından, PSO-PID ve ZN-PID metotlarını karşılaştırılmıştır. Simülasyon ve deneysel test sonuçlarına göre ZN-PID yunuslama açısı kontrolünde daha düşük yükselme süresi sağlanmasına rağmen aşma ve uygunluk fonksiyonu değeri kriterlerine göre PSO-PID daha iyi bir performans sağlamıştır (Khodja vd., 2017). Ancak geleneksel PID ayarlama yöntemleri hassas kontrol gerektiren uygulamalarda tatmin edici cevaplar verememektedir. Bu sebeple Yapay Zekâ tabanlı algoritmalar PID katsayılarının ayarlanması için son yıllarda sıklıkla kullanılmaktadır.

Can vd. ağırlık değişimlerine karşı quadcopter için gürbüz bir kontrol sistemi geliştirmeyi amaçlamışlardır. Quadcopterin dinamik modeli Newton-Euler denklemleri kullanılarak elde edilmiş ve sonrasında doğrusallaştırılmıştır. Kullanılan kaskat kontrol mimarisinde, dış döngüde x ve y eksenini kontrol eden bir tane PID kontrolcü bulunurken iç döngüde ise z ve sapma eksenini için ayrı birer tane ve yuvarlanma ve yunuslama eksenini için ise bir tane olmak üzere toplam dört tane PID kontrolcü ile tasarlanmıştır. Quadcopterin x eksenini hareketi, PSO ve Diferansiyel Gelişim (Differential Evolution, DE) algoritmalarıyla katsayıları optimize edilen bir tane PID kontrolcü ile GAZEBO ortamında simüle edilerek kontrol edilmiştir. Optimizasyon algoritmaları için ortalama kare hatası (Mean Squared Error, MSE), ortalama karekök

hatası (RMSE), toplam kare hatası (Sum of Squares Error, SSE) ve özel bir uygunluk fonksiyonu seçilmiştir. Bu özel uygunluk fonksiyonu aşma, yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve sabit durum hatası kullanılarak tanımlanmıştır. Simülasyon testleri 1,5 kg ve 2,7 kg olmak üzere iki farklı ağırlık koşulunda gerçekleştirilmiştir. Simülasyon sonuçlarına göre 1.5 kg quadcopter ile yapılan testlerde PSO-PID, özel ve RMSE uygunluk fonksiyonları için en düşük yerleşme sürelerine sahipken DE-PID, SSE ve MSE için en düşük yerleşme sürelerine sahiptir. PSO algoritması kullanılarak optimize edilen özel uygunluk fonksiyonu, DE algoritmasına göre daha iyi aşma ve yerleşme süresine sahiptir. Ayrıca uygunluk fonksiyonu değerleri karşılaştırıldığında 2.7 kg ağırlığındaki PID kontrolcüsünün performansı 1,5 kg ağırlık durumundan daha düşüktür. Sonuç olarak, DE ve PSO algoritması tabanlı PID kontrolcü, quadcopterin x eksenindeki yörünge takibini iyileştirmiştir (Can & Ercan, 2022).

Hasseni vd., doğadan ilham alan farklı algoritmalar kullanılarak bir quadcopterin yörünge takibi için PID kontrolcülerinin katsayılarını optimize etmeyi amaçlamışlardır. Quadcopterin doğrusal olmayan matematiksel modeli Euler-Lagrange yaklaşımından türetilmiştir. Kullanılan kaskat kontrol mimarisinde, dış döngüde x ve y eksenini kontrol eden bir PID kontrolcü bulunurken iç döngüde ise z ve sapma eksenini için birer tane, yuvarlanma ve yunuslama eksenini için bir tane olmak üzere toplam dört tane PID kontrolcü bulunmaktadır. Optimizasyon için Genetik Algoritma (Genetic Algorithm, GA), Evrim Stratejileri (Evolution Strategies, ES), Diferansiyel Gelişim (DE) ve Guguk Kuşu Arama (Cuckoo Search Optimization, CS) algoritmaları ISE uygunluk fonksiyonu kullanılarak karşılaştırılmıştır. Simülasyon ortamında kare ve spiral yörüngeler için gerçekleştirilen testler sonucunda kare yörünge için irtifa cevabında GA, daha düşük oturma süresine ve minimum aşmaya sahiptir. Yuvarlanma ve yunuslamada (ϕ , θ) en iyi tepkinin GA ve CS algoritmaları tarafından olduğu gözlemlenirken, sapma (ψ) ve x-y düzlemindeki kontrol için ise ES algoritması en iyi sonucu vermiştir. Spiral yörünge için yuvarlanma ve yunuslamada en iyi tepkinin GA ve CS algoritmaları olduğu gözlemlenirken, sapma ve x-y düzlemindeki hareket için ES algoritması daha iyidir. Sonuç olarak, ES ve GA ile en iyi yörünge takibi sonuçları elde edildiği savunulmuştur (Hasseni vd., 2021).

Peña vd. tarafından, Newton-Euler formülasyonu ile elde edilen doğrusal olmayan quadcopter matematiksel modeli kullanılarak yörünge takibi için PD ve PID kontrolcülerinin katsayılarının optimizasyonu metasezgisel algoritmalar ile simülasyon ortamında test edilmiştir. PD için sekiz optimizasyon algoritması ve PID için dört

optimizasyon algoritması karşılaştırılmıştır. PD kontrolcülerden oluşan kaskat yapı için PSO, Bozkurt Optimizasyon (Gray Wolf Optimization, GWO), Açlık Oyunları Arama (Hunger Games Search, HGS), genişletilmiş ve geliştirilmiş SHADE (LSHADE, LSPACMA), Marine Predators Algoritması (Marine Predators Algorithm, MPA), Balçık Kalıp Algoritması (Slime Mould Algorithm ,SMA) ve Balina Optimizasyon Algoritmasının (Whale Optimization Algorithm, WOA) performansları karşılaştırılmıştır. PID kontrolcülerden oluşan kaskat yapı için ise GWO, HGS, MPA ve SMA algoritmalarının performansları karşılaştırılmıştır. Optimizasyon algoritmalarının performansları RMSE uygunluk fonksiyonu değerlerine göre belirlenmiştir. Kontrol yapısı olarak kaskat kontrol mimarisi ile iç döngüde tutum kontrolü ve dış döngüde pozisyon kontrolü yapılmıştır. Kontrolcü katsayıları [0 10] aralığında kısıtlanmıştır. Kaskat-PD için simülasyon sonuçlarına göre, 20 birey, 20 evrim ve 30 tekrar testine göre en iyi RMSE değeri HGS tarafından elde edilirken, en iyi ortalama ve standart sapma değerleri MPA algoritması tarafından elde edilmiştir. 30 birey, 20 evrim ve 30 tekrar testine göre en iyi RMSE değeri HGS tarafından elde edilirken, en iyi ortalama ve standart sapma değerleri GWO algoritması tarafından elde edilmiştir. 40 birey, 20 evrim ve 30 tekrar testine göre en iyi RMSE değeri HGS tarafından elde edilirken, en iyi ortalama ve standart sapma değerleri MSA algoritması tarafından elde edilmiştir. HGS tüm testler için en düşük RMSE değerini alırken LSPACMA testlerin çoğunda en büyük hataya sahiptir. Kaskat-PID testleri için 80 birey, 40 evrim ve 30 tekrar testine göre en iyi RMSE, en iyi ortalama ve standart sapma değerleri HGS tarafından elde edilmiştir. 100 birey, 40 evrim ve 30 tekrar testine göre en iyi RMSE değeri HGS tarafından elde edilirken, en iyi ortalama ve standart sapma değerleri GWO algoritması tarafından elde edilmiştir. Sonuç olarak HGS algoritmasıyla optimize edilmiş PD ve PID kontrolcülerini en düşük RMSE değerini sağladığından sekiz algoritmadan içerisinde en uygunun HGS olduğunu savunmuşlardır (Zuñiga-Peña vd., 2021).

Sheta vd. quadcopterin hareketlerini stabilize etmek için kullanılan PID kontrolcülerinin parametreleri; Genetik Algoritma (GA), Karga Arama Algoritması (Crow Search Algorithm, CSA) ve Parçacık Sürü Optimizasyonu (PSO) gibi metasezgisel algoritmaları ile ayarlamışlardır ve bu algoritmaları Ziegler–Nichols (ZN) yöntemiyle kıyaslamışlardır. Algoritmalarla optimize edilen PID kontrolcülerinin performansı hem simülasyon ortamında hem de deneysel olarak test edilmiştir. Kaskat kontrol mimarisi ile dış döngüde x ve y eksenini kontrol edilirken iç döngüde yuvarlanma, yunuslama, sapma ve irtifa eksenleri kontrol edilmiştir. Tüm algoritmalar sadece iç

döngüdeki 4 tane PID kontrolcünün optimizasyonu için kullanılmıştır. Optimizasyon için yükselme zamanı, oturma zamanı, aşma ve integral zaman mutlak hata (ITAE) kriterlerini içeren uygunluk fonksiyonu belirlenmiştir. Simülasyon sonuçlarına göre, GA, PSO ve CSA'ya dayalı olarak uygulanan PID kontrolcülerini yuvarlanma, yunuslama, sapma ve itme referansları takip etmek için ZN yöntemiyle elde edilen yanıtlardan daha iyidir. Quadcopter'in yuvarlanma, yunuslama, sapma ve itme girişleri için GA, PSO ve CSA'ya dayalı olarak elde edilen yanıtlar aralarında fazla fark bulunmamasına rağmen PSO, diğerlerine kıyasla daha iyi kontrol sonuçları sağlar. Deneysel sonuçlara göre GA, CSA ve PSO; aşma, yükselme ve oturma zamanı değerlerinde önemli düşüşler göstererek ZN yönteminden daha iyi performans göstermişlerdir. Uygunluk fonksiyonu değerlerine göre GA, CSA ve PSO son derece düşük uygunluk maliyetlerine sahip olduğundan GA, CSA ve PSO'nun uçuş için PID parametrelerini optimize etmede sağlam ve etkili olduğunu göstermektedir (Sheta vd., 2021).

1.3. Tezin Amaç ve Kapsamı

Yukarıdaki çalışmalar incelendiğinde uçuş kontrol sistemlerinde kullanılan PID kontrolcülerinin parametrelerinin hassas ayarının hala araştırmaya açık bir konu olduğu anlaşılmaktadır.

Bu tezde bir quadcopter sisteminin doğrusal olmayan modeli kullanılarak kaskat PID kontrol mimarisi tasarlanmıştır. Kaskat yapıda iç döngüde yönelim kontrolü dış döngüde ise konum kontrolü için kullanılan toplam altı PID kontrolcü kullanılmıştır. Kontrolcü kazançlarının optimizasyonu literatürde etkinliği kanıtlanmış metasezgisel arama algoritmalarından Parçacık Sürü Optimizasyon, Bozkurt Optimizasyon, Yapay Arı Kolonisi ve Diferansiyel Gelişim algoritmalarıyla ayarlanmıştır. Optimizasyon algoritmalarının uygunluk fonksiyonu seçiminde İntegral Zaman Mutlak Hatası (ITAE), İntegral Kare Hatası (ISE), İntegral Zaman Karesi Hatası (ITSE) ve İntegral Mutlak Hatası (IAE) kriterleri kullanılmıştır. Bu kriterlerde kullanılan pozisyon ve yönelim hataları, sistem üzerindeki etkilerine göre ağırlıklandırılarak çoklu amaç fonksiyonu tasarlanmıştır. Tasarlanan kontrol mimarisinin performansı, spiral ve kare yörüngeler için simülasyon ortamında test edilmiştir. Yapılan simülasyon çalışmaları neticesinde PID katsayılarını optimize etmek için kullanılan algoritmaların başarılı sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir.

1.4. Tezin Organizasyonu

Bu tezin geri kalanı Őu Şekilde organize edilmiştir. Bölüm 2’de, bir quadcopterin çalışma prensipleri ve genel kavramları tanıtılmaktadır. Daha sonra Newton-Euler metoduyla quadcopterin doğrusal olmayan matematiksel modeli elde edilmiştir.

Bölüm 3’te; PID kontrolcü, Ziegler-Nichols ve Cohen-Coon temel kavramlarından bahsedilmiŐtir. Son olarak, quadcopter yörünge takibi kontrolü için kaskat-PID kontrol mimarisi oluşturulmuştur.

Bölüm 4’te, PID kontrolcü katsayılarının belirlenmesi için kullanılan metasezgisel optimizasyon algoritmaları tanıtılmaktadır. PSO, GWO, ABC, DE algoritmaları hakkında genel kavramlar, formülasyon ve algoritma adımları sunulmuştur.

Bölüm 5’te, farklı optimizasyon algoritmaları ve uygunluk fonksiyonlarıyla elde edilen araŐtırma bulguları gösterilmekte ve farklılıklar tartıŐılmaktadır. Son olarak, önerilen optimizasyon stratejileri altındaki quadcopterin davranışı simüle edilmiştir.

Bölüm 6’ta, bu çalıŐmanın sonuçlar ve öneriler kısmı sunulmaktadır.

2. QUADCOPTER MATEMATİKSEL MODELİ

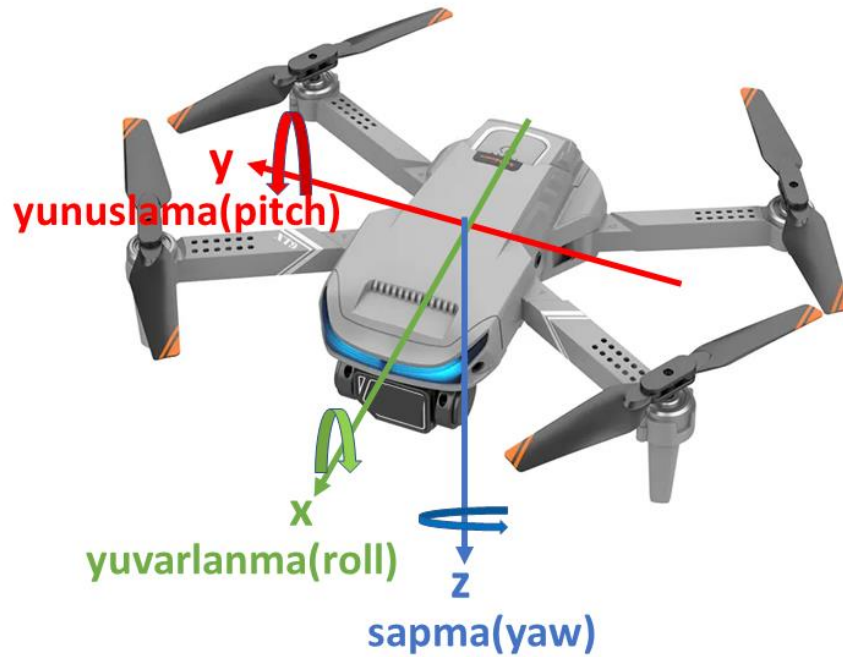
Bu bölümde quadcopterin matematiksel modeli ele alınmıştır. Quadcopterin doğrusal olmayan modelini elde etmek için Newton'un ikinci yasası ve Euler açıları kullanılmıştır. "X" konfigürasyona sahip bir quadcopter seçilmiştir.

Quadcopterin matematiksel modelini elde etmek için aşağıdaki kabuller yapılmıştır(Bouabdallah, 2007):

- i. Quadcopter yapısal olarak rijittir.
- ii. Yapısal eksenler simetriktir.
- iii. Ağırlık merkezi ve gövde eksen takımı orijinleri çakışmıştır.
- iv. Dış kaynaklardan kaynaklanan bozucu etkiler dikkate alınmaz.
- v. Zemin etkileri dikkate alınmaz.

2.1. Quadcopter Altı Serbestlik Derecesi

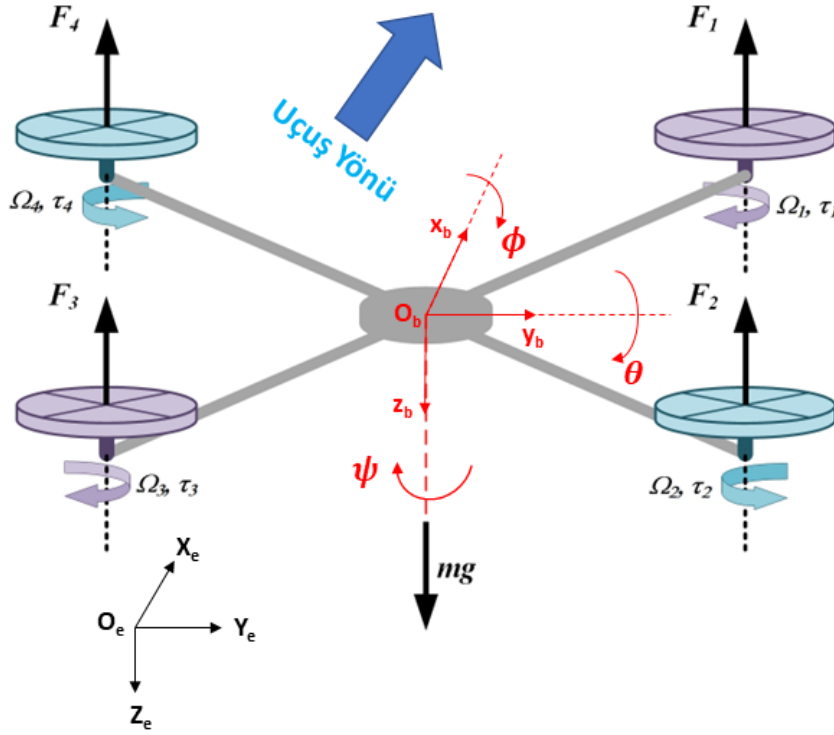
Quadcopter, üçü dönme ve üçü öteleme olmak üzere altı serbestlik derecesine (Degree of Freedom, DOF) sahiptir. Altı serbestlik derecesinin üçü x, y ve z eksenlerinde öteleme hareketleriyken diğer üçü sırasıyla x, y ve z eksenleri etrafında yuvarlanma, yunuslama ve sapma hareketleridir (Pi vd., 2021). Quadcopterin altı serbestlik derecesi Şekil 2.1'de verilmiştir.



Şekil 2.1. Altı serbestlik derecesi

2.2. Quadcopterin Temel Hareket Komutları

Quadcopter, sahip olduğu dört rotor ve bu rotora bağlı pervanelerle dikey kalkış ve iniş (VTOL) yapabilmektedir. Bu rotolar birbirlerine göre çapraz olarak yerleştirilmiştir. Şekil 2.2 de quadcopter rotorlarının konfigürasyonu verilmiştir.

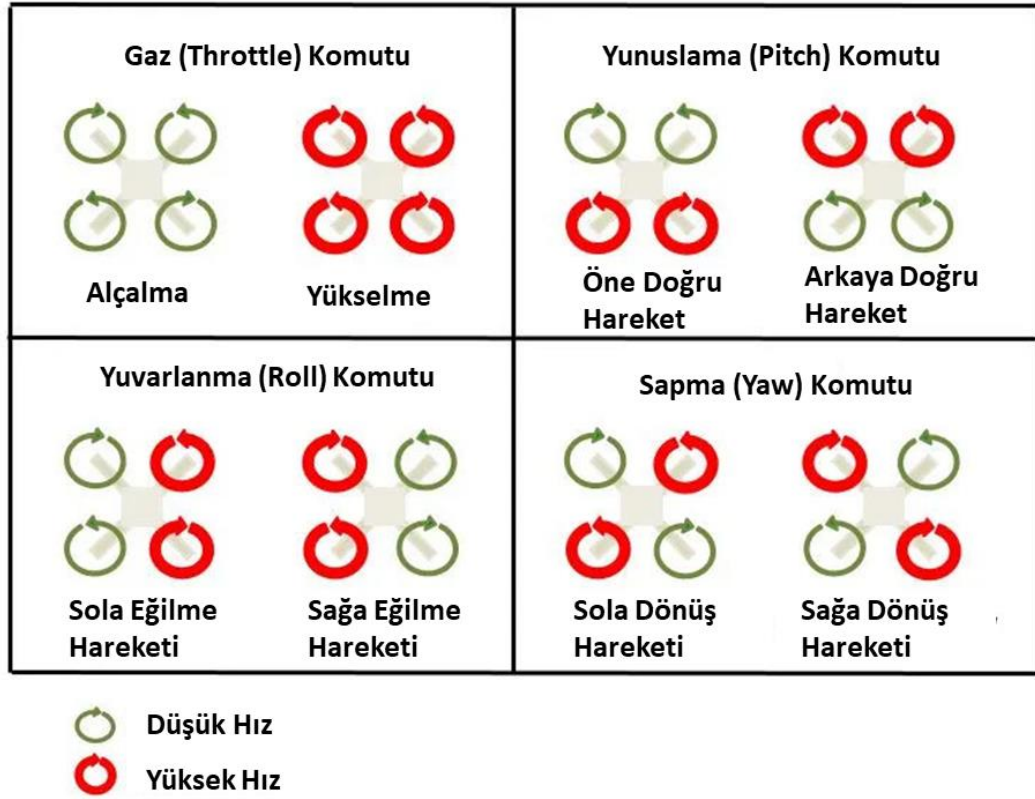


Şekil 2.2. Quadcopter rotor konfigürasyonu

Şekil 2.2’de görüldüğü üzere rotolar saat yönünde numaralandırılmışlardır. 1 ve 3 numaralı rotor saat yönü tersine dönerken, 2 ve 4 numaralı rotolar saat yönüne göre dönmektedirler. Şekil 2.2’de okla gösterilen uçuş yönü, ön taraf olarak kabul edilmiştir. Dolayısıyla 2 ve 3 numaralı rotorların konumu, quadcopterin arka tarafı olarak kabul edilmektedir.. Bunun yanı sıra 1 ve 2 numaralı rotorların konumu quadcopterin sağ tarafını 3 ve 4 numaralı rotolar ise quadcopterin sol tarafını temsil etmektedir. Burada F_i , Ω_i ve τ_i ifadeleri sırasıyla itki kuvveti, açısal hızı ve torkları gösterirken alt indis $i = 1, 2, 3, 4$ ise rotor numarasını temsil eder.

Her bir rotor, açısal hızına bağlı olarak hem itki kuvveti hem de tork üretir. Bu rotoların açısal hızlarının artması veya azalması sonucu quadcopter hareket eder. Rotorların hız değişimine göre uçuşunu quadcopterin dört temel hareket biçimi Şekil 2.3’de verilmiştir (Bresciani, 2008). Şekil 2.3’teki kırmızı renkli kalın oklar, rotorların

daha yüksek açısal hızla döndüğünü gösterirken yeşil renkli ince oklar daha düşük açısal hızları temsil etmektedir.



Şekil 2.3. Quadcopter hareketleri

2.2.1. Gaz (Throttle) Komutu (U_1)

Bu komut, tüm rotorların açısal hızları aynı miktarda artırarak veya azaltarak z_b ekseninde alçalma veya yükselme hareketine olanak sağlar. Rotorlar tarafından üretilen toplam itki kuvveti (N) quadcopterin toplam ağırlığından büyük ise yükselme küçük ise alçalma hareketi yapar. Quadcopteri havada asılı (hover) tutmak için ise toplam itki kuvvetinin quadcopterin toplam ağırlığını dengelemesi gerekmektedir. Gaz, motorlar tarafından üretilen ortak itme vektörü olarak tanımlanır.

$$U_1 = \sum_{i=1}^4 F_i \quad (2.1)$$

2.2.2. Yuvarlanma (Roll) komutu

Bu komut, x_b ekseninin sağındaki veya solundaki rotorların hızlarını değiştirerek eğilme hareketi yaptırır. Sağdaki rotorların (1 ve 2 numaralı rotorlar) açısal hızı, soldaki

rotorların (3 ve 4 numaralı rotorlar) açısız hızından büyük ise sola eğilme hareketi yaparken küçük olduğunda sağa eğilme hareketi yapar. Eğilme hareketini sağlayan rotorlar arasındaki açısız hız farkı, x_b eksenini etrafında bir tork [Nm] oluşturur. Oluşan bu tork sadece yalpalama açısını değiştirir ve quadcopterin yüksekliğinde değişikliğe sebep olmaz.

$$U_2 = l[(F_1 + F_2) - (F_3 + F_4)] \quad (2.2)$$

Burada l , quadcopterin kütle merkezinden motor miline olan mesafedir [m].

2.2.3. Yunuslama (Pitch) Komutu

Bu komut, ön ve arkadaki rotorların açısız hızlarını artırarak veya azaltarak quadcopterin öne veya arkaya doğru ($+x_b$ veya $-x_b$ doğrultusunda) hareket etmesine neden olur. Önündeki rotorların (1 ve 4 numaralı rotorlar) açısız hızları, arka rotorların (2 ve 3 numaralı rotorlar) açısız hızından büyük ise öne doğru hareket ederken küçük olduğunda ise arkaya doğru hareket eder. Bu komut y_b eksenini etrafında bir tork oluşturur. Oluşan bu tork sadece yunuslama açısını değiştirir ve quadcopterin yüksekliğinde değişikliğe sebep olmaz.

$$U_3 = l[(F_1 + F_4) - (F_2 + F_3)] \quad (2.3)$$

2.2.4. Sapma (Yaw) Komutu

Bu komut, zıt yönlü dönen rotor çiftlerinin açısız hızlarını artırarak veya azaltarak sağa veya sola dönüş hareketi oluşturulur. Bu açısız hız farkı z_b eksenini etrafında tork oluşturur. 1 ve 3 numaralı rotorların oluşturduğu tork, 2 ve 4 numaralı rotorların oluşturduğu torktan büyük ise quadcopter sola doğru dönüş hareketi gerçekleştirir. Tam tersi durumda ise quadcopter sağa doğru dönüş yapar. Bu komut z_b eksenindeki sapma açısını değiştirir ve quadcopterin yüksekliğinde değişikliğe sebep olmaz.

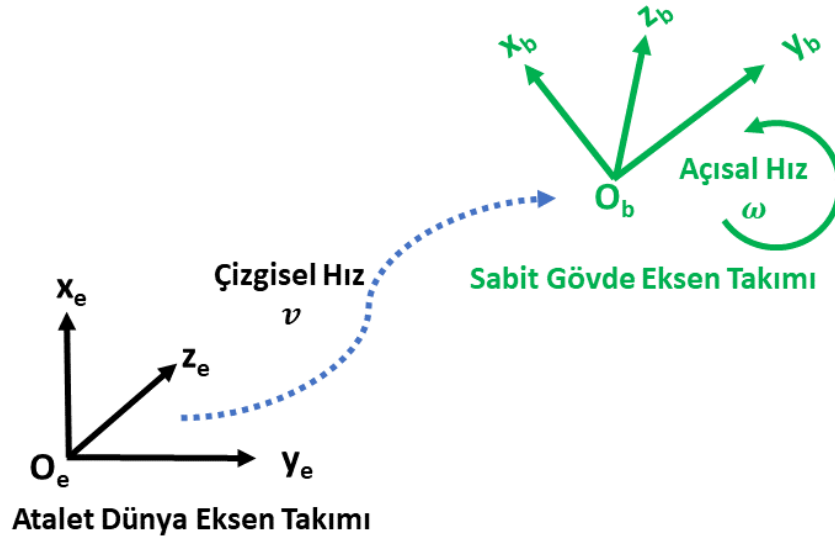
$$U_4 = (\tau_1 + \tau_3) - (\tau_2 + \tau_4) \quad (2.4)$$

2.3. Referans Koordinat Sistemleri

Quadcopterin hareket denklemleri Newton'un hareket kanunları kullanılarak elde edileceğinden Şekil 2.4'te gösterildiği gibi, x_e , y_e ve z_e eksenlerinden oluşan ve orijini O_e noktasında olan bir atalet eksen takımı kullanılmıştır. Dünya yüzeyli eksen takımı

olarak da adlandırılan bu eksen takımının orijin noktası, hava aracını ağırlık merkezine yakın olup z_e ekseninin pozitif yönü orijin noktasından Dünya'nın merkezine doğru seçilir. Bu eksen takımının x_e eksenini kuzey yönüne doğru ve y_e eksenini doğu yönüne doğru seçilmektedir (Usman, 2020). Dünya yüzeyli eksen takımı, quadcopterin dinamiğinin Dünya'nın dönüş hızından etkilenmediği kabul edildiğinden atalet eksen takımı olarak seçilmiştir.

Rotorların dönüş hızlarına göre oluşan itki kuvvetleri ve torklar quadcopterin üzerinde etki ederek hava aracının konum ve yönelimini değiştirmektedir. Bu nedenle itki, tork, konum ve yönelim vektörlerini araca göre sabit (araç ile birlikte hareket eden) bir eksen takımında tanımlamak quadcopterin hareket denklemlerinin elde edilmesinde kolaylık sağlamaktadır. Orijini aracın ağırlık merkezinde olan ve araca göre hareketsiz olan bu eksen takımı sabit gövde eksen takımı olarak tanımlanmıştır. Şekil 2.4'te gösterildiği gibi sabit gövde eksen takımının orijini O_b olup hava aracının ağırlık merkezinin bulunduğu konumdadır. Sabit gövde eksen takımının pozitif x_b yönü, X konfigürasyona sahip quadcopter için Şekil 2.2'de gösterildiği gibi öndeki iki kolun ortasından öne doğru olan doğrultuda seçilmektedir. Pozitif z_b yönü ise x_b eksenine dik olacak şekilde aşağıya doğru iken y_b ekseninin yönü sağ el kuralına göre belirlenir (Alkamachi & Erçelebi, 2017). Şekil 2.4'de iki eksen takımı arasındaki dönüşüm temsili olarak verilmiştir.



Şekil 2.4. Referans atalet ve gövde eksen takımları

Atalet dünya eksen takımı için konum ve doğrusal hızlar Denklem 2.5'te verilmiştir.

$$\Gamma = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}, \quad V = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

Sabit gövde eksen takımı için Euler açıları ve açısal hızlar Denklem 2.6'da verilmiştir.

$$\Theta = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}, \quad \eta = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

2.4. Quadcopterin Euler Açılıarı

Leonhard Euler tarafından tanımlanan Euler açıları, iki eksen takımı arasındaki ilişkiyi açıklamak ve referans eksen takımındaki bir noktanın koordinatlarının ikinci bir eksen takımındaki koordinatlara dönüştürmek için kullanılır. Euler açıları x eksenini etrafında yuvarlanma (ϕ), y eksenini etrafında yunuslama (θ) ve z eksenini etrafında sapma (ψ) açılarıdır. Şekil 2.2'de Euler açıları gösterimi verilmiştir.

Rotasyonel matris, yukarıda bahsedilen üç Euler açısı ile elde edilir. Dönme matrisleri Denklem 2.7'de verilmiştir (Sabatino, 2015).

$$\begin{aligned} R_x(\phi) &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c(\phi) & -s(\phi) \\ 0 & s(\phi) & c(\phi) \end{bmatrix} \\ R_y(\theta) &= \begin{bmatrix} c(\theta) & 0 & s(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -s(\theta) & 0 & c(\theta) \end{bmatrix} \\ R_z(\psi) &= \begin{bmatrix} c(\psi) & -s(\psi) & 0 \\ s(\psi) & c(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.7)$$

Atalet eksen takımı ile gövde eksen takımı arasındaki ilişkiyi belirtmek için Denklem 2.8'de verilen ve ortogonal bir R matrisi (yani $R^{-1} = R^T$) olan rotasyonel matrisi kullanılmaktadır.

$$\begin{aligned} R &= R_z(\psi) \times R_y(\theta) \times R_x(\phi) \\ &= \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi) & c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi) \\ c(\theta)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\phi)c(\psi) & c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi) \\ -s(\theta) & s(\phi)c(\theta) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.8)$$

Burada $c(\cdot) = \cos(\cdot)$ ve $s(\cdot) = \sin(\cdot)$ temsil eder.

Sabit gövde eksen takımında tanımlanan açısal hızları, atalet dünya eksen takımında tanımlamak için Denklem 2.9’da verilen dönüşüm matrisi kullanılmaktadır (Sabatino, 2015):

$$T(\Theta) = \begin{bmatrix} 1 & s(\phi)t(\theta) & c(\phi)t(\theta) \\ 0 & c(\phi) & -s(\phi) \\ 0 & \frac{s(\phi)}{c(\theta)} & \frac{c(\phi)}{c(\theta)} \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

Burada $t(\theta) = \tan(\theta)$ ve sabit gövde eksen takımı ile atalet dünya eksen takımı arasındaki dönüşüm ilişkileri Denklem 2.10’da verilmiştir.

$$\begin{aligned} \dot{\Gamma} &= R(\Theta)V \\ V &= R^{-1}(\Theta)\dot{\Gamma} \\ \dot{\Theta} &= T(\Theta)\eta \\ \eta &= T^{-1}(\Theta) \end{aligned} \quad (2.10)$$

2.5. Quadcopterin Newton-Euler Hareket Denklemleri

Quadcopterin matematiksel modeli Newton-Euler denklemleri ile ifade edilmiştir. Rotorlar tarafından üretilen itki kuvveti her rotorun açısal hızının karesiyle orantılıdır (Buchala, 2018).

$$F_i = b\Omega_i^2, \quad i = 1,2,3,4 \quad (2.11)$$

Burada b itki çarpanı birimi ise $[Ns^2]$ ve Ω rotor açısal hızı birimi ise $[rad/s]$ dir. Rotorlar tarafından üretilen toplam itki kuvveti Denklem 2.12’de verilmiştir.

$$F_B = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ b \sum \Omega_i^2 \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

“+” konfigürasyon için quadcopter gövdesine uygulanan tork ise aşağıdaki gibi tanımlanmıştır.

$$\tau_B = \begin{bmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} lb(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\ lb(-\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

Denklem 2.13’ün “X” konfigürasyona uyarlanmış şekli aşağıdaki gibidir:

$$\tau_B = \begin{bmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{\sqrt{2}} lb(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \frac{1}{\sqrt{2}} lb(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

Burada d sürtünme çarpanı [Nms^2], l quadcopterin kol uzunluğudur. Bölüm 2.2’de tanımlanmış quadcopterin dört temel hareketinin gerçekleştirmek için gerekli giriş vektörü aşağıdaki gibidir:

$$U = \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ lb(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\ lb(-\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

Burada U_1, U_2, U_3, U_4 sırasıyla itki, yuvarlanma, yunuslama ve sapma girişleridir. Denklem 2.12 ve 2.14’teki quadcopter gövdesine uygulanan toplam itki kuvveti ve tork; itki, yuvarlanma, yunuslama ve sapma girişleri cinsinden Denklem 2.16 ve 2.17 ile ifade edilmiştir.

$$F_B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ U_1 \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

$$\tau_B = \begin{bmatrix} U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

Newton’un ikinci yasasına göre

$$F = m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = m\ddot{\Gamma} \quad (2.18)$$

elde edilen denklem quadcopterin öteleme hareketini ifade etmektedir. Denklem 2.18’deki kuvvet vektörü F , quadcopterin ağırlık vektörü ve rotorlar tarafında üretilen itki kuvveti vektörünün toplamından oluşmaktadır. Ancak itki kuvveti vektörü, sabit gövde eksen takımında tanımlandığından dönme matrisi R kullanarak atalet dünya eksen takımında tanımlanmıştır. Böylece quadcopterin doğrusal hareketi aşağıdaki gibi tanımlanabilir.

$$m\ddot{\Gamma} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + R(\Theta)F_B \quad (2.19)$$

Burada m quadcopterin toplam kütesini [kg] g ise yerçekimi ivmesidir [m/s^2]. Denklem 2.8 ve 2.16, Denklem 2.19’de yerine yazılırsa

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (\cos(\phi) \cos(\theta))U_1 \\ (\cos(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) + \sin(\phi) \sin(\psi))U_1 \\ (\cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) - \sin(\phi) \cos(\psi))U_1 \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

Rotorların dönmesiyle üretilen jiroskopik tork aşağıdaki gibidir:

$$\tau_G = \begin{bmatrix} J_r \Omega_r \dot{\theta} \\ -J_r \Omega_r \dot{\phi} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

$$\Omega_r = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \quad (2.22)$$

Burada τ_G, J_r ve Ω_r sırasıyla jiroskopik tork, pervane eksenini etrafındaki toplam dönme atalet momenti ve tüm pervanelerin hızı olarak tanımlanmaktadır. Quadcopter üzerine etki eden torklar için Euler denkleminin uygulanması aşağıdaki gibidir:

$$\tau_B + \tau_G = I\ddot{\Theta} + \dot{\Theta} \times (I\dot{\Theta}) \quad (2.23)$$

Burada "×" vektörel çarpımı ifade etmektedir ve I atalet momenti matrisi olup Denklem 2.24'te verilmiştir (Dikmen vd., 2009).

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

Burada I_{xx}, I_{yy} ve I_{zz} sırasıyla x_b, y_b ve z_b eksenlerindeki atalet momentleridir [kgm^2]. Quadcopter yapısal olarak simetrik kabul edildiğinden I atalet momenti matrisinin köşegen elemanları hariç diğer elemanları sıfıra eşittir. Denklem 2.17 ve 2.21, Denklem 2.23'de yerine yazılırsa Denklem 2.25 elde edilir.

$$\begin{cases} I_{xx}\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) + \dot{\theta}J_r\Omega_r + U_2 \\ I_{yy}\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) - \dot{\theta}J_r\Omega_r + U_3 \\ I_{zz}\ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta}(I_{xx} - I_{yy}) + U_4 \end{cases} \quad (2.25)$$

Denklem 2.20 ve 2.25 birleştirildiğinde ise quadcopterin doğrusal olmayan matematiksel modeli elde edilir:

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi} \left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) + \dot{\theta} \frac{J_r}{I_{xx}} \Omega_r + \frac{1}{I_{xx}} U_2 \\ \ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi} \left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) - \dot{\phi} \frac{J_r}{I_{yy}} \Omega_r + \frac{1}{I_{yy}} U_3 \\ \ddot{\psi} = \dot{\theta}\dot{\phi} \left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) + \frac{1}{I_{zz}} U_4 \\ \ddot{z} = -g + \frac{\cos \phi \cos \theta}{m} U_1 \\ \ddot{x} = \frac{\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi}{m} U_1 \\ \ddot{y} = \frac{\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi}{m} U_1 \end{cases} \quad (2.26)$$

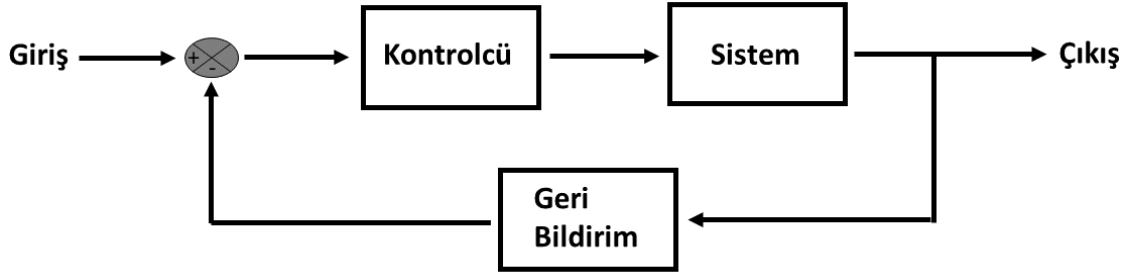
Örnek olarak kullanılan quadcopter parametreleri Tablo 2.1'de verilmiştir (Kayacan & Maslim, 2017).

Tablo 2.1. Quadcopter Parametreleri

Parametre	Açıklama	Değer	Birim
I_{xx}	X eksenine göre atalet momenti	0.007	kgm ²
I_{yy}	Y eksenine göre atalet momenti	0.007	kgm ²
I_{zz}	Z eksenine göre atalet momenti	0.012	kgm ²
J_r	Rotor atalet momenti	$6.5 \cdot 10^{-5}$	kgm ²
m	Kütle	0.68	kg
l	Pervanelerden merkeze olan mesafe	0.17	m
d	Sürüklenme katsayısı	$8.5 \cdot 10^{-7}$	Nms ²
b	İtke katsayısı	$4.13 \cdot 10^{-5}$	Ns ²
g	Yerçekimi ivmesi sabiti	9.81	m/s ²

3. QUADROCOPTERİN KONTROLÜ

Otomatik kontrol, bir sistemin belirsizlikler ve dış bozucu etkenler altında harici müdahale olmaksızın sistemde meydana gelen hatalara karşı cevap verme yeteneği olarak tanımlanabilir verilebilmesidir (Antsaklis vd., 1991). Kontrol sistemleri, sensör verilerini işleme ve karar verme yöntemlerinin uygulanmasıyla mümkün olur (Luck & Ray, 1994). Temel kapalı döngü bir kontrol sisteminde kontrolcü, sistemin ölçülen değeriyle referans değerini karşılaştırır ve çıkan hata sinyaline göre sisteme etki edecek bir kontrol sinyali üretir. Şekil 3.1’de kapalı döngü kontrol sisteminin basit bir şeması verilmiştir.



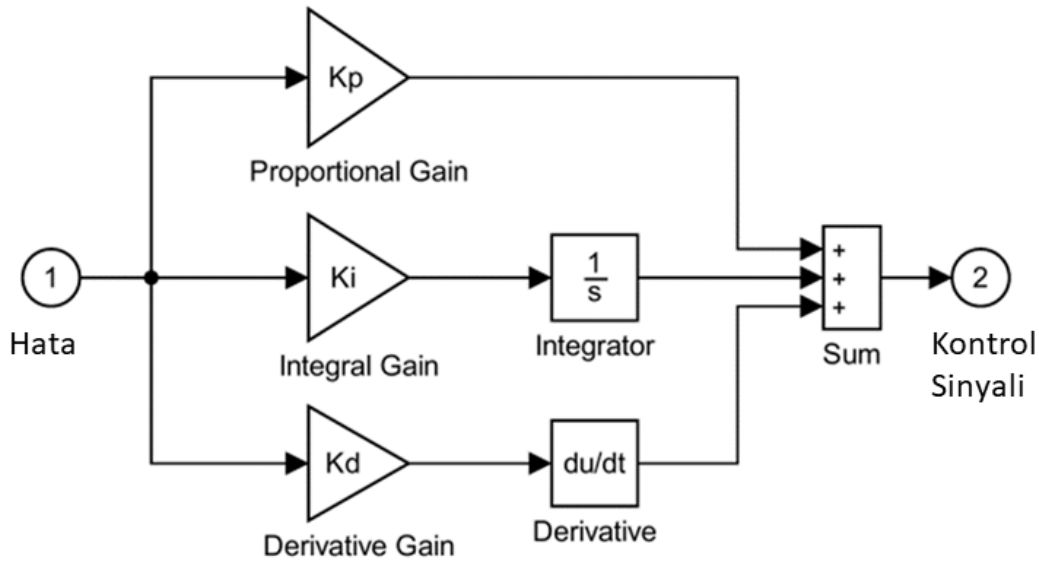
Şekil 3.1. Kapalı döngü kontrol sistemi

3.1. PID Kontrolcü

PID kontrolcüsü literatürde ve endüstriyel uygulamalarda en çok tercih edilen kontrolcülerden biridir. PID'nin ilk teorik analizi ve pratik uygulaması, 1922’de Nicolas Minorsky tarafından otomatik gemi yönlendirmesi için çalışılmıştır (Minorsky., 1922). PID tarafından hatanın bir fonksiyonu olarak üretilen kontrol sinyali Denklem 3.1’de sunulan fonksiyonla tanımlanmaktadır.

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (3.1)$$

Burada $u(t)$, $e(t)$ sırasıyla zamana bağlı kontrol sinyalini ve hatayı temsil eder. K_p, K_i, K_d sırasıyla oransal, integral ve türev kazançları, PID katsayıları veya PID parametreleri olarak adlandırılmaktadırlar. Şekil 3.2’de PID kontrolcünün genel blok diyagramı verilmiştir.



Şekil 3.2. PID blok diyagramı

K_p oransal katsayısı, kontrol sinyalini orantılı olarak arttırmaktadır. K_p arttırıldığında sistemin daha hızlı cevap vermesi sağlar ve kararlı durum hatasını azaltır ancak tamamen bu hatayı ortadan kaldırmaz. Ayrıca K_p 'deki hızlı artış aşmaya neden olmaktadır. İntegral sabiti K_i kalıcı durum hatasını azaltırken oturma süresinde gecikmeye ve salınıma neden olabilir. Türev sabiti K_d ise aşmayı ve oturma süresini azaltırken kararlı durum hatası üzerinde ciddi bir etkisi yoktur (Salih vd., 2010).

3.2. PID Kontrolcü Ayarlama Yöntemleri

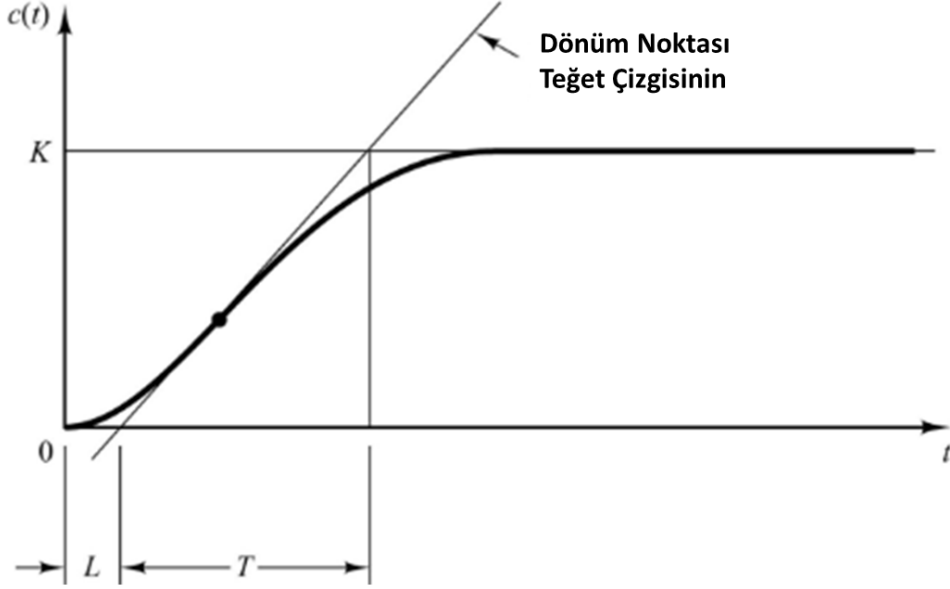
Optimum performansa ulaşmak için PID kontrolcü katsayılarının ideal değer setinin seçilmesi gerekir. Literatürde bu katsayıları ayarlamak için farklı yöntemler bulunmakla beraber Ziegler-Nicols ve Cohen-Coon yöntemleri en çok tercih edilen yöntemlerden bazılarıdır.

3.2.1. Ziegler-Nicols yöntemi

Ziegler ve Nicols tarafından 1940'larda ampirik olarak elde edilmiştir. Ziegler-Nichols yöntemi, bir sistemin geçici yanıt karakteristiğinin analizi sonucu oransal kazanç (K_p), integral zamanı (T_i) ve türev süresi (T_d) değerlerini elde etmeye çalışır.

3.2.1.1. ZN açık çevrim ayarlama yöntemi

ZN açık çevrim ayarlama yöntemi ile bir sistemin deneysel olarak açık çevrim basamak yanıtından PID kontrolcü parametreleri elde edilir.



Şekil 3.3. Sistem basamak yanıtı (Patel, 2020)

Şekil 3.3’de bir sistemin açık çevrim basamak yanıtı verilmiştir. Burada L ölü zamanı, T ise sistem zaman sabitini temsil etmektedir. Ölü zaman, basamak girişinin uygulandığı nokta ile dönüm noktası teğet çizgisinin zaman eksenini kestiği nokta arasında kalan zaman dilimidir (Patel, 2020). PID kontrolcü sinyali Denklem 3.2’de sunulmuştur.

$$u(t) = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) \quad (3.2)$$

Denklem 3.2’deki kazanç katsayılarının Tablo 3.1’e göre elde edilmektedir. Bu yaklaşım PID parametrelerinin belirlenmesine yardımcı olsa da hassas konum kontrolü gerektiren uygulamalarda kazançların ince ayarının yapılması gerekmektedir.

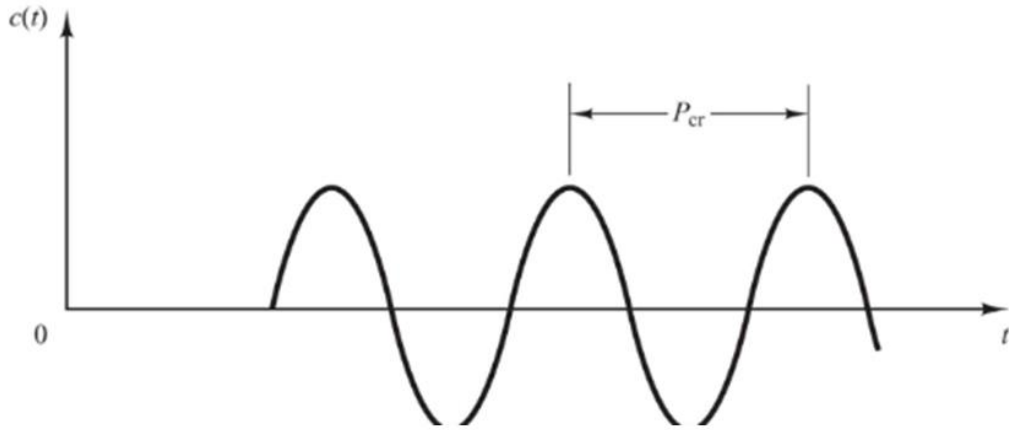
Tablo 3.1. Ziegler-Nichols açık çevrim PID parametreleri

Kontrolcü	K_p	T_i	T_d
P	T/L	∞	0
PI	0.9 T/L	3 L	0
PID	1.2 T/L	2 L	0.5 L

Bu yöntem hızlı ve kolay uygulanabilirliği sebebiyle tercih edilen bir yöntemken I, D ve PD kontrolcileri için çözüm sunmamaktadır (Gude & Kahoraho, 2010; Meshram & Kanojiya, 2012; Nie vd., 2022).

3.2.1.2. ZN Kapalı çevrim ayarlama yöntemi

ZN kapalı çevrim ayarlama yöntemi ile ilk olarak integral zaman sabiti $T_i = \infty$ ve türev zaman sabiti $T_d = 0$ alınarak sadece sistem P kontrolcü tarafından kontrol edilir. Sistemden sürekli titreşim cevabı hareketi elde edene kadar K_p düzenli olarak artırılır ve sistem cevabında sabit genliğe sahip osilasyon hareketi elde edildiği değer sistem kazanç değeri $K_{cr} = K_p$ olarak kaydedilir. Bu değerdeki salınım periyodu P_{cr} [s] olarak kaydedilir. Şekil 3.4'te salınım periyodunun temsili gösterimi sunulmuştur.



Şekil 3.4. Osilasyon periyodu

Bu iki kritik değer kullanılarak PID katsayılarının elde etmek için Tablo 3.2 kullanılmaktadır.

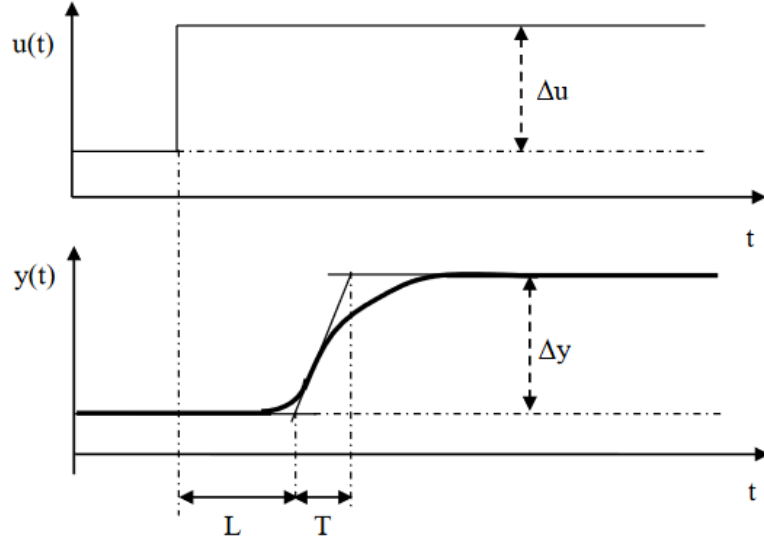
Tablo 3.2. Ziegler-Nichols kapalı çevrim PID parametreleri

Kontrolcü	K_p	T_i	T_d
P	$0.5K_{cr}$	∞	0
PI	$0.45K_{cr}$	$\frac{1}{1.2}P_{cr}$	0
PID	$0.6K_{cr}$	$0.5P_{cr}$	$0.125P_{cr}$

Bu yaklaşımda sistem modeliyle ilgili bilgiye ihtiyaç duyulmazken kritik kazancı ayarlamaya çalışırken sistem kararsız bölge girebilir ve kontrolden çıkabilir.

3.2.2. Cohen-Coon yöntemi

Açık çevrim sistemde büyük bir ölü zaman olduğunda Ziegler-Nichols yönteminin yavaş yanıtını düzeltmek için Cohen-Coon yöntemi öne sürülmüştür (Sen vd., 2015). Ayrıca sistemdeki doğrusal olmayan belirsizliklerden kaynaklı performans düşmelerine karşı Ziegler-Nichols yönteminden daha başarılı olabileceği savunulmuştur (Joseph & O, 2017). Şekil 3.5’de Cohen-Coon yöntemi için birim basamak girişi için sistem yanıtı grafiği üzerinde değişkenler belirtilmiştir.



Şekil 3.5. Basamak girişi ve sistem tepkisi

Burada Δu ve Δy sırasıyla girişin ve çıkışın nihai değeridir. Sistem kazancı K_c aşağıdaki gibidir:

$$K_c = \frac{\Delta y}{\Delta u} \quad (3.3)$$

Tablo 3.3’de Cohen-Coon yöntemi için PID parametrelerinin ayarlanma tablosu verilmiştir.

Tablo 3.3. Cohen-Coon PID parametreleri

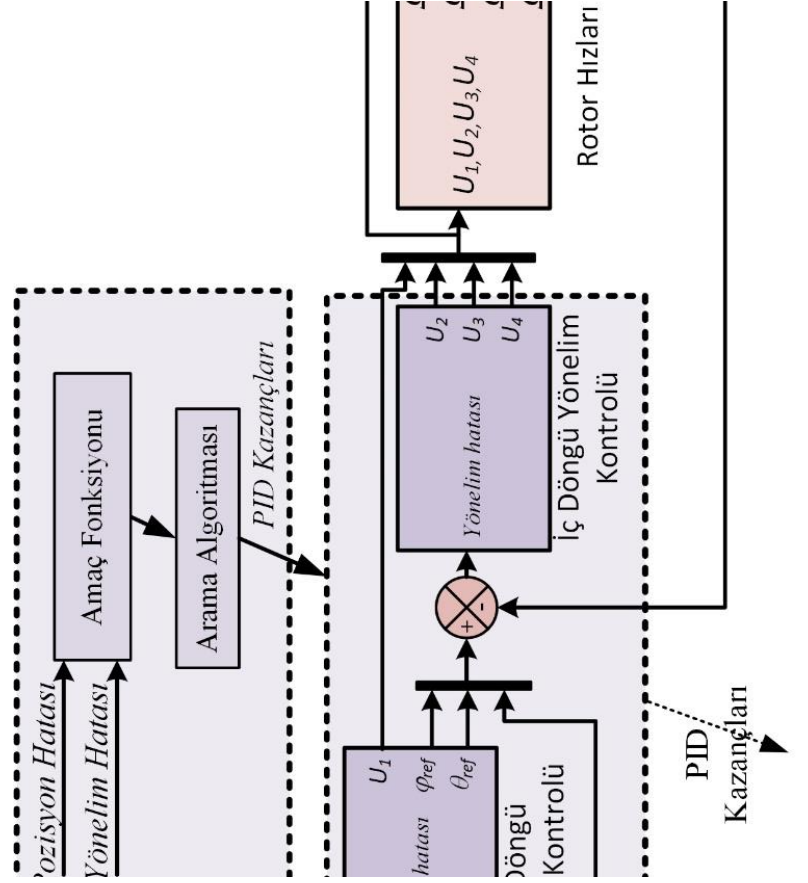
Kontrolcü	K_p	T_i	T_d
P	$\frac{T}{K_c L} \left(1 + \frac{L}{3T}\right)$	∞	0
PI	$\frac{T}{K_c L} \left(\frac{9}{10} + \frac{L}{12T}\right)$	$\frac{L(30 + \frac{3L}{T})}{9 + \frac{20L}{T}}$	0
PID	$\frac{T}{K_c L} \left(\frac{4}{3} + \frac{L}{4T}\right)$	$\frac{L(32 + \frac{6L}{T})}{13 + \frac{8L}{T}}$	$\frac{4L}{11 + \frac{2L}{T}}$

Geleneksel yöntemlerle sisteme cevabı dikkate alınarak kontrolcü tasarımı yapılabilir ancak hassas konum kontrolü gerektiren uygulamalarda bahsedilen yöntemler kontrolcü katsayıları için sadece ön görüş sağlamaktadır. Daha başarılı kontrolcü cevapları elde etmek için geleneksel yöntemle bulunan kazançların ince ayarlarının (tuning) yapılması gerekmektedir. Ayrıca çok serbestlik dereceli sistemlerin kontrolünde geleneksel yöntemler bir çözüm oluşturmamaktadır. Çalışmada tasarlanan kaskat PID gibi birden fazla kontrolcünün bulunduğu uygulamalarda geleneksel yöntemler etkin bir şekilde kullanılamamaktadır. Bu sebeple kontrolcü kazançları yapay zekâ tabanlı modern yaklaşımlarla ayarlanmıştır.

3.2.3. Kaskat-PID kontrol yapısı

Quadcopter kontrolünde kaskat-PID literatürde sık tercih edilen kontrol yapılarından biridir. Kararsız sistemler için kapalı döngü performansını iyileştirmektedir (Raja & Ali, 2017). Kolay uygulanabilir, bozucu ve doğrusal olmayan etkileri karşı etkilidir (Oh vd., 2011). Bu avantajlarından dolayı bu çalışmada iki aşamalı kaskat yapı seçilmiştir. Quadcopterin istenen yörüngeyi takip etmesi için iç döngü tutum kontrolünü gerçekleştirirken dış döngü yatay ve dikey (yükseklik) konumların kontrolünü sağlamalıdır.

Çalışmada quadcopter simülasyon modeli oluşturulmuş ve PID kontrolcüler modele entegre edilerek simülasyon ortamında yörünge takibi için testler gerçekleştirilmiştir. Tasarlanan simülasyon modelinin blok şeması Şekil 3.6'da sunulmuştur.



Şekil 3.6. Kaskat kontrol şeması

Dış döngüde ki pozisyon kontrolcü bloğunda, Denklem 2.5'teki quadcopter modelinden x, y, z eksenlerinin kontrolü için $\Gamma_{ref} = [x_{ref} \ y_{ref} \ z_{ref}]^T$ referans konumunu temsil ederken dış döngü hataları $e = [e_x \ e_y \ e_z]^T = [x_{ref} - x \ y_{ref} - y \ z_{ref} - z]^T$ şeklinde tanımlanabilir. Dış döngü konum kontrolü için PID kontrol algoritması kontrol sinyalleri aşağıdaki gibidir:

$$\begin{aligned} u_x &= k_{px}e_x + k_{ix} \int_0^t e_x dt + k_{dx}\dot{e}_x \\ u_y &= k_{py}e_y + k_{iy} \int_0^t e_y dt + k_{dy}\dot{e}_y \\ u_z &= k_{pz}e_z + k_{iz} \int_0^t e_z dt + k_{dz}\dot{e}_z \end{aligned} \quad (3.4)$$

Dış döngü referans olarak istenen yörüngeyi kullanarak iç döngünün girişleri olan referans yuvarlanma (ϕ_d) ve referans yunuslama (θ_d) açılarını üretir. Denklem 3.4'deki kontrol sinyallerini kullanarak tutum kontrolü için istenen yuvarlanma ve yunuslama açıları (Kayacan & Maslim, 2017) aşağıdaki gibidir:

$$\begin{aligned}
U_1 &= m \sqrt{u_x^2 + u_y^2 + (u_z + g)^2} \\
\phi_{ref} &= \arcsin \left(-\frac{u_y}{\sqrt{u_x^2 + u_y^2 + (u_z + g)^2}} \right) \\
\theta_{ref} &= \arctan \left(\frac{u_x}{u_z + g} \right)
\end{aligned} \tag{3.5}$$

İç döngü yönelim kontrolcü bloğunda, Denklem 2.6 kullanılarak $\Theta_{ref} = [\phi_{ref} \ \theta_{ref} \ \psi_{ref}]^T$ referans Euler açıları tanımlanır. Kontrol bloğuna giren hatalar ise $e = [e_\phi \ e_\theta \ e_\psi]^T = [\phi_{ref} - \phi \ \theta_{ref} - \theta \ \psi_{ref} - \psi]^T$ şeklinde tanımlanır. Yönelim kontrolü için üretilen kontrol sinyalleri aşağıdaki gibidir:

$$\begin{aligned}
u_\phi &= k_{p\phi} e_\phi + k_{i\phi} \int_0^t e_\phi dt + k_{d\phi} \dot{e}_\phi \\
u_\theta &= k_{p\theta} e_\theta + k_{i\theta} \int_0^t e_\theta dt + k_{d\theta} \dot{e}_\theta \\
u_\psi &= k_{p\psi} e_\psi + k_{i\psi} \int_0^t e_\psi dt + k_{d\psi} \dot{e}_\psi
\end{aligned} \tag{3.6}$$

Denklem 2.15'in ters kinematik dinamikleri kullanılarak Denklem 3.7 elde edilmiştir. Bu denklem kullanılarak her bir motorun açısal hızları elde edilmektedir.

$$\begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{4b} U_1 - \frac{1}{2bl} U_3 - \frac{1}{4d} U_4 \\ \frac{1}{4b} U_1 - \frac{1}{2bl} U_2 + \frac{1}{4d} U_4 \\ \frac{1}{4b} U_1 + \frac{1}{2bl} U_3 - \frac{1}{4d} U_4 \\ \frac{1}{4b} U_1 + \frac{1}{2bl} U_2 + \frac{1}{4d} U_4 \end{bmatrix} \tag{3.7}$$

Quadcopter modeli Denklem 2.26 ve Tablo 2.1 kullanılarak oluşturulmuştur. Eksen takımı dönüşümü bloğunda ise Denklem 2.9 ve 2.10 kullanılarak sabit gövde eksen takımındaki açısal hızlar atalet dünya eksen takımına Euler açıları olarak aktarılmıştır.

4. OPTİMİZASYON ALGORİTMALARI

Optimizasyon, mühendislik, ekonomi, bilgisayar bilimi gibi çeşitli alanlarda belirli kısıtlamalara bağlı kalarak bir soruna mümkün olan en iyi çözümü bulma sürecidir. Optimizasyon problemleri doğrusal veya doğrusal olmayan olabileceği gibi birden çok amaç veya kısıtlamada içerebilir. Optimizasyonun amacı, sistemin performans ölçüsünü temsil eden belirli bir amaç fonksiyonunu minimize veya maksimize ederek makul bir süre içinde optimale yakın çözümler bulmaktır (Halim vd., 2021).

Metasezgisel optimizasyon teknikleri; karmaşık, doğrusal olmayan ve yüksek boyutlu optimizasyon problemlerini ele almak için tasarlanmış yüksek seviyeli, probleminden bağımsız stratejilerdir. Bu yaklaşımlar, yerel optimumlardan kaçma, arama uzayında küresel optimumları keşfetme ve mümkün olan en iyi çözümü bulmak için bir dizi kural kullanırlar. Bu yaklaşımlar, bir çözüm aramak için evrim, hayvanların sosyal davranışları ve fiziksel tavlama süreçleri gibi doğal sistemlerin davranışından veya sosyal davranışlardan esinlenmiştir (Khanduja & Bhushan, 2021).

Metasezgisel yaklaşımların, geleneksel optimizasyon yöntemlerine göre çeşitli avantajları vardır. Karmaşık, doğrusal olmayan ve yüksek boyutlu optimizasyon problemlerinin ele alınmasında geleneksel optimizasyon yöntemlerine göre önemli avantajlar sunar. Metasezgisel algoritmaların uyarlanabilirliği ve esnekliği, genellikle gerçek dünya optimizasyon problemlerinde yaygın olarak çok çeşitli alanlara göre uyarlanmalarına olanak tanır. Gradyan iniş ve Newton-Raphson yöntemleri gibi geleneksel optimizasyon teknikleri, en uygun çözümü belirlemek için genellikle sürekli ve türevlenebilir bir amaç fonksiyonuna sahip problemlerde ve ayrıca nispeten küçük bir arama uzayına sahip problemlerde iyi performans gösterirken metasezgisel yöntemler, süreksiz veya türevlenemeyen amaç fonksiyonlara ve karmaşık arama alanlarına sahip problemlerde geleneksel yöntemlere göre avantajlıdır (Akram & ul Ann, 2015; Yagmur & Alagoz, 2019).

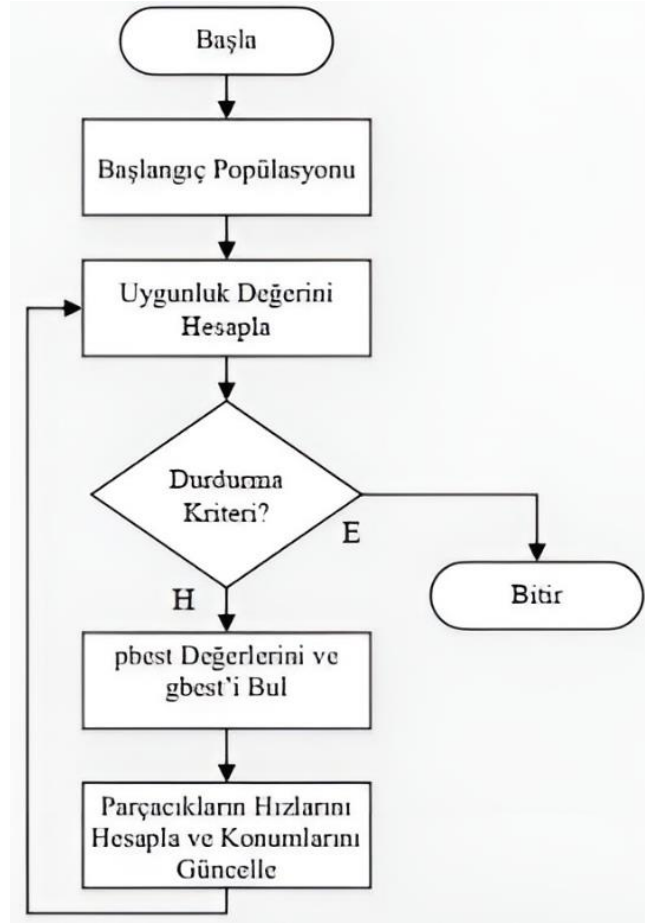
Son yıllarda metasezgisel yaklaşımlar, çeşitli alanlarda daha karmaşık ve zorlayıcı problemleri çözme ihtiyacından hareketle araştırmacılar tarafından artan bir ilgi görmeye başlamıştır. Bu doğrultuda Karga Arama Algoritması (Crow Search Algorithm), Elektromanyetik Alan Optimizasyonu (Electromagnetic Field Optimization), Ortak Harekât Algoritması (Joint Operations Algorithm), Sinüs Kosinüs Algoritması (Sine Cosine Algorithm), Virüs Kolonisi Arama (Virus Colony Search),

Balina Optimizasyon Algoritması (Whale Optimization Algorithm) gibi algoritmalar öne sürülmüştür.

4.1. Parçacık Sürü Optimizasyon Algoritması

Parçacık Sürü Optimizasyonu (Partical Swarm Optimization, PSO), 1995 yılında James Kennedy ve Russell Eberhart tarafından karmaşık optimizasyon problemlerine optimal çözümler bulmak için tanıtılan popülasyon tabanlı bir optimizasyon algoritmasıdır. PSO, kuş sürüsü ve balık sürüsü gibi hayvanların sosyal davranışlarından esinlenmiştir. PSO'da, bir grup parçacık en uygun çözümü bulmak için bir arama uzayında hareket eder. Parçacıklar, arama alanı içinde rastgele başlatılır ve her parçacığın bir konumu ve hızı vardır. Pozisyon, potansiyel bir çözümü temsil eder ve hız, parçacığın arama uzayındaki hareketini kontrol eder. Parçacıklar, en iyi konumları ve sürünün en iyi konumu hakkında bilgi paylaşmak için birbirleriyle iletişim kurar (Kennedy & Eberhart, 1995).

PSO algoritması, karmaşık optimizasyon problemlerinin çözümünde çeşitli avantajlar sunar. İlk olarak, PSO hızlı bir yakınsama oranına sahiptir, bu da küresel optimal çözüme nispeten kısa bir sürede hızlı bir şekilde yakınsayabileceği anlamına gelir. İkinci olarak, PSO, amaç fonksiyonu veya problem alanı hakkında herhangi bir ön bilgi gerektirmez, bu da onu çok çeşitli optimizasyon problemlerine uygulamayı kolaylaştırır. Üçüncüsü, PSO hem sürekli hem de ayrık optimizasyon problemlerini çözebilen esnek bir algoritmadır. Son olarak, PSO yerel optimumlardan kaçınma yeteneğine sahiptir, bu da yerel optimumlara takılabilecek diğer optimizasyon tekniklerinden daha iyi çözümler sağlayabileceği anlamına gelir (Houssein vd., 2021).



Şekil 4.1. PSO akış şeması (Jahandideh-Tehrani vd., 2020)

4.1.1 Başlangıç popülasyonu

PSO algoritması, arama uzayı içerisinde rastgele konumlara ve hızlara sahip parçacık adı verilen rastgele çözümlerden oluşan bir popülasyon oluşturarak başlatılır. Bu popülasyonun boyutu (parçacık sayısı) ve arama uzayının boyutları optimize edilen probleme bağlıdır. Bu popülasyonda ki her parçacık, optimizasyon problemi için potansiyel çözümlerden birini temsil eden sonuç değişkenleri vektörüdür (Jahandideh-Tehrani vd., 2020).

4.1.2 Uygunluk değerinin hesaplanması

Popülasyondaki her parçacık için uygunluk fonksiyonu değeri hesaplanır. Uygunluk fonksiyonu, giriş parametrelerine göre çıkış üreten bir fonksiyondur. Uygunluk fonksiyonu, minimize edilmesi veya maksimize edilmesi gereken herhangi bir amaç fonksiyonu olabilir.

4.1.3 *gbest* ve *pbest* değerlerinin hesaplanması

Her iterasyonda, parçacıklar *pbest* ve *gbest* değerlerine göre güncellenir. *pbest* değeri sürüdeki herhangi bir parçacık tarafından şimdiye kadar bulunan en iyi uygunluk değeridir. Mevcut çözüm kişisel en iyi değerden daha iyiye, parçacık kişisel en iyi değerini mevcut çözüme göre günceller. *gbest* değeri ise popülasyondaki herhangi bir parçacık tarafından o ana kadar elde edilmiş en iyi uygunluk değeridir ve bu değer popülasyon için küresel en iyi değerdir. Herhangi bir parçacığın *pbest* değeri mevcut *gbest* değerinden daha iyiye, küresel en iyi değer güncellenir (Jahandideh-Tehrani vd., 2020).

4.1.4 Parçacık hızlarının ve konumların güncellenmesi

Parçacıkların hızları ve konumları, popülasyonda bulunan bireysel en iyi konumlara (*pbest*) ve küresel en iyi konuma (*gbest*) göre yeniden hesaplanır. Her bir parçacığın hızı, mevcut hızına, *pbest*'e olan uzaklığına ve *gbest*'e olan uzaklığına göre hesaplanırken yeni konum, önceki konum ve yeni hız temel alınarak hesaplanır (Jahandideh-Tehrani vd., 2020). Denklem 4.1 ve 4.2 sırasıyla parçacıkların yeni hızını ve konumunu vermektedir.

$$v_{ij}^{k+1} = w \cdot v_{ij}^k + c_1 \cdot r_1 \cdot (pbest_{ij}^k - x_{ij}^k) + c_2 \cdot r_2 \cdot (gbest_{ij}^k - x_{ij}^k) \quad (4.1)$$

$$x_{ij}^{k+1} = x_{ij}^k + v_{ij}^{k+1} \quad (4.2)$$

burada c_1 ve c_2 ([0, 2]) öğrenme faktörleridir ve sırasıyla parçacığın kendi tecrübelerine göre ve sürüdeki diğer parçacıkların tecrübelerine göre hareketini yönlendirir. r_1 ve r_2 , [0,1] aralığındaki rastgele değerlerdir. w ([0, 1]) atalet ağırlığıdır ve küçük atalet ağırlığı local aramaya olanak tanırken büyük atalet ağırlığı global aramaya imkân verir. $pbest_{ij}^k$, i. parçacığın şimdiye kadar ulaşılan en iyi çözümü ve $gbest_{ij}^k$ ise popülasyon içindeki herhangi bir parçacık tarafından şimdiye kadar ulaşılan global en iyi çözümdür. v_{ij}^k ve x_{ij}^k sırasıyla, i. parçacığın hızı ve çözümüdür.

Güncelleme işleminden sonra yeni popülasyondaki bütün parçacıkların uygunluk değerleri tekrar hesaplanır. Bu işlemler durdurma kriteri sağlanana kadar devam eder.

4.1.5. Durdurma kriterleri

Algoritma, bir durdurma kriteri ile karşılaştığında sona erer. Durdurma kriterleri, maksimum iterasyon sayısı, minimum hata değeri, maksimum hesaplama süresi veya *gbest* değerindeki yakınsama olabilir. Son olarak algoritma çıktısı, popülasyondaki herhangi bir parçacık tarafından bulunan en iyi çözümü, yani *gbest* değerini verir.

PID kontrolcülerinin katsayılarının optimizasyonu için PSO tarafından simülasyon ortamında kullanılan parametreler Tablo 4.1’de gösterilmiştir.

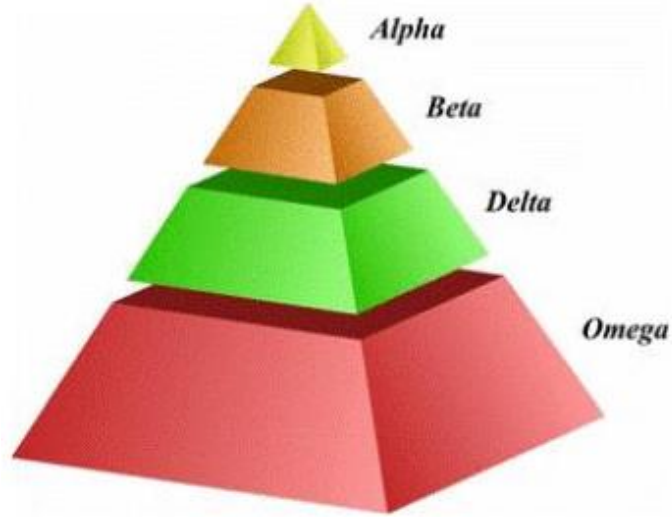
Tablo 4.1. PSO algoritması parametreleri

Parametreler	Değer
Maksimum İterasyon Sayısı	100
Popülasyon Boyutu	40
Atalet Ağırlığı	0.1-0.9
Kişisel Öğrenme Faktörü (c1)	1.5
Global Öğrenme Faktörü (c2)	1.5
Alt Değer	0
Üst Değer	50-100

4.2. Bozkurt Optimizasyon Algoritması

Bozkurt Optimizasyonu (Gray Wolf Optimization, GWO), Mirjalili ve diğerleri tarafından 2014 yılında tanımlanan bozkurtların avlanma davranışlarından, liderlik ve sosyal hiyerarşisinden esinlenen sürü tabanlı metasezgisel bir algoritmadır. GWO algoritması, uygulama kolaylığı, esneklik, az sayıda parametre gereksinimi, hızlı yakınsama, yüksek boyutlu optimizasyon problemlerini çözebilme ve yerel optimumdan kaçma yeteneği gibi çeşitli avantajlar sahiptir (Niu vd., 2019).

Bozkurtlar, alfa çifti (erkek ve dişi), beta, delta ve omega kurtlarından oluşan karmaşık ve katı sosyal yapılarıyla tanınırlar. Sürüdeki avlanma ve karar verme süreçleri alfalar tarafından yönetilir, ardından sürü içinde çeşitli konumlara sahip beta ve delta kurtları gelirken, omega kurtları hiyerarşinin en altındadır (Faris vd., 2018). GWO algoritması, optimizasyon sürecinde bu hiyerarşik yapıyı kullanır. Şekil 4.2’de bozkurt sürüsünün sosyal hiyerarşisi verilmiştir.



Şekil 4.2. Bozkurt hiyerarşisi (Faris vd., 2018)

Alfa kurt, sürünün lideridir ve avın yönüyle ilgili kararlar vermekten sorumludur. Beta kurt, komutadaki ikinci derece sorumlu kurttur ve alfa kurtlara yardım ederek sürü içinde düzeni sağlar. Delta kurdu, bölgede devriye gezmekten ve sürüyü dış tehditlerden korumaktan sorumludur. Son olarak, omega kurdu sürünün en zayıf üyesidir ve sürünün sosyal yapısını korumaktan sorumludur (Mirjalili vd., 2014).

Bozkurtların sosyal yapılarına ek olarak, toplu olarak avlanma da bu hayvanların dikkat çekici bir sosyal eylemidir. Bozkurtların avlanma davranışlarının temel adımları Şekil 4.3'teki gibidir:



Şekil 4.3. Bozkurtların avlanma davranışı a) Avı izleme, takip etme ve yaklaşma b,c,d) Avı çevreleme ve taciz etme e) Saldırma (Mirjalili vd., 2014)

GWO algoritması, arama uzayındaki bir kurt popülasyonunu rastgele başlatarak başlar. Popülasyondaki her kurt, optimizasyon problemine potansiyel bir çözümü temsil eder. Bir kurdun konumu, bir karar değişkenleri vektörü ile temsil edilir. Algoritma daha sonra konumuyla ilişkili amaç fonksiyonu değerini hesaplayarak her kurdun uygunluğunu değerlendirir. Algoritma her kurdun uygunluğunu değerlendirdikten sonra alfa, beta ve omega kurtlarını belirler. Alfa kurt en iyi uygunluk değerine sahip kurt, omega kurt ise en kötü uygunluk değerine sahip kurttur (Mirjalili vd., 2014).

4.2.1. Avı çevreleme

Vahşi doğada bozkurtlar avlarını çevreleyerek ve saldırılarını koordine ederek avlanırlar. GWO algoritması, arama uzayını alt uzaylara bölerek ve her kurdu bir alt uzaya atayarak bu davranışı birleştirir (Mirjalili vd., 2014). Kurtların avı çevreleme davranışının matematiksel ifadesi Denklem 4.3 ve 4.4'te verilmiştir.

$$\vec{D} = |\vec{C}\vec{X}_p(t) - \vec{X}(t)| \quad (4.3)$$

$$\vec{X}(t+1) = \vec{X}_p(t) - \vec{A} \cdot \vec{D} \quad (4.4)$$

burada t geçerli iterasyonu, \vec{A} ve \vec{C} katsayı vektörlerini, \vec{X}_p avın konum vektörünü ve \vec{X} bir bozkurdun pozisyon vektörünü gösterir. \vec{A} ve \vec{C} katsayı vektörleri denklem 4.5 ve 4.6 verilmiştir.

$$\vec{A} = 2 \cdot \vec{a} \cdot \vec{r}_1 - \vec{a} \quad (4.5)$$

$$\vec{C} = 2 \cdot \vec{r}_2 \quad (4.6)$$

burada a iterasyonlar boyunca lineer olarak 2'den 0'a doğru azaltılır. a 'nın azaldığı durumda, \vec{A} $[-2,2]$ ve \vec{C} $[0,2]$ aralığında değer alır. r_1 ve r_2 $[0, 1]$ aralığında rastgele vektörlerdir.

4.2.2. Avlanma

Kurtlar avlarını kuşattıktan sonra avı avlarlar. GWO algoritmasında kurtlar, konumlarını alfa, beta ve delta kurtlarının konumlarına göre güncelleyerek aramalarını koordine eder. Kurtlar, şimdiye kadar bulunan en iyi çözümü temsil eden alfa kurtta doğru hareket eder ve omega kurdunun konumu, popülasyonun çeşitliliğini korumak için rastgele güncellenir. Beta ve delta kurtları ek arama yönergeleri sağlar ve kurtların yerel optimumda takılıp kalmasını önlemeye yardımcı olurlar (Mirjalili vd., 2014).

$$\vec{D}_\alpha = |\vec{C}_1\vec{X}_\alpha - \vec{X}|, \vec{D}_\beta = |\vec{C}_2\vec{X}_\beta - \vec{X}|, \vec{D}_\delta = |\vec{C}_3\vec{X}_\delta - \vec{X}| \quad (4.7)$$

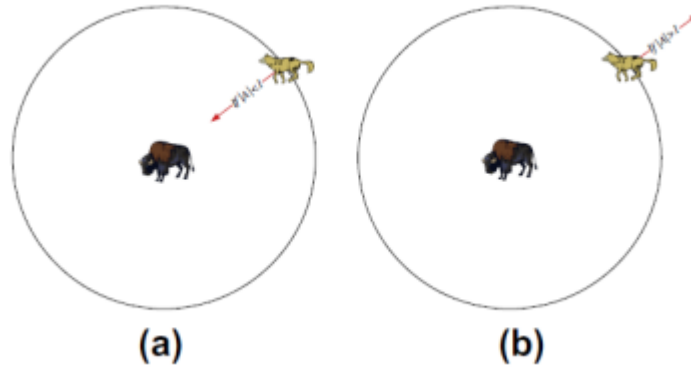
$$\vec{X}_1 = \vec{X}_\alpha - \vec{A}_1 \cdot \vec{D}_\alpha, \vec{X}_2 = \vec{X}_\beta - \vec{A}_2 \cdot \vec{D}_\beta, \vec{X}_3 = \vec{X}_\delta - \vec{A}_3 \cdot \vec{D}_\delta \quad (4.8)$$

$$\vec{X}(t+1) = \frac{\vec{X}_1 + \vec{X}_2 + \vec{X}_3}{3} \quad (4.9)$$

burada α , β ve δ alt indisleri kurt sürüsü hiyerarşisindeki kurtları temsil eder.

4.2.3. Ava saldırma

Ava saldırma aşaması, algoritmanın arama yeteneğini geliştirmeyi ve yakınsama hızını artırmayı amaçlar. Kurt sürüsünün hiyerarşik yapısı ve beta ve delta kurtların alfa kurdun etrafını sarma davranışı, algoritmanın karmaşık arama uzaylarında optimal çözümler bulmadaki etkinliğine arttırır. A 'nın değeri $[-1, 1]$ aralığında olduğunda, potansiyel çözümün bir sonraki konumu, mevcut pozisyonu ile avın pozisyonu arasında herhangi bir konumda olabilir. Şekil 4.4a, $|A| < 1$ olduğunda kurtları ava saldırmaya yönlendirir (Mirjalili vd., 2014).



Şekil 4.4. Ava saldırmak için avı aramak (Mirjalili vd., 2014)

4.4.4. Avı arama (Keşif)

GWO algoritmasında keşif, arama alanı içinde potansiyel olarak daha umut verici yeni alanların aranmasına karşılık gelir. Bu süreç, yerel optimumdan kaçınmak ve algoritmanın global optimuma yakınsamasını sağlamak için hayati önem taşır. Kurtlar, arama uzayında rastgele konumlara doğru hareket eder ve bu konumların etrafındaki bölgeyi keşfederler. Bu süreç, yeni çözümler bulunana kadar tekrarlanır ve arama uzayı tamamen keşfedilir (Mirjalili vd., 2014).

$|A| > 1$ veya $|A| < -1$ durumunda arama sürecindeki kurt avdan uzaklaşmaya başlar. Şekil 4.4b, $|A| > 1$ için bozkurtların avdan uzaklaşmaya başladığını gösterir. Bir diğer parametre olan \vec{C} vektörü ise bir kurdun konumuna bağlı olarak, ava rastgele

olarak bir ağırlık verir ve kurtların ava ulaşmasını etkiler. $|C| > 1$ avın etkisinin önemini artırırken $|C| < 1$ avın etkisinin önemini azaltmaktadır (Faris vd., 2018).

Son olarak, GWO algoritması maksimum iterasyon sayısı, uygunluk değeri değişimi toleransı, minimum uygunluk fonksiyonu değeri, maksimum hesaplama süresi gibi önceden tanımlanmış bir durdurma kriterine ulaşılan kadar arama uzayındaki her kurdun konumunu yinelemeli olarak günceller. Şekil 4.5'te GWO algoritmasının sözde kodu verilmiştir.

```

Xi (i = 1, 2, 3, ..., n) gri kurt popülasyonunu oluştur
a, A ve C değerlerini belirle
Her bir arama ajanının uygunluğunu hesapla
Xα = En iyi arama ajanı
Xβ = İkinci en iyi arama ajanı
Xδ = Üçüncü en iyi arama ajanı
while (t < İterasyon sayısı)
  for Her bir arama ajanı
    Eşitlik (7) ile mevcut arama ajanının pozisyonunu güncelle
  end for
  a, A ve C değerlerini güncelle
  Bütün arama ajanlarının uygunluğunu hesapla
  Xα, Xβ ve Xδ'yi güncelle
  t = t + 1
end while
Xα'yi döndür

```

Şekil 4.5. GWO algoritmasının sözde kodu (Mirjalili vd., 2014)

PID kontrolcülerinin katsayılarının optimizasyonu için GWO tarafından simülasyon ortamında kullanılan parametreler Tablo 4.2'de gösterilmiştir.

Tablo 4.2. GWO algoritması parametreleri

Parametreler	Değer
Maksimum İterasyon Sayısı	100
Popülasyon Sayısı	40
Problemin Boyutu	18
Alt Limit	0
Üst Limit	50-100

4.3. Yapay Arı Kolonisi Algoritması

Karaboğa tarafından 2005 yılında tanıtılan Yapay Arı Kolonisi (ABC) algoritması, bal arılarının doğal yiyecek arama davranışlarından ilham alan sürü zekâsı tabanlı bir optimizasyon yöntemidir. Bal arıları, yiyecek kaynakları ararken ve koloni içindeki nektarın kalitesi hakkında bilgi paylaşırken kolektif zekâ sergilerler. ABC algoritması, arama alanını keşfetmek ve çeşitli optimizasyon problemlerine en uygun çözümleri bulmak için bir yapay arı kolonisi kullanarak bu davranışı taklit eder (D Karaboga, 2005).

ABC algoritmasının basitliği, yakınsama hızı ve uygulama kolaylığı başlıca avantajlarıdır. Problem hakkında herhangi bir ön bilgi gerektirmez ve farklı optimizasyon problemlerine kolayca uyarlanabilir. Ayrıca algoritmanın, yerel optimumdan kaçınmasına ve küresel optimuma yakınsamasını sağlayan güçlü keşif özelliği vardır (Kefayat vd., 2015).

ABC algoritması, üç tür arıdan oluşan popülasyon tabanlı bir algoritmadır: işçi arılar, gözcü arılar ve kâşif arılar. İşçi arılar, yiyecek kaynaklarını araştırmak ve nektarla kovana dönmekle sorumludur. Gözcü arılar, işçi arıların danslarını izlerler ve besin kaynaklarını kalitelerine göre seçerler. Kâşif arılar, mevcut kaynaklar tükendiğinde yeni besin kaynakları keşfetmekle sorumludur (Dervis Karaboga vd., 2014; Dervis Karaboga & Akay, 2009; Dervis Karaboga & Basturk, 2007).

4.3.1. Algoritma

ABC algoritması başlangıç popülasyonu, yiyecek kaynakları olarak adlandırılan rastgele çözümlerin oluşturulmasıyla başlar. Algoritmadaki arılar, arama uzayına rastgele dağıtılır ve uygunluk değerlerini belirlemek için her bir çözümü amaç fonksiyonuna göre değerlendirirler. Algoritma, maksimum iterasyon sayısı veya istenen uygunluk değeri gibi bir sonlandırma kriteri ile karşılanana kadar devam eder (Dervis Karaboga vd., 2014; Dervis Karaboga & Akay, 2009; Dervis Karaboga & Basturk, 2007).

İşçi arılar mevcut çözümün yakınında daha iyi bir çözüm aramakla yükümlüdürler. Yeni bir çözüm keşfedildiğinde, işçi arı mevcut çözüm ile karşılaştırır. Yeni çözüm daha iyi ise işçi arı çözümünü günceller; aksi takdirde mevcut çözümünü korur. İşçi arılar daha sonra çözüm bilgilerini gözcü arılar ile paylaşırlar.

Gözcü arılar besin kaynaklarını kalitelerine göre seçerler ve bu kaynaklar çevresinde yerel arama yaparlar. Yani işçi arıların ürettiği çözümler arasından en iyi çözümü seçerler. Seçim, amaç fonksiyonu tarafından değerlendirilen çözümlerin uygunluğuna bağlıdır. Her bir çözümün uygunluğu, karşılık gelen besin kaynağındaki nektar miktarı ile orantılıdır.

Kâşif arılar, daha iyi çözümler bulmak için arama uzayının yeni bölgelerini keşfetmekten sorumludur. Bir besin kaynağı tamamen kullanıldığında veya terk edildiğinde, o kaynakla ilişkilendirilen işçi arı, kâşif arı olur.

İşçi arılar, gözcü arılar ve kâşif arılar, arama uzayını keşfetmek ve en uygun çözümü bulmak için birbirleriyle etkileşime girerler. Bu algorithmada temel alınan modelde basit olması nedeniyle bazı kabuller yapılmaktadır. Buna göre: kaynak sayısı = gözcü arı sayısı = işçi arıların sayısı olarak belirlenmektedir (Dervis Karaboga vd., 2014; Dervis Karaboga & Akay, 2009; Dervis Karaboga & Basturk, 2007).

4.3.2. ABC algoritması temel adımları

Adım 1: Denklem 4.10'u kullanarak rastgele oluşturulan yiyecek kaynaklarına (çözümlere) başlangıç değerlerinin ata, geliştirilememe sayaçlarının sıfırla ve uygunluk değerlerini hesapla.

$$x_{ij} = x_j^{min} + rand(0,1)(x_j^{max} - x_j^{min}) \quad (4.10)$$

Burada x_{ij} , $i = 1, 2, \dots, N$, $j = 1, 2, \dots, M$ N ve M sırasıyla, yiyecek kaynağı sayısı ve optimize edilecek parametre sayısıdır.

Adım 2: $i=1$ 'den N 'ye kadar denklem 4.11'i kullanılarak x_i çözümünün işçi arısı için yeni bir kaynak üret.

$$v_{ij} = x_{ij} + \Phi_{ij}(x_{ij} - x_{kj}) \quad (4.11)$$

Burada v_{ij} , yeni olası çözümken Φ_{ij} , $[-1, 1]$ aralığında rastgele bir sayıdır. Bu denklemde üretilen v_{ij} değerinin daha önce belirtilen alt veya üst sınırları aşması durumunda denklem 4.12 kullanılarak j. parametreye ait alt veya üst sınır değerlerine ötele.

$$v_{ij} = \begin{cases} x_j^{min} & v_{ij} < x_j^{min} \\ v_{ij} & x_j^{min} \leq v_{ij} \leq x_j^{max} \\ x_j^{max} & v_{ij} > x_j^{max} \end{cases} \quad (4.12)$$

Üretilen yeni kaynakların uygunluk değerlerini hesapla. Eğer yeni üretilen kaynak daha iyi ise eski kaynak ile yer değiştir ve geliştirilememe sayacını sıfırla. Şayet eski kaynak daha iyi ise sadece geliştirilememe sayacını 1 arttır.

Adım 3: Denklem 4.13'ü kullanarak gözcü arıların seçim işleminde kullanacakları uygunluk değerlerine dayalı olasılık değerlerini hesapla.

$$P_i = \frac{\text{Uygunluk}_i}{\sum_{i=1}^N \text{Uygunluk}_i} \quad (4.13)$$

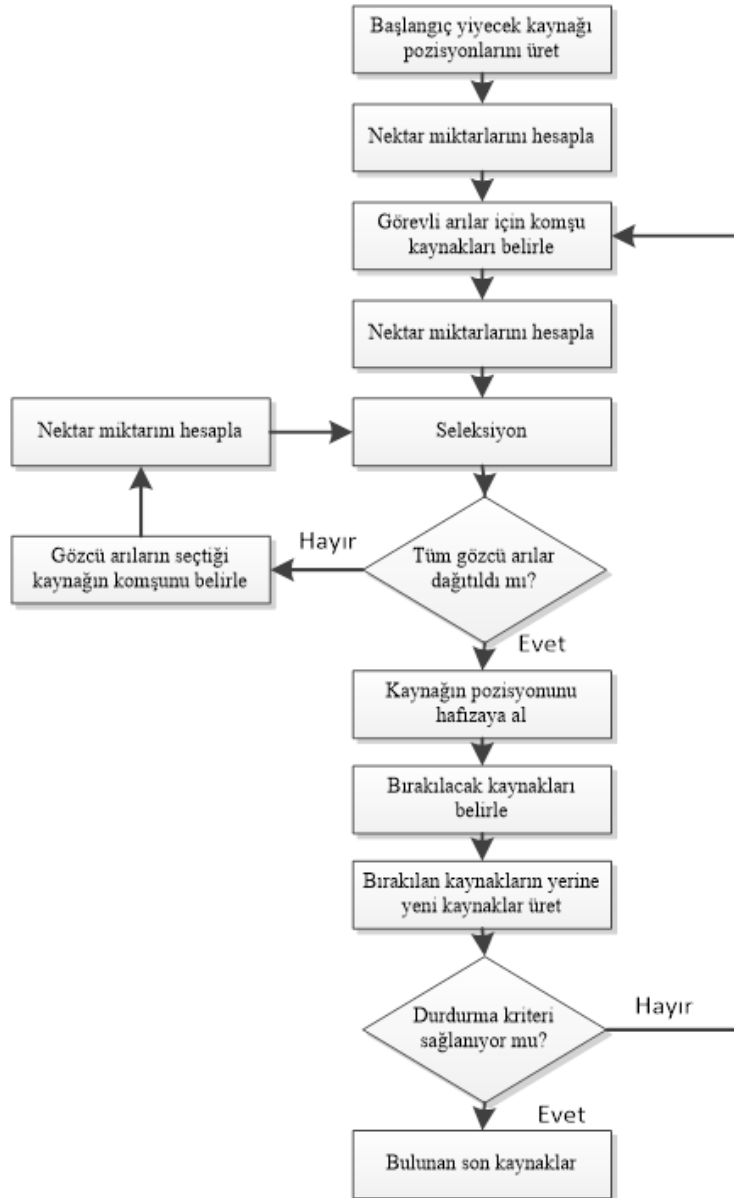
Burada P_i , uygunluk değerlerine göre her besin kaynağı için olasılık değeridir.

Adım 4: Rulet tekerleğine göre seçim işleminde her bir kaynak için $[0, 1]$ aralığında rastgele bir sayı üret. Rastgele üretilen sayı P_i değerinden küçük ise gözcü arı için denklem 4.11'i kullanarak yeni bir kaynak üret. Eğer yeni üretilen kaynak daha iyi ise eski kaynak ile yer değiştir ve geliştirilememe sayacını sıfırla. Şayet eski kaynak daha iyi ise sadece geliştirilememe sayacını 1 arttır. Bu adımı tüm gözcü arılar yiyecek kaynağı bölgelerine dağılıncaya kadar tekrarlar (Dervis Karaboga vd., 2014; Dervis Karaboga & Akay, 2009; Dervis Karaboga & Basturk, 2007).

Adım 5: Geliştirilememe sayaçlarını kontrol et. Limiti aşanlar için (nektar miktarı tükenenler) denklem 4.10'u kullanarak yeni bir kaynak üret (kâşif arı).

Adım 6: En iyi çözümü hafızada tut.

Adım 7: Sonlandırma koşulları sağlanıncaya kadar adım 2-6 arasını tekrarla.



Şekil 4.6. ABC akış şeması (Kefayat vd., 2015)

PID kontrolcülerinin katsayılarının optimizasyonu için ABC tarafından simülasyon ortamında kullanılan parametreler Tablo 4.3’de gösterilmiştir.

Tablo 4.3. ABC algoritması parametreleri

Parametreler	Değer
Maksimum İterasyon Sayısı	100
Popülasyon Sayısı (PN)	40
Yiyecek Kaynakları Sayısı	PN/2
Problemin Boyutu	18
Alt Limit	0
Üst Limit	50-100

4.4. Diferansiyel Gelişim Algoritması

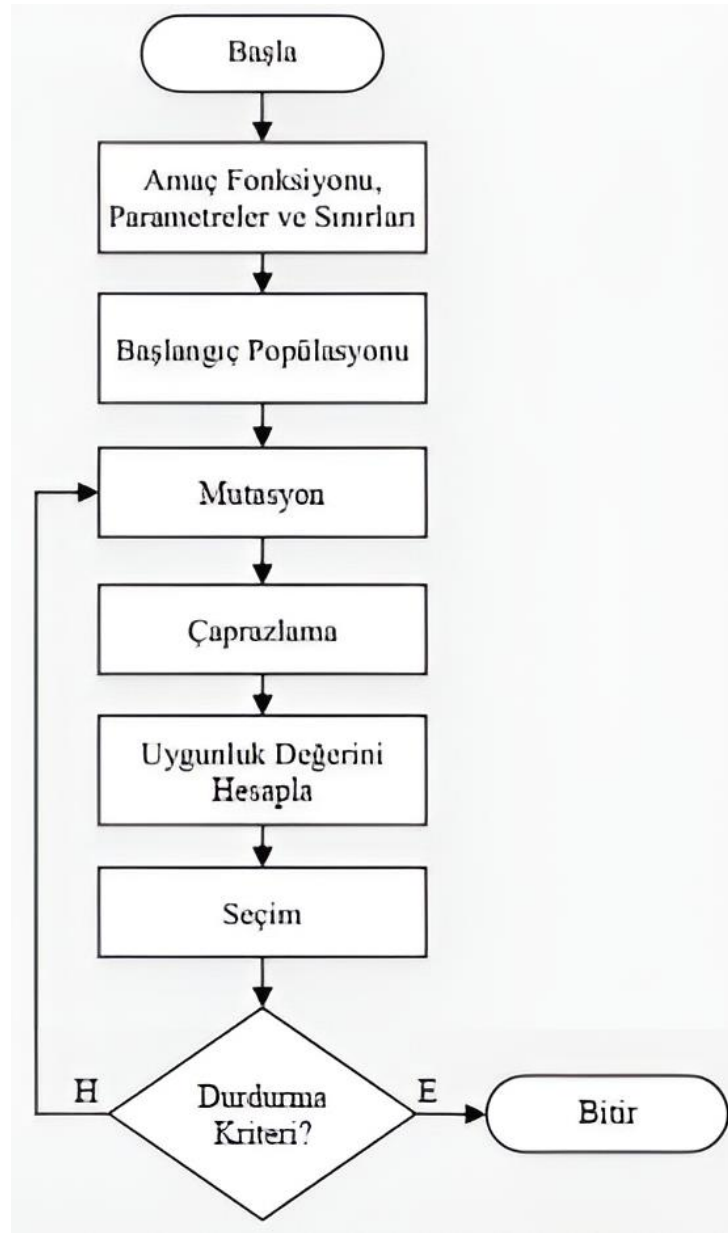
Diferansiyel gelişim (Differential Evolution, DE), ilk olarak 1995 yılında Rainer Storn ve Kenneth Price tarafından tanıtılan popülasyon tabanlı bir optimizasyon algoritmasıdır. DE, daha iyi uygunluk değerlerine sahip yeni bireyler oluşturmak için farklı bireyleri birleştirerek doğal evrim sürecini taklit eden bir metasezgisel algoritmadır (Storn & Price, 1995).

Algoritma, genetik evrim sürecinden esinlenerek mutasyon, çaprazlama ve seçim işlemlerini kullanır. DE, yeni bir birey üretmek için mevcut popülasyondan rastgele seçilen üç kişiyi birleştiren bir diferansiyel mutasyon operatörü kullanır. Bu mutasyon daha sonra yeni bir aday çözüm üretmek için bir çaprazlama operatörü kullanılarak mevcut bireyle birleştirilir. Mutasyona uğrıtılacak bireylerin seçimi ve geçiş noktalarının seçimi stokastiktir, bu da algoritmanın arama uzayını rastgele bir şekilde keşfetmesine izin verir. Yeni popülasyon daha sonra bir amaç fonksiyonu kullanılarak değerlendirilir ve en iyi çözümler bir sonraki iterasyon için saklanır (Storn & Price, 1995).

Genetik ve diferansiyel gelişim algoritmalarının her ikisi de doğal süreçlerden ilham alan evrimsel optimizasyon teknikleridir, ancak birkaç açıdan farklılık gösterirler. GA'lar, kromozomlar olarak kodlanmış bir çözüm popülasyonu kullanır ve optimal çözüm popülasyonu geliştirmek için seçim, çaprazlama ve mutasyon operatörlerinin bir kombinasyonunu kullanır. Bu süreç, biyolojik evrimi taklit ederek ebeveyn kromozomlarının kombinasyonu yoluyla yavru çözümlerinin üretilmesini sağlar. Buna karşılık, DE algoritmaları daha çok sayısal optimizasyona odaklanır ve popülasyondan rastgele seçilen iki çözüm arasındaki farka dayalı yeni aday çözümler üretir ve bunlar daha sonra ana çözümlerle karşılaştırılır. DE algoritması, daha az operatör kullanır, bu da onu hesaplama açısından pahalı amaç fonksiyonları olan problemler için uygun hale getirir. Ek olarak, GA'daki çaprazlama, mutasyon ve seçim operatörleri DE'de de kullanılmaktadır. Farklı olarak her bir operatör tüm popülasyona sırayla uygulanmamaktadır (Özsoy vd., 2020).

DE; sadeliği, verimliliği ve karmaşık optimizasyon problemlerini çözmedeki etkinliği sayesinde ilgi gören çok yönlü bir optimizasyon algoritmasıdır. Algoritmanın uygulanması kolaydır ve problem alanı hakkında herhangi bir ön bilgi gerektirmez. DE, hesaplama süresi açısından da verimlidir ve binlerce değişkenle büyük ölçekli optimizasyon problemlerini çözebilir. Ayrıca, DE gürültüye karşı dayanıklıdır ve

gürültülü amaç fonksiyonlarını işleyebilir. Ayrıca çok az parametre gerektirir. Şekil 4.7’de DE akış diyagramı verilmiştir (M. F. Ahmad vd., 2022).



Şekil 4.7. DE akış şeması (M. F. Ahmad vd., 2022)

4.4.1. Başlangıç popülasyonu

Algoritma, problemin arama alanı sınırları içindeki bireylerden oluşan rastgele bir popülasyon oluşturarak başlar. Her olası çözüm, kromozom olarak temsil edilir. DE’de popülasyon büyüklüğü her zaman üçten büyük olmalıdır. Çünkü yeni kromozomların üretilmesi için mevcut kromozom dışında üç adet kromozom gerekmektedir. Popülasyon daha sonra her kromozomun uygunluk değerini belirlemek

için uygunluk fonksiyonu kullanılarak değerlendirilir. Başlangıç popülasyonu oluşturmak için Denklem 4.14 kullanılır (Storn & Price, 1996, 1997).

$$X_{i,j} = X_{\min} + \text{rand}[0,1](X_{\max} - X_{\min}) \quad (4.14)$$

Burada $X_{i,j}$, X_{\min} ve X_{\max} sırasıyla aday çözümü, alt limiti ve üst limiti göstermektedir. $\text{rand}[0,1]$, 0 ile 1 arasında rastgele bir sayıdır.

4.4.2. Mutasyon

DE'deki mutasyon işlemi, mevcut çözümlerden farklı yeni çözümler oluşturmak için tasarlanmıştır. Mutasyon, popülasyondaki rastgele seçilen iki kromozom arasındaki farkın bir vektörünü üçüncü bir çözüme ekleyerek tamamlanır. Bu "fark vektörü" olarak bilinir. Fark vektörü daha sonra yeni bir aday çözüm oluşturmak için üçüncü çözüme eklenir. Mutasyon sürecinin matematiksel formülü denklem 4.15'te verilmiştir (Storn & Price, 1996, 1997).

$$Y_i = X_{r1} + F(X_{r2} - X_{r3}) \quad (4.15)$$

Burada Y_i , yeni aday çözümdür. X_{r1} , X_{r2} ve X_{r3} popülasyondan rastgele seçilen üç çözümdür. F , ölçekleme faktörüdür ve genellikle 0-2 arasında değerler almaktadır.

4.4.3. Çaprazlama

Çaprazlama işlemi sırasında hem mutasyon yoluyla elde edilen kromozom hem de orijinal kromozom kullanılarak yeni nesil için bir deneme kromozomu üretilir. Deneme kromozomunun her bir geni, CR (çaprazlama oranı) olasılığı olan mutasyona uğramış kromozomdan veya $1 - CR$ olasılığı olan ilk kromozomdan seçilir. 0 ile 1 arasında rastgele oluşturulmuş bir sayı CR 'den küçükse, gen mutasyona uğramış kromozomdan seçilir. Aksi takdirde gen mevcut kromozomdan seçilir (Storn & Price, 1996, 1997).

$$Z_i = \begin{cases} Y_{i,j} & \text{eğer } \text{rand}[0,1] \leq CR \\ X_{i,j} & \text{bunun dışında} \end{cases} \quad (4.16)$$

Burada Z_i ve $Y_{i,j}$ sırasıyla deneme kromozomu ve donör vektörüdür.

4.4.4. Seçim

Seçim süreci, yeni bir çözüm oluşturmak için mevcut nesil ve yeni üretilen kromozomları değerlendirmek için kullanılır. Kromozomların yeni nesle dahil olma olasılığı uygunluklarına bağlıdır. Böylece her nesilde DE'nin popülasyon büyüklüğünü

korur (Storn & Price, 1996, 1997). DE'nin seçim süreci matematiksel olarak Denklem 4.17'de tanımlanmaktadır.

$$X_{i,j} = \begin{cases} Z_i & \text{eğer } f(Z_i) \leq f(X_{i,j}) \\ X_{i,j} & \text{bunun dışında} \end{cases} \quad (4.17)$$

Burada $f()$, uygunluk değerini belirlemek için kullanılan bir fonksiyondur. Z_i 'nin en son deneme vektörü daha iyi bir amaç fonksiyonu değeri üretirse, o zaman mevcut hedef vektör $X_{i,j}$, bir sonraki iterasyonda Z_i ile değiştirilecektir.

Bir sonraki nesilde yeni popülasyon oluşturulduktan sonra, mutasyon, çaprazlama ve seçim süreçleri bir durma kriteri sağlanana kadar tekrarlanır. Durdurma kriteri, maksimum yinleme sayısı, maksimum hesaplama süresi veya önceden tanımlanmış bir hedef uygunluk değeri olabilir.

PID kontrolcülerinin katsayılarının optimizasyonu için DE tarafından simülasyon ortamında kullanılan parametreler tablo 4.4'de gösterilmiştir.

Tablo 4.4. DE algoritması parametreleri

Parametreler	Değer
Maksimum İterasyon Sayısı	100
Popülasyon Sayısı	40
Çaprazlama Oranı	0.9
Ölçekleme Faktörü	0.6
Alt Limit	0
Üst Limit	50-100

4.5. Uygunluk Fonksiyonları

Optimizasyon algoritmalarının çok önemli bir rol oynayan uygunluk fonksiyonu, arama uzayındaki bir çözümün kalitesini ölçmek için kullanılan matematiksel bir fonksiyondur. Uygunluk fonksiyonu, belirli bir çözümün verilen problem üzerinde ne kadar iyi performans gösterdiğini belirler ve optimizasyon algoritması bu değerlendirmeyi mümkün olan en iyi çözümü aramak için kullanır.

İyi tasarlanmış bir uygunluk fonksiyonu, optimizasyon algoritmasının verimliliğini ve etkinliğini artırır, bundan dolayı uygunluk fonksiyonunun seçimi optimizasyon algoritmalarında kritik öneme sahiptir. Uygunluk fonksiyonu, çözülmekte olan problemin temel özellikleri göz önüne alınarak mümkün her çözümün anlamlı bir değerlendirmesini sağlayabilmelidir ve optimizasyon algoritmasının makul bir süre içinde bir çözüme yakınsamasını sağlamalıdır. Kötü tasarlanmış bir uygunluk fonksiyonu, optimizasyon algoritmasının yerel optimumda takılıp kalmasına veya optimal çözümlerden uzak çözümler üretmesine neden olabilir.

İntegral Zaman Mutlak Hatası (Integral Time Absolute Error, ITAE), İntegral Kare Hatası (Integral Square Error, ISE), İntegral Zaman Karesi Hatası (Integral Time Square Error, ITSE) ve İntegral Mutlak Hatası (Integral Absolute Error, IAE) sistemlerinin performans değerlendirmek için kullanılan hata kriterleridir. Bu kriterler, giriş değeri ile bir kontrol sisteminin gerçek yanıtı arasındaki farkı ölçmek için kullanılır. Kontrol sistemindeki küçük bir hata, çıktıda büyük hatalara yol açabileceğinden, bir kontrol sisteminin doğruluğu birçok uygulamada çok önemlidir. Performans ölçütünün seçimi, kontrol sisteminin özel gereksinimlerine ve kontrol edilen sürecin tipine bağlıdır.

4.5.1. İntegral zaman mutlak hatası

ITAE, hatanın büyüklüğünü ve hatanın süresini dikkate alarak herhangi bir sistem cevabının uygunluğunu değerlendiren bir performans kriteridir. Hatanın mutlak değerinin hatanın meydana geldiği zaman aralığı ile çarpımının integrali olarak tanımlanır. ITAE, sıcaklık kontrol sistemleri gibi yavaş dinamiğe sahip prosesler için kontrol sistemlerinin tasarımında yaygın olarak kullanılır.

$$ITAE = \int t |e(t)| dt \quad (4.18)$$

ITAE kriteri, uzun bir süre sonra var olan hataları, yanıtın başlangıcındaki hatalardan çok daha fazla ağırlıklandırmaktır. ITAE, hem aşım hem de oturma süresi üzerinde etkilidir bu nedenle, hızlı oturma sürelerinin ve minimum aşmaların istendiği sistemler tasarlamak için kullanılabilir.

4.5.2. İntegral kare hatası

ISE, hatanın karesini dikkate alarak herhangi bir sistem cevabının uygunluğunu değerlendiren bir performans kriteridir. Belirli bir zaman aralığında hatanın karesinin integrali olarak tanımlanır. ISE, konum kontrol sistemleri gibi hızlı dinamiğe sahip süreçler için kontrol sistemlerinin tasarımında yaygın olarak kullanılır.

$$ISE = \int e(t)^2 dt \quad (4.19)$$

ISE, büyük hataları küçük olanlardan daha fazla cezalandırır ve büyük hataları hızla ortadan kaldırma eğiliminde olacaktır. ISE, hassas konumlandırma sistemleri gibi istikrarlı bir yanıt gerektiren hata sinyalinin sıkı kontrolünün gerekli olduğu sistemlerde kullanılmaktadır.

4.5.3. İntegral zaman karesi hatası

ITSE, hatanın meydana geldiği zaman aralığı ile çarpılan hatanın karesini dikkate alarak herhangi bir sistem cevabının uygunluğunu değerlendiren bir performans kriteridir. Belirli bir zaman aralığında zaman aralığı ile çarpılan hatanın karesinin integrali olarak tanımlanır.

$$ITSE = \int t [e(t)^2] dt \quad (4.20)$$

ITSE kriteri hem erken hataları hem de büyük hataları cezalandırarak ITAE ve ISE'nin özelliklerini birleştirir. Hızlı yanıt verme ve minimum sabit durum hatası gerektiren uygulamalar için uygundur.

4.5.4. İntegral mutlak hatası

IAE, hatanın mutlak değerini dikkate alarak herhangi bir sistem cevabının uygunluğunu değerlendiren performans kriteridir. Belirli bir zaman aralığında hatanın mutlak değerinin integrali olarak tanımlanır. IAE, sıcaklık kontrol sistemleri gibi yavaş dinamiğe sahip prosesler için kontrol sistemlerinin tasarımında yaygın olarak kullanılır.

$$IAE = \int |e(t)| dt \quad (4.21)$$

IAE kriteri, hatanın daha hassas bir ölçülmesini sağladığı ve kontrol sistemindeki küçük hataları tespit ettiği için iyi bir kararlı durum performansı gereken uygulamalarda kullanışlıdır. ISE ve ITSE'ye kıyasla büyük hatalara karşı hassasiyeti, bu da onu uygunluk fonksiyonu büyük hataların kabul edilebilir olduğu sistemler için daha uygun hale getirir.

4.5.5. Hata kriterlerinin ağırlıklandırılması

PID kontrolcülerin, istenen yörünge ile gerçek yörünge arasındaki hatayı sıfıra indirmesi beklenmesine rağmen gerçek zamanlı sistemlerde bu hata tam olarak sıfır olmamaktadır. Bundan dolayı amaç, hatayı minimize etmektir. 6 farklı PID kontrolcü kullanılan bu çalışmada optimizasyon algoritmalarının performanslarının, 6 ayrı hatanın her birini minimize etmenin yanında ayrıca işlem süresinin de minimum olması beklenir. Bu sebeplerden dolayı, uygunluk fonksiyonunun belirlenmesi en kritik adımlardan biridir. Bu öneminden dolayı önceki bölümlerde bahsedilen hata kriterlerinin bu çalışmadaki etkililiğini arttırmak quadcopterin tüm durumları için uygunluk fonksiyonları probleme uygun olacak şekilde ağırlıklandırılmıştır. Denklem 4.18-21 yeniden yazıldığında:

$$\begin{aligned}
J_{i,ISE} &= J_i = \int e_i(t)^2 dt \\
J_{i,IAE} &= J_i = \int |e_i(t)| dt \\
J_{i,ITAE} &= J_i = \int t |e_i(t)| dt \\
J_{i,ITSE} &= J_i = \int t [e_i(t)^2] dt
\end{aligned} \tag{4.22}$$

Burada $e_i(t)$, her bir durum için hatayı ifade eder. Denklem 4.23 ile amaç fonksiyonu tanımlanmıştır.

$$J = \sum_{i=1}^n J_i \tag{4.23}$$

Burada $J_i = \omega_i J_{i,e}$ ve n durum sayısıdır. Amaç fonksiyonundaki ω_i her bir durum hatasının ağırlıklandırılması için pozitif sabit bir katsayıdır. Ağırlıklandırma katsayısı, tüm uygunluk değerleri (J_i) yaklaşık aynı olacak şekilde belirlenmiştir. Bu sayede, üç boyutlu uzayda her bir durumun önem derecesini eşitlemiştir. Tüm amaç fonksiyonları için aynı ağırlıklandırma katsayıları kullanılmıştır. $\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_5, \omega_4$ ve ω_6 katsayıları sırasıyla x, y, z, ϕ, θ ve ψ için ağırlıklandırma katsayılarını temsil etmektedirler. Dört hata kriteri için belirlenen katsayılar Tablo 4.5'te verilmiştir.

Tablo 4.5. Hata kriterleri ağırlık katsayıları

	ISE	IAE	ITSE	ITAE
ω_1	109.108	5.763	97.134	1.30
ω_2	109.108	9.234	132.885	1.444
ω_3	3547.986	51.080	7418.947	36.170
ω_4	1199.587	39.635	1913.912	22.723
ω_5	199.334	10.480	434.971	13.119
ω_6	41.375	11.289	542.093	43.529

5. BULGULAR

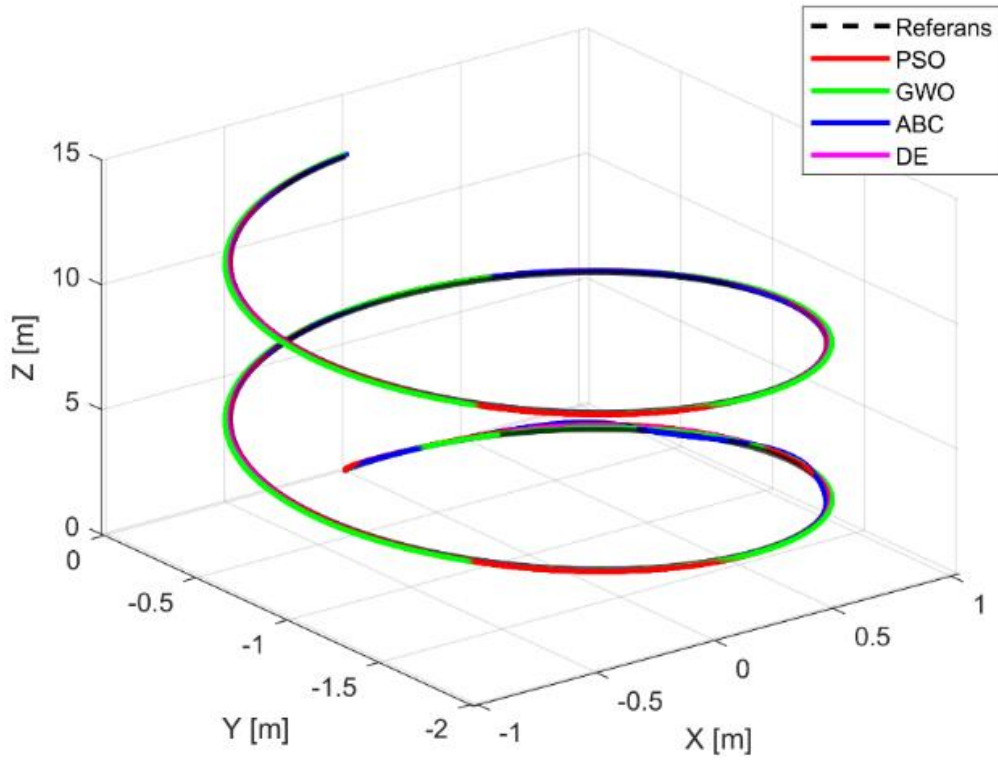
Bu bölümde, quadcopterin belirli bir yörüngeyi takip edebilmesi için tasarlanan kontrol mimarisi ve önceki bölümde açıklanan algoritmalar simülasyon ortamında test edilmiştir. Sistem kontrolcülerini tasarlanırken ve analiz edilirken spiral ve kare yörünge olmak üzere iki farklı simülasyon senaryosu göz önünde bulundurulmuştur. Simülasyonları gerçekleştirmek için Tablo 2.1'deki quadcopter parametreleri kullanılmıştır. Ayrıca bu çalışmada kontrolcü parametrelerinin belirlenmesinin; optimizasyon teknikleriyle, uygunluk fonksiyonlarıyla ve takip edilen yörüngeyle ilişkili olup olmadığı incelenmiştir. Kontrolcülerin performanslarını değerlendirmek için ağırlıklandırılmış IAE, ISE, ITAE ve ITSE uygunluk fonksiyonları kullanılmıştır.

5.1. Spiral Yörünge

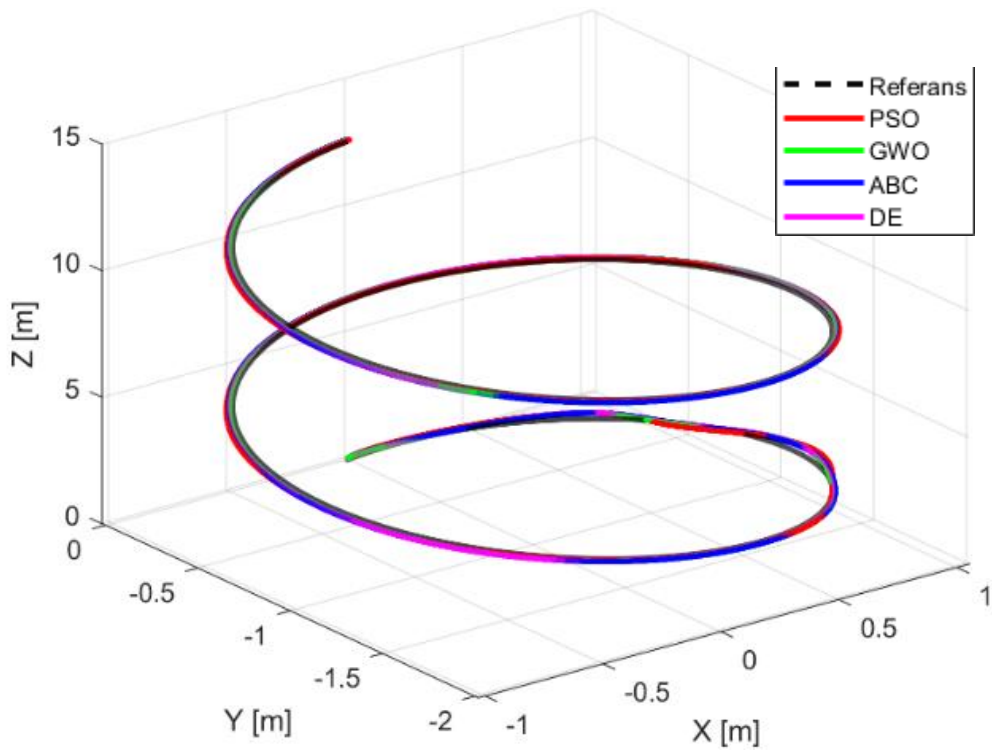
Kazanç katsayıları önceki bölümde tanıtılan optimizasyon algoritmalarıyla optimize edilen PID kontrolcülerden oluşan kaskat kontrol mimarisinin performansını test etmek için önerilen spiral yörünge referans konum denklemi aşağıdaki gibidir:

$$\begin{aligned} x &= \sin(t) \\ y &= \cos(t) - 1 \\ z &= t \end{aligned} \quad (5.1)$$

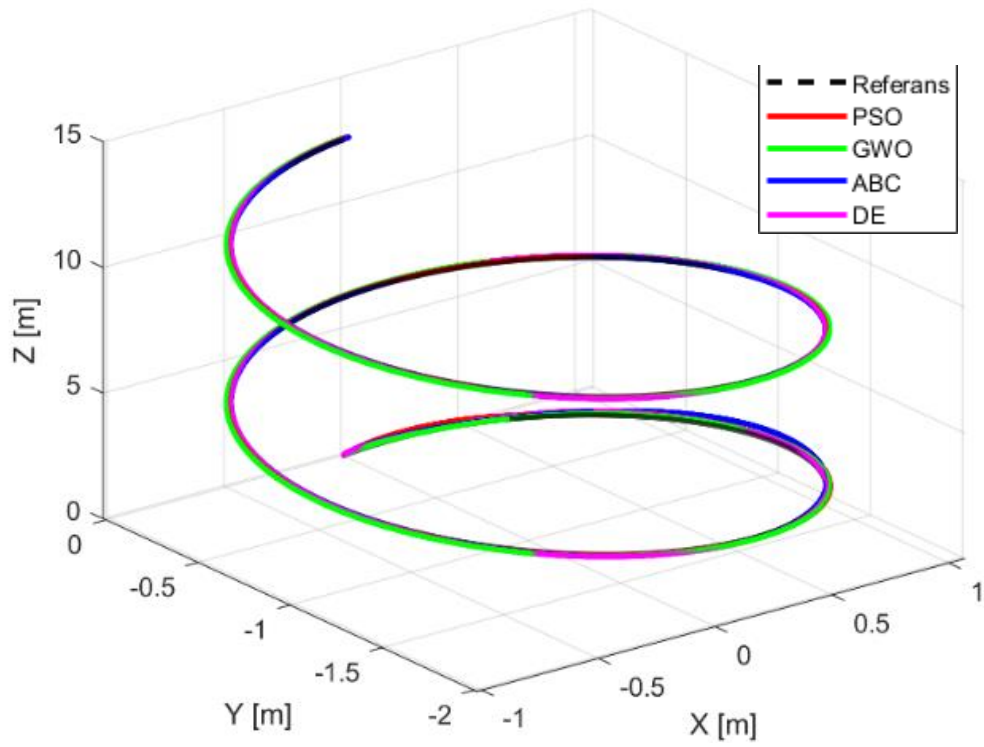
x, y ve z referansları yörünge boyunca değişirken referans sapma açısı (ψ) sabit 30° olarak kalmaktadır. Tüm algoritmaların uygunluk fonksiyonlarına göre quadcopterin konum cevapları sırasıyla IAE, ISE, ITAE ve ITSE için Şekil 5.1-4'de verilmiştir.



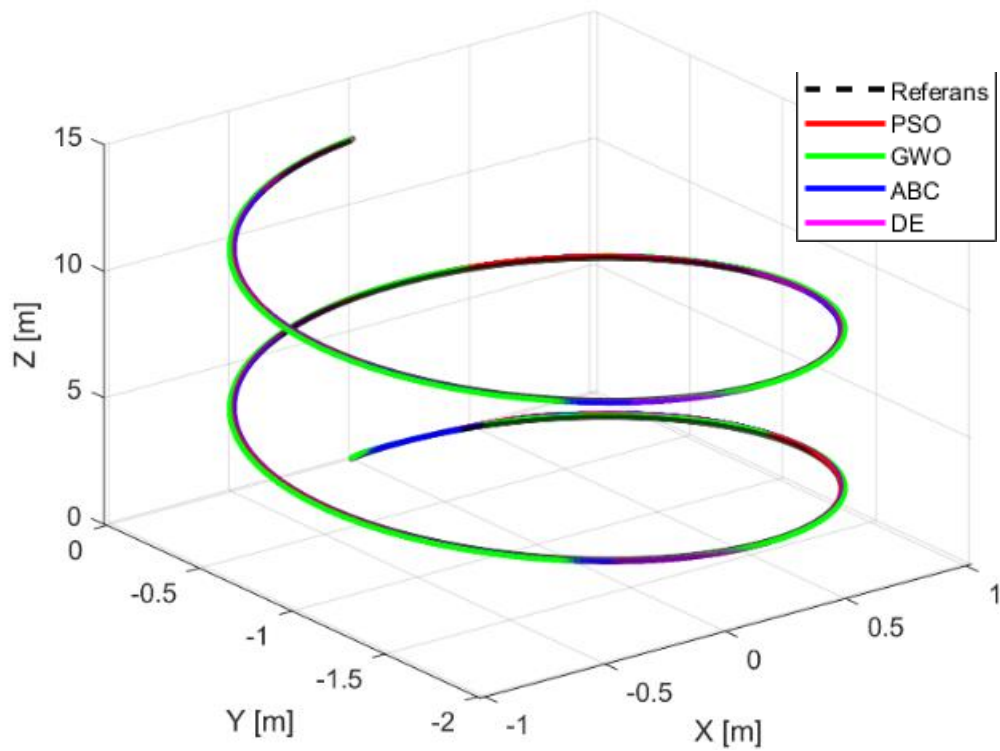
Şekil 5.1. IAE uygunluk fonksiyonu için üç boyutlu spiral yörünge takibi



Şekil 5.2. ISE uygunluk fonksiyonu için üç boyutlu spiral yörünge takibi



Şekil 5.3. ITAE uygunluk fonksiyonu için üç boyutlu spiral yörünge takibi



Şekil 5.4. ITSE uygunluk fonksiyonu için üç boyutlu spiral yörünge takibi

Her bir algoritmanın en iyi uygunluk fonksiyonu değerlerinin karşılaştırılması Tablo 5.1’de sunulmuştur. Tüm uygunluk fonksiyonları, quadcopterin yörünge izleme hatasını en aza indirmek için kullanılmıştır. IAE ve ITAE kriterlerinde minimum değer GWO tarafından elde edilirken, ISE ve ITSE kriterlerinde minimum değer DE tarafından elde edilmiştir. Tüm uygunluk fonksiyonları için en kötü değerler ABC algoritması tarafından üretilmiştir. En iyi uygunluk değerleri, dört farklı uygunluk fonksiyonu nedeniyle aynı algorithmda bile değişebilir.

Tablo 5.1. Spiral yörünge uygunluk fonksiyonlarının en iyi değerleri

	IAE	ISE	ITAE	ITSE
PSO	5.535	5.136	6.757	5.423
GWO	5.195	4.523	5.221	5.250
ABC	6.378	5.710	9.65	5.45
DE	5.64	4.504	6.645	4.985

Her bir algoritma için minimum uygunluk fonksiyonu değerlerine göre optimal PID kazanç parametreleri Tablo 5.2-5’te verilmiştir. Burada dış döngüdeki kontrolcü parametreleri [0 50] aralığında seçilirken dış döngü tarafından üretilen referans yönelim profilini daha hassas takip edebilmesini sağlamak için katsayılar daha yüksek tolerans aralığında [0 100] belirlenmiştir. Genel olarak K_p değerleri üst sınırlara yakın değerler alırken K_i parametresi daha düşük değerler almaktadır. K_d parametresi diğer parametre göre daha dengeli dağılmıştır.

Tablo 5.2. PSO algoritması tarafından spiral yörünge için elde edilen PID katsayıları

	IAE			ISE			ITAE			ITSE		
	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d
x	41.76	50	9.03	32.96	0	2.45	44.55	36.20	7.31	49.98	50	6.32
y	36.00	0.14	50	50	50	17.31	49.48	40.82	15.81	50	0	50
z	50	50	49.86	49.73	50	35.56	44.28	0	11.27	50	0	24.41
ϕ	100	0.74	100	100	100	100	100	0	100	99.99	100	100
θ	62.46	0	100	100	4.12	100	100	0	31.42	100	48.34	30.43
ψ	100	0	11.87	100	0	14.77	99.50	100	4.63	100	0	12.00

Tablo 5.3. GWO algoritması tarafından spiral yörünge elde için edilen PID katsayıları

	IAE			ISE			ITAE			ITSE		
	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d
x	50	0.48	10.53	36.18	0.30	2.78	50	0.39	10.82	50	0.04	6.96
y	50	3.86	49.66	46.09	1.71	50	49.86	6.04	50	50	0.12	50
z	42.67	0.02	9.91	50	8.25	39.53	42.57	0.06	10.22	50	0.82	31.72
ϕ	99.94	0.19	99.71	100	2.02	100	100	0.02	100	98.53	0.32	98.87
θ	100	0.01	22.56	100	10.56	58.83	99.72	0.03	23.88	100	0.46	36.80
ψ	99.77	0.01	18.84	100	5.89	14.60	100	0.03	19.12	100	0.03	10.99

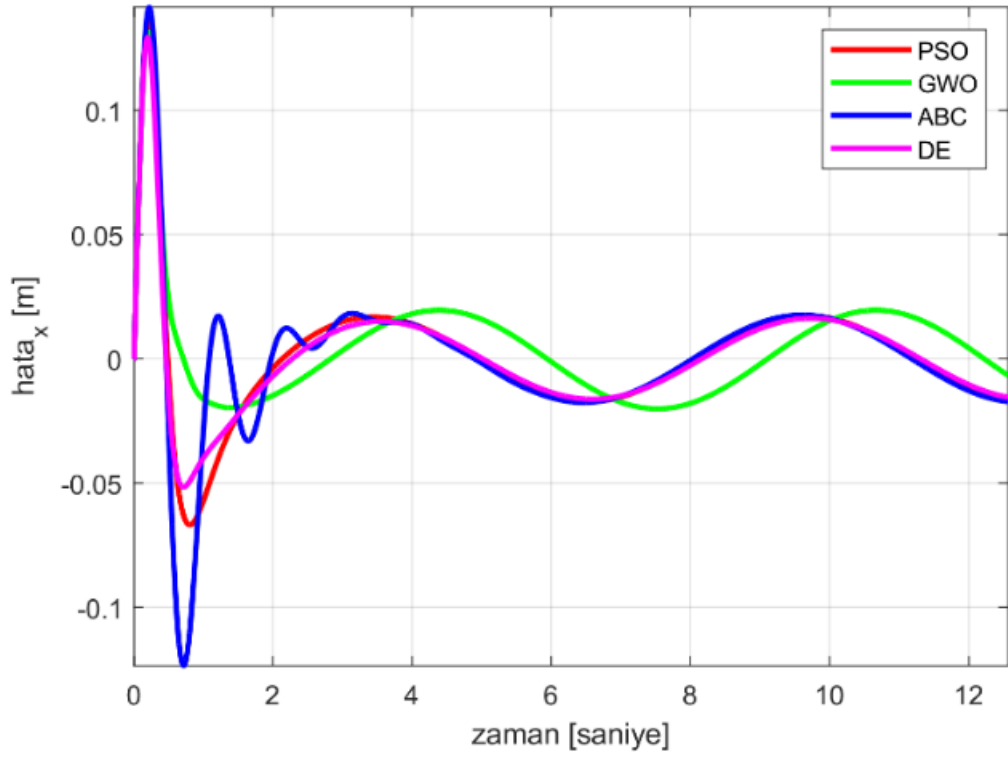
Tablo 5.4. ABC algoritması tarafından spiral yörünge elde için edilen PID katsayıları

	IAE			ISE			ITAE			ITSE		
	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d
x	38.07	46.96	4.14	34.16	0	3.12	20.92	40.21	9.71	45.04	50	8.26
y	50	0	50	50	0	26.36	48.29	49.23	17.73	47.75	0	50
z	50	48.37	28.70	50	37.25	37.67	50	35.56	19.44	50	0.44	19.36
ϕ	100	1.45	100	47.03	0	66.97	53.60	0	100	100	14.22	100
θ	100	0	51.67	85.42	2.36	53.23	100	0	19.56	100	0	28.16
ψ	100	0.47	19.07	52.18	0	15.89	79.41	100	11.34	100	0	18.43

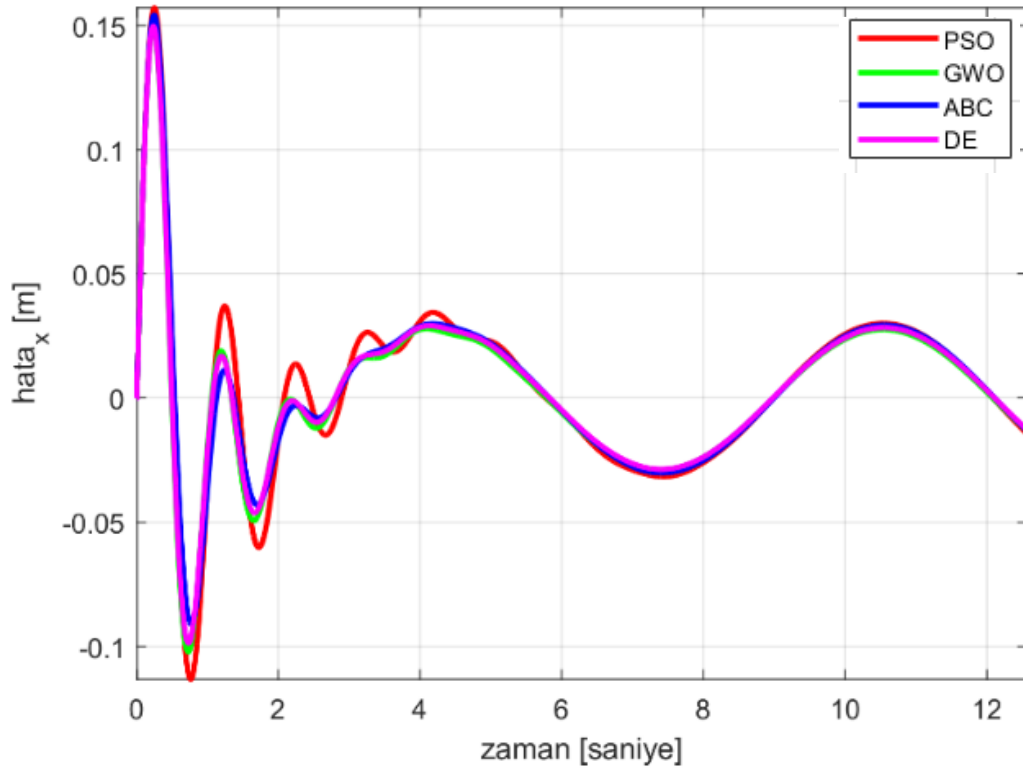
Tablo 5.5. DE algoritması tarafından spiral yörünge elde edilen PID katsayıları

	IAE			ISE			ITAE			ITSE		
	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d
x	46.44	48.72	8.00	35.71	0	2.84	45.58	50	8.36	46.93	49.93	7.56
y	50	3.45	50	49.07	1.11	49.66	45.78	0	50	50	0.79	49.04
z	49.21	0.09	23.16	50	48.39	38.77	49.25	0	42.11	49.53	0	26.95
ϕ	98.39	100	94.03	99.83	77.83	100	100	0	80.41	88.00	6.57	95.22
θ	100	0	31.09	100	1.278	61.09	92.09	0	69.30	97.00	0	33.09
ψ	95.97	0	13.79	100	0.049	13.48	95.84	100	7.29	99.03	0	11.74

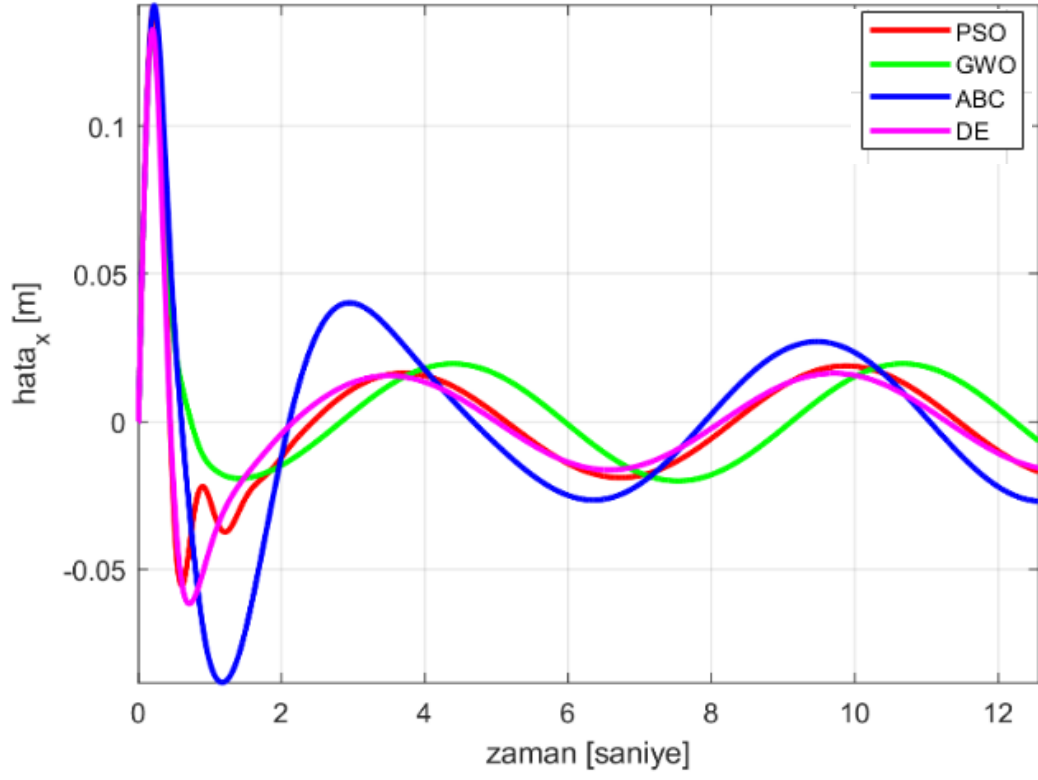
PSO, GWO, ABC ve DE optimizasyon algoritmalarının x eksenini hatası üzerindeki performansı sırasıyla IAE, ISE, ITAE ve ITSE uygunluk fonksiyonları için Şekil 5.5-8'de verilmiştir. Şekil 5.5'te en düşük aşma 0.020m olarak GWO tarafından elde edilirken en yüksek aşma 0.1235m ve en yüksek maksimum hata 0.140m değerleriyle ABC algoritması tarafından elde edilmiştir. Şekil 5.6'da aşma değerinin 0.090m ile en düşük olduğu algoritma ABC iken 0.113m ile en yüksek aşma ve 0.157m ile en yüksek maksimum hata değeri PSO tarafından elde edilmiştir. Şekil 5.7-8'de sırasıyla 0.020m ve 0.029m ile en düşük aşma değeri GWO algoritması tarafından elde edilmiştir. ITAE için en yüksek aşma 0.088m ile ABC tarafından ve ITSE uygunluk fonksiyonunda ise en yüksek aşma değeri 0.076m ile PSO tarafından elde edilmiştir.



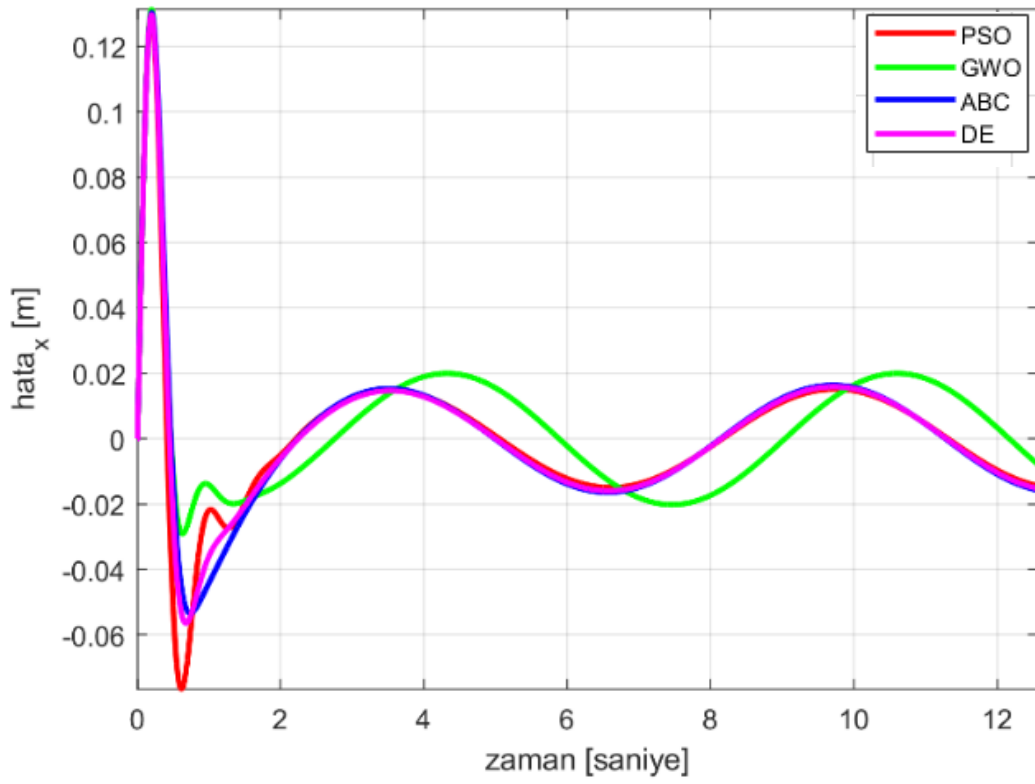
Şekil 5.5. IAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge x eksenli hata grafiği



Şekil 5.6. ISE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge x eksenli hata grafiği

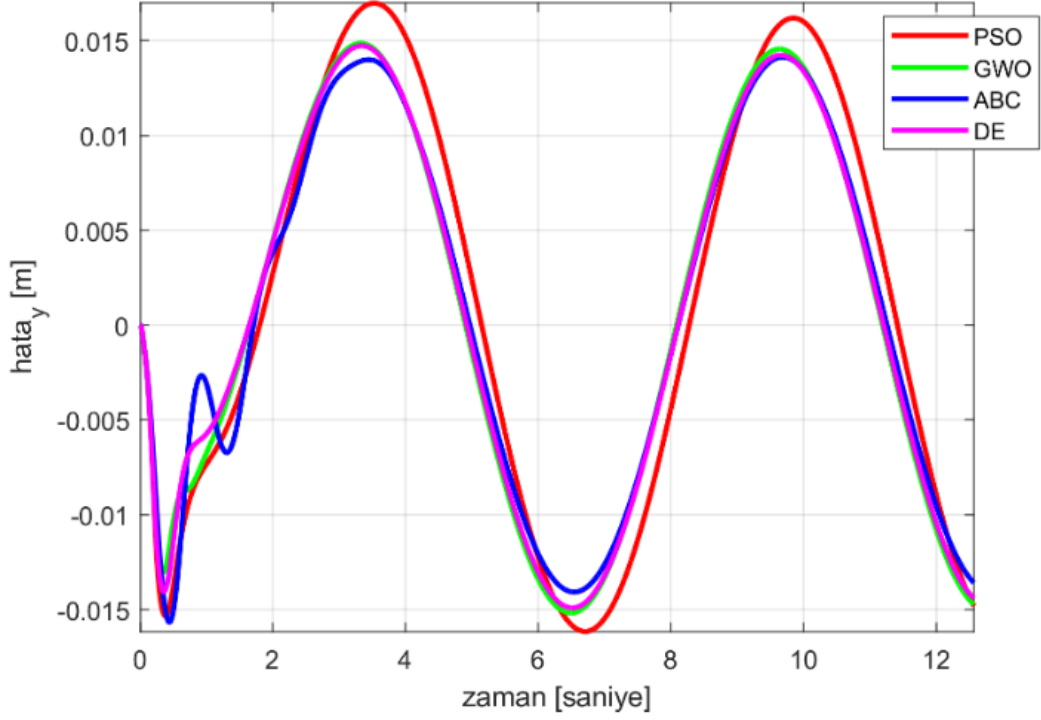


Şekil 5.7. ITAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge x eksenini hata grafiği



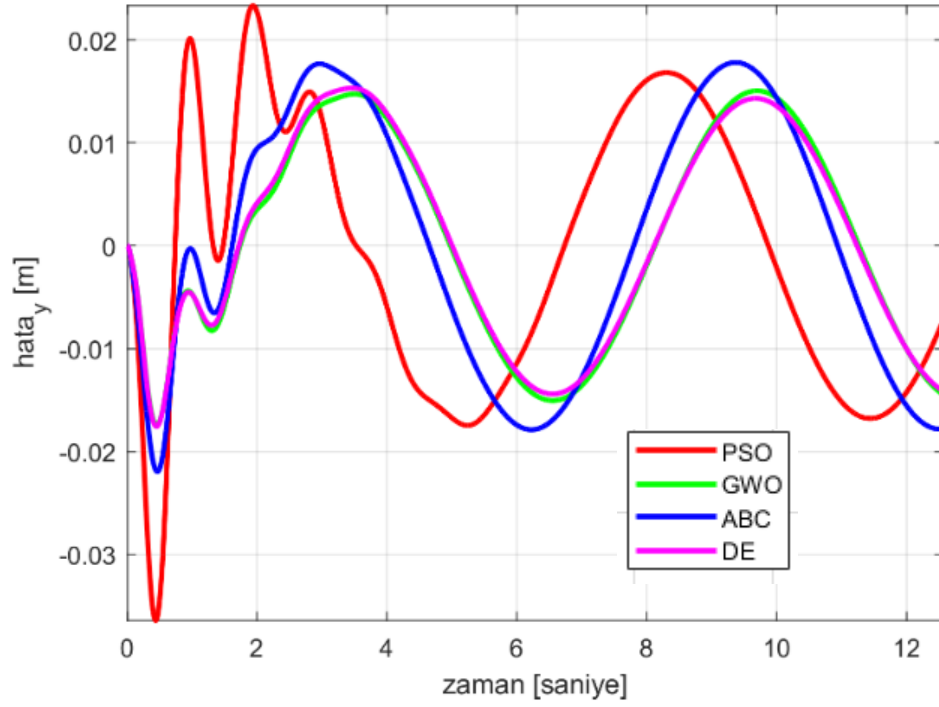
Şekil 5.8. ITSE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge x eksenini hata grafiği

Optimizasyon algoritmalarının y eksenini hatası üzerindeki performansları sırasıyla IAE, ISE, ITAE ve ITSE için Şekil 5.9-12’te verilmiştir. Şekil 5.9’da en düşük aşma değeri 0.015m ile GWO, ABC ve DE algoritmaları tarafından elde edilirken en yüksek aşma 0.016m olarak PSO tarafından elde edilmiştir. Aynı şekilde GWO, ABC ve DE’nin en yüksek maksimum hata değerleri 0.014 m iken PSO’da bu değer 0.017 m’dir. IAE uygunluk fonksiyonu için performans değerleri birbirine oldukça yakındır.



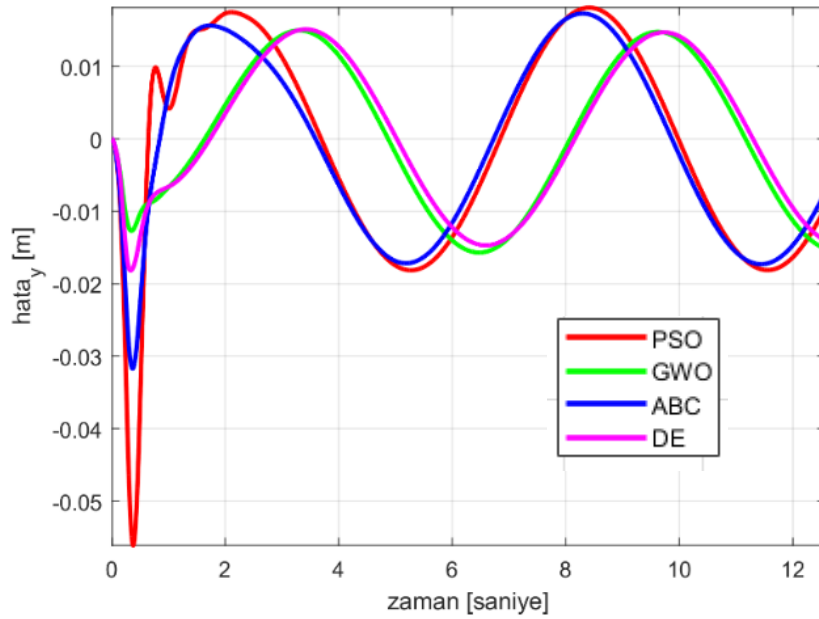
Şekil 5.9. IAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge y eksenini hata grafiği

Şekil 5.10’da sırasıyla en düşük maksimum hata ve en düşük aşma değerleri 0.015m ve 0.017m ile GWO ve DE algoritmalarında gözlemlenmiştir. Buna karşın, 0.023m ile en yüksek maksimum hata değeri ve 0.036m ile en yüksek aşma değeri PSO tarafından elde edilmiştir.



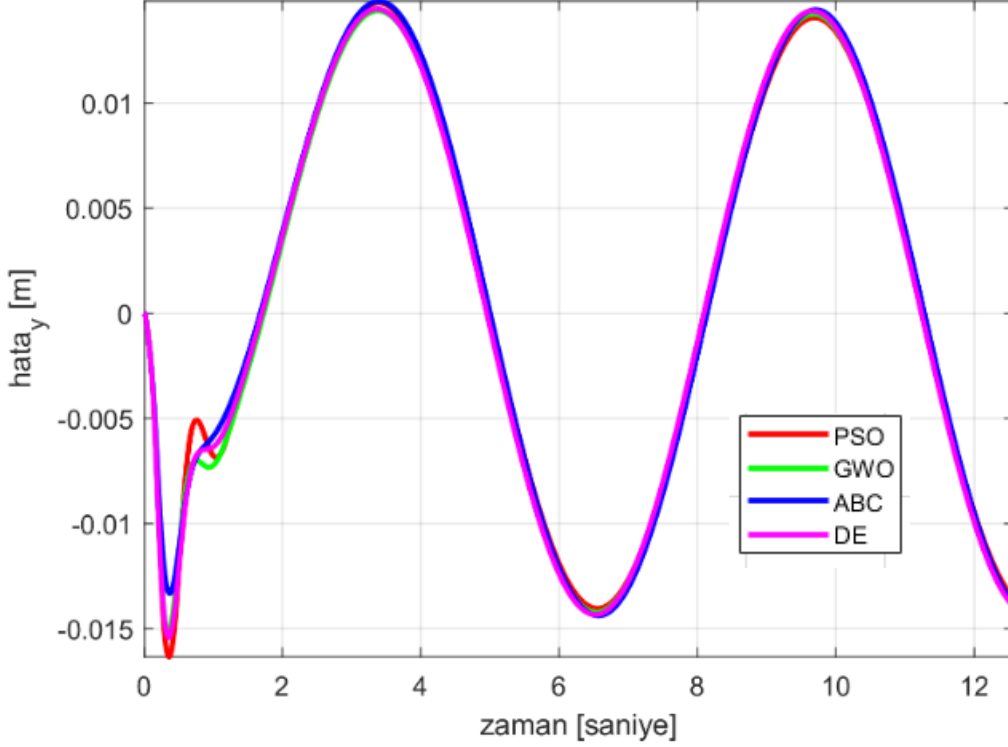
Şekil 5.10. ISE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge y eksenli hata grafiği

Şekil 5.11'de GWO ve DE algoritmaları 0.015m ile en düşük maksimum hata değerini sağlamışlardır. En düşük aşma değeri ise 0.015m ile GWO algoritması tarafından elde edilmiştir. Sırasıyla 0.018m ve 0.056m değerleriyle en yüksek maksimum hata ve aşma PSO algoritmasında gözlemlenmiştir.



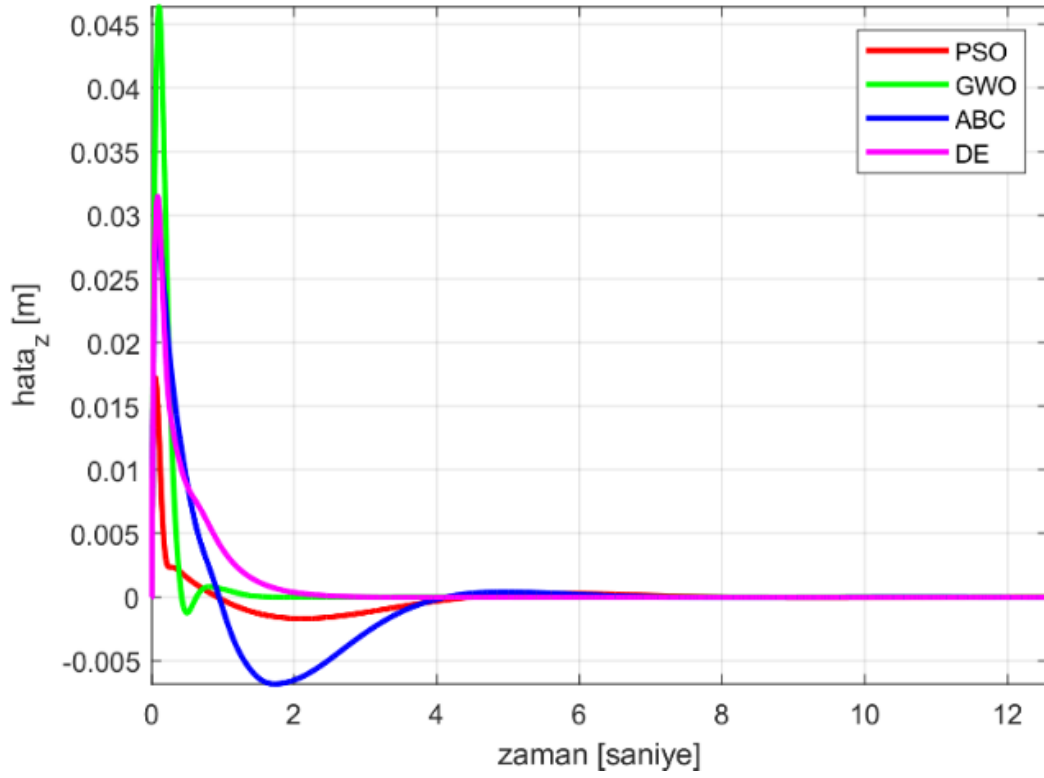
Şekil 5.11. ITAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge y eksenli hata grafiği

Şekil 5.12’de, tüm algoritmalar için en yüksek maksimum hata değeri 0.014m iken maksimum aşma 0.016m ile PSO ve minimum aşma 0.014m ile ABC algoritmaları tarafından elde edilmiştir.

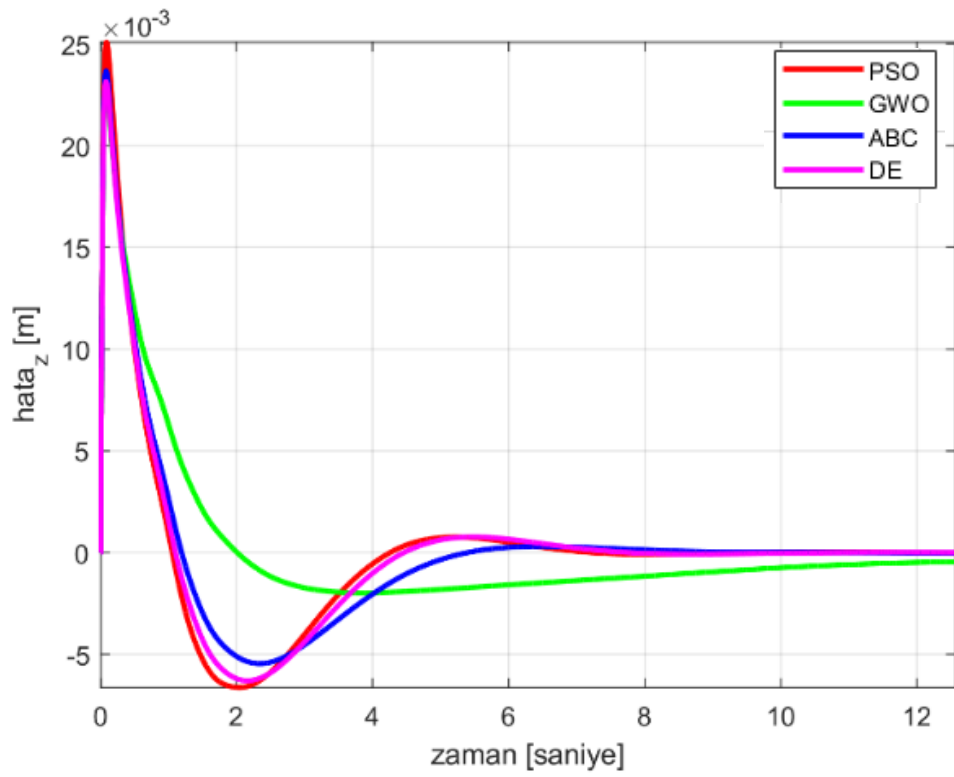


Şekil 5.12. ITSE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge y eksenine ait hata grafiği

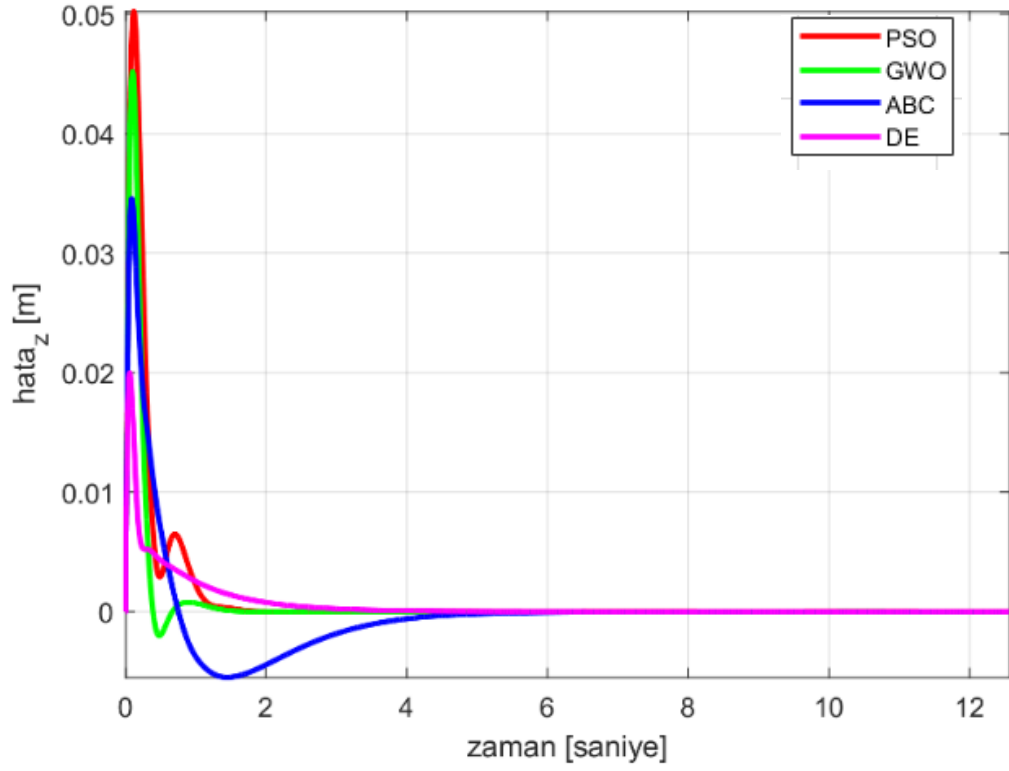
Şekil 5.13-16’da z eksenine ait hata grafikleri verilmiştir. Şekil 5.13’te, en yüksek maksimum hata 0.046m değeriyle GWO ve en düşük maksimum hata değeri ise 0.017m ile PSO tarafından elde edilmiştir. DE algoritmasında aşma gözlemlenmezken, ABC algoritmasında 0.006m ile maksimum aşma oluşmuştur. Şekil 5.14’de en yüksek maksimum hata değeri 0.022m ile PSO tarafından elde edilirken, öte yandan en düşük maksimum hata değeri 0.025m ile GWO tarafından elde edilmiştir. 0.006m değeriyle en yüksek aşma PSO ve DE algoritmalarında gözlenirken minimum aşma 0.002m değeriyle GWO algoritmasında gözlenmiştir. Şekil 5.15’te en yüksek maksimum hata değeri 0.050m ile PSO’da iken en düşük hata 0.020m değeriyle DE’ye aittir. PSO ve DE algoritmalarında aşma yaşanmamıştır. Şekil 5.16’da en düşük maksimum hata değeri GWO algoritmasında 0.025m iken en yüksek maksimum hata değeri ABC algoritmasında 0.035m’dir. ITSE için tüm algoritmalarda aşma gözlenmemiştir.



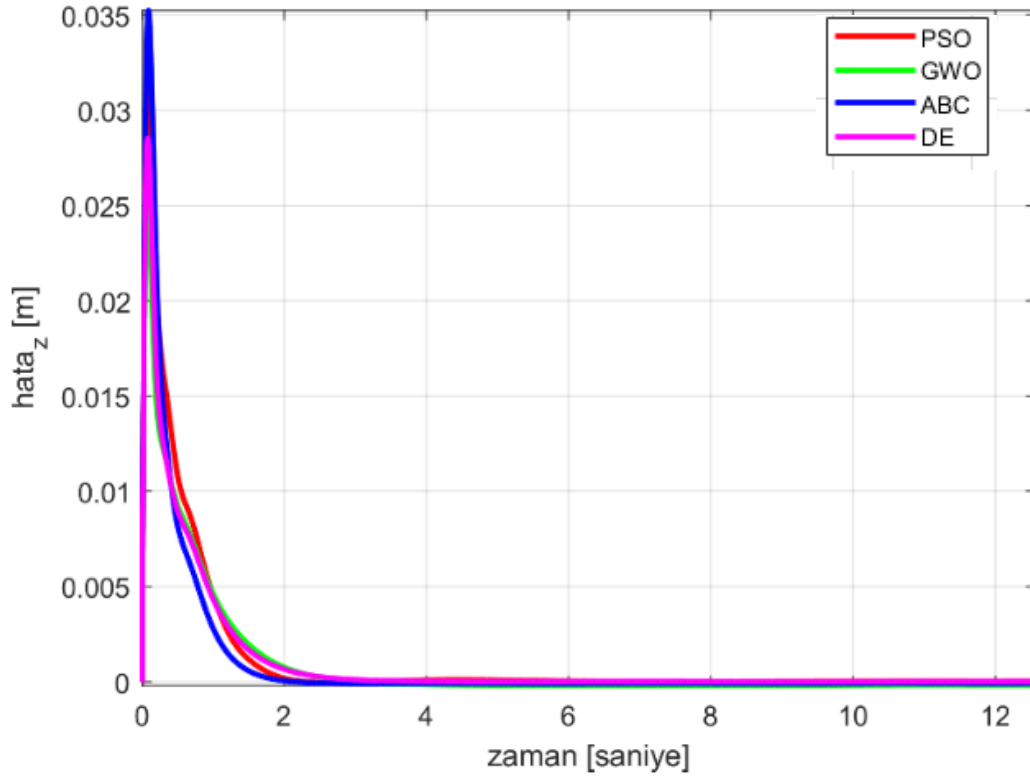
Şekil 5.13. IAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge z ekseni hata grafiği



Şekil 5.14. ISE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge z ekseni hata grafiği

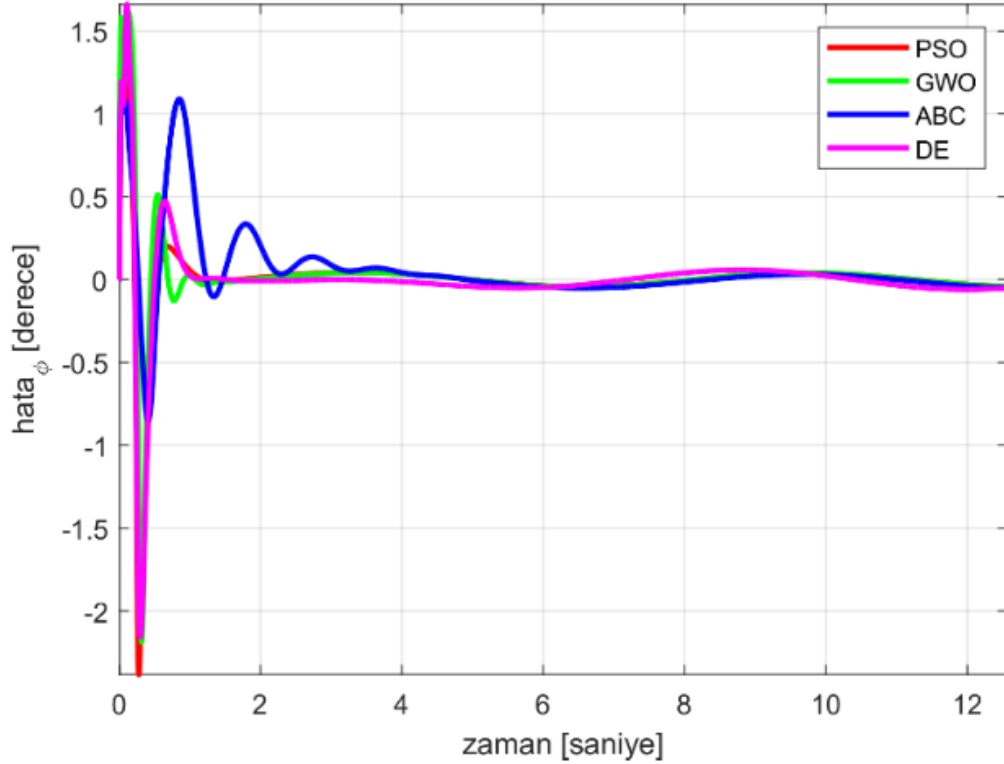


Şekil 5.15. ITAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge z eksenli hata grafiği

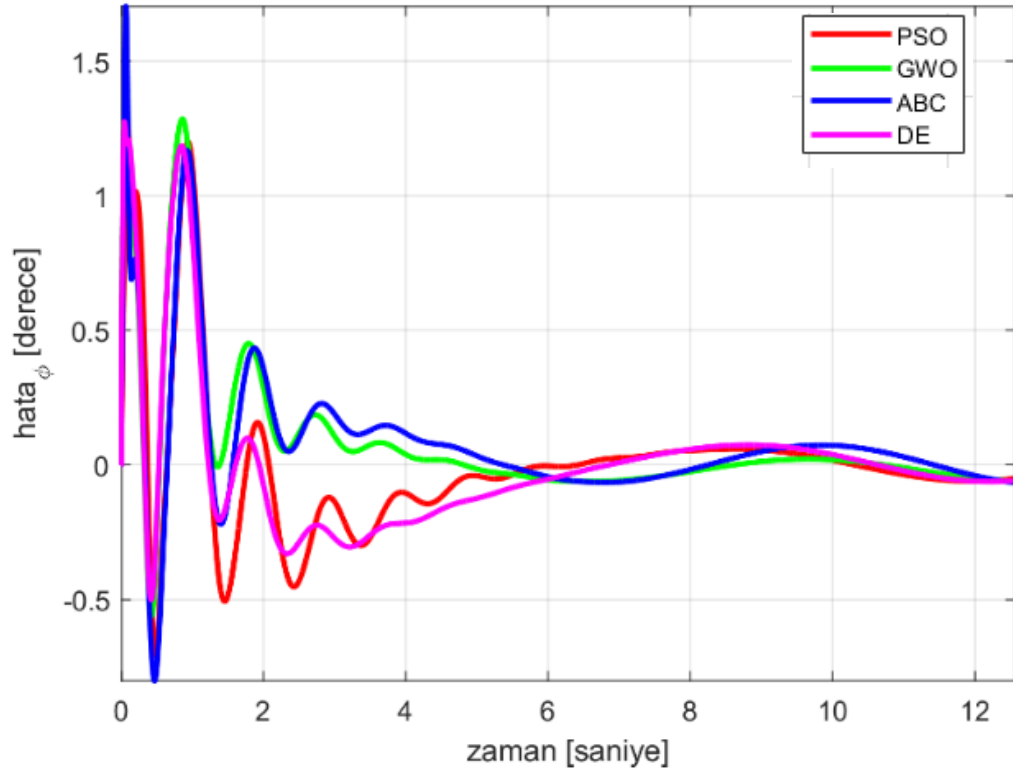


Şekil 5.16. ITSE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge z eksenli hata grafiği

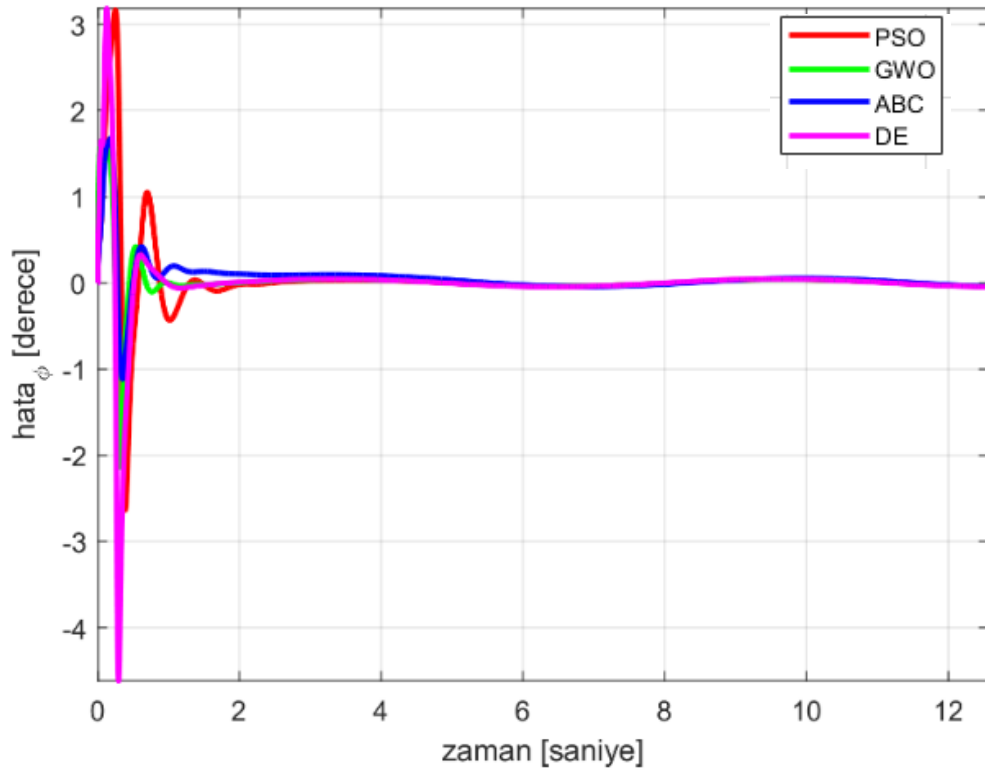
Yuvarlanma eksenine ait hata grafikleri sırasıyla IAE, ISE, ITAE ve ITSE uygunluk fonksiyonları için Şekil 5.17-20’de verilmiştir. Şekil 5.17’de en yüksek maksimum hata 1.66° değeriyle DE ve en düşük maksimum hata değeri 1.54° ile PSO algoritmaları tarafından elde edilmiştir. DE algoritmasında aşma gözlenmemiştir. Minimum aşma 0.853° ile ABC algoritması tarafından elde edilirken maksimum aşma 2.382° ile PSO tarafından elde edilmiştir. Tüm algoritmalar için kalıcı durum hataları neredeyse sıfırdır. Şekil 5.18’de en yüksek maksimum hata 1.7° ve en yüksek aşma 0.801° değerleriyle ABC algoritmasında gözlenmiştir. En düşük maksimum hata değeri 1.284° olarak GWO ve DE algoritmaları tarafından elde edilirken, en düşük aşma değeri DE algoritması tarafından 0.5° ’dir. Şekil 5.19’da sırasıyla en yüksek maksimum hata ve aşma değerleri 3.182° ve 4.616° olarak DE algoritması tarafından elde edilmiştir. En düşük aşma değeri 1.115° ile ABC algoritmasında gözlenmiştir. ITAE grafiği $(-5^\circ, 5^\circ)$ aralığıyla hassasiyeti en düşük grafik olmuştur. Şekil 5.20’de, en düşük maksimum hata 1.35° ve en düşük aşma 1.99° değerleriyle ABC tarafından elde edilmiştir. En yüksek maksimum hata değeri 1.822° olarak DE ve en yüksek aşma 2.172° olarak PSO tarafından elde edilmiştir.



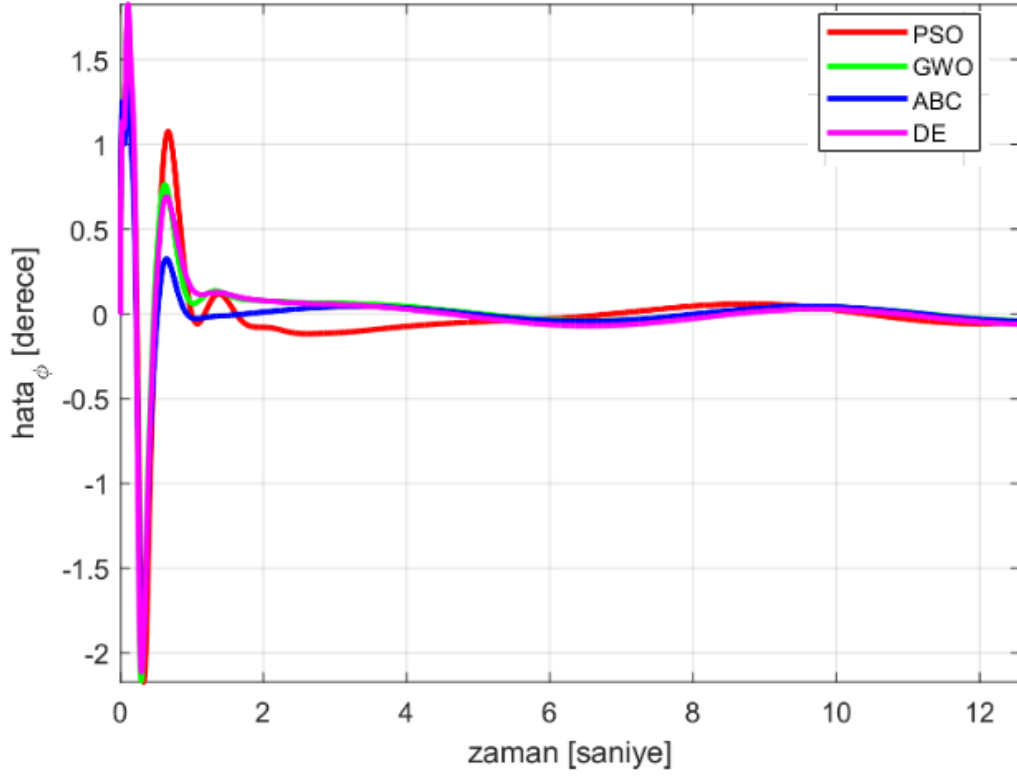
Şekil 5.17. IAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge yuvarlanma eksenine ait hata grafikleri



Şekil 5.18. ISE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge yuvarlanma eksenini hata grafiği

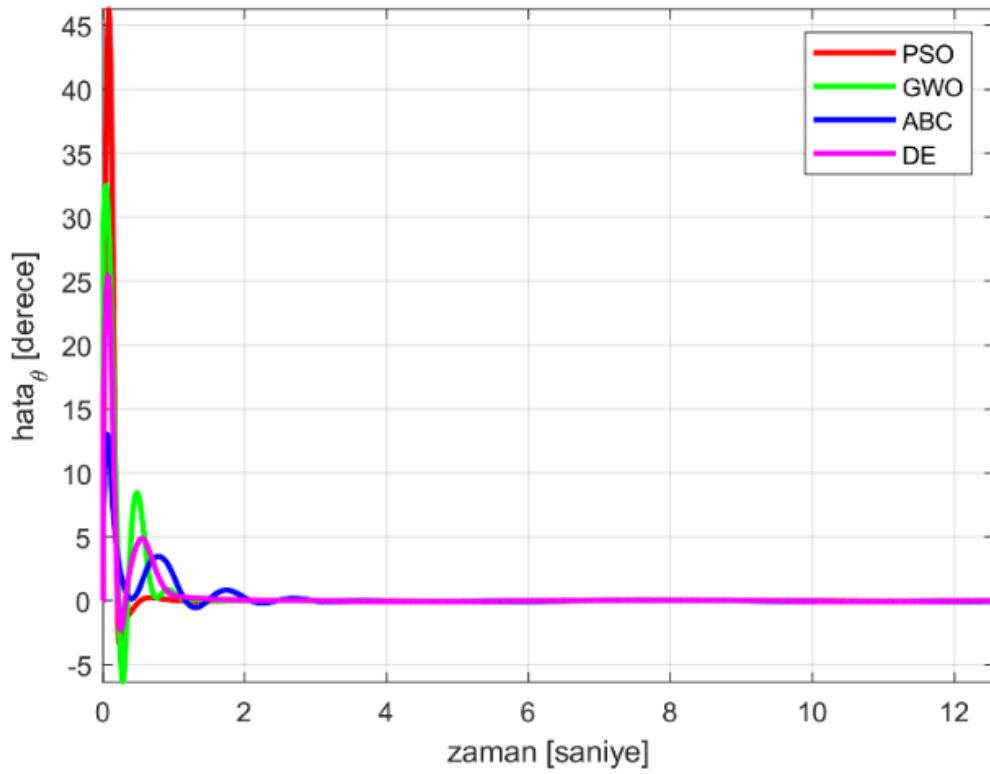


Şekil 5.19. ITAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge yuvarlanma eksenini hata grafiği

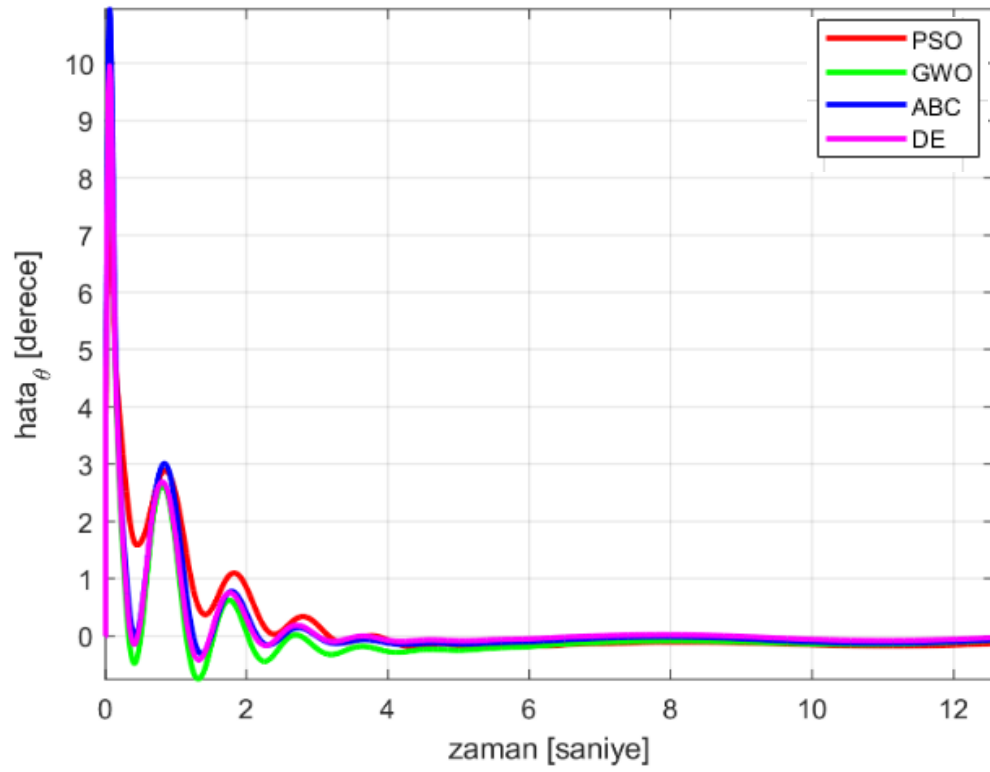


Şekil 5.20. ITSE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge yuvarlanma eksenini hata grafiği

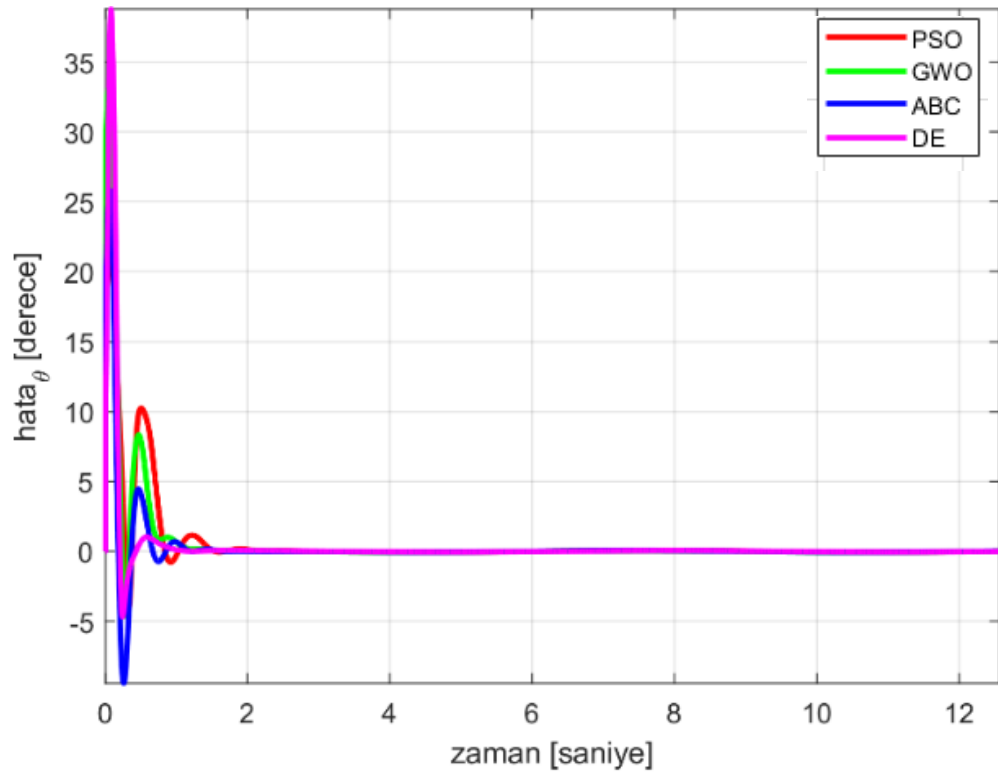
Yunuslama eksenine ait hata grafikleri sırasıyla IAE, ISE, ITAE ve ITSE uygunluk fonksiyonları için Şekil 5.21-24'te verilmiştir. Şekil 5.21'de en yüksek maksimum hata değeri 46.232° ile PSO algoritması tarafından elde edilirken, en yüksek aşma 6.337° değeriyle GWO algoritması tarafından elde edilmiştir. En düşük aşma 0.530° değeriyle ve en düşük maksimum hata 12.994° değeriyle ABC algoritmasında gözlenmiştir. Şekil 5.22'de sırasıyla en düşük aşma ve en düşük maksimum hata değerleri 0.206° ve 7.578° değerleriyle ABC algoritmasında gözlenmiştir. En yüksek maksimum hata değeri 10.936° ile ABC ve en yüksek aşma değeri 0.753° ile GWO algoritmaları tarafından elde edilmiştir. Şekil 5.23'te en yüksek maksimum hata değeri 38.762° ile DE tarafından elde edilirken en düşük maksimum hata 25.833° değeriyle ABC tarafından elde edilmiştir. En yüksek aşma 9.421° ile ABC algoritmasına aitken minimum aşma 4.139° ile PSO'ya aittir. Şekil 5.24'te en yüksek maksimum hata 26.702° değeriyle GWO tarafından ve en düşük aşma 2.499° ile DE tarafından elde edilmiştir. En düşük hata 21.275° ve en yüksek aşma 5.097° değerleriyle PSO algoritmasında gözlenmiştir. Yunuslama eksenini hata grafiklerine göre ISE uygunluk fonksiyonu hata aralığı açık şekilde daha hassastır.



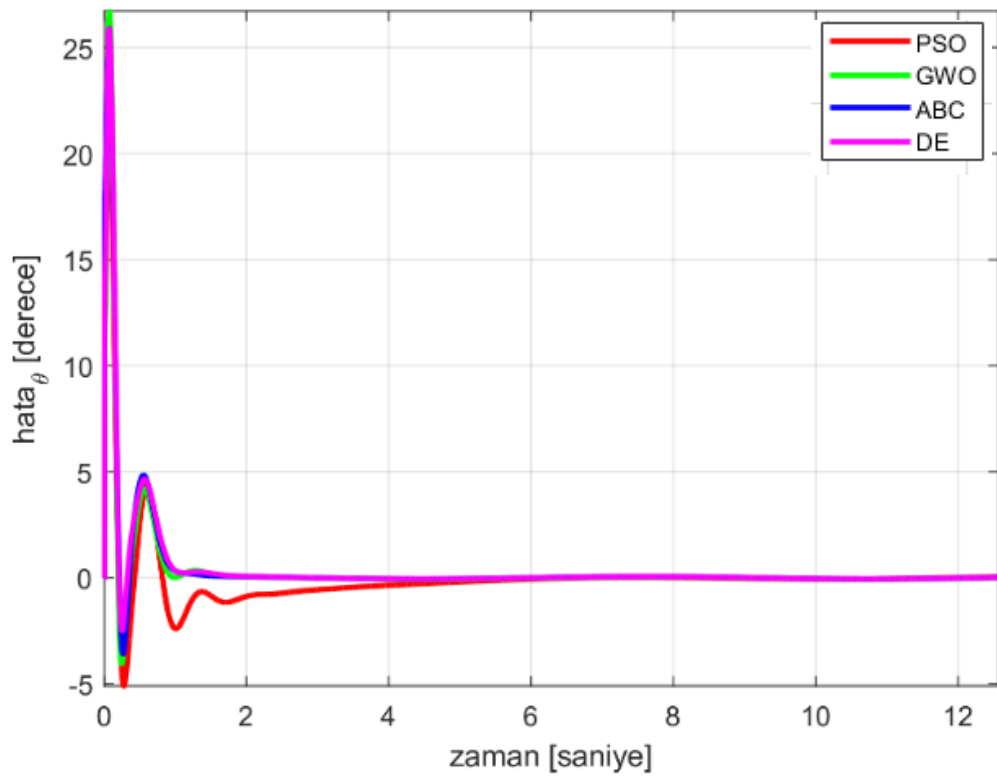
Şekil 5.21. IAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge yunuslama ekseni hata grafiği



Şekil 5.22. ISE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge yunuslama ekseni hata grafiği

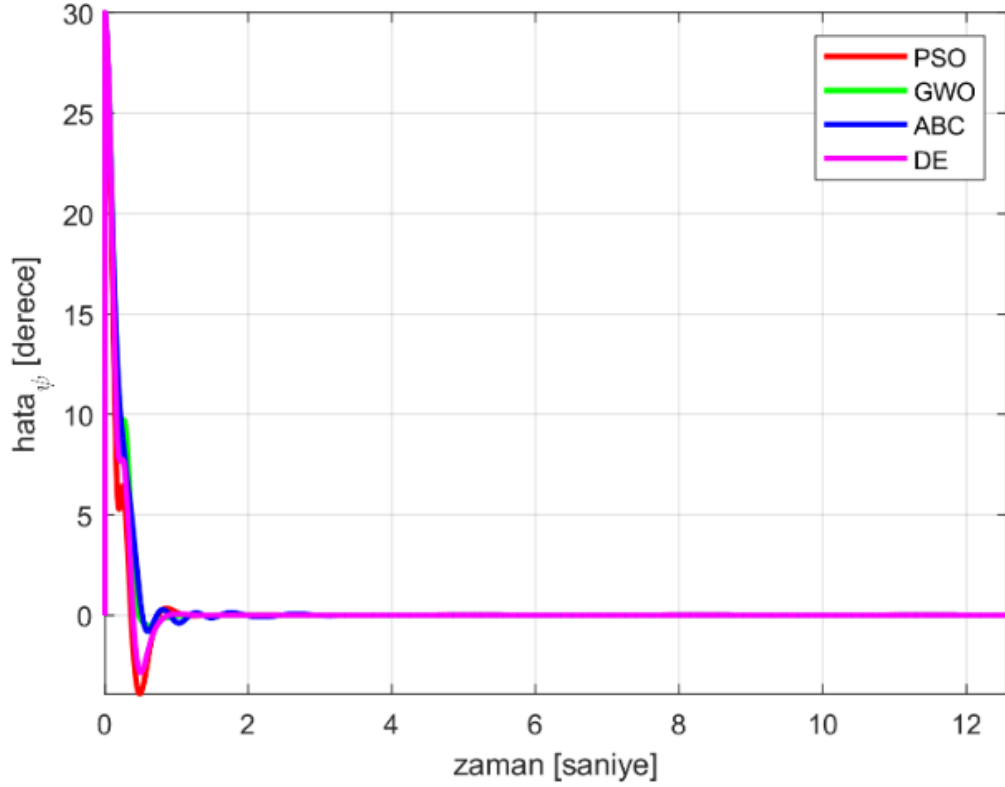


Şekil 5.23. ITAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge yunuslama ekseni hata grafiği

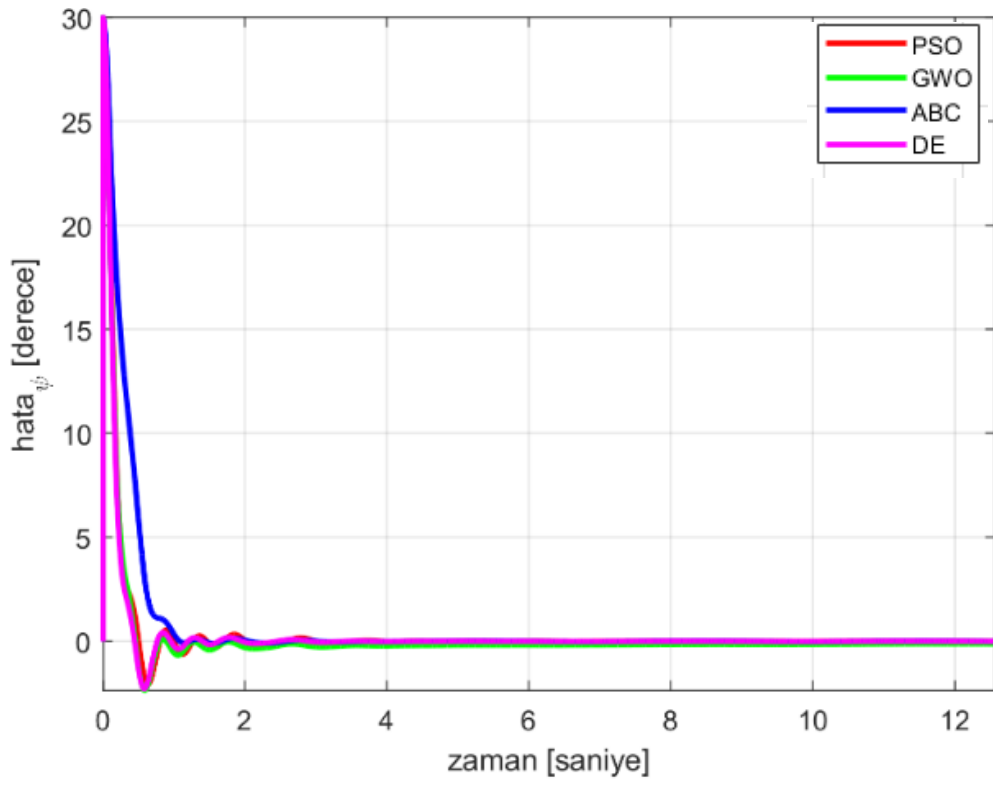


Şekil 5.24. ITSE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge yunuslama ekseni hata grafiği

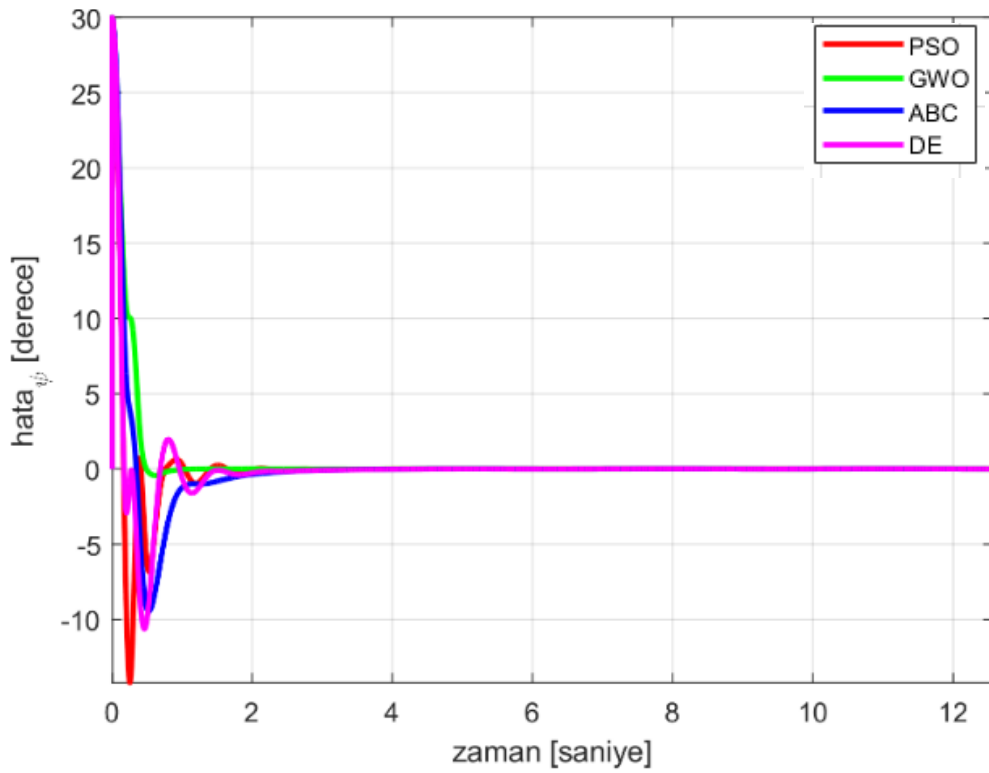
Sapma eksenine ait hata grafikleri sırasıyla IAE, ISE, ITAE ve ITSE uygunluk fonksiyonları için Şekil 5.25-28'de verilmiştir. Sapma eksenine ait hata grafiklerinde tüm uygunluk fonksiyonları ve optimizasyon algoritmaları için sapma açısı hata değeri 30° ile başlar. Bu değer tüm durumlar için en yüksek maksimum hata değeridir. Şekil 5.25'te en yüksek aşma 3.913° ile PSO ve en düşük aşma 0.523° ile GWO algoritmalarında gözlemlenmemiştir. Şekil 5.26'da en yüksek aşma değeri 2.353° ile GWO tarafından elde edilirken minimum aşma 0.108° değeriyle ABC tarafından elde edilmiştir. Şekil 5.27'de ITAE en yüksek aşma 14.196° değeriyle PSO'da iken en düşük aşma 0.438° ile ABC algoritmasına aittir. Şekil 5.28'de ise en düşük aşma değeri 0.679° ile ABC ve en yüksek aşma değeri 4.764° ile GWO tarafından elde edilmiştir.



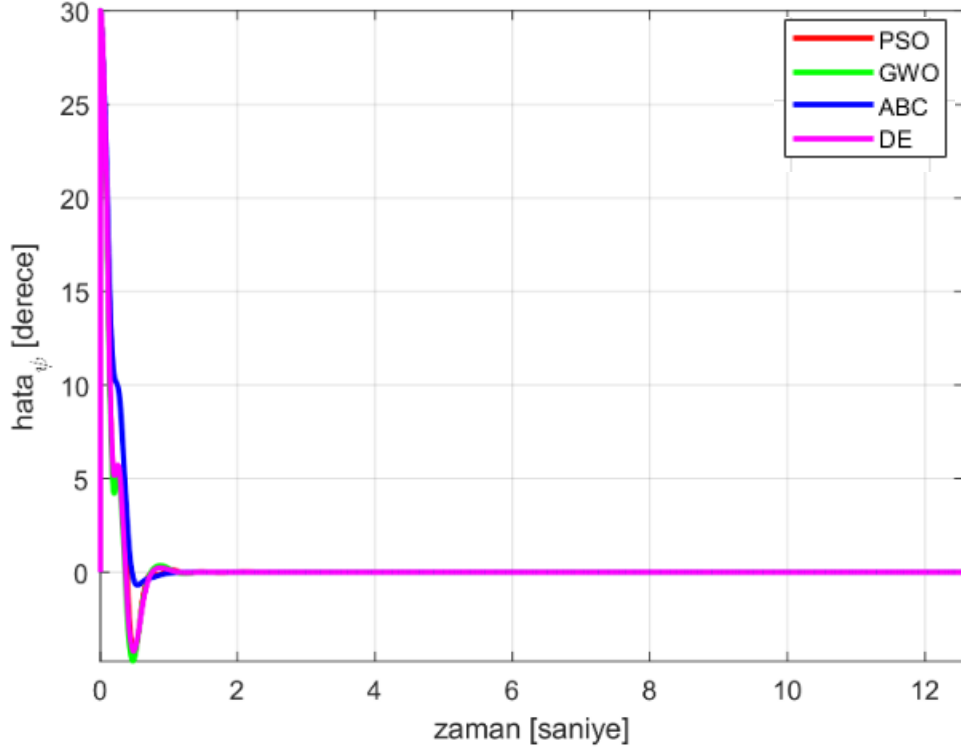
Şekil 5.25. IAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge sapma eksenine ait hata grafiği



Şekil 5.26. ISE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge sapma eksenli hata grafiği



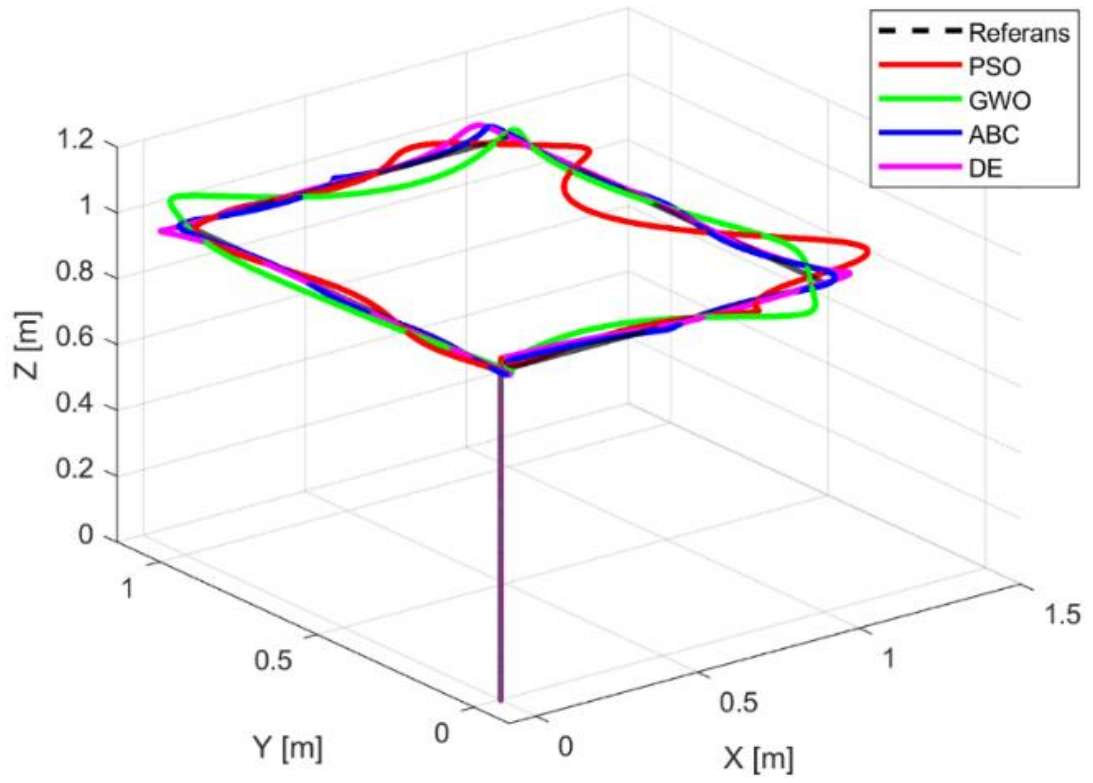
Şekil 5.27. ITAE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge sapma eksenli hata grafiği



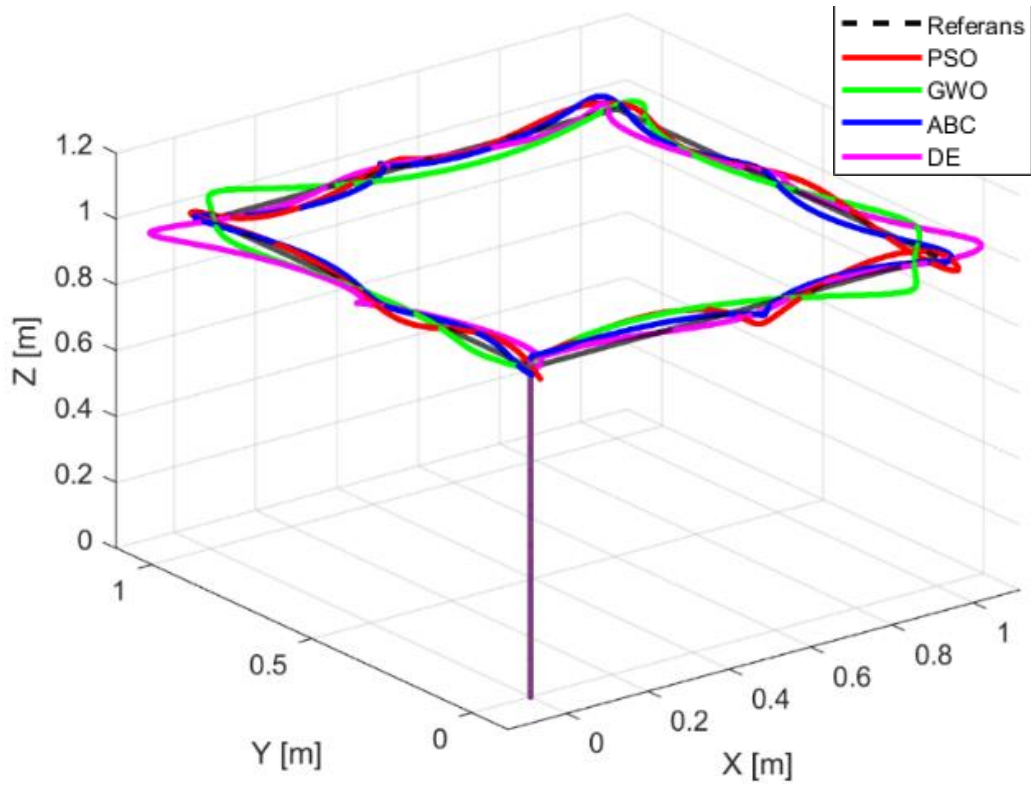
Şekil 5.28. ITSE uygunluk fonksiyonu spiral yörünge sapma eksenini hata grafiği

5.2. Kare Yörünge

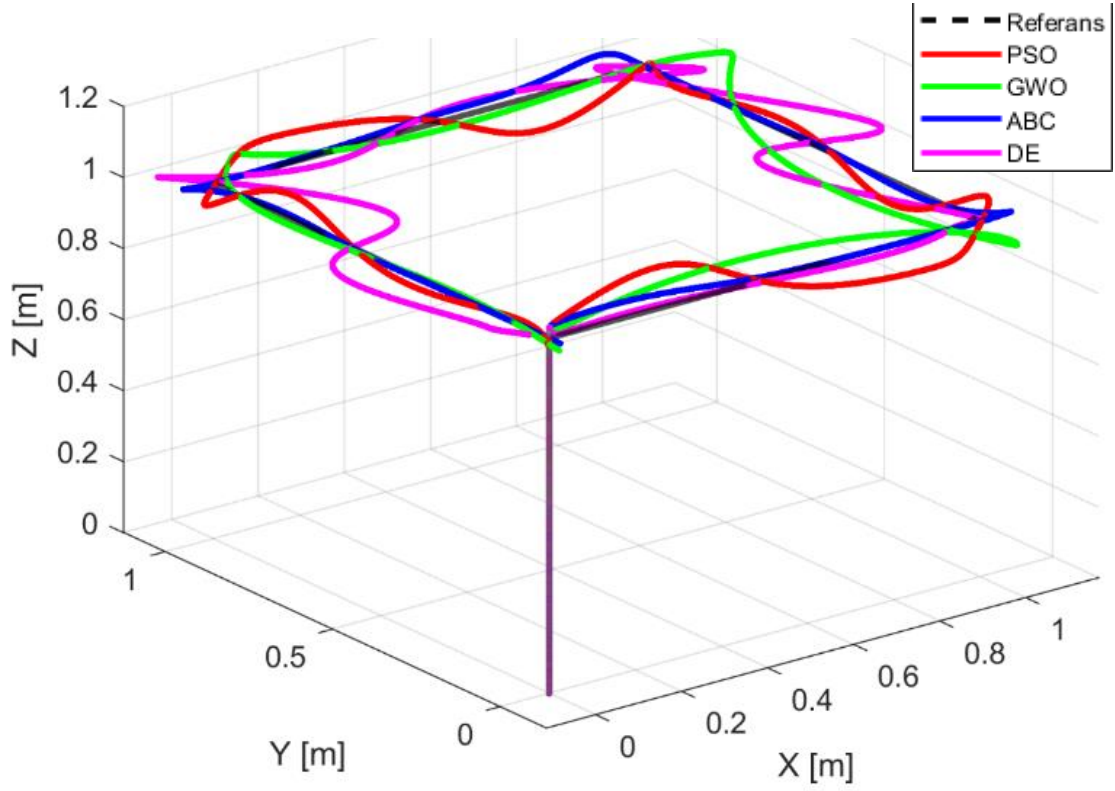
Quadcopter (0,0,0) başlangıç noktasından başlayarak ilk olarak 2.5 saniye boyunca 1m (0,0,1) irtifaya çıkar, ikinci olarak 2.5-5 saniye aralığında x eksenini boyunca 1m hareket ederek (1,0,1) koordinatına ulaşır. Üçüncü olarak 5-7.5 saniyeleri arasında y eksenini boyunca 1m hareket ederek (1,1,1) koordinatına ulaşır. Dördüncü olarak x ekseninde negatif yönde 1m hareket ederek (0,1,1) noktasına hareket eder. Son olarak, negatif y yönünde 1m hareket ederek (0,0,1) noktasına geri döner ve (hover) pozisyonunda kalarak hareketi sonlandırır. Spiral yörüngede olduğu gibi x, y ve z referansları yörünge boyunca değişirken sapma açısı (ψ) referansı 30° 'de sabit kalmaktadır. Şekil 5.29-32'de kare yörünge için tüm algoritmaların uygunluk fonksiyonlarına ait üç boyutlu referans yörünge takip simülasyon sonuçları sırasıyla IAE, ISE, ITAE ve ITSE için verilmiştir. Açıkça görüldüğü üzere ABC algoritması tüm uygunluk fonksiyonları için başarılı sonuçlar vermiştir.



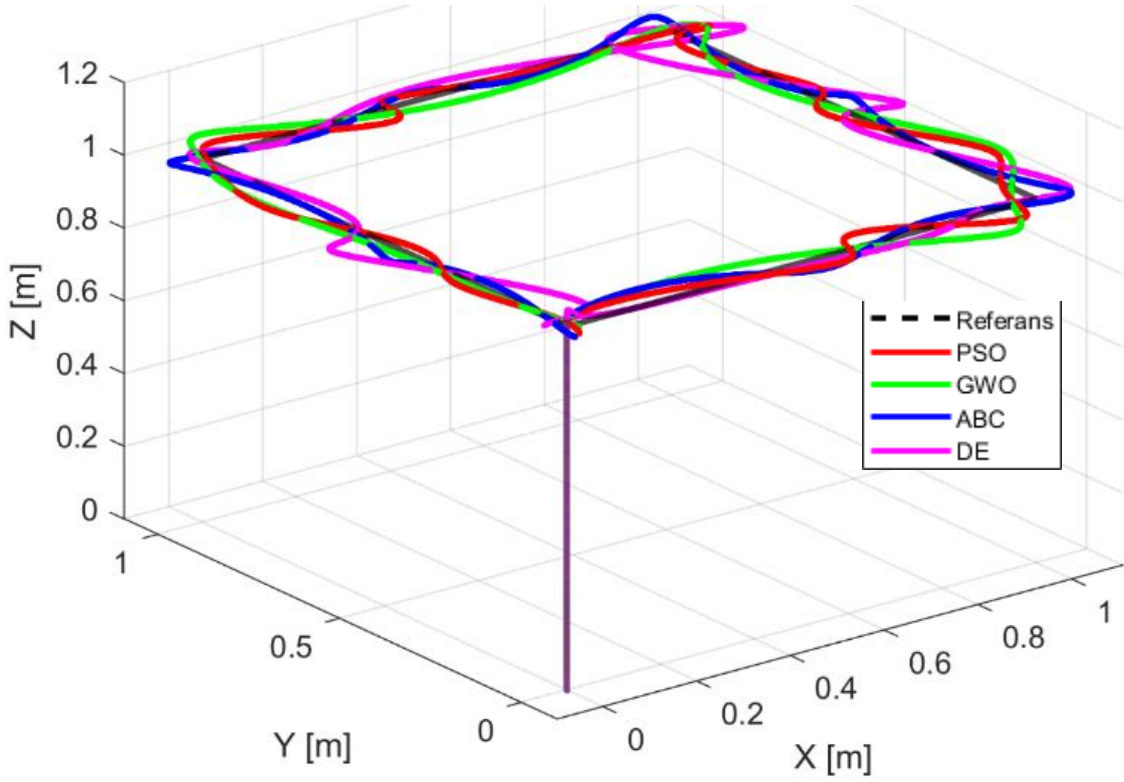
Şekil 5.29. IAE uygunluk fonksiyonu için üç boyutlu kare yörünge takibi



Şekil 5.30. ISE uygunluk fonksiyonu için üç boyutlu kare yörünge takibi



Şekil 5.31. ITAE uygunluk fonksiyonu için üç boyutlu kare yörünge takibi



Şekil 5.32. IAE uygunluk fonksiyonu için üç boyutlu kare yörünge takibi

Kare yörünge için optimizasyon algoritmalarının en iyi uygunluk fonksiyonu değerlerinin karşılaştırılması Tablo 5.6’de verilmiştir. IAE uygunluk fonksiyonunda minimum değer ABC tarafından elde edilirken maksimum değer GWO tarafından elde edilmiştir. ISE, ITAE ve ITSE fonksiyonlarında ise minimum değer GWO tarafından elde edilmiştir. Bu fonksiyonlar için en kötü değerler DE algoritması tarafından üretilmiştir.

Tablo 5.6. Kare yörünge uygunluk fonksiyonlarının en iyi değerleri

	IAE	ISE	ITAE	ITSE
PSO	18.616	18.778	52.353	163.452
GWO	27.922	11.894	28.947	85.516
ABC	14.5	19.537	42.202	145.728
DE	23.806	27.908	59.498	373.971

Optimizasyon sonucu elde edilen kare yörünge için optimal PID katsayılar Tablo 5.7-10’da verilmiştir. Spiral yörüngede olduğu gibi pozisyon kontrolcü parametreleri [0 50] aralığında seçilirken yönelim kontrolcü katsayıları [0 100] aralığındadır. K_i değeri diğer parametrelere oranla çok düşük değerler almaktadır.

Tablo 5.7. PSO algoritması tarafından kare yörünge için elde edilen PID katsayıları

	IAE			ISE			ITAE			ITSE		
	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d
x	10.34	0	0.74	29.81	0	1.09	40.72	20.29	3.04	12.65	0	1.09
y	16.33	0.30	4.15	6.01	0	1.68	5.25	0	0	50	50	1.29
z	50	46.14	5.59	50	49.94	10.36	31.39	0	10.21	22.02	0.15	16.53
ϕ	100	0	18.82	100	58.06	13.11	76.95	11.67	79.09	100	99.75	100
θ	0	63.94	41.76	100	97.43	100	100	100	37.54	100	0	100
ψ	100	100	9.63	100	0.48	100	91.90	0	28.12	84.22	47.72	22.40

Tablo 5.8. GWO algoritması tarafından kare yörünge için elde edilen PID katsayıları

	IAE			ISE			ITAE			ITSE		
	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d
x	4.53	0.04	2.31	5.24	0.53	1.88	5.62	0	0.64	4.59	0.13	1.57
y	8.87	0.04	0.38	8.57	0.36	0.72	4.19	0	1.43	12.07	0.10	0.56
z	38.71	0.57	6.78	50	1.63	13.65	45.11	3.00	8.67	31.53	4.26	11.74
ϕ	100	1.60	32.58	100	0.73	17.83	100	0.52	15.34	94.62	11.56	57.69
θ	93.08	0.17	17.37	100	0.49	7.90	100	5.16	10.32	99.66	0.04	22.55
ψ	80.68	0	6.95	96.55	5.36	9.30	100	0.14	17.24	62.04	10.64	7.84

Tablo 5.9. ABC algoritması tarafından kare yörünge için elde edilen PID katsayıları

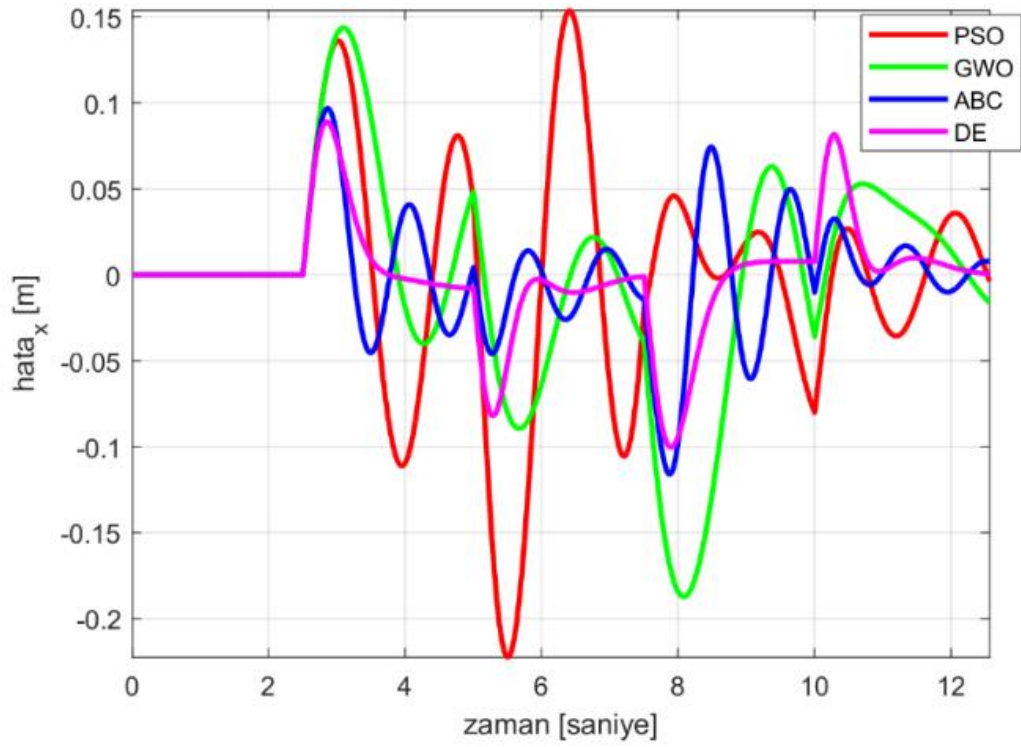
	IAE			ISE			ITAE			ITSE		
	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d
x	22.68	0	1.85	21.44	14.99	2.98	26.47	0	6.44	28.74	0	4.99
y	17.08	0	8.21	14.86	0	4.25	4.59	0	3.07	15.40	0	2.33
z	50	23.61	10.51	50	3.40	8.20	50	0	10.23	50	5.71	13.59
ϕ	100	2.98	16.53	100	80.16	26.75	100	14.29	16.72	87.85	0	32.52
θ	100	13.97	50.88	100	84.42	30.74	100	0	22.45	100	6.44	69.86
ψ	61.16	0	60.24	100	0	10.19	100	100	17.62	98.72	0	15.19

Tablo 5.10. DE algoritması tarafından kare yörünge için elde edilen PID katsayıları

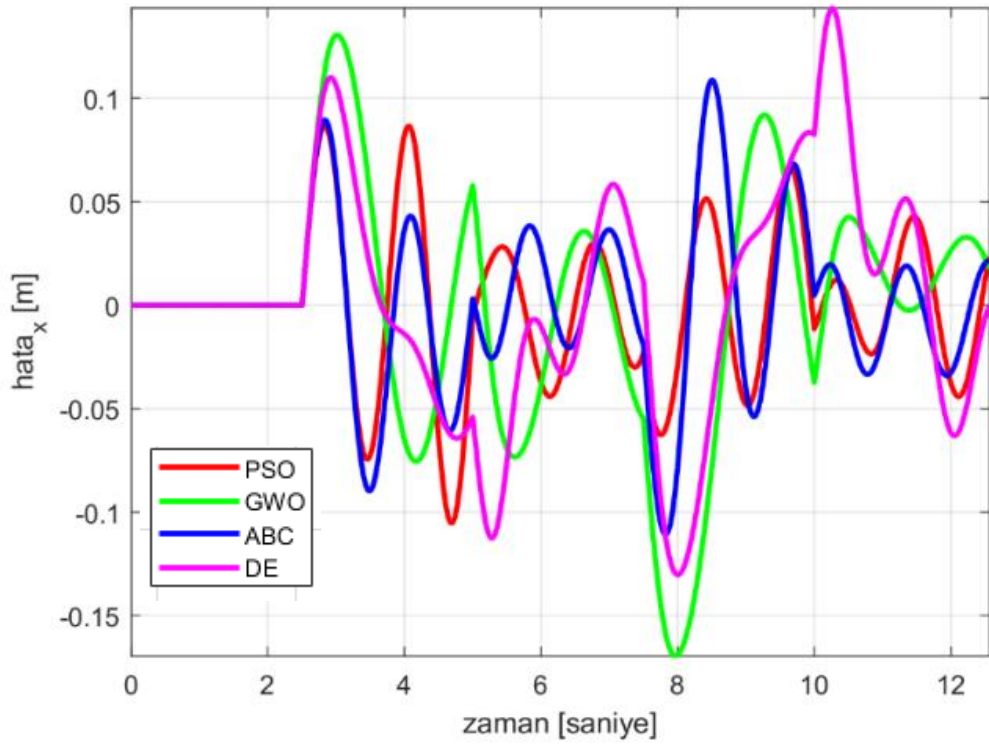
	IAE			ISE			ITAE			ITSE		
	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d	K_p	K_i	K_d
x	14.69	1.32	6.14	3.90	2.67	2.96	5.19	0	0.21	5.70	0	0.82
y	8.39	0.22	3.47	25.83	0.74	1.93	30.73	0	0.03	30.49	2.29	0.65
z	50	0.80	8.39	48.12	28.62	9.76	48.38	45.26	8.42	30.96	29.35	4.93
ϕ	100	3.49	18.41	91.43	76.14	55.82	74.83	0	94.10	81.57	97.65	96.75
θ	99.07	8.39	18.79	94.10	100	9.53	8.57	0	90.93	74.85	44.19	41.40
ψ	99.21	84.51	13.09	72.31	67.12	6.19	99.17	88.12	22.98	96.18	56.44	18.09

Şekil 5.33-36'da sırasıyla IAE, ISE, ITAE ve ITSE için kare yörünge x eksenine ait hata grafikleri verilmiştir. Şekil 5.33'te uçuşun 6,4'üncü saniyesinde en yüksek maksimum hata değeri 0.153m ile ve 5.5'inci saniyede maksimum aşma 0.222m değeriyle PSO algoritması tarafından elde edilmiştir. Diğer yandan, en düşük maksimum hata değeri 0.088m ve en düşük aşma değeri 0.100m değeriyle sırasıyla uçuşun 2.8'inci ve 7.9'uncu saniyelerinde DE algoritması tarafından elde edilmiştir. Şekil 5.34'te PSO ve GWO algoritmalarında uçuşun 2.8'inci saniyesinde 0.086m ile en düşük maksimum hata değeri ve 4.7'nci saniyede 0.105m ile en düşük aşma değeri gözlenmiştir. Diğer yandan, en yüksek maksimum hata değeri 10.2'nci saniyede 0.143m olarak ve en yüksek aşma değeri 8'inci saniyede 0.130m olarak DE algoritması tarafından elde edilmiştir. Şekil 5.35'te en yüksek maksimum hata değeri 0.189m ile uçuşun 9.5'inci saniyesinde DE algoritması tarafından elde edilmiştir. Aynı algoritma, 8'inci saniyede en yüksek aşma değeri olan 0.258m'yi de elde etmiştir. Öte yandan, en düşük maksimum hata değeri 0.083m ile 2.8'inci saniyede ABC algoritması kullanılarak belirlenirken, en düşük aşma değeri 0.084m ile 7.8'inci saniyede yine ABC algoritması tarafından elde edilmiştir. Şekil 5.36'da en yüksek maksimum hata değeri 0.175m ile uçuşun 3.1'inci saniyesinde GWO algoritması tarafından elde edilirken, en düşük maksimum hata değeri 0.125m ile 2.9'uncu saniyede ABC algoritması tarafından elde edilmiştir. Aynı uygunluk fonksiyonu çerçevesinde, en yüksek aşma değeri 0.282m

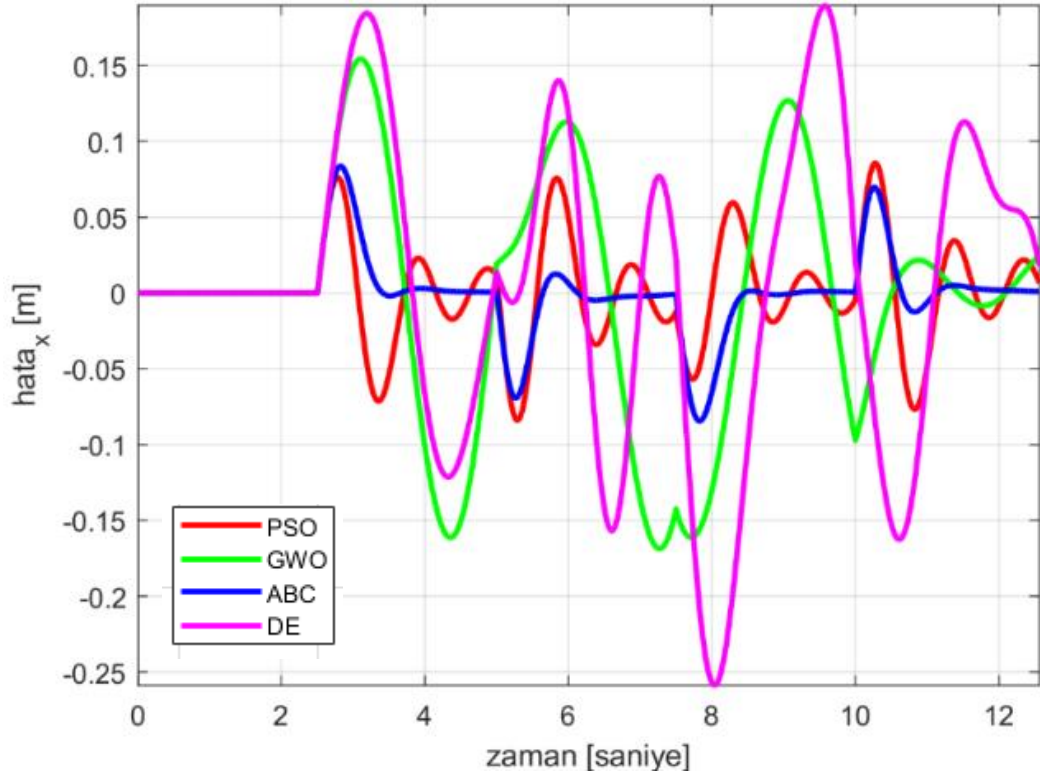
ile 8'inci saniyede DE algoritmasında gözlenirken, en düşük aşma değeri 0.105m ile 7.8'inci saniyede ABC algoritması tarafından elde edilmiştir.



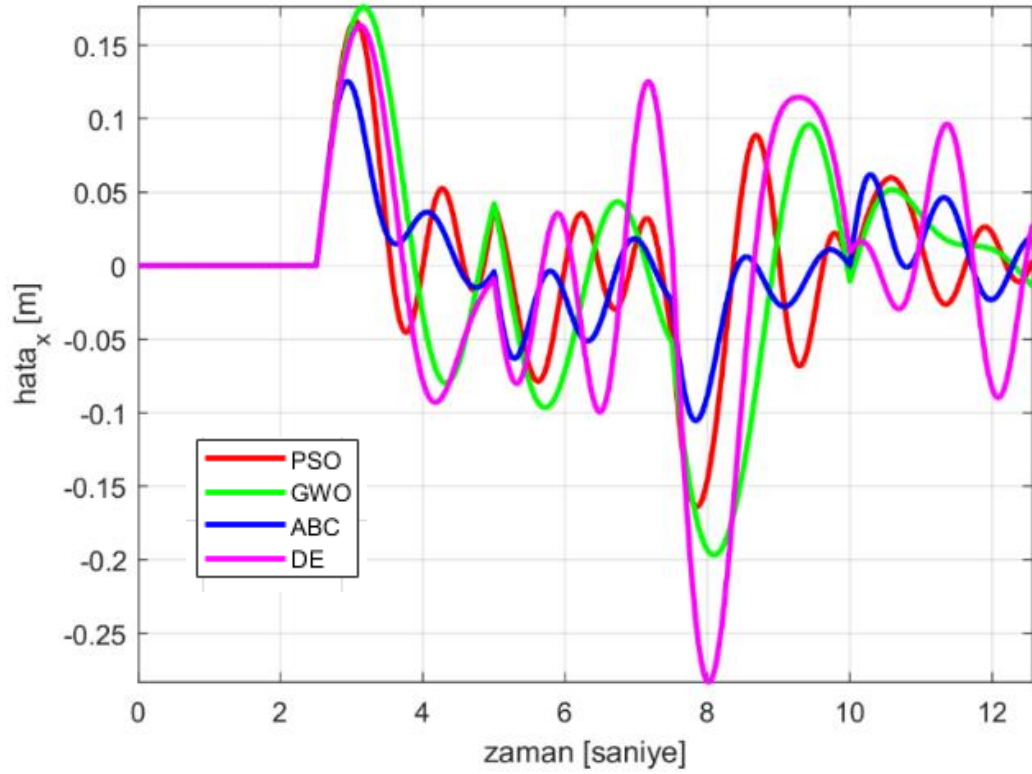
Şekil 5.33. IAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge x ekseni hata grafiği



Şekil 5.34. ISE uygunluk fonksiyonu kare yörünge x ekseni hata grafiği

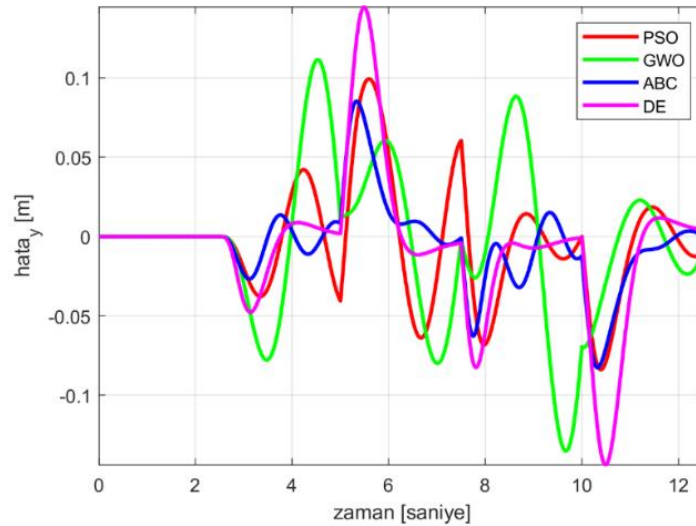


Şekil 5.35. ITAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge x eksenli hata grafiği

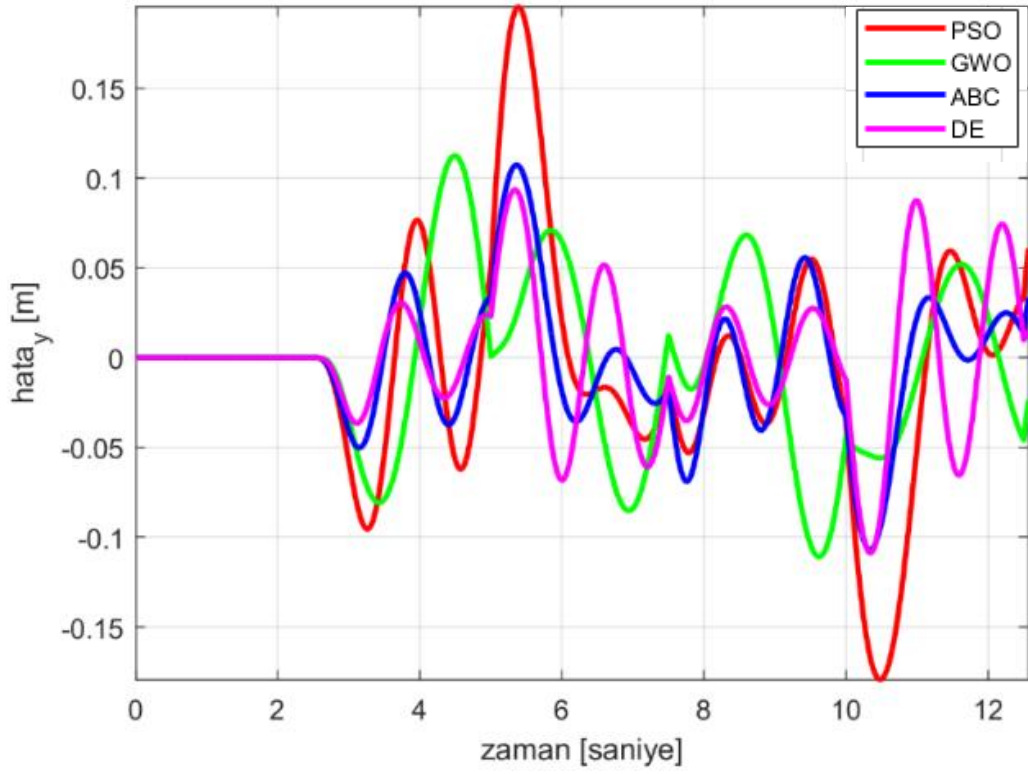


Şekil 5.36. ITSE uygunluk fonksiyonu kare yörünge x eksenli hata grafiği

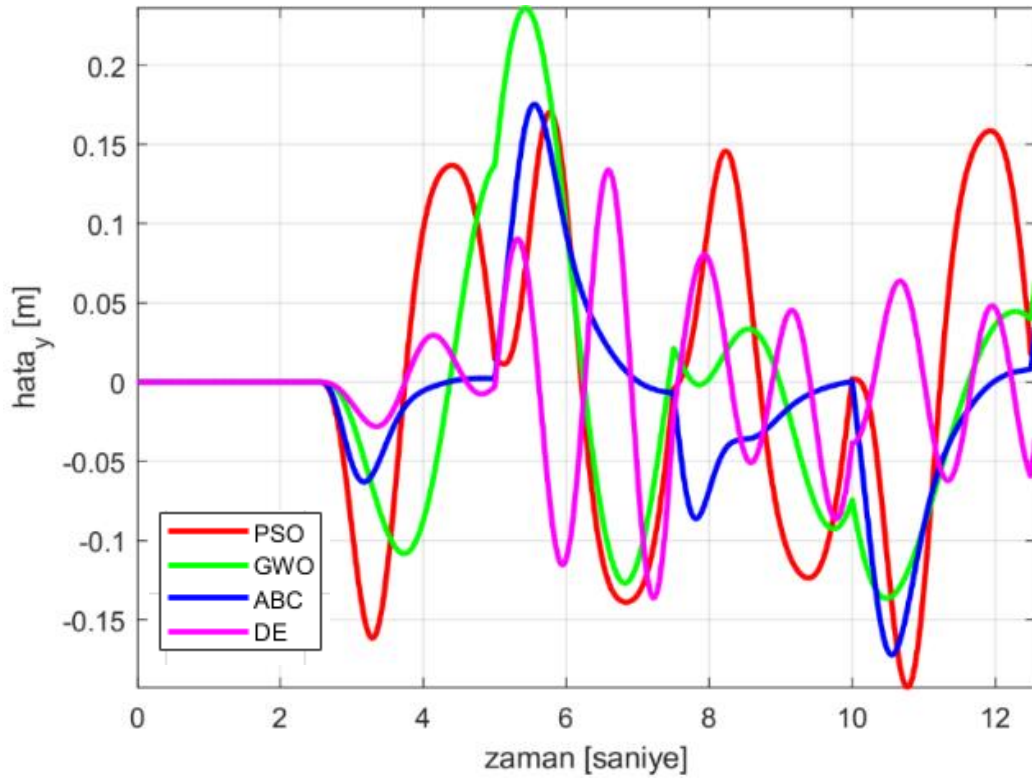
Şekil 5.37-40'da sırasıyla IAE, ISE, ITAE ve ITSE için y eksenine ait hata grafikleri verilmiştir. Şekil 5.37'de DE algoritması tarafından uçuşun 5.4'üncü saniyesinde kaydedilen en yüksek maksimum hata değeri 0.144m'dir. Aynı algoritma, 10.4'üncü saniyede 0.143m ile en yüksek aşma değerini elde etmiştir. Diğer taraftan, ABC algoritması 5.3'üncü saniyede 0.085m ile en düşük maksimum hata değerini ve 10.3'üncü saniyede 0.082m ile en düşük aşma değerini elde etmiştir. Şekil 5.38'de ISE en yüksek maksimum hata değeri 0.195m ile uçuşun 5.4'üncü saniyesinde PSO algoritması tarafından elde edilmiştir. Aynı algoritma, 10.4'üncü saniyede en yüksek aşma değeri olan 0.179m'yi de elde etmiştir. Öte yandan, en düşük maksimum hata değeri 0.093m ile 5.3'üncü saniyede DE algoritmasında gözlenirken, en düşük aşma değeri 0.106 m ile 10.3'üncü saniyede hem DE hem de ABC algoritmaları tarafından elde edilmiştir. Şekil 5.39'da en yüksek maksimum hata değeri 0.235m ile uçuşun 5.4'üncü saniyesin de GWO algoritması tarafından elde edilmiştir. Buna karşın, en düşük maksimum hata değeri 0.133m ile 6.5'inci saniyede DE algoritmasında gözlenmiştir. Ayrıca, en yüksek aşma değeri 0.192 m ile 10.7'nci saniyede PSO algoritması tarafından elde edilirken, en düşük aşma değeri 0.136m ile hem 10.4'üncü saniyede GWO algoritması hem de 7.2'nci saniyede ABC algoritması tarafından elde edilmiştir. Şekil 5.40'da en düşük maksimum hata değeri 0.061m ile uçuşun 4.7'nci saniyesinde PSO algoritması tarafından elde edilmiştir. Aynı algoritma, 7.2'nci saniyede en düşük aşma değeri olan 0.060m'yi de elde etmiştir. Öte yandan, en yüksek hata değeri 0.139m ile 5.4'üncü saniyede ABC algoritması tarafından elde edilirken, en yüksek aşma değeri 0.137m ile 10.4. saniyede yine ABC algoritması tarafından elde edilmiştir.



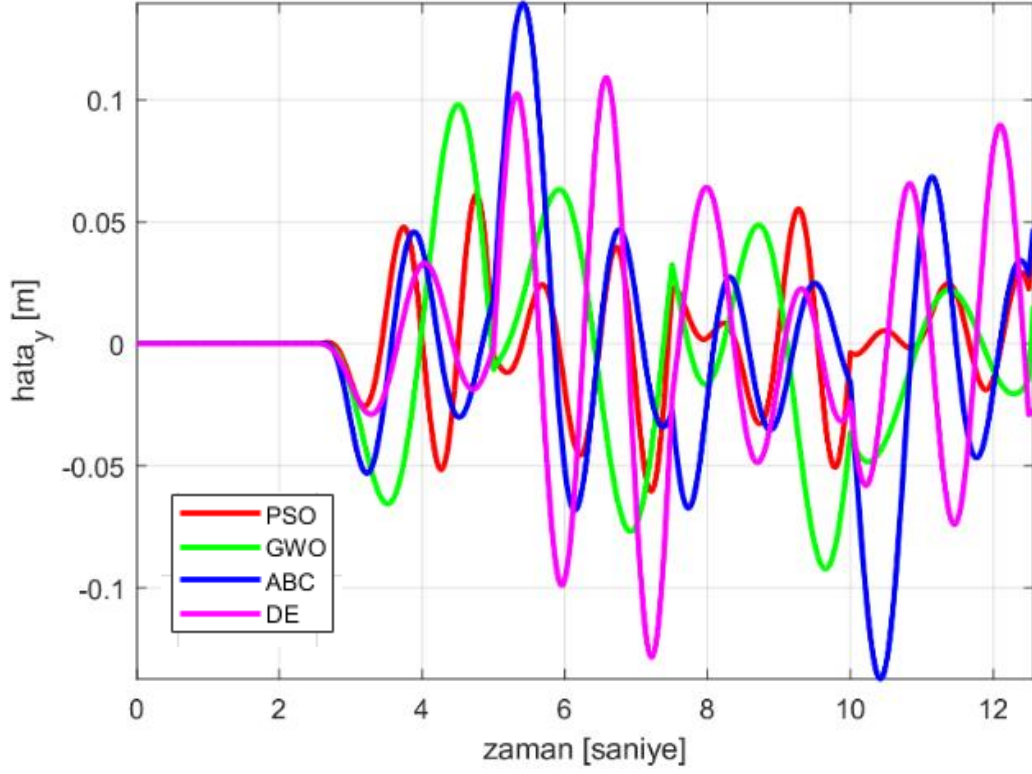
Şekil 5.37. IAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge y ekseni hata grafiği



Şekil 5.38. ISE uygunluk fonksiyonu kare yörünge y ekseni hata grafiği

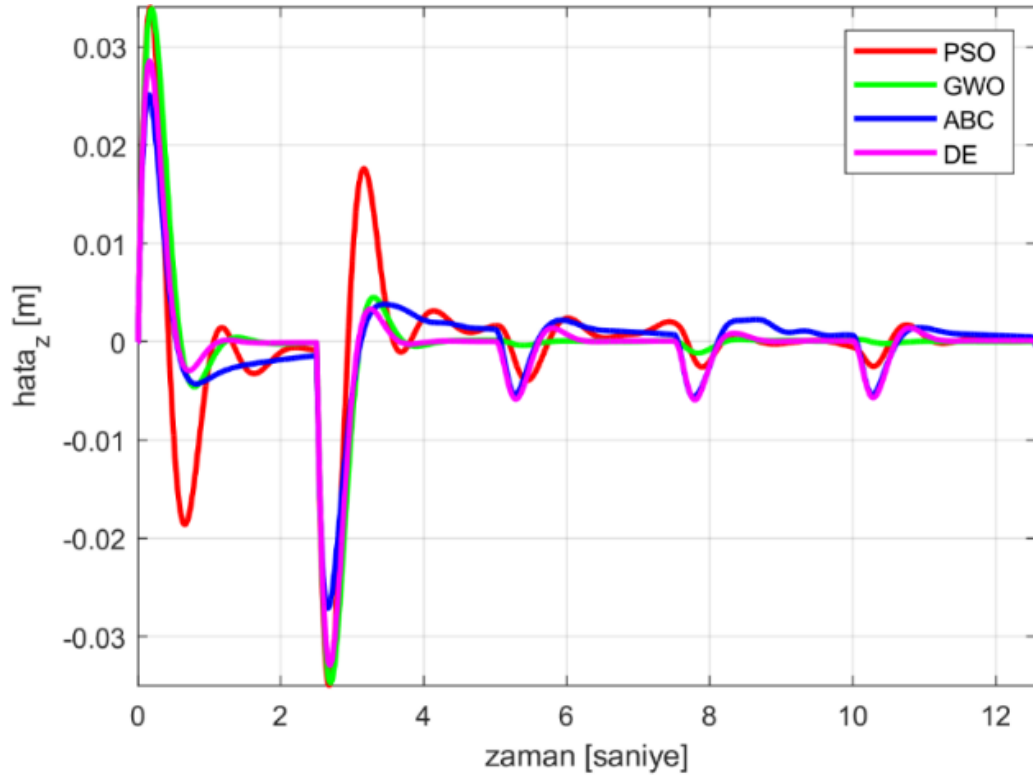


Şekil 5.39. ITAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge y ekseni hata grafiği

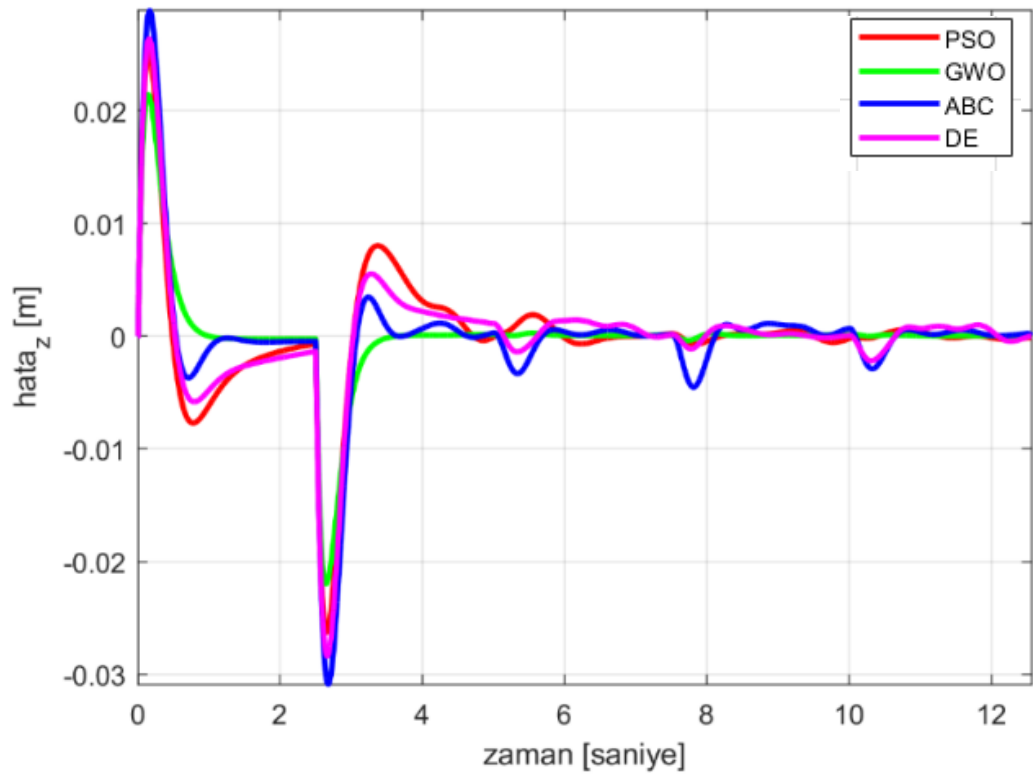


Şekil 5.40. ITSE uygunluk fonksiyonu kare yörünge y eksenli hata grafiği

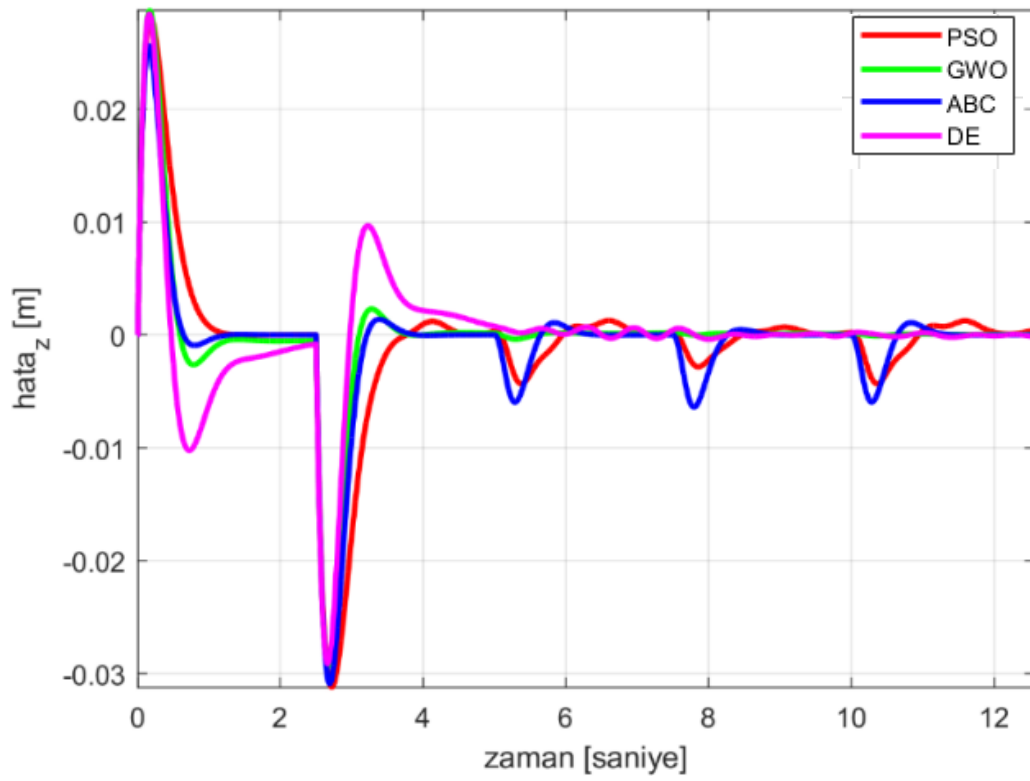
Şekil 5.41-44'te sırasıyla IAE, ISE, ITAE ve ITSE için z eksenine ait hata grafikleri verilmiştir. Şekil 5.41'de hem PSO hem de GWO algoritmalarında uçuşun 0.2'nci saniyesinde 0.034m ile en yüksek maksimum hata değeri gözlenmiştir. Aynı zamanda bu iki algortmada 2.7'nci saniyede de 0.034m ile en yüksek aşma değeri gözlenmiştir. Bununla birlikte, ABC algoritması tarafından 0.1'inci saniyede 0.025m ile en düşük maksimum hata değeri ve 2.6'ncı saniyede 0.027m ile en düşük aşma değeri elde edilmiştir. Şekil 5.42'de ABC algoritmasında uçuşun 0.1'inci saniyesinde 0.028m ile en yüksek maksimum hata değeri ve 2.7'nci saniyede 0.030m ile en yüksek aşma değeri gözlenmiştir. Diğer taraftan, 0.1'inci saniyede 0.021m ile en düşük maksimum hata değeri ve 2.6'ncı saniyede 0.021m ile en düşük aşma değeri GWO algoritması tarafından elde edilmiştir. Şekil 5.43'te tüm optimizasyon algoritmaları 0.1'inci saniyede 0.025m ile en yüksek maksimum hata değerine gelirken, 2.7'nci saniyede 0.030m ile en yüksek aşma değerine ulaşmışlardır. Şekil 5.44'te DE algoritmasında uçuşun 0.2'nci saniyesinde 0.041m ile en yüksek maksimum hata değerini ve 2.7. saniyede 0.041m ile en yüksek aşma değeri gözlenmiştir. Öte yandan, PSO algoritması tarafından 0.1'inci saniyede 0.020m ile en düşük maksimum hata değeri ve 2.6'ncı saniyede 0.020m ile en düşük aşma değeri elde edilmiştir.



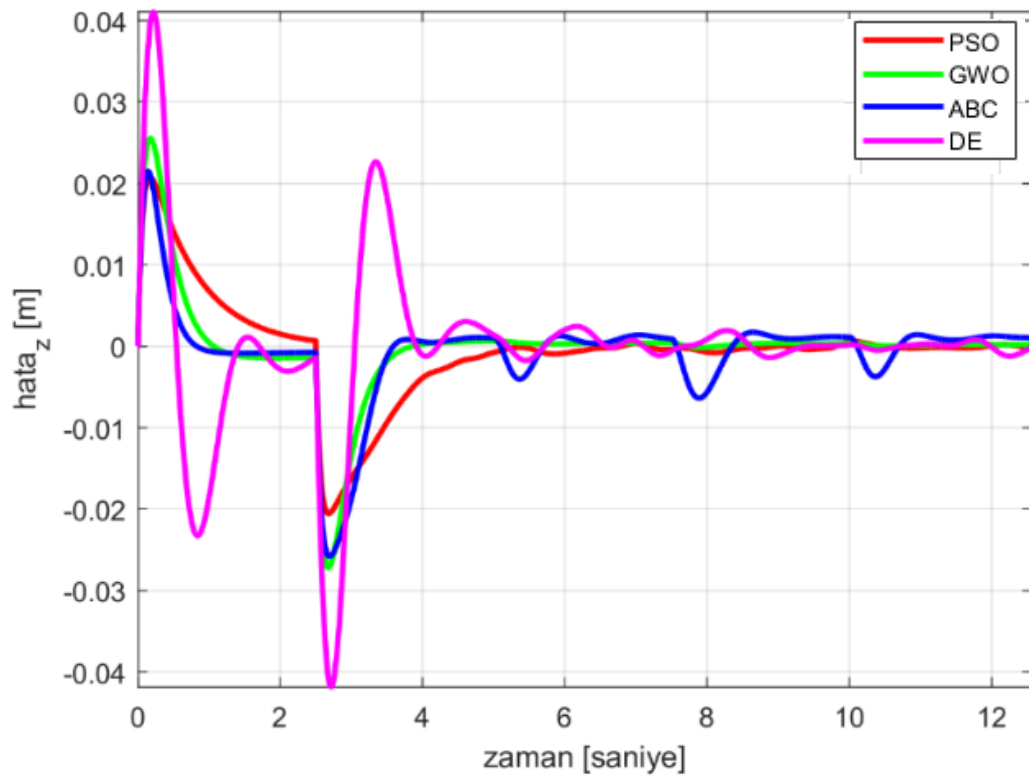
Şekil 5.41. IAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge z eksenli hata grafiği



Şekil 5.42. ISE uygunluk fonksiyonu kare yörünge z eksenli hata grafiği

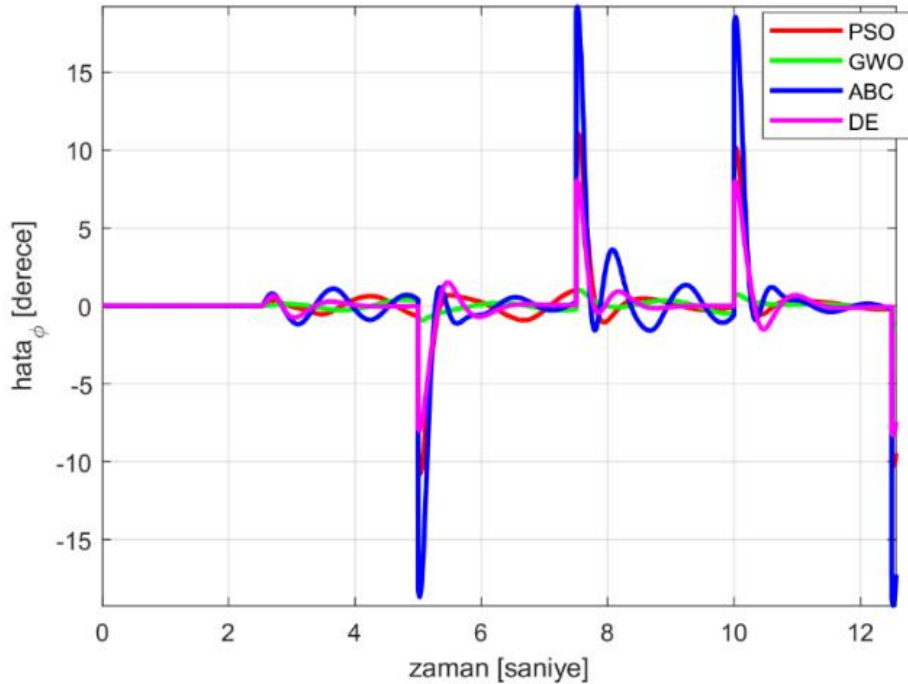


Şekil 5.43. ITAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge z eksenli hata grafiği

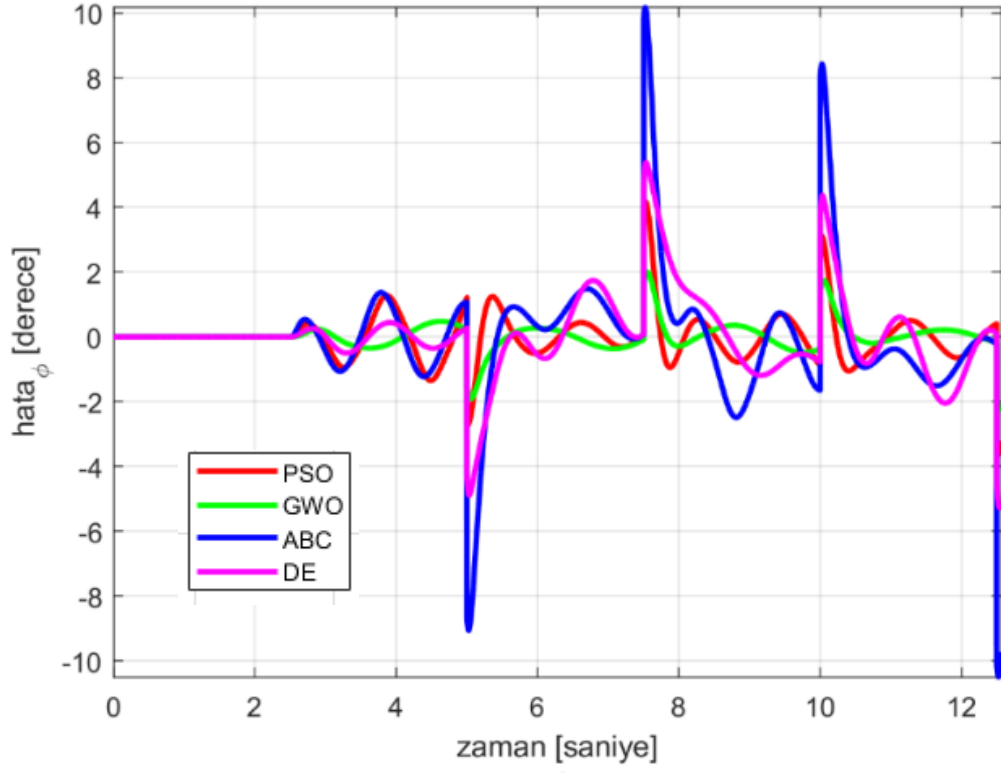


Şekil 5.44. ITSE uygunluk fonksiyonu kare yörünge z eksenli hata grafiği

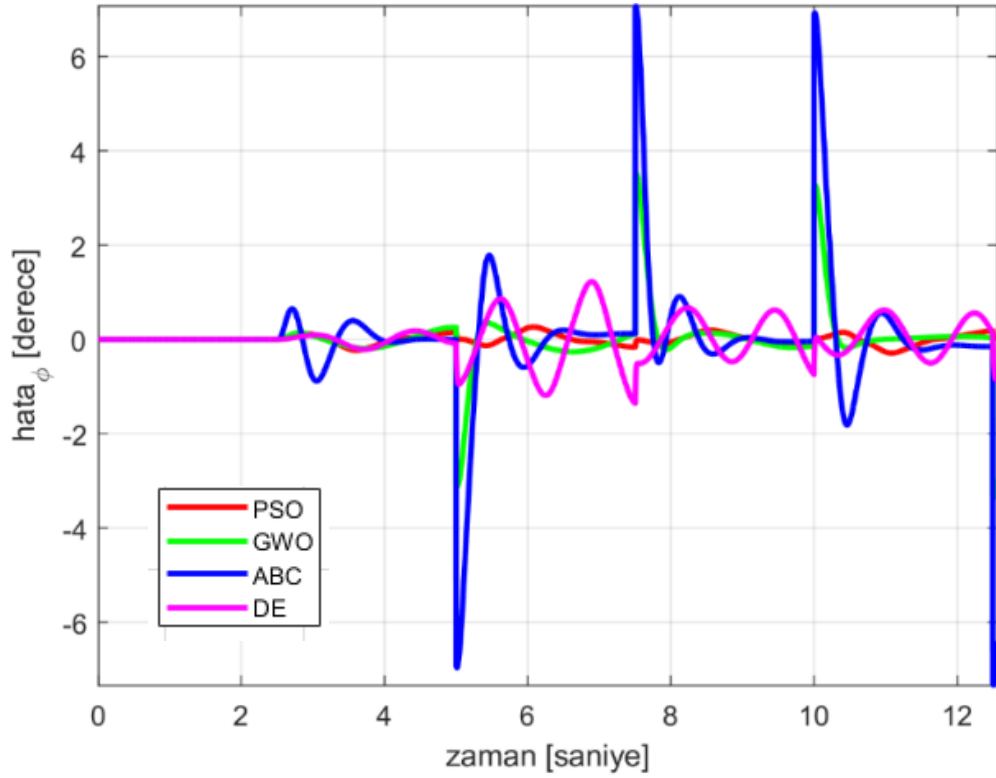
Kare yörünge yuvarlanma eksenine ait hata grafikleri sırasıyla Şekil 5.45-48’de verilmiştir. Şekil 5.45’te uçuşun 7.5’inci saniyesinde, ABC algoritması en yüksek maksimum hata değeri olan 19.180° ’yi elde ederken, aynı anda GWO algoritması en düşük maksimum hata değeri olan 1.023° ’yi elde etmiştir. 12.5’inci saniyede ise, ABC algoritmasında en yüksek aşma değeri olan 19.221° gözlenirken, GWO algoritmasında en düşük aşma değeri olan 1.319° gözlenmiştir. Şekil 5.46’da uçuşun 7.5’inci saniyesinde, ABC algoritması tarafından en yüksek maksimum hata değeri olan 10.165° ’yi elde edilirken, aynı anda GWO algoritması tarafından en düşük maksimum hata değeri olan 2.004° elde edilmiştir. 12.5’inci saniyede ise, ABC algoritmasında en yüksek aşma değeri olan 10.498° gözlenirken, GWO algoritmasında en düşük aşma değeri olan 2.231° gözlenmiştir. Şekil 5.47’de uçuşun 7.5’inci saniyesinde, ABC algoritması en yüksek maksimum hata değeri olan 7.063° ’yi elde ederken, 12.5’inci saniyede ise en yüksek aşma değeri olan 7.334° ’yi elde etmiştir. Öte yandan, PSO algoritması uçuşun 6’ncı saniyesinde en düşük maksimum hata değeri olan 0.265° ’yi ve 11’inci saniyede en düşük aşma değeri olan 0.291° ’yi elde etmiştir. Şekil 5.48’de uçuşun 10’uncu saniyesinde, ABC algoritmasında en yüksek maksimum hata değeri olan 5.594° gözlenirken, 5’inci saniyede ise en yüksek aşma değeri olan 5.552° gözlenmiştir. Öte yandan, GWO algoritması uçuşun 7.5’inci saniyesinde en düşük maksimum hata değeri olan 1.542° ’yi ve 12.5’inci saniyede en düşük aşma değeri olan 1.817° ’yi elde etmiştir.



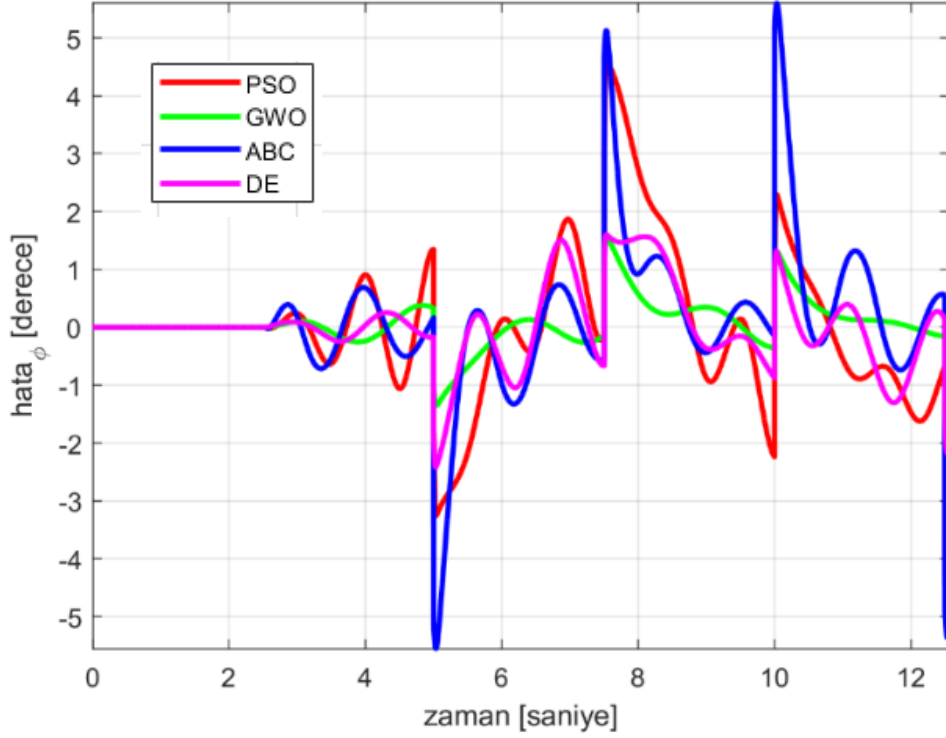
Şekil 5.45. IAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge yuvarlanma eksenli hata grafiği



Şekil 5.46. ISE uygunluk fonksiyonu kare yörünge yuvarlanma eksenli hata grafiği



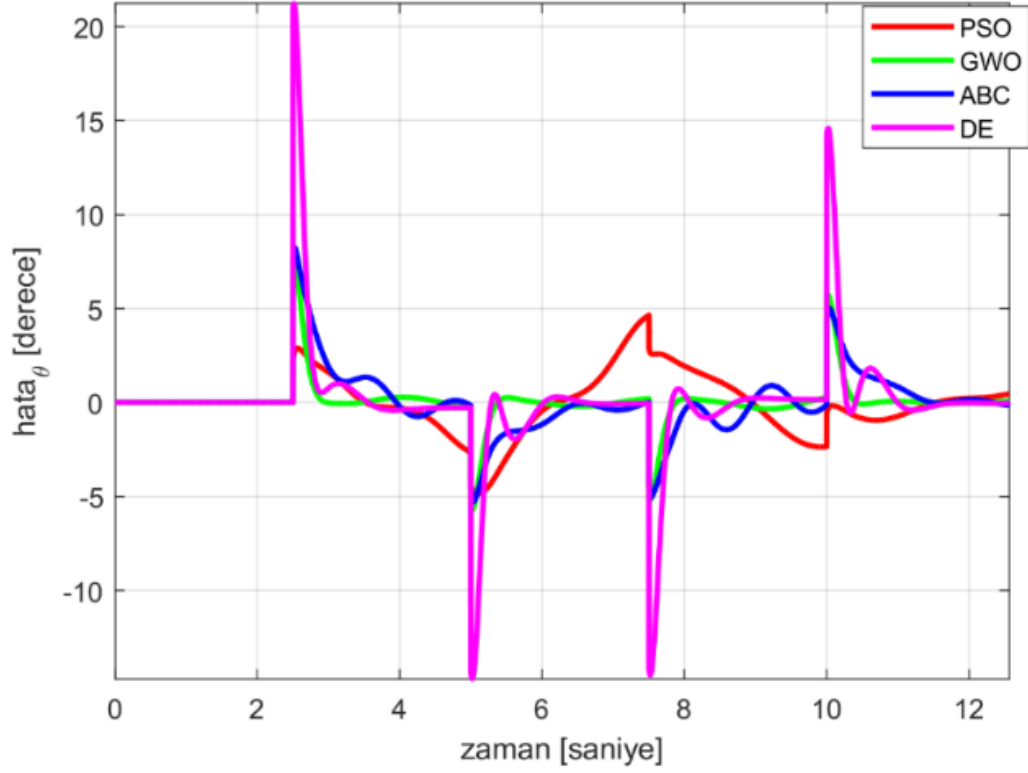
Şekil 5.47. ITAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge yuvarlanma eksenli hata grafiği



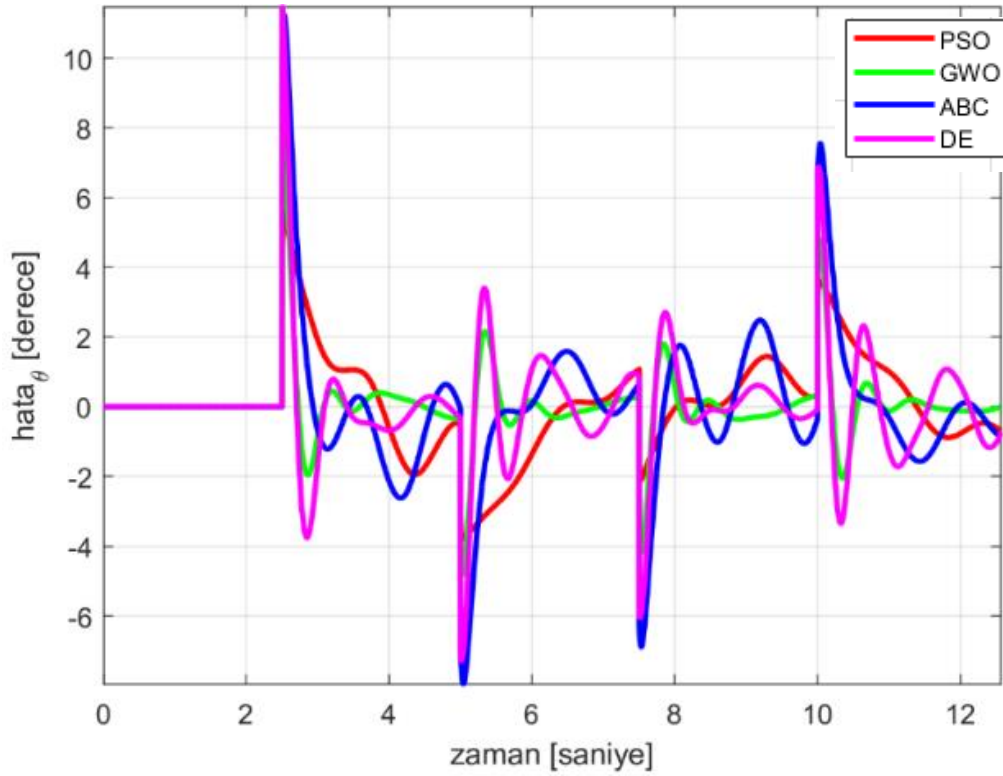
Şekil 5.48. ITSE uygunluk fonksiyonu kare yörünge yuvarlanma eksenini hata grafiği

Kare yörünge yunuslama eksenine ait hata grafikleri sırasıyla Şekil 5.49-52'de verilmiştir. Şekil 5.49'da uçuşun 2.5'inci saniyesinde 21.214° ile en yüksek maksimum hata değeri ve 5'inci saniyede 14.693° ile en yüksek aşma değeri DE algoritmasında gözlenmiştir. Diğer yandan, uçuşun 7.5'inci saniyesinde 4.630° ile en düşük hata değeri ve 12.5'inci saniyesinde 4.874° ile en düşük aşma değeri PSO algoritması tarafından elde edilmiştir Şekil 5.50'de uçuşun 2.5'inci saniyesinde DE algoritması en yüksek maksimum hata değeri olan 11.450° 'yi elde ederken, ABC algoritması ise 5'inci saniyede en yüksek aşma değeri olan 7.949° 'yi elde etmiştir. Bununla birlikte, PSO algoritması uçuşun 2.5'inci saniyesinde en düşük maksimum hata değeri olan 5.559° 'yi ve 5'inci saniyede en düşük aşma değeri olan 3.803° 'yi elde etmiştir. Şekil 5.51'de ABC algoritmasında sırasıyla uçuşun 2.5'inci saniyesinde ve 7.5'inci saniyede en yüksek maksimum hata değeri olan 24.672° ve en yüksek aşma değeri olan 15.597° gözlenmiştir. Öte yandan, DE algoritması uçuşun 2.5'inci saniyesinde en düşük hata değeri olan 0.881° 'yi ve 7.5'inci saniyede en düşük aşma değeri olan 0.604° 'yi elde etmiştir. Şekil 5.52'de uçuşun 2.5'inci saniyesinde ABC algoritmasında en yüksek maksimum hata değeri olan 24.942° ve aynı zamanda 7.5'inci saniyede en yüksek aşma değeri olan 12.514° gözlenmiştir. Öte yandan, DE algoritması uçuşun 2.5'inci

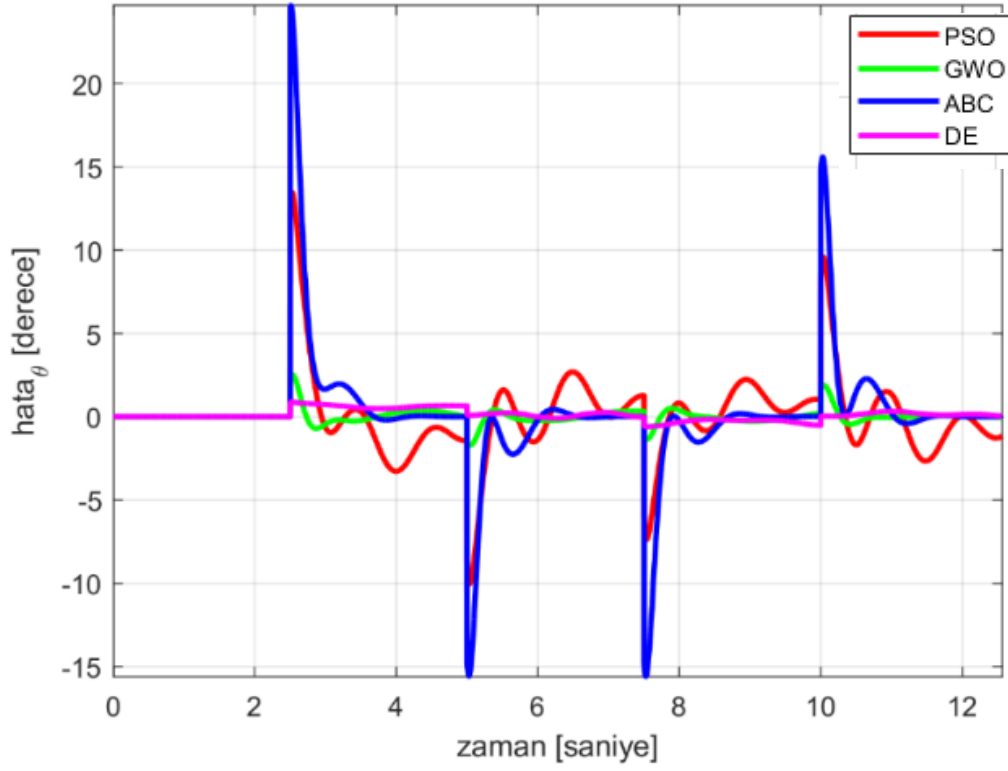
saniyesinde en düşük hata değeri olan 2.591° 'yi ve 5'inci saniyede en düşük aşma değeri olan 2.383° 'yi elde etmiştir.



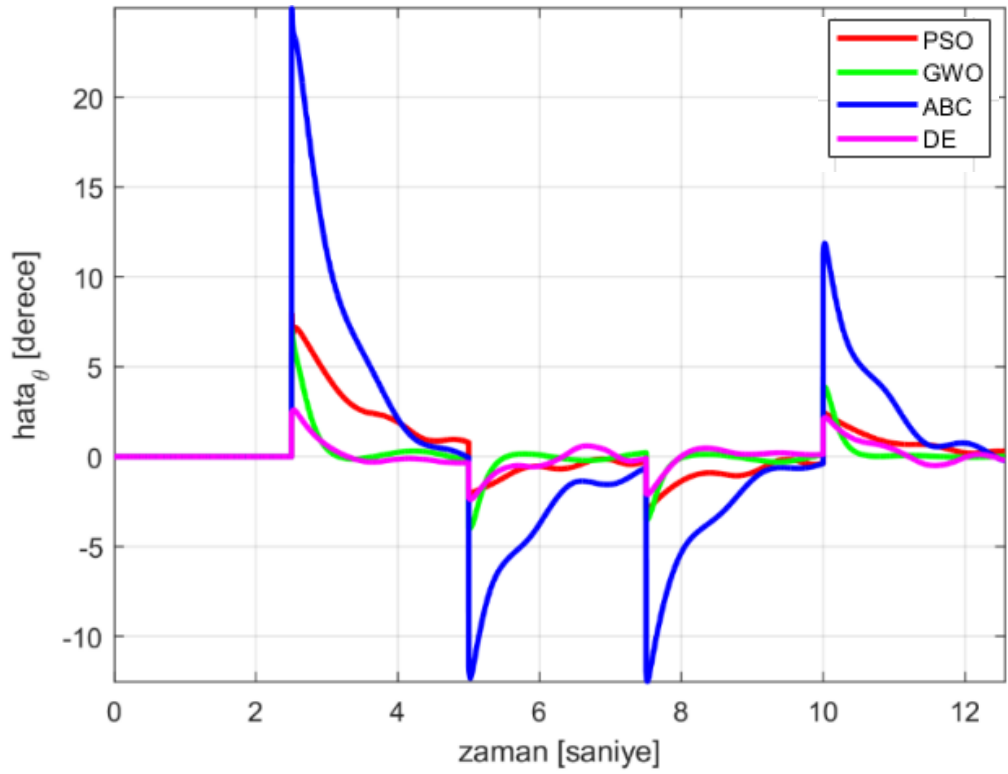
Şekil 5.49. IAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge yunuslama eksenini hata grafiği



Şekil 5.50. ISE uygunluk fonksiyonu kare yörünge yunuslama eksenli hata grafiği

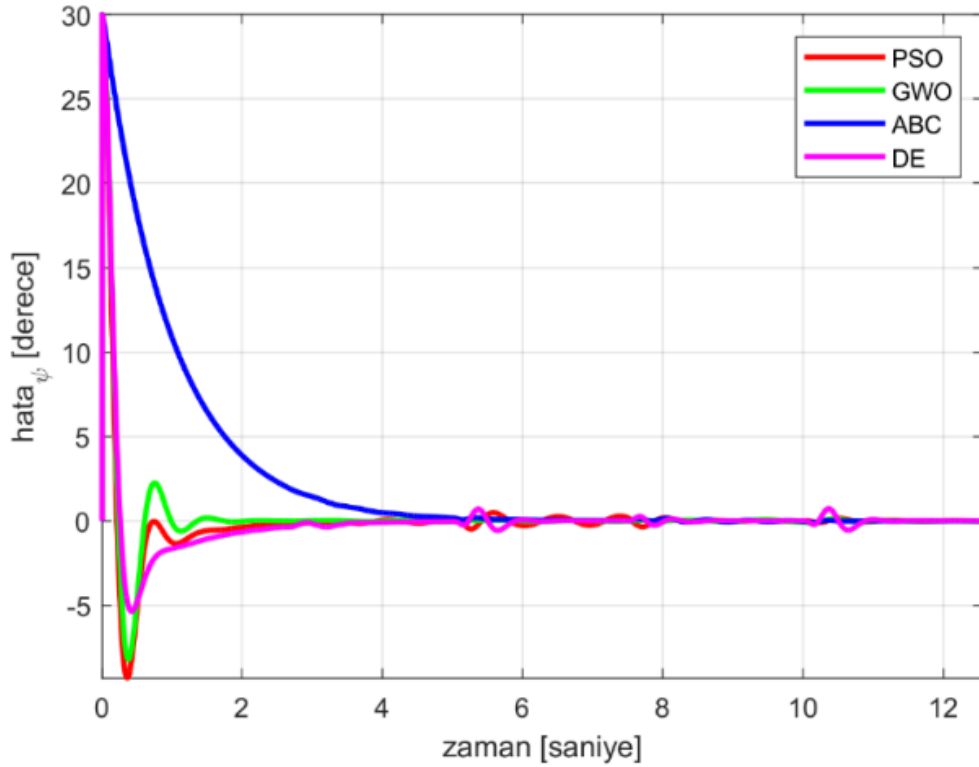


Şekil 5.51. ITAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge yunuslama eksenli hata grafiği

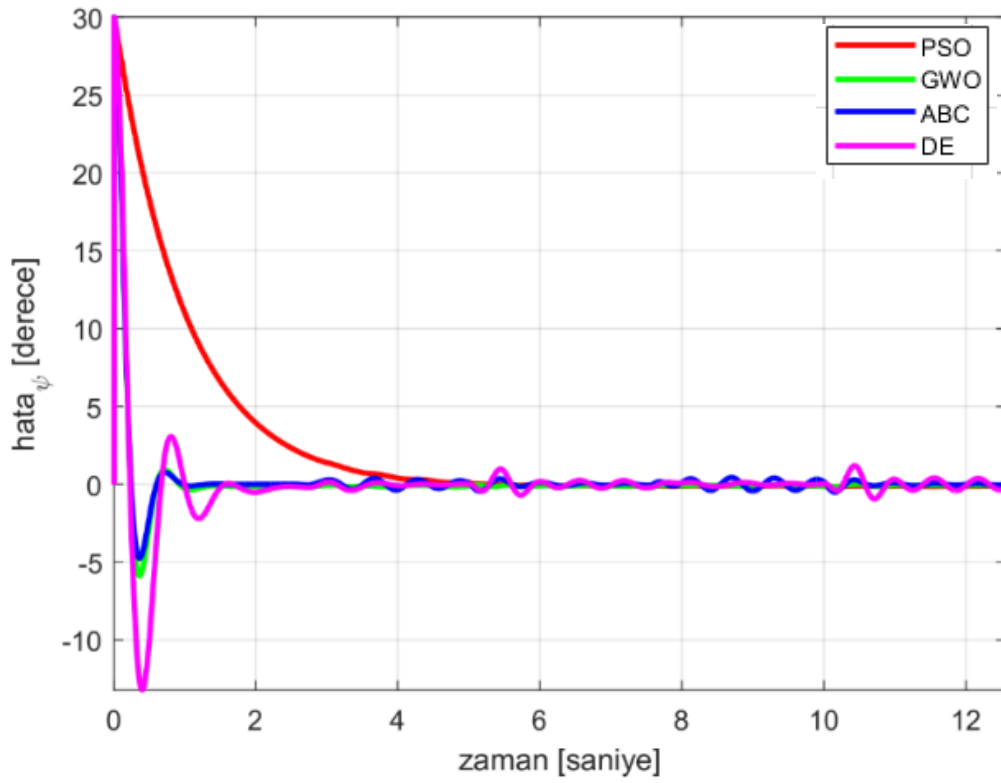


Şekil 5.52. ITSE uygunluk fonksiyonu kare yörünge yunuslama eksenli hata grafiği

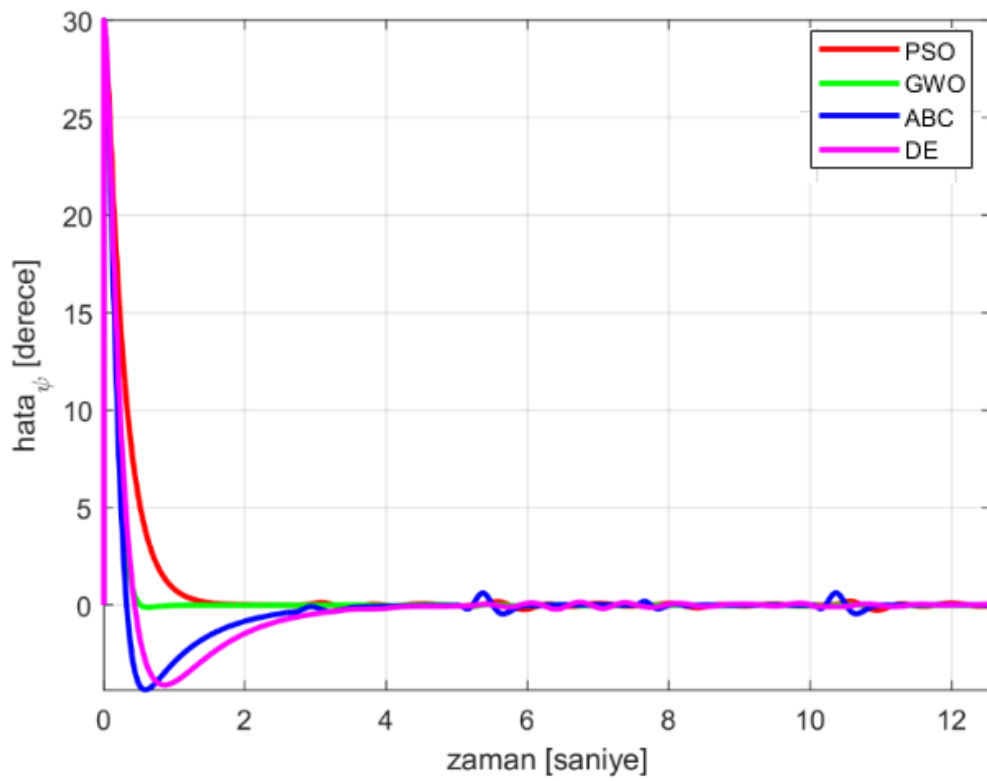
Kare yörünge sapma eksenine ait hata grafikleri sırasıyla Şekil 5.53-56'da verilmiştir. Bu grafiklerde kare yörünge sapma (ψ) açısı, spiral yörüngede olduğu gibi en yüksek maksimum hata değeri tüm uygunluk fonksiyonları ve optimizasyon algoritmaları için 30° 'dir. Şekil 5.53'te uçuşun 0.3'üncü saniyesinde PSO algoritması tarafından en yüksek aşma değeri olan 9.307° elde edilirken, 10.1'inci saniyede ABC algoritması tarafından en düşük aşma değeri olan 0.092° elde edilmiştir. Şekil 5.54'te uçuşun 0.4'üncü saniyesinde en yüksek aşma değeri olan 13.213° DE algoritmasında gözlenirken, 10.1'inci saniyede en düşük aşma değeri olan 0.170° PSO algoritmasında gözlenmiştir. Şekil 5.55'te sırasıyla en yüksek aşma değeri ve en düşük aşma değeri, 4.339° olarak uçuşun 0.6'ncü saniyesinde ABC algoritması tarafından ve 0.121° olarak aynı zaman diliminde GWO algoritması tarafından elde edilmiştir. Şekil 5.56'da uçuşun 0.4'üncü saniyesinde GWO algoritması en yüksek aşma değeri olan 5.882° 'yi elde ederken, 0.5'inci saniyede ABC algoritması en düşük aşma değeri olan 0.682° 'yi elde etmiştir.



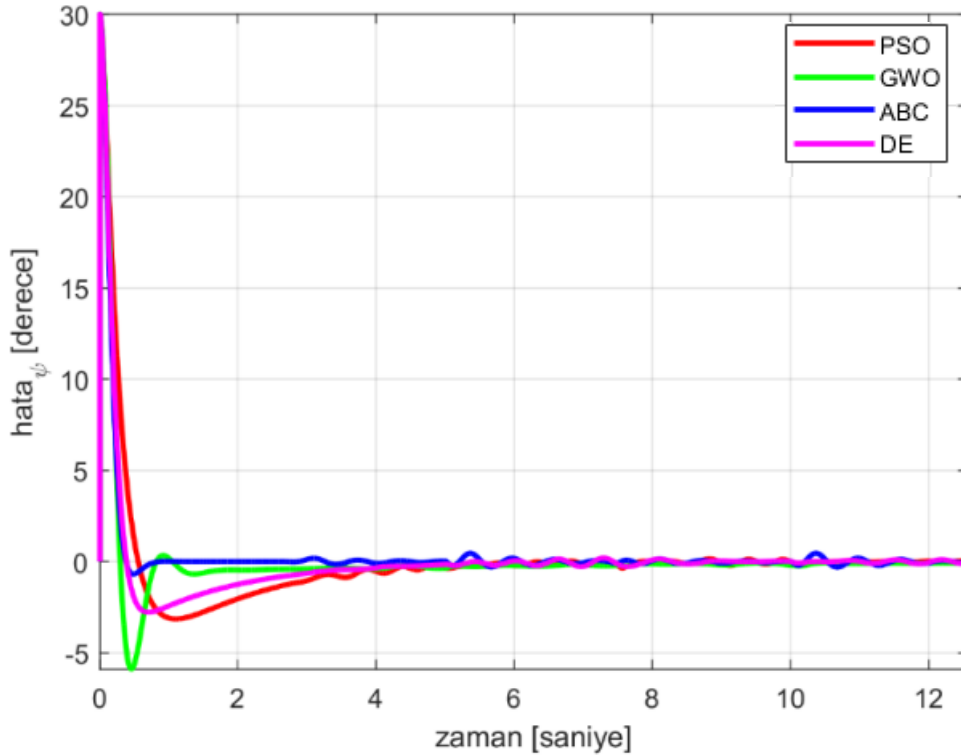
Şekil 5.53. IAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge sapma eksenine ait hata grafikleri



Şekil 5.54. ISE uygunluk fonksiyonu kare yörünge sapma ekseni hata grafiği



Şekil 5.55. ITAE uygunluk fonksiyonu kare yörünge sapma ekseni hata grafiği



Şekil 5.56. ITSE uygunluk fonksiyonu kare yörünge sapma eksenini hata grafiği

Uygunluk fonksiyonlarının performanslarını karşılaştırmak için spiral ve kare yörüngeye ait altı eksenindeki her bir hatanın RMSE değerleri Tablo 5.11’de verilmiştir. X eksenini hata değerlendirmesine göre, IAE uygunluk fonksiyonu için en iyi sonuçlar spiral yörüngede 0.022 değeriyle DE ve GWO algoritmalarıyla elde edilirken; kare yörünge ise, 0.032 değeriyle en iyi değer DE algoritması tarafından elde edilmiştir. ISE uygunluk fonksiyonu için, spiral yörüngede minimum değer 0.031 ile GWO ve DE tarafından elde edilirken; kare yörüngede ise, 0.036 değeriyle PSO ve GWO algoritmaları tarafından elde edilmiştir. ITAE uygunluk fonksiyonu için, spiral yörüngede minimum değer 0.022 ile GWO tarafından elde edilirken; kare yörüngede ise, 0.025 değeriyle ABC algoritması tarafından elde edilmiştir. ITSE uygunluk fonksiyonu için, spiral yörüngede minimum değer 0.022 ile PSO, GWO ve DE tarafından elde edilirken; kare yörüngede ise, 0.037 değeriyle ABC algoritması tarafından elde edilmiştir.

Y eksenini hata değerlendirmesine göre, IAE uygunluk fonksiyonu için en iyi sonuçlar spiral yörünge üzerinde en düşük değer olan 0.009, ABC ve DE algoritmaları tarafından elde edilmiştir. Kare yörünge ise, bu değer 0.026 ile ABC algoritması tarafından elde edilmiştir. ISE uygunluk fonksiyonu açısından, spiral yörüngede

minimum değer 0.010 ile GWO ve DE algoritmalarına aitken; kare yörüngede ise, 0.037 değeriyle ABC algoritmasına aittir. ITAE uygunluk fonksiyonu için, spiral yörüngede minimum değer PSO ve DE algoritmalarında 0.010 iken, kare yörüngede ise bu değer DE algoritmasında 0.048'dir. Son olarak ITSE uygunluk fonksiyonunda spiral yörüngede minimum değer 0.009 ile tüm algoritmalar tarafından elde edilirken; kare yörüngede ise, 0.023 değeriyle en iyi değer PSO algoritması tarafından elde edilmiştir.

Z eksenli hata değerlendirmesine göre, IAE uygunluk fonksiyonu için en iyi sonuçlar spiral yörüngede 0.001 değeriyle PSO'da iken, kare yörünge ise, 0.005 değeriyle ABC algoritmasındadır. ISE uygunluk fonksiyonunda en düşük değer, 0.004 ile spiral yörüngede tüm algoritmalar tarafından elde edilirken; kare yörüngede ise aynı değer GWO algoritması tarafından elde edilmiştir. ITAE uygunluk fonksiyonuna göre, spiral yörüngede minimum değer 0.002 ile DE algoritmasına aitken, kare yörüngede 0.005 değeriyle GWO ve DE algoritmalarına aittir. ITSE uygunluk fonksiyonunda ise, spiral yörüngede minimum değer 0.003 ile GWO ve DE tarafından elde edilirken; kare yörüngede ise, 0.005 değeriyle ABC algoritması tarafından elde edilmiştir.

Yuvarlanma eksenli hata değerlendirmesine göre, IAE uygunluk fonksiyonu için en iyi sonuçlar spiral yörüngede 0.233 değeriyle ABC algoritmasıyla elde edilirken; kare yörünge ise, 0.269 değeriyle GWO algoritması tarafından elde edilmiştir. ISE uygunluk fonksiyonunda, spiral yörünge için minimum değer 0.260 ile ABC'ye aitken, kare yörüngede ise bu değer, 0.450 ile GWO algoritmasına aittir. ITAE uygunluk fonksiyonuna göre, minimum değer spiral yörüngede 0.221 ile ABC'de iken kare yörüngede ise 0.107 değeriyle PSO'ya aittir. ITSE uygunluk fonksiyonunda ise, spiral yörüngede minimum değer 0.233 ile ABC tarafından elde edilirken; kare yörüngede ise, 0.419 değeriyle GWO algoritması tarafından elde edilmiştir.

Yunuslama eksenli hata değerlendirmesine göre, IAE uygunluk fonksiyonunda minimum değer, spiral yörünge için 1.356 değeriyle ABC'de iken, kare yörüngede ise, 1.197 değeriyle GWO algoritmasındadır. ISE kriteri için, spiral yörüngede minimum değer 0.980 ile kare yörüngede ise, 1.116 değeriyle GWO algoritmasına aittir. ITAE kriteri için, spiral yörüngede minimum değer 2.534 ile ABC tarafından elde edilirken; kare yörüngede ise, 0.338 değeriyle DE algoritması tarafından elde edilmiştir. ITSE kriteri için, spiral yörüngede minimum değer 2.098 ile PSO tarafından elde edilirken; kare yörüngede ise, 0.665 değeriyle DE algoritması tarafından elde edilmiştir.

Sapma eksenli hata değerlendirmesine göre, IAE uygunluk fonksiyonu için en iyi sonuçlar spiral yörüngede 2.611 değeriyle en iyi değer PSO algoritmasındayken, kare

yörüngede ise, 2.820 değeriyle DE algoritmasındadır. ISE uygunluk fonksiyonu için, spiral yörüngede minimum değer 2.650 ile DE tarafından elde edilirken; kare yörüngede ise, 2.679 değeriyle ABC algoritması tarafından elde edilmiştir. ITAE uygunluk fonksiyonuna göre, spiral yörüngede minimum değer 2.735 ile DE algoritmasına aitken, kare yörüngede ise 2.862 değeriyle GWO algoritmasına aittir. ITSE uygunluk fonksiyonu için, spiral yörüngede minimum değer 2.595 ile GWO tarafından elde edilirken; kare yörüngede ise, 2.797 değeriyle ABC algoritması tarafından elde edilmiştir.

Tablo 5.11. Spiral ve kare yörünge hatalarının RMSE değerleri

		$RMSE_{e_x}$		$RMSE_{e_y}$		$RMSE_{e_z}$		$RMSE_{e_\phi}$		$RMSE_{e_\theta}$		$RMSE_{e_\psi}$	
		Spiral	Kare	Spiral	Kare	Spiral	Kare	Spiral	Kare	Spiral	Kare	Spiral	Kare
IAE	PSO	0.025	0.068	0.011	0.035	0.001	0.007	0.253	2.022	3.984	1.585	2.611	2.830
	GWO	0.022	0.063	0.010	0.049	0.005	0.007	0.256	0.269	3.314	1.197	2.937	2.871
	ABC	0.029	0.033	0.009	0.026	0.004	0.005	0.233	3.407	1.356	1.651	2.907	5.974
	DE	0.022	0.032	0.009	0.044	0.004	0.006	0.262	1.528	2.441	3.143	2.738	2.820
ISE	PSO	0.035	0.036	0.013	0.063	0.004	0.005	0.277	0.770	1.013	1.439	2.730	5.994
	GWO	0.031	0.036	0.010	0.048	0.004	0.004	0.272	0.450	0.980	1.116	2.699	2.707
	ABC	0.032	0.039	0.012	0.037	0.004	0.005	0.260	1.974	1.092	2.054	3.594	2.679
	DE	0.031	0.056	0.010	0.038	0.004	0.005	0.276	1.314	0.982	1.690	2.650	3.241
ITAE	PSO	0.024	0.033	0.014	0.093	0.006	0.007	0.429	0.107	2.787	2.486	2.800	3.485
	GWO	0.022	0.081	0.010	0.082	0.004	0.005	0.249	0.606	3.372	0.423	2.947	2.862
	ABC	0.0350	0.025	0.012	0.058	0.004	0.006	0.221	1.321	2.534	3.646	3.044	2.965
	DE	0.023	0.101	0.010	0.048	0.002	0.005	0.454	0.430	3.368	0.338	2.735	3.190
ITSE	PSO	0.022	0.054	0.009	0.023	0.004	0.006	0.304	1.323	2.098	1.703	2.624	3.363
	GWO	0.022	0.073	0.009	0.038	0.003	0.006	0.277	0.419	2.386	0.984	2.595	3.033
	ABC	0.023	0.037	0.009	0.045	0.004	0.005	0.233	1.261	2.441	5.356	2.901	2.797
	DE	0.022	0.086	0.009	0.045	0.003	0.010	0.278	0.698	2.417	0.665	2.628	2.990

6. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

6.1. Sonuçlar

Bu tezde, dört rotorlu bir insansız hava aracının (quadcopter) farklı PID kontrolcüler kullanarak belirlenen yörüngeyi takip etmesi üzerine odaklanılmıştır. Bu kontrolcülerin kazançları için PSO, GWO, ABC ve DE algoritmaları kullanarak optimum değerler belirlenmiştir. IAE, ISE, ITAE ve ITSE amaç fonksiyonları spiral ve kare yörünge için karşılaştırılmışlardır.

Spiral yörünge sürekli bir fonksiyon olarak belirlenirken, kare yörünge parçalı fonksiyon yani süreksiz fonksiyon olarak oluşturulmuştur. Metasezgisel algoritmalar, arama alanını iteratif olarak keşfederek çalışır ve optimum bir çözüm bulunana kadar çözümleri kademeli olarak iyileştirir. Sürekli fonksiyonlar için çok uygundur çünkü fonksiyonun düzgünlüğü veya türevlenebilirliği hakkında herhangi bir varsayıma dayanmazlar. Karmaşık, doğrusal olmayan ve çok modlu fonksiyonlar üzerinde etkin sonuçlar verebilirler. Süreksiz fonksiyonlarda ise değerlerinde veya türevlerinde süreksizlikler veya ani değişiklikler meydana geldiğinden, en uygun çözümleri bulmak optimizasyon algoritmaları için ek zorluklar oluşturur. Süreksiz fonksiyonları optimize etmek için metasezgisel algoritmalar hala uygulanabilir, ancak performansları süreksizliklerin doğasına bağlı olarak değişebilir. Beklendiği şekilde spiral yörüngeye ait en iyi uygunluk fonksiyonu değerleri tüm kriterler için kare yörüngeye ait değerlerden daha iyi sonuç vermiştir.

Spiral yörünge için x eksenindeki en düşük maksimum hata değeri 0.129m ile DE-IAE ve DE-ITSE tarafından elde edilirken, aşmalar karşılaştırıldığında spiral yörüngede 0.020m ile en düşük aşma GWO-IAE ve GWO-ITAE tarafından elde edilmiştir. RMSE değerleri incelendiğinde 0.022 ile GWO-IAE, DE-IAE, GWO-ITAE, GWO-ITSE ve DE-ITSE tarafından elde edilmiştir. Spiral yörünge için y eksenindeki en düşük maksimum hata değeri 0.014m ile ITSE uygunluk fonksiyonunda tüm algoritmalarda gözlenmiştir. Aynı eksenindeki en düşük aşma 0.014m ile DE-IAE ve ABC-ITSE tarafından elde edilmiştir. Bu eksenindeki en iyi RMSE değeri 0.009 olarak ABC-IAE, DE-IAE ve ITSE'de tüm algoritmalarda gözlenmiştir. Spiral yörünge için z eksenindeki en düşük maksimum hata değeri 0.01m ve RMSE 0.001 olarak PSO-IAE tarafından elde edilmiştir. Aynı eksenindeki aşmalar karşılaştırıldığında spiral yörüngede tüm durumlar sifira yakın değerler almaktadır.

Spiral yörünge için yuvarlanma eksenindeki en düşük maksimum hata değeri 1.16° ile ABC-IAE tarafından ve en düşük aşma 0.500° ile DE-ISE tarafından elde edilmiştir. En düşük RMSE değerinde ise 0.233 ile IAE, ITAE ve ITSE uygunluk fonksiyonlarında ABC algoritmasına aittir. Spiral yörünge için yunuslama eksenindeki en düşük hata değeri 7.578° ile ve en düşük aşma 0.206° ile PSO-ISE'ye aittir. En düşük RMSE değerleri 0.98 ile GWO-ISE ve DE-ISE'de gözlenmiştir. Spiral yörünge için sapma eksenindeki en düşük aşma değeri 0.10° ile ABC-ISE tarafından elde edilmiştir. En düşük RMSE değeri ise 2.595 'dir. Genel olarak spiral yörüngede sonuçlar birbirine yakın olsa da GWO ve DE algoritmaları; ISE ve ITSE uygunluk fonksiyonları ön plana çıkmaktadır.

Kare yörünge için x eksenindeki en düşük maksimum hata $0.083m$ ile ABC-ITAE tarafından elde edilirken, en düşük aşma $0.084m$ ile ABC-ITAE ve PSO-ITAE tarafından elde edilmiştir. RMSE değerlerinde ise 0.025 ile ABC-ITAE'de gözlenmiştir. Kare yörünge için y eksenindeki performanslardan sırasıyla en düşük maksimum hata, en düşük aşma ve en düşük RMSE değerleri $0.061m$, $0.060m$ ve 0.023 ile PSO-ITSE'ye aittir. Kare yörünge için z eksenindeki en düşük maksimum hata değeri $0.020m$ ile ve en düşük aşma $0.020m$ ile PSO-ITSE'de gözlenmiştir. RMSE değerinde ise en düşük değer 0.004 ile GWO-ISE tarafından elde edilmiştir.

Kare yörünge için yuvarlanma eksenindeki en düşük maksimum hata değeri 0.265° olarak, en düşük aşma 0.291° ile ve en düşük RMSE 0.107 değerleriyle PSO-ITAE'ye aittir. Kare yörünge için yunuslama eksenindeki en düşük maksimum hata değeri 0.881° ile, en düşük aşma 0.604° ile ve en düşük RMSE değeri 0.338° ile DE-ITAE tarafından elde edilmiştir. Sapma eksenindeki en düşük aşma 0.092° ile ABC-IAE'ye aitken, en düşük RMSE değeri ise 2.679 değeriyle ABC-ISE'ye aittir. Kare yörüngede her bir eksen ayrı ayrı incelendiğinde genel olarak PSO algoritmasıyla ITAE ve ITSE uygunluk fonksiyonları ön plana çıkmaktadır. Ama bu yörüngedeki sıçrama noktaları göz önüne alınarak uygunluk fonksiyonları için üç boyutlu kare yörünge takibi grafikleri incelendiğinde ABC algoritması referansa en yakın sonuçlar üretmiştir.

6.2. Öneriler

Optimizasyon algoritmalarının parametrelerini manuel ayarlama ihtiyacını en aza indirmek ve algoritma performansını iyileştirmek için bu parametrelerin dinamik olarak ayarlanması araştırılabilir. Farklı algoritmaların güçlü yönlerinden yararlanmak için algoritmalar diğer optimizasyon teknikleriyle birleştirilebilir. PID kontrolcü yerine

uyarlanabilir PID üzerine yoğunlaşılabilir. Ayrıca, bu algoritmalar gerçek bir sistem üzerinde test edilebilir ve farklı kontrolcüler için denenebilir.

7. KAYNAKLAR

- Ahmad, F., Kumar, P., Bhandari, A., & Patil, P. P. (2020). Simulation of the Quadcopter Dynamics with LQR based Control. *Materials Today: Proceedings*, 24, 326–332. <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2020.04.282>
- Ahmad, M. F., Isa, N. A. M., Lim, W. H., & Ang, K. M. (2022). Differential evolution: A recent review based on state-of-the-art works. *Alexandria Engineering Journal*, 61(5), 3831–3872. <https://doi.org/10.1016/J.AEJ.2021.09.013>
- Akram, S., & ul Ann, Q. (2015). Newton Raphson Method. *International Journal of Scientific & Engineering Research*, 6(7). <http://www.ijser.org>
- Alexandrov, V., Rezkov, I., Shatov, D., & Chestnov, V. (2021). Discrete-time H_{∞} optimization for quadcopter altitude control. *2021 29th Mediterranean Conference on Control and Automation, MED 2021*, 126–131. <https://doi.org/10.1109/MED51440.2021.9480354>
- Alkamachi, A., & Erçelebi, E. (2017). Modelling and Genetic Algorithm Based-PID Control of H-Shaped Racing Quadcopter. *Arabian Journal for Science and Engineering*, 42(7), 2777–2786. <https://doi.org/10.1007/S13369-017-2433-2/METRICS>
- Antsaklis, P. J., Passino, K. M., & Wang, S. J. (1991). An Introduction to Autonomous Control Systems. *IEEE Control Systems*, 11(4), 5–13. <https://doi.org/10.1109/37.88585>
- Ataka, A., Tnunay, H., Inovan, R., Abdurrohman, M., Preastianto, H., Cahyadi, A. I., & Yamamoto, Y. (2013). Controllability and observability analysis of the gain scheduling based linearization for UAV quadrotor. *Proceedings of 2013 International Conference on Robotics, Biomimetics, Intelligent Computational Systems, ROBIONETICS 2013*, 212–218. <https://doi.org/10.1109/ROBIONETICS.2013.6743606>
- Bao, N., Ran, X., Wu, Z., Xue, Y., & Wang, K. (2018). Research on attitude controller of quadcopter based on cascade PID control algorithm. *Proceedings of the 2017 IEEE 2nd Information Technology, Networking, Electronic and Automation Control Conference, ITNEC 2017, 2018-Janua*, 1493–1497. <https://doi.org/10.1109/ITNEC.2017.8285044>
- BAYKAR Teknoloji |. Tarihinde 04 Mayıs 2023, adresinden erişildi <https://baykartech.com/tr/cezeri-ucan-araba/>
- Behrooz, F., Mariun, N., Marhaban, M. H., Radzi, M. A. M., & Ramli, A. R. (2018). Review of control techniques for HVAC systems-nonlinearity approaches based on fuzzy cognitive maps. *Energies*, 11(3), 495. <https://doi.org/10.3390/en11030495>
- Bhatia, A. K., Jiang, J., Zhen, Z., Ahmed, N., & Rohra, A. (2019). Projection modification based robust adaptive backstepping control for multipurpose quadcopter UAV. *IEEE Access*, 7, 154121–154130. <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2019.2946416>
- Bouabdallah, S. (2007). Design and Control of Quadrotors With Application To Autonomous Flying. *École Polytechnique Fédérale De Lausanne, À La Faculté Des Sciences Et Techniques De L'Ingénieur*, 3727(3727), 61. http://biblion.epfl.ch/EPFL/theses/2007/3727/EPFL_TH3727.pdf
- Bresciani, T. (2008). Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter. *Master's Thesis, October*, 1–184. <http://www.control.lth.se/publications/>
- Buchala, K. (2018). *Control Laws for Autonomous Landing on Pitching Decks*. <https://repository.lib.fit.edu/handle/11141/2549>
- Can, M. S., & Ercan, H. (2022). Real-time tuning of PID controller based on optimization algorithms for a quadrotor. *Aircraft Engineering and Aerospace*

- Technology*, 94(3), 418–430. <https://doi.org/10.1108/AEAT-06-2021-0173>
- Chi, H., Nguyen, M.-T., Le, M.-H., Vo, A.-K., Tran, V.-D., Vu, V.-P., Ngo, V.-T., & Nguyen, V.-D.-H. (2022). Stabilization Position of Quadcopter Using Vision-Based Corner Detector from Top-Down Footage of Camera. *Journal of Technical Education Science*, 71A, 18–27. <https://doi.org/10.54644/JTE.71A.2022.1132>
- Chirtel, E., Knoll, R., Le, C., Mason, B., Peck, N., Robarge, J., & Lewin, G. C. (2015). Designing a spatially aware, autonomous quadcopter using the android control sensor system. *2015 Systems and Information Engineering Design Symposium, SIEDS 2015*, 35–40. <https://doi.org/10.1109/SIEDS.2015.7117003>
- Dikmen, I. C., Arisoy, A., & Temeltaş, H. (2009). Attitude control of a quadrotor. *RAST 2009 - Proceedings of 4th International Conference on Recent Advances Space Technologies*, 722–727. <https://doi.org/10.1109/RAST.2009.5158286>
- Dorrington, G. E., Ogawa, H., McCarthy, J., & Carrese, R. (2014). Simulation and experimental testing of Leonardo da Vinci's helical rotor. *Proceedings of the 19th Australasian Fluid Mechanics Conference, AFMC 2014*. <https://people.eng.unimelb.edu.au/imarusic/proceedings/19/421.pdf>
- Elkholy, H. talla M. N. (2014). Dynamic modeling and control of a Quadrotor using linear and nonlinear approaches. *Theses and Dissertations*. <https://fount.aucegypt.edu/etds/1292>
- Farber, B. E., & Richards, C. M. (2022). Adaptive control and parameter-dependent anti-windup compensation for inertia-varying quadcopters*. *International Journal of Control*. <https://doi.org/10.1080/00207179.2022.2138555>
- Faris, H., Aljarah, I., Al-Betar, M. A., & Mirjalili, S. (2018). Grey wolf optimizer: a review of recent variants and applications. *Neural Computing and Applications*, 30(2), 413–435. <https://doi.org/10.1007/S00521-017-3272-5/FIGURES/9>
- Gatteschi, V., Lamberti, F., Paravati, G., Sanna, A., Demartini, C., Lisanti, A., & Venezia, G. (2015). New Frontiers of Delivery Services Using Drones: A Prototype System Exploiting a Quadcopter for Autonomous Drug Shipments. *Proceedings - International Computer Software and Applications Conference*, 2, 920–927. <https://doi.org/10.1109/COMPSAC.2015.52>
- Gude, J. J., & Kahoraho, E. (2010). Modified Ziegler-Nichols method for fractional PI controllers. *Proceedings of the 15th IEEE International Conference on Emerging Technologies and Factory Automation, ETFA 2010*. <https://doi.org/10.1109/ETFA.2010.5641074>
- Guzay, C., & Kumbasar, T. (2022). Aggressive maneuvering of a quadcopter via differential flatness-based fuzzy controllers: From tuning to experiments. *Applied Soft Computing*, 126, 109223. <https://doi.org/10.1016/j.asoc.2022.109223>
- Halim, A. H., Ismail, I., & Das, S. (2021). Performance assessment of the metaheuristic optimization algorithms: an exhaustive review. *Artificial Intelligence Review*, 54(3), 2323–2409. <https://doi.org/10.1007/S10462-020-09906-6/FIGURES/21>
- Hasseni, S. E. I., Abdou, L., & Glida, H. E. (2021). Parameters tuning of a quadrotor PID controllers by using nature-inspired algorithms. *Evolutionary Intelligence*, 14(1), 61–73. <https://doi.org/10.1007/s12065-019-00312-8>
- Honarmand, M., & Shahriari, H. (2021). Geological mapping using drone-based photogrammetry: An application for exploration of vein-type cu mineralization. *Minerals*, 11(6), 585. <https://doi.org/10.3390/min11060585>
- Hosseini Sani, S. K., & Kakavand, E. (2022). Online Sliding Mode-Based Integrated Guidance and Control System for a Quadcopter UAV in the Presence of Unknown Obstacles. *Iranian Journal of Science and Technology - Transactions of Electrical Engineering*, 1–9. <https://doi.org/10.1007/s40998-022-00537-x>

- Houssein, E. H., Gad, A. G., Hussain, K., & Suganthan, P. N. (2021). Major Advances in Particle Swarm Optimization: Theory, Analysis, and Application. *Swarm and Evolutionary Computation*, *63*, 100868. <https://doi.org/10.1016/J.SWEVO.2021.100868>
- Hu, S., & Zheng, P. (2022). Research on Cascade PID Advanced Control of Natural Gas Recondenser Based on PLC. *IEEE Joint International Information Technology and Artificial Intelligence Conference (ITAIC), 2022-June*, 1440–1444. <https://doi.org/10.1109/ITAIC54216.2022.9836809>
- Idrissi, M., Salami, M., & Annaz, F. (2021). Modelling, simulation and control of a novel structure varying quadrotor. *Aerospace Science and Technology*, *119*, 107093. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.107093>
- Jahandideh-Tehrani, M., Bozorg-Haddad, O., & Loáiciga, H. A. (2020). Application of particle swarm optimization to water management: an introduction and overview. *Environmental Monitoring and Assessment*, *192*(5), 1–18. <https://doi.org/10.1007/S10661-020-8228-Z/TABLES/1>
- Jeelani, I., & Gheisari, M. (2021). Safety challenges of UAV integration in construction: Conceptual analysis and future research roadmap. *Safety Science*, *144*, 105473. <https://doi.org/10.1016/J.SSCI.2021.105473>
- Jiang, F., Pourpanah, F., & Hao, Q. (2020). Design, Implementation, and Evaluation of a Neural-Network-Based Quadcopter UAV System. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, *67*(3), 2076–2085. <https://doi.org/10.1109/TIE.2019.2905808>
- Jiao, Q., Liu, J., Zhang, Y., & Lian, W. (2018). Analysis and design the controller for quadrotors based on PID control method. *Proceedings - 2018 33rd Youth Academic Annual Conference of Chinese Association of Automation, YAC 2018*, 88–92. <https://doi.org/10.1109/YAC.2018.8406352>
- Joseph, E., & O, O. O. (2017). Cohen-coon PID Tuning Method; A Better Option to Ziegler Nichols-PID Tuning Method. *International Journal of Recent Engineering Research and Development (IJRERD) www.ijrerd.com //*, *02*(11), 141–145. www.ijrerd.com
- Ju, C., Kim, J., Seol, J., & Son, H. II. (2022). A review on multirobot systems in agriculture. *Çinde Computers and Electronics in Agriculture* (C. 202, s. 107336). Elsevier. <https://doi.org/10.1016/j.compag.2022.107336>
- Karaboga, D. (2005). An idea based on Honey Bee Swarm for Numerical Optimization. *Technical Report TR06, Erciyes University, TR06*, 10. http://abc.erciyes.edu.tr/pub/tr06_2005.pdf
- Karaboga, Dervis, & Akay, B. (2009). A comparative study of Artificial Bee Colony algorithm. *Applied Mathematics and Computation*, *214*(1), 108–132. <https://doi.org/10.1016/J.AMC.2009.03.090>
- Karaboga, Dervis, & Basturk, B. (2007). A powerful and efficient algorithm for numerical function optimization: Artificial bee colony (ABC) algorithm. *Journal of Global Optimization*, *39*(3), 459–471. <https://doi.org/10.1007/S10898-007-9149-X/METRICS>
- Karaboga, Dervis, Gorkemli, B., Ozturk, C., & Karaboga, N. (2014). A comprehensive survey: Artificial bee colony (ABC) algorithm and applications. *Artificial Intelligence Review*, *42*(1), 21–57. <https://doi.org/10.1007/S10462-012-9328-0/METRICS>
- Kayacan, E., & Maslim, R. (2017). Type-2 Fuzzy Logic Trajectory Tracking Control of Quadrotor VTOL Aircraft With Elliptic Membership Functions. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, *22*(1), 339–348.

- <https://doi.org/10.1109/TMECH.2016.2614672>
- Kefayat, M., Lashkar Ara, A., & Nabavi Niaki, S. A. (2015). A hybrid of ant colony optimization and artificial bee colony algorithm for probabilistic optimal placement and sizing of distributed energy resources. *Energy Conversion and Management*, 92, 149–161. <https://doi.org/10.1016/J.ENCONMAN.2014.12.037>
- Kennedy, J., & Eberhart, R. (1995). Particle swarm optimization. *Proceedings of ICNN'95 - International Conference on Neural Networks*, 4, 1942–1948. <https://doi.org/10.1109/ICNN.1995.488968>
- Khanduja, N., & Bhushan, B. (2021). Recent advances and application of metaheuristic algorithms: A survey (2014–2020). *Studies in Computational Intelligence*, 916, 207–228. https://doi.org/10.1007/978-981-15-7571-6_10/COVER
- Khattab, A. (2020). *Fault tolerant control of multi-rotor unmanned aerial vehicles using sliding mode based schemes*. <https://ore.exeter.ac.uk/repository/handle/10871/122974>
- Khodja, M. A., Tadjine, M., Boucherit, M. S., & Benzaoui, M. (2017). Experimental dynamics identification and control of a quadcopter. *2017 6th International Conference on Systems and Control, ICSC 2017*, 498–502. <https://doi.org/10.1109/ICoSC.2017.7958668>
- Kimura, T., Hoshino, K., Asano, Y., Honda, A., Motooka, N., & Ohtsuka, T. (2022). Application of Nonlinear Model Predictive Control to Quadcopter Equipped with Internal Control System. *Proceedings of 2022 SICE International Symposium on Control Systems, SICE ISCS 2022*, 51–57. <https://doi.org/10.23919/SICEISCS54350.2022.9754519>
- Kumar, R., Deshpande, A. M., Wells, J. Z., & Kumar, M. (2020). Flight control of sliding arm quadcopter with dynamic structural parameters. *IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 1358–1363. <https://doi.org/10.1109/IROS45743.2020.9340694>
- Lenton, D. (2018). The Measure of: Volocopter flying taxi. *Engineering & Technology*, 13(7), 10–11. <https://doi.org/10.1049/et.2018.0712>
- Liang, H., Lee, S.-C., Bae, W., Kim, J., & Seo, S. (2023). Towards UAVs in Construction: Advancements, Challenges, and Future Directions for Monitoring and Inspection. *Drones 2023, Vol. 7, Page 202*, 7(3), 202. <https://doi.org/10.3390/DRONES7030202>
- Liu, R., Hu, E. D., Zhu, Z., Mao, L., & Ma, Z. (2020). Study on temperature control system of ceramic kiln based on fuzzy PID cascade. *Proceedings of 2020 IEEE 4th Information Technology, Networking, Electronic and Automation Control Conference, ITNEC 2020*, 1769–1772. <https://doi.org/10.1109/ITNEC48623.2020.9085049>
- Luck, R., & Ray, A. (1994). Experimental verification of a delay compensation algorithm for integrated communication and control systems. *International Journal of Control*, 59(6), 1357–1372. <https://doi.org/10.1080/00207179408923135>
- Mardan, M., Esfandiari, M., & Sepehri, N. (2017). Attitude and position controller design and implementation for a quadrotor. *International Journal of Advanced Robotic Systems*, 14(3). <https://doi.org/10.1177/1729881417709242>
- Martins, L., Cardeira, C., & Oliveira, P. (2021). Feedback Linearization with Zero Dynamics Stabilization for Quadrotor Control. *Journal of Intelligent and Robotic Systems: Theory and Applications*, 101(1), 1–17. <https://doi.org/10.1007/s10846-020-01265-2>
- Meshram, P. M., & Kanojiya, R. G. (2012). Tuning of PID controller using Ziegler-Nichols method for speed control of DC motor. *IEEE-International Conference on*

- Advances in Engineering, Science and Management, ICAESM-2012*, 117–122.
<https://ieeexplore.ieee.org/abstract/document/6216102>
- Mian, A. A., & Wang, D. (2008). Modeling and backstepping-based nonlinear control strategy for a 6 DOF quadrotor helicopter. *Chinese Journal of Aeronautics*, 21(3), 261–268. [https://doi.org/10.1016/S1000-9361\(08\)60034-5](https://doi.org/10.1016/S1000-9361(08)60034-5)
- Minorsky., N. (1922). DIRECTIONAL STABILITY OF AUTOMATICALLY STEERED BODIES. *Journal of the American Society for Naval Engineers*, 34(2), 280–309. <https://doi.org/10.1111/j.1559-3584.1922.tb04958.x>
- Mirjalili, S., Mirjalili, S. M., & Lewis, A. (2014). Grey Wolf Optimizer. *Advances in Engineering Software*, 69, 46–61.
<https://doi.org/10.1016/J.ADVENGSOFT.2013.12.007>
- Mitrishkin, Y. V., & Kruzhkov, V. I. (2020, Haziran 1). Two-cascade multiloop control system of a plasma shape in a tokamak with decoupling and robust PID-controllers. *Proceedings of 2020 15th International Conference on Stability and Oscillations of Nonlinear Control Systems (Pyatnitskiy's Conference), STAB 2020*.
<https://doi.org/10.1109/STAB49150.2020.9140722>
- Nie, Z. Y., Li, Z., Wang, Q. G., Gao, Z., & Luo, J. (2022). A unifying Ziegler–Nichols tuning method based on active disturbance rejection. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 32(18), 9525–9541.
<https://doi.org/10.1002/rnc.5848>
- Niu, P., Niu, S., liu, N., & Chang, L. (2019). The defect of the Grey Wolf optimization algorithm and its verification method. *Knowledge-Based Systems*, 171, 37–43.
<https://doi.org/10.1016/J.KNOSYS.2019.01.018>
- Njinwoua, B. J., & Wouwer, A. Vande. (2018). Cascade attitude control of a quadcopter in presence of motor asymmetry *. *IFAC-PapersOnLine*, 51(4), 113–118.
<https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2018.06.055>
- Noordin, A., Mohd Basri, M. A., & Mohamed, Z. (2023). Real-Time Implementation of an Adaptive PID Controller for the Quadrotor MAV Embedded Flight Control System. *Aerospace 2023, Vol. 10, Page 59, 10(1)*, 59.
<https://doi.org/10.3390/AEROSPACE10010059>
- Oflaz, T. (2013). *Dört rotorlu hava aracının irtifa denetimi için doğrusal olmayan denetleyici tasarımı ve uygulaması*. <http://dspace.yildiz.edu.tr/xmlui/handle/1/2867>
- Oguz Canbek, K., & Oniz, Y. (2021). Real-Time Implementation of an Interval Type-2 Fuzzy Logic Controller for the Trajectory Tracking of an UAV. *ISMSIT 2021 - 5th International Symposium on Multidisciplinary Studies and Innovative Technologies, Proceedings*, 418–423.
<https://doi.org/10.1109/ISMSIT52890.2021.9604539>
- Oh, S. K., Jang, H. J., & Pedrycz, W. (2011). Optimized fuzzy PD cascade controller: A comparative analysis and design. *Simulation Modelling Practice and Theory*, 19(1), 181–195. <https://doi.org/10.1016/j.simpat.2010.06.004>
- Ong, S. (2019). Electric air taxi flies over Singapore - [News]. *IEEE Spectrum*, 56(12), 7–8. <https://doi.org/10.1109/MSPEC.2019.8913820>
- Özsoy, V. S., Ünsal, M. G., & Örkücü, H. H. (2020). Use of the heuristic optimization in the parameter estimation of generalized gamma distribution: comparison of GA, DE, PSO and SA methods. *Computational Statistics*, 35(4), 1895–1925.
<https://doi.org/10.1007/S00180-020-00966-4/TABLES/18>
- Patel, V. V. (2020). Ziegler-Nichols Tuning Method: Understanding the PID Controller. *Resonance*, 25(10), 1385–1397. <https://doi.org/10.1007/s12045-020-1058-z>
- Pi, C. H., Ruan, L., Yu, P., Su, Y., Cheng, S., & Tsao, T. C. (2021). A Simple Six Degree-of-Freedom Aerial Vehicle Built on Quadcopters. *CCTA 2021 - 5th IEEE*

- Conference on Control Technology and Applications*, 329–334.
<https://doi.org/10.1109/CCTA48906.2021.9658811>
- Radiansyah, S., Kusriani, M. D., & Prasetyo, L. B. (2017). Quadcopter applications for wildlife monitoring. *IOP Conference Series: Earth and Environmental Science*, 54(1), 012066. <https://doi.org/10.1088/1755-1315/54/1/012066>
- Raja, G. L., & Ali, A. (2017). Series cascade control: An outline survey. *2017 Indian Control Conference, ICC 2017 - Proceedings*, 409–414.
<https://doi.org/10.1109/INDIANCC.2017.7846509>
- Rao, J., Li, B., Zhang, Z., Chen, D., & Giernacki, W. (2022). Position Control of Quadrotor UAV Based on Cascade Fuzzy Neural Network. *Energies 2022, Vol. 15, Page 1763, 15(5)*, 1763. <https://doi.org/10.3390/EN15051763>
- Razmi, H., & Afshinfar, S. (2019). Neural network-based adaptive sliding mode control design for position and attitude control of a quadrotor UAV. *Aerospace Science and Technology*, 91, 12–27. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.04.055>
- Sabatino, F. (2015). Quadrotor control: modeling, nonlinear control design, and simulation. *KTH Electrical Engineering, June*.
- Saif, E., Ilyas, , & Glu, E. . (2022). Modelling of quad-rotor dynamics and Hardware-in-the-Loop simulation. *The Journal of Engineering*, 2022(10), 937–950.
<https://doi.org/10.1049/TJE2.12152>
- Salih, A. L., Moghavvemi, M., Mohamed, H. A. F., & Gaeid, K. S. (2010). Flight PID controller design for a UAV quadrotor. *Scientific Research and Essays*, 5(23), 3660–3667. <http://www.academicjournals.org/SRE>
- Sandamini, C., Maduranga, M. W. P., Tilwari, V., Yahaya, J., Qamar, F., Nguyen, Q. N., & Ibrahim, S. R. A. (2023). A Review of Indoor Positioning Systems for UAV Localization with Machine Learning Algorithms. *Electronics 2023, Vol. 12, Page 1533, 12(7)*, 1533. <https://doi.org/10.3390/ELECTRONICS12071533>
- Saribas, H., Tatli, A., & Onrat, A. (2018). Control of unmanned aerial vehicles using self tuning fuzzy PID. *26th IEEE Signal Processing and Communications Applications Conference, SIU 2018*, 1–4.
<https://doi.org/10.1109/SIU.2018.8404778>
- Sen, R., Pati, C., Dutta, S., & Sen, R. (2015). Comparison Between Three Tuning Methods of PID Control for High Precision Positioning Stage. *Mapan - Journal of Metrology Society of India*, 30(1), 65–70. <https://doi.org/10.1007/s12647-014-0123-z>
- Sheta, A., Braik, M., Maddi, D. R., Mahdy, A., Aljahdali, S., & Turabieh, H. (2021). Optimization of PID Controller to Stabilize Quadcopter Movements Using Meta-Heuristic Search Algorithms. *Applied Sciences 2021, Vol. 11, Page 6492, 11(14)*, 6492. <https://doi.org/10.3390/APP11146492>
- Stevens, J.-L. (2021). *Autonomous Visual Navigation of a Quadrotor VTOL in complex and dense environments*.
- Storn, R., & Price, K. (1995). Differential evolution - A simple and efficient adaptive scheme for global optimization over continuous spaces. *Içinde Technical Report (C. 11, Sayı TR-95-012)*. <https://cir.nii.ac.jp/crid/1570854176355305984>
- Storn, R., & Price, K. (1996). Minimizing the real functions of the ICEC'96 contest by differential evolution. *Proceedings of the IEEE Conference on Evolutionary Computation*, 842–844. <https://doi.org/10.1109/ICEC.1996.542711>
- Storn, R., & Price, K. (1997). Differential Evolution-A Simple and Efficient Heuristic for Global Optimization over Continuous Spaces. *Journal of Global Optimization*, 11, 341–359.
- Sun, M., Yang, L., Chang, Y., Ma, L., He, Y., & Song, J. (2022). A Mass Adaptive PID

- Controller for Quadcopter with Different Burdens. *Lecture Notes in Electrical Engineering*, 861 LNEE, 2910–2918. https://doi.org/10.1007/978-981-16-9492-9_285/FIGURES/6
- Ullah, S., Mehmood, A., Khan, Q., Rehman, S., & Iqbal, J. (2020). Robust Integral Sliding Mode Control Design for Stability Enhancement of Under-actuated Quadcopter. *International Journal of Control, Automation and Systems*, 18(7), 1671–1678. <https://doi.org/10.1007/s12555-019-0302-3>
- Usman, M. (2020). Quadcopter modelling and control with MATLAB/Simulink implementation. *Bachelor's Thesis 2019 LAB University of Applied Sciences Technology Lappenranta*, 68. <http://www.theseus.fi/handle/10024/333992>
- Wade, H. (2007). Basic and advanced regulatory control: System design and application. *ISA Expo 2007*, 3, 1817–1836. <https://www.scribd.com/document/338878744/21458-Basic-and-Advanced-Regulatory-Control-System-Design-and-Application-pdf>
- Wang, D., Wang, M., & Li, Y. (2020). Genetic and fuzzy fusion algorithm for coal-feeding optimal control of coal-fired power plant. *Proceedings - 2020 International Symposium on Computer, Consumer and Control, IS3C 2020*, 500–503. <https://doi.org/10.1109/IS3C50286.2020.00136>
- Wang, Q. G., Lee, T. H., Fung, H. W., Bi, Q., & Zhang, Y. (1999). PID tuning for improved performance. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 7(4), 457–465. <https://doi.org/10.1109/87.772161>
- Xuan-Mung, N., & Hong, S. K. (2019). Improved Altitude Control Algorithm for Quadcopter Unmanned Aerial Vehicles. *Applied Sciences 2019, Vol. 9, Page 2122*, 9(10), 2122. <https://doi.org/10.3390/APP9102122>
- Yadav, D., Singh, G., Singh, B. M., Chauhan, H., Varshney, K. G., & Singh, G. (2018). Quadcopter for agriculture. *International Research Journal of Engineering and Technology*, 5(5), 1889–1892. www.irjet.net
- Yagmur, N., & Alagoz, B. B. (2019). Comparison of solutions of numerical gradient descent method and continuous time gradient descent dynamics and Lyapunov stability. *27th Signal Processing and Communications Applications Conference, SIU 2019*. <https://doi.org/10.1109/SIU.2019.8806396>
- Yazid, E., Garrat, M., & Santoso, F. (2019). Optimal PD Tracking Control of a Quadcopter Drone Using Adaptive PSO Algorithm. *2018 International Conference on Computer, Control, Informatics and its Applications: Recent Challenges in Machine Learning for Computing Applications, IC3INA 2018 - Proceeding*, 146–151. <https://doi.org/10.1109/IC3INA.2018.8629504>
- Yılmaz, İ., Keiyinci, S., Çam, Ö., Karcı, A., Gövde Motor Bölümü, U., ve Uzay Bilimleri Fakültesi, H., & Üniversitesi, E. (2017). Çırpın kanadın aerodinamik parametrelerinin deneysel olarak incelenmesi. *Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University*, 32, 1035–1050. <https://doi.org/10.17341/gazimmfd.369354>
- Zaheer, Z., Usmani, A., Khan, E., & Qadeer, M. A. (2016). Aerial surveillance system using UAV. *IFIP International Conference on Wireless and Optical Communications Networks, WOCN, 2016-Novem*. <https://doi.org/10.1109/WOCN.2016.7759885>
- Zainuddin, K., Ghazali, N., & Arof, Z. M. (2016, Mart 9). The feasibility of using low-cost commercial unmanned aerial vehicle for small area topographic mapping. *Proceedings of the 2015 IEEE International Conference on Aerospace Electronics and Remote Sensing, ICARES 2015*. <https://doi.org/10.1109/ICARES.2015.7429825>

- Zhu, X. Z., Cabecinhas, D., Xie, W., Casau, P., Silvestre, C., Batista, P., & Oliveira, P. (2022). Kalman–Bucy filter-based tracking controller design and experimental validations for a quadcopter with parametric uncertainties and disturbances. *International Journal of Systems Science*.
<https://doi.org/10.1080/00207721.2022.2096939>
- Zuñiga-Peña, N. S., Hernández-Romero, N., Seck-Tuoh-mora, J. C., Medina-Marin, J., & Barragan-Vite, I. (2021). Improving 3D Path Tracking of Unmanned Aerial Vehicles through Optimization of Compensated PD and PID Controllers. *Applied Sciences* 2022, Vol. 12, Page 99, 12(1), 99. <https://doi.org/10.3390/APP12010099>