T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SİVİL HAVACILIK ANABİLİM DALI

İNOVATİF YÖNTEMLERLE KUADKOPTER MODELLENMESİ, KONTROLÜ VE GERÇEK ZAMANLI UYGULAMALARI

Hazırlayan
Oğuz KÖSE

Danışman
Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

Doktora Tezi

Mart 2021
KAYSERİ

T.C.
ERCİYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
SİVİL HAVACILIK ANABİLİM DALI

İNOVATİF YÖNTEMLERLE KUADKOPTER MODELLENMESİ, KONTROLÜ VE GERÇEK ZAMANLI UYGULAMALARI

(Doktora Tezi)

Hazırlayan
Oğuz KÖSE

Danışman
Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

Mart 2021
KAYSERİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK

Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir şekilde elde edildiğini beyan ederim. Aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektirdiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

Oğuz KÖSE

“İnovatif Yöntemlerle Kuadkopter Modellenmesi, Kontrolü ve Gerçek Zamanlı Uygulamaları” adlı Doktora tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi’ ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Hazırlayan	**Danışman**
Oğuz KÖSE	Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

Sivil Havacılık ABD Başkanı

Prof. Dr. İlke TÜRKMEN

Doç. Dr. Tuğrul OKTAY danışmanlığında **Oğuz KÖSE** tarafından hazırlanan **"İnovatif Yöntemlerle Kuadkopter Modellenmesi, Kontrolü ve Gerçek Zamanlı Uygulamaları"** adlı bu çalışma jürimiz tarafından Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü **Sivil Havacılık** Anabilim Dalında **Doktora** tezi olarak kabul edilmiştir.

……/……. / …….

JÜRİ:

Danışman : Doç. Dr. Tuğrul OKTAY .....

Üye : Prof. Dr. Aytekin BAĞIŞ .....

Üye : Doç. Dr. Mehmet KONAR .....

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Kamil Fatih DİLAVER .....

Üye : Dr. Öğr. Üyesi Mehmet Kürşat YALÇIN .....

ONAY:

Bu tezin kabulü Enstitü Yönetim Kurulunun ……...… tarih ve ……..……sayılı kararı ile onaylanmıştır.

……. /……../ ……

Prof. Dr. Mehmet AKKURT

Enstitü Müdürü

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım süresince farklı bakış açıları ve bilimsel katkılarıyla bana yol gösteren kıymetli Doç. Dr. Tuğrul OKTAY hocama teşekkürü bir borç bilirim.

Ayrıca; çalışmalarım süresince sabır göstererek beni daima destekleyen, yakın ilgi ve yardımlarını esirgemeyen ve bu günlere gelmemde en büyük katkı sahibi olan aileme canı gönülden teşekkür ederim.

Oğuz KÖSE

Mart 2021, KAYSERİ

İNOVATİF YÖNTEMLERLE KUADKOPTER MODELLENMESİ, KONTROLÜ VE GERÇEK ZAMANLI UYGULAMALARI

Oğuz KÖSE

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü
Doktora Tezi, Mart 2021
Danışman: Doç. Dr. Tuğrul OKTAY

ÖZET

Bu doktora tezinde inovatif yöntemler ile bir kuadkopterin 3 boyutlu tasarım programı ile katı modeli oluşturulmuş ve kontrolü yapılmıştır. İnovatif yöntem olarak başkalaşım sistemi kullanılmıştır. Bu kapsamda aktif başkalaşabilecek şekilde otopilot ile birlikte eş zamanlı olarak kontrol yöntemi uygulanmıştır. Kontrol yöntemi uygulanarak kuadkopterin uçuş performansında iyileştirme sağlanmıştır. Uçuş sırasında aktif olarak başkalaşabilen kuadkopter tasarımı ve uçuş kontrol sistemi eş zamanlı olarak rassal bir optimizasyon yöntemi ile ilk defa bu doktora tezi kapsamında gerçekleştirilmiştir. Kuadkopter ve başkalaşım sisteminin tasarlanması Solidworks programında, simülasyonları ise MATLAB programı ile gerçekleştirilmiştir. Öncelikle kuadkopter dinamik modellemesi gerçekleştirilmiştir. Ardından yanlamasına ve boylamasına durum uzay modelleri elde edilmiştir. MATLAB ortamında kolektif, diferansiyel ve kolektif ile diferansiyel başkalaşım sistemlerinin tüm uçuş durumları üzerinde ayrı ayrı simülasyonları yapılmıştır. Bu simülasyonlarda başkalaşım sistemlerinin uçuş durumları üzerine olan etkileri incelenmiştir. Ardından başkalaşım sistemlerinin rassal optimizasyon yöntemi olan SPSA(Eş Zamanlı Pertürbasyon Rassal Yaklaşım) kullanılarak yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşımdan oluşan maliyet fonksiyonları üzerinde en iyi performansı verecek şekilde kuadkopter ve otopilot sistemi eş zamanlı olarak tasarlanmıştır. Yapılan simülasyonlarda kuadkopter kontrolcüsü olarak oransal integral türev olan PID algoritması kullanılmıştır. Sonuç olarak, başkalaşım parametreleri, PID kazanç parametreleri rassal optimizasyon yöntemi ile kuadkopter performansı iyileştirilmiş ve kontrolü sağlanmıştır.

Anahtar Kelimeler: Kuadkopter, Optimizasyon, Kontrol, İnsansız Hava Aracı (İHA), PID

QUADCOPTER MODELING, CONTROL AND REAL-TIME APPLICATIONS WITH INNOVATIVE METHODS

Oğuz KÖSE

Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences
PhD Thesis, March 2021
Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Tuğrul OKTAY

ABSTRACT

In this PhD thesis, a quadcopter has been designed and controlled using innovative methods. Morphing system has been used as an innovative method. In this context, a control method has been applied simultaneously with the autopilot so that it can be actively morphing. This has improved the flight performance of the quadcopter. Quadcopter design and flight control system, which can actively morphing during flight, were simultaneously realized with a random optimization method within the scope of this PhD thesis. Quadcopter design, morphing system design was carried out in Solidworks program, design and simulations of morphing systems were carried out in MATLAB program. First, quadcopter dynamic modeling has been carried out. Then, lateral and longitudinal state space models were obtained. Separate simulations of collective, differential and collective and differential metamorphosis systems on all flight states were performed in MATLAB environment. In these simulations, the effects of morphing systems on flight conditions were examined. Then, using SPSA (Simultaneous Perturbation Random Approach), which is the random optimization method of morphing systems, quadcopters and autopilot systems were designed simultaneously to give the best performance on cost functions consisting of rise time, settling time and overshoot. The PID algorithm, which is a proportional integral derivative, has been used as a quadcopter controller in the simulations. Quadcopter performance is improved and controlled by random optimization method of morphing parameters, PID gain parameters.

Keywords: Quadcopter, Optimization, Control, Unmanned Aerial Vehicle (UAV), PID

İÇİNDEKİLER

İNOVATİF YÖNTEMLERLE KUADKOPTER MODELLENMESİ, KONTROLÜ VE GERÇEK ZAMANLI UYGULAMALARI

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK ii

YÖNERGEYE UYGUNLUK iii

KABUL VE ONAY iv

TEŞEKKÜR v

ÖZET vi

ABSTRACT vii

İÇİNDEKİLER viii

KISALTMALAR VE SİMGELER xi

TABLOLAR LİSTESİ xiv

ŞEKİLLER LİSTESİ xvi

GİRİŞ 1

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER ve LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. İHA ve Kuadkopter 3

1.2. Literatür Özeti 4

2. BÖLÜM

KUADKOPTER MODELLEMESİ VE BAŞKALAŞIM SİSTEMİ

2.1. Kuadkopter Koordinat Sistemi 16

2.2. Kuadkopter Hareket Tanımlamaları 17

2.2.1. Yanlamasına(Yalpalama) Hareketi 19

2.2.2. Boylamasına(Yunuslama) Hareket 19

2.2.3. Sapma Hareketi 20

2.2.4. Havada Asılı Kalma ve Yukarı Aşağı Yönlü(Yükseklik) Hareket 21

2.3. Kuadkopter Matematiksel Modeli.....22

2.3.1. Kuadkopter Kinematik 22

2.3.2. Kuadkopter Dinamikleri.....24

2.3.3. Kuadkopter Doğrusal Modeli.....26

2.3.4. Kuadkopter Durum Uzay Modeli 27

2.4. Kuadkopter Başkalaşım Sistemi.....28

2.4.1. Artı Konfigürasyon Kuadkopterde Kol Uzunluklarının Değiştirilmesi ile Başkalaşım.....29

2.4.2. Çapraz Konfigürasyon Kuadkopterde Kol Kesişim Açılarının Değiştirilmesi ile Başkalaşım 30

2.4.3. Çapraz Konfigürasyon Kuadkopterde Kol Uzunluklarını Değiştirilmesi ile Başkalaşım.....31

3. BÖLÜM

PID KONTROL ALGORİTMASI VE SPSA OPTİMİZASYON YÖNTEMİ

3.1. PID Kontrol Algoritması 35

3.1.1. Oransal Terim(P).....36

3.1.2. İntegral Terim(I).....37

3.1.3. Türev Terim(D).....37

3.1.4. PID ile Yükseklik Kontrolü 39

3.1.5. PID ile Yanlamasına Hareket Kontrolü 39

3.1.5. PID ile Boylamasına Hareket Kontrolü.....40

3.1.6. PID ile Sapma Kontrolü.....40

3.2. SPSA Optimizasyon Yöntemi.....41

4. BÖLÜM

BULGULAR

4.1.Kuadkopter Yükseklik, Yalpalama, Yunuslamasına ve Sapma Kontrolü 44

4.2. Kolektif Başkalaşımda Yükseklik, Yalpalama, Yunuslama ve Sapma Kontrolü 50

4.3. Diferansiyel Başkalaşımda Yükseklik, Yalpalama, Yunuslama ve Sapma Kontrolü 60

4.4. Kolektif ve Diferansiyel Başkalaşımda Yükseklik, Yalpalama, Yunuslama Kontrolü 71

4.5. SPSA ile Kolektif Başkalaşım Kullanarak Kuadkopter Kontrolü 82

4.6. SPSA ile Diferansiyel Başkalaşım Kullanarak Kuadkopter Kontrolü 91

5. BÖLÜM

SONUÇLAR VE YORUM

KAYNAKÇA 103

ÖZGEÇMİŞ 111

KISALTMALAR VE SİMGELER

Kısaltmalar

Kısaltma	Anlamı
İHA	İnsansız Hava Aracı
SPSA	Simultaneous Perturbation Stochastic Approximation (Eşzamanlı Stokastik Pertürbasyon Yaklaşımı)
PID	Oransal-Integral-Türev(Proportional-Integral-Derivative)
PD	Oransal-Türev(Proportional-Derivative)
LQR	Optimal Kontrol(Linear-Quadratic Regulator)
IMU	Atalet Ölçüm Birimi(Inertial Measurement Unit)
DOF	Serbestlik Derecesi(Degrees of Freedom)
RPM	Dakikadaki Devir(Revolutions per Minute)

Simgeler

Simge	Anlamı
m	Metre
km	Kilometre
s	Saniye
N	Newton
gr	Gram
kg	Kilogram
K_p	Oransal Kazanç
K_i	Integral Kazanç
K_d	Türev Kazanç
I_x	*x*- Ekseni Etrafında Kuadkopter Atalet Momenti
I_y	y- Ekseni Etrafında Kuadkopter Atalet Momenti
I_z	z- Ekseni Etrafında Kuadkopter Atalet Momenti
m	Kuadkopter Kütlesi
l	Kuadkopter Kol Uzunluğu

$Pitch$	Pervane Hatvesi
x	x Eksenindeki Pozisyon
y	y Eksenindeki Pozisyon
z	z Eksenindeki Pozisyon
u	x Ekseni Yönündeki Hız
v	y Ekseni Yönündeki Hız
w	z Ekseni Yönündeki Hız
p	Yatış Oranı
q	Yunuslama Oranı
r	Sapma Oranı
ϕ	Yatış Açısı
θ	Yunuslama Açısı
ψ	Sapma Açısı
g	Yerçekimi İvmesi
Ω	Pervanelerin Toplam Hızı
Ω_1	Ön Pervanenin Hızı
Ω_2	Arka Pervanenin Hızı
Ω_3	Arka Sol Pervanenin Hızı
Ω_4	Ön Sol Pervanenin Hızı
$f_t = U_1$	Yükseklik İtkisi
$\tau_x = U_2$	Yanal Hareket İtkisi
$\tau_y = U_3$	Boylamasına Hareket İtkisi
$\tau_z = U_4$	Sapma Hareket İtkisi
b	İtki Katsayısı
d	Sürüklenme Katsayısı
$x(t)$	Durum Vektörü
$y(t)$	Çıkış Vektörü
$u(t)$	Giriş ya da Kontrol Vektörü
A	Sistem Matrisi
B	Giriş Matrisi
C	Çıkış Matrisi

D	Geri Besleme Matrisi
R	Kuadkopter Gövde Çemberi Yarıçapı
M_{disc}	Kuadkopter Gövde Çemberi Kütlesi
M_{arm}	Kuadkopter Kol Kütlesi
M_{rotor}	Kuadkopter Rotor Kütlesi
J	Maliyet İndeksi
J_{long}	Boylamasına uçuş Maliyet İndeksi
J_{lat}	Yanlamasına Uçuş Maliyet İndeksi
J_{tot}	Toplam Maliyet İndeksi
J_{tot_i}	i. İterasyonun Toplam Maliyet İndeksi
T_{rt}	Yükselme Zamanı
$T_{rt_{long}}$	Boylamasına Uçuş Yükselme Zamanı
$T_{rt_{lat}}$	Yanlamasına Uçuş Yükselme Zamanı
T_{st}	Yerleşme Zamanı
$T_{st_{long}}$	Boylamasına Uçuş Yerleşme Zamanı
$T_{st_{lat}}$	Yanlamasına Uçuş Yerleşme Zamanı
OS	Aşım
OS_{long}	Boylamasına Uçuş Aşım
OS_{lat}	Yanlamasına Uçuş Aşım

TABLOLAR LİSTESİ

Tablo 3.1. PID kazançlarının karakteristikleri 38
Tablo 4.1. Yükseklik kontrolü PID katsayıları 46
Tablo 4.2. Yanlamasına hareket PID katsayıları 47
Tablo 4.3. Boylamasına hareket PID katsayıları 49
Tablo 4.4. Sapma hareketi PID katsayıları 50
Tablo 4.5. Kolektif başkalaşımda kol uzunluğu ve kütle 51
Tablo 4.6. Kolektif başkalaşım atalet momentleri 52
Tablo 4.7. Kolektif başkalaşım yükseklik kontrol PID katsayıları 53
Tablo 4.8. Kolektif başkalaşım yükseklik kontrolü tasarım performans kriterleri 54
Tablo 4.9. Kolektif başkalaşımda yanlamasına hareket kontrol PID katsayıları 55
Tablo 4.10. Kolektif başkalaşım yanlamasına hareket kontrolü tasarım performans kriterleri 56
Tablo 4.11. Kolektif başkalaşım boylamasına hareket kontrol PID katsayıları 57
Tablo 4.12. Kolektif başkalaşım boylamasına hareket kontrolü tasarım performans kriterleri 58
Tablo 4.13. Kolektif başkalaşım sapma hareketi kontrol PID katsayıları 58
Tablo 4.14. Kolektif başkalaşım sapma hareketi kontrolü tasarım performans kriterleri 60
Tablo 4.15. Diferansiyel başkalaşımda kol uzunlukları ve kütle 62
Tablo 4.16. Diferansiyel başkalaşımda atalet momentleri 62
Tablo 4.17. Diferansiyel başkalaşımda yükseklik kontrol PID katsayıları 63
Tablo 4.18. Diferansiyel başkalaşımda yükseklik kontrol tasarım performans kriterleri 64
Tablo 4.19. Diferansiyel başkalaşımda yanlamasına hareket PID katsayıları 65
Tablo 4.20. Diferansiyel başkalaşımda yanlamasına hareket tasarım performans kriterleri 67
Tablo 4.21. Diferansiyel başkalaşımda boylamasına hareket PID katsayıları 67
Tablo 4.22. Diferansiyel başkalaşımda boylamasına hareket tasarım performans kriterleri 69
Tablo 4.23. Diferansiyel başkalaşımda sapma hareketi PID katsayıları 69

Tablo 4.24. Diferansiyel başkalaşımda sapma hareketi tasarım performans kriterleri ... 71
Tablo 4.25. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda kol uzunlukları ve kütle 74
Tablo 4.26. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda atalet momentleri 74
Tablo 4.27. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda yükseklik kontrolü PID katsayıları. 75
Tablo 4.28. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda yükseklik kontrolü tasarım performans kriterleri 76
Tablo 4.29. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda yanlamasına hareket PID katsayıları 76
Tablo 4.30. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda yanlamasına hareket kontrolü tasarım performans kriterleri 79
Tablo 4.31. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda boylamasına hareket PID katsayıları 79
Tablo 4.32. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda boylamasına hareket kontrolü tasarım performans kriterleri 82

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1. (a) George Cayley, (b) Paul Cornu 5
Şekil 1.2. Brequet-Richet Gyroplane No.1 6
Şekil 1.3. Oehmichen no.2 kuadkopter 6
Şekil 1.4. Bothezat kuadkopter 7
Şekil 1.5. D. H. Kaplan model kuadkopter 8
Şekil 2.1. Kuadkopter koordinat sistemi 17
Şekil 2.2. (a) Çapraz Konfigürasyon, (b) Artı Konfigürasyon 18
Şekil 2.3. Çapraz konfigürasyonda rotor dönüş yönleri 18
Şekil 2.4. Yanlamasına hareket 19
Şekil 2.5. Boylamasına hareket 20
Şekil 2.6. Sapma hareketi 21
Şekil 2.7. (a) Yukarı yönlü hareket, (b) Aşağı yönlü hareket 22
Şekil 2.8. (a) Normal kuadkopter, (b) Ön kolu uzamış kuadkopter 30
Şekil 2.9. Kuadkopter kol kesişim açılarının değiştirilmesi 31
Şekil 2.10. (a) Normal kuadkopter (b) Ön ve arka kolları uzamış kuadkopter 32
Şekil 2.11. (a) Normal kuadkopter (b) Ön ve arka kolları kısalmış kuadkopter 32
Şekil 2.12. (a) Normal kuadkopter (b) Diferansiyel başkalaşım 33
Şekil 3.1. PID kontrolör blok diyagramı 35
Şekil 3.2. Oransal kazancın sisteme etkisi 36
Şekil 3.3. İntegral kazancın sisteme etkisi 37
Şekil 3.4. Türev kazancın sisteme etkisi 38
Şekil 3.5. PID ile yükseklik kontrol Matlab blok diyagramı 39
Şekil 3.6. PID ile yanlamasına Matlab blok diyagramı 39
Şekil 3.7. PID ile boylamasına hareket Matlab blok diyagramı 40
Şekil 3.8. PID ile sapma Matlab blok diyagramı 40
Şekil 3.9. Amaç fonksiyonu(Eğer θ_k'da gradyan g pozifitse θ_(k+1)<θ_k'ya, g negatif ise θ_(k+1)>θ_k'ya gidilir.) 42
Şekil 4.1. Hava hızı sıfır olan ortamda toplam rpm miktarı 44
Şekil 4.2. Hava hızı 1 m/s olan ortamda toplam rpm miktarı 45
Şekil 4.3. Yükseklik kontrol Simulink modeli 45

Şekil 4.4. Kuadkopter yükseklik kontrolü 46
Şekil 4.5. Yanlamasına hareket Simulink modeli 47
Şekil 4.6 Kuadkopter yanlamasına hareketi kontrolü 47
Şekil 4.7. Boylamasına hareket Simulink modeli 48
Şekil 4.8. Kuadkopter boylamasına hareket kontrolü 49
Şekil 4.9. Sapma hareketi Simulink modeli 49
Şekil 4.10. Kuadkopter sapma hareketi kontrolü 50
Şekil 4.11. (a) Başlangıç durumu, (b) 1. başkalaşım durumu, (c) 2. başkalaşım durumu, (d) 3. başkalaşım durumu, (e) 4. başkalaşım durumu 52
Şekil 4.12. Kolektif başkalaşımda yükseklik kontrolü için başlangıç durumu 53
Şekil 4.13. Kolektif başkalaşımda yükseklik kontrolü için 1. başkalaşım durumu 54
Şekil 4.14. Kolektif başkalaşımda yanlamasına hareket kontrolü için başlangıç durumu 55
Şekil 4.15. Kolektif başkalaşımda yanlamasına hareket kontrolü için 1. başkalaşım durumu 56
Şekil 4.16. Kolektif başkalaşımda boylamasına hareket kontrolü için başlangıç durumu 57
Şekil 4.17. Kolektif başkalaşımda boylamasına hareket kontrolü için 1. başkalaşım durumu 57
Şekil 4.18. Kolektif başkalaşımda sapma hareketi kontrolü için başlangıç durumu 59
Şekil 4.19. Kolektif başkalaşımda sapma hareketi kontrolü için 1. başkalaşım durumu 59
Şekil 4.20. (a) Başlangıç durumu (b) Diferansiyel başkalaşım 1 (c) Diferansiyel başkalaşım 2 (d) Diferansiyel başkalaşım 3 (e) Diferansiyel başkalaşım 4 (f) Diferansiyel başkalaşım 5 61
Şekil 4.21. Diferansiyel başkalaşım yükseklik kontrolü başlangıç durumu 63
Şekil 4.22. Diferansiyel başkalaşım yükseklik kontrolü diferansiyel başkalaşım 1 durumu 64
Şekil 4.23. Diferansiyel başkalaşım yanlamasına hareket başlangıç durumu..... 65
Şekil 4.24. Diferansiyel başkalaşım yanlamasına hareket diferansiyel başkalaşım 1 durumu 66
Şekil 4.25. Diferansiyel başkalaşım yanlamasına hareket diferansiyel başkalaşım 3 durumu 66

Şekil 4.26. Diferansiyel başkalaşım boylamasına hareket başlangıç durumu 67
Şekil 4.27. Diferansiyel başkalaşım boylamasına hareket diferansiyel başkalaşım 1 durumu 68
Şekil 4.28. Diferansiyel başkalaşım boylamasına hareket diferansiyel başkalaşım 2 durumu 68
Şekil 4.29. Diferansiyel başkalaşım sapma hareketi başlangıç durumu 69
Şekil 4.30. Diferansiyel başkalaşım sapma hareketi diferansiyel başkalaşım 1 durumu 70
Şekil 4.31. Diferansiyel başkalaşım sapma hareketi diferansiyel başkalaşım 2 durumu 70
Şekil 4.32. (a) Başlangıç durumu, (b) %50 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım, (c) %25 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım, (d) %50 kolektif ve %25 diferansiyel başkalaşım 73
Şekil 4.33. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda yükseklik kontrol simülasyon sonuçları 75
Şekil 4.34. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda yanlamasına hareket başlangıç durumu 77
Şekil 4.35. %50 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım durumu..... 77
Şekil 4.36. %25 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım 78
Şekil 4.37. %50 kolektif ve %25 diferansiyel başkalaşım 78
Şekil 4.38. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda boylamasına hareket başlangıç durumu 80
Şekil 4.39. %50 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım 80
Şekil 4.40. %25 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım 81
Şekil 4.41. %50 kolektif ve %25 diferansiyel başkalaşım 81
Şekil 4.42. (a) Boylamasına Maliyet, (b) Yanlamasına Maliyet, (c) Toplam Maliyet(Boylamasina+Yanlamasına), (d) İzafi Maliyet 84
Şekil 4.43. Yanlamasına hareket yörünge takibi..... 85
Şekil 4.44. Yanlamasına hareketteki bazı kapalı çevrim cevaplar..... 85
Şekil 4.45. Yanlamasına uçuş SPSA kapalı çevrim sistem cevapları 86
Şekil 4.46. Boylamasına hareket yörünge takibi..... 86
Şekil 4.47. Boylamasına hareketteki bazı kapalı çevrim cevaplar..... 88
Şekil 4.48. Boylamasına uçuş SPSA kapalı çevrim sistem cevapları 88

Şekil 4.49. (a) SPSA ile yanlamasına hareket PID katsayıları değişimi, (b) SPSA ile boylamasına hareket PID katsayıları değişimi 89
Şekil 4.50. SPSA ile kolektif başkalaşım oranı 90
Şekil 4.51. SPSA ile kolektif başkalaşım oranı 91
Şekil 4.52. (a) Yanlamasına uçuş maliyeti, (b) Boylamasına uçuş maliyeti, (c) İzafi maliyet indeksi iyileşmesi, (d) Toplam maliyet(Yanlamasına+Boylamasına) 93
Şekil 4.53. Yanlamasına hareket yörünge takibi 94
Şekil 4.54. Yanlamasına uçuş kapalı çevrim cevapları 94
Şekil 4.55. Yanlamasına uçuş SPSA kapalı çevrim cevapları 95
Şekil 4.56. Boylamasına uçuş yörünge takibi 95
Şekil 4.57. Boylamasına uçuş kapalı çevrim cevapları 96
Şekil 4.58. Boylamasına uçuş SPSA kapalı çevrim cevapları 97
Şekil 4.59. (a) SPSA ile yanlamasına hareket PID katsayıları değişimi, (b) SPSA ile boylamasına hareket PID katsayıları değişimi 98
Şekil 4.60. SPSA ile diferansiyel başkalaşım oranı 98
Şekil 4.61. (a) Kuadkopter başlangıç durumu, (b) SPSA ile son iterasyon durumu 99

GİRİŞ

Bu doktora tez çalışmasının amacı; arama kurtarma, yangınla mücadele, ilk yardım askeri operasyonlar gibi birçok alanda kullanılan döner kanatlı İnsansız Hava Aracı(İHA) kuadkopteri inovatif yöntemlerle modellemek, çeşitli yaklaşımlar kullanarak kontrol etmek ve optimizasyon teknikleri kullanarak aerodinamik performansını maksimize etmektir. İnovatif yöntem olarak başkalaşım metodu kullanılarak kuadkopter gövdesinde yapılan değişikler ile uçuş performansı iyileştirilerek, geniş menzilde kullanılabilme imkânı sağlayıp ve pil ömründen tasarruf edilerek daha yenilikçi kuadkopter üretimine katkı sağlayacaktır.

Literatür taramasına göre kuadkopterler ile ilgili inovatif olarak kullanılan yöntemlerin kuadkopter gövdesinde yapılan değişikliklerden oluştuğu görülmektedir. Bu değişikler ise kuadkopter türüne göre kolların uzaması, kısalması veya kuadkopter kol keşişim açılarının değiştirilmesi olarak göze çarpmaktadır.

Bu çalışmada kuadkopter kol uzunluklarının uzatılıp-kısaltılmasına yönelik optimizasyon teknikleri kullanılarak ya da kullanılmadan uçuş performansları simülasyonlarla yeniden tasarlanmış ve karşılaştırmalar yapılmıştır. Örneğin; kuadkopter hiçbir inovatif yöntem kullanılmadan ve farklı inovatif yaklaşımlar kullanılarak tasarlanmış, yükseklik, yanlamasına, boylamasına ve sapma uçuş performansları incelenmiştir. Başka bir örnek çalışmada ise kuadkopter inovatif yöntem olarak kolektif başkalaşım, diferansiyel başkalaşım ve başkalaşım olmayan durumlar yanlamasına uçuş üzerinde uygulanmış tüm yöntemler birbiri ile karşılaştırılmıştır.

Kuadkopter uçuş performansının optimize edilmesinin yanı sıra en iyi başkalaşım oranları da optimizasyon teknikleri kullanılarak yenilikçi bir yaklaşım getirilmiştir.

Ayrıca yuvarlanma(yanlamasına uçuş), yunuslama(boylamasına uçuş) ve sapma(yönelim) hareketleri için en iyi kontrol parametreleri de optimizasyon tekniği ile hesaplanarak performanslarda iyileştirilmeler yapılmıştır.

1. BÖLÜM
GENEL BİLGİLER ve LİTERATÜR ÇALIŞMASI

1.1. İHA ve Kuadkopter

İHA içerisinde pilot ve kabin ekibi bulundurmayan hava araçlarıdır. Başka bir tanımda ise bir İHA; kabin ekibi taşımayan, otonom olarak çalışabilen, boyutları değiştirilebilen ve yeniden kullanılabilen hava araçlarıdır[1]. İHA'lar otonom kontrol sistemleri ya da uzaktan bir pilot tarafından kontrol edilebilir[2]. Bu araçlar içerisinde barındırdığı sensörler ve yazılımsal yöntemler ile yönünü bulabilme, hızını ayarlayabilme, belirlenen konuma gidebilme, yük ve gerekli teçhizatları taşıyabilme gibi görevleri aktif olarak yerine getirebilen sistemlerdir. İHA'lar özellikle tehlikeli uçuş diye kabul edilen durumlarda içeresinde uçuş ekibi olmamasından dolayı pilot ve mürettebatın ölüm riskini ortadan kaldırmaktadır. Doğrudan insan faktörü ortadan kaldırılıp hata payı en az seviyeye indirilmesinden dolayı da planlanan uçuş görevini sorunsuz bir şekilde yerine getiren İHA'lar son derece önem arz etmektedir. Bu kapsamda İHA'lar doğal afetlerde zarar görmüş alanlarda arama kurtarma, yangınla mücadele, ilk yardım, tarım, enerji, arkeolojik alanların incelenmesi, coğrafi bilgi sistemleri için haritalama, şehir ve arazi modelleme, hobi faaliyetleri, sinema sektörü, hava kargo, askeri operasyonlar, liman ve kıyı emniyeti, gözetleme ve keşif gibi birçok alanda öncelikle tercih edilmektedir.

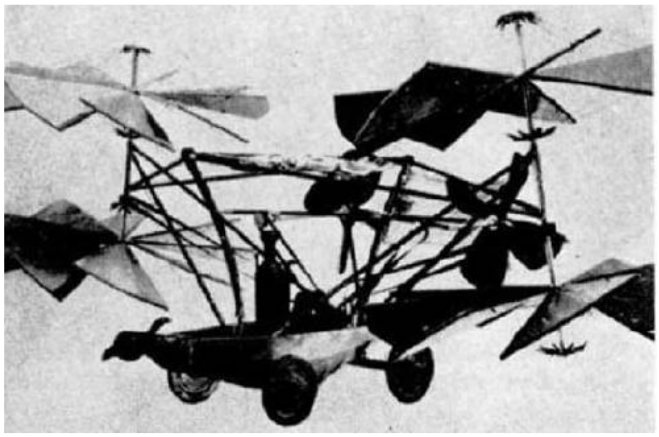
İHA'lar sabit kanat ve döner kanat olmak üzere iki konfigürasyona sahiptir[3]. Sabit kanatlılarda taşıma kuvveti ileri hareketle birlikte kanatlardan hava akımının geçirilmesi ile oluşurken döner kanatlılarda ise taşıma kuvveti pervanelerin dönmesi ile oluşur[4]. Günümüzde İHA kategorisi içerisinde dikey olarak kalkış ve iniş yapabilmesinden, havada asılı kalabilmesinden ve basit yapıya sahip olmasından dolayı çok rotorlu sistemler rağbet görmektedir. Bu çalışmada daha önce de bahsedildiği gibi kuadkopter tipi insansız hava araçları ele alınmıştır. Günümüzde, insansız hava araçları üzerine yapılan çalışmaların birçoğu çok rotorlu helikopterler üzerinedir. Dikey iniş-kalkış

yapabilmeleri nedeni ile piste ihtiyaç duymazlar, iç ve dış ortamlarda düşük hızlarda uçabilmesi, değişken hatveli pervaneye ihtiyaç duymamaları ve karmaşık mekanizmalar olmadığı için tercih edilirler. Son yıllarda, kuadkopterler askeri operasyonlardan hobi faaliyetlerine kadar her alanda yaşamın ayrılmaz bir parçası olmuştur. Literatüre bakıldığında kuadkopterler için bazı tanımlamalar yapılmıştır. Bir kuadkopter sınırlı bir alanda dikey kalkış ve iniş yapabilme yeteneğine sahip ve dört pervaneli insansız hava aracıdır[5]. Bir kuadkopter dört rotor yardımı ile uçabilen çok rotorlu helikopterler sınıfına ait bir insansız hava aracıdır[6]. Bu tanımlamalar birleştirilince kuadkopter için yapılabilecek en geniş tanım; dikey kalkış ve iniş yapabilen, havada asılı kalabilen, manevra kabiliyeti yüksek, kontrol sistemi olarak karmaşık olmasına rağmen yapısal olarak basit, dört rotorlu, rotorların üretmiş olduğu tahrik kuvvetlerinden yararlanarak pervaneleri vasıtası ile taşıma kuvveti oluşturan döner kanatlı insansız hava aracıdır.

Kuadkopter dört rotor tarafından üretilen itki kuvvetini dengeleyerek uçuşunu kararlı bir şekilde gerçekleştirir. Kuadkopterin en büyük avantajlarından biri ise yüksek manevra kabiliyetine sahip olmasıdır. Bu kabiliyet kuadkoptere girilmesi tehlikeli ve zor olan alanlarda dikey olarak iniş ve kalkış özelliği sağlamaktadır. Dört rotor kuadkoptere yüksek manevra kabiliyeti sağlar fakat bunun yanında yüksek güç tüketimine sahip olduğu için sabit kanatlılarda olduğu gibi uzun süreli uçuş görevlerini yerine getiremezler.

1.2. Literatür Özeti

1843 yılında George Cayley tarafından tasarlanan ilk çok rotorlu hava aracı üzerinde barındırdığı buhar motoru ile taşıma kuvveti oluşturuyordu[7]. 1900'lü yılların başında Paul Cornu ise iki rotor ile dikine uçabilen bir hava aracı geliştirdi[8]. Fransız bilim adamı ve akademisyen Charles Richet 20. yüzyılın başlarında pilotsuz bir helikopter üzerine çalıştı. Makinenin arızalanmasına rağmen Richet rehberliğinde kardeşi ile daha sonra helikopter deneyleri yapan bir öğrencisine ilham verdi[9]. Böylelikle döner kanatlıların ilk olarak ortaya çıkması sağlandı.



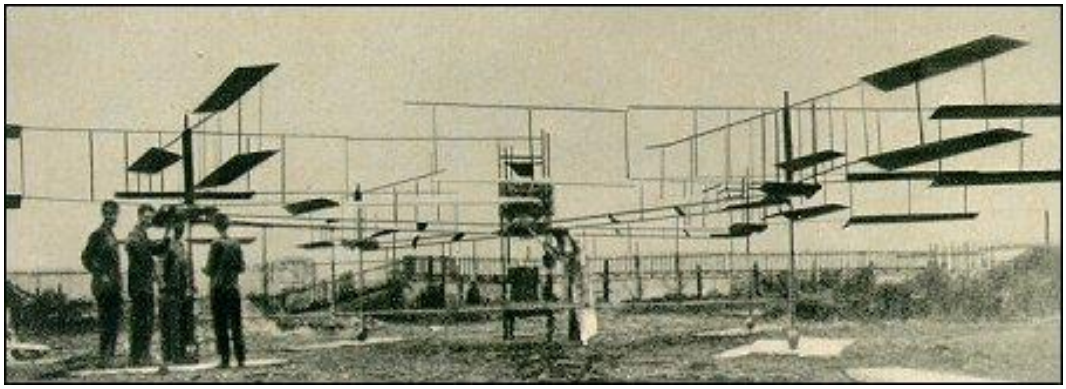
(a)



(b)

Şekil 1.1. (a) George Cayley[10], (b) Paul Cornu[11]

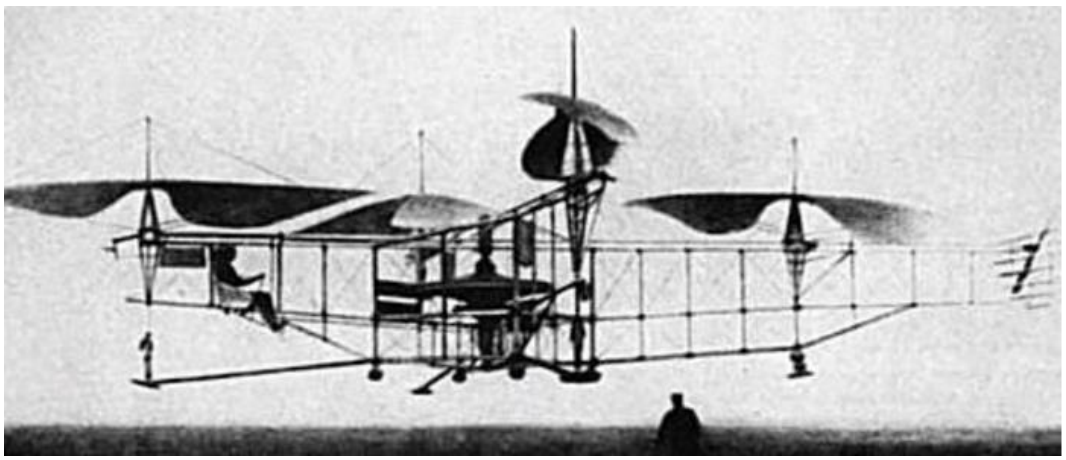
1907 yılında Louis ve Jacques Brequet(Brequet kardeşler) adında iki kardeş Brequet-Richet Gyroplane No.1 adını verdikleri ilk insan taşıyan kuadkopteri geliştirdiler[12]. Brequet kardeşler kendilerinden önce kuadkopter için yapılan çalışmalardan farklı olarak daha bilimsel bir şekilde probleme yaklaştılar ve kuadkopter için başarılı olabilecek bir konfigürasyon üzerine çok düşündüler. Konfigürasyonları kaynaklı çelik borulardan oluşuyordu ve artı(+) şeklindeydi. Kuadkopter üzerindeki her rotor 32 ayrı kaldırma yüzeyi sağlayan dört adet hafif kumaş kaplı çift kanatlı pervanelerden oluşuyordu. Çapraz olarak rotorlar zıt yönlerde dönerek kaldırma kuvveti oluşturuyordu. Şekil 1.2'de Brequet-Richet Gyroplane No.1 gösterilmektedir.



Şekil 1.2. Brequet-Richet Gyroplane No.1[13]

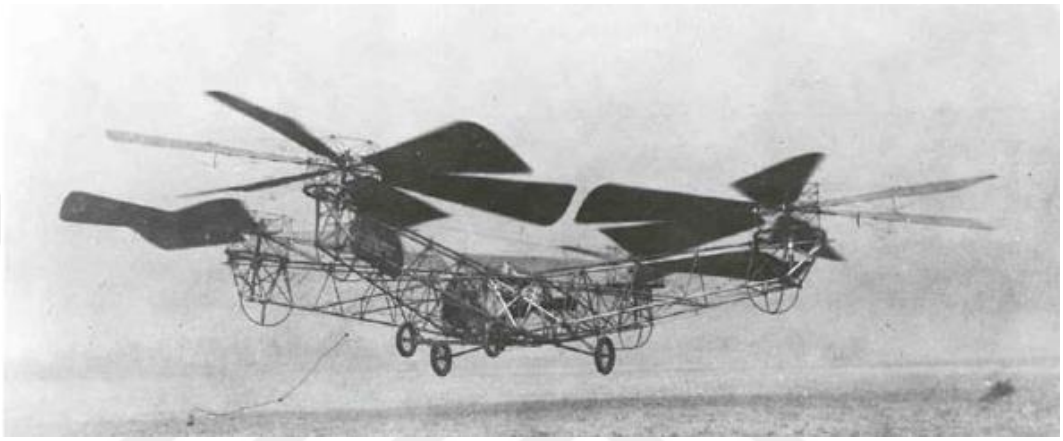
Brequet kardeşler Gyroplane No.1 isimli kuadkopteri yaptıktan bir yıl sonra Gyroplane No.2 isimli ikinci bir kuadkopter yapmışlardır ve bu kuadkopter diğerine göre daha güçlü motorlara ve ileriye doğru gitme yeteneğine sahipti[14].

Fransız mühendis Eitenne Oehmichen tarafından 1920 yılında Oehmichen no.2 adında bir kuadkopter yapılmıştır[15]. Oehmichen bu çalışma kapsamında altı adet kuadkopter tasarlamıştır; ancak bunlardan sadece iki tanesi başarılı bir şekilde kalkış yapabilmiştir. Bu kuadkopter 1920 yılı boyunca 1000'den fazla uçuş yapmıştır, başarılı bir şekilde kontrol edilmiştir ve stabilizesi sağlanmıştır. 1923 yılına kadar bu kuadkopter havada birkaç dakika uçuş gerçekleştirebiliyordu. Ancak 1924 yılında 360 m uzağa giderek o yıllardaki menzil rekorunu kırmıştır. Ayrıca birçok pilotun uçurduğu hava aracı 7 dakikada 1 km menzilde uçuşu başarı ile tamamlamıştır.



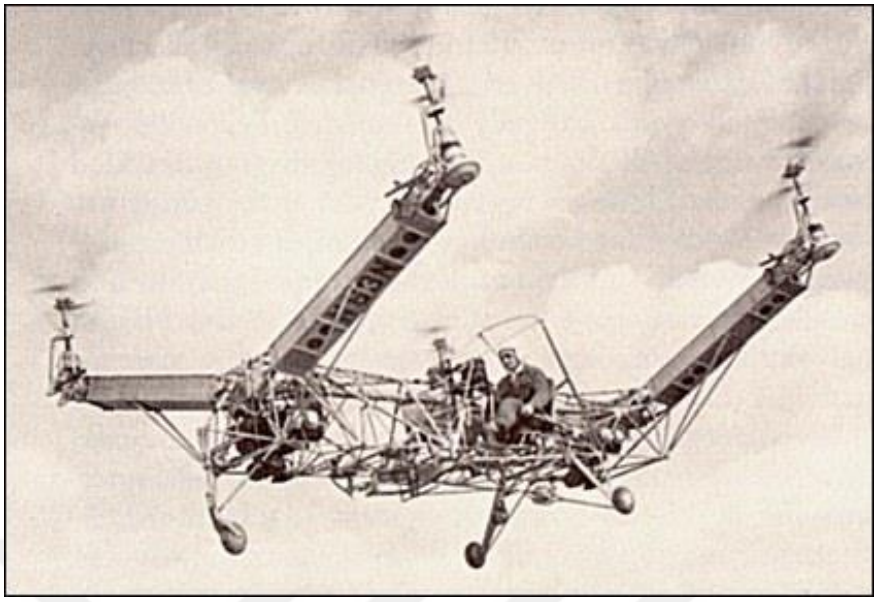
Şekil 1.3. Oehmichen no.2 kuadkopter[16]

Oehmichen no.2'den sonra 1922 yılında George de Bothezat and Ivan Jerome adında iki mühendis Amerikan Ordusu için Bothezat adını verdikleri bir kuadkopter geliştirdiler[17]. Devasa altı pervaneli rotorları ile başarılı bir şekilde uçmasına rağmen kontrol zorluğu, pilotlara fazlaca iş yükü getirmesi ve sadece uygun rüzgârlarda uçabiliyordu. Bu dezavantajlardan dolayı Amerikan Ordusu kuadkopter projesini iptal etti ve yapılan kuadkopter hurdaya ayrıldı.



Şekil 1.4. Bothezat kuadkopter[18]

1956 yılında D.H Kaplan bu yıla kadar yapılan kuadkopter şekillerinden farklı olarak H şeklinde bir kuadkopter tasarladı[19]. Rotorlar arasında farklı itme kuvveti kullanarak kuadkopter hareketlerini kontrol edebiliyordu. Bu yapıda kontrol mekanizması oldukça basitti ve geleneksel helikopterlerde ve Bothezat kuadkopterinde olduğu gibi bir kuyruk rotoruna ihtiyaç duyulmuyordu. Birkaç başarılı uçuştan sonra yapılan geliştirmeler ile ilk kez ileri doğru uçabilen dört rotorlu hava araçlarından oldu. Fakat ticari ve askeri kullanım için gerekli ilgiyi görmediği için proje daha geliştirilemeden sonlandırılmıştır.



Şekil 1.5. D. H. Kaplan model kuadkopter[20]

Yakın tarihe doğru gelindiğinde ise kontrol sistemleri ve algoritmaların gelişmesi ile kuadcopter ve diğer insansız hava araçları üzerine yapılan çalışmalar hız kazanmıştır. Özellikle 2000li yılların başında kargo teslimi, hobi faaliyetleri ve askeri alanda önemleri artınca kuadkopterler üzerine araştırmalar hız kazanmıştır. Araştırmacılar kuadkopter modellenmesi, kontrolü, uçuş algoritmaları ve başkalaşım teknikleri üzerine birçok çalışma yapmıştır. Örneğin Enginer [21]'de dikine kalkış ve iniş yapabilen bir kuadkopter modellemesi yapılmıştır. Kuadkopter matematiksel modelini Newton-Euler denklemlerini kullanarak elde edilmiştir. Modeli kontrol etmek için PD ve bulanık PD kontrolcüleri kullanmıştır. Ayrıca MATLAB/Simulink programı ile kontrolcülerin performansını test etmiştir. Ayrıca yazar yapılan çalışmaların gerçek zamanlı olarak incelemek için bir test düzeneği oluşturmuştur. Kuadkopter üzerine bağlanan IMU ve açısal hız değerleri bilgisayarda okunup işlenmesi için MATLAB programında kod yazılmıştır. Sinyaller başarılı bir şekilde okunup kontrol algoritmalarında işlendikten sonra kuadkopterin kendi ekseni etrafında dönme açısı olan yönelme açısı başarılı bir şekilde kontrol edilmiştir.

Önkol [22] döner kanat tipinde bir insansız hava aracının modellemesi, tasarımı ve kontrolünü yapmıştır. Döner kanat dinamik modelini oluştururken Newton-Euler denklemlerinin yanı sıra hava aracı uygulamalarında önemli yere sahip olan eyleyici itki dinamiklerini sınırlı güç altında ele almıştır. İtki modelleme fırçasız doğru akım motoru

tarafından harcanan güç nedeni ile meydana gelen batarya gerilim düşümünü bertaraf etmektir. Kuadkopter üzerindeki kontrol uygulamalarını deneysel ve gerçek zamanlı olmak üzere iki şekilde gerçekleştirmiştir. Sırası ile PID kontrol yöntemi, kayan kipli denetim, geri adımlamalı kontrol yöntemi ve geri besleme kontrol yöntemleri incelenmiştir. Kuadkopter gezinme takip performansı, kontrol sinyallerinin uygulanabilirliği ve geçici tepkilerin uygunluğu açısından karşılaştırmalar yapılmıştır. Deneysel ve gerçek zamanlı çalışmalar neticesinde, PID kontrol yöntemi bilinmeyen dinamiklere ve bozucu etkilere rağmen tatminkâr performans sergilemiş, kayan kipli denetim ise parametrelerdeki belirsizlik ve dış bozuculara karşı gürbüz olmasına rağmen çatırdama sorunları yaşamış, geri adımlamalı kontrol ise gürbüz ve kararlılığını koruyarak yörünge takibi sağlamış, geri besleme kontrol yöntemi ise doğrusal olmayan dinamik modeli doğrusal hale getirerek yörüngeyi başarılı bir şekilde takip etmiş ve tatminkâr sonuçlar vermiştir.

Bouabdallah [23] minyatür bir kuadkopterin matematiksel modeline dayalı olarak doğrusal ve doğrusal olmayan çeşitli kontrol tekniklerini kullandığı bir çalışma yayınlamıştır. Toplamda beş farklı kontrolör üzerine çalışmıştır. Bunlar Lyapunov teorisine dayanan davranış kontrolü, PID, LQ, backstepping ve kayan kipli kontrolcülerdir. Dış bozuculara karşı en iyi gürbüzlüğü integral etkisi sayesinde backstepping kontrolü göstermiştir. Kuadkopter tam kontrolü için backstepping kontrolünü önermiştir. Bu teknik ile kuadkopter irtifa, otonom kalkış-iniş ve otonom gezinme görevlerini başarı ile gerçekleştirmiştir.

Sonnevend [24] dikine kalkış ve iniş yapabilen bir kuadkopterin modelleme, simülasyon ve kontrolünü ele almıştır. Yazar modelleme ve kontrolü MATLAB Simulink ortamında gerçekleştirmiştir. Doğrusal ve doğrusal olmayan kontrol stratejilerinin performansını hem sürekli hem de ayrık zamanda incelemiştir. Açı, irtifa ve pozisyon kontrolleri için LQR, LQ-servo, lineer olmayan giriş çıkış ile geri beslemeli kontrol ve lineer geri besleme tekniklerini kullanmıştır. Simülasyon sonuçlarında lineer tekniklerin kontrolör görevlerinde lineer olmayan tekniklere göre daha başarılı olduğunu ortaya koymuştur.

Tahir vd. [25] farklı giriş ve çıkışlara sahip olan bir kuadkopteri durum uzay modeli yaklaşımı ile ele almışlardır. Durum uzay modeli yaklaşımında kuadkopter hareket denklemlerini birinci dereceden diferansiyel denklemler ile ifade etmişlerdir. 6 serbestlik

derecesine sahip kuadkopterin denklemlerini Newton eşitliklerini kullanarak elde etmişlerdir.

Mustapa ve Saat [26] bir kuadkopterin otonom kontrolü üzerine çalışmışlardır. Kuadkopter sistemini durum uzay modeli denklemleri ve Matlab/Simulink ortamında modellemişlerdir. Kuadkopter otonom kontrolü için PID algoritmasını kullanmışlardır. PID kontrolü özellikle kuadkopter hareketleri ve hızlanma kontrolü için kullanılmıştır. Tasarlanan sistem ile kuadkopter 100 m mesafeyi 29.95 s geçmiştir.

Kada ve Ghazzawi [27] yüksek seviyeli sistemlerde robust PID tasarımını ve yapısını ele alan ve bunu bir kuadkoptere uygulayan bir çalışma yayınlamışlardır. Çalışmada sistemin ölü zamanlarındaki ayarlama parametrelerini kazanca dönüştürmüşlerdir. Bu yöntem ile kuadkopter bilgisayar simülasyonlarında sistemin yanıt performansını hızlandığını ve sistem belirsizliklerini aşmak için daha güçlü bir özellik sergilediğini ortaya koymuşlardır.

Solc [28] lineer olmayan dinamiklere sahip bir kuadkopter kontrolü üzerine çalışmıştır. Kuadkopter modelini oluştururken katı cisim modellemesinden faydalanmıştır. Ayrıca oluşturduğu sistemi ATMEGA644P mikro denetleyicisini kullanarak gerçek zamanlı olarak uygulamıştır. x, y ve z pozisyonlarındaki problemlerden dolayı sadece ϕ, θ ve ψ stabilizasyonu uygulanabilmiştir ve başarılı sonuçlar elde ederek kuadkopterin keşif robotları ile entegre bir şekilde kullanılabileceğini ortaya koymuşlardır.

Bolandi [29] optimize edilmiş PID uygulamaları ile kuadkopter kontrolünü ele almışlardır. Analitik yöntemde PID, kontrol cihazların geleneksel yapısını ayarlamak için kullanılır. Tasarlanan yapıda kontrol performansının yapısı yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım değerlerini integral hara endeksi ile değerlendirir. Tasarlanan sistem ile backstepping kontrol karşılaştırıldığında simülasyon sonuçları kuadkopter optimize edilmiş PID ile daha etkin olduğunu ortaya koymuştur.

Naidoo vd. [30], Luukkonen [31] ve Oh [32] arama ve kurtarma uygulamalarında kullanılan bir kuadkopter modellemesi ve kontrolü üzerine çalışma yayınlamışlardır. Euler-Lagrange metodu 6 serbestlik derecesine sahip kuadkopterin hareket denklemlerini tanımlamak için kullanılmıştır. Lagrangian metodu ise aerodinamik analizlerden elde harici güçleri ve sistemin kinetik ve potansiyel enerjisini elde etmek için kullanılmıştır.

Modelin kontrol stratejisi lineer PD kullanılarak geliştirilmiştir. Nümerik simülasyonlar ise Matlab/Simulink ortamında yapılmıştır. Simülasyon sonuçlarında lineer PD kontrolü kuadkopteri stabil olarak her yönde kontrol etmek için başarılı olmuştur.

Li ve Li [33] bir kuadkopterin dinamik karakteristiğini ve PID kontrol performansını analiz etmek için çalışma yapmışlardır. İlk aşamada kuadkopterin dinamik model analizini ve mimarisini ele almışlardır. Ardından 6 serbestlik derecesine sahip kuadkopterin pozisyon ve yönelimini düzenleyen PID şemasını ortaya koymuşlardır. Üçüncü aşamada ise dinamik model MATLAB/Simulink ortamına uyarlanmış ve PID kontrol parametreleri bulunmuştur. Simülasyon sonuçlarına göre PID denetleyici kuadkopter güçlü bir şekilde stabilize etmiştir.

Köse ve Oktay [34]–[38] PID kontrol ile kuadkopter yükseklik, yanal, boylamasına uçuşu ve tüm uçuş durumlarını içeren bir çalışma yayınlamışlardır. Çalışmalarda kuadkopter her uçuş durumu ayrı ayrı incelenmiş ve son olarak tüm uçuş durumları aynı anda incelenmesi ile genel olarak kuadkopterler de kullanılan uçuş kontrol metotları ele alınmıştır. Kuadkopter matematiksel modeli Newton-Euler yaklaşımı kullanılarak lineer formda incelenmiştir. Matematiksel model denklemleri birinci dereceden diferansiyel denklemler ile ifade edilerek durum uzay modeli yaklaşımı ve Von Karman Türbülans modeli ile MATLAB/Simulink ortamında modellemesi yapılmıştır. Kuadkopter ağırlık ve atalet momenti gibi parametreleri ise Solidworks programı kullanılarak çizilen tam modelden elde edilmiştir. Kontrol algoritması olarak kullanılan PID kontrolörün K_p, K_i ve K_d gibi değerleri ise sabit olarak alınmıştır. Çalışma neticesinde kuadkopter dikey, yanal ve boylamasına uçuşlarını istenilen yörüngede başarı ile tamamlamıştır. Yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım gibi tasarım performans değerleri tatmin edici sınırlar içerisinde kalmıştır.

Kuadkopterin birçok alanda kullanılması ile bu araçların tehlike arz eden bölgelerde, mağara ve ev gibi yerlerde kullanılmasında kuadkopter boyutunun uygun olmaması gibi durumlar ortaya çıkmıştır. Araştırmacılar bu durumların üstesinden gelmek için kuadkopter yerde iken hareketine başlamadan veya kuadkopter uçuşu sırasında boyutlarını değiştirme yoluna gitmişlerdir ve bunun üzerine birçok çalışma yapmışlardır. Friswell ve Inman [39] yaptıkları çalışmalarında başkalaşımın İHA'lar üzerindeki etkisini incelemişlerdir. Başkalaşım teknolojisini kullanan İHA'ların birden fazla uçuş görevini

yerine getirebilme, yakıt tasarrufu ve daha az radar izi gibi birçok etkisinin olduğunu ortaya atmıştır.

Haoqin vd. [40] bir İHA'nın geniş uçuş koşullarına uyum sağlaması ve farklı uçuş görevleri eklemek amacıyla PID kontrolünde kullanıldığı bir çalışma yayınlamışlardır. İlk aşamada başkalaşım sürecinin aerodinamik yapısını ele almışlardır. Daha sonra başkalaşımın İHA üzerinde nasıl bir etkiye sahip olduğunu değerlendirmişlerdir. Başkalaşım için İHA'nın boylamasına doğrusal olmayan modelini ele almışlardır. İHA'nın belirli aralıklarla kanatlarının kısalması simülasyonlarında itkinin değiştiğini saptamışlardır. Örneğin 50. saniye önce yaklaşık 150 N iken 50. saniyede başkalaşım ile 300 N yükseldiğini saptamışlardır. Burada önemli olan kanatların başkalaşım yaparken kullandıkları süre olarak ön plana çıktığını vurgulayan yazarlar 5s, 10s, 15s ve 20s geçiş sürelerinde yaptıkları simülasyonlar da en iyi geçiş süresinin 10 s olduğunu saptamışlardır.

Hintz vd. [41-42] başkalaşım yeteneğine sahip bir kuadkopter üzerine çalışma yapmışlardır. Üzerinde çalışan kuadkopter geleneksel kuadkopterlerin aksine 8 rotor içeriyordu ve H konfigürasyona sahipti. Buradaki başkalaşım amacı 8 rotor ile yatayda seyrüsefer yapan kuadkopterin dar bir alana geldiği zaman dikey konuma geçebilmesiydi. 8 rotorun bir diğer avantajı ise herhangi bir rotor arızası durumunda kuadkopterin kırıma uğramasını engellemekti. Ayrıca dönüştürülebilir uçuş görevi pil tasarrufu da sağlamaktaydı. PID kontrol algoritması kullanılarak yapılan simülasyonlarda başlangıç değerleri olarak x=0.3m, y=0.5m ve z=0 m alınmış ve istenen değerler ise x=0m, y=0m, z=1m olarak belirlenmiştir. 40 saniye simülasyon yapılarak alınan sonuçlarda kuadkopter istenen değerlere %0'a yakın hata ile yakınsama göstermiştir.

Desbiez vd. [43] X-Morf adını verdikleri X konfigürasyona sahip 380 gr'lık bir kuadkopterin başkalaşımı üzerine çalışmışlardır. X-Morf kolları arasındaki açıyı değiştirerek geometrisini uçuş sırasında aktif olarak değiştirebiliyordu. Kuadkopterlerin yeniden yapılanabilir mimari nedeni atalet ve kütle merkezi ile ilgili belirsizlikleri bertaraf etmek ve uçuş sırasında kanat açıklığını ayarlamak için MRAC yasası uygulanmıştır. X-Morf ile yapılan testlerde uçuş sırasında kuadkopter genişliğini 0.5s içerisinde %28.5'e kadar artırıp yada azaltabildiğini ve aynı zamanda iyi bir stabilize ve yörünge takibi yaptığını ortaya koymuşlardır.

Avant vd. [44] kollarını rotasyon yaparak kuadkopter konfigürasyonundan tricopter konfigürasyonuna geçiş yapabilen ve gerekli durumlarda kollarını uzatabilen kuadkopter tasarımını yayınlamışlardır. Kuadkopter kolları bir arıza durumunda tricopter konfigürasyonuna geçerek havada asılı kalma uçuşu gerçekleştirebiliyordu.

Oktay vd. [45] çalışmalarında toplam ağırlığı 6 kg olan ve 3 kg faydalı yük taşıyabilen İHA'nın otonom uçuş performansını iyileştirmek için aktif kanat ve yatay kuyruk başkalaşımını PID kontrol algoritması kullanarak belirledikleri bir çalışma yayınlamışlardır. Çalışmalarında İHA parametrelerini ve otopilot parametrelerinin optimum değerlerini elde edebilmek için stokastik bir optimizasyon yöntemi kullanmışlardır. Bu yaklaşım İHA'nın uçuş performansını önemli derecede iyileştirmiş ve bazı olumsuz hava koşullarında da uçuş imkânı sağlamıştır. Bu durumda kullanıcılara güven, yüksek performans ve kullanım kolaylığı vermektedir. Optimizasyon tekniği ile otopilot uçuş performansında yaklaşık %27 iyileştirme elde edilmiştir. Türbülans varlığında incelenen kapalı döngü simülasyon sonuçlarında ise yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım gibi değerler kabul edilebilir sınırlar içerisinde artış göstermiştir.

Falanga vd. [46] karmaşık ve zor ortamlarda kuadkopter uçuşuna engel olan dar alanlardan geçme işlemini ele alan bir çalışma yayınlamışlardır. Kuadkopter üzerine yerleştirilen bir kamera ile boşluk algılama sistemi geliştirilmiştir. Kuadkopter boşluğu algıladığı zaman boyutlarında ve uçuş özelliklerinde başkalaşım yapabilme özelliğine sahip yazılım ile entegre edilmişti. Simülasyon ve gerçek zamanlı uygulamalarda %80 oranında başarı gösteren kuadkopter 45°'lik eğimlere kadar başarı ile geçiş yapabiliyordu.

Falanga vd. [47] ana gövdesi etrafında katlanabilen kollara sahip bir kuadkopter üzerine çalışma yapmışlardır. Bu çalışmada kuadkopter kolları gövdeden değişim yaptığı için simetrik bir başkalaşım özelliği sunmuyordu. Kuadkopter başkalaşım ile H, O ve T başkalaşım özelliklerine sahip olabiliyordu. Yazarlar başkalaşım özelliklerini kısmen başarılı bir şekilde uygulasa da otomatik başkalaşım özelliği seçme, yüksek hızda başkalaşım gerçekleştirmek gibi problemlere çözüm getirememişlerdir.

Wallace [48] çeşitli şekil ve boyutlarda başkalaşım özelliği gösterebilen bir kuadkopter üzerine çalışma yayınlamıştır. Çalışmasında hareketli kollar ile kuadkopter ağırlığı sabit kalırken boyutlarını kol uzaması ve kısalması şeklinde değiştirebiliyordu. Çalışmasın

hem doğrusal hem de doğrusal olmayan optimal kontrol yöntemini kullanmıştır. Çalışmasında özellikle kol uzunluğu değişmesi durumunda kuadkopterin atalet momenti ile ilgili değişiklikler olduğunu vurgulamıştır. Denenen birçok uçuş senaryosu neticesinde kuadkopterin başkalaşım durumlarında da kontrol edilebilir olduğunu ortaya koymuştur.

Oktay ve Köse [49] literatürde kullanılan başkalaşım metotları üzerine bir araştırma yapmışlardır. Çalışmalarında literatürde kullanılan başkalaşım türlerinin uçuş üzerine etkisi ve kuadkopter'in hareket becerilerine etkisini ortaya koymuşlardır. Literatürde kuadkopterler üzerinde en çok kullanılan başkalaşım türleri + ve X konfigürasyon kuadkopterde kol uzaması ve kısalması ile gerçekleşen başkalaşım ve X konfigürasyon kuadkopterde kol kesişim açılarının değiştirilmesi ile ilgili başkalaşıma yer verilmiştir.+ ve X konfigürasyonda kuadkopterlerde başkalaşım uçuş üzerinde olumlu etkilere sahip iken hareket becerilerinde olumsuz etkiye sahip olduğunu göstermiştir. Kol kesişim açısının daralması(45°'den 30°'ye) yanal harekette olumsuz etki yaparken boylamasına hareketi olumlu etkilemiştir hareket becerisinde ise yanal harekette olumlu etki yaparken boylamasına harekette olumsuz etki yapmıştır. Kol kesişim açısının genişlemesi(45°'den 60°'ye) yanal harekette olumlu etki yaparken boylamasına hareketi olumsuz etkilemiştir hareket becerisinde ise yanal harekette olumsuz etki yaparken boylamasına harekette olumlu etki yapmıştır.

Oktay ve Köse [50–52] kolektif başkalaşımın kuadkopterin dikey, boylamasına ve yanlamasına uçuşu üzerine etkisini incelemişlerdir. Kolektif başkalaşım X konfigürasyon kuadkopterin kollarının hepsinin aynı anda aynı miktar uzaması yada kısalması mantığına göre çalışmasıdır. Başkalaşım esnasında kütle sabit kalırken kuadkopter'in boyutu sadece değişmekteydi. Yazarlar kuadkopter tam modelini ve birkaç başkalaşım modelini Solidworks programında çizip katı cisme ait parametreleri buradan elde etmiştir. MATLAB/Simulink programında durum uzay modeli yaklaşımı kullanarak simülasyonlar yapılmıştır. Kontrol algoritması olarak ise PID kullanılmıştır. Çalışma verilerine göre dikey ve boylamasına hareket kuadkopter'in tasarım performans kriterlerin de bir etki göstermediği için hem başkalaşım hem de başkalaşım olmayan durumlarda herhangi bir etkisi olmamıştır. Ancak yanal uçuşta yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım değerleri kol uzadıkça artış göstermiştir ve kuadkopter uçuşuna etkisi olmuştur.

Oktay ve Köse [53-54] diferansiyel başkalaşımın dikey ve boylamasına uçuş üzerine etkisini incelemişlerdir. Diferansiyel başkalaşımdan kullanılan X konfigürasyon kuadkopter de ön ve arka kollar farklı zamanlarda farklı miktarda uzama gösterirler. Kuadkopter başkalaşım olmayan ve diferansiyel başkalaşım durumları Solidworks programında ayrı ayrı çizilerek çizimlerden kütle ve atalet momenti bilgileri alınmıştır. Bu bilgiler durum uzay modeli yaklaşımı kullanılarak MATLAB/Simulink programında simülasyonlar yapılmıştır. Kontrol algoritması olarak PID kullanılan çalışmada PID katsayıları olan K_p, K_i ve K_d değerleri 50,5 ve 50 olarak sabit alınmıştır. Dikey uçuş için %13'lük bir diferansiyel başkalaşım oranı yapılmıştır. Bu başkalaşım ile yapılan simülasyonlarda tasarım performans kriterleri bir değişiklik göstermemiştir. Boylamasına uçuşta ise %5'lik 3 adet farklı diferansiyel başkalaşım ele alınmıştır. Bu uçuş simülasyonunda ise PID katsayıları olan K_p, K_i ve K_d değerleri 0.0003,0.0003 ve 1 olarak sabit alınmıştır. Simülasyon sonucunda tasarım performans kriterleri değişime uğramıştır. Özellikle aşım değeri %7.39'dan %24.5'e kadar yükselmiştir. Bunun altında yatan sebep PID katsayısının her uçuş için aynı alınmasıdır. Optimizasyon teknikleri ile aşımın en aza indirilebileceği belirtilmiştir.

Oktay ve Köse [55-56] X konfigürasyon bir kuadkopter de kolektif ve diferansiyel başkalaşımın dikey uçuşa ve boylamasına uçuşunu çalışmışlardır. Çalışmada kuadkopter ön kolları ile kolektif başkalaşım arka kolları ise diferansiyel başkalaşımı gerçekleştiriyordu. Simülasyonlarda kuadkopter başlangıç durumu, %50 diferansiyel ve %50 kolektif başkalaşım, %50 diferansiyel ve %25 kolektif başkalaşım ve %25 diferansiyel ve %50 kolektif başkalaşım durumlarını ele almışlardır. Simülasyon sonuçlarında dikey uçuşta tasarım performans kriterleri sabit kalarak uçuşta bir etki göstermemiştir. Boylamasına uçuşta ise tasarım performans kriterlerinden olan aşım çok küçük değişimler gösterirken yükselme ve yerleşme zamanı gibi değişkenler büyük değişimler göstererek uçuşa etki etmiştir.

2. BÖLÜM

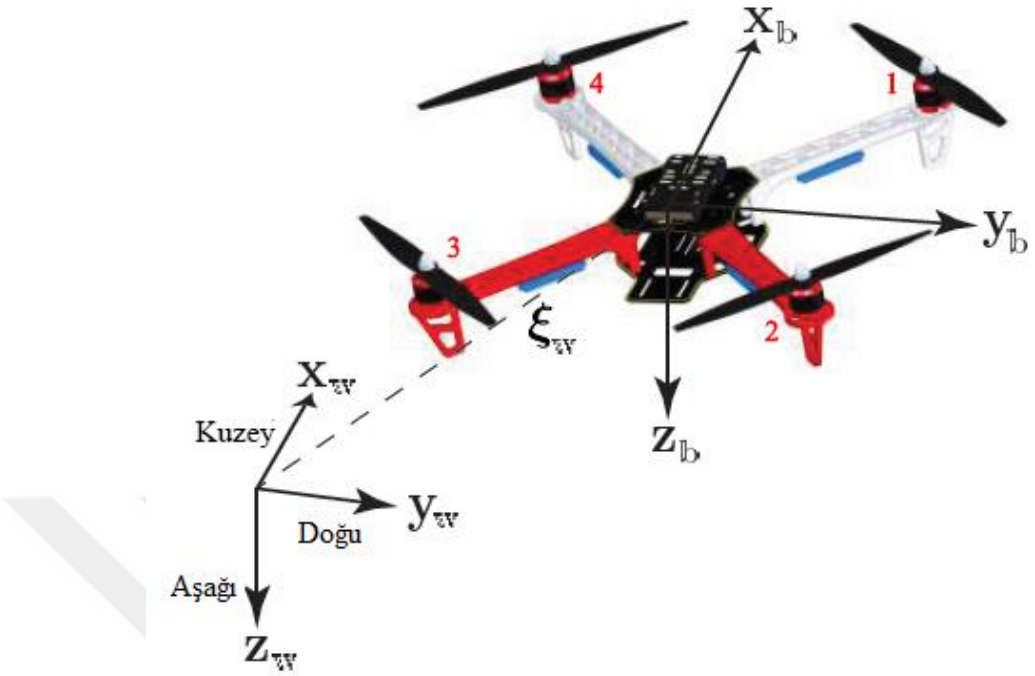
KUADKOPTER MODELLEMESİ VE BAŞKALAŞIM SİSTEMİ

Bu bölümde kuadkopter koordinat sistemi, hareket tanımlamaları, matematiksel modeli ve başkalaşım sistemleri hakkında genel bilgiler verilmiştir.

2.1. Kuadkopter Koordinat Sistemi

Dört rotorlu insansız hava araçları klasik helikopterlerden farklı olarak dört adet simetrik olarak konumlandırılmış rotor ve pervaneye sahiptir. Tork oluşumunu ve kuadkopterin sapmasının önüne geçmek için pervanelerden bir çifti saat yönünde dönerken diğer çifti ise saat yönünün tersine dönmektedir. Kuadkopterin en önemli özelliklerinin başında dikey olarak iniş ve kalkış yapabilme kabiliyetleri gelmektedir. Bu sayede büyük pistlere gerek duymadan herhangi bir bölgeye iniş ve oradan kalkış yapabilmektedir. Bu sayede birçok kritik görevde yer alabilirler. Bir başka özellikleri ise altı eksende serbest olarak hareket edebilme özelliğidir(6DOF). Bu özellik ile üç dikey eksende yukarı aşağı, ileri geri, sağa sola ve eksenler etrafında dönebilmeyi sağlar.

Kuadkopter'in uzaydaki konumunu tanımlayabilmek için bir koordinat sisteminin belirlenmesi gerekmektedir[57]. Bu çalışmada kuadkopterin konumunu ve yönünü tanımlamak için iki koordinat sistemi kullanılmıştır. Bunlar yeryüzü sabit eksen(w) ve gövde sabit eksendir(b). Yeryüzü sabit eksen Kuzey-Doğu-Aşağı olarak belirlenir çünkü eksenlerden ikisi kuzey ve doğuya göre hizalanırken üçüncü eksen aşağı yönelimlidir ve merkeze hizalanır. Gövde sabit ekseni ise kuadkopter ağırlık merkezi ile sabitlenmiştir.

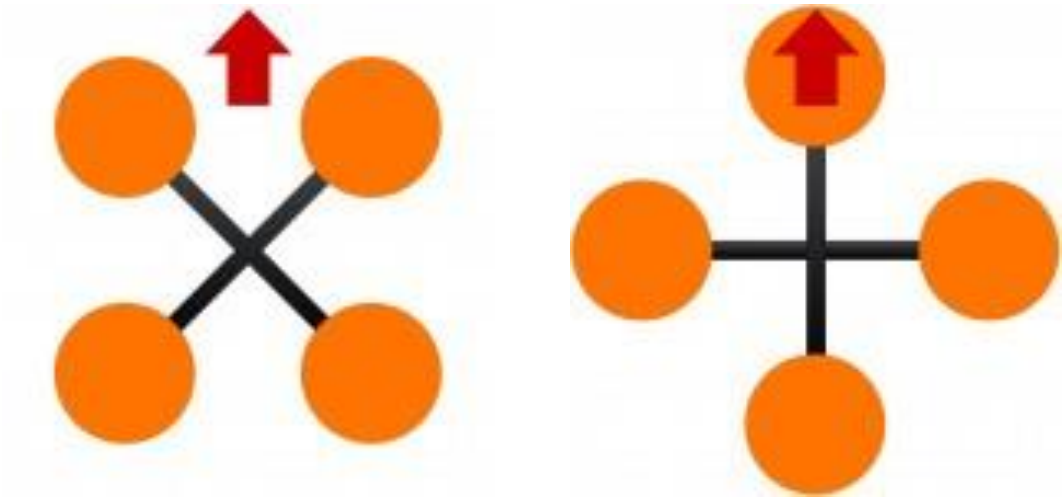


Şekil 2.1. Kuadkopter koordinat sistemi[58]

2.2. Kuadkopter Hareket Tanımlamaları

Baş kısmı ve uçuş konfigürasyonu dikkate alındığında kuadkopterler çapraz(X) ve artı(+) konfigürasyon olarak iki kısma ayrılırlar. Genellikle tercih edilen ise çapraz konfigürasyondur. Bunun nedeni ise:

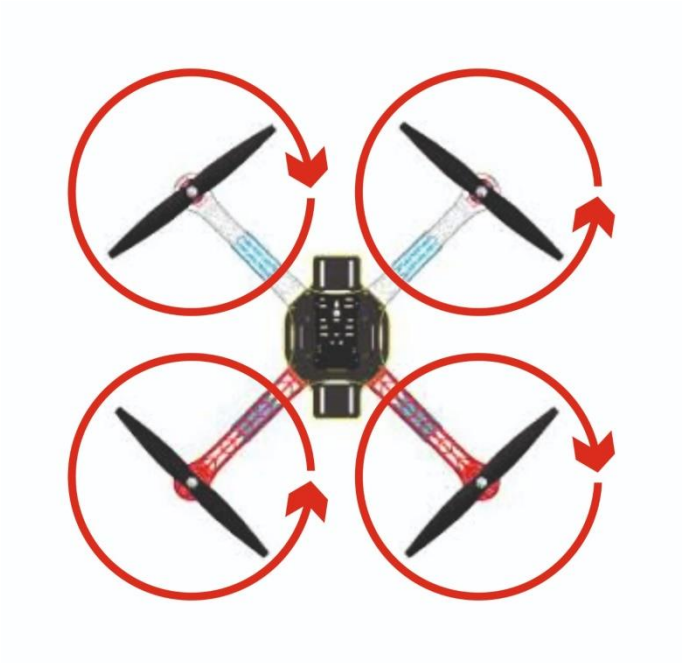
- Eğer kamera kullanıyorsa daha açık bir görüş alanı sağlar.
- Çapraz konfigürasyonda daha fazla itki kuvvetine sahip olunur. Örneğin; kuadkopter'in hareketleri çapraz konfigürasyonda iki rotor desteği ile sağlanırken artı konfigürasyonda tek rotor desteği ile sağlanır.



(a) (b)

Şekil 2.2. (a) Çapraz Konfigürasyon, (b) Artı Konfigürasyon

Bu çalışmada daha kolay kontrol ve daha fazla hız kapasitesi sağladığı için çapraz konfigürasyon tercih edilmiştir. Şekil 2.3'te görüldüğü gibi, çapraz konfigürasyonda karşılıklı rotorlardan bir çifti saat yönünde dönerken diğer çift ise saat yönünün tersinde döner.

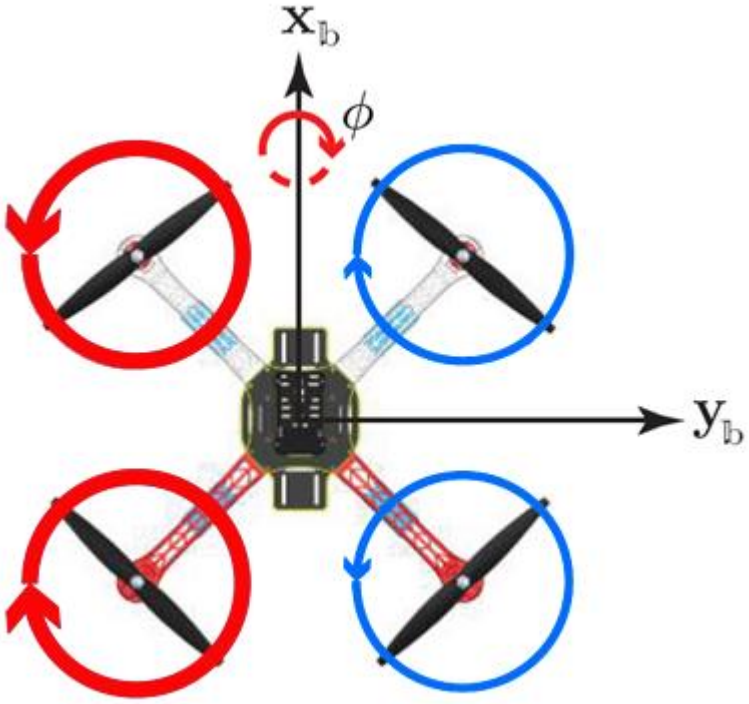


Şekil 2.3. Çapraz konfigürasyonda rotor dönüş yönleri

Kuadkopter yalpalama(roll, ϕ), yunuslama(pitch, θ) ve sapma(yaw, ψ) ve askıda kalma hareketlerini gerçekleştirebilmesi için rotorların hızları değiştirilir.

2.2.1. Yanlamasına(Yalpalama) Hareketi

Kuadkopterin x ekseni etrafında yaptığı dönme hareketi yanlamasına hareketi olarak adlandırılır. Yanlamasına hareketi kuadkopterin ön kısmının sağ ve sol tarafında kalan rotor çiftlerinin hızının artırılması ve azaltılması ile sağlanır. Kuadkopter hızı düşürülen dolayısı ile itmesi daha az olan tarafa doğru yanlamasına hareketini gerçekleştirir. Şekil 2.4'te yanlamasına hareketi gösterilmiştir. Kırmızı dönüş yönleri rotor hızlarının arttığını mavi ise rotor hızlarının azaldığını ifade etmektedir.

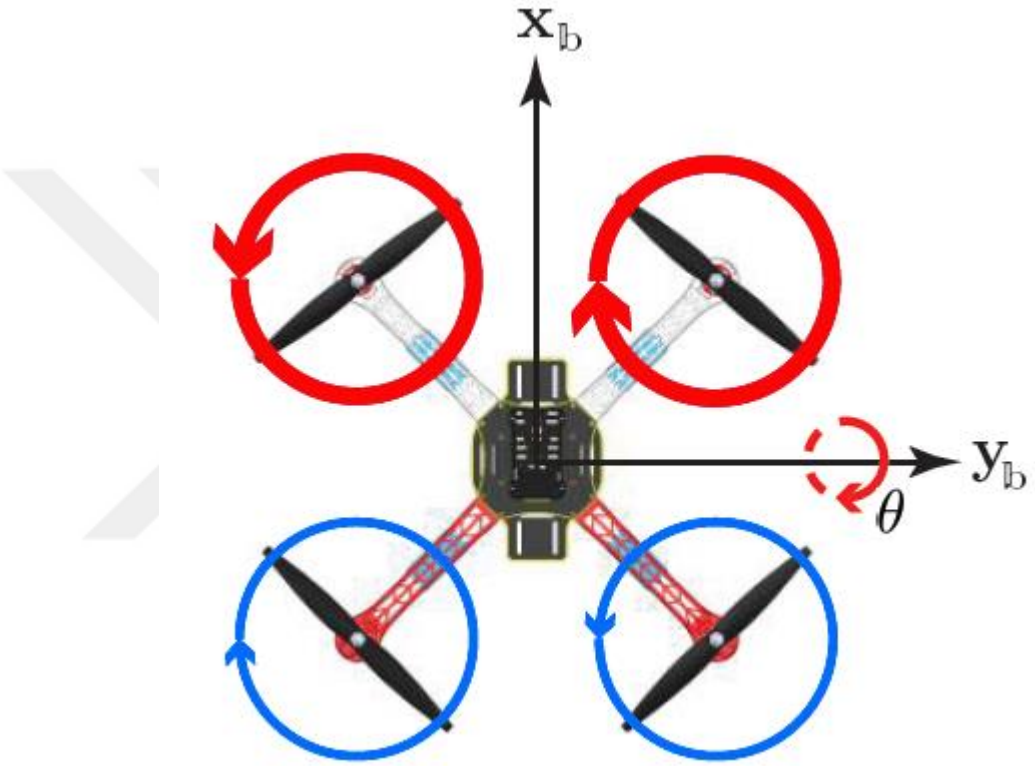


Şekil 2.4. Yanlamasına hareket

2.2.2. Boylamasına(Yunuslama) Hareket

Kuadkopterin y ekseni etrafında yaptığı dönme hareketi boylamasına hareket olarak adlandırılır. Boylamasına hareket kuadkopterin ileri ya da geri gitmesi olarak da nitelendirilebilir. Bu hareketi yapmak için kuadkopterin ön kısmında bulunan iki rotoru ve arkada bulunan iki rotorunun hızları değiştirilerek gerçekleştirilir. Örneğin ileri doğru

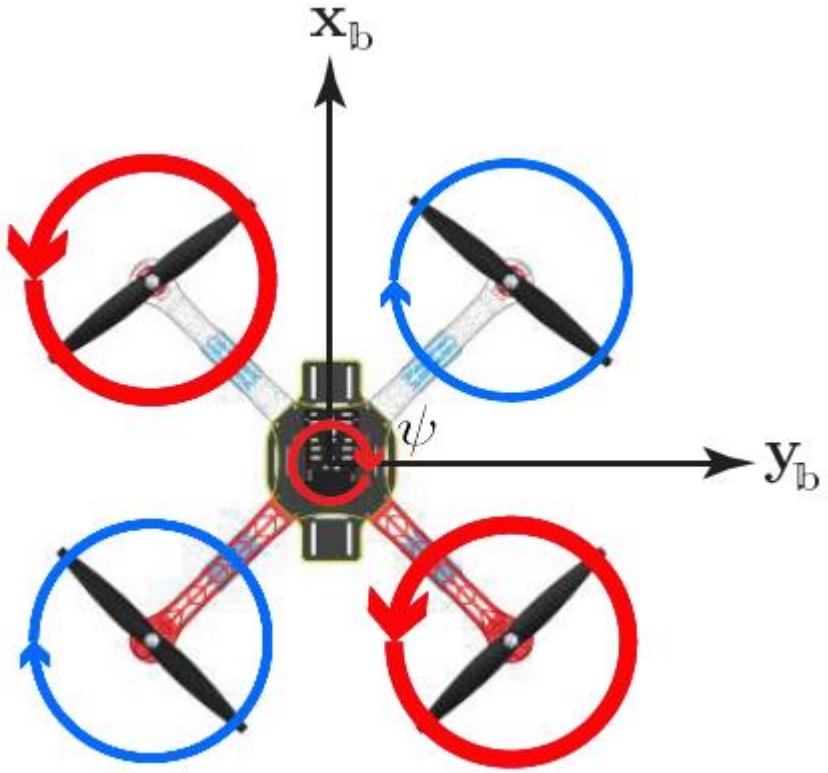
hareket yapılacaksa kuadkopter ön iki rotor hızı azaltılır ve arka iki rotor hızı artırılır. Bu şekilde kuadkopter ileri hareketini gerçekleştirmiş olur. Geri hareketi için ise tam tersini yapmak yeterlidir. Kuadkopter yanlamasına hareketinde olduğu gibi hızı azaltılan rotorların olduğu tarafa doğru hareket edecektir. Şekil 2.5'te boylamasına hareketi gösterilmiştir. Kırmızı dönüş yönleri rotor hızlarının arttığını mavi ise rotor hızlarının azaldığını ifade etmektedir.



Şekil 2.5. Boylamasına hareket

2.2.3. Sapma Hareketi

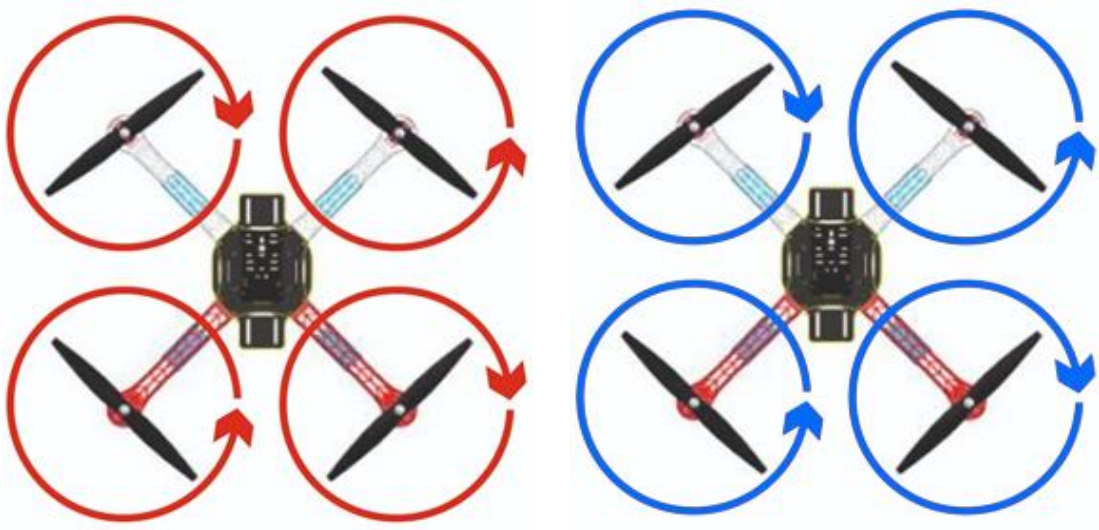
Kuadkopterin z ekseni etrafında yaptığı dönme hareketi sapma hareketi olarak adlandırılır. Sapma hareketi kuadkopterin kendi ekseni etrafında dönmesi olarak da nitelendirilebilir. Bu hareketi yapmak için kuadkopterin aynı yönde dönen rotor çiftlerinden birinin hızının artırılması ya da diğer çiftin hızının azaltılması ile gerçekleştirilir. Şekil 2.6'da sapma hareketi gösterilmiştir. Kırmızı dönüş yönleri rotor hızlarının arttığını mavi ise rotor hızlarının azaldığını ifade etmektedir.



Şekil 2.6. Sapma hareketi

2.2.4. Havada Asılı Kalma ve Yukarı Aşağı Yönlü(Yükseklik) Hareket

Kuadkopterin havada asılı kalma durumunda dört rotor aynı hıza sahiptir. Dört rotordan gelen toplam itki kuadkopter ağırlığına eşittir. Kuadkopter bu durumda başka kuvvetler etki etmedikçe havada bulunduğu pozisyonda askıda kalır. Yukarı aşağı yönlü hareketin gerçekleştirilebilmesi için dört rotorun hızının aynı oranda artırılması ya da azaltılması gerekmektedir. Rotor hızları aşağıdaki şekildeki gibi aynı oranda artırılırsa irtifa kazanarak yukarı yönlü hareket, aynı oranda azaltılırsa irtifa kaybederek aşağı doğru bir hareket gerçekleştirir.



(a) (b)

Şekil 2.7. (a) Yukarı yönlü hareket, (b) Aşağı yönlü hareket

2.3. Kuadkopter Matematiksel Modeli

Kuadkopter matematik modeli aşağıdaki varsayımlar ile kuadkopter dinamiklerine bağımlı olarak geliştirilir[59].

- Kuadkopter yapısı katıdır(rigid),
- Kuadkopter gövdesi simetriktir,
- İtme ve sürtünme kuvvetleri pervane hızlarının karesi ile doğru orantılıdır,
- Kuadkopter ağırlık merkezi ve gövde merkezi çakışık olarak kabul edilmektedir.

2.3.1. Kuadkopter Kinematik

Bir kuadkopteri analiz edebilmek için sahip olduğu koordinat eksenlerine bakılmalıdır. Yeryüzü sabit eksenindeki lineer ve açısal pozisyon vektörleri denklem 2.1 ve 2.2'de gösterilmiştir.

$$\Gamma = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \tag{2.1}$$

$$\Theta = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \tag{2.2}$$

Gövde sabit eksenindeki lineer ve açısal hız vektörleri ise denklem 2.3 ve 2.4'te gösterilmiştir.

$$V = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \tag{2.3}$$

$$\Omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \tag{2.4}$$

Hız vektörleri ile pozisyon vektörleri arasındaki ilişki denklem 2.5, 2.6, 2.7 ve 2.8'de tanımlanmıştır.

$$\dot{\Gamma} = R(\Theta)V \tag{2.5}$$

$$V = R^{-1}(\Theta)\dot{\Gamma} \tag{2.6}$$

$$\dot{\Theta} = T(\Theta)\Omega \tag{2.7}$$

$$\Omega = T^{-1}(\Theta) \tag{2.8}$$

Burada R dönüşüm matrisini ifade etmektedir. Euler açıları genel olarak ϕ, θ ve ψ sembolleri ile gösterilir. x, y ve z eksenleri için üç dönüş vardır ve kuadkoptere uygulanmak istenen bir yönlendirme bu üç temel yönlendirme birleştirerek gerçekleştirilir[60]. Burada R tanımlamak için aşağıdaki üç matris tanımlanır.

$$R(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \tag{2.9}$$

$$R(\theta) = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & \sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \tag{2.10}$$

$$R(\psi) = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{2.11}$$

Dönüşüm matrisi R, gövde sabit ekseninden atalet referans sistemine dönüşüm için kullanılır.

$$R(\Theta) = R(\psi)R(\theta)R(\phi) \tag{2.12}$$

$$R(\Theta) = \begin{bmatrix} \cos(\theta)\cos(\psi) & \sin(\phi)\sin(\theta)\cos(\psi) - \cos(\phi)\sin(\psi) & \cos(\phi)\sin(\theta)\cos(\psi) + \sin(\phi)\sin(\psi) \\ \cos(\theta)\sin(\psi) & \sin(\phi)\sin(\theta)\sin(\psi) + \cos(\theta)\cos(\psi) & \cos(\phi)\sin(\theta)\sin(\psi) - \sin(\theta)\cos(\psi) \\ -\sin(\theta) & \sin(\phi)\cos(\theta) & \cos(\phi)\cos(\theta) \end{bmatrix} \tag{2.13}$$

T ise gövde sabit ekseni açısal hızlarını atalet açısal hızları ile ilişkilendirmek için kullanılan matristir.

$$T(\Theta) = \begin{bmatrix} 1 & \frac{\sin(\phi)\sin(\theta)}{\cos(\theta)} & \frac{\cos(\phi)\sin(\theta)}{\cos(\theta)} \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \frac{\sin(\phi)}{\cos(\theta)} & \frac{\cos(\phi)}{\cos(\theta)} \end{bmatrix} \tag{2.14}$$

2.3.2. Kuadkopter Dinamikleri

Kuadkopter katı(rigid) bir gövde olarak kabul edildiğinden Newton-Euler denklemleri kuadkopter dinamiklerini tanımlamak için kullanılır[61]. Her bir rotor tarafından üretilen itme kuvveti pervanelerin dönüş hızının karesi ile doğru orantılıdır ve aşağıdaki ifade ile temsil edilir.

$$F_i = k\Omega_i^2, \qquad i = 1,2,3,4 \tag{2.15}$$

Burada k itki katsayısı birimi Ns^2 ve Ω_i ise i. rotorun dönme hızıdır birimi ise rad/s'dir. Burada deneysel olarak rotorların dönme hızı aşağıdaki gibi hesaplanabilir[62].

$$\Omega_i = 4.392399x10^{-8}.RPM.\frac{d^{3.5}}{\sqrt{pitch}}(4.23333x10^{-4}.RPM.pitch - V_0) \tag{2.16}$$

Burada RPM pervanenin dakikadaki dönme sayısı, $pitch$ pervane hatvesi ve birimi inç, d pervane uzunluğu ve birimi inç, V_0 ise hava hızı olarak alınır ve birimi m/s'dir. Dört rotordan kuadkoptere uygulanan toplam itki kuvveti ise aşağıdaki gibidir.

$$T_B = \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ k\sum\Omega_i^2 \end{bmatrix} \tag{2.17}$$

Kuadkopterin temel hareketlerini yapabilmesi için dört rotorun hızlarının harekete göre değiştirilmesi gerekir. Bunu da giriş giriş vektörlerinin tanımlanması ile gerçekleştirir.

$$U = \begin{bmatrix} f_t \\ \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathrm{k}(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \mathrm{kl}(-\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \mathrm{kl}(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \mathrm{d}(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Burada, U_1 yükseklik girişi, U_2 yanlamasına hareket girişi, U_3 boylamasına hareket girişi ve U_4 sapma girişi olarak kullanılır. d sürüklenme katsayısı ve birimi Nms^2, l her pervanenin kuadkopter merkezine olan uzaklığı ve birimi m'dir.

Kuadkopter motor yerleşimi ve gövde yapısı simetriktir. Kütle dağılımı ise yapının üzerine homojen olarak dağılmıştır. Bu sebepten dolayı ağırlık merkezi ve gövde sabit ekseni orijini aynı noktada çakışık olacaktır. Bu çalışma kütle dağılımı ve ağırlık merkezi etrafında simetrik yerleşim varsayımı kabul edilmiştir[63]. Atalet momenti döndürülebilen her nesnesin sahip olduğu bir özelliktir. Döndürme ekseni verilmiş bir nesnenin açısal hızının değiştirilmesinin ne kadar zor olduğunu anlatan skaler bir büyüklüktür. Bu durumda kuadkopterin kütlesel atalet matrisi denklemi köşegen olarak aşağıdaki gibi yazılacaktır.

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

Bu bağlamda kuadkopter kinematik ve dinamik modeli ele alındığında kuadkopterin doğrusal olmayan hareket denklemleri aşağıdaki gibi olur.

$$\dot{x} = w[\sin(\phi)\sin(\psi) + \cos(\phi)\cos(\psi)\sin(\theta)] - v[\cos(\phi)\sin(\psi) - \cos(\psi)\sin(\phi)\sin(\theta)] + u[\cos(\psi)\cos(\theta)] \quad (2.20)$$

$$\dot{y} = v[\cos(\phi)\cos(\psi) + \sin(\phi)\sin(\psi)\sin(\theta)] - w[\cos(\psi)\sin(\phi) - \cos(\phi)\sin(\psi)\sin(\theta)] + u[\cos(\theta)\sin(\psi)] \quad (2.21)$$

$$\dot{z} = w[\cos(\phi)\cos(\theta)] - u[\sin(\theta)] + v[\cos(\theta)\sin(\phi)] \quad (2.22)$$

$$\dot{u} = (vr - wq) + g\,sin(\theta) \quad (2.23)$$

$$\dot{v} = (wp - ur) - g\,cos(\theta)\,sin(\phi) \quad (2.24)$$

$$\dot{w} = (uq - vp) - g\,cos(\theta)\,sin(\phi) + \frac{U_1}{m} \quad (2.25)$$

$$\dot{p} = \frac{I_y - I_z}{I_x} qr + \frac{U_2}{I_x} \quad (2.26)$$

$$\dot{q} = \frac{I_z - I_x}{I_y} pr + \frac{U_3}{I_y} \quad (2.27)$$

$$\dot{r} = \frac{I_x - I_y}{I_z} pq + \frac{U_4}{I_z} \quad (2.28)$$

$$\dot{\phi} = p + r[cos(\phi)\, tan(\theta)] + q[sin(\phi)\, tan(\theta)] \quad (2.29)$$

$$\dot{\theta} = q[cos(\phi)] - r[sin(\phi)] \quad (2.30)$$

$$\dot{\psi} = r\left[\frac{cos(\phi)}{cos(\theta)}\right] + q\left[\frac{sin(\phi)}{cos(\theta)}\right] \quad (2.31)$$

2.3.3. Kuadkopter Doğrusal Modeli

Kuadkopterde doğrusal dinamikler, doğrusal olmayan dinamiklerin bir denge noktası etrafında doğrusallaştırılması ile elde edilir. Doğrusal sistem dinamikleri kapalı çevrim sistemlerin performans, kararlılık ve gürbüzlüğü hakkında kesin bilgiler sağlar[64]. Doğrusal olmayan denklemler Taylor serisi açılımına göre doğrusallaştırma işlemi yapılır. Doğrusal olmayan denklemler bir çalışma noktası seçilerek o nokta etrafında doğrusallaştırma yapılır[65]. Kuadkopterde ise havada asılı kalma noktası seçilerek doğrusallaştırma işlemi yapılmıştır. Doğrusallaştırma işlemi sonrası kuadkopter hareket denklemleri aşağıdaki gibi olur:

$$\dot{x} = u \quad (2.32)$$

$$\dot{y} = v \quad (2.33)$$

$$\dot{z} = w \quad (2.34)$$

$$\dot{u} = -g\theta \quad (2.35)$$

$$\dot{v} = g\phi \quad (2.36)$$

$$\dot{w} = \frac{U_1}{m} \quad (2.37)$$

$$\dot{p} = \frac{U_2}{I_x} \quad (2.38)$$

$$\dot{q} = \frac{U_3}{I_y} \tag{2.39}$$

$$\dot{r} = \frac{U_4}{I_z} \tag{2.40}$$

$$\dot{\phi} = p \tag{2.41}$$

$$\dot{\theta} = q \tag{2.42}$$

$$\dot{\psi} = r \tag{2.43}$$

2.3.4. Kuadkopter Durum Uzay Modeli

Kuadkopter gibi yapısal olarak basit ancak kontrol sistemi olarak karmaşık sistemlerin birçok girişi ve çıkışı olabilir. Bu tarz sistemlerin karmaşıklığını azaltmak ve bilgisayar sistemlerinde uzun hesaplamalara maruz kalmasını önlemek önemlidir. Bu bakımdan karmaşık sistemlerin denklemlerini doğrusal hale getirerek durum uzay modeli formatında düzenlemek sistemi iyi bir şekilde kontrol etmek için gereklidir. Durum uzay modeli sistemin davranışlarını tanımlayan birinci dereceden diferansiyel denklemlerden oluşan bir denklem kümesidir. Bu denklemler ayrıca durum denklemleri olarak adlandırılır. Durum denklemleri vektör ve matris gösterim biçimi ile gösterilir. Durum değişkenleri ile de her hangi bir anda sistemin davranışı tanımlanabilir.

Genel olarak *n* girişli *m* çıkışlı bir sistemin durum denklemi ve çıkış denklemi aşağıdaki gibi tanımlanır.

$$\dot{x} = Ax(t) + Bu(t) \tag{2.44}$$

$$y = Cx(t) + Du(t) \tag{2.45}$$

Burada;

x: Durum vektörü,

u: Kontrol vektörü,

y: Çıkış vektörü,

A: Sistem matrisi,

B: Giriş matrisi,

C: Çıkış matrisi ve

D: İleri besleme matrisi olarak tanımlanır.

Bu çalışmada boylamasına ve yanlamasına hareketler ayrı ayrı incelendiği için durum uzay modeli ikiye bölünmüştür. Boylamasına durum uzay modeli çıkış matrisinde ise bu çalışmada takip edilen çıkışlar z ve θ takip edildiği için çıkış olarak verilmiştir. Boylamasına durum uzay modeli,

$$\begin{bmatrix}\dot{x}\\ \dot{z}\\ \dot{u}\\ \dot{w}\\ \dot{q}\\ \dot{\theta}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0&0&1&0&0&0\\0&0&0&1&0&0\\0&0&0&0&0&-g\\0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&1&0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}x\\ z\\ u\\ w\\ q\\ \theta\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0&0\\0&0\\0&0\\1/m&0\\0&1/I_y\\0&0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}f_t\\ \tau_y\end{bmatrix} \tag{2.46}$$

$$y=\begin{bmatrix}0&0&0&0&0&0\\0&1&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}x\\ z\\ u\\ w\\ q\\ \theta\end{bmatrix} \tag{2.47}$$

Yanlamasına durum uzay modeli,

$$\begin{bmatrix}\dot{y}\\ \dot{v}\\ \dot{p}\\ \dot{r}\\ \dot{\phi}\\ \dot{\psi}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0&1&0&0&0&0\\0&0&0&0&g&0\\0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\\0&0&1&0&0&0\\0&0&0&1&0&0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}y\\ v\\ p\\ r\\ \phi\\ \psi\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0&0\\0&0\\1/I_x&0\\0&1/I_z\\0&0\\0&0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\tau_x\\ \tau_z\end{bmatrix} \tag{2.48}$$

$$y=\begin{bmatrix}0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&0&0\\0&0&0&0&1&0\\0&0&0&0&0&1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}y\\ v\\ p\\ r\\ \phi\\ \psi\end{bmatrix} \tag{2.49}$$

şeklinde tanımlanır. Yanlamasına durum uzay modeli çıkış matrisinde ise bu çalışmada takip edilen çıkışlar ϕ ve ψ takip edildiği için çıkış olarak verilmiştir.

2.4. Kuadkopter Başkalaşım Sistemi

Kuadkopterler tarımdan ulaşıma, güvenlikten eğlenceye kadar çok geniş bir yelpazede kullanılan insansız hava araçlarıdır. Manevra kabiliyetleri karmaşık yapılar arasında

gezinme ve yer altı tünelleri ile mağaralarını keşfetme imkânı sağlar. Ancak yine de kuadkopterler kuşlarda yaygın olarak görülen farklı uçuş koşullarına ve görevlerine uyum sağlama yeteneğinden yoksundurlar. Araştırmacılar yaptıkları incelemelerde güvercinlerin yüksek hızlarda bile uçuş verimliliklerini optimize etmek ve farklı boyutlardaki boşluklardan geçmek için kanat şekilleri üzerinde geometrik değişiklik yaptıklarını saptamışlardır[66]. Bu bağlamda kuadkopterlerin de tıpkı kuşlar gibi farklı boyutlardaki boşluklardan geçebilmesi ve buralarda görevlerini devam ettirebilmesi için geometrik şekillerinde değişiklik yapabilme özelliklerinin olması gerekmektedir. Kuadkopterlerin bu özelliğe sahip olması başkalaşım özelliğinin eklenmesi ile ortaya çıkar. Başkalaşım kuadkopterler de yeni kullanılmaya başlanan gelişimsel bir özelliktir. Başkalaşım kuadkopterin geometrisinde meydana gelen değişiklikler olarak tanımlanabilir. Başkalaşım ile kuadkopter birden fazla görev türünde uçabilir, manevralarını ortama göre rahat bir şekilde yapabilir ve bazı durumlarda yakıt ve kullanılan bataryadan tasarruf sağlayabilir[39]. Kuadkopterler de başkalaşım iki şekilde gerçekleştirilir. Bunlar,

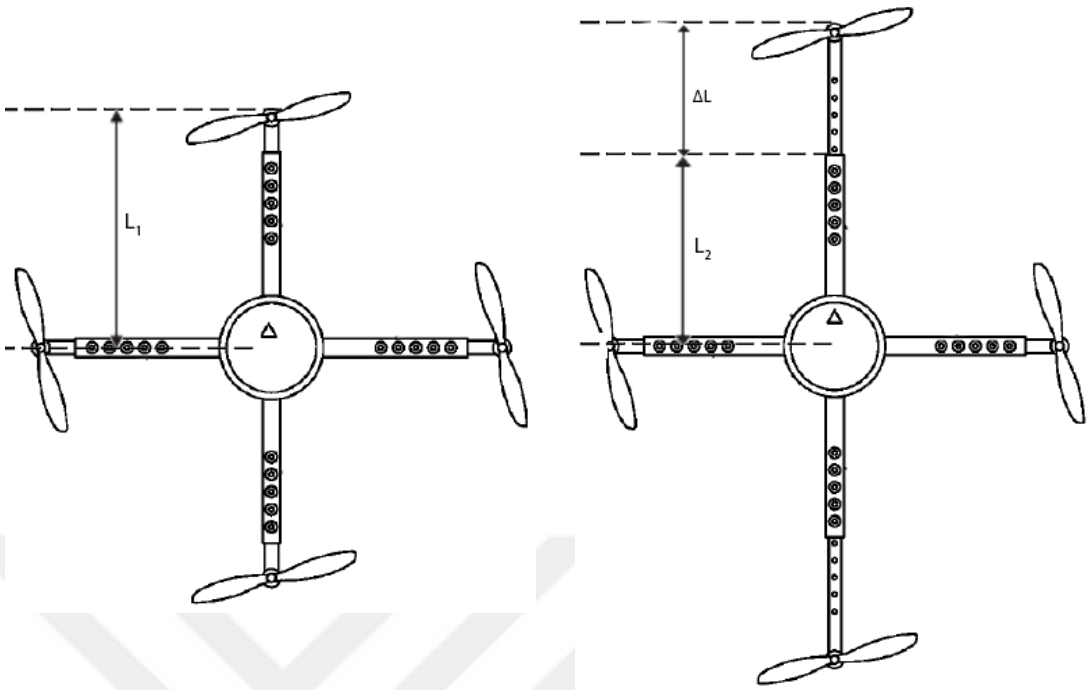
- Aktif başkalaşım
- Pasif başkalaşım

Kuadkopter havada uçuş esnasında geometrisinde bir değişiklik meydana getiriyorsa bu aktif başkalaşım olarak nitelendirilir. Kuadkopter uçuşa başlamadan önce yerde iken geometrisinde bir değişiklik meydana getiriyorsa pasif başkalaşım olarak nitelendirilir.

Kuadkopterlerde başkalaşım farklı türlerde yapılabilir. Bunlar kolların uzatılması ya da kısaltılması, kollar arasındaki keşişim açılarını değiştirilmesidir.

2.4.1. Artı Konfigürasyon Kuadkopterde Kol Uzunluklarının Değiştirilmesi ile Başkalaşım

Artı konfigürasyon kuadkopterde kolların uzatılması yada kısaltılması x ekseni üzerindeki ataleti etkileyecektir. Kuadkopterin y ekseni üzerindeki kolları aşağıdaki şekildeki gibi ΔL kadar uzatılırsa x ekseni üzerindeki atalet momentinin yeniden hesaplanması gerekecektir. Aşağıdaki şekilde artı konfigürasyon kuadkopter'in başkalaşımına ait bir örnek gösterilmiştir.



(a) (b)

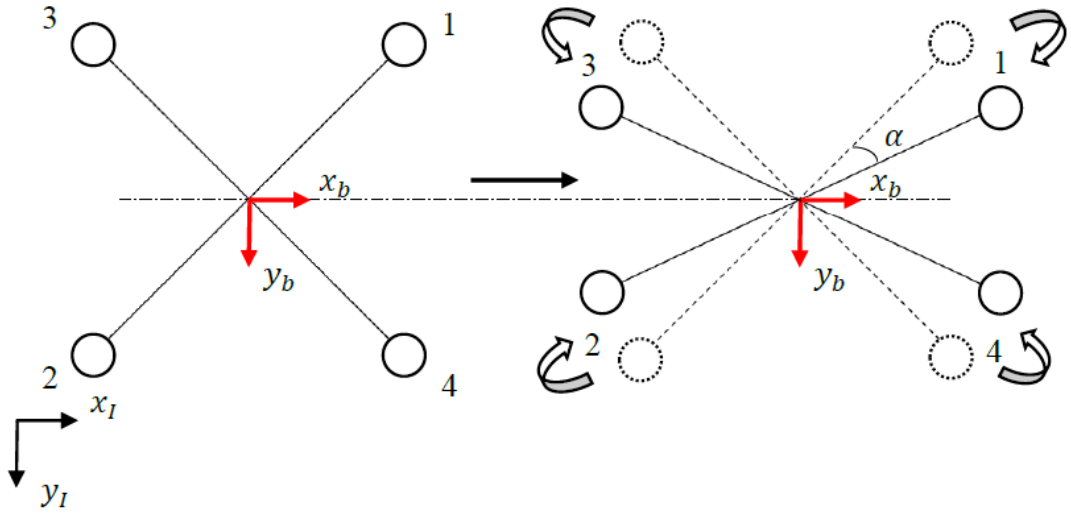
Şekil 2.8. (a) Normal kuadkopter, (b) Ön kolu uzamış kuadkopter

Kol uzunluğu ΔL kadar uzayan kuadkopter yeni atalet momenti değeri aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$I_{x_{yeni}} = 2\frac{m/4}{L_2}\frac{L_2^3}{3} = \frac{1}{6}mL_2^2 = \frac{1}{6}mL_1^2\frac{(L_1-\Delta L)^2}{L_1^2} \tag{2.50}$$

2.4.2. Çapraz Konfigürasyon Kuadkopterde Kol Kesişim Açılarının Değiştirilmesi ile Başkalaşım

Çapraz konfigürasyon kuadkopter de x ve y eksenleri kuadkopterin kolları ile aynı hizada değildir. Kuadkopter kolları gövdeye sabitlendikleri yerde aralarındaki açı değeri 90°'dir. Kollar arasındaki bu azaltılarak ya da artırılarak keşişim açıları değiştirilebilir. Aşağıdaki şekilde kol keşişim açılarının değiştirilmesi gösterilmiştir.



Şekil 2.9. Kuadkopter kol kesişim açılarının değiştirilmesi[67]

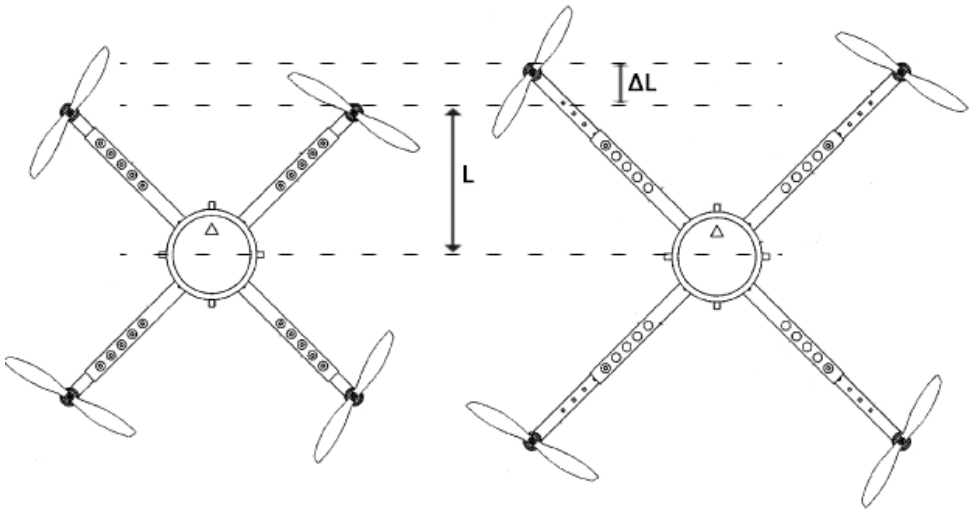
Kol kesişim açılarının değiştirilmesi hem x hem de y eksenindeki atalet momentlerinin değişimine neden olur. Şekil 2.9'da kuadkopter kol kesişim açısı α kadar değiştirilmiştir. Bu durumda kuadkopter yeni atalet momentleri aşağıdaki gibi hesaplanır.

$$I_{x_{yeni}} = \frac{m}{6} L^2 (\sin(\alpha + 45))^2 \tag{2.51}$$

$$I_{y_{yeni}} = \frac{m}{6} L^2 (\cos(\alpha + 45))^2 \tag{2.52}$$

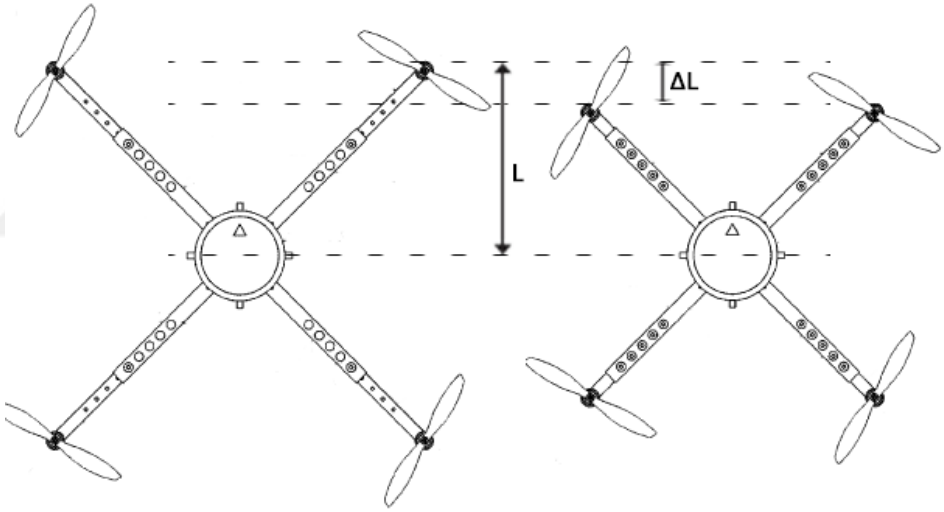
2.4.3. Çapraz Konfigürasyon Kuadkopterde Kol Uzunluklarını Değiştirilmesi ile Başkalaşım

Çapraz konfigürasyonda kol uzunluklarının değiştirilmesi artı konfigürasyondakine benzer şekilde gerçekleşir. Kol uzunluklarının aynı anda aynı miktar uzaması ya da kısalması kolektif başkalaşım olarak nitelendirilebilir. Diğer başkalaşım türlerinde olduğu gibi bu başkalaşım türünde de kol uzaması ya da kısalmasından atalet momentleri etkilenecektir. Şekil 2.10'da kolektif başkalaşım kol uzaması, Şekil 2.11'de ise kolektif başkalaşım kol kısalması gösterilmiştir.



(a) (b)

Şekil 2.10. (a) Normal kuadkopter (b) Ön ve arka kolları uzamış kuadkopter[68]



(a) (b)

Şekil 2.11. (a) Normal kuadkopter (b) Ön ve arka kolları kısalmış kuadkopter[68]

Başkalaşım işlemi süresince kuadkopter kütlesinde herhangi bir değişiklik olmazken yeni atalet momentleri ise aşağıdaki gibi hesaplanır. Kolektif başkalaşım için;

$$I_{x_{yeni}} = M_{disc}\frac{R^2}{4} + 2M_{arm}\frac{L^2}{3} + 2M_{rotor}(L+\Delta L)^2 \tag{2.53}$$

$$I_{y_{yeni}} = M_{disc}\frac{R^2}{4} + 2M_{arm}\frac{L^2}{3} + 2M_{rotor}(L+\Delta L)^2 \tag{2.54}$$

$$I_{z_{yeni}} = M_{disc}\frac{R^2}{4} + 4M_{arm}\frac{L^2}{3} + 4M_{rotor}(L+\Delta L)^2 \tag{2.55}$$

Diferansiyel başkalaşım için;

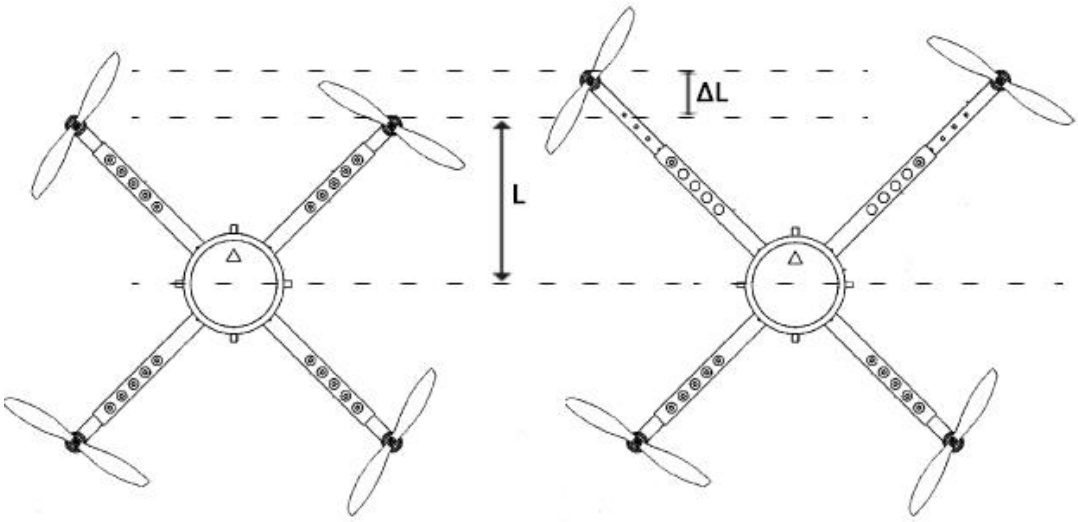
$$I_{x_{yeni}} = M_{disc}\frac{R^2}{4} + 2M_{arm}\frac{L^2}{3} + 2M_{rotor}(L-\Delta L)^2 \quad (2.56)$$

$$I_{y_{yeni}} = M_{disc}\frac{R^2}{4} + 2M_{arm}\frac{L^2}{3} + 2M_{rotor}(L-\Delta L)^2 \quad (2.57)$$

$$I_{z_{yeni}} = M_{disc}\frac{R^2}{4} + 4M_{arm}\frac{L^2}{3} + 4M_{rotor}(L-\Delta L)^2 \quad (2.58)$$

Burada, M_{disc} kuadkopter merkezinde gövdeyi tutan diskin kütlesi, R diskin yarıçapı, M_{arm} bir kolun kütlesi, L bir kolun uzunluğu, ΔL kolu uzunluğundaki değişim, M_{rotor} bir kolun kütlesini ifade eder.

Çapraz konfigürasyon kuadkopterde başkalaşım gerçekleştirilirken öndeki iki kol ve arkadaki iki kol konfigürasyon yapısından dolayı aynı anda hareket eder. Kuadkopter ön kolları uzarken arka kolları kısalıyorsa, ön kollar kısalırken arka kollar uzuyorsa yani ön ve arka kollar eşzamanlı olarak kısalma ya da uzama yapmıyorsa bu durumda diferansiyel başkalaşım olarak nitelendirilir. Şekil 2.12'de diferansiyel başkalaşıma örnek verilmiştir.



(a) (b)

Şekil 2.12. (a) Normal kuadkopter (b) Diferansiyel başkalaşım

Bu çalışmada çapraz konfigürasyon kuadkopterin hem kolektif hem de diferansiyel başkalaşımı ele alınmıştır. Atalet momentleri ise kuadkopter'in hem başkalaşım olan hem de başkalaşım olmayan durumlarının hepsi Solidworks programında tam model olarak çizilerek katı cisim modelleme özelliğinden faydalanılarak bu programdan elde edilmiştir.

3. BÖLÜM

PID KONTROL ALGORİTMASI VE SPSA OPTİMİZASYON YÖNTEMİ

Bu bölümde kuadkopter kontrolünde kullanılan kontrol algoritması ve başkalaşım oranlarını ve PID katsayılarını belirleyen optimizasyon yöntemi hakkında bilgi verilmiştir.

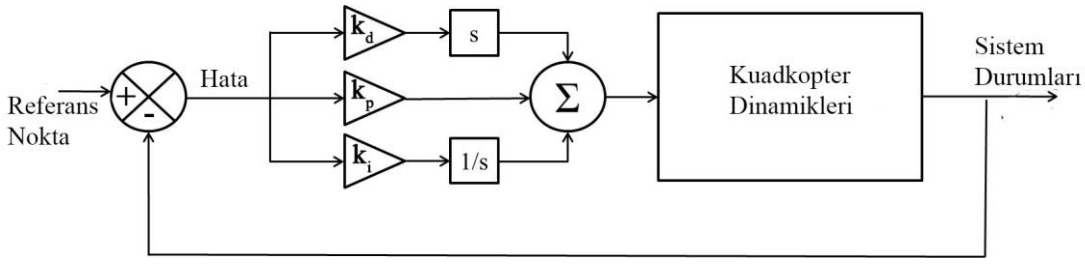
3.1. PID Kontrol Algoritması

PID, 1940'lı yıllarda kontrol sistemleri ortaya çıktığından beri standart hale gelmiş olan bir araçtır. Günümüz kontrol sistemlerinde, kontrol döngülerinin %95'inden fazlası PID kontrol tipindedir. PID kontrolör endüstriyel kontrol sistemlerinde yaygın olarak kullanılan geri beslemeli bir kontrol döngü mekanizmasıdır. Bir PID kontrolör ölçülen sistem değişkeni ile istenen bir ayar noktası arasındaki fark olarak bir hata değeri hesaplar. PID kontrol hatayı minimize etmeye çalışır. PID çıkışında elde edilen kontrol sinyalinin matematiksel ifadesi aşağıdaki gibidir;

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

Burada K_p oransal kazanç parametresi, K_i integral kazanç parametresi, K_d türevsel kazanç parametresi, e hata ve t ise zamanı ifade eder.

PID kontrolör için blok diyagram aşağıdaki gösterildiği gibidir.



Şekil 3.1. PID kontrolör blok diyagramı

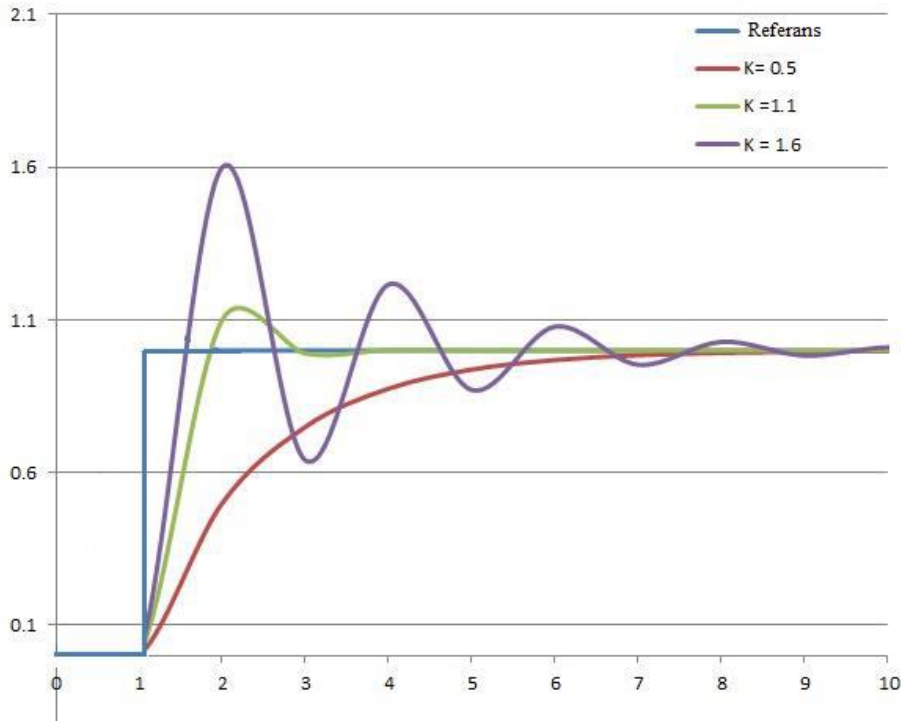
PID kontrol algoritması üç ayrı sabit parametre içerir buna göre bazen üç terimli kontrol olarak da adlandırılır: oransal, integral ve türev, bu değerler ise P, I ve D ile gösterilir. Bu değerler zamana bağlı olarak yorumlanırsa P mevcut hataya, I geçmiş hataların toplamına bağlıdır ve D ise mevcut hataların değişim oranına bağlı olarak gelecekteki hataların tahminidir.

3.1.1. Oransal Terim(P)

Oransal terim, mevcut hata değeri ile orantılı bir çıktı değeri üretir. Oransal yanıt, K_p adı verilen oransal kazanç sabiti ile hata değeri çarpılarak ayarlanabilir. Oransal terim tek başına aşağıdaki gibi ifade edilebilir;

$$P_{out} = K_p e(t) \tag{3.2}$$

Yüksek oransal kazanç hatadaki belirli bir değişiklik için çıktıda büyük bir değişikliğe sebep olabilir. Oransal kazanç çok büyükse sistem kararsız hale gelebilir. Aksine, küçük bir oransal kazanç ise büyük bir girdi hatasında küçük bir çıktı yanıtı ile sonuçlanır. Oransal terim, PID çıktı değişiminin büyük bir kısmına etki etmektedir. Aşağıdaki şekilde K_i ve K_d sabit tutulup, oransal kazanç K_p değiştirilerek sisteme olan etkisi gösterilmiştir.



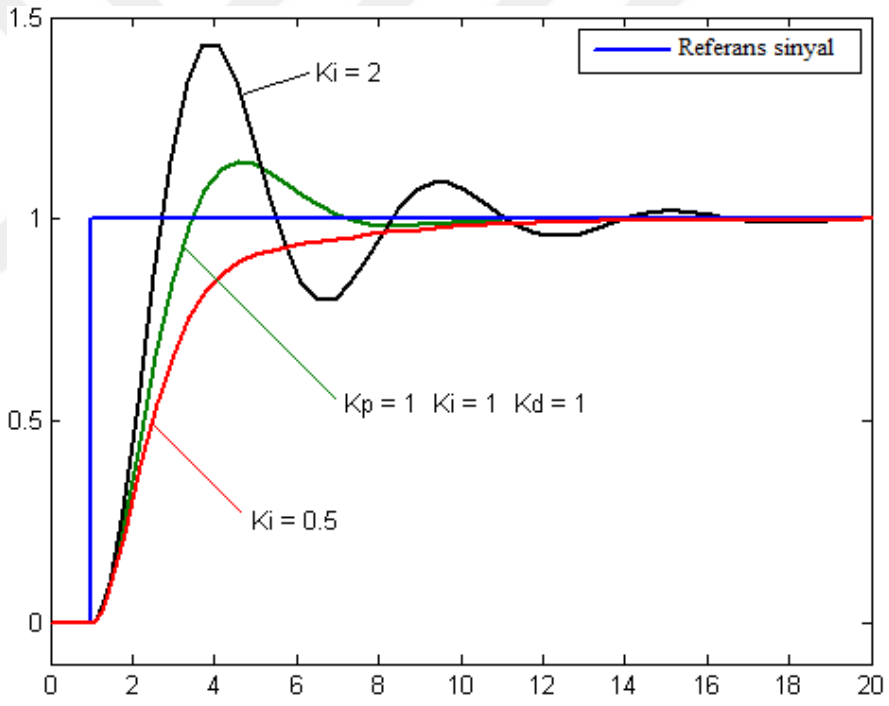
Şekil 3.2. Oransal kazancın sisteme etkisi

3.1.2. İntegral Terim(I)

İntegral terim hem hatanın büyüklüğü hem de hatanın süresi ile orantılıdır. İntegral terim zaman içerisindeki hataların toplamıdır ve düzeltilmesi gereken offset değerini verir. İntegral terimde birikmiş hata integral kazancı olan K_i ile çarpılır ve PID kontrolör çıkışına eklenir. İntegral terim tek başına aşağıdaki gibi ifade edilebilir;

$$I_{out} = K_i \int_0^t e(t)dt \tag{3.3}$$

İntegral terim sistemin ayar noktasına doğru hareketi hızlandırırken oransal terimde ortaya çıkan kalıcı hal hatasını ortadan kaldırır. Ayrıca integral terim geçmişte biriken hatalara yanıt verdiği için ayar noktası üzerinde aşıma neden olabilir. Aşağıdaki şekilde K_p ve K_d sabit tutulup, integral kazanç K_i değiştirilerek sisteme olan etkisi gösterilmiştir.



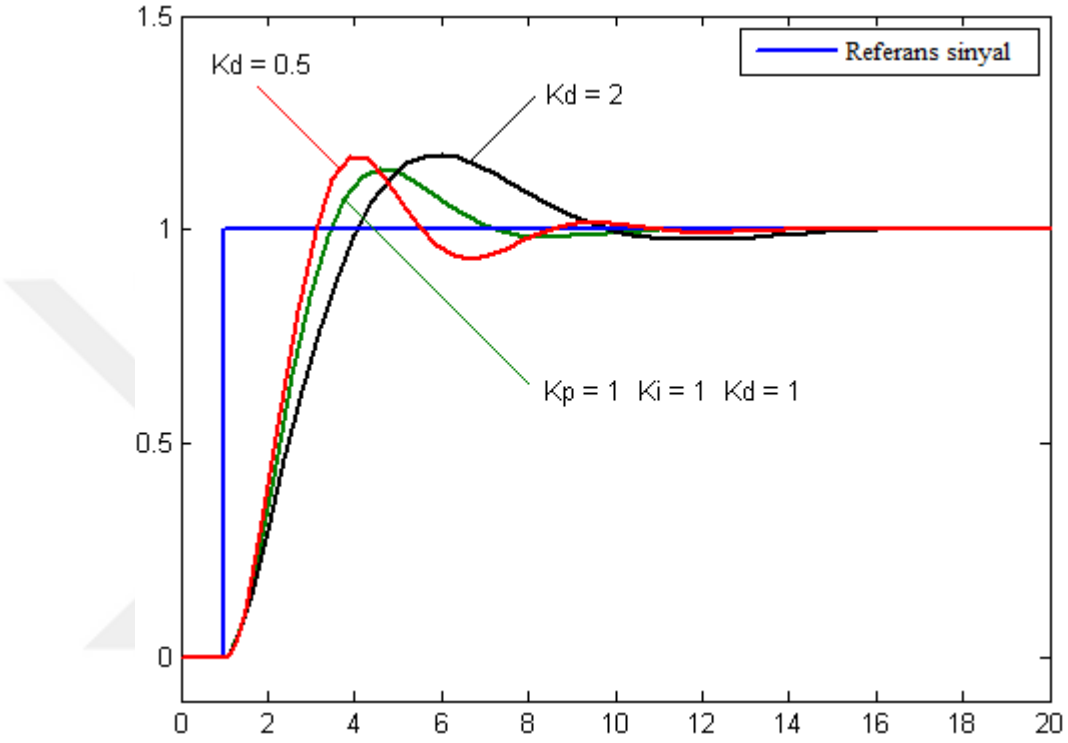
Şekil 3.3. İntegral kazancın sisteme etkisi

3.1.3. Türev Terim(D)

Türev terimi, hatanın zaman içindeki eğiminin belirlenmesi, gelecekteki hataların tahmini ve değişim oranının türev kazancı olan K_d ile çarpılması ile hesaplanır. Tek başına türev terimi aşağıdaki gibi hesaplanır;

$$D_{out} = K_d \frac{de(t)}{dt} \tag{3.4}$$

Türev terimi, sistem davranışını tahmin eder ve böylece sistemin yerleşme süresini ve kararlılığını iyileştirir. Gerçek dünya uygulamalarında sistem kararlılığı üzerindeki değişken etkisi nedeni ile türev terimi pratikte nadiren kullanılır. Aşağıdaki şekilde K_p ve K_i sabit tutulup, türevsel kazanç K_d değiştirilerek sisteme olan etkisi gösterilmiştir.



Şekil 3.4. Türev kazancın sisteme etkisi

Oransal, integral ve türev kazançları sistem üzerindeki olan tasarım performans kriterleri olan yükselme zamanı, aşım, oturma zamanı ve kalıcı hal hatası üzerindeki etkileri aşağıdaki tabloda verilmiştir.

Tablo 3.1. PID kazançlarının karakteristikleri

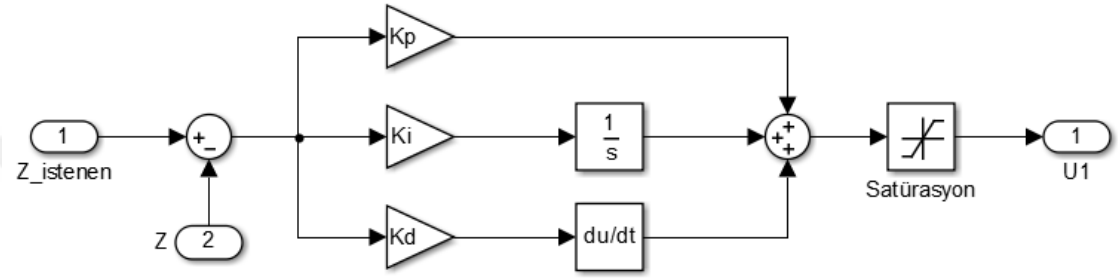
Denetleyici	**Yükselme Zamanı**	**Aşım**	**Yerleşme Zamanı**	**Kalıcı Hal Hatası**
$\boldsymbol{K_p}$	Kısalır	Artar	Az değişir	Azalır
$\boldsymbol{K_i}$	Kısalır	Artar	Artar	Ortadan kalkar
$\boldsymbol{K_d}$	Az Değişir	Azalır	Azalır	Az değişir

3.1.4. PID ile Yükseklik Kontrolü

z ekseninde hareket, kuadkopterin toplam itkisi olan $U1$ azaltıldığında ya da artırıldığında ortaya çıkan harekettir. Kuadkopterin z düzlemindeki bu hareketini MATLAB/Simulink ortamında matematiksel modele göre PID ifadesi aşağıdaki gibi yazılabilir;

$$U_1 = K_{p_z} e_z(t) + K_{i_z} \int_0^t e_z(t)dt + K_{d_z} \frac{de_z(t)}{dt} \tag{3.5}$$

MATLAB/Simulink ortamındaki modellemesi ise aşağıdaki gibi olur;



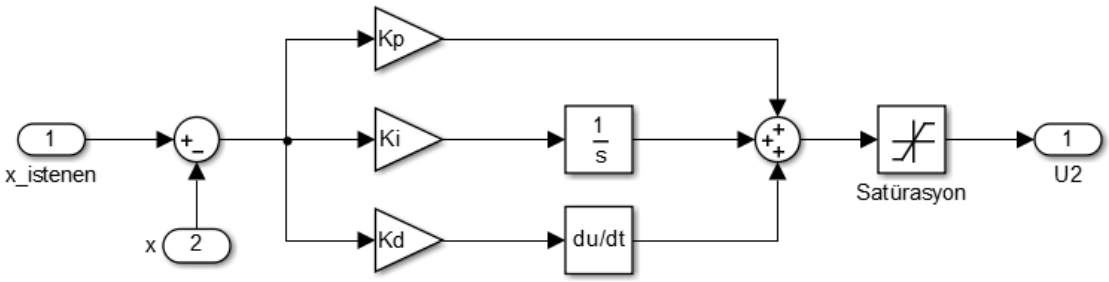
Şekil 3.5. PID ile yükseklik kontrol MATLAB blok diyagramı

3.1.5. PID ile Yanlamasına Hareket Kontrolü

x eksenindeki hareket olan yanlamasına hareketi $U2$ kontrol girişi ile sağlanır. Kuadkopter yanlamasına hareketini $-\pi$ ile π değerleri arasında gerçekleştirir. Kuadkopter yanlamasına hareket için PID denklemi aşağıdaki gibi yazılabilir;

$$U_2 = K_{p_\phi} e_z(t) + K_{i_\phi} \int_0^t e_z(t)dt + K_{d_\phi} \frac{de_z(t)}{dt} \tag{3.6}$$

MATLAB/Simulink ortamında yanlamasına hareket PID modellemesi aşağıdaki gibi olur;



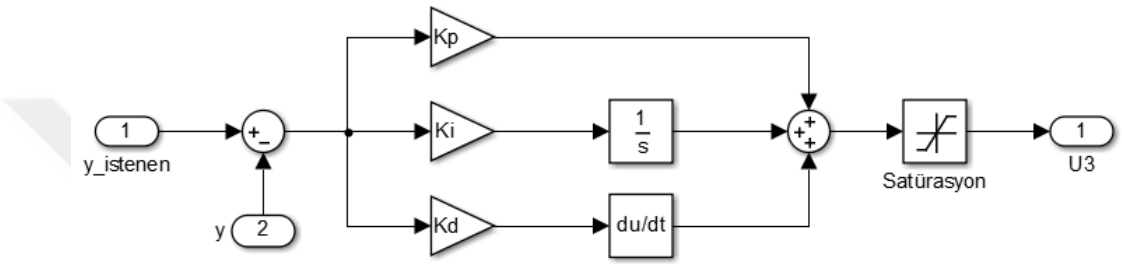
Şekil 3.6. PID ile yanlamasına MATLAB blok diyagramı

3.1.5. PID ile Boylamasına Hareket Kontrolü

y eksenindeki hareket olan boylamasına hareket $U3$ kontrol girişi ile sağlanır. Kuadkopter boylamasına hareketini $-\frac{\pi}{2}$ ve $\frac{\pi}{2}$ değerleri arasında gerçekleştirir. Kuadkopter boylamasına hareketi için PID denklemi aşağıdaki gibi yazılabilir;

$$U_3 = K_{p_\theta} e_z(t) + K_{i_\theta} \int_0^t e_z(t)dt + K_{d_\theta} \frac{de_z(t)}{dt} \tag{3.7}$$

MATLAB/Simulink ortamında boylamasına PID modellemesi aşağıdaki gibi olur;



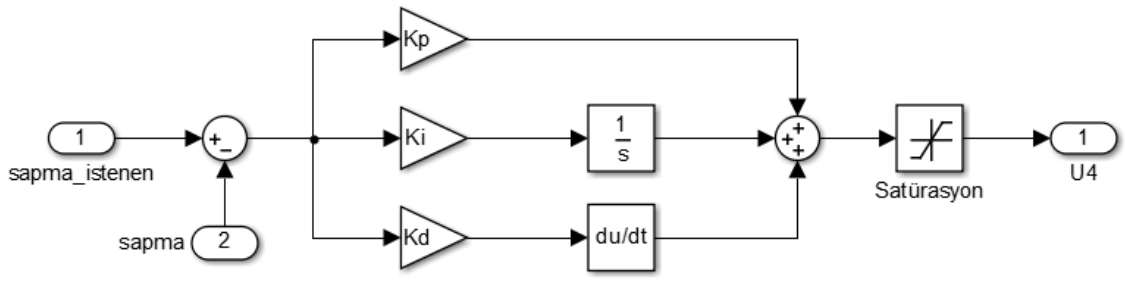
Şekil 3.7. PID ile boylamasına hareket MATLAB blok diyagramı

3.1.6. PID ile Sapma Kontrolü

Sapma hareketi rotor çiftlerinin arasındaki tork farkından yararlanılarak yapılır. Kuadkopter sapma hareketini z ekseni çevresinde gerçekleştirir ve kontrol girişi olarak ise U4 kullanılır. Sapma hareketi $-\pi$ ile π değerleri arasında gerçekleştirilir. Kuadkopter sapma hareketi için PID denklemi aşağıdaki gibi yazılabilir;

$$U_4 = K_{p_\psi} e_z(t) + K_{i_\psi} \int_0^t e_z(t)dt + K_{d_\psi} \frac{de_z(t)}{dt} \tag{3.8}$$

MATLAB/Simulink ortamında sapma PID modellemesi aşağıdaki gibi olur;



Şekil 3.8. PID ile sapma MATLAB blok diyagramı

3.2. SPSA Optimizasyon Yöntemi

Rüzgâr tüneline yerleştirilen bir kuadkopterin üzerine etkiyen kuvvetler ancak bir ölçüm sistemi ile ölçülebilir. Ancak kuadkopterin inovatif yöntem olan başkalaşım ile performansı incelendiği için her başkalaşım durumu için bunu yapmak zaman ve maliyet açısından yük getirmektedir. Ayrıca doğrusal olmayan karmaşık bileşenler nedeni ile kuvvetleri analitik olarak da hesaplamak mümkün değildir. Bu sebepten rassal tahmine dayalı optimizasyon teknikleri kullanılmaktadır.

Bu çalışmada başkalaşım ile birlikte kuadkopter performansını iyileştirmek için başkalaşım oranı ve PID katsayılarının başkalaşım oranına göre tahmin etmek için Eş Zamanlı Pertürbasyon Rassal Yaklaştırım(Simultaneous Perturbation Stochastic Approximation) olarak bilinen optimizasyon yöntemi uygulanmıştır. Bu optimizasyon yöntemi 1987 yılında J. C. Spall tarafından geliştirilmiştir ve kısaca SPSA olarak ifade edilmektedir.

Çok değişkenli rassal optimizasyon yöntemleri birçok mühendislik sisteminin kontrol ve analizinde önemli bir rol oynamaktadır. Gerçek dünyada ki optimizasyon problemlerinde, problemin çözümünü yinelemeli olarak arayan matematiksel modellere dayalı bir optimizasyon algoritması kullanmak gerekir. Buradan hareketle çok değişkenli optimizasyon problemleri için SPSA optimizasyon yöntemi kullanılır. SPSA çözüm arayışında sadece objektif fonksiyon ölçümlerini kullanan bir optimizasyon algoritmasıdır. SPSA, modelden bağımsız tahmin kontrolü[68,69], trafik kontrolü için sinyalizasyon zamanlaması[71], hava trafik ağı yönetimi[72], denizlerde gemi trafiğini yönetmek[73] gibi birçok uygulamada başarı ile uygulanmıştır. Bu bağlamda SPSA'ya bakıldığında yüksek boyutlu girdi uzayına sahip ve amaç değeri deterministtik olmayan birçok optimizasyon yöntemine başarı ile uygulanmıştır. SPSA optimizasyon işleminde ayarlanabilir parametrelerin ilk tahmin edilen değerinden amaç fonksiyonun minimum değerine adım adım değiştirme işlemidir.

SPSA'yı diğer algoritmalardan ayıran fark ise gradyan değerini analitik olarak hesap edememektir. SPSA ve genetik algoritmalar burada kullanılabilir fakat SPSA genetik algoritmalardan daha hızlı şekilde optimum sonuca erişir. Çünkü SPSA her iterasyonda sadece iki hesap yaparken genetik algoritmalar 2^n hesap yapmaktadır. SPSA ise Matlab ortamında kod çalıştırıldığında her zaman optimum sonucu vermeyebilir bu bakımdan birkaç denemede optimum sonuca erişilebilir.

Kuadkopter kontrolü PID ve başkalaşım parametrelerine bağlıdır. Bu parametrelerin optimum değerleri ise yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım gibi sistem cevaplarına bağlıdır. Burada sistem cevapları ile analitik tanımlanmış cevaplar arasında ilişki kurmak zordur. Maliyet fonksiyonu yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım değerlerinin bir fonksiyonu olarak J ile gösterilir.

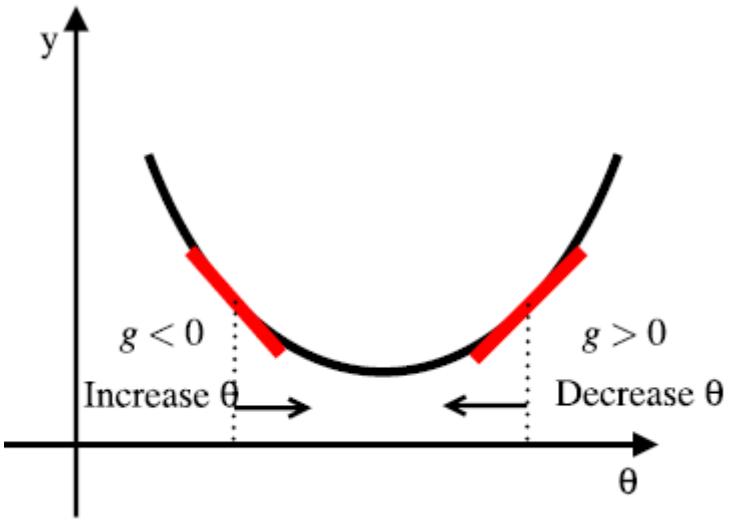
$$J = \sum g(T_{rt}, T_{st}, \%OS) \tag{3.9}$$

Burada maliyet fonksiyonu sistem için en uygun değerlerdir ve optimizasyonda bulunmak istenen değerleri temsil eder.

$\hat{\theta}$ optimizasyonda herhangi bir uzunluğa sahip olan ve değişkenleri temsil eden bir vektördür. Optimizasyonda $\hat{\theta}_k$, k. iterasyonun tahmini ise bir sonraki adımın tahmini aşağıdaki gibi yapılır;

$$\hat{\theta}_{k+1} = \hat{\theta}_k - a_k \hat{g}_k(\hat{\theta}_k) \tag{3.10}$$

Burada $\hat{g}_k(\hat{\theta}_k)$ amaç fonksiyonun ölçümlerine dayanarak k. iterasyonda gradyanın $g(\hat{\theta})$ tahminidir. a_k ise k. iterasyondaki adım boyutudur. Denklemde ki aradaki fark $\hat{g}_k$ rassal olarak gradyanı temsil eder. Gürültü etkisini veya gerçek gradyandan sapmanın iterasyon sayısı k arttıkça azaltması beklenir. Denklem 3.10'nun sezgisel olarak gösterimi aşağıdaki gibi olur;



Şekil 3.9. Amaç fonksiyonu(Eğer θ_k'da gradyan g pozifitse θ_(k+1)<θ_k'ya, g negatif ise θ_(k+1)>θ_k'ya gidilir.)[74]

Uygun şartlar altında, denklem 3.10 rassal anlamda optimum θ^*'a yakınsama gösterecektir. Bu yüzden $\hat{\theta}_k$, k. iterasyonda optimum θ^*'nın tahminini ifade eder. $y(.)$ ile gösterilen parametre amaç fonksiyonun bir bölümünü ve c_k küçük bir pozitif sayıyı ifade etsin. SPSA'da $\hat{g}_{ki}(\hat{\theta}_k)$ gradyan vektörünün i. bileşeni aşağıdaki gibi hesaplanır;

$$\hat{g}_{ki}(\hat{\theta}_k) = \frac{y(\hat{\theta}_k + c_k\Delta_k) - y(\hat{\theta}_k - c_k\Delta_k)}{2c_k\Delta_{ki}} \tag{3.11}$$

Burada Δ_k, D bir uzunlukta pertürbasyon vektörüdür.

$$\Delta_k = (\Delta_{k0}, \Delta_{k1}, \dots, \Delta_{k(D-1)})^T \tag{3.12}$$

c_k ve a_k değerleri SPSA'nın performansı için kritiktir ve aşağıdaki gibi hesaplanır[75];

$$a_k = \frac{a}{(A+k+1)^\alpha} \tag{3.13}$$

$$c_k = \frac{c}{(k+1)^\gamma} \tag{3.14}$$

SPSA'nın sözde kodu aşağıdaki gibi yazılabilir;

1. Başlangıç parametrelerini ayarla
2. İterasyon sayısını maksimuma ayarla.
3. While (sayaç<maksimum iterasyon sayısı)
    a) Maksimum ve minimum noktaları belirle
    b) c_k hesapla
    c) İlk tahminleri yap
    d) Sistemine uygula
    e) Maliyet fonksiyonu değerlerini bul
    f) Toplam maliyeti hesapla
    g) a_k hesapla
4. While bitir.

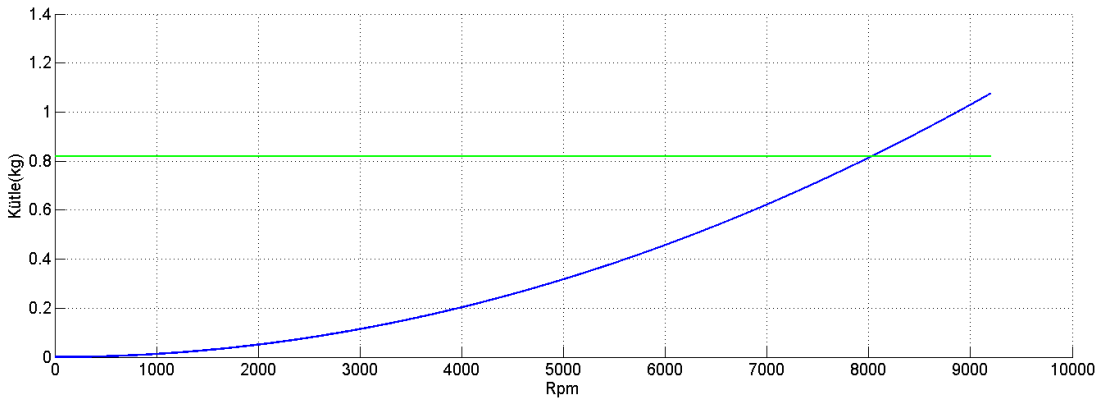
4. BÖLÜM

BULGULAR

Bu bölümde yapılan çalışmalar ve elde edilen bulguların hepsi uluslararası konferanslarda tam metinli bildiri, uluslararası yayın ve kitap bölümü olarak yayınlanmıştır. Kuadkopter modellemesi bir kez yapılarak başkalaşım olmadan kuadkopter kontrolü simülasyonlar ile yapılmıştır. Ardından aynı model üzerinde kolektif başkalaşım ve diferansiyel başkalaşım uygulamaları simülasyonlar üzerinde gerçekleştirilmiştir. Son aşamada ise SPSA optimizasyon metodu kullanılarak kolektif başkalaşım gerçekleştirilmiştir. Bu bölümde verilen kuadkopterin tüm model çizimleri Solidworks programında yapılmıştır.

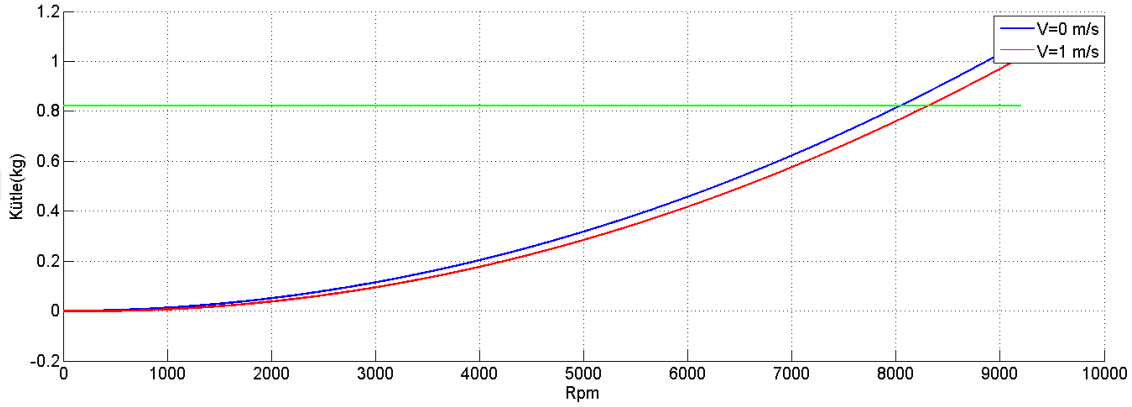
4.1.Kuadkopter Yükseklik, Yalpalama, Yunuslamasına ve Sapma Kontrolü

Kuadkopter yükseklik kontrolü z ekseni üzerinde gerçekleştirir. Kuadkopterin yerden yükselebilmesi için dört rotorun ürettiği toplam taşıma kuvveti kuadkopter ağırlığından fazla olması gerekmektedir. Denklem 2.16'ya göre kuadkopterin yerden yükselebilmesi için gerekli olan rpm miktarı aşağıdaki grafikte gösterilmiştir.



Şekil 4.1. Hava hızı sıfır olan ortamda toplam rpm miktarı

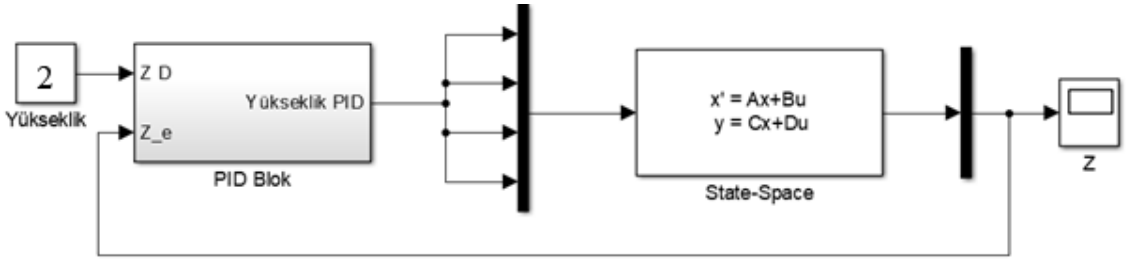
Şekilde görüldüğü gibi 0.82 kg bir kuadkopterin yerden havalanabilmesi için dört rotorun dakikada toplam 8028 rpm ile dönmesi gerekmektedir. Bu deney hava hızının sıfır olduğu bir ortamda yapıldığı varsayılmıştır. Pervane ölçüsü ile bu çalışma boyunca kullanılan 10x4.5 inç ölçülere sahip standart pervaneler kabul edilmiştir. Ortamda 1 m/s hava hızı olursa aynı kütle ve pervaneye sahip bir kuadkopterin yerden yükselebilmesi için gerekli olan rpm miktarı aşağıdaki şekilde gösterilmiştir.



Şekil 4.2. Hava hızı 1 m/s olan ortamda toplam rpm miktarı

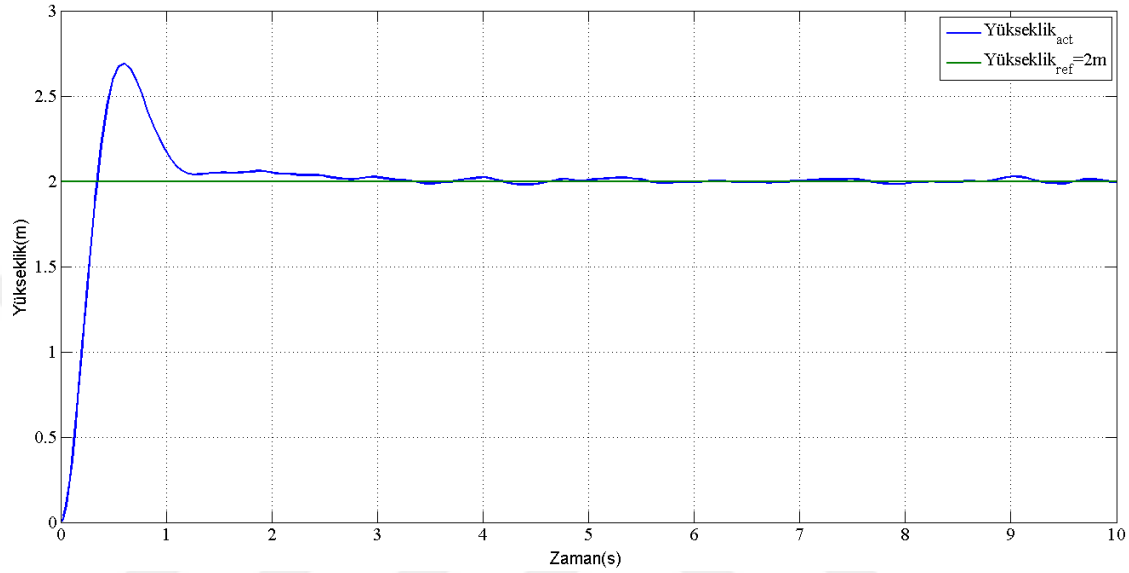
Şekilde görüldüğü gibi hava hızı V=1 m/s olan bir ortamda kuadkopterin yerden yükselebilmesi için gereken toplam rpm miktarı yaklaşık olarak 8300 olarak hesaplanmıştır.

Kuadkopter yükseklik kontrolü için sisteme giriş olarak denklem 2.19'da verilen $U1$ girişi uygulanır. Bu giriş tüm rotorların açısal hızlarının toplanmasından oluşur. Boylamasına durum uzay modelinde ise yükseklikle ilgili olan parametre z kuadkopter'in yüksekliğini ölçebilmek için çıkış olarak gösterilmiştir.



Şekil 4.3. Yükseklik kontrol Simulink modeli

Şekil 4.3'de yüksekliği 2 m ayarlanmış olan simülasyon görülmektedir. Bu simülasyonda 2 m yükseklik için referans değer olarak kabul edilecek ve PID bloğu kuadkopteri bu yükseklik değerinde tutmaya çalışacaktır. Simülasyon çıktısı ise z scope çıktısında görülebilecektir.



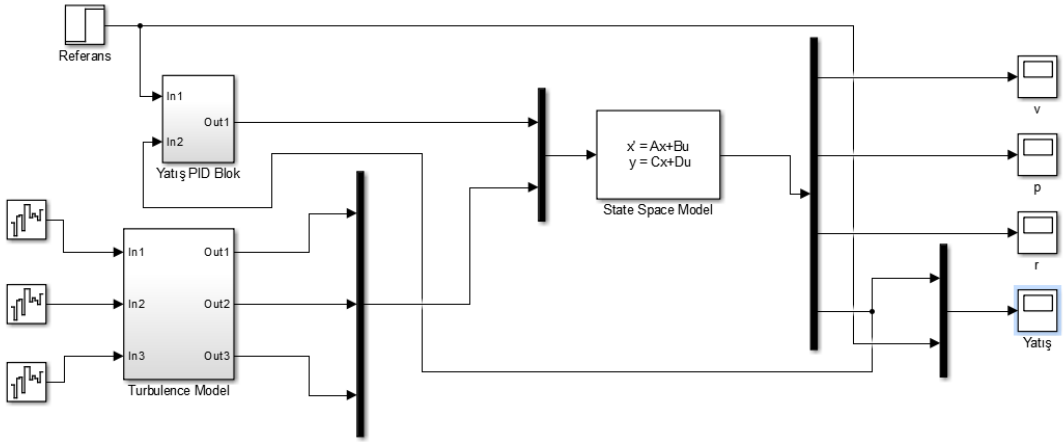
Şekil 4.4. Kuadkopter yükseklik kontrolü

Bu çalışmada optimizasyon hariç tüm simülasyonlarda PID katsayıları literatürdeki benzer çalışmalar ve geçmiş tecrübelerden faydalanılarak verilmiştir. Yükseklik kontrolü için kullanılan PID katsayıları ise;

Tablo 4.1 Yükseklik kontrolü PID katsayıları

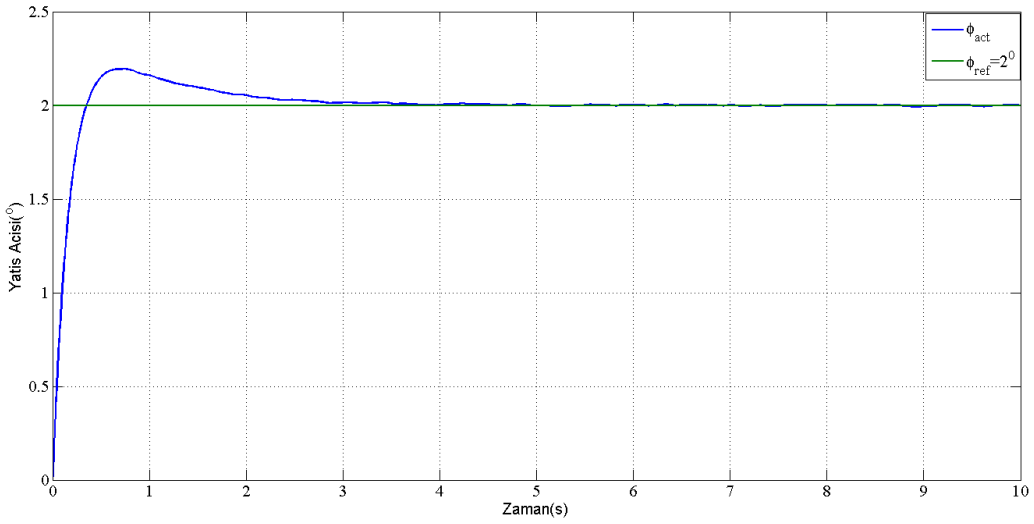
	P	I	D
Yükseklik kontrolü	50	5	50

Yanlamasına hareketi ise kuadkopterin x ekseni üzerinde yapmış olduğu harekettir. Kuadkopterin yanlamasına hareketini gerçekleştirmesi için denklem 2.19'da verilen $U2$ girişi uygulanır. Durum uzay modelinde ise ϕ yanlamasına hareket için çıkış olarak gösterilmiştir. 2°'lik bir yanlamasına hareket açısı için tasarlanan Simulink modeli aşağıdaki gibidir.



Şekil 4.5. Yanlamasına hareket Simulink modeli

Simülasyonda referans değer olarak 2°'lik açı verilmiştir. PID bloğu ile kuadkopterin verilen değerde yanal açı yapması sağlanmıştır. Ayrıca yanlamasına harekette türbülans modeli kullanılarak gürültülü bir ortam oluşturulması ve kuadkopterin buradaki davranışı test edilmiştir. Simülasyon 10 s çalıştırılarak kontrol gerçekleştirilmiştir. Şekil 4.5'de yatış isimli scope'dan kuadkopterin yanlamasına hareket simülasyon sonucu Şekil 4.6'da gösterilmiştir.



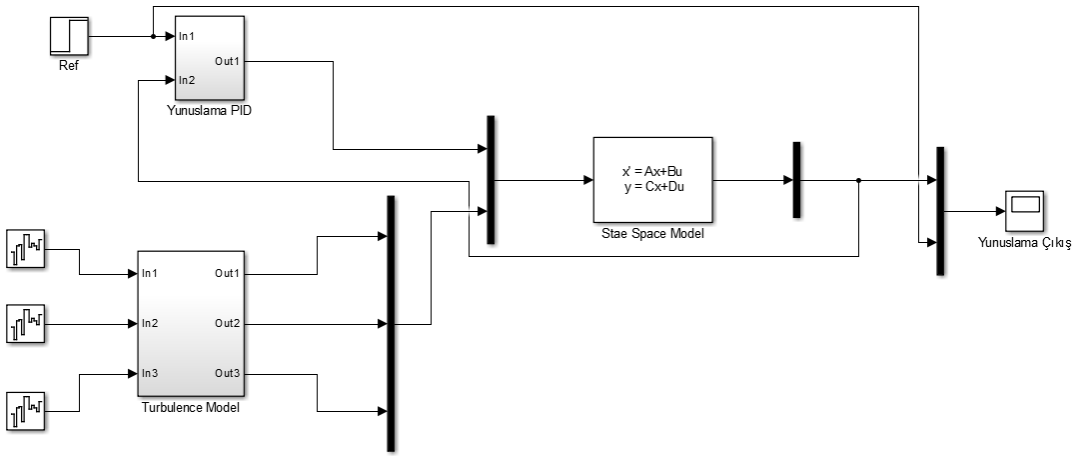
Şekil 4.6 Kuadkopter yanlamasına hareketi kontrolü

Yanlamasına hareket için kullanılan PID katsayıları ise;

Tablo 4.2. Yanlamasına hareket PID katsayıları

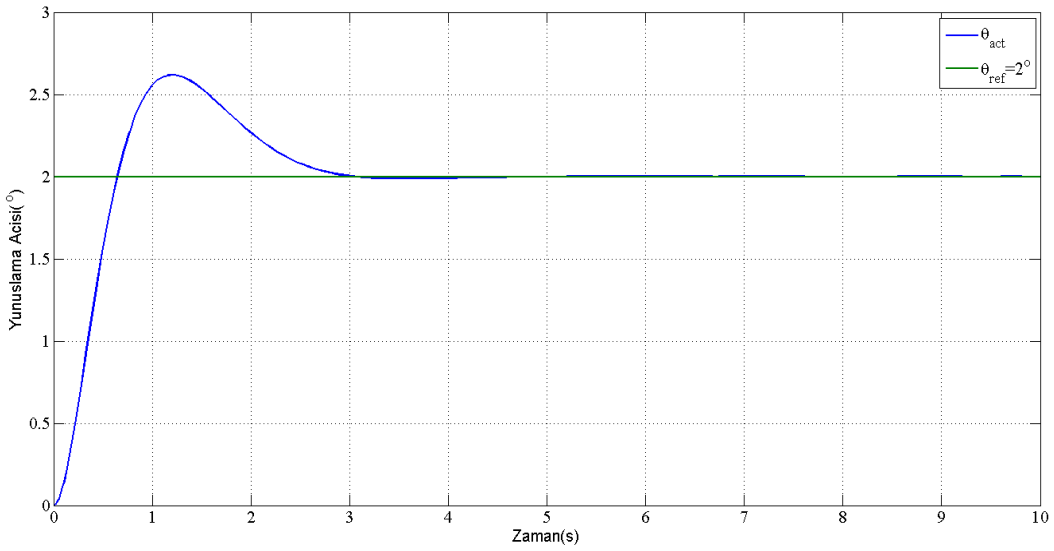
	P	I	D
Yanlamasına hareket	1	1	0.15

Boylamasına hareket ise kuadkopterin y ekseni üzerinde yapmış olduğu harekettir. Kuadkopterin boylamasına hareketini gerçekleştirmesi için denklem 2.19'da verilen $U3$ giriş olarak uygulanır. Durum uzay modelinde ise θ boylamasına hareketi için çıkış olarak gösterilmiştir. 2°'lik boylamasına açı için tasarlanan Simulink modeli aşağıdaki gibidir.



Şekil 4.7. Boylamasına hareket Simulink modeli

Simülasyonda referans değer olarak 2°'lik açı verilmiştir. PID bloğu kuadkopterin verilen değerde boylamasına açı yapmasını sağlamıştır. Ayrıca boylamasına hareketinde türbülans model kullanılarak gürültülü bir ortam oluşturulması ve kuadkopterin buradaki davranışı test edilmiştir. Simülasyon 10 s çalıştırılarak kontrol gerçekleştirilmiştir. Şekil 4.7'de yunuslama çıkış isimli scope'dan kuadkopterin boylamasına hareketi simülasyon sonucu Şekil 4.8'de gösterilmiştir.



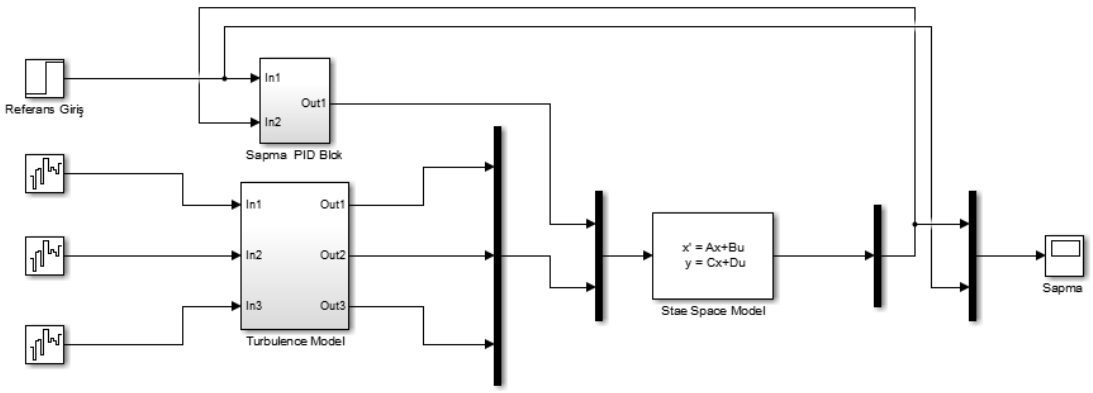
Şekil 4.8. Kuadkopter boylamasına hareket kontrolü

Boylamasına hareketi için kullanılan PID katsayıları ise;

Tablo 4.3. Boylamasına hareket PID katsayıları

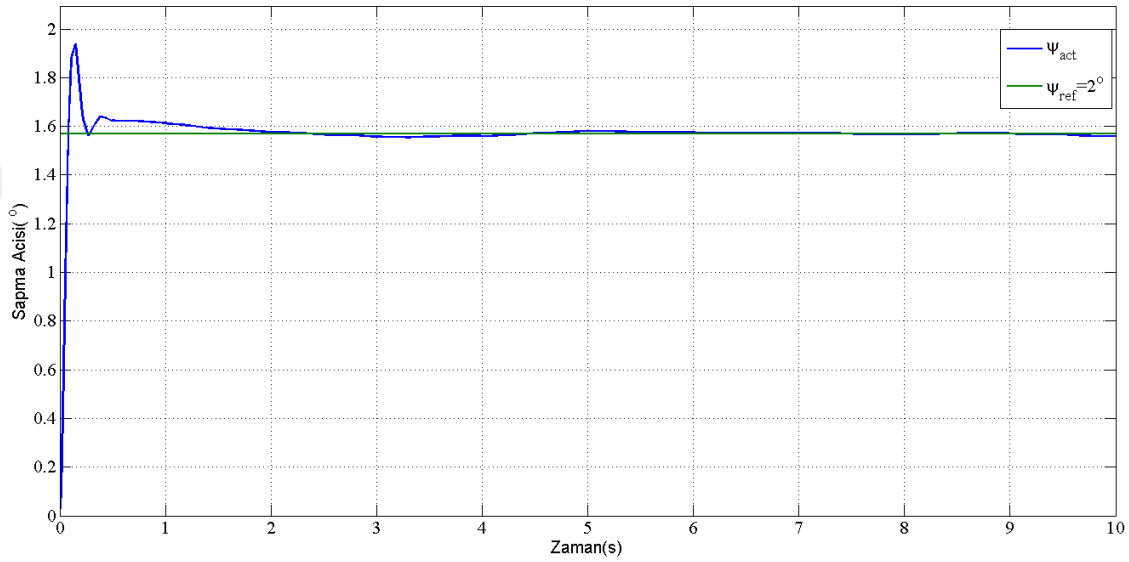
	P	I	D
Yunuslama hareketi	12	12	5

Sapma hareketi kuadkopterin z ekseni çevresinde yapmış olduğu harekettir. Kuadkopterin sapma hareketini gerçekleştirebilmesi için denklem 2.19'da verilen $U3$ giriş olarak uygulanır. Durum uzay modelinde ise ψ sapma hareketi için çıkış olarak gösterilmiştir. 2°'lik sapma açısı için tasarlanan Simulink modeli Şekil 4.9'da gösterilmiştir.



Şekil 4.9. Sapma hareketi Simulink modeli

Simülasyonda referans değer olarak 2°'lik açı verilmiştir. PID bloğu kuadkopterin verilen değerde sapma açısı yapmasını sağlamıştır. Ayrıca sapma hareketinde türbülans model kullanılarak gürültülü bir ortam oluşturulması ve kuadkopterin buradaki davranışı test edilmiştir. Simülasyon 10 s çalıştırılarak kontrol gerçekleştirilmiştir. Şekil 4.9'da sapma isimli scope'dan kuadkopter'in sapma hareketi simülasyon sonucu Şekil 4.10'da gösterilmiştir.



Şekil 4.10. Kuadkopter sapma hareketi kontrolü

Sapma hareketi için kullanılan PID katsayıları ise;

Tablo 4.4. Sapma hareketi PID katsayıları

	P	I	D
Sapma hareketi	10	1	10

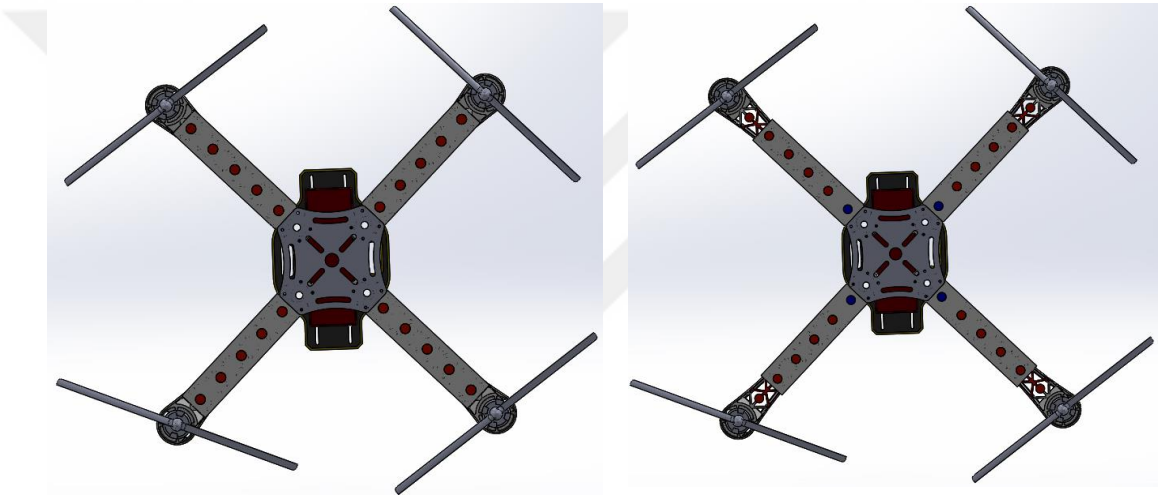
4.2. Kolektif Başkalaşımda Yükseklik, Yalpalama, Yunuslama ve Sapma Kontrolü

Şekil 2.10'da gösterildiği gibi kolektif başkalaşım da kuadkopter kolları aynı anda aynı miktar uzar ya da kısalır. Kuadkopter kolektif başkalaşımı MATLAB/Simulink ortamında simülasyon yapılmadan önce kuadkopter tam modeli ve başkalaşım modelleri Solidworks programında çizilmiştir. Simülasyon için kuadkopter başlangıç durumunda kol uzunluğu 18.43 cm olarak belirlenmiştir. Dört adet başkalaşım durumu için ise kuadkopter kollarının uzunluğu 3 cm (%16) kadar artırılmıştır. Tablo 4.5'te başlangıç durumunda ve başkalaşım durumunda kuadkopter kol uzunlukları ve kütlesi verilmiştir.

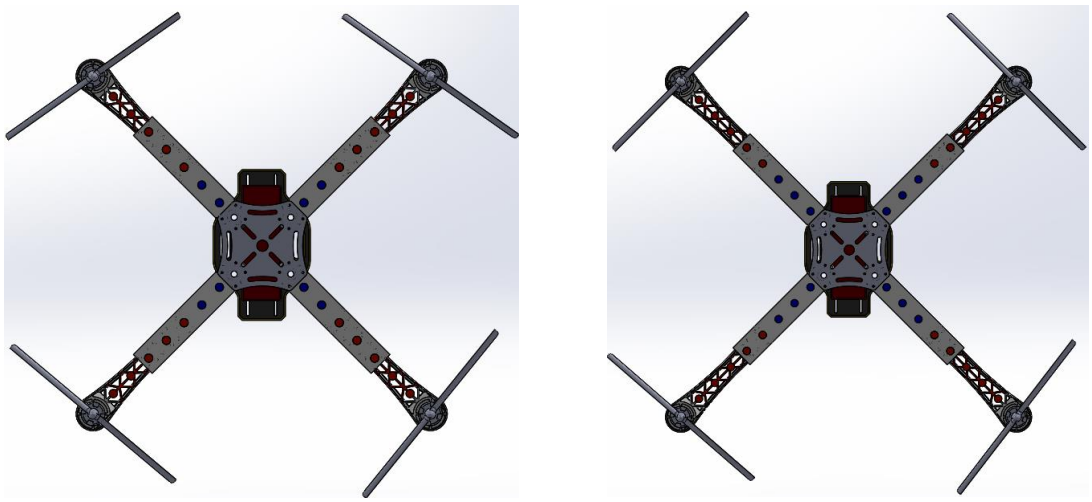
Tablo 4.5. Kolektif başkalaşımda kol uzunluğu ve kütle

	Kol uzunluğu(cm)	Kütle(kg)
Başlangıç durumu	18.43	0.82
1. başkalaşım durumu	21.43	0.82
2. başkalaşım durumu	24.43	0.82
3. başkalaşım durumu	27.43	0.82
4. başkalaşım durumu	30.43	0.82

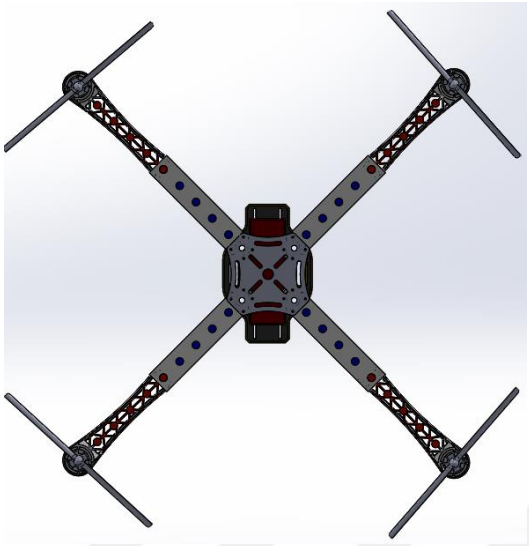
Kolektif başkalaşımda kuadkopter Solidworks çizimleri ise Şekil 4.11'de gösterilmiştir.



(a) (b)



(c) (d)



(e)

Şekil 4.11. (a) Başlangıç durumu, (b) 1. başkalaşım durumu, (c) 2. başkalaşım durumu, (d) 3. başkalaşım durumu, (e) 4. başkalaşım durumu

Kolektif başkalaşımda kuadkopter kütlesi sabit kalırken atalet momentleri olan I_x, I_y ve I_z kuadkopterin katı cisim modeli ve şekli değiştiği için değişime uğrar. Kuadkopterin atalet momenti hesaplamasında birçok parametre olduğu için formül üzerinden hesaplamak yerine Solidworks programında yapılan çizimler üzerinden atalet momentleri elde edilmiştir.

Tablo 4.6. Kolektif başkalaşım atalet momentleri

	$I_x(kg*m^2)$	$I_y(kg*m^2)$	$I_z(kg*m^2)$
Başlangıç durumu	0.02792	0.00694	0.03377
1.başkalaşım durumu	0.02984	0.00829	0.03702
2.başkalaşım durumu	0.04028	0.00877	0.04795
3.başkalaşım durumu	0.04196	0.01044	0.05130
4.başkalaşım durumu	0.05249	0.01135	0.06275

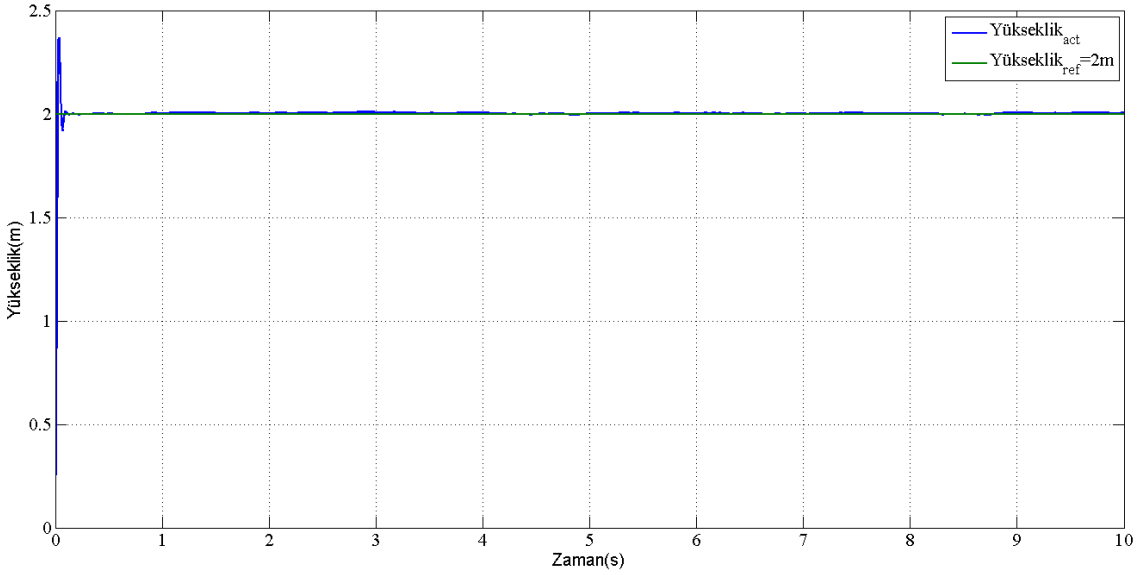
Şekil 4.11'de verilen başkalaşım şekillerinin atalet momentleri değişimi Tablo 4.6'da verilen değerlerden oluşmaktadır. Atalet momentleri durum uzay modelinde giriş matrisinde kullanıldığı için bu değerlerin yatış, yunuslama ve sapma hareketlerinin kontrolünde sisteme giriş olarak verilmelidir.

Kolektif başkalaşımda yükseklik kontrolü yapılırken PID katsayıları da önem arz etmektedir. PID katsayıları tasarım performans kriterleri olan yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım gibi değerlere etki etmektedir. PID katsayıları kolektif başkalaşım ile yükseklik kontrol edilirken rassal olarak verilmiştir.

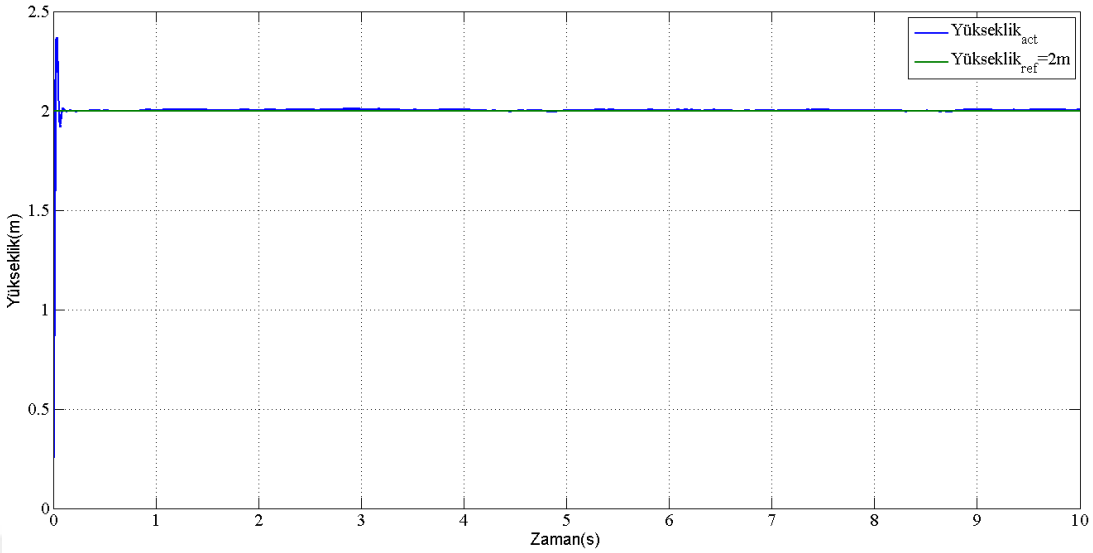
Tablo 4.7. Kolektif başkalaşım yükseklik kontrol PID katsayıları

	P	I	D
Kolektif başkalaşım yükseklik kontrol	10	10	100

Yükseklik kontrolünde durum uzay modeline kuadkopter kütlesi giriş olarak gönderilmektedir. Buna göre Şekil 4.3'de verilen yükseklik kontrolü Simulink modeli üzerinde kuadkopterin başlangıç durumu ve 1. başkalaşım durumu simülasyon edilerek karşılaştırılmıştır.



Şekil 4.12. Kolektif başkalaşımda yükseklik kontrolü için başlangıç durumu



Şekil 4.13. Kolektif başkalaşımda yükseklik kontrolü için 1. başkalaşım durumu

Şekil 4.12 ve 4.13'de görüldüğü gibi başlangıç durumu ve 1. başkalaşım durumu simülasyon grafik çıktılarında herhangi bir değişlik olmadığı görülmektedir. Bunu tasarım performans kriterleri olan yükselme zaman, yerleşme zamanı ve aşım değerlerine görebilmek mümkündür.

Tablo 4.8. Kolektif başkalaşım yükseklik kontrolü tasarım performans kriterleri

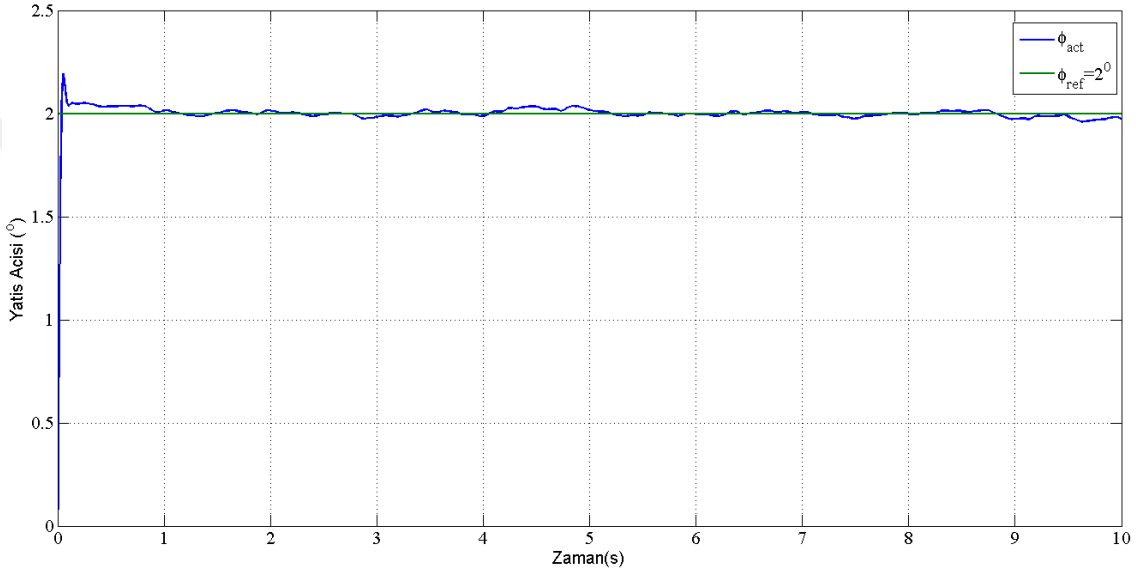
	Başlangıç durumu	1. başkalaşım durumu
Yükselme zamanı	0.014 s	0.014 s
Yerleşme zamanı	0.0752 s	0.0752 s
Aşım	%20.4	%20.4

Yanlamasına hareket kuadkopterin x ekseni üzerinde yaptığı hareket olduğundan dolayı Tablo 4.6'da verilen atalet momenti I_x, durum uzay modelinde giriş olarak kullanılır. Yatış hareketi için Şekil 4.5'te verilen yatış kontrolü Simulink modeli kullanılmıştır. Yükseklik kontrolünde olduğu gibi yatış kontrolünde de başlangıç durumu ve 1. başkalaşım durumları simülasyon edilmiştir. Simülasyonda kullanılan PID katsayıları ise aşağıdaki gibidir.

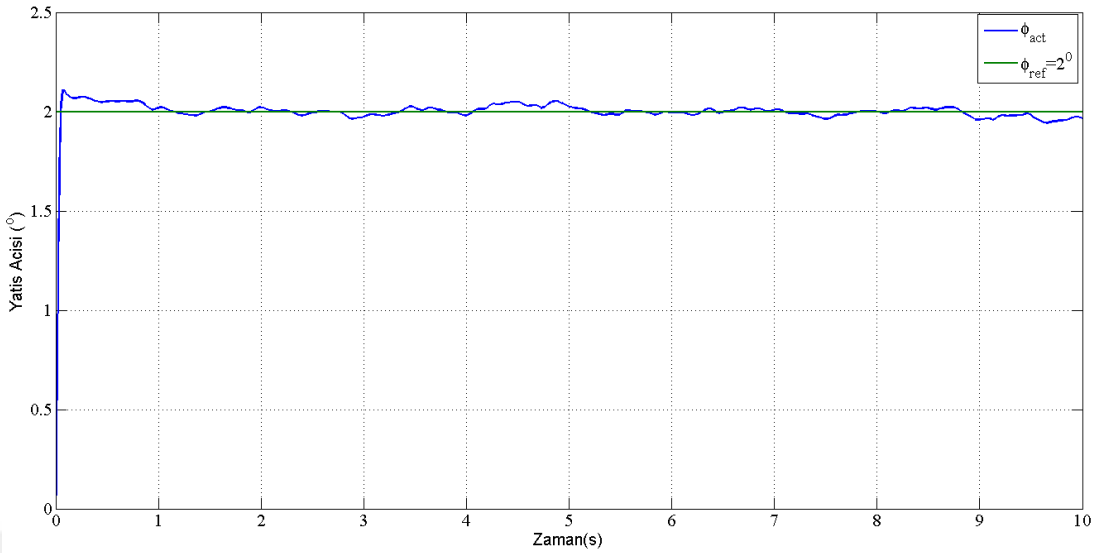
Tablo 4.9. Kolektif başkalaşımda yanlamasına hareket kontrol PID katsayıları

	P	I	D
Kolektif başkalaşım yanlamasına hareket kontrol	2	0.3	0.865

Kuadkopter kolektif başkalaşımda yanlamasına hareket için 2°'lik bir açı verilmiştir. Kuadkopter başlangıç durumu ve 1. başkalaşım durumu simülasyon edilmiştir. Simülasyon sonuçları aşağıdaki gibidir.



Şekil 4.14. Kolektif başkalaşımda yanlamasına hareket kontrolü için başlangıç durumu



Şekil 4.15. Kolektif başkalaşımda yanlamasına hareket kontrolü için 1. başkalaşım durumu

Şekil 4.14 ve 4.15'de görüldüğü gibi başlangıç durumu ve 1. başkalaşım durumu simülasyon grafik çıktılarında değişlik olduğu görülmektedir. Bunu tasarım performans kriterleri olan yükselme zaman, yerleşme zamanı ve aşım değerlerine görebilmek mümkündür.

Tablo 4.10. Kolektif başkalaşım yanlamasına hareket kontrolü tasarım performans kriterleri

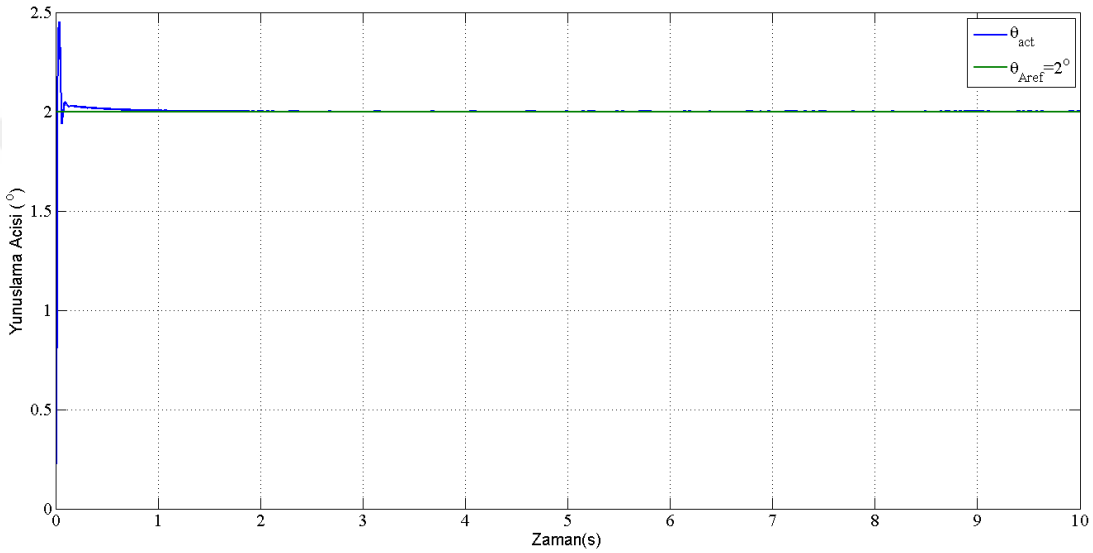
	Başlangıç durumu	1. başkalaşım durumu
Yükselme zamanı	0.0239 s	0.0339 s
Yerleşme zamanı	0.0864 s	0.379 s
Aşım	% 9.78	% 5.23

Boylamasına hareket kuadkopterin y ekseni üzerinde yaptığı hareket olduğundan dolayı Tablo 4.6'da verilen atalet momenti I_y, durum uzay modelinde giriş olarak kullanılır. Boylamasına hareket için Şekil 4.7'de verilen boylamasına kontrolü Simulink modeli kullanılmıştır. Yükseklik ve yanlamasına kontrolde olduğu gibi boylamasına kontrolünde de başlangıç durumu ve 1. başkalaşım durumları simülasyon edilmiştir. Simülasyonda kullanılan PID katsayıları ise Tablo 4.11'de verilmiştir.

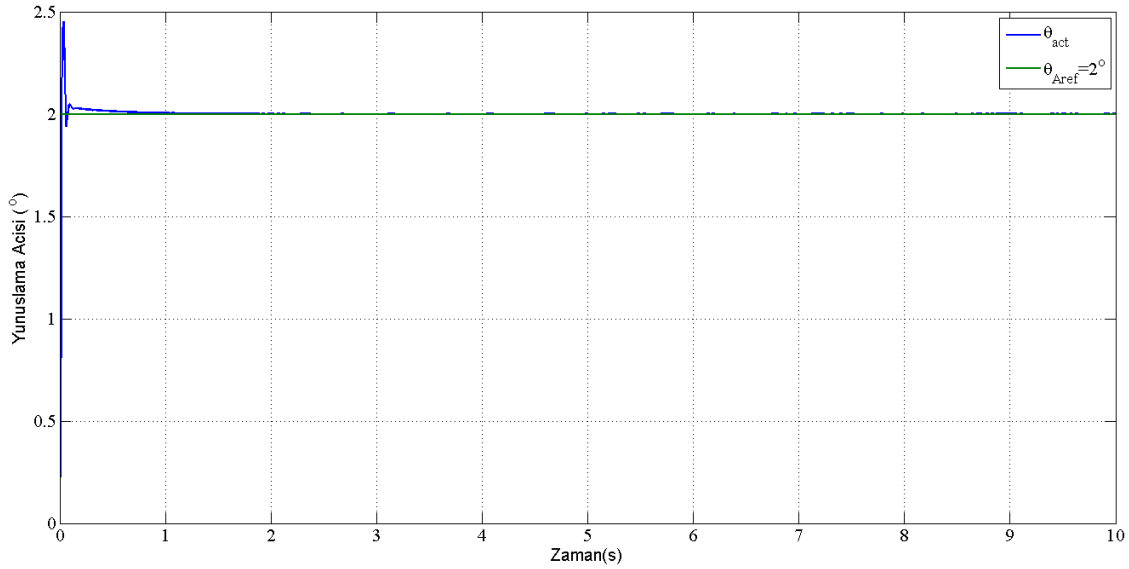
Tablo 4.11. Kolektif başkalaşım boylamasına hareket kontrol PID katsayıları

	P	I	D
Kolektif başkalaşım boylamasına hareket kontrol	2	0.8	0.865

Kuadkopter kolektif başkalaşımda boylamasına hareket için 2°'lik bir açı verilmiştir. Kuadkopter başlangıç durumu ve 1. başkalaşım durumu simülasyon edilmiştir. Simülasyon sonuçları aşağıdaki gibidir.



Şekil 4.16. Kolektif başkalaşımda boylamasına hareket kontrolü için başlangıç durumu



Şekil 4.17. Kolektif başkalaşımda boylamasına hareket kontrolü için 1. başkalaşım durumu

Şekil 4.16 ve 4.17'de görüldüğü gibi başlangıç durumu ve 1. başkalaşım durumu simülasyon grafik çıktılarında değişlik olmadığı görülmektedir. Bunu tasarım performans kriterleri olan yükselme zaman, yerleşme zamanı ve aşım değerlerine görebilmek mümkündür.

Tablo 4.12. Kolektif başkalaşım boylamasına hareket kontrolü tasarım performans kriterleri

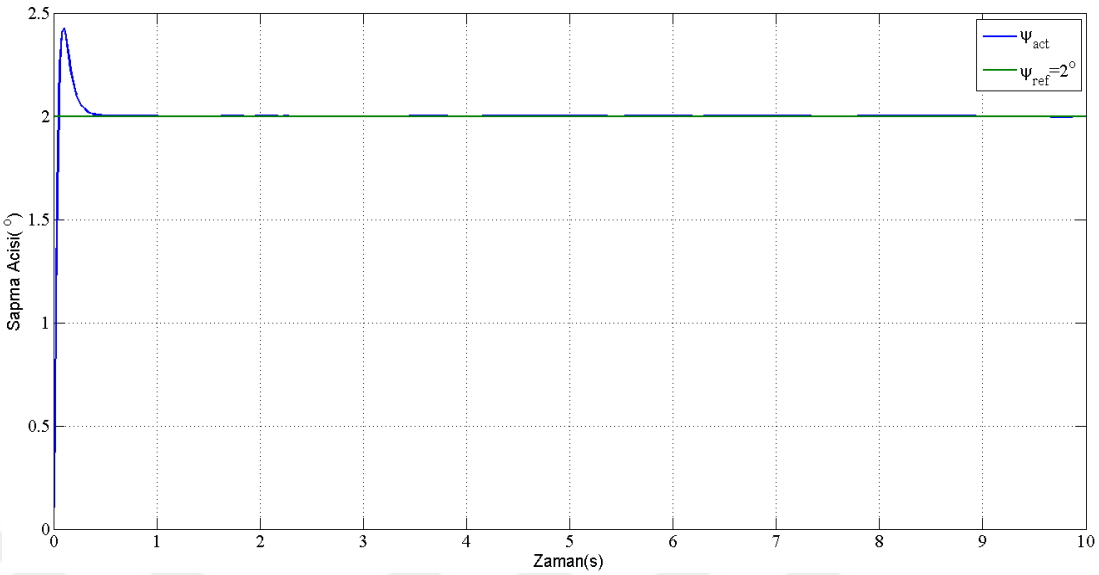
	Başlangıç durumu	1. başkalaşım durumu
Yükselme zamanı	0.0134 s	0.0134 s
Yerleşme zamanı	0.105 s	0.105 s
Aşım	% 23.9	% 23.9

Sapma hareketi kuadkopterin z ekseni üzerinde yaptığı hareket olduğundan dolayı Tablo 4.6'da verilen atalet momenti I_z, durum uzay modelinde giriş olarak kullanılır. Sapma hareketi için Şekil 4.9'da verilen sapma kontrolü Simulink modeli kullanılmıştır. Yükseklik, yanlamasına ve boylamasına kontrolünde olduğu gibi sapma kontrolünde de başlangıç durumu ve 1. başkalaşım durumları simülasyon edilmiştir. Simülasyonda kullanılan PID katsayıları ise Tablo 4.13'te verilmiştir.

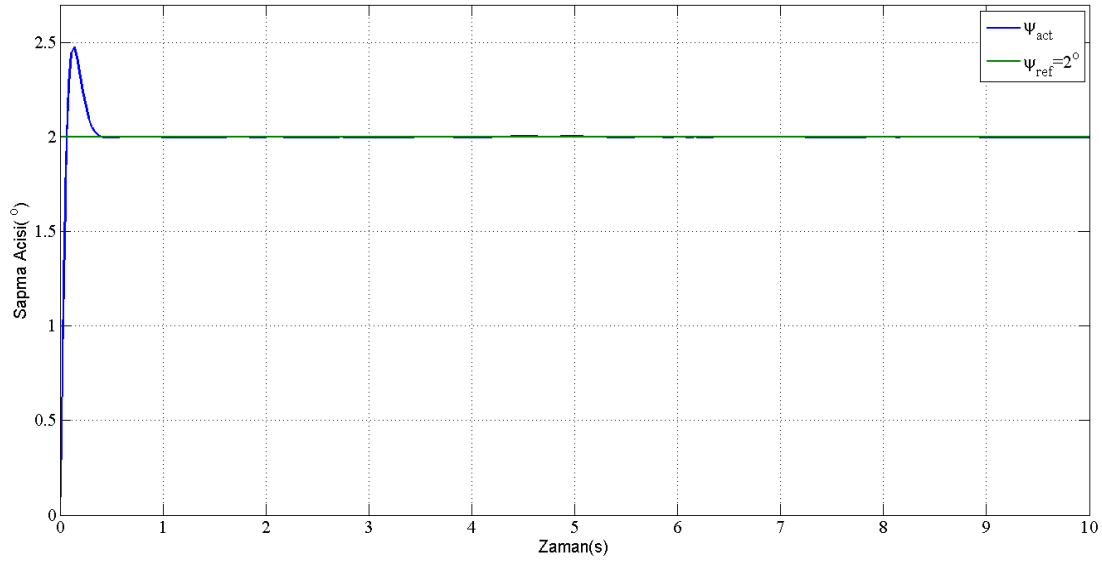
Tablo 4.13. Kolektif başkalaşım sapma hareketi kontrol PID katsayıları

	P	I	D
Kolektif başkalaşım sapma hareketi kontrol	10	1	1

Kuadkopter kolektif başkalaşımda sapma hareketi için 2°'lik bir açı verilmiştir. Kuadkopter başlangıç durumu ve 1. başkalaşım durumu simülasyon edilmiştir. Simülasyon sonuçları aşağıdaki gibidir.



Şekil 4.18. Kolektif başkalaşımda sapma hareketi kontrolü için başlangıç durumu



Şekil 4.19. Kolektif başkalaşımda sapma hareketi kontrolü için 1. başkalaşım durumu

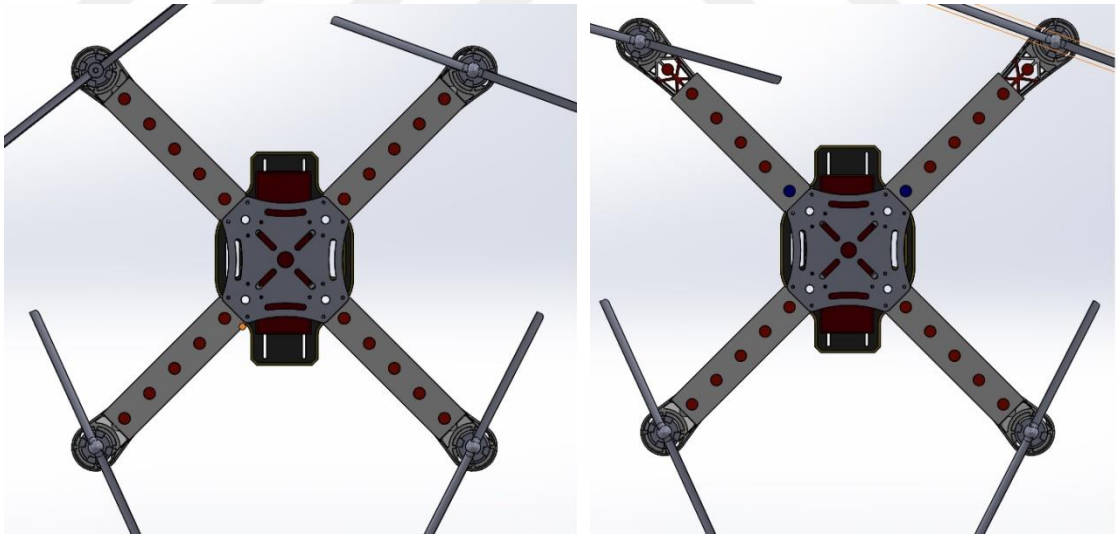
Şekil 4.18 ve 4.19'da görüldüğü gibi başlangıç durumu ve 1. başkalaşım durumu simülasyon grafik çıktılarında değişlik olduğu görülmektedir. Bunu tasarım performans kriterleri olan yükselme zaman, yerleşme zamanı ve aşım değerlerine görebilmek mümkündür.

Tablo 4.14. Kolektif başkalaşım sapma hareketi kontrolü tasarım performans kriterleri

	Başlangıç durumu	1. başkalaşım durumu
Yükselme zamanı	0.0357 s	0.0474 s
Yerleşme zamanı	0.285 s	0.319 s
Aşım	% 21.5	% 24

4.3. Diferansiyel Başkalaşımda Yükseklik, Yalpalama, Yunuslama ve Sapma Kontrolü

Şekil 2.12'de gösterildiği gibi diferansiyel başkalaşım da kuadkopter kolları aynı anda farklı miktar uzar ya da kısalır veya ön ya da arka kollardan biri uzar ya da kısalırken diğeri sabit kalır. Kuadkopter diferansiyel başkalaşımı MATLAB/Simulink ortamında simülasyon yapılmadan önce kuadkopter tam modeli ve başkalaşım modelleri Solidworks programında çizilmiştir. Simülasyon için kuadkopter başlangıç durumunda kol uzunluğu 18.43 cm olarak belirlenmiştir. Diferansiyel başkalaşım durumlarında ise kuadkopter kollarının uzunluğu 3 cm (%16) kadar artırılmıştır ya da kısaltılmıştır.



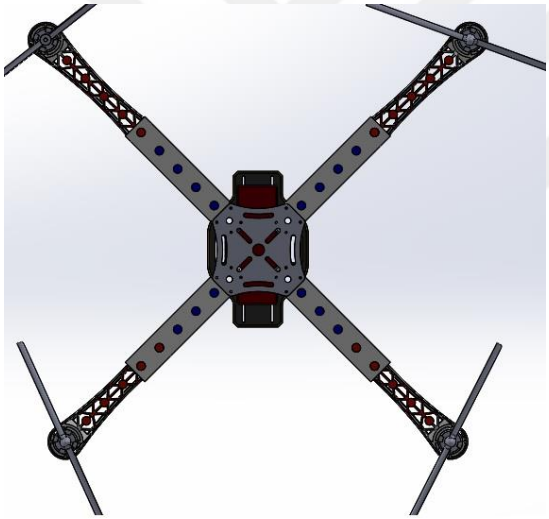
(a) (b)



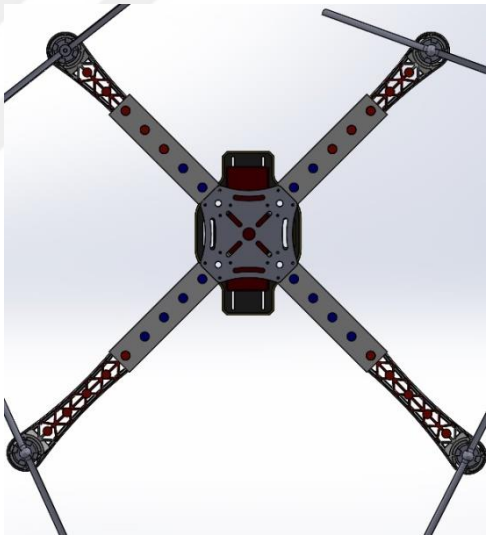
(c)



(d)



(e)



(f)

Şekil 4.20. (a) Başlangıç durumu (b) Diferansiyel başkalaşım 1 (c) Diferansiyel başkalaşım 2 (d) Diferansiyel başkalaşım 3 (e) Diferansiyel başkalaşım 4 (f) Diferansiyel başkalaşım 5

Şekil 4.20'de görüldüğü gibi başlangıç durumundan sonra kuadkopter kolları farklı oranlarda uzatılarak ve kısaltılarak diferansiyel başkalaşım gerçekleştirilmiştir. Diferansiyel başkalaşımda her durum anında kuadkopter ön ve arka kol uzunlukları farklı değerler almıştır ve kuadkopter kütlesi sabit kalmıştır. Tablo 4.15'te başlangıç durumunda ve başkalaşım durumunda kuadkopter kol uzunlukları ve kütlesi verilmiştir.

Tablo 4.15. Diferansiyel başkalaşımda kol uzunlukları ve kütle

	Ön kol uzunluğu(cm)	Arka kol uzunluğu(cm)	Kütle(kg)
Başlangıç durumu	18.43	18.43	0.59
Diferansiyel başkalaşım 1	21.43	18.43	0.59
Diferansiyel başkalaşım 2	24.43	18.43	0.59
Diferansiyel başkalaşım 3	30.43	21.43	0.59
Diferansiyel başkalaşım 4	30.43	27.43	0.59
Diferansiyel başkalaşım 5	24.43	30.43	0.59

Başkalaşım durumunda kolların uzaması ya da kısalması ile kuadkopterin katı cisim modeli değiştiği için atalet momentleri olan I_x, I_y ve I_z değerlerinde de değişiklikler olacaktır. Bu değişim ile elde edilen değerler Solidworks programından elde edilmiş ve Tablo 4.16'da gösterilmiştir.

Tablo 4.16. Diferansiyel başkalaşımda atalet momentleri

	$I_x(kg*m^2)$	$I_y(kg*m^2)$	$I_z(kg*m^2)$
Başlangıç durumu	0.04085	0.01629	0.05607
Diferansiyel başkalaşım 1	0.03859	0.00668	0.04418
Diferansiyel başkalaşım 2	0.03851	0.00740	0.04483
Diferansiyel başkalaşım 3	0.03982	0.00981	0.04856
Diferansiyel başkalaşım 4	0.04123	0.02016	0.06029
Diferansiyel başkalaşım 5	0.04767	0.02080	0.06738

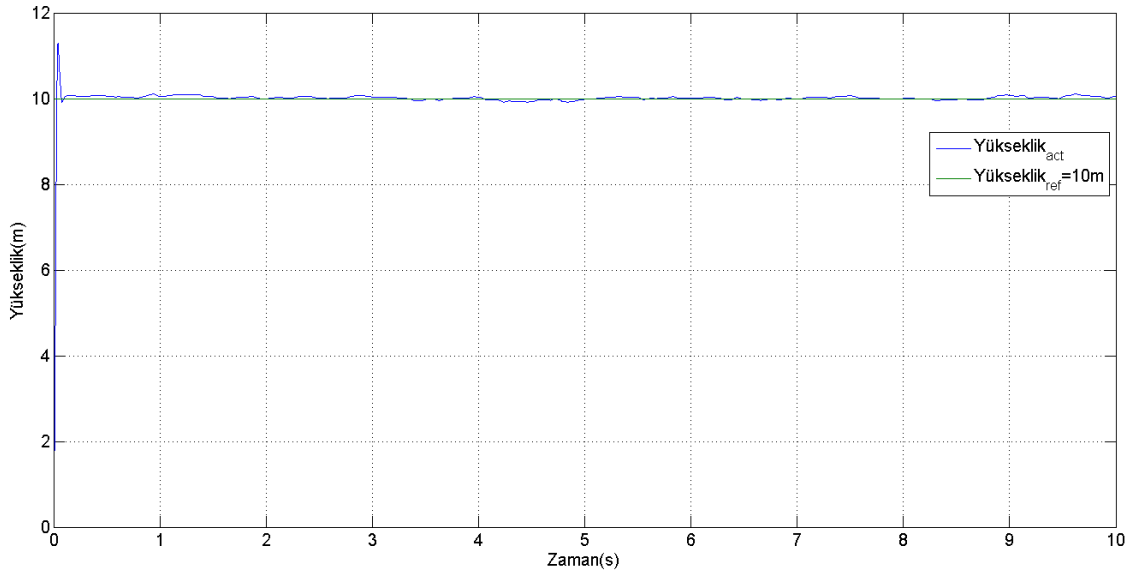
Şekil 4.20'de verilen başkalaşım şekillerinin atalet momentleri değişimi Tablo 4.16'da verilen değerlerden oluşmaktadır. Atalet momentleri durum uzay modelinde giriş matrisinde kullanıldığı için bu değerlerin yanlamasına, boylamasına ve sapma hareketlerinin kontrolünde sisteme giriş olarak verilmelidir.

Diferansiyel başkalaşımda yükseklik kontrolü yapılırken PID katsayıları da önem arz etmektedir. PID katsayıları tasarım performans kriterleri olan yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım gibi değerlere etki etmektedir. PID katsayıları diferansiyel başkalaşım ile yükseklik kontrol edilirken rassal olarak verilmiştir.

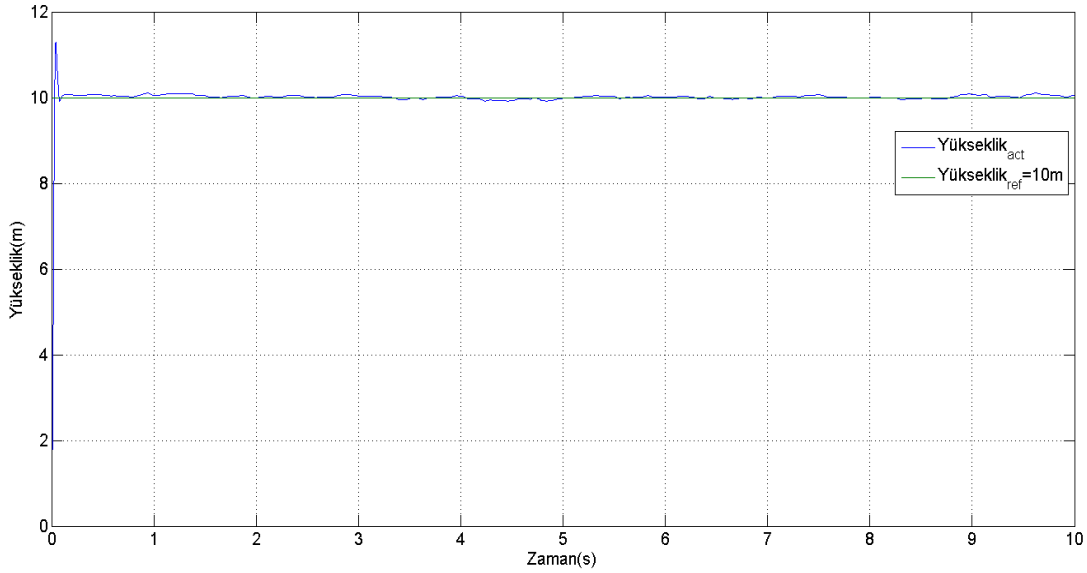
Tablo 4.17. Diferansiyel başkalaşımda yükseklik kontrol PID katsayıları

	P	I	D
Diferansiyel başkalaşımda yükseklik kontrol PID katsayıları	50	5	50

Yükseklik kontrolünde Simulink modele kuadkopter kütlesi giriş olarak gönderilmektedir. Başlangıç durumu ve diferansiyel başkalaşım 1 durumları yükseklik kontrolü için ayrı ayrı karşılaştırmalı olarak simülasyon edilmiş ve simülasyon çıkış grafikleri aşağıda verilmiştir.



Şekil 4.21. Diferansiyel başkalaşım yükseklik kontrolü başlangıç durumu



Şekil 4.22. Diferansiyel başkalaşım yükseklik kontrolü diferansiyel başkalaşım 1 durumu

Kolektif başkalaşımda 2 m olarak verilen yükseklik kontrolü diferansiyel başkalaşımda 10 m sınırına yükseltilmiştir. Ayrıca kuadkopter tasarımında değişiklikler yapılarak kütlesi 0.59 kg düşürülmüştür. Şekil 4.21 ve 4.22'de görüldüğü gibi başlangıç durumu ve diferansiyel başkalaşım 1 durumu simülasyon grafik çıktılarında değişlik olmadığı görülmektedir. Bunu tasarım performans kriterleri olan yükselme zaman, yerleşme zamanı ve aşım değerlerine görebilmek mümkündür.

Tablo 4.18. Diferansiyel başkalaşımda yükseklik kontrol tasarım performans kriterleri

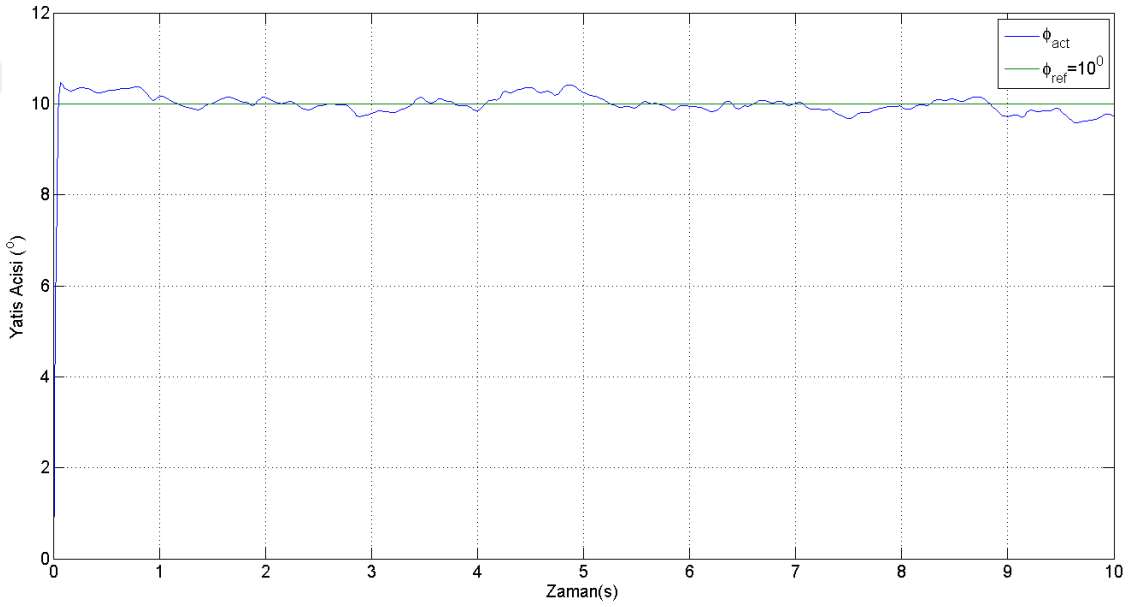
	Başlangıç durumu	Diferansiyel başkalaşım 1
Yükselme zamanı	0.0184 s	0.0184 s
Yerleşme zamanı	0.0657 s	0.0657 s
Aşım	% 14.7	% 14.7

Diferansiyel başkalaşımda yanlamasına hareket Şekil 4.20 a, b ve d durumları üzerinde simülasyon edilmiştir. Yanlamasına hareket x ekseni üzerinde greçekleştiği için I_x atalet momentleri durum uzay modeline giriş olarak gönderilmiştir. PID katsayıları ise üç durum için aynı değerler alınmıştır.

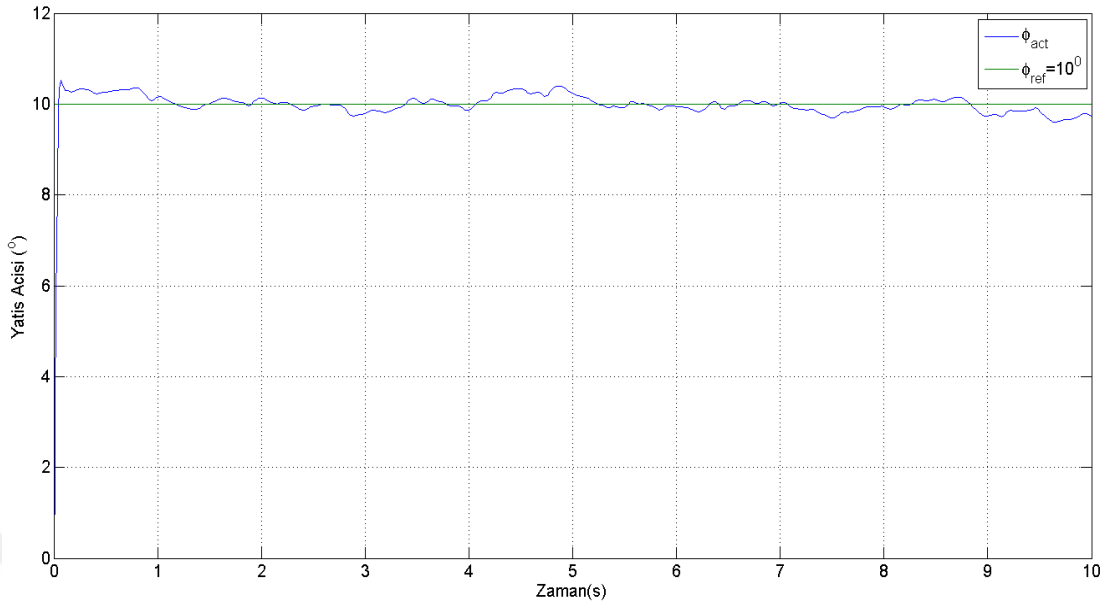
Tablo 4.19. Diferansiyel başkalaşımda yanlamasına hareket PID katsayıları

	P	I	D
Diferansiyel başkalaşımda yanlamasına hareket PID katsayıları	1.1	1.1	1.65

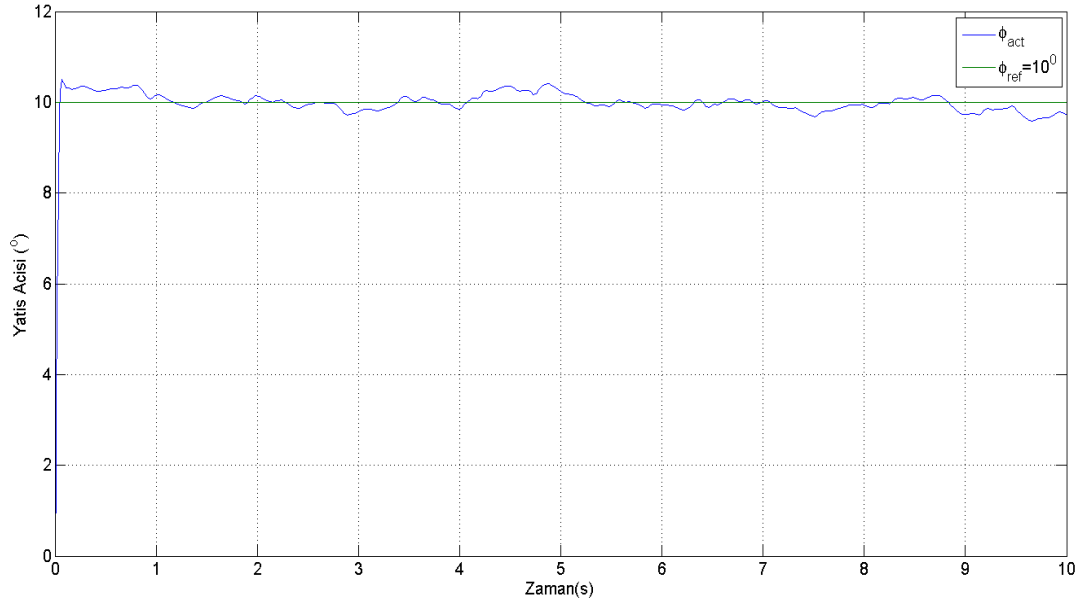
Yanlamasına harekette diferansiyel başkalaşım için 10°'lik bir yatış açısı verilerek durumlar arasındaki değişim izlenmiştir. Diferansiyel başkalaşımda yatış hareketi için simülasyon çıkışları ise aşağıdaki gibidir.



Şekil 4.23. Diferansiyel başkalaşım yanlamasına hareket başlangıç durumu



Şekil 4.24. Diferansiyel başkalaşım yanlamasına hareket diferansiyel başkalaşım 1 durumu



Şekil 4.25. Diferansiyel başkalaşım yanlamasına hareket diferansiyel başkalaşım 3 durumu

Simülasyon sonuçları ise aşağıdaki tasarım performans kriterleri incelenerek belirlenebilir.

Tablo 4.20. Diferansiyel başkalaşımda yanlamasına hareket tasarım performans kriterleri

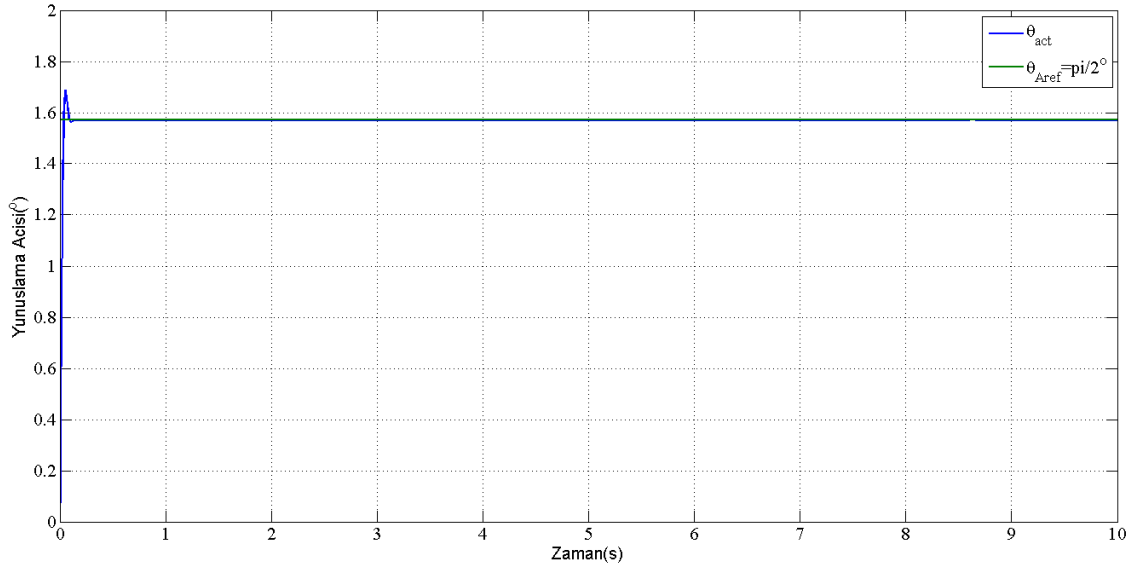
	Başlangıç durumu	Diferansiyel başkalaşım 1	Diferansiyel başkalaşım 3
Yükselme zamanı	0.0334 s	0.0316 s	0.0326 s
Yerleşme zamanı	0.107 s	0.102 s	0.104 s
Aşım	% 4.33	% 4.96	% 4.6

Diferansiyel başkalaşımda boylamasına hareket Şekil 4.20 a, b ve c durumları üzerinde simülasyon edilmiştir. Boylamasına hareket y ekseni üzerinde greçekleştiği için I_y atalet momentleri durum uzay modeline giriş olarak gönderilmiştir. PID katsayıları ise üç durum için aynı değerler alınmıştır.

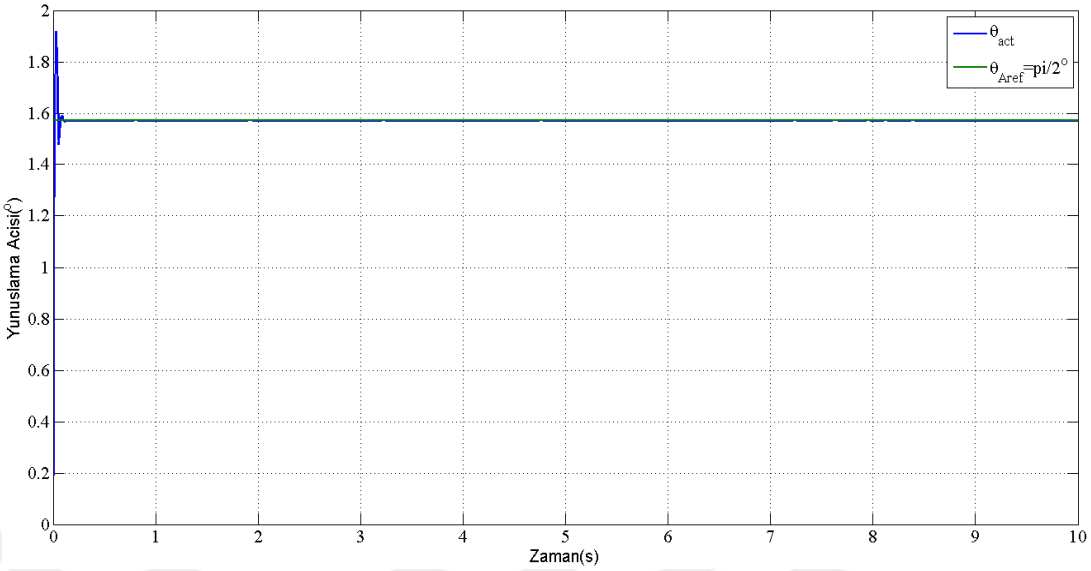
Tablo 4.21. Diferansiyel başkalaşımda boylamasına hareket PID katsayıları

	P	I	D
Diferansiyel başkalaşımda yunuslama hareketi PID katsayıları	0.0003	0.0003	1

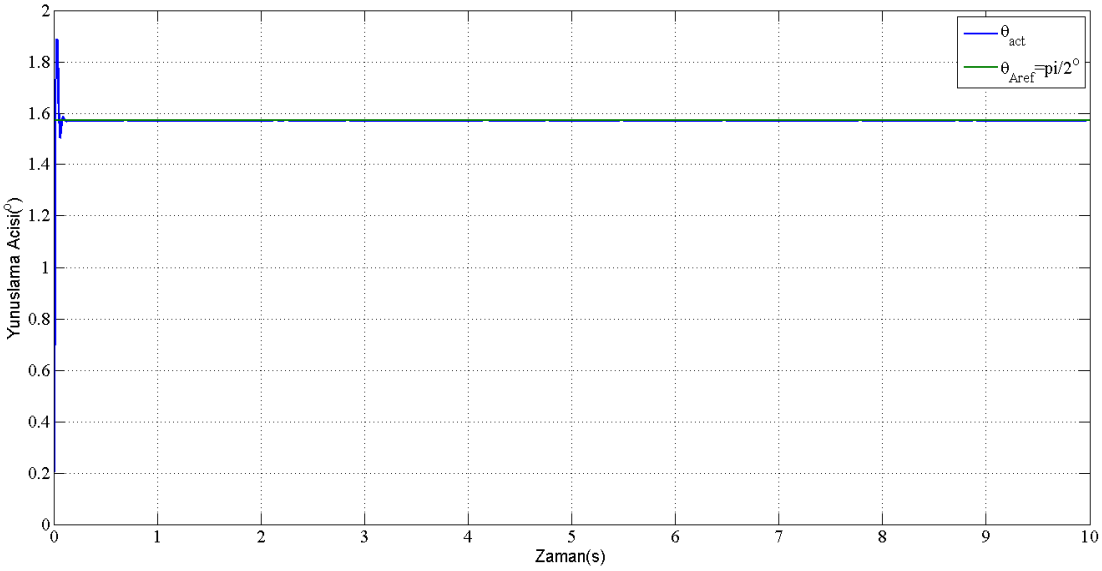
Boylamasına harekette diferansiyel başkalaşım için $\pi/2°$'lik bir yunuslama açısı verilerek durumlar arasındaki değişim izlenmiştir. Diferansiyel başkalaşımda boylamasına hareket için simülasyon çıkışları ise aşağıdaki gibidir.



Şekil 4.26. Diferansiyel başkalaşım boylamasına hareket başlangıç durumu



Şekil 4.27. Diferansiyel başkalaşım boylamasına hareket diferansiyel başkalaşım 1 durumu



Şekil 4.28. Diferansiyel başkalaşım boylamasına hareket diferansiyel başkalaşım 2 durumu

Diferansiyel başkalaşımın boylamasına hareket üzerindeki etkisi aşağıda verilen tasarım performans kriterleri incelenerek görülebilir.

Tablo 4.22. Diferansiyel başkalaşımda boylamasına hareket tasarım performans kriterleri

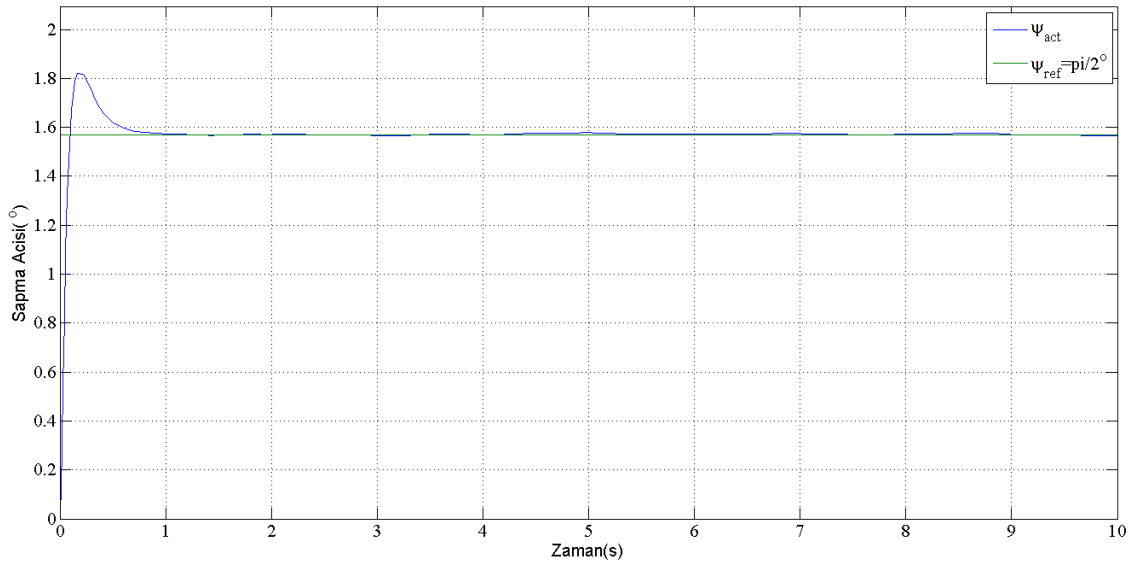
	Başlangıç durumu	Diferansiyel başkalaşım 1	Diferansiyel başkalaşım 2
Yükselme zamanı	0.0249	0.0121	0.013
Yerleşme zamanı	0.0766	0.0687	0.0721
Aşım	% 7.39	% 24.5	% 22.4

Diferansiyel başkalaşımda sapma hareketi Şekil 4.20 a, b ve c durumları üzerinde simülasyon edilmiştir. Sapma hareketi z ekseni üzerinde gerçekleştiği için I_z atalet momentleri durum uzay modeline giriş olarak gönderilmiştir. PID katsayıları ise üç durum için aynı değerler alınmıştır.

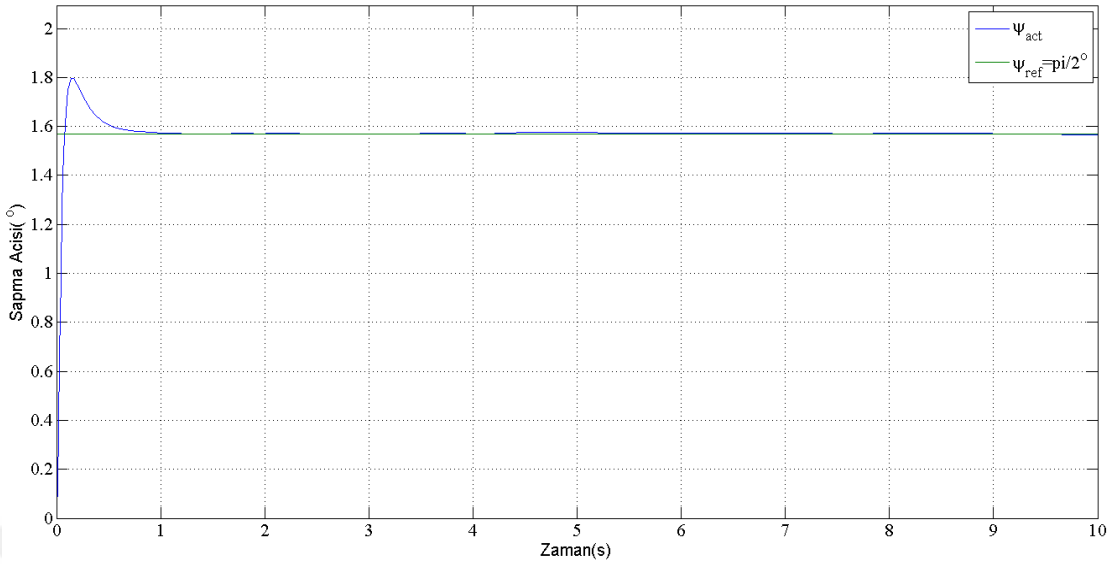
Tablo 4.23. Diferansiyel başkalaşımda sapma hareketi PID katsayıları

	P	I	D
Diferansiyel başkalaşımda sapma hareketi PID katsayıları	5	0.50	1

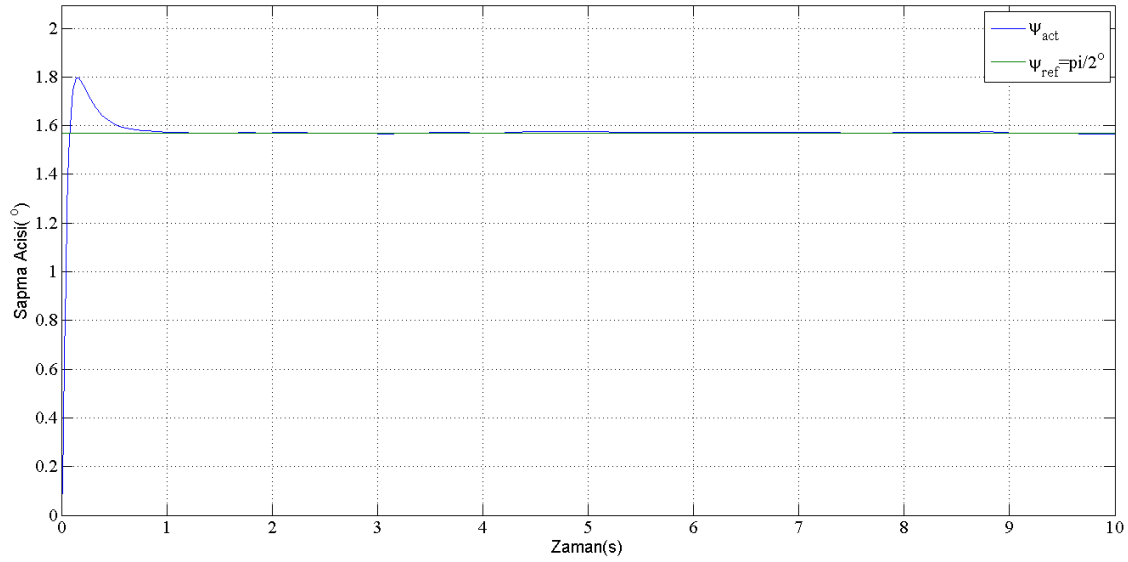
Sapma hareketinde diferansiyel başkalaşım için $\pi/2°$'lik bir açı verilerek durumlar arasındaki değişim izlenmiştir. Diferansiyel başkalaşımda sapma hareketi için simülasyon çıkışları ise aşağıdaki gibidir.



Şekil 4.29. Diferansiyel başkalaşım sapma hareketi başlangıç durumu



Şekil 4.30. Diferansiyel başkalaşım sapma hareketi diferansiyel başkalaşım 1 durumu



Şekil 4.31. Diferansiyel başkalaşım sapma hareketi diferansiyel başkalaşım 2 durumu

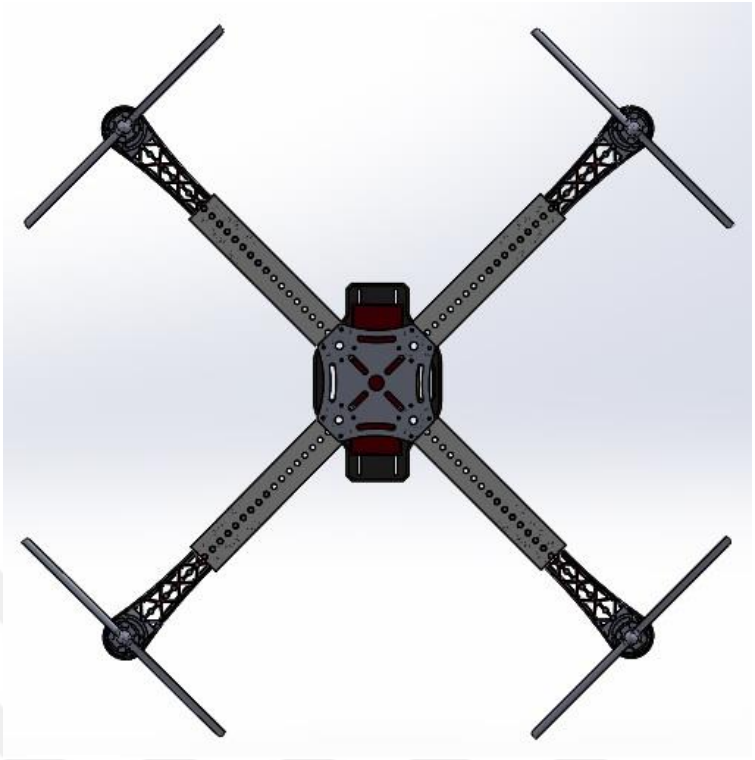
Diferansiyel başkalaşımın sapma hareketi üzerindeki etkisi aşağıda verilen tasarım performans kriterleri incelenerek görülebilir.

Tablo 4.24. Diferansiyel başkalaşımda sapma hareketi tasarım performans kriterleri

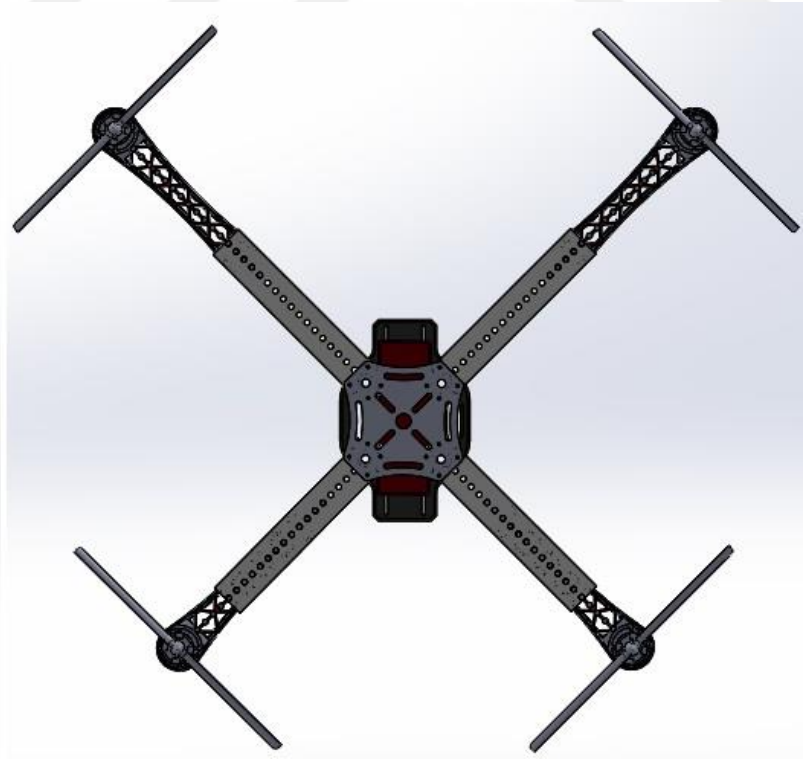
	Başlangıç durumu	Diferansiyel başkalaşım 1	Diferansiyel başkalaşım 2
Yükselme zamanı	0.0657 s	0.532 s	0.0539 s
Yerleşme zamanı	0.555 s	0.51 s	0.0513 s
Aşım	% 16.3	% 14.4	% 14.5

4.4. Kolektif ve Diferansiyel Başkalaşımda Yükseklik, Yalpalama, Yunuslama Kontrolü

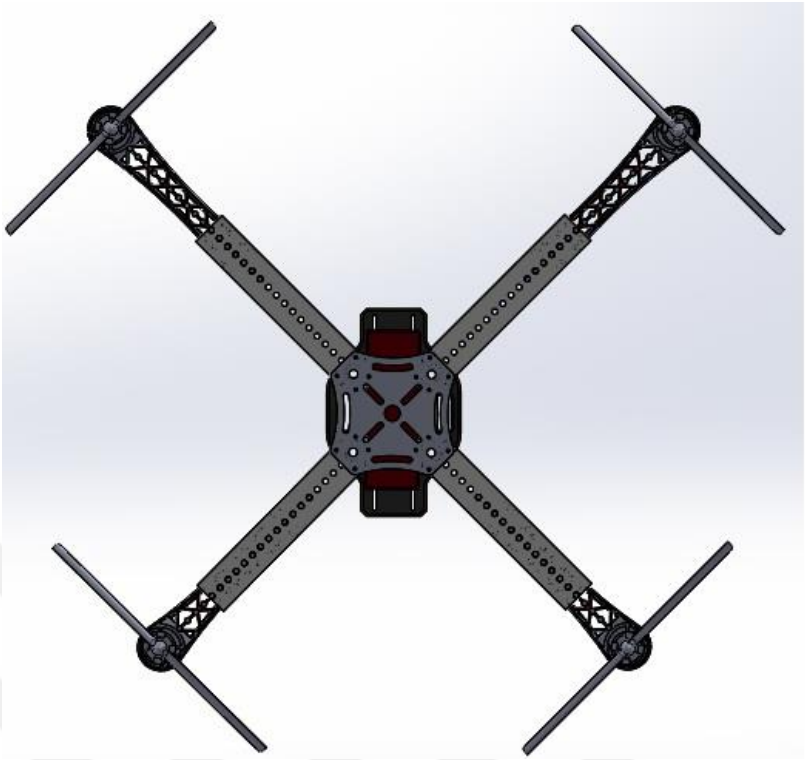
Diferansiyel başkalaşımda kuadkopter ön ve arka kolları aynı anda farklı miktar uzaması ve kısalması ya da ön ya da arka kollardan biri uzarken ya da kısalırken diğer kolun sabit kalması esasına göre çalışma prensibi geçerlidir. Kolektif başkalaşımda ise ön ve arka kollar aynı anda aynı miktar uzaması ya da kısalması prensibi geçerlidir. Kolektif ve diferansiyel başkalaşım aynı anda gerçekleştiğinde ise ön kolların belirlenen miktar uzaması ile kolektif başkalaşım, arka kolların belirlenen miktar kadar kısalması ile diferansiyel başkalaşım elde edilmiş olur. Diğer başkalaşım türleri gibi kolektif ve diferansiyel başkalaşım ile ilgili başkalaşım durumları Solidworks programında çizilmiştir. Kuadkopter kollarında 16.44 cm uzunluğunda bir dış kol çizilmiştir ve motorların bağlı olduğu bir de iç kol çizilmiştir. İç kol başkalaşım esnasında dış kol içerisinde kaydırılarak hareket etmesi sağlanmıştır. Başlangıç konumunda iç kol dış kolun tam orta noktasında konumlandırılmıştır. Başkalaşım miktarı dış kolun uzunluğu üzerinden hesaplanmaktadır. Örneğin ilk adımda %50 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım yapacak ise kolun ne kadar uzayacağı dış kol uzunluğu olan 16.44 cm'den hesaplanmaktadır. İkinci adımda ise %25 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım yapacak ise yeni kol uzunluğu yine dış kol uzunluğu olan 16.44 cm'den hesaplanmaktadır. Şekil 4.32'de kolektif ve diferansiyel başkalaşımda kullanılan kuadkopter modelleri verilmiştir.



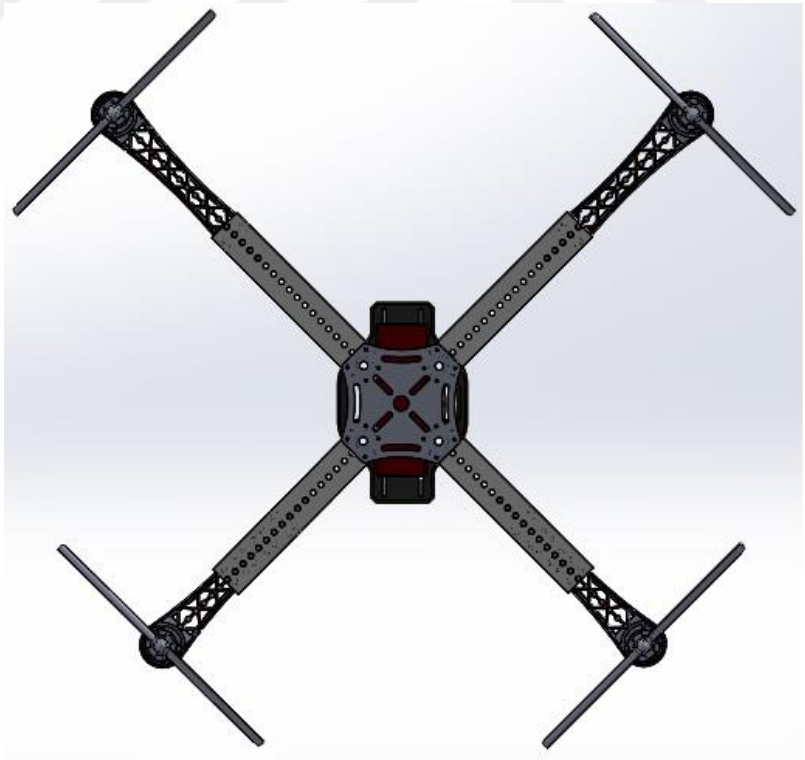
(a)



(b)



(c)



(d)

Şekil 4.32. (a) Başlangıç durumu, (b) %50 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım, (c) %25 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım, (d) %50 kolektif ve %25 diferansiyel başkalaşım

Şekil 4.32'de görüldüğü gibi başlangıç durumundan sonra kuadkopter ön kolları farklı oranlarda uzatılarak ve arka kolları farklı oranlarda kısaltılarak kolektif ve diferansiyel morphing gerçekleştirilmiştir. Kolektif başkalaşım ve diferansiyel başkalaşımda kullanılan kuadkopter modeli üzerinde bir takım değişiklikler yapılmıştır. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda her durum anında kuadkopter ön ve arka kol uzunlukları farklı değerler almıştır ve kuadkopter kütlesi sabit kalmıştır.

Tablo 4.25. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda kol uzunlukları ve kütle

	Ön kol uzunluğu(cm)	Arka kol uzunluğu(cm)	Kütle(kg)
Başlangıç durumu	28.43	28.43	0.60292
%50 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım	36.65	20.21	0.60292
%25 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım	32.54	20.21	0.60292
%50 kolektif ve %25 diferansiyel başkalaşım	36.65	24.32	0.60292

Başkalaşım durumunda kolların uzaması ya da kısalması ile kuadkopterin katı cisim modeli değiştiği için atalet momentleri olan I_x, I_y ve I_z değerlerinde de değişiklikler olacaktır. Bu değişim ile elde edilen değerler Solidworks programından elde edilmiş ve aşağıdaki tabloda gösterilmiştir.

Tablo 4.26. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda atalet momentleri

	$I_x(kg*m^2)$	$I_y(kg*m^2)$	$I_z(kg*m^2)$
Başlangıç durumu	0.03595	0.03543	0.02027
%50 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım	0.03596	0.03564	0.02049
%25 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım	0.03527	0.03490	0.01906
%50 kolektif ve %25 diferansiyel başkalaşım	0.03659	0.03622	0.02170

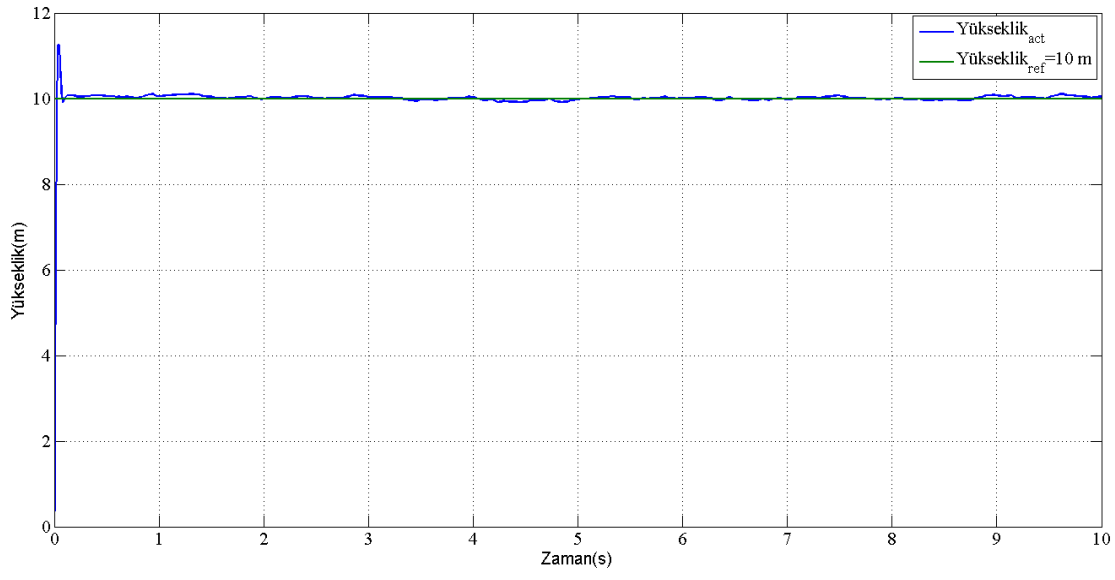
Şekil 4.32'de verilen başkalaşım şekillerinin atalet momentleri değişimi Tablo 4.26'da verilen değerlerden oluşmaktadır. Atalet momentleri durum uzay modelinde giriş matrisinde kullanıldığı için bu değerlerin yanlamasına, boylamasına ve sapma hareketlerinin kontrolünde sisteme giriş olarak verilmelidir.

Yükseklik kontrolü yapılırken her başkalaşım durumunda kontrol algoritması olan PID'nin katsayıları aynı değerler verilerek test edilmiştir.

Tablo 4.27. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda yükseklik kontrolü PID katsayıları

	P	I	D
Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda yükseklik kontörlü PID katsayıları	50	5	50

Yükseklik kontrolünde kuadkopter kütlesi durum uzay modeline giriş olarak gönderilmektedir. Yükseklik kontrolü yapılırken kuadkopter 10 m yüksekliği kontrol edilmiştir. Başlangıç ve başkalaşım durumlarında kütle sabit olduğu için grafikte bir değişme olmadığından her durum grafiği yerine tek grafik aşağıda verilmiştir.



Şekil 4.33. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda yükseklik kontrol simülasyon sonuçları

Yükseklik kontrolde her başkalaşım sonucunda aynı grafik oluştuğunda uçuş üzerinde etkisi olmadığı tasarım performans kriterleri ile de tespit edilmiştir.

Tablo 4.28. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda yükseklik kontrolü tasarım performans kriterleri

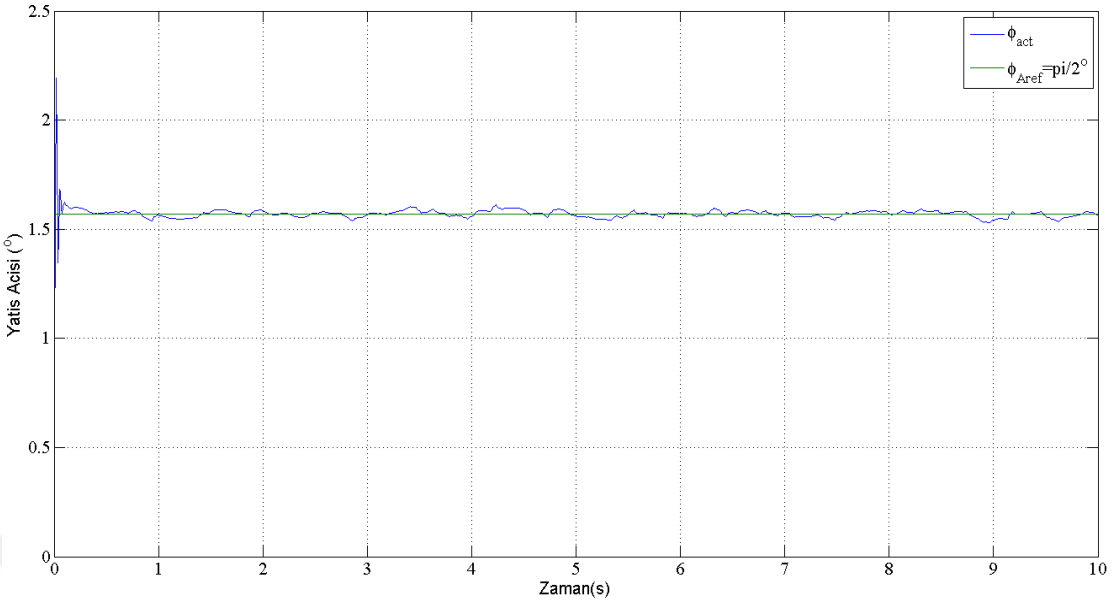
	Başlangıç durumu	%50 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım	%25 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım	%50 kolektif ve %25 diferansiyel başkalaşım
Yükselme zamanı	0.0187 s	0.0187 s	0.0187 s	0.0187 s
Yerleşme zamanı	0.0667 s	0.0667 s	0.0667 s	0.0667 s
Aşım	% 14.4	% 14.4	% 14.4	% 14.4

Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda yanlamasına hareket Şekil 4.32 a, b, c ve d durumları üzerinde test edilmiştir. Yanlamasına hareket x ekseni üzerinde gerçekleştiği için I_x atalet momentleri durum uzay modeline giriş olarak gönderilmiştir. PID katsayıları ise dört durum için aynı değerler alınmıştır.

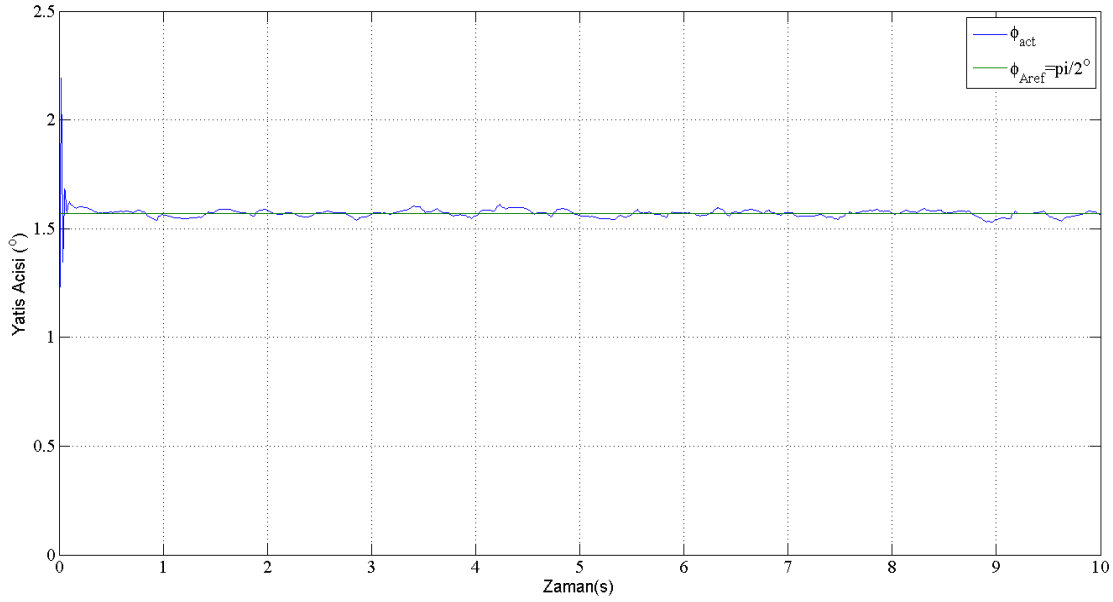
Tablo 4.29. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda yanlamasına hareket PID katsayıları

	P	I	D
Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda yanlamasına hareket PID katsayıları	50	0.8	0.2

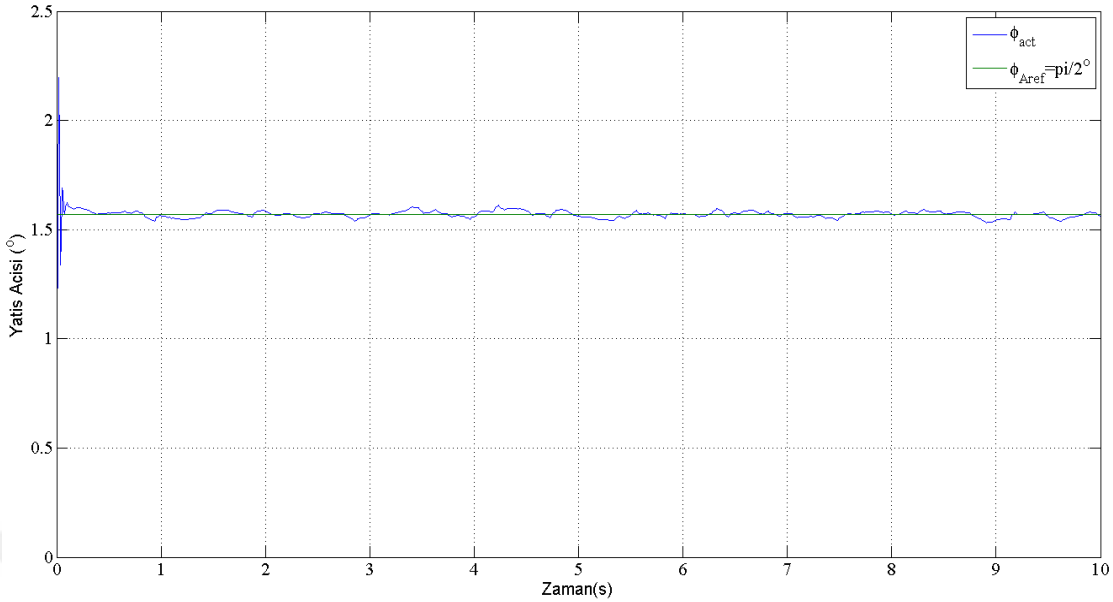
Yanlamasına harekette kolektif ve diferansiyel başkalaşım için $\pi/2°$'lik bir yatış açısı verilerek durumlar arasındaki değişim izlenmiştir. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda yanlamasına hareket için simülasyon çıkışları ise aşağıdaki gibidir.



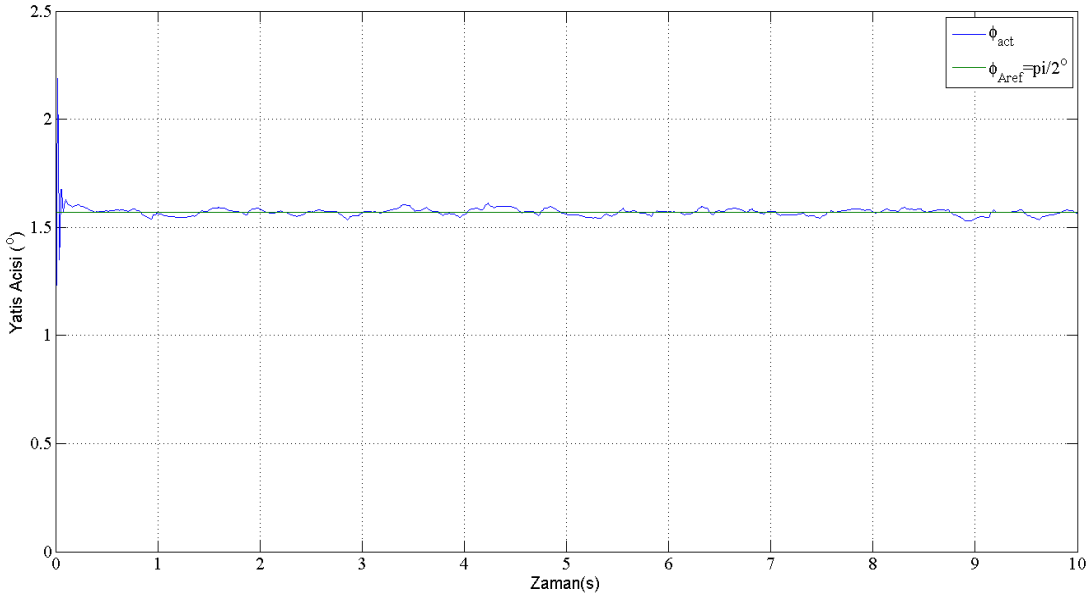
Şekil 4.34. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda yanlamasına hareket başlangıç durumu



Şekil 4.35. %50 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım durumu



Şekil 4.36. %25 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım



Şekil 4.37. %50 kolektif ve %25 diferansiyel başkalaşım

Yanlamasına hareket kontrolünde kolektif ve diferansiyel başkalaşımın hareket üzerindeki etkisi tasarım performans kriterleri ile görülebilir.

Tablo 4.30. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda yanlamasına hareket kontrolü tasarım performans kriterleri

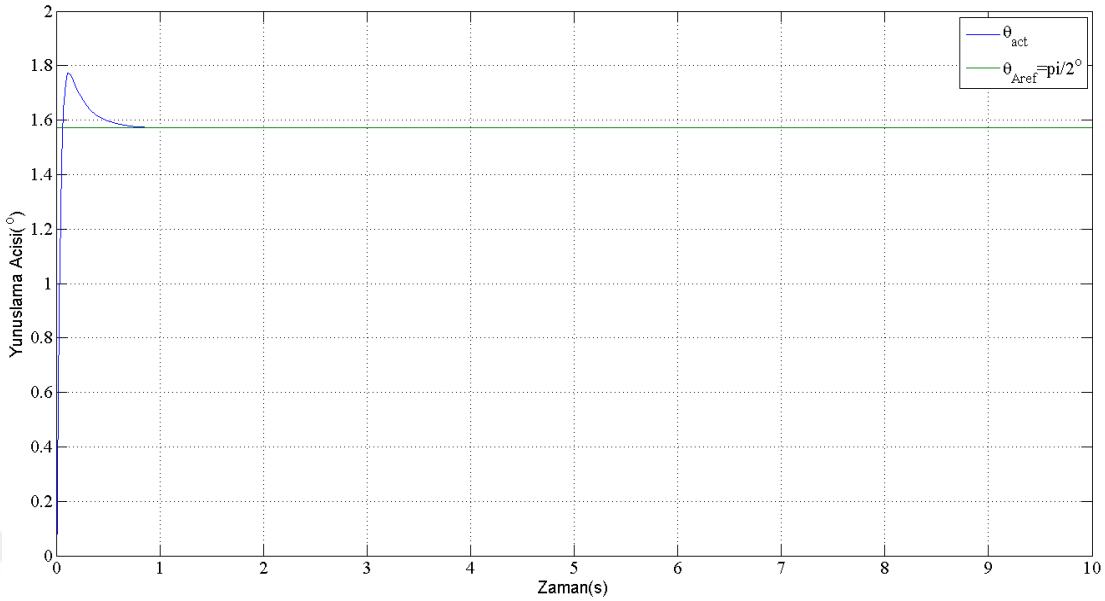
	Başlangıç durumu	%50 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım	%25 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım	%50 kolektif ve %25 diferansiyel başkalaşım
Yükselme zamanı	0.00757 s	0.00757 s	0.0748 s	0.00765 s
Yerleşme zamanı	0.0996 s	0.0996 s	0.0988 s	0.1 s
Aşım	% 42.1	% 42.1	% 42.4	% 41.8

Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda boylamasına hareket Şekil 4.32 a, b, c ve d durumları üzerinde test edilmiştir. Boylamasına hareket y ekseni üzerinde gerçekleştiği için I_y atalet momentleri durum uzay modeline giriş olarak gönderilmiştir. PID katsayıları ise dört durum için aynı değerler alınmıştır.

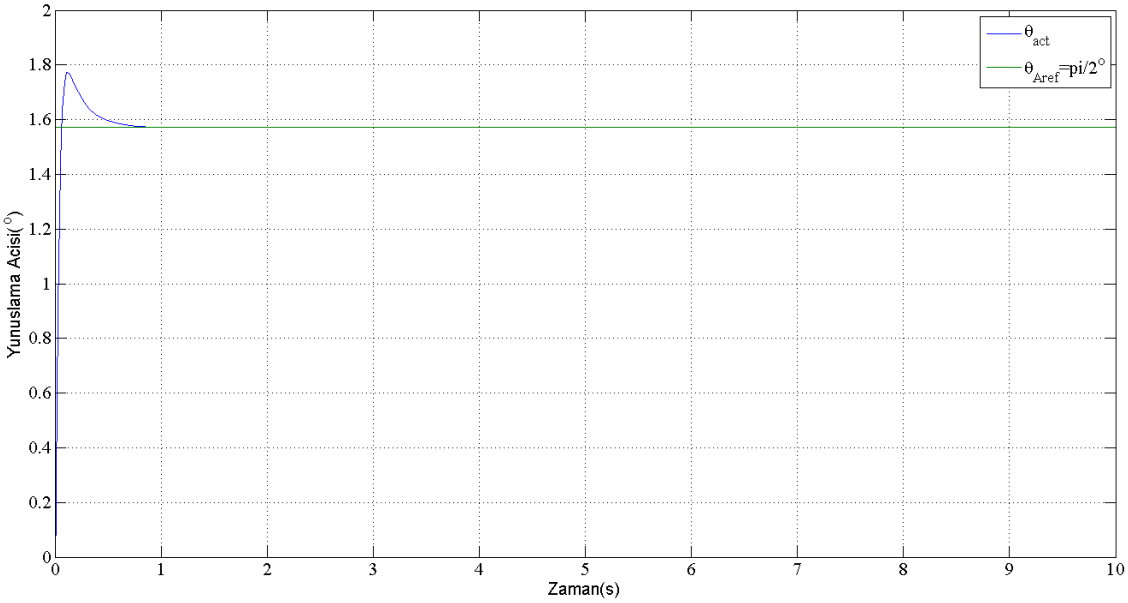
Tablo 4.31. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda boylamasına hareket PID katsayıları

	P	I	D
Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda yunuslama hareketi PID katsayıları	50	0.3	1

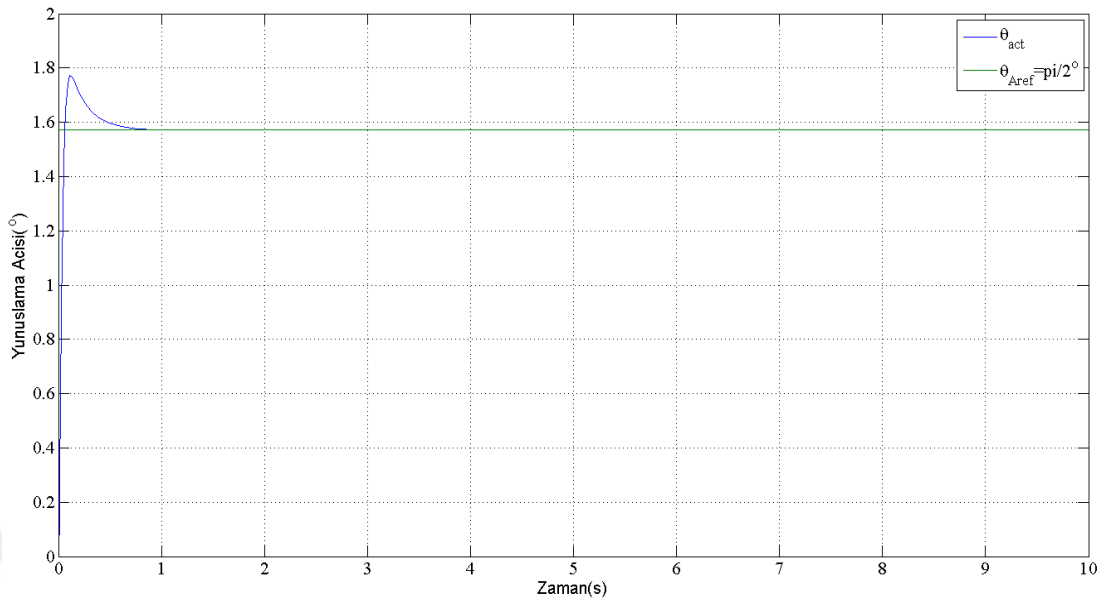
Boylamasına harekette kolektif ve diferansiyel başkalaşım için $\pi/2°$'lik bir yunuslama açısı verilerek durumlar arasındaki değişim izlenmiştir. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda boylamasına hareket için simülasyon çıkışları ise aşağıdaki gibidir.



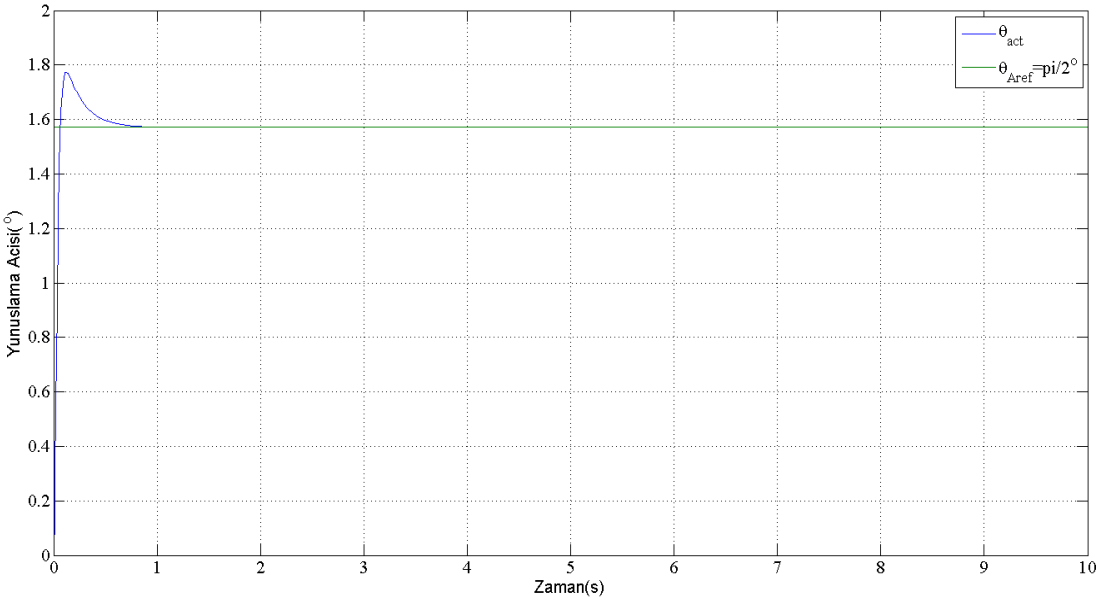
Şekil 4.38. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda boylamasına hareket başlangıç durumu



Şekil 4.39. %50 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım



Şekil 4.40. %25 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım



Şekil 4.41. %50 kolektif ve %25 diferansiyel başkalaşım

Boylamasına hareket kontrolünde kolektif ve diferansiyel başkalaşımın hareket üzerindeki etkisi tasarım performans kriterleri ile görülebilir.

Tablo 4.32. Kolektif ve diferansiyel başkalaşımda boylamasına hareket kontrolü tasarım performans kriterleri

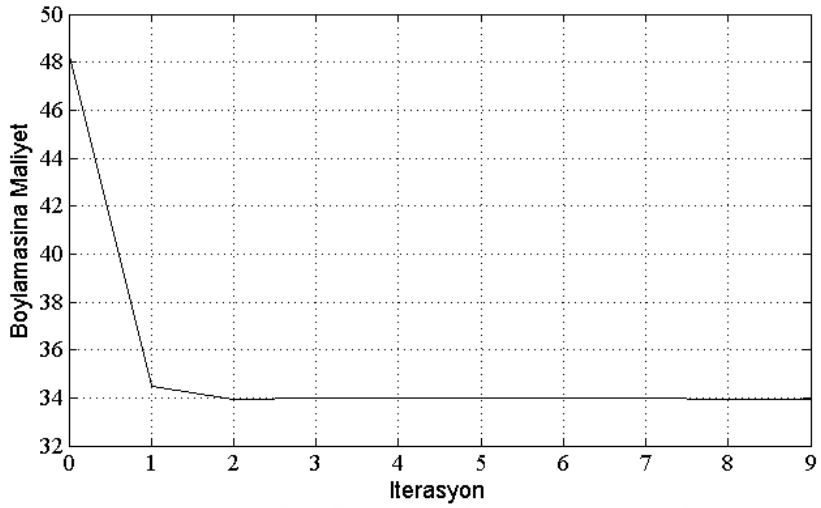
	Başlangıç durumu	%50 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım	%25 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım	%50 kolektif ve %25 diferansiyel başkalaşım
Yükselme zamanı	0.0435 s	0.0437 s	0.0429 s	0.0444 s
Yerleşme zamanı	0.462 s	0.463 s	0.459 s	0.467 s
Aşım	% 13	% 13.1	% 13	% 13.1

4.5. SPSA ile Kolektif Başkalaşım Kullanarak Kuadkopter Kontrolü

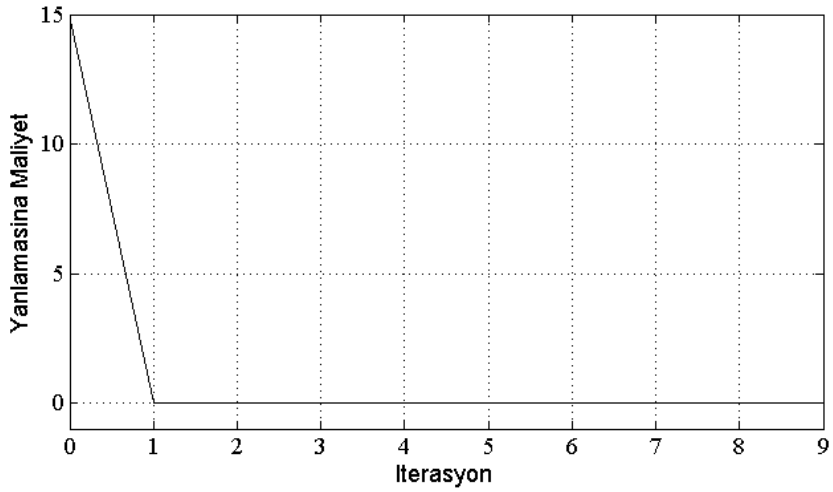
Kuadkopterin otonom performansında iyileştirme elde edebilmek, yanlamasına ve boylamasına hareketleri ile PID katsayılarını daha iyi seviyelerde tutabilmek amacı ile kolektif başkalaşım kullanılarak kuadkopter kontrolü SPSA ile gerçekleştirilmiştir. Kuadkopter otonom performans indeksinde en az %10-15 arası iyileştirme elde edebilmek için hem yanlamasına hem de boylamasına hareketi ile ilgili denklem 4.1'de verilen maliyet fonksiyonu oluşturulmuştur.

$$J_{toplam} = \left((Cost_1 - Cost_i)/Cost_1\right) * 100 \tag{4.1}$$

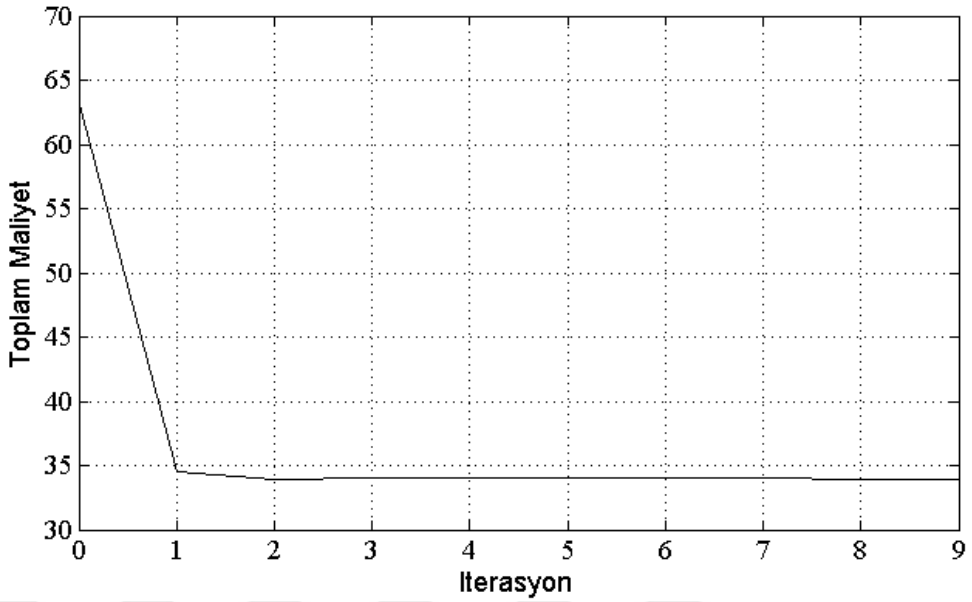
Şekil 4.42'de her iterasyonda elde edilen maliyet değerleri tek tek yanlamasına ve boylamasına hareket sisteminin tasarlandığı durumda ve yanlamasına ve boylamasına hareketin birlikte ele alındığı durumda verilmiştir. Kuadkopter ve otopilot sisteminin eş zamanlı tasarımı ile tasarım performans kriterleri olan yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşımdan oluşan performans indekslerinde iyileşmeler elde edilmiştir. Bu iyileşmelerin oranları sadece yatış hareketinin dinamik modelinin hesaba katıldığı durumda yaklaşık %1, sadece yunuslama hareketinin dinamik modelinin hesaba katıldığı durumda %34, hem yatış hem de yunuslama hareketinin dinamik modelinin birlikte hesaba katıldığı durumda ise yaklaşık %42 civarındadır. Elde edilen iyileşme oranı ise hedeflenen iyileşmenin yaklaşık üç katı civarındadır. Aktif başkalaşım özelliği gösteren bir kuadkopter ve otopilot sisteminin eş zamanlı olmayan tasarım ve eş zamanlı tasarım sonucu elde edilen izafi ilişkiden elde edilmiştir.


Boylamasina Maliyet
Iterasyon
50
48
46
44
42
40
38
36
34
32
0
1
2
3
4
5
6
7
8
9

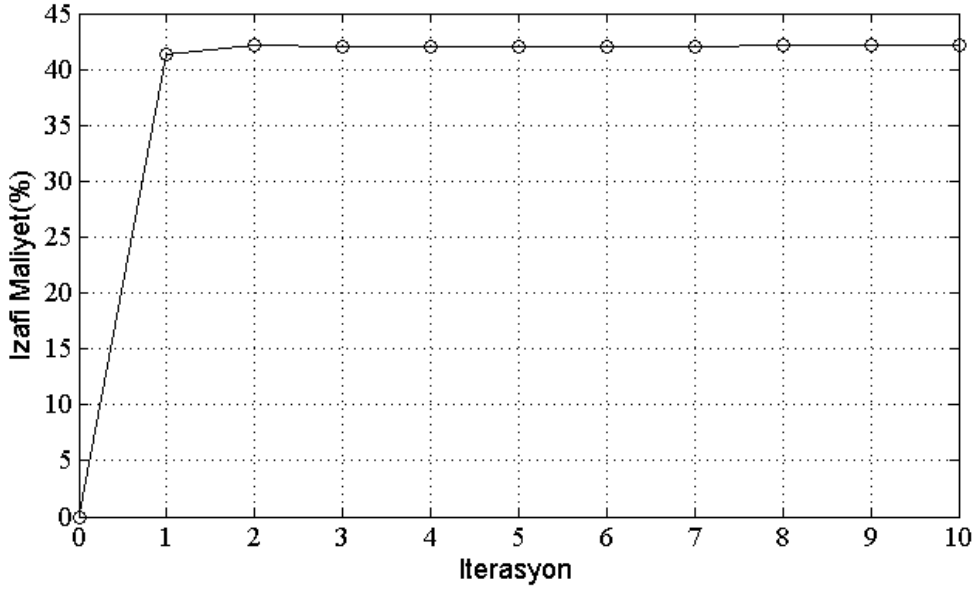
(a)


Yanlamasina Maliyet
Iterasyon
15
10
5
0
0
1
2
3
4
5
6
7
8
9

(b)



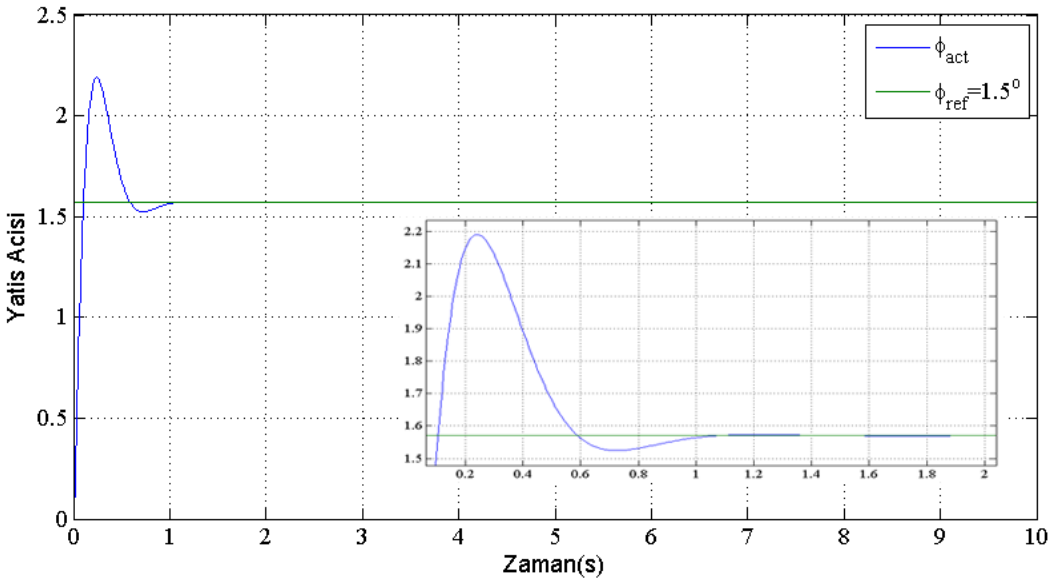
(c)



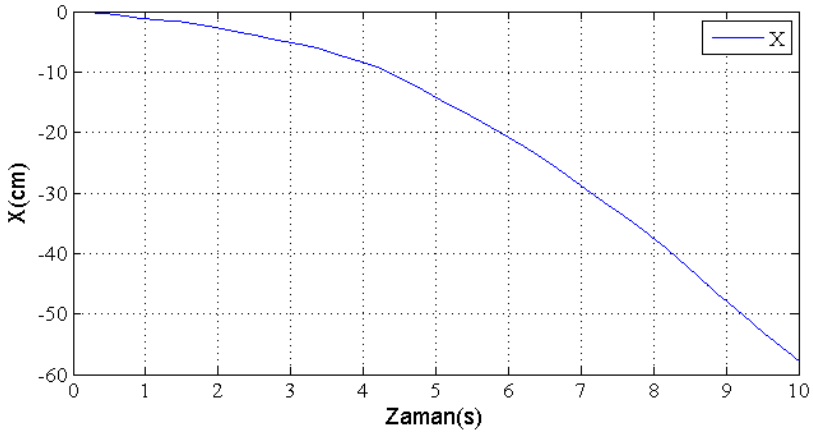
(d)

Şekil 4.42. (a) Boylamasına Maliyet, (b) Yanlamasına Maliyet, (c) Toplam Maliyet(Boylamasina+Yanlamasına), (d) İzafi Maliyet

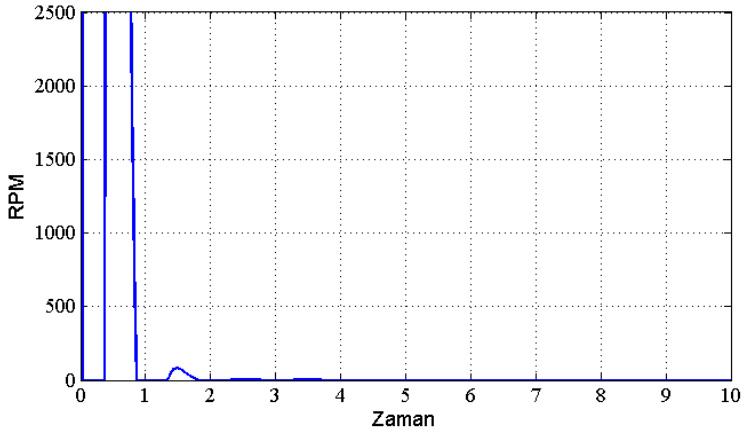
Şekil 4.43'de kuadkoptere yanlamasına hareketinde 1.5°'lik bir yörünge takibi yaptırılmıştır. Şekil 4.44'de ise yörünge takibi sırasında bazı yanlamasına hareket durum değişkenlerinin kapalı çevrim cevapları sunulmuştur. Görülmektedir ki yanlamasına hareket otopilot sistemi hem istenilen yörüngeyi başarılı bir şekilde takip etmiştir hem de diğer durum değişkenleri aşırı davranışlar göstermemiştir.



Şekil 4.43. Yanlamasına hareket yörünge takibi



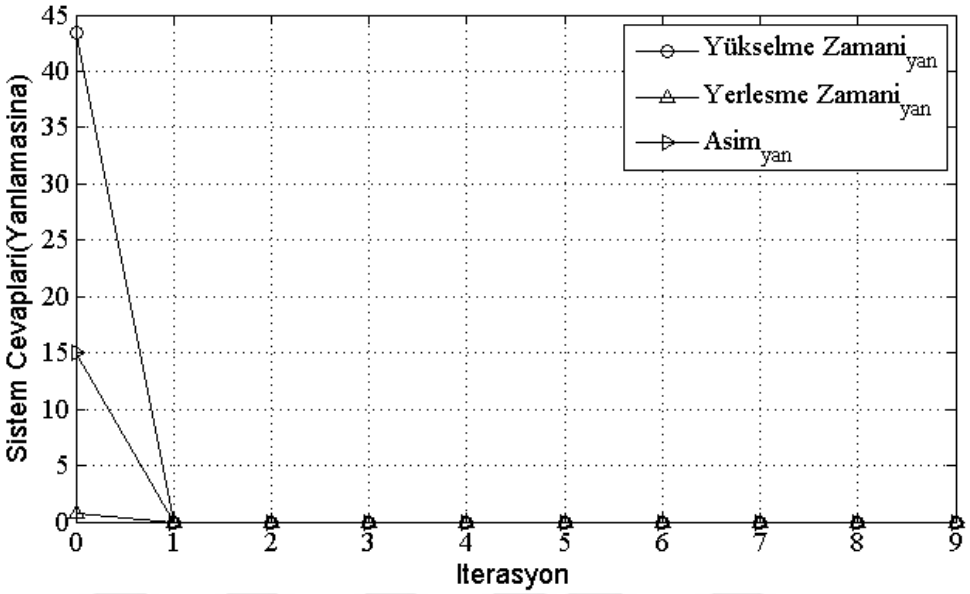
(a)



(b)

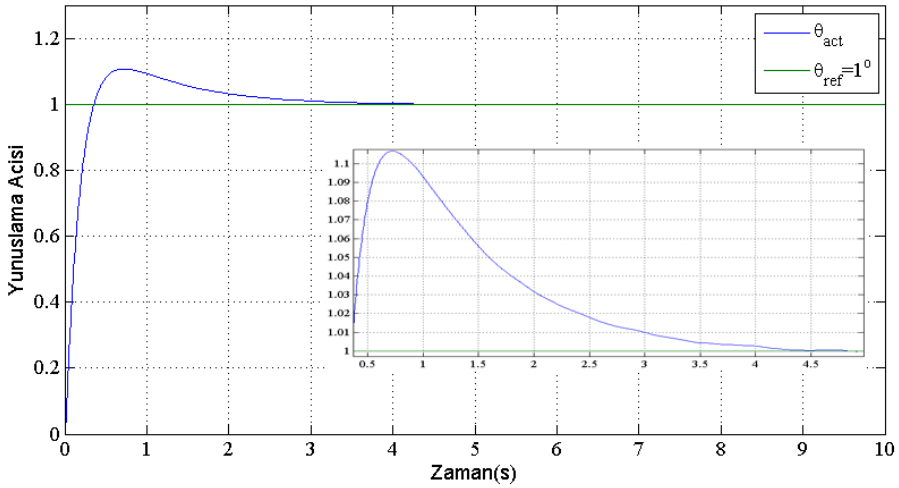
Şekil 4.44. Yanlamasına hareketteki bazı kapalı çevrim cevaplar

Yanlamasına uçuş kapalı çevrim yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım değerleri ise aşağıdaki grafikte verilmiştir. SPSA başlangıç değerlerine göre sistem parametrelerinde 2. iterasyonda iyileştirme elde etmiştir.

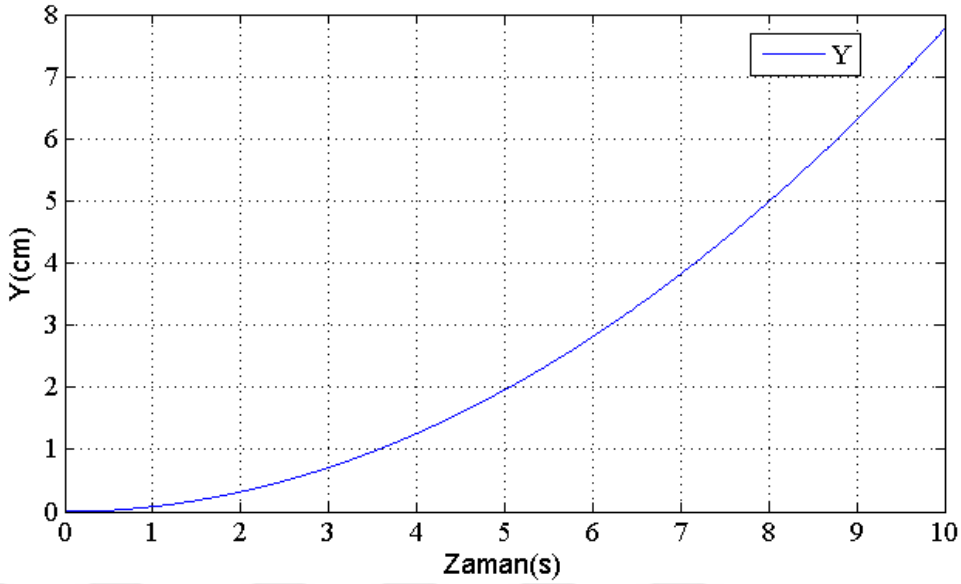


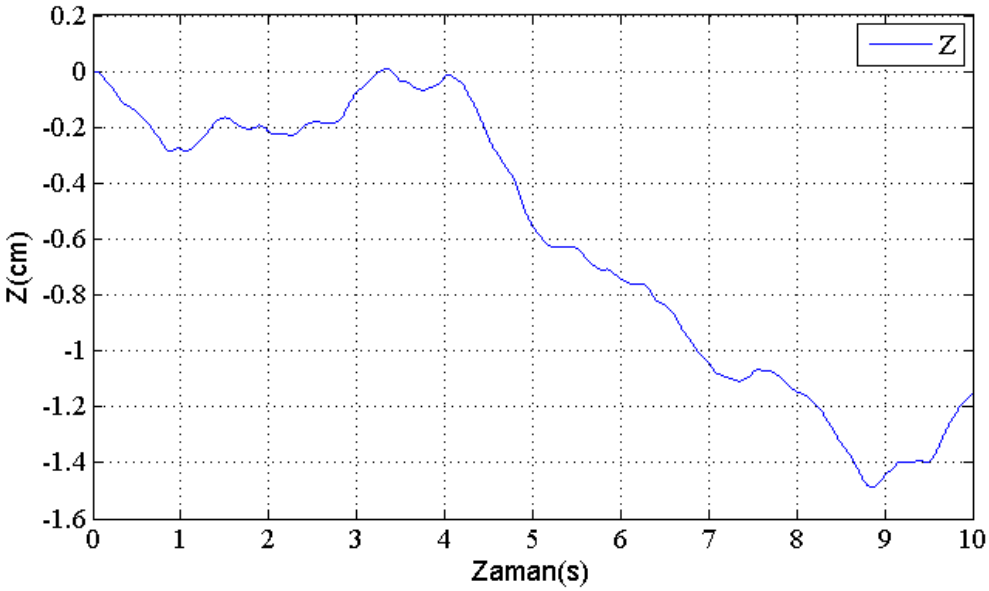
Şekil 4.45. Yanlamasına uçuş SPSA kapalı çevrim sistem cevapları

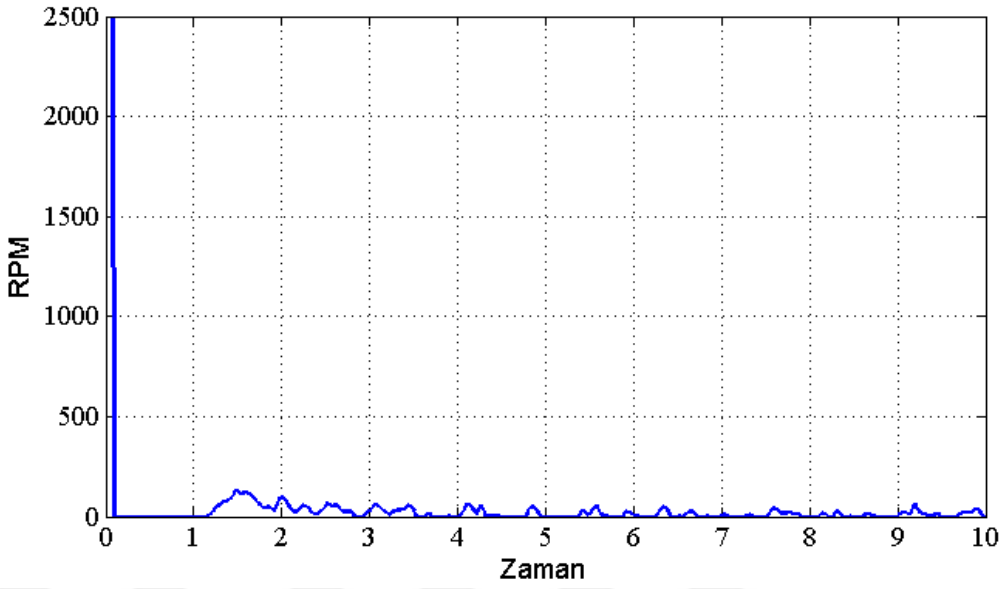
Şekil 4.46'de boylamasına hareket için 1°'lik yunuslama açısı yörünge takibi ve Şekil 4.47'da bu yörünge takibi ile ilgili bazı kapalı çevrim cevapları verilmiştir. Simülasyon sonuçlarında da görülmektedir ki boylamasına hareket otopilot sistemi hem istenilen yörüngeyi başarılı bir şekilde takip etmiştir hem de diğer durum değişkenleri aşırı davranışlar göstermemiştir.



Şekil 4.46. Boylamasına hareket yörünge takibi

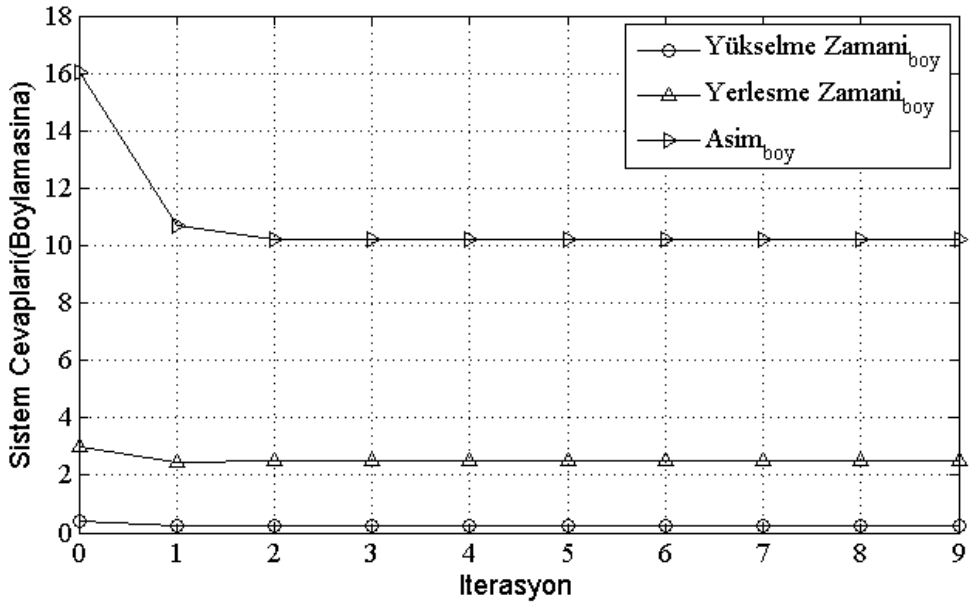

Y
Y(cm)
Zaman(s)
0
1
2
3
4
5
6
7
8
9
10


Z
Z(cm)
Zaman(s)
0.2
0
-0.2
-0.4
-0.6
-0.8
-1
-1.2
-1.4
-1.6
0
1
2
3
4
5
6
7
8
9
10



Şekil 4.47. Boylamasına hareketteki bazı kapalı çevrim cevaplar

Boylamasına uçuş kapalı çevrim yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım değerleri ise aşağıdaki grafikte verilmiştir. SPSA başlangıç değerlerine göre sistem parametrelerinde 2. iterasyonda iyileştirme elde etmiştir.



Şekil 4.48. Boylamasına uçuş SPSA kapalı çevrim sistem cevapları

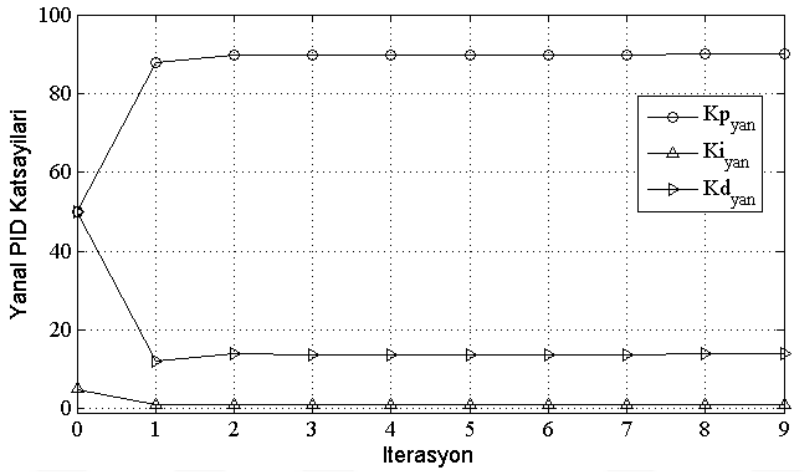
Yanlamasına ve boylamasına hareket kontrolcüsünün başlangıç PID değerleri sırası ile 50, 5 ve 50 olarak alınmıştır. SPSA algoritması toplamda 9 iterasyonda yanlamasına ve

boylamasına hareket için yeni değerleri elde etmiştir. Yanlamasına hareket için yeni değerler:

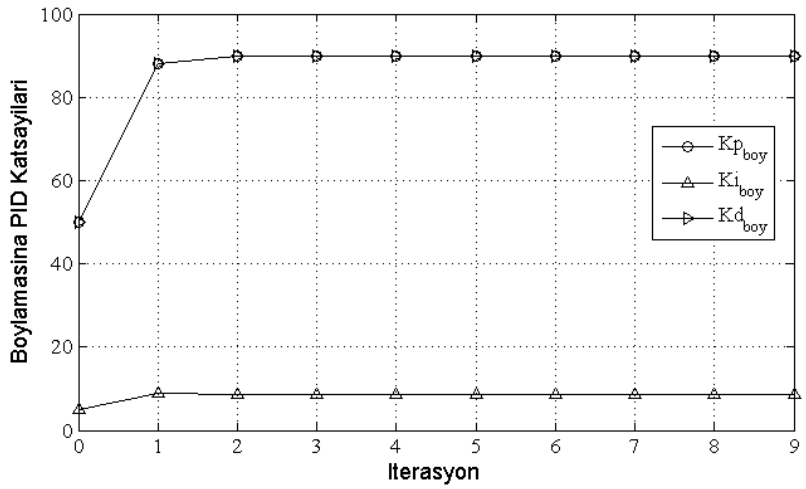
K_p: 90, K_i: 1, K_d: 14

Boylamasına hareket için yeni değerler:

K_p: 90, K_i:8, K_d: 90 olarak elde edilmiştir. Şekil 4.49'da yanlamasına ve boylamasına hareketi PID katsayıları gösterilmiştir.



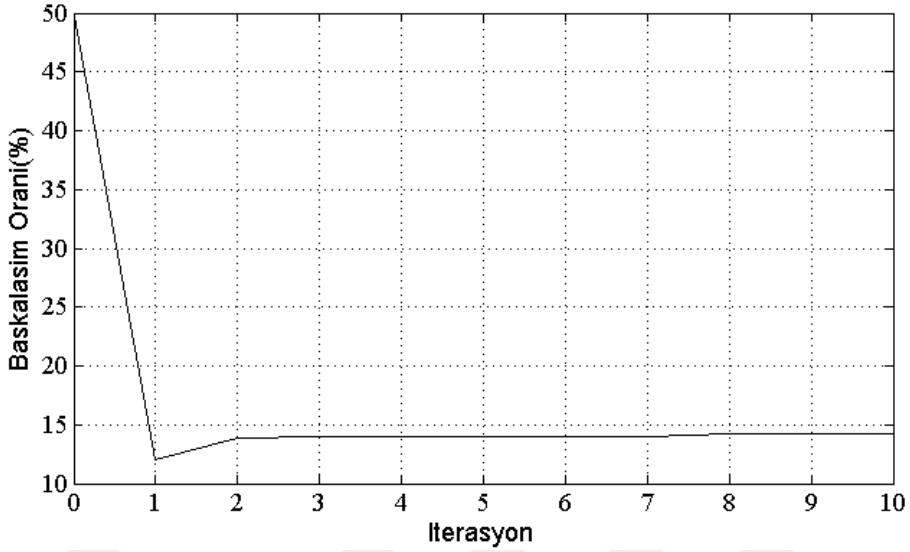
(a)



(b)

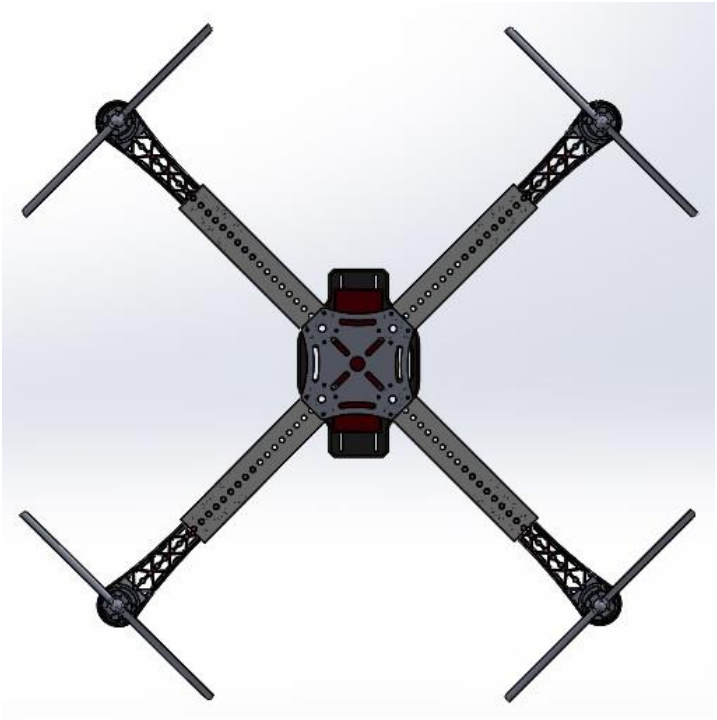
Şekil 4.49. (a) SPSA ile yanlamasına hareket PID katsayıları değişimi, (b) SPSA ile boylamasına hareket PID katsayıları değişimi

Şekil 4.50'de SPSA ile tahmin edilen başkalaşım oranları verilmiştir.

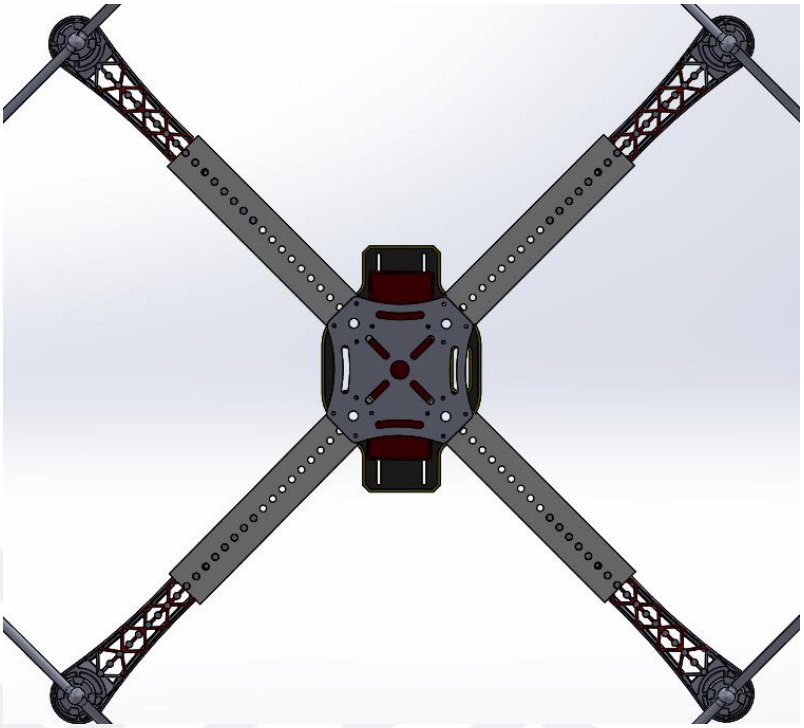


Şekil 4.50. SPSA ile kolektif başkalaşım oranı

Başkalaşım oranı başlangıç durumunda kuadkopter kolları sabit dış kolun tam orta noktasına yerleştirilmiştir. Bundan dolayı başlangıç için ise SPSA yönteminde başlangıç ön ve kollar için %50 alınmıştır. En son iterasyonda ise ön kollar ve arka kollar %14 uzama sonucunu göstermektedir. Kuadkopterin SPSA başlangıç ve sonucunda başkalaşım durumu aşağıdaki şekilde gösterilmiştir.



(a)



(b)

Şekil 4.51. SPSA ile kolektif başkalaşım oranı

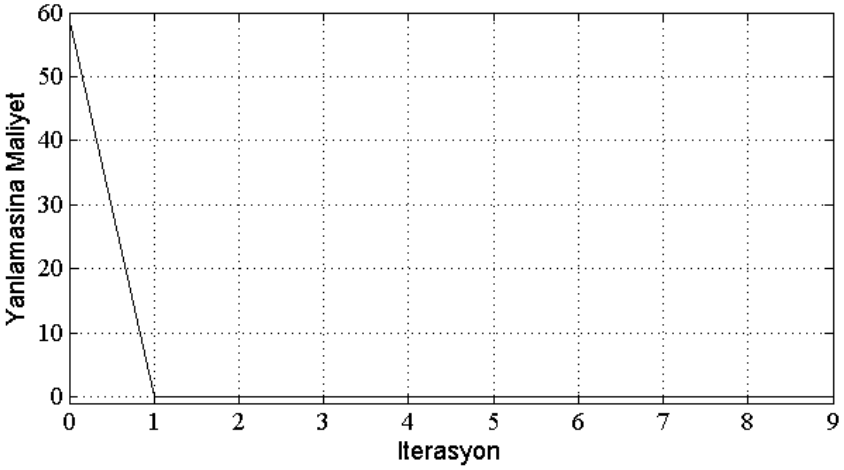
4.6. SPSA ile Diferansiyel Başkalaşım Kullanarak Kuadkopter Kontrolü

Kuadkopterin otonom performansında iyileştirme elde edebilmek, yanlamasına ve boylamasına hareketleri ile PID katsayılarını daha iyi seviyelerde tutabilmek amacı ile diferansiyel başkalaşım kullanılarak kuadkopter kontrolü SPSA ile gerçekleştirilmiştir. Kuadkopter otonom performans indeksinde en az %10-15 iyileştirme elde edebilmek için hem yanlamasına hem de boylamasına hareketi ile ilgili denklem 4.2'de verilen maliyet fonksiyonu oluşturulmuştur.

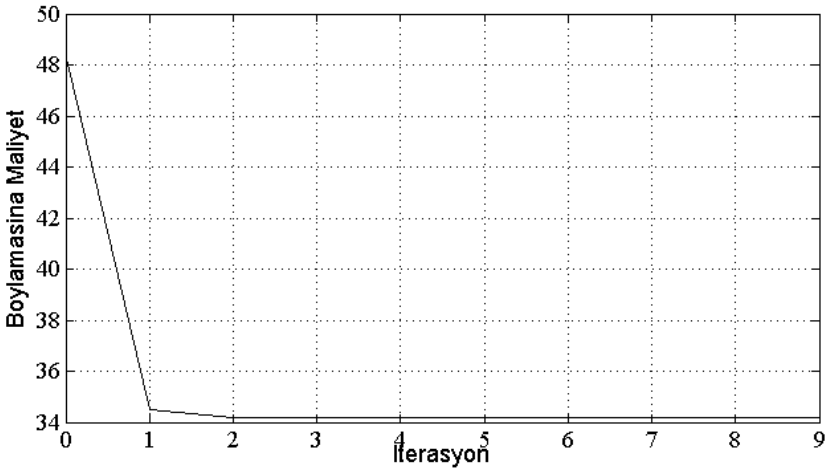
$$\%J_{tot_i} = J_{long_i} + \frac{J_{long_0}}{J_{lat_0}} + J_{lat_i} \tag{4.2}$$

Yanlamasına ve boylamasına uçuş kontrol sisteminin diferansiyel başkalaşım kullanılarak SPSA ile ele alındığı durumda yanlamasına uçuş için $\pi/2$ ve boylamasına uçuş için ise 1 derecelik yörünge açıları uygulanmıştır. SPSA diferansiyel uçuş parametrelerini belirleme aşamasında sekiz adet parametre belirlemektedir. Bunlardan 2 tanesi diferansiyel başkalaşım parametresi, 3 tanesi yanlamasına uçuş PID katsayıları ve 3 tanesi de boylamasına uçuş parametrelerinden oluşmaktadır.

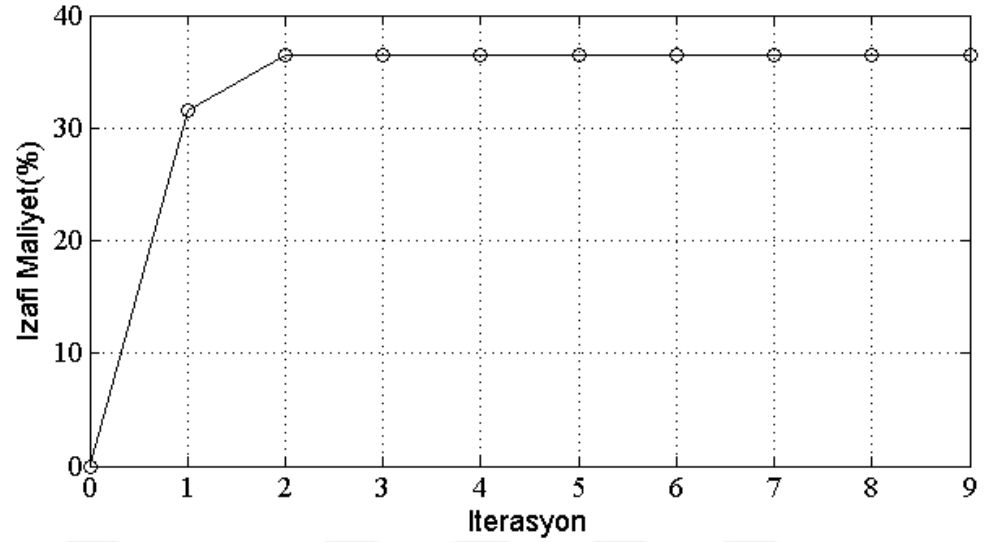
Şekil 4.52'de her iterasyonda elde edilen maliyet değerleri tek tek yanlamasına ve boylamasına hareket sisteminin tasarlandığı durumda ve yanlamasına ve boylamasına hareketin birlikte ele alındığı durumda verilmiştir. Kuadkopter ve otopilot sisteminin eş zamanlı tasarımı ile tasarım performans kriterleri olan yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşımdan oluşan performans indekslerinde iyileşmeler elde edilmiştir. Bu iyileşmelerin oranları sadece yatış hareketinin dinamik modelinin hesaba katıldığı durumda yaklaşık %1, sadece yunuslama hareketinin dinamik modelinin hesaba katıldığı durumda %34, hem yatış hem de yunuslama hareketinin dinamik modelinin birlikte hesaba katıldığı durumda ise yaklaşık %36 civarındadır. Elde edilen iyileşme oranı ise hedeflenen iyileşmenin yaklaşık üç katı civarındadır. Aktif başkalaşım özelliği gösteren bir kuadkopter ve otopilot sisteminin eş zamanlı olmayan tasarım ve eş zamanlı tasarım sonucu elde edilen izafi ilişkiden elde edilmiştir.



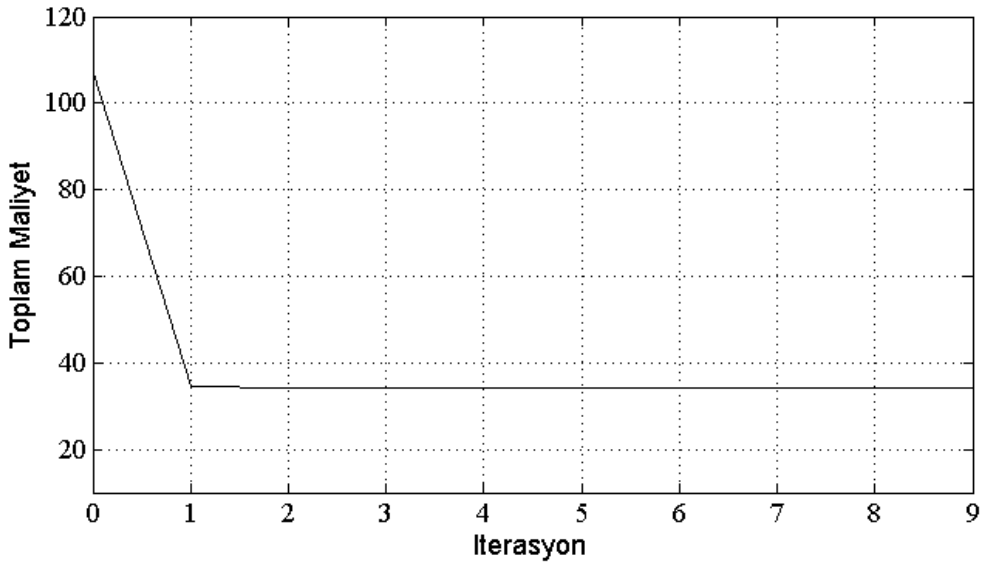
(a)



(b)



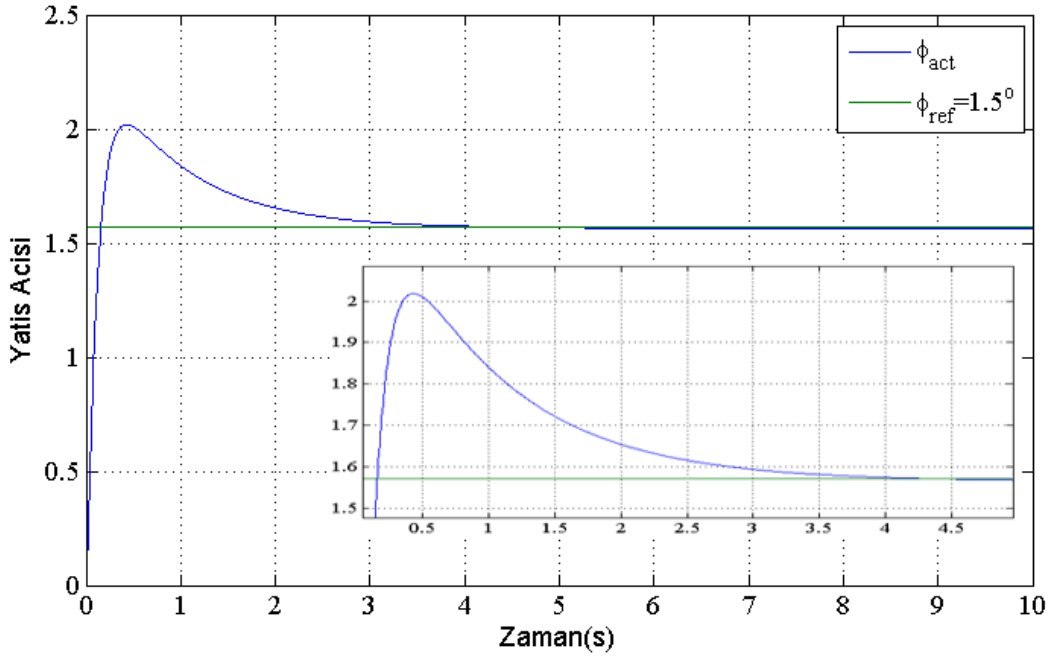
(c)



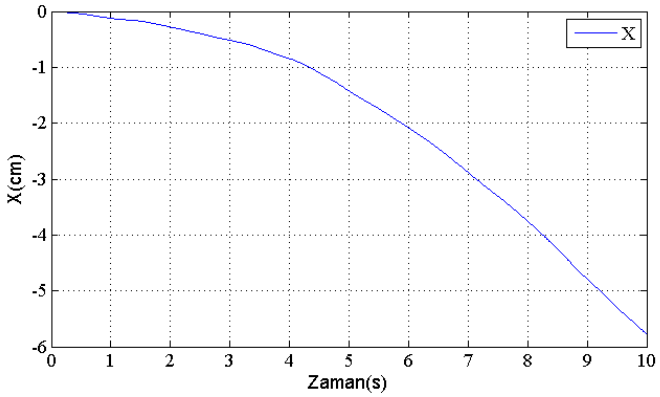
(d)

Şekil 4.52. (a) Yanlamasına uçuş maliyeti, (b) Boylamasına uçuş maliyeti, (c) İzafi maliyet indeksi iyileşmesi, (d) Toplam maliyet(Yanlamasına+Boylamasına)

Şekil 4.53'de kuadkoptere yanlamasına hareketinde $pi/2°$'lik bir yörünge takibi yaptırılmıştır. Şekil 4.54'de ise yörünge takibi sırasın da bazı yanlamasına hareket durum değişkenlerinin kapalı çevrim cevapları sunulmuştur. Görülmektedir ki yanlamasına hareket otopilot sistemi hem istenilen yörüngeyi başarılı bir şekilde takip etmiştir hem de diğer durum değişkenleri aşırı davranışlar göstermemiştir.

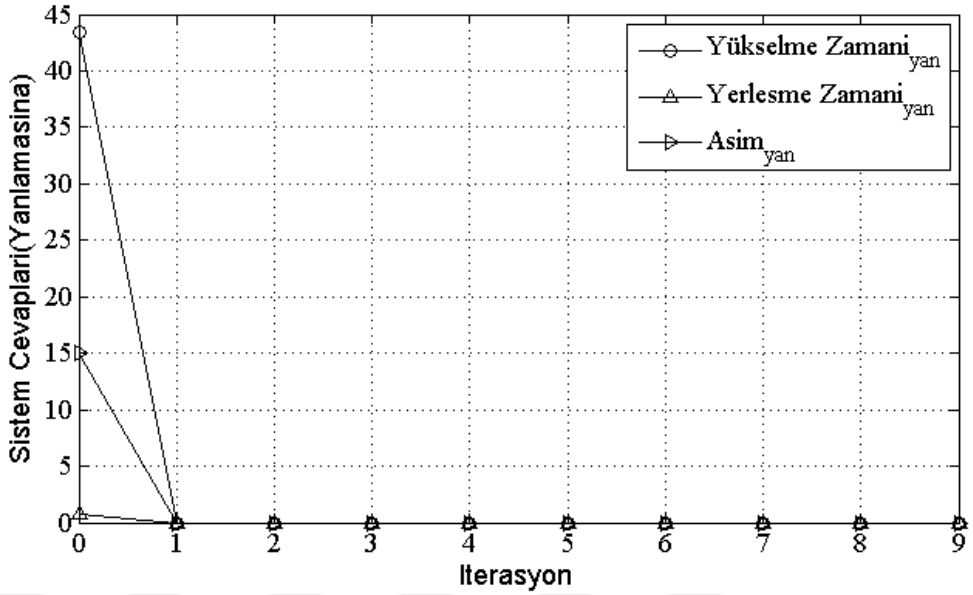


Şekil 4.53. Yanlamasına hareket yörünge takibi



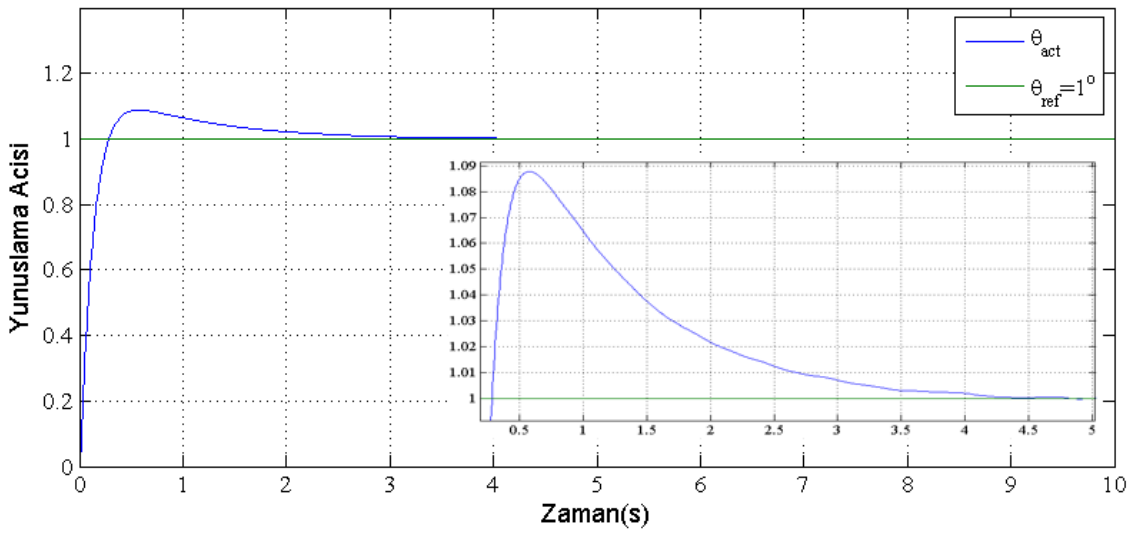
Şekil 4.54. Yanlamasına uçuş kapalı çevrim cevapları

Yanlamasına uçuş kapalı çevrim yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım değerleri ise aşağıdaki grafikte verilmiştir. SPSA başlangıç değerlerine göre sistem parametrelerinde 2. iterasyonda iyileştirme elde etmiştir.

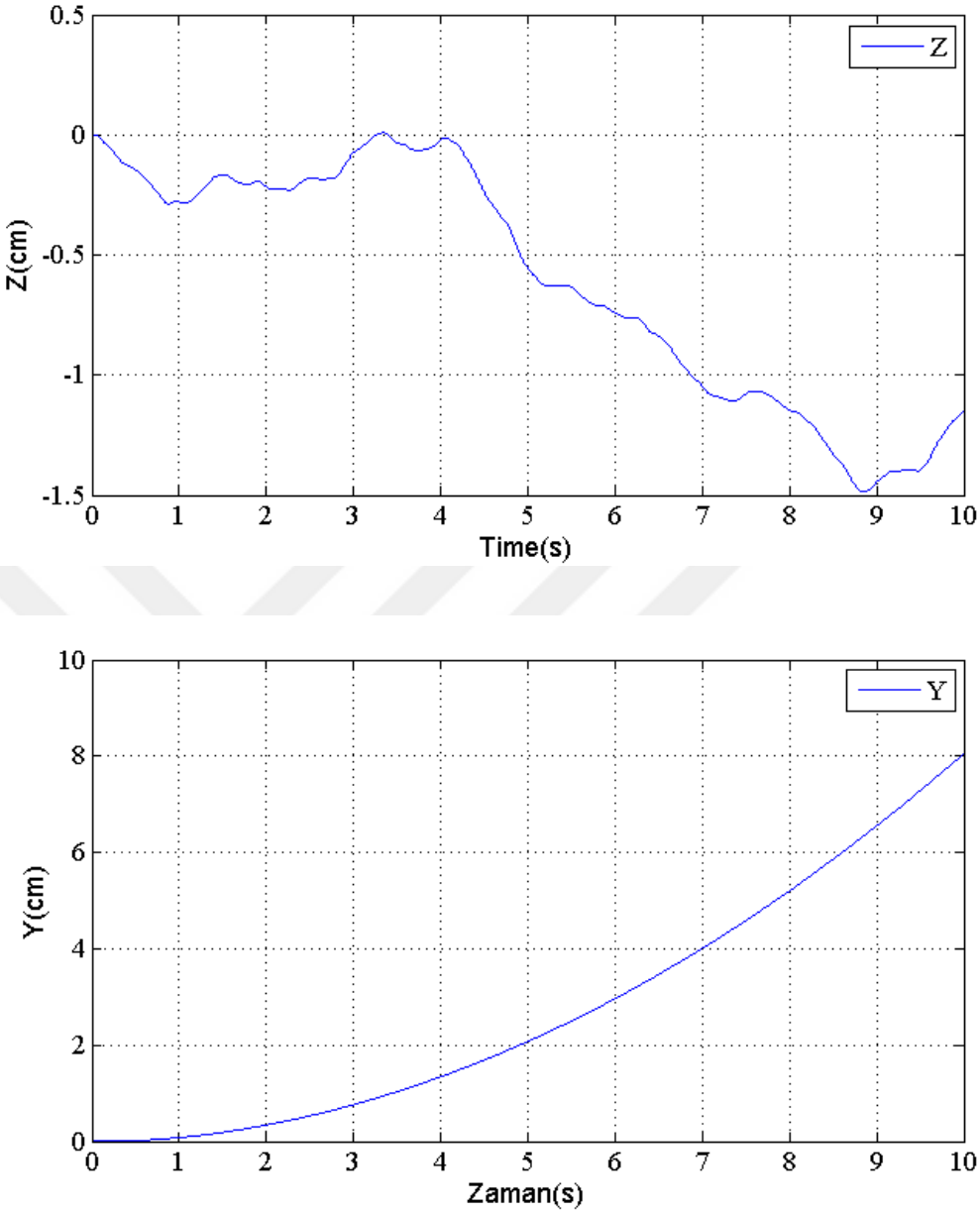


Şekil 4.55. Yanlamasına uçuş SPSA kapalı çevrim cevapları

Şekil 4.56'da boylamasına hareket için 1°'lik yunuslama açısı yörünge takibi ve Şekil 4.57'de bu yörünge takibi ile ilgili bazı kapalı çevrim cevapları verilmiştir. Simülasyon sonuçlarında da görülmektedir ki boylamasına hareket otopilot sistemi hem istenilen yörüngeyi başarılı bir şekilde takip etmiştir hem de diğer durum değişkenleri aşırı davranışlar göstermemiştir.

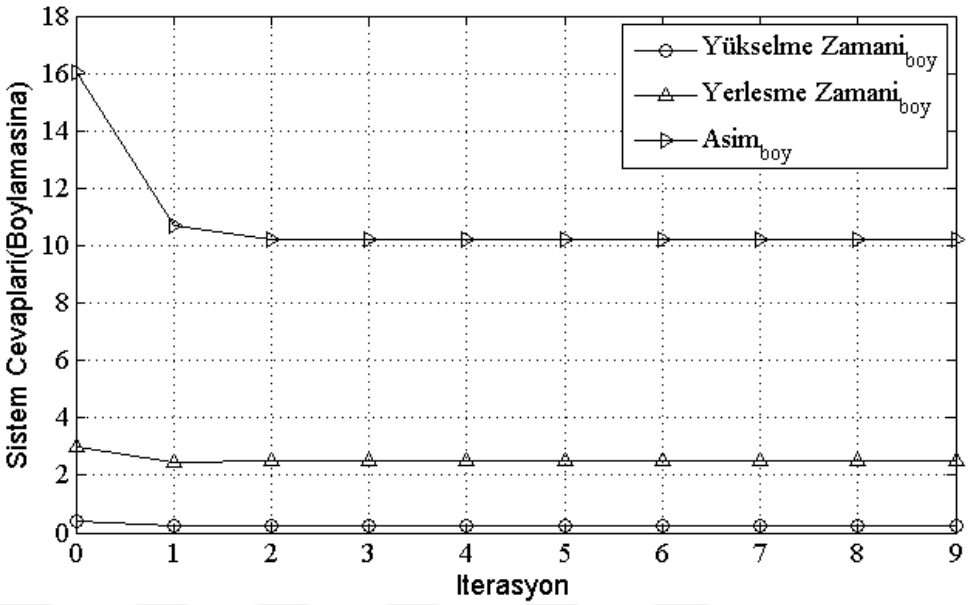


Şekil 4.56. Boylamasına uçuş yörünge takibi



Şekil 4.57. Boylamasına uçuş kapalı çevrim cevapları

Boylamasına uçuş kapalı çevrim yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım değerleri ise aşağıdaki grafikte verilmiştir. SPSA başlangıç değerlerine göre sistem parametrelerinde 2 ve 3 iterasyonlarda iyileştirme elde etmiştir.



Şekil 4.58. Boylamasına uçuş SPSA kapalı çevrim cevapları

Yanlamasına ve boylamasına hareket kontrolcüsünün başlangıç PID değerleri sırası ile 50, 5 ve 50 olarak alınmıştır. SPSA algoritması toplamda 9 iterasyonda yanlamasına ve boylamasına hareket için yeni değerleri elde etmiştir. Yanlamasına hareket için yeni değerler:

K_p: 86

K_i: 9

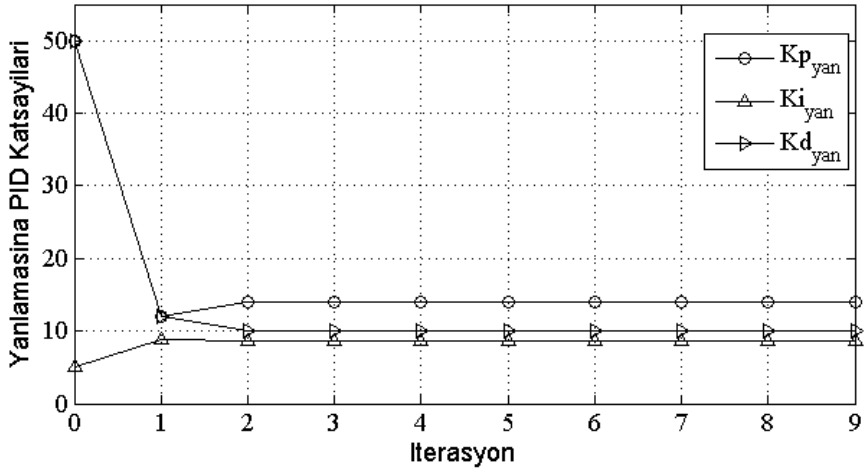
K_d: 90

Boylamasına hareket için yeni değerler:

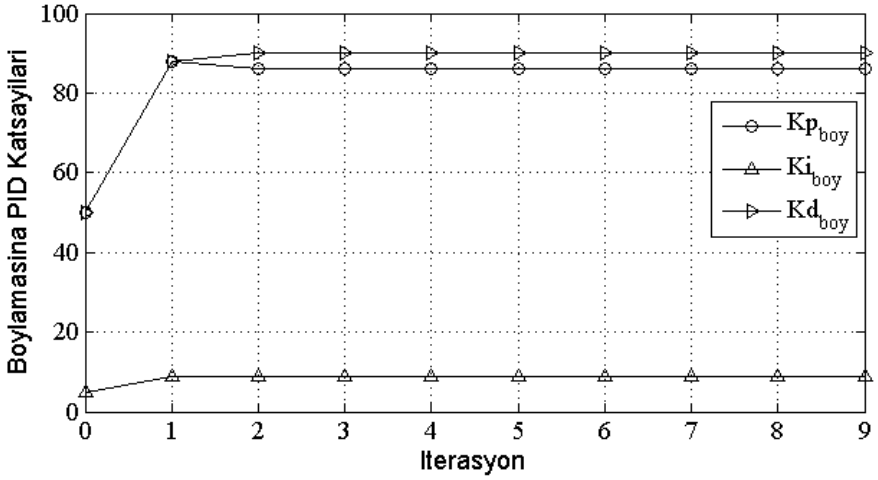
K_p: 14

K_i: 8.6

K_d: 10 olarak elde edilmiştir. Şekil 4.59'te yanlamasına ve boylamasına hareketi PID katsayıları gösterilmiştir.



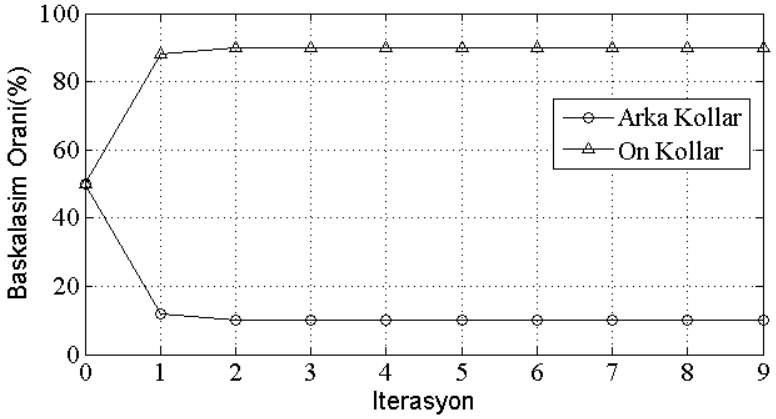
(a)



(b)

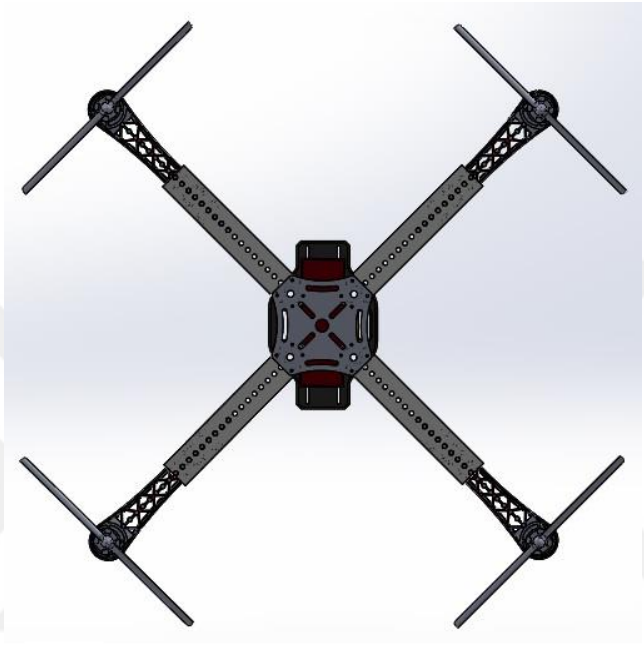
Şekil 4.59. (a) SPSA ile yanlamasına hareket PID katsayıları değişimi, (b) SPSA ile boylamasına hareket PID katsayıları değişimi

Şekil 4.60'da SPSA ile başkalaşım oranları verilmiştir.

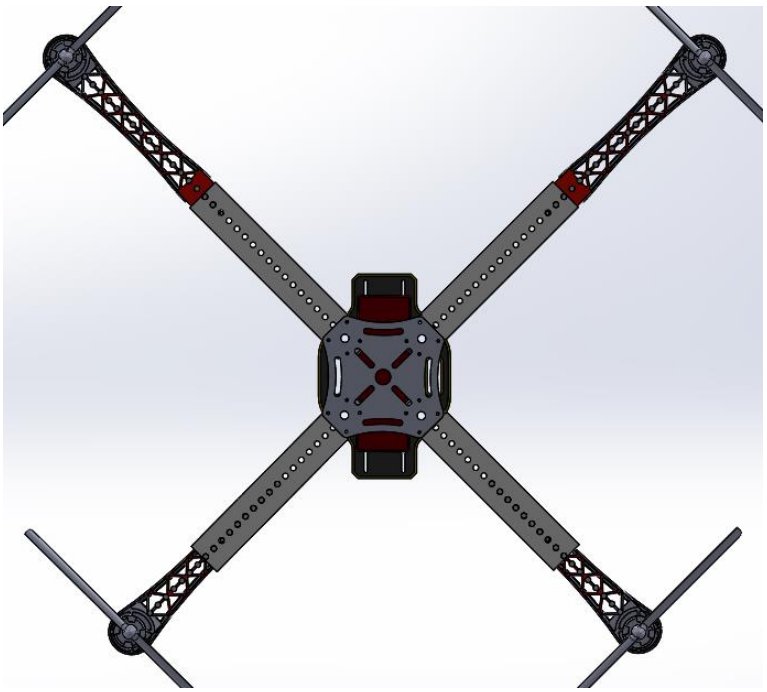


Şekil 4.60. SPSA ile diferansiyel başkalaşım oranı

Başkalaşım oranı başlangıç durumunda kuadkopter kolları sabit dış kolun tam orta noktasına yerleştirilmiştir. Bundan dolayı başlangıç için ise SPSA yönteminde başlangıç ön ve kollar için %50 alınmıştır. En son iterasyonda ise ön kollar %90 uzama, arka kollar ise %10 kısalma sonucunu göstermektedir. Kuadkopterin SPSA başlangıç ve sonucunda başkalaşım durumu aşağıdaki şekilde gösterilmiştir.



(a)



(b)

Şekil 4.61. (a) Kuadkopter başlangıç durumu, (b) SPSA ile son iterasyon durumu

5. BÖLÜM

SONUÇLAR VE YORUM

Bu doktora tezinde inovatif yöntemler ile kuadkopter modellemesi ve kontrolü gerçekleştirilmiştir. İnovatif yöntem olarak aktif başkalaşım çeşitli durumlar ile gerçekleştirilmiştir. Kuadkopterin hem başkalaşım olmayan hem de başkalaşım ile tasarımı, dinamik modellemesi otopilot sistemi ve eş zamanlı tasarım fikri detayları ile bu çalışmada ele alınmıştır. Kuadkopterin tasarımı Solidworks programında çizilerek oluşturulmuştur. Bu çizimlerden kuadkopter modellemesinde kullanılacak olan batarya dâhil kütle ve atalet momentleri gibi değerler elde edilmiştir. İnovatif yöntem olan başkalaşım tasarımları ve başkalaşım olmayan tasarım modelleri birkaç farklı çizim ile oluşturulmuştur. Dinamik modelleme için ise durum uzay modeli hem boylamasına hem de yanlamasına uçuşlar için ayrı ayrı olacak şekilde literatürde var olan veriler ile paralel bir şekilde türetilmiştir. Kuadkopter otopilot sistemi için kontrol sistemleri ve endüstride sıkça kullanılan ve birçok avantajı olan PID algoritması tercih edilmiştir. Başkalaşım ile kuadkopterin hem boylamasına hem de yanal uçuş performansını maksimize etmek için, boylamasına ve yanal otopilot sistemleri eş zamanlı olarak tasarlanmıştır. Kuadkopter otopilot sisteminin eş zamanlı tasarımı ile performans indeksinin iyileştirilmesinde Eş Zamanlı Pertürbasyon Rassal Yaklaştırım (Simultaneous Perturbation Stochastic Approximation-SPSA) kullanılmıştır.

Başkalaşım uygulamalarında kolektif, diferansiyel ve kolektif ile diferansiyel başkalaşımın aynı anda gerçekleştiği üç durumun kuadkopter yükseklik, yanlamasına, boylamasına ve sapma hareketleri üzerinde nasıl bir etkiye sahip olduğu ele alınmıştır. Uçuş durumları üzerinde başkalaşımın etkisini inceleyebilmek için tasarım performans kriterleri olan yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım değerlerinden faydalanılmıştır. Kolektif başkalaşımın uçuş durumları üzerindeki etkisi;

- Yükseklik kontrolünde durum uzay modelinde kuadkopter kütlesi kullanıldığı için bu uçuş üzerinde etkisi olmadığı tasarım performans kriterleri ile anlaşılmıştır.
- Yanlamasına ve sapma hareketlerinde kuadkopterin atalet momenti olan I_x ve I_z durum uzay modeline giriş olarak gönderilmektedir. Bu değerler her başkalaşım durumunda farklı değerler aldığı için kuadkopter uçuşu üzerinde etkili olmuştur. Tasarım performans kriterleri incelendiğinde kolektif başkalaşımda yanlamasına ve sapma hareketlerinde yükselme zamanı ve yerleşme zamanı değerlerinin artış gösterdiği simülasyonlar sonucunda elde edilmiştir.
- Boylamasına uçuşta ise I_y atalet moment değeri durum uzay modeline giriş olarak gönderilmiştir. Simülasyonlar sonucunda yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım değerlerinde değişikliklerin olmadığı tespit edilmiştir.

Bir diğer başkalaşım türü olan diferansiyel başkalaşımın uçuş durumları üzerine etkisi;

- Yükseklik kontrolünde kuadkopter kütlesi değişmediği için uçuş üzerine etkisi olmamıştır.
- Yanlamasına, boylamasına ve sapma hareketlerinde diferansiyel başkalaşım oranına göre yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım değerlerinde yükseliş ve düşüşler gözlemlenmiştir. Bu yükselme ve düşmeler ise uçuş üzerine doğrudan etkiyi göstermektedir.

Kolektif ve diferansiyel başkalaşımın birlikte ele alındığı durumun uçuş üzerine etkisi ise;

- Yükseklik kontrolünde diğer başkalaşım durumlarında olduğu gibi bir değişim gözlemlenmemiştir.
- Yanlamasına uçuşta ise kolektif ve diferansiyel başkalaşım oranları aynı ise örneğin %50 kolektif ve %50 diferansiyel başkalaşım var ise kuadkopter uçuşu üzerinde etkisi olmadığı ancak başkalaşım oranları farklı ise kuadkopter uçuşu üzerinde etkisi olduğu gözlemlenmiştir.
- Boylamasına uçuşta ise kolektif ve diferansiyel başkalaşım oranlarına göre yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım değerlerinde yükseliş ve düşüşler gözlemlenmiştir. Bu da uçuş üzerinde etkisi olduğunu göstermektedir.

Kolektif başkalaşım ile kuadkopter otopilot sisteminin eş zamanlı tasarımı sonucunda, yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım değerlerinde iyileşmeler elde edilmiştir. Bu

iyileşme oranı sadece yanlamasına modelde %1, sadece boylamasına modelde %34 ve hem yanlamasına hem de boylamasına model hesaba katıldığında %42 olarak elde edilmiştir. Bu ise çalışma başında hedeflenen %10-15'lik değerin yaklaşık üç katı bir iyileşme olduğunu göstermektedir. Bu değerler eş zamanlı olmayan tasarım ve eş zamanlı tasarım arasındaki ilişkiden elde edilmiştir. Ayrıca kontrolcü tasarımında göz önünde bulundurulmayan ve hesaba katılmayan durum değişkenleri ise aşırı davranışlar göstermemiştir.

Diferansiyel başkalaşım ile kuadkopter otopilot sisteminin eş zamanlı tasarımı sonucunda, yükselme zamanı, yerleşme zamanı ve aşım değerlerinde iyileşmeler elde edilmiştir. İyileşme oranı hem yanlamasına hem de boylamasına model hesaba katıldığında %36 olarak elde edilmiştir. Bu ise çalışma başında hedeflenen değerin yaklaşık üç buçuk katı bir iyileşme olduğunu göstermektedir. Bu değerler eş zamanlı olmayan tasarım ve eş zamanlı tasarım arasındaki ilişkiden elde edilmiştir. Ayrıca kontrolcü tasarımında göz önünde bulundurulmayan ve hesaba katılmayan durum değişkenleri ise aşırı davranışlar göstermemiştir.

KAYNAKÇA

1. K. Nonami, M. Kartidjo, K.-J. Yoon, and A. Budiyono, 2013. Intelligent Systems, Control and Automation Autonomous Control Systems and Vehicles. Springer, Tokyo, pp 315.

2. G. Coelho, 2012, OTA-quadrotor: An object-tracking Autonomous Quadrotor for Real-time Detection and Recognition, University of North Texas, PhD Dissertation, Union Cir, Denton, pp 70.

3. R. Austin, 2011. Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment. John Wiley & Sons, West Sussex, United Kingdom, pp 332.

4. C. Altın, 2013, Dört rotorlu insansiz hava aracinin yükseklik ve konum kontrolü, Bozok Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, Yozgat, Sayfa Sayısı 79.

5. W. Selby, 2008, Sliding mode control for translational trajectory following for a quadrotor vehicle, (Web Sayfası: http://selbystorage.s3.amazonaws.com/wp-content/uploads/2016/05/Selby_Quad_Robust_Ctrl.pdf), (Erişim Tarihi, Mayıs 2020)

6. S. Abdelhay and A. Zakriti, 2019. Modeling of a quadcopter trajectory tracking system using pid controller. **Procedia Manufacturing**, **32**(1): 564–571.

7. C. H. Gibbs-smith, 1962. Sir George Cayley'S Aeronautics 1796-1855. Her Majesty's stationery Office, London, England, pp 257.

8. V. Prisacariu, B. Herciu, and A. Luchian, 2017. Aspects regarding the electric propulsion of the uav multicopter. **Review of the Air Force Academy**, **15**(3): 85–94.

9. C. Richet, 2001, The bréguet-richet quad-rotor helicopter of 1907. **Vertiflite Magazine**, **47**(3): 58-62.

10. R. V. V. Petrescu, R. Aversa, B. Akash, R. Bucinell , J. Corchado, 2017, History of aviation-a short review. **Journal of Aircraft and Spacecraft Technology**, **1**(1):

30–49

11. P. C. Garcia, R. Lozano, and A. E. Dzul, 2006. Modelling and Control of Mini-flying Machines, Springer Science & Business Media, Compiègne, France, pp 251.

12. R. Tesfaye, 2012. Modeling and Control of a Quad-rotor Unmanned Aerial Vehicle at Hovering Position. Addis Ababa University, Electrical and Computer Engineering, MSc Thesis, pp 74.

13. J. E. Holzsager, 2017. The Effects of Coaxial Propellers for the Propulsion of Multirotor Systems. The State University of New Jersey, Mechanical and Aeroscope Engineering, MSc Thesis, pp 60.

14. T. Bresciani, 2008. Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter, Lund University. Department of Automatic Control, MSc Thesis, pp 184.

15. A. Sigalos, M. Papoutsidakis, A. Chatzopoulos, and D. Piromalis, 2019. Design of a flight controller and peripherals for a quadcopter, **International Journal of Engineering Application Science and Technology**, **4**(5): 463–470.

16. E. Bodlak 2016. The Design Space Exploration and Preliminary Testing of a New Class of Tailsitting Quadrotor Aircraft. University of Kansas, Department of Aerospace Engineering, MSc Thesis, pp 108.

17. P. Mcnamee, 2019. Multicopter Dynamics in Small Uninhabited Aerial Systems. University of Kansas, Department of Aerospace Engineering, MSc Thesis, pp 174.

18. B. Hartono, 2017. Penerapan kendali terbang pıd pada fully autonomous quadcopter, 1-7, *Prosiding Seminar Nasional XVII Rekayasa Dan Aplikasi Teknik Mesin Di Industri Itenas*, 6 December 2017, Bandung.

19. M. J. Cutler, 2012. Design and Control of an Autonomous Variable-Pitch Quadrotor Helicopter. Brigham Young University, Massachusetts Institute of Technology, MSc Thesis, Provo, pp 106.

20. A. Nemati, 2016. Designing, Modeling and Control of a Tilting Rotor Quadcopter, University of Cincinnati, Department of Electrical Engineering and Computing

Systems, Phd Thesis, Cincinnati, pp 128.

21. B ERGINER, 2010. Quadrotor Vtol Aracinin Modellenmesi ve Kontrolü. İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul, pp 69.

22. M. Önkol, 2010. Dönerkanat Tipinde Bir İnsansız Hava Aracının Tasarımı, Modellenmesi ve Kontrolü. TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, Ankara, pp 175.

23. S. Bouabdallah, 2007. Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying. Université Aboubekr Belkaid, MSc Thesis, Lausanne, pp 155.

24. I. Sonnevend, 2010. Analysis and Model Based Control of a Quadrotor Helicopter. Pazmany Peter Catholic University, Faculty of Information Technology Computer Engineering, Msc Thesis, Budapest, pp 51.

25. Z. Tahir, W. Tahir, and S. A. Liaqat (2019), State Space System Modeling of a Quad Copter UAV, **Indian Journal of Science and Technology, 9**(27): 1-17.

26. Z. Mustapa and S. Saat, 2015. Autonomous attitude control of a quadcopter unmanned aerial vehicle (uav), **Journal of Telecommunication, Electronic and Computer Engineering (JTEC)**, **7**(2): 153–160.

27. B. Kada and Y. Ghazzawi, 2011. Robust pıd controller design for an uav flight control system, **Lecture Notes in Engineering and Computer Science**, **2194**(1): 945–950.

28. F. Šolc, 2010. Modelling and control of a quadrocopter, **Advances in Military Technology**, **5**(2): 29–38.

29. H. Bolandi, M. Rezaei, R. Mohsenipour, H. Nemati, and S. M. Smailzadeh, 2013. Attitude control of a quadrotor with optimized pid controller, **Intelligent and Control Automation**, **4**(3): 335–342

30. Y. Naidoo, R. Stopforth, and G. Bright, 2011. Quad-rotor unmanned aerial vehicle helicopter modelling & control, **International Journal of Advanced Robotic**

Systems, **8**(4): 139–149

31. T. Luukkonen, 2011. Modelling and Control of Quadcopter. Alto University, School of Science, MSc Thesis, pp 150.

32. S. M. Oh, 2012. Modeling and Control of a Quad-rotor Helicopter, University of Florida, MSc Thesis, Florida, pp 175.

33. J. Li and Y. Li , 2011. Dynamic analysis and pid control for a quadrotor, 10-15. *present at 2011 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation*, 7-10 August 2011, Beijing, China, pp 1000.

34. T. Oktay and O. Kose, 2018. Survey on flight control methods for quadcopter, 945-955. *4. Uluslararası Mesleki ve Teknik Bilimler Kongresi (UMTEB)*, 4-5 Aralık 2018, Erzurum, Türkiye, Iksad uluslararası yayınevi, pp 2069.

35. T . Oktay and O. Kose, 2018. Optimal tunning of pid controller for lateral flight of research based quadcopter, 956-968. *4. Uluslararası Mesleki ve Teknik Bilimler Kongresi(UMTEB)*, 4-5 Aralık 2018, Erzurum, Türkiye, Iksad uluslararası yayınevi, pp 2069.

36. O. Kose and T. Oktay, 2018. Dynamic modeling and control of research based quadcopter, 1-17, *2nd International Congress on Multidisciplinary Studies*, 4-5 Mayıs 2018, Adana, Türkiye, Iksad uluslararası yayınevi, pp 827.

37. O. Kose and T. Oktay, 2018. Optimal tunning of pid controller for forward flight of research based quadrotor, 18-38. *2nd International Congress on Multidisciplinary Studies*, 4-5 Mayıs 2018, Adana, Türkiye, Iksad uluslararası yayınevi, pp 827.

38. T. Oktay and O. Köse, 2019. Farkli uçuş durumlari için quadcopter dinamik modeli ve simulasyonu. **European Journal of Science and Technology**, **15**(1): 132-142.

39. M. I. Friswell and D. J. Inman, 2006. Morphing concepts for uavs, 1-15. *21st Bristol UAV System Conference*, 3-5 April 2006, Bristol, United Kingdom.

40. S. Haoqin, H. Zhan, B. Xiaoxiang, S. Hongwei, and S. Jing, 2015. Morphing process research of uav with pid controller, **Procedia Engineering**, **99**(1): 873–877.

41. C. Hintz, C. Torno, and L. R. G. Carrillo, 2014. Design and dynamic modeling of a rotary wing aircraft with morphing capabilities, 1-15. *2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, 27-30 May 2014, Orlando, Florida.

42. G. O. Vargas, C. Hintz, L. R. G. Carrillo, F. Munoz Palacios, and E. S. Espinoza Quesada, 2015. Dynamic modeling of a multi-rotorcraft uas with morphing capabilities, 25-40. *2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, 9-12 June 2015, Colorado, USA.

43. A. Desbiez, F. Expert, M. Boyron, J. Diperi, S. Viollet, and F. Ruffier, 2017. X-Morf: a crash-separable quadrotor that norfs its x-geometry in flight, 50-60. *2017 Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems (RED-UAS)*, 3-5 October 2017, Linköping, Sweden.

44. T. Avant, U. Lee, B. Katona, and K. Morgansen, 2018. Dynamics, Hover Configurations, and Rotor Failure Restabilization of a Morphing Quadrotor, 90-100. *2018 Annual American Control Conference (ACC)*, 27-29 June 2018, USA.

45. T. Oktay, M. Konar, M. A. Mohammed, F. Sal, M. Onay, M. Soylak, 2016, Autonomous flight performance improvement of load-carrying unmanned aerial vehicles by active morphing. **International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering**,**10**(1): 123–132.

46. D. Falanga, E. Mueggler, M. Faessler, and D. Scaramuzza, 2017. Aggressive quadrotor flight through narrow gaps with onboard sensing and computing using active vision, 5774-5781. *2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, 29 May-3 June 2017, Sands, Singapore.

47. D. Falanga, K. Kleber, S. Mintchev, D. Floreano, and D. Scaramuzza, 2019, The foldable drone: a morphing quadrotor that can squeeze and fly, **IEEE Robotics and Automation Letters**, **4**(2): 209–216.

48. D. A. Wallace, 2016, Dynamics and Control of a Quadrotor with Active Geometric Morphing. University of Washington, MSc Thesis, Washington D.C., pp 84.

49. T. Oktay and O. Kose, 2019. Survey on morphing methods for quadcopter, 61-70. *Umteb 6. Uluslararasi Mesleki Ve Teknik Bilimler Kongresi*, 11-12 Nisan 2019, Iğdır, Türkiye, Iksad uluslararası yayınevi, pp 1074.

50. T. Oktay and O. Kose, 2019. The effect of collective morphing on the longitudinal flight in quadcopter, 269-282. *Mas International European Congresson Mathematics, Engıneering, Natural And Medical Sciences-III,* 2-3 Feb 2019 Şanlıurfa, Türkiye, Iksad Publications, pp 511.

51. T. Oktay and O. Kose, 2019. The effect of collective morphing on the lateral flight in quadcopter, 48-60. *Umteb 6. Uluslararasi Mesleki Ve Teknik Bilimler Kongresi*, 11-12 Nisan 2019, Iğdır, Türkiye, Iksad uluslararası yayınevi, pp 1074.

52. T. Oktay and O. Kose, 2019. The effect of collective morphing on the vertical flight in quadcopter, 283-297. *Mas International European Congresson Mathematics, Engıneering, Natural And Medical Sciences-III*, 2-3 Feb 2019, Şanlıurfa, Türkiye, Iksad Publications, pp 511.

53. O. Kose and T. Oktay, 2020. The effect of differential morphing on the hover flight in quadcopter, 59-73. In:Bilgisayar Mühendisliği Çalışmaları 1(Eds: S. Adak), Iksad Yayınevi, Turkiye.

54. O. Kose and T. Oktay, 2020. Investigation of the effect of differential morphing on forward flight by using pid algorithm in quadrotors, **Journal of Aviation**, **4**(1): 15–21.

55. O. Kose and T. Oktay, 2020. Hover control with differential and collective morphing in quadrotors, 124-132. 1*0th. International Conference on Mathematics, Engıneering, Natural and Medical Sciences*, 15-17 May 2020, Batumi, Georgia, Iksad Publications, pp 240.

56. O. Kose and T. Oktay, 2020. The effect of collective and differential morphing on longitudinal flight in quadrotors, 133-142. *10th. International Conference on Mathematics, Engıneering, Natural and Medical Sciences*, 15-17 May 2020, Batumi, Georgia, Iksad Publications, pp 240.

57. T. Bak, 2002. Modeling of Mechanical Systems, Aalborg University, Department of Control Engineering, MSc Thesis, Aalborg, pp 150.

58. I. Grujic and R. Nilsson, 2016, Model-Based Development and Evaluation of Control for Complex Multi-Domain Systems: Attitude Control for a Quadrotor UAV. Aarhus University, Electrical and Computer Engineering, Technical report ECE-TR-23, pp 92.

59. F. Sabatino, 2015. Quadrotor Control: Modeling, Nonlinear Control Design, and Simulation. KTH Royal Institute of Technology, Electrical Engineering, Msc Thesis, pp 124.

60. J. Domingues, 2019. Quadrotor Prototype. Instituto Superior Tecnico Universidade Tecnia de Lisboa, MSc Thesis, Lisboa, pp 129.

61. M. Podhradsky, 2012. Visual Servoing for a Quadcopter Flight Control. Lulea University of Technology, Department of Computer Science, Eletrical and Space Engineering, MSc Thesis, Prage, pp 100.

62. ElectricRCAircraftGuy.com--RC, Arduino, Programming, & Electronics: Propeller Static & Dynamic Thrust Calculation - Part 1 of 2, (Web Sayfası: https://www.electricrcaircraftguy.com/2013/09/propeller-static-dynamic-thrust-equation.html), (Erişim tarihi: Kasım 2020).

63. K. K. Yit, P. Rajendran, and L. K. Wee, 2016. Proportional-derivative linear quadratic regulator controller design for improved longitudinal motion control of unmanned aerial vehicles. **International Journal of Micro Air Vehicles**, **8**(1): 41–50.

64. L. Kis, G. Regula, and B. Lantos, 2008. Design and hardware-in-the-loop test of the embedded control system of an indoor quadrotor helicopter, 1-10. *2008 International Workshop on Intelligent Solutions in Embedded Systems*, 10-11 July 2008, Regensburg, Germany.

65. N. S. Özbek, 2010. İnsansız Hava Araçlarında Farklı Kontrol Tekniklerinin Performans Karşılaştırması, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi,Fen Bilimleri Enstitüsü, Yüksek Lisans Tezi, Ankara, pp 120.

66. C. J. Pennycuick, 2018. A wind-tunnel study of gliding flight in the pigeon columba Livia," **Journal of Experimental Biology**, **49**(3): 509–526.

67. Y. Bai, 2017. Control and Simulation of Morphing Quadcopter, Saint Louis University, MSc Thesis, Missouri, pp 100.

68. S. Datta, 2016. Multicopters with Variable Flight Characteristics. United States Patent Application Publication PCT/US2015/012075, 18 Jul 2016.

69. N. Dong and Z. Chen, 2012. A novel data based control method based upon neural network and simultaneous perturbation stochastic approximation, **Nonlinear Dynamics** , **67**(2): 957–963.

70. H.-S. Ko, K. Y. Lee, and H.-C. Kim, 2008. A simultaneous perturbation stochastic approximation (SPSA)-based model approximation and its application for power system stabilizers. **International Journal of Control, Automation and Systems**, **6**(4): 506-514.

71. J. C. Spall and D. C. Chin, 1997. Traffic-responsive signal timing for system-wide traffic control. **Transportation Research Part C: Emerging Technologies**, **5**(3-4): 153–163.

72. N. L. Kleinman, S. D. Hill, and V. A. Ilenda, 1997. SPSA/SIMMOD optimization of air traffic delay cost, 1121-1125. *Proceedings of the 1997 American Control Conference, Albuquerque*, 4 - 6 June 1997, New Mexico, pp 1500.

73. R. Burnett, 2004. Application of stochastic optimization to collision avoidance, 2789-2794. *Proceedings of the American Control Conference*, 30 June-2 July 2004, Boston, Massachsetts, pp 3000.

74. K. Ito and T. Dhaene, 2016. Adaptive Initial Step Size Selection for Simultaneous Perturbation Stochastic Approximation, **Springerplus**, **5**(1): 1–18.

75. J. C. Spall (1998), An Overview of the Simultaneous Perturbation Method for Efficient Optimization, **John Hopkins Apl Technical Digest**, **19**(4): 482-492.

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı: Oğuz KÖSE

Uyruğu: Türkiye (T.C)

EĞİTİM

Derece	**Kurum**	**Mezuniyet Tarihi**
Yüksek Lisans	Karabük Üniversitesi, Bilgisayar Mühendisliği	2013
Lisans	Karabük Üniversitesi, Elektronik ve Bilgisayar Eğitimi Bölümü	2010
Lise	Fatih Teknik Lisesi Bilgisayar Bölümü, Erzincan	2006

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	**Kurum**	**Görev**
2013-Halen	Gümüşhane Üniversitesi	Öğretim Görevlisi
2012-2013	Milli Eğitim Bakanlığı	Öğretmen
2011-2012	Özel Sektör	Müşteri Danışmanı
2010-2011	Özel Sektör	Bilgisayar Teknik Servis

YABANCI DİL

İngilizce

YAYINLAR

SCI, SSCI, AHCI İNDEKSLERİNE GİREN DERGİLERDE YAYINLANAN MAKALELER

1. O. Kose and T. Oktay, 2020. Simultaneous quadrotor autopilot system and collective morphing system design. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology**, **92**(7): 1093–1100.

DİĞER DERGİLERDE YAYIMLANAN MAKALELER

2. O. Kose and T. Oktay, 2020. Investigation of the effect of differential morphing on lateral flightby using pıd algorithm in quadrotors. **European Journal of Science and Technology**, **18**(1): 636–644.

3. O. Kose and T. Oktay, 2020. Investigation of the effect of differential morphing on forward flight by using pıd algorithm in quadrotors. **Journal of Aviation**, **4**(1): 15–21.

4. O. Kose and T. Oktay, 2020. Lateral control with differential and collective morphing in quadrotors. **Journal of Aviation**, **4**(2): 48-54.

5. O. Kose and T. Oktay, 2019. Quadrotorlarda yaw hareketi için eşzamanlı olmayan başkalaşım tasarımı. **Journal of Aviation**, **3**(2): 81–88.

6. T. Oktay and O. Kose, 2019. Farkli uçuş durumlari ıçin quadcopter dinamik modeli ve simülasyonu. **European Journal of Science and Technology**, **15**(1): 132–142.

7. O. Kose and T. Oktay, 2019. Non simultaneous morphing system desing for quadrotors. **Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi**, **16**(1): 577–588.

ULUSLARARASI KİTAP BÖLÜMÜ

8. O. Kose and T. Oktay, 2020. The effect of differential morphing on the hover flight in quadcopter, 59-73. In:Bilgisayar Mühendisliği Çalışmaları 1(Eds: S. Adak), Iksad Yayınevi, Turkiye

HAKEMLİ KONGRE / SEMPOZYUMLARIN BİLDİRİ KİTAPLARINDA YER ALAN YAYINLAR

9. T. Oktay and O. Kose, 2019. Survey on morphing methods for quadcopter, 61-70. *Umteb 6. Uluslararasi Mesleki Ve Teknik Bilimler Kongresi*, 11-12 Nisan 2019, Iğdır, Türkiye, Iksad uluslararası yayınevi, pp 1074.

10. O. Kose and T. Oktay, 2020. Effect of differential morphing on yaw movement in quadrotors, 101-106. *1. International Conference on Energy, Environment and Storage of Energy (ICEESEN 2020)*, 19-21 Nov 2020, Kayseri, pp 617.

11. T. Oktay and O. Kose, 2019. The effect of collective morphing on the longitudinal flight in quadcopter, 269-282. *Mas International European Congresson Mathematics, Engıneering, Natural And Medical Sciences-III*, 2-3 Feb 2019 Şanlıurfa, Türkiye, Iksad Publications, pp 511.

12. O. Kose and T. Oktay, 2020. The effect of collective and differential morphing on longitudinal flight in quadrotors, 133-142. *10th. International Conference on Mathematics, Engıneering, Natural and Medical Sciences*, 15-17 May 2020, Batumi, Georgia, Iksad Publications, pp 240.

13. O. Kose and T. Oktay, 2018. Optimal tunning of pid controller for forward flight of research based quadrotor, 18-38. *2nd International Congress on Multidisciplinary Studies*, 4-5 Mayıs 2018, Adana, Türkiye, Iksad uluslararası yayınevi, pp 827.

14. T. Oktay and O. Kose, 2019. The effect of collective morphing on the lateral flight in quadcopter, 48-60. *Umteb 6. Uluslararasi Mesleki Ve Teknik Bilimler Kongresi*, 11-12 Nisan 2019, Iğdır, Türkiye, Iksad uluslararası yayınevi, pp 1074.

15. T. Oktay and O. Kose, 2019. The effect of collective morphing on the vertical flight in quadcopter, 283-297. *Mas International European Congresson Mathematics, Engıneering, Natural And Medical Sciences-III*, 2-3 Feb 2019, Şanlıurfa, Türkiye, Iksad Publications, pp 511.

16. O. Kose and T. Oktay, 2018. Dynamic modeling and control of research based quadcopter, 1-17, *2nd International Congress on Multidisciplinary Studies*, 4-5 Mayıs 2018, Adana, Türkiye, Iksad uluslararası yayınevi, pp 827.

17. O. Kose and T. Oktay, 2020. Hover control with differential and collective morphing in quadrotors, 124-132. 1*0th. International Conference on Mathematics, Engıneering, Natural and Medical Sciences*, 15-17 May 2020, Batumi, Georgia, Iksad Publications, pp 240.

18. T . Oktay and O. Kose, 2018. Optimal tunning of pid controller for lateral flight of research based quadcopter, 956-968. *4. Uluslararası Mesleki ve Teknik Bilimler Kongresi(UMTEB)*, 4-5 Aralık 2018, Erzurum, Türkiye, Iksad uluslararası yayınevi, pp 2069.

19. T. Oktay and O. Kose, 2018. Survey on flight control methods for quadcopter, 945-955. *4. Uluslararası Mesleki ve Teknik Bilimler Kongresi (UMTEB)*, 4-5 Aralık 2018, Erzurum, Türkiye, Iksad uluslararası yayınevi, pp 2069.