



**DÖRT PERVANELİ (QUADCOPTER) İNSANSIZ HAVA ARACINA
FARKLI KONTROL YÖNTEMLERİNİN UYGULANMASI**

Funda KUZU

Yüksek Lisans Tezi

Kontrol Anabilim Dalı

Danışman: Dr.Öğr.Üyesi Ayhan ALTINÖRS

Temmuz-2018

T.C.
FIRAT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**DÖRT PERVANELİ (QUADCOPTER) İNSANSIZ HAVA ARACINA FARKLI
KONTROL YÖNTEMLERİNİN UYGULANMASI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Funda KUZU
151134101

Anabilim Dalı: Mekatronik Mühendisliği

Programı: Kontrol Sistemleri

Danışman: Dr.Öğr.Üyesi Ayhan ALTINÖRS

ELAZIĞ, 2018

Bu tez 19/07/2018 tarihinde aşağıda belirtilen jüri tarafından oy birliği/~~oy çokluğu~~ ile başarılı/~~başarısız~~ olarak değerlendirilmiştir.

Danışman: Dr.Öğr.Üyesi Ayhan ALTINÖRS

Üye: Prof. Dr. Z. Hakan AKPOLAT

Üye: Dr.Öğr.Üyesi Mehmet ÜSTÜNDAĞ

Bu tezin kabul Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun tarafından/...../..... tarih ve kararı ile onaylanmıştır.

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans eğitimim süresince bilgi ve birikimlerini paylaşan, yol gösteren ve büyük destek veren danışmanım Dr.Öğr.Üyesi Ayhan ALTINÖRS'e çok teşekkür ederim.

Büyük bir sabırla tez çalışmamın bitmesini bekleyen, destekleriyle beni hiçbir zaman yalnız bırakmayan, emeklerini hiçbir zaman ödeyemeyeceğim kıymetli aileme çok teşekkür ederim.



Funda KUZU

ELAZIĞ-2018

İÇİNDEKİLER

TEŞEKKÜR.....	II
İÇİNDEKİLER.....	III
ŞEKİLLER LİSTESİ	V
SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ	X
ÖZET	XIII
SUMMARY	XIV
1. GİRİŞ.....	1
1.1. İHA Çeşitleri	2
1.2. Tezin Amacı ve İçeriği	3
2. İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI.....	4
2.1. İHA'ların Tarihsel Gelişimi	4
2.2. Türkiye'de İHA	5
2.3. İHA Kullanım Alanları.....	7
2.4. İHA'ların Sınıflandırılması	8
2.4.1. Dikey İniş Kalkış Yapan Hava Araçları.....	9
3. QUADCOPTERİN GELİŞİM SÜRECİ VE BİLİMSEL ÇALIŞMALAR	11
3.1. Quadcopterin Yapısı.....	11
3.2. Quadcopter Tarihsel Gelişimi	12
3.3. Literatür Taraması	15
3.4. Quadcopter Hareket Tanımları.....	19
3.4.1. Havada Asılı Kalma ve Düşey Eksende Hareket	19
3.4.2. Yalpalama Açısı (<i>roll</i> , ϕ).....	20
3.4.3. Yunuslama Açısı (<i>pitch</i> , θ).....	21
3.4.4. Sapma Açısı (<i>yaw</i> , ψ)	21
4. QUADCOPTERİN HAREKET DENKLEMLERİ.....	22
4.1. Sistem Dinamikleri.....	22
4.2. Quadcopterin Matematiksel Modeli	23
4.3. Quadcopterin Doğrusal Modeli	28

4.4.	Durum Uzay Modeli.....	29
4.5.	Quadcopter Sabitleri.....	30
5.	QUADCOPTERİN KONTROLÜ İÇİN FARKLI KONTROL	
	YÖNTEMLERİNİN UYGULANMASI	31
5.1.	PID Kontrolör İle Quadcopterin Kontrolü	31
5.1.1.	PID ile Yükseklik Kontrolü.....	32
5.1.2.	PID ile x ve y Pozisyon Kontrolü.....	34
5.1.3.	Sapma Açısı Kontrolü	37
5.2.	Kaskat PID Kontrolör Yapısı İle Quadcopterin Kontrolü.....	39
5.2.1.	Kaskat PID Kontrolör Yapısı ile Yükseklik ve Sapma Açısı Kontrolü	39
5.2.2.	Kaskat PID Kontrolör Yapısı ile x ve y Eksenli Pozisyon Kontrolü	40
5.3.	Adaptif Kontrolör İle Quadcopterin Kontrolü.....	42
5.4.	Linear Quadratic Regulator (LQR) ile Quadcopterin Kontrolü	63
5.5.	Quadcopter Doğrusal Olmayan Model İçin PD Kontrol	66
5.6.	Takip Senaryoları	67
6.	SONUÇ VE ÖNERİLER	70
	KAYNAKLAR.....	71
	ÖZGEÇMİŞ	75

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1. Çok motorlu multicopter örnekleri.....	2
Şekil 2.1. Scott İnsansız Hava Aracı	4
Şekil 2.2. İnsansız hava araçlarınınhavalanma ve iniş şekillerine göre sınıflandırılması	9
Şekil 2.3. VTOL Hava araçları örnekleri	10
Şekil 3.1. Quadcopterin hareketini tanımlamayan yalpalama, yunuslama ve sapma açıları	11
Şekil 3.2. Breguet –RichetGyroplane 3D Modeli.....	12
Şekil 3.3. “Oemnichen No.2” quadcopter	13
Şekil 3.4. Dr.George De Bothezat ve IvanJerome tarafından tasarlanan quadcopter	13
Şekil 3.5. Convertawings Model A quadcopter.....	14
Şekil 3.6. Bell Boeing QuadTiltRotor quadcopter	14
Şekil 3.7. ArduCopter quadcopter	15
Şekil 3.8. AeroQuad quadcopter	15
Şekil 3.9. Ookland Üniversitesi hem hava hem su altı ortamlarda çalışan Loon Copter19	
Şekil 3.10. Quadcopterin havalanma ve iniş hareketi	20
Şekil 3.11. Quadcopter yalpalanma hareketi(saat yönünde ve saat yönünün tersine)....	20
Şekil 3.12. Quadcopter yunuslama hareketi(saat yönünde ve saat yönünün tersine).....	20
Şekil 3.13. Quadcopter yönelme hareketi (saat yönünde ve saat yönünün tersine)	21
Şekil 4.1. Quadcopterin NED ve ABC referans eksenleri.....	22
Şekil 4.2. Quadcopterin atalet referans ekseni B, yeryüzü referans ekseni A, quadcoptere etkiyen ana kuvvetler f_1, f_2, f_3, f_4 , mg ve pervanelere ait dönme yönleri.....	24
Şekil 5.1. PID kontrol sisteminin kontrol yapısı	31
Şekil 5.2. PID Yükseklik kontrolü benzetim modeli.....	33
Şekil 5.3. PID yükseklik benzetim sonucu	33
Şekil 5.4. PID x-ekseni benzetim modeli	35

Şekil 5.5. PID x-ekseni benzetim sonucu ($m=0.964$, $I_{xx} = 8.5532 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$, $x_{ref}= 1 \text{ m}$ 'lik bir referansa verdikleri çıkış cevapları)	35
Şekil 5.6. PID y-ekseni benzetim modeli	36
Şekil 5.7. PID y-ekseni benzetim sonucu ($m=0.964$, $I_{yy} = 8.5532 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$, $y_{ref}= 1 \text{ m}$ 'lik bir referansa verdikleri çıkış cevapları)	36
Şekil 5.8. PID sapma açısı benzetim modeli	37
Şekil 5.9. PID sapma açısı benzetim sonucu	38
Şekil 5.10. Yunuslama ve yalpalama açısı PID benzetim sonuçları	38
Şekil 5.11. Yükseklik ve sapma açısı Kaskat PD benzetim modelleri	40
Şekil 5.12. Kaskat PID yükseklik ev sapma açısı benzetim sonucu ($m= 0.964$, $g= 9.8$, $z_{ref}= 1 \text{ m}$ 'lik, $\psi_{ref} = 0.8 \text{ rad}$ 'lık bir referansa verdikleri çıkış cevapları)......	40
Şekil 5.13. Kaskat PID x- y eksenli benzetim modeli	41
Şekil 5.14. Kaskat PID x-eksenli benzetim sonucu ($m=0.964$, $I_{yy} = 8.5532 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$, $x_{ref}= y_{ref}=1 \text{ m}$ 'lik bir referansa verdikleri çıkış cevabı)	41
Şekil 5.15. Yunuslama ve yalpalama açısı Kaskat PID benzetim sonuçları	41
Şekil 5.16. Model referans adaptif kontrol sistemleri şeması	43
Şekil 5.17. x- eksenindeki adaptif hareket benzetim modeli	44
Şekil 5.18. y-eksenindeki adaptif kontrol hareket benzetim modeli	45
Şekil 5.19. Düşey hareket adaptif benzetim modeli	45
Şekil 5.20. Sapma açısı adaptif benzetim modeli	45
Şekil 5.21. Adaptif Kontrol benzetim modeli	46
Şekil 5.22. $G(X - Y)(s) = 60/(s^2+15s+60)$ referans model ve $\gamma = 0.5$ için (a) x-ekseni, (b) y eksenli benzetim sonuçları	47
Şekil 5.23. $G(X - Y)(s) = 60/(s^2+15s+60)$ referans model ve $\gamma = 0.3$ için (a) x-ekseni, (b) y eksenli benzetim sonuçları	48
Şekil 5.24. $G(X - Y)(s) = 60/(s^2+15s+60)$ referans model ve $\gamma = 0.1$ için (a) x-ekseni, (b) y eksenli benzetim sonuçları	49

Şekil 5.25. $G(X-Y)(s) = 100/(s^2+15s+100)$ referans model ve $\gamma=0.5$ için (a) x-ekseni, (b) y eksenini benzetim sonuçları.....	50
Şekil 5.26. $G(X-Y)(s) = 100/(s^2+15s+100)$ referans model ve $\gamma=0.3$ için (a) x-ekseni, (b) y eksenini benzetim sonuçları.....	51
Şekil 5.27. $G(X-Y)(s) = 100/(s^2+15s+100)$ referans model ve $\gamma=0.1$ için (a) x-ekseni, (b) y eksenini benzetim sonuçları.....	52
Şekil 5.28. $G(X-Y)(s) = 225/(s^2+30s+225)$ referans model ve $\gamma=0.3$ $\gamma = 0.5$ için (a) x-ekseni, (b) y eksenini benzetim sonuçları.....	53
Şekil 5.29. $G(X-Y)(s) = 225/(s^2+30s+225)$ referans model ve $\gamma = 0.3$ için (a) x-ekseni, (b) y-eksenini benzetim sonuçları.....	54
Şekil 5.30. $G(X-Y)(s) = 225/(s^2+30s+225)$ referans model ve $\gamma = 0.1$ için (a) x-ekseni, (b) y-eksenini benzetim sonuçları.....	55
Şekil 5.31. $G(X-Y)(s) = 9/(s^2+9s+9)$ referans model ve $\gamma = 0.5$ için (a) x-ekseni, (b) y-eksenini benzetim sonuçları.....	56
Şekil 5.32. $G(X-Y)(s) = 9/(s^2+9s+9)$ referans model ve $\gamma = 0.3$ için (a) x-ekseni, (b) y-eksenini benzetim sonuçları.....	57
Şekil 5.33. $G(X-Y)(s) = 9/(s^2+9s+9)$ referans model ve $\gamma = 0.1$ için (a) x-ekseni, (b) y-eksenini benzetim sonuçları.....	58
Şekil 5.34. $G(X-Y)(s) = 60/(s+60)$ referans model ve $\gamma = 0.5$ için (a) z-ekseni, (b) sapma açısı benzetim sonuçları.....	59
Şekil 5.35. $G(X-Y)(s) = 60/(s+60)$ referans model ve $\gamma = 0.1$ için (a) z-ekseni, (b) sapma açısı benzetim sonuçları	60
Şekil 5.36. $G(X-Y)(s) = 60/(s^2+15s+60)$ referans model ve $\gamma = 0.5$ için (a) z-ekseni, (b) sapma açısı benzetim sonuçları	61
Şekil 5.37. $G(X-Y)(s) = 60/(s^2+15s+60)$ referans model $\gamma = 0.1$ için (a) z-ekseni, (b) sapma açısı benzetim sonuçları	62
Şekil 5.38. LQR Kontrolör	63
Şekil 5.39. x,y,z eksenleri için LQR benzetim modeli.	64
Şekil 5.40. Sapma açısı için LQR benzetim modeli.....	64

Şekil 5.41. LQR Kontrol benzetim sonuçları	65
Şekil 5.42. Yunuslama ve yalpalama açısı ($\theta_{mak}=\phi_{mak}=0.524$ rad) benzetim sonuçları	66
Şekil 5.43. Quadcopter PD kontrol benzetim modeli.....	66
Şekil 5.44. Quadcopter PD kontrol benzetim sonuçları a) x-ekseni b) y-ekseni c) z-ekseni.....	67
Şekil 5.45. Güzergah takip senaryoları sonuçları	69



TABLÖLAR LİSTESİ

Tablo 2.1. Türkiye’de üretilen İHA’lar	7
Tablo 2.2. İHA’ların ağırlık ve görev yüksekliğine göre sınıflandırılması	8
Tablo 4.1. Modellemede kullanılacak değerler	30



SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
b	İtme faktörü (Ns^2).
d	Sürükleme katsayısı (Nms^2).
l	Quadcopterin merkezi ile pervaneler arası uzaklık (m)
g	Yerçekimi ivmesi.
m	Kütle (kg)
J	Pervane eksenini etrafındaki toplam dönüş ataleti (kgm^2).
I_x	Yalpalama ataleti (kgm^2).
I_y	Yunuslama ataleti (kgm^2).
I_z	Yönelme ataleti (kgm^2).
ϕ	Yalpalama açısı (roll-phi) (rad)
θ	Yunuslama açısı (pitch-theta) (rad)
ψ	Sapma açısı (yaw-psi) (rad)
x	x_B boyunca quadcopterin doğrusal pozisyonu (m).
y	y_B boyunca quadcopterin doğrusal pozisyonu (m).
z	z_B boyunca quadcopterin doğrusal pozisyonu (m).
J_r	Rotor ataleti.
U	Motor voltajı vektörü
U_1	Ön motor gerilimi (V).
U_2	Sağ motor gerilimi (V).
U_3	Arka motor gerilimi (V).
U_4	Sol motor gerilimi (V).
R	Tam rotasyon matrisi
$R(\phi, x)$	x eksenini etrafında dönüş matrisi.

$R(\theta,y)$	y eksenini etrafında dönüş matrisi.
$R(\psi,z)$	z eksenini etrafında dönüş matrisi
Ω	Genel pervane açısal hızları (rads^{-1}).
Ω_1	Ön pervane açısal hızı (rads^{-1}).
Ω_2	Sağ pervane açısal hızı (rads^{-1}).
Ω_3	Arka pervane açısal hızı (rads^{-1}).
Ω_4	Sol pervane açısal hızı (rads^{-1}).
Ω_1	Pervanelerin açısal hız vektörü (rads^{-1}).
T	İtme kuvveti.
Q	Sürüklenme momenti.
U	Motor gerilimi
K_{pp}	Phi açısı için oransal (P) sabiti.
K_{dp}	Phi açısı için türevsel (D) sabiti.
K_{pt}	Theta açısı için oransal (P) sabiti.
K_{dt}	Theta açısı için türevsel (D) sabiti.
K_{pps}	Psi açısı için oransal (P) sabiti.
K_{dps}	Psi açısı için türevsel (D) sabiti.
K_{pz}	Yükseklik (z) değeri için oransal (P) sabiti.
K_{dz}	Yükseklik (z) değeri için türevsel (D) sabiti.
K_p	Oransal kazanç ayar parametresi.
K_i	İntegral kazanç ayar parametresi.
K_d	Türev kazanç ayar parametresi.
t	Zaman.
e	Hata.
α	Adaptif denetleyici parametresi

γ	Adaptasyon oranı
x	Durum vektörü
y	Çıkış vektörü
Q,R	Ağırlık matrisleri
MRAC	Model Referans Adaptif Kontrol
STR	Kendi Kendini Ayarlayan Kontrol
İHA	İnsansız Hava Aracı.
VTOL	Vertical Take-off and Landing: Dikey olarak havalanan ve konabilen.
PID	Proportional Integral Derivative: Oransal İntegral Türev kontrolcü.
LQR	Linear Quadratic Regulator
TSK	Türk Silahlı Kuvvetleri
EGM	Emniyet Genel Müdürlüğü

ÖZET

YÜKSEK LİSANS TEZİ

DÖRT PERVANELİ (QUADCOPTER) İNSANSIZ HAVA ARACINA FARKLI KONTROL YÖNTEMLERİNİN UYGULANMASI

Funda KUZU
Fırat Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı

ELAZIĞ- 2018,Sayfa: XIII+75

İnsansız Hava Araçları(İHA), içinde insan unsuru bulundurmayan, sahip olduğu algılayıcılar ve yazılımsal yöntemler aracılığıyla hızını, yönünü ayarlayabilen, bulunduğu noktadan hedef noktaya gidip tanımlanan görevleri yerine getiren sistemlerdir. Quadcopter en fazla kullanım alanı olan İHA'dır. Manevra kabiliyetlerinin iyi olması iniş-kalkış için geniş alanlara ihtiyaç duymaması, kontrol ve kurulumunun kolay olması ve havada asılı kalma kabiliyetleri quadcopterin diğer insansız hava araçlarından daha fazla tercih edilme sebepleridir.

Bu tezde, quadcopter insansız hava aracı için konum ve açı değerlerinin kontrolü için farklı kontrol yöntemlerinin benzetim çalışmaları MATLAB/Simulink ortamında yapılmıştır.Bu amaçla ilk olarak quadcopter sisteminin Newton-Euler metodu ile matematiksel modeli oluşturulmuştur.Pozisyon ve açı kontrolü için sisteme PID, Kaskat PID, LQR ve Adaptif Kontrol uygulanmış ve sistemin her bir eksenindeki hareketinin kontrolü incelenmiştir. Bu kontrolörlerden elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır.

Anahtar Kelimeler: İnsansız Hava Aracı, Dört pervaneli insansız hava aracı, kontrol, PID kontrol, Adaptif kontrol

SUMMARY

Master of Science Thesis

APPLICATION OF DIFFERENT CONTROL METHODS TO UNMANNED AERIAL VEHICLE QUADCOPTER

**Funda KUZU
Firat University**

Graduate School of Natural and Applied Science

Department of Mechatronic Engineering

ELAZIĞ-2018,Page: XIV+75

Unmanned Aerial Vehicles (UAV) are the systems that do not contain any human elements, having sensors and software methods that enable them to adjust their speed, direction, and able to go to the destination from where they are perform the defined tasks. Quadcopter is the most widely used UAV. The fact that maneuverability is good does not require large areas for landing and departure, ease of control and installation and ability to hang in the air are reasons why quadcopter is preferred instead of other unmanned aerial vehicles.

In this thesis, quadcopter simulations of different control methods for the control of position and angle values for the Unmanned Aerial Vehicle are carried out in MATLAB/Simulink environment. For the purpose, quadcopter system was firstly mathematical modeled by Newton–Euler method. PID, Cascade PID, LQR and Adaptive Control are applied to the system for position angle control of each axis of the system is examined. The results from these controllers are compared.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicles, Quadcopter, control, PID control, Adaptive control

1. GİRİŞ

İnsansız Hava Araçları(İHA), içinde insan unsuru bulundurmayan, sahip olduğu algılayıcılar ve yazılımsal yöntemler aracılığıyla hızını, yönünü ayarlayabilen, bulunduğu noktadan hedef noktaya gidip tanımlanan görevleri yerine getiren sistemlerdir.

İHA'lar, veri toplamak maksadıyla kullanılan küçük boyutlu araçlardan, saldırı maksadıyla kullanılabilen büyük boyutlu araçlara kadar geniş bir yelpazeyi kapsamaktadır. İHA'ların kullanımı çok geniş bir perspektife hitap etmektedir. Gelişen teknolojiyle birlikte askeri savunma başta olmak üzere, çocuk eğlence araçları, medya, ilk yardım ve sağlık, enerji, tarım, trafik, kargo, gözetleme ve denetleme, arkeolojik alanların incelenmesi, yeryüzünün haritalanması, üç boyutlu şehir veya arazi modelleme olmak üzere bir dizi görev için kullanılmaktadır.

İHA'lar diğer araçlarla mukayese edildiğinde daha çok canlılar için tehdit oluşturan nükleer ve kimyasal maddelerle çalışılması gereken durumlarda, uzun süreli gözetim görevleri ve keşif uygulamalarında, taarruz ve hava savunması gibi kritik ve riskin yoğun olduğu görevlerde kullanılmakta oldukları görülmektedir. Toplumsal polisiye vakalarında, olay yeri tetkiklerinde, trafik kontrolünde de İHA'lardan sıkça faydalanılmaktadır. Bu tür sistemlere yönelik uygulamaların sayısı ve karmaşıklığı her geçen gün büyüdüğünden, daha iyi performans ve çok yönlülük sağlamak için kontrol teknikleri de iyileştirilmiştir.

İHA'lar, uzaktan algılama amacıyla, bünyesinde birçok farklı algılayıcı ihtiva etmektedir. Bunlar; elektromanyetik tayf algılayıcıları, biyolojik ve kimyasal algılayıcılar olarak sıralanabilir. Ayrıca elektromanyetik algılayıcılar ve içerisinde kızıl ötesi kameraları ile radar sistemleri mevcuttur. Diğer elektromanyetik dalga detektörleri ise mikro dalga ve ultraviyole algılayıcılarıdır. Biyolojik algılayıcılar havada bulunan çeşitli mikro organizma ve biyolojik etkileri araştırmaya yarar. Kimyasal algılayıcılar ise havada bulunan elementleri inceler [1].

Uzun uçuş zamanına ve menziline sahip olması, kontrollerinin helikopter ve benzeri araçlara oranla kolay olmasından ötürü geleneksel sabit kanatlı İHA'lar sıklıkla kullanılmaktadır. Ancak günümüz değişen koşullarında araştırmalar zorlu arazi şartları ve kısıtlı alanlarda görev yapabilecek araçlar üzerine yoğunlaşmış ve çalışmalar

sonunda manevra kabiliyeti daha yüksek İHA'lar ortaya çıkmıştır [2].

1.1. İHA Çeşitleri

Çok motorlu insansız hava araçları multikopter olarak adlandırılır. Tricopter, quadcopter, hexacopter ve octocopter birden fazla motora sahip döner kanatlı multikopterlerdir. Helikopterlerdeki kuyruk rotoru tarafından engellenen, helikopterin kendi eksenini etrafında dönme tanımı dönüş hareketi multikopterlerde motorların farklı yönlerde dönmesi ile bertaraf edilir. Yani merkezkaç kuvvet sıfırlanır [3]. Şekil 1.1'de çok motorlu multikopter örnekleri görülmektedir.



Şekil 1. 1. Çok motorlu multikopter örnekleri [4]

Quadcopter dört rotorlu bir multikopterdir. Boyutlarının küçüklüğünden ve manevra kabiliyetlerinden dolayı quadcopterler hem açık hem de kapalı alanda kullanımı en fazla olan multikopterlerdendir. Quadcopterlerin boyut olarak benzer helikopterlere göre avantajları vardır. Quadcopterlerin pervane açısını değiştirmek için kullanılan mekanik bağlantılara ihtiyacı yoktur. Bu yüzden tasarımı ve bakımı basittir. İkinci avantajı, dört motor kullanıldığı için motorların çapının küçük olmasından dolayı uçuş anında kinetik enerjisi daha azdır [5].

1.2. Tezin Amacı ve İçeriği

Bu çalışmada, dikey iniş ve kalkış yapan quadcopterin otomatik kontrolüne yönelik çeşitli yaklaşımlar sunmaktadır. Quadcopter ile ilgili daha önce yapılmış olan çalışmalar incelenmiş ve sistemin dinamiği göz önüne alınarak matematiksel modeli oluşturulmuştur. Seçilen doğrusal ve doğrusal olmayan kontrol yöntemleri ile sistem dinamiğine göre benzetim modelleri tasarlanmıştır. Sistemin benzetimi MATLAB/Simulink benzetim ortamında yapılmıştır. Tezin odak noktası quadcopter hava aracı için konum kontrolü için en uygun kontrol yönteminin araştırılmasıdır. Quadcopter hava aracı doğrusal modeli için PID, Kaskat PID, LQR ve Adaptif Kontrol yöntemleri, doğrusal olmayan modeli için ise PD Kontrol benzetim çalışmaları yapılmıştır. Yapılan benzetimler sonucunda karşılaştırmalar ve takip senaryoları ile quadcopter hava aracı için en uygun kontrol yöntemi belirlenmiştir.

2. İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI

2.1. İHA'ların Tarihsel Gelişimi

Bu araçların tarihi gelişimi 20. Yüzyılın başlarına kadar dayanmaktadır. İkinci Dünya Savaşı sonrası, İHA sistemleri teknolojik gelişmelerin etkisiyle büyük bir ivme kazanmıştır. 1960'lı yılların başlarında Amerikan Hava Kuvvetleri Ulusal Keşif Bürosu için insansız hava araçlarını uçurmaya başlamıştır. 1970'li yılların başlarına gelindiğinde, İsrail İHA geliştiricisi olarak sahneye çıkmıştır [6]. Gerçek zamanlı veri aktarımı ölçüt alındığında bugünlere benzer ilk örnekler 1970'li yıllarda İsrail tarafından üretilmiştir. 1970'li yıllarda soğuk savaşında etkisiyle İHA'lar kritik görevlerde, örneğin blok liderlerinin birbirine karşı doğrudan istihbarat elde etmek amaçları ile başlamıştır. Bu yıllarda, kısa mesafedeki düşman birliklerini, algılayıcılar ile tespit edebilen, gerçek zamanlı görüntü aktarabilen İHA'lar, yaptıkları zorlu görevler nedeniyle aşırı güç çeken, ağır ve büyük yapılarıydı. Dolayısıyla, keşif, gözlem ve istihbarat gibi amaçlarla kullanılması zor görünmekteydi [7]. 1980'lerde, İsrail yine sahneye çıkarak Mini İnsansız Hava Aracının babası diyebileceğimiz Şekil 2.1'de gösterilen Scout'u üretmiştir [6]. Scout, 3,96 metrelik kanat açıklığı ve fiber glas gövdesi ile radara yakalanmayacak şekilde üretilmiştir. Döner bir mekanizma üzerine monte edilen kamerası sayesinde ilk gerçek zamanlı görüntü aktarımı yapan İHA bu özelliği ile tarihe geçmiştir [7].



Şekil 2.1. Scout İnsansız Hava Aracı [7]

Amerikan Kara Kuvvetleri, 1979 yılında Aquila adı verilen bir taktik İHA'yı geliştirmeye başlamış, 1987 yılında yapılan test uçuşlarında, 105 uçuştan sadece 7'sinde başarılı olmuştur. Maliyet ve geliştirmedeki problemlerden dolayı proje aynı yıl iptal edilmiştir. 1982 yılında İsrail, Lübnan'ın Beka vadisinde Suriye Hava Savunmasının yıkacak kabiliyete sahip çok basit ve ucuz bir İHA'yı kullanmıştır. 1980'lerin sonu ve 1990'ların başında İsrail tarafından geliştirilen İHA'lar Amerika'nın da dahil olduğu diğer ülkelerin filolarında yerini almıştır [8].

İHA'larla ilgili çalışmalar 2. Dünya Savaşı ve sonrasında da devam etmiş, Vietnam, Afganistan ve Irak Savaşları dahil günümüze kadar birçok askeri operasyonda kullanılmış ve halen de kullanılmaya devam etmektedir. Özellikle, 2. Dünya Savaşı'ndan sonraki yoğun çalışmalar, "Cruise", "Harpoon" ve "Tomahawk" gibi füzelerin geliştirilmesinde önemli rol oynamıştır. Askeri amaçlı İHA pazarı hızla gelişmiş ve son yıllardaki birçok operasyonda İHA kullanımı çok başarılı sonuçlar vermiş ve diğer alanlarda kullanımlar için de güven kazanmıştır. Bunun devamında, İHA kullanımı sivil amaçlı uygulamalarda günlük yaşantımıza girmiş olup ve halen gelişmeye devam etmektedir. İHA'ların sivil amaçlı kullanım alanlarına örnek olarak; haritacılık, arama kurtarma faaliyetleri, istihbarat ve güvenlik amaçlı kullanım, çevresel gözlemler, kirlilik tespiti, hava durumu izleme, yangın izleme, kıyı ve sahil şeridinin gözlenmesi, tarımsal uygulamalar, havadan suç mahalli keşfi, kentsel dönüşüm çalışmaları, doğal afetlerin izlenmesi, arkeolojik çalışmalar, 3 boyutlu şehir modellerinin oluşturulması vb. alanlar sayılabilir. Bu kadar çok kullanım alanı olmasına karşın sivil amaçlı İHA pazarı henüz gelişmesini tamamlamamış olup, özellikle bununla ilgili sertifikalandırma ve mevzuat konuları sivil havacılık hava trafik yönetimindeki yerinin tanımlanarak olgunlaştırılıp, standart hale getirilmesiyle bu alanda çok daha önemli gelişmelerin olacağı açıktır [9].

2.2. Türkiye'de İHA

İHA'lar dünyada 20. yüzyılın başından beri kullanılması ile birlikte, ülkemiz, özgün İHA'ların geliştirilmesine 2004 yılından itibaren başlamış olup şu an için İHA üreten 8 ülkeden biridir. Gelinecek noktada gerek ürün ve görev çeşitliliği ve gerekse bir İHA sisteminde bulunması gereken aksamaları ve İHA sistemi oluşturma süreçleri bakımından ülkemiz önemli bir ivme kaydetmiştir.

Ülkemizde, İHA'ların askeri alanda kullanımı sivil alanda kullanımına oranla daha fazladır. İnsan hayatını tehlikeye sokan unsurların fazla olduğu ve özellikle düşman hava

sahasında aşırı dikkatin gerektiği gözetleme, keşif,istihbarat ve taarruz durumlarına uygun İHA'lar ülkemizde üretilip kullanılmaktadır.

Önümüzdeki süreç içerisinde dünya İHA sistemleri pazarı büyüklüğünün artacağı beklenmekte olup pazarın yarısından fazlasını ABD oluştururken, bunu Avrupa ve Asya ülkelerinin izleyeceği öngörülmektedir. Avrupa özelinde incelendiğinde; Fransa'nın insan tarafından taşınabilir, taktik ve uzun havada kalışlı sistemler, dikey iniş/kalkış yapabilen (VTOL) İHA Sistemleri ve HALE sisteminden oluşan; Avrupa'nın en büyük İHA Sistemi filosunu oluşturmayı planladığı gözlenmektedir [10].

Baykar Makine 2000'li yıllarda uzun süre havada kalış ve orta irtifa teknolojisine İHA geliştirmeye başlamıştır. Kalekalıp-Baykar Makine ortak çalışması ile 2005'de geliştirilmeye başlanan Bayraktar Mini İHA sistemi 2007 yılı ile ilk yerli İHA olarak TSK envanterine girmiştir. 2007 yılında Bayraktar TB2 taktik İHA çalışmalarına başlanmış, 2009 ilk uçuşunu gerçekleştirmiş ve 2014'de Türk Kara Kuvvetleri envanterine katılmıştır. 29 Şubat 2012'de Katar Silahlı Kuvvetleri için üretilen 20 adet İHA teslim edilmiştir. Böylelikle Bayraktar İHA Türkiye tarihinde ihraç edilen ilk yerli İHA olmuştur. Zaman içerisinde İHA'lar geliştirilmiş ve 2015'de Bayraktar İHA füze fırlatmaya başlamıştır. Böylece Türkiye İHA ve füzelerini üreten 6 ülkeden biri olmuştur. 2018 Ocak ayı ile 38 adet Bayraktar TSK ve EGM bünyesinde hizmet vermektedir. Toplam uçuş süresi 35.000 saatin üzerine çıkması İHA'ların ne kadar aktif kullanıldığının göstergesidir [11]. Kendi sınıfında dünyanın en iyi taktik İHA'ların üretiminden sonra, 4.5 ton ağırlığında ve 1.5 ton yük taşıma kapasitesine sahip İHA'ların üretimi ile ilgili çalışmalar devam etmektedir. Kısa bir süre sonra insansız jet ile ilgili çalışmaların başlayacağı bilinmektedir [12].

52 Adet TB2 İHA 24.000 feet uçuş irtifası, 24 saat havada kalış süresi, 150 km haberleşme menzili, yer sistemlerine bağlı olmaksızın tam otomatik iniş ve kalkış, GPS bağımlılığı olmadan dahili sensör füzyonu ile seyrüsefer özellikleri ile TSK ve EGM'nin hizmetindedir [13].

Türkiye'nin de bu pazarda söz sahibi olmak için önemli üretimleri vardır. Tablo 2.1'de Türkiye de üretilen İHA'lar gösterilmiştir.

Tablo 2.1. Türkiye’de üretilen İHA’lar [11]

Proje Başlangıcı	Proje Adı	Sistem Adı	Üretici Firma	Kullanım Durumu
1989		Banshee	Meggitt	Envanterde
1990	Uav-XI Projesi	Uav-x1	Tusaş	Ar-GE geliştirme projesi
1995	Hedef Uçak Projesi	Keklik	TUSAŞ	Envanterde
1995	Hedef Uçak Projesi	Turna	TUSAŞ	Envanterde
2003	İHA Teknoloji Ve Ürün Geliştirme Projesi	Baykuş	TUSAŞ	AR-GE Geliştirme Projesi
2003	İHA Teknoloji Ve Ürün Geliştirme Projesi	Pelikan	TUSAŞ	AR-GE Geliştirme Projesi
2008	Taktik İHA Tedarik Projesi	Aeorostar	Aeronautics	Envanterde
2008	Mini İHA (Helikopter) Geliştirme Projesi	Malazgirt	Baykar Makina	Envanterde
2011	Taktik İHA Geliştirme Projesi	Çaldıran	Kalekalıp/baykar makina	Geliştirme
2016	ANKA-S			Envanterde
2018	Bayraktar Taktik İnsansız Hava Aracı			Envanterde

2.3. İHA Kullanım Alanları

Birçok teknolojik gelişmede olduğu gibi İHA’ların geliştirilmesi de askeri amaçlar için başlamıştır. İlk İHA’nın 1916 yılında uçurulmasından sonra İHA’lar genellikle askeri amaçlar için kullanılmıştır. 1950’li yıllardan sonra ise İHA’lar sivil amaçlar için kullanılmaya başlanmıştır. İHA’ların uzaktan algılama ve fotogrametri amacıyla kullanım alanlarını sınırlamak veya kısıtlamak mümkün değildir. Günümüzde birçok alanda İHA’lar kullanılabilmektedir [14].

- Gazetecilik ve film için hava fotoğrafçılığı
- Ekspres kargo ve teslimat
- Afet yönetimi için bilgi toplamak veya gerekli şartları sağlamak
- Erişilmeyen arazinin ve konumların coğrafi haritalanması
- Bina güvenliği denetimleri
- Hassas ürün izleme
- İnsansız kargo taşımacılığı
- Sınır kontrol gözetimi
- Yüksek çözünürlüklü kameralar ile kayıp olan kişilerin bulunması

- İHA'lara yerleştirilecek farklı algılayıcı sistemler (LİDAR, Dijital kamera vb.) bağlı olarak karayolu demir yolu gibi çizgisel mühendislik yapılarının yapılmasında tüm projenin baştan sona izlenmesi.

2.4. İHA'ların Sınıflandırılması

Farklı amaçlar için kullanılan İHA'lar birçok alt sınıfta incelenebilir. İHA'lar askeri ve sivil alanda kullanıma, havada kalış sürelerine, ağırlıklarına, irtifa, taşınabilen faydalı yüke, dayanıklılığa, büyüklükleri ve kabiliyetlerine, havalanma ve iniş şekillerine göre, yakıt türüne göre, farklı şekillerde sınıflandırılabilir.

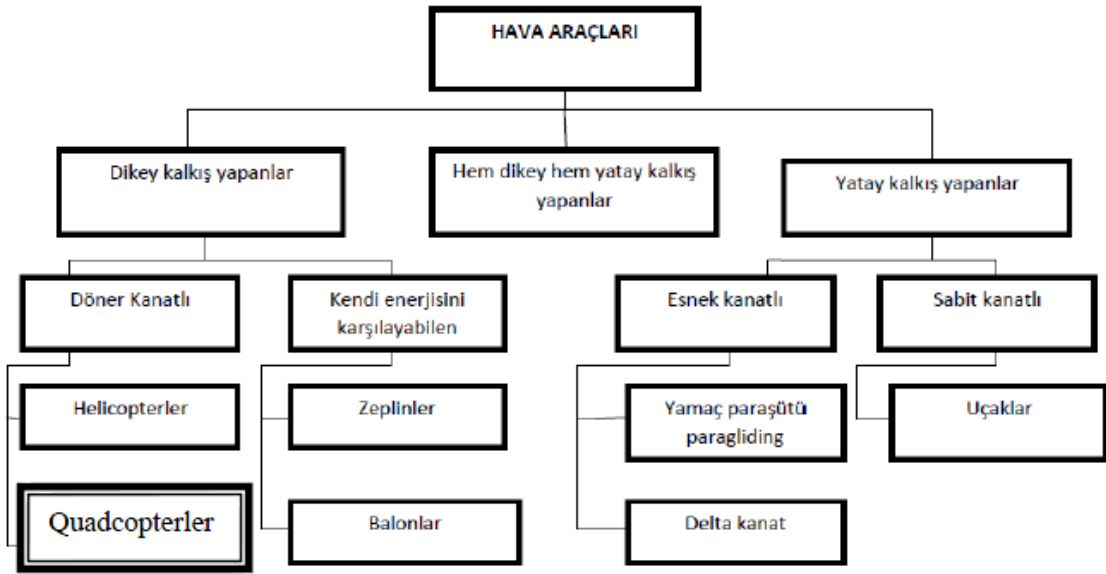
İHA'ların ağırlık ve görev yüksekliğine göre sınıflandırılması Tablo 2.2'de görülmektedir.

Tablo 2.2. İHA'ların ağırlık ve görev yüksekliğine göre sınıflandırılması [15]

SINIF	KATEGORİSİ	GÖREV YÜKSEKLİĞİ (ft)	GÖREV YARIÇAPI (km)	SİVİL KATEGORİ	ÖRNEK PLATFORM
SINIF I	Mikro (< 2 kg)	< 200 (AGL)	5 (LOS)	Ağırlık Sınıfı Grup 1 Küçük İHA (<20 kg)	
	Mini (2-20 kg)	< 3.000 (AGL)	25 (LOS)		
	Küçük (> 20 kg)	< 5.000 (AGL)	50 (LOS)	Ağırlık Sınıfı Grup 1 Hafif İHA (20-150 kg)	
SINIF II (150-600 kg)	Taktik	< 10.000 (AGL)	200 (LOS)	Ağırlık Sınıfı Grup 3 İHA (>150 kg)	
SINIF III (600 kg dan ağır)	Orta irtifa Uzun Havada Kalış (MALE)	<45.000 (MSL)	Limitsiz (BLOS)		
	Orta irtifa Uzun Havada Kalış (MALE)	<65.000	Limitsiz (BLOS)		
	Saldırı/ Muharebe	<65.000	Limitsiz (BLOS)		

İHA'lar, havalanma ve iniş şekillerine göre de aşağıdaki gibi sınıflandırılmaktadır;

- Dikey olarak havalanan ve inebilen (Dönerkanatlı),
- Yatay olarak havalanan ve inebilen (Sabit kanatlı),
- Hem dikey hem yatay havalanan ve inebilen.



Şekil 2.2. İnsansız hava araçlarının havalanma ve iniş şekillerine göre sınıflandırılması [16]

2.4.1. Dikey İniş Kalkış Yapan Hava Araçları

Hava araçlarının havalanması için kullanılan iki ana yöntem vardır. Bunlardan biri geleneksel kalkış iniş diğeri ise dikey kalkış iniş (VTOL)'dür.

Geleneksel kalkış ve iniş yapısında kalkış anına kadar geçen süre içinde, kanatlarda alçak basınç oluşturularak uçağın yerden havalanmasını sağlayacak kaldırma kuvvetinin meydana gelmesi gerekmektedir. Benzer şekilde, uçağın süratının azaltılması için de yerde belli bir mesafe içerisinde fren yapılması gerekmektedir. Bu yapının yerine VTOL'lar da uçağı havaya kaldıran sistem, sadece motor gücüyle oluşturulan ve yer çekimini yenmek için kullanılan itkidir. İniş için ise VTOL'a etki eden yerçekiminden faydalanılır [17].



Şekil 2.3. VTOL Hava araçları örnekleri [18-19-20]

3.QUADCOPTERİN GELİŞİM SÜRECİ VE BİLİMSEL ÇALIŞMALAR

3.1. Quadcopterin Yapısı

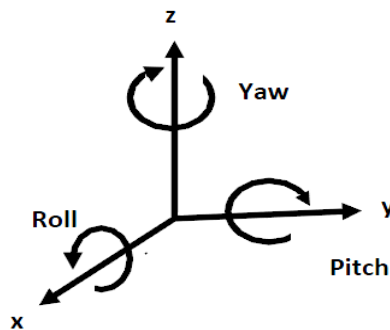
Quadcopter, altı serbestlik dereceli, simetrik olarak yerleştirilmiş dört rotorlu eksik eyleyicili bir insansız hava aracıdır. Eksik eyleyicili sistem altı serbestlik dereceli quadcopter sisteminin $(\theta, \phi, \psi, X, Y, Z)$ sadece dört giriş tarafından kontrol edildiği anlamına gelir. Quadcopterde dengeyi sağlamak için normal helikopterlerin aksine motorun yarattığı eylemsizliği düzelterek kuyruk pervanesi bulunmamaktadır, bunun yerine pervanelerin karşılıklı dönmesi ile denge sağlanmaktadır. Karşılıklı rotor çiftinden bir çifti saat yönünde dönerken diğer rotor çifti ise saat yönünün tersine dönmektedir.

Manevra kabiliyetlerinin iyi olması iniş-kalkış için geniş alanlara ihtiyaç duymaması, kontrol ve kurulumunun kolay olması, havada asılı kalma kabiliyetleri, bir ana rotor ve kuyruk rotoru kullanan helikopterlere oranla daha fazla tercih edilme sebepleridir.

Bir uçağın kütle merkezi etrafında yönlendirilmesini tanımlamak için havacılık mühendisleri genellikle üç dinamik parametre; yalpalama (roll, ϕ), yunuslama (pitch, θ), sapma (yaw, ψ), açılarını tanımlar[21].

Quadcopterin x,y,z eksenlerindeki hareketi için yalpalama, yunuslama ve sapma açıları, rotorların hızları kontrol edilerek değiştirilir. Quadcopter açısal hızı daha az olan pervane yönünde harekete geçer.

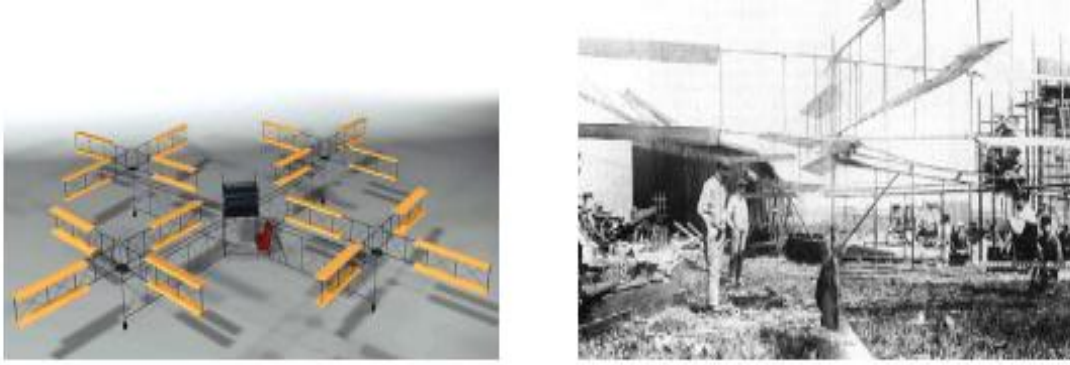
Şekil 3.1’de Quadcopterin hareketini tanımlamayan yalpalama yunuslama ve sapma açıları görülmektedir.



Şekil 3.1. Quadcopterin hareketini tanımlamayan yalpalama, yunuslama ve sapma açıları

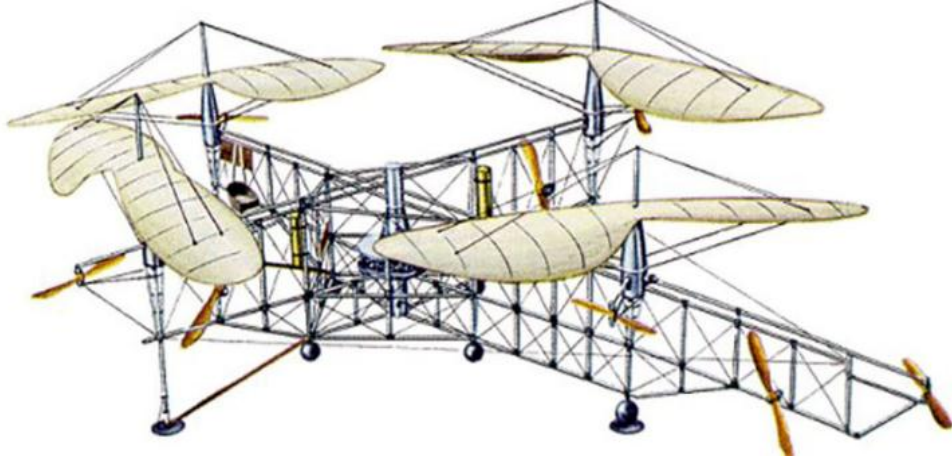
3.2. Quadcopter Tarihsel Gelişimi

1900’lü yıllarda Fransız akademisyen Charles Ricket küçük pilotsuz bir helikopter inşa etmesiyle quadcopter tarihi başlamaktadır. Başarılı olmasa da Ricket’in öğrencilerinden Louis Brequet, öğretmeninden ilham alıp 1906’da erkek kardeşi Jacques Brequet ile ilk quadcopterin yapımına başladı. Louis, hava aracı şekilleri üzerinde birçok test yaptı ve dikey uçuş sağlamak için gerekli olan bazı temel anlayışlar olduğunu kanıtladı. 1907’de Brequet – Richet Gyroplane adlı uçağın inşasını tamamladı. Şekil 3.2’de Brequet –Richet Gyroplane 3D Modeli görülmektedir.



Şekil 3.2.Brequet –Richet Gyroplane 3D Modeli

1920 yılında Etienne Oemnichien, döner kanat deneylerine başlayıp altı adet farklı araç tasarlayıp imal etti. Adından çok söz ettiren hava aracı, “Oemnichien No.2” olarak bilinen quadcopterdir. 4 Rotor ve 8 adet pervanesi olan bu quadcopterin yatay düzlemde dönen beş pervanesi quadcopteri dengeleme, burun kısmına takılmış olan başka bir pervane de yönlendirme görevi görüyordu. Geriye kalan iki adet pervane de ileri hareket için itme görevi üstleniyordu [22]. Şekil 3.3’de “Oemnichien No.2” quadcopter görülmektedir.



Şekil 3.3. “Oemnichen No.2” quadcopter

1921 yılında, Dr. George De Bothezat ve Ivan Jerome, ABD ordusu için 9 m kol ve 4 rotorlu 1678 kg bir yapı tasarım gerçekleştirmiştir. Şekil 3.4’de bu quadcopter görülmektedir



Şekil 3.4. Dr.George De Bothezat ve Ivan Jerome tarafından tasarlanan quadcopter

1956 yılında “Convertawings Model A” olarak adlandırılan bir quadcopter protipi hem askeri hem de sivil kullanım için tasarlandı. Rotorlar arasındaki itme kuvvetini değiştirerek kontrol edildi ve uçuşları başarılıydı. Proje esas olarak uçaklara olan talebin yetersizliği nedeniyle sona ermiştir [23]. Şekil 3.5’de “Convertawings Model A” quadcopter görülmektedir.



Şekil 3.5. Convertawings Model A quadcopter[24]

Bell Boeing firması, Quad TiltRotor sabit quadcopter konseptini 1979'da tiltrotor konsepti olarak geliştirdi. Geliştirilen bu quadcopter Şekil 3.6'da görülmektedir.



Şekil 3.6. Bell Boeing Quad TiltRotor quadcopter[24]

Arducopter APM kartını kullanan, AeroQuad Arduino tabanlı açık kaynak kodlu yazılım ve donanıma sahip yeni nesil quadcopterlerdendir. Şekil 3.7'de, ArduCopter quadcopter, Şekil 3.8'de ise AeroQuad quadcopter görülmektedir.



Şekil 3.7. .ArduCopter quadcopter



Şekil 3.8. .AeroQuad quadcopter

Malzeme biliminde ve üretim tekniklerindeki gelişmeler ile paralel olarak çok çeşitli boyutlarda ve özelliklerde, ticari ve deney amaçlı quadcopterler tasarlanmıştır. Günümüzde dikey iniş-kalkış yapabilen quadcopter tasarımları araştırma merkezlerinde, üniversitelerde ve ilgi duyanlar tarafından geliştirilmeye devam etmektedir.

3.3. Literatür Taraması

Bu bölümde tez çalışması boyunca incelenmiş olan bilimsel çalışmalar hakkında kısa bilgiler verilecektir.

Widyanto S.A., ve arkadaşları, modifiye edilmiş bir quadcopter konfigürasyonu olan V-tailquadcopter'in konum ve açı kontrolünü, manyetik, açısal hız ve yerçekimi sensörlerinden alınan geri besleme verilerinin kullanıldığı bir PID kontrolör ile

gerçekleştirmişlerdir. V-tailquadrotor'un geliştirilmiş kontrolünde yönlendirme ve açısız hız kontrolleri dahil iki seviye kontrol sistemi uygulamıştır [25].

Barve J. ve Patel K., dört-kanatlı makinenin, yük-ağırlık, rotor-itme, referans-irtifa pozisyonları gibi farklı parametrelerine ait uygulanabilir değer aralıkları ve limitlerini bulmak için bir çalışma yapılmıştır. Değer aralığı analizi olarak adlandırılan çalışma dört rotorlu quadcopterler için Matlab tabanlı bir simülör kullanılarak gerçekleştirilmiştir [26].

Thuave K. M. ve Gavrilov A.I. quadcopteri modellerken L1 Adaptif Kontrol sistemi kullanarak tasarlamışlardır. Zaman gecikmelerine karşı L1 uyarlamalı kontrol olarak adlandırılan Model Referans Adaptif Kontrol'ün (MRAC) filtrelenmiş bir versiyonu geliştirilmiştir. L1 Adaptif Kontrolör bir referans model ve alçak geçiren filtre içermektedir. Alçak geçiren filtre ile sisteme gönderilen kontrol sinyalinin bant genişliğini sınırlandırılmıştır. Bu çalışma ile gerçek uçuş kontrol uygulamalarında L1 Uyarlamalı Geri Bildirim Kontrol'ünün kullanımı için sistematik bir tasarım ve modelleme süreci sağlanmaya çalışılmıştır [27].

Samir Z., altı serbestlik dereceli quadcopterin doğrusal olmayan modeli için kayma kipli kontrol sistemi geliştirmiştir. Öncelikle sistemin matematiksel modeli oluşturulmuş. Çalışmada, pozisyon ve açı kontrolü yapılmış, istenen yörüngenin izlenmesi amaçlanmıştır [28].

Aye T. S. ve arkadaşları, İHA için manuel uzaktan kumanda sisteminin tasarımı ve uygulaması üzerine çalışmışlardır. Joystickler aracılığıyla istenen hedefi elde etmek için aracın manuel kontrolünü yapmışlardır. UHF kablosuz verici ve alıcı çiftleri, yer istasyonu ve araç üzerindeki alıcı arasındaki veri iletişim bağlantısı için kullanmışlardır. Kontrol sistemi mikroişlemci PIC16F877'e dayanmaktadır [29].

Maskana, çalışmasında dört temel hareketi düzenlemek için PID denetleyicileri kullanarak bir quadcopter stabilitesi üzerinde çalışmıştır. İlk olarak quadcopterin matematiksel modelini oluşturmuş. Doğrusal olmayan model doğrusallaştırılmış ve yalpalanma, yunuslama, sapma açıları ile yükseklik kontrolü üzerinde çalışılmıştır. Bir quadcopter ile uçuş testleri uygulanmıştır. Uçuş sırasında quadcopter ve kontrolörlerin performansını denetlemek ve kontrol cihazlarının kazançlarını ve gerektiğinde ayarlarını yapmak için bir ara yüz tasarlamıştır [30].

Lehn J. B. ve Hystad A. V., projelerinde kontrolörlerin tasarlanması için temel olarak anlaşılabilir sistem tanımları ve sensör modellerini kullanan eğitim amaçlı uygun bir quadcopter inşa etmeyi amaçlamışlardır. Sistem gerekli sensörler bir radyo vericisi, Windows kullanıcı arayüzü ve bir Arduino mikroişlemcisinden oluşmaktadır. Quadcopter üretimi 3D yazıcı kullanılarak yapılmıştır [31].

Andreas, çalışmasında quadcopterin modellenmesi ve kontrolü üzerinde durmuştur. Sistemin matematiksel modeli çıkartılarak denetleyici tasarımını yapmıştır. Optimal kontrol algoritmalarından LQR kontrol yöntemi kullanmıştır [32].

C. Balans, “Draganflyer Xproquadrotor’un” sapma açısı ve pozisyon kontrolü için kullanılan farklı yöntemler hakkında bilgiler verip doğrusal olmayan matematiksel model kullanarak MATLAB/Simulink ortamında benzetimler yapmıştır. İlk yöntemde bir PID denetleyicisi kullanılarak $x, \dot{x}, \ddot{x}, \ddot{y}, y, \dot{y}, \ddot{y}, \ddot{z}, \dot{z}, \ddot{z}, \psi, \dot{\psi}$ değişkenleri geri beslenir. İkinci yöntemde yine bir PID denetleyicisi kullanılır, ancak $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$ yerine $\phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}$ geri beslenir. Üçüncü ve son yöntemde, ikinci yöntemle aynı değişkenleri geri besleyerek rotor dinamikleri için daha basit bir model kullanmıştır. Bu modelde hem PID hem de LQR teknikleri uygulanmıştır [33].

Bresciani, çalışmasında quadcopter sistem modellemesi ve kontrol algoritması değerlendirmesi yapmıştır. Çalışmada PID kontrol algoritmaları karşılaştırılarak sonuçları test etmek için bir MATLAB/Simulink simülasyon ve gerçek bir platform geliştirilmiştir. Dinamik sistemi modellemek için Newton-Euler formalizmi kullanılmıştır. İlk aşama testleri simüle edilmiş bir model üzerinde gerçekleştirilmiştir. Yazılım ile modelin doğruluğu ve kontrol algoritmalarının sağlamlığı test edilmiştir. Gerçek sistem davranışını değerlendirmek için ikinci aşama testleri quadcopter platformunda gerçekleştirilmiştir [34].

Thomas R., “Qball X4” quadcopter ile çalışmıştır. Çalışmasında, sistem modellemesi, quadcopter kinematiği, quadcopter dinamiği ve doğrusallaştırılmış quadcopter dinamik denklemlerini açıklamıştır. Kayma Kipli Kontrol matematiksel modeli türetilmiş, simulinkte Kayma Kipli Kontrol modellenmesi yapılmıştır. Sistem cevabını analiz etmek için Kayma Kipli Kontrol quadcopter dinamiklerine uygulamıştır. Çalışma bir simülasyon çalışmasıdır [35].

Kurtoğlu S., çalışmasında dört pervaneli uçuş aracı deney düzeneği gerçekleştirilerek sistemin bilgisayar üzerinden MATLAB/Simulink kullanılarak

modellenmesi amaçlanmıştır. Donanım esas olarak dört tane fırçasız motor, bir adet Texas DSC mikro denetleyici deney kartı, bir adet USB seri çevirici, bir adet 12 V-40 A. güç kaynağından oluşturulmuştur. İşlemci Code Composer arayüzü ve C compiler kullanılarak programlanmış, kontrol yazılımı ise Visual Studio arabirimi Ansi C++ ile uyumlu C++/CLI kullanılarak tasarlanmıştır [36].

Bouabdallah S., çalışmasında dikey kalkış-iniş (VTOL) yapan quadcoptere odaklanarak Minyatür Uçar Robotların modellenmesi, tasarımı ve kontrolünü yapmıştır. “OS4” ismini verdiği bir quadcopter tasarlamıştır. Matematiksel modele dayanarak, bu çalışma süresince çeşitli denetleyicileri tasarlamak ve simule etmek için doğrusal ve doğrusal olmayan kontrol tekniklerini kullanılmıştır. Beş farklı kontrolör geliştirmiştir. Lyapunov teorisine dayanan ilk yaklaşım, konum kontrolü için uygulanmıştır. İkinci ve üçüncü kontrolörler PID ve LQ tekniklerine dayanmaktadır. Bunlar konum kontrolü için karşılaştırıldı. Dördüncü ve beşinci yaklaşımlar geri adım ve kayma kipi kontrol yaklaşımıdır. Bu yaklaşımlar, OS4’te gerçekleştirilen çeşitli uçuş deneyleri ile doğrulanmıştır [37].

Karaahmetoğlu A., çalışmasında, dört pervaneli insansız bir hava aracı olan quadcopterin Doğrusal Kaskat Kontrol ve Durum Kestirimli LQG (Linear Quadratic Gaussian) kontrol yöntemleri ile yörünge kontrolünün yapılması ve sonuçların incelenip karşılaştırılması üzerine yoğunlaşmıştır. Çalışma teorik olarak yapılmış olup, benzetim ortamında test edilmiştir [38].

Akyüz S., çalışmasında dört rotorlu VTOL (Vertical Take-Off and Landing; Dikey kalkış-iniş) hava aracının (Quadcopter) pozisyon ve açı kontrollerini yapmıştır. Çalışmasındaki ana başlıklar sistemin genel tanıtımı ve analizi, matematiksel modelin oluşturulması, kontrol aşamalarının uygulanması, benzetim çalışması, kontrol sonuçlarının karşılaştırılmasıdır. Çalışma bir simülasyon çalışmasıdır [39].

Ookland Üniversitesinde yapılan çalışmada hem hava hem su altı ortamlarında çalışan bir araç tasarlamışlardır. Araç, “LoonCopter” olarak adlandırılmıştır. LoonCopter’in resmi şekil 3.9’da görünmektedir. LoonCopter, hem hava hem de su altı manevraları için tek bir dizi motor ve pervane kullanır. Aracın yüzdürme ve sualtı derinliğini kontrol etmek ve kesintisiz hava-su ve su-hava geçişleri gerçekleştirmek için balast sistemi kullanılmıştır. Aracın hava ve su yüzeyi kararlılığı ve manevrası için kapalı

döngü kontrol algoritması kullanılırken, su altı manevrası için açık döngü kontrol algoritması kullanılır [40].



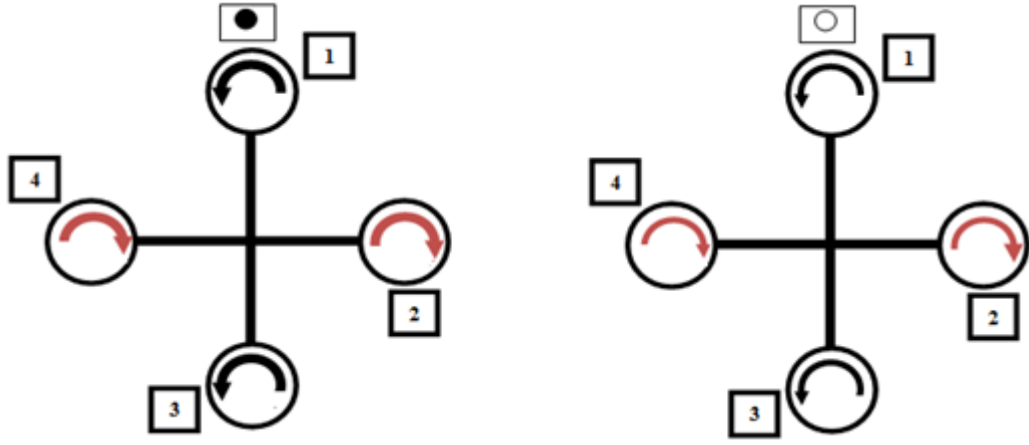
Şekil 3.9. Oookland Üniversitesi hem hava hem su altı ortamlarda çalışan LoonCopter

3.4. Quadcopter Hareket Tanımları

Quadcopter rotor dönüş yönlerine ve açısal hızlarına göre istenilen yönde hareket ve açı yapar.

3.4.1. Havada Asılı Kalma ve Düşey Eksende Hareket

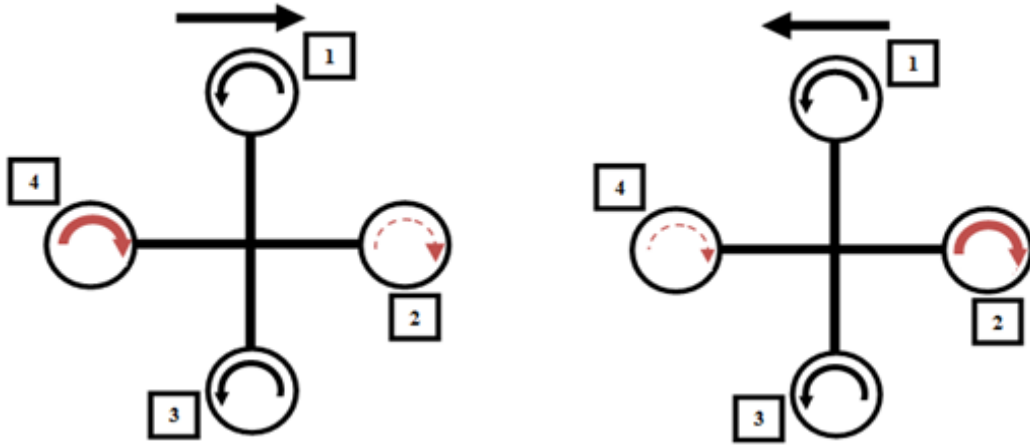
Dört rotorun ürettiği toplam itki quadcopterin toplam ağırlığına eşit olursa quadcopter havada asılı kalır. Quadcopterin düşey eksende hareketi için rotorların dönüş hızları aynı oranda azaltılmalı veya artırılmalıdır. Şekil 3.10’da görüldüğü gibi rotorların hızları aynı oranda azaltılırsa quadcopter irtifa kaybeder (alçalır) aynı oranda artırılrsa quadcopter irtifa kazanır (yükselir).



Şekil 3.10. Quadcopterin havalanma ve iniş hareketi

3.4.2. Yalpalama Açısı (*roll*, ϕ)

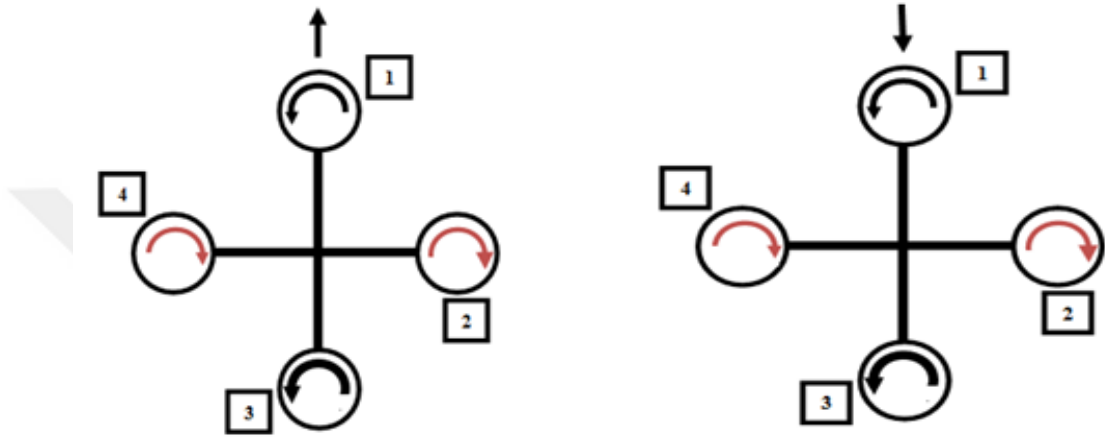
Yalpalama açısı, quadcopterin x eksenini etrafında yaptığı açıdır. 1 ve 3 numaralı rotorların hızları sabit kalmak şartı ile 2 ve 4 numaralı rotorlarının zıt hız değişimi ile quadcopter y ekseninde hareket eder. Bilindiği üzere quadcopter açısal hızı daha az olan pervane yönünde hareket eder. Şekil 3.11'de quadcopter yalpalanma hareketi saat yönünde ve saat yönünün tersine görülmektedir.



Şekil 3.11. Quadcopter yalpalanma hareketi (saat yönünde ve saat yönünün tersine)

3.4.3. Yunuslama Açısı ($pitch, \theta$)

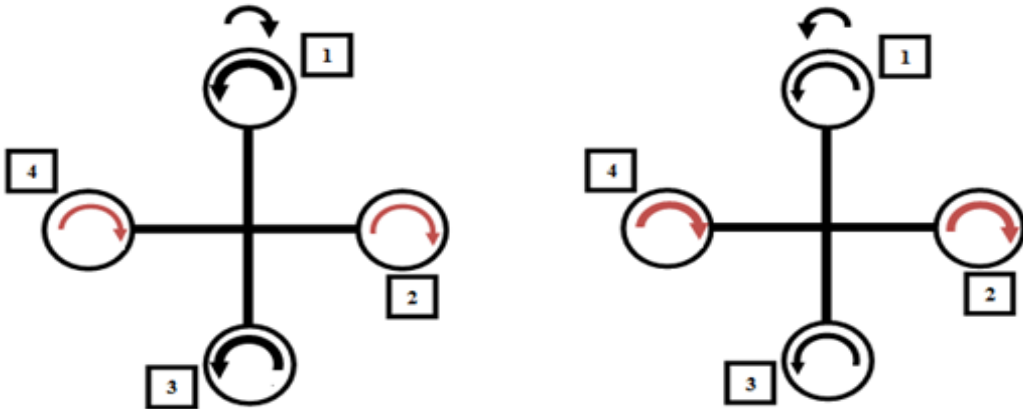
Yunuslama açısı quadcopterin y eksenini etrafında yaptığı açıdır. Yalpalama açısına benzer şekilde 2 ve 4 numaralı rotorların hızları sabit kalmak şartıyla 1 ve 3 numaralı rotorların zıt hız değişimiyle quadcopter ileri ve geri yönde hareket eder. Şekil 3.12’de quadcopter yunuslama hareketi saat yönünde ve saat yönünün tersine görülmektedir.



Şekil 3.12. Quadcopter yunuslama hareketi (saat yönünde ve saat yönünün tersine)

3.4.4. Sapma Açısı (yaw, ψ)

Sapma açısı quadcopterin z eksenini etrafında dönmesini ifade eder. Karşılıklı yerleştirilmiş rotor çiftlerinden birinin hız değişimi sonucu oluşan denge uyumsuzluğu ile oluşur. Yani 1 ve 3 numaralı rotor çifti ile 2 ve 4 numaralı rotor çifti arasındaki hız farkından z ekseninde sapma açısı meydana gelir. Şekil 3.13’de quadcopter yönelme hareketi saat yönünde ve saat yönünün tersine görülmektedir.



Şekil 3.13. Quadcopter yönelme hareketi (saat yönünde ve saat yönünün tersine)

4. QUADCOPTERİN HAREKET DENKLERİ

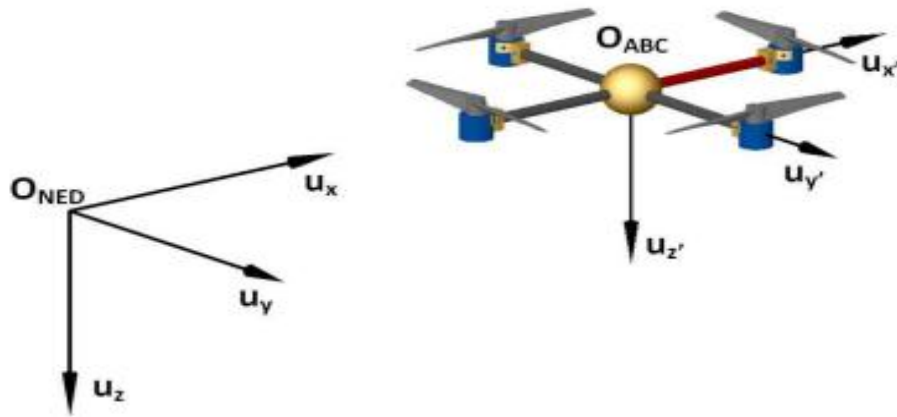
4.1. Sistem Dinamikleri

Quadcopter dinamiklerini oluştururken ilk olarak koordinat sistemlerinin tanınması gerekir. Quadcopter dinamikleri oluştururken kullanacağımız iki referans koordinat eksen

- Yeryüzü atalet referans eksen (body frame, ONED.B).
- Quadcopter atalet referans eksen (earthframe, OABC.A)'dir.

Aşağıdaki nedenlerden dolayı farklı birtakım referans eksen kullanılmaktadır.

- Newton denklemleri quadcopter gövde üzerinde tanımlı koordinat ekseninde, Aerodinamik kuvvetler ve torklar gövde eksenine uygulanır.
- İvmeölçer ve jiroskop gibi sensörler ölçmelerini gövde eksenine göre yaparlar.
- Alternatif olarak GPS pozisyon, hız ve açı gibi ölçümlerin yeryüzü atalet eksenine göre ölçülür.
- Uçuş planlaması gibi görevler yeryüzü atalet eksenine göre ek olarak harita bilgisi de yeryüzü atalet eksenine göre verilir [22].



Şekil 4.1. Quadcopterin NED ve ABC referans eksenleri[22]

Quadcopterin açısal pozisyonu gövdeye sabit eksenin yeryüzü atalet eksenine göre yönlendirilmesi ile ifade edilir. Bu işlemler gerçekleştirilirken “yalpalama, yunuslama ve sapma ,” açıları kullanılır.

$$R(x, \phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

$$R(y, \theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

$$R(z, \psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 1 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

Bunlar; $R(x, \phi)$, x- eksen etrafındaki, $R(y, \theta)$, y- eksen etrafındaki $R(z, \psi)$, z- eksen etrafındaki rotasyonudur.

R, O_{NED} referans çerçevesine göre O_{ABC} koordinat çerçevesinin yönelimini ifade eden rotasyon matrisidir.

$$R = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & \cos \psi \sin \theta \sin \phi + \sin \psi \cos \phi \\ \sin \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \sin \psi \cos \phi \\ -\sin \theta & \cos \psi \sin \theta & \cos \theta \cos \psi \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

$R(\phi, \theta, \psi) = R(x, \phi) R(y, \theta) R(z, \psi)$ 'dir.

4.2. Quadcopterin Matematiksel Modeli

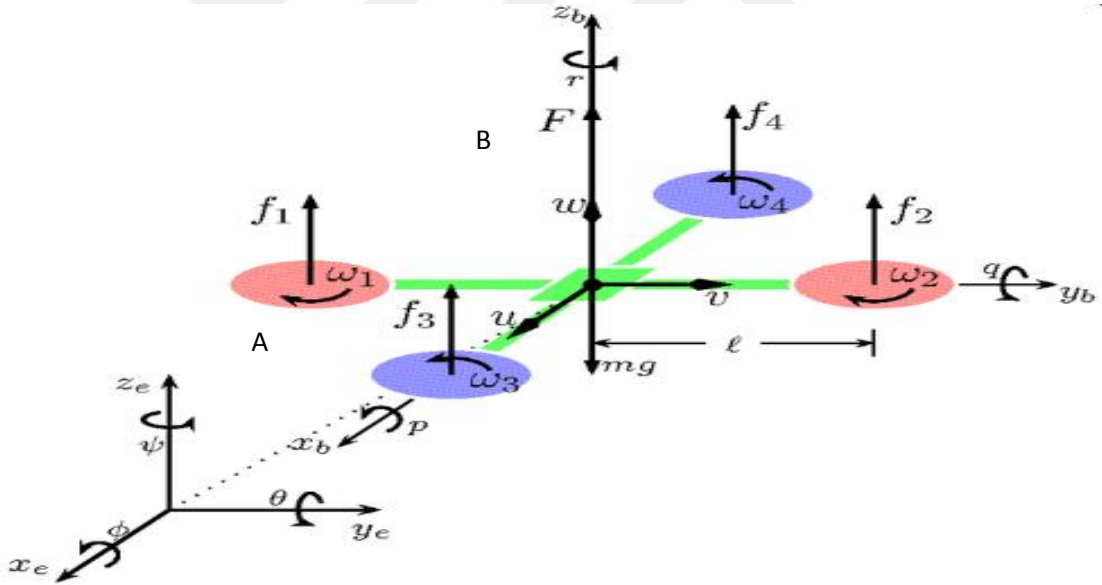
Kontrol teorileri geliştirilmeden önceki ilk adım, yeterli bir dinamik sistem modellenmesidir. Karmaşık yapısından dolayı quadcopter modeli oluşturulurken bazı kabullerin yapılması gerekir. Diğer yandan gerçekçiliği korumak açısından ideal bir aracın maruz kaldığı temel fiziksel etkileri içermelidir [41]. Quadcopterin dinamik modelini inşa ederken aşağıdaki kabullerin yapılması gereklidir.

- Quadcopterin katı (rijit) yapıda olduğu,
- Quadcopterin tam olarak simetrik yapıda olduğu,

- Hava basıncı etkisinin önemsenmediği ve aerodinamik etkilerin hızın karesiyle orantılı olduğu,
- Eylemsizlik matrisinin köşegen olduğu kabul edilmiştir.

Quadcopter $\phi(\phi)$, $\theta(\theta)$, $\psi(\psi)$ açısal koordinatlarında ve x , y , z eksenlerinde hareket edebilen 6 serbestlik dereceli insansız hava aracıdır. Bir quadcopter sabit açılı, bağımsız hıza sahip dört rotor içerir. 6 serbestlik derecesindeki hareketleri tanımlamak için Newton-Euler dinamik hareket denklemleri kullanılmıştır.

Quadcopterin altı serbestlik derecesi yönelimini tanımlayan yunuslama (θ), yalpalama (ϕ), ve sapma (ψ) açıları ile 3 boyutlu uzayda doğrusal hareketi tanımlayan x , y , z eksenleri ile temsil edilir. Şekil 4.2’de quadcopterin atalet referans eksen B, yeryüzü referans eksen A, quadcoptere etkiyen ana kuvvetler f_1, f_2, f_3, f_4 , mg ve pervanelere ait dönme yönleri gösterilmiştir.



Şekil 4.2. Quadcopterin atalet referans eksen B, yeryüzü referans eksen A, quadcoptere etkiyen ana kuvvetler f_1, f_2, f_3, f_4 , mg ve pervanelere ait dönme yönleri

Quadcopterin yönlendirilmesi için pervanelerin dönüş yönleri ve hızları değiştirilir ve momentler oluşturulur. Ω_i , pervanelerin açısal hızları ve $i = (1, 2, 3, 4)$ olmak üzere pervanelerin dönüşlerinden dolayı ortaya çıkan kaldırma kuvvetleri F_i ;

$$F_i = b \Omega_i^2 \quad (4.5)$$

Olur. b itme faktörüdür ve sabit bir değerdir. Quadcoptere uygulanan toplam kaldırma kuvveti,

$$F = b \sum_{i=1}^4 \Omega_i^2 \quad (4.6)$$

Bu kuvvetten dolayı oluşan ivme,

$$a_F = \frac{b}{m} \sum_{i=1}^4 \Omega_i^2 \quad (4.7)$$

a_F ivmesinin A çerçevesine göre ifadesi Ra_F olarak toplam ivme ifadesi kuvvet dengesinden,

$$\dot{v} = -ge + Re_{za_F} \quad (4.8)$$

Buradaki $e_z = [0 \ 0 \ 1]$ şeklinde bir vektör olup z eksenindeki büyüklükleri ifade etmek için kullanılır.

Quadcopter, eksenleri etrafında w açısal hızlarıyla döndüğü için $L_{x,y,z}$ açısal momentumları oluşur ve şu şekilde ifade edilir.

$$L_{x,y,z} = I\omega \quad (4.9)$$

Burada 3x3 bir matris olan I , quadcopter gövdesinin x,y ve z eksenlerdeki ataletidir.

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

Tork, açısal momentumun zamana göre değişimi olduğundan, quadcopterin açısal hızlarından dolayı oluşan tork,

$$T_B = \dot{L} \quad (4.11)$$

(4.9) ve (4.11) denklemlerinden

$$T_B = \omega \times I\omega + I\dot{\omega} \quad (4.12)$$

Burada $\times$ vektörel çarpımdır.

Quadcopterin gövdesinin ve pervanelerin kendi eksenleri etrafından dönmesinden dolayı ortaya çıkan cayroskopik tork;

$$T_G = \sum_{i=1}^4 J(\omega x e_z) \Omega_i (-1)^i \quad (4.13)$$

Burada J, bir adet rotorun ataletidir.

Her bir pervanenin yaptığı dönme hareketinden dolayı oluşan kaldırma kuvvetleri, quadcoptere etkiyen torklar oluşturur. Bir eksen boyunca uzanan tork, diğer eksenlerde bulunan pervanelerin oluşturduğu torkların farkına eşittir. x, y ve z eksenleri boyunca pervanelerin sahip olduğu torklar;

$$T_a = \begin{bmatrix} lb(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ lb(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

l, rotorla quadcopterin merkezi arası mesafe ve d, sürüklenme faktörüdür.(4.11),(4.13),(4.14) denklemlerinden tork dengesi yazılabilir.

$$T_G + T_B = T_a \quad (4.15)$$

(4.12) ve (4.13) denklemlerinden;

$$T_B = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} \quad (4.16)$$

$$T_G = J \left(\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \right) (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) \quad (4.17)$$

olur. Tork dengesi;

$$J \left(\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \right) (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} lb(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ lb(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (4.18)$$

(4.18) denklemini çözülürse, açısal iveler;

$$\ddot{\phi} = \dot{\psi} \dot{\theta} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{J}{I_x} \dot{\theta} (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{l}{I_x} b(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \quad (4.19)$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\psi}\dot{\phi}\left(\frac{I_x - I_z}{I_y}\right) - \frac{J}{I_y}\dot{\phi}(-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{l}{I_y}b(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \quad (4.20)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\theta}\dot{\phi}\left(\frac{I_x - I_y}{I_z}\right) + \frac{d}{I_y}(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (4.21)$$

(4.8) ifadesinden;

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C\psi C\theta & C\psi S\theta S\phi - S\psi C\phi & C\psi S\theta C\phi + S\psi S\phi \\ S\psi C\theta & S\psi S\theta S\phi + C\psi C\phi & S\psi S\theta C\phi - C\psi S\phi \\ -S\theta & C\theta S\phi & C\theta C\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \frac{b}{m}(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (4.22)$$

(4.22)'den x, y, z;

$$\ddot{x} = (C\psi S\theta S\phi + S\psi C\phi) \frac{b}{m}(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (4.23)$$

$$\ddot{y} = (S\psi S\theta C\phi - C\psi S\phi) \frac{b}{m}(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (4.24)$$

$$\ddot{z} = -g + (C\theta C\phi) \frac{b}{m}(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (4.25)$$

Quadcopter sisteminin girişleri olan U_1, U_2, U_3, U_4 motorların giriş gerilimleridir.

$$U = [U_1 \ U_2 \ U_3 \ U_4] \quad (4.26)$$

$$U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (4.27)$$

$$U_2 = b(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \quad (4.28)$$

$$U_3 = b(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \quad (4.29)$$

$$U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (4.30)$$

Pervanelerin açısal hızlarının karesi (4.31, 4.32, 4.33, 4.34) denklemleri ile gösterilmiştir.

$$\Omega_1^2 = \frac{U_1}{4b} + \frac{U_4}{4d} + \frac{U_3}{2b} \quad (4.31)$$

$$\Omega_2^2 = \frac{U_1}{4b} + \frac{U_4}{4d} - \frac{U_2}{2b} \quad (4.32)$$

$$\Omega_3^2 = \frac{U_1}{4b} - \frac{U_3}{2b} + \frac{U_4}{4d} \quad (4.33)$$

$$\Omega_4^2 = \frac{U_1}{4b} + \frac{U_4}{4d} + \frac{U_2}{2b} \quad (4.34)$$

Aracın genel açısal hızı denklem (4.35)'deki gibi olur,

$$\Omega_r = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2). \quad (4.35)$$

Sonuç olarak quadcopter hareket denklemleri;

$$\ddot{\phi} = \dot{\psi} \dot{\theta} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{J}{I_x} \dot{\theta} (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{l}{I_x} U_2 \quad (4.36)$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\psi} \dot{\phi} \left(\frac{I_x - I_z}{I_y} \right) - \frac{J}{I_y} \dot{\phi} (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{l}{I_y} U_3 \quad (4.37)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\phi} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{1}{I_y} U_4 \quad (4.38)$$

$$\ddot{x} = (C\psi S\theta S\phi + S\psi C\phi) \frac{1}{m} U_1 \quad (4.39)$$

$$\ddot{y} = (S\psi S\theta C\phi - C\psi S\phi) \frac{1}{m} U_1 \quad (4.40)$$

$$\ddot{z} = -g + (C\theta C\phi) \frac{1}{m} U_1 \quad (4.41)$$

4.3. Quadcopterin Doğrusal Modeli

Doğrusal dinamikler, doğrusal olmayan dinamik sistemin denge noktası etrafında doğrusallaştırılması ile elde edilir. Doğrusal kontrol yöntemleri, kapalı çevrim sistemlerin performans, kararlılık ve sağlamlılığı hakkında kesin ölçütlere ulaşmasını sağlamaktadır [1]. Elde edilen doğrusal olmayan matematiksel denklemler Taylor seri açılımından ilk terimler alınarak doğrusallaştırılır. Doğrusal olmayan denklemler bir çalışma noktası seçilerek o çalışma noktası etrafında doğrusallaştırılmıştır. Quadcopter sistemi aşağıdaki gibi bazı varsayımlar kullanılarak doğrusallaştırılmıştır.

- Quadcopterin açıları (pitch, roll ve yaw) küçüktür.
- Sistem dinamiğindeki çapraz bağlantı terimleri yok sayılır.

$$F_{\text{linner}}(x, y) = F(x_0) + \frac{dF(x,y)}{dx} \Big|_{x_0-y_0} (x-x_0) + \frac{dF(x,y)}{dy} \Big|_{x_0-y_0} (y-y_0) \quad (4.42)$$

Havada asılı kalma noktası çalışma noktasıdır. Havada asılı kalma noktası (4.43) denklemi ile verilmiştir. Quadcopterin havada asılı kalabilmesi için rotorun ürettiği toplam

itki miktarının quadcopterin toplam ağırlığına eşit olması gerekir. Küçük yönelimler nedeniyle açılar yaklaşık olarak;

$$\sin\theta \approx \theta, \sin\phi \approx \phi, \sin\psi \approx \psi, \cos\theta \approx 1, \cos\phi \approx 1, \cos\psi \approx 1 \text{ olur.}$$

$$[\phi \ \theta \ \psi] = [0 \ 0 \ 0] \ U_1 = g \quad (4.43)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{U_3}{I_x} \quad (4.44)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{U_2}{I_y} \quad (4.45)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{U_4}{I_z} \quad (4.46)$$

$$\ddot{x} = \frac{U_1}{m} \sin \theta \quad (4.47)$$

$$\ddot{y} = -\frac{U_1}{m} \sin \phi \quad (4.48)$$

$$\ddot{z} = \frac{U_1}{m} - g \quad (4.49)$$

4.4. Durum Uzay Modeli

Sistemin hareket denklemleri doğrusal hale getirilerek, durum uzay formunda düzenlenmesi sistemin kontrolü için gereklidir. Durum uzay modeli sistemin davranışlarını tanımlayan ve durum denklemleri olarak adlandırılan birinci derece denklemlerden oluşan bir denklem takımıdır. Durum denklemleri matris ve vektör gösterim biçimleri kullanılarak ifade edilir. Durum değişkeni modeliyle, herhangi bir anda bir sistemin dinamik davranışı o sistemin durum değişkenleri cinsinden tanımlanır.

Genel olarak r girişli m çıkışlı bir sistemin durum denklemi ve çıkış denklemi sırasıyla (4.50, 4.51)'deki gibidir.

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (4.50)$$

$$y = Cx + Du \quad (4.51)$$

Burada; x: durum vektörü, u: kontrol vektörü A: sistem matrisi, B: giriş matrisi,

C: çıkış matrisi, D: doğrudan iletim matrisi ve y: çıkış vektörü matrisidir.

Quadcopter için x durum vektörü (4.52)'deki oluşturulabilir.

$$x = [x \dot{x} y \dot{y} z \dot{z} \theta \dot{\theta} \phi \dot{\phi} \psi \dot{\psi}]^T \quad (4.52)$$

Quadcopter için x, y, z konumları ve ψ açısı çıkış olarak belirlenmiştir.

$$y = [x \ y \ z \ \psi]^T \quad (4.53)$$

Sistemin (4.52) ve (4.53) denklemlerinden belirtilen giriş ve çıkışları için durum uzay gösterimi aşağıdaki gibi olur.

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \ddot{x} \\ \dot{y} \\ \ddot{y} \\ \dot{z} \\ \ddot{z} \\ \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} \\ \dot{\phi} \\ \ddot{\phi} \\ \dot{\psi} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{g}{m} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{g}{m} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ \dot{x} \\ y \\ \dot{y} \\ z \\ \dot{z} \\ \theta \\ \dot{\theta} \\ \phi \\ \dot{\phi} \\ \psi \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_y} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_x} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{I_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} \quad (4.54)$$

4.5. Quadcopter Sabitleri

Modellemede kullanılan parametreler DJI-F450 marka quadcoptere aittir [42].

Tablo 4.1. Modellemede kullanılacak değerler

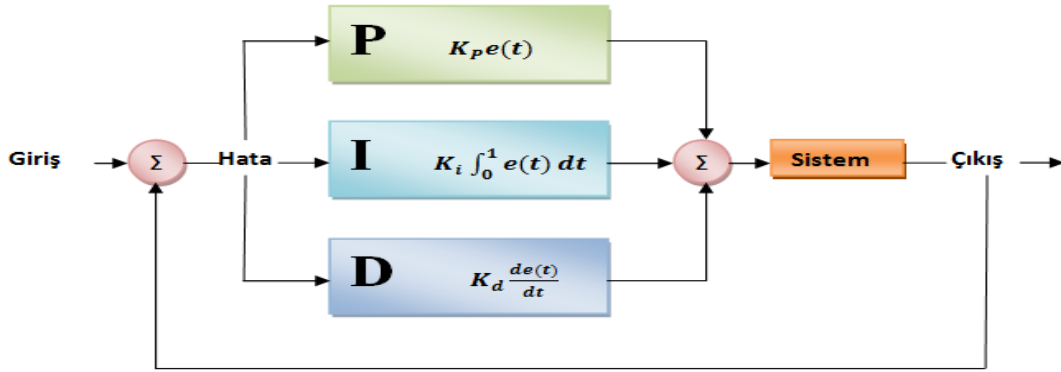
Parametre	Değer	Açıklama
m	0.964 kg	Toplam Kütle
l	0.22 m	Quadcopterin Merkezi ile Pervaneler Arası Uzaklık
I_{xx}	$8.5532 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$	Yalpalama Ataleti
I_{yy}	$8.5532 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$	Yunuslama Ataleti
I_{zz}	$1.476 \times 10^{-2} \text{ kgm}^2$	Yönelme Ataleti
J_r	$5.225 \times 10^{-5} \text{ kgm}^2$	Pervane Eksenine Etrafındaki Dönme Momenti
b	$7.66 \times 10^{-5} \text{ Ns}^2$	İtme Faktörü
d	$5.63 \times 10^{-6} \text{ Nms}^2$	Sürüklenme Katsayısı

5. QUADCOPTERİN KONTROLÜ İÇİN FARKLI KONTROL YÖNTEMLERİNİN UYGULANMASI

Bu tez çalışmasında Quadcopter için PID, Kaskat PID, LQR ve Adaptif Kontrol yöntemleri ile benzetim çalışmaları yapılmıştır.

5.1. PID Kontrolör İle Quadcopterin Kontrolü

Kontrol sistemlerinin cevap süresini etkin olarak kısalttığı için birçok endüstriyel alanda PID kontrolör kullanılmaktadır. PID kontrol üç temel kontrol etkisinin (Oransal-İntegral-Türev) birleşiminden meydana gelmiştir. Bu üç parametrenin sisteme etkileri farklı şekildedir [43]. Şekil 5. 1’de PID kontrol sisteminin kontrol yapısı gösterilmiştir.



Şekil 5.1. PID kontrol sisteminin kontrol yapısı

Denklem 5.1’de PID kontrol genel algoritması görülmektedir.

$$U(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (5.1)$$

Burada; K_p : oransal kazanç parametresi, K_i : integral kazanç ayar parametresi, K_d : türevsel kazanç ayar parametresi, e : hata, t : zamandır.

P , I , D katsayılarından herhangi birinin değişimi diğer katsayılarından değişimini etkiler. Gerekli olmadığı durumlarda oransal, integral ve türevsel kontrolörün üçünün aynı anda kullanılmasına gerek yoktur. Kontrolcünün olabildiğince basit tutulmasında fayda vardır.

Ele alınan matematiksel modele göre, quadcopter sistem girişleri için matematiksel modelde verilen motorlara verilecek olan gerilim değerleri (U_1 , U_2 , U_3 , U_4) kullanılmıştır.

Quadcopter hava aracının x, y, z eksenlerindeki hareketi ve psi açısının benzetimleri MATLAB/Simulink ortamında yapılmış istenilen konum ve açı değerlerinin elde edilmesi amaçlanmıştır.

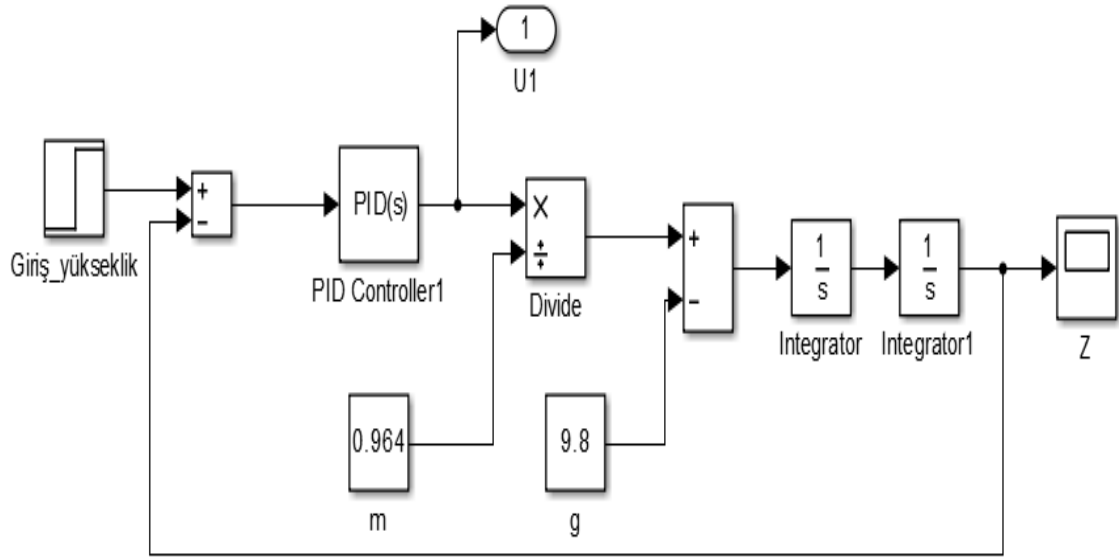
5.1.1. PID ile Yükseklik Kontrolü

z düzleminde hareket, quadcopterin toplam itkisi, yani U_1 azaltıldığında yada artırıldığında meydana gelmektedir. Quadcopterin yükseklik kontrolü için MATLAB/Simulink ortamındaki referans olarak alınan matematiksel modele göre z eksenindeki hareketini tasvir eden dinamikler yazılırsa,

$$\ddot{Z} = \frac{U_1}{m} - g \quad (5.2)$$

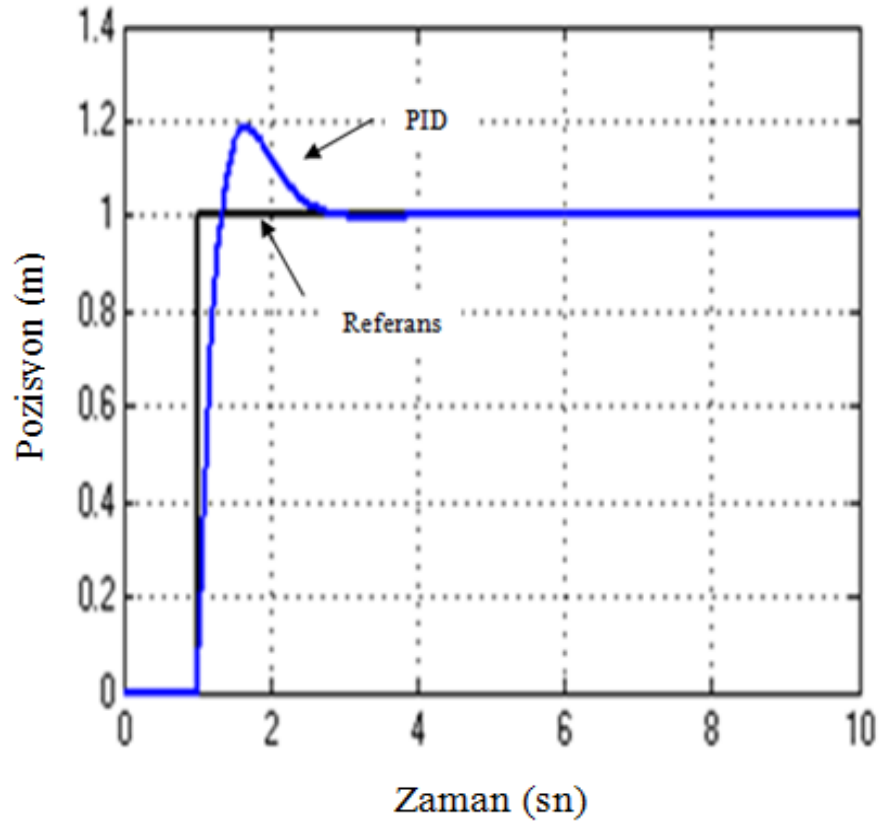
$$U_1 = Kp_z e_z + K_I \int e_z - Kd_z \frac{d}{dt} e_z \quad (5.3)$$

PID kontrolör kazanç katsayıları istediğimiz en uygun çıkışı alana kadar deneme yanılma yöntemiyle elde edilmiştir. Yükseklik değeri (z) için denklem (5.3)'teki Kp_z oransal (P) sabit, K_I integral (I) sabiti, Kd_z türevsel (D) sabittir. PID ile yapılan yükseklik kontrolü benzetim modeli Şekil 5.2'de, benzetim sonucu Şekil 5.3'de gösterilmiştir.



Şekil 5.2. PID Yükseklik kontrolü benzetim modeli

Yükseklik Kontrolü



Şekil 5.3. PID yükseklik benzetim sonucu

5.1.2. PID ile x ve y Pozisyon Kontrolü

Quadcopterin x ve y eksenlerindeki hareketinin kontrolünün sağlanması için yunuslama ve yalpalama açılarının kontrol edilmesi gerekmektedir. Quadcopterin y ekseninde yaptığı açı yunuslama, x ekseninde yaptığı açı yalpalama açısıdır. Yunuslama açısının oluşumu ile quadcopter x ekseninde, yalpalama açısının oluşumu ile y ekseninde hareket eder. Yunuslama ve yalpalama açıları olan θ ve ϕ açılarının PID ile kontrolü sağlandıktan sonra quadcopterin x ve y eksenlerindeki kontrolü sağlanmıştır. x ve y pozisyon kontrolü için denklemler (5.4-5.9) ile verilmiştir.

$$\ddot{X} = \frac{U_1}{m} \sin \theta \quad (5.4)$$

$$\ddot{Y} = -\frac{U_1}{m} \sin \phi \quad (5.5)$$

$$\ddot{\phi} = \frac{U_2}{I_x} \quad (5.6)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{U_3}{I_y} \quad (5.7)$$

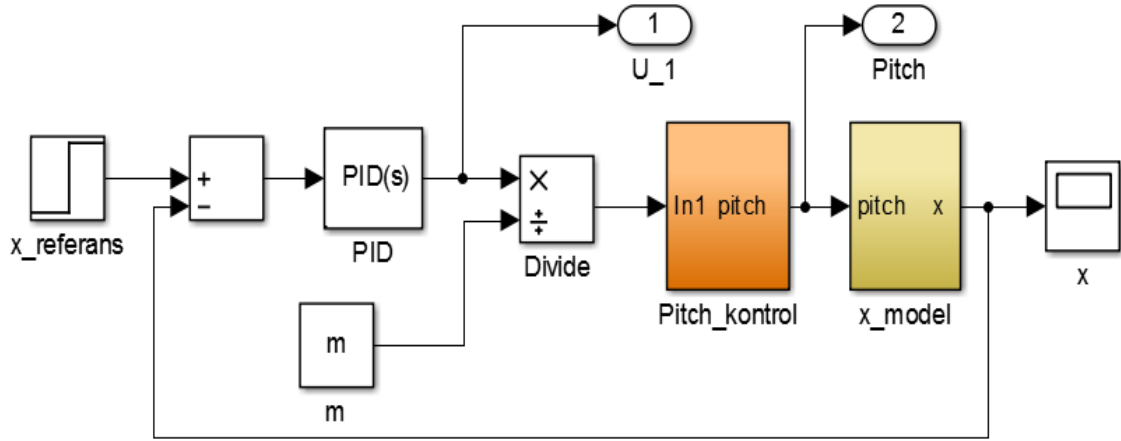
$$U_2 = Kp_{\phi} e_{\phi} + K\iota_{\phi} \int e_{\phi} - Kd_{\phi} \frac{d}{dt} e_{\phi} \quad (5.8)$$

$$U_3 = Kp_{\theta} e_{\theta} + K\iota_{\theta} \int e_{\theta} - Kd_{\theta} \frac{d}{dt} e_{\theta} \quad (5.9)$$

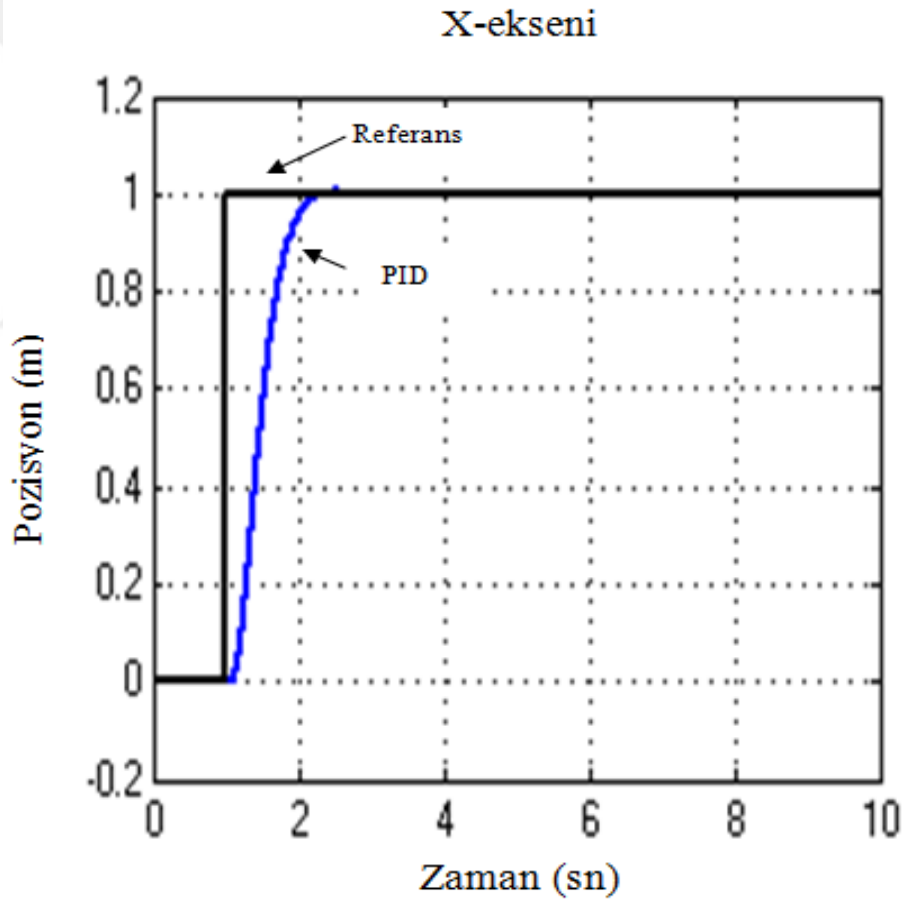
Denklem (5.8)'deki Kp_{ϕ} , ϕ açısı için oransal (P) sabit, $K\iota_{\phi}$ integral (I) sabiti, Kd_{ϕ} türevsel (D) sabittir. Denklem (5.9)'daki Kp_{θ} , θ açısı için oransal (P) sabit, $K\iota_{\theta}$ integral (I) sabiti, Kd_{θ} türevsel (D) sabittir.

Şekil 5.4'de PID ile yapılan x-ekseni benzetim modeli, Şekil 5.5'de benzetim sonucu ($m=0.964$, $I_{xx} = 8.5532 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$, $x_{\text{ref}} = 1\text{m}$ 'lik bir referansa verdikleri çıkış cevapları) görülmektedir.

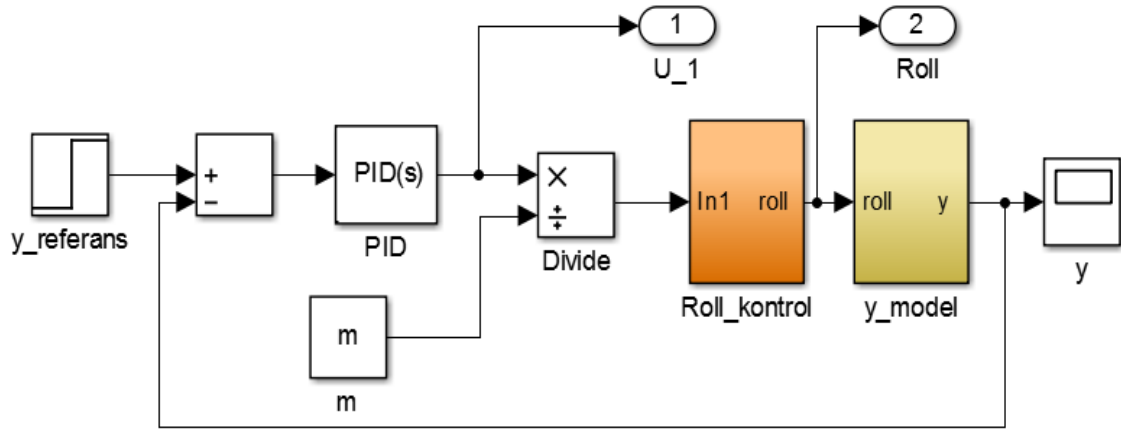
Şekil 5.6'da PID ile yapılan y-ekseni benzetim modeli ve Şekil 5.7'de benzetim sonucu ($m=0.964$, $I_{yy} = 8.5532 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$, $y_{\text{ref}} = 1\text{m}$ 'lik bir referansa verdikleri çıkış cevapları) görülmektedir.



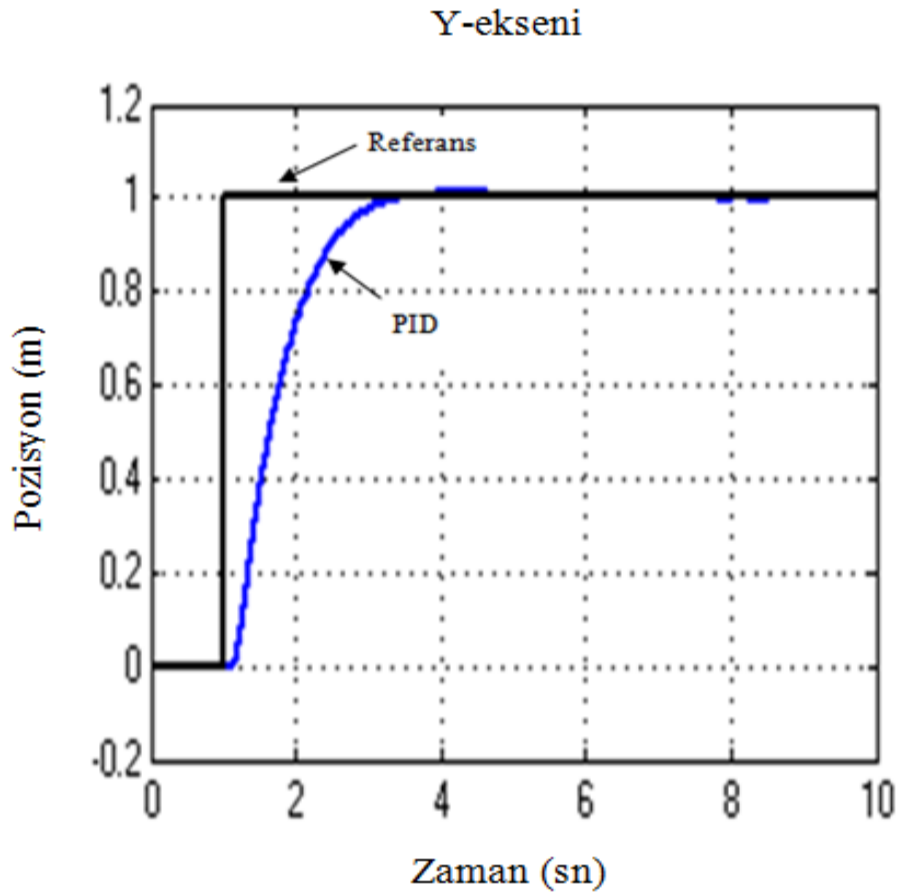
Şekil 5.4. PID x-ekseni benzetim modeli



Şekil 5.5. PID x-ekseni benzetim sonucu ($m=0964$, $I_{xx} = 8.5532 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$, $x_{ref}= 1 \text{ m}$ 'lik bir referansa verdikleri çıkış cevapları)



Şekil 5.6. PID y-ekseni benzetim modeli



Şekil 5.7. PID y-ekseni benzetim sonucu ($m=0964$, $I_{yy} = 8.5532 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$, $y_{ref} = 1\text{m}$ 'lik bir referansa verdikleri çıkış cevapları)

5.1.3. Sapma Açısı Kontrolü

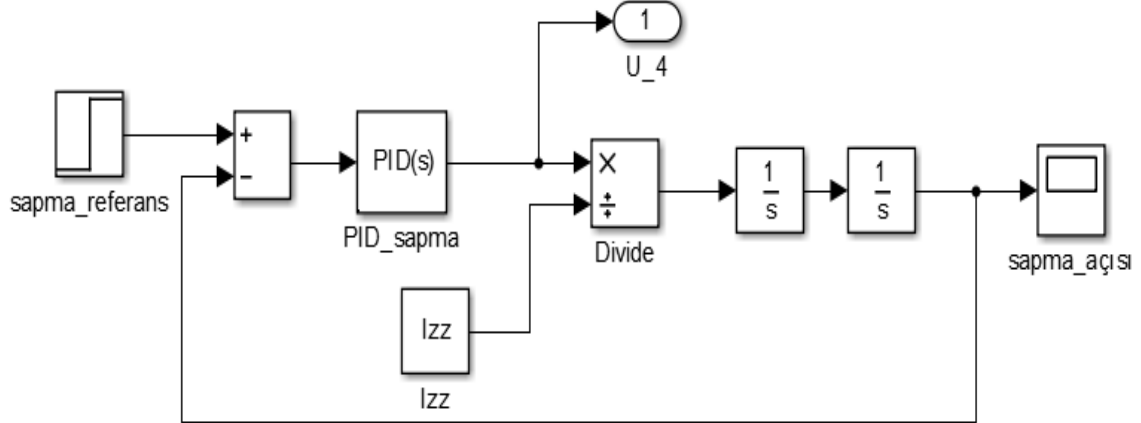
Sapma açısı bilindiği üzere karşılıklı motor çiftleri arasındaki tork farkından oluşur. Sapma açısını PID denetleyicisi ile kontrol etmek için (5.10) ve (5.11) denklemleri kullanılmıştır. Bu denklemlerden hareketle MATLAB/Simulink ortamında blok diyagramı oluşturulmuştur.

$$\ddot{\psi} = \frac{U_4}{I_z} \quad (5.10)$$

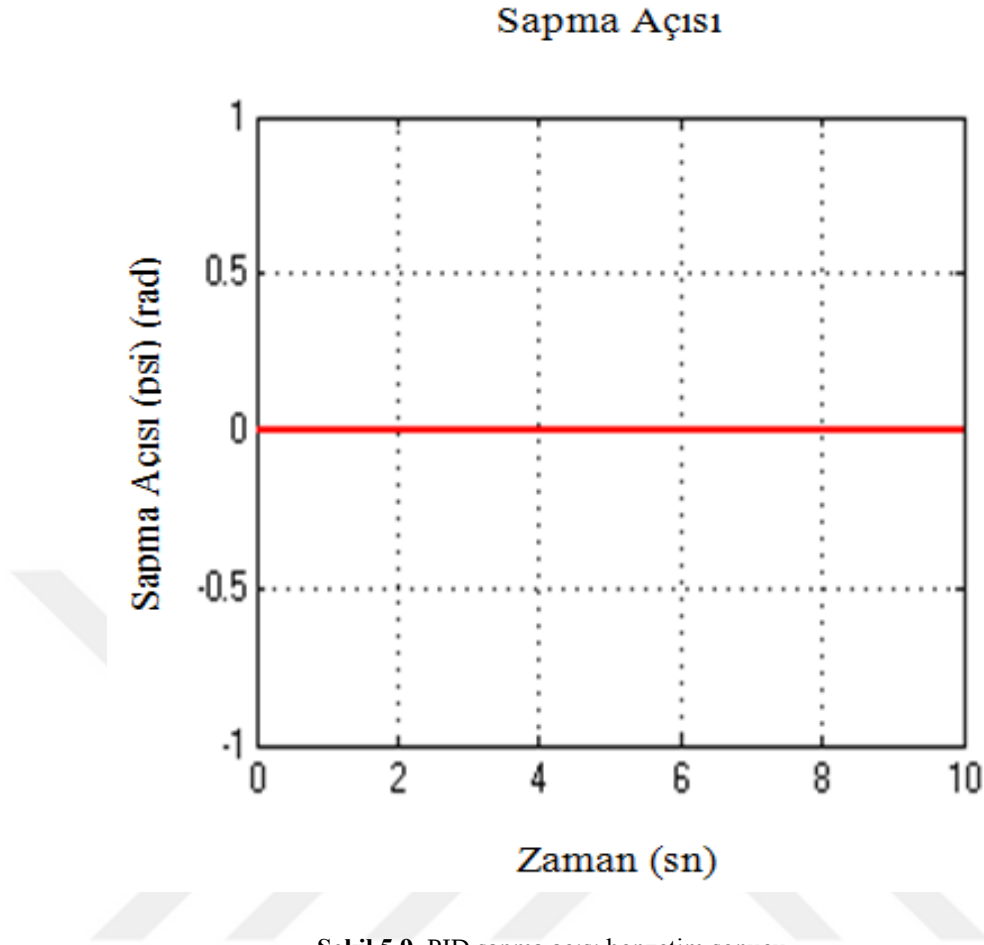
$$U_4 = K_p \psi e_\psi + K_i \psi \int e_\psi - K_d \psi \frac{d}{dt} e_\psi \quad (5.11)$$

Denklem (5.11)'de $K_p \psi$ ψ açısı için oransal (P) sabit, $K_i \psi$ integral (I) sabit, $K_d \psi$ türevsel (D) sabitidir.

Şekil 5.8'de PID sapma açısı benzetim modeli ve Şekil 5.9'da benzetim sonucu ($m=0964$, $I_{zz} = 1.476 \times 10^{-2}$ kgm², $\psi_{ref} = 0.8$ rad'lık bir referansa verdikleri çıkış cevapları) görülmektedir.

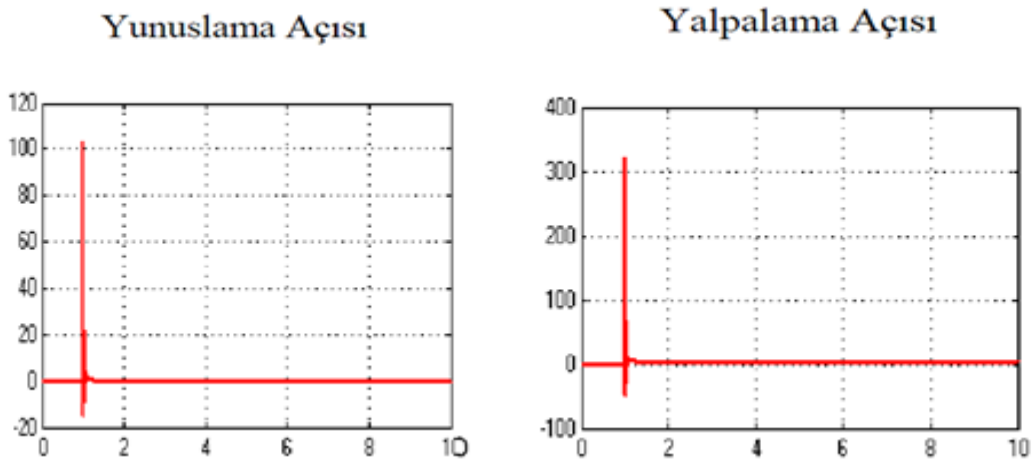


Şekil 5.8. PID sapma açısı benzetim modeli



Şekil 5.9. PID sapma açısı benzetim sonucu

Şekil 5.10'da Yunuslama ve yalpalama açısı PID benzetim sonuçları gösterlmıştır.



Şekil 5.10. Yunuslama ve yalpalama açısı PID benzetim sonuçları

Kartezyen pozisyon kontrolünde amaç x , y , z kartezyen uzayda istenilen gezginlerdeki takip edebilmesini sağlamaktır. Yükseklik kontrolü için elde edilen (5.3) grafiğine göre makul sınırla içerisinde maksimum aşım gözlenmiş olup, kararlı hal hatası neredeyse sıfır seviyesindedir. Aracın z ekseninde istenilen yüksekliğe kısa sürede ulaştığı gözlenmiştir. Şekil (5.6) ve (5.7)'de x ve y pozisyonlarına baktığımızda x değeri, 2. saniyede, y değeri ise 4. saniyede istenilen hedefe ulaşmıştır. Sapma açısı için Şekil (5.9) grafiğine bakıldığında kararlı konumda, sıfırdadır.

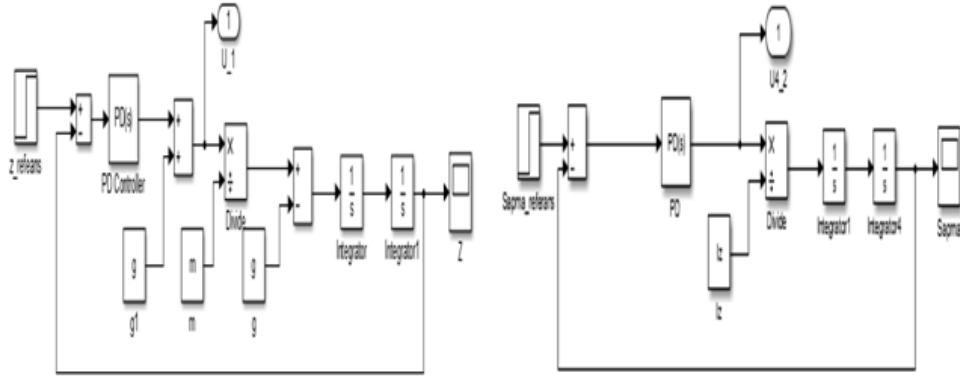
Şekil (5.10)'da yunuslama (θ -pitch) ve yalpalama (ϕ -roll) açılarının çıkışlarına baktığımızda theta açısı 2. saniyeden sonra geçici durumdan kararlı duruma geçmiştir. Theta açısı x eksenini kontrol ettiği için bizim istediğimiz gibi sistem 1 saniyede harekete başlamıştır ve 2. saniyeden sonra istenilen referansa ulaşmıştır. Benzer şekilde roll açısı yaklaşık olarak 1,5 sn'den sonra geçici durumdan kararlı duruma geçmiştir.

5.2. Kaskat PID Kontrolör Yapısı İle Quadcopterin Kontrolü

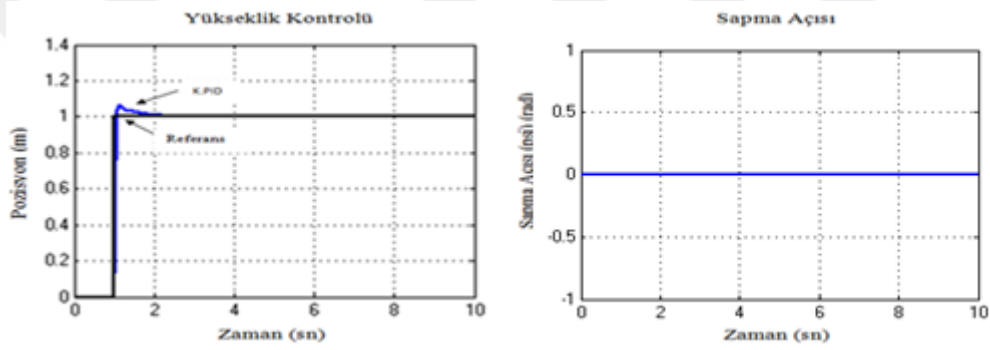
Doğrusallaştırılmış model ele alındığında kontrol edilmek istenen çıkışlar olan x, y, z, ψ 'den x ve y çıkışlarının θ ve ϕ açılarına bağlı oldukları görülmektedir. Bu sebeple x ve y yörüngelerindeki uçuş kontrolü için Karaahmetoğlu çalışmasında kaskat PID kontrolör yapısını uygulamıştır [38]. Kaskat PID yapısı ile x , y , z eksenlerindeki ve ψ açısını istenen referansları takip etmesi amaçlanmıştır.

5.2.1. Kaskat PID Kontrolör Yapısı ile Yükseklik ve Sapma Açısı Kontrolü

Hareket denklemleri incelendiğinde z -eksenindeki konum ve sapma açısının kontrolü için PD kontrol yapısı yeterlidir. PD doğrusal denetleyici, oransal ve türev alıcı kazanç faktörlerinden oluşur. Kapalı çevrimde yerleşme zamanı, yükselme zamanı uygun aşma kriterlerine göre PD kontrol yapısı uygun bir seçimdir. Şekil 5.11'de yükseklik ve sapma açısı kontrolü için Kaskat PD benzetim modelleri ve Şekil 5.12'de benzetim sonucu ($m=0.964$, $g=9.8$, $z_{ref}=1$ m'lik bir referansa verdikleri çıkış cevapları) gösterilmiştir.



Şekil 5.11. Yükseklik ve sapma açısı Kaskat PD benzetim modelleri



Şekil 5.12. Kaskat PID yükseklik ve sapma açısı benzetim sonucu ($m = 0.964$, $g = 9.8$, $z_{ref} = 1$ m'lik, bir referansa verdikleri çıkış cevapları)

5.2.2. Kaskat PID Kontrolör Yapısı ile x ve y Eksenli Pozisyon Kontrolü

Bilindiği üzere x ve y eksenlerindeki kontrolü sağlamak için önce yalpalama ve yunuslama açılarının kontrol edilmesi gereklidir. Yalpalama ve yunuslama açılarının kontrolü için PD kontrol yapısı kullanılmıştır. Ani referans değişikliklerinde türev nedeniyle PD kontrolör çok yüksek değerler alabilir, bu nedenle kontrolör geri besleme yolu üzerine bir kazanç eklenmiştir. x ve y eksenlerindeki kontrol için PID kontrol algoritması kullanılmıştır. Kontrolör PD ve PI olmak üzere 2 kısma ayrılmıştır. Bunun asıl amacı ani referans değişimlerine karşı kontrolörün yüksek değerler almasını önlemektir. Şekil 5.13'de Kaskat PID x ve y-eksenli benzetim modelleri, Şekil 5.14'de Kaskat PID x-y eksenli Şekil 5.15'de yalpalanma ve yunuslama açıları benzetim sonuçları gösterilmiştir.

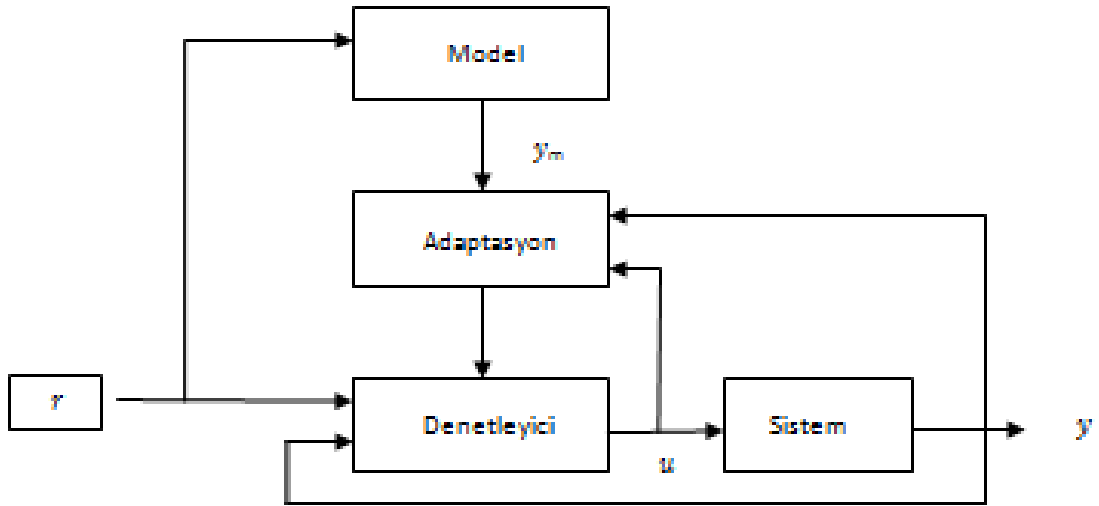
Şekil 5.14’de x ve y pozisyonlarına baktığımızda x ve y 1. saniyede istenilen değerlere ulaşmak için harekete başlamış ve x, 8. saniyede, y, 5. saniyede istenilen değerlere ulaşmış kararlı konuma geçmiştirler. Grafikler incelendiğinde her iki değer için aşma olmadan, çok fazla salınım olmadan ve kısa bir yükselme zamanı ile kararlı konuma geçmişlerdir. Şekil 5.15’de yunuslama açısının yaklaşık olarak 6. yalpalanma açısının 4. saniyeden sonra kararlı konuma geçtikleri görünmektedir.

5.3. Adaptif Kontrolör İle Quadcopterin Kontrolü

Adaptif kontrol, modern kontrolün en önemli alanlarından biri olup belirsizliklerin olduğu yapısal bozuklukları ve çevre değişiklikleri içindeki sistemlerin kontrolü ile ilgilenir. Adaptif kontrol kavramı, herhangi bir anda sistem davranışının ölçülebilme yeterliliği ve en uygun sistem cevabının sağlamak üzere denetleyici ayarlarının otomatik olarak yerine getirilmesi esasına dayanır [44]. Örneğin, bir uçak uçuğu için yakıt tüketimi sonucunda kütlesi yavaş yavaş azalacaktır; kendisini bu tür değişen koşullara adapte eden bir kontrol kanunu gereklidir ki buda adaptif kontroldür.

Adaptif kontrolörler belirsiz veya zamanla değişen parametreler üzerindeki sınırlar hakkında bir ön bilgiye ihtiyaç duymaması bakımından klasik denetleyicilerden farklıdır. Adaptif kontrolör tasarımında iki yöntem vardır. Bunlardan ilki “Model Referans Adaptif Kontrol ” (MRAK) diğeri ise “Kendi Kendini Ayarlayan Kontrol” (STR) dır.

MRAK yönteminde gerçek sistem modeli ile karşılaştırmak amacıyla bir matematiksel model kullanılır. İstenen performans gerçek sistem model ile referans model arasındaki hata açısından ifade edilir. Bu hata ile kontrolör parametreleri ayarlanır. MRAK’ın arkasındaki genel fikir, sistemin yanıtını değiştirmek için güncellenebilecek parametreler içeren bir kapalı çevrim denetleyicisi oluşturmaktır. Sistemin çıktısı bir referans modelden istenen bir cevap ile karşılaştırılır. Kontrol parametreleri bu hataya göre güncellenir. Hedef, sistem cevabının referans model cevabına yaklaşmasıdır. MRAK sistemleri şeması Şekil 5.16’daki gibi gösterilir [45].



Şekil 5.16. Model referans adaptif kontrol sistemleri şeması

Quadcopter hava aracı için adaptif kontrol yöntemlerinden MRAK kullanılmıştır. Referans model aşma, yükselme zamanı, yerleşme zamanı, kararlılık gibi istenilen sistem davranışlarını karakterize eder. Referans model seçilirken nasıl bir tepki vermesi isteniyorsa ona göre seçilir. Doğrusallaştırılmış model ele alındığında kontrol edilmek istenen x, y, z ve ψ sistem çıkışları için transfer fonksiyonları ile referanslar modellenmiştir. z ve ψ çıkışları için transfer fonksiyonları 2. dereceden ve sistem derecesinden bir düşük dereceden x ve y çıkışları için 2. dereceden transfer fonksiyonları ile referans model seçimi yapılmıştır.

1.dereceden sistemler için transfer fonksiyonu $G(s) = \frac{a}{(s+a)}$ ile karakterize edilir.

2. dereceden sistemler için transfer fonksiyonu $G(s) = \frac{b}{s^2+as+b}$ ile karakterize edilir.

Düşey eksen hareketi ve sapma açısı için yerleşme zamanı 0.066 saniye yükselme zamanı 0.036 olan 5.21'deki transfer fonksiyonuyla gösterilen 1.dereceden referans model seçilmiştir.

$$G_Z(s) = \frac{60}{s+60} \quad (5.12)$$

x, y, z eksenleri ve ψ açısı için az sönümlü, kritik sönümlü, aşırı sönümlü referans modeller seçilmiştir. Az sönümlü sistem olarak 0.413 saniye yükselme zamanı, 0.706 saniye yerleşme zamanı ve kalıcı durum hatası 0 olan 5.13’de verilen transfer fonksiyonu seçilmiştir.

$$G_{X-Y}(s) = \frac{60}{s^2 + 15s + 60} \quad (5.13)$$

Az sönümlü olarak seçilen ikinci referans model tepe süresi 0.475 saniye aşımı 2,838 yerleşme süresi 0,533 saniye ve yerleşme zamanı 0.533 olan 5.14’deki gibidir.

$$G_{X-Y}(s) = \frac{100}{s^2 + 15s + 100} \quad (5.14)$$

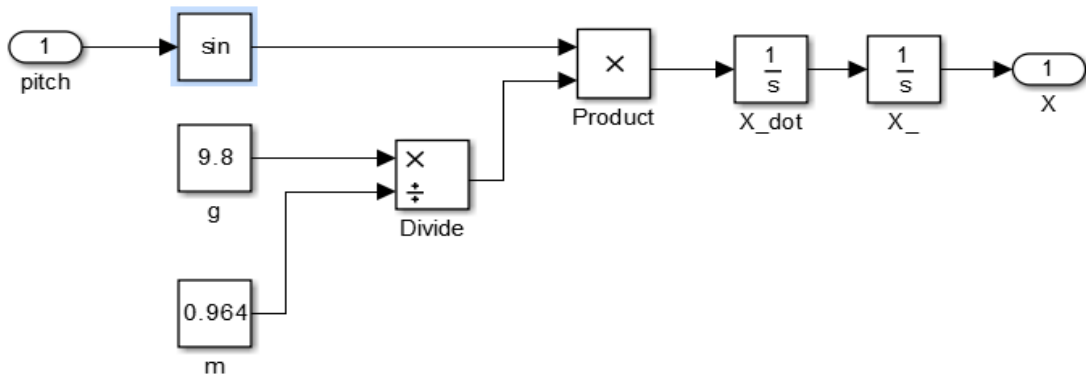
Kritik sönümlü referans model 5.15’deki transfer fonksiyonuyla seçilmiştir.

$$G_{X-Y}(s) = \frac{225}{s^2 + 30s + 225} \quad (5.15)$$

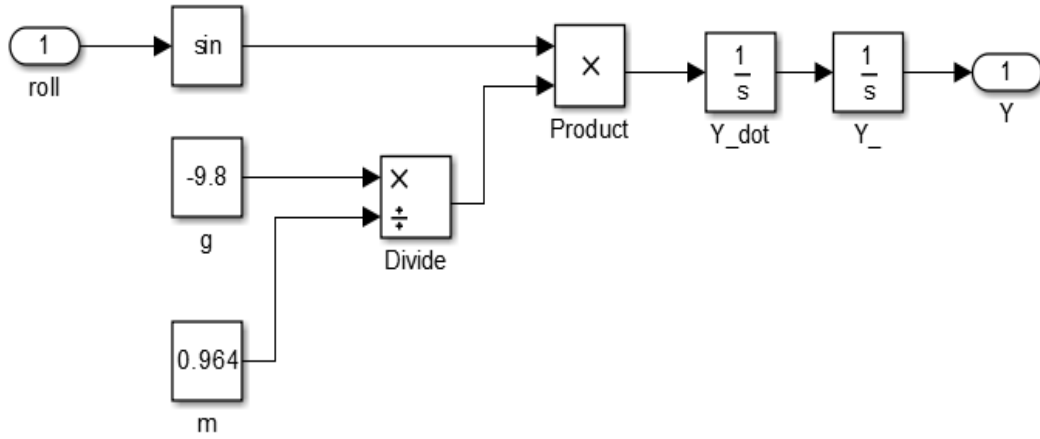
Aşırı sönümlü referans model 5.16 gibidir.

$$G_{X-Y}(s) = \frac{9}{s^2 + 9s + 9} \quad (5.16)$$

Quadcopter x ve y eksenindeki hareket kontrolü için (5.17) ve (5.18) şekillerindeki sistem benzetim modeli kullanılmıştır.

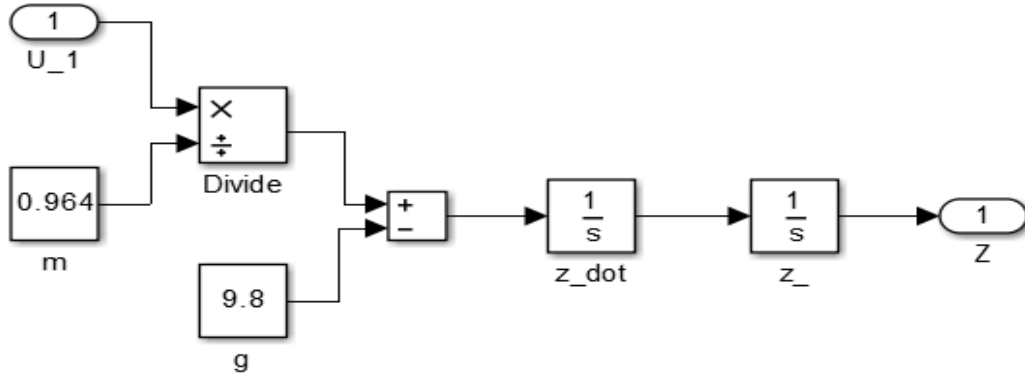


Şekil 5.17. x- eksenindeki adaptif hareket benzetim modeli

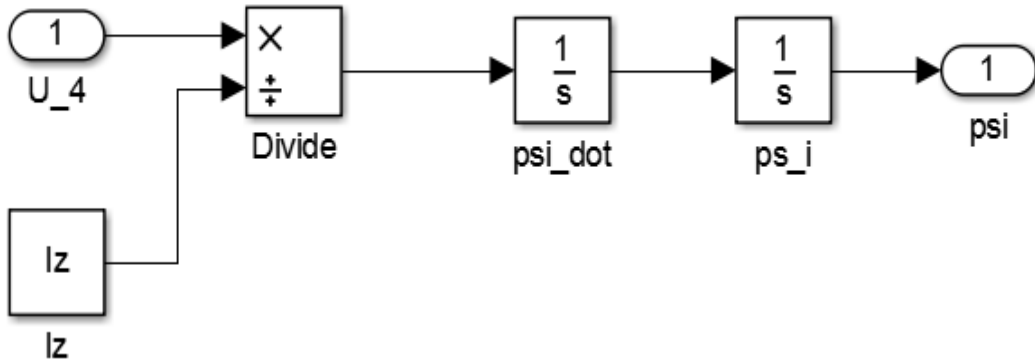


Şekil 5.18. y-eksenindeki adaptif kontrol hareket benzetim modeli

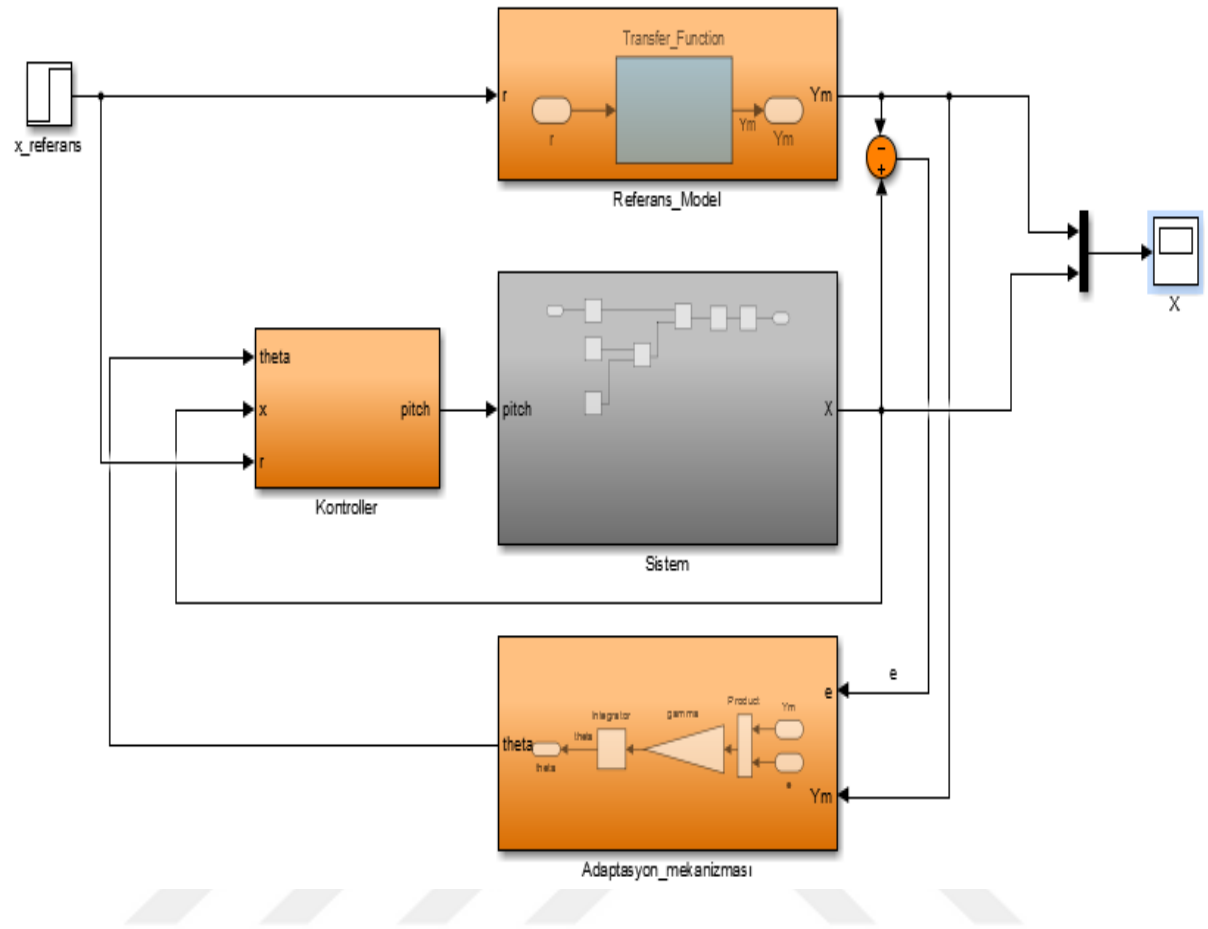
Quadcopter için düşey hareket kontrolü için (5.19)'da verilen sistem benzetim modeli sapma açısının kontrolü için (5.20)'de verilen sistem benzetim modeli kullanılmıştır. Şekil 5.21'de Adaptif Kontrol benzetim modeli gösterilmiştir.



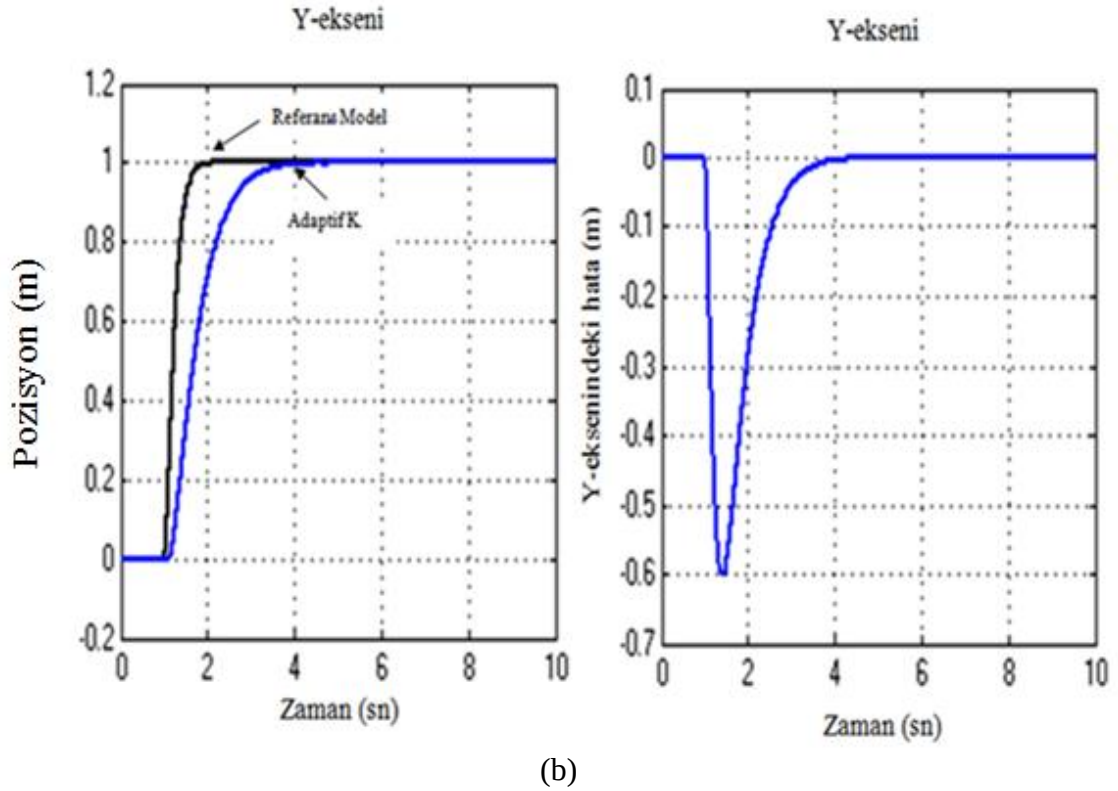
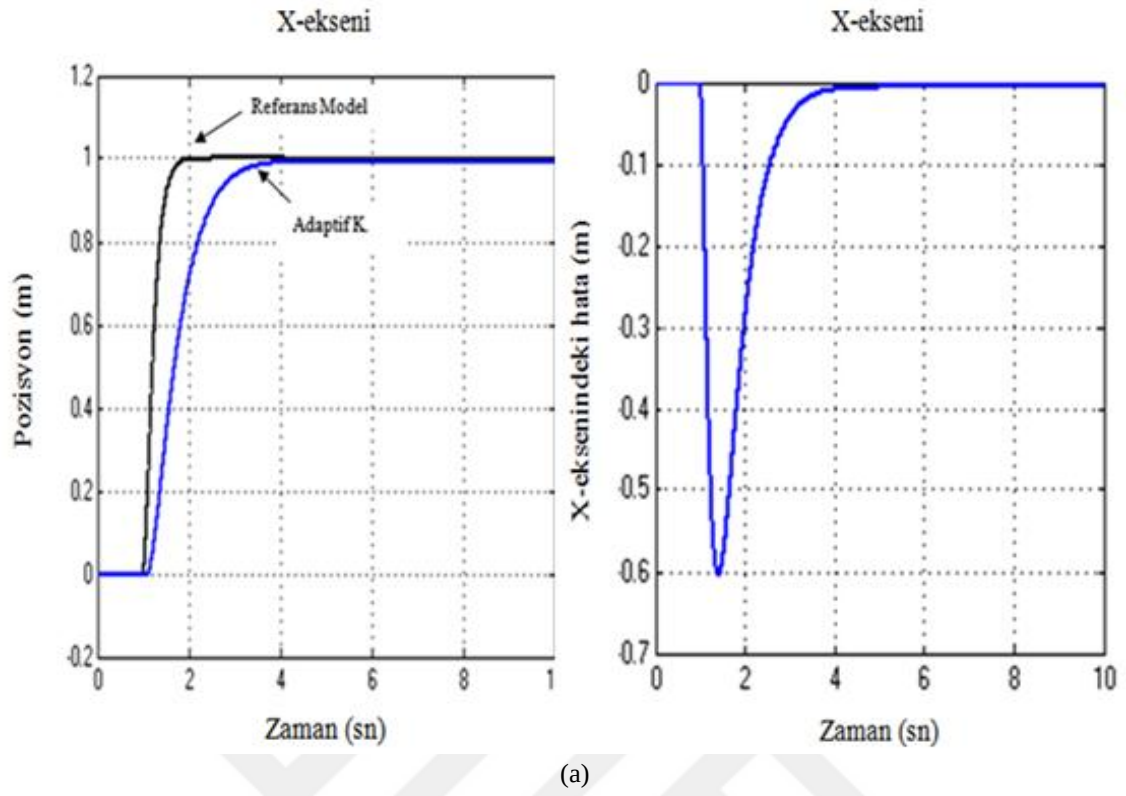
Şekil 5.19. Düşey hareket adaptif benzetim modeli



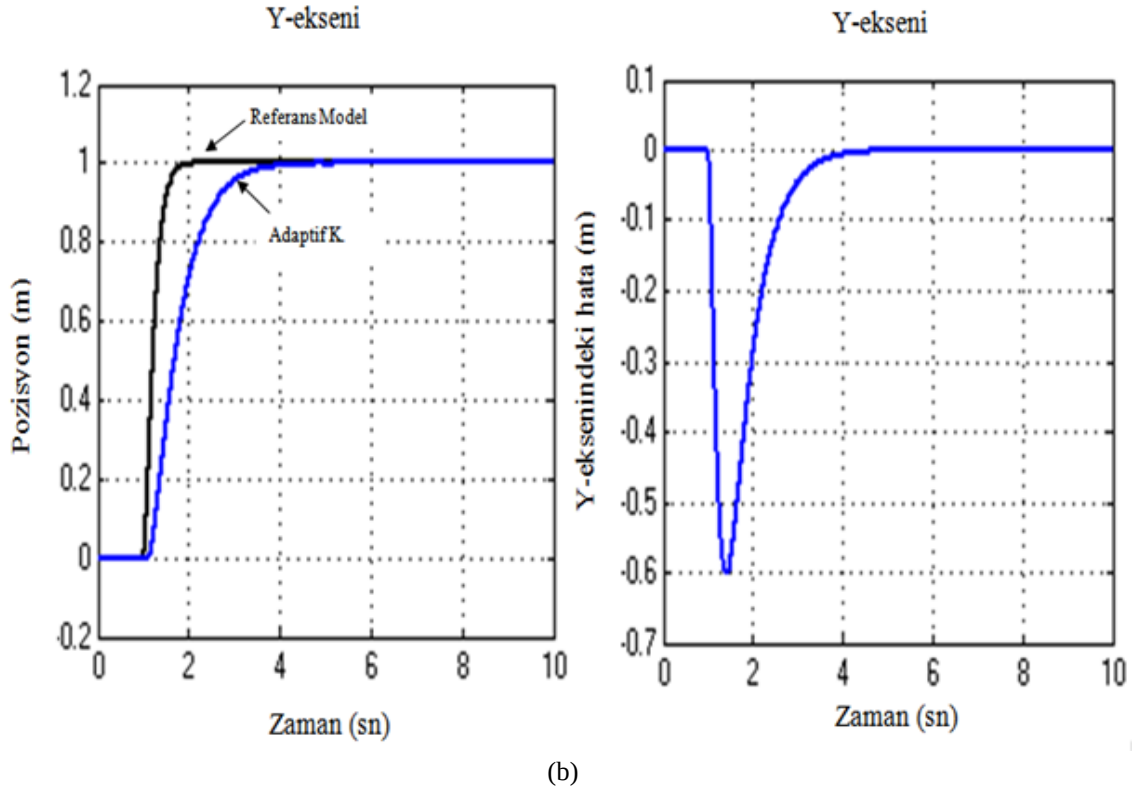
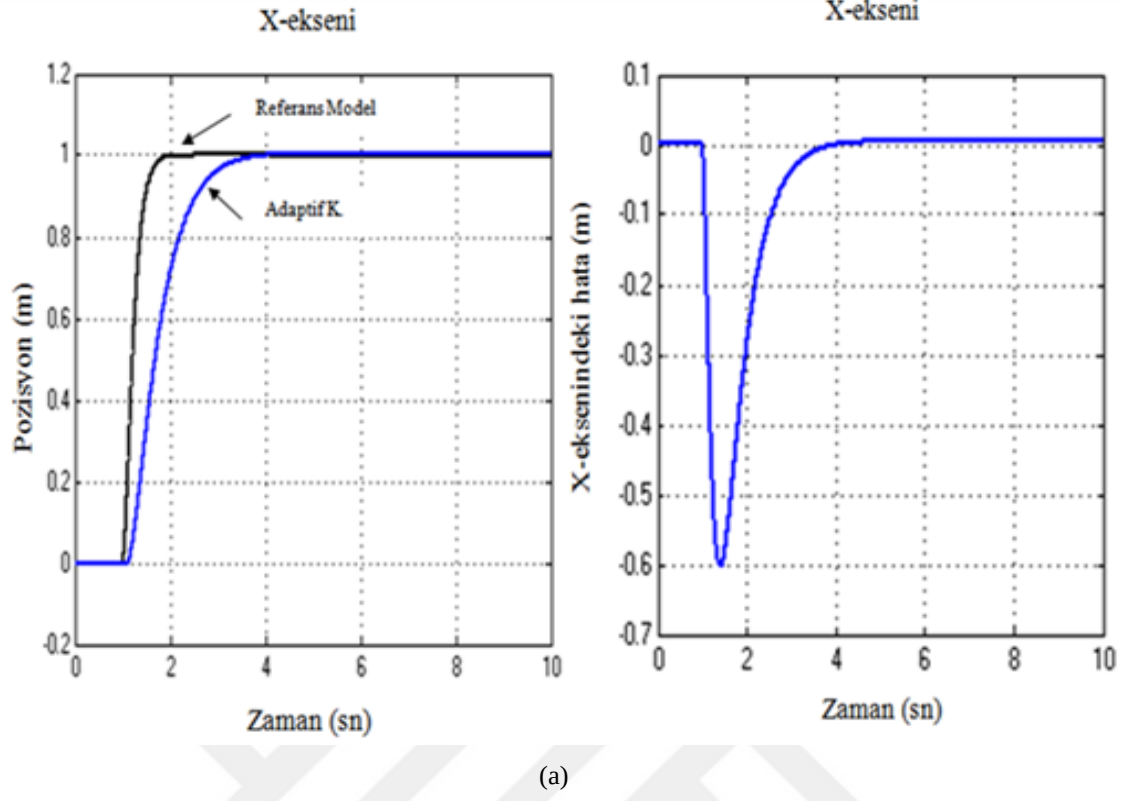
Şekil 5.20. Sapma açısı adaptif benzetim modeli



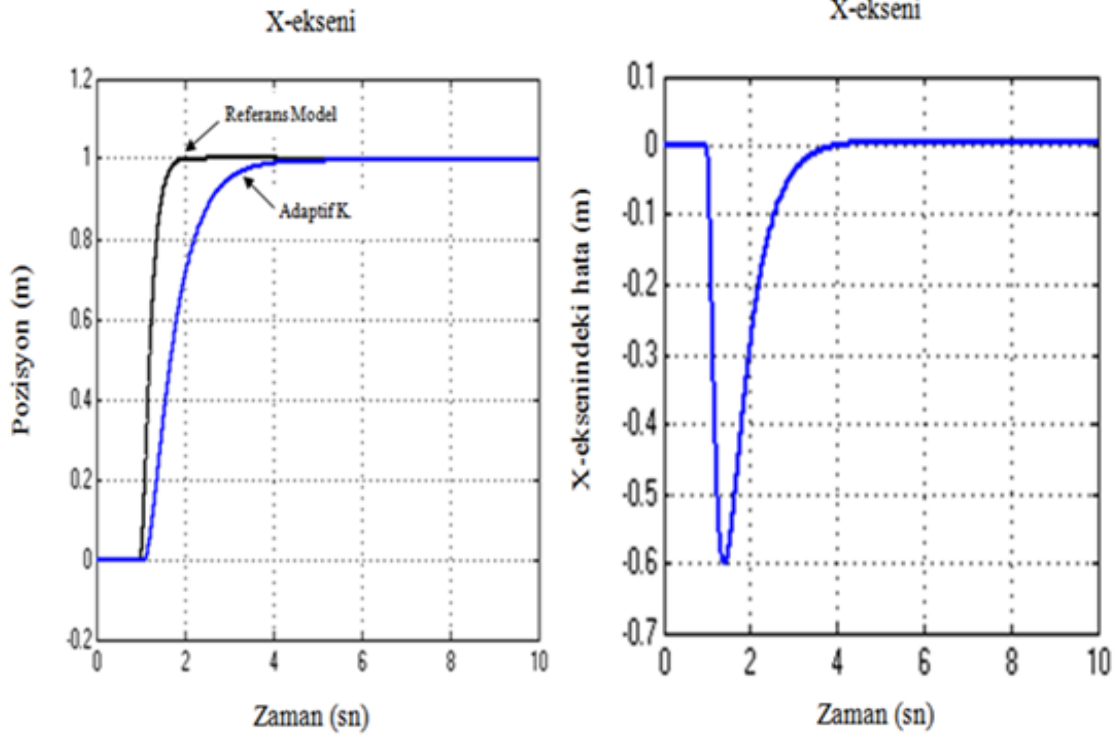
Şekil 5.21. Adaptif Kontrol benzetim modeli



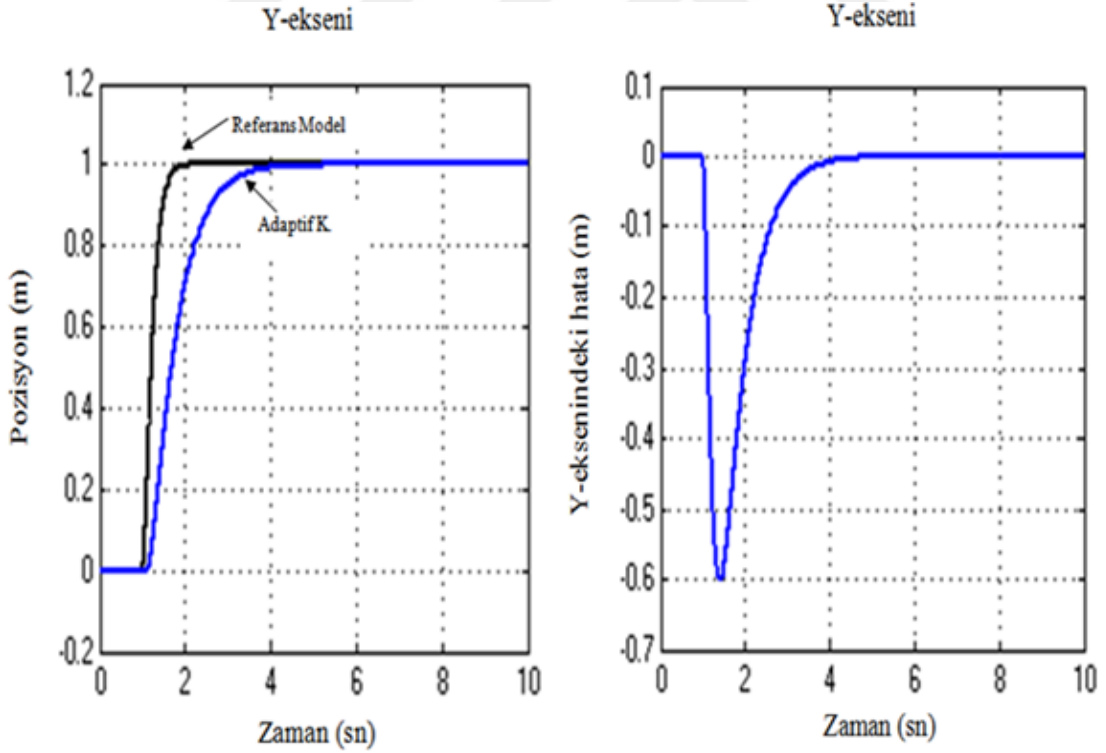
Şekil 5.22. $G_{X-Y}(s) = \frac{60}{s^2 + 15s + 60}$ referans model ve $\gamma = 0.5$ için (a) x-ekseni, (b) y eksenii benzetim sonuçları



Şekil 5.23. $G_{X-Y}(s) = \frac{60}{s^2 + 15s + 60}$ referans model ve $\gamma = 0.3$ için (a) x-ekseni, (b) y eksen simülasyon sonuçları

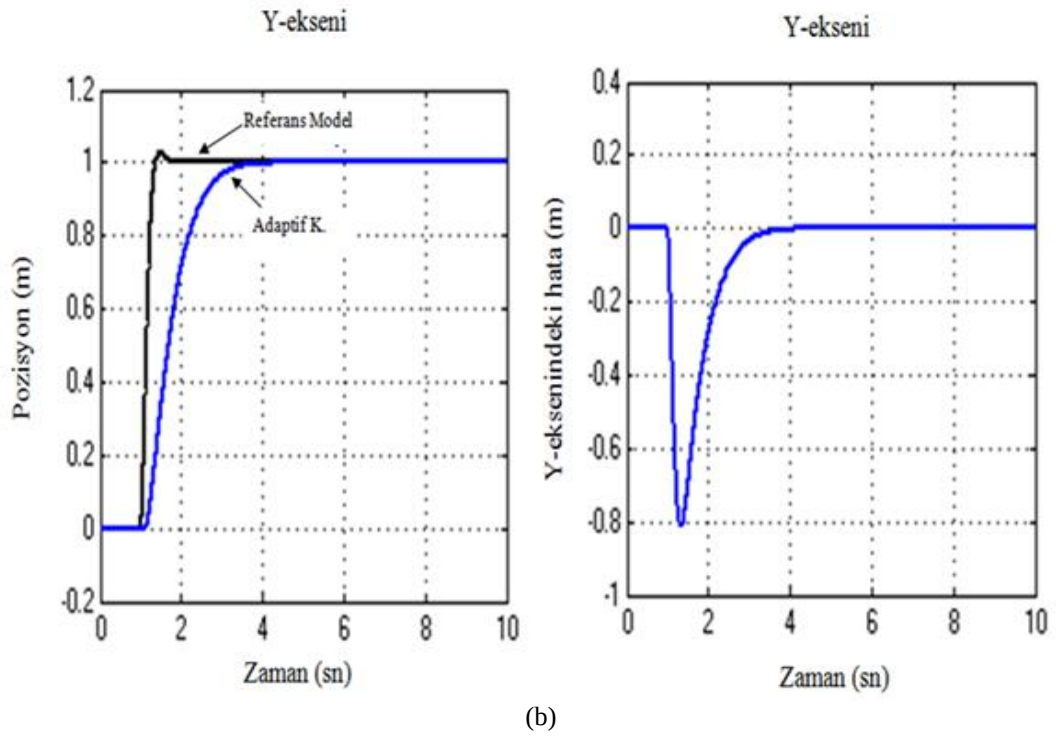
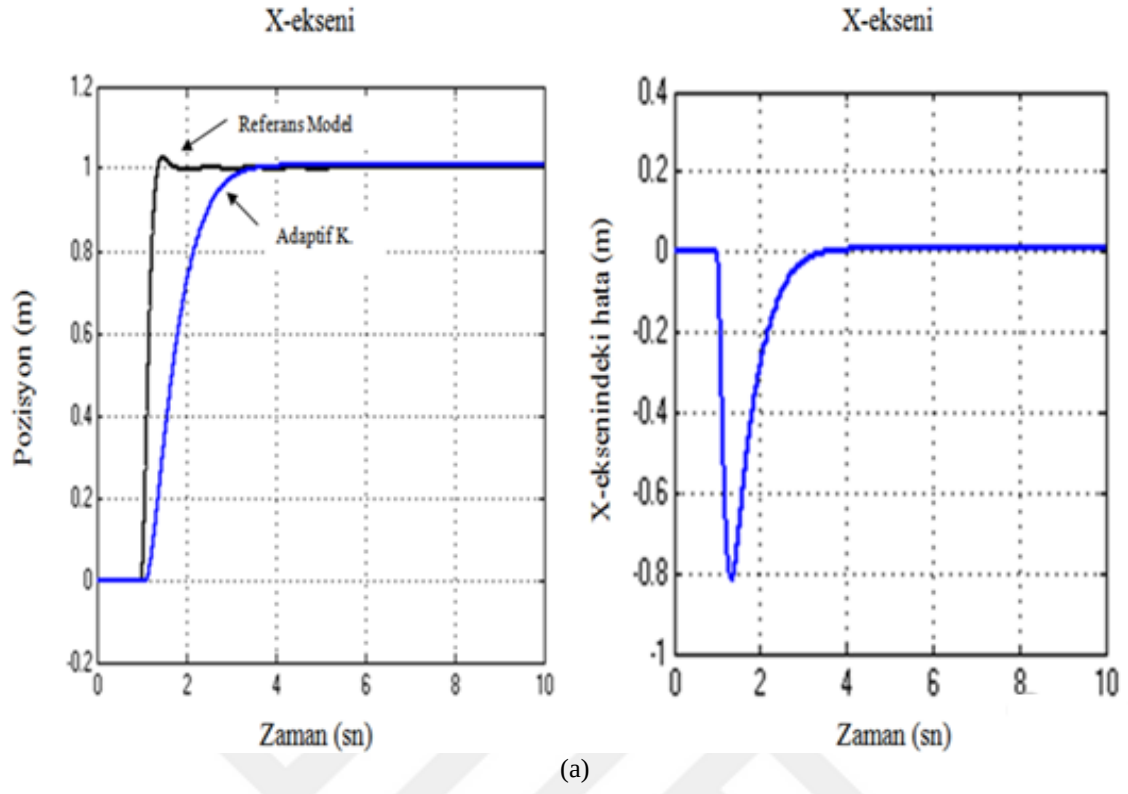


(a)

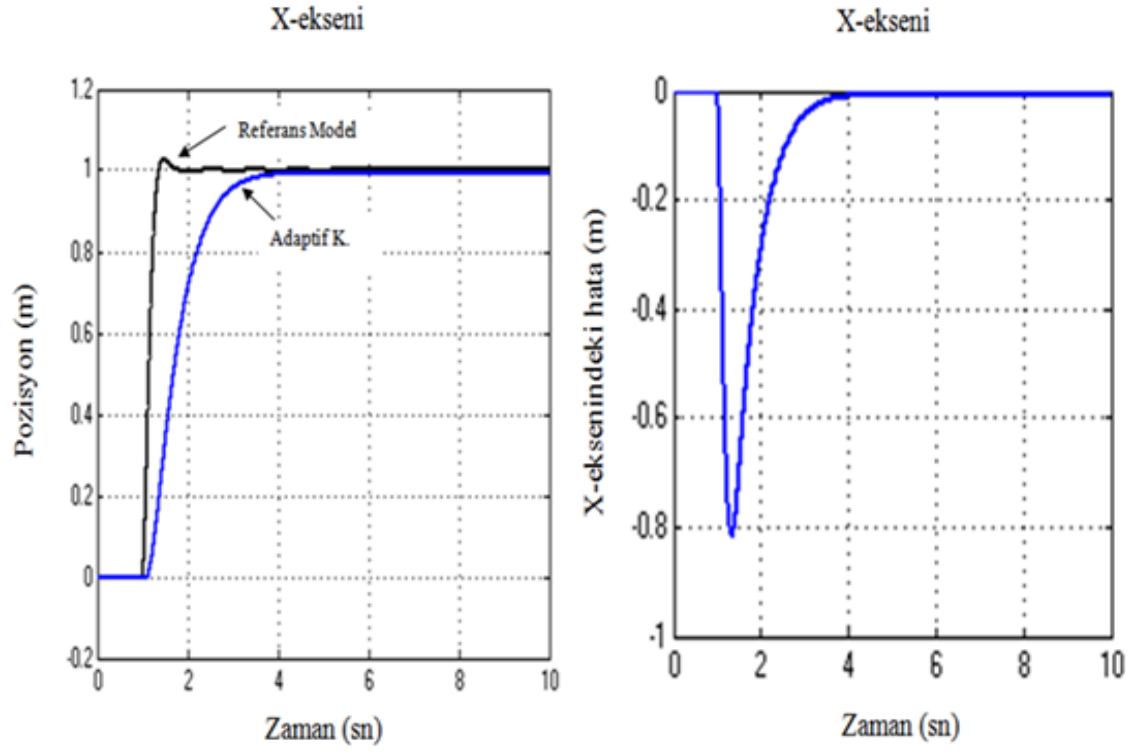


(b)

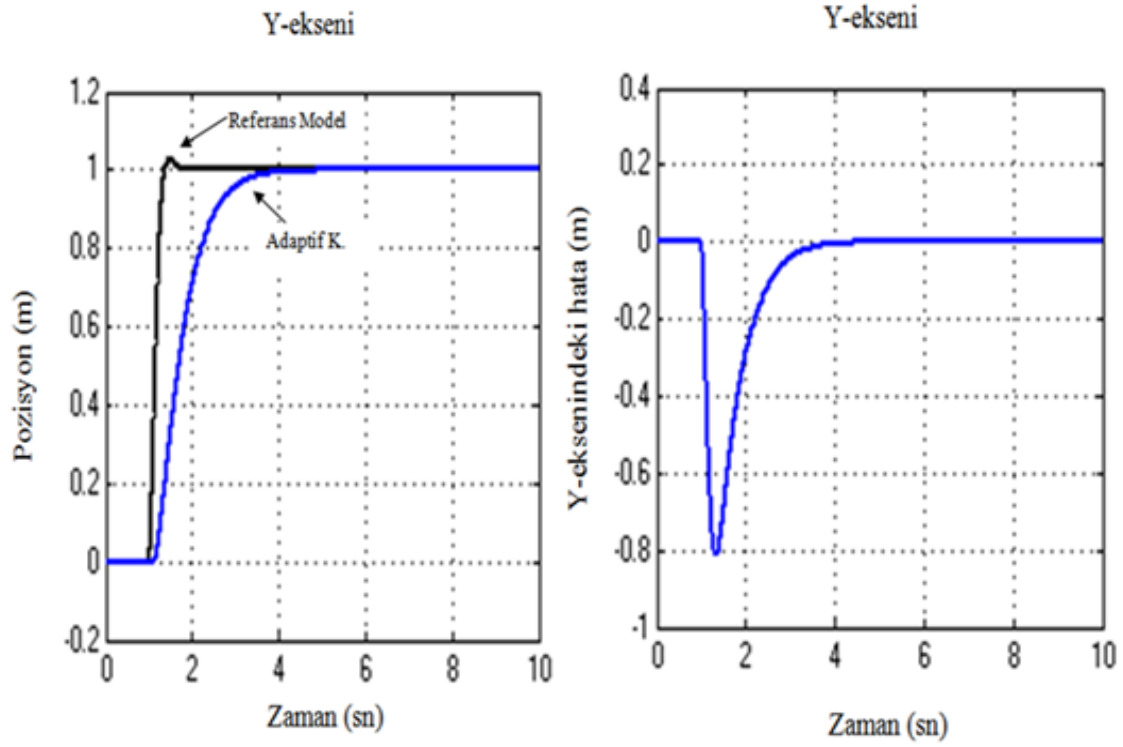
Şekil 5.24. $G_{X-Y}(s) = \frac{60}{s^2 + 15s + 60}$ referans model ve $\gamma = 0.1$ için (a) x-ekseni, (b) y eksenli benzetim sonuçları



Şekil 5. 25. $G_{X-Y}(s) = \frac{100}{s^2 + 15s + 100}$ referans model ve $\gamma = 0.5$ için (a) x-ekseni, (b) y eksenli benzetim sonuçları

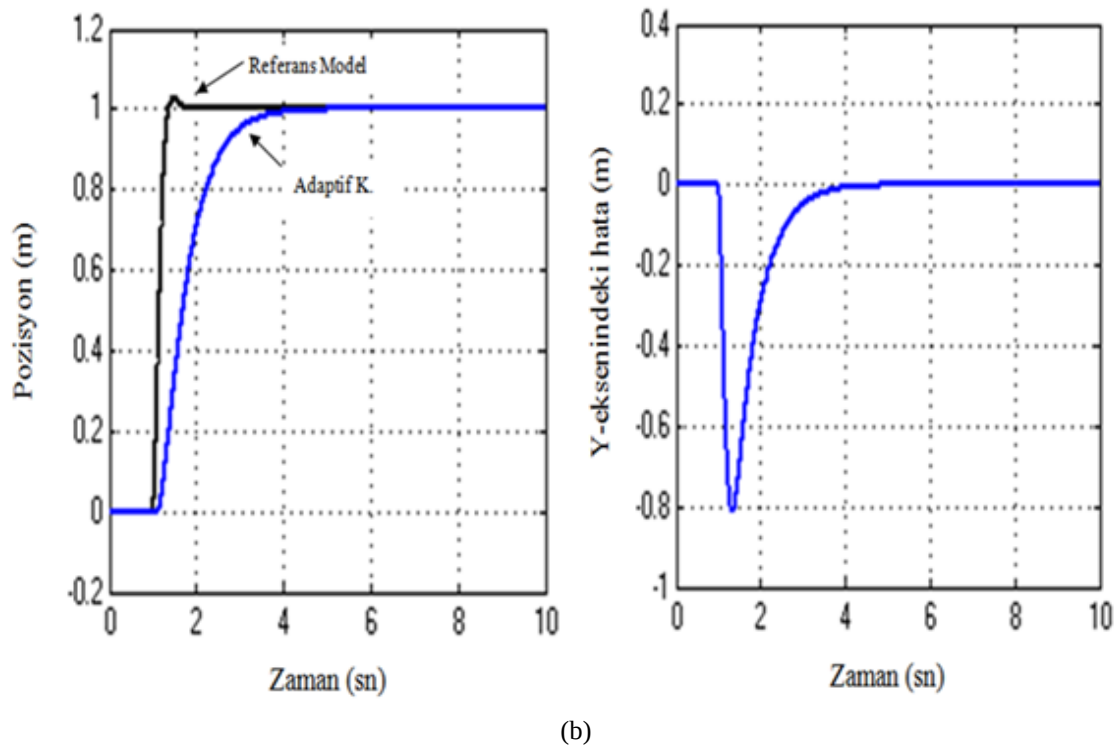
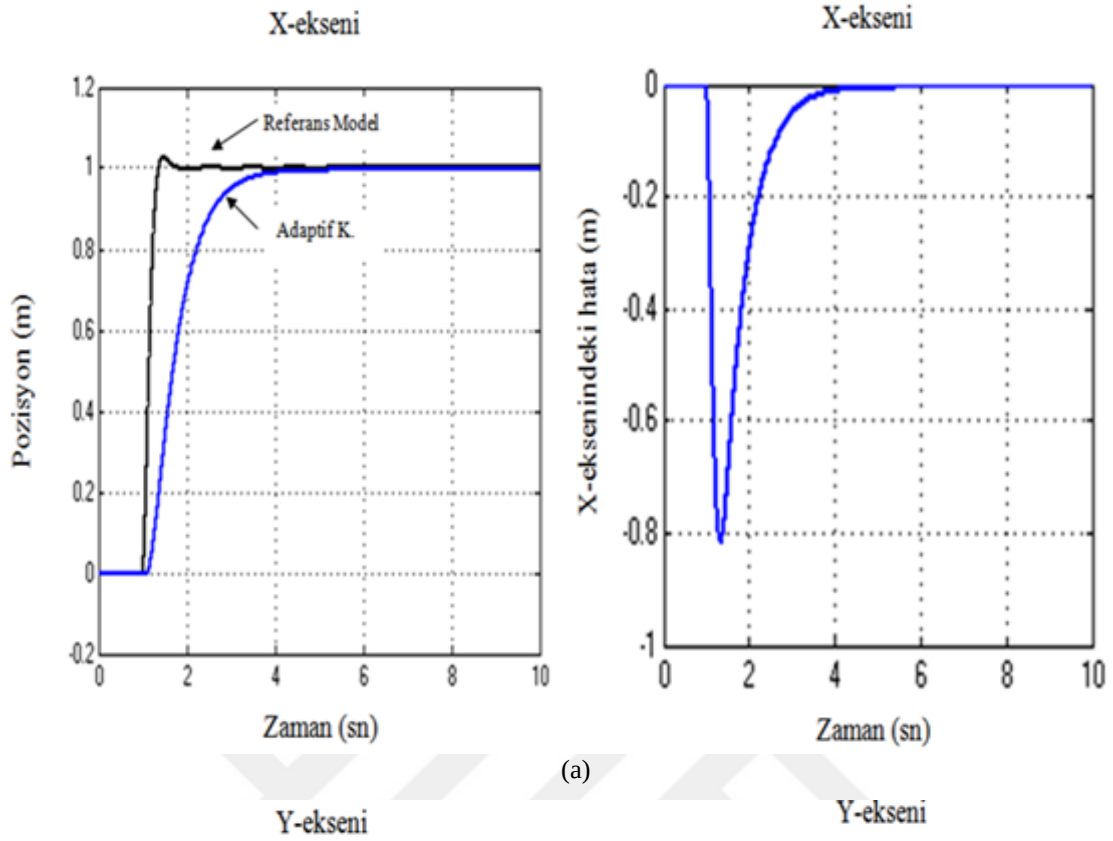


(a)

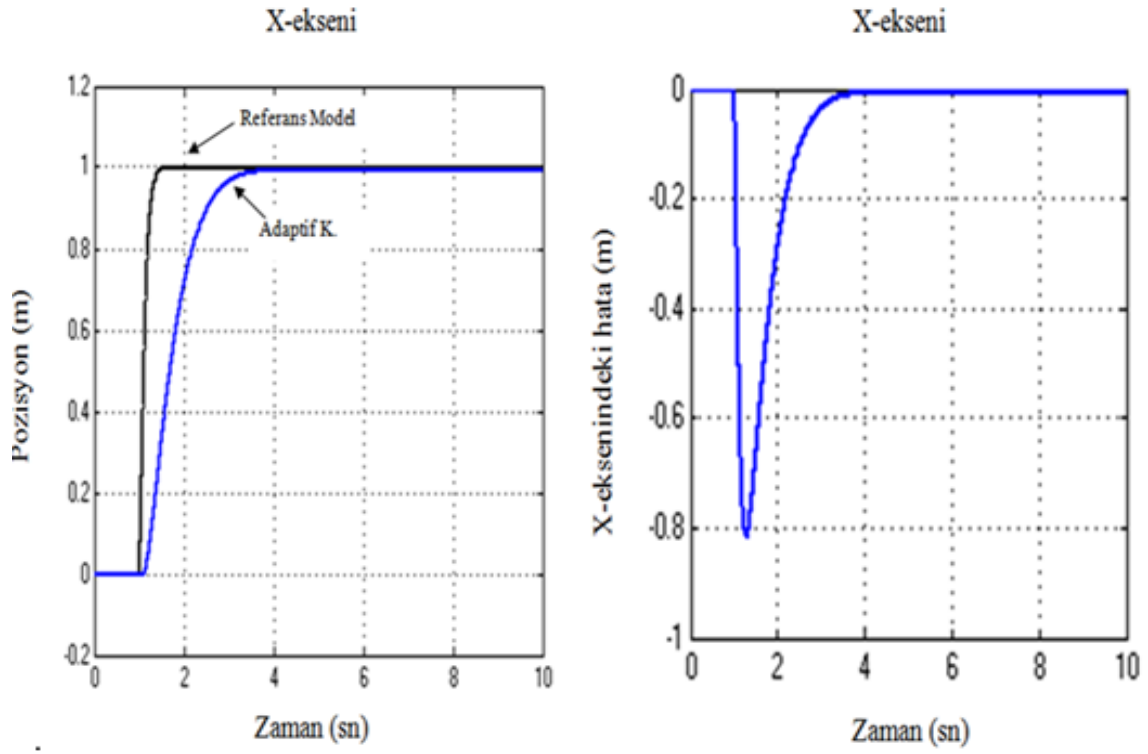


(b)

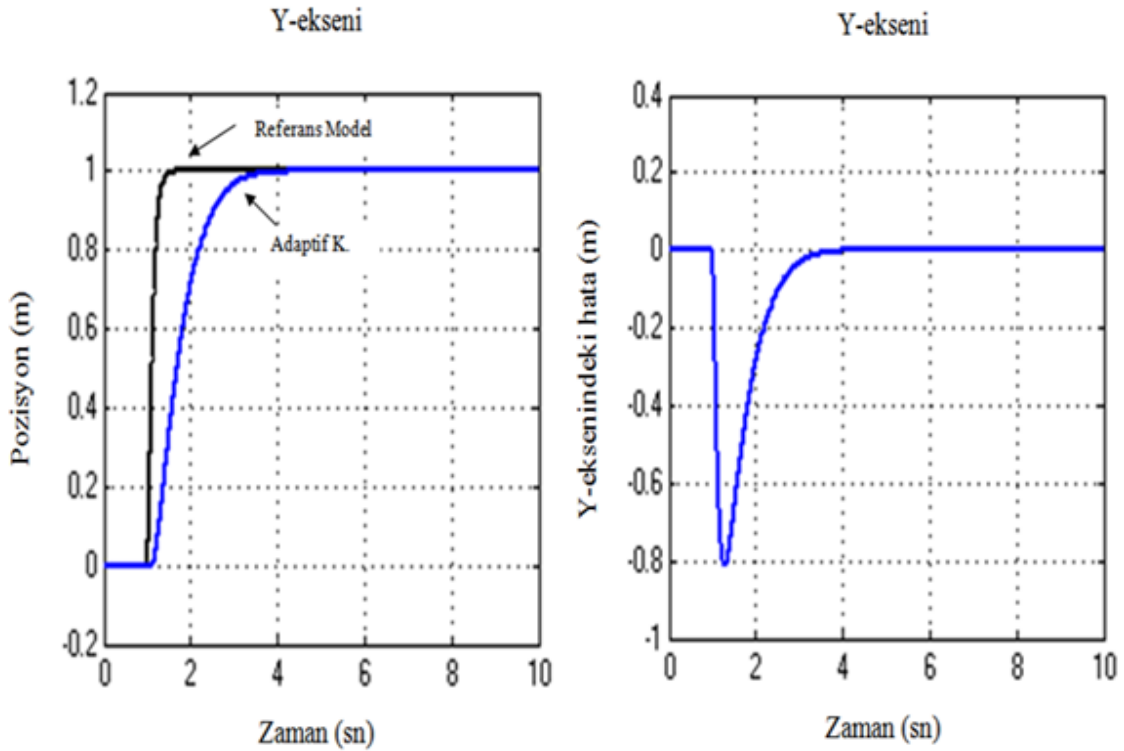
Şekil 5. 26. $G_{X-Y}(s) = \frac{100}{s^2 + 15s + 100}$ referans model ve $\gamma = 0.3$ için (a) x-ekseni, (b) y eksenli benzetim sonuçları



Şekil 5.27. $G_{X-Y}(s) = \frac{100}{s^2 + 15s + 100}$ referans model ve $\gamma = 0.1$ için (a) x-ekseni, (b) y eksenini benzetim sonuçları

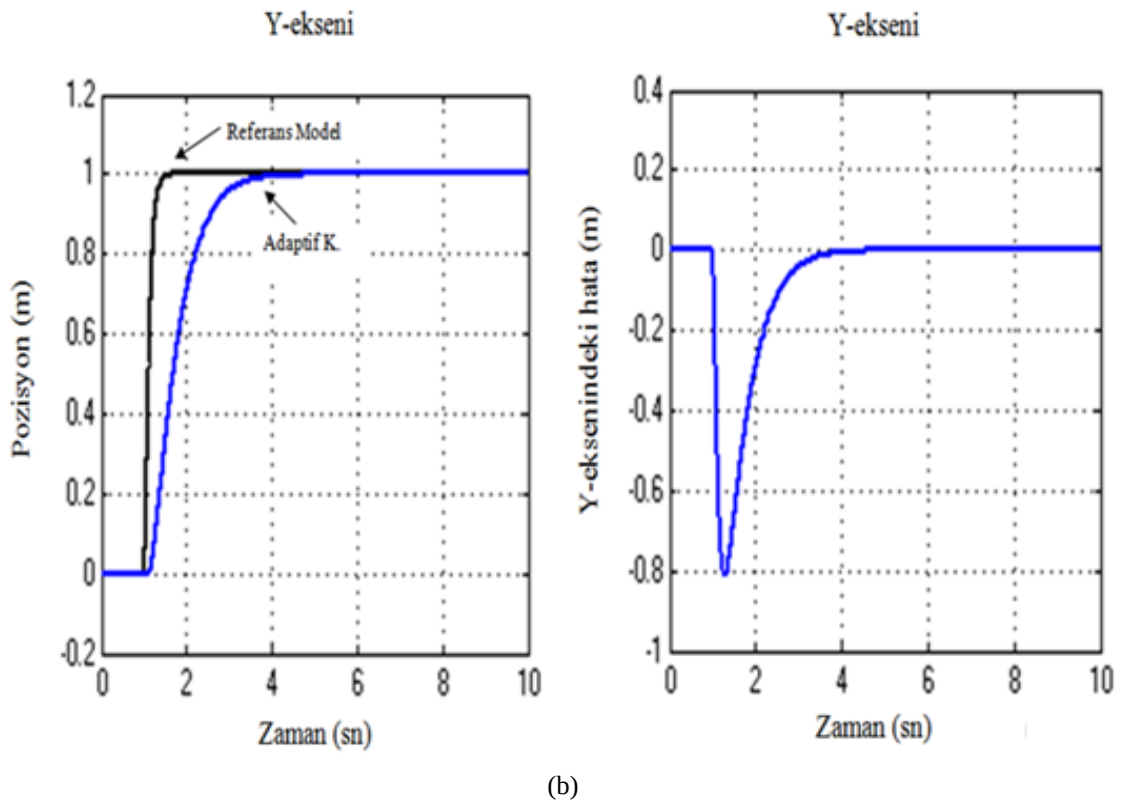
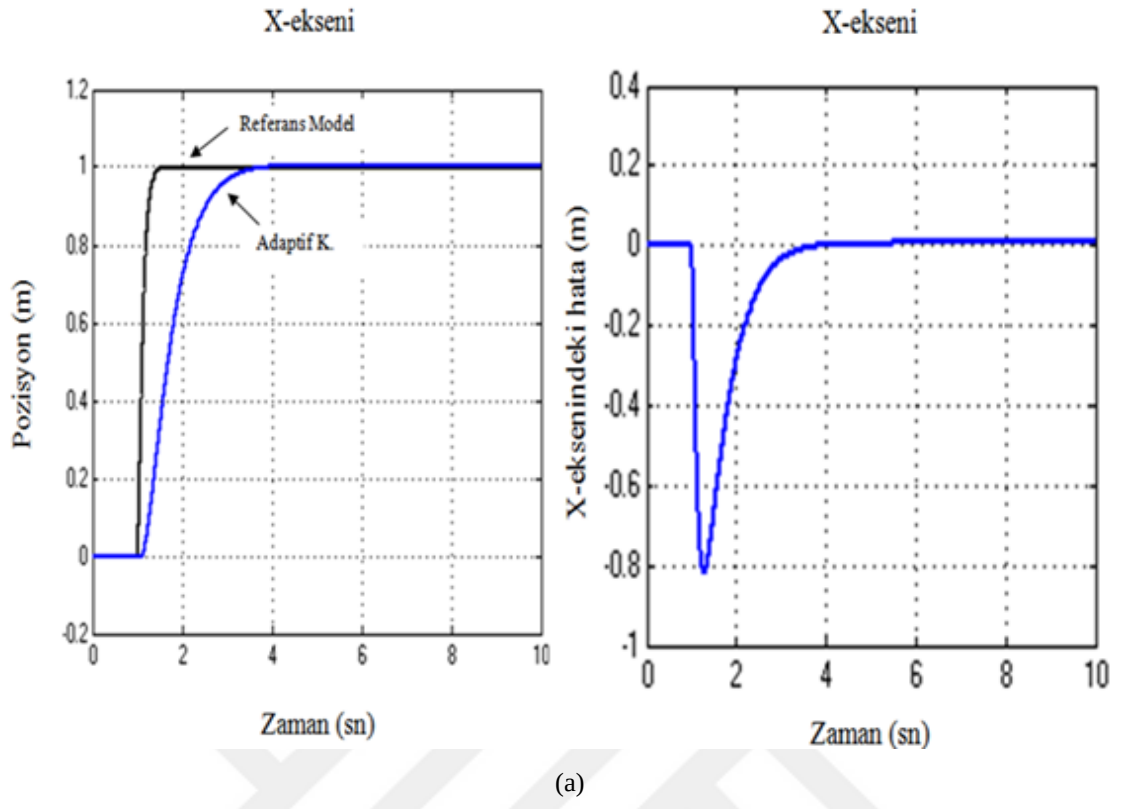


(a)

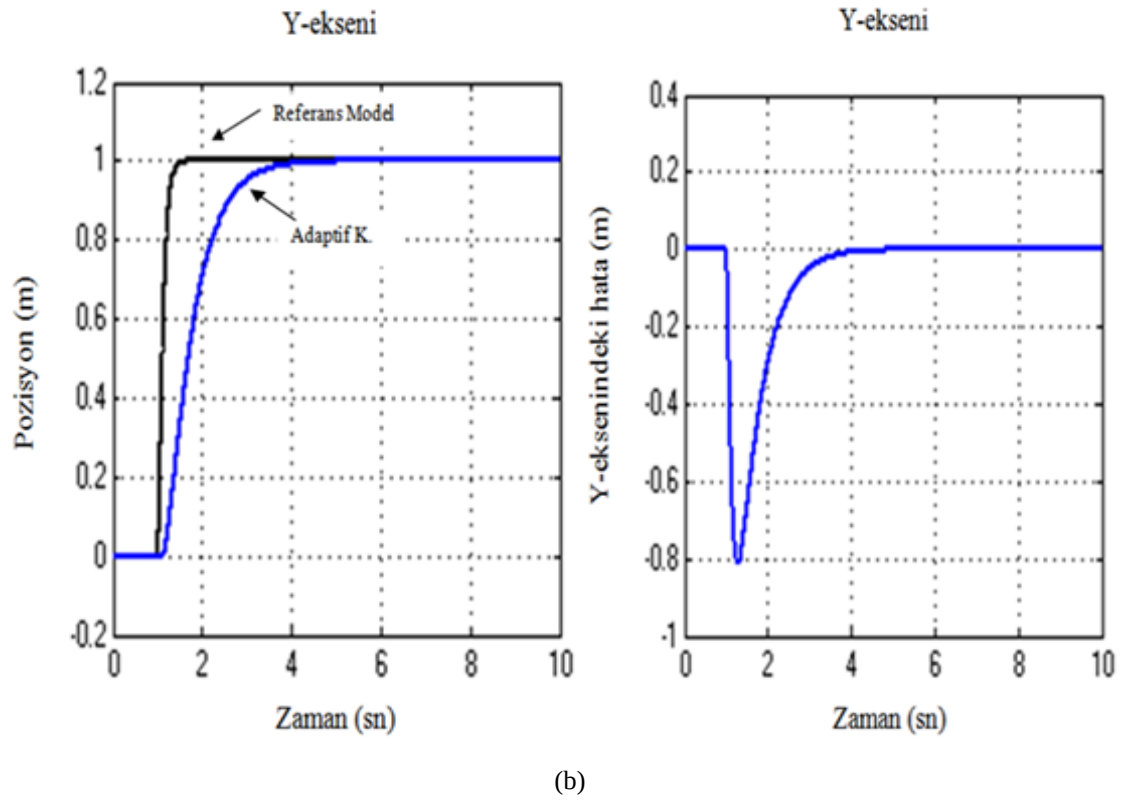
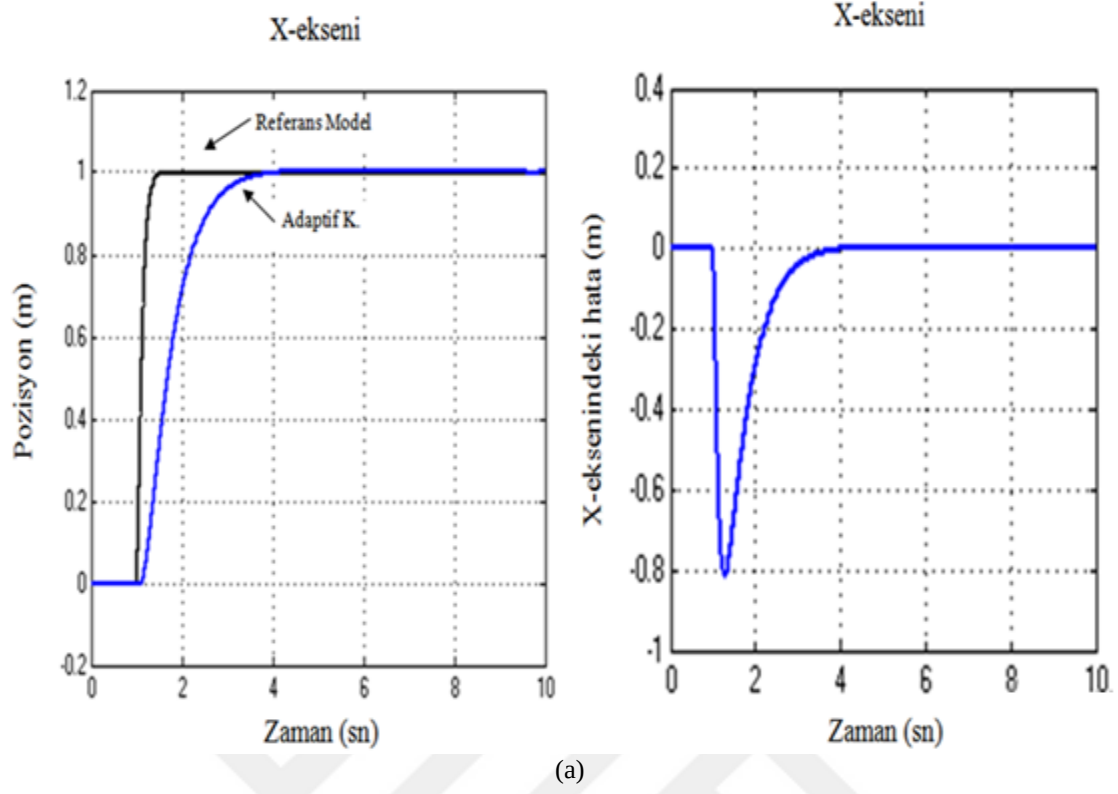


(b)

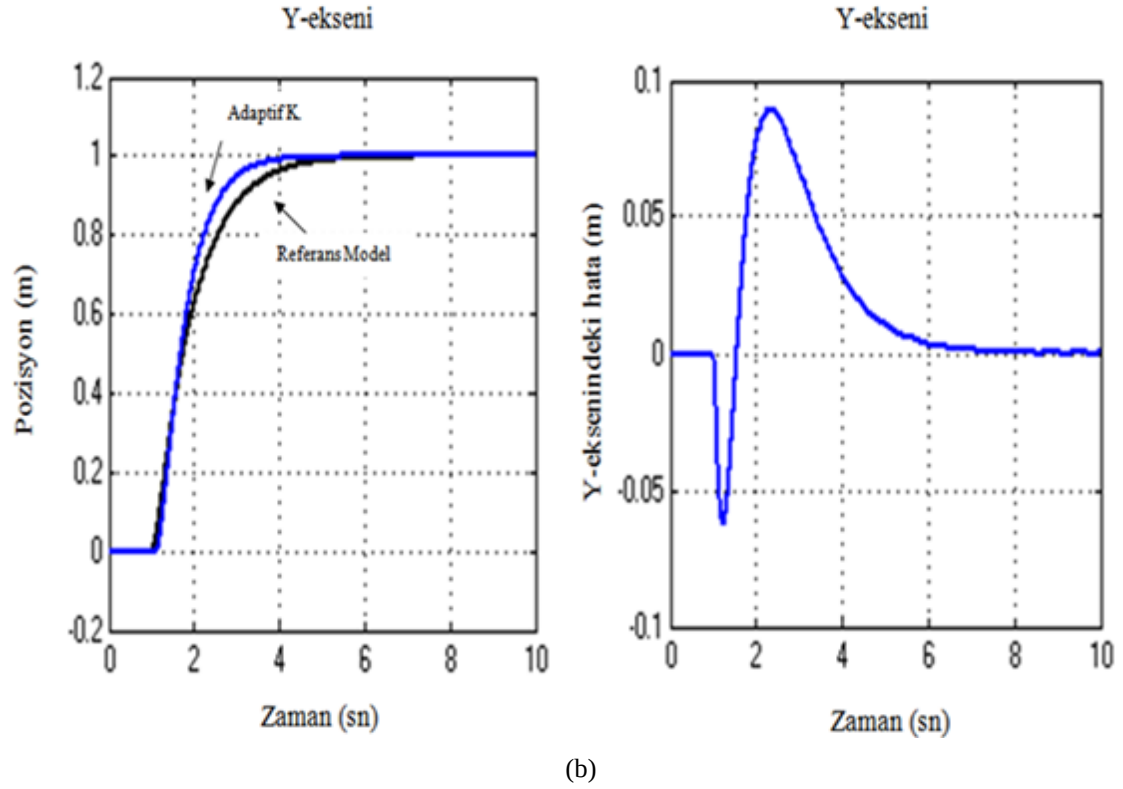
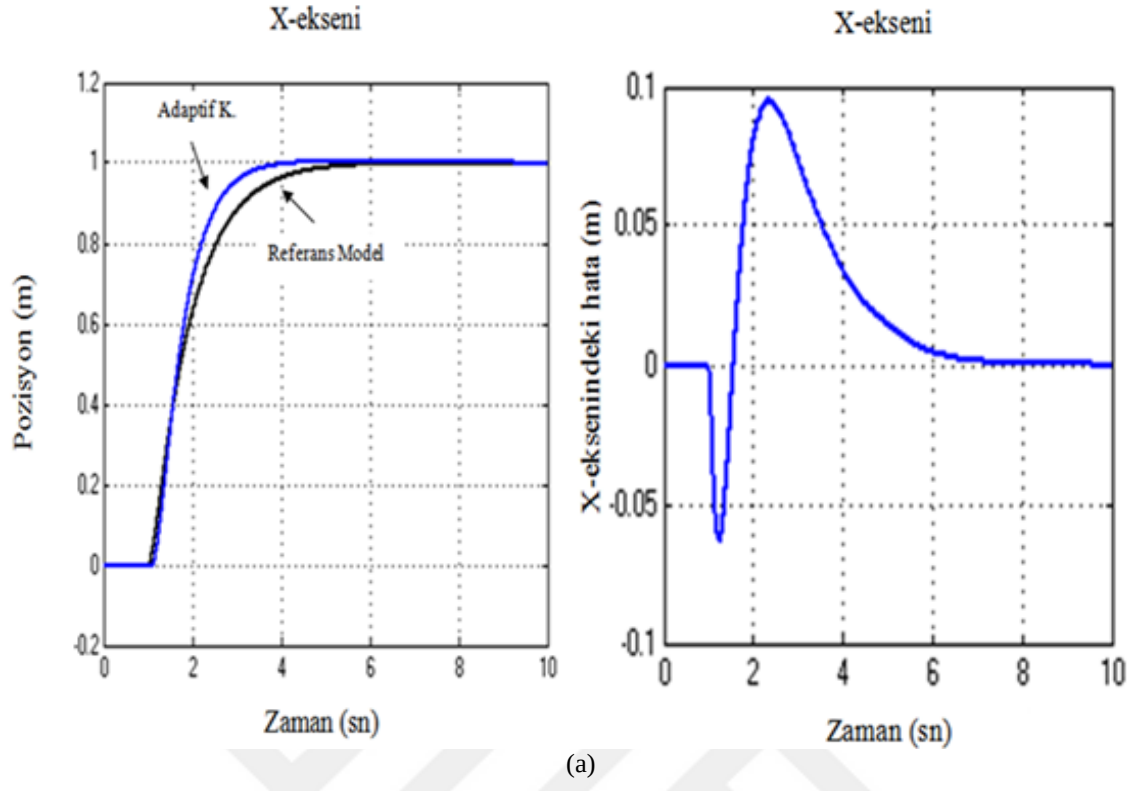
ekil 5. 28. $G_{X-Y}(s) = \frac{225}{s^2 + 30s + 225}$ referans model ve $\gamma = 0.5$ için (a) x-ekseni, (b) y eksenini benzetim sonuçları



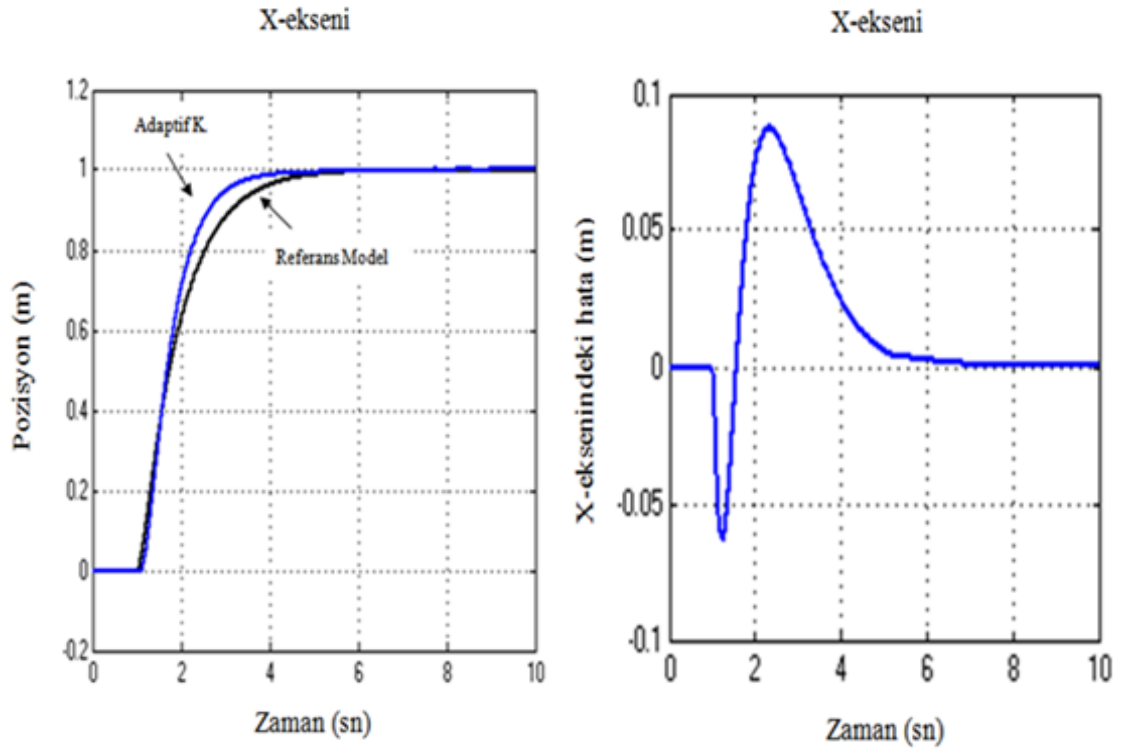
Şekil 5.29. $G_{X-Y}(s) = \frac{225}{s^2 + 30s + 225}$ referans model ve $\gamma = 0.3$ için (a) x-ekseni, (b) y-ekseni benzetim sonuçları



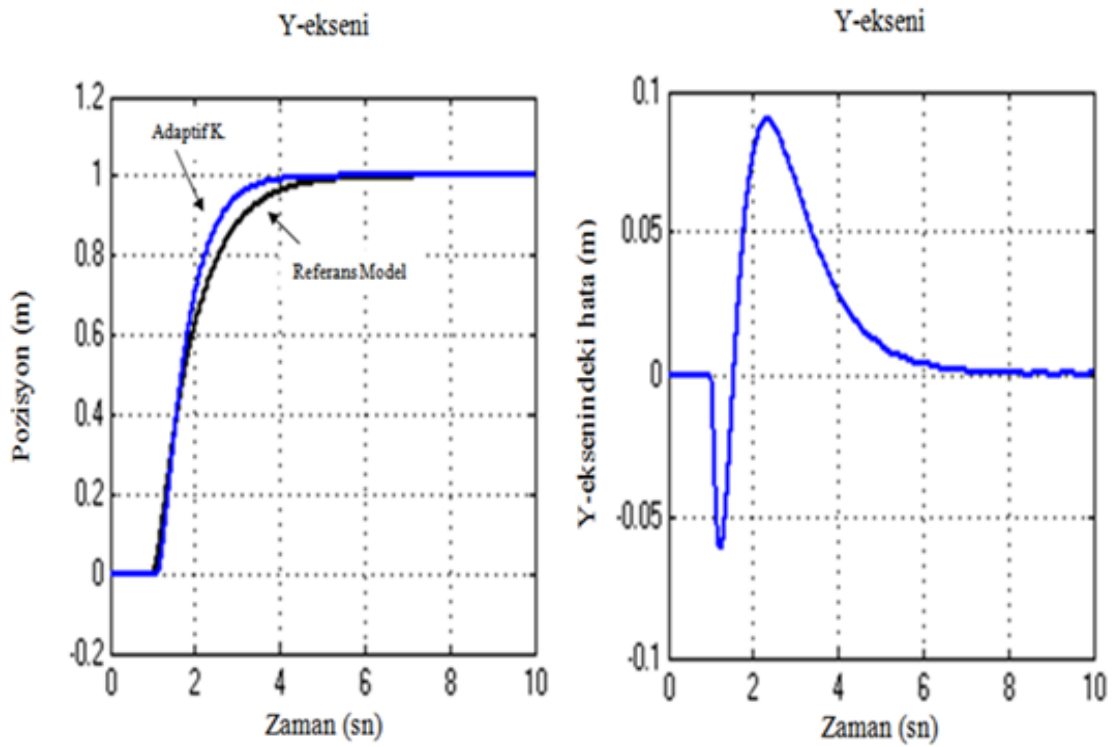
Şekil 5.30. $G_{X-Y}(s) = \frac{225}{s^2 + 30s + 225}$ referans model ve $\gamma = 0.1$ için (a) x-ekseni, (b) y-ekseni benzetim sonuçları



Şekil 5.31. $G_{X-Y}(s) = \frac{9}{s^2 + 9s + 9}$ referans model ve $\gamma = 0.5$ için (a) x-ekseni, (b) y-ekseni benzetim sonuçları

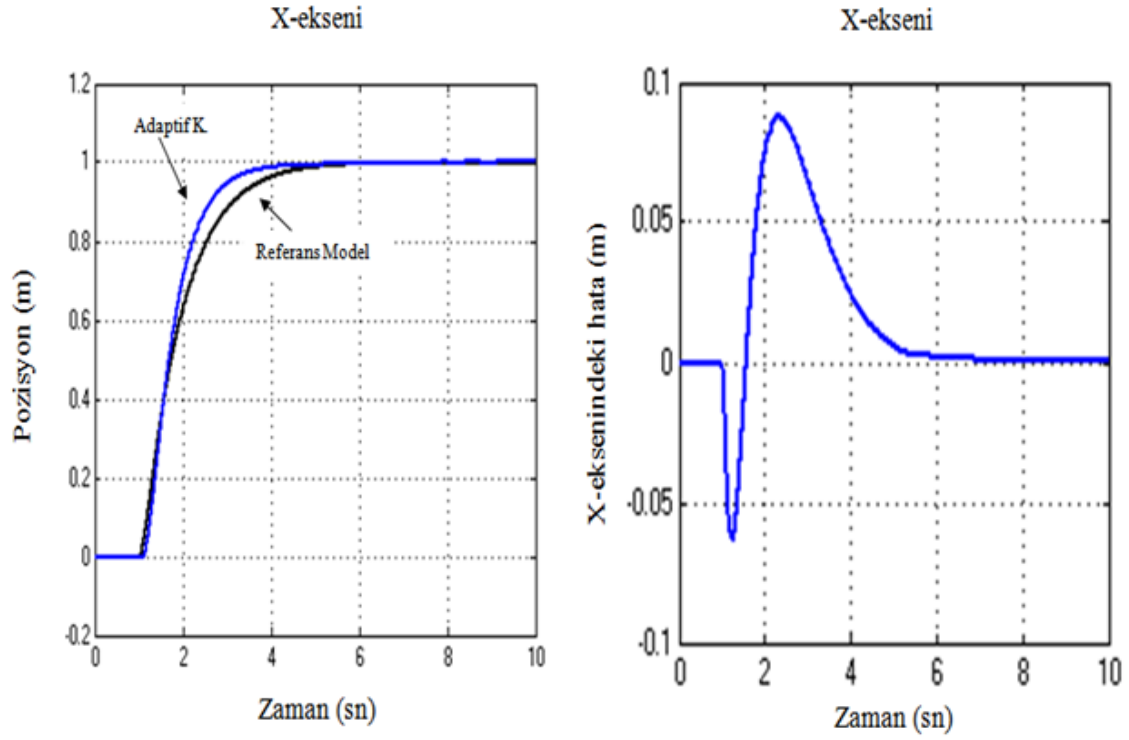


(a)

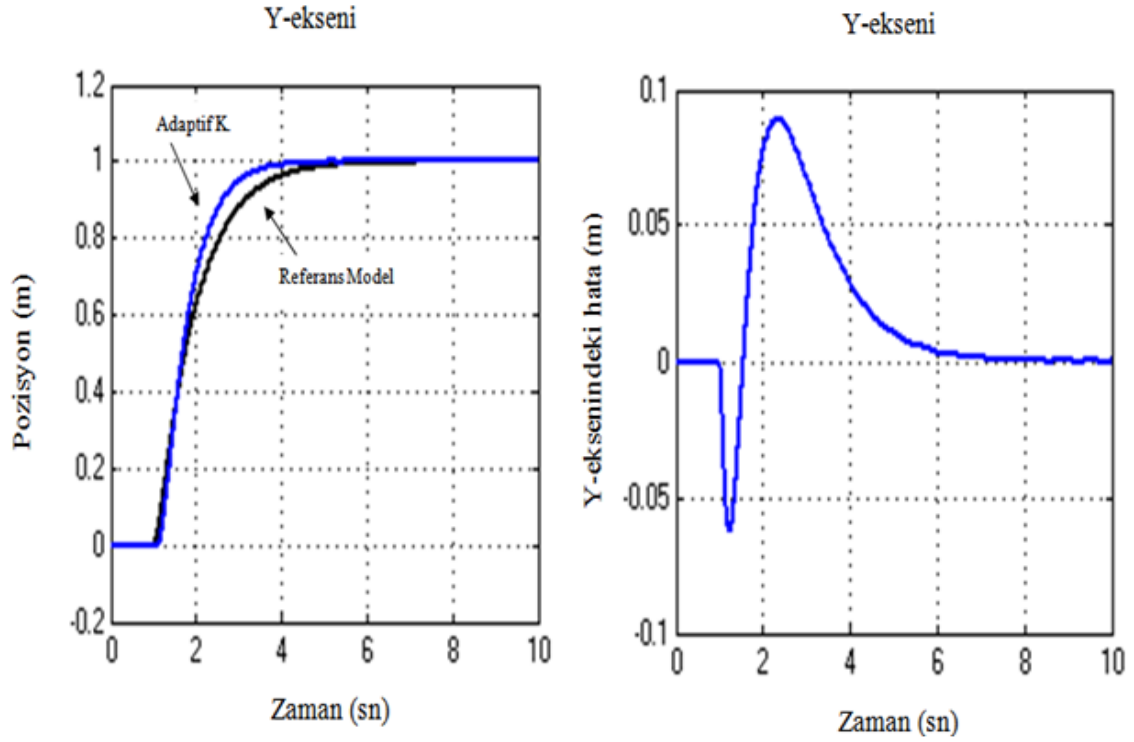


(b)

Şekil 5.32. $G_{X-Y}(s) = \frac{9}{s^2 + 9s + 9}$ referans model ve $\gamma = 0.3$ için (a) x-ekseni, (b) y eksenini benzetim sonuçları

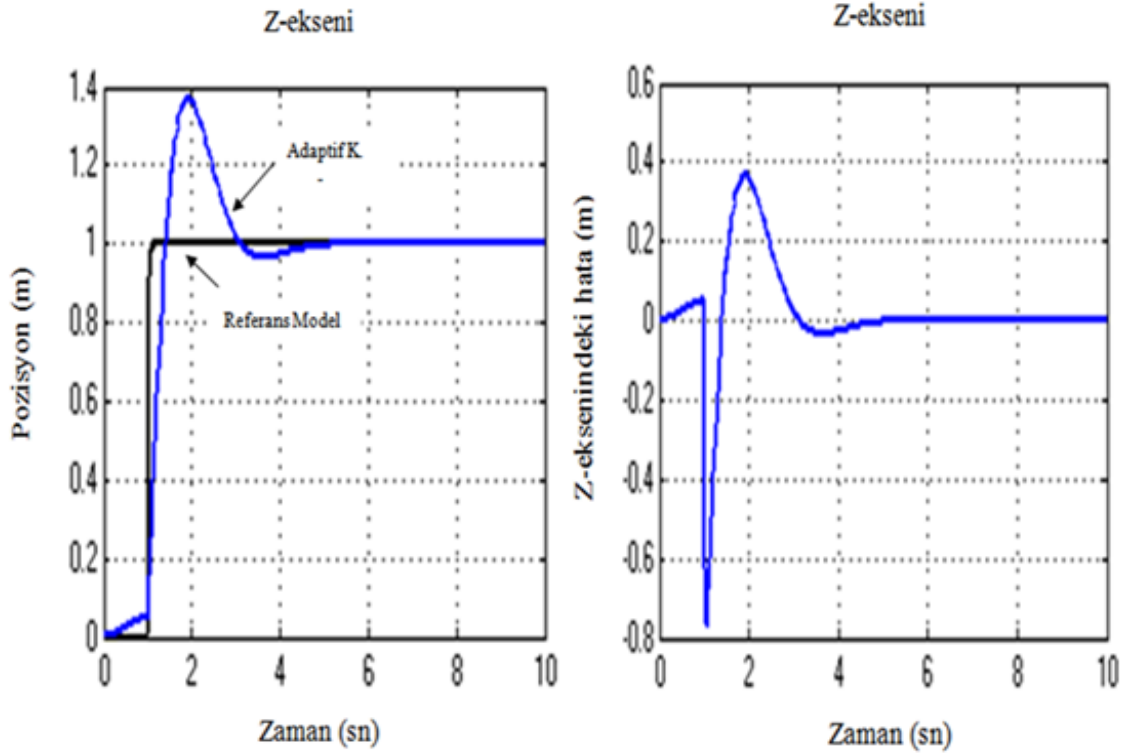


(a)

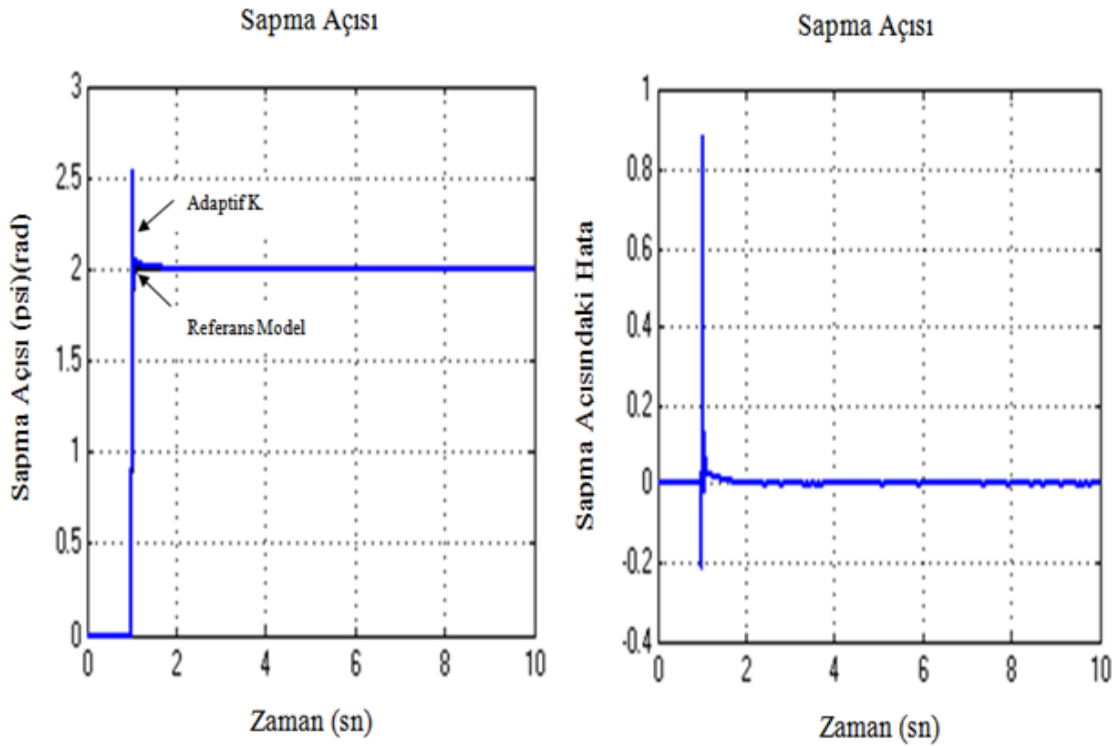


(b)

Şekil 5.33. $G_{X-Y}(s) = \frac{9}{s^2 + 9s + 9}$ referans model ve $\gamma = 0.1$ için (a) x-ekseni, (b) y-ekseni benzetim sonuçları

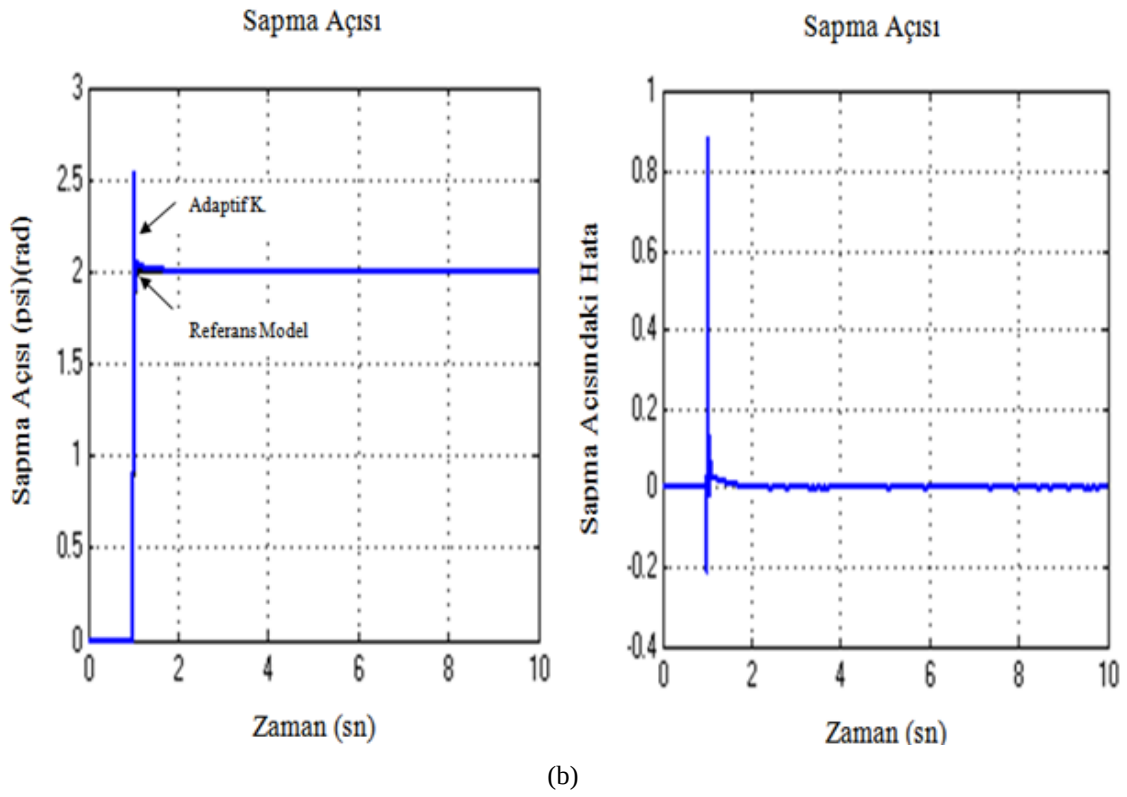
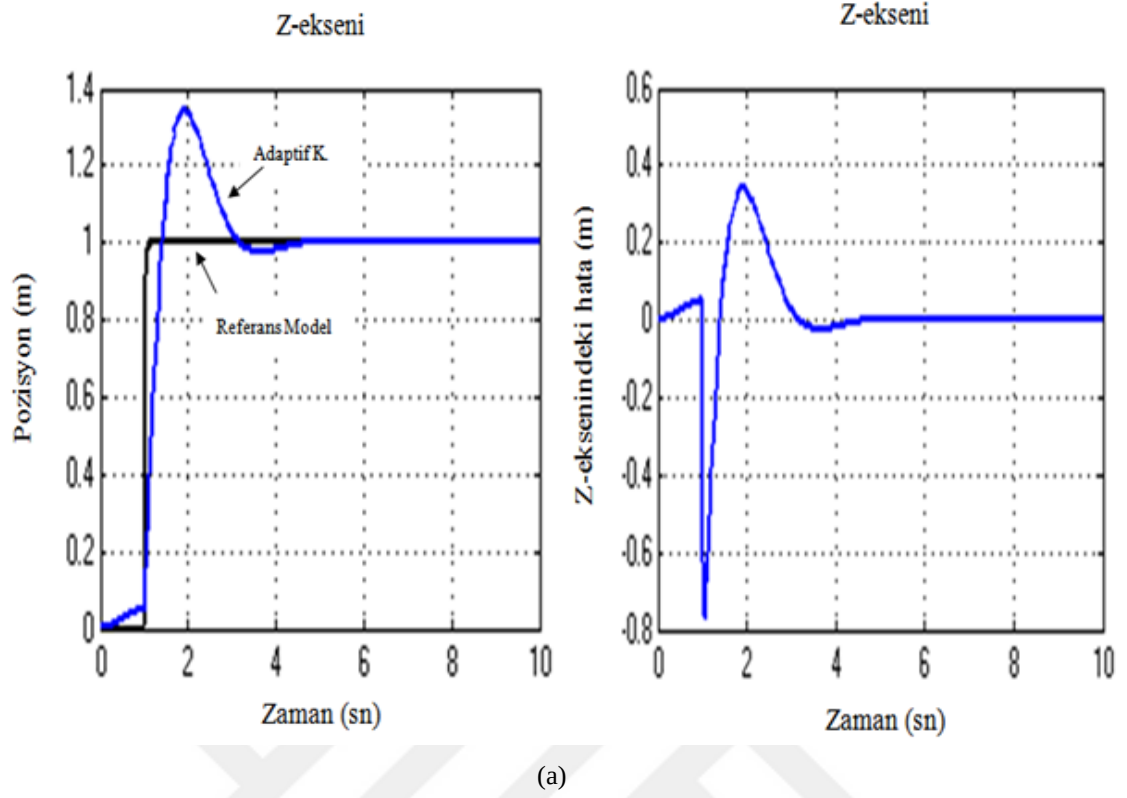


(a)

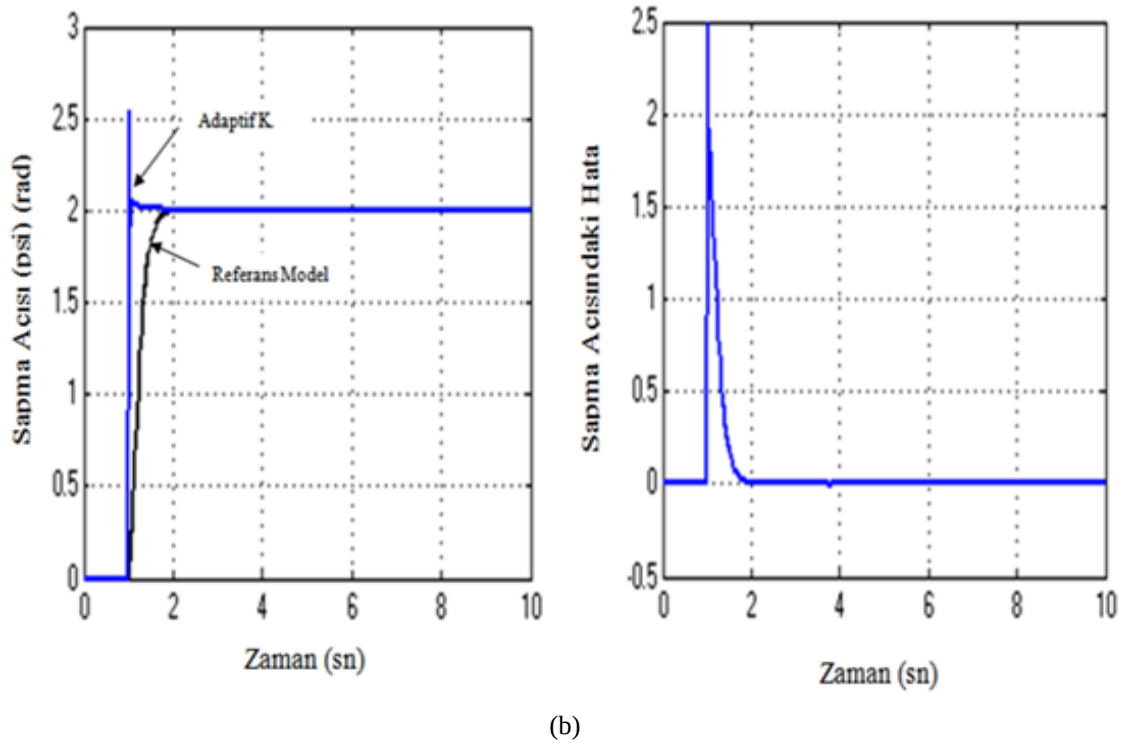
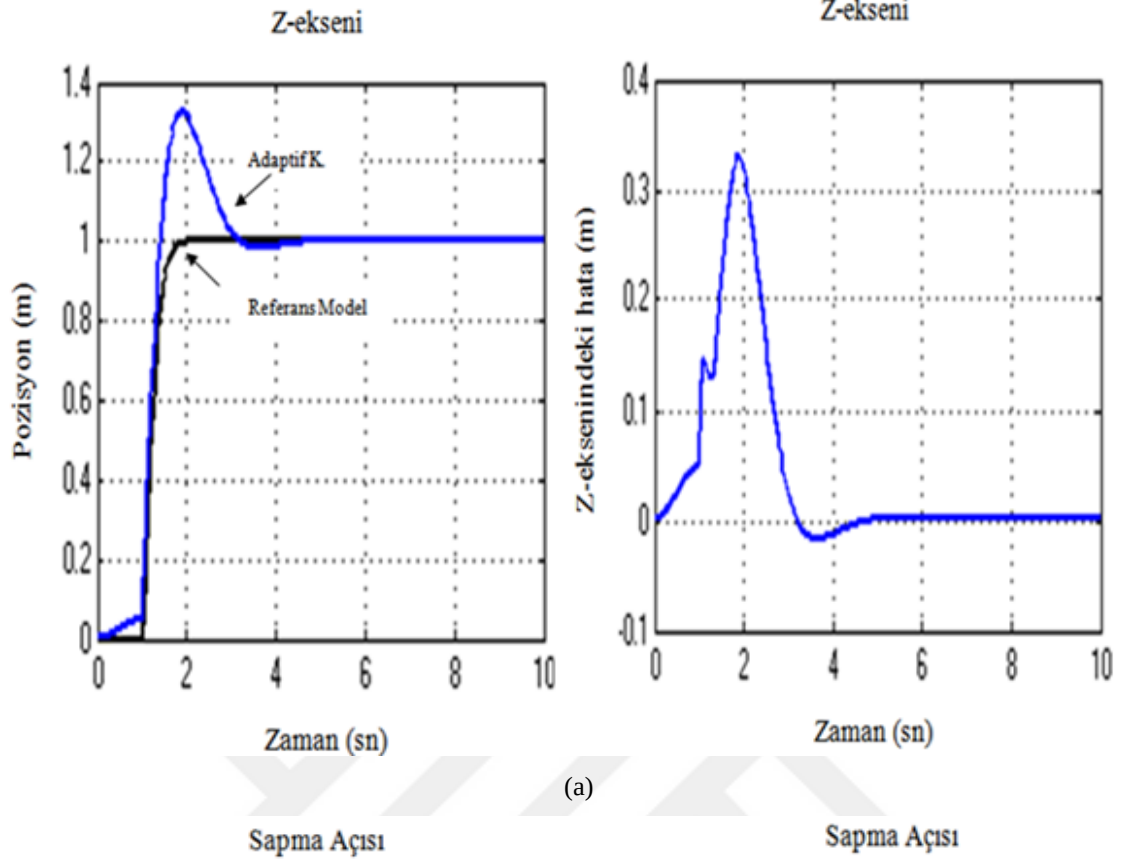


(b)

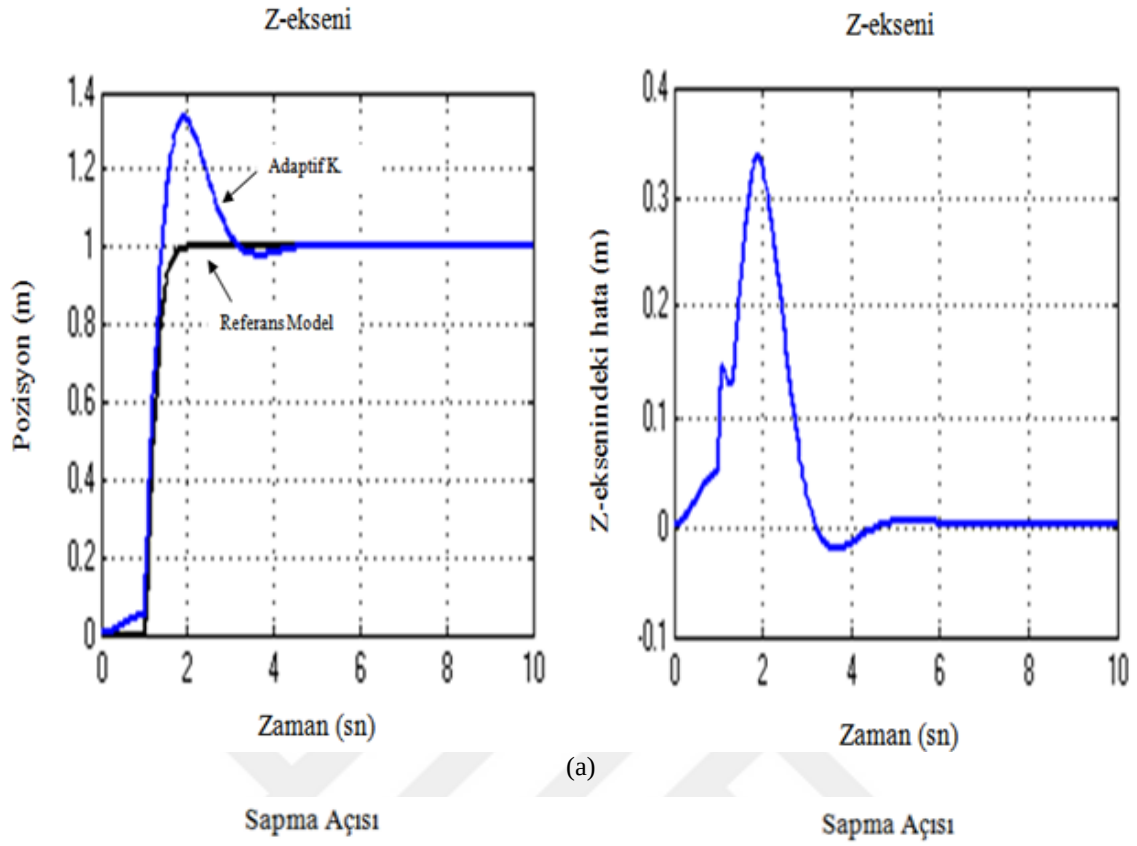
Şekil 5. 34. $G_{Z-\psi}(s) = \frac{60}{s+60}$ referans model ve $\gamma = 0.5$ için (a) z-ekseni, (b) sapma açısı benzetim sonuçları



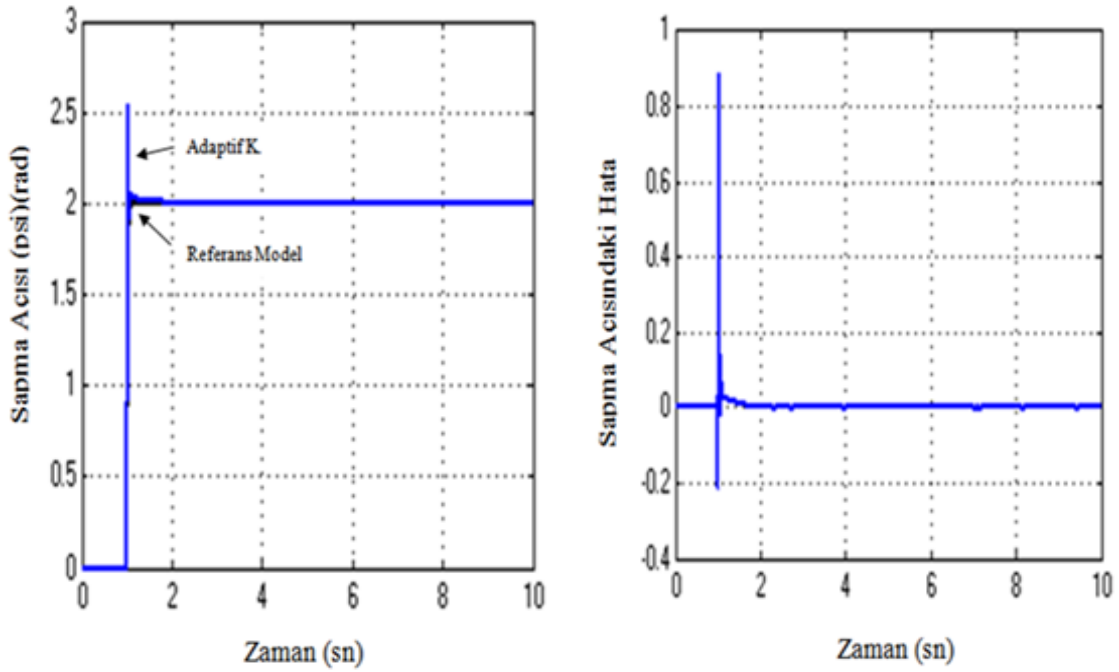
Şekil 5.35. $G_{Z-\psi}(s) = \frac{60}{s+60}$ referans model ve $\gamma = 0.1$ için (a) z-ekseni, (b) sapma açısı benzetim sonuçları



Şekil 5.36. $G_{Z-\psi}(s) = \frac{60}{s^2 + 15s + 60}$ referans model ve $\gamma = 0.5$ için (a) z-ekseni, (b) sapma açısı benzetim sonuçları



(a)



(b)

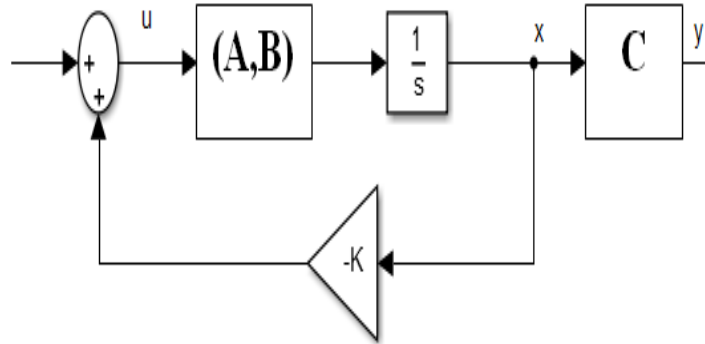
Şekil 5.37. $G_{Z-\psi}(s) = \frac{60}{s^2 + 15s + 60}$ referans model ve $\gamma = 0.1$ için (a) z-ekseni, (b) sapma açısı benzetim sonuçları

.Quadcopter için MRAK yöntemiyle farklı referans modelleri için farklı adaptasyon oranlarıyla elde edilen benzetim sonuçları Şekil (5-22-5.37) gösterilmiştir. Benzetim sonuçları göstermektedirki adaptasyon oranının seçimi oldukça önemlidir. Benzetim sonuçlarına göre adaptasyon oranı 0.1’de iken sistem en iyi cevabı vermiştir.

5.4. Linear Quadratic Regulator (LQR) ile Quadcopterin Kontrolü

LQR, kapalı döngü sistemler için durum geribildirim kazanımını bulmak amacıyla yaygın olarak kullanılan optimal kontrol yöntemidir.

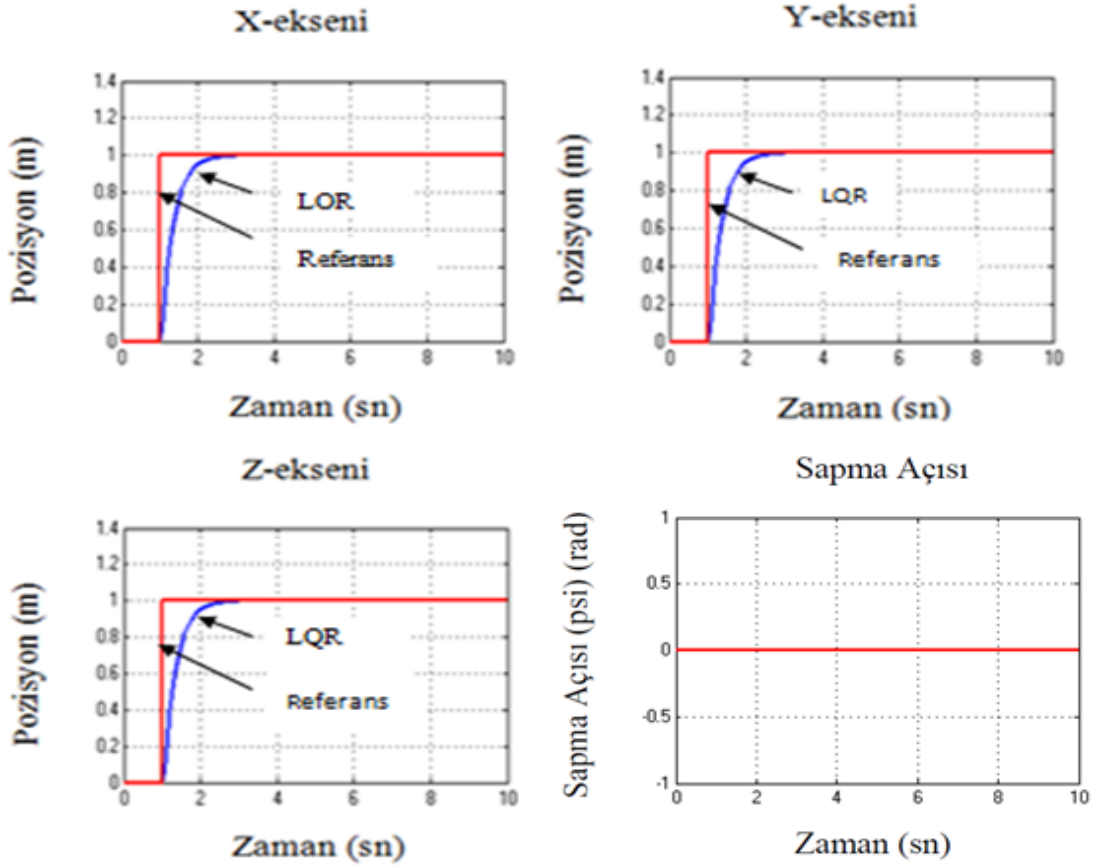
LQR kontrol yönteminde sistem girişi $u = -K_{lqr}x$ formunda, durum geri beslemeli performans fonksiyonunun genel hali, $J(x, u) = \frac{1}{2} \int_0^T [x^T(t)Qx(t) + u^T(t)Ru(t)]dt$ şeklindedir. K’nın değeri geçici durum cevabı ile denetim başarısı arasındaki dengeyi kurmaya dayanır. Bu denge Q ve R matrislerinin seçimiyle sağlanır. Q ve R pozitif tanımlı simetrik matrislerdir. R matrisi Q’dan daha büyük seçilirse, sistem küçük bir eforla durum vektörü sıfıra yaklaşır fakat sistemin cevap süresi uzar. Eğer R matrisi Q’dan küçük olursa, sistem daha büyük bir efor harcayarak, daha hızlı cevaba ulaşacaktır. Öte yandan, R ve Q değerleri büyüdükçe hata azalır ve sistem hızlanır [46].



Şekil 5.38. LQR Kontrolör

K_{lqr} matrisi, $K_{lqr} A + A^T K_{lqr} - K_{lqr} B R^{-1} B^T K_{lqr} + Q = 0$ denkleminde elde edilir.

Quadcopter hava aracının durum uzay formu gösteriminden elde edilen A ve B durum matrisleri ve sisteme uygun seçilen Q ve R matrislerinden hesaplanan K_{lqr} kazanç matrisi ile sistemin LQR kontrolü yapılmıştır. x, y, z eksenleri ve ψ açısı için kurulan benzetim modeli aşağıda gösterilmiştir.



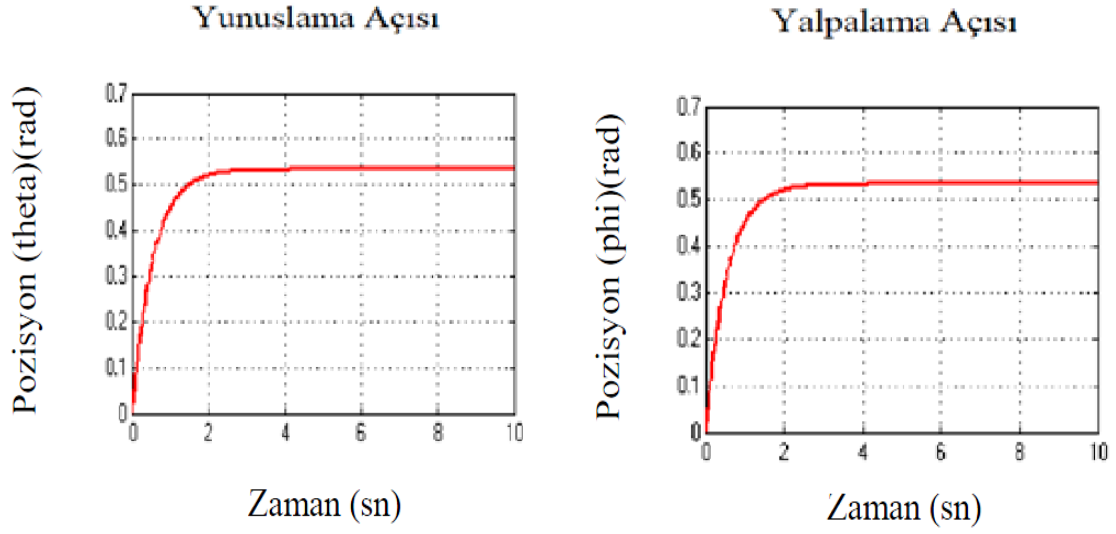
Şekil 5.41. LQR Kontrol benzetim sonuçları

Uygun ağırlık matrislerinin seçimi ve kazanç matrisinin hesabıyla quadcopterin yunuslama ve yalpalama açı kontrolü de yapılmıştır.

Quadcopterin yalpalama ve yunuslama açıları 30° ile sınırladığımızda elde edilen Q ve R ağırlık matrisleri aşağıdaki gibi seçilmiştir. ($30^\circ = 0.524 \text{ rad}$)

$$m_{ak} = \phi_{mak} = 0.524 \text{ rad} \quad Q = \begin{bmatrix} 3.507 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad R = \begin{bmatrix} 0.01 & 0 \\ 0 & 0.01 \end{bmatrix}$$

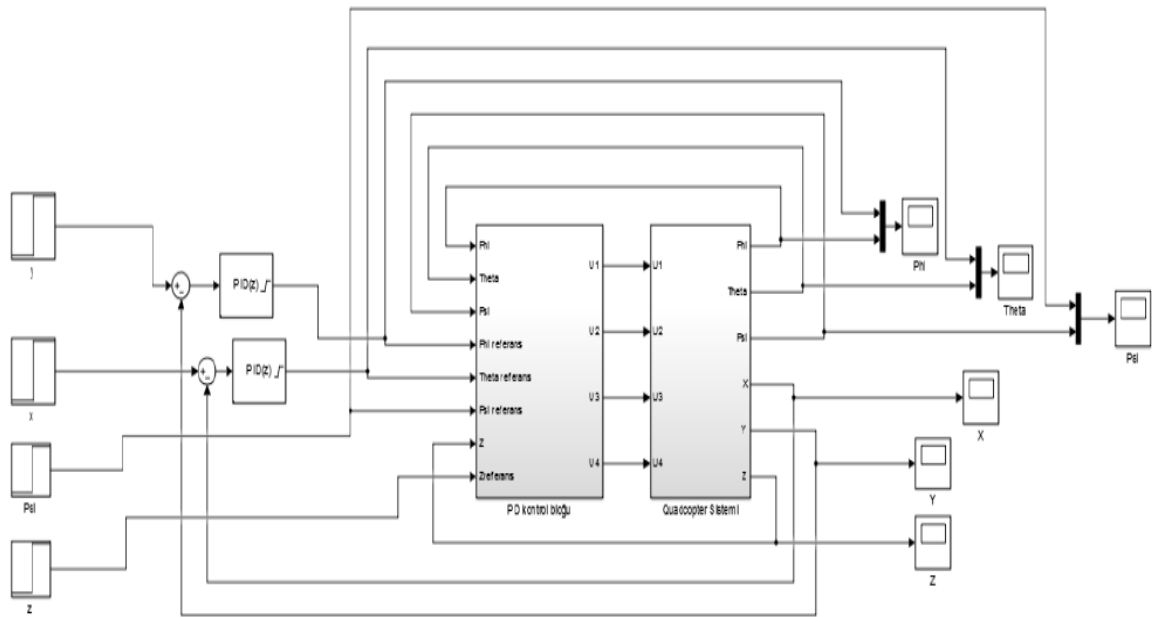
Yüzde aşımı kararlı hal hatası, yerleşme zamanı gibi performans kriterleri göz önünde bulundurularak bu matrislerin seçimi deneme yanılma yöntemiyle yapılmıştır. Ağırlık matrislerinin seçiminden sonra K kazanç matrisi MATLAB/Simulink ortamında hesaplanmıştır. Yalpalama ve yunuslama açısı için seçilen ağırlık matrisleri doğrultusunda istenilen açı değerinin elde edildiği Şekil(5.42) görülmektedir.



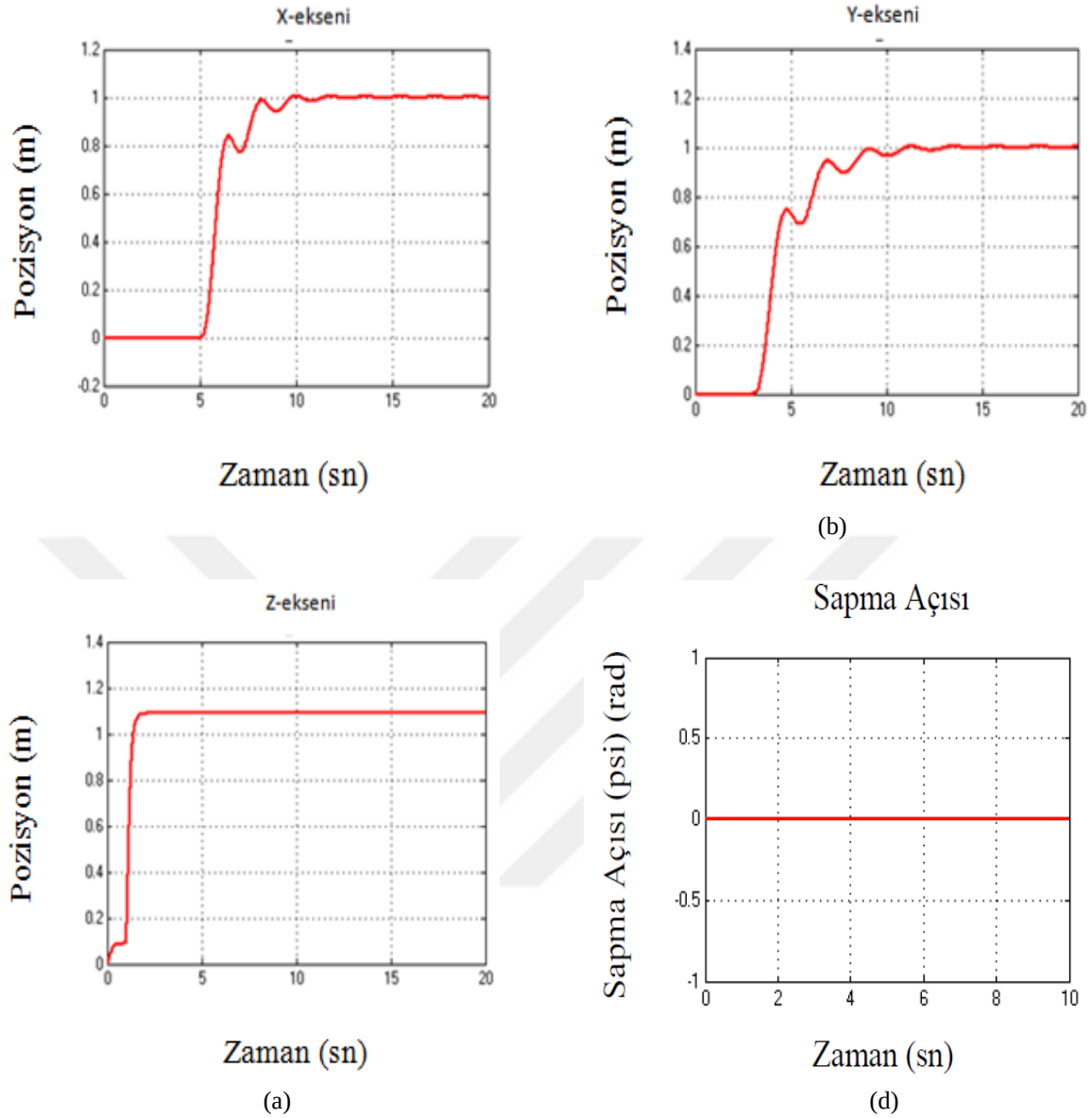
Şekil 5.42. Yunuslama ve yalpalama açısı ($\theta_{mak}=\phi_{mak}=0.524$ rad) benzetim sonuçları

5.5. Quadcopter Doğrusal Olmayan Model İçin PD Kontrol

Quadcopter için PD kontrolör doğrusal olmayan modeli için oluşturulmuştur. Rotor gerilim değerleri U_1, U_2, U_3, U_4 PD kontrol bloğunda uygun PD katsayıları ile çarpılarak pervanelerin bağlı olduğu rotor gerilim değerleri kontrol edilmiştir. Quadcopter sistem bloğunda, quadcopterin genel açısal hız değeri ve pervanelerin açısal hızları olan phi, theta, psi hesaplanmış ve bu açı bilgilerine göre istenilen x,y,z değerleri elde edilmiştir. Şekil 5.43’de quadcopter PD benzetim modeli gösterilmiştir.



Şekil 5.43. Quadcopter PD kontrol benzetim modeli

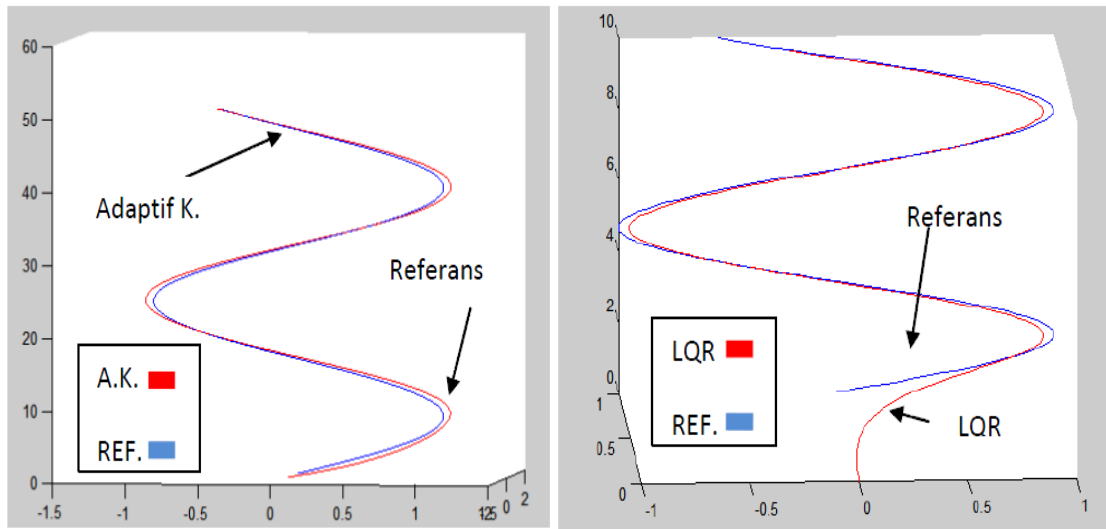


Şekil 5.44. Quadcopter PD kontrol benzetim sonuçları a) x-ekseni b) y-ekseni c) z-ekseni d) sapma açısı

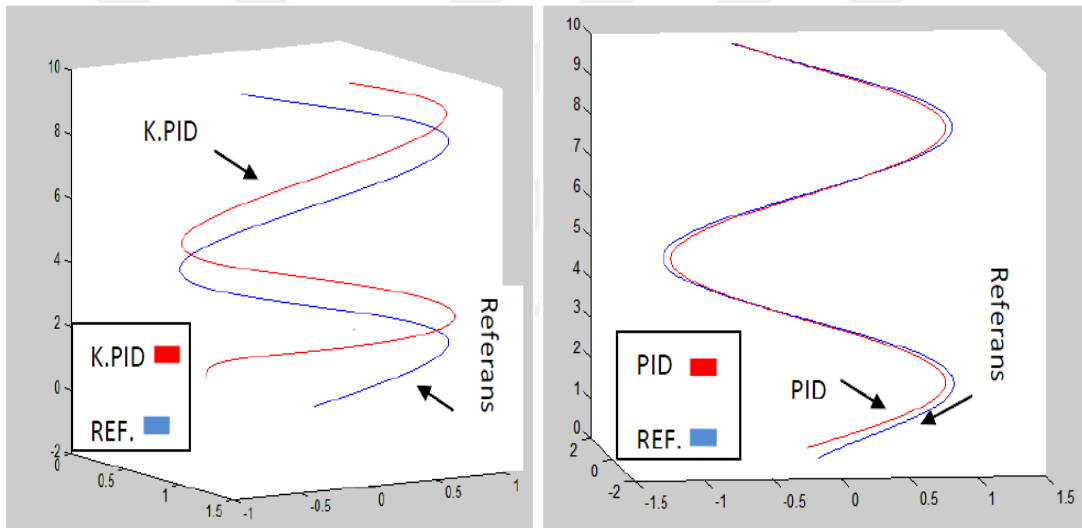
Şekil 5.44 Quadcopter benzetim sonuçları incelendiğinde x, y ve z istenilen pozisyon değerlerine kısa bir yerleşme zamanı ve çok fazla salınım olmadan geçtikleri görülür. z ekseninde kalıcı durum hatası gözlenmiştir. Sapma açısı simülasyon boyunca kararlı konumda yani sıfırdadır.

5.6. Takip Senaryoları

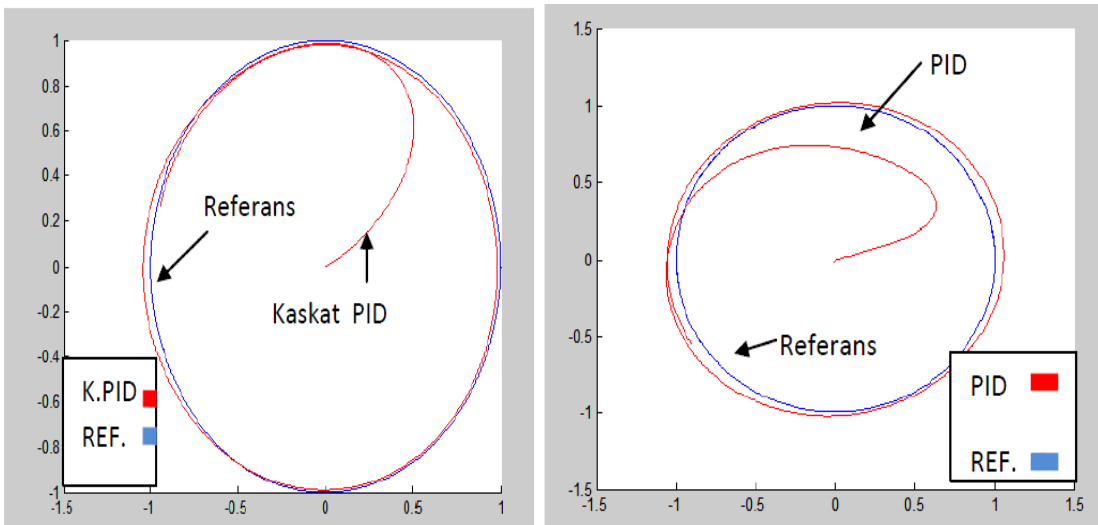
Quadcopter için PID, LQR, Adaptif ve Kaskat PID kontrol yöntemleri için güzergah takip senaryoları uygulanmıştır ve elde edilen sonuçlar Şekil (5.45) ile gösterilmiştir.



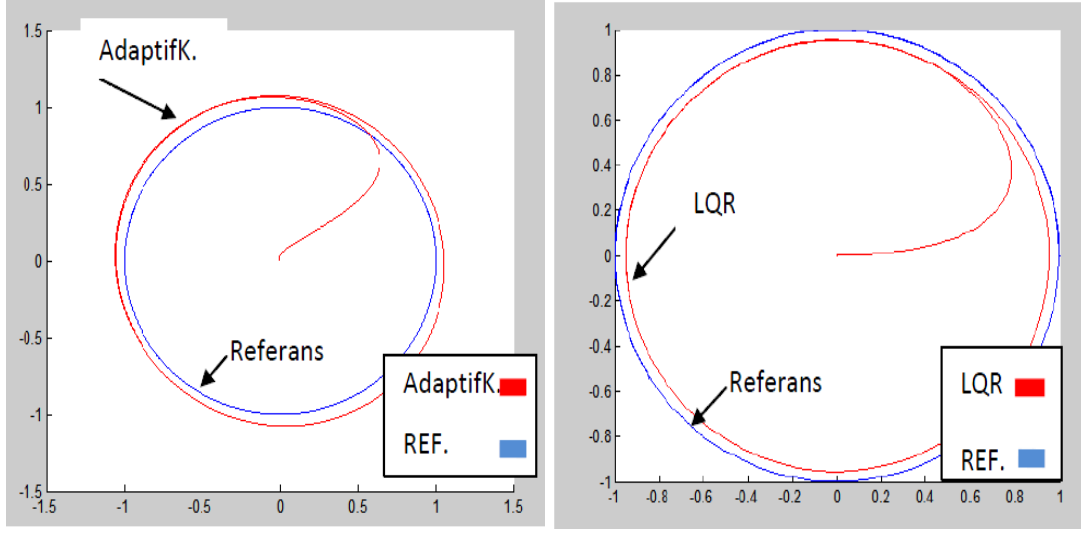
(a)



(b)



(c)



(d)

Şekil 5.45. Güzergah takip senaryoları sonuçları

6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Çalışmada, dikey iniş ve kalkış yapan insansız hava aracı quadcopterin kontrolüne yönelik çeşitli kontrol yaklaşımları sunulmuştur.

Quadcopter doğrusal modeli için PID, Kaskat PID, Adaptif kontrol ve LQR yöntemleri için, doğrusal olmayan model için PD kontrol yöntemleri ile benzetim çalışmaları yapılmıştır.

Yapılan benzetim çalışmalarında x,y,z,eksenleri ve ψ açısı için istenilen referans konumları takibinde adaptif kontrol yönteminin daha başarılı sonuçlar verdiği gözlenmiştir. MRAK yönteminde referans model ve adaptasyon oranı seçimleri sitem performansını büyük ölçüde etkilemektedir. Çalışmada x-y z eksenleri için farklı referans model ve adaptasyon oranı seçimleriyle yapılan kontrol çalışmalarıyla istenen sonuçlar elde edilmiştir. Adaptasyon oranı (γ) = 0.1'den elde edilmiştir. Benzetim çalışmalarına göre tüm referans modeller için en iyi sonuçlar adaptasyon oranı 0.1'de iken alınmıştır.

Kartezyen konum kontrolünde amaç x, y, z kartezyen uzayda istenilen gezginlerdeki takip edebilmesini sağlamaktır. Bu bakımdan Adaptif kontrolör yöntemini PID kontrol yöntemi takip etmiştir. Elde edilen benzetim sonuçlarına bakıldığında göre makul sınırlar içerisinde maksimum aşma gözlenmiş olup, sistem kısa süre içerisinde istenilen referansları takip etmiştir.

LQR kontrolörde adaptif ve PID kontrolörlere göre x-y-z eksenlerinde yerleşme süresi daha uzundur. LQR denetleyicide ağırlık matrisleri Q ve R'nin seçimi sistem performansını etkilemektedir. Çalışmada Q ve R matrislerinin uygun seçimi ile sistemin istenilen açı ve konum performansların elde edilmesi sağlanmıştır.

Kaskat PID kontrolör yapısı x ve y ekseninde yerleşme süresi en uzun olan kontrolör olmuştur. Kaskat PID kontrolör yapısına oranla PID kontrolörün basit yapısı ve kolay uygulanabilirliği gerçek zamanlı uygulamalarda daha fazla öne çıkmaktadır.

Yapılan benzetim çalışmalarında alınan sonuçlar bundan sonra yapılacak olan pratik çalışmalarda performansı artırıcı kontrol yöntemi seçiminde kullanılabilir.

KAYNAKLAR

- 1] N. S. Özbek, “İnsan Hava Araçlarında Farklı Kontrol Tekniklerinin Performans Karşılaştırılması” Tobb Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, 2010.
- 2] “İHA Evrimi” <http://www.angelfire.com/hero2/davjostre/Josh%202.html>.
- 3] [Erişim 06 Haziran 2018].
- 4] “Drone (Quadcopter) Nedir Nasıl Yapılır ?” Drone, IoT, Elektronik, Robotik, Gömülü Sistemler (<https://canayazblog.wordpress.com/drone-quadcopter-nedir-nasil-yapilir/>).[Erişim 12 Haziran 2017].
- 5] “Uçmak İsteyenlere: ‘Multicopter’”. <http://www.elektrikport.com/teknik-kutuphane/ucmak-isteyenlere> [Erişim 07 Haziran 2018].
- 6] “Dronecopter” <http://www.turkiyegazetesi.com.tr/vozet.php>,[Erişim 05 Haziran 2018]
- 7] “İnsansız Hava Araçları Tarihçesi-4”. Bilim Çağı <http://www.bilimcag.com/calismalarim/insansiz-hava-araclari/insansiz-hava-araclari-tarihcesi/>. [Erişim 06 Mayıs 2018].
- 8] M. A YILMAZ, “Muharebe Alanında ve Terörle Mücadelede Devrimsel Dönüşüm”, 65.
- 9] Ö. Karaduman ve Z. H. Akpolat, “Bulanık Model Referans Öğrenmeli Denetim Yönteminde Kullanılan Kazançların Bir Genetik Algoritma İle Belirlenmesi”,2015
- 10] N. Can., ve M. Kahveci. “İnsansız Hava Araçları: Tarihçesi, Tanımı, Dünyada Ve Türkiye Deki Yasal Durumu”. Selcuk University Journal Of Engineering ,Science And Technology 5, Sy ,2017
- 11] “İHA Sistemleri Yol Haritası _2016-08-03-10-57-57.pdf” https://www.stm.com.tr/documents/file/Pdf/6.%C4%B0ha%20Sistemleri%20Yol%20Haritasi_2016-08-03-10-57-57.pdf. [Erişim 07 Haziran 2018]
- 12] “İha Sistemleri Yol Haritası “Bayraktar TB2 | İnsansız Hava Araçları | SİHA - İHA Sistemleri”. Savunma Sanayi (blog),. <http://savunmasanayi.org/bayraktar-tb-2/>. [Erişim 23 Ocak 2018]
- 13] “Selçuk Bayraktar: İnsansız Jet Yapacağız” <https://tr.sputniknews.com/turkiye>

- a. [Erişim 02 Temmuz 2018].
- 14] “BAYKAR–İnsansız Hava Aracı Sistemleri”. <http://baykarmakina.com/>. [Erişim 02 Temmuz 2018].
- 15] R Çömert, A. Uğur, ve Ş Emre. “İnsansız Hava Araçlarının Kullanım Alanları Ve Gelecekteki Beklentiler”, 2012, 10.
- 16] “Yeni Operatif İHA ve Görevi”. Defence by T-Rex (blog), 21 Nisan 2016. <https://tyrannosurusrex.wordpress.com/2016/04/21/yeni-operatif-ih-a-ve-gorevi/>. [Erişim 02 MART 2018].
- 17] “A Drone That Can Fly, Float and Dive Underwater”. Engadget. <https://www.engadget.com/2016/01/26/loon-copter-underwater-drone/>. [Erişim 08 Haziran 2018].
- 18] A.U. Batmaz, “Çok Rotorlu İnsansız Hava Aracı Tasarımı Ve Kablosuz Algılayıcı Ağlarda Kaynak Ataması Eniyilemesi”, T.Y., 125.
- 19] “Umay-Vtol İnsansız Hava Aracı (İHA)”. Millisavunma.Com (blog), 10 Nisan 2017. <http://www.millisavunma.com/umay-vtol-insansiz-hava-araci-ih-a/>. [Erişim 15 Mayıs 2018]
- 20] “VTOL İHA 2017’de Uçacak”.. <http://www.c4defence.com/Arsiv/vtol-ih-a-2017-de-ucacak/3658/1>. [Erişim 08 Haziran 2018]
- 21] “Vision VTOL. A Cure For Global Crises” <http://cureforglobalcrises.weebly.com/vision-vtol.html>. [Erişim 08 Haziran 2018]
- 22] J.M.B Dominques, “Quadrotor Prototype”, Portugal, t.y., 2009
- 23] E.Helvaci “Quadcopter_Tasarimi_.pdf”. <http://www.ibrahimcayiroglu.com/Dokumanlar/MekatronikProjeUygulamasi/35-Makale>
- 24] A. Güçlü, “Attitude and Altitude Control of an Outdoor Quadrotor”, Master Thesis, Atılım University, , 2012
- 25] “BellQTRQUADTİLTROTOR”. http://www.aviastar.org/helicopterseng/bell_gtr.ph [Erişim 20 Mayıs 2018]
- 26] S. A. Widyanto, A. Widodo, ve Y. A. Wijonarko, “Auto Level Control Systems of V-Tail Quadcopter”, t.y., 6.,2014

- 27] B. Jayesh, ve K. Patel, “Modelling, Simulation and Altitude-Range-Analysis of Quad-Copter UAV”. *IFAC Proceedings Volumes* 47, sy 1: 1126-30. <https://doi.org/10.3182/20140313-3-IN-3024.00209>. ,2014
- 28] R. Konrad, M. Hua, G. Ducard, ve S. Bouabdallah, “A Robust Attitude Controller and Its Application to Quadrotor Helicopters”. *IFAC Proceedings Volumes* 44, sy 1 10379-84. <https://doi.org/10.3182/20110828-6-IT-1002.02377>., Ocak 2011:
- 29] Z. Samır, “Sliding Mode Control Strategy for a 6 DOF Quadrotor Helicopter”. *Journal of Electrical Engineering*, t.y., 7.
- 30] T. S. Aye, P. T. Tun, Z. M. Naing, ve Y. M. Myint, “Development of Unmanned Aerial Vehicle Manual Control System”, 2008,
- 31] L. E Romero, D.F. Pozo, ve J. A. Rosales, “Quadcopter Stabilization by Using PID Controllers”, 2014, 12.
- 32] A.V. Hystad. “Model, Design and Control of a Quadcopter”, t.y., 181.
- 33] R. Andreas, S. Roland, H. Christoph, N. Janosch, “Dynamics Identification & Validation, and Position Control for a Quadrotor”, t.y., 52.
- 34] C. Balas, “Modelling and Linear Control of a Quadrotor”, t.y., 150.
- 35] T. Bresciani ,“ Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter .t.y.,2008
- 36] R.Thomas, “Sliding Mode Controller For a Quadrotor”,t.y, 2010
- 37] S. Kurtoğlu, “Dört Pervaneli Uçuş Aracı Deney Düzeneği Donanım Ve Kontrol Algoritmalarının Tasarımı”, T.Y., 81.
- 38] S. Bouabdallah, “Design And Control Of Quadrotors With Application To Autonomous Flaying,Swiss”,129p 2007
- 39] A. Karaahmetoğlu,. “Dört Rotorlu (Quadrotor) Hava Aracının Durum Kestirimine Dayalı LQR ile Yörünge Kontrolü”, 2011, 47.
- 40] S. Akyüz,. “Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracı (Quadrotor)’Nın PD ve Bulanık Kontrolcü Tasarımı Ve Benzetim Uygulaması”, t.y., 102.

- 41] H. Alzu'bi, I. Mansour, ve O. Rawashdeh, "Loon Copter: Implementation of a Hybrid Unmanned Aquatic–Aerial Quadcopter with Active Buoyancy Control". *Journal of Field Robotics*, 23 Şubat 2018.
- 42] S. Bouabdallah, P. Murrieri, R. Siegwart, "Design and Control of an Indoor Micro quadrotor", 2002
- 43] N. Hadi, ve A. Ramz, "Tuning of PID Controllers for Quadcopter System Using Hybrid Memory Based Gravitational Search Algorithm – Particle Swarm Optimization". *International Journal of Computer Applications* 172, sy 4 (17 Ağustos 2017): 9-18. <https://doi.org/10.5120/ijca2017915125>.
- 44] İ. Coşkun ve H. Terzioğlu "Gerçek Zamanda Değişen Parametrelili PID Hız Kontrolü" t.y
- 45] A. Özdemir, "T.C. Selçuk Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü", t.y., 122.
- 46] J. Slotine, ve W. Li. "Applied Nonlinear Control. Englewood Cliffs, N.J: Prentice Hall", 1991.
- 47] Ş. M. Arif, "İki Tekerlekli Robot İçin Bulanık Mantık Tabanlı Kontrolcü Tasarımı Ve Arı Algoritması Kullanarak Optimizasyonu" T.C. Selçuk Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, t.y., 85.

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı: Funda KUZU

Uyruğu: T.C.

Doğum Yeri ve Tarihi: ELAZIĞ - 1992

Telefon: 05384257209

e-mail: fundakuzuuuu@gmail.com

EĞİTİM

2006-2010: Mehmet Akif Ersoy Lisesi

2011-2015: Fırat üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Mekatronik Mühendisliği Bölümü (Lisans)

2015-2018: Fırat üniversitesi, Teknoloji Fakültesi, Mekatronik Mühendisliği(YüksekLisans)

İŞ TECRÜBESİ

UMAY MEDİKAL Arge Mühendisi, 2017-2018

MİKOSİS ELEKTRONİK, Staj, 2013

COBOTÜRK, Staj, 2014

YAYINLAR

F. KUZU, A. ALTINÖRS, “Bir Quadcopterin PID ve LQR Kontrol Yöntemleri Kullanılarak Yapılan Dinamik Analizi”, Makinatek, 1 Temmuz 2018.