

**DÖNERKANAT TİPİNDE BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ ARIZA
TOLERANSLI KONTROLÜ**

Ahmet ERMEYDAN

Doktora Tezi

Havacılık Elektrik ve Elektronik Anabilim Dalı

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Hakan KORUL

Eskişehir

Eskişehir Teknik Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Aralık 2020

ÖZET
DÖNERKANAT TİPİNDE BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ ARIZA
TOLERANSLI KONTROLÜ

Ahmet ERMEYDAN

Havacılık Elektrik ve Elektronik Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Aralık 2020

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Hakan KORUL

Bu çalışmada dönerkanat tipinde bir insansız hava aracına arıza toleranslı kontrol tasarımı yapılması amaçlanmıştır. Laboratuvar ortamında bir araya getirilen dört rotorlu İHA'nın hareket denklemleri motor dinamikleri de dahil edilerek çıkarılmıştır. Ortaya konan matematiksel model üzerinde oransal denetleyici, LQR denetleyici, kayma kipli denetleyici ve geri adım lamalı denetleyici olmak üzere dört farklı denetleyicinin arızasız ve arızalı durum benzetimleri yapılmıştır. Ek olarak arızalı durum için modifiyeli uyarlamalı kayma kipli denetleyici tasarlanmıştır. Tasarlanan tüm denetleyiciler için farklı motor arıza durumlarının benzetim sonuçları ortaya konulmuştur.

Anahtar Sözcükler: Dört rotorlu İHA tasarımı, Arıza toleranslı kontrol, Denetleyici tasarımı.

ABSTRACT

FAULT TOLERANT CONTROL OF A ROTARY WING TYPE UNMANNED AERIAL VEHICLE

Ahmet ERMEYDAN

Department of Avionics

Eskişehir Technical University, Institute of Graduate Programs, December 2020

Supervisor: Asst. Prof. Dr. Hakan KORUL

In this study, a fault tolerant control design is made for a rotary wing type unmanned aerial vehicle. A realistic simulation environment is created for the quadcopter, and its equations of motion are derived by including the motor dynamics. In this simulation environment, faulty and unfaulty condition simulations of four different type of controllers, namely proportional controller, LQR controller, sliding mode controller and backstepping controller, are conducted. In addition to prementioned controllers, a modified adaptive sliding mode controller for faulty condition is also designed. Finally, the outputs of various simulations for different motor fault conditions are presented for each controller type.

Keywords: Quadcopter design, Fault tolerant control, Controller design.

TEŞEKKÜR

Tez çalışmam boyunca her zaman yanımda olan ve emeklerini esirgemeyen değerli danışmanım Sayın Dr. Öğr. Üyesi Hakan KORUL'a teşekkürlerimi sunarım.

Tez çalışmam boyunca sürekli olarak bana yardımcı olan ve yol gösteren kıymetli hocam Sayın Doç. Dr. Tolga YÜKSEL'e teşekkür ederim.

Tez savunma jürisinde yer alan ve tez hakkında olumlu görüşlerini beyan eden değerli hocalarım Sayın Doç. Dr. Işıl YAZAR'a, Sayın Dr. Öğr. Üyesi Yasemin IŞIK'a ve Sayın Dr. Öğr. Üyesi Gürhan ERTAŞGIN'a teşekkür ederim.

Tez çalışmamda bana yardımını esirmeyen kıymetli oda arkadaşım Araş. Gör. Ali TATLI'ya teşekkür ederim.

Bu tez çalışması ve bütün hayatım boyunca yanımda yer alan aileme teşekkür ederim.

Ahmet ERMEYDAN

ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

Bu tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmamın hazırlık, veri toplama, analiz ve bilgilerin sunumu olmak üzere tüm aşamalarında bilimsel etik ve kurallara uygun davrandığımı; bu çalışma kapsamında elde edilen tüm veri ve bilgiler için kaynak gösterdiğimi ve bu kaynaklara kaynakçada yer verdiğimi; bu çalışmanın Eskişehir Teknik Üniversitesi tarafından kullanılan “bilimsel intihal tespit programı”yla tarandığını ve hiçbir şekilde “intihal içermediğini” beyan ederim. Herhangi bir zamanda, çalışmamla ilgili yaptığım bu beyana aykırı bir durumun saptanması durumunda, ortaya çıkacak tüm ahlaki ve hukuki sonuçları kabul ettiğimi bildiririm.

Ahmet ERMEYDAN

İÇİNDEKİLER

Sayfa

BAŞLIK SAYFASI	i
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	ii
ÖZET	iii
ABSTRACT.....	iv
TEŞEKKÜR	v
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	vi
İÇİNDEKİLER.....	vii
TABLolar DİZİNİ	ix
ŞEKİLLER DİZİNİ	x
GÖRSELLER DİZİNİ	xv
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	xvi
1. GİRİŞ	1
2. DÖRT ROTORLU İHA MODELLEMESİ	5
2.1. Uçma Prensibi	5
2.2. Euler Dönüşümü ve Hareket Denklemleri.....	5
2.3. Motor Dinamikleri	10
2.4. Katı Modelleme	18
2.5. Durum Uzayı Modeli	20
3. ARIZASIZ DURUM UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ TASARIMI	22
3.1. Oransal Denetleyici	22
3.2. Doğrusal Karesel Düzenleyici (LQR) Denetleyicisi	23
3.3. Kayma Kipli Denetleyici.....	23
3.4. Geri Adımlamalı Denetleyici.....	27
4. ARIZASIZ DURUM UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ BENZETİMİ.....	30
4.1. Oransal Denetleyici	30
4.2. Doğrusal Karesel Düzenleyici (LQR) Denetleyicisi	34

4.3. Kayma Kipli Denetleyici.....	39
4.4. Geri Adımlamalı Denetleyici.....	45
5. ARIZASIZ TASARIMA ARIZA EKLENMESİYLE UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ BENZETİMİ.....	50
5.1. Oransal Denetleyici	50
5.2. Doğrusal Karesel Düzenleyici (LQR) Denetleyicisi	55
5.3. Kayma Kipli Denetleyici.....	63
5.4. Geri Adımlamalı Denetleyici.....	66
6. ARIZALI DURUM UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ TASARIMI.....	71
6.1. Arızalı Durumda Hareket Denklemleri	71
6.2. Uyarlamalı Kayma Kipli Kontrol.....	72
6.3. Radyal Tabanlı Fonksiyon	74
6.4. Modifiyeli Uyarlamalı Kayma Kipli Kontrol	75
7. ARIZALI TASARIMA ARIZA EKLENMESİYLE UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ BENZETİMİ.....	78
8. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	94
KAYNAKÇA.....	95
ÖZGEÇMİŞ	

TABLÖLAR DİZİNİ

Sayfa

Tablo 2.1. Motor itki testi	12
Tablo 2.2. Motor tork testi	17
Tablo 4.1. Denetleyici kazanç değerleri.....	30
Tablo 4.2. Kayma kipli denetleyicinin kazanç değerleri.....	39
Tablo 4.3. Geri adımlamalı denetleyicinin kazanç değerleri	45
Tablo 6.1. Radyal tabanlı fonksiyon çeşitleri (Toit, 2008)	74
Tablo 7.1. Modifiyeli uyarlamalı kayma kipli denetleyici kazançları	78

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 2.1. Dört rotorlu İHA'nın rotor dönüş yönleri ve koordinat sistemi	5
Şekil 2.2. Gaz kolu-devir sayısı sonuçlarına eğri uydurma.....	13
Şekil 2.3. Gaz kolu-devir sayısı eğri uydurma hatası	14
Şekil 2.4. Motorun birim basamak cevabı	15
Şekil 2.5. Bir motorun Simulink modeli.....	15
Şekil 2.6. İtki-devir sayısı sonuçlarına eğri uydurma	16
Şekil 2.7. İtki-devir sayısı eğri uydurma hatası	16
Şekil 2.8. Tork-devir sayısı sonuçlarına eğri uydurma.....	17
Şekil 2.9. Tork-devir sayısı eğri uydurma hatası.....	18
Şekil 3.1. Açık kontrolü denetleyici yapısı.....	22
Şekil 3.2. İrtifa kontrolü denetleyici yapısı	22
Şekil 3.3. LQR denetleyici yapısı.....	23
Şekil 3.4. Sistemin kayma kipli kontrolü (Fuat & Eker, 2012)	24
Şekil 3.5. Anahtarlama fonksiyonları (Kalaycı, 2013).....	25
Şekil 4.1. Dört rotorlu İHA'nın aynı zamanlarda PD durum ve irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı	31
Şekil 4.2. Aynı zamanlarda PD motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4.....	32
Şekil 4.3. Dört rotorlu İHA'nın farklı zamanlarda PD durum ve irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı	33
Şekil 4.4. Farklı zamanlarda PD motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4.....	34
Şekil 4.5. Dört rotorlu İHA'nın aynı zamanlarda LQR durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı	36
Şekil 4.6. Aynı zamanlarda LQR motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4.....	37
Şekil 4.7. Dört rotorlu İHA'nın farklı zamanlarda LQR durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı	38

Şekil 4.8. Farklı zamanlarda LQR motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4.....	39
Şekil 4.9. Dört rotorlu İHA'nın aynı zamanlarda kayma kipli durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı	40
Şekil 4.10. Aynı zamanlarda kayma kipli kontrol motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4	41
Şekil 4.11. Kayma kipli kontrol aynı zamanlarda kayma yüzeyleri: (a) s_1 ; (b) s_2 ; (c) s_3	42
Şekil 4.12. Dört rotorlu İHA'nın farklı zamanlarda kayma kipli durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı	43
Şekil 4.13. Farklı zamanlarda kayma kipli kontrol motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4.....	44
Şekil 4.14. Kayma kipli kontrol farklı zamanlarda kayma yüzeyleri: (a) s_1 ; (b) s_2 ; (c) s_3	45
Şekil 4.15. Dört rotorlu İHA'nın aynı zamanlarda geri adım lamalı durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı	46
Şekil 4.16. Aynı zamanlarda geri adım lamalı kontrol motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4	47
Şekil 4.17. Dört rotorlu İHA'nın farklı zamanlarda geri adım lamalı durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı	48
Şekil 4.18. Farklı zamanlarda geri adım lamalı kontrol motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4	49
Şekil 5.1. Dört rotorlu İHA'nın %5 dördüncü motor arızasında PD durum ve irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı	50
Şekil 5.2. %5 dördüncü motor arızasında PD motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4	51

Şekil 5.3. Dört rotorlu İHA'nın %10 dördüncü motor arızasında PD durum ve irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı	52
Şekil 5.4. %10 dördüncü motor arızasında PD motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4	53
Şekil 5.5. Dört rotorlu İHA'nın %15 dördüncü motor arızasında PD durum ve irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı	54
Şekil 5.6. %15 dördüncü motor arızasında PD motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4	55
Şekil 5.7. Dört rotorlu İHA'nın %5 dördüncü motor arızasında LQR durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı	56
Şekil 5.8. %5 dördüncü motor arızasında LQR motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4	57
Şekil 5.9. Dört rotorlu İHA'nın %10 dördüncü motor arızasında LQR durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı	58
Şekil 5.10. %10 dördüncü motor arızasında LQR motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4	59
Şekil 5.11. Dört rotorlu İHA'nın %15 dördüncü motor arızasında LQR durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı	60
Şekil 5.12. %15 dördüncü motor arızasında LQR motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4	61
Şekil 5.13. Dört rotorlu İHA'nın %20 dördüncü motor arızasında LQR durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı	62
Şekil 5.14. %20 dördüncü motor arızasında LQR motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4	63
Şekil 5.15. Dört rotorlu İHA'nın %5 dördüncü motor arızasında kayma kipli durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı	64

Şekil 5.16. %5 dördüncü motor arızasında kayma kipli motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4	65
Şekil 5.17. Kayma kipli kontrol %5 dördüncü motor arızasında kayma yüzeyleri: (a) s1; (b) s2; (c) s3	66
Şekil 5.18. Dört rotorlu İHA'nın %5 dördüncü motor arızasında geri adımlamalı durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı	67
Şekil 5.19. %5 dördüncü motor arızasında geri adımlamalı motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4	68
Şekil 5.20. Dört rotorlu İHA'nın %10 dördüncü motor arızasında geri adımlamalı durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı	69
Şekil 5.21. %10 dördüncü motor arızasında geri adımlamalı motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4	70
Şekil 6.1. RBF sinir ağının yapısı.....	75
Şekil 7.1. Dört rotorlu İHA'nın %5 dördüncü motor arızasında modifiyeli uyarlamalı kayma kipli durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı.....	79
Şekil 7.2. %5 dördüncü motor arızasında modifiyeli uyarlamalı kayma kipli motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4	80
Şekil 7.3. Modifiyeli uyarlamalı kayma kipli kontrol %5 dördüncü motor arızasında ağırlıklar: (a) w_1 ; (b) w_2 ; (c) w_3	81
Şekil 7.4. Dört rotorlu İHA'nın %15 dördüncü motor arızasında modifiyeli uyarlamalı kayma kipli durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı.....	82
Şekil 7.5. %15 dördüncü motor arızasında modifiyeli uyarlamalı kayma kipli motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4.....	83
Şekil 7.6. Modifiyeli uyarlamalı kayma kipli kontrol %15 dördüncü motor arızasında ağırlıklar: (a) w_1 ; (b) w_2 ; (c) w_3	84
Şekil 7.7. Dört rotorlu İHA'nın %25 dördüncü motor arızasında modifiyeli uyarlamalı kayma kipli durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı.....	85

Şekil 7.8. %25 dördüncü motor arızasında modifiyeli uyarlamalı kayma kipli motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4.....	86
Şekil 7.9. Modifiyeli uyarlamalı kayma kipli kontrol %25 dördüncü motor arızasında ağırlıklar: (a) w_1 ; (b) w_2 ; (c) w_3	87
Şekil 7.10. Dört rotorlu İHA'nın %25 ikinci ve üçüncü motor arızasında modifiyeli uyarlamalı kayma kipli durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı	88
Şekil 7.11. %25 ikinci ve üçüncü motor arızasında modifiyeli uyarlamalı kayma kipli motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4.....	89
Şekil 7.12. Modifiyeli uyarlamalı kayma kipli kontrol %25 ikinci ve üçüncü motor arızasında ağırlıklar: (a) w_1 ; (b) w_2 ; (c) w_3	90
Şekil 7.13. Dört rotorlu İHA'nın %25 üçüncü ve dördüncü motor arızasında modifiyeli uyarlamalı kayma kipli durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı	91
Şekil 7.14. %25 üçüncü ve dördüncü motor arızasında modifiyeli uyarlamalı kayma kipli motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4.....	92
Şekil 7.15. Modifiyeli uyarlamalı kayma kipli kontrol %25 üçüncü ve dördüncü motor arızasında ağırlıklar: (a) w_1 ; (b) w_2 ; (c) w_3	93

GÖRSELLER DİZİNİ

Sayfa

Görsel 2.1. İtki test düzeneği önden görünüşü	11
Görsel 2.2. İtki test düzeneği yandan görünüşü	11
Görsel 2.3. İtki test düzeneği çapraz görünüşü	12
Görsel 2.4. Gerçek dört rotorlu İHA görseli	19
Görsel 2.5. Dört rotorlu İHA katı modeli.....	19



SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

ψ	: Sapma açısı
θ	: Yunuslama açısı
ϕ	: Yatış açısı
$\dot{\psi}$	: Sapma açısal hızı
$\dot{\theta}$	: Yunuslama açısal hızı
$\dot{\phi}$	: Yatış açısal hızı
ω_i	: Her bir rotorla ilgili devir sayısı
u_z	: İrtifa girdisi
u_ϕ	: Yatış girdisi
u_θ	: Yunuslama girdisi
u_ψ	: Sapma girdisi
Ω	: Motor devirlerinin cebirsel toplamı
τ	: Zaman sabiti
λ	: Ayar parametresi
$\Theta_{ref}(t)$	: Referans sinyali
$\Theta(t)$	: Sistemin çıkış sinyali
ψ_d	: İstenilen sapma açısı
θ_d	: İstenilen yunuslama açısı
ϕ_d	: İstenilen yatış açısı
$\dot{\psi}_d$	: İstenilen sapma açısının birinci türevi
$\dot{\theta}_d$	: İstenilen yunuslama açısının birinci türevi
$\dot{\phi}_d$	: İstenilen yatış açısının birinci türevi
ϵ_i	: Kayma yüzeyi katsayısı
η_i	: Kayma yüzeyi katsayısı
$\ddot{\psi}_d$	: İstenilen sapma açısının ikinci türevi
$\ddot{\theta}_d$	: İstenilen yunuslama açısının ikinci türevi
$\ddot{\phi}_d$	: İstenilen yatış açısının ikinci türevi
u_{zf}	: Arızalı durumda irtifa girdisi
$u_{\phi f}$	: Arızalı durumda yatış girdisi

$u_{\theta f}$	: Arızalı durumda yunuslama girdisi
$u_{\psi f}$	: Arızalı durumda sapma girdisi
γ_i	: İlgili eyleyici arızasının büyüklüğü
δ_w	: Yükseklikte arıza terimi
δ_p	: Yatış açısında arıza terimi
δ_Q	: Yunuslama açısında arıza terimi
δ_R	: Sapma açısında arıza terimi
İHA	: İnsansız Hava Aracı
PID	: Proportional Integral Derivative
PD	: Proportional Derivative
LQR	: Linear Quadratic Regulator
RPM	: Revolutions Per Minute

1. GİRİŞ

Son yıllarda insansız hava araçları (İHA) kullanımları yoğun bir şekilde artmıştır. İHA'lar istihbarat, gözetleme ve keşif amaçlı kullanılmaktadır. İnsanlı sistemlere göre daha fazla manevra kabiliyeti, daha az maliyet, daha küçük radar izi ve daha fazla havada kalış süresi gibi avantajları vardır (Salih, Moghavvemi, Mohamed, & Gaeid, 2010). Özellikle döner kanatlı İHA'lar arasında multikopterler araştırmacılar tarafından sıklıkla tercih edilmektedir.

Multikopterlerin büyük çoğunluğu insansız olarak kullanılsa da son zamanlarda insanlı tipleri de ortaya çıkmıştır. Bu yüzden multikopterin herhangi bir motorunda itki kaybı meydana geldiğinde hem can kaybı olabilmekte hem de multikopterin taşıdığı ekipmanlar ucuz olmadığı için kaynaklar israf olabilmektedir. İşte bundan dolayı multikopter sadece arızasız durumlarda değil aynı zamanda arıza varlığında da uçuşunu sürdürebilmelidir. Arıza toleranslı kontrolün önemi bu noktada ortaya çıkmaktadır.

Son zamanlarda multikopterlerin arıza toleranslı kontrolüyle ilgili olarak pek çok çalışma yapılmıştır. Sejong Üniversitesi'nde yapılan bir çalışmada dört rotorlu bir İHA'nın tek motoru tamamen itki üretemez hale geldiğinde bile kontrolünü sağlamışlardır (Nguyen & Hong, Fault Diagnosis and Fault-Tolerant Control Scheme for Quadcopter UAVs with a Total Loss of Actuator, 2019). Bunu sağlamak için uyarlamalı kayma kipli kontrol yöntemini kullanmışlardır. Bunun yanı sıra doğrusal olmayan bir Thau gözleyicisi kullanarak arızanın tespiti ve ayrımını da yapabilmişlerdir. Anadolu Üniversitesi'nde yapılan bir diğer çalışmada geliştirilmiş PID denetleyicisiyle farklı motor arıza senaryolarında bir döner kanatın tepkisini ele almışlardır (Kıyak & Ermeýdan, 2017). Elde edilen sonuçlara göre tasarlanan PID denetleyicisi farklı senaryolarda gürbüz bir yapı ortaya koymuştur. Mohamed Boudiaf Üniversitesi'nde koaksiyel bir oktokopterin motor arızası durumunda kontrolünü sağlayabilmişlerdir (Zeghlache, Mekki, Bouguerra, & Djerioui, 2018). Çalışmada hem arızalı hem de sağlıklı sistemin dinamik modelini elde edilmiştir. Arızalı sistem modeli kullanılarak radyal tabanlı fonksiyon ağları ve bulanık kayma kipli kontrol tasarlanmıştır. Elde edilen bu denetleyici sapma, yunuslama ve yatış açılarının kontrolünün yanı sıra x, y ve z kontrolünü de başarılı bir şekilde sağlamıştır. Lübnan Üniversitesi'nde ise bir ve birden fazla motor arızası durumunda heksarotorun tepkisini incelemişlerdir (Mazeh, Saied, Shraim, & Francis, 2018). Sisteme arıza verdikten sonra sistemi kontrol edebilmek için

kontrol karıştırıcısı yeniden yapılandırılmıştır. Bu sayede x ve y pozisyon kontrolü ve irtifa kontrolü, bir ve iki motor arızasında başarılı bir şekilde yapılmıştır. Yine Sejong Üniversitesi'nde motor arızası ve belirsizlik durumlarında bir dört rotorlu İHA modelini incelemişlerdir (Nguyen & Hong, Fault-Tolerant Control of Quadcopter UAVs Using Robust Adaptive Sliding Mode Approach, 2019). Ana denetleyici olarak normal uyarlamalı kayma kipli kontrol tekniğini kullanmışlardır. Daha sonra bu metodu radyal tabanlı fonksiyon ağırları kullanarak modifiye etmişlerdir. Yeni ortaya çıkan denetleyicinin öncekine nazaran büyük motor arızalarını daha hızlı telafi ettiği ortaya konulmuştur. Başka bir çalışmada ise bir motoru tamamen çalışmaz hale geldiğinde bile dört rotorlu İHA'yı kontrol edebilmişlerdir (Lanzon, Freddi, & Longhi, 2014). Doğrusal olmayan matematiksel model kullanılarak benzetimi yapılan sistemin kontrol yapısı iç içe iki bölümden oluşmaktadır. İç kısımda gürbüz geri beslemeli doğrusallaştırma, dış kısımda ise H_∞ döngü şekillendirmesi metotları kullanılmıştır. Yapılan bu çalışmada dört rotorlu İHA'nın x, y ve z kontrolünü motor arızası varlığında bile sağlayabilmişlerdir. Sejong Üniversitesi'nde yer alan diğer bir çalışmada heksakopter için arıza tespiti ve arıza toleranslı kontrol tasarımı yapmışlardır (Nguyen, Mung, & Hong, Actuator Fault Detection and Fault-Tolerant Control for Hexacopter, 2019). Arıza tespiti için Thau gözleyicisi ve arıza toleranslı kontrol için gözleyici tabanlı kayma kipli kontrol kullanmışlardır. İki motor arızasına kadar olan arızalarla heksakopter deneysel olarak başa çıkabilmiştir. Kanada ve Çin'de yer alan iki üniversitede dört rotorlu İHA için güvenilir bir aktif arıza toleranslı kontrol sistemi tasarlamışlardır (Zhong, Liu, Zhang, Zhang, & Zuo, 2019). Yaptıkları çalışmada radyal tabanlı yapay sinir ağırlarıyla modifiye ettikleri model referans uyarlamalı kontrol tekniğini kullanmışlardır. Ayrıca arıza tespiti ve ayrımı için uyarlamalı iki aşamalı kalman filtresi sisteme eklenmiştir. Tasarlanan bu tekniklerle üç farklı motor arıza senaryosunda başarılı sonuçlar elde edilmiştir. Bir diğer çalışmada quadcopter için anahtarlama arıza toleranslı kontrol üzerine çalışmışlardır (Başak & Prempain, 2017). Çalışmada bir motora kısmi olarak zamanla değişen bir arıza uygulanmıştır. Arızanın neticesinde sistem, H_2 veya H_∞ denetleyicilerden birine anahtarlanmak üzere tasarlanmıştır. Benzetim çalışmasında sabit bir H_2 denetleyici yerine anahtarlama bir H_2 veya H_∞ denetleyicinin kullanılmasının x, y ve z eksenleri boyunca yer alan hızların kontrolünde daha iyi sonuçlar verdiği ortaya çıkmıştır. Yapılan bir diğer çalışmada dört rotorlu İHA için aktif arıza toleranslı kontrol metodu önermişlerdir (Nguyen & Hong, Active Fault-Tolerant Control of a Quadcopter against Time-Varying

Actuator Faults and Saturations Using Sliding Mode Backstepping Approach, 2019). Bu çalışmada hem H_∞ yardımıyla zamanla değişen arıza tespit ve ayrımı yapılmış hem de modifiye edilmiş uyarlamalı kayma kipli geri adımlamalı kontrol tekniği ile arıza varlığında geri adımlamalı kayma kipli kontrol ve uyarlamalı kayma kipli kontrol tekniklerine göre daha iyi sonuçlar elde edilmiştir. Beijing Üniversitesi'nde bir dört rotorlu İHA'nın motor arızası durumunda ve sınırlı bir zamanda arıza toleranslı kontrolünü yapmışlardır (Wang, Zhao, & Zheng, 2018). Yapılan çalışmada kısmi bir motor arızası olduğunda tekil olmayan hızlı bağlantı kayma kipli kontrol tekniği kullanılmıştır. Bu tekniğin pozisyon ve Euler açıları kontrolünde ikinci derece kayma kipli kontrole göre daha hızlı olduğu ve daha az çattırıya sebep olduğu gözlenmiştir. Bir konferans bildirisinde, bir dört rotorlu İHA için arıza tahmin tabanlı arıza toleranslı kontrol yapmışlardır (Ortiz-Torres, Castillo, & Reyes-Reyes, 2018). Karşılaştırma amacıyla doğrusal oransal-integral gözleyici ve doğrusal olmayan uyarlamalı gözleyici kullanmışlardır. Aynı anda iki veya dört motora kısmi arıza verip deneysel olarak sistemin tepkisini incelemişlerdir. Test sonuçlarına göre arıza tahmininde ve sistemin kontrolünde başarı elde etmişlerdir. Başka bir çalışmada dikey iniş-kalkış yapabilen hava araçları için eyleyici arıza tahmini ve arıza toleranslı kontrol tasarımı yapmışlardır (Ortiz-Torres G. , ve diğerleri, 2020). Arıza tespit ve ayrımı için üç farklı gözleyici tasarımı kullanmışlardır. Agresif ve yumuşak eyleyici arızası olmak üzere iki farklı arıza tipi için arıza toleranslı kontrol tasarımı yapılmıştır. Yine çalışmada kısmi motor arızalarının yer aldığı üç farklı senaryo ele alınmış ve deneysel olarak sistemin referansı başarılı bir şekilde takip ettiği görülmüştür. Bir konferans bildirisinde koaksiyel bir oktokopter için hem arıza tespit ve ayrımı hem de sistem yeniden yapılandırması yapmışlardır (Saied, ve diğerleri, 2015). Yapılan çalışmada arıza tespit ve ayrımı için doğrusal olmayan bir gözleyici kullanmışlardır. Bir pervane eksikliğinde bile oktokopter, donanım fazlalığı avantajını kullanarak gerçek uçuşta kendini toparlamayı başarmıştır.

Bu çalışmada bir dört rotorlu İHA'ya arıza toleranslı kontrol tasarımı yapılmış ve benzetimle tasarım doğrulanmıştır. Çalışmanın özgün yönü literatürde genellikle dahil edilmeyen motorun dinamiklerine gerçekçi olacak şekilde benzetimde yer verilmiştir. Bunu sağlamak için de gerçek bir motorun testleri yapılarak modellenmesi yapılmıştır.

İkinci bölümde, dört rotorlu İHA'nın temel uçuş prensibi, Euler dönüşümü ve hareket denklemlerinin çıkarılması, motor dinamiklerinin elde edilmesi, eylemsizlik

momentleri için katı modellemenin yapılması ve doğrusal modelin oluşturulması yer almaktadır.

Üçüncü bölümde, arızasız sistem için denetleyici tasarımları yapılmıştır. Oransal denetleyici, LQR denetleyici, kayma kipli denetleyici ve geri adımlamalı denetleyiciye yer verilmiştir.

Dördüncü bölümde, bu denetleyici tiplerinin benzetimleri yapılmıştır. Hem aynı zamanda hem de farklı zamanlarda referanslar verilerek denetleyiciler sınanmıştır.

Beşinci bölümde, aynı denetleyici tiplerinin arıza karşısında gösterdikleri performans irdelenmiştir. Tek motor arızasında sistemin tepkileri ölçülmüştür.

Altıncı bölümde, arıza için tasarlanmış olan modifiyeli uyarlamalı kayma kipli denetleyici tasarımı yapılmıştır.

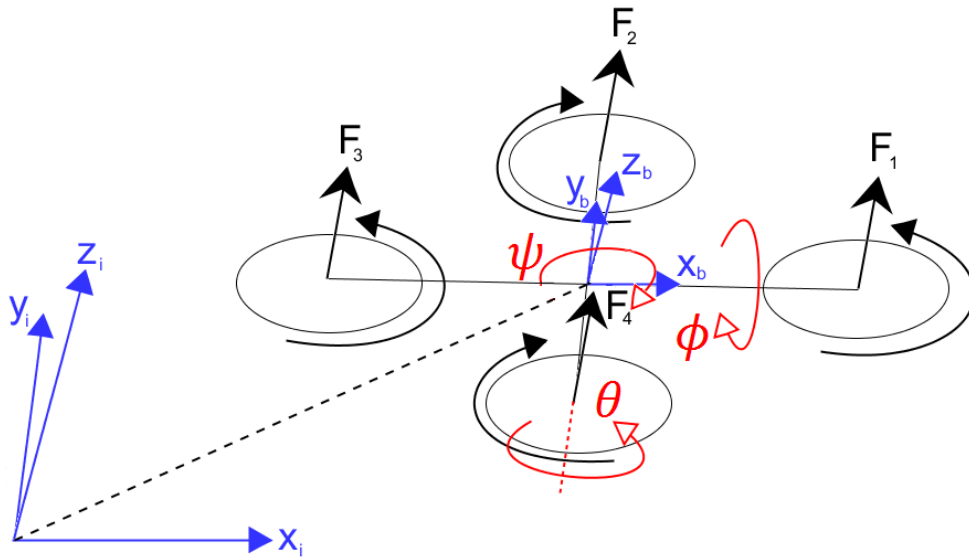
Yedinci ve son bölümde, altıncı bölümde tasarımı yapılan denetleyicinin arıza karşısında gösterdiği performans incelenmiştir. Farklı senaryolarda sistemin tepkisi ele alınmıştır.

2. DÖRT ROTORLU İHA MODELLEMESİ

Dört rotorlu İHA'nın matematiksel modellemesinin çıkarılması, benzetimin yapılabilmesi için gereklidir. Bu bölümde, denetleyicinin tasarlanıp hava aracının farklı senaryolarda performansının incelenmesi için alt yapı hazırlanması yapılmaktadır.

2.1. Uçma Prensibi

Bir dört rotorlu İHA, dört motor ve pervaneye sahip bir dikey iniş kalkış yapabilen hava aracıdır. Motor ve pervaneden oluşan bu kombinasyona rotor adı verilmektedir. Her bir rotor itki üretmek için tasarlanmıştır. Kontrol edilmiş bir dört rotorlu İHA'da dört rotorun ürettiği itki kuvveti hava aracının ağırlığına eşittir. Böylece dört rotorlu İHA havada askıda kalabilir. Bu şartlar altında 1 ve 3 numaralı rotorlar aynı yönde, 2 ve 4 numaralı rotorlar bunlara ters ama kendi içinde aynı yönde dönerler. Şekil 2.1'de bu durum gösterilmiştir. Her bir rotor tarafından üretilen torkun dengelenmesi için sistem böyle çalışmaktadır.



Şekil 2.1. Dört rotorlu İHA'nın rotor dönüş yönleri ve koordinat sistemi

2.2. Euler Dönüşümü ve Hareket Denklemleri

Euler dönüşümü, bir eksen takımında yer alan bir vektörü diğer eksen takımında ifade etmek için kullanılan bir yöntemdir. Bu yöntemde bir eksen takımı diğer bir eksen takımıyla çakışacak şekilde üç defa döndürülür. Burada farklı bir döndürme sırası izlenirse farklı bir sonuca sebep olacağından döndürme sırası önemlidir.

Yere bağılı eksen takımı $\mathbf{I} = (\mathbf{x}_i, \mathbf{y}_i, \mathbf{z}_i)$ ve hava aracına bağılı eksen takımı $\mathbf{B} = (\mathbf{x}_b, \mathbf{y}_b, \mathbf{z}_b)$ olarak ifade edilsin. $\mathbf{I}$ eksen takımını $\mathbf{B}$ eksen takımı etrafında sırayla ψ , θ , ϕ açılarıyla döndürülürse Eşitlik (2.1), (2.2) ve (2.3) elde edilir.

$$R_3(\psi) = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

$$R_2(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

$$R_1(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

Verilen matrisler dik matrislerdir. Bu matrislerin çarpımları dönüşüm matrisini oluşturur ve herhangi bir vektörü $\mathbf{I}$ eksen takımından $\mathbf{B}$ eksen takımına taşır.

$$T_i^b = R_1(\phi)R_2(\theta)R_3(\psi) \quad (2.4)$$

$$T_i^b = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\theta\sin\psi & -\sin\theta \\ \sin\theta\sin\phi\cos\psi - \sin\psi\cos\phi & \sin\psi\sin\theta\sin\phi + \cos\psi\cos\phi & \sin\phi\cos\theta \\ \sin\theta\cos\phi\cos\psi + \sin\psi\sin\phi & \sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

Dik matrislerin çarpımı bir dik matris olduğundan T_i^b de bir dik matristir. Bu yüzden devriği tersine eşittir ve $T_b^i = (T_i^b)^T$ olarak verilebilir.

Gerçek hayatta uçuş kontrol kartı, Euler açılarını (ψ, θ, ϕ) doğrudan ölçememektedir. Ancak hava aracına bağılı eksen takımı etrafında oluşan üç açısal hızı (P, Q, R) ölçebilmektedir. Euler açısal hızlarını $(\dot{\psi}, \dot{\theta}, \dot{\phi})$ elde etmek için ise bu açısal hızlara (P, Q, R) bir dönüşüm uygulamak gerekir. Bunun için açısal hızları (P, Q, R) dönüşüm matrisleriyle çarparak Euler açısal hızlarını $\mathbf{I}$ eksen takımından $\mathbf{B}$ eksen takımına taşımak mümkündür.

$$\begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = R_1(\phi)R_2(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + R_1(\phi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

$$\begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ \sin\phi\sin\theta & \cos\phi & \sin\phi\cos\theta \\ \cos\phi\sin\theta & -\sin\phi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

$$\begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi\cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

Ancak daha önce de bahsedildiği üzere ölçülen P , Q , R olup istenilen ise $\dot{\psi}$, $\dot{\theta}$, $\dot{\phi}$ olmaktadır. Aşağıdaki gibi bir L matrisi tanımlanarak ve tersi alınarak $\dot{\psi}$, $\dot{\theta}$, $\dot{\phi}$ elde edilebilmektedir.

$$L = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi\cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = L^{-1} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi\sec\theta & \cos\phi\sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

Dört rotorlu İHA'nın hareket denklemlerini elde ederken aşağıdaki varsayımlar yapılmıştır.

- Dört rotorlu İHA rijit bir yapıdadır.
- Hava aracının ağırlık merkezi ile hava aracına bağlı eksen takımının merkezi çakışıktır.
- Yer etkisi ihmal edilmiştir.
- Pervaneler rijit bir yapıdadır.
- Yere bağlı eksen takımının merkezi mutlak noktadır.

Hareket denklemlerini çıkarmadan önce dört rotorlu İHA üzerinde oluşan kuvvet ve torklar tanımlanmalıdır. Motorun açısal hızının karesiyle bir rotorun ürettiği kuvvet ve tork doğru orantılıdır.

$$F_i = b\omega_i^2 \quad T_i = d\omega_i^2 \quad i = 1, \dots, 4 \quad (2.12)$$

Burada;

b : İtki katsayısı ($\text{Ndk}^2/\text{dev}^2$)

d : Tork katsayısı ($\text{Nmdk}^2/\text{dev}^2$)

ω_i : Her bir rotorla ilgili devir sayısı (dev/dk) ($i = 1, \dots, 4$)

Bir dört rotorlu İHA altı hareket serbestliğine sahiptir ve kontrol etmek için dört girdi tanımlanabilir. Bunlar yükseklik, yatış, yunuslama ve sapmadır. Girdiler X konfigürasyonunu tanımlayacak şekilde belirlenmiştir.

$$u_z = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 = b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \quad (2.13)$$

$$u_\phi = l \sin 45 (-F_1 + F_2 + F_3 - F_4) = bl \sin 45 (-\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \quad (2.14)$$

$$u_\theta = l \sin 45 (-F_1 - F_2 + F_3 + F_4) = bl \sin 45 (-\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \quad (2.15)$$

$$u_\psi = \frac{d}{b}(-F_1 + F_2 - F_3 + F_4) = d(-\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) \quad (2.16)$$

l , quadrotorun ağırlık merkezi ile pervane merkezi arasındaki mesafe (m) olarak belirlenmiştir.

Hava aracı üzerinde oluşan net kuvvet, pervanelerin ürettiği kuvvetler ile dört rotorlu İHA'nın ağırlığının cebirsel toplamına eşittir.

$$\mathbf{F}_{net} = \mathbf{F}_p + \mathbf{F}_g \quad (2.17)$$

$\mathbf{F}_{net}$ hava aracının üzerine etki eden açısal ve doğrusal ivmelerin oluşturduğu net kuvvettir.

$$\mathbf{F}_{net} = \frac{d}{dt}(m\mathbf{V}) + \mathbf{w} \times (m\mathbf{V}) \quad (2.18)$$

$\mathbf{V}$ ve $\mathbf{w}$ sırasıyla dört rotorlu İHA'nın üç eksen üzerindeki doğrusal hızını (U, V, W) ve üç eksen etrafındaki açısal hızını (P, Q, R) ifade eden vektörlerdir. Bu durumda $\mathbf{F}_{net}$ aşağıdaki gibi olur.

$$\mathbf{F}_{net} = m \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} + m \begin{bmatrix} QW - RW \\ RU - PW \\ PV - QU \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

Pervanelerin ürettiği itki kuvveti hava aracına bağlı eksen takımında bulunduğu için herhangi bir dönüşüme gerek yoktur. Fakat hava aracının ağırlığı yere bağlı eksen takımında yer aldığı için bunu havaya bağlı eksen takımına göre ifade etmek için dönüşüm matrisiyle çarpmak gerekir. Denklem düzenlenirse Eşitlik (2.20) ortaya çıkar.

$$\mathbf{F}_g = T_i^b \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} = mg \begin{bmatrix} \sin\theta \\ -\cos\theta\sin\phi \\ -\cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

$$\mathbf{F}_p = \begin{bmatrix} Fp_x \\ Fp_y \\ Fp_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ u_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

Eşitlik (2.17)'nin düzenlemiş hali ise aşağıdaki gibidir.

$$\begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ u_z \end{bmatrix} + g \begin{bmatrix} \sin\theta \\ -\cos\theta\sin\phi \\ -\cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} QW - RW \\ RU - PW \\ PV - QU \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

Pervanelerin devir farkından kaynaklanan momentlerin toplamı, hava aracı üzerinde oluşan net momente karşılık gelir.

$$\mathbf{M}_{net} = \mathbf{M}_{quad} + \mathbf{M}_{gyro} \quad (2.23)$$

Dört rotorlu İHA üzerinde oluşan net moment, açısal momentumun değişimine eşittir.

$$\mathbf{M}_{net} = \mathbf{I} \frac{d}{dt}(\mathbf{w}) + \mathbf{w} \times (\mathbf{I}\mathbf{w}) \quad (2.24)$$

I_x , I_y , I_z üç eksenindeki eylemsizlik momentleridir. Hava aracı x ve y eksenleri boyunca simetrik olduğundan dolayı çarpım atalet momentleri sıfırdır.

$$\mathbf{M}_{net} = \begin{bmatrix} I_x \dot{P} \\ I_y \dot{Q} \\ I_z \dot{R} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (I_z - I_y)QR \\ (I_x - I_z)RP \\ (I_y - I_x)PQ \end{bmatrix} \quad (2.25)$$

Dört rotorlu İHA üzerinde oluşan momentlerin bir kısmını yatış, yunuslama ve sapma girdileri oluşturur.

$$\mathbf{M}_{quad} = \begin{bmatrix} l \sin 45 (-F_1 + F_2 + F_3 - F_4) \\ l \sin 45 (-F_1 - F_2 + F_3 + F_4) \\ \frac{d}{b}(-F_1 + F_2 - F_3 + F_4) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_\phi \\ u_\theta \\ u_\psi \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

Motor devirlerinin cebirsel toplamı sıfırdan farklı olduğunda rotor ataletine bağlı olarak jiroskopik bir etki oluşur. Bu etki aşağıdaki eşitlik ile ifade edilir.

$$\mathbf{M}_{gyro} = \begin{bmatrix} -J_{TP}Q(\frac{\pi}{30})(-\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4) \\ J_{TP}P(\frac{\pi}{30})(-\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4) \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -J_{TP}Q(\frac{\pi}{30})\Omega \\ J_{TP}P(\frac{\pi}{30})\Omega \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

$$\Omega = -\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4 \quad (2.28)$$

J_{TP} , motorun dönüşünden dolayı oluşan dönme eylemsizlik momentidir.

$\mathbf{M}_{quad}$ ve $\mathbf{M}_{gyro}$ toplanır ve düzenlenirse Eşitlik (2.29) elde edilir.

$$\begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(I_z - I_y)}{I_x} QR \\ \frac{(I_x - I_z)}{I_y} RP \\ \frac{(I_y - I_x)}{I_z} PQ \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -J_{TP}Q\Omega \\ J_{TP}P\Omega \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{u_\phi}{I_x} \\ \frac{u_\theta}{I_y} \\ \frac{u_\psi}{I_z} \end{bmatrix} \quad (2.29)$$

2.3. Motor Dinamikleri

Gerçek hayatta eyleyiciler belirli sınırlara sahiptir. Bu yüzden gerçekçi bir benzetim elde edebilmek amacıyla motor dinamiklerinin modellenmesi gereklidir. Bu dinamikler denetleyicinin gerçek durum koşullarında performansını irdelemek açısından önemlidir. Benzetimde yer verilen bütün motorların özdeş olduğu kabul edilmiştir. Bundan dolayı bir motor için yapılan testler dört motor için de geçerlidir.

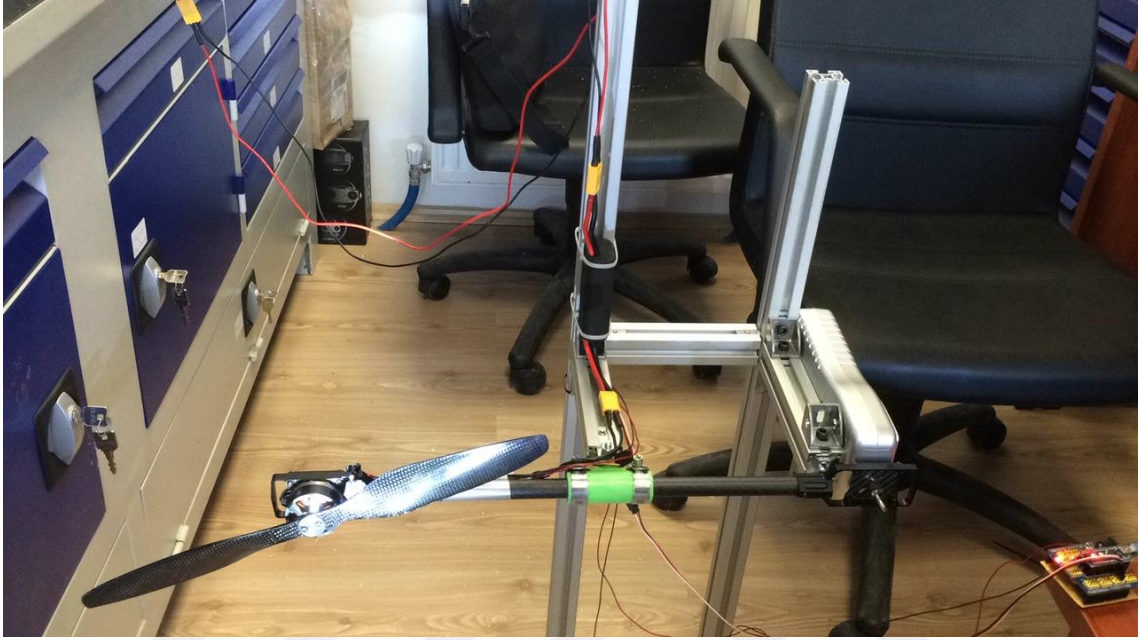
Motor dinamiklerinin modellenmesinde üç parametre kullanılmıştır. Bunlardan birincisi, gaz kolu (GK) parametresiyle devir sayısını ilişkilendirecek ikinci dereceden bir denklem uydurulmasıdır. Gaz kolu 1000 ile 2000 mikro saniye (μs) olarak ifade edilmiştir. Bunun sebebi ise mikrodenetleyicilerin bu aralıkta motora sinyal göndermesidir. Aşağıdaki eşitlik, gaz kolu girdisine karşılık devir sayısı üreten bir denklem olarak kullanılmıştır.

$$\omega = a(GK)^2 + b(GK) + c \quad (2.30)$$

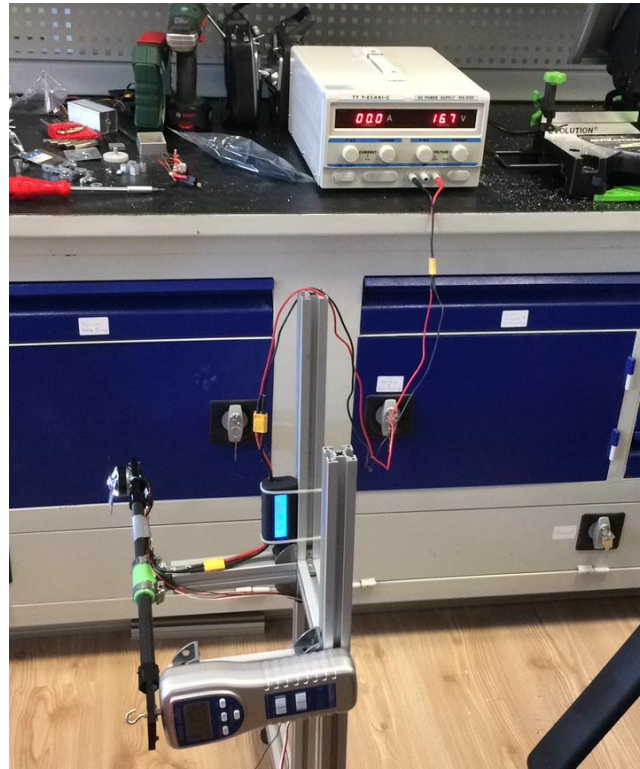
Eşitlik (2.30)'da yer alan ω motorun hesaplanan devir sayısı, GK μs cinsinden gaz kolu girdisi, a , b ve c ise ikinci derece denklemi oluşturan katsayılarıdır.

Görsel 2.1'de yer alan itki düzeneğinde itki testleri yapılmıştır. Tork testleri ise bu düzeneğe tork ölçümü için uygun hale getirilerek yapılmıştır. Görsel 2.2'de yer verilen 30 amperlik bir güç kaynağı motora güç sağlamaktadır. Görselde görülen ve mavi ışığı parlayan cihaz ise wattmetredir. Bu cihazla gerilim ve akım değerleri ölçülmektedir. Gri

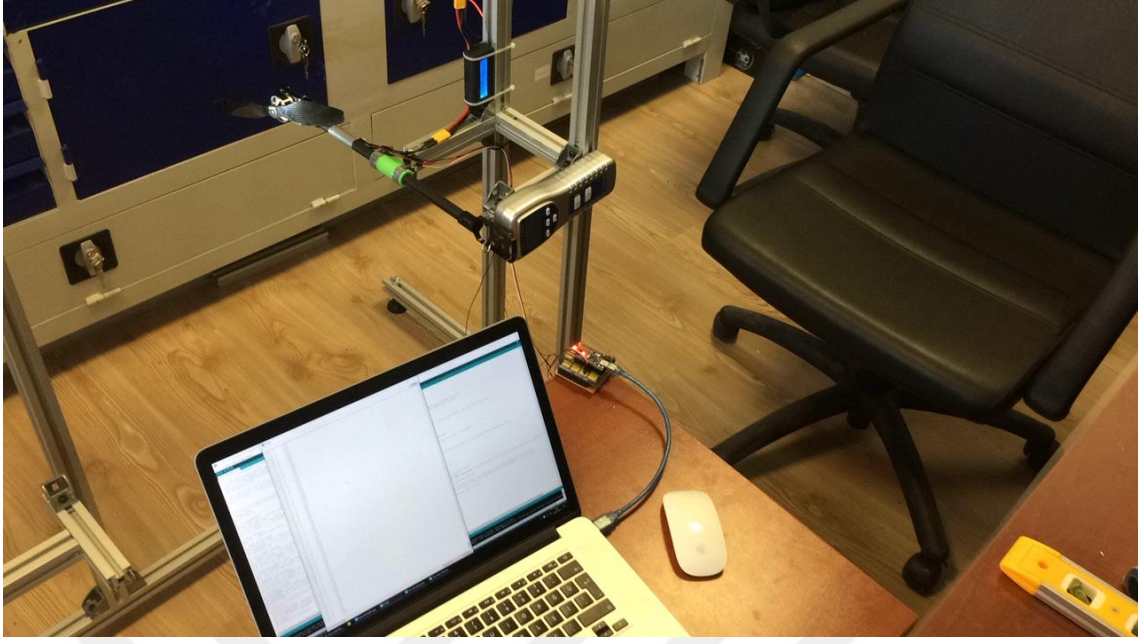
renkte olan dinamometre ile hassas itki ve tork ölçümleri alınmaktadır. Işığa duyarlı sensör ile devir ölçümleri yapılmaktadır. İlgili gaz koluna karşılık gelen devir sayısı görsel 2.3'te görülen arduino ile bilgisayara aktarılmaktadır. En son elde edilen bütün değerlere MATLAB yardımıyla eğri uydurularak motor parametreleri elde edilmiştir.



Görsel 2.1. İtke test düzeneği önden görünüşü



Görsel 2.2. İtke test düzeneği yandan görünüşü



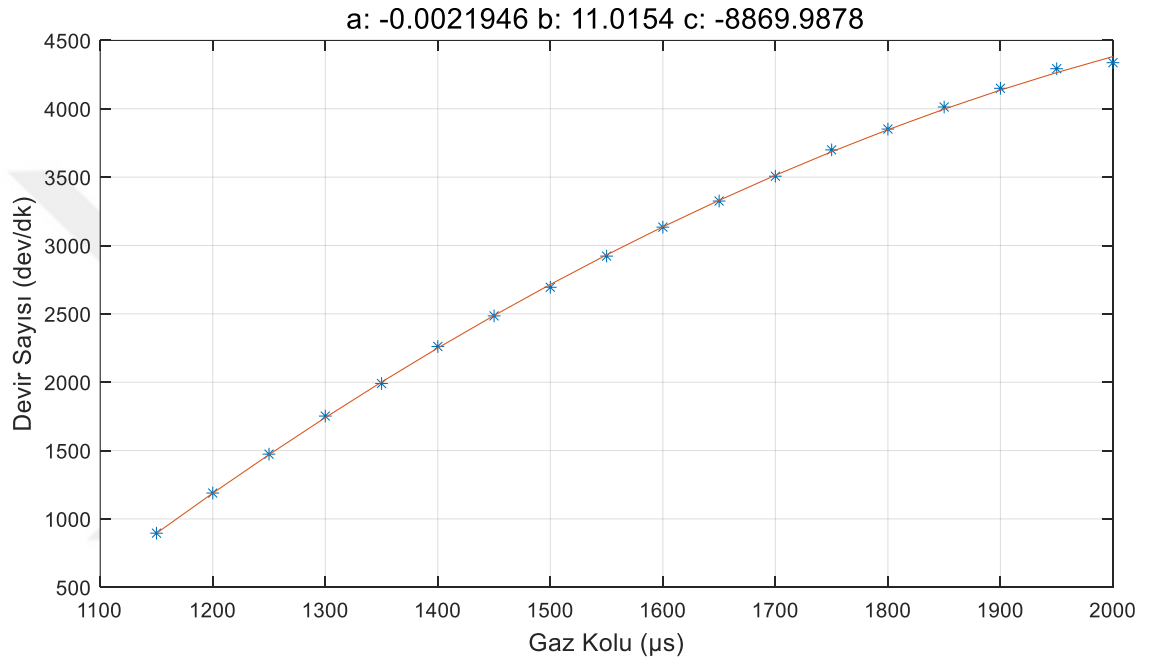
Görsel 2.3. İtke test düzeneği çapraz görünüşü

Çizelge 2.1’deki veriler T-Motor MN3508 adlı motora ait olup bu verilere uygun şekilde ikinci derece denklemi oluşturan a , b ve c katsayıları Şekil (2.2)’de verilmiştir. Bu eğri uydurmada oluşan hatalar ise Şekil 2.3’te verilmiştir. Görüldüğü üzere en yüksek hata yaklaşık 45 devir olmuştur. Devir sayısının çok yüksek olduğu göz önüne alınırsa bu değerin ihmal edilebilir seviyede olduğu söylenebilir.

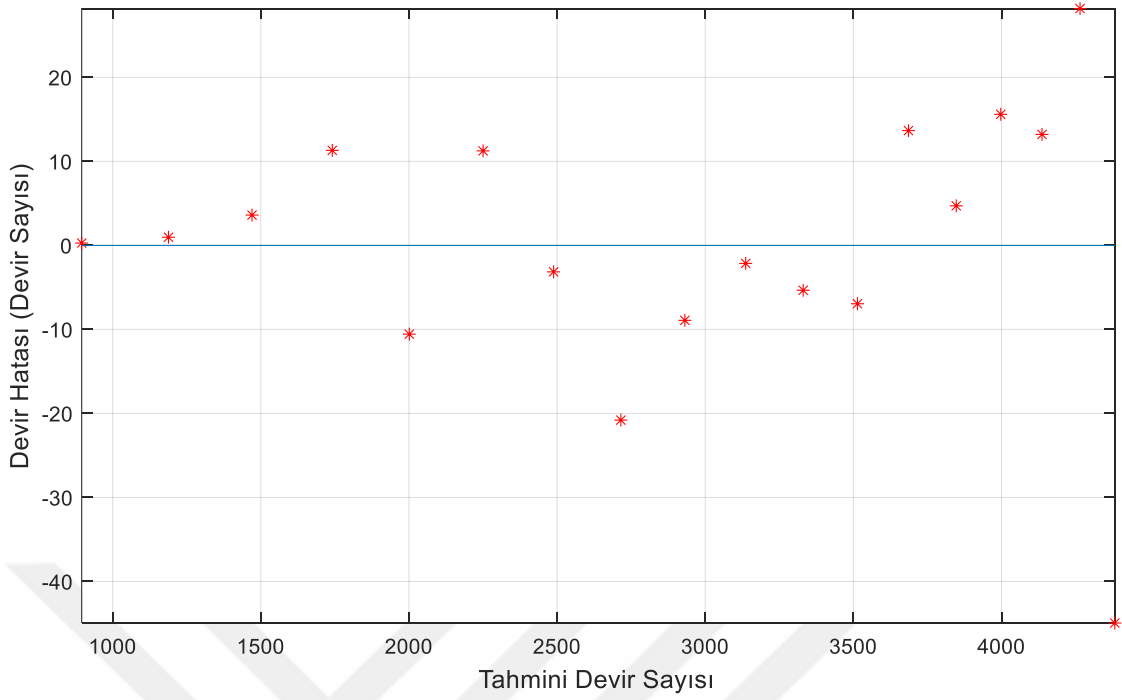
Tablo 2.1. Motor itke testi

Gaz Kolu (μs)	İtke (g)	Devir Sayısı (dev/dk)
1150	30	896
1200	60	1189
1250	110	1474
1300	160	1752
1350	220	1991
1400	290	2261
1450	350	2485
1500	420	2694
1550	500	2922
1600	580	3134
1650	650	3325
1700	730	3507

1750	800	3700
1800	880	3852
1850	950	4013
1900	1020	4150
1950	1100	4293
2000	1130	4337



Şekil 2.2. Gaz kolu-devir sayısı sonuçlarına eğri uydurma



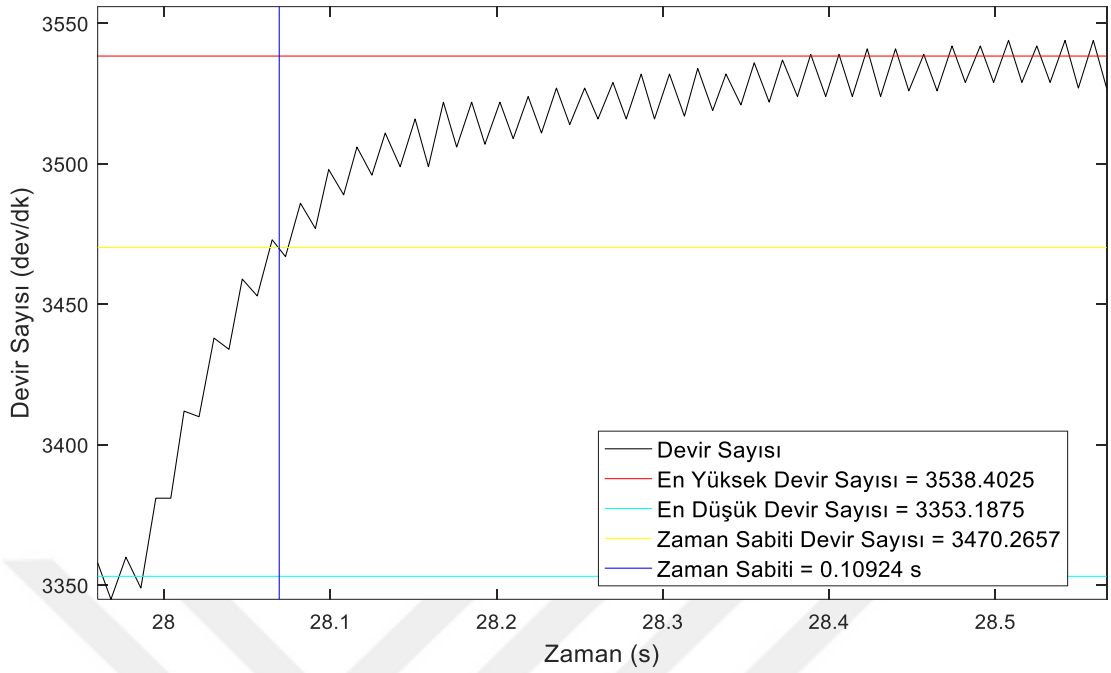
Şekil 2.3. Gaz kolu-devir sayısı eğri uydurma hatası

Motor test sonuçlarını bir denklem ile ifade ettikten sonra motorun minimum ve maksimum çalışma limitleri de dinamik modele dahil edilmiştir. Gerçekte motor 1000 μs 'de çalışmaya başlamaz. Belirli bir gaz kolu miktarından sonra çalışmaya başlar. İşte bu çalışmaya başladığı nokta GK_{min} olarak adlandırılmıştır. GK_{min} ile 1000 μs arasında kalan alana ise ölü bölge adı verilir. Benzer şekilde motorun ulaşabileceği maksimum bir limit vardır. Bu da GK_{maks} olarak ifade edilmiştir. Eşitlik (2.31)'de motor devrinin nasıl hesaplandığı özet olarak verilmiştir.

$$\omega = \begin{cases} 0, (GK) \leq GK_{min} \\ \omega, GK_{maks} > (GK) > GK_{min} \\ \omega_{maks}, (GK) > GK_{maks} \end{cases} \quad (2.31)$$

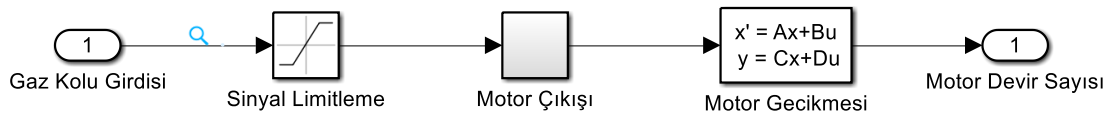
Motor modellemesine son olarak motor gecikmesi eklenmiştir. Bu gecikme, birinci derece bir transfer fonksiyonu ile ifade edilmiştir. Aşağıda yer verilen eşitliğe göre τ zaman sabitinin hesaplanması gerekmektedir.

$$G(s) = \frac{1}{\tau s + 1} \quad (2.32)$$



Şekil 2.4. Motorun birim basamak cevabı

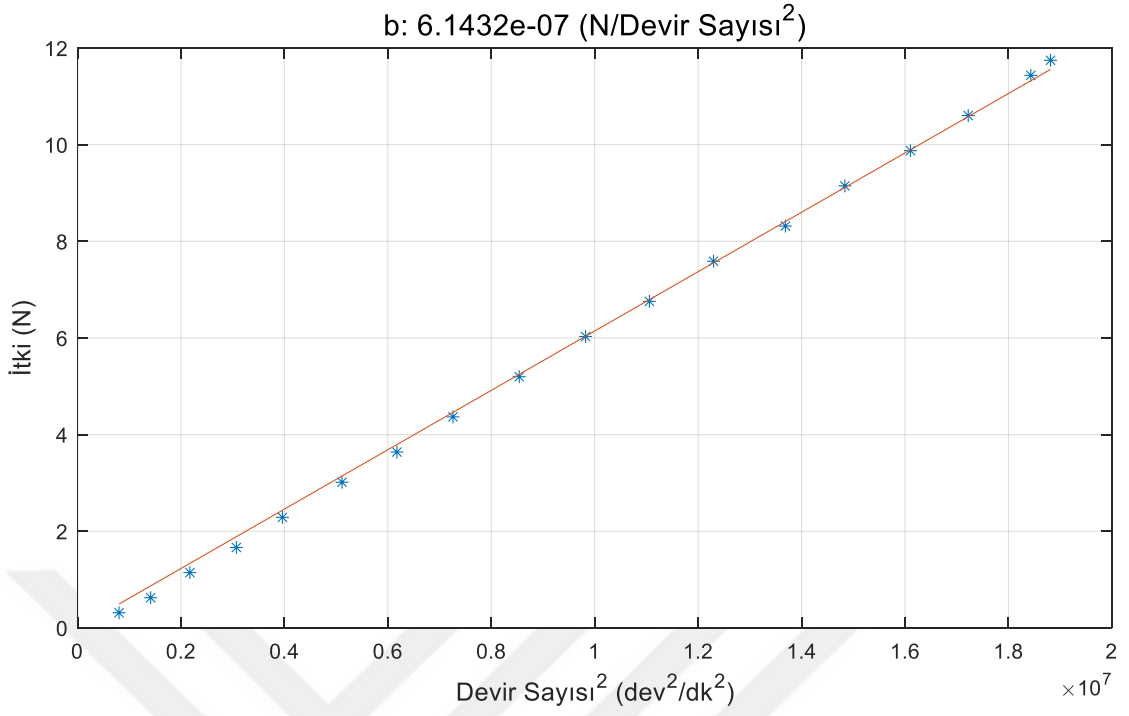
Zaman sabitini hesaplamak için motorun birim basamak cevabı incelenmiştir. Şekil 2.4'te hava aracının askı gaz koluna yakın bir bölgede olacak şekilde birim basamak girdi uygulanmıştır. Şekilde de görüldüğü üzere alt ve üst sınırlar çizildikten sonra devir sayısı %63.2 kadar yükseldiği nokta $\tau = 0.10924$ s olarak hesaplanmıştır. Bu şekilde bir motorun matematiksel modellemesi tamamlanmıştır. Şekil 2.5'te ise modellemesi tamamlanan bir motorun simulink modeli gösterilmektedir.



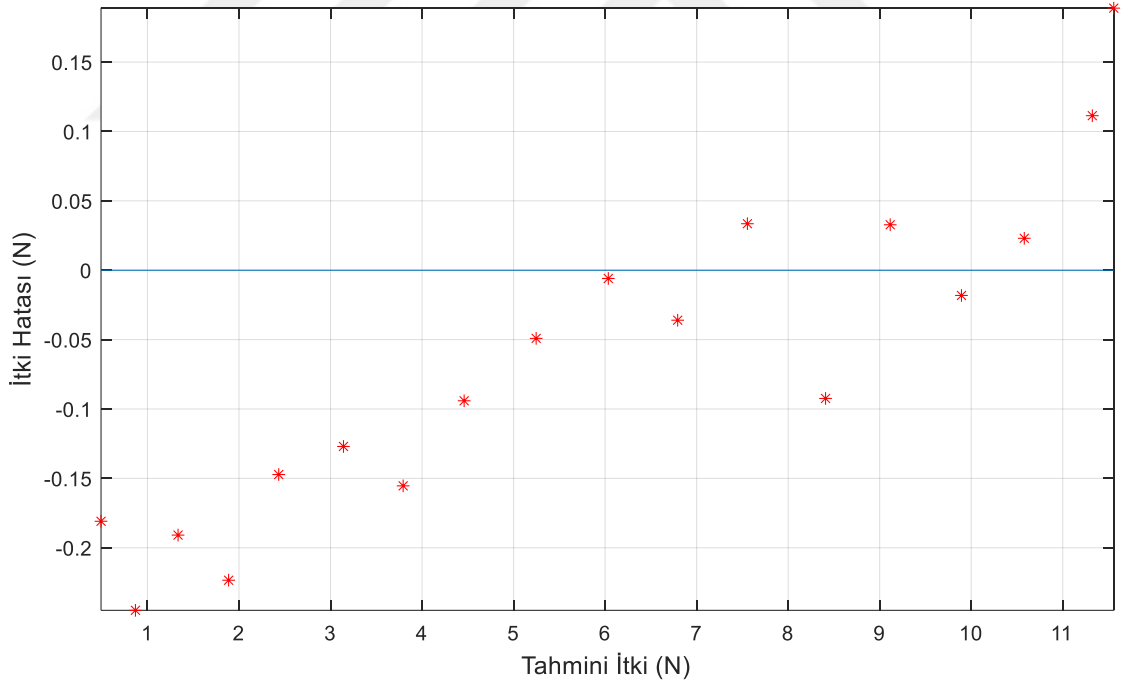
Şekil 2.5. Bir motorun Simulink modeli

Buraya kadar olan bölümde motorun benzetimi için gerekli olan parametreler çıkarıldı. Bundan sonra ise hareket denklemlerinde kullanılmak üzere b ve d katsayılarını bulmak için gerekli adımlar ele alınacaktır.

Tablo 2.1'deki test verilerinden yola çıkarak itki ile devir sayısının karesi arasındaki doğrusal ilişkiyle b katsayısı Şekil 2.6'daki gibi hesaplanmıştır. Şekil 2.7'de ise eğri uydurma hatası verilmiştir.



Şekil 2.6. İtki-devir sayısı sonuçlarına eğri uydurma

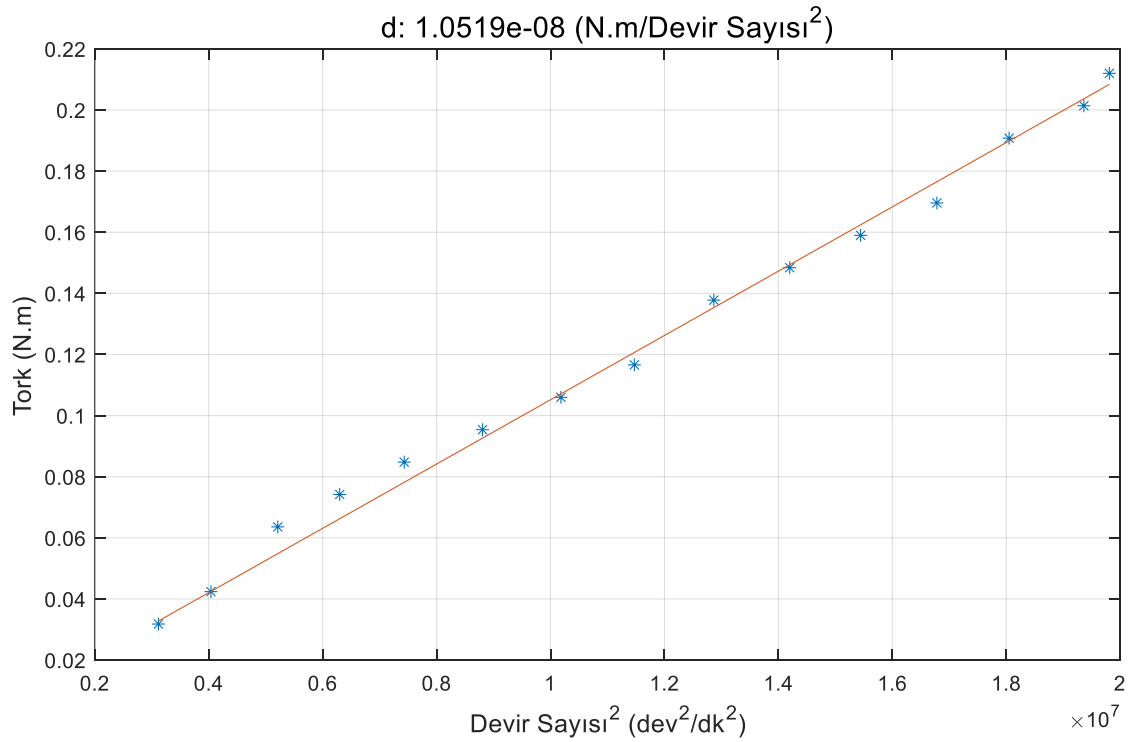


Şekil 2.7. İtki-devir sayısı eğri uydurma hatası

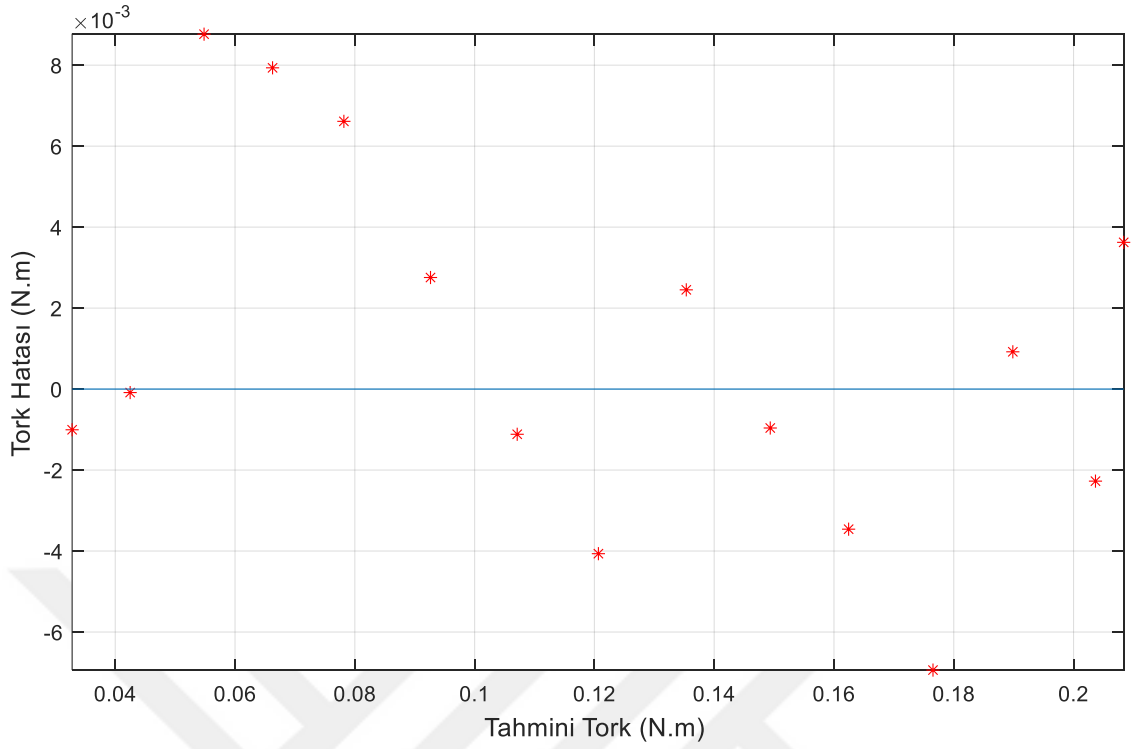
Son olarak d katsayısını hesaplamak için Tablo 2.2'deki tork testi verileri kullanılmıştır. b katsayısını hesaplamadaki yaklaşımın aynısı d katsayısını hesaplamada da kullanılarak Şekil 2.8'deki grafik elde edilmiştir. Şekil 2.9'da ise eğri uydurma hatası grafiği verilmiştir.

Tablo 2.2. Motor tork testi

Gaz Kolu (μ s)	Tork (g)	Devir Sayısı (dev/dk)
1300	15,29	1766
1350	20,39	2010
1400	30,58	2283
1450	35,68	2510
1500	40,77	2726
1550	45,87	2968
1600	50,97	3191
1650	56,07	3387
1700	66,26	3587
1750	71,36	3768
1800	76,45	3930
1850	81,55	4097
1900	91,74	4248
1950	96,84	4400
2000	101,94	4451



Şekil 2.8. Tork-devir sayısı sonuçlarına eğri uydurma



Şekil 2.9. Tork-devir sayısı eğri uydurma hatası

2.4. Katı Modelleme

Dört rotorlu İHA'nın modellemesinin tamamlanması için eylemsizlik momentlerinin hesaplanması gerekir. Bunu yapabilmenin birkaç yolu vardır ancak en doğru moment hesabının yapılabilmesi için katı modelleme programının kullanılmalıdır. Görsel 2.4'te görülen dört rotorlu İHA'nın ağırlığı 2.437 kg'dır. Görsel 2.5'te ise hava aracının CATIA programıyla modellenmiş hali görülmektedir. Her bir parçanın ağırlığı bu modele eklenmiş olup eylemsizlik momentleri program yardımıyla bulunmuştur. Eşitlik (2.33)'te eylemsizlik matrisi kg.m² cinsinden verilmiştir. Eylemsizlik matrisinde köşegen dışındaki elemanların sıfır olmasının nedeni dört rotorlu İHA'nın X ve Y eksenleri boyunca simetrik kabul edilmesindendir.

$$I = \begin{bmatrix} 0.038 & 0 & 0 \\ 0 & 0.039 & 0 \\ 0 & 0 & 0.067 \end{bmatrix} \quad (2.33)$$



Görsel 2.4. Gerçek dört rotorlu İHA görseli



Görsel 2.5. Dört rotorlu İHA katı modeli

2.5. Durum Uzayı Modeli

Dört rotorlu İHA'ya ait denklemlere bölüm 2.3'te yer verilmişti. Ancak bu denklemlerde doğrusal olmayan terimler yer almaktadır. Doğrusal bir denetleyici tasarımı yapabilmek için belirli koşullara göre denklemleri doğrusallaştırmak genel bir kontrol yaklaşımıdır. Buna göre önce denklemler doğrusallaştırılmalı, sonra ise denetleyici kazançları buna göre ayarlanmalıdır.

Doğrusal olmayan durum uzayı modeli aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \quad (2.34)$$

Buna göre durum vektörü

$$\mathbf{x} = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6 \ x_7 \ x_8 \ x_9 \ x_{10} \ x_{11} \ x_{12}] = [P \ Q \ R \ \phi \ \theta \ \psi \ U \ V \ W \ X \ Y \ Z] \quad (2.35)$$

olarak seçilsin.

Doğrusal modeli elde ederken dört rotorlu İHA'nın dengede olduğu durum yani askı durumu göz önüne alınır. Buna göre askıdaki sistemin durum değişkenleri

$$\bar{\mathbf{x}} = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1] \quad (2.36)$$

olarak alınsın ve girdi olarak

$$\bar{\mathbf{u}} = [GK_{ask1_1} \ GK_{ask1_2} \ GK_{ask1_3} \ GK_{ask1_4}] \quad (2.37)$$

olmak üzere her bir rotora ait gaz kolu seçilsin. Bu durumda dört rotorlu İHA'nın askı durumundaki gaz kolu miktarı hesaplanmalıdır. Buna göre askı durumundaki hava aracının ağırlığı rotorların ürettiği toplam kuvvete eşittir.

$$F_z = mg \quad (2.38)$$

$$\sum_{i=1}^4 F_i = mg \quad (2.39)$$

Böylece rotor başına düşen kuvvet

$$F_i = \frac{mg}{4} \quad (2.40)$$

olarak hesaplanmaktadır.

$$\omega = a(GK_{ask1})^2 + b(GK_{ask1}) + c \quad (2.41)$$

$$F_i = b\omega_i^2 \quad (2.42)$$

Eşitlik (2.41) ve (2.42) birlikte çözülürse askı gaz kolu 1595.7 μs olarak hesaplanır.

Doğrusallaştırma için birinci merteben Taylor serisi açılımı uygulanmıştır. Denge noktası $(\bar{\mathbf{x}}, \bar{\mathbf{u}})$ alınarak

$$\dot{\mathbf{x}} = \frac{\partial f(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}} (\mathbf{x} - \bar{\mathbf{x}}) + \frac{\partial f(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{u}} (\mathbf{u} - \bar{\mathbf{u}}) \quad (2.43)$$

uygulanırsa durum uzayı modeli aşağıdaki gibi elde edilir.

$$\mathbf{A} = \frac{\partial f(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}} \quad (2.44)$$

$$\mathbf{B} = \frac{\partial f(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{u}} \quad (2.45)$$

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu} \quad (2.46)$$

Eşitlik (2.46)'da yer alan $\mathbf{A}$ ve $\mathbf{B}$ matrisleri, türev alındıktan sonra gerekli parametreler yerinde yazılırsa Eşitlik (2.47) ve (2.48)'deki gibi elde edilir.

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 9.81 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -9.81 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.47)$$

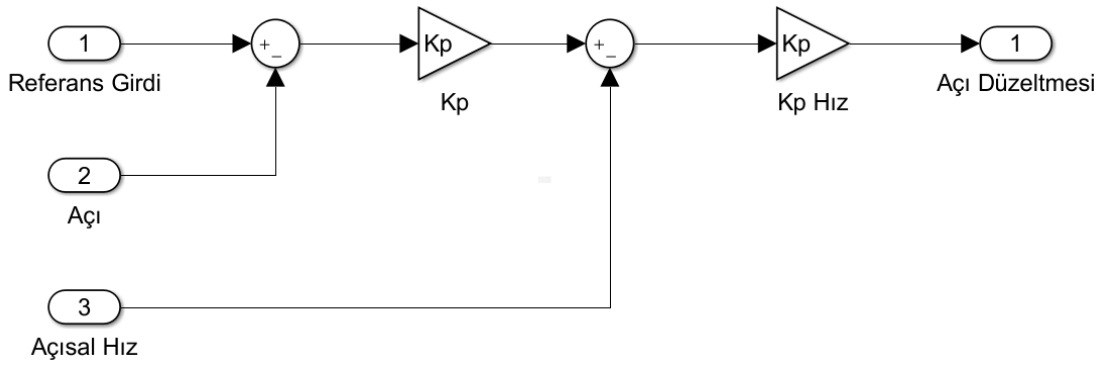
$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} -0.0852 & 0.0852 & 0.0852 & -0.0852 \\ -0.0776 & -0.0776 & 0.0776 & 0.0776 \\ -0.0036 & 0.0036 & -0.0036 & 0.0036 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0056 & 0.0056 & 0.0056 & 0.0056 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.48)$$

3. ARIZASIZ DURUM UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ TASARIMI

Bu bölümde arızasız dört rotorlu İHA'nın uçuş kontrol sistemi tasarlanmıştır. Hem doğrusal ve hem de doğrusal olmayan denetleyiciler dört rotorlu İHA'ya uygulanmıştır.

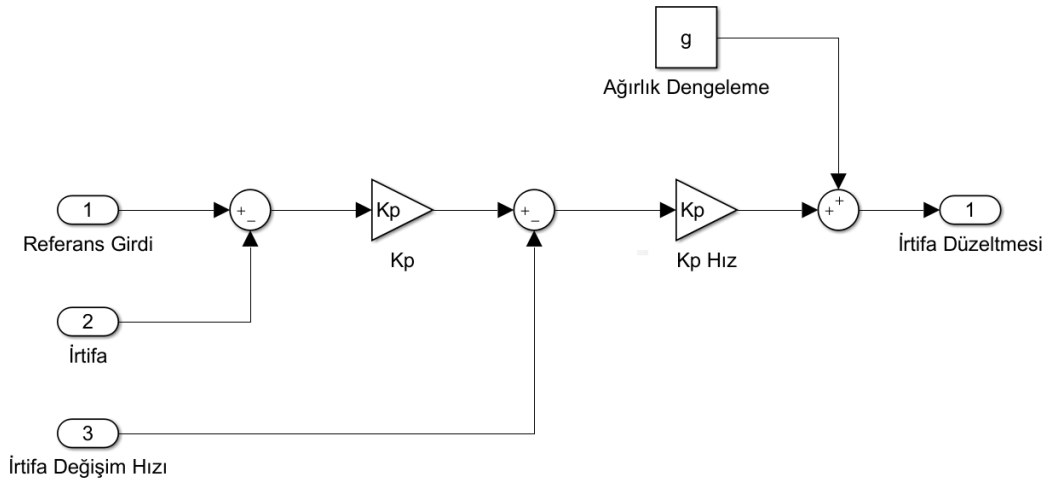
3.1. Oransal Denetleyici

Oransal denetleyiciler en basit tipteki denetleyici çeşididir. Uygulanması kolay olduğu için uçuş kontrol sisteminde oransal denetleyiciler tercih edilmiştir. Şekil 3.1'de sapma, yunuslama ve yatış açısının kontrolü için kullanılan denetleyici yapısı gösterilmektedir. Denetleyici iki adet iç içe oransal denetleyiciden oluşmaktadır.



Şekil 3.1. Açı kontrolü denetleyici yapısı

İrtifa kontrolü için oluşturulan denetleyici yapısı Şekil 3.2'de gösterilmektedir. Açı kontrolündeki yapıya ek olarak ağırlık dengeleme bölümü denetleyiciye eklenmiştir. Buradaki amaç ise denetleyicinin yer çekimi etkisini kolay bir şekilde yenebilmesidir. Başka bir deyişle denetleyici sadece yükselme ve alçalma durumlarında etkili olacaktır.



Şekil 3.2. İrtifa kontrolü denetleyici yapısı

3.2. Doğrusal Karesel Düzenleyici (LQR) Denetleyicisi

LQR denetleyici, belirli performans kısıtlarına göre mümkün olan en iyi performansı sağlayan bir denetleyici tipidir (Alias, 2013). Bu denetleyici tipinde amaç, amaç fonksiyonu olan J 'yi minimum yapacak K denetleyicisini bulmaktır. Doğrusal zamanla değişmeyen bir sistem aşağıdaki gibi tanımlansın.

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu} \quad (3.1)$$

Bu sistemi kararlı hale getirecek girdi aşağıdaki gibidir.

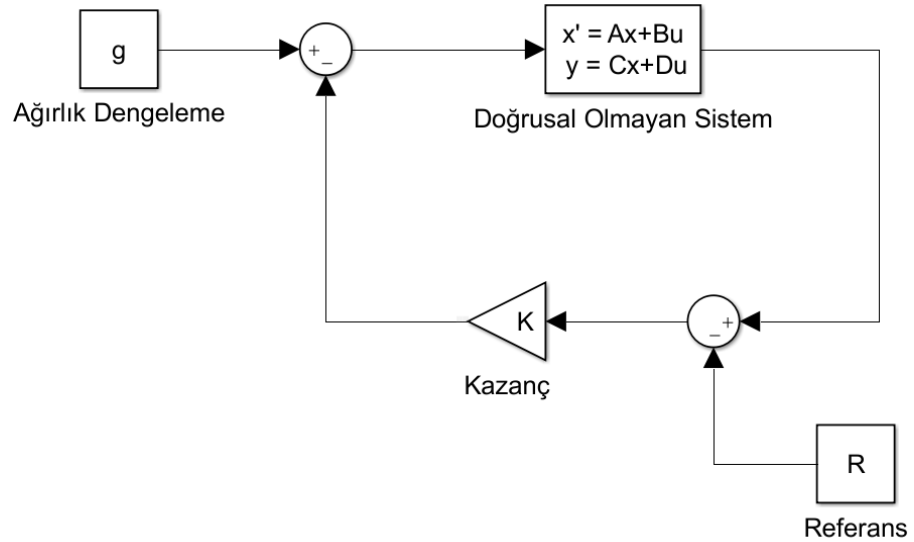
$$\mathbf{u} = -\mathbf{Kx} \quad (3.2)$$

Denetleyici kazancını hesaplarırken kullanılan amaç fonksiyonu ise

$$J = \int (\mathbf{x}^* \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^* \mathbf{R} \mathbf{u}) dt \quad (3.3)$$

şeklinde ifade edilir. Burada $\mathbf{Q}$ pozitif tanımlı veya pozitif yarı-tanımlı simetrik matristir. $\mathbf{R}$ ise pozitif tanımlı simetrik bir matristir. Her iki matris de tasarımda kolaylık olması açısından genellikle köşegen olarak seçilirler.

Şekil 3.3'te doğrusal olmayan modelde kullanılan LQR yapısı verilmiştir.



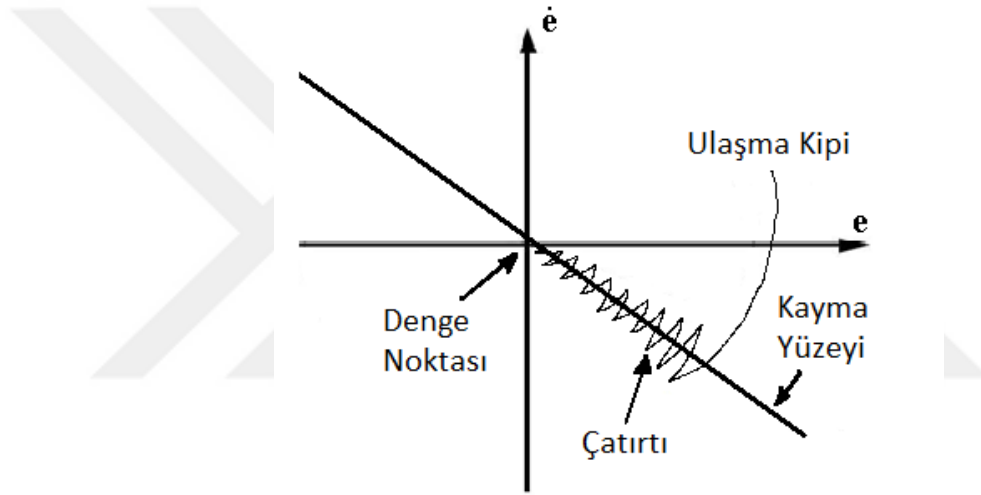
Şekil 3.3. LQR denetleyici yapısı

3.3. Kayma Kipli Denetleyici

Gümbüzlük ve sistematik tasarım prosedürü, kayma kipli denetleyicilerin iyi bilinen avantajlarından (Fuat & Eker, 2012). Kayma kipli denetleyicide en önemli iş, sistemi

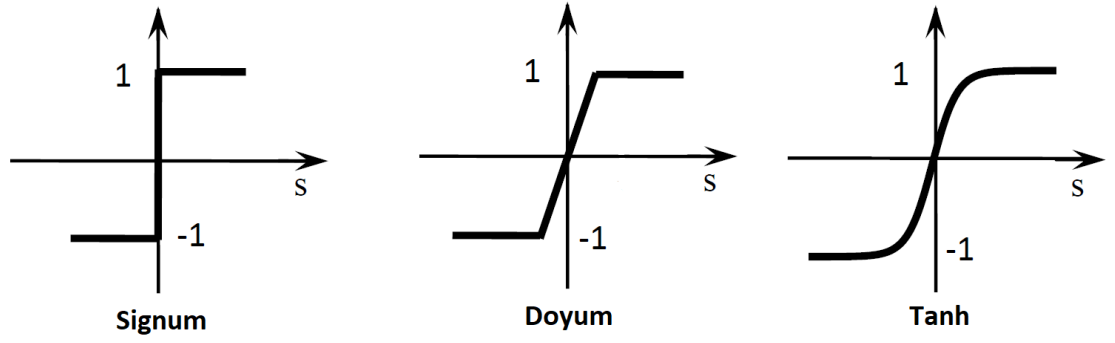
kayma yüzeyine ($s(t)$) yönlendiren anahtarlama kontrol kuralını tasarlamak ve şekil 3.4'te de görüldüğü üzere sistemin yörüngesini bu kayma yüzeyi üzerinde sürdürmektir. Burada $e(t)$ izleme hatasını ve $\dot{e}(t)$ izleme hatasının birinci türevini ifade eder ve genellikle bu iki değişken kayma yüzeyi tasarımında tercih edilir.

Kayma kipli kontrolde ulaşma kipi ve kayma kipi olmak üzere iki evre vardır (Köse, Abacı, & Aksoy, 2010). Ulaşma kipinde izleme hatası, faz düzleminin herhangi bir yerinden başlayarak sonlu zamanda kayma yüzeyine getirilir (Tohidi, 2014). Kayma kipinde ise izleme hatası, kayma yüzeyi üzerinden kayarak denge noktasına yani orijine ulaşır (Yaraş, Hüseyinov, Namazov, Çelikkale, & Şeker, 2014).



Şekil 3.4. Sistemin kayma kipli kontrolü (Fuat & Eker, 2012)

Çatırtı kayma kipli kontrolün en büyük problemlerinden birisidir. Kayma değişkeninin yüksek frekanslı salınımlarından kaynaklanır (Fuat & Eker, 2012). Bu salınımlar özellikle sistemdeki eyleyicilerde arızaya neden olabilmektedir. Çatırtıyı ortadan kaldırmak veya azaltmak için signum fonksiyonu yerine doyum veya tanh fonksiyonları kullanılabilir (Kalaycı, 2013).



Şekil 3.5. Anahtarlama fonksiyonları (Kalaycı, 2013)

Kayma kipli kontrolde ilk adım kayma yüzeyini tasarlamaktır. Bunun için izleme hatası $e(t)$ aşağıdaki gibi tanımlanmıştır.

$$e(t) = \Theta_{ref}(t) - \Theta(t) \quad (3.4)$$

Burada $\Theta(t)$ sistemin çıkış sinyalini, $\Theta_{ref}(t)$ ise istenen referans sinyalini ifade eder. Kayma yüzeyi ise

$$s(t) = \left(\lambda + \frac{d}{dt} \right)^{n-1} e(t) \quad (3.5)$$

şeklinde ifade edilir (Fuat & Eker, 2012). n kontrol edilmemiş sistemin derecesini, λ ise pozitif bir sabiti ifade eder. λ aynı zamanda ayar parametresidir ve kayma yüzeyinin eğimini belirlemek için kullanılır. Sistem kayma kipindeyken hem $s(t)$ hem de $\dot{s}(t)$ sıfıra eşittir.

Kontrol kuralı, izleme hatasının ve türevinin sınırlı bir sürede herhangi bir başlangıç koşulundan denge noktasına ulaşacak şekilde tasarlanır. Kayma kipli kontrolde kontrol kuralı, süreksiz olan anahtarlama sinyali ve sürekli olan eşdeğer sinyal olmak üzere iki farklı sinyalin toplamından oluşur. Eğer başlangıç yörüngesi kayma yüzeyi üzerinde değilse anahtarlama sinyali, izleme hatasını kayma yüzeyine doğru hareket ettirir. Eşdeğer kontrol sinyali izleme hatasını kayma yüzeyine doğru hareket ettirmeyebilir. Bu yüzden anahtarlama sinyali röle benzeri işlev temelinde tasarlanmıştır. Eşdeğer kontrol sinyali, kayma fonksiyonunun türevinin sıfıra eşitlenmesiyle bulunur.

Kayma kipli kontrol hakkında genel bilgiler verildikten sonra dört rotorlu İHA'yla ilgili uçuş denetleyici tasarımına geçilebilir. Bunun için ikinci derece kayma kipli kontrol, ilgili durum değişkenlerinin pozisyon ve hız izleme hatalarının doğrusal bir kombinasyonu kullanılarak oluşturulmuştur (Elhennawy, 2018). İkinci derece kayma

kipli kontrolde amaç, sadece kayma yüzeyi $s(t)$ 'yi sıfıra götürmek değil aynı zamanda kayma yüzeyinin birinci türevi olan $\dot{s}(t)$ 'yi de sıfıra götürmektir (Eker, 2010).

Bu denetleyiciyi tasarlamadaki amaç, sistem durum değişkenlerinin istenilen durum değişkenlerine yakınsamasıdır. Buna göre yatış, yunuslama ve sapma kayma yüzeyleri aşağıdaki gibi seçilmiştir (Elhennawy, 2018).

$$s_1 = c_1(\dot{\phi}_d - P) + c_2(\phi_d - \phi) \quad (3.6)$$

$$s_2 = c_3(\dot{\theta}_d - Q) + c_4(\theta_d - \theta) \quad (3.7)$$

$$s_3 = c_5(\psi_d - \psi) + (\dot{\psi}_d - R) \quad (3.8)$$

Burada c_1 , c_2 , c_3 , c_4 ve c_5 pozitif katsayılarıdır. Anahtarlama kontrol sinyali aşağıdaki gibi seçilsin.

$$\dot{s}_i = -\epsilon_i \tanh(s_i) - \eta_i s_i \quad (3.9)$$

Yine burada ϵ_i ve η_i kayma yüzeyinin katsayılarıdır. Eşitlik (3.6)-(3.8)'in türevi alınır ve eşitlik (3.9)'a eşitlenirse

$$\dot{s}_1 = -\epsilon_1 \tanh(s_1) - \eta_1 s_1 = c_1(\ddot{\phi}_d - \dot{P}) + c_2(\dot{\phi}_d - P) \quad (3.10)$$

$$\dot{s}_2 = -\epsilon_2 \tanh(s_2) - \eta_2 s_2 = c_3(\ddot{\theta}_d - \dot{Q}) + c_4(\dot{\theta}_d - Q) \quad (3.11)$$

$$\dot{s}_3 = -\epsilon_3 \tanh(s_3) - \eta_3 s_3 = c_5(\dot{\psi}_d - R) + (\ddot{\psi}_d - \dot{R}) \quad (3.12)$$

elde edilir. Eşitlik (2.29)'da yer alan $\dot{P}$, $\dot{Q}$ ve $\dot{R}$ eşitlik (3.10)-(3.12)'de yerinde koyulur ve denklemden girdiler çekilirse

$$u_\phi = \frac{I_x}{c_1 l} (c_1 \ddot{\phi}_d + c_2(\dot{\phi}_d - P) + \epsilon_1 \tanh(s_1) + \eta_1 s_1) + a \quad (3.13)$$

$$a = -\frac{1}{l} (I_y - I_z) QR - J_{TP} Q \Omega (\pi/30) \quad (3.14)$$

$$u_\theta = \frac{I_y}{c_3 l} (c_3 \ddot{\theta}_d + c_4(\dot{\theta}_d - Q) + \epsilon_2 \tanh(s_2) + \eta_2 s_2) + b \quad (3.15)$$

$$b = -\frac{1}{l} (I_z - I_x) PR - J_{TP} P \Omega (\pi/30) \quad (3.16)$$

$$u_\psi = I_z (\ddot{\psi}_d + c_5(\dot{\psi}_d - R) + \epsilon_3 \tanh(s_3) + \eta_3 s_3) + c \quad (3.17)$$

$$c = -(I_x - I_y) PQ \quad (3.18)$$

elde edilir. Kayma kipli kontrolde daha önce de bahsedildiği üzere çatırtı problemi vardır. Bunu gidermek için denklemlerde signum fonksiyonu yerine $\tanh$ fonksiyonu kullanılmıştır.

3.4. Geri Adımlamalı Denetleyici

Geri adımlamalı denetleyici, kayma kipli denetleyicide olduğu gibi yatış, yunuslama ve sapma açılarının kontrolü için kullanılmıştır. Kontrol kuralı elde edilirken küçük açı yaklaşımı kullanılmıştır (Mishra, 2017). Buna göre $P \approx \dot{\phi}$, $Q \approx \dot{\theta}$ ve $R \approx \dot{\psi}$ olarak kabul edilmiştir. Durum değişkenleri

$$[x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6] = [\phi \ \dot{\phi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi}] \quad (3.19)$$

şeklinde seçilsin. Aşağıdaki parametreler

$$a_1 = \frac{(I_z - I_y)}{I_x}, a_2 = \frac{(I_x - I_z)}{I_y}, a_3 = \frac{(I_y - I_x)}{I_z} \quad (3.20)$$

$$b_1 = \frac{1}{I_x}, b_2 = \frac{1}{I_y}, b_3 = \frac{1}{I_z} \quad (3.21)$$

şeklinde tanımlansın. Eşitlik (2.29) kullanılarak sistem, durum değişkenleri için aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \\ \dot{x}_5 \\ \dot{x}_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_2 \\ a_1 x_4 x_6 + b_1 u_\phi \\ x_4 \\ a_2 x_2 x_6 + b_2 u_\theta \\ x_6 \\ a_3 x_2 x_4 + b_3 u_\psi \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

Yatış kontrolü için x_1 ve x_2 durum değişkenleri seçilsin. Buna göre durum uzayı

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_2 \\ a_1 x_4 x_6 + b_1 u_\phi \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

şeklinde yazılabilir. Sadece ikinci değişken girdiden etkilendiği için Lyapunov fonksiyonu kolay bir şekilde seçilebilir.

$$V_1 = \frac{1}{2} z_1^2 \quad (3.24)$$

z_1 , istenilen yatış açısı ile gerçek yatış açısı arasındaki fark olarak tanımlanır.

$$z_1 = x_{1d} - x_1 \quad (3.25)$$

Eşitlik (3.24)'te verilen fonksiyonun türevi alınır

$$\dot{V}_1 = z_1 \dot{z}_1 = z_1(\dot{x}_{1d} - \dot{x}_1) = z_1(\dot{x}_{1d} - x_2) \quad (3.26)$$

Krasovaskii-LaSalle prensibine göre sistemin kararlı olması için pozitif tanımlı Lyapunov fonksiyonunun türevi negatif yarı tanımlı olması gereklidir. Aşağıdaki negatif tanımlı fonksiyon, Lyapunov fonksiyonunun türevi için sınır olarak seçilsin.

$$\dot{V}_1 = z_1(\dot{x}_{1d} - x_2) \leq -c_1 z_1^2 \quad (3.27)$$

Burada c_1 pozitif katsayıdır. Eşitlik (3.26)'daki eşitsizliği sağlamak için istenilen x_2 değişkeni aşağıdaki gibi seçilsin.

$$x_{2d} = \dot{x}_{1d} + c_1 z_1 \quad (3.28)$$

z_2 değişkeni, gerçek x_2 değişkeni ile istenilen x_2 değişkeni arasındaki fark olarak tanımlansın.

$$z_2 = x_2 - x_{2d} \quad (3.29)$$

$$z_2 = x_2 - \dot{x}_{1d} - c_1 z_1 \quad (3.30)$$

Eşitlik (3.26)'da x_2 değişkeni yerinde yazılırsa

$$\dot{V}_1 = z_1(\dot{x}_{1d} - x_2) = z_1(\dot{x}_{1d} - (z_2 + \dot{x}_{1d} + c_1 z_1)) \quad (3.31)$$

$$\dot{V}_1 = -z_1 z_2 - c_1 z_1^2 \quad (3.32)$$

Eşitlik (3.24)'te tanımlanmış Lyapunov fonksiyonuna ekleme yapılırsa

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2} z_2^2 \quad (3.33)$$

elde edilir. Türevi alınıp ilgili parametreler yerinde koyulursa

$$\dot{V}_2 = \dot{V}_1 + z_2 \dot{z}_2 \quad (3.34)$$

$$\dot{V}_2 = -z_1 z_2 - c_1 z_1^2 + z_2(\dot{x}_2 - \ddot{x}_{1d} + c_1 \dot{z}_1) \quad (3.35)$$

bulunur. Bu yeni Lyapunov fonksiyonu için yeni bir negatif tanımlı sınır aşağıdaki gibi seçilsin.

$$-z_1 z_2 - c_1 z_1^2 + z_2(a_1 x_4 x_6 + b_1 u_\phi - \ddot{x}_{1d} + c_1 \dot{z}_1) \leq -c_1 z_1^2 - c_2 z_2^2 \quad (3.36)$$

Eşitlik (3.36)'nın eşitlik durumu göz önüne alınırsa ve u_ϕ denklemden çekilirse yatış için kontrol kuralı

$$u_\phi = \frac{1}{b_1} (\ddot{x}_{1d} + c_1 \dot{z}_1 - a_1 x_4 x_6 + z_1 - c_2 z_2) \quad (3.37)$$

şeklinde bulunur. Benzer şekilde yunuslama ve sapma açısı için kontrol kuralları aşağıdaki gibi elde edilebilir.

$$u_\theta = \frac{1}{b_2} (\ddot{x}_{3d} + c_3 \dot{z}_3 - a_2 x_2 x_6 + z_3 - c_4 z_4) \quad (3.38)$$

$$u_\psi = \frac{1}{b_3} (\ddot{x}_{5d} + c_5 \dot{z}_5 - a_3 x_2 x_4 + z_5 - c_6 z_6) \quad (3.39)$$

Burada c_3, c_4, c_5 ve c_6 pozitif katsayılardır. Buraya kadar verilen kontrol kuralları ilgili değişkenler cinsinden küçük açı yaklaşımı göz önüne alınmadan tekrar yazılırsa

$$u_\phi = I_x(z_1 - \left(\frac{I_y - I_x}{I_x}\right) QR + \ddot{\phi}_d + c_1 \dot{z}_1 - c_2 z_2) \quad (3.40)$$

$$z_1 = \phi_d - \phi \quad (3.41)$$

$$\dot{z}_1 = \dot{\phi}_d - P \quad (3.42)$$

$$z_2 = P - \dot{\phi}_d - c_1 z_1 \quad (3.43)$$

$$u_\theta = I_y(z_3 - \left(\frac{I_z - I_y}{I_y}\right) PR + \ddot{\theta}_d + c_3 \dot{z}_3 - c_4 z_4) \quad (3.44)$$

$$z_3 = \theta_d - \theta \quad (3.45)$$

$$\dot{z}_3 = \dot{\theta}_d - Q \quad (3.46)$$

$$z_4 = Q - \dot{\theta}_d - c_3 z_3 \quad (3.47)$$

$$u_\psi = I_z(z_5 - \left(\frac{I_x - I_z}{I_z}\right) PQ + \ddot{\psi}_d + c_5 \dot{z}_5 - c_6 z_6) \quad (3.48)$$

$$z_5 = \psi_d - \psi \quad (3.49)$$

$$\dot{z}_5 = \dot{\psi}_d - R \quad (3.50)$$

$$z_6 = R - \dot{\psi}_d - c_5 z_5 \quad (3.51)$$

şeklinde elde edilir.

4. ARIZASIZ DURUM UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ BENZETİMİ

Bu bölümde bir önceki bölümde tasarlanan denetleyicilerin arızasız benzetimleri verilmiştir.

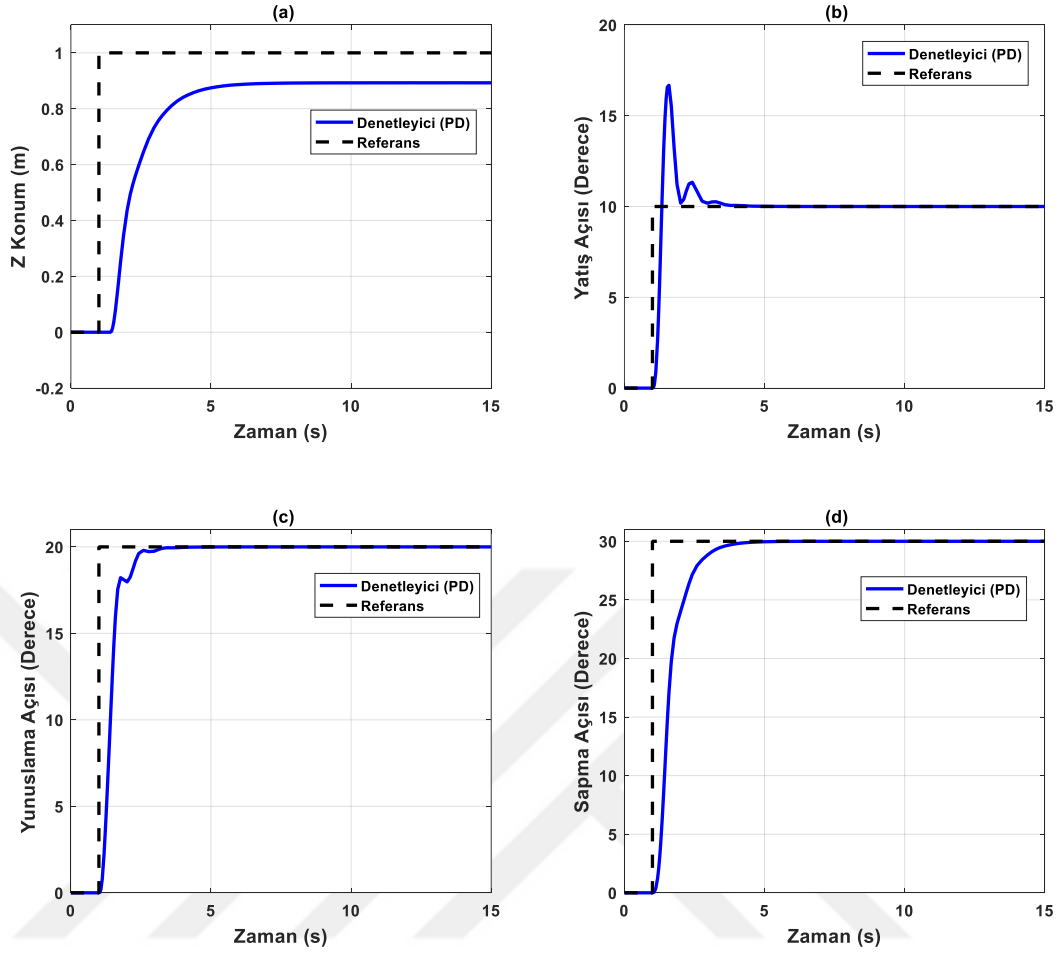
4.1. Oransal Denetleyici

Bu alt bölümde oransal denetleyicilerle (PD) tasarlanmış kontrol sisteminin benzetimine yer verilmiştir. Bulunan denetleyici kazançları tablo 4.1’de sunulmuştur.

Tablo 4.1. Denetleyici kazanç değerleri

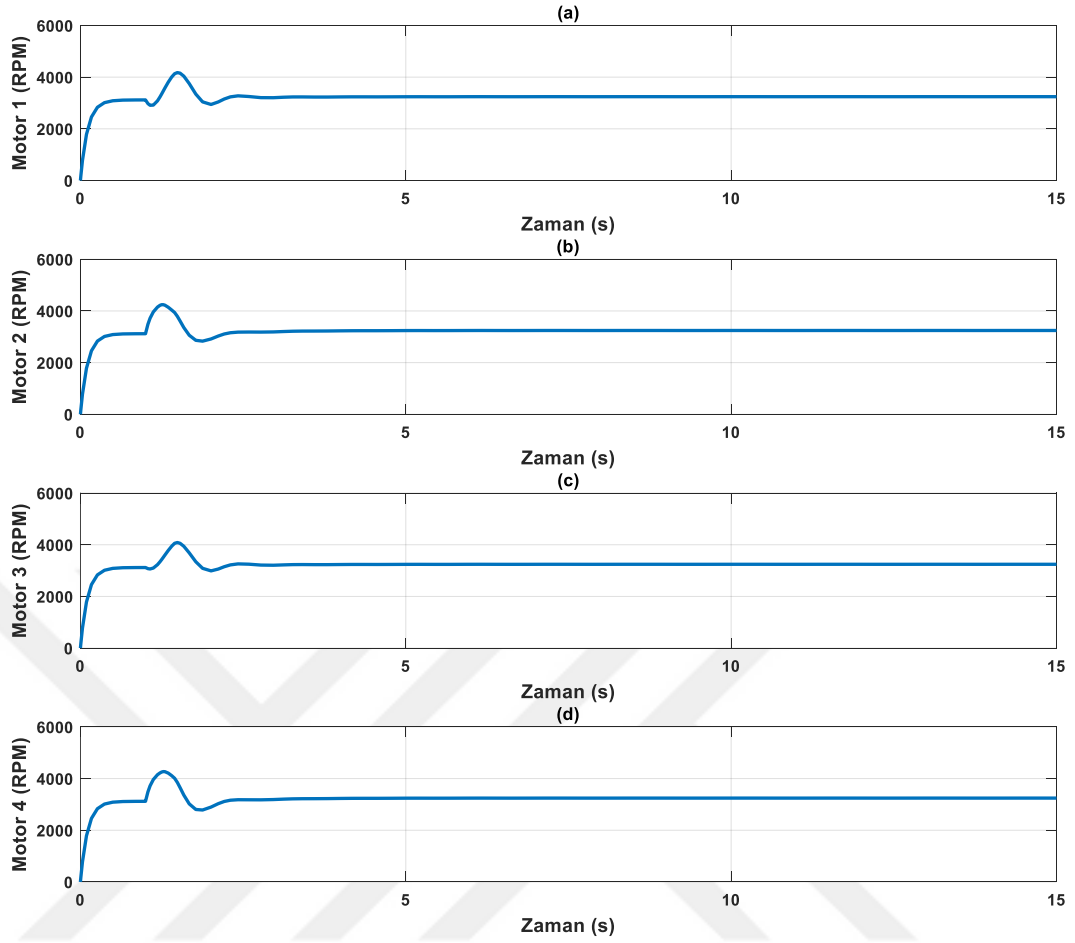
Denetleyici Tipi	Denetleyici Kazancı
İrtifa Denetleyicisi (Kp)	1.0000
İrtifa Hızı Denetleyicisi (Kp Hız)	289.83
Sapma Denetleyicisi (Kp)	1.2657
Sapma Denetleyicisi (Kp)	558.29
Yunuslama Denetleyicisi (Kp)	3.1337
Yunuslama Hızı Denetleyicisi (Kp Hız)	24.636
Yatış Denetleyicisi (Kp)	3.1489
Yatış Hızı Denetleyicisi (Kp Hız)	24.035

Şekil 4.1’de dört rotorlu İHA’nın irtifa ve durum kontrolü yer almaktadır. Şekilde kesikli çizgilerle verilenler referans değerleri olup tüm durum değişkenlerinin kontrolü için benzetimin aynı zamanında uygulanmıştır. Diğer bir deyişle benzetimin 1. saniyesinde tüm referanslar aktif olmuştur. İrtifa kontrolünde 1 m referans sinyali verilmiştir. Yatış, yunuslama ve sapma açılarında sırasıyla 10, 20 ve 30 derecelik referanslar sisteme uygulanmıştır. İrtifa denetleyicisi göz önüne alındığında kararlı hal hatasının olduğu görülmektedir. Ulaştığı son değer ise 0.893 m’dir. Bunun sebebi durum açılarının belli bir değere sabitlenmiş olmasıdır. Diğer taraftan durum açılarında herhangi bir kararlı hal hatası bulunmamaktadır. Sadece yatış açısında bir miktar aşma meydana gelmektedir. Ancak zamanla bu aşma sönümlenmektedir. Yatış açısının ulaştığı en üst nokta ise 16.677 derecedir.



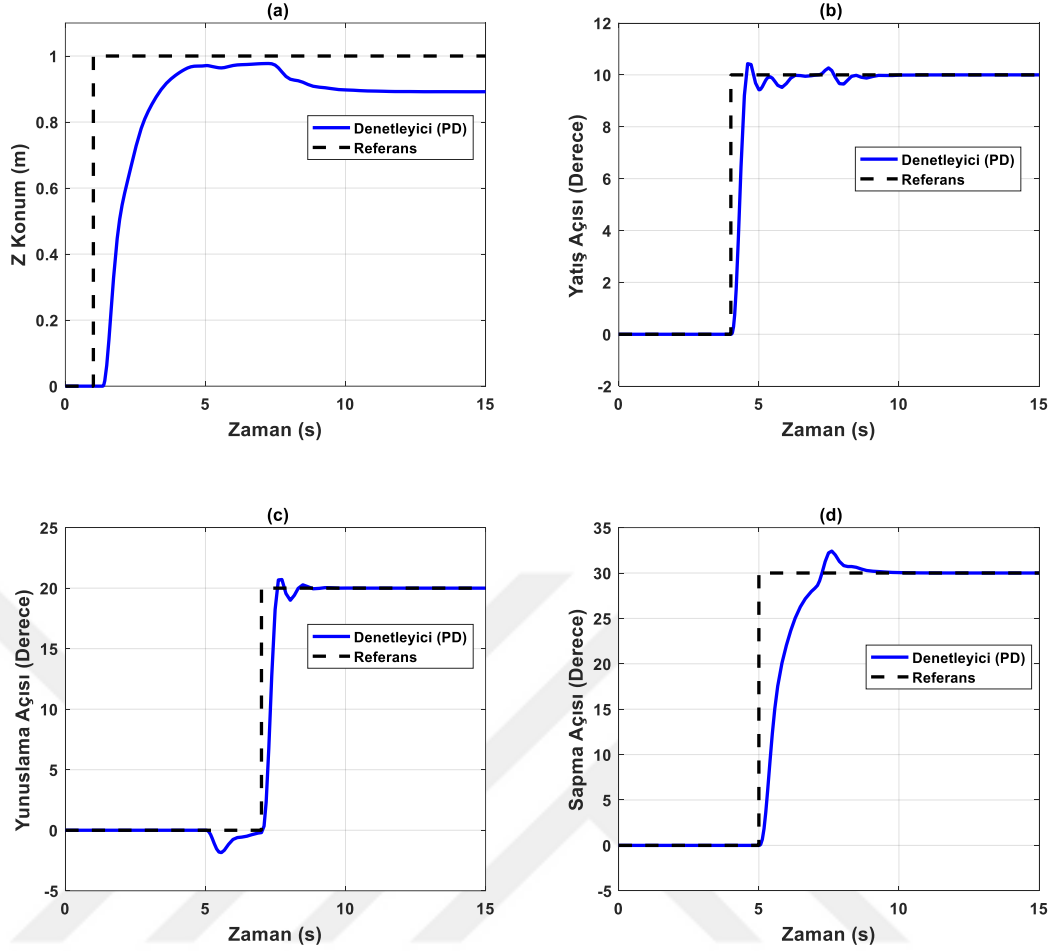
Şekil 4.1. Dört rotorlu İHA'nın aynı zamanlarda PD durum ve irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Şekil 4.2'de yer verilen motor çıkışlarına baktığımızda dört rotorlu İHA'ya yükselme komutu verildiğinde maksimum bir değere ulaştığı ve daha sonra kararlı hal durumuna geçtiği görülmektedir. Kararlı hal durumunda motorların ulaştığı değerler yaklaşık olarak aynı olup 3244 RPM'dir.



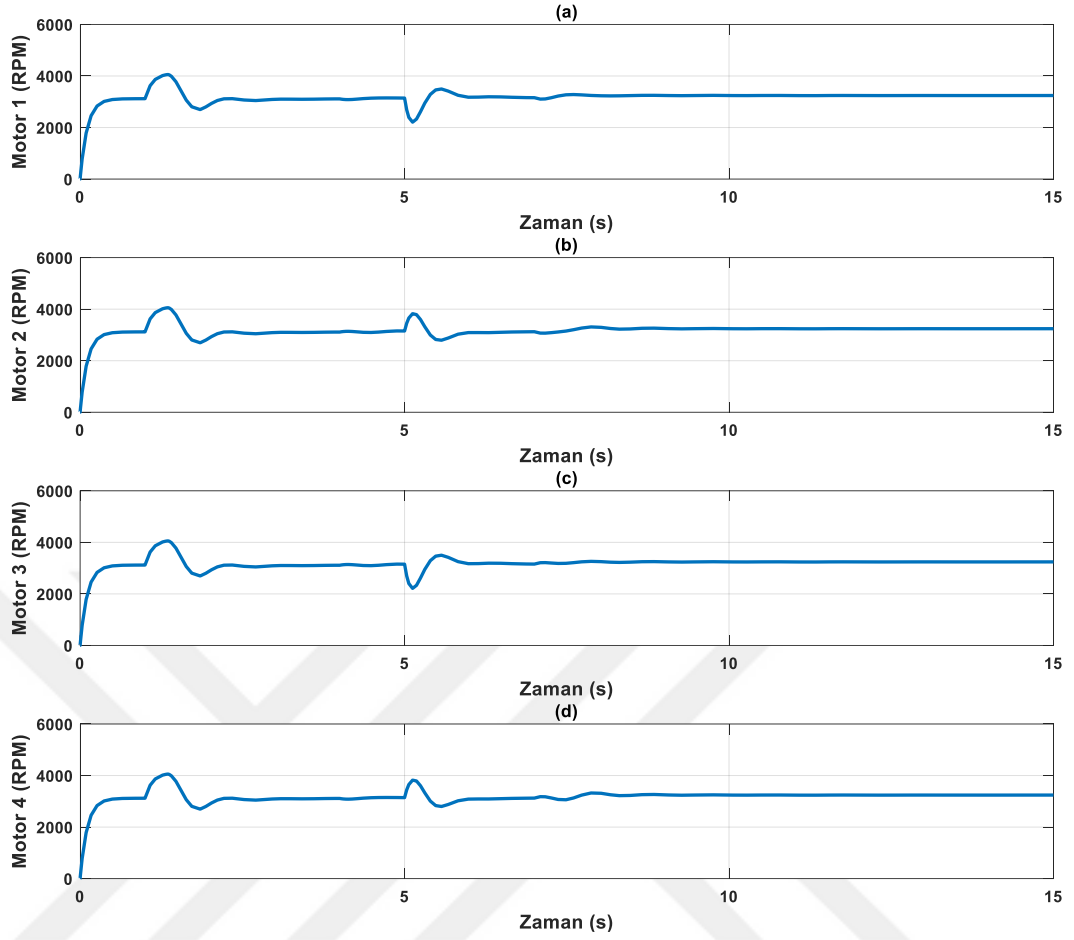
Şekil 4.2. Aynı zamanlarda PD motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

Dört rotorlu İHA'ya referanslar aynı zamanda uygulandıktan sonra bir de farklı zamanlarda olacak şekilde referanslar uygulanmıştır. Burada referansların ulaştığı son değerler bir önceki durumla aynı olup sadece referansların uygulanma zamanı farklıdır. İrtifa referansı benzetimin 1. saniyesinde, yatış açısı referansı benzetimin 4. saniyesinde, yunuslama açısı referansı benzetimin 7. saniyesinde ve son olarak sapma açısı referansı benzetimin 5. saniyesinde sisteme uygulanmıştır. Şekil 4.3'te yer alan sonuçlara bakıldığında irtifanın özellikle yunuslama açısı komutundan sonra kararlı hal hatasının arttığı görülmektedir. Ulaştığı sonra değer ise 0.8918 m'dir. Bunun dışında durum açılarına verilen komutlar, sistemin doğrusal olmamasından dolayı küçük de olsa birbirine etkilemektedir fakat bütün açılar istenilen değerlere ulaşmaktadır.



Şekil 4.3. Dört rotorlu İHA'nın farklı zamanlarda PD durum ve irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Şekil 4.4'te farklı zamanlarda uygulanmış referanslara karşılık gelen motor çıkışları verilmiştir. Bir önceki durumda olduğu gibi motor çıkışları irtifa komutu verildikten sonra zirve yapmış olup sonrasında 5. saniyede belirgin bir değişim gözlenmiştir. Bu değişim sapma açısı komutu verildikten sonra olmuştur. Yine bu değişimin sapma açısından kaynaklandığı eşitlik (2.16)'dan da anlaşılmaktadır. Motorların ulaştığı son değerler ise birbiriyle yaklaşık olarak aynı olup 3242 RPM'dir.



Şekil 4.4. Farklı zamanlarda PD motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

4.2. Doğrusal Karesel Düzenleyici (LQR) Denetleyicisi

Bu alt bölümde LQR denetleyicisinin benzetim sonuçlarına yer verilmiştir. Durum uzayı modeli aşağıdaki gibi tanımlansın.

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu} \quad (4.1)$$

Buna göre $\mathbf{A}$ ve $\mathbf{B}$ matrisleri Taylor serisi açılımı yöntemiyle aşağıdaki gibi bulunmuştur.

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} -0.0915 & 0.0915 & 0.0915 & -0.0915 \\ -0.0892 & -0.0892 & 0.0892 & 0.0892 \\ -0.0039 & 0.0039 & -0.0039 & 0.0039 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

LQR denetleyiciyi tasarlamak için gerekli olan $\mathbf{Q}$ ve $\mathbf{R}$ matrisleri

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} 1000 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1000 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1000 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1000 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1000 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1000 \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

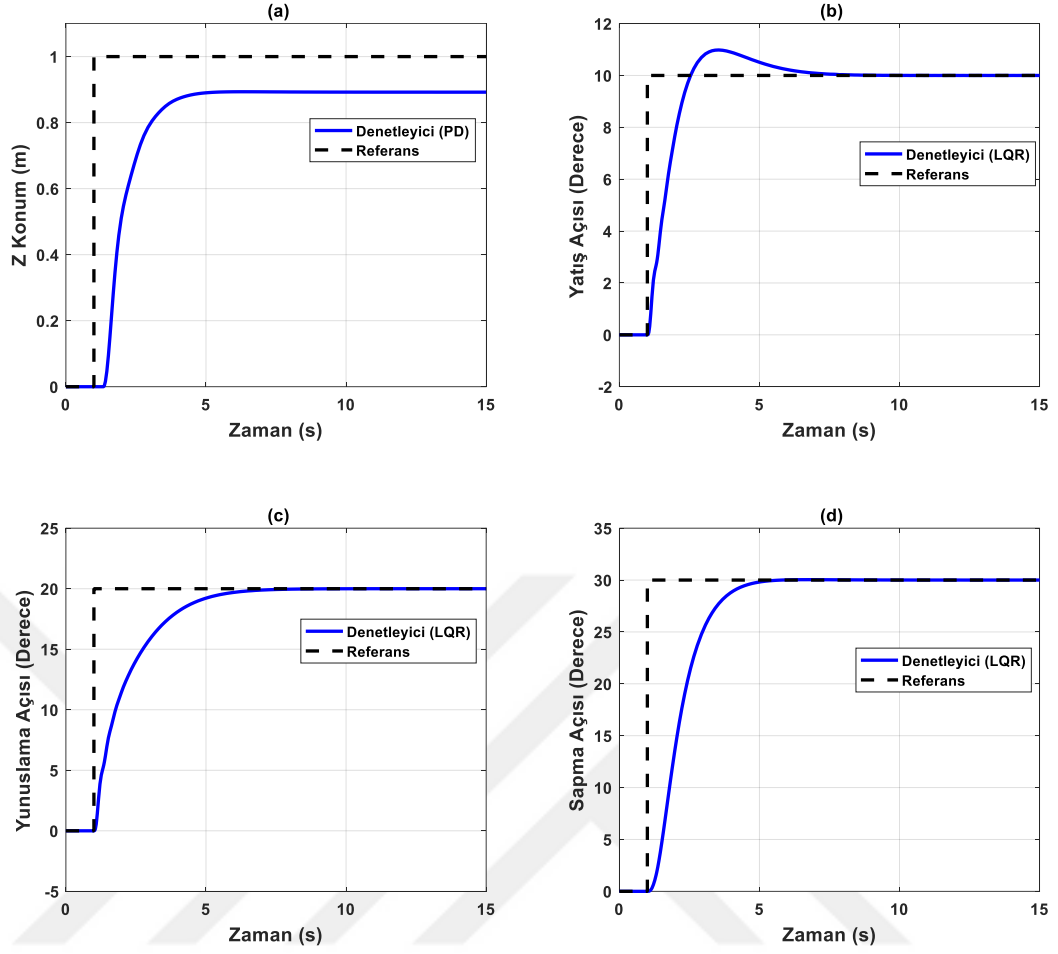
$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} 0.01 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.01 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.01 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.01 \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

şeklinde seçilirse LQR kazancı

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} -160.82 & -160.89 & -212.42 & -158.11 & -158.11 & -158.11 \\ 160.82 & -160.89 & 212.42 & 158.11 & -158.11 & 158.11 \\ 160.82 & 160.89 & -212.42 & 158.11 & 158.11 & -158.11 \\ -160.82 & 160.89 & 212.42 & -158.11 & 158.11 & 158.11 \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

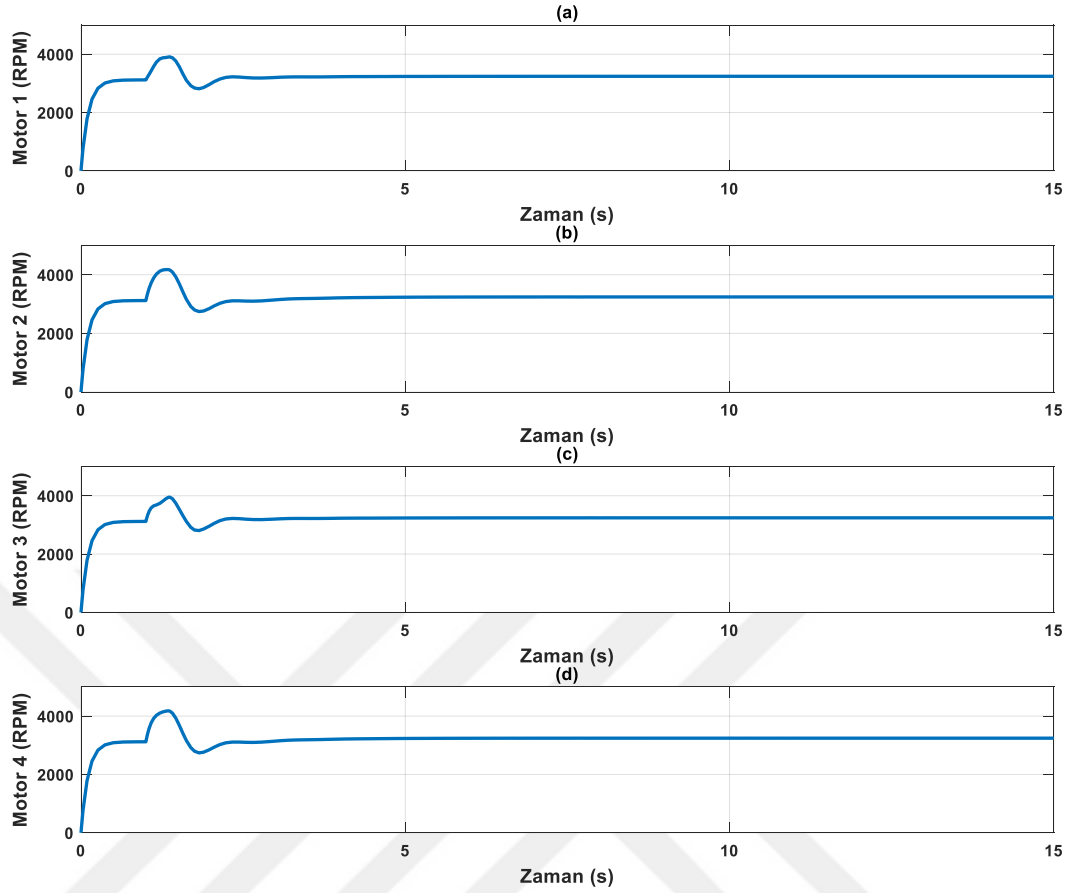
olarak bulunur.

Şekil 4.5'te yukarıdaki kazanç değeri kullanılarak sistemin irtifa ve durum açıları benzetimi görülmektedir. Benzetim şartları PD denetleyici ile aynıdır. Burada yatış, yunuslama ve sapma açıları LQR denetleyici ile kontrol edilmiş olup irtifa denetleyicisi PD denetleyicidir. Benzetimde tüm referanslar aynı zamanda olacak şekilde uygulanmıştır. İrtifaya bakıldığında kararlı hal hatası olduğu görülmektedir. Kararlı haldeki irtifa değeri 0.892 m'dir. Durum açıları göz önüne alındığında hepsinin istenilen son değere ulaştığı görülmektedir. Sadece, yatış açısının yaklaşık 1 derecelik bir aşma yaptığı şekilden anlaşılmaktadır.



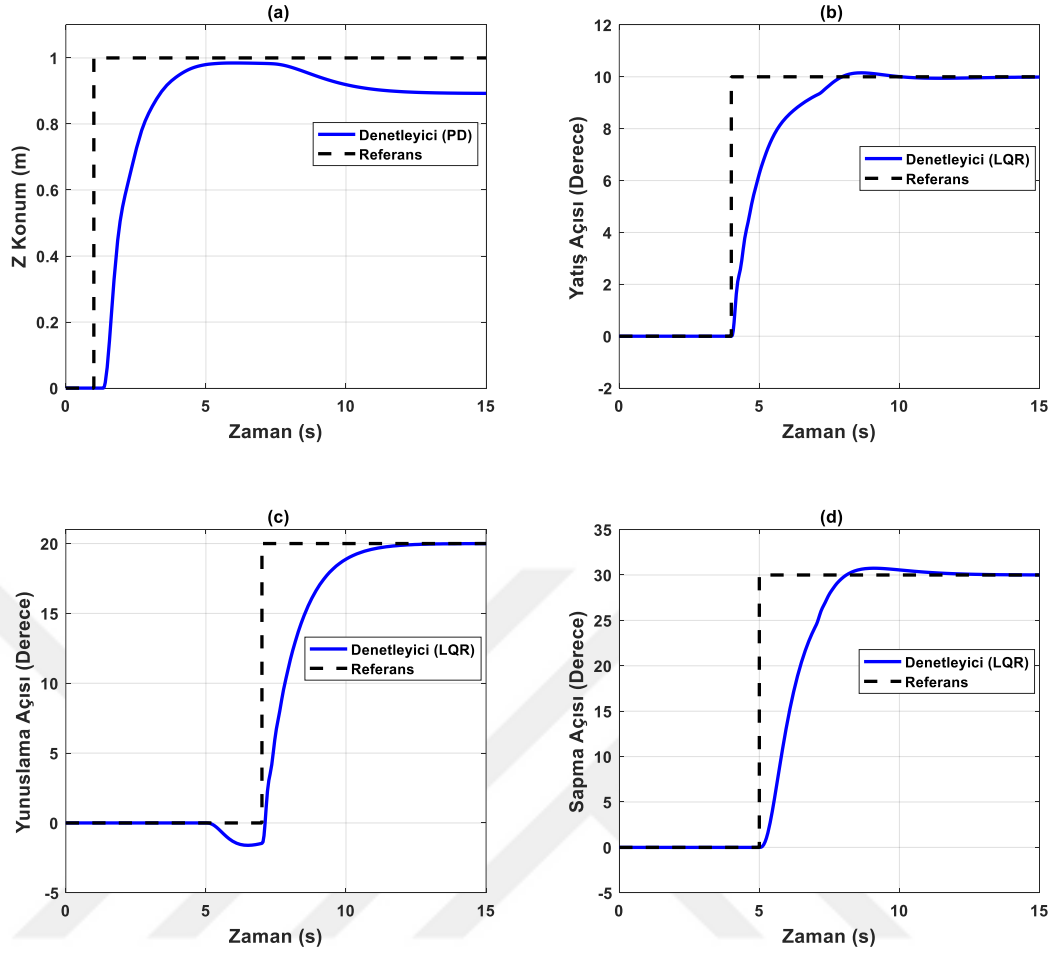
Şekil 4.5. Dört rotorlu İHA'nın aynı zamanlarda LQR durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Şekil 4.6 ise yukarıda benzetimi yapılan sistemin motor çıkışları verilmiştir. Şekilden de anlaşılacağı üzere dört rotorlu İHA irtifa kazanırken motor çıkışları zirve yapıp daha sonra kararlı hal değerine ulaşmıştır. Bu çıkışlar yaklaşık olarak aynı olup kararlı haldeki değeri 3242 RPM'dir.



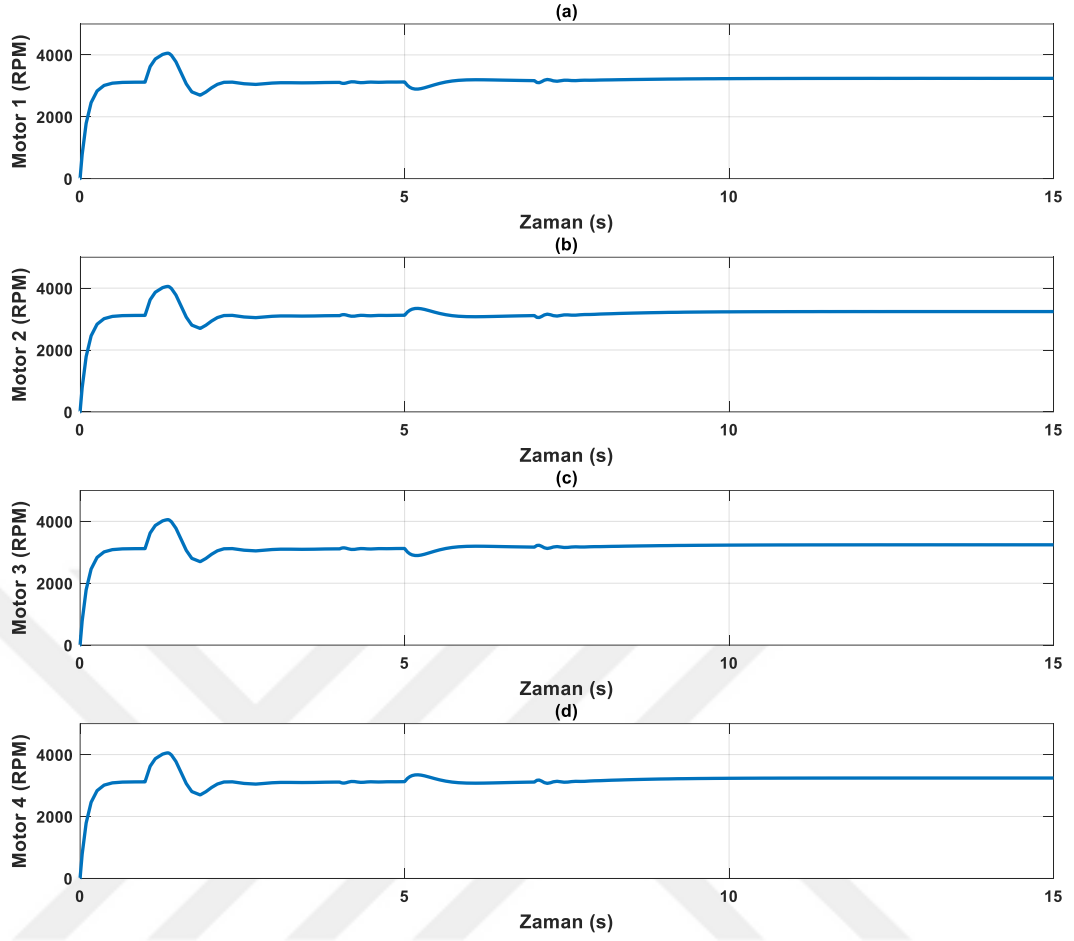
Şekil 4.6. Aynı zamanlarda LQR motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

Yine PD denetleyicide olduğu gibi LQR denetleyicide de referanslar farklı zamanlarda olacak şekilde benzetim yapılmıştır. Benzetim koşulları PD denetleyicide olduğu haliyle uygulanmıştır. Şekil 4.7’de sistemin benzetim sonuçları gösterilmiştir. İrtifa denetleyicisi yine PD denetleyici olup durum açılarında ise LQR denetleyici kullanılmıştır. İrtifa denetleyicisinde önceki benzetimlerde olduğu gibi kararlı hal hatası bulunmaktadır. Özellikle yunuslama açısı referansı sisteme uygulandıktan sonra bu hata giderek artmıştır ve sistemin ulaştığı son irtifa değeri 0.893 m olmuştur. Durum açılarına bakıldığında ise bütün açıların referansı hatasız bir şekilde takip ettiği görülmüştür.



Şekil 4.7. Dört rotorlu İHA'nın farklı zamanlarda LQR durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Şekil 4.8'de ilgili benzetimin motor sonuçları gösterilmektedir. Burada motorların çıkışları sistem irtifa kazanırken zirve yapmıştır. Sonrasında ise kararlı hal değerine ulaşmıştır ve bu değer yaklaşık olarak dört motor için de aynı olup 3242 RPM'dir. Yine PD denetleyicide olduğu gibi benzetimin 5. saniyesinde motor çıkışları bir miktar dalgalanmıştır. Bunun sebebi ise yine PD denetleyicide olduğu gibi o anda sapma açısına referans uygulanmasından kaynaklanmaktadır.



Şekil 4.8. Farklı zamanlarda LQR motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

4.3. Kayma Kipli Denetleyici

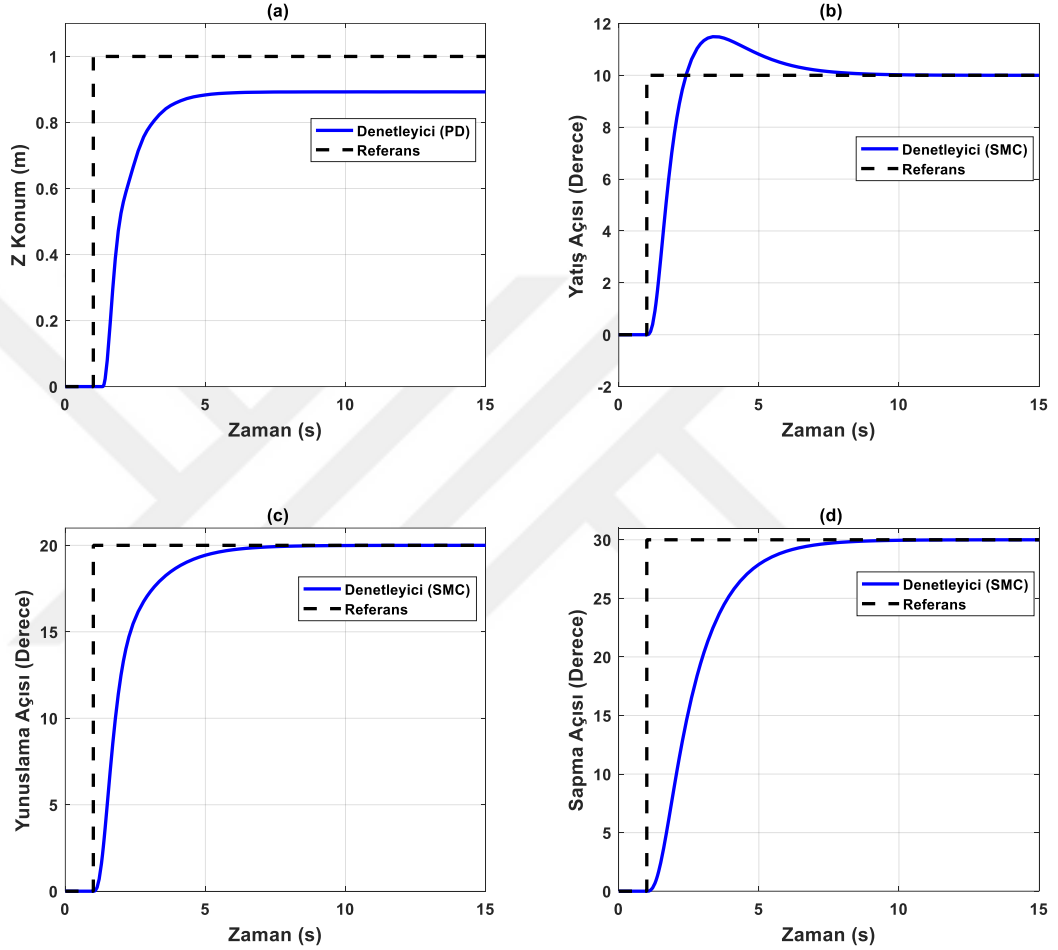
Bu alt bölümde kayma kipli denetleyicinin benzetim sonuçları yer almaktadır. Tablo 4.2’de bu denetleyicide kullanılan kazanç değerleri gösterilmektedir.

Tablo 4.2. Kayma kipli denetleyicinin kazanç değerleri

Kazanç	Değer	Kazanç	Değer
c_1	1.30	ϵ_2	540
c_2	1.45	ϵ_3	540
c_3	1.30	η_1	520
c_4	1.45	η_2	520
c_5	0.50	η_3	2000
ϵ_1	540		

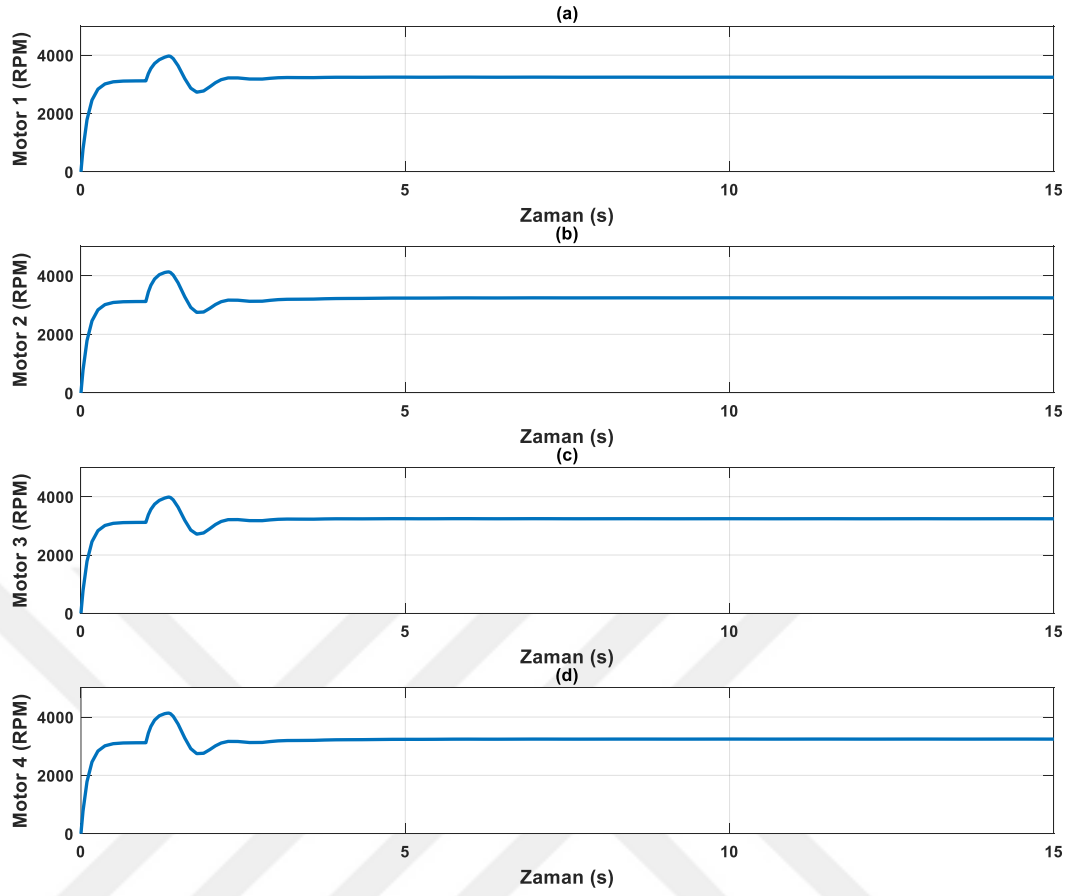
Şekil 4.9’da kayma kipli denetleyicinin yatış, yunuslama ve sapma açıları kontrolü verilmiştir. İrtifa kontrolünde PD denetleyici kullanılmıştır. Bütün referanslar benzetimin

1. saniyesinde uygulanmıştır ve benzetim şartları önceki denetleyicilerle aynı olacak şekilde seçilmiştir. İrtifa denetleyicisine bakıldığında yine kararlı hal hatası bulunduğu görülmektedir. Son ulaşılan irtifa değeri 0.893 m'dir. Durum açıları dikkate alındığında ise hepsinin hatasız bir şekilde referans değerlerine yakınsadığı şekilden anlaşılmaktadır. Sadece yatış açısı yaklaşık 1.5 derecelik bir aşma yapmaktadır.



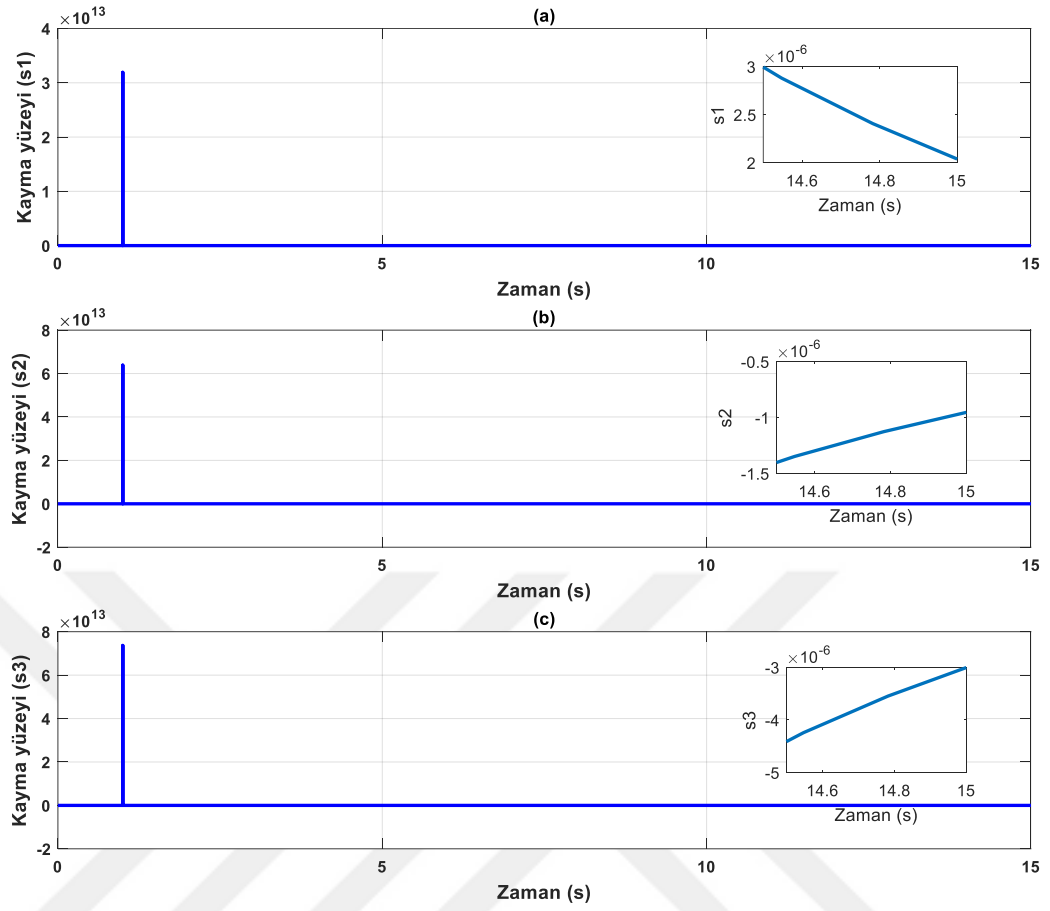
Şekil 4.9. Dört rotorlu İHA'nın aynı zamanlarda kayma kipli durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Şekil 4.10'da benzetimi yapılan sistemin motor çıkışları gösterilmektedir. Dört rotorlu İHA irtifa alırken motor çıkışları zirve yapmıştır. Sonrasında kararlı hal değerine ulaşmıştır. Bütün motorlar yaklaşık olarak aynı değere yakınsamıştır. Bu değer 3244 RPM'dir.



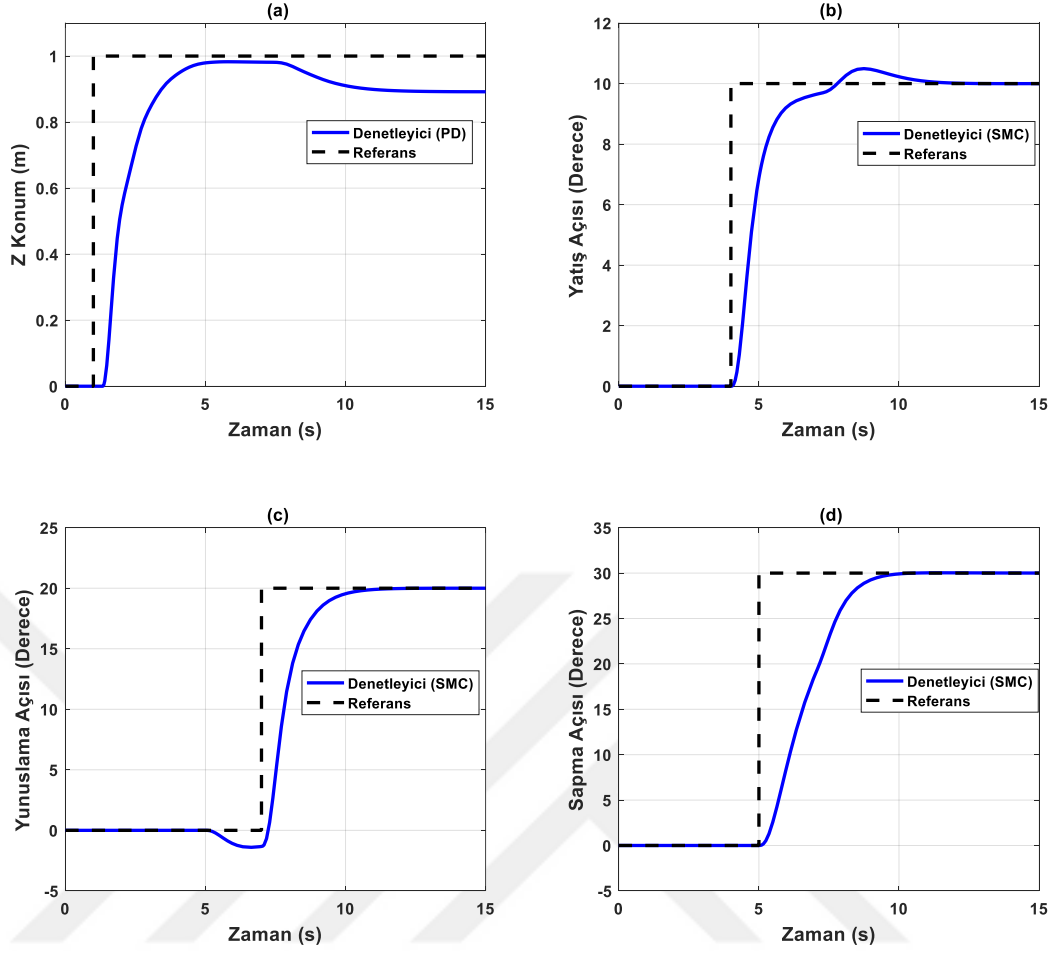
Şekil 4.10. Aynı zamanlarda kayma kipli kontrol motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

Şekil 4.11’de kayma yüzeylerinin zamanla değişimi gösterilmektedir. Beklendiği gibi kayma yüzeyleri zirve yaptıktan sonra sıfıra gitmektedir. Kayma yüzeylerinin zirve yaptıkları zamanlar ise referansın uygulanma zamanıyla aynıdır.



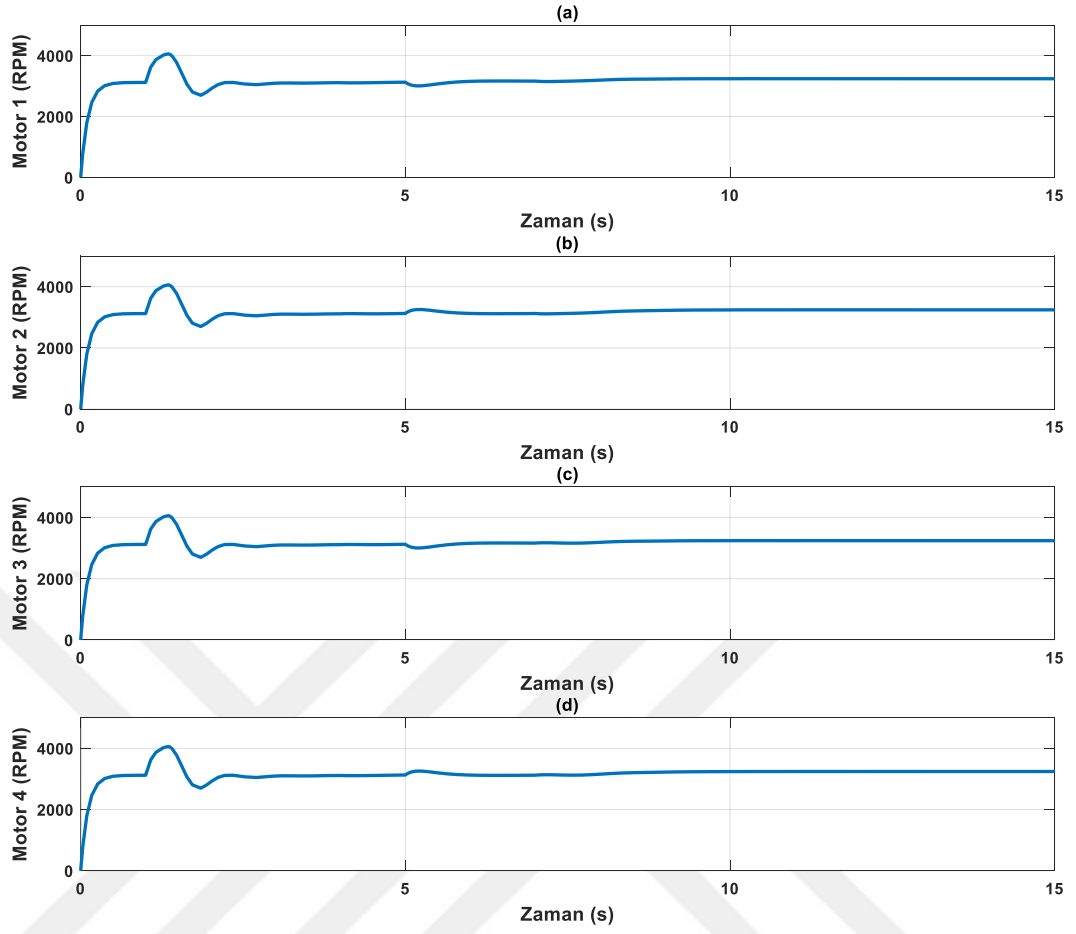
Şekil 4.11. Kayma kipli kontrol aynı zamanlarda kayma yüzeyleri: (a) s_1 ; (b) s_2 ; (c) s_3

Şekil 4.12’de kayma kipli denetleyicinin durum açıları kontrolü ve PD denetleyicinin irtifa kontrolü bulunmaktadır. Bütün referanslar birbirinden farklı zamanlarda uygulanmış olup benzetim koşulları daha önceki denetleyicilerle aynıdır. İrtifa denetleyicisi göz önüne alındığında özellikle yunuslama açısı referansı verildikten sonra kararlı hal hatasının iyice arttığı görülmektedir. İrtifanın son ulaştığı değer ise 0.892 m’dir. Durum açılarına bakıldığında hepsinin ilgili referans değerine yakınsadığı şekilden anlaşılmaktadır.



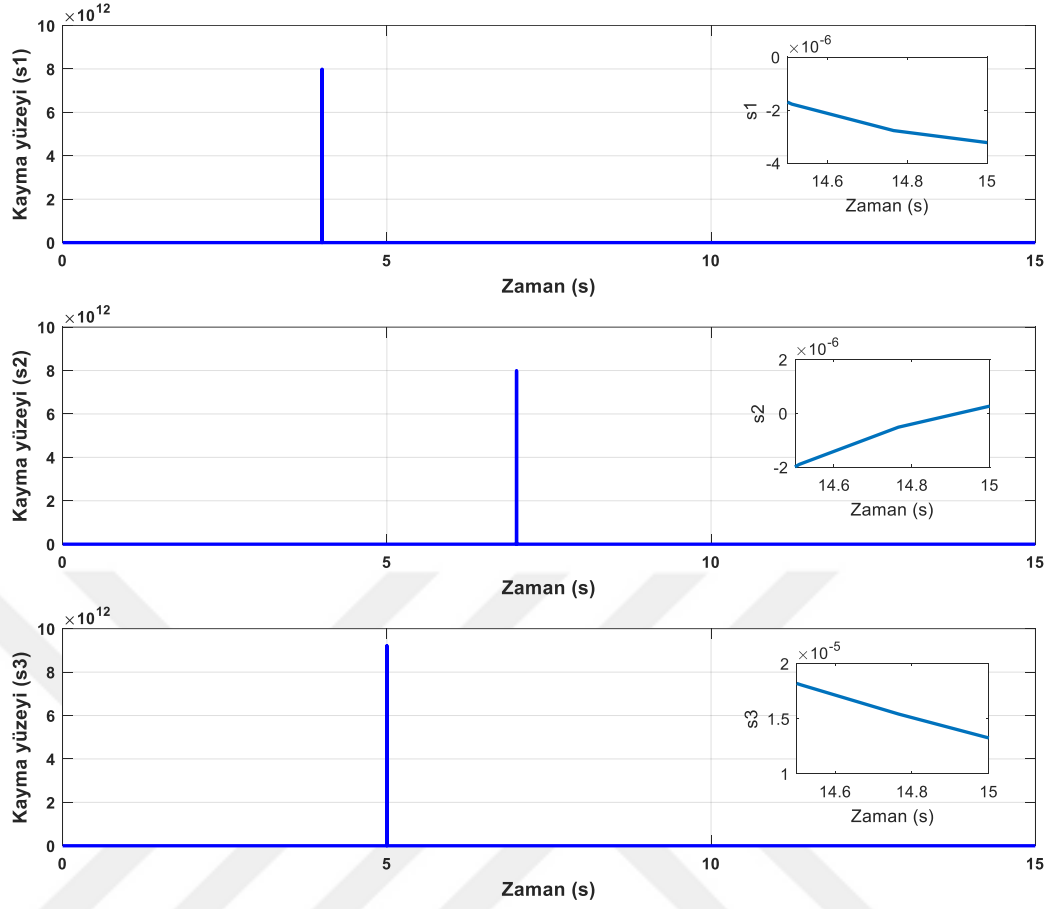
Şekil 4.12. Dört rotorlu İHA'nın farklı zamanlarda kayma kipli durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Şekil 4.13'te farklı zamanlarda referans uygulanan sistemin motor çıkışları gösterilmiştir. Dört rotorlu İHA'nın irtifası artarken motor çıkışları zirve yapmıştır. Sonrasında ise kararlı hal değerine ulaşmıştır. Bu değer bütün motorlar için yaklaşık olarak aynı olup 3241 RPM'dir. Burada dikkat edilebilecek diğer bir nokta ise benzetimin 5. saniyesinde motorlarda oluşan dalgalanmalardır. Bunun sebebi ise o anda sapma açısının referansının devreye girmesidir.



Şekil 4.13. Farklı zamanlarda kayma kipli kontrol motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

Şekil 4.14'te kayma yüzeylerinin benzetim boyunca değişimini göstermektedir. Görüldüğü üzere kayma yüzeyleri referansın uygulandığı anda zirve yapmaktadır. Sonrasında ise beklendiği gibi sıfıra gitmektedir.



Şekil 4.14. Kayma kipli kontrol farklı zamanlarda kayma yüzeyleri: (a) s_1 ; (b) s_2 ; (c) s_3

4.4. Geri Adımlamalı Denetleyici

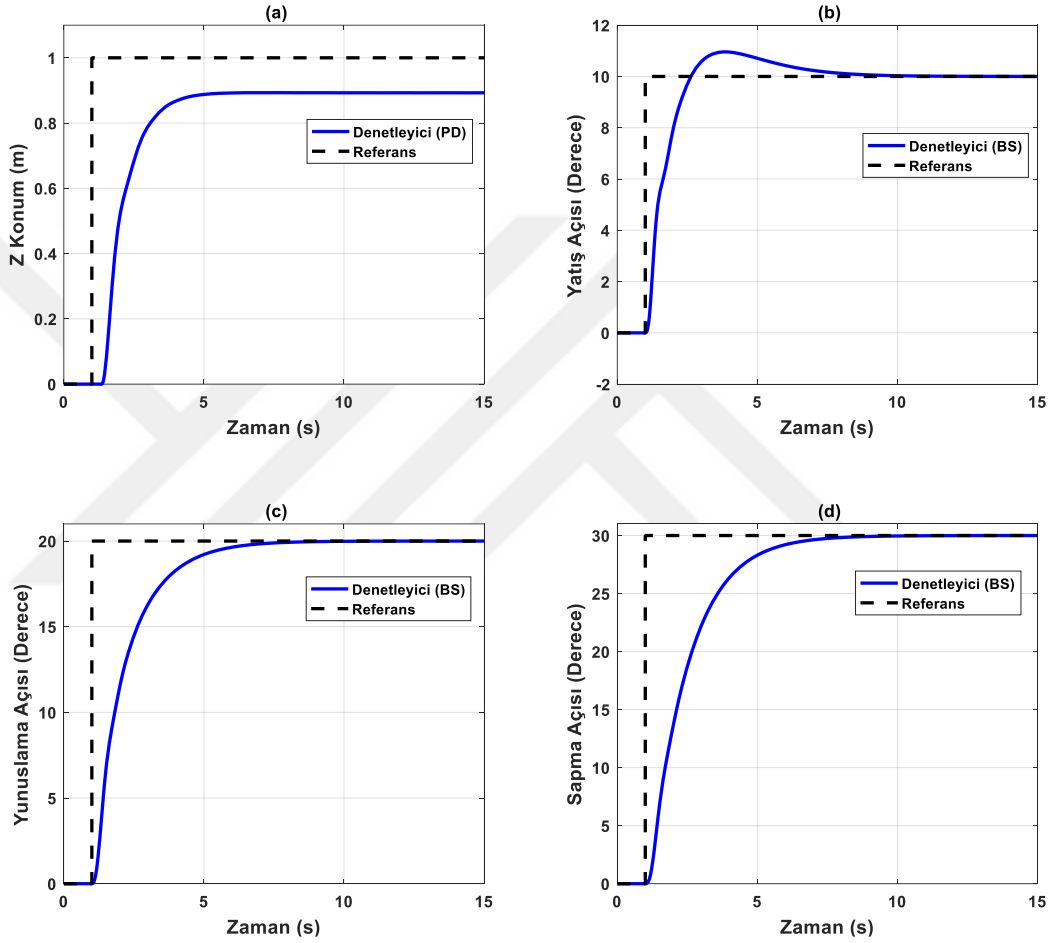
Bu alt bölümde tasarımı yapılmış olan geri adımlamalı denetleyicinin benzetim sonuçlarına yer verilmiştir. Tablo 4.3'te ise bu denetleyicinin kazanç değerleri almaktadır.

Tablo 4.3. Geri adımlamalı denetleyicinin kazanç değerleri

Kazanc	Değer
c_1	1000
c_2	1
c_3	1000
c_4	1
c_5	10000
c_6	0.6

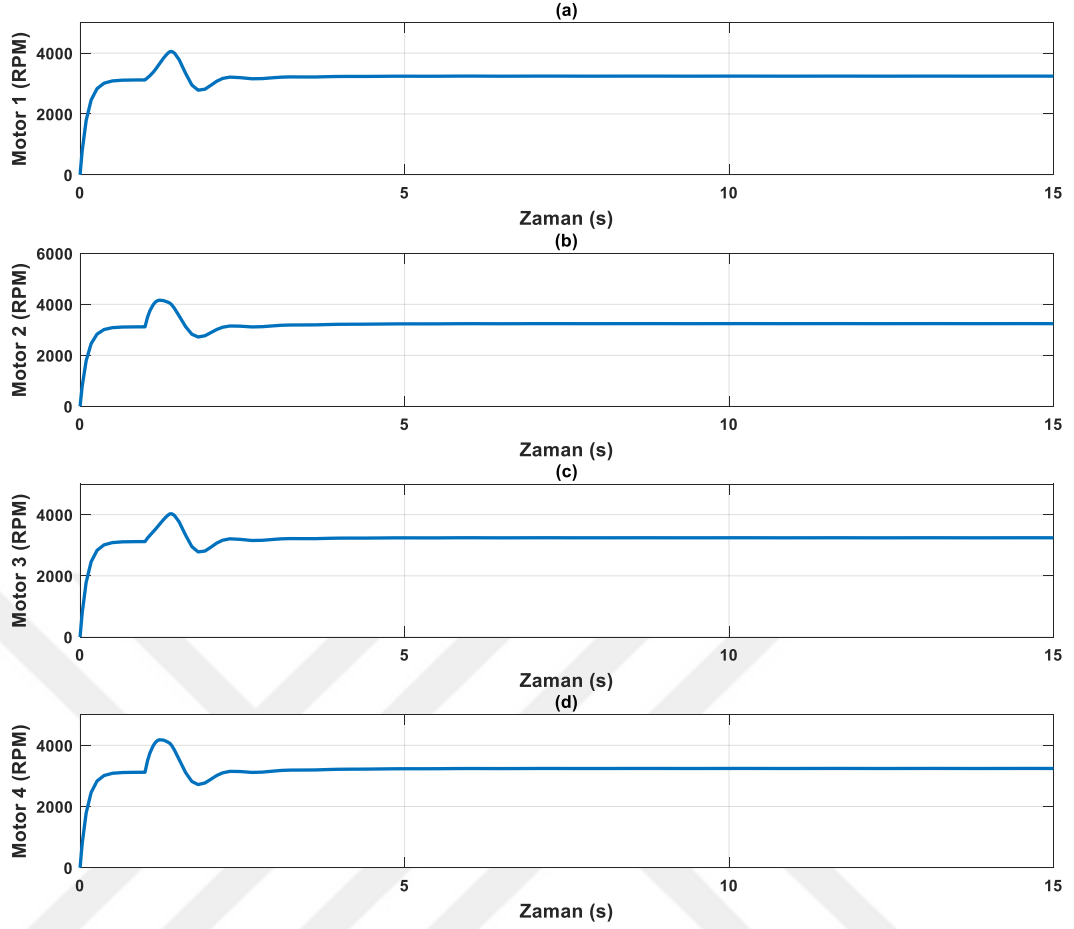
Şekil 4.15'te dört rotorlu İHA'nın irtifa ve durum açıları benzetimi gösterilmektedir. İrtifa denetleyicisi PD tip denetleyici olup durum açıları için kullanılan

denetleyici ise geri adımlamalıdır. Bütün referanslar aynı zamanda uygulanmıştır. Benzetim şartları önceki denetleyicilerle aynı olacak şekilde seçilmiştir. Şekilde dört rotorlu İHA'nın irtifasına bakıldığında kararlı hal hatası olduğu görülmektedir ve son değeri de 0.893'tür. Durum açıları göz önüne alındığında ise hepsinin referans değerlerine yakınsadığı şekilden anlaşılmaktadır. Sadece yatış açısı yaklaşık 1 derece aşma yapmaktadır.



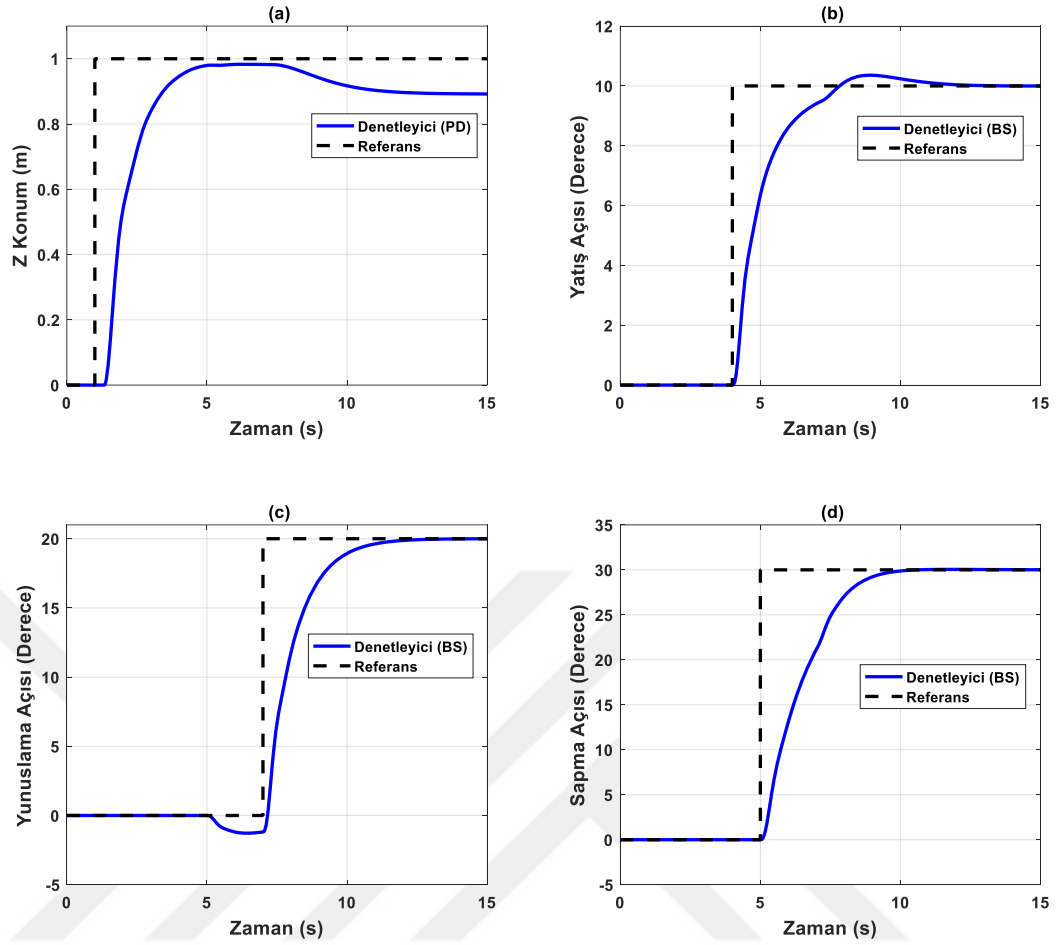
Şekil 4.15. Dört rotorlu İHA'nın aynı zamanlarda geri adımlamalı durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Şekil 4.16'da aynı zamanlarda referans uygulanan sistemin motor çıkışları verilmiştir. İrtifa komutu verildikten sonra motorların zirve yaptığı şekilden görülmektedir. Sonrasında ise motorlar kararlı hal değerine ulaşmıştır. Bu değer yaklaşık olarak bütün motorlar için aynı olup 3243 RPM'dir.



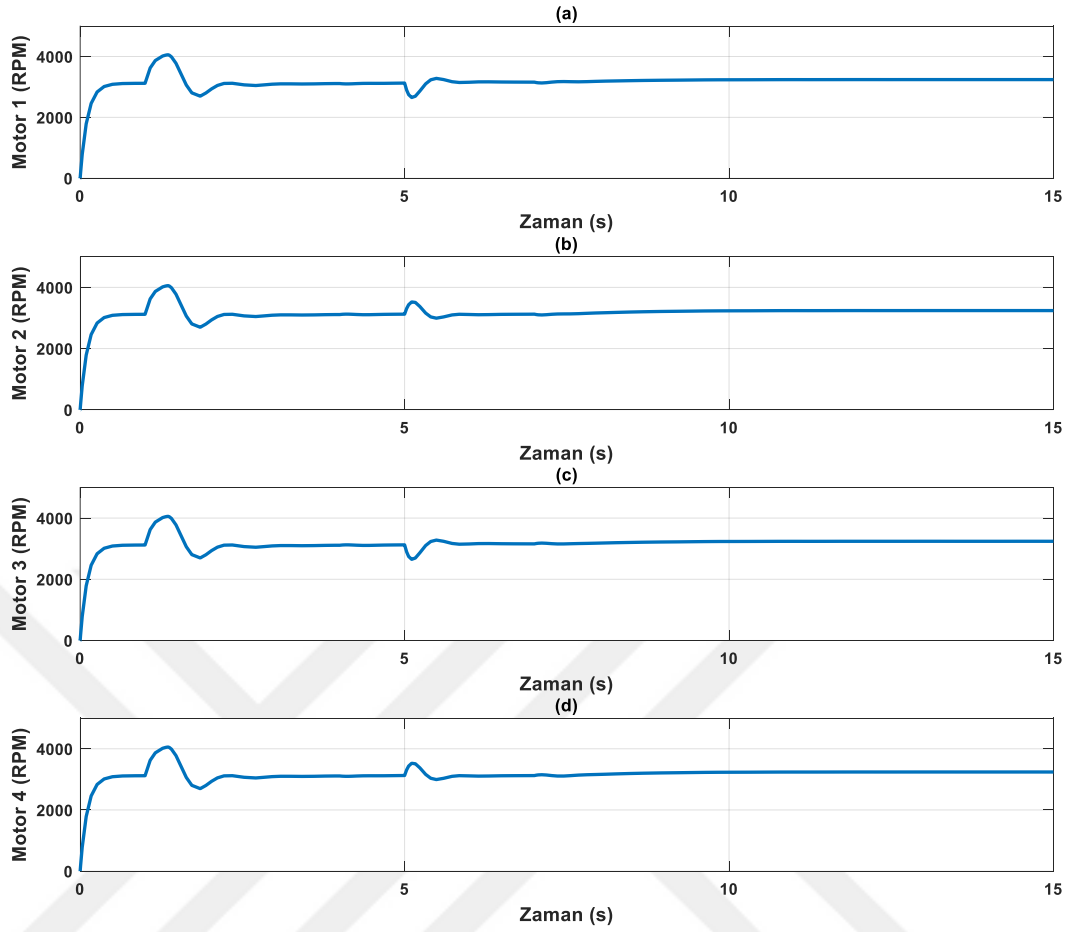
Şekil 4.16. Aynı zamanlarda geri adımlamalı kontrol motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

Şekil 4.17’de dört rotorlu İHA’nın farklı zamanlarda referans uygulanmış benzetimi gösterilmektedir. Benzetim şartları önceki denetleyici çeşitleriyle aynıdır. İrtifa denetleyicisi daha önceki denetleyici tiplerinde olduğu gibi PD tip denetleyicidir. Durum açıları kontrolü için kullanılan denetleyici ise geri adımlamalı denetleyicidir. İrtifa denetleyicisinde bulunan kararlı hal hatasının yunuslama açısı referansı uygulandığında daha da arttığı görülmektedir ve irtifanın ulaştığı son değer ise 0.892 m’dir. Durum açıları kontrolü göz önüne alındığında herhangi bir hatanın bulunmadığı, referanslara başarılı bir şekilde yakınsadığı şekilden anlaşılmaktadır.



Şekil 4.17. Dört rotorlu İHA'nın farklı zamanlarda geri adımlamalı durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Şekil 4.18'de dört rotorlu İHA'nın farklı zamanlarda referans uygulanmış benzetiminin motor çıkışları verilmiştir. Sistem irtifa kazanırken motor çıkışlarının hepsi zirve yapmış olup sonra çıkışlar kararlı hal değerine ulaşmıştır. Şekilde dikkat çeken bir diğer ayrıntı ise 5. saniyedeki motor çıkışlarının değişimidir. Burada 5. saniyede uygulanan sapma açısı referansının çıkışları etkilediği görülmektedir.



Şekil 4.18. Farklı zamanlarda geri adımlamalı kontrol motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

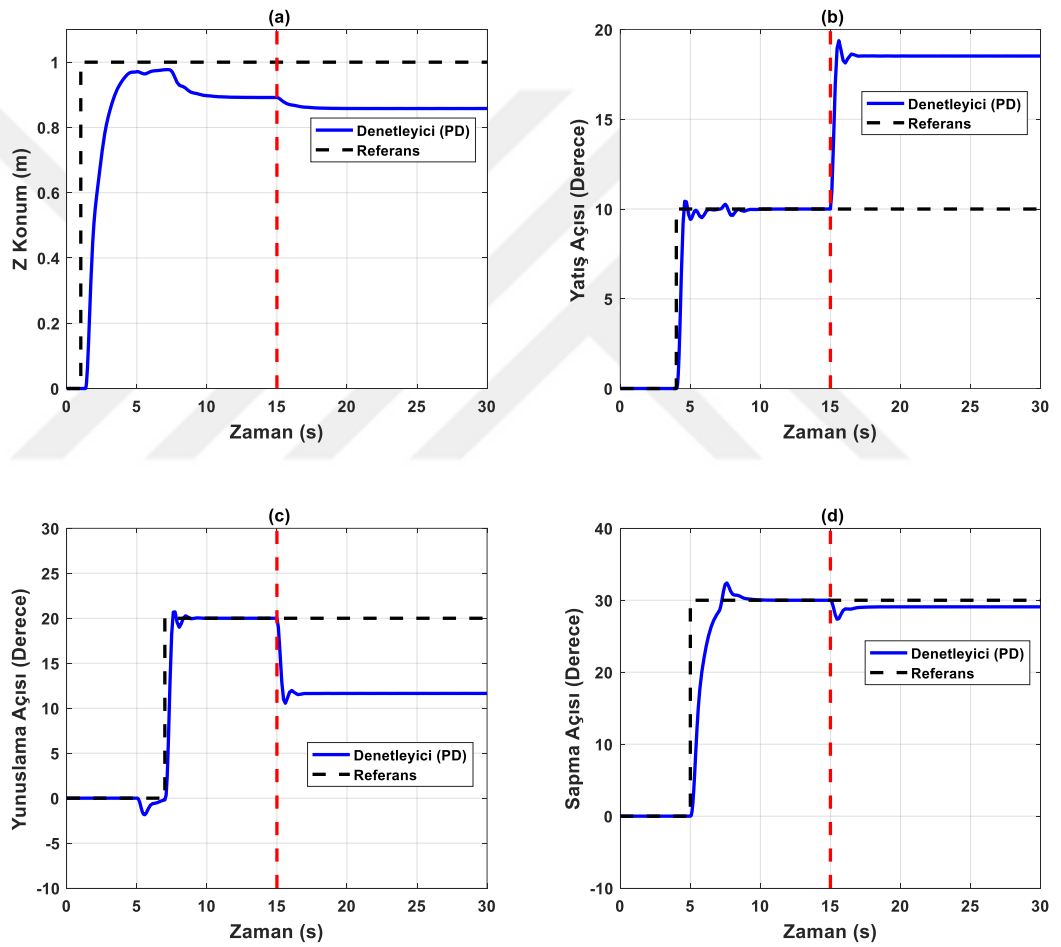
Buraya kadar dört farklı denetleyici ile durum açıları kontrolü yapılmıştır. Bu denetleyicilerin performansının PD hariç birbirine yakın olduğu söylenebilir. PD denetleyicinin referans değerlerine biraz daha hızlı yakınsadığı görülmüştür. Bunun sebebi ise denetleyici kazançlarının daha iyi ayarlanmasından kaynaklanmaktadır.

5. ARIZASIZ TASARIMA ARIZA EKLENMESİYLE UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ BENZETİMİ

Bu bölümde, üçüncü bölümde arıza dikkate alınmadan tasarımı yapılmış olan denetleyicilerin arızaya karşı gösterdikleri performans incelenecektir. Bütün denetleyici kazançları bir önceki bölümde verilen kazanç değerleriyle aynıdır.

5.1. Oransal Denetleyici

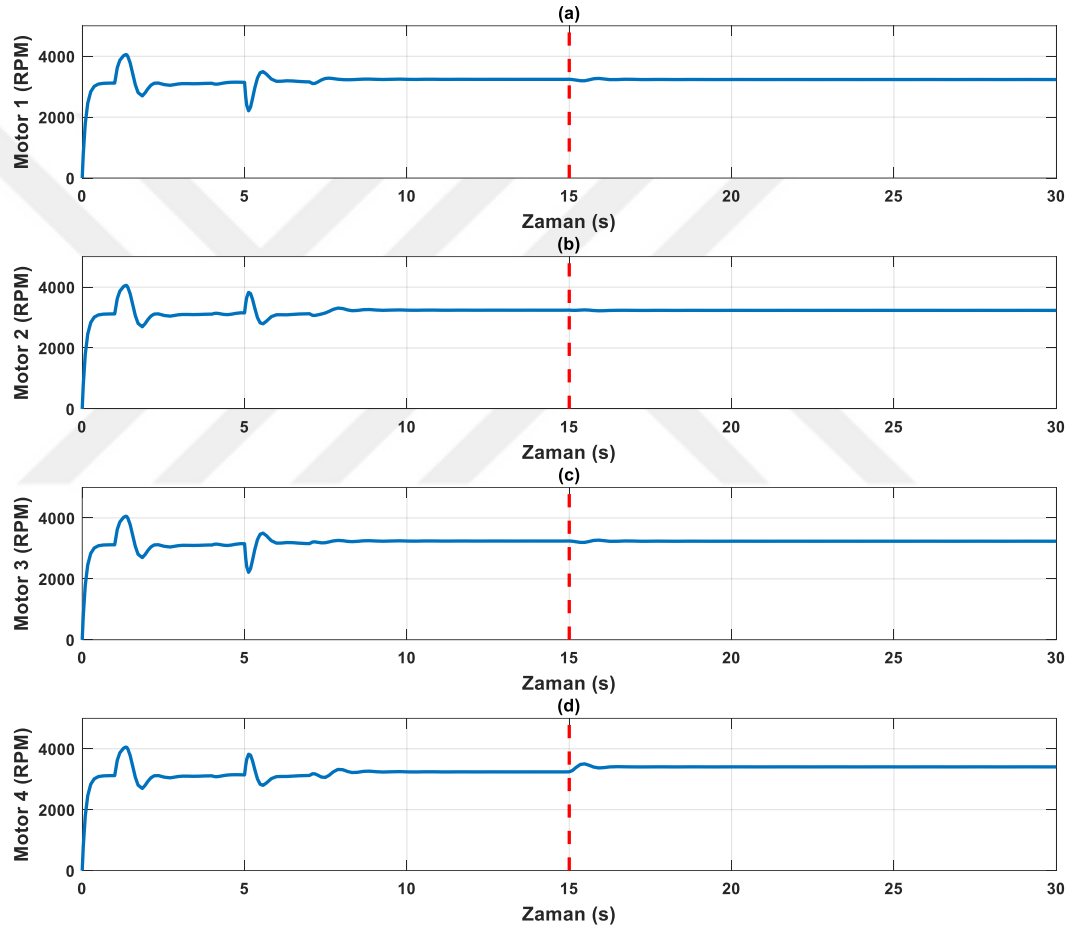
Bu alt bölümde oransal denetleyicilerin (PD) arıza karşısında gösterdikleri performans incelenecektir.



Şekil 5.1. Dört rotorlu İHA'nın %5 dördüncü motor arızasında PD durum ve irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Birinci senaryoda dördüncü motora benzetimin 15. saniyesinde %5 arıza uygulanmıştır. Şekil 5.1'de sisteme bu arıza uygulandığındaki benzetim sonuçları verilmiştir. Benzetim koşulları dördüncü bölümde verilenle aynıdır. Diğer bir deyişle referans büyüklükleri ve uygulanma zamanları, dördüncü bölümde farklı zamanlarda uygulananlarla aynıdır. İrtifa denetleyicisi göz önüne alındığında arızanın oluştuğu

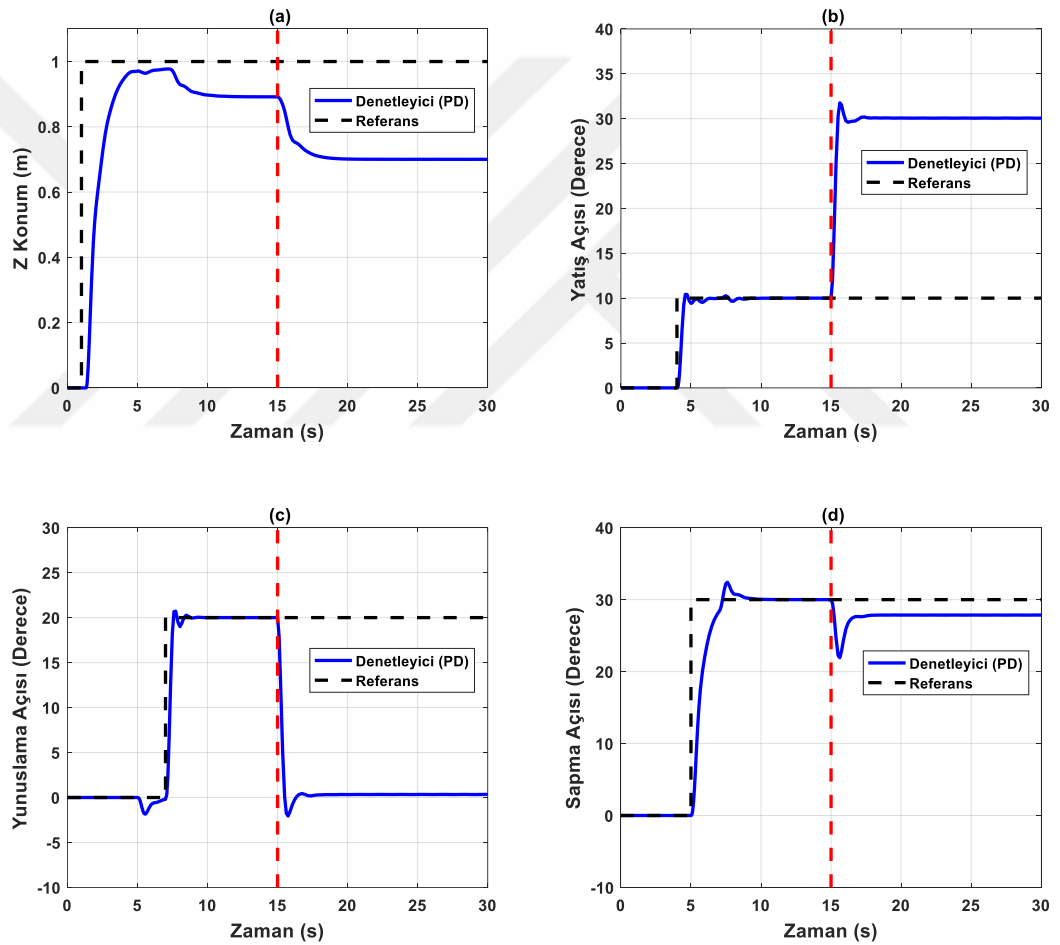
bölüme kadar olan yerde kararlı hal hatasının bulunduğu görülmektedir. Bu hatanın arızayla birlikte daha fazla arttığı şekilden anlaşılmaktadır. İrtifanın ulaştığı son değer ise 0.858'dir. Durum açılarına bakıldığında arıza oluşmadan önce referansları takip ettikleri ancak arıza oluşuktan sonra kararlı hal hatalarının olduğu görülmektedir. Yatış açısının ulaştığı son değer 18.5 derecedir. Yunuslama açısının ulaştığı son değer 11.6 derecedir. Sapma açısının ulaştığı son değer ise 29.1 derecedir. Benzetimde dikkat çeken bir diğer husus, sistemde kararlı hal hataları olsa da sistem kararsız olmadığıdır. Yani sistem referanstan uzaklaşıp gitmemektedir.



Şekil 5.2. %5 dördüncü motor arızasında PD motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

Şekil 5.2'de %5 dördüncü motor arızasında motor çıkışları verilmiştir. Arıza oluşuktan sonra dördüncü motorda çıkışın arttığı görülmektedir. İlk üç motorun arıza oluşuktan sonra kararlı haldeki çıkışı yaklaşık aynı olup 3235 RPM'dir. Dördüncü motorun çıkışı 3406 RPM'dir.

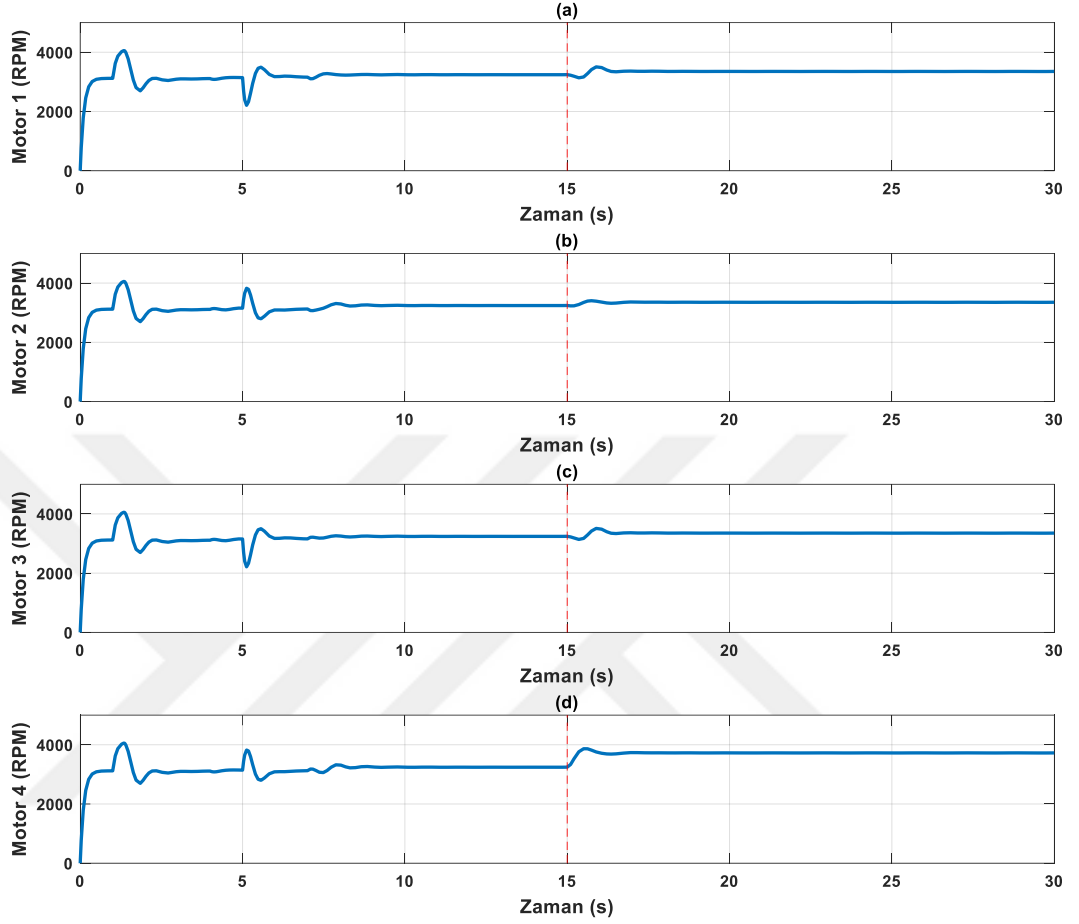
İkinci senaryoda dördüncü motora yine benzetimin 15. saniyesinde %10 arıza uygulanmıştır. Şekil 5.3'te irtifa ve durum açıları kontrolü yer almaktadır. Benzetim şartları %5 arıza ile aynıdır. İrtifa denetleyicisinde arıza öncesi bulunan kararlı hal hatasının arıza sonrası daha fazla olduğu şekilden anlaşılmaktadır. İrtifanın ulaştığı son değer 0.7 m'dir. Durum açıları göz önüne alındığında arızadan önce hepsinin referansı hatasız bir şekilde takip ettiği arızadan sonra ise hepsinde kararlı hal hatasının oluştuğu görülmektedir. Yatış açısının son değeri 30.5 derece, yunuslama açısının son değeri 0.335 derece, sapma açısının son değeri ise 27.85 derecedir. Sistemde arıza sonrası kararlı hal hatası oluşmasına rağmen sistem kararsız hale gelmemiştir.



Şekil 5.3. Dört rotorlu İHA'nın %10 dördüncü motor arızasında PD durum ve irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

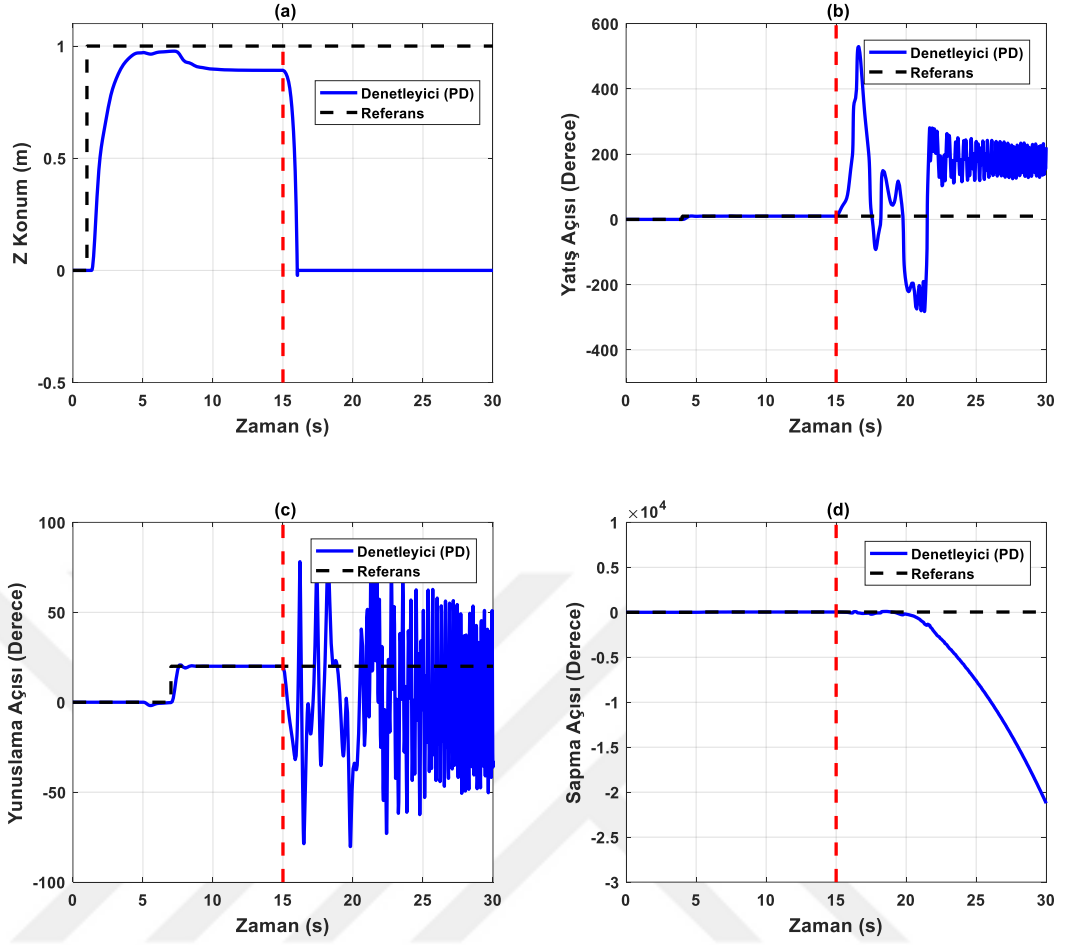
Şekil 5.4'te %10 motor arızası durumunda motor çıkışları gösterilmiştir. Arızadan sonra motorların çıkışlarının %5 arızaya göre daha belirgin şekilde değiştiği şekilden anlaşılabılır. Dördüncü motorun arızayla birlikte çıkışının arttığı şekilden görülmektedir.

Dördüncü motorun ulaştığı son değer 3723 RPM, diğer motorların ulaştığı son değerler birbirlerine yakın ve 3351 RPM'dir.



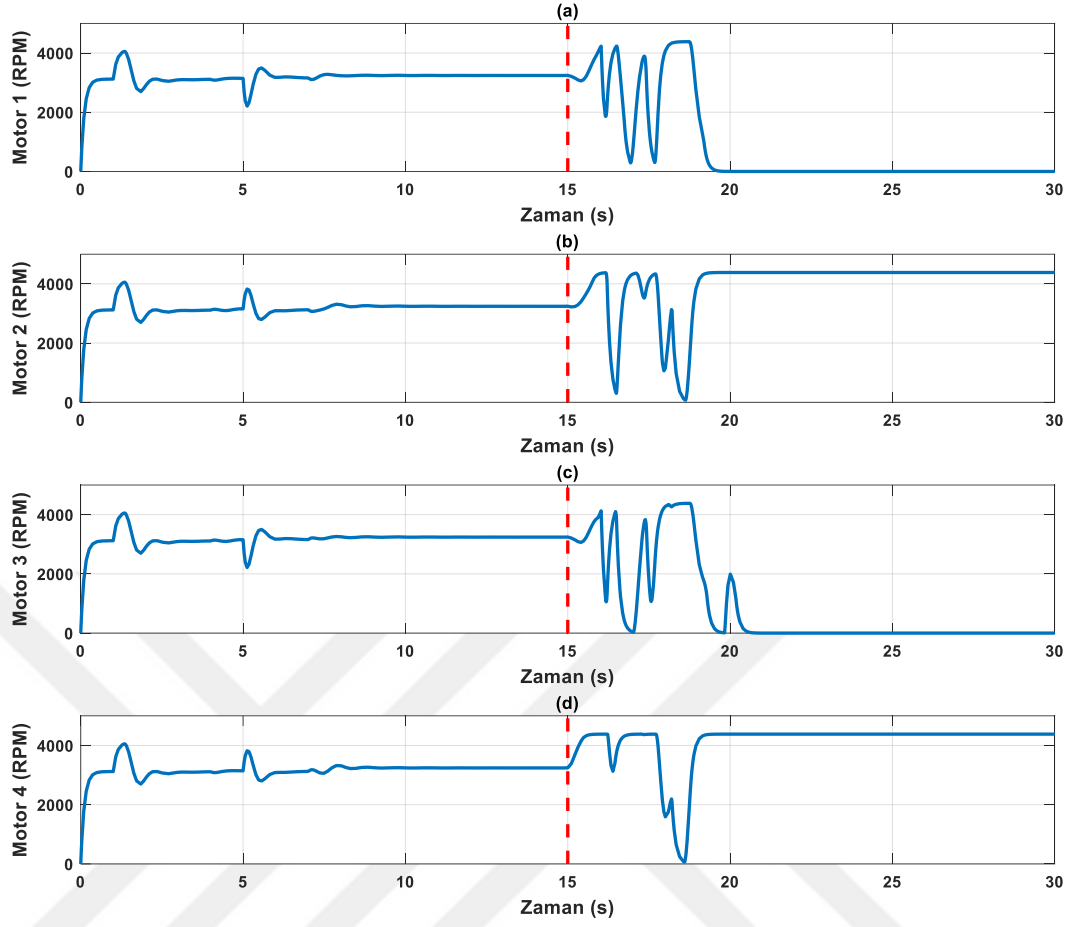
Şekil 5.4. %10 dördüncü motor arızasında PD motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

Şekil 5.5'te üçüncü senaryo olarak dördüncü motora benzetimin 15. saniyesinde %15 arıza uygulanmıştır. Benzetim şartları önceki senaryolarla aynı olacak şekilde seçilmiştir. Arızadan sonra sistemin genel olarak referansı takip etmediği görülmektedir. Dört rotorlu İHA'nın irtifasını koruyamadığı, yatış ve yunuslama açılarında referansı takip etmediği gibi dalgalanmaların olduğu şekilden anlaşılmaktadır. Sapma açısı ise artık kararsız hale gelmiştir.



Şekil 5.5. Dört rotorlu İHA'nın %15 dördüncü motor arızasında PD durum ve irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Şekil 5.6'da %15 dördüncü motor arızasında motor çıkışları gösterilmiştir. Arızadan önce motorlar doğru bir şekilde çalışmaktadır. Arızadan sonra ise birinci ve üçüncü motorlar kapanırken ikinci ve dördüncü motorlar doyuma ulaşmıştır. Motorların doyuma ulaştıkları değer ise 4382 RPM'dir.

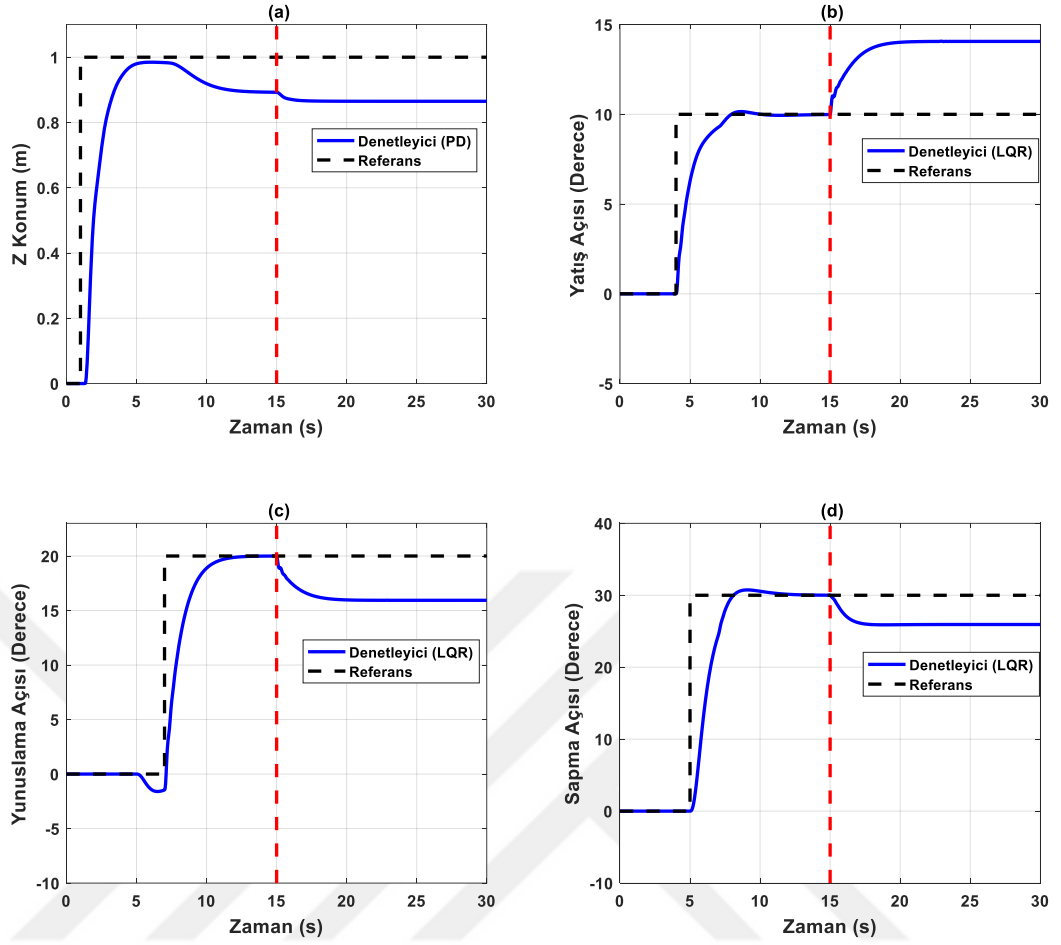


Şekil 5.6. %15 dördüncü motor arızasında PD motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

5.2. Doğrusal Karesel Düzenleyici (LQR) Denetleyicisi

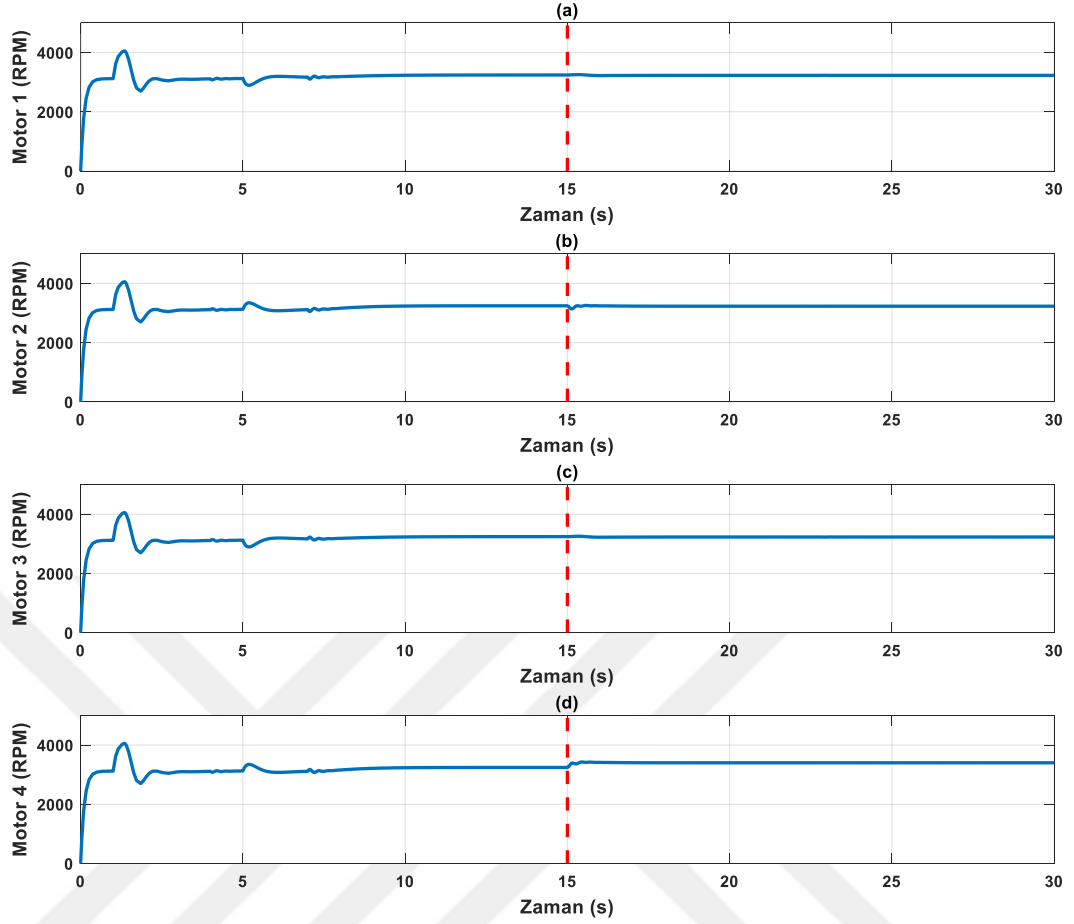
Bu alt bölümde arızasız durum için tasarlanmış LQR denetleyicisinin arıza karşısında gösterdiği performans incelenecektir.

Birinci senaryoda benzetimin 15. saniyesinde %5 motor arızası dördüncü motora uygulanmıştır. Şekil 5.7’de bu durumun sonuçları gösterilmiştir. İrtifa denetleyicisi bir önceki bölümde olduğu gibi PD denetleyicidir. Durum açıları ise LQR denetleyici ile kontrol edilmiştir. Benzetim koşulları bir önceki alt bölümde yer verilen PD denetleyici ile aynıdır. Dört rotorlu İHA’nın irtifasına bakıldığında arızadan önce kararlı hal hatası bulunmaktadır. Arızadan sonra ise bu hatanın arttığı görülmektedir. İrtifanın ulaştığı son değer 0.865 m’dir. Durum açıları göz önüne alındığında arızadan önce referansları takip ettikleri ancak arızadan sonra kararlı hal hatalarının olduğu gözlemlenmektedir. Yatış açısının ulaştığı son değer 14.06 derece, yunuslama açısının ulaştığı son değer 15.94 derece ve sapma açısının ulaştığı son değer 25.94 derecedir. Sistemde kararlı hal hataları bulunsada sistem kararsız değildir.



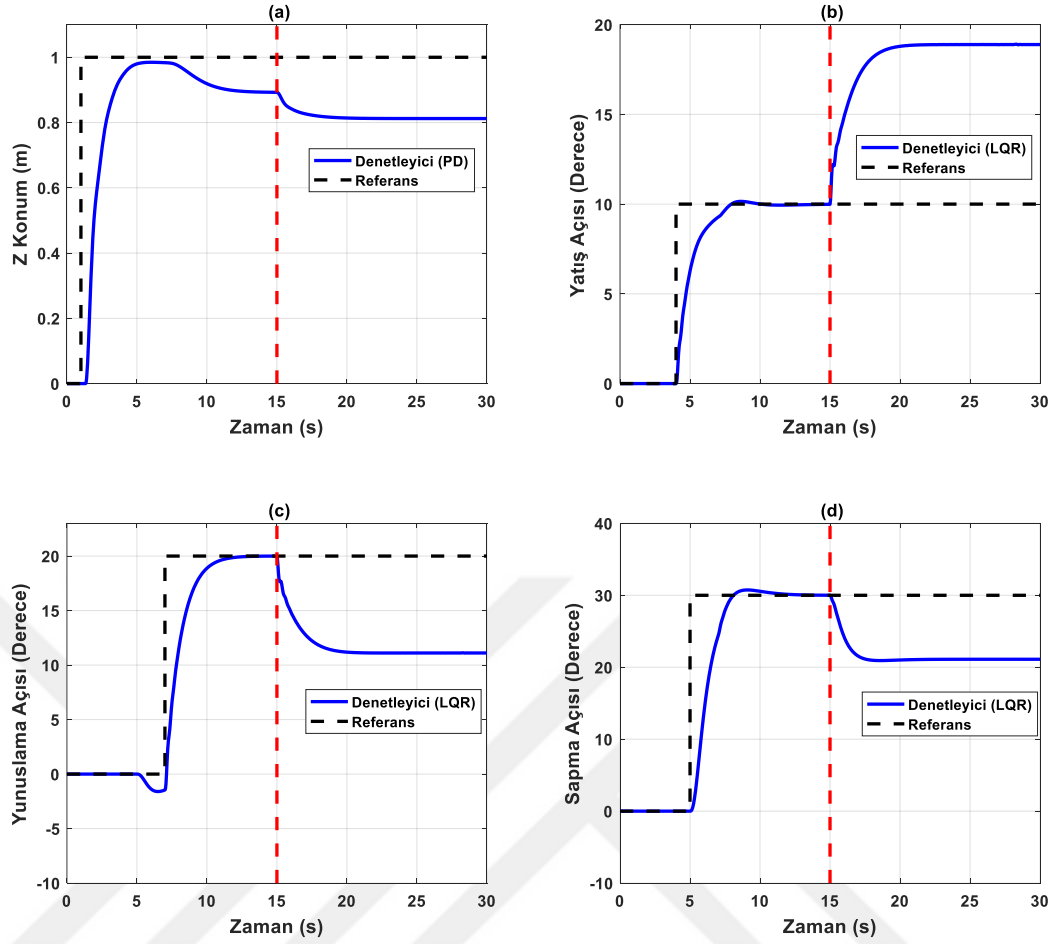
Şekil 5.7. Dört rotorlu İHA'nın %5 dördüncü motor arızasında LQR durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Şekil 5.8'de %5 dördüncü motor arızasında motor çıkışları verilmiştir. Arızadan sonra dördüncü motorun çıkışı az da olsa artmıştır. Ulaştığı son değer ise 3400 RPM'dir. Kalan üç motorun çıkışları birbiriyle yaklaşık olarak aynıdır ve ulaştıkları son değer 3230 RPM'dir.



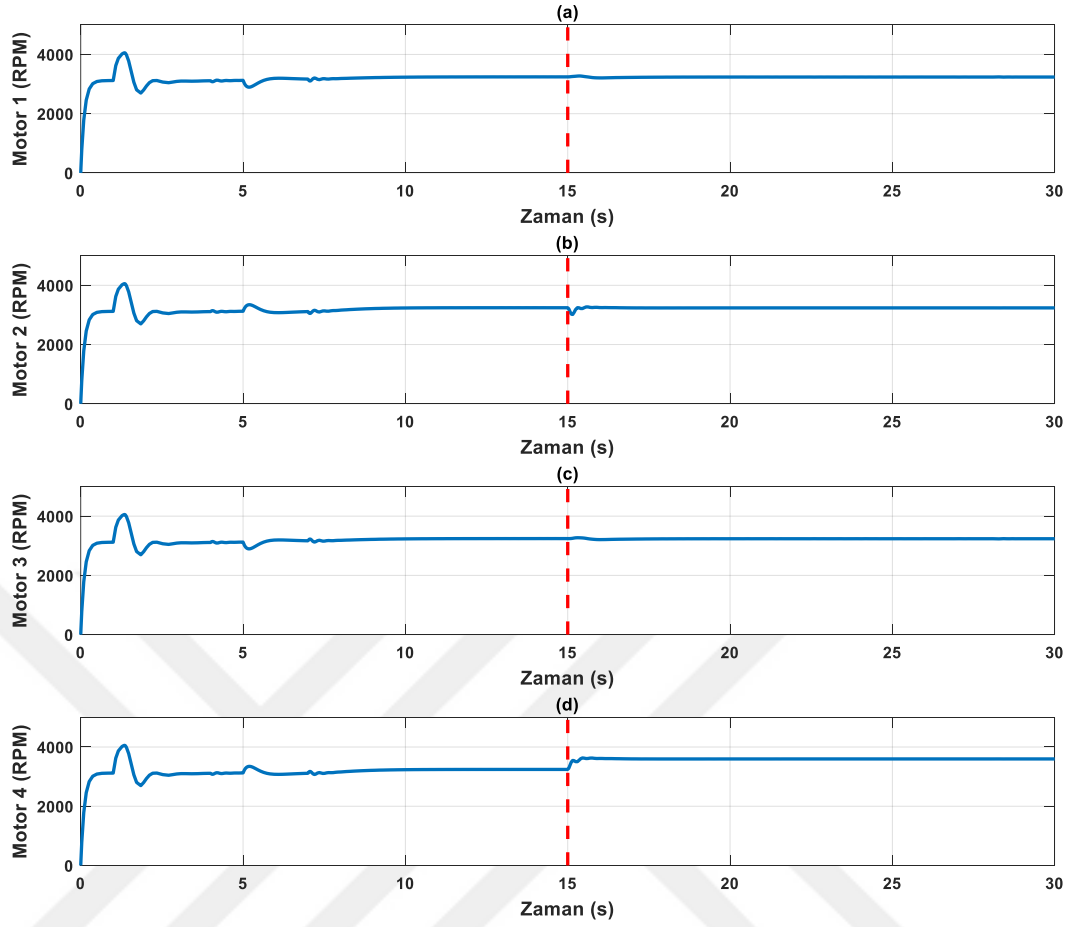
Şekil 5.8. %5 dördüncü motor arızasında LQR motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

İkinci senaryoda yine benzetimin 15. saniyesinde dördüncü motora %10 motor arızası uygulanmıştır. Benzetim şartları bir önceki senaryoya aynıdır. Şekil 5.9'da benzetim sonuçlarına yer verilmiştir. İrtifa denetleyicisinde yine PD denetleyicisi, durum açıları denetleyicilerinde ise LQR denetleyici kullanılmıştır. İrtifaya bakıldığında arızadan önce daha az kararlı hal hatası varken arızadan sonra daha fazla kararlı hal hatası bulunmaktadır. İrtifanın ulaştığı son değer 0.812 m'dir. Yani kararlı hal hatası %5 arızaya göre artmıştır. Durum açılarına bakıldığında hiçbirinde arızadan önce kararlı hal hatası yokken arızadan sonra hepsinde kararlı hal hatasının olduğu görülmüştür. Yatış açısının ulaştığı son değer 18.9 derece, yunuslama açısının ulaştığı son değer 11.1 derece ve sapma açısının ulaştığı son değer 21.1 derecedir. Bu sonuçlara göre kararlı hal hatası %5 arızaya göre daha fazla artmıştır ancak sistem yine de kararsız hale gelmemiştir.



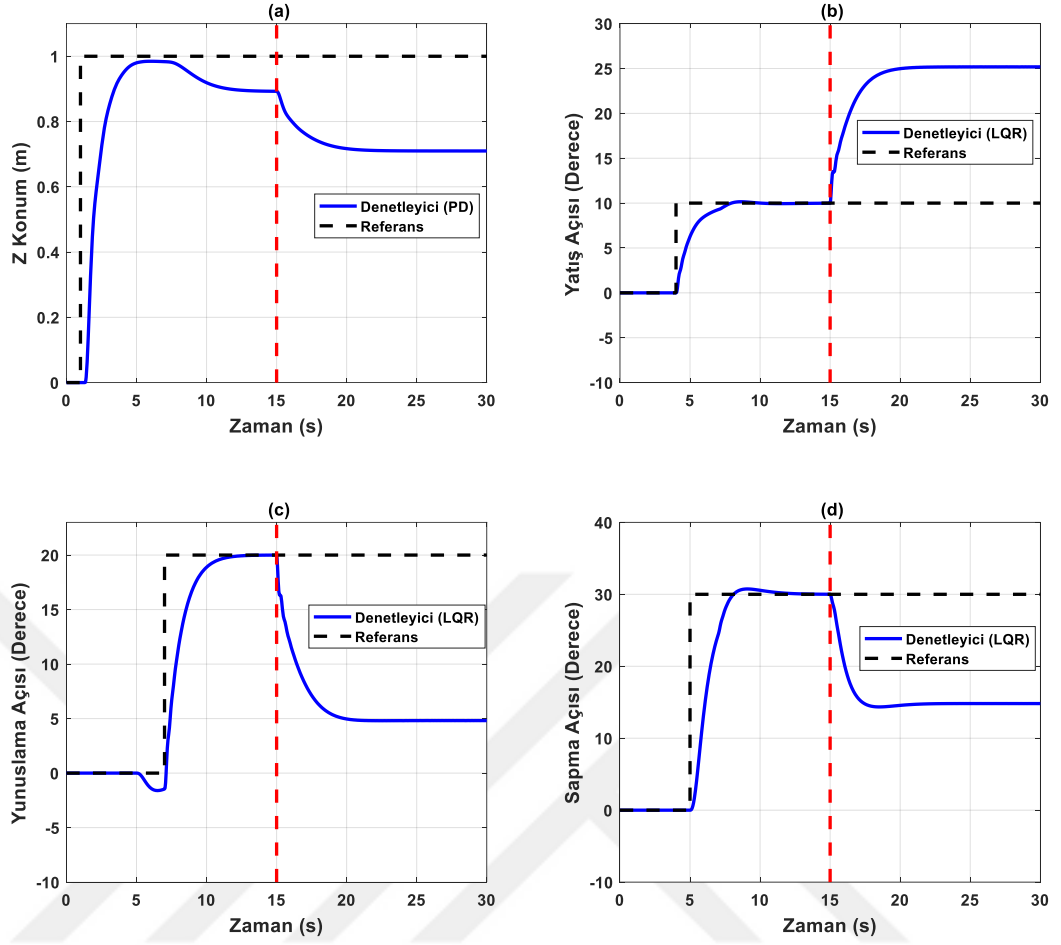
Şekil 5.9. Dört rotorlu İHA'nın %10 dördüncü motor arızasında LQR durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Şekil 5.10'da sistemin %10 dördüncü motor arızasında motor çıkışları verilmiştir. Arızadan sonra dördüncü motorun çıkışının yükseldiği şekilden anlaşılmaktadır. Ulaştığı son değer 3597 RPM'dir. %5 arızaya göre dördüncü motorun çıkışı daha fazla artmıştır. Kalan üç motorun çıkışları yaklaşık olarak aynı olup 3237 RPM'dir.



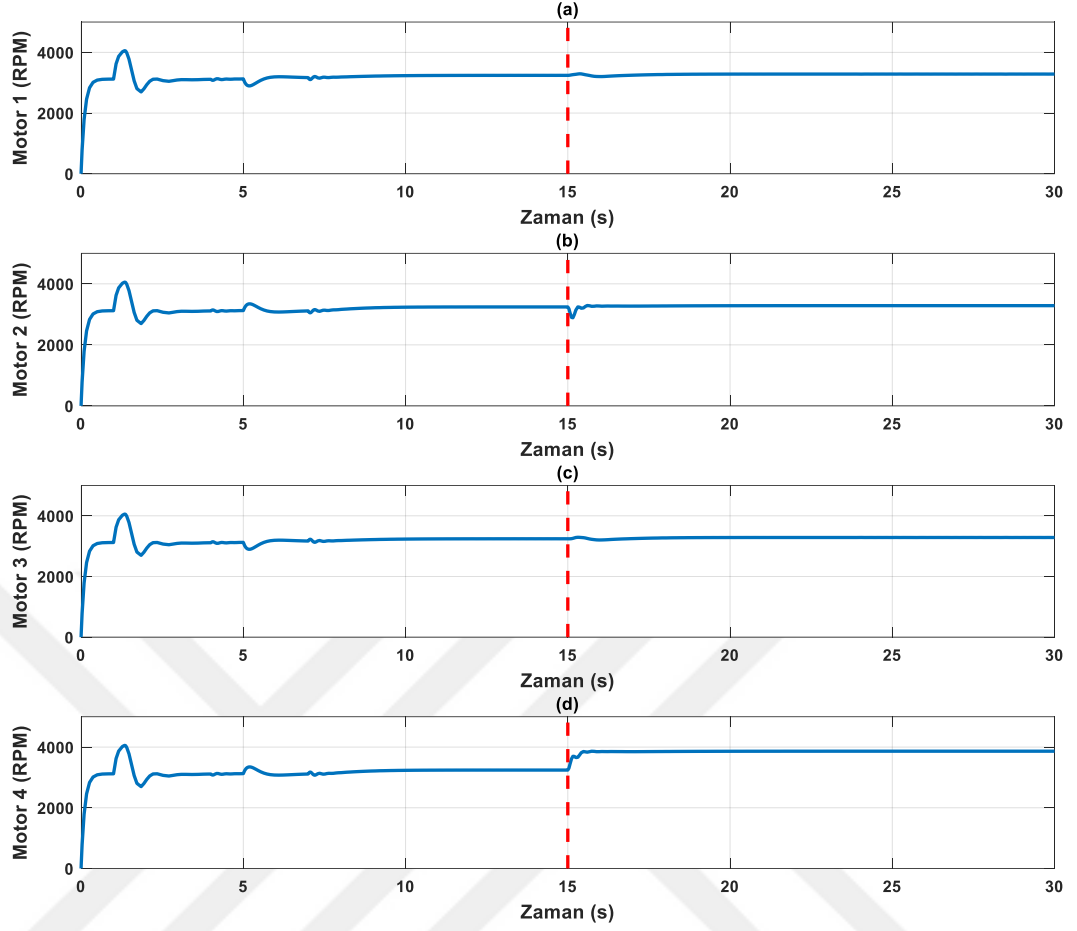
Şekil 5.10. %10 dördüncü motor arızasında LQR motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

Üçüncü senaryoda dördüncü motora benzetimin 15. saniyesinde %15’lik bir motor arızası uygulanmıştır. Benzetim şartları diğer senaryolarla aynıdır. Şekil 5.11’de benzetim sonuçları gösterilmiştir. İrtifa kontrolü için PD, durum açıları kontrolü içinse LQR denetleyici kullanılmıştır. İrtifaya bakıldığında arızadan önce var olan kararlı hal hatası arıza oluşuktan sonra daha da artmıştır. İrtifanın ulaştığı son değer 0.71 m’dir. Bu da artan arızayla birlikte hatanın da artması demektir. Durum açılarına bakıldığında ise arızaya kadar olan bölümde referans takibinin hatasız olarak yapıldığı görülmektedir. Ancak arızadan sonra durum açılarının hepsinde hatanın oluştuğu şekilden anlaşılmaktadır. Yatış açısının ulaştığı son değer 25.2 derece, yunuslama açısının ulaştığı son değer 4.82 derece ve son olarak sapma açısının ulaştığı son değer ise 14.8 derecedir. Görüldüğü üzere bir önceki senaryoya göre bütün durum açılarındaki kararlı hal hatası artmıştır. Buna rağmen sistem kararsız olmamıştır.



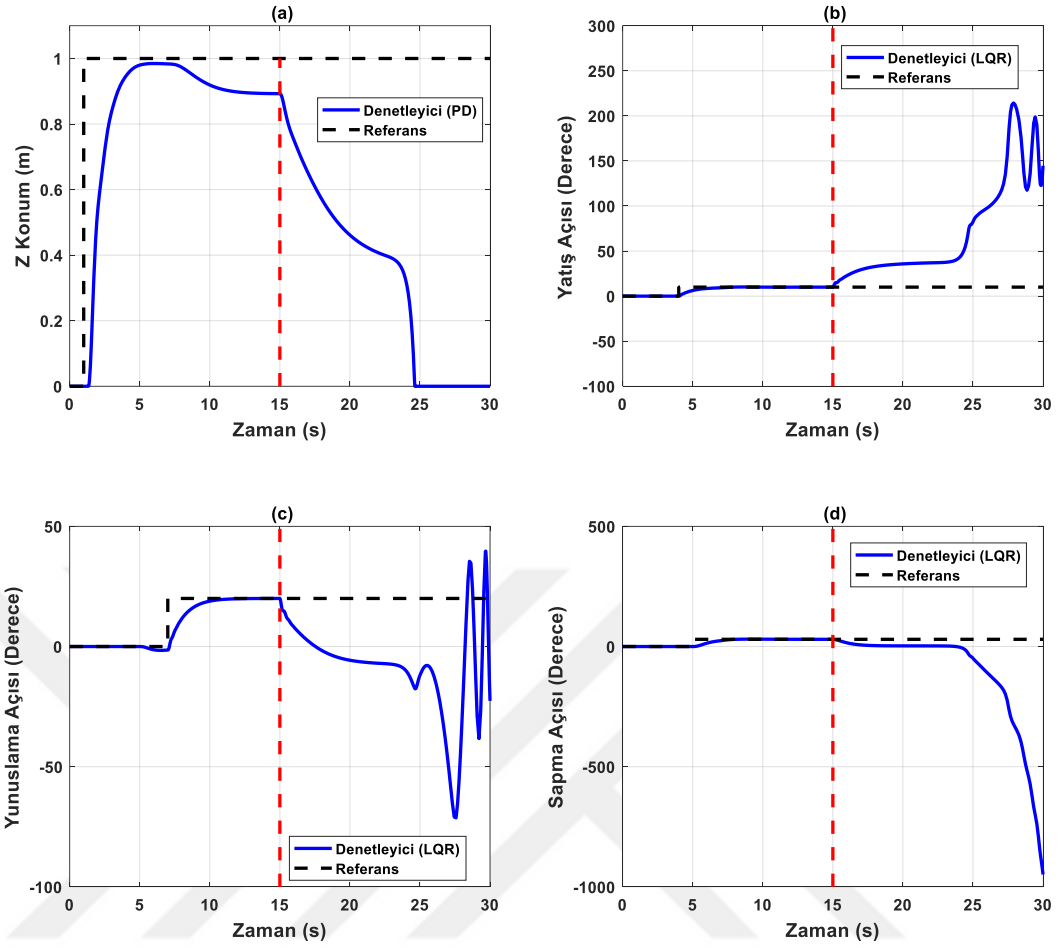
Şekil 5.11. Dört rotorlu İHA'nın %15 dördüncü motor arızasında LQR durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Şekil 5.12'de %15 motor arızasında benzetimi yapılan sistemin motor çıkışları verilmiştir. Arıza dördüncü motorda olduğundan dördüncü motorun çıkışının arttığı şekilden görülebilir. Dördüncü motorun çıkışının ulaştığı son değer 3864 RPM'dir. Bu değer diğer arıza seviyelerine göre daha fazladır. Yani arıza arttıkça motorun çıkışı da artmaktadır. Diğer üç motorun ulaştığı son değer yaklaşık olarak aynı olup 3284 RPM'dir.



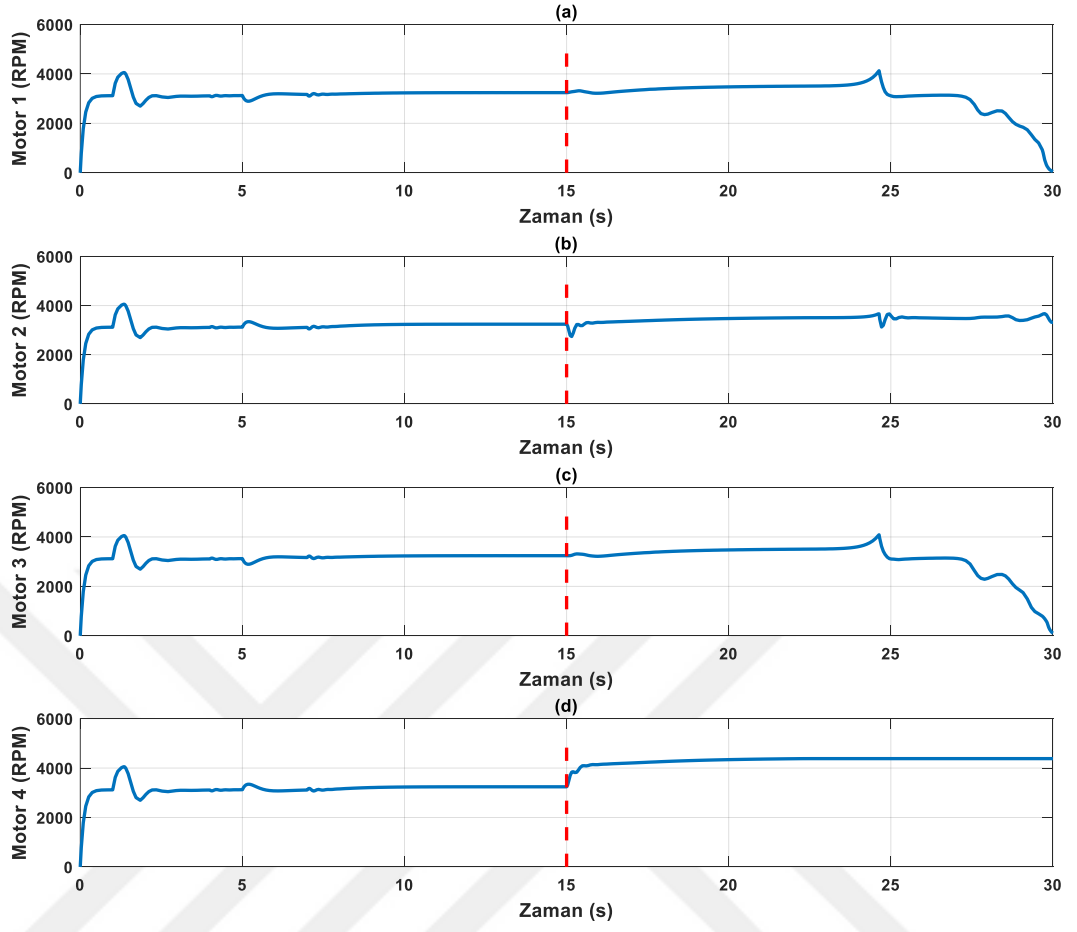
Şekil 5.12. %15 dördüncü motor arızasında LQR motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

Dördüncü senaryoda benzetimin yine 15. saniyesinde dördüncü motora %20 arıza uygulanmıştır. Benzetim şartları diğer senaryolarla aynıdır. İrtifa için PD denetleyici, durum açıları içinse LQR denetleyici kullanılmıştır. Arızadan sonra hiçbir durum değişkeninin referansı takip etmediği şekilden görülmektedir. PD denetleyicinin arızadan sonra irtifayı koruyamadığı şekilden anlaşılmaktadır. LQR denetleyicinin de benzer şekilde durum açılarında referansı takip edemediği görülmektedir. Hatta sapma açısında bir kararsızlık durumu söz konusudur.



Şekil 5.13. Dört rotorlu İHA'nın %20 dördüncü motor arızasında LQR durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Şekil 5.14'te %20 motor arızasında motor çıkışları verilmiştir. Arızadan önce motorlar normal bir şekilde çalışmaktadır. Arızadan sonra ikinci ve dördüncü motorlar çalışmaya devam ederken birinci ve üçüncü motorlar kapanmıştır.

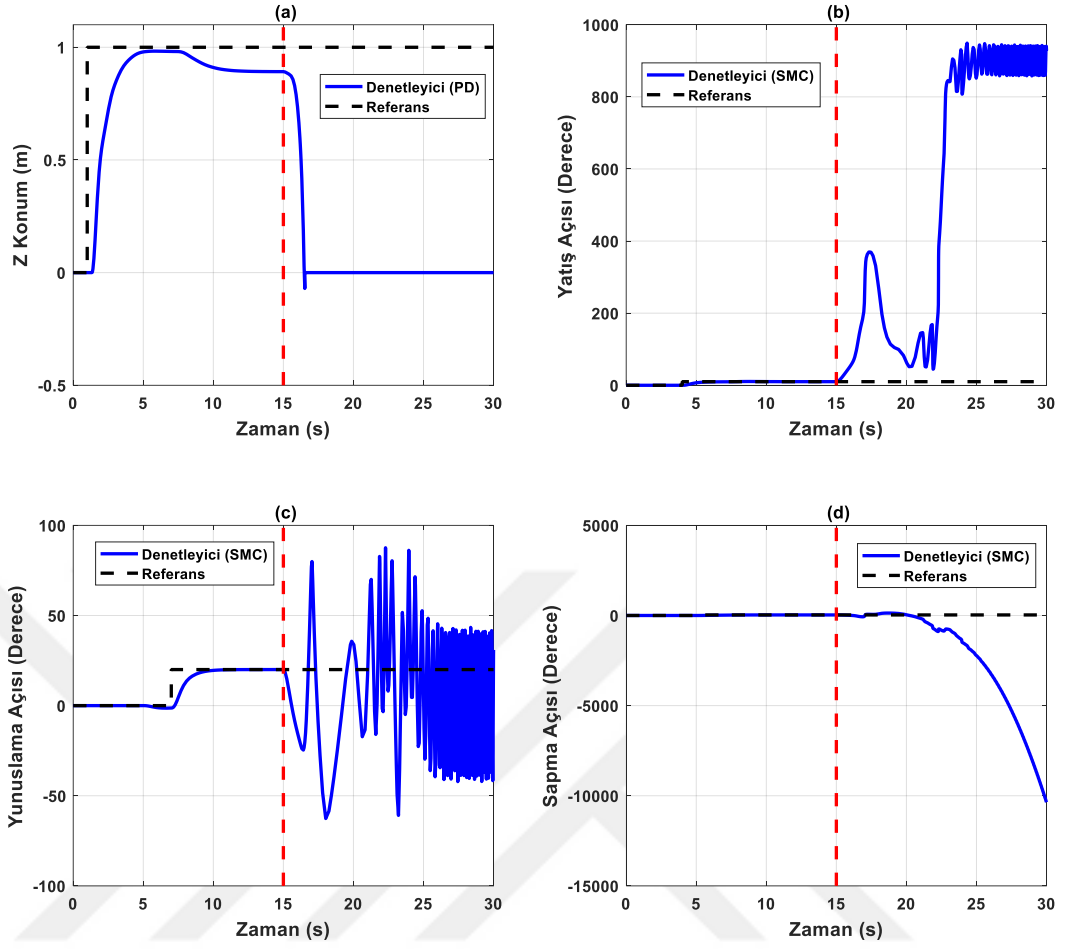


Şekil 5.14. %20 dördüncü motor arızasında LQR motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

5.3. Kayma Kipli Denetleyici

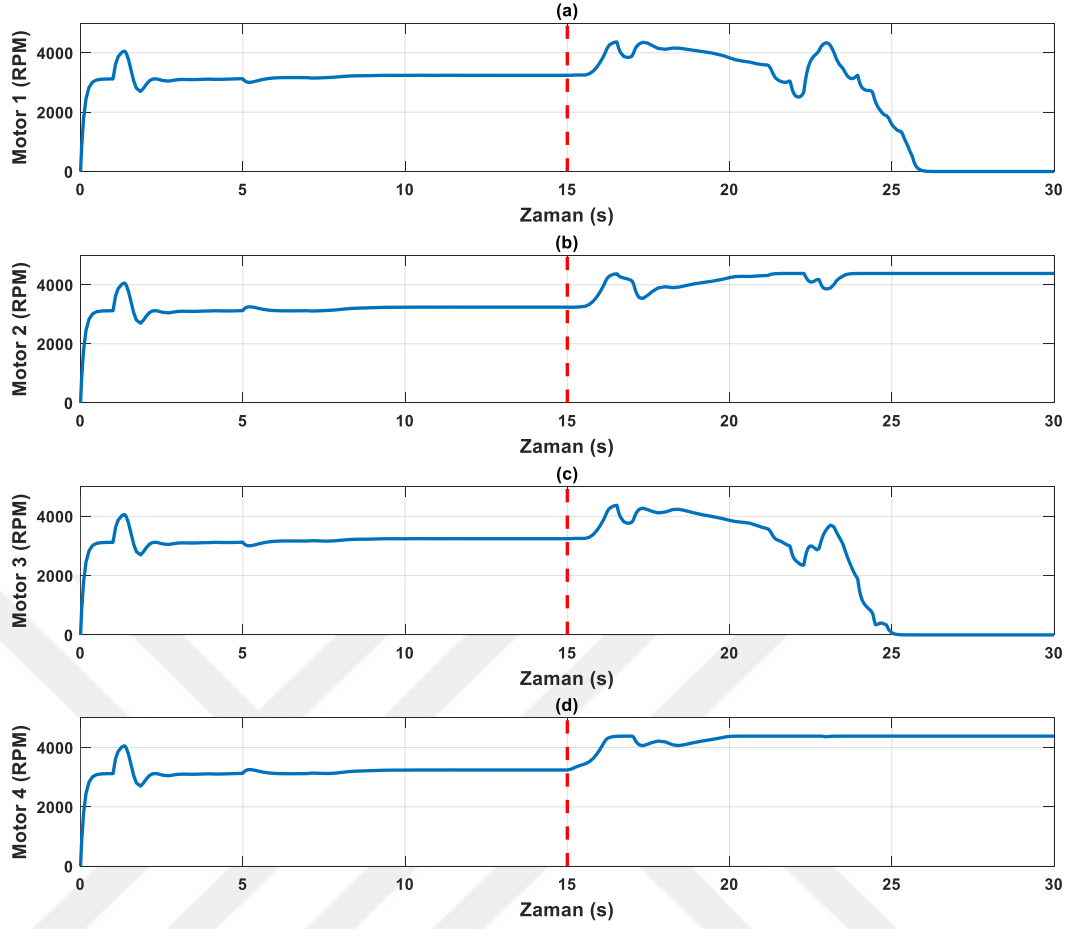
Bu alt bölümde kayma kipli denetleyicinin arıza karşısında gösterdiği performans incelenmiştir.

İlk senaryoda benzetimin 15. saniyesinde dördüncü motora %5'lik bir arıza uygulanmıştır. Benzetim şartları önceki denetleyici tipleriyle aynıdır. Şekil 5.15'te benzetimin sonuçları gösterilmiştir. İrtifa denetleyici öncekilerde olduğu gibi PD denetleyicidir. Durum açıları içinse kayma kipli denetleyici kullanılmıştır. Arızaya kadar düzgün çalışan sistemin arızadan sonra referansı takip edemediği görülmüştür. Hatta sapma açısından kararsızlık durumu oluşmuştur.



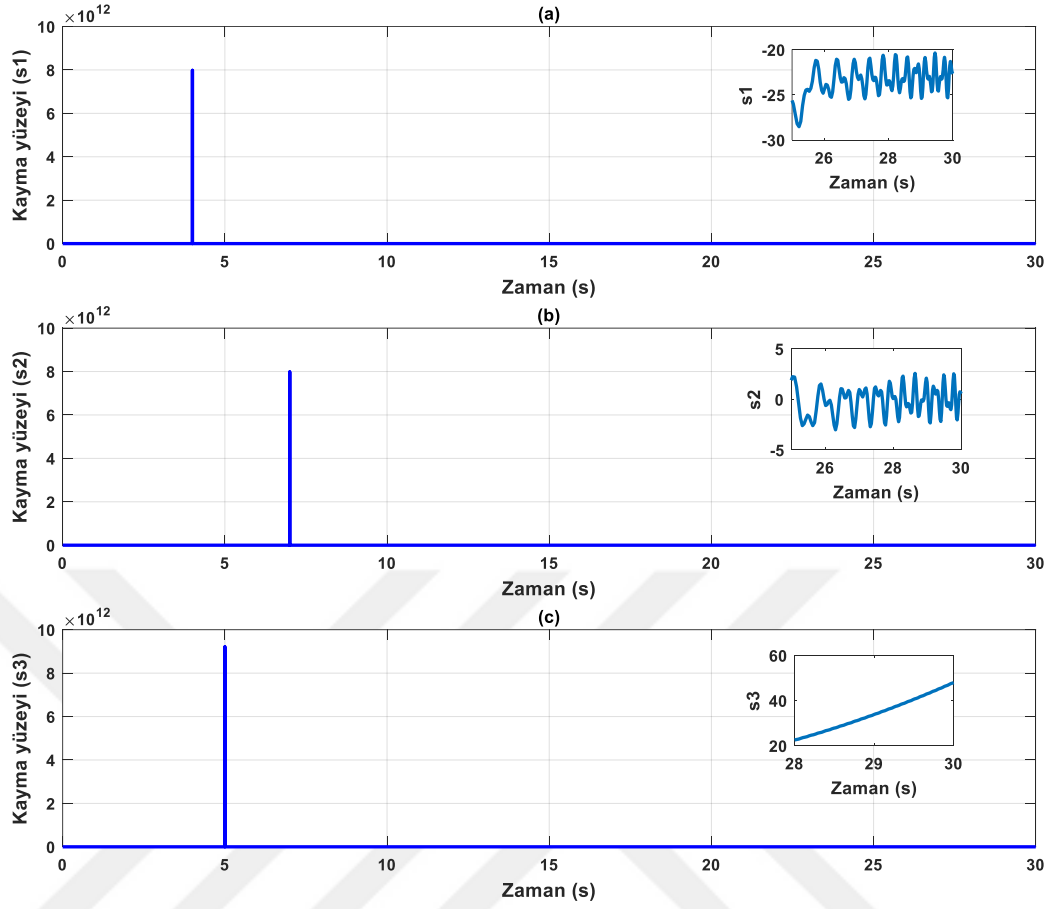
Şekil 5.15. Dört rotorlu İHA'nın %5 dördüncü motor arızasında kayma kipli durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Şekil 5.16'da benzetimi yapılan sistemin motor çıkışları verilmiştir. Buna göre arızaya kadar motor çıkışları normal olup arızadan sonra motorların çıkışları istenmeyen şekilde değişmiştir. Birinci ve üçüncü motorun çıkışları sıfırlanmıştır. İkinci ve dördüncü motorun çıkışlarında artış olmuştur.



Şekil 5.16. %5 dördüncü motor arızasında kayma kipli motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

Şekil 5.17’de benzetimi yapılan sistemin kayma yüzeyleri gösterilmiştir. Burada kayma yüzeyleri referansın uygulandığı zamanda zirve yapmıştır. Sonrasında ise arızaya kadar sıfıra gitmiştir. Arızadan sonra şekilden de görüldüğü üzere sıfırdan farklı değerlere yakınsamıştır.

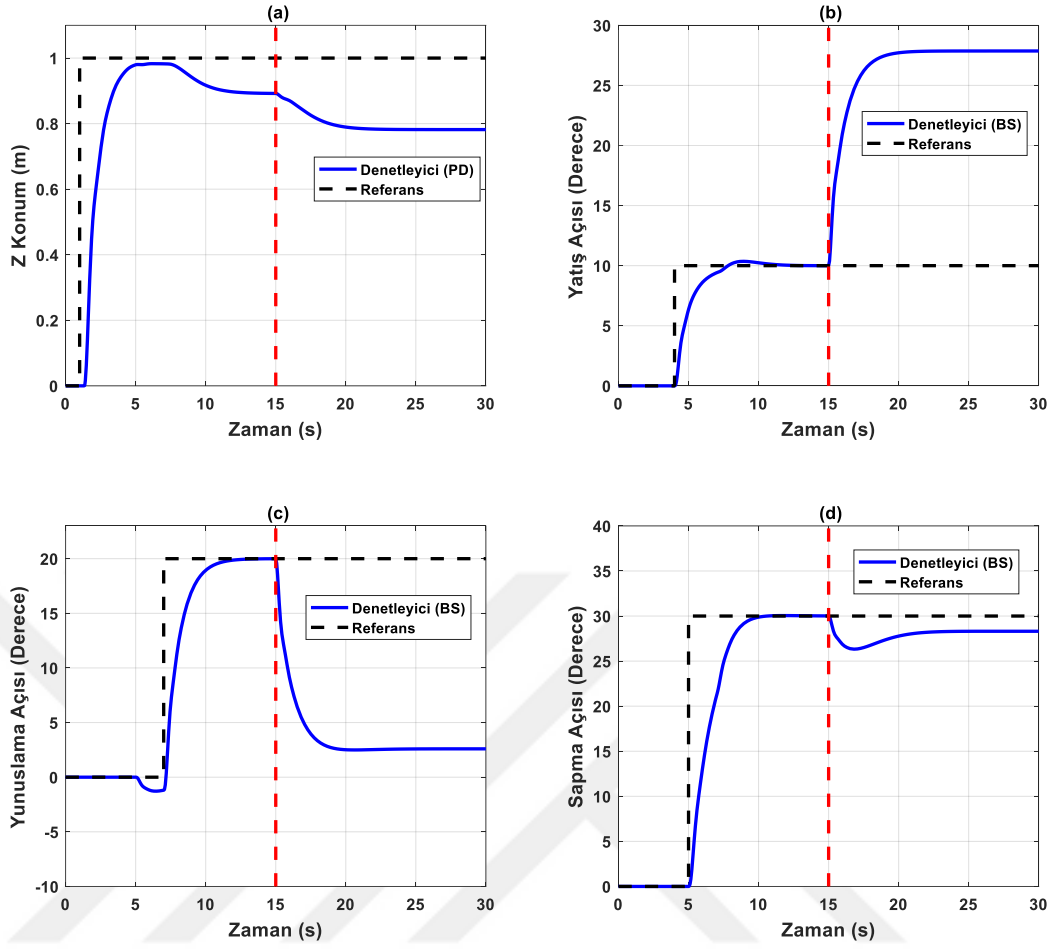


Şekil 5.17. Kayma kipli kontrol %5 dördüncü motor arızasında kayma yüzeyleri: (a) s_1 ; (b) s_2 ; (c) s_3

5.4. Geri Adımlamalı Denetleyici

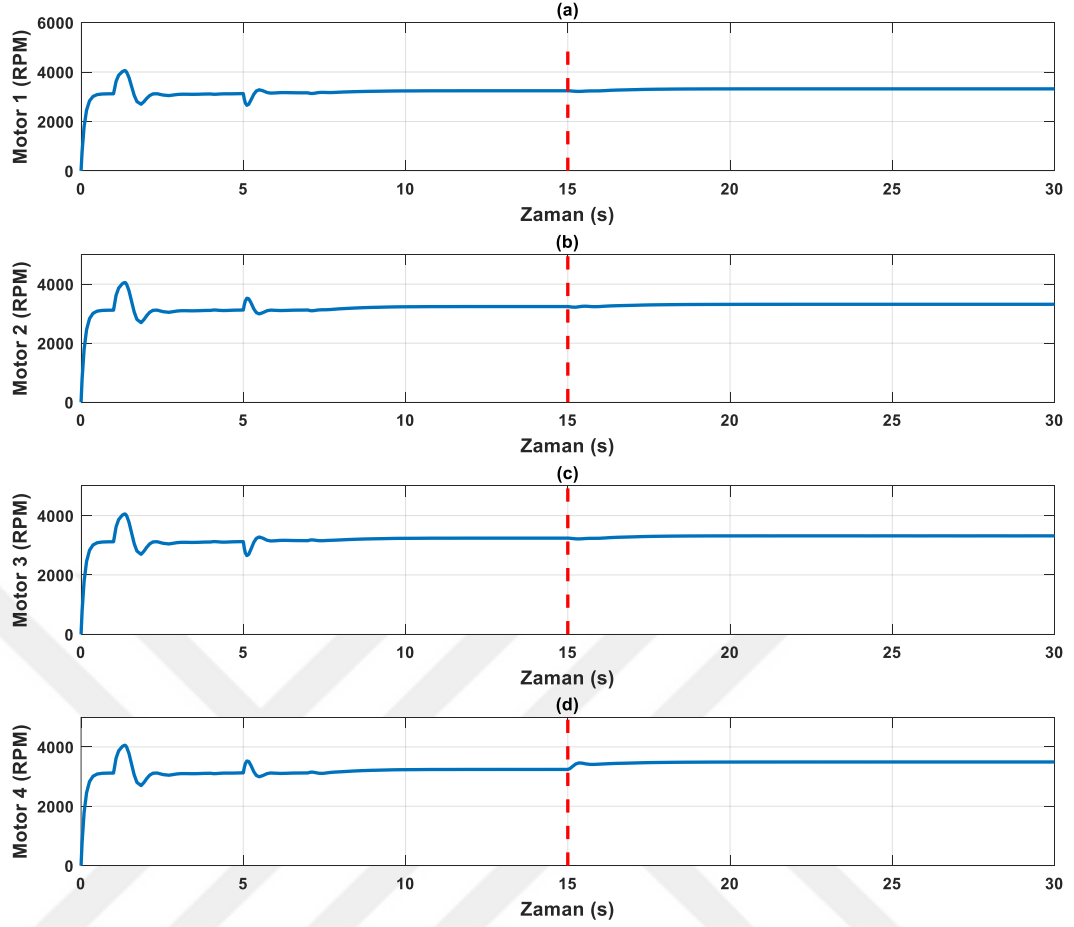
Bu alt bölümde geri adımlamalı denetleyicinin arızaya karşı gösterdiği performans incelenecektir.

İlk senaryoda benzetimin 15. saniyesinde sisteme %5 dördüncü motor arızası verilmiştir. Benzetim şartları önceki denetleyici tipleriyle aynıdır. Şekil 5.18’de benzetimin sonuçları gösterilmiştir. İrtifa kontrolü için PD denetleyici, durum açıları kontrolü geri adımlamalı denetleyici kullanılmıştır. İlk olarak irtifaya bakılırsa arızaya kadar olan bölümde bulunan kararlı hal hatası arızadan sonra daha da artmıştır. İrtifanın ulaştığı son değer 0.782 m’dir. Durum açılarına bakılırsa arızadan önce hepsi referansı takip ederken arızadan sonra hepsinde kararlı hal hatası bulunmaktadır. Yatış açısının ulaştığı son değer 27.86 derece, yunuslama açısının ulaştığı son değer 2.6 derece ve sapma açısının ulaştığı son değer ise 28.3 derecedir. Arızadan sonra sistemde kararlı hal hataları bulunsun da sistem kararsızlığa gitmemiştir.



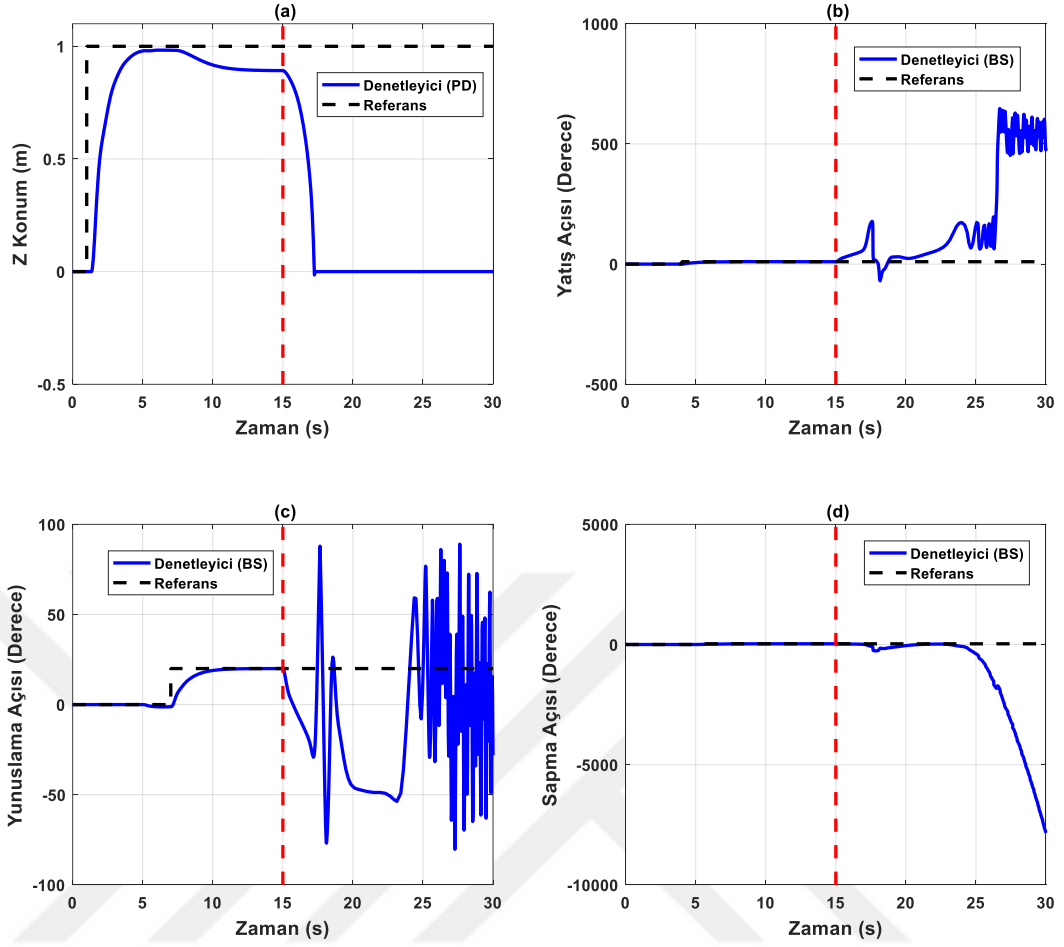
Şekil 5.18. Dört rotorlu İHA'nın %5 dördüncü motor arızasında geri adımlamalı durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Şekil 5.19'da benzetimi yapılmış sistemin motor sonuçlarına yer verilmiştir. Arızadan sonra dördüncü motorun çıkışının arttığı şekilden anlaşılabılır. Dördüncü motorun ulaştığı son değer 3493 RPM'dir. Kalan üç motorun çıkışları yaklaşık olarak aynı olup 3319 RPM'dir.



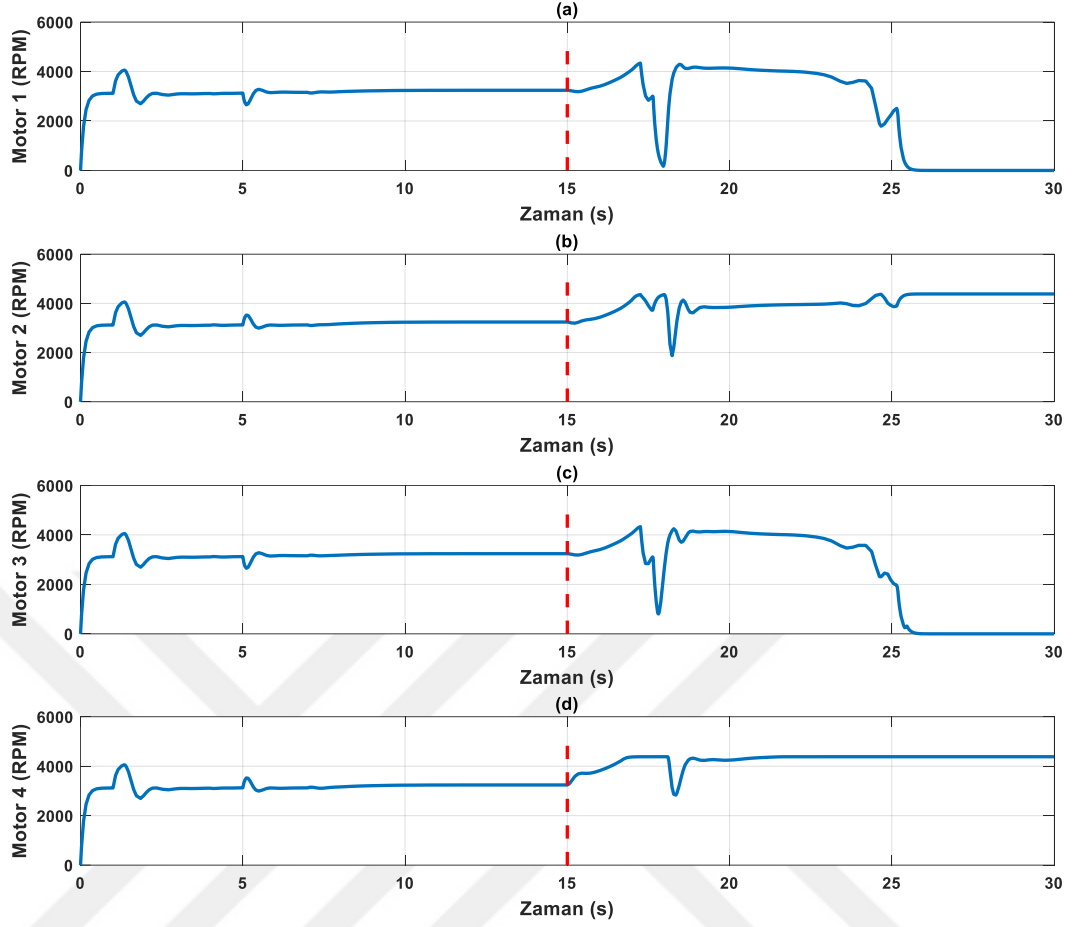
Şekil 5.19. %5 dördüncü motor arızasında geri adımlamalı motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

Şekil 5.20’de benzetimin 15. saniyesinde dördüncü motora %10’luk bir arıza uygulanmıştır. Benzetim şartları önceki senaryoyla aynıdır. İrtifa kontrolü için PD denetleyici, durum açıları kontrolü için ise geri adımlamalı kontrol kullanılmıştır. Arıza oluştuğundan sonra sistem kendini toparlayamamıştır. Dört rotorlu İHA irtifa kaybederek yere düşmüştür. Durum açılarına bakıldığında yatış ve yunuslama açılarında salınımlar olduğu ve sapma açısında kararsızlık olduğu şekilden anlaşılmaktadır.



Şekil 5.20. Dört rotorlu İHA'nın %10 dördüncü motor arızasında geri adımlamalı durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Şekil 5.21'de benzetimi yapılan sistemin motor çıkışları gösterilmiştir. Arızadan sonra motor çıkışlarının dengesiz olduğu şekilden anlaşılmaktadır. Birinci ve üçüncü motorun kapandığı ve ikinci ve dördüncü motorun çıkışlarının arttığı şekilden görülmektedir.



Şekil 5.21. %10 dördüncü motor arızasında geri adımlamalı motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

Beşinci bölümün sonucu olarak tüm denetleyiciler arızaya karşı farklı performans göstermişlerdir. Burada araştırılmak istenen hangi denetleyicinin ne kadarlık bir arızaya karşı gürbüz davranış göstereceğidir. Buna göre gürbüzlük derecesine göre sıralama yapılacak olursa en gürbüz denetleyici LQR olarak karşımıza çıkmaktadır. İkinci olarak PD denetleyici, üçüncü olarak geri adımlamalı denetleyici ve sonuncu da kayma kipli denetleyici şeklinde sıralanabilir. Bu noktada dikkat çeken husus, doğrusal denetleyicilerin doğrusal olmayanlara göre daha gürbüz davranış sergilemesidir.

6. ARIZALI DURUM UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ TASARIMI

Bu bölümde arıza durumu söz konusu olduğunda uçuş kontrol sisteminin tasarımı yapılacaktır.

6.1. Arızalı Durumda Hareket Denklemleri

Eşitlik (2.22) ve (2.29)'un girdileri arızalı durum için modifiye edilerek yeniden yazılırsa

$$\dot{U} = g \sin \theta - QW + RW \quad (6.1)$$

$$\dot{V} = -g \cos \theta \sin \phi - RU + PW \quad (6.2)$$

$$\dot{W} = u_{zf} - g \cos \phi \cos \theta - PV + QU \quad (6.3)$$

$$\dot{P} = \frac{(I_z - I_y)}{I_x} QR - \frac{J_{TP} Q \Omega (\pi/30)}{I_x} + \frac{u_{\phi f}}{I_x} \quad (6.4)$$

$$\dot{Q} = \frac{(I_x - I_z)}{I_y} RP + \frac{J_{TP} P \Omega (\pi/30)}{I_y} + \frac{u_{\theta f}}{I_y} \quad (6.5)$$

$$\dot{R} = \frac{(I_y - I_x)}{I_z} PQ + \frac{u_{\psi f}}{I_z} \quad (6.6)$$

eşitlikleri elde edilir (Nguyen & Hong, Fault-Tolerant Control of Quadcopter UAVs Using Robust Adaptive Sliding Mode Approach, 2019). Burada u_{zf} , $u_{\phi f}$, $u_{\theta f}$ ve $u_{\psi f}$ arızalı durumdaki dört rotorlu İHA'nın girdileridir ve şu şekilde tanımlanmışlardır:

$$u_{zf} = F_{1f} + F_{2f} + F_{3f} + F_{4f} \quad (6.7)$$

$$u_{\phi f} = l \sin 45 (-F_{1f} + F_{2f} + F_{3f} - F_{4f}) \quad (6.8)$$

$$u_{\theta f} = l \sin 45 (-F_{1f} - F_{2f} + F_{3f} + F_{4f}) \quad (6.9)$$

$$u_{\psi f} = \frac{d}{b} (-F_{1f} + F_{2f} - F_{3f} + F_{4f}) \quad (6.10)$$

Burada

$$F_{if} = (1 - \gamma_i) F_i \quad 0 < \gamma_i < 1 \quad i = 1 \dots 4 \quad (6.11)$$

şeklinde ifade edilir. γ eyleyici arızasının büyüklüğünü ifade eder. Diğer bir deyişle $\gamma = 0$ ise ilgili eyleyici arızasızdır, eğer $\gamma = 1$ ise ilgili eyleyici tamamen arızalı demektir.

Eşitlik (6.7)-(6.10), eşitlik (6.3)-(6.6)'da yerinde koyulursa

$$\dot{W} = u_z - g \cos \phi \cos \theta - PV + QU + \delta_w \quad (6.12)$$

$$\dot{P} = \frac{(I_z - I_y)}{I_x} QR - \frac{J_{TP} Q \Omega (\pi/30)}{I_x} + \frac{u_\phi}{I_x} + \delta_P \quad (6.13)$$

$$\dot{Q} = \frac{(I_x - I_z)}{I_y} RP + \frac{J_{TP} P \Omega (\pi/30)}{I_y} + \frac{u_\theta}{I_y} + \delta_Q \quad (6.14)$$

$$\dot{R} = \frac{(I_y - I_x)}{I_z} PQ + \frac{u_\psi}{I_z} + \delta_R \quad (6.15)$$

eşitlikleri elde edilir. Bilinmeyen terimler ise

$$\delta_w = - \frac{\gamma_1 F_1 + \gamma_2 F_2 + \gamma_3 F_3 + \gamma_4 F_4}{m} \quad (6.16)$$

$$\delta_P = -l \sin 45 \frac{(-\gamma_1 F_1 + \gamma_2 F_2 + \gamma_3 F_3 - \gamma_4 F_4)}{I_x} \quad (6.17)$$

$$\delta_Q = -l \sin 45 \frac{(-\gamma_1 F_1 - \gamma_2 F_2 + \gamma_3 F_3 + \gamma_4 F_4)}{I_y} \quad (6.18)$$

$$\delta_R = - \frac{d}{b} \frac{(-\gamma_1 F_1 + \gamma_2 F_2 - \gamma_3 F_3 + \gamma_4 F_4)}{I_z} \quad (6.19)$$

olarak ifade edilir.

6.2. Uyarlamalı Kayma Kipli Kontrol

Bu alt bölümde anlaşılır olması açısından sadece yatış açısı için kontrol kuralı çıkarılacaktır. Yunuslama ve sapma açısı için kontrol kuralları benzer şekilde elde edilebilir.

Doğrusal olmayan durum uzayı modeli en geniş haliyle

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \quad (6.20)$$

şeklinde ifade edilir. Durum uzayı vektörü aşağıdaki gibi seçilsin.

$$\mathbf{x} = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6] = [P \ Q \ R \ \phi \ \theta \ \psi] \quad (6.21)$$

Buna göre eşitlik (6.13)-(6.15) yeniden yazılırsa

$$\dot{x}_1 = \frac{(I_z - I_y)}{I_x} x_2 x_3 - \frac{J_{TP} x_2 \Omega (\frac{\pi}{30})}{I_x} + \frac{u_\phi}{I_x} + \delta_P \quad (6.22)$$

$$\dot{x}_2 = \frac{(I_x - I_z)}{I_y} x_1 x_3 + \frac{J_{TP} x_1 \Omega (\pi/30)}{I_y} + \frac{u_\theta}{I_y} + \delta_Q \quad (6.23)$$

$$\dot{x}_3 = \frac{(I_y - I_x)}{I_z} x_1 x_2 + \frac{u_\psi}{I_z} + \delta_P \quad (6.24)$$

elde edilir.

Yatış açısı için kayma yüzeyi aşağıdaki gibi seçilsin.

$$s_1 = \dot{e}_1 + c_1 e_1 \quad (6.25)$$

Burada c_1 pozitif bir katsayıdır. Hata ve hatanın türevi ise

$$e_1 = x_4 - x_4^d \quad (6.26)$$

$$\dot{e}_1 = \dot{x}_1 - \dot{x}_4^d \quad (6.27)$$

olarak ifade edilir. Kayma yüzeyinin türevi ise

$$\dot{s}_1 = \ddot{e}_1 + c_1 \dot{e}_1 \quad (6.28)$$

şeklinde bulunur. Burada hatanın ikinci türevi

$$\ddot{e}_1 = \dot{x}_1 - \ddot{x}_4^d \quad (6.29)$$

eşitliğidir. Eğer eşitlik (6.22), eşitlik (6.29)'da yerinde koyulursa ve sonra eşitlik (6.29) da eşitlik (6.28)'de yerinde koyulursa kayma yüzeyinin türevi

$$\dot{s}_1 = d_1(x, t) + \frac{u_\phi}{I_x} + \delta_P - \ddot{x}_4^d + c_1 \dot{e}_1 \quad (6.30)$$

şeklinde bulunur. Burada bilinmeyen terim

$$d_1(x, t) = \frac{(I_z - I_y)}{I_x} x_2 x_3 - \frac{J_{TP} x_2 \Omega \left(\frac{\pi}{30} \right)}{I_x} \quad (6.31)$$

şeklinde dir. Kayma yüzeyinin türevi dikkate alınır, yatış açısı için arıza toleranslı kontrol kuralı

$$u_\phi = I_x (-d_1(x, t) - c_1 \dot{e}_1 + \ddot{x}_4^d - \beta_1 s_1 - \Gamma_1 \tanh(s_1)) \quad (6.32)$$

şeklinde bulunur ve

$$\dot{\Gamma}_1 = \alpha_{12} |s_1| \quad (6.33)$$

kuralı ile güncellenir. Burada β_1 ve α_{12} pozitif katsayılardır. Ayrıca çatırtıyı önlemek için hiperbolik tanjant fonksiyonu kullanılmıştır.

6.3. Radyal Tabanlı Fonksiyon

$g : \mathbb{R}^d \rightarrow \mathbb{R}$ fonksiyonunun değeri sadece değişkeninin büyüklüğüne bağlıysa bu fonksiyona radyal denir (Toit, 2008). Örneğin, $g(x) = \varphi(\|x\|) = \varphi(r)$ verilsin. Burada $\varphi : [0, \infty) \rightarrow \mathbb{R}$ ve r, x 'in uzunluğudur. Yani, φ aynı uzunluktaki giriş vektörleri için sabittir. Bu durumda φ , radyal tabanlı fonksiyon (RBF) olarak adlandırılır.

$(x_i, f_i), i = 1, 2, \dots, n$ formunda bir veri verilsin. Burada amaç, aşağıdaki fonksiyonu sağlayan bir $s(x)$, $x \in \mathbb{R}^d$ interpolantı bulmaktır.

$$s(x_i) = f_i, \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (6.34)$$

Radyal tabanlı fonksiyonun interpolantı için $s(x)$, $\varphi(x)$ 'in doğrusal kombinasyonları şeklinde yazılmalıdır. Buna göre

$$s(x) = \sum_{i=0}^n \lambda_i \varphi(\|x - x_i\|), \quad x \in \mathbb{R}^d \quad (6.35)$$

elde edilir. Eşitlik (6.34) ile eşitlik (6.35) birbirine eşitlenirse

$$\sum_{i=0}^n \lambda_i \varphi(\|x_j - x_i\|) = f_j, \quad j = 1, 2, \dots, n \quad (6.36)$$

bulunur. Bulunan bu eşitlik matris formunda

$$\begin{bmatrix} \varphi(\|x_1 - x_1\|) & \varphi(\|x_2 - x_1\|) & \dots & \varphi(\|x_n - x_1\|) \\ \varphi(\|x_1 - x_2\|) & \varphi(\|x_2 - x_2\|) & \dots & \varphi(\|x_n - x_2\|) \\ \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ \varphi(\|x_1 - x_n\|) & \varphi(\|x_2 - x_n\|) & \dots & \varphi(\|x_n - x_n\|) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \lambda_1 \\ \lambda_2 \\ \vdots \\ \lambda_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ \vdots \\ f_n \end{bmatrix} \quad (6.37)$$

şeklinde yazılabilir veya kısaca

$$\Phi \lambda = f \quad (6.38)$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada Φ matrisi simetriktir ve eşitlik (6.37)'nin çözümünün olabilmesi için bu matrisin tekil olmayan bir matris olması gerekir.

Tablo 6.1'de radyal tabanlı fonksiyonun çeşitleri gösterilmiştir.

Tablo 6.1. Radyal tabanlı fonksiyon çeşitleri (Toit, 2008)

Radyal Tabanlı Fonksiyon	$\varphi(r)$	Parametreler	Derece
Gauss	$e^{-(cr)^2}$	$c > 0$	0
Poliharmonik spline	r^{2k-1}	$k \in \mathbb{N}$	$m = k$
	$r^{2k} \log(r)$	$c > 0$	$m = k + 1$
Çoklu kuadratik	$\sqrt{r^2 + c^2}$	$c > 0$	1

Ters çoklu kuadratik	$\frac{1}{\sqrt{r^2 + c^2}}$	$c > 0$	0
Ters kuadratik	$\frac{1}{r^2 + c^2}$	$c > 0$	0

6.4. Modifiyeli Uyarlamalı Kayma Kipli Kontrol

Bu alt bölümde, önceki alt bölümde verilen kayma kipli kontrolün radyal tabanlı yapay sinir ağı ile modifiye edilmiş hali verilecektir.

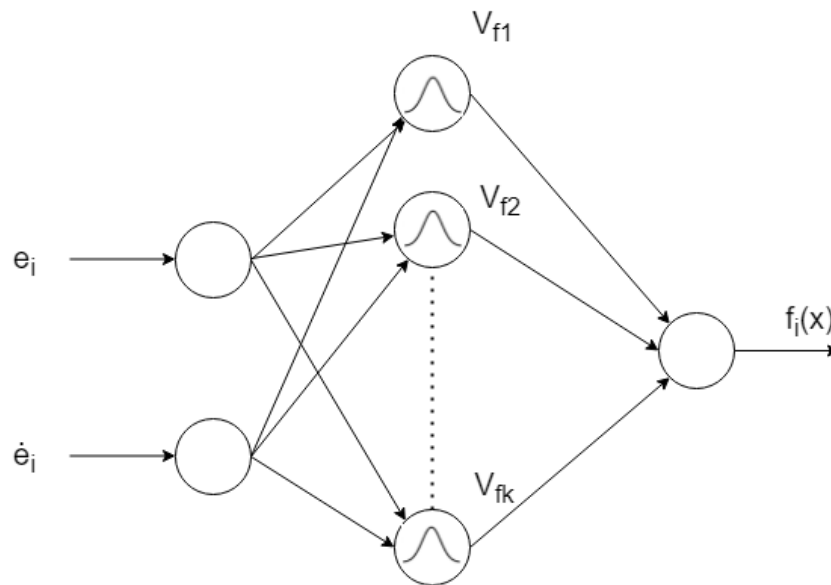
MBF sinir ağı, $f_i(x)$ fonksiyonuna yakınsamak ve eyleyici arızalarıyla baş etmek için kullanılır. MBF sinir ağının yapısı aşağıda verilmiştir.

$$\mathbf{V}_k = e^{\left(\frac{\|x - c_k\|^2}{2b_k^2}\right)} \quad (6.34)$$

$$f_i(x) = \mathbf{W}_{f_i}^T \mathbf{V}_{f_i}(x) + \varepsilon_{f_i} \quad i = 1 \dots 3 \quad (6.35)$$

Burada $\mathbf{x} = [e_i \quad \dot{e}_i]$ yapay sinir ağının girdisi, k gizli düğüm sayısı, $\mathbf{V}_{f_i}$ Gauss fonksiyonun çıkışı, $\mathbf{W}_{f_i}$ ağırlık parametresi ve ε_{f_i} yapay sinir ağının yakınsama hatasıdır.

Şekil 6.1’de MBF sinir ağının yapısı verilmiştir. Bir adet giriş katmanı, bir adet gizli katman ve bir adet çıkış katmanı olmak üzere üç bölümden oluşmaktadır. Girişi hata ve hatanın türevi oluşturmaktadır ve aktivasyon fonksiyonu olarak Gauss fonksiyonu seçilmiştir.



Şekil 6.1. MBF sinir ağının yapısı

RBF sinir ağıyla güncellenmiş yatış açısı kontrol kuralı

$$u_\phi = \frac{1}{I_x} (-d_1(x, t) - c_1 \dot{e}_1 + \ddot{x}_4^d - W_{f_1}^T V_{f_1}(x) - \beta_1 s_1 - \Gamma_1 \tanh(s_1)) \quad (6.36)$$

şeklinde verilmiştir ve

$$\dot{W}_{f_1} = \alpha_{11} s_1 V_{f_1} \quad (6.37)$$

$$\dot{\Gamma}_1 = \alpha_{12} |s_1| \quad (6.38)$$

kurallarıyla güncellenir. Burada α_{11} ve α_{12} pozitif katsayılardır.

Benzer şekilde yunuslama açısı için kontrol kuralı

$$u_\theta = \frac{1}{I_y} (-d_2(x, t) - c_2 \dot{e}_2 + \ddot{x}_5^d - W_{f_2}^T V_{f_2}(x) - \beta_2 s_2 - \Gamma_2 \tanh(s_2)) \quad (6.39)$$

şeklinde ifade edilir ve

$$\dot{W}_{f_2} = \alpha_{21} s_2 V_{f_2} \quad (6.40)$$

$$\dot{\Gamma}_2 = \alpha_{22} |s_2| \quad (6.41)$$

kurallarıyla güncellenir. Burada bilinmeyen parametreler

$$d_2(x, t) = \frac{I_x - I_z}{I_y} x_1 x_3 + \frac{J_{TP} x_1 \Omega (\pi/30)}{I_y} \quad (6.42)$$

$$e_2 = x_5 - x_5^d \quad (6.43)$$

$$\dot{e}_2 = x_2 - \dot{x}_5^d \quad (6.44)$$

$$s_2 = \dot{e}_2 + c_2 e_2 \quad (6.45)$$

şeklindedir.

Son olarak sapma açısı için kontrol kuralı

$$u_\psi = \frac{1}{I_z} (-d_3(x, t) - c_3 \dot{e}_3 + \ddot{x}_6^d - W_{f_3}^T V_{f_3}(x) - \beta_3 s_3 - \Gamma_3 \tanh(s_3)) \quad (6.46)$$

şeklinde ifade edilir ve

$$\dot{W}_{f_3} = \alpha_{31} s_3 V_{f_3} \quad (6.47)$$

$$\dot{\Gamma}_3 = \alpha_{32} |s_3| \quad (6.48)$$

kurallarıyla güncellenir. Burada bilinmeyen parametreler

$$d_3(x, t) = \frac{I_y - I_x}{I_z} x_1 x_2 \quad (6.49)$$

$$e_3 = x_6 - x_6^d \quad (6.50)$$

$$\dot{e}_3 = x_3 - \dot{x}_6^d \quad (6.51)$$

$$s_3 = \dot{e}_3 + c_3 e_3 \quad (6.52)$$

şeklindedir.

7. ARIZALI TASARIMA ARIZA EKLENMESİYLE UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ BENZETİMİ

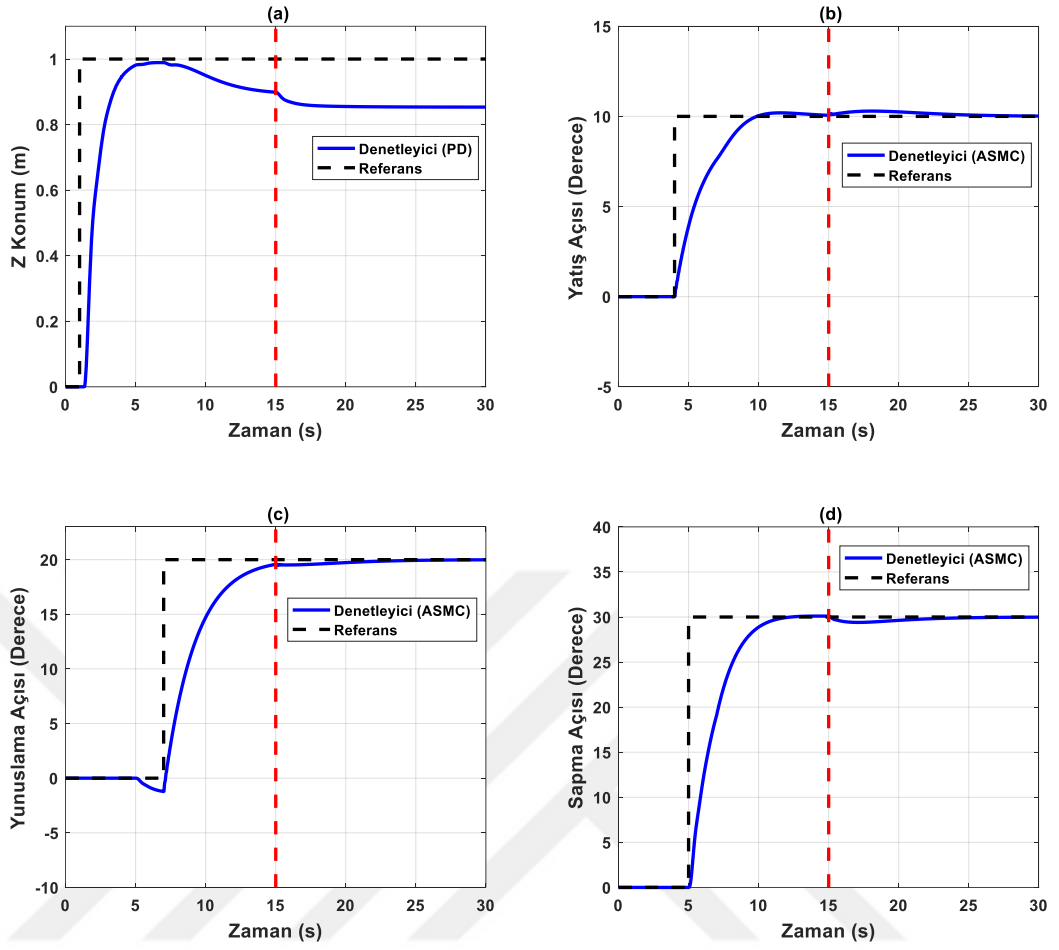
Bu bölümde bir önceki bölümde arızalı sistem için tasarımı yapılan modifiyeli uyarlamalı kayma kipli kontrolün benzetimi yapılacaktır.

Tablo 7.1’de modifiyeli uyarlamalı kayma kipli denetleyicinin kazanç değerleri bulunmaktadır. Benzetimler bu değerlere göre yapılmıştır. Ayrıca benzetim koşulları beşinci bölümde yer verilen benzetimlerle tamamen aynıdır. Bütün senaryolarda irtifa denetleyicisinde PD denetleyici, durum açılarında ise modifiyeli uyarlamalı kayma kipli denetleyici kullanılmıştır.

Tablo 7.1. Modifiyeli uyarlamalı kayma kipli denetleyici kazançları

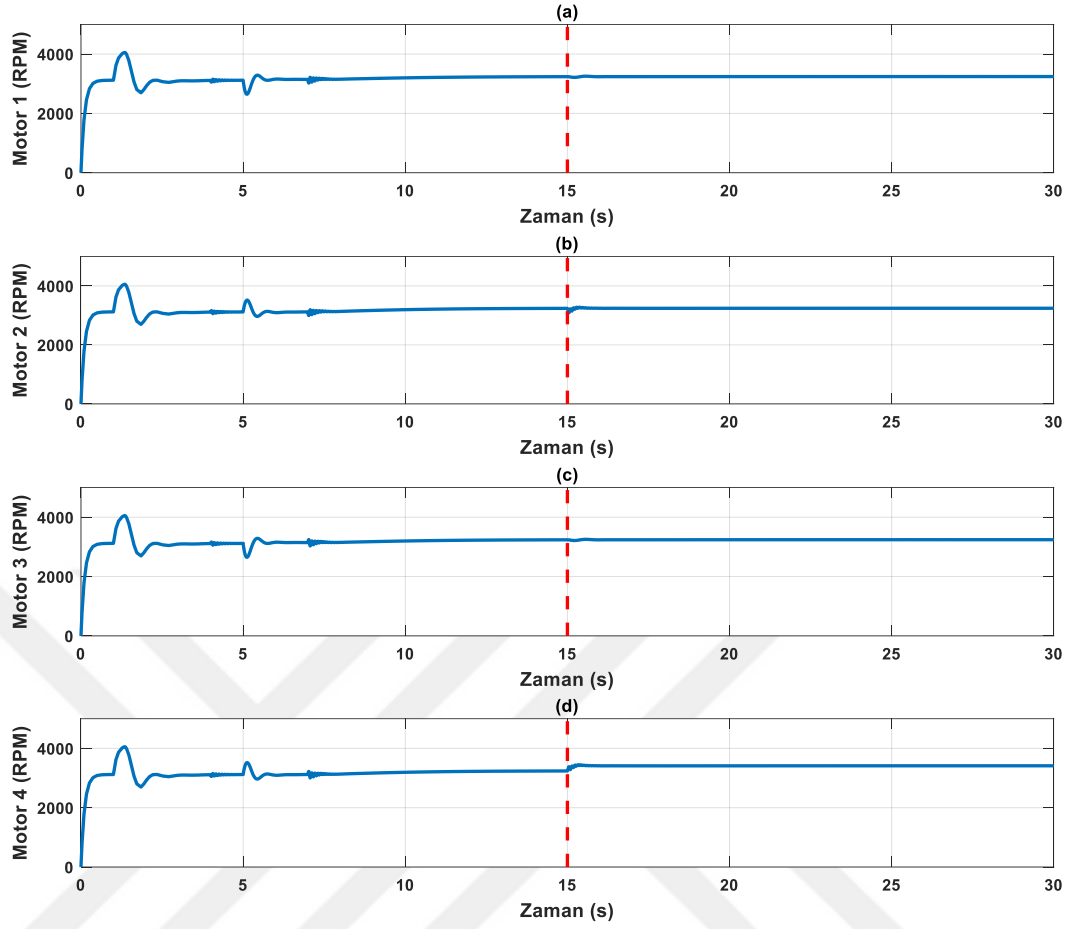
Kazanç	Değer	Kazanç	Değer
c_1	0.50	α_{11}	5.00
c_2	0.50	α_{21}	5.00
c_3	0.50	α_{31}	5.00
β_1	50.0	α_{12}	150
β_2	50.0	α_{22}	150
β_3	50.0	α_{32}	150

İlk senaryoda benzetimin 15. saniyesinde dördüncü motora %5 arıza uygulanmıştır. Şekil 7.1’de sistemin benzetim sonuçları gösterilmiştir. İrtifaya bakıldığında arızadan önce oluşmuş olan kararlı hal hatasının arızadan sonra daha da arttığı görülebilir. İrtifanın ulaştığı son değer ise 0.853 m’dir. Durum açılarına bakıldığında arızayla birlikte hafif bir dalgalanma oluşmuştur. Ancak bu dalgalanma zamanla kaybolmuş ve durum açıları referansı arızadan sonra bile takip etmeyi başarmıştır.



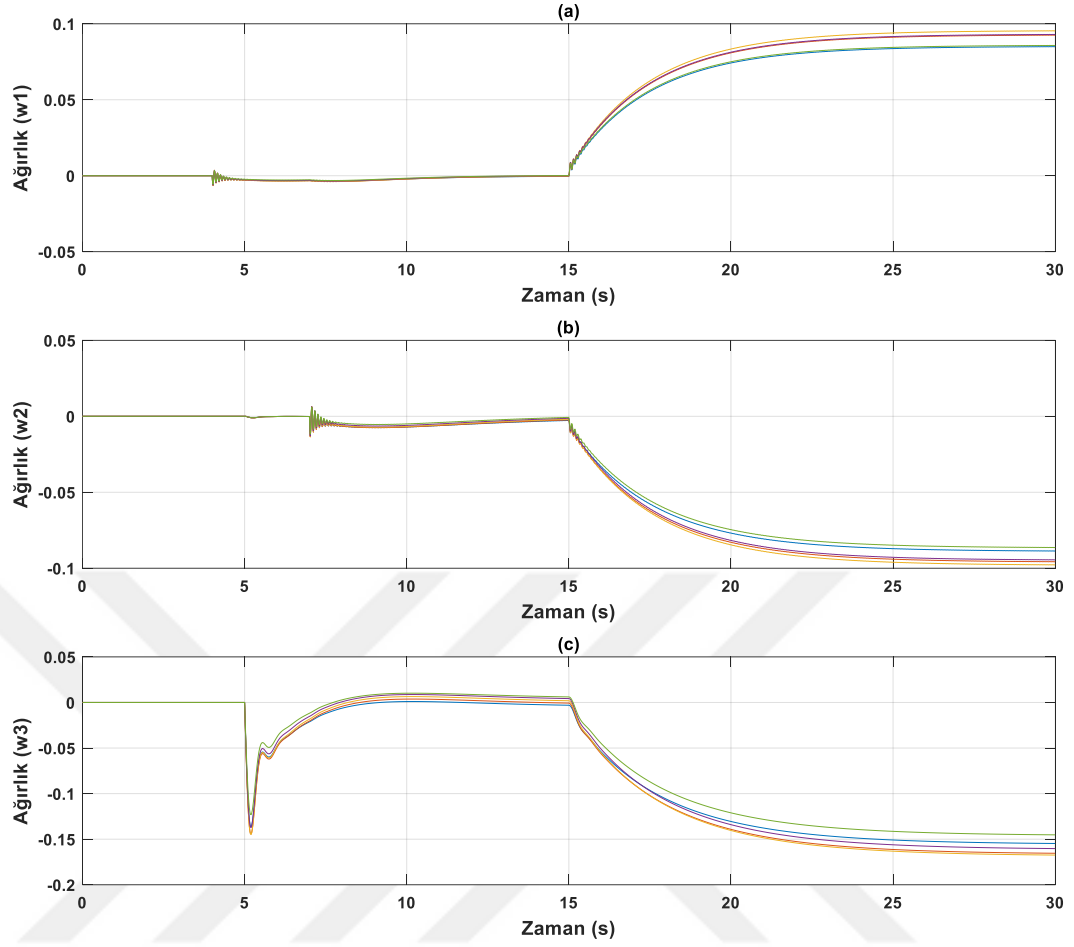
Şekil 7.1. Dört rotorlu İHA'nın %5 dördüncü motor arızasında modifiyeli uyarlamalı kayma kipli durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Şekil 7.2'de benzetimi yapılan sistemin motor çıkışları gösterilmektedir. Arıza dördüncü motorda olduğu için arızadan sonra dördüncü motorun tepkisinin bir miktar daha fazla olduğu şekilden görülebilir. Dördüncü motorun ulaştığı son değer 3413 RPM'dir. Diğer üç motorun ulaştığı son değer yaklaşık olarak aynı olup 3242 RPM'dir.



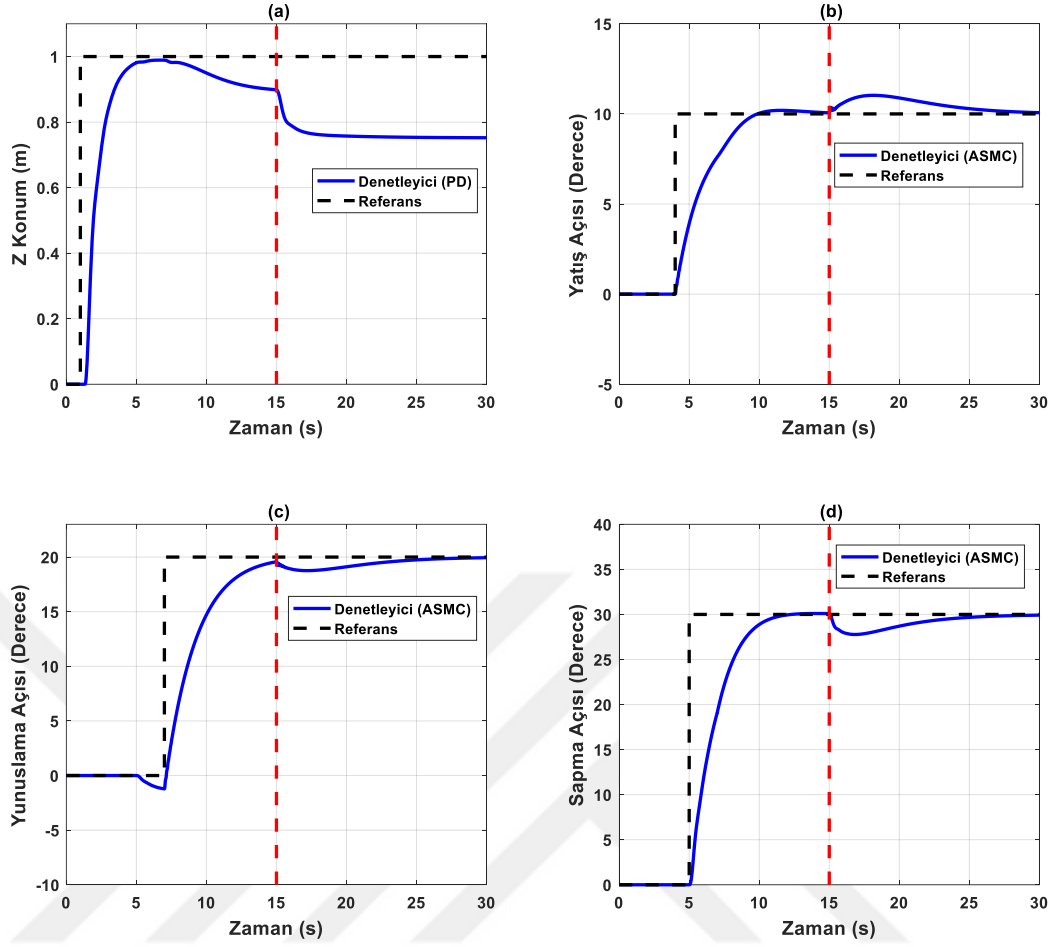
Şekil 7.2. %5 dördüncü motor arızasında modifiyeli uyarlamalı kayma kipli motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

Şekil 7.3'te modifiyeli uyarlamalı kayma kipli kontrolde yer alan yapay sinir ağının ağırlıklarının zamanla değişimi gösterilmiştir. Her bir ağırlık beş gizli düğüm katmanı olduğu için beş birimden oluşmaktadır. Şekilden görüldüğü üzere referanslar aktif olana kadar ağırlıklar neredeyse sıfırdır. Referanslar aktif olduktan sonra ağırlıklar da değişmeye başlamıştır. Ayrıca arızanın olduğu 15. saniyeden itibaren ağırlıklarda büyük değişiklikler olmuştur. Yani yapay sinir ağı, arıza durumunda arızaya karşı bir tepki göstermiştir.



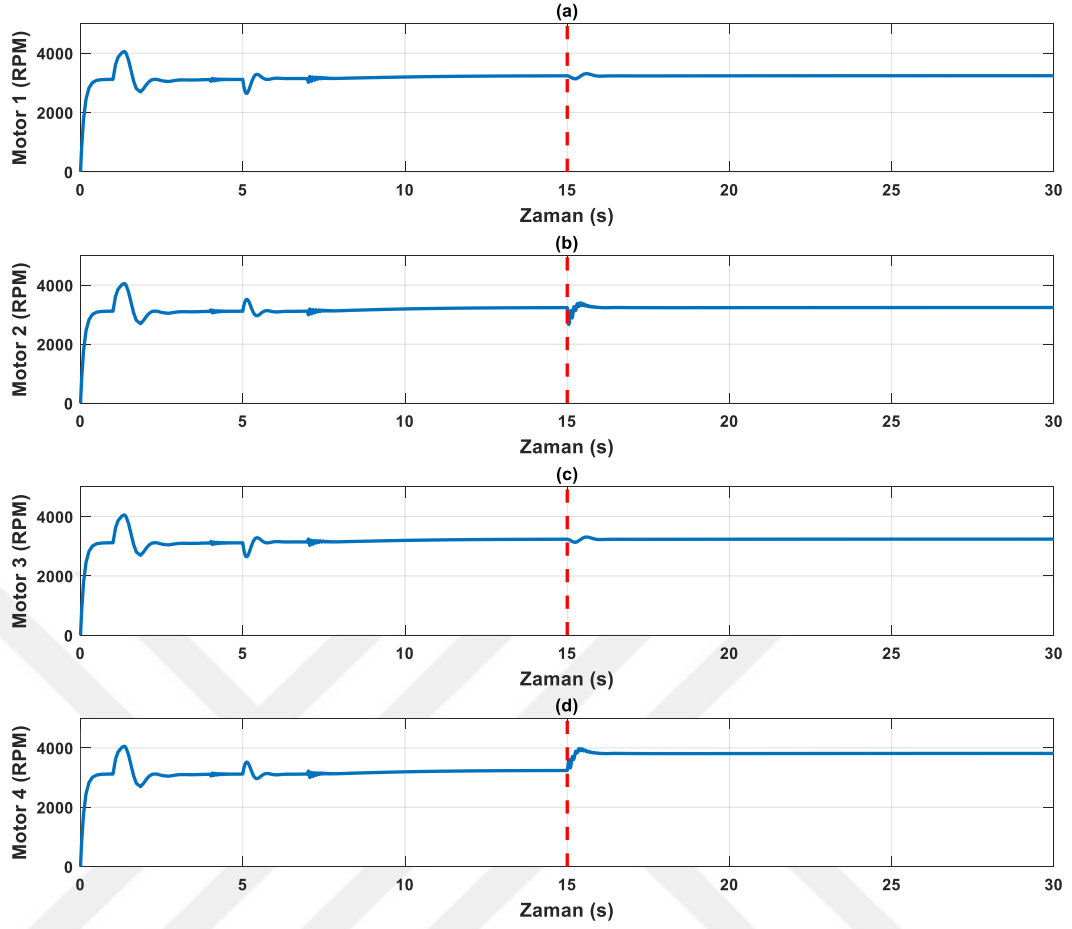
Şekil 7.3. *Modifiyeli uyarlamalı kayma kipli kontrol %5 dördüncü motor arızasında ağırlıklar: (a) w_1 ; (b) w_2 ; (c) w_3*

İkinci senaryoda benzetimin 15. saniyesinde dördüncü motora %15'lik bir motor arızası uygulanmıştır. Şekil 7.4'te benzetim sonuçları gösterilmiştir. İrtifa göz önüne alındığında arızadan önce oluşmuş olan kararlı hal hatasının arızadan sonra daha fazla arttığı şekilden görülmektedir. İrtifanın ulaştığı son değer ise 0.752 m'dir. Bu değer bir önceki senaryodan daha azdır. Diğer bir deyişle itki kaybının artması, irtifanın azalmasına yol açmaktadır. Durum açılarına bakıldığında arızayla birlikte bir sapma meydana gelmiştir. Ancak bu sapma sonrasında toparlayarak sistem referansı takip eder hale gelmiştir.



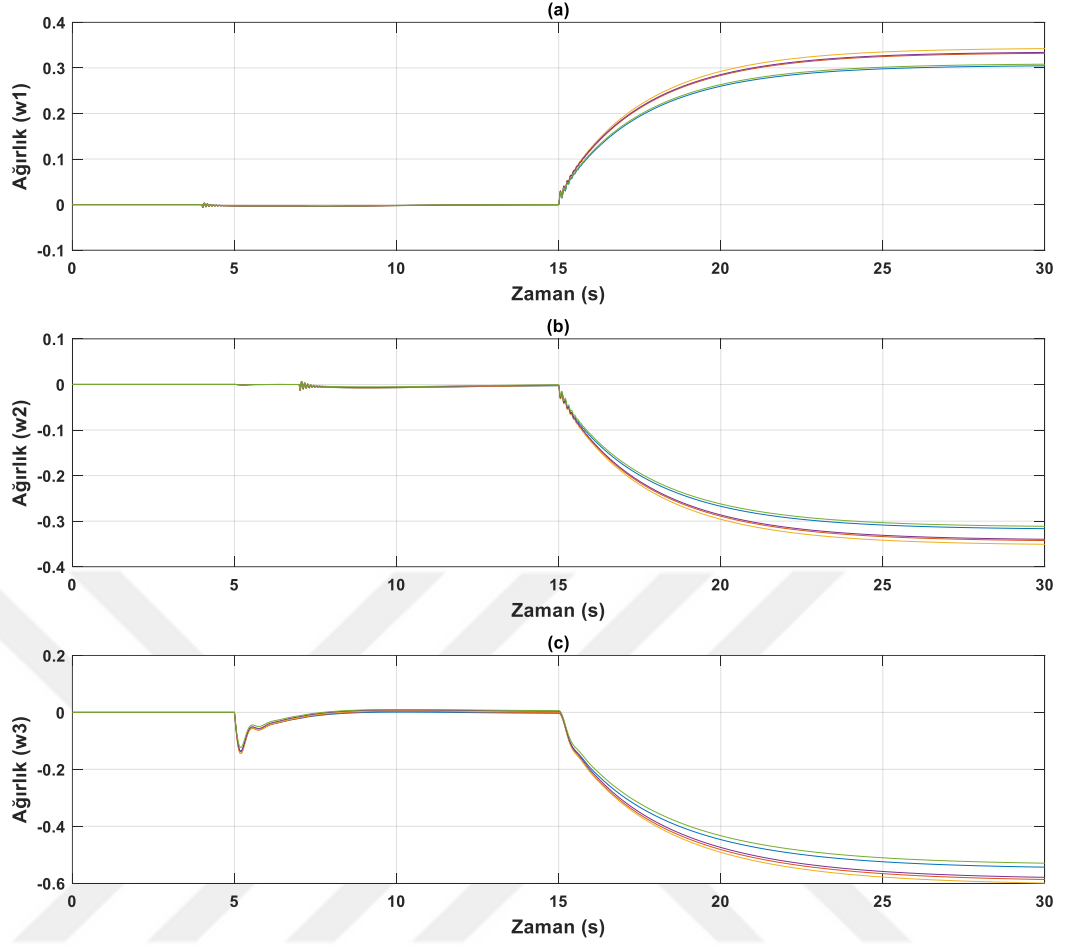
Şekil 7.4. Dört rotorlu İHA'nın %15 dördüncü motor arızasında modifiyeli uyarlamalı kayma kipli durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Şekil 7.5'te %15 dördüncü motor arızasında motor çıkışları verilmiştir. Burada dördüncü motorun çıkışının iyice yükseldiği şekilden anlaşılabılır. Çıkışın ulaştığı son değer ise 3814 RPM'dir. Kalan üç motorun ulaştığı son değer yaklaşık olarak aynı olup 3242 RPM'dir.



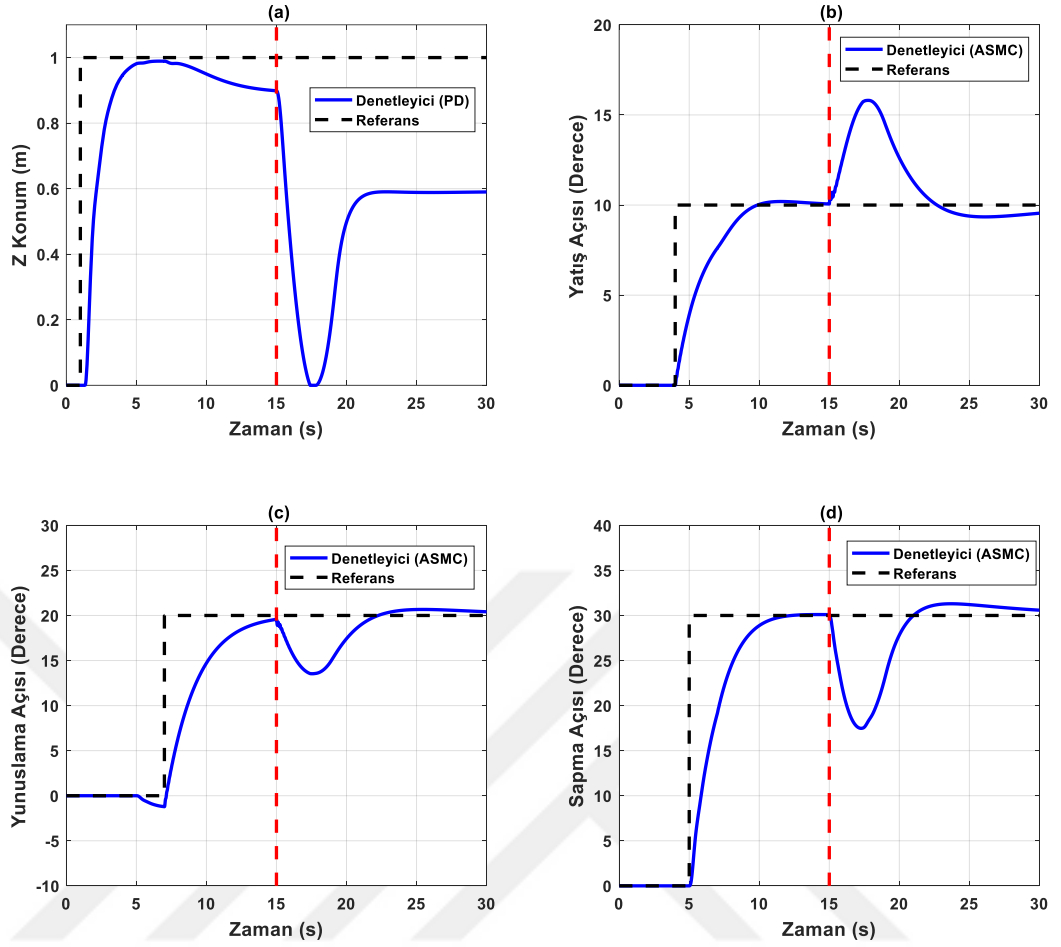
Şekil 7.5. %15 dördüncü motor arızasında modifiyeli uyarlamalı kayma kipli motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

Şekil 7.6’da modifiyeli uyarlamalı kayma kipli kontrolde yer alan yapay sinir ağının ağırlıklarının değişimi gösterilmiştir. Referans aktif olana kadar ağırlıklar neredeyse sıfırken referans aktif olduktan sonra küçük de olsa ağırlıklarda değişimler gözlenmiştir. Ağırlıklarda asıl büyük değişim arıza oluşuktan sonra meydana gelmiştir. 15. saniyeden sonra meydana gelen değişim, denetleyici içinde yer alan yapay sinir ağının arızaya karşı gösterdiği tepkidir.



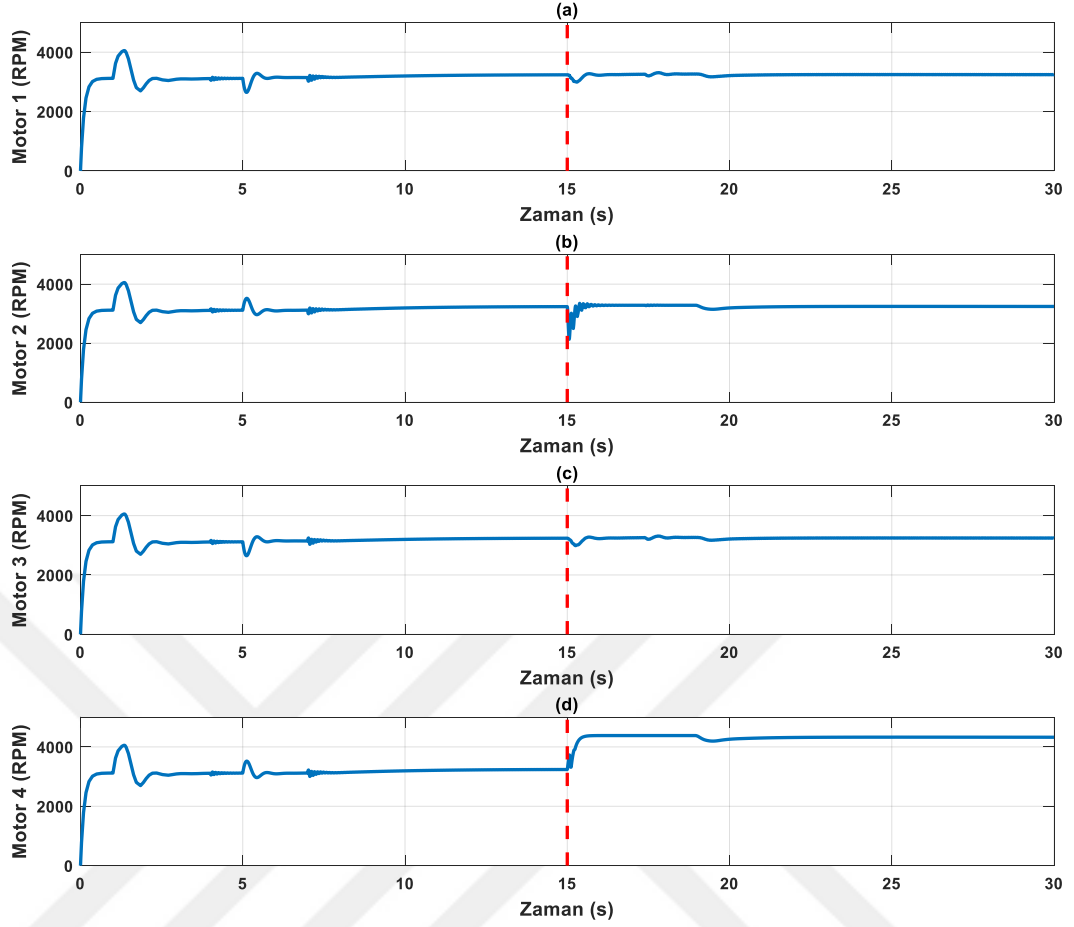
Şekil 7.6. Modifiyeli uyarlamalı kayma kipli kontrol %15 dördüncü motor arızasında ağırlıklar: (a) w_1 ; (b) w_2 ; (c) w_3

Üçüncü senaryoda dördüncü motora benzetimin 15. saniyesinde %25'lik bir arıza uygulanmıştır. Şekil 7.7'te benzetim sonuçları gösterilmiştir. İrtifaya bakıldığında arızadan sonra kararlı hal hatasının iyice arttığı görülmektedir. İrtifanın ulaştığı son değer ise 0.59 m'dir. Durum açlarına bakıldığında hepsinin bir sapmadan sonra referansı takip ettiği şekilden anlaşılmaktadır.



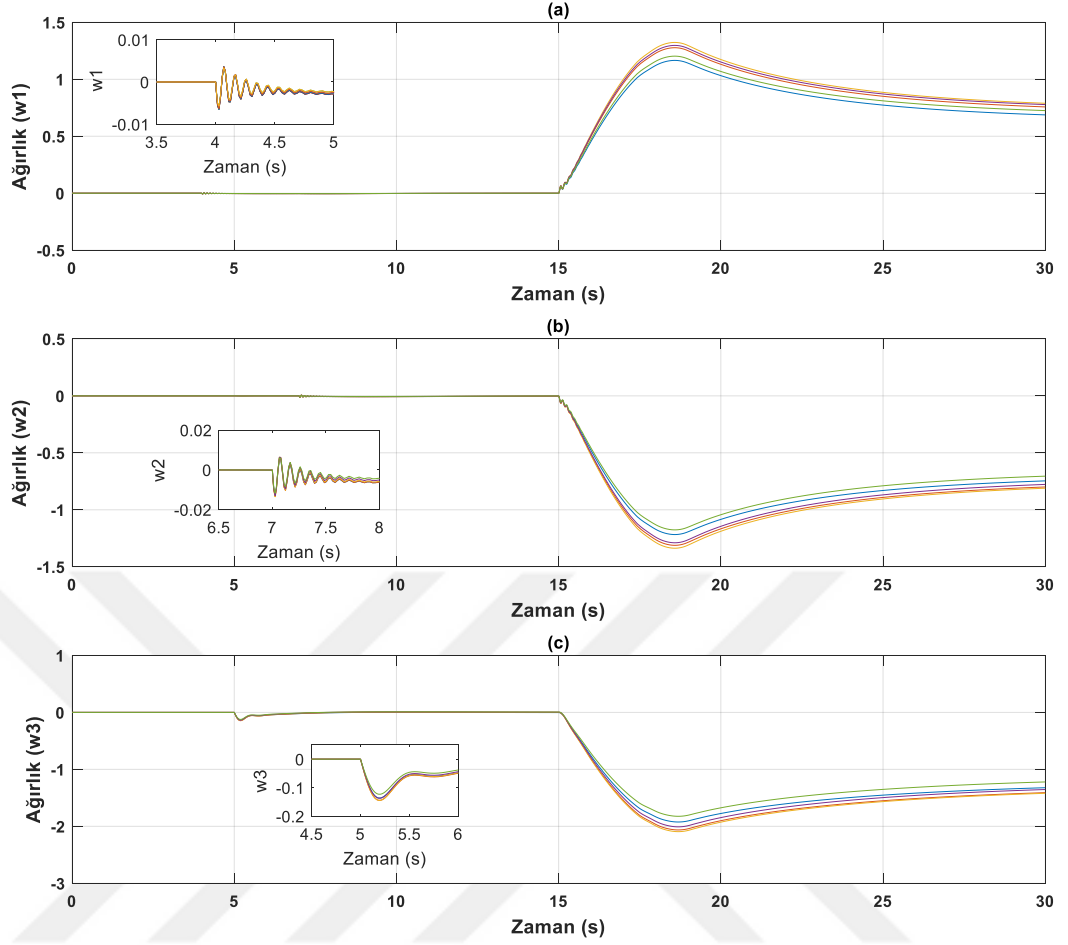
Şekil 7.7. Dört rotorlu İHA'nın %25 dördüncü motor arızasında modifiyeli uyarlamalı kayma kipli durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Şekil 7.8'da dördüncü motor arızasında motor çıkışları gösterilmiştir. Arızadan sonra dördüncü motorun çıkışı oldukça fazla bir şekilde artmıştır. Arıza arttıkça çıkışın da artması beklenen bir durumdur. Dördüncü motorun çıkışının ulaştığı son değer ise 4326 RPM'dir. Diğer üç motorun ulaştığı son değer ise yaklaşık olarak aynı olup 3245 RPM'dir.



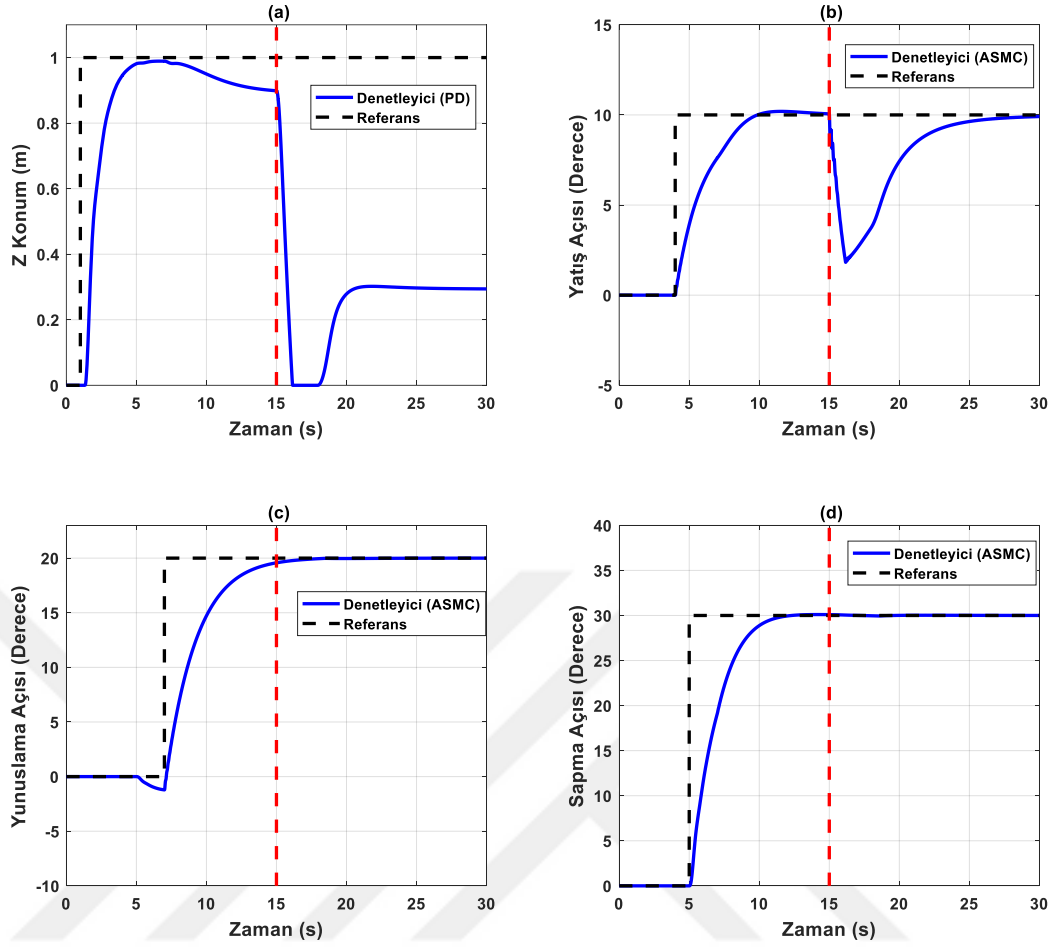
Şekil 7.8. %25 dördüncü motor arızasında modifiyeli uyarlamalı kayma kipli motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

Şekil 7.9’da denetleyici içinde yer alan yapay sinir ağının ağırlıkları verilmiştir. Ağırlıkların değişimlerine bakıldığında referans aktif olana kadar ağırlıklar sıfırken referans aktif olduktan sonra ağırlıkların değiştiği şekilden anlaşılabılır. Asıl değişim ise arıza meydana geldikten sonra yani 15. saniyeden sonra oluşmuştur. Ayrıca arızanın büyüklüğü arttığından ağırlıkların büyüklükleri de artmıştır. Bu şekilde denetleyici içinde bulunan yapay sinir ağı, arızaya karşı tepki göstermiştir.



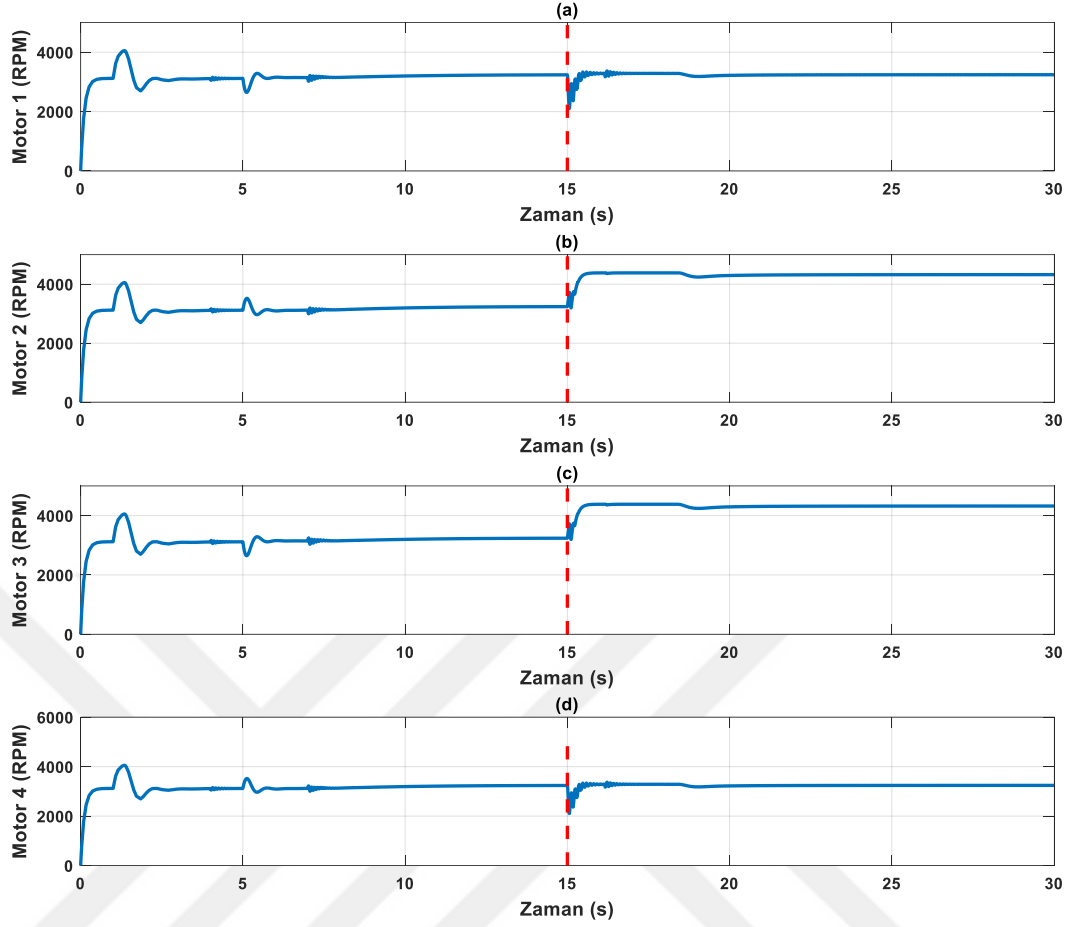
Şekil 7.9. Modifiyeli uyarlamalı kayma kipli kontrol %25 dördüncü motor arızasında ağırlıklar: (a) w_1 ; (b) w_2 ; (c) w_3

Tasarlanan denetleyicinin sınırlarını anlamak için dördüncü senaryoda benzetimin 15. saniyesinde hem ikinci hem de üçüncü motora %25 arıza uygulanmıştır. Bu arıza şeklinin seçilmesinin altında yatan neden ise dört rotorlu İHA'nın duvara yaklaştığı varsayılarak iki motorun birden arızalanma durumudur. Bu durumun benzetim sonuçları şekil 7.10'da yer almaktadır. İrtifaya bakıldığında arızadan sonra dört rotorlu İHA yere çarparak kendini toparlamıştır. Ancak dört rotorlu İHA yere çarptıktan sonra büyük bir kararlı hal hatasıyla referansı takip etmiştir. İrtifanın ulaştığı son değer ise 0.294 m'dir. Durum açıları göz önüne alındığında sadece arızadan yatış açısının etkilendiği gözlenmektedir. Bunun sebebi ise ikinci ve üçüncü motorların aynı anda arızalanması ve bu motorların yatış açısı kontrolünde kullanılmasından kaynaklanmaktadır. Yatış açısı arızadan etkilense bile yine de kendini toparlayarak referansı takip etmeyi başarmıştır.



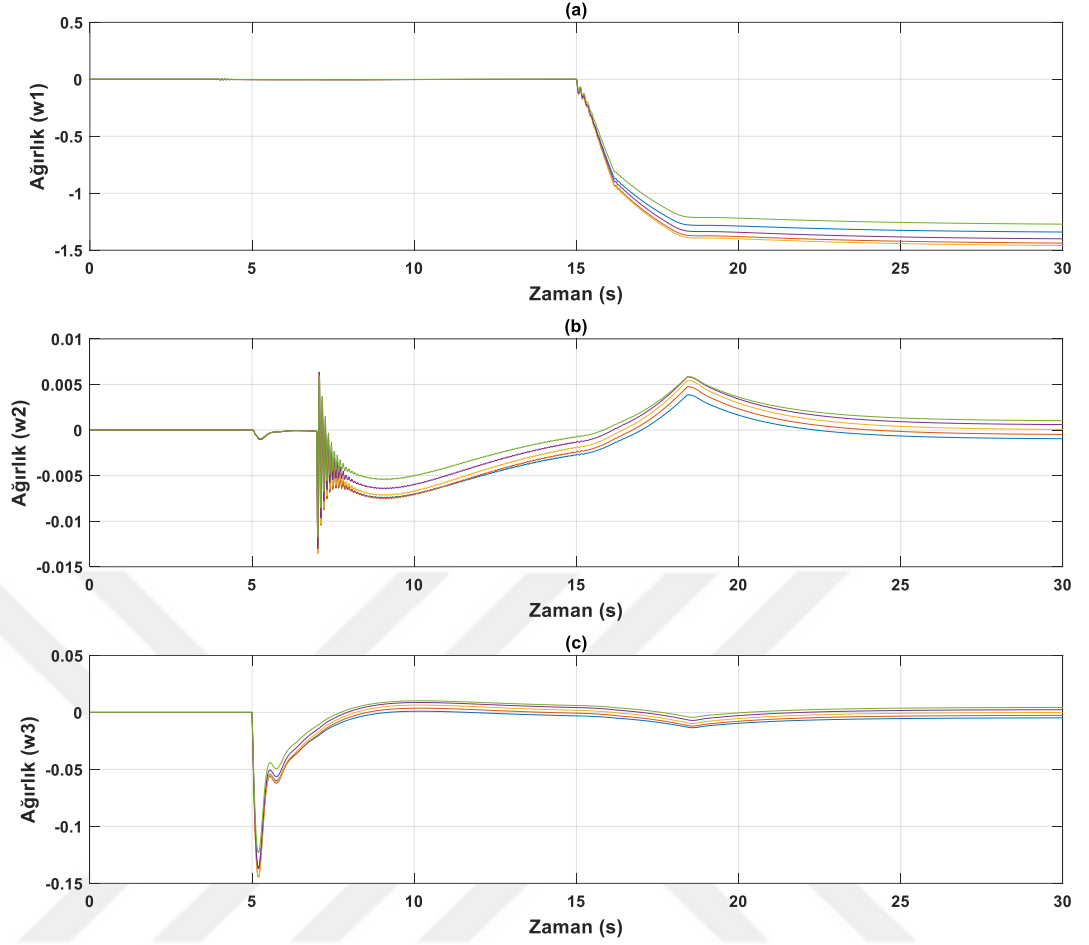
Şekil 7.10. Dört rotorlu İHA'nın %25 ikinci ve üçüncü motor arızasında modifiyeli uyarlamalı kayma kipli durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Şekil 7.11'de ikinci ve üçüncü motor arızasında motor çıkışları gösterilmiştir. Tüm motorların arızaya tepki verdiği söylenebilir ancak ikinci ve üçüncü motorlarda beklendiği gibi belirgin bir şekilde artış meydana gelmiştir. Bu motorların ulaştığı son değer yaklaşık olarak aynı olup 4320 RPM'dir. Birinci ve dördüncü motorun ulaştığı son değer yaklaşık olarak aynı olup 3245 RPM'dir.



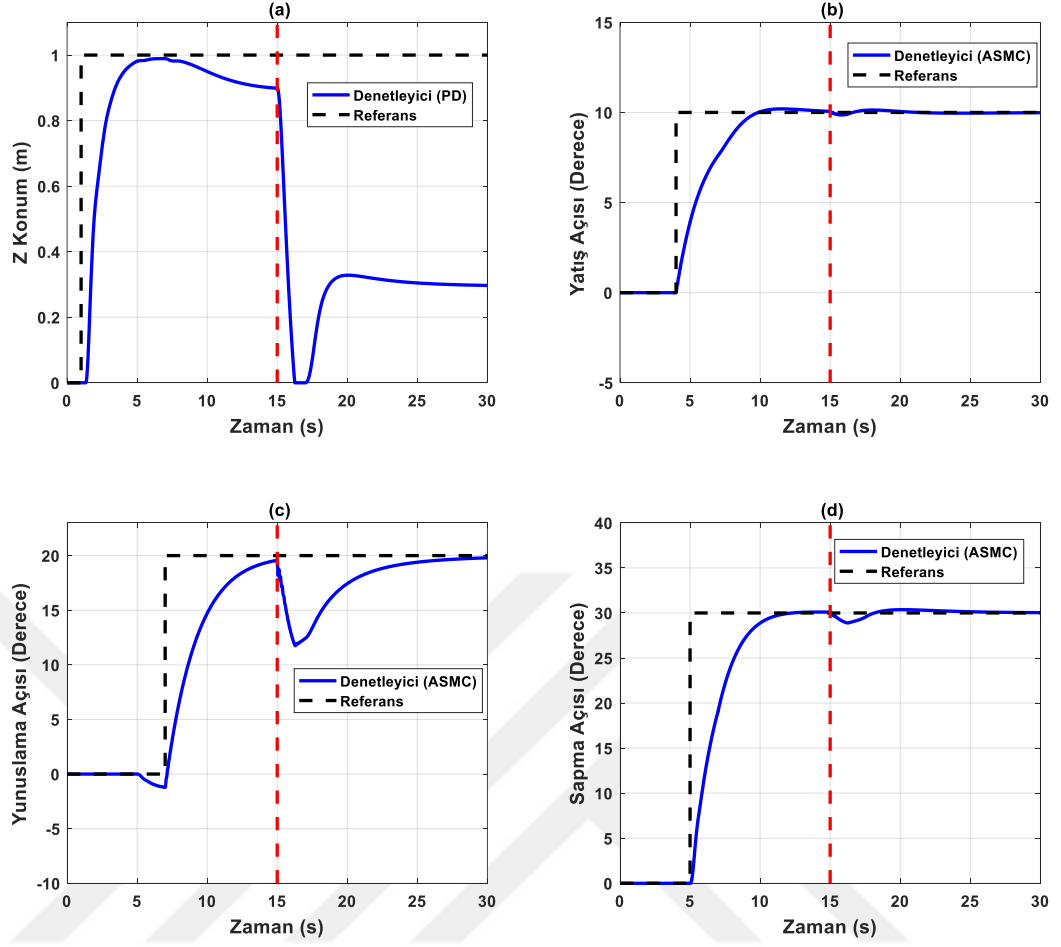
Şekil 7.11. %25 ikinci ve üçüncü motor arızasında modifiyeli uyarlamalı kayma kipli motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

Şekil 7.12’de denetleyici yapısında bulunan yapay sinir ağının ağırlıklarının zamanla değişimi verilmiştir. Ağırlıkların değişimine bakıldığında sadece yatış için olan ağırlıklar arızadan etkilenmiştir. Yunuslama ve sapma açısı için olan ağırlıklar arızadan etkilenmemiştir. Bu beklendik bir durumdur. Çünkü durum açılarında da sadece etkilenen yatış açısıydı.



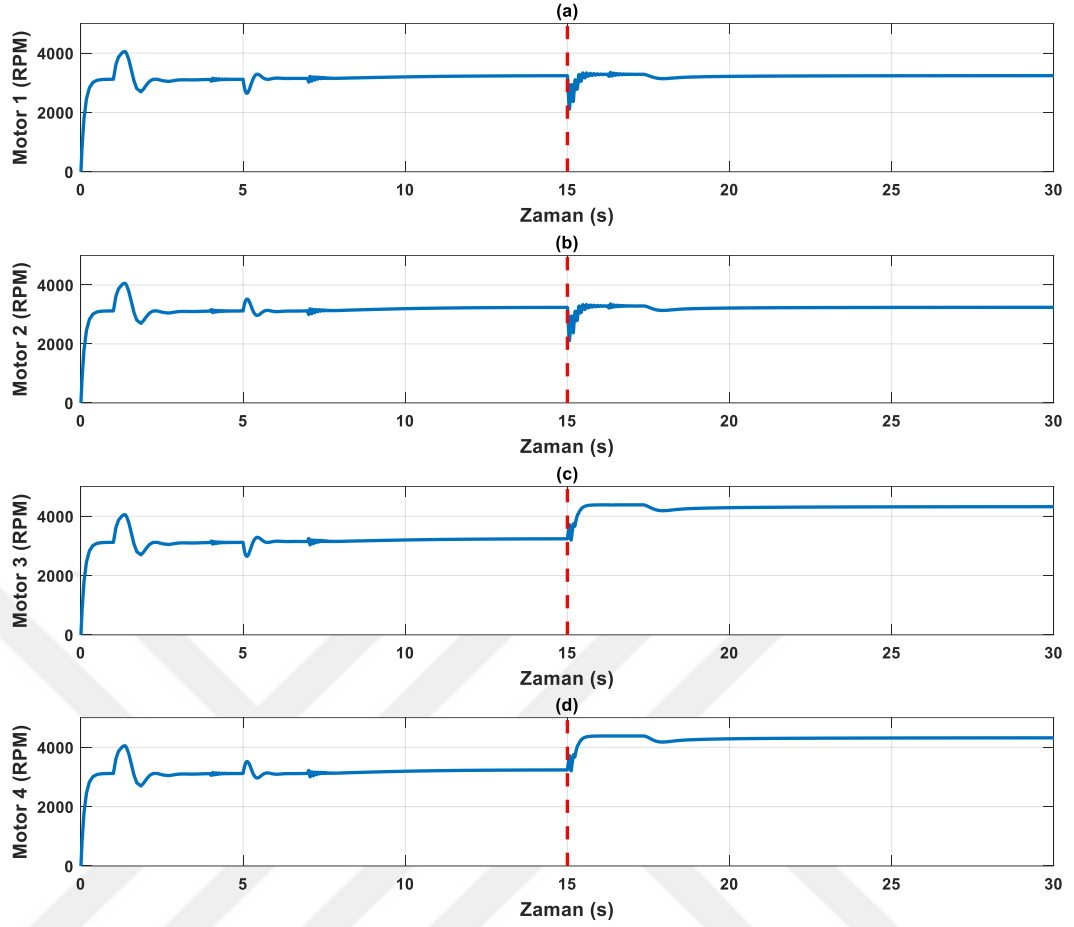
Şekil 7.12. Modifiyeli uyarlamalı kayma kipli kontrol %25 ikinci ve üçüncü motor arızasında ağırlıklar: (a) w_1 ; (b) w_2 ; (c) w_3

Beşinci ve son senaryoda benzetimin 15. saniyesinde üçüncü ve dördüncü motora %25 motor arızası uygulanmıştır. Yapılan benzetimin sonuçları şekil 7.13'te gösterilmiştir. İrtifaya bakıldığında bir önceki senaryoda olduğu gibi dört rotorlu İHA yere çarparak kendini düzeltmiştir. Ancak sistem kararlı hal hatasına sahiptir. İrtifanın ulaştığı son değer 0.297'dir. Durum açılarına bakıldığında yatış açısı ve sapma açısının arızadan neredeyse hiç etkilenmediği görülmüştür. Yunuslama açısının ise bariz bir şekilde arızadan etkilendiği ancak sonra kendini toparladığı şekilden anlaşılmaktadır. Arızadan en fazla yunuslama açısının etkilenmesinin nedeni ise üçüncü ve dördüncü motorların yunuslama kontrolünde kullanılmasıdır.



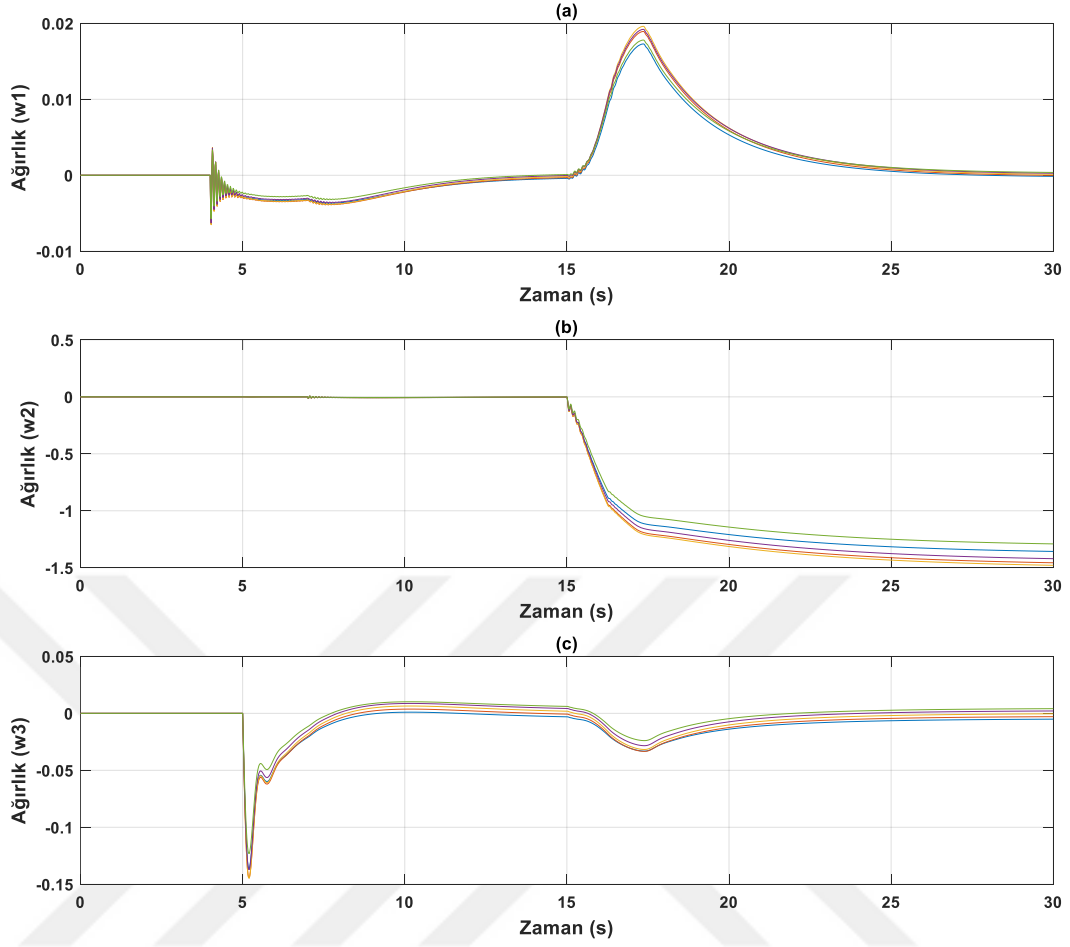
Şekil 7.13. Dört rotorlu İHA'nın %25 üçüncü ve dördüncü motor arızasında modifiyeli uyarlamalı kayma kipli durum ve PD irtifa kontrolü: (a) İrtifa; (b) Yatış açısı; (c) Yunuslama açısı; (d) Sapma açısı

Şekil 7.14'te üçüncü ve dördüncü motor arızasında motor çıkışları verilmiştir. Arızadan sonra üçüncü ve dördüncü motorların çıkışlarında belirgin bir artış olduğu şekilden görülmektedir. Bu iki motorun ulaştıkları değer yaklaşık olarak aynı olup 4321 RPM'dir. Birinci ve ikinci motorun ulaştıkları değer yaklaşık olarak aynı olup 3240 RPM'dir.



Şekil 7.14. %25 üçüncü ve dördüncü motor arızasında modifiyeli uyarlamalı kayma kipli motor sonuçları: (a) Motor 1; (b) Motor 2; (c) Motor 3; (d) Motor 4

Şekil 7.15'te denetleyici yapısında bulunan yapay sinir ağının ağırlıkları verilmiştir. Ağırlıklara bakıldığında sadece yunuslama açısı için olan ağırlıkların arızadan etkilendikleri diğer ağırlıkların arızadan etkilenmediği şekilden anlaşılmaktadır. Durum açılarını göz önüne alındığında orada da sadece yunuslama açısı etkilendiğinden burada benzer bir sonucun çıkması normaldir.



Şekil 7.15. *Modifiyeli uyarlamalı kayma kipli kontrol %25 üçüncü ve dördüncü motor arızasında ağırlıklar: (a) w_1 ; (b) w_2 ; (c) w_3*

Bu bölümde arızalı tasarıma arıza eklenmesiyle uçuş kontrol sistemi benzetimi yapılmıştır. Sonuçlardan da anlaşılacağı üzere tasarımda arıza olacağı öngörülerek yapılmış olan benzetimde daha iyi sonuçlar elde edilmiştir. Daha önceki benzetimlerde arıza oluştuğunda kararlı hal hatası da oluşmuştur. Ancak arıza göz önüne alınarak yapılan bu tasarımda bu hata giderilmiştir.

8. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada bir dört rotorlu İHA'ya arıza toleranslı kontrol tasarımı ve benzetimi yapılmıştır. Çalışmada sadece arızasız tasarımda arızaya karşı denetleyicinin gösterdiği performans ele alınmamış bunun yanında tasarımda arıza oluşacağı da öngörülerek ve arıza durumu için yeni bir tasarım yapılarak sistemin buna göre benzetimi yapılmıştır.

İlk aşamada dört rotorlu İHA'nın gerçekçi bir matematiksel modeli elde edilmiştir. Bunun için dört rotorlu İHA'nın hareket denklemleri çıkarılmış, gerçek bir motorun testi yapılarak motor modellemesi elde edilmiş ve eylemsizlik momentlerini en doğru şekilde elde etmek için katı modelleme programı kullanılmıştır. İkinci aşamada ise arızasız uçuş kontrol sistemi tasarımı yapılmıştır. Oransal denetleyici, LQR denetleyici, kayma kipli denetleyici ve geri adımlamalı denetleyiciler olmak üzere dört farklı denetleyici tipi kullanılmıştır. Üçüncü aşamada, tasarımı yapılmış olan bu denetleyicilerin arızasız durum için benzetimi yapılmıştır. Dördüncü aşamada arızasız durum için tasarlanmış bu dört denetleyicinin arıza karşısında sergiledikleri performans değerlendirilmiş ve arıza durumunda, durum açıları kararlı hal hatası oluşmuştur. Beşinci aşamada arızalı durum için modifiyeli uyarlamalı kayma kipli denetleyici tasarımı yapılmıştır. Altıncı ve son aşamada ise tasarlanan bu denetleyicinin arıza durumunda benzetimi yapılmıştır. Yapılan benzetimde durum açıları oluşan kararlı hal hatasının bu tasarımla giderildiği ortaya konulmuştur.

Arızasız sistem için tasarlanmış olan denetleyicilerin benzetim sonuçları ele alındığında dört rotorlu İHA'nın en fazla %15 itki kaybına kadar uçuşunu sürdürebildiği gözlemlenmiştir. Ayrıca arıza varlığında denetleyicilerin referansı takip edemedikleri ve kararlı hal hatası oluştuğu benzetim sonuçlarından anlaşılmaktadır. Arızalı sistem için tasarlanan denetleyiciye bakıldığında çift motorda %25 itki kaybı olsa bile sistemin kendini toparladığı ve herhangi bir kararlı hal hatasının oluşmadığı görülmektedir. Sonuç olarak arızalı sistem için tasarlanmış olan denetleyicinin arızasız sistem için tasarlanmış denetleyiciden daha iyi performans gösterdiği söylenebilir.

Gelecek çalışmalarda dört rotorlu İHA'nın yazılımı üzerine çalışılması planlanmaktadır. Tasarlanan bu denetleyicilerin gerçeğe uygulanması hedefler arasında yer almaktadır. Ayrıca dört rotorlu İHA'nın yazılımının tamamlanmasından sonra güvenlik güçleri tarafından da talep edilen hareketli platforma otomatik inişi sağlayacak bir sistem üzerinde de çalışılması hedeflenmektedir.

KAYNAKÇA

- Alias, N. A. (2013). *Linear Quadratic Regulator (LQR) Controller Design For Inverted Pendulum*. University Tun Hussein Onn Malaysia, Yüksek Lisans Tezi.
- Başak, H., & Prempain, E. (2017). Switched fault tolerant control for a quadrotor UAV. *IFAC-PapersOnLine*, 10363-10368.
- Eker, İ. (2010). Second-order sliding mode control with experimental application. *ISA Transactions*, 394-405.
- Elhennawy, A. M. (2018). *Dynamic Modeling and Robust Nonlinear Control of Unmanned Quadrotor Vehicle*. The American University in Cairo, Yüksek Lisans Tezi.
- Fuat, M., & Eker, İ. (2012). Experimental Evaluation of Sliding-Mode Control Techniques. *Çukurova Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Dergisi*, 23-37.
- Kalaycı, M. B. (2013). *Kayma Kipli Kontrol Tekniklerinin Teorik ve Deneysel Olarak İncelenmesi*. Yozgat: Yüksek Lisans Tezi, Bozok Üniversitesi.
- Kıyak, E., & Ermeýdan, A. (2017). Bir döner kanata arıza toleranslı uçuş kontrol sistemi tasarımı. *Gazi Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Dergisi*, 21-34.
- Köse, E., Abacı, K., & Aksoy, S. (2010). Mekanik Sistemlerin PID ve Kayma Kipli Kontrol ile Modellenmesi ve Analizi. *Elektrik-Elektronik ve Bilgisayar Mühendisliği Sempozyumu* (s. 179-183). Bursa: IEEE.
- Lanzon, A., Freddi, A., & Longhi, S. (2014). Flight Control of a Quadrotor Vehicle Subsequent to a Rotor Failure. *AIAA Journal of Guidance, Control and Navigation*, 580-591.
- Mazeh, H., Saied, M., Shraim, H., & Francis, C. (2018). Fault-Tolerant Control of an Hexarotor Unmanned Aerial Vehicle Applying Outdoor Tests and Experiments. *IFAC-PapersOnLine*, 312-317.
- Mishra, S. (2017). *Robust Control of Quadrotors*. Centrale Nantes, Yüksek Lisans Tezi.

- Nguyen, N. P., & Hong, S. K. (2019). Active Fault-Tolerant Control of a Quadcopter against Time-Varying Actuator Faults and Saturations Using Sliding Mode Backstepping Approach. *Applied Sciences*, 1-19.
- Nguyen, N. P., & Hong, S. K. (2019). Fault Diagnosis and Fault-Tolerant Control Scheme for Quadcopter UAVs with a Total Loss of Actuator. *Energies*, 1-22.
- Nguyen, N. P., & Hong, S. K. (2019). Fault-Tolerant Control of Quadcopter UAVs Using Robust Adaptive Sliding Mode Approach. *Energies*, 1-15.
- Nguyen, N. P., Mung, N. X., & Hong, S. K. (2019). Actuator Fault Detection and Fault-Tolerant Control for Hexacopter. *Sensors*, 1-19.
- Ortiz-Torres, G., Castillo, P., & Reyes-Reyes, J. (2018). An Actuator Fault Tolerant Control for VTOL vehicles using Fault Estimation Observers: Practical validation. *International Conference on Unmanned Aircraft Systems* (s. 1054-1062). Dallas: IEEE.
- Ortiz-Torres, G., Castillo, P., Sorcia-Vázquez, F. D., Rumbo-Morales, J. Y., Brizuela-Mendoza, J. A., Cruz-Soto, J. D., & Martínez-García, M. (2020). Fault Estimation and Fault Tolerant Control Strategies Applied to VTOL Aerial Vehicles With Soft and Aggressive Actuator Faults. *IEEE Access*, 10649 - 10661.
- Saied, M., Lussier, B., Fantoni, I., Francis, C., Shraim, H., & Sanahuja, G. (2015). Fault diagnosis and fault-tolerant control strategy for rotor failure in an octorotor. *IEEE International Conference on Robotics and Automation* (s. 5266-5271). Seattle: IEEE.
- Salih, A. L., Moghavvemi, M., Mohamed, H. A., & Gaeid, K. S. (2010). Flight PID Controller Design for a UAV Quadrotor. *Scientific Research and Essays*, 3660-3667.
- Tohidi, H. (2014). *Üç fazlı Asenkron Makine Sürücü Devreleri İçin Hata Tolerans Tabanlı Denetleyici Tasarımı ve Uygulaması*. Erzurum: Atatürk Üniversitesi, Doktora Tezi.
- Toit, W. d. (2008). *Radial Basis Function Interpolation*. Stellenbosch Üniversitesi, Yüksek Lisans Tezi.

- Wang, J., Zhao, Z., & Zheng, Y. (2018). NFTSM-based Fault Tolerant Control for Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle with Finite-Time Convergence. *IFAC-PapersOnLine*, 441-446.
- Yaraş, B., Hüseyinov, R., Namazov, M., Çelikkale, İ. E., & Şeker, M. (2014). DC Motorun Bulanık ve Kayma Kipli Bulanık Kontrolü. *Mühendislik ve Fen Bilimleri Dergisi* , 97-108.
- Zeghlache, S., Mekki, H., Bouguerra, A., & Djerioui, A. (2018). Actuator fault tolerant control using adaptive RBFNN fuzzy sliding mode controller for coaxial octorotor UAV. *ISA Transactions*, 267-278.
- Zhong, Y.-j., Liu, Z.-x., Zhang, Y.-m., Zhang, W., & Zuo, J.-y. (2019). Active fault-tolerant tracking control of a quadrotor with model uncertainties and actuator faults. *Frontiers of Information Technology & Electronic Engineering*, 95-106.



ÖZGEÇMİŞ

ORCID NO: 0000-0002-6184-6363

Ahmet ERMEYDAN lisans eğitiminde Anadolu Üniversitesi Havacılık Elektrik ve Elektronik ve Elektrik-Elektronik Mühendisliği bölümlerini 2011 yılında tamamlamıştır. Lisans eğitiminin ardından 2012 yılında Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi Havacılık Elektrik ve Elektronik bölümünde araştırma görevlisi olarak çalışmaya başlamıştır. 2015 yılında Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Havacılık Elektrik ve Elektronik Anabilim dalında tezli yüksek lisans eğitimini tamamlamıştır. Yine 2015 yılında Teknogirişim Sermayesi desteği ile dört rotorlu İHA'lar üzerine bir şirket kurmuştur. Yüksek lisansın ardından 2020 yılında Eskişehir Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Havacılık Elektrik ve Elektronik Anabilim dalında doktorasını tamamlamıştır. Çalışma alanları arasında arıza toleranslı kontrol, dört rotorlu İHA'lar, uçuş kontrol sistemleri ve yazılımı yer almaktadır. Halihazırda Eskişehir Teknik Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi Havacılık Elektrik ve Elektronik bölümünde görevine devam etmektedir.