

**DÖNERKANAT TİPİNDE BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ TASARIMI,  
MODELLENMESİ VE KONTROLÜ**

**MERT ÖNKOL**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ  
ELEKTRİK VE ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ**

**TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**HAZİRAN 2010**

**ANKARA**

Fen Bilimleri Enstitü onayı

---

Prof. Dr. Ünver KAYNAK

Müdür

Bu tezin Yüksek Lisans derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığını onaylarım.

---

Prof. Dr. Mehmet Önder EFE

Anabilim Dalı Başkanı

Mert ÖNKOL tarafından hazırlanan DÖNERKANAT TİPİNDE BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ TASARIMI, MODELLENMESİ VE KONTROLÜ adlı bu tezin Yüksek Lisans tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

---

Prof. Dr. Mehmet Önder EFE

Tez Danışmanı

Tez Jüri Üyeleri

Başkan : Doç. Dr. Veysel GAZİ

Üye : Prof. Dr. Mehmet Önder EFE

Üye : Prof. Dr. Ünver KAYNAK

## **TEZ BİLDİRİMİ**

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, ayrıca tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada orijinal olmayan her türlü kaynağa eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

Mert Önkol

**Üniversitesi** : TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi  
**Enstitüsü** : Fen Bilimleri Enstitüsü  
**Anabilim Dalı** : Elektrik ve Elektronik Mühendisliği  
**Tez Danışmanı** : Prof. Dr. Mehmet Önder EFE  
**Tez Türü ve Tarihi** : Yüksek Lisans – Haziran 2010

**Mert ÖNKOL**

## **DÖNERKANAT TİPİNDE BİR İNSANSIZ HAVA ARACININ TASARIMI, MODELLENMESİ VE KONTROLÜ**

### **ÖZET**

Bu tez çalışması dönerkanat tipinde bir insansız hava aracının modellenmesini, tasarımını ve kontrolünü ele almaktadır. Dönerkanat dinamik modeli Newton-Euler yöntemi yardımıyla türetilmiş ve model katsayıları gerçek zamanlı sistem temel alınarak hesaplanmıştır. İnsansız hava aracı uygulamalarında önemli bir yere sahip olan eyleyici itki dinamikleri sınırlı güç koşulları altında ayrıntılı şekilde incelenmiştir. İtki modelleme işlemi fırçasız doğru akım motoru (FDAM) tarafından tüketilen güç nedeniyle meydana gelen batarya gerilim düşümünü ve modülasyonu bertaraf etmek, eyleyici ayırıcı özelliklerini dönerkanat dinamik sistemine yansıtmayı amaçlamaktadır. Geçici ve sürekli rejimde eyleyicilerin gösterdiği davranış, parametreleri Levenberg-Marquardt en iyileme yöntemi tarafından ayarlanan yapay sinir ağı (YSA) yardımıyla ifade edilmektedir. Dönerkanat üzerinde kontrol uygulamaları benzetim ve gerçek zamanlı olmak üzere iki farklı şekilde gerçekleştirilmektedir. Benzetim çalışmaları esnasında kontrol yöntemleriyle beraber türetilen dönerkanat dinamik modelinin ve YSA tabanlı eyleyici modelinin doğruluğu da gerçek zamanlı uygulamalar öncesi sınanmıştır. Sırasıyla oransal integral ve türevsel (PID) kontrol yöntemi, kayan kipli denetim (KKD) yöntemi, geriadımlamalı kontrol yöntemi ve geribesleme ile doğrusallaştırma ile kontrol yöntemleri irdelenmiş; gezinme takip performansı, kontrol sinyallerinin uygulanabilirliği ve geçici tepkilerinin uygunluğu açısından karşılaştırmalı değerlendirilmeleri yapılmıştır. Gerçek zamanlı uygulamalarda ise benzetim çalışmaları uygulanan PID ve KKD yöntemleri seçilmiş ve aracın kararlılığını koruyarak istenilen yörüngede kalması sağlanmaya çalışılmıştır. Gerçek zamanlı uygulamalarda ayrıca karşılaşılan donanımsal sorunların üstesinden nasıl geldiği anlatılmıştır.

**Anahtar Kelimeler:** Dönerkanat, Newton-Euler, Levenberg-Marquardt, Yapay sinir ağı, PID, KKD, geribesleme ile doğrusallaştırma, geriadımlamalı kontrol.

**University** : TOBB University of Economics and Technology  
**Institute** : Graduate School of Engineering and Physical Sciences  
**Science Programme** : Electrical and Electronics Engineering  
**Supervisor** : Professor Dr. Mehmet Önder EFE  
**Degree Awarded and Date** : M.Sc. – June 2010

**Mert ÖNKOL**

**DESIGN, MODELING AND CONTROL OF QUADROTOR TYPE  
UNMANNED AERIAL VEHICLE**

**ABSTRACT**

This thesis considers design, modeling and control of quadrotor type unmanned aerial vehicle. The derivation of the dynamic model of the vehicle is performed by aid of Newton-Euler formulation and coefficients of the model are calculated based on the real time model. The dynamic behavior of the actuator propulsion under limited power conditions, which is a very important issue in unmanned aerial vehicles (UAVs), is particularly investigated. The aim of the propulsion modeling is to eliminate the modulation and decrease in battery voltage due to consumption of power by brushless direct current (BLDC) motor and incorporate the characteristics of propulsion into quadrotor dynamics. Transient and steady state behavior of the propulsion is represented by artificial neural network based approach whose parameters are adjusted by Levenberg-Marquardt optimization technique. The control applications on quadrotor are achieved by two different forms, which are simulation and real time studies. The accuracy of control approaches with derived quadrotor dynamic model and neural network based propulsion model are justified via simulation studies before real time applications. Proportional integral and derivative (PID) control scheme, sliding mode control (SMC), backstepping technique and feedback linearization control are discussed, respectively, A comparison of the approaches is presented in terms of the tracking precision, applicability of control signals and the qualities of the transient response. In the real time studies, PID control and SMC techniques discussed in simulations are chosen to drive the vehicle dynamics to desired trajectories while sustaining stability. The solutions to problems which are encountered in real time studies are also discussed.

**Keywords:** Quadrotor, Newton-Euler, Levenberg-Marquardt, Artificial neural network, PID, SMC, backstepping, feedback linearization.

## TEŞEKKÜR

Çalıőmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren hocam Prof. Dr. Mehmet Önder EFE'ye, yine kıymetli tecrübelerinden faydalandığım TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümü öğretim üyelerine;

Yardımlarını benden esirgemeyen İnsansız Hava Araçları Laboratuvarında bulunan arkadaşlarım Nevrez İMAMOĞLU, Aydın ERESEN, Necdet Sinan ÖZBEK ve Yusuf BUĞDAY'a;

Beni her zaman destekleyen ve bugünlere getiren aileme teşekkürü borç bilirim.

Bu tez TÜBİTAK tarafından 107E137 referans numaralı "Dönerkanat Tipinde Bir İnsansız Hava Aracıyla Otonom Yörüğe Takibi ve Görüntüleme" başlıklı proje tarafından desteklenmiştir. Eğitimim süresince projedeki desteklerinden dolayı TÜBİTAK'a teşekkürü borç bilirim.

## İÇİNDEKİLER

	<b>Sayfa</b>
ÖZET	iv
ABSTRACT	v
TEŞEKKÜR	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ	ix
ŞEKİLLERİN LİSTESİ	x
KISALTMALAR	xv
1. GİRİŞ	1
1.1. DKİ Hava Araçlarının Gelişimi	2
1.2. DKİ Hava Araçları Üzerine Çalışmalar	8
1.2.1. Geleneksel Tek Ana/Kuyruk Rotorlu Düzenleşim	8
1.2.2. Tek Rotorlu Düzenleşim	9
1.2.3. Çift Rotorlu Eş-eksenli Düzenleşim	10
1.2.4. Yan-yana Sıralı Çift Rotorlu Düzenleşim	10
1.2.5. Çok Rotorlu Düzenleşim	11
1.3. Dönerkanat Kontrol Çalışmasının İçerdiği Konular	16
2. DÖNERKANAT SİSTEMİNİN DİNAMİK MODELİNİN TÜRETİMİ	20
2.1. Gövde Eksenlerinde Hareketin Tanımı	20
2.2. Dinamik Modelin Türetilmesi	21
2.2.1. Newton-Euler Yaklaşımı	21
2.2.2. Euler Denklemleri	23
2.2.3. Açısal Hızlar-Euler Açıları Dönüşümü	28
2.2.4. Dönerkanat Üzerine Etkiyen Kuvvetler ve Momentler	29
2.2.5. Atalet Momentlerinin Sayısal Hesabı	33
2.3. Eyleyici İtki Modelleme	42
2.3.1. Test Düzeneği	43
2.3.2. Veri Toplama ve Batarya Gerilimindeki Modülasyonu Engelleme	46
2.3.3. Yapay Sinir Ağlarıyla Modelleme	55

3.	DÖNERKANAT BENZETİM ÇALIŞMALARI	65
3.1.	Kontrol Uygulamaları için Dönerkanat Dinamik Sistem Modeli Düzenlemesi	65
3.2.	Dönerkanatın Alt Düzey Kontrolü	67
3.2.1.	Sistem Dinamiklerindeki Bağlaşım ve Sıralı Bağlı Kontrol Yapısı	68
3.2.2.	Kartezyen Pozisyon Kontrolü	70
3.2.3.	Duruş Kontrolü	73
3.3.	Benzetim Çalışmalarıyla İlgili Gözlemler	113
4.	GERÇEK ZAMANLI KONTROL ÇALIŞMALARI	115
4.1.	Gerçek Zamanlı Kontrol Uygulamaları Esnasında Kullanılan Araçlar	116
4.1.1.	Ataletsel Ölçme Birimi (3DM-GX1)	116
4.1.2.	Ses üstü Mesafe Algılayıcı (EZ1)	123
4.1.3.	dSPACE DS1104 R&D Veri Kontrol Kartı	124
4.1.4.	AXI 2212/34 Fırçasız Doğru Akım Motoru	129
4.1.5.	JETI 30 A Elektronik Hız Kontrolörü	130
4.2.	Gerçek Zamanlı Kontrol Uygulamaları	131
4.2.1.	PID Kontrol Yöntemiyle Gerçek Zamanlı Kontrol Uygulaması	131
4.2.2.	Kayan Kipli Denetim Yöntemiyle Gerçek Zamanlı Kontrol Uygulaması	137
4.2.3.	Kamera Geribeslemesiyle Kontrol Uygulaması	143
5.	SONUÇLAR VE YORUMLAR	152
	KAYNAKLAR	156
	ÖZGEÇMİŞ	159



## ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 2.1. Dönerkanat sisteminin bileşenleri	39
Çizelge 2.2. Deneysel çalışmalar neticesinde elde edilen ortalama $b=192.32 \times 10^{-7}$ ve $d=4.003 \times 10^{-7}$ katsayı değerleri	55
Çizelge 2.3. FDA motorunun modellenmesinde kullanılan YSA'ya ait parametre değeri	63
Çizelge 2.4. DGM sinyali tahmin edici yapıya ait parametre değerleri	64
Çizelge 3.1. Dönerkanat sistemi fiziksel parametreleri	67
Çizelge 3.2. Kartezyen pozisyon kontrolör katsayıları	73
Çizelge 3.3. Duruş kontrolörü katsayıları	74
Çizelge 3.4. PID ile duruş kontrolü için benzetim değişkenleri	74
Çizelge 3.5. KKD ile duruş kontrolü için benzetim parametreleri	85
Çizelge 3.6. Geriadımlamalı Kontrol ile duruş kontrolü için benzetim parametre değerleri	98
Çizelge 3.7. Geribesleme ile doğrusallaştırma ile duruş kontrolü için seçilen benzetim parametre değerleri	108
Çizelge 4.1. DS1104 donanımsal özellikleri	126
Çizelge 4.2. Gerçek zamanlı PID kontrolör katsayıları	137
Çizelge 4.3. KKD için gerçek zamanlı uygulama parametreleri	137
Çizelge 4.4. Kartezyen pozisyon kontrolü parametreleri	137
Çizelge 4.5. Gerçek zamanlı PID kontrolör katsayıları	148

## ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 1.1. MQ-1 Predator modeli İHA, [1]	2
Şekil 1.2. DKİ hava araçlarına ait ilk örneklerden biri (Çin sopası), [2]	3
Şekil 1.3. Leonardo Da Vinci'nin hava burgusu, [3]	4
Şekil 1.4. George Carey'in buharla çalışan converti uçağı, [2]	5
Şekil 1.5. Bothezat'ın tasarladığı dört rotorlu hava aracı, [5]	6
Şekil 1.6. Igor Sikorsky'nin ürettiği ilk helikopter, [4]	7
Şekil 1.7. Sikorsky S-55 helikopteri, [4]	7
Şekil 1.8. Geleneksel tek ana/kuyruk rotorlu düzenleşim, [6]	9
Şekil 1.9. Tek rotorlu düzenleşim, [1]	9
Şekil 1.10. Çift rotorlu eşeksenel düzenleşim, [7]	10
Şekil 1.11. V-22 Osprey, [8]	11
Şekil 1.12. Dönerkanat, [9]	12
Şekil 1.13. Boabdallah ve ekibinin ürettiği dönerkanat, [12]	14
Şekil 1.14. STARMAC projesinde kullanılan bir dönerkanat, [20]	16
Şekil 2.1. Dönerkanat hareket tasviri	20
Şekil 2.2. Koordinat Sistemi Tanımları	23
Şekil 2.3. Birinci (a), ikinci referans (b) eksen takımı (c) katı gövde gösterilmiştir.	25
Şekil 2.4. Kontrol sinyallerinin dinamik modeli kontrol edecek uygun hale dönüşümü, [36]	43
Şekil 2.5. Batarya gerilimi ve ayrık zamanlı süzgecin çıkışı, [37]	47
Şekil 2.6. Uygulanan DGM sinyali, [37]	48
Şekil 2.7. Sabit DGM sinyali altında batarya tüketimi, [37]	48
Şekil 2.8. Sabit DGM sinyalinde açısız pervane hızı değişimi, [37]	49
Şekil 2.9. DGM sinyalinin çalışma aralığı, [37]	49
Şekil 2.10. Açısız pervane hızı çalışma aralığı, [37]	50
Şekil 2.11. 50Hz DGM sinyalinin tasviri, [37]	51
Şekil 2.12. Açısız pervane hızı ile kaldırma kuvveti arasındaki bağıntı	51
Şekil 2.13. Fototransistor-KVD düzeneği, [37]	52
Şekil 2.14. Pervanenin dönmesi sonucu oluşan darbeler, [37]	53
Şekil 2.15. $b$ ve $d$ katsayılarının bulunması için kurulan deney düzeneği, [36]	54
Şekil 2.16. Deney düzeneği blok diyagramı, [36]	54
Şekil 2.17. Çok katmanlı YSA	57
Şekil 2.18. Bir nöronun yapısı	57
Şekil 2.19. Uygulanan DGM sinyali (sol) ve karşılık gelen kaldırma kuvveti (sağ).	59
Şekil 2.20. Modellemede kullanılan YSA yapısı	60

Şekil 2.21. Eğitim ve doğrulama hatalarının davranışı, [37]	62
Şekil 2.22. YSA'nın test verileriyle doğrulanması, [37]	62
Şekil 2.23. DGM sinyali tahmin edici yapı, [36]	63
Şekil 2.24. FDA motorunun modeli, [36]	63
Şekil 3.1. Açısal ve doğrusal altsistemlerin etkileşimi	69
Şekil 3.2. Kartezyen pozisyon ve duruş kontrol blokları	69
Şekil 3.3. Kartezyen koordinatlarda dönerkanat davranışı	76
Şekil 3.4. Batarya geriliminin zamanla değişimi	76
Şekil 3.5. Kartezyen uzaydaki hatalar	77
Şekil 3.6. PID kontrol için referans açıları takip performansı	77
Şekil 3.7. PID kontrol yöntemi (PID ile gerçekleştirilen duruş kontrol) kontrol sinyalleri (geçici hal)	78
Şekil 3.8. PID kontrol yöntemi (PID ile gerçekleştirilen duruş kontrol) kontrol sinyalleri (t=100 sn)	78
Şekil 3.9. Eliptik gezinge için kartezyen koordinatlarda aracın konumu	79
Şekil 3.10. Kartezyen koordinatlardaki hatalar	79
Şekil 3.11. PID kontrol için referans açıları takip performansı	80
Şekil 3.12. Eliptik gezinge için PID kontrol sinyalleri (PID ile gerçekleştirilen duruş kontrol ) (geçici hal)	80
Şekil 3.13. Kartezyen uzayda dönerkanat davranışı	86
Şekil 3.14. Kartezyen uzaydaki hatalar	86
Şekil 3.15. KKD ile gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi için referans açıları takip performansı	87
Şekil 3.16. Kartezyen gezinge için KKD ile gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi kontrol sinyalleri (geçici hal)	87
Şekil 3.17. Kartezyen gezinge için KKD ile gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi kontrol sinyalleri (t=100 sn)	88
Şekil 3.18. Aracın faz uzayı davranışı	89
Şekil 3.19. Eliptik gezinge için kartezyen koordinatlarda aracın konumu	90
Şekil 3.20. Kartezyen uzaydaki hatalar	90
Şekil 3.21. KKD ile gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi için referans açıları takip performansı (geçici hal)	91
Şekil 3.22. Eliptik gezinge için KKD ile gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi kontrol sinyalleri (t=100 sn)	91
Şekil 3.23. Aracın faz uzayındaki davranışı	92
Şekil 3.24. Kartezyen uzayda dönerkanat davranışı	99
Şekil 3.25. Kartezyen uzaydaki hatalar	99
Şekil 3.26. Geriadım lamalı kontrol ile gerçekleştirilen duruş kontrol	

benzetimi için referans açıları takip performansı	100
Şekil 3.27. Kartezyen gezinge için geriadımlamalı kontrol ile gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi kontrol sinyalleri (geçici hal)	100
Şekil 3.28. Kartezyen gezinge için geriadımlamalı kontrol ile gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi kontrol sinyalleri (t=100 sn)	101
Şekil 3.29. Eliptik gezinge için kartezyen koordinatlarda aracın konumu	101
Şekil 3.30. Kartezyen uzaydaki hatalar	102
Şekil 3.31. Geriadımlamalı kontrol ile gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi için referans açıları takip performansı	102
Şekil 3.32. Eliptik gezinge için geriadımlamalı kontrol ile gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi kontrol sinyalleri (geçici hal)	103
Şekil 3.33. Kartezyen uzayda dönerkanat davranışı	108
Şekil 3.34. Kartezyen uzaydaki hatalar	109
Şekil 3.35. Geribesleme ile doğrusallaştırmayla gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi için referans açıları takip performansı	109
Şekil 3.36. Kartezyen gezinge için geribesleme ile doğrusallaştırmayla gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi kontrol sinyalleri (geçici hal)	110
Şekil 3.37. Kartezyen gezinge için geribesleme ile doğrusallaştırmayla gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi kontrol sinyalleri (t=100 sn)	110
Şekil 3.38. Eliptik gezinge için kartezyen koordinatlarda aracın konumu	111
Şekil 3.39. Kartezyen uzaydaki hatalar	111
Şekil 3.40. Kartezyen gezinge için geribesleme ile doğrusallaştırmayla gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi için referans açıları takip performansı	112
Şekil 3.41. Eliptik gezinge için geribesleme ile doğrusallaştırmayla gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi kontrol sinyalleri (geçici hal)	112
Şekil 4.1. Projede kullanılan gerçek zamanlı dönerkanat sistemi	115
Şekil 4.2. Dönerkanat gerçek zamanlı kontrol mekanizması	116
Şekil 4.3. Ataletsel Ölçme Birimi (3DM-GX1)	117
Şekil 4.4. AÖB'den Euler açılarının okunması akış diyagramı	118
Şekil 4.5. Motorların ürettiği manyetik alanın dönme açısının üzerindeki olumsuz etkisi	120
Şekil 4.6. Motorların ürettiği manyetik alanın yunuslama açısının üzerindeki olumsuz etkisi	120
Şekil 4.7. Motorların ürettiği manyetik alanın sapma açısının üzerindeki olumsuz etkisi	121
Şekil 4.8. İvmeölçerden kartezyen pozisyon bilgisinin elde edilmesinin akış diyagramı	122

Şekil 4.9. Maxbotix EZ1 ses üstü mesafe algılayıcısı	123
Şekil 4.10. Ham ve süzölmüş ses üstü algılayıcı verisi	124
Şekil 4.11. DS1104 R&D PCI Kartı	124
Şekil 4.12. DS1104 mimari yapısı ve fonksiyonel üniteleri	125
Şekil 4.13. Gerçek zamanlı DS1104 uygulama şeması	127
Şekil 4.14. ControlDesk'de gerçekleştirilen gerçek zamanlı dönerkanat uygulama ekranı-1	128
Şekil 4.15. ControlDesk'de gerçekleştirilen gerçek zamanlı dönerkanat uygulama ekranı-2	129
Şekil 4.16. AXI 2212/34 fırçasız doğru akım motoru, [45]	130
Şekil 4.17. JETI hız kontrolörü, [45]	130
Şekil 4.18. İstenen ve gerçekleştirilen dönme açıları	133
Şekil 4.19. İstenen ve gerçekleştirilen yunuslama açıları	133
Şekil 4.20. İstenen ve gerçekleştirilen sapma açıları	133
Şekil 4.21. İstenen ve gerçekleştirilen z pozisyonu	134
Şekil 4.22. İstenen ve gerçekleştirilen x pozisyonu	134
Şekil 4.23. İstenen ve gerçekleştirilen y pozisyonu	135
Şekil 4.24. PID kontrol yöntemi (duruş kontrol) kontrol sinyalleri	135
Şekil 4.25. PID kontrol yöntemi (duruş kontrol) kontrol sinyalleri (t=50 sn)	136
Şekil 4.26. Gerçek zamanlı PID kontrol deneyine ait bir fotoğraf	136
Şekil 4.27. İstenen ve gerçekleştirilen dönme açıları	138
Şekil 4.28. İstenen ve gerçekleştirilen yunuslama açıları	139
Şekil 4.29. İstenen ve gerçekleştirilen sapma açıları	139
Şekil 4.30. İstenen ve gerçekleştirilen z pozisyonu	139
Şekil 4.31. İstenen ve gerçekleştirilen x pozisyonu	140
Şekil 4.32. İstenen ve gerçekleştirilen y pozisyonu	140
Şekil 4.33. KKD yöntemi (duruş kontrol) kontrol sinyalleri (geçici hal)	141
Şekil 4.34. KKD yöntemi (duruş kontrol) kontrol sinyalleri (t=50 sn)	141
Şekil 4.35. Açısız hata vektörlerinin faz uzayı gezingeleri	142
Şekil 4.36. Gerçek zamanlı KKD deneyine ait bir fotoğraf	143
Şekil 4.37. Uygulama alanı üzerine yerleştirilmiş olan kamera	145
Şekil 4.38. Kameradan elde edilmiş olan görüntü	145
Şekil 4.39. RGB'den HSV'ye çevrilmiş olan görüntü	146
Şekil 4.40. Siyah/Beyaz görüntü	146
Şekil 4.41. Süzgeçten geçirilmiş olan görüntü	147
Şekil 4.42. Morfolojik işlemler-1	147
Şekil 4.43. Morfolojik işlemler-2	148
Şekil 4.44. İstenen ve gerçekleştirilen dönme açıları	149

Şekil 4.45. İstenen ve gerçekleşen yunuslama açıları	149
Şekil 4.46. İstenen ve gerçekleşen sapma açıları	150
Şekil 4.47. İstenen ve gerçekleşen $x$ pozisyonu	150
Şekil 4.48. İstenen ve gerçekleşen $y$ pozisyonu	150
Şekil 4.49. İstenen ve gerçekleşen $(x, y)$ gezinmeler	151

## KISALTMALAR

<b>Kısaltmalar</b>	<b>Açıklama</b>
<b>DKİ</b>	Dikey Kalkış ve İniş
<b>DGM</b>	Darbe genişlik modülasyonu
<b>PID</b>	Oransal İntegral Türevsel kontrol
<b>KKD</b>	Kayan kipli denetim
<b>sθ</b>	sinθ
<b>cθ</b>	cosθ
<b>tθ</b>	tanθ
<b>AÖB</b>	Ataletsel ölçme birimi
<b>EHK</b>	Elektronik hız kontrolörü
<b>FDA</b>	Fırçasız doğru akım motoru
<b>YSA</b>	Yapay sinir ağı
<b>KVD</b>	Kızılberisi verici diyot
<b>LM</b>	Levenberg-Marquardt en iyileme yöntemi
<b>GN</b>	Gauss-Newton yöntemi

## 1. GİRİŞ

İnsansız Hava Araçları (İHA), uzaktan kumanda edilerek ya da belli bir uçuş planı üzerinden kendiliğinden otomatik hareket kabiliyetine sahip hava araçlarıdır. İHA'lar görevlerini otomatik kontrol, görüntüleme ve haberleşme gibi alt işlevler sayesinde yerine getirmektedir. Son yıllarda teknolojiye meydana gelen gelişmelerle birlikte bahsedilen alt işlevlerde önemli ilerlemeler kaydedilmiş ve İHA'ların kullanım alanı genişlemiştir. İHA'ların insanlar tarafından yerine getirmesi tehlikeli, hassas pilotaj gerektiren güvenlik, gözetim, düşman ve hedef tespiti ve takibi, zirai uygulama, trafik kontrolü, doğal afet sonrası hasar tespiti, suç mahali araştırması, sınır güvenliği sağlama ve arama kurtarma gibi geniş bir yelpazede uygulama alanı bulunmaktadır [1].

Modern İHA'ların gelişimi şu şekilde özetlenebilir: İlk İHA'lar 1910 yıllarda geliştirilmiş ve sınırlı sayıda I. Dünya Savaşı esnasında kullanılmıştır. II. Dünya Savaşı süresince önemli miktarda İHA, trenleri korumak amacıyla saldırı görevlerinde kullanılmış fakat uzun yıllar uzaktan kumandalı uçak olmaktan öteye geçememiştir. İHA'ların olgunlaşması ve otonom hale gelmeleri 80'li yıllarla başlamış, küçülen bu araçlar özellikle Amerika ve İsrail'in ilgisini çekmiştir. Bunun en önemli nedeni İHA'ların uçaklara nazaran ucuz olması ve riskli görevlerde sırasında yetişmiş mürettebat kaybını sıfıra indirmesidir. Genel olarak keşif ve gözetleme amacıyla kullanılan bu araçlar günümüzde silahlandırılmaktadır. Şekil 1.1'de görülen MQ-1 Predator modeli araçlar üzerine AGM-114 Hellfire havadan-karaya füze takılmaktadır. Bu tip zırhlı ve silahlı bu araçlara insansız hava muharebe aracı (İHMA) denilmektedir.





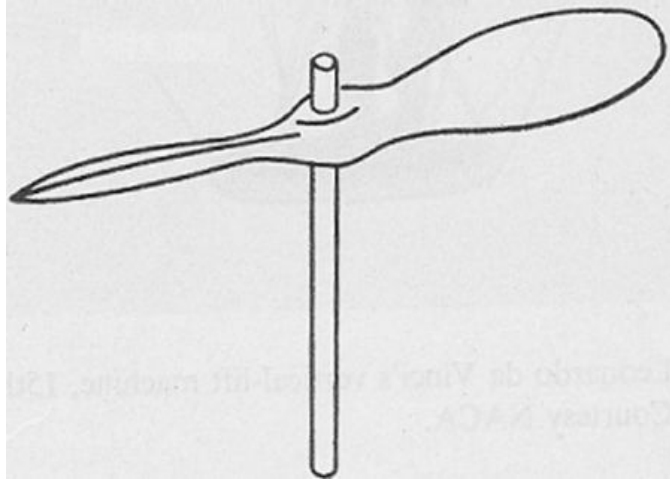
Şekil 1.1. MQ-1 Predator modeli İHA, [1]

Günümüzde çok farklı şekil, ebat, düzenleme ve karakterde İHA'lar üretilmektedir. İHA'lar temelde kaldırma kuvvetini kanatları vasıtasıyla (uçak) ve pervaneleri vasıtasıyla elde eden (helikopter) araçlar olmak üzere ikiye ayrılabilir. Geleneksel sabit kanatlı İHA'lar uzun uçuş zamanına ve menziline sahip olması, kontrollerinin helikopter ve benzeri araçlara oranla kolay olmasından ötürü sıklıkla kullanılmaktadır. Günümüzde değişen koşullarla beraber zorlu arazi şartlarında görev yapmak üzere özellikle gözetleme görevlerinde manevra yeteneği yüksek İHA'lara olan gereksinim gittikçe artmaktadır. Bu nedenle manevra yeteneği kısıtlı, geleneksel sabit kanatlı yapılar yerine dönerkanat yapısına sahip dikey kalkış ve iniş (DKİ) yapabilen araçların kullanımına sıklıkla rastlanmaktadır. DKİ hava araçları, geleneksel sabit kanatlı araçların aksine sınırlı alanlardan kalkış ve iniş işlevlerini kolaylıkla gerçekleştirebilmekte, istenilen hedef üzerinde havada asılı kalabilmektedir. DKİ tipi İHA'lara manevra kabiliyeti kazandıran fiziksel yapıları kontrollerinin daha zor olmasına, karmaşık algılayıcılara gereksinim duymalarına, kısa uçuş zamanına sahip olmalarına ve yüksek hızda hesaplama yapan işlemcilere gereksinim duymalarına neden olmaktadır.

### 1.1. DKİ Hava Araçlarının Gelişimi

DKİ hava araçları, ilk başarılı uçuşlarından bu yana ancak bir pilotu kaldırabilen, kararsızlaşabilen yapıdan, yüksek manevra yeteneğine sahip ileri seviye araçlara dönüşmüştür. Dikey kalkış ve iniş yapabilen araçların geliştirilmesi fikri M.Ö 400

yıllarında Çin'e dayanmaktadır [2]. Şekil 1.2'de görüldüğü üzere Çin'de o devirde kullanılan çubuklar, ucuna kuş tüyü bağlanarak yeterli kaldırma kuvveti sağlanana dek çevrilmekte ve daha sonra serbest bırakıldıklarında havada bir süreliğine asılı kaldığı gözlemlenmekteydi.



Şekil 1.2. DKİ hava araçlarına ait ilk örneklerden biri (Çin sopası), [2]

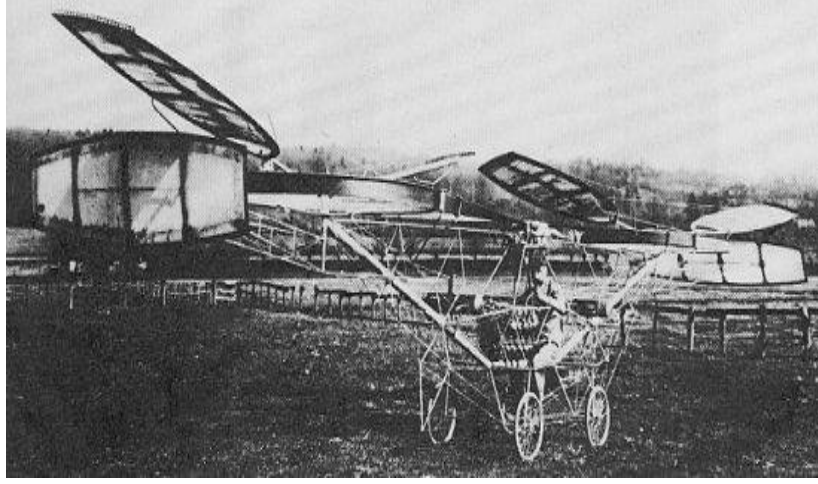
Bu gelişmelerden yaklaşık 17 yüzyıl sonra 1483'de Leonardo Da Vinci hava burgusu ismini verdiği Şekil 1.3'de görülen havada asılı durabilen hava aracını tasarlamıştır [3]. Hava burgusu, 5 metre çapa sahip kaldırmayı sağlayan pervane benzeri bir yapıya sahipti. Kaldırma kuvvetinin, pervane benzeri yapının yeterli hıza ulaştığı takdirde oluşacağı fikrine dayanmaktaydı. Bazı havacılık uzmanlarına göre helikopterin atası olarak da kabul edilmektedir.



Şekil 1.3. Leonardo Da Vinci'nin hava burgusu, [3]

Sırasıyla 1754 ve 1783 yıllarında iki ilave tasarım daha Çin sopası fikrinden yola çıkılarak geliştirilmiştir. İlki Mikhail Lomonosov tarafından tasarlanmıştır. Bu tasarıma göre kaldırma kuvveti yaylı bir düzenek tarafından hareketi sağlanan koaksiyel rotorun ucunda yer alan pervaneler tarafından üretilmekteydi. Diğer tasarım ise Launoy ve Bienvenue ait olan birbirine ters yönlerde dönen hindi tüylerini kaldırma kuvveti üretmek için kullanan bir mekanizmaydı [4].

DKİ hava araçlarının gelişimi için tarih boyunca çok sayıda çalışma ortaya konmuştur. 20. yüzyılın başına kadar DKİ hava araçlarına türbin motorları gibi hareket sağlayıcı mekanizmaları uygulamak mümkün değildi. Endüstriyel devrimin başlaması ve teknolojiye hızlı ilerlemelerle hava araçlarındaki gelişim süreci de büyük hız kazanmış oldu. Bu büyük atılımlardan biri de George Cayley tarafından üretilen uçaktır [2]. Cayley'in aracına buhar makineleri güç sağlamaktaydı. Şekil 1.4'de görüldüğü üzere Cayley'in hava aracı o tarihe kadar hakim olan buhar makinelerinin ağırlıklarından dolayı hava araçlarında kullanılamayacağı savını böylelikle çürütmüş oldu.



Şekil 1.4. George Carey'in buharla çalışan converti uçağı, [2]

Helikopter terimi ilk defa 1840'lı yıllarda Ponton d'Amecourt'un tasarladığı buharla çalışan DKİ hava araçları için kullanılmıştır. Helikopter terimi Yunancada dönen pervane anlamına gelen '*helikopteres*' sözcüğünden gelmektedir [3]. Rotor kelimesi ise hava araçlarında pervanenin yerine sıklıkla kullanılmaktadır. İlerleyen yıllarda daha birçok helikopter modeli geliştirilmiştir. Bu çalışmaların en ilgi çekenlerinden biri Thomas Edison'un elektrik motoruyla beslenen bir düzenekte çeşitli pervane tipleriyle yaptığı deneylerdir. Deneyler sonucunda en iyi kaldırma performansını büyük yarıçapa ve küçük pervane kanat<sup>1</sup> alanına sahip pervanelerin gösterdiği sonucuna varmıştır.

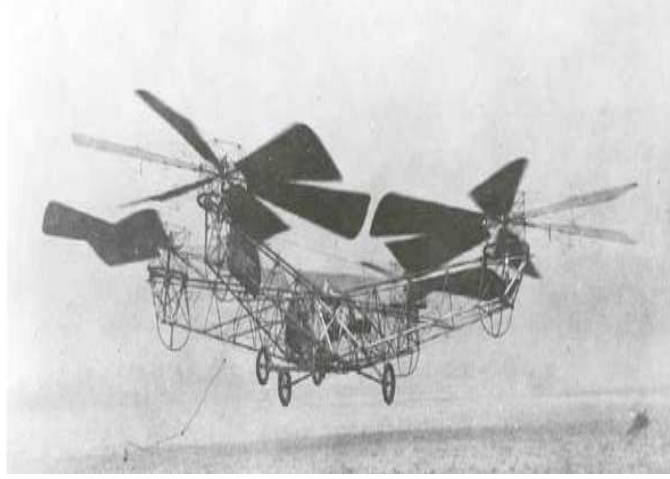
Benzinle çalışan yüksek güç-ağırlık oranına sahip pistonlu motorların 1920'li yıllarda kullanım alanının genişlemesiyle yeni bir çağ açılmış, tasarım ve kontrol alanındaki buluşlarla birlikte başarılı dikey ve yatay uçuş performansları elde edilmiştir. Bu yeniçağın açılmasındaki en önemli sebep DKİ hava araçlarıyla ilgili çok sayıda araştırma ve uygulamanın yapılmasıdır.

Literatürde rastlanan ilk dört rotorlu DKİ hava aracı, George de Bothezat tarafından 1922 yılında Amerikan ordusu desteği ile üretilmiştir [5]. Şekil 1.5'de görüldüğü üzere aracın her pervanesinin altı adet kanatçığı bulunmaktaydı. Pervaneler, eksenleri içe doğru eğimli şekilde yerleştirilen metal borular üzerinde bulunmaktaydı.

---

<sup>1</sup> İng. *Blade*

Böylelikle pervaneler ağırlık merkezinin üzerinde konularak sistemin kararlılığını arttırmaktaydı. Bothezat'ın tasarladığı bu hava aracının bir diğer yenilikçi özelliği de değişken açılı pervane kanatların kullanılmasıydı.



Şekil 1.5. Bothezat'ın tasarladığı dört rotorlu hava aracı, [5]

Değişken yapılı kanat yapısına sahip DKİ hava araçlarının yakaladığı başarıdan dolayı Igor Sikorsky 1939 yılında ilk günümüzün geleneksel helikopterini tasarlamıştır. Helikopter bir adet ada üç adette kuyruk rotoruna sahipti [4]. Uzunlamasına<sup>2</sup> ve yanıl<sup>3</sup> hareketler pervane kanatlarının yunuslama<sup>4</sup> açılarını değiştirerek gerçekleştirilmekteydi. Şekil 1.6'de görülen helikopterin sadece 75 beygir gücünde bir motoru bulunmasına karşın uzunlamasına ve yanıl hareketler dışında manevraları da başarıyla gerçekleştirebilmekteydi.

---

<sup>2</sup> İng. *Longitudinal*

<sup>3</sup> İng. *Lateral*

<sup>4</sup> İng. *Pitch*



Şekil 1.6. Igor Sikorsky'nin ürettiği ilk helikopter, [4]

1950'li yıllar boyunca helikopterler yeni ilerlemeler kaydetmiştir. Sikorsky yakaladığı başarıyı ilk sertifika almış ticari taşıma helikopteri Şekil 1.7'da görülen '*S-55 Chicksaw*' modelini üreterek devam ettirmiştir [4].



Şekil 1.7. Sikorsky S-55 helikopteri, [4]

Bilimsel araştırmalar, 80'li yıllara gelindiğinde genellikle aerodinamik sınırlamalar gibi teknik problemlerin çözümüne odaklanmaktaydı. Bu sebeple geleneksel tek ana rotoru ve kuyruk rotoruna sahip helikopterler birlikte manevra kabiliyeti daha yüksek alternatif tasarımlar üzerine de çalışılmaya başlanmıştı. DKİ yapabilen farklı tipte hava aracı tasarımları dikkate alınmaktaydı. Günümüzdeyse helikopter ve türevi DKİ hava araçları gelişen teknolojiyle beraber güvenli, kullanışlı ve yüksek manevra kabiliyetine sahiptirler. Yeni nesil DKİ hava araçları gelişen motor ve pervane

teknolojisiyle giderek daha az enerjiye gereksinim duymakta, küçülmekte ve daha otonom hale gelmektedir.

## **1.2. DKİ Hava Araçları Üzerine Çalışmalar**

DKİ hava araçlarının kullanım alanı sivil ve askeri alanlarda geniş bir yelpazede değişmektedir. Sivil alandaki uygulamalar takip, kurtarma, yangınla mücadele, araştırma vb. olarak, askeri alandaki uygulamalar ise personel sevkiyatı, mayın tarama, muharebe alanı keşfi, anti tank gibi görevlerde kullanılmaktadır.

DKİ hava araçları 5 ana başlık altında incelenmektedir.

- Geleneksel tek ana/kuyruk rotorlu düzenleşim
- Tek rotorlu düzenleşim
- Çift rotorlu eş-eksenli düzenleşim
- Yan yana çift rotorlu düzenleşim
- Çok rotorlu düzenleşim

### **1.2.1. Geleneksel Tek Ana/Kuyruk Rotorlu Düzenleşim**

DKİ hava araçlarında en sık rastlanan düzenleşim tek bir ana rotor ve kuyruk rotoru bulunanlardır. Kuyruk rotorunun amacı ana rotorun meydana getirdiği torku dengelemek ve helikopter havada asılı haldeyken dikey eksenle kontrolü sağlamaktır. Şekil 1.8’de görülen geleneksel düzenleşimin iyi derecede kontrol edilebilme özelliği yanında manevra yeteneği de oldukça gelişmiştir. Üstün yeteneklere sahip olmasına karşın geleneksel düzenleşim karmaşık bir yapıya sahip olmasının yanında uzun bir kuyruğa ihtiyaç duymaktadır [6].



Şekil 1.8. Geleneksel tek ana/kuyruk rotorlu düzenleşim, [6]

### 1.2.2. Tek Rotorlu Düzenleşim

Bu düzenleşime sahip DKİ hava araçları rotorun meydana getirdiği torku kanatçıklar<sup>5</sup> yardımıyla dengelemektedir. Araç oynak plakaya<sup>6</sup> sahip olmadığından yunuslama ve dönme<sup>7</sup> hareketlerini gerçekleştirebilmesi için fazladan kanatçıklara ihtiyaç duymaktadır. Şekil 1.9'da görüldüğü üzere tek rotorlu düzenleşim mekanik olarak geleneksel helikoptere göre basit olmasına karşı kontrolü daha meşakkatlidir. Aracın havada kalabilmesi için yüksek miktarda güce gereksinim duyması önemli sorunlardandır [1].



Şekil 1.9. Tek rotorlu düzenleşim, [1]

---

<sup>5</sup> İng *Aileron*

<sup>6</sup> İng. *Swash-plate*

<sup>7</sup> İng. *Roll*



### 1.2.3. Çift Rotorlu Eş-eksenli Düzenleşim

Şekil 1.10'da görülen geleneksel helikopter yapısına alternatif olarak ortaya çıkan çift rotorlu düzenleşimde aracın üzerinde bulunan iki rotor birbirine zıt yönlerde dönerek diğerine ait sürüklenme momentini yok etmekte ve kuyruk rotoruna ihtiyacı ortadan kaldırmaktadır [7]. Rotorlar arasında oluşan açısal hız farkı aracın sağa ve sola dönmesine sebep olmaktadır. Eş-eksenli düzenleşimdeki araçlar geleneksel benzerine oranla küçük olmasına rağmen yüksek güç tüketimi ve pervane yapısından kaynaklanan sürtünme nedeniyle yavaş hareket etmesi eksik yanları olarak sayılabilir.



Şekil 1.10. Çift rotorlu eşeksenel düzenleşim, [7]

### 1.2.4. Yan-yana Sıralı Çift Rotorlu Düzenleşim

Yan yana<sup>8</sup> sıralı çift rotor düzenleşimi genellikle büyük ölçekli DKİ hava araçlarında kullanılmaktadır. Rotorların birbirine zıt yönlerde dönmesinden dolayı her bir rotorun oluşturduğu tork ortadan kalkmaktadır. Rotorlar arasındaki sürtünme minimum olduğundan eş-eksenel olanlara göre yüksek verime sahip olmalarına karşı

---

<sup>8</sup> İng. *Tandem*

kontrolleri oldukça karmaşıktır. Şekil 1.11’de görülen Boeing üretimi V-22 Osprey yeni nesil yan yana sıralı çift rotorlu araçlara örnektir [5].



Şekil 1.11. V-22 Osprey, [8]

Osprey’i benzerlerinden ayıran özelliği dikey kalkış yaptıktan sonra rotorlarını 90 derece yatay eksene doğru döndürerek yatay hareket edebilme yeteneğidir. Bu sayede araç piste ihtiyaç duymadan istenilen yere dikey iniş ve kalkış yapabilmekte, uçak ve türevi araçlar gibi yüksek seyir hızına ulaşmaktadır.

#### 1.2.5. Çok Rotorlu Düzenleşim

Çok rotorlu düzenleşim hava araçlarının en revaçta olan tipi dört rotora sahip dönerkanattır. Dönerkanat, dört rotoru tarafından üretilen kuvveti dengeleyerek havada kararlı şekilde durabilen ve istenilen gezingeyi takip edebilen bir araçtır. Dönerkanatın en önemli kabiliyeti yüksek manevra kabiliyetine sahip olmasıdır. Bu kabiliyeti dönerkanata tehlikeli ve dar alanlarda dikey kalkış ve iniş yapabilme yeteneği kazandırmaktadır. Dönerkanata manevra kabiliyetini kazandıran dört rotoru yüksek güç tüketimine sebep olduğundan uzun süreli uçuş görevlerini yerine getirememektedir. Ayrıca dönerkanat düşük taşıma kapasitesine sahip olduğundan İHA olarak tasarlanmakta ve çalışmalar bu doğrultuda yürütülmektedir. Şekil 1.12’de görülen dönerkanat kartezyen uzayda hareketlerini rotor hızlarını uygun şekilde değiştirerek gerçekleştirmektedir. Uygulama alanlarının çok çeşitli olması birçok girişimciyi bu alanda araştırma ve teknoloji geliştirme konusunda

cesaretlendirmektedir. Ucuz ve hafif olmaları riskli gözetim ve takip gerektiren durumlarda dönerkanat kullanımını teşvik eden temel etmenlerdendir.



Şekil 1.12. Dönerkanat, [9]

Dönerkanat tipinde İHA'ların kararlılığını koruyabilmek, dikey ve yanal hareketleri gerçekleştirebilmek için rotor açılma hızlarının ani ve doğru sırayla değiştirilmesi gerekmektedir. Bu nedenle dönerkanat kontrolünde geleneksel helikopterlerin kullandığı yavaş tepki süresine sahip türbin motorlar yerine tepki süreleri oldukça çabuk olan elektrik motorları kullanılmaktadır.

Özerk hareket eden bir İHA tasarlayabilmek için aracın bulunduğu konumu ve yönelimiyle ilgili kesin ve doğru verinin bilinmesi gerekmektedir. Dönerkanat sistemi kapalı çevrim kontrolü için gerekli olan veriler sırasıyla küresel konumlama sistemi<sup>9</sup>(KKS), ataletsel ölçü birimi<sup>10</sup>(AÖB), ses üstü algılayıcılar ve görüntü tabanlı algılayıcılar gibi araçlar yardımıyla elde edilebilmektedir. Araç ışık, ses ve manyetik etkilerin altında bulunan ideal olmayan koşullarda görev yapabileceğinden ölçüm hatalarını en aza indirmek ve güvenilirliği en yükseğe çıkarmak için gerekli veriler birden çok algılayıcı kullanılarak elde edilmektedir. Görüntü tabanlı algılayıcılar araç konumunu, iniş ve kalkış alanını tespit etmede ve hedef takibinde sıklıkla kullanılmaktadır. KKS aracın yerküre üzerindeki konumunu düzenli olarak

---

<sup>9</sup> İng. *Global Positioning System*

<sup>10</sup> İng. *Inertial Measurement Unit*

kodlanmış bilgi yollayarak haberleşen uydu ağında uydular arasındaki mesafeyi ölçerek tespit etmektedir. AÖB aracın açısal hız, doğrusal ivme ve yerçekimi kuvveti bilgilerinin elde edilmesi amacıyla kullanılmaktadır. AÖB farklı tipte algılayıcıyı tek bir çatı altında toplamaktadır. AÖB üzerinde bulunduğu sistemin belirli eksenler etrafında meydana gelen dönüşünün açısal hızını jiroskop, doğrusal ivmesini ivmeölçer ve yerkürenin manyetik alanını ölçmek için ise manyetometre kullanılmaktadır. Ses üstü algılayıcılar ise genellikle aracı yerden yüksekliğini kestirmek ve araca tehlike teşkil edebilecek engeller hakkında bilgi vermek amaçlı kullanılmaktadır. Ses üstü algılayıcılar yüksek frekansta ses dalgaları kullanarak nesnelere olan mesafeyi tayin etmektedir.

Dönerkanat tasarlama fikri daha önce de bahsedilen 1922 yılında George de Bothezat'ın ortaya çıkardığı hava aracına kadar dayanmaktadır. Proje, yapılan 100 kadar insanlı deney sonrasında istenilen performansı yakalayamadığından rafa kaldırılmıştır.

Dönerkanat kontrolü doğrusal olmayan birbiri içine geçmiş durum değişkenleri ve eksik eylemiş<sup>11</sup> bir yapıya sahip olduğundan kontrolü oldukça zor bir hal almaktadır. Son yıllarda modern kontrol alanındaki ve mikroişlemci teknolojisindeki gelişmelerle, literatürde kontrolü üzerine birçok çalışmaya rastlamak mümkün olmaktadır.

Altuğ vd. görsel geribesleme ile dönerkanat kontrolünü ele almış [10], iç ortam deneylerinde araç belirli bir yükseklikte kararlı halde tutulmaya çalışılmıştır. Açık bilgisi aracın üzerine yerleştirilen 3 adet dönüölçer ve pozisyon bilgisi kamera tarafından elde edilmiştir. Dönerkanatın altındaki zemine yerleştirilen kamera sistemi dönerkanat üzerinde bulunan renkli nesneyi algılamaktadır. Nesnenin daha önceden belirlenen referans noktasına göre uzaklığı geliştirilen algoritmalar sayesinde bulunmaktadır. Dönerkanat kontrolü için geribesleme ile doğrusallaştırma<sup>12</sup> ve geriadımlamalı<sup>13</sup> kontrol yöntemlerinden yararlanmıştır.

---

<sup>11</sup> İng. *Underactuated*

<sup>12</sup> İng. *Feedback Linearization*

<sup>13</sup> İng. *Backstepping*

Chen, dönerkanatın doğrusal olamayan modellenmesinin üzerinde durmuş ve üzerinde mikroişlemci, kablosuz alıcı/verici bulunan deney düzeneği üzerinde doğrusal olmayan kontrol yöntemleri uygulamıştır [11].

Bouabdallah ve Siegwart geleneksel oransal integral türevsel (PID) ve doğrusal kuadratik kontrol yöntemlerini doğrusal olmayan dönerkanat dinamik modelini belirli bir denge noktası etrafında doğrusallaştırdıkları modele uygulamış, pek tatmin edici olmasa da aracı iç ortamda dengede tutmayı başarmışlardır [12]. Kontrol sistemi aracın yunuslama, sapma<sup>14</sup> ve dönme açılarını sıfır derece etrafında tutma amacı gütmüşlerdir. Aynı yazarlar Şekil 1.13’de görülen dönerkanata doğrusal olmayan kontrol ve Lyapunov teknikleri uygulamış, doğrusal yöntemlere oranla gerçek zamanlı deneyler sonucunda daha iyi performans elde etmişlerdir [13].



Şekil 1.13. Boabdallah ve ekibinin ürettiği dönerkanat, [12]

Kis vd. geriadımlamalı kontrol yöntemini gömülü sistem vasıtasıyla dönerkanata uygulamış, genişletilmiş Kalman süzgeçleri yardımıyla durum tahmini sorununun üstesinden gelmiştir [14].

Bir başka çalışmadaysa Fang vd. geribeslemeli doğrusallaştırma ve kayan kipli<sup>15</sup> denetim yöntemleriyle dönerkanat yörünge kontrolünü ele almıştır [15]. Sıfır

---

<sup>14</sup> İng. *Yaw*

<sup>15</sup> İng. *Sliding Mode*

dinamikleri sorununu kısmi kontrol girişlerinin önüne integral alıcılar koyarak aşmıştır.

Madani ve Benallague geriadımlamalı kontrol yöntemiyle dönerkanatın tüm durum değişkenlerini kontrol ederek, aracın istenilen referans kartezyen gezingeleri izlemesi sağlamışlardır [16]. Tayebi ve McGilvray yeni bir geribeslemeli yöntem önererek dönerkanatın<sup>16</sup> dinamiklerini üstel biçimde kararlı hale getirmişlerdir [17].

Das vd. dinamik evirme<sup>17</sup> yöntemini kullanarak eksik eyleyicili bir sistem olan dönerkanatın sıfır dinamiklerini kararlı hale getirmiştir [18]. Weslander vd. integral kayan kipli kontrol ile pekiştirmeli öğrenme yöntemi ile doğrusal olmayan bozucuların etkilerinin bertaraf edilebildiğini ve çok erkinli<sup>18</sup> denetimin başarımını yörünge takibi gerçekleştirerek göstermiştir [19].

Literatürde rastlanan en dikkate değer dönerkanat çalışmalarından birisi de Hoffman vd. yaptığı çalışmadır. STARMAC ismini verdikleri dönerkanat projesinde birden fazla dönerkanat belirli yörünge üreten algoritmaların oluşturduğu gezingeleri izlemektedir. Projedeki amaç dönerkanatların tamamen otonom biçimde istenilen yörünge takip etmesidir [20]. Projede kullanılan dönerkanatlardan biri Şekil 1.14'de görülmektedir.

---

<sup>16</sup> İng. *Attitude*

<sup>17</sup> İng. *Dynamic Inversion*

<sup>18</sup> İng. *Swarm*



Şekil 1.14. STARMAC projesinde kullanılan bir dönerkanat, [20]

### 1.3. Dönerkanat Kontrol Çalışmasının İçerdiği Konular

Bu tez çalışması dönerkanatın dinamik modelinin türetimi, gerçek zamanlı yapının tasarımını ve aracın kontrolünü içermektedir. Bölüm 1.2.5’de bahsedilen olumlu özellikleri dolayısıyla dönerkanat kontrolü özellikle son yıllarda dünyada ve ülkemizde üzerinde çalışmaya değer önemli projelerden biri olmuştur. Bu sebeple çeşitli üniversite ve kurumlar tamamen kendilerinin tasarladığı veya hazır prototipler üzerinde çalışmalarını yürütmekte, çeşitli yeni yöntemler sunmayı amaçlayarak literatüre katkıda bulunmaktadır. Bu tez çalışması, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi İnsansız Hava Araçları laboratuvarında tasarlanmış olan bir dönerkanat prototipinin kararlılığını ve belirli bir konumda kalmasını sağlamayı amaçlamaktadır. Dönerkanat sistemi kontrolünün gerçekleştirilebilmesi için dinamik model türetiminin doğru şekilde yapılması önem taşımaktadır. Modellemenin doğru şekilde yapılması sayesinde benzetim çalışmaları esnasında geliştirilen kontrol yöntemleri kısa bir uyarılama işleminin ardından gerçek zamanlı sisteme uygulanabilmektedir.

Dinamik modelin türetimindeki amaç sistem analizinin ve kontrolünün doğru şekilde yapılabilmesi için dönerkanata ait güvenilir ve gerçekçi bir matematiksel ifadenin elde edilmesidir. Bu sebeple projede dönerkanat dinamik model çıkarımı Newton-Euler yöntemi izlenerek yapılmış ve literatürde yer alan dönerkanat modelleriyle karşılaştırılarak doğrulanması amaçlanmıştır.

Dönerkanat dinamik modeli birçok araştırmacı tarafından irdelenmesine rağmen, dinamik modelin önemli bir parçası olan eyleyici itki modellenmesi üzerinde fazla durulmamıştır [21]. Proje kapsamında tasarlanan kontrolörlerden en iyi verimin alınabilmesi için itki modellenmesinin yapılması kaçınılmazdır. Benzetimler esnasında kontrolör tarafından üretilen sinyaller dinamik modele uygulanmaktadır ancak fiziksel sistemde aracın kontrol girişleri darbe genişliği modülasyonu<sup>19</sup> (DGM) sinyalleri olduğundan kontrolör ve model kısımlarının uygun şekilde ayrıştırılması gerekmektedir. Bu kapsamda tezde sınırlı güç kaynakları tarafından beslenen eyleyicilerin yapay sinir ağları tarafından modellenmesi ve olumsuz etkilerin bertaraf edilmesi üzerinde de durulmaktadır.

Tezde yer alan bir diğer önemli kısım ise dönerkanat gerçek zamanlı yapı tasarımıdır. Gerçek zamanlı tasarımdaki amaç çeşitli kontrol yöntemlerinin uygulanabileceği türetilen dinamik modele yakın bir dönerkanat yapısının hazırlanmasıdır. Dönerkanat sisteminin, pervanelerin kaldırabileceğinden fazla ağırlıkta inşa edilmemesi ve kontrolör performansını düşürücü bozucu etkilerden kaçınarak üretilmesi gerekmektedir.

Kontrol yöntemleri, ilk olarak dinamik modellenmesi Newton-Euler yöntemiyle çıkarılan dönerkanat sistemine Matlab/Simulink<sup>®</sup> ortamında uygulanmış ve bir kısmı gerçek zamanlı düzenekte denenmiştir. Dönerkanat kontrolü için göz önünde bulundurulan yöntemler sırasıyla klasik oransal integral türevsel (PID) kontrol, kayan kipli kontrol, geriadımlamalı kontrol ve geribesleme ile doğrusallaştırma kontrol yöntemleridir.

PID kontrol üç farklı terimden oluşan hızlı ve kolay şekilde geribeslemeli bir kontrol mekanizması tasarlanmasına olanak vermektedir. PID kontrol yönteminin temelinde yatan ana fikir hata, hatanın değişimi ve hatanın toplamından meydana gelen kontrol sinyali oluşturma dır. Literatürde PID kontrol üzerinde çok sayıda çalışma bulmak mümkündür ve endüstride kullanılan denetleyicilerin pek çoğunun PID kontrol türevi olduğu bilinmektedir. PID kontrol yönteminin verimini arttırmak için birçok yaklaşım bulunmaktadır. Bunlardan en dikkat çekenleri integral terimindeki doyum

---

<sup>19</sup> İng. *Pulse Width Modeulation (PWM)*



sorununun antiwindup yaklaşımıyla çözümlenmesidir. Diğer bir yaklaşım ise türev terimindeki türev tekmesi<sup>20</sup> yani referans sinyalindeki ani değişimlerin kontrol sinyaline de yansması sonucu sistemin kararsızlığa sürüklenmesinin önüne geçmeyi amaçlamaktadır [22]. PID kontrol yöntemi her ne kadar tasarımcıya sistem kontrolü hakkında kolaylık sağlasa da özellikle doğrusal olmayan sistemlerin kontrolünde her zaman yüksek verim elde edilememektedir. Bu sebeple tasarımcılar istenilen performans ölçütlerine ulaşabilmek için doğrusal olmayan kontrol yöntemlerine de yönelmektedir. Kayan Kipli Denetim (KKD) sıklıkla kullanılan doğrusal olmayan kontrol yöntemlerinden biridir. KKD’de felsefe, hata terimi ve hata teriminin türevinin oluşturduğu faz uzayında çekim merkezi orijinde yer alan kararlı alt uzay oluşturulmasına dayanmaktadır. Başka bir deyişle sistem gezinmelerinin bu belirli alt uzayda kalmaları sağlandığında hata üstel olarak orijine yakınsamaktadır. Anahtarlama hiperyüzey olarak adlandırılan bu alt uzayla ilgili başka bir ilginç noktaysa işaret ve benzeri fonksiyonları kontrol sinyali olarak kullanan iki taraflı karar mekanizmasının sınırı olduğudur [23]. KKD’nin en büyük avantajı dönerkanat alt seviye kontrolünde sıkça karşılaşılan bozucu etkenlere ve modellenmedeki hatalara karşı gürbüz olmasıdır. Bu sebeple son zamanlarda araştırmacılar tarafından sıklıkla üzerinde durulmaktadır [24]. Proje kapsamında dönerkanat kontrolünde yer verilen diğer bir doğrusal olmayan yöntem ise geriadımlamalı kontroldür [25]. Geriadımlamalı kontrol yöntemi, doğrusal olmayan sistemlerin indirgenemez alt sistemlerinin, kararlılık analizinde kullanılan Lyapunov fonksiyonları yardımıyla sistematik şekilde kararlı hale getirilerek kontrol edilmesi temeline dayanmaktadır. Denetleyici tasarımı Lyapunov teoremiyle kararlılığı bilinen alt sistemden başlamakta ve Lyapunov fonksiyonları yardımıyla her bir dış alt sistem dışarıdan uygulanan kontrol terimine ulaşmaya kadar kararlılaştırılmaktadır [26]. Son olarak geribesleme ile doğrusallaştırma kontrol yöntemi ele alınmıştır. Bu yöntem doğrusal olmayan geribesleme yardımıyla doğrusal olmayan bir sistemi doğrusallaştırma temeline dayanmaktadır [27-29]. Doğrusal model elde edildikten sonraysa doğrusal kontrol yöntemleri uygulanarak sistem kararlı duruma getirilmekte ve istenilen gezinmeleri takip etmesi sağlanmaktadır.

---

<sup>20</sup> İng. *Derivative Kick*

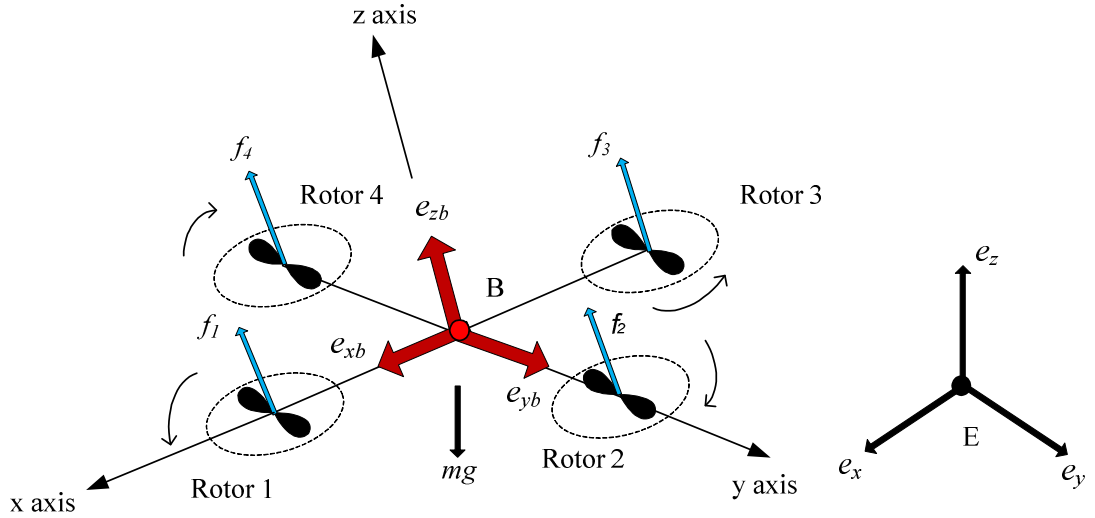
Bu tez çalışmasında geçen konular şu şekilde düzenlenmiştir: İkinci bölüm dönerkanat dinamik modelinin türetilmesi ve itki eyleyici modellemesinin yapay sinir ağları tarafından gerçekleştirilmesini anlatmaktadır. Üçüncü bölüm geliştirilen kontrol yöntemlerinin benzetimler yardımıyla çıkarımı yapılan dinamik modele uygulanmasını ele almaktadır. Bunlar sırasıyla PID kontrol, KKD, geriadımlamalı kontrol ve geribeslemeli doğrusallaştırma yöntemleridir. Dördüncü bölümdeyse gerçek zamanlı kontrol çalışmaları yer almaktadır. Gerçek zamanlı tasarlanan dönerkanat yapısı üzerinde çeşitli kontrol yöntemleri denenmiştir.

## 2. DÖNERKANAT SİSTEMİNİN DİNAMİK MODELİNİN TÜRETİMİ

Dönerkanat tipinde insansız hava aracının dinamik modelinin türetilmesi, iyi bir kontrol performansı sağlamak amacıyla önem arz etmektedir. Dönerkanat dinamik modeli, sistemin çeşitli durumlar karşısındaki davranışlarının irdelenmesine olanak sağlamaktadır. Bu bölümde aracın dinamik modelinin türetilmesi ele alınmaktadır.

### 2.1. Gövde Eksenlerinde Hareketin Tanımı

Dönerkanat tipinde İHA Şekil 2.1’de gösterildiği üzere dört adet pervanesi bulunan bir araç olarak tasvir edilebilir. Pervanelerin dönme eksenleri sabit ve birbirine paraleldir. Ayrıca pervane kanatları sabit-hatvelidir<sup>21</sup>. Pervanelerin sadece açılal hızları değiştirilerek istenen itki değerleri elde edilmektedir.



Şekil 2.1. Dönerkanat hareket tasviri

Pervane çiftleri (1,3) ve (2,4) birbirlerine ters yönlerde döndürülmektedir. Pervane hızları değiştirilerek dönerkanatın yüksekliği ve yanal hareketleri istenen değerlere getirilebilmektedir. Dört pervanenin birden hızlarını arttırmak veya azaltmak düşey ekseninde hareket (irtifa kazanma veya kaybetme) sağlamaktadır. 2 ve 4 numaralı

<sup>21</sup> İng. *Fixed-pitch*

pervanelerin hızlarının ters orantılı olarak değiştirilmesi dönme hareketine yani  $y$  (veya  $-y$ ) eksenini etrafında dönme hareketine, 1 ve 3 numaralı pervanelerin hızlarının ters orantılı olarak değiştirilmesi ise yunuslama hareketine yani  $x$  (veya  $-x$ ) eksenini yönünde yanal harekete, pervanelerin birbirine göre hızlarının farklarının oluşturduğu sürükleme torku ise sapma hareketine sebep olmaktadır [30].

## 2.2. Dinamik Modelin Türetilmesi

Bu kısımda Newton-Euler yaklaşımından yararlanılmış olup aşağıdaki varsayımlar göz önünde bulundurulmuştur.

- Dönerkanat sistemi katı gövde<sup>22</sup> kabul edilmektedir.
- Dönerkanat sistemi simetrik kabul edilmektedir.
- Sistemin ağırlık merkezi ile gövde ilişik koordinat düzlemi merkezi çakışık kabul edilmektedir.
- Pervaneler katı gövde kabul edilmektedir.
- Yer etkisi<sup>23</sup> ihmal edilmektedir.
- İtke kuvveti ve motor burusu pervane açışal hızının karesiyle doğru orantılı kabul edilmektedir.

### 2.2.1. Newton-Euler Yaklaşımı

Dönerkanat gövdesinin ağırlık merkezine dışarıdan uygulanan kuvvetler neticesinde ortaya çıkan dinamikleri sabit koordinat düzleminde tasvir edildiği takdirde

$$\begin{bmatrix} m\mathbf{I}_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & \mathbf{I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{V}} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega} \times m\mathbf{V} \\ \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F} \\ \boldsymbol{\tau} \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

(2.1) ifadesinde  $\mathbf{I}$  köşegen atalet momentini,  $\boldsymbol{\omega}$  açışal gövde hızını<sup>24</sup>,  $\mathbf{V}$  doğrusal gövde hız vektörünü<sup>25</sup> tasvir etmektedir ve aşağıda belirtildiği gibi özetlenebilir.

---

<sup>22</sup> İng. *Rigid Body*

<sup>23</sup> İng. *Ground Effect*

<sup>24</sup> İng. *Body Angular Velocity*

<sup>25</sup> İng. *Body Linear Speed Vector*

$$\dot{\zeta} = \mathbf{v} \quad (2.2)$$

$$\dot{\mathbf{v}} = -g\mathbf{e}_z + \frac{1}{m}TRe_z \quad (2.3)$$

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} = -\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\tau}_f - \boldsymbol{\tau}_g \quad (2.4)$$

$$sk(\boldsymbol{\omega}) = R^T \dot{R} \quad (2.5)$$

Denklem (2.2)'de yer alan  $\zeta = (x, y, z)^T$  vektörü gövdeye bağlı eksen takımının<sup>26</sup> merkezinin yerküreye bağlı eksen takımına<sup>27</sup> göre yerini, denklem (2.3)'deki  $\mathbf{v} = (v_i, v_j, v_k)^T$  vektörü yerküreye bağlı eksen takımında doğrusal hızları belirtmektedir.(i, j, k araçta x, y, z eksenlerine denk düşmektedir.) Denklem (2.3)'de T pervanelerin oluşturduğu itki kuvvetini, R denklem (2.7)'de belirtilen dönüşümü, g yerçekimi ivmesini ve  $\mathbf{e}_z$  birim vektörün z bileşenini temsil etmektedir. Denklem (2.3)'de yalnızca birim vektörün z bileşeninin bulunup x ve y bileşenlerinin bulunmamasının sebebi itki kuvvetinin  $\mathbf{e}_z$  birim vektörüne paralel olmasıdır. Bu durumda aracın sadece  $v_z$  doğrusal hıza sahip olacağı aşikardır. Araç her bir pervanenin oluşturduğu itki kuvvetini uygun şekilde değiştirilmesiyle x ve y eksenleri etrafında döndürüldüğünde ise x ve y eksenlerinde de doğrusal hızlar gözlemlenmektedir. Denklem (2.4) gövdenin açılma hareketini ifade etmektedir.  $\boldsymbol{\tau}_f$  dört pervanenin aracın dönme eksenini etrafında meydana getirdiği torku,  $\boldsymbol{\tau}_g$  ise pervanelerin oluşturduğu jiroskopik etkilerden kaynaklanan torku göstermektedir. Denklem (2.5) deki  $sk(\boldsymbol{\omega})$  matrisi  $sk(\boldsymbol{\omega})\mathbf{V} = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V}$  ifadesini sağlamaktadır ve  $\boldsymbol{\omega}$  vektörü yardımıyla ters bakışlı  $sk(\boldsymbol{\omega})$  matrisi (2.6) ifadesindeki gibi gösterilmektedir.

$$sk(\boldsymbol{\omega}) = \begin{pmatrix} 0 & -\Omega_3 & \Omega_2 \\ \Omega_3 & 0 & -\Omega_1 \\ -\Omega_2 & \Omega_1 & 0 \end{pmatrix} \quad (2.6)$$

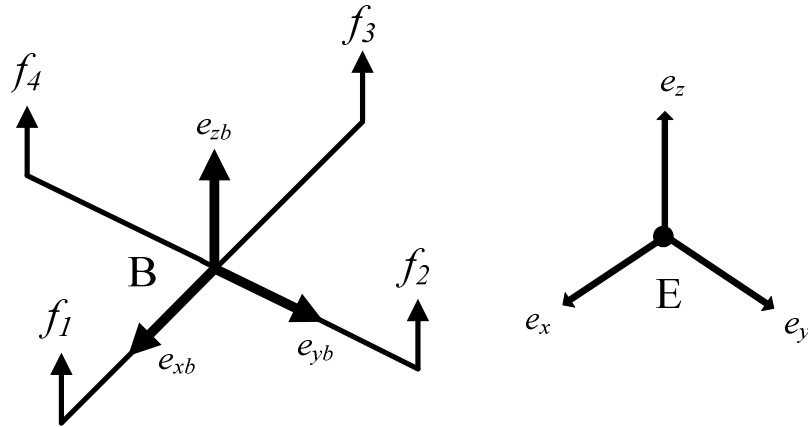
<sup>26</sup> İng. *Body Fixed Coordinate Frame*

<sup>27</sup> İng. *Earth Fixed Coordinate Frame*

Yerküreye bağlı eksen takımının  $\mathbf{E}=\{\mathbf{e}_x, \mathbf{e}_y, \mathbf{e}_z\}$  ve gövdeye bağlı eksen takımının  $\mathbf{B}=\{\mathbf{e}_{xb}, \mathbf{e}_{yb}, \mathbf{e}_{zb}\}$  olarak gösterildiği varsayılırsa (Bkz. Şekil 2.2), Euler açıları cinsinden  $\mathbf{B}$  eksen takımının  $\mathbf{E}$  eksen takımının etrafında sırasıyla  $\psi, \theta, \phi$  açılarıyla döndürüldüğü düşünülürse buna göre  $\mathbf{B}$  eksen takımındaki yönelmeleri  $\mathbf{E}$  eksen takımına  $R$  dönüşümüyle aktarabiliriz. Buna göre  $R$  ile gösterilen dönüşüm matrisi (2.7) ifadesindeki gibi olacaktır [31].

$$R(\phi, \theta, \psi) = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi & c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi \\ s\psi c\theta & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - s\phi c\psi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

Yukarıda  $s\theta = \sin \theta$ ,  $c\theta = \cos \theta$  trigonometrik büyüklüklerine tekabül etmektedir.



Şekil 2.2. Koordinat Sistemi Tanımları

### 2.2.2. Euler Denklemleri

Katı gövdenin üç boyutlu hareketini tanımlayan denklemler Euler denklemleri olarak tanımlanmaktadır. Euler denklemleri, Newton'un ikinci hareket kanununa dayanmaktadır.

$$\sum \mathbf{F} = m \mathbf{a} \quad (2.8)$$

Buna göre katı gövde üzerine etkiyen kuvvet, gövdenin kütlesiyle ağırlık merkezinin ivmesinin çarpımına eşittir. Açısal hareketin denkleminin çıkarımında katı gövdenin sabit bir nokta etrafında dönmesi ve katı gövdenin genelleştirilmiş üç boyutlu hareketi dikkate alınmış olup, kartezyen hareketin denkleminin çıkarımında ise denklem (2.8)'deki Newton'un ikinci hareket kanunundan yararlanılmıştır.

Dışarıdan kuvvet uygulanarak  $O$  ile gösterilen başlangıç noktası etrafında oluşan momentlerin toplamı (Bkz. Şekil 2.3), toplam açısal momentumun<sup>28</sup>  $O$  noktası etrafındaki zamana göre türevine eşittir ve (2.9) ifadesinde verilmektedir [32, 33].

$$\sum \mathbf{M}_o = \frac{d\mathbf{L}_o}{dt} \quad (2.9)$$

Katı gövde  $O$  noktası etrafında  $\boldsymbol{\omega}$  açısal hızıyla döndüğünde  $i$ 'nci parçacığın hızı ise (2.10) ile verilen şekildedir.

$$\frac{d\mathbf{r}_i}{dt} = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_i \quad (2.10)$$

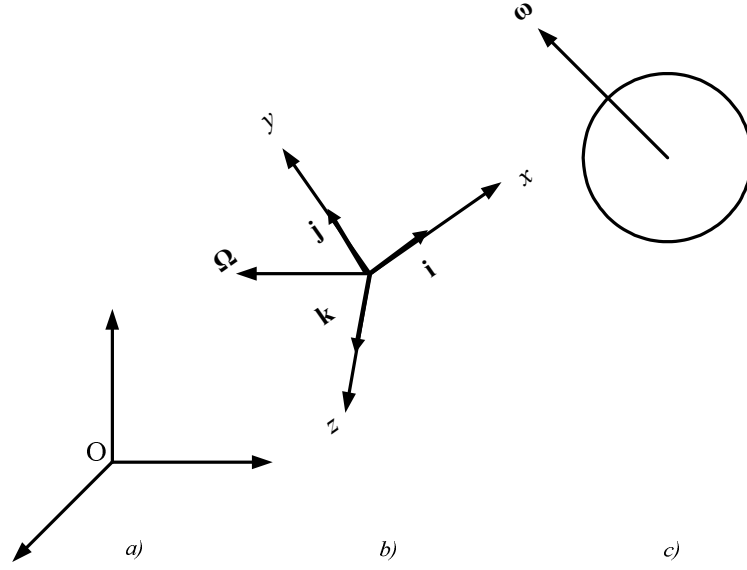
Toplam açısal momentum denklem (2.10) katılarak yazılırsa (2.11) ifadesi elde edilir.

$$\mathbf{L}_o = \sum \mathbf{r}_i \times m_i \frac{d\mathbf{r}_i}{dt} \quad (2.11)$$

Denklem (2.11)'de belirtilen  $m_i$   $i$ . parçacığın kütlesini ifade etmektedir. Katı gövde sonsuz sayıdaki  $i$  parçacığından meydana gelmektedir. Birinci referans koordinat düzleminin Şekil 2.3'de gösterildiği üzere orijini  $O$  olduğu ve  $xyz$  adında ikinci bir eksen takımı tanımlandığı varsayalım. İkinci eksen takımının birinci eksen takımına göre açısal hız vektörünün  $\boldsymbol{\Omega}$  olduğu ve Şekil 2.3'de bulunan katı gövdenin birinci eksen takımına göre açısal hızının  $\boldsymbol{\omega}$  olduğu varsayalım. Burada dönerkanat gövdesi katı gövde, ikinci eksen takımı ise gövdeye bağlı eksen takımı olarak düşünüldüğü takdirde  $\boldsymbol{\Omega} = \boldsymbol{\omega}$  olarak alınabilir [32, 33].

---

<sup>28</sup> İng. *Angular Momentum*



Şekil 2.3. Birinci (a), ikinci referans (b) eksen takımı (c) katı gövde gösterilmiştir.

Bu şartlar altında  $\omega$  ve  $\mathbf{r}_i$  yazıldığı takdirde (2.12) ve (2.13) ifadeleri elde edilir.

$$\omega = \omega_x \mathbf{i} + \omega_y \mathbf{j} + \omega_z \mathbf{k} \quad (2.12)$$

$$\mathbf{r}_i = x_i \mathbf{i} + y_i \mathbf{j} + z_i \mathbf{k} \quad (2.13)$$

(2.12) ve (2.13) ifadelerinde  $x_i$ ,  $y_i$ ,  $z_i$   $i$ . parçacığın koordinatlarını temsil etmektedir. Elde edilen (2.12) ve (2.13) numaralı denklemleri (2.10) ifadesinde yerine konursa aşağıdaki (2.14) ifadesi elde edilir.

$$\mathbf{L}_o = \sum (x_i \mathbf{i} + y_i \mathbf{j} + z_i \mathbf{k}) \times m_i (\omega_x \mathbf{i} + \omega_y \mathbf{j} + \omega_z \mathbf{k}) \times (x_i \mathbf{i} + y_i \mathbf{j} + z_i \mathbf{k}) \quad (2.14)$$

İşleminin yapılmasına yardımcı olması açısından birim vektör çarpımları açık haliyle  $\mathbf{i} \times \mathbf{j} = \mathbf{k}$ ,  $\mathbf{j} \times \mathbf{k} = \mathbf{i}$ ,  $\mathbf{k} \times \mathbf{i} = \mathbf{j}$ ,  $\mathbf{i} \times \mathbf{i} = 0$ ,  $\mathbf{j} \times \mathbf{j} = 0$ ,  $\mathbf{k} \times \mathbf{k} = 0$  şeklinde verilebilir. Aracın dönüşünden dolayı her bir eksene göre oluşan atalet momentleri (2.15) - (2.17) ifadelerindeki gibidir.

$$I_{xx} = \sum_i m_i (y_i^2 + z_i^2) \quad (2.15)$$



$$I_{yy} = \sum_i m_i (x_i^2 + z_i^2) \quad (2.16)$$

$$I_{zz} = \sum_i m_i (y_i^2 + x_i^2) \quad (2.17)$$

(2.18) - (2.20) ifadeleri atalet çarpımlarını ifade etmektedir.

$$I_{yx} = I_{xy} = \sum_i m_i (x_i y_i) \quad (2.18)$$

$$I_{xz} = I_{zx} = \sum_i m_i (x_i z_i) \quad (2.19)$$

$$I_{yz} = I_{zy} = \sum_i m_i (y_i z_i) \quad (2.20)$$

Açısal momentum vektörü bileşenleri şeklinde yazılırsa (2.21a) - (2.21c) ifadeleri elde edilir.

$$\mathbf{L}_{ox} = I_{xx}\boldsymbol{\omega}_x - I_{xy}\boldsymbol{\omega}_y - I_{xz}\boldsymbol{\omega}_z \quad (2.21a)$$

$$\mathbf{L}_{oy} = -I_{yx}\boldsymbol{\omega}_x + I_{yy}\boldsymbol{\omega}_y - I_{yz}\boldsymbol{\omega}_z \quad (2.21b)$$

$$\mathbf{L}_{oz} = -I_{zx}\boldsymbol{\omega}_x - I_{zy}\boldsymbol{\omega}_y + I_{zz}\boldsymbol{\omega}_z \quad (2.21c)$$

Açısal momentum vektörü (2.22) ifadesi gibi yazılabilir.

$$\mathbf{L}_o = L_{ox}\mathbf{i} + L_{oy}\mathbf{j} + L_{oz}\mathbf{k} \quad (2.22)$$

Yukarıdaki açısal momentum vektörünün zamana göre türevi alınırsa (2.23) ifadesi halini almaktadır.

$$\frac{d\mathbf{L}_o}{dt} = \frac{dL_{ox}}{dt} \mathbf{i} + \frac{dL_{oy}}{dt} \mathbf{j} + \frac{dL_{oz}}{dt} \mathbf{k} \quad (2.23)$$

Birim vektörlerin zamana göre türevleri açısal hız  $\boldsymbol{\Omega}$  cinsinden yazıldığı takdirde (2.24a) - (2.24c) ifadeleri elde edilir [32].

$$\frac{d\mathbf{i}}{dt} = \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{i} \quad (2.24a)$$

$$\frac{d\mathbf{j}}{dt} = \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{j} \quad (2.24b)$$

$$\frac{d\mathbf{k}}{dt} = \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{k} \quad (2.24c)$$

Denklem (2.9) gerekli işlemler yapıldıktan sonra (2.25) ifadesine dönüşmektedir.

$$\sum \mathbf{M}_o = \frac{dL_x}{dt} \mathbf{i} + \frac{dL_y}{dt} \mathbf{j} + \frac{dL_z}{dt} \mathbf{k} + (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{L}_o) \quad (2.25)$$

Katı cismin ağırlık merkeziyle dönme merkezinin çakışık olduğu varsayımıyla ( $L_o=L$ ) (2.26) yazılabilir [32].

$$\begin{aligned} (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{L}) = & (\boldsymbol{\Omega}_x + \boldsymbol{\Omega}_y + \boldsymbol{\Omega}_z) \times [(I_{xx}\boldsymbol{\omega}_x - I_{xy}\boldsymbol{\omega}_y - I_{xz}\boldsymbol{\omega}_z) \\ & + (I_{yz}\boldsymbol{\omega}_x + I_{yy}\boldsymbol{\omega}_y - I_{yz}\boldsymbol{\omega}_z) + (-I_{zx}\boldsymbol{\omega}_x - I_{zy}\boldsymbol{\omega}_y + I_{zz}\boldsymbol{\omega}_z)] \end{aligned} \quad (2.26)$$

Denklem (2.25) alınıp (2.26) ifadesinin içine yazıldığında ve  $x, y, z$  bileşenlerine ayrıldığında ağırlık merkezine göre toplam moment (2.27a) - (2.27c) şeklindedir.

$$\begin{aligned} \sum \mathbf{M}_{ox} = & I_{xx} \frac{d\boldsymbol{\omega}_x}{dt} - I_{xy} \frac{d\boldsymbol{\omega}_y}{dt} - I_{xz} \frac{d\boldsymbol{\omega}_z}{dt} \\ & - \boldsymbol{\Omega}_z (-I_{yx}\boldsymbol{\omega}_x + I_{yy}\boldsymbol{\omega}_y - I_{yz}\boldsymbol{\omega}_z) \\ & + \boldsymbol{\Omega}_y (-I_{zx}\boldsymbol{\omega}_x - I_{zy}\boldsymbol{\omega}_y + I_{zz}\boldsymbol{\omega}_z) \end{aligned} \quad (2.27a)$$

$$\begin{aligned}\sum \mathbf{M}_{oy} &= -I_{yx} \frac{d\omega_x}{dt} + I_{yy} \frac{d\omega_y}{dt} - I_{yz} \frac{d\omega_z}{dt} \\ &\quad + \Omega_z (I_{xx}\omega_x - I_{xy}\omega_y - I_{xz}\omega_z) \\ &\quad - \Omega_x (-I_{zx}\omega_x - I_{zy}\omega_y + I_{zz}\omega_z)\end{aligned}\quad (2.27b)$$

$$\begin{aligned}\sum \mathbf{M}_{oz} &= -I_{zx} \frac{d\omega_x}{dt} - I_{zy} \frac{d\omega_y}{dt} + I_{zz} \frac{d\omega_z}{dt} \\ &\quad - \Omega_y (I_{xx}\omega_x - I_{xy}\omega_y - I_{xz}\omega_z) \\ &\quad + \Omega_x (-I_{yx}\omega_x + I_{yy}\omega_y - I_{yz}\omega_z)\end{aligned}\quad (2.27c)$$

Toplam momentler matris eşitlikleri şeklinde yazıldığında (2.28) elde edilir.

$$\begin{bmatrix} \sum \mathbf{M}_{ox} \\ \sum \mathbf{M}_{oy} \\ \sum \mathbf{M}_{oz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{d\omega_x}{dt} \\ \frac{d\omega_y}{dt} \\ \frac{d\omega_z}{dt} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -\Omega_z & \Omega_y \\ \Omega_z & 0 & -\Omega_x \\ -\Omega_y & \Omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}\quad (2.28)$$

### 2.2.3. Açısal Hızlar-Euler Açıları Dönüşümü

Dönerkanat sisteminin gövde dönüş hareketlerini ölçecek olan ataletsel ölçü birimi bu işlemi yaparken Euler açılarını  $\theta, \phi, \psi$  kullanmaktadır. Bu sebepten açısal gövde hızları<sup>29</sup> cinsinden olan hesaplamaların bir dönüşüm yardımıyla Euler açıları cinsine çevrilmesi gerekmektedir. İşlemler yerküreye bağlı eksen takımı üzerinden yapılmaktadır [33]. Sırasıyla

- Birinci adımda  $z$  eksenini etrafında  $\psi$  açısıyla
- İkinci adımda  $y$  eksenini etrafında  $\theta$  açısıyla
- Üçüncü adımda  $x$  eksenini etrafında  $\phi$  açısıyla

döndürüldüğünde (2.29) elde edilir.

---

<sup>29</sup> İng. *Angular Body Rates*

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s\phi t\theta & c\phi t\theta \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & s\phi \sec\theta & c\phi \sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{p} \\ \mathbf{q} \\ \mathbf{r} \end{bmatrix} \quad (2.29)$$

(2.29)'da  $\mathbf{p}$ ,  $\mathbf{q}$ ,  $\mathbf{r}$  gövde açısal hızlarını belirtmektedir ve  $s\theta = \sin\theta$ ,  $t\theta = \tan\theta$ ,  $c\theta = \cos\theta$  büyüklüklerini ifade etmektedir.

$\mathbf{p}$ ,  $\mathbf{q}$ ,  $\mathbf{r}$  sırasıyla (2.30a) - (2.30c) ifadeleriyle verilmektedir.

$$\mathbf{p} = \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin\theta \quad (2.30a)$$

$$\mathbf{q} = \dot{\theta} \cos\phi + \dot{\psi} \sin\phi \cos\theta \quad (2.30b)$$

$$\mathbf{r} = \dot{\psi} \cos\theta \cos\phi - \dot{\theta} \sin\phi \quad (2.30c)$$

Açıların küçük olduğu varsayımı altında (2.30a) - (2.30c) ifadeleri sırasıyla (2.31a) - (2.31c) ifadelerine dönüşür [33].

$$\mathbf{p} = \omega_x = \dot{\phi} \quad (2.31a)$$

$$\mathbf{q} = \omega_y = \dot{\theta} \quad (2.31b)$$

$$\mathbf{r} = \omega_z = \dot{\psi} \quad (2.31c)$$

#### 2.2.4. Dönerkanat Üzerine Etkiyen Kuvvetler ve Momentler

Dönerkanatın dönme hareketini tasvir eden ifadeler (2.28) denkleminde verilmişti. Aracın dönüş simetrisinden dolayı  $I_{xy}, I_{xz}, I_{zy}$  atalet momentleri sıfır olmaktadır. Bu durumda  $I_{yy} = I_{xx}$  sağlanacaktır [32]. Bu bilgiler ışığında her bir eksene göre momentler düzenlenirse (2.32a) - (2.32c) ifadeleri elde edilir.

$$\mathbf{M}_x = I_{xx} \frac{d\boldsymbol{\omega}_x}{dt} - (I_{yy} - I_{zz})\boldsymbol{\omega}_y\boldsymbol{\omega}_z \quad (2.32a)$$

$$\mathbf{M}_y = I_{yy} \frac{d\boldsymbol{\omega}_y}{dt} - (I_{zz} - I_{xx})\boldsymbol{\omega}_z\boldsymbol{\omega}_x \quad (2.32b)$$

$$\mathbf{M}_z = I_{zz} \frac{d\boldsymbol{\omega}_z}{dt} - (I_{xx} - I_{yy})\boldsymbol{\omega}_x\boldsymbol{\omega}_y \quad (2.32c)$$

(2.32a) - (2.32c) ifadeleri sırasıyla (2.33a) - (2.33c) ifadelerine dönüşmektedir.

$$\mathbf{M}_x = I_{xx}\ddot{\phi} - (I_{yy} - I_{zz})\dot{\psi}\dot{\theta} \quad (2.33a)$$

$$\mathbf{M}_y = I_{yy}\ddot{\theta} - (I_{zz} - I_{xx})\dot{\psi}\dot{\phi} \quad (2.33b)$$

$$\mathbf{M}_z = I_{zz}\dot{\psi} - (I_{xx} - I_{yy})\dot{\theta}\dot{\phi} \quad (2.33c)$$

Açısal davranışı ifade eden dinamik denklemler ise (2.34) - (2.36)'deki gibidir.

$$I_{xx}\ddot{\phi} = (I_{yy} - I_{zz})\dot{\psi}\dot{\theta} + \mathbf{M}_x \quad (2.34)$$

$$I_{yy}\ddot{\theta} = (I_{zz} - I_{xx})\dot{\psi}\dot{\phi} + \mathbf{M}_y \quad (2.35)$$

$$I_{zz}\dot{\psi} = (I_{xx} - I_{yy})\dot{\theta}\dot{\phi} + \mathbf{M}_z \quad (2.36)$$

(2.34) - (2.36) ifadelerindeki kontrol momentleri (2.37) ifadesindeki gibidir.

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M}_x \\ \mathbf{M}_y \\ \mathbf{M}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{M}_4 - \mathbf{M}_2 \\ \mathbf{M}_3 - \mathbf{M}_1 \\ \mathbf{D}_1 - \mathbf{D}_2 + \mathbf{D}_3 - \mathbf{D}_4 \end{bmatrix} \quad (2.37)$$

Pervanelerin oluşturduğu dönme etkileri (2.38) ifadesinde verilmektedir [34]. (2.38) ifadesi açık şekilde yazıldığı takdirde (2.39) ifadesine ulaşılmaktadır. (2.38) ifadesinde yer alan  $J_r$  pervanelerin ataletini temsil etmektedir.

$$\sum_{i=1}^4 (\Omega_r \times J_r) (-1)^{i+1} \omega_i \mathbf{e}_z \quad (2.38)$$

$$[\dot{\phi} \mathbf{i} + \dot{\theta} \mathbf{j} + \dot{\psi} \mathbf{k}] [J_r 0 \mathbf{i} + J_r 0 \mathbf{j} + J_r (-1)^{i+1} \omega_i \mathbf{k}] \quad (2.39)$$

Denklem (2.38) pervanelerin dönme etkileri göstermektedir ve  $\Omega_r$  (2.40) ifadesindeki gibi tanımlanmaktadır.

$$\Omega_r = \Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 \quad (2.40)$$

$$\ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\psi} \left[ \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right] - \frac{J_r}{I_{xx}} \dot{\theta} \Omega_r + \frac{l}{I_{xx}} U_2 \quad (2.41)$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} \left[ \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right] + \frac{J_r}{I_{yy}} \dot{\phi} \Omega_r + \frac{l}{I_{yy}} U_3 \quad (2.42)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\theta} \dot{\phi} \left[ \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right] + \frac{1}{I_{zz}} U_4 \quad (2.43)$$

(2.41)-(2.43) ifadelerinde yer alan  $l$  dönerkanat gövdesine bağlı eksen takımının merkeziyle motorlar arasındaki mesafedir.

Dönerkanatın üzerine etkiyen kuvvetler Newton'un ikinci hareket yasasıyla bulunmaktadır.

$$\mathbf{F}_b = -mg \mathbf{E}_z + R \sum_{i=1}^4 \mathbf{T}_i \quad (2.44)$$

Burada  $R$  dönüşüm matrisini,  $E_z$  yerküre ilişik koordinat sisteminde  $z$  birim vektörünü göstermektedir. Burada amaç gövdeye bağlı eksen takımından  $B$

yerküreye bağlı eksen takımından geçerek etkiyen kuvvetleri göstermektedir.  $T_i$  her bir motora ait itki kuvvetini,  $m$  aracın kütlesini ve  $g$  yerçekimi ivmesi temsil etmektedir. (2.44) ifadesi açık şekilde yazılırsa (2.45) elde edilir.

$$\mathbf{F}_b = - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ m\mathbf{g} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi & c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi \\ s\psi c\theta & s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi s\theta c\phi - s\phi c\psi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \sum_{i=1}^4 \mathbf{T}_i \end{bmatrix} \quad (2.45)$$

Kartezyen davranışı ifade eden dinamik denklemler (2.46)-(2.48) ifadelerinde verilmektedir.

$$\ddot{x} = (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \frac{1}{m} U_1 \quad (2.46)$$

$$\ddot{y} = (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \frac{1}{m} U_1 \quad (2.47)$$

$$\ddot{z} = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} U_1 \quad (2.48)$$

Kontrol girişleri motorlar tarafından üretilen itkiler ve bu itkilerin neden olduğu momentlerden oluşmaktadır. Bu ifadeler (2.49) - (2.52) denklemlerinde gösterilmektedir [21].

$$U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (2.49)$$

$$U_2 = M_x = b(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \quad (2.50)$$

$$U_3 = M_y = b(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \quad (2.51)$$

$$U_4 = M_z = d(\Omega_1^2 + \Omega_3^2 - \Omega_2^2 - \Omega_4^2) \quad (2.52)$$

(2.49)-(2.52) ifadelerindeki  $b$  ve  $d$  sırasıyla itki ve sürüklenme katsayılarını<sup>30</sup> ifade etmektedir.

### 2.2.5. Atalet Momentlerinin Sayısal Hesabı

Dönerkanat çerçevesi birbirine çapraz bağlı karbon fiber çubuklardan, bu çubukların ucuna bağlı 4 adet motordan, ağırlık merkezinde bulunan ölçüm ve kontrol aygıtlardan ve bataryadan meydana gelmektedir. Atalet hesaplaması 3 ana başlıkta incelenmektedir. Bunlar karbon fiber çubukların atalet hesabı, motorların atalet hesabı ve ağırlık merkezi atalet hesabı olarak sıralanmaktadır [33-35]. Karbon-fiber çubukların  $x$ ,  $y$  ve  $z$  eksenlerine göre atalet hesaplaması aşağıda detaylı olarak verilmektedir. İlk olarak  $x$  eksenine göre atalet momenti hesaplamasına bakıldığında (2.53) ifadesine ulaşılmaktadır.

$$I_{xr1} = \int_m (y^2 + z^2) dm \quad (2.53)$$

$$I_{xr1} = \int_{-l/2}^{l/2} \rho A y^2 dy = \frac{l^3}{24} \rho A - \frac{-l^3}{24} \rho A = \frac{l^3 \rho A}{12} \quad (2.54)$$

(2.53) ve (2.54) ifadelerinde yer alan  $\rho$  çubuğun malzeme yoğunluğu,  $A$  çubuğun kesit alanını,  $y$  çubuğun kartezyen eksenindeki üzerindeki uzunluğunu,  $l$  ise çubuğun boyunu göstermektedir.  $m_c = \rho A l$  çubuğun kütleini,  $l_{1,2,3,4}$  çubuğun boyunun yarısını ifade etmekte ve  $l = l_1 + l_3 = l_2 + l_4$  olarak tanımlanmaktadır.

$$I_{xr} = \frac{m_c l^2}{12} + \frac{m_c d^2}{2} \quad (2.55)$$

(2.55) ifadesinde yer alan  $d$  çubuğun yarıçapıdır.

$y$  eksenine göre çubukların atalet momenti hesabı (2.56)-(2.58) eşitliklerinde verilmektedir.

---

<sup>30</sup> İng. *Drag Coefficient*



$$I_{yr1} = \int_m (x^2 + z^2) dm \quad (2.56)$$

$$I_{yr1} = \int_{-l/2}^{l/2} \rho A x^2 dx = \frac{l^3}{24} \rho A - \frac{-l^3}{24} \rho A \quad (2.57)$$

$$I_{yr} = \frac{m_c l^2}{12} + \frac{m_c d^2}{2} \quad (2.58)$$

$z$  eksenine göre çubukların atalet momenti hesabı (2.59) eşitliğinde verilmektedir.

$$I_{zr} = \frac{m_c l^2}{6} \quad (2.59)$$

Birinci motorun  $x$  eksenine göre atalet momenti (2.60) eşitliğinde verilmektedir.

$$I_{x1} = \int_m (z^2 + y^2) dm \quad (2.60)$$

(2.60) eşitliğinde yer alan  $dm$  (2.61) ifadesindeki gibi tanımlanmaktadır.

$$dm = \rho r dr d\theta \quad (2.61)$$

(2.61) ifadesinde  $\rho$  motorun malzeme yoğunluğu,  $r dr$  sonsuz küçüklükteki yarıçapı ve  $d\theta$  diferansiyel elemanı temsil etmektedir. Atalet momenti hesaplamalarında motorlar silindirik kabul edilmiştir.

$$I_{x1} = \int_m y^2 dm \quad (2.62)$$

$$I_{x1} = \int_0^R \int_0^\pi y^3 \rho d\theta dr \quad (2.63)$$

$$I_{x1} = \rho\pi \frac{R^4}{4} \quad (2.64)$$

(2.64) eşitliğinde  $\rho=m_1/\pi$  yazıldığında motorun  $R$  yarıçapının oluşturduğu atalet momenti (2.65) elde edilmektedir.

$$I_{x1} = \frac{m_1 R^2}{4} \quad (2.65)$$

(2.65) ifadesinde  $m_1$  motorun kütlesini temsil etmektedir. Motorun  $p$  boyunun oluşturduğu atalet (2.66) denkleminde verilmektedir [33-35].

$$I_{x1p} = \int_0^p z^2 \rho dz \quad (2.66)$$

$$I_{x1p} = \rho \int_0^p z^2 dz \quad (2.67)$$

(2.67) eşitliğinde  $\rho=m/p$  yazıldığı takdirde (2.68) elde edilir.

$$I_{x1p} = \frac{m_1 p^2}{3} \quad (2.68)$$

(2.65) ve (2.68) eşitlikleri birarada yazıldığında birinci motorun  $x$  eksenine göre toplam atalet momenti bulunmuş olur.

$$I_{xm1} = \frac{m_1 R^2}{4} + \frac{m_1 p^2}{3} \quad (2.69)$$

Dönerkanatın simetrik yapısından dolayı birinci ve üçüncü motorun, ikinci ve dördüncü motorun  $x$  eksenini üzerindeki ataletsel etkileri birbirine eşittir. Ayrıca birinci ve üçüncü motorun  $y$  eksenini üzerindeki ataletsel etkisi ile ikinci ve dördüncü motorun  $x$  eksenini üzerindeki ataletsel etkileri eşittir.

$y$  eksenine göre birinci motorun atalet momenti hesabı (2.70)-(2.72) ifadelerinde verilmektedir.

$$I_{y1} = \frac{m_1 R^2}{4} \quad (2.70)$$

$$I_{y1p} = \frac{m_1 p^2}{3} + m_1 l_1^2 \quad (2.71)$$

$$I_{ym1} = \frac{m_1 R^2}{4} + \frac{m_1 p^2}{3} + m_1 l_1^2 \quad (2.72)$$

(2.71) ve (2.72) eşitliğinde yer alan  $l_1$  ağırlık merkeziyle motor ağırlık merkezi arasındaki mesafedir.  $z$  eksenine göre atalet momenti hesabı ise (2.73) eşitliğinde verilmektedir.

$$I_{z1} = \int_m r^2 dm \quad (2.73)$$

(2.73) ifadesinde  $dm = \rho r dr d\theta$  yazıldığı takdirde (2.74) elde edilmektedir.

$$I_{z1} = \int r^2 \rho r dr d\theta \quad (2.74)$$

$$I_{z1} = \rho \int_0^R \int_0^{2\pi} r^3 d\theta dr \quad (2.75)$$

$$I_{z1} = \rho 2\pi \int_0^R r^3 dr \quad (2.76)$$

$$I_{z1} = \frac{\rho 2\pi R^4}{4} \quad (2.77)$$

(2.77) eşitliğinde  $\rho = m_1 / \pi R^2$  yazıldığında (2.78) elde edilmektedir.

$$I_{z1} = \frac{m_1 R^2}{2} \quad (2.78)$$

$z$  ekseninde birinci motorun oluşturduğu toplam atalet momenti (2.79) ifadesindeki gibidir.

$$I_{zm1} = \frac{m_1 R^2}{2} + m_1 l_1^2 \quad (2.79)$$

(2.79) eşitliğinde yer alan  $l_1$  ağırlık merkeziyle motor ağırlık merkezi arasındaki mesafedir. Toplam motor ataletleri dört motorun atalet momenti toplamlarına eşittir. Ağırlık merkezinin atalet momenti hesabı ise merkezde bulunan AÖB dikkate alınarak yapılmıştır. Buna göre  $x$  eksenine göre ağırlık merkezinin atalet momenti (2.80)-(2.81) eşitliklerinde verilmektedir.

$$I_{cgx} = \int_{-w/2}^{w/2} \rho A y^2 dy + \int_{-h/2}^{h/2} \rho A z^2 dz = \frac{w^3 \rho A}{12} + \frac{h^3 \rho A}{12} = \frac{(w^3 + h^3) \rho A}{12} \quad (2.80)$$

(2.80) ifadesinde  $\rho = m_{cg}/A$  yazılırsa (2.81) elde edilir. (2.80) ifadesinde  $m_{cg}$  ağırlık merkezinin kütesini,  $\rho$  ağırlık merkezinin yoğunluğunu,  $w$  ve  $h$  AÖB'nin  $y$  ve  $z$  bileşenlerini temsil etmektedir [33].

$$I_{cgx} = \frac{m_{cg} (w^2 + h^2)}{12} \quad (2.81)$$

$y$  eksenine göre ağırlık merkezi atalet hesabı (2.82) eşitliğinde verilmektedir.

$$I_{cgy} = \int_{-a/2}^{a/2} \rho A x^2 dx + \int_{-h/2}^{h/2} \rho A z^2 dz = \frac{a^3 \rho A}{12} + \frac{h^3 \rho A}{12} = \frac{(a^3 + h^3) \rho A}{12} \quad (2.82)$$

(2.82) ifadesinde  $a$  ve  $h$ , AÖB'nin  $x$  ve  $z$  bileşenlerini temsil etmektedir. (2.82) ifadesinde  $\rho = m_{cg}/A$  yazılırsa (2.83) elde edilir.

$$I_{cgy} = \frac{m_{cg} (a^2 + h^2)}{12} \quad (2.83)$$

Ağırlık merkezinin  $z$  eksenine göre atalet momenti (2.84) eşitliğinde verilmektedir.

$$I_{cgz} = \int_{-a/2}^{a/2} \rho A x^2 dx + \int_{-w/2}^{w/2} \rho A y^2 dy = \frac{a^3 \rho A}{12} + \frac{w^3 \rho A}{12} = \frac{(a^3 + w^3) \rho A}{12} \quad (2.84)$$

(2.84) ifadesinde  $a$  ve  $w$ , AÖB'nin  $x$  ve  $y$  bileşenlerini temsil etmektedir. (2.84) ifadesinde  $\rho = m_{cg}/A$  yazılırsa (2.85) elde edilir.

$$I_{cgz} = \frac{m_{cg}(a^2 + w^2)}{12} \quad (2.85)$$

Birinci EHK'nın  $x$  eksenini üzerindeki ataleti (2.86) eşitliğinde verilmektedir.

$$I_{ehk1x} = \frac{m_{ehk}(w_e^2 + h_e^2)}{12} \quad (2.86)$$

(2.86) eşitliğinde  $m_{ehk}$  her bir EHK'nın ağırlığını,  $w_e$  ve  $h_e$  birinci EHK'nın  $y$  ve  $z$  bileşenlerini temsil etmektedir.

Birinci EHK'nın  $y$  eksenini üzerindeki ataletsel etkisi (2.87) eşitliğinde gösterilmektedir.

$$I_{ehk1y} = \frac{m_{ehk}(a_e^2 + h_e^2)}{12} + m_{ehk}l_o^2 \quad (2.87)$$

(2.87) eşitliğinde  $a_e$  ve  $h_e$  birinci EHK'nın  $x$  ve  $z$  bileşenlerini,  $l_o$  ise EHK'nın dönerkanat ağırlık merkezinden olan uzaklığını temsil etmektedir.

Birinci EHK'nın  $z$  eksenini üzerindeki ataletsel etkisi (2.88) eşitliğindeki gibidir.

$$I_{ehk1z} = \frac{m_{ehk}(w_e^2 + h_e^2)}{12} + m_{ehk}l_o^2 \quad (2.88)$$

(2.88) eşitliğinde  $w_e$  ve  $h_e$  birinci EHK'nın  $x$  ve  $y$  bileşenlerini temsil etmektedir.

Dönerkanatın simetrik yapısından dolayı birinci ve üçüncü ile ikinci ve dördüncü EHK'nın  $x$  eksenini üzerindeki ataletsel etkileri birbirine eşittir. Ayrıca birinci ve üçüncü EHK,  $y$  eksenini üzerindeki ataletsel etkisi ile ikinci ve dördüncü EHK'nın  $x$  eksenini üzerindeki ataletsel etkileri eşittir. Yukarıda bahsedilen bu fiziksel gerçeklerden yola çıkarak sırasıyla  $x$ ,  $y$  ve  $z$  eksenleri üzerindeki toplam EHK ataletleri (2.89)-(2.91) eşitliklerinde verilmektedir.

$$I_{ehkx} = 2 \left( \frac{m_{ehk}(w_e^2 + h_e^2)}{12} \right) + 2 \left( \frac{m_{ehk}(w_e^2 + h_e^2)}{12} + m_{ehk}l_o^2 \right) \quad (2.89)$$

Dönerkanatın simetrik yapısından dolayı (2.90) eşitliği sağlanmaktadır.

$$I_{ehky} = I_{ehkx} \quad (2.90)$$

$$I_{ehkz} = 4 \left( \frac{m_{ehk}(w_e^2 + h_e^2)}{12} + m_{ehk}l_o^2 \right) \quad (2.91)$$

$x$ ,  $y$ ,  $z$  eksenine göre toplam atalet momenti (2.92)-(2.94) denklemlerindeki gibidir [33].

$$I_{xx} = I_{xr} + I_{xm1} + I_{xm2} + I_{xm3} + I_{xm4} + I_{cgx} + I_{ehkx} \quad (2.92)$$

$$I_{yy} = I_{yr} + I_{ym1} + I_{ym2} + I_{ym3} + I_{ym4} + I_{cgy} + I_{ehky} \quad (2.93)$$

$$I_{zz} = I_{zr} + I_{zm1} + I_{zm2} + I_{zm3} + I_{zm4} + I_{cgz} + I_{ehkz} \quad (2.94)$$

Çizelge 2.1. Dönerkanat sisteminin bileşenleri

<b>Parça İsimleri</b>	<b>Ağırlık (kg)</b>	<b>Boyut (m)</b>
Çubuk (2 adet)	0.076	0.3
Motor (4 adet)	0.400	0.0138 (yarıçap)
AÖB+Rekor (1 adet)	0.100	0.06 × 0.06 × 0.02
EHK (4 adet)	0.160	0.10 × 0.04 × 0.04
Toplam ağırlık	0.736	

$x$  ve  $y$  eksenlerine göre toplam dönerkanat atalet momenti sayısal olarak şu şekilde hesaplanmaktadır.

$x$  eksenine göre çubukların atalet momenti (2.95) ifadesindeki gibidir.

$$I_{xr} = \frac{m_c l^2}{12} + \frac{m_c d^2}{2} = \frac{(0.038 \text{ kg})(0.6 \text{ m})^2}{12} + \frac{(0.038 \text{ kg})(0.006 \text{ m})^2}{2} \quad (2.95)$$

$$\cong 1.14 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$$

Birinci motorun  $x$  eksenine göre atalet momenti hesabı (2.96) eşitliğindeki gibidir.

$$I_{x1} = \frac{m_1 r^2}{4} + \frac{m_1 p^2}{3} = \frac{(0.100 \text{ kg})(0.0138 \text{ m})^2}{4} + \frac{(0.100 \text{ kg})(0.015 \text{ m})^2}{3} \quad (2.96)$$

$$\cong 1.2261 \times 10^{-5} \text{ kgm}^2$$

İkinci motorun  $x$  eksenine göre atalet momenti hesabı (2.97) eşitliğinde verilmektedir.

$$I_{xm2} = \frac{m_2 r^2}{4} + \frac{m_2 p^2}{3} + m_2 l_2^2 = \frac{(0.100 \text{ kg})(0.0138 \text{ m})^2}{4} \quad (2.97)$$

$$+ \frac{(0.100 \text{ kg})(0.015 \text{ m})^2}{3} + (0.100 \text{ kg})(0.3 \text{ m})^2 \cong 9 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$$

Ağırlık merkezi atalet momenti hesabı (2.98) ifadesinde verilmektedir.

$$I_{cgx} = \frac{m(w^2 + h^2)}{12} + m l_o^2 = \frac{(0.100 \text{ kg})(0.064 \text{ m}^2 + 0.025 \text{ m}^2)}{12} \quad (2.98)$$

$$+ (0.100)(0.1 \text{ m})^2 \cong 1 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$$

EHK'ların  $x$  eksenini üzerindeki ataletsel etkisi (2.99) eşitliğinde verilmektedir.

$$I_{ehkx} = 2 \left( \frac{m_{ehk} (w_e^2 + h_e^2)}{12} \right) + 2 \left( \frac{m_{ehk} (w_e^2 + h_e^2)}{12} + m_{ehk} l_o^2 \right) \quad (2.99)$$

$$\cong 3.816 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$$

Toplam  $x$  eksenine göre atalet momenti (2.100) ifadesinde verilmektedir.

$$I_{xx} \cong 23.97 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2 \quad (2.100)$$

Dönerkanat simetrik yapıda olduğundan  $I_{xx}=I_{yy}$  sağlanmaktadır.

$z$  eksenine göre toplam atalet momenti hesabı (2.101)-(2.105) ifadelerinde verilmektedir.

$$I_{zr} = \frac{m_c l^2}{6} = \frac{(0.038 \text{ kg})(0.3 \text{ m})^2}{6} \cong 2.28 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2 \quad (2.101)$$

$$I_{zml} = \frac{m_1 R^2}{2} + m_1 l_1^2 = \frac{(0.100)(0.0138 \text{ m})^2}{2} + (0.100)(0.3)^2 \quad (2.102)$$
$$\cong 9 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2$$

$$I_{cgz} = \frac{m_{cg}(a^2 + w^2)}{12} = \frac{(0.100)(0.064^2 + 0.064^2)}{12} \quad (2.103)$$
$$\cong 6.82 \times 10^{-5} \text{ kgm}^2$$

$$I_{ehkz} = 4 \left( \frac{m_{ehk}(w_e^2 + h_e^2)}{12} + m_{ehk} l_o^2 \right) \cong 6.552 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2 \quad (2.104)$$

$$I_{zz} \cong 44.90 \times 10^{-3} \text{ kgm}^2 \quad (2.105)$$



### 2.3. Eyleyici İtki Modelleme

İnsansız hava araçlarında elektrikli güç sistemlerinin kullanımı oldukça yaygın bir yöntem olup, özellikle Lityum Polimer tipte batarya modülleri son zamanlarda sıklıkla kullanılan kaynak tiplerindedir. Bu çalışmada Lityum Polimer batarya kullanılarak yapılan bir dizi deneyin sonucunda aracın kontrol girdilerini doğrudan etkileyen itkinin batarya gerilimiyle oldukça büyük değişiklikler sergileyebildiği gösterilmekte, bu değişimlerin güvenli uçuş için uygun bir biçimde modele katılması gerekliliği vurgulanmaktadır. Dönerkanat uçuşu esnasında batarya tükendikçe performansı düşmekte ve aynı DGM seviyesinde zaman geçtikçe daha az ağırlık kaldırabilir hale gelmektedir. Bu değişikliklerle başa çıkabilmek için şu iki sorunun sorulması, gerçek zamanlı ve benzetim çalışmalarında kullanılmak üzere eyleyicinin dinamik modeline ilişkin yapıların geliştirilmesi gerekmektedir.

- Belirli bir seviyedeki batarya gerilimine ve istenen pervane açısız hızlarına ( $\Omega_i$ ) karşı düşen DGM sinyali değeri ne olmalıdır? Şekil 2.4'ün 2. kısmında yer alan yapı denetleyicinin bir parçası olup istenilen pervane açısız hızını sağlayacak DGM sinyalini elektronik hız denetleyicilerine uygulamaktadır.
- Belirli bir seviyedeki batarya gerilimi ve DGM sinyaline karşı düşen pervane açısız hızları ne olmalıdır? Şekil 2.4'ün 3. kısmında yer alan yapı benzetim çalışmaları esnasında gerekmektedir.

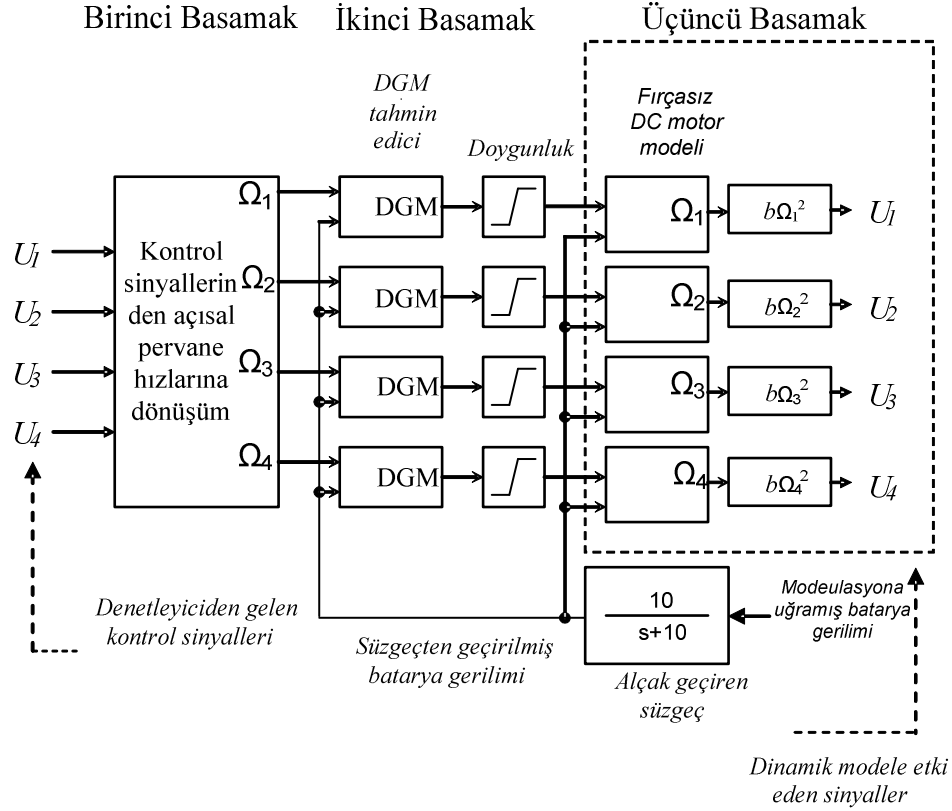
Şekil 2.4'de görülen, denetleyici tarafından üretilen birinci basamakda yer alan  $U$  kontrol sinyallerinden DGM seviyelerine geçişin ve üçüncü basamakdaki DGM seviyelerinden  $U$  kontrol sinyallerine tekrar geçişin sebebi dönerkanat kontrolünde kullanılan fırçasız doğru akım<sup>31</sup> (FDA) motorunun DGM sinyalleri vasıtasıyla çalışan elektronik hız denetleyicisi<sup>32</sup> tarafından sürülmesidir. Dönerkanat dinamik modelini ve denetleyici yapılarını sinyal değişim aşamasında ayırmak zaruret halini almaktadır. Yapay sinir ağları (YSA) kullanılarak FDA motoru modellenmiş, bataryada meydana gelen gerilim düşümü probleminin üstesinden gelinmiştir.

---

<sup>31</sup> İng. *Brushless Direct Current*

<sup>32</sup> İng. *Electronic Speed Controller*

Eyleyici itki modellenmesi test düzeneği ve yapay sinir ağları tabanlı modelleme bölümlerinde detaylı şekilde anlatılmaktadır.



Şekil 2.4. Kontrol sinyallerinin dinamik modeli kontrol edecek uygun hale dönüşümü, [36]

### 2.3.1. Test Düzeneği

Eyleyicinin doğru şekilde modellenebilmesi için uygun test düzeneğinin gerekliliği aşikardır. Bu doğrultuda test düzeneğini meydana getiren ekipmanlardan bu bölümde bahsedilmektedir.

### 2.3.1.1. dSPACE DS1104 R&D Veri Kontrol Kartı

DS1104 veri toplama ve bağımsız işlem yapabilme özelliklerinin bir araya toplandığı, gerçek zamanlı kontrol uygulamalarının ve modelleme işlemlerinin gerçekleştirildiği masaüstü bilgisayarlar üzerinde çalışan tek kartlı<sup>33</sup> donanımdır.

dSPACE® sisteminin gerçek zamanlı uygulamaları kolaylaştırmak amaçlı analog dijital çeviriciler, dijital analog çeviriciler, seri haberleşme arayüzleri (RS232, RS422, RS485), darbe genişliği modülasyonu (DGM) çıkışları, sayısal artımsal şifreleyici arayüzü ve kullanıcıların gerçek zamanlı uygulamalardan elde ettiği çeşitli tipteki veri ile çalışmasına olanak sağlayan dijital giriş/çıkış birimlerini içeren DS1104 donanımına bağlı bir çıkış paneli bulunmaktadır. DS1104 donanımı işlemleri Matlab/Simulink® vasıtasıyla yerine getirmektedir. ControlDesktop® yazılımı yardımıyla Matlab/Simulink® ortamında oluşturulan modeller ve kontrol uygulamaları DS1104 donanımına yüklenebilmekte, katsayılar ve değişkenler oluşturulan arayüzler sayesinde kolaylıkla izlenebilmektedir ve değiştirilebilmektedir.

### 2.3.1.2. Fırçasız Elektronik Hız Kontrolörü

Fırçasız Elektronik Hız Kontrolörü (FEHK), motor ve güç kaynağı arasında arabirim olarak çalışan bir elektronik ayardır. FEHD, DS1104 donanımı tarafından üretilen DGM sinyalleri yardımıyla kontrol edilmektedir. Uygulanan DGM sinyalleri sayesinde FEHK, motorun istenen miktarda gücü üretmesini ve bu sayede açışal pervane hızının ayarlanabilmesini sağlamaktadır. Fırçalı doğru akım motorlarının aksine fırçasız doğru akım motorları özel sürüş tekniklerine ihtiyaç duymaktadır. FEHK'nin uygun sıra ve zamanlamayla motor fazlarına aktardığı uyardı sayesinde motor istenilen dönme hareketini gerçekleştirmektedir. Dönerkanat projesinde kullanılan hız denetleyicisinde üç adet motora bağlantının sağlandığı kablo

---

<sup>33</sup> İng. *Single Board*

bulunmaktadır. Bu kablolara projede kullanılan fırçasız doğru akım motorunun fazları bağlanmakta ve motor istenilen hızlarda döndürülebilmektedir.

#### **2.3.1.3. Fırçasız Doğru Akım Motoru**

FDA motorları fırçalı doğru akım motorlarıyla kıyaslandığında daha iyi tork özelliği göstermesi, yüksek verimlilik, uzun çalışma ömrünün olması, sessiz çalışma gibi birçok üstün özelliği bulunmaktadır. Düşük hızlarda sağlayabildiği yüksek tork özelliklerinden dolayı FDA motorları dişli mekanizmasına gereksinim duymamaktadır. Eyleyici itki modellemesi sırasında dönerkanat projesinde kullanılan AXI 2212/34 dış ortam tipinde fırçasız doğru akım motoru kullanılmıştır.

#### **2.3.1.4. Pervane**

Dönerkanat tipinde insansız hava aracına özgü olarak birbirinin zıt yönünde dönen pervane çiftleri kullanılmıştır. Çeşitli boyutlardaki pervane türlerinden dönerkanat katı gövdesine boyutu ve özellikleriyle en iyi uyan 12×4.5 tipi ve 12×4.5 CR tipi birbirine zıt yönde dönen pervaneler tercih edilmiş, eyleyici itki modelleme deneyleri esnasında birbirinin aynı özellikleri göstermesinden dolayı 12×4.5 CR tipi pervane kullanılmıştır. 12×4.5 CR tipi pervane 12 inç (30.48 cm) çapa ve 4.5 inç (11.43 cm) hatve açısına sahiptir.

#### **2.3.1.5. Lityum Polimer Batarya**

İnsansız hava araçlarının güç gereksinimi olumlu elektriksel özellikleri dolayısıyla Lityum Polimer bataryalar tarafından karşılanmaktadır. Lityum polimer bataryalar diğer türlerine oranla daha hafif, daha yüksek elektriksel kapasiteye sahip olmalarından ötürü uzun süreli uçuşları İHA'lar için mümkün kılmaktadır. Bu da yüksek güç gereksinimi olan dönerkanat gibi İHA'lara üstünlük sağlamaktadır. Deneyler esnasında 3 hücreli 200mAh tipi Lityum Polimer batarya kullanılmıştır.

### 2.3.1.6. Fototransistor-Kızılötesi Verici Diyot Düzenegi

Bir motorun açisal hızını ölçmekte yaygın olarak kullanılan yöntem döner şifreleyicilerdir<sup>34</sup>. Eyleyici itki modelleme deneyleri esnasında uygulanması daha kolay olan fototransistor içeren bir algılama devresi tasarlanmış ve kullanılmıştır. Bu devrede NPN tipinde bir fototransistor (BPW76) kızılötesi verici diyota<sup>35</sup> (L-51XXIR1BC) paralel şekilde konumlandırılmış olup, dönen pervanesinin her bir kanadı paralel konumlandırılmış olan devre elemanları arasından geçtiğinde fototransistorun kollektör bacağında gerilim farkı oluşturmaktadır. Bu gerilim farkı DS1104 donanımı yardımıyla toplanmış ve kaydedilmiştir. Böylelikle geliştirilen algoritma sayesinde FDA motorunun pervanesinin açisal hızı bulunabilmektedir [37].

### 2.3.2. Veri Toplama ve Batarya Gerilimindeki Modülasyonu Engelleme

#### 2.3.2.1. Lityum-Polimer Bataryanın Gerilimi

DS 1104 donanımı 10V altındaki gerilim değerlerini okuyabildiğinde dolayı batarya gerilimini gerilim bölücü devre yardımıyla ölçülebilen değerlere çekmek gerekmektedir. Deneyler esnasında elde edilen gerilim bilgisi DS1104'ün analog dijital kanalı yardımıyla okunmuştur. Şekil 2.5'de görüldüğü üzere batarya gerilimi sürüş devresinde meydana gelen elektriksel etkileşimlerden dolayı ciddi şekilde bozulmaktadır. Kaldırma kuvveti pervanesinin açisal hızıyla, açisal hız ise batarya gerilimiyle ilgili olduğundan bataryanın içinde bulunduğu elektriksel koşullar önem arz etmektedir. Şekil 2.6'da gösterilen basamak biçimli DGM işareti uygulandığında ölçülen batarya geriliminde önemli seviyelerde düşüşe neden olmakta ve bu düşüşün neticesinde motor açisal hızı istenmeyen şekilde etkilenmektedir. Başka bir deyişle batarya yoruldukça performansı düşmekte ve aynı DGM seviyesinde zaman geçtikçe daha az ağırlık kaldırabilir hale gelmektedir. Şekil 2.7 ve Şekil 2.8 bu sorunu açık şekilde gözler önüne sermektedir. İnsansız hava aracı uygulamalarında uçuş kontrolörü tasarlarken batarya performansının dikkate alınması yukarıda bahsedilen

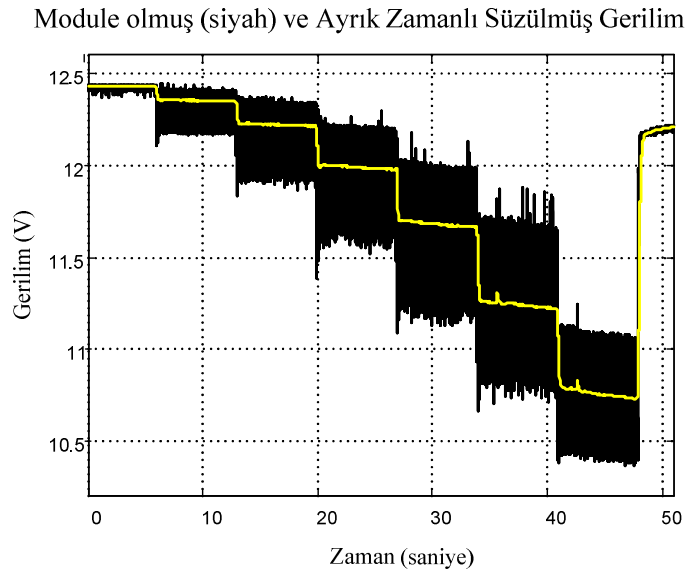
---

<sup>34</sup> İng. *Rotary Encoder*

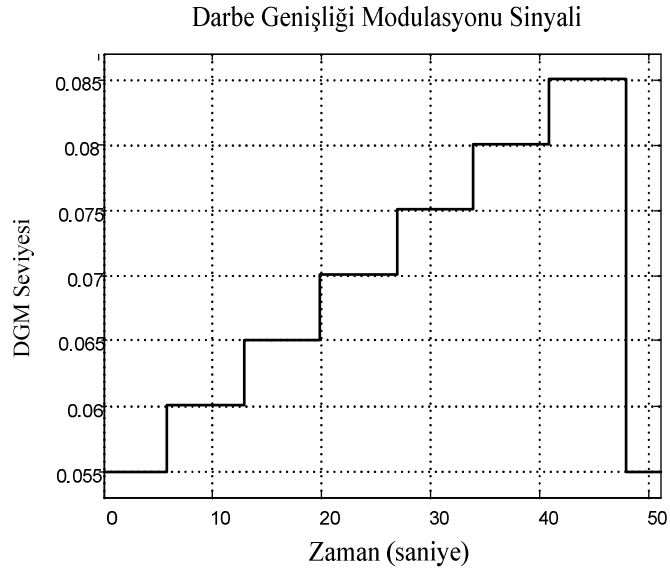
<sup>35</sup> İng. *Infrared Emitter Diode*

sebeplerden dolayı elzemdir. (2.106) ifadesinde yer alan süzgeç Şekil 2.4’de yer alan sürekli zamanlı süzgecin ayrık zamanlı özdeşi olup, module olmuş batarya geriliminden işe yarayan anlamlı bilginin elde edilmesini sağlamaktadır. Şekil 2.4’de görülen alçak geçiren süzgeçte sezgisel olarak çeşitli deneyler sonucundaen iyi performansın elde edildiği katsayılar kullanılmıştır. Katsayılar belirlenirken itki kuvveti ile DGM sinyali arasındaki ilişki baz alınmıştır. (2.106) ifadesinde örnekleme periyodu 0.02 saniye olarak alınmıştır. Deneysel sonuçlara göre Şekil 2.9 ve Şekil 2.10’da görüldüğü üzere belli DGM seviyesinden sonra pervane açılmal hızı doyumuna ulaşmaktadır.

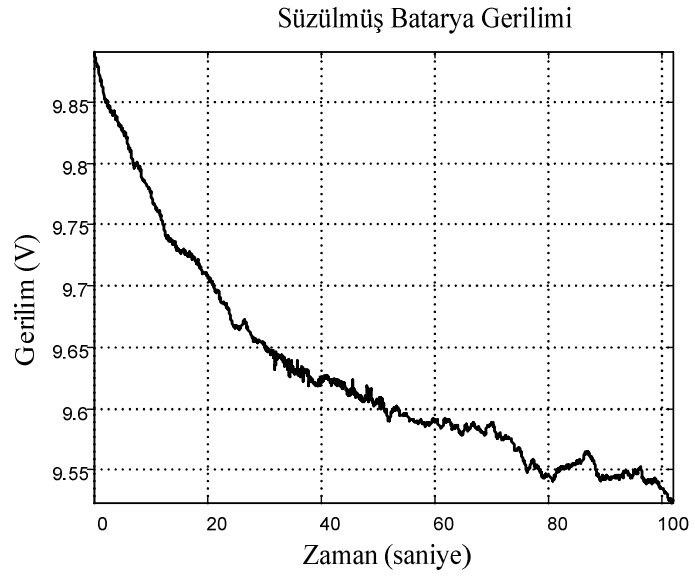
$$H(z) = 4.9975 \times 10^{-4} \frac{z+1}{z-0.9995} \quad (2.106)$$



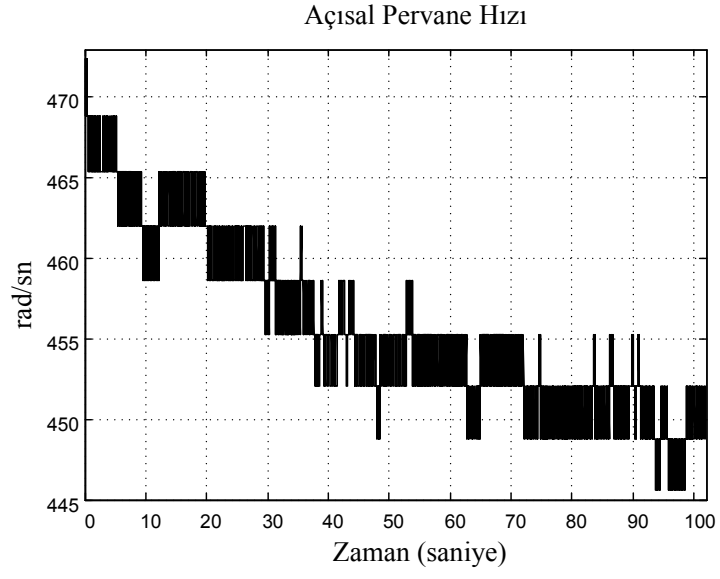
Şekil 2.5. Batarya gerilimi ve ayrık zamanlı süzgecin çıkışı, [37]



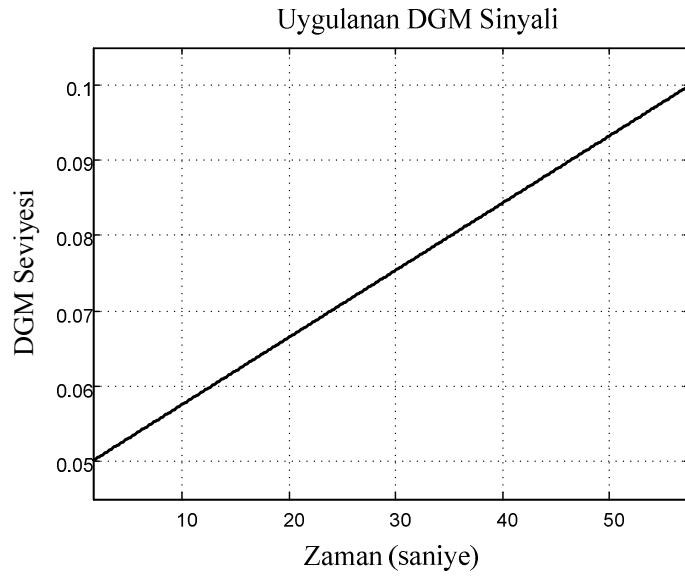
şekil 2.6. Uygulanan DGM sinyali, [37]



şekil 2.7. Sabit DGM sinyali altında batarya tüketimi, [37]

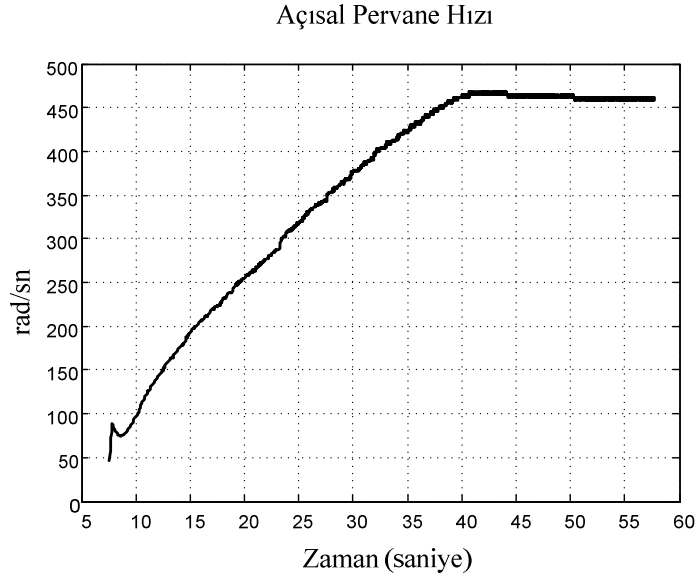


Şekil 2.8. Sabit DGM sinyalinde açısal pervane hızı değişimi, [37]



Şekil 2.9. DGM sinyalinin çalışma aralığı, [37]





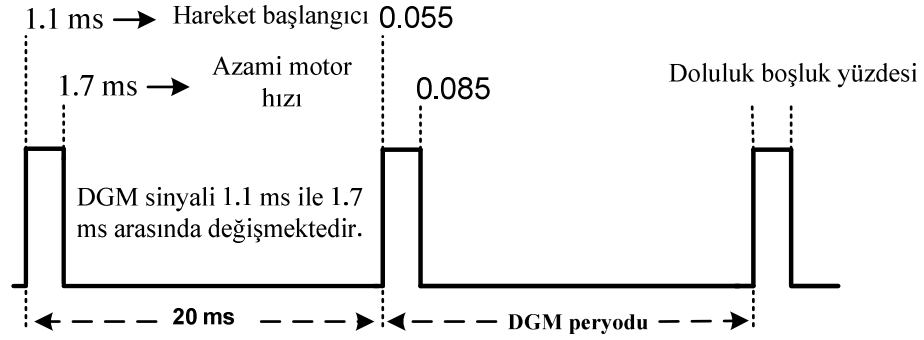
Şekil 2.10. Açısal pervane hızı çalışma aralığı, [37]

### 2.3.2.2. Darbe Genişlik Modülasyonu Sinyali

Fırçasız Elektronik Hız Kontrolörü (FEHK)'nün uyarımı için sabit frekanslı, doluluk boşluk yüzdesi<sup>36</sup> 1ms (DGM seviyesi 0.05) ile 2ms (DGM seviyesi 0.10) arasında değişen DGM sinyalinin uygulanması gerekmektedir. Şekil 2.11'de profili 1 ile 2 ms arasında değişen DGM sinyali tasvir edilmektedir ve Şekil 2.10'da ise bu DGM profiline karşı gelen açısal pervane hızı gösterilmektedir. DGM sinyali seviyesi 0.055'e ulaştığında motor başlangıçta doğrusalsızlık<sup>37</sup> göstererek harekete geçmektedir. Şekil 2.11'de AXI 2212/34 dış ortam tipinde FDA motorunun FEHK yardımıyla sürülmesi açıklanmaktadır.

<sup>36</sup> İng *Duty Cycle*

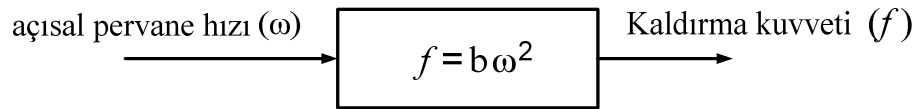
<sup>37</sup> İng. *Nonlinearity*



Şekil 2.11. 50Hz DGM sinyalinin tasviri, [37]

### 2.3.2.3. FDA Motorunun Açısal Hızı

Dönmekte olan pervanenin meydana getirdiği kaldırma kuvveti kontrol sinyaline tekabül ettiğinden dolayı açısal pervane hızı  $\omega$  ile kaldırma kuvveti  $f$  arasındaki bağıntının deneysel olarak bulunması gerekmektedir (Bkz. Şekil 2.12). Bu bağıntının ortaya çıkarılması seçilen motor/pervane çiftine özgü olan  $b$  kaldırma kuvveti katsayısının<sup>38</sup> bulunmasına bağlıdır. Kaldırma kuvveti katsayısı ortam sıcaklığı, ortam hava yoğunluğu, pervane boyutu ve pervane yunuslama açısı gibi aerodinamik koşullardan etkilenmektedir.

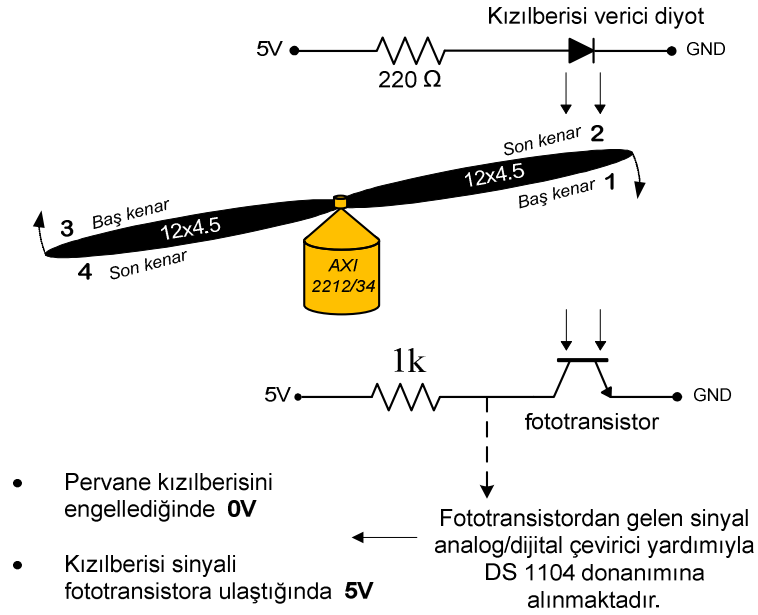


Şekil 2.12. Açısal pervane hızı ile kaldırma kuvveti arasındaki bağıntı

$b$  katsayısının bulunabilmesi için ilk olarak kaldırma kuvvetinin ve açısal pervane hızının belirlenmesi gerekmektedir. Bu sebeple fototransistor kızılberisi verici diyot devresi içeren deney düzeneği açısal pervane hızının belirlenebilmesi için tasarlanmıştır. Döner şifreleyecilerin motor üzerinde yük oluşturmasından dolayı pervane açısal hızının ölçülmesinde fototransistor devresinden yararlanılmıştır. Açısal hızı belirleyen devrenin işleyişi şu şekildedir:

<sup>38</sup> İng. *Thrust coefficient*

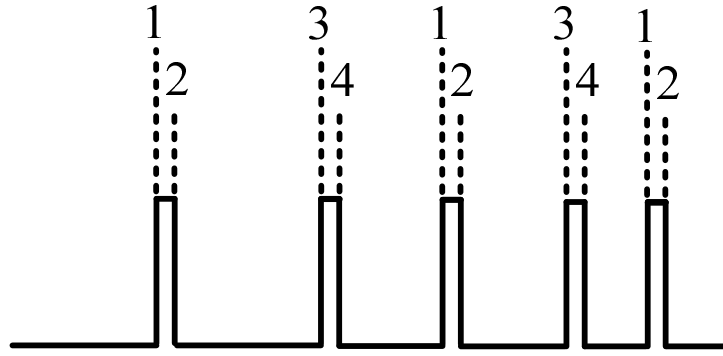
1. Pervanenin kenarları baş ve son olmak üzere Şekil 2.13’de gösterildiği üzere numaralandırılmaktadır.
2. Numaralandırma yöntemi, devre yardımıyla yükselen ve düşen kenarlara ait sinyallerin toplanmasını sağlamaktadır.



Şekil 2.13. Fototransistor-KVD düzeneği, [37]

Deney düzeneği kullanılarak elde edilen sinyal Şekil 2.14’de görülmektedir. Şekil 2.13 ve Şekil 2.14’de bahsi geçen numaralandırma aynı fiziksel anlamı taşımaktadır. Pervane açısız hızı zamanla değişen bir büyüklük olduğundan, deney düzeneği tarafından okunan açısız hızın referans bir zaman dizini ile eşleştirilmesi gerekmektedir. Şekil 2.14’de görülmekte olan 1, 2, 3, 4 numaralı kenarlar ve 1 numaralı kenar tekrar devre tarafından tespit edildiğinde pervane  $2\pi$  radyanlık (1 tur) dönüşünü belirli zaman aralığında tamamlamış olur. Pervaneye ait ilk değerler ölçüldükten sonra numaralandırılmış dört kenar fototransistörün baz<sup>39</sup> ayağında darbeler oluşturarak açısız hız bilgisini belirli zaman aralığı için sağlamaktadır. DS1104 kontrol kartına alınan darbelerden MATLAB<sup>®</sup> geliştirilen algoritma sayesinde açısız hız bilgisine ulaşılmaktadır.

<sup>39</sup> İng. Base



Şekil 2.14. Pervanenin dönmesi sonucu oluşan darbeler, [37]

Pervanenin motor üzerinde oluşturduğu sürüklenme momenti dönerkanat davranışını incelerken göz önüne alınması gereken önemli etkenlerden biridir. Sürüklenme momentinin  $\tau$  ile gösterildiği varsayımıyla sürüklenme momenti ile açısal pervane hızı arasında  $\tau = d\Omega^2$  bağıntısı bulunmaktadır. Sürüklenme katsayısını belirleyebilmek için temelde gergi ölçer<sup>40</sup> olan bir tork<sup>41</sup> metre kullanılmıştır. Tork metre ve açısal hız ölçen devre düzeneği tartının üzerine konumlandırılmıştır. Belirli açısal pervane hızlarında oluşan kaldırma kuvveti bilgisi  $b$  katsayısının bulunabilmesi için bir tartı yardımıyla toplanmıştır. Tork metrenin çıkışına gerilim farkını kuvvetlendirmek ve anlamlı veriler elde etmek amacıyla fark yükseltici olarak kullanılan işlemsel kuvvetlendirici takılmıştır. Sürüklenme katsayısı ( $d$ ) 'nın tork metre tarafından bulunması şu şekildedir: Pervane belirli bir açısal hızla döndüğünde aşağı yönde bir itme kuvveti oluşmaktadır. Pervane açısal hızıyla orantılı olarak tork metrede oluşan bükülme gerilim farkı yaratmaktadır. Tork ile tork metrede meydana gelen gerilim farkı arasındaki ilişki  $\tau = (\text{moment kolu uzunluğu}) * (\text{kuvvet})$  formülünden yararlanılarak çıkarılmıştır. Bağıntının çıkarılması için moment kolu düzeneği tork metrenin ucuna yerleştirilmiş, farklı ağırlıktaki nesnelere moment kolu ucuna asılarak gerekli veriler toplanmıştır. Deneysel çalışmalar

<sup>40</sup> İng. *Strain Gage*

<sup>41</sup> İng. *Torque*

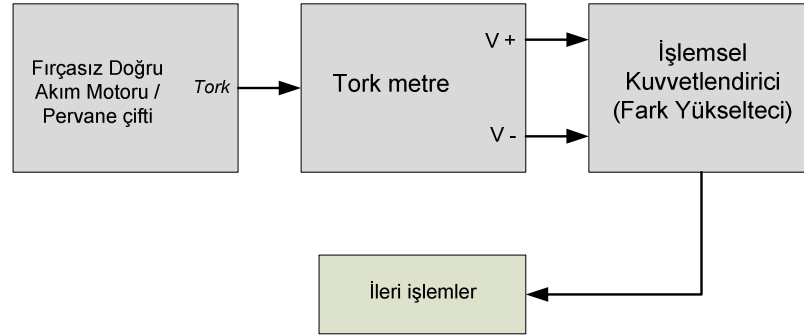
neticesinde aşağıdaki eşitliğe ulaşılmıştır. Şekil 2.15 ve Şekil 2.16'da deneylerin gerçekleştirildiği düzenek tasvir edilmektedir.

$$\tau = a(gf) + b \quad (2.107)$$

(2.107) denkleminde yer alana  $a = 1.394$ , gerilim farkı (mV)  $gf$  ve  $b = 0.713$ 'tür.



Şekil 2.15.  $b$  ve  $d$  katsayılarının bulunması için kurulan deney düzeneği, [36]



Şekil 2.16. Deney düzeneği blok diyagramı, [36]

Yapılan deneysel çalışmalar ve denklem (2.107) kullanılarak bulunan değerler Çizelge 2.2'de gösterilmektedir.

Çizelge 2.2. Deneysel çalışmalar neticesinde elde edilen ortalama  $b=192.32 \times 10^{-7}$  ve  $d=4.003 \times 10^{-7}$  katsayı değerleri.

DGM Sinyali Seviyesi	DGM Yüzdesi	Tork (Nm)	Kaldırma Kuvveti (N)	Pervane Hızı (rad/sn)	İtki Kuvveti Katsayısı (b)	Sürüklenme Momenti Katsayısı (d)
0.060	%20	0.013259	0.57879	169	$202.65 \times 10^{-7}$	$4.639 \times 10^{-7}$
0.062	%24	0.018835	0.87309	206	$205.70 \times 10^{-7}$	$4.432 \times 10^{-7}$
0.064	%28	0.024411	1.09872	232	$204.10 \times 10^{-7}$	$4.532 \times 10^{-7}$
0.068	%36	0.035563	1.64808	285	$202.80 \times 10^{-7}$	$4.378 \times 10^{-7}$
0.070	%40	0.041139	1.98162	324	$190.78 \times 10^{-7}$	$3.911 \times 10^{-7}$
0.072	%44	0.046715	2.29554	350	$190.56 \times 10^{-7}$	$3.834 \times 10^{-7}$
0.074	%48	0.052291	2.61927	374	$187.6 \times 10^{-7}$	$3.738 \times 10^{-7}$
0.076	%52	0.056473	2.92338	401	$181.8 \times 10^{-7}$	$3.507 \times 10^{-7}$
0.078	%56	0.063443	3.22749	425	$178.68 \times 10^{-7}$	$3.512 \times 10^{-7}$
0.080	%60	0.069019	3.39426	420	$192.41 \times 10^{-7}$	$3.912 \times 10^{-7}$
0.082	%64	0.073201	3.65913	435	$193.32 \times 10^{-7}$	$3.863 \times 10^{-7}$
0.085	%70	0.080171	3.98286	460	$188.22 \times 10^{-7}$	$3.788 \times 10^{-7}$

Çizelge 2.2’de görülen itki kuvveti katsayısı ve sürüklenme momenti katsayısı, çeşitli DGM sinyal seviyeleri uygulanarak elde edilen çizelgede görülen 13 değer ortalaması alınarak elde edilmiştir. Çizelge 2.2’den anlaşılacağı üzere  $b$  ve  $d$  katsayıları doğrusal olmayan bir yapı sergilemektedir. Deneyler sırasında eyleyicilerin tüm çalışma aralığını taramak üzere DGM sinyal seviyesi 0.060 ile 0.085 aralığında uygulanmıştır. Çizelge 2.2’den çıkan bir diğer sonuç ise pervane hızları ile  $b$  ve  $d$  katsayıları arasında doğrusal olmayan bir ilişki olduğudur.

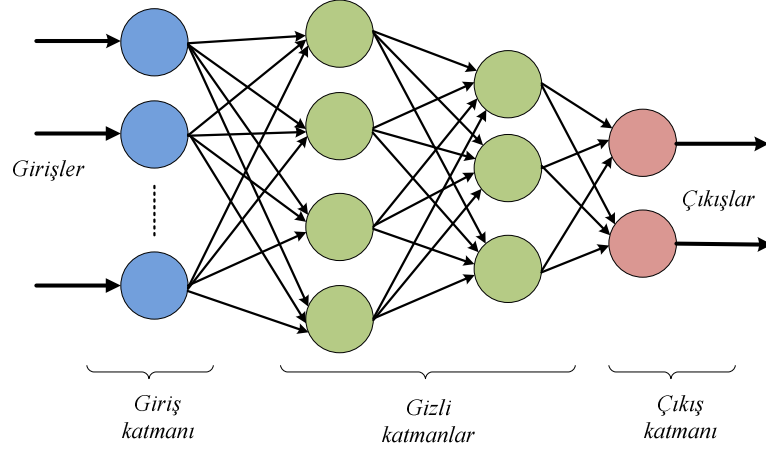
### 2.3.3. Yapay Sinir Ağlarıyla Modelleme

Fırçasız doğru akım (FDA) motorunun dinamik modelinin diferansiyel denklemlerle ya da fark denklemleriyle ifade edilmesi FDA motorunun birbiri içine geçmiş karmaşık ve doğrusal olmayan yapısından dolayı oldukça zor bir görev haline almaktadır. Bu tür zorluklarda dolayı yapay sinir ağları, bulanık mantık, genetik algoritmalar gibi yapay zeka uygulamaları modellenmesinde zorlanılan sistemlerin giriş/çıkış davranışlarının sayısal verilere dayanarak tasvirinde ön plana çıkmaktadır. FDA motoru gibi gerçek zamanlı dinamik sistemlerin modellenmesinde çok sayıda, gürültülü ve doğrusal olmayan değişken içermesinden dolayı YSA’lar geleneksel yöntemlere tercih edilmektedir [38, 39].

### 2.3.3.1. Yapay Sinir Ağları

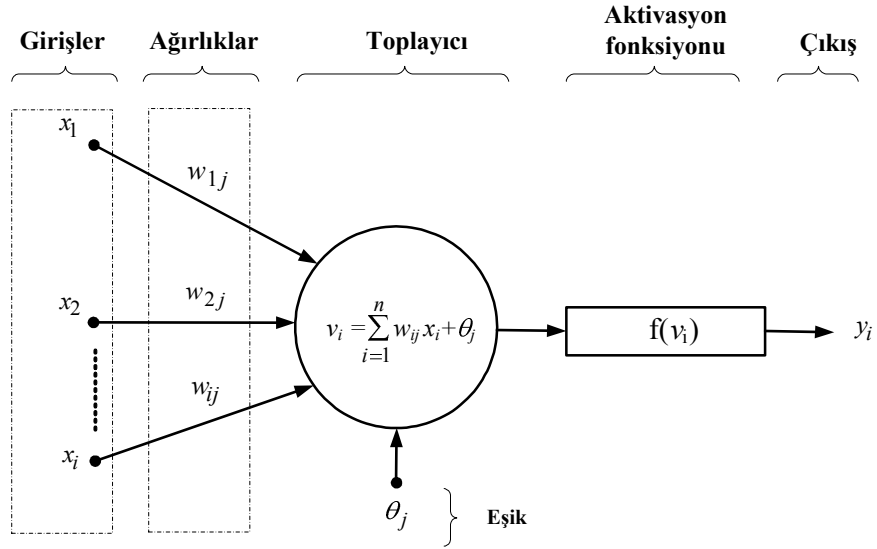
Yapay sinir ağları (YSA), insan beyninden esinlenerek geliştirilmiş, ağırlıklı bağlantılar aracılığıyla birbirine bağlanan ve her biri kendi belleğine sahip işlem elemanlarından oluşan paralel veri işleme yeteneğine sahip yapılardır. YSA ile basit biyolojik sinir sisteminin çalışma şekli taklit edilmektedir. YSA'lar kendi kendine öğrenebilen, veriyi hafızaya alabilen ve veriler arasındaki ilişkiyi ortaya çıkarma kapasitesine sahip yapılardır. YSA'lar gözlem ve düşünmeye ihtiyaç duyan problemlere çözüm üretmektedir [40]. YSA'larda öğrenme girdi/çıkış verilerinin işlenmesiyle, yani eğitim algoritmasının bu verileri kullanarak bağlantı ağırlıklarını bir yakınsama sağlanana kadar tekrar tekrar ayarlamasıyla olur. YSA'lar ağırlıklandırılmış şekilde birbirlerine bağlanmış birçok işlem biriminden (nöronlar) oluşan matematiksel sistemlerdir. Bu işlem birimi diğer nöronlardan sinyalleri alır; bunları birleştirir, dönüştürür ve sayısal bir sonuç ortaya çıkartır. Nöronlar bir ağ içinde birbirlerine bağlanırlar; bu yapı da sinir ağlarını oluşturmaktadır. Nöronlar oldukça basit şekilde işlem yapmalarına rağmen YSA'lar hesaplama gücünü nöronlar arasındaki yoğun işlem yapısından almaktadır. YSA'nın temel ögesi olan matematiksel fonksiyon, ağın mimarisi tarafından şekillendirilir. Fonksiyonun temel yapısını ağırlıkların büyüklüğü ve işlem elemanlarının işlem şekli belirler. YSA'ların çeşitli artı ve eksi yanları bulunmaktadır. Artı yanları matematiksel yapıya ihtiyaç duymamaları; kural tabanı kullanımı gerektirmemeleri; öğrenme kabiliyetlerinin olması ve farklı algoritmalarıyla öğrenebilirler.

Giriş katmanı dış dünyadan giriş alan sinirleri barındırır. Çıkış katmanıysa sistemin çıkışına dış dünyaya ileten nöronlardır. Giriş ve çıkış katmanları arasında kalan ve dış dünya ile doğrudan teması bulunmayan katmanlarsa gizli katmanlar olarak adlandırılmaktadır. Bir YSA'nın karmaşık işlemleri yerine getirebilmesi için gizli katmanlarının olması gerekmektedir. Şekil 2.17'de iki gizli katmanlı bir YSA tasvir edilmektedir. Her nöron sonraki katmandaki tüm nöronlarla bağlantılıdır.



Şekil 2.17. Çok katmanlı YSA

Şekil 2.18’de yapısı verilen nöronun  $x_i$  sembolüyle gösterilen girişlerinin herbiri  $w_{ij}$  ağırlıklarıyla çarpılır ve  $\theta_j$  eşik değeri ile toplanır. Sonucu elde etmek için bu değer bir aktivasyon fonksiyonundan geçirilir.



Şekil 2.18. Bir nöronun yapısı

Yapılarına göre YSA’lar ileri ve geri beslemeli olmak üzere ikiye ayrılmaktadır. İleri beslemeli ağlarda nöronlar girişten çıkışa doğru düzenli katmanlar şeklindedir. Bir



katmandan sadece kendinden sonraki katmanlara bağ bulunmaktadır. Yapay sinir ağına gelen bilgiler giriş katmanına daha sonra sırasıyla ara katmanlardan ve çıkış katmanından işlenerek geçer ve daha sonra dış dünyaya çıkar. Geri beslemeli yapay sinir ağlarında ileri beslemeli olanların aksine bir nöronun çıktısı sadece kendinden sonra gelen nöron katmanına girdi olarak verilmez. Kendinden önceki katmanda veya kendi katmanında bulunan herhangi bir nörona girdi olarak bağlanabilir. Bu yapısı ile geri beslemeli yapay sinir ağları hafızalı bir davranış göstermektedir.

Öğrenme algoritmalarına göre YSA'lar öğreticili, öğreticisiz ve pekiştirme öğrenme olmak üzere üçe ayrılmaktadır. Öğreticili öğrenme sırasında ağa verilen giriş değerleri için gerekli hedef değerleri de verilir. Ağ verilen girdiler için istenen çıkışları oluşturabilmek için kendi ağırlıklarını günceller. Ağın çıktıları ile beklenen çıktılar arasındaki hata hesaplanarak ağın yeni ağırlıkları bu hataya göre düzenlenir. Öğreticisiz öğrenmede ağa öğrenme sırasında sadece örnek girdiler verilmektedir. Herhangi bir beklenen çıktı bilgisi verilmez. Girişte verilen bilgilere göre ağ her bir örneği kendi arasında sınıflandıracak şekilde kendi kurallarını oluşturur. Bu öğrenme yaklaşımında ağın her iterasyonu sonucunda elde ettiği sonucun iyi veya kötü olup olmadığına dair bir bilgi verilir. Ağ bu bilgilere göre kendini yeniden düzenler. Bu sayede ağ herhangi bir girdi dizisiyle hem öğrenerek hem de sonuç çıkararak işlemeye devam eder.

### **2.3.3.2. Fırçasız Doğru Akım Motorunun Modellenmesi**

FDA motoru modellemesinde YSA'nın değişkenleri Levenberg-Marquardt (LM) eğitim algoritması kullanılarak ayarlanmıştır. Levenberg-Marquardt algoritması bir fonksiyonun en küçük değerini bulma problemine sayısal çözüm sağlayan yöntemdir [40]. LM, gradyan iniş<sup>42</sup> yöntemiyle Gauss-Newton (GN) algoritması arasında yumuşak bir geçiş olarak adlandırılabilir. LM, global minimum noktasına çok uzak olduğu durumlarda bile minimum noktasına ulaşabilmesinden ötürü GN algoritmasından daha gürbüz bir yöntemdir. LM algoritması mümkün olan koşullarda ( $J$ ) denkleminde yer alan maliyet yüzeyinin global minimum noktasını hızla bulmaktadır.

---

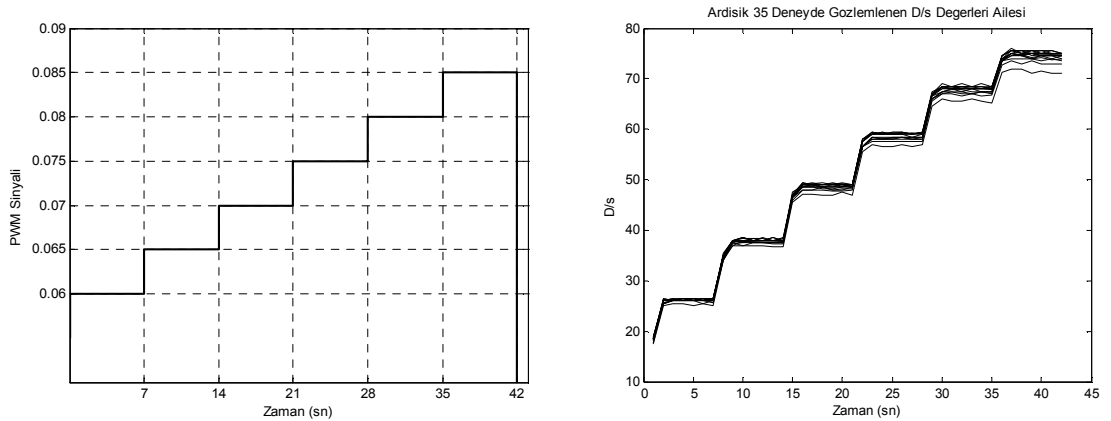
<sup>42</sup> İng. *Gradient Descent*

$$J = \frac{1}{2} \sum_{p=1}^P (d_p - y_p(u, \phi))^2 \quad (2.108)$$

Yukarıdaki denklemde  $J$  maliyet fonksiyonunu,  $y_p$  tek çıkışlı yapay sinir ağının cevabını,  $d_p$  referans çıkış değerini göstermektedir. YSA'nın tüm ayarlanabilen değişkenleri  $\phi$  ve kontrol vektörü  $u$  ile gösterilmektedir.

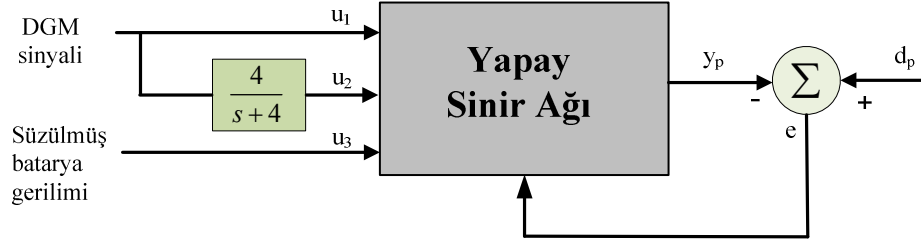
Sistem modelinin elde edilmesi; giriş, çıkış ve durum değişkenlerinin ölçülmesi, fiziksel ve matematiksel kurallar kullanılarak sistemin yapısının öğrenilmesi anlamına gelir. Bu nedenle bir sistemin dinamik modelinin YSA ile çıkarımı yapılırken sistemden elde edilmiş doğru verilere ihtiyaç duyulmaktadır. Dinamik sistemlerin modellenmesi için sistemin girişleri ve durumları sinir ağı modeline giriş olarak alınarak sinir ağının durum değişkenlerine bağlı bir fonksiyonu tahmin etmesiyle gerçekleşmektedir.

YSA'ya normalize edilmiş DGM sinyali, DGM sinyalini etkileyen batarya gerilimi iki farklı giriş olarak uygulanmıştır. Şekil 2.19'da yapılan deneyler sonucu kaldırma kuvvetinin, DGM sinyalinin birinci derece bir aktarım fonksiyonundan geçirilmiş hali olduğu görülmektedir. Bu nedenle üçüncü giriş olarak kaldırma kuvvetindeki geçici rejimi yakalayabilmek için zaman sabiti 0.25 olan birinci derece bir süzgeçten geçirilmiş DGM sinyali verilmektedir. YSA'nın çıkışıysa FDA motorunda olduğu gibi açısal pervane hızıdır. YSA'ya giriş ve çıkış olarak fazla sayıda değişken atamak mümkündür fakat geliştirilen YSA dönerkanat üzerinde kullanılacağından olabildiğince kanıt bir yapı kullanılmıştır.



Şekil 2.19. Uygulanan DGM sinyali (sol) ve karşılık gelen kaldırma kuvveti (sağ)

YSA'nın eğitim mimarisi Şekil 2.20'de tasvir edilmiştir. LM algoritmasının değişken güncelleme kuralı (2.109) denkleminde verilmektedir.



Şekil 2.20. Modellemede kullanılan YSA yapısı

$$\varphi(t+1) = \varphi(t) - \left( \mu I + \Psi(t)^T \Psi(t) \right)^{-1} \Psi(t)^T E(t) \quad (2.109)$$

(2.109) denkleminde  $\mu$  düzenleme parametresini,  $E(t)=[e_1 \ e_2 \ \dots \ e_P]^T$  hata vektörünü ( $e_i=d_i-y_i(u, \phi)$   $i=1,2,\dots,P$ .  $P$  eğitim çifti sayısı) temsil etmektedir.  $\Psi$  ise (2.110) ifadesinde yer alan Jacobian matrisini temsil etmektedir.

$$\Psi = \begin{bmatrix} \frac{\partial e_1}{\partial \varphi_1} & \frac{\partial e_1}{\partial \varphi_2} & \dots & \frac{\partial e_1}{\partial \varphi_N} \\ \frac{\partial e_2}{\partial \varphi_1} & \frac{\partial e_2}{\partial \varphi_2} & \dots & \frac{\partial e_2}{\partial \varphi_N} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial e_P}{\partial \varphi_1} & \frac{\partial e_P}{\partial \varphi_2} & \dots & \frac{\partial e_P}{\partial \varphi_N} \end{bmatrix} \quad (2.110)$$

(2.110) ifadesinde  $N$ ,  $\phi$  vektörü içerisindeki ayarlanabilir değişken sayısını tasvir etmektedir. (2.110) ifadesindeki güncelleme kuralına göre YSA'nın eğitimi için veriler çeşitli sayıda deney yapılarak toplanmıştır. Eğitim verileri basamak ve üçgensel (rampa) yapıda DGK sinyali profili içermektedir. Eğitim esnasında her bir veri türünden (DGK sinyali, batarya gerilimi ve açılal pervane hızı) 62050 adet

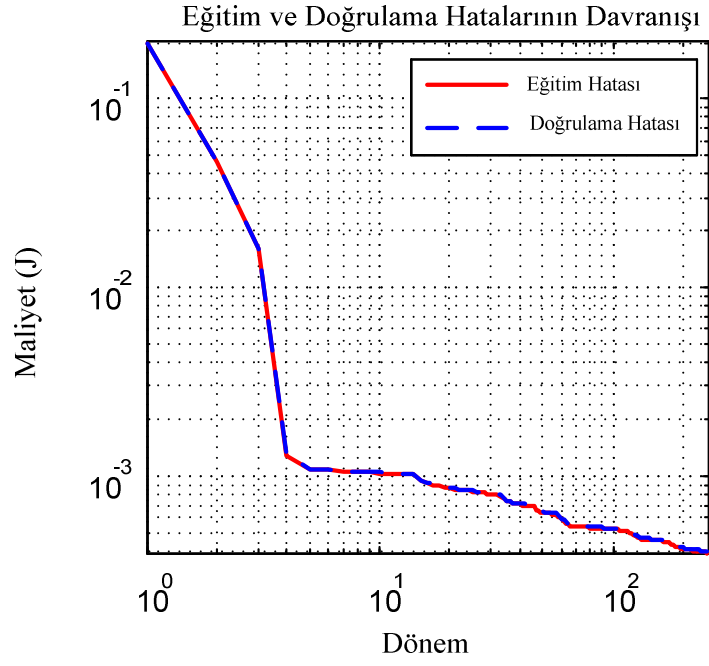
<sup>43</sup> İng. *Regularization*

örnek alınmış, 62050 adet de test aşaması için toplanmıştır. Eğitim aşaması ezberleme başlamadan durdurulmaktadır. Eğitim ve test verilerinin birbirinden farklı seçildiği unutulmamalıdır. Modelleme yordamında kullanılan sinir ağı modeli 3 girişe, tek gizli katmanda 25 gizli nörona ve etkinlik işlevi doğrusal olan tek çıkışa sahiptir. Gizli katmanlar hiperbolik tanjant tipinde aktivasyon fonksiyonuna sahiptir ve (2.111) ifadesindeki gibi tanımlanmaktadır.

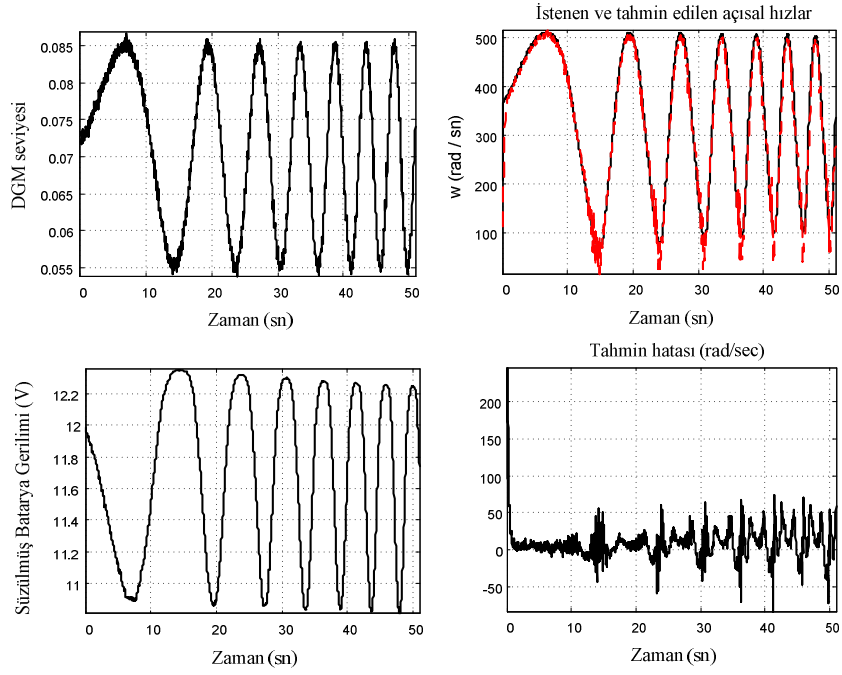
$$f(h) = \frac{e^h - e^{-h}}{e^h + e^{-h}} = \tanh(h) \quad (2.111)$$

Eğitim aşamasına geçmeden önce eğitim ve test verileri  $\pm 1$  aralığına normalize edilmiştir. Maliyet fonksiyonunun ( $J$ ) izlediği seyir Şekil 2.21'deki gibidir. Eğitim süreci yaklaşık 250 iterasyon sürmektedir. Geliştirilen sinir ağı spektral olarak zengin bir sinyal uygulanarak Şekil 2.22'de görüldüğü gibi test edilip doğrulanmıştır.

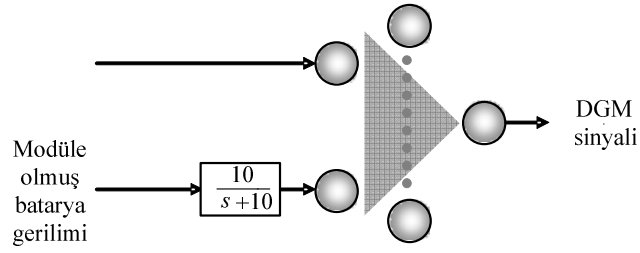
Sol üst köşede yer alan şekil gürültülü DGM sinyali temsil etmektedir. Eğitim esnasında gürültülü DGM sinyaliyle karşılaşılmasına rağmen gerçek zamanlı dönerkanat uçuş deneylerinde karşılaşılabileceğinden gürültülü bir sinyal test sürecinde kullanılmıştır. Sol alt köşede yer alan şekil ise süzölmüş batarya gerilimi görülmektedir. Şekle göre süzgeç batarya geriliminden işe yarar anlamlı verinin elde edilmesini sağlamıştır. Sağ üst köşede yer alan şekil sinir ağı tarafından tahmin edilen açısız pervane hızını ve deneyler sonucu elde edilen gerçek pervane hızını göstermektedir. Sağ alt köşede yer alan son şekil ise gerçek ve tahmin edilmiş pervane hızları arasındaki farkı göstermektedir. Açıkça görüldüğü üzere DGM sinyalinin frekansı arttıkça sinir ağı modelinin yaptığı hata artmaktadır. Tersine frekans düştükçe sinir ağı daha doğru şekilde açısız hızı tahmin etmektedir. Bu veriler ışığında geliştirilen sinir ağının dönerkanat üzerinde tatminkâr sonuçlar vereceği görülmektedir. Şekil 2.23 ve 2.24'de görüldüğü üzere YSA tabanlı modelleme işlemi sonucunda Şekil 2.3'de yer alan DGM tahmin edici ve FDA motoru modellerine ulaşılmıştır.



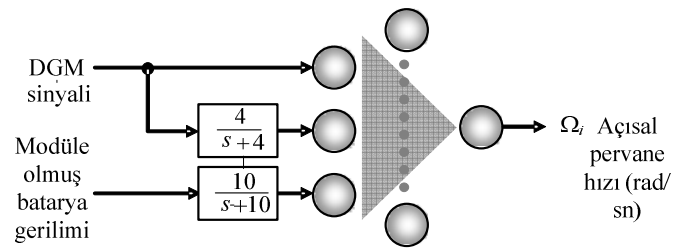
Şekil 2.21. Eğitim ve doğrulama hatalarının davranışı, [37]



Şekil 2.22. YSA'nın test verileriyle doğrulması, [37]



Şekil 2.23. DGM sinyali tahmin edici yapı, [36]



Şekil 2.24. FDA motorunun modeli, [36]

Çizelge 2.3. FDA motorunun modellenmesinde kullanılan YSA'ya ait parametre değerleri

$w_1$			$\theta_1$	$w_2$	$\theta_2$
-1.8959	4.4716	0.0134	4.4162	-0.5009	-4.9064
9.5041	6.6234	0.0176	15.8656	-2.5777	
-1.9658	-2.6279	-3.1838	5.0794	-0.0809	
4.0041	-6.3442	-0.1484	-0.0140	-0.1432	
-2.4930	1.8047	0.0943	-0.7694	-0.7170	
-0.1080	0.3293	0.1522	-0.2446	1.0064	
-4.2404	-2.4426	-0.0019	-7.0368	-9.8221	
1.2298	-2.2084	-5.3933	2.6075	0.0068	
0.4174	1.7211	0.2368	-1.2721	0.1419	
5.5253	3.4446	0.0170	8.0716	-1.7036	

Çizelge 2.4. DGM sinyali tahmin edici yapıya ait parametre değerleri

$w_1$		$\theta_1$	$w_2$	$\theta_2$
7.9048	3.1468	-10.4924	-2.4405	2.4434
-2.1286	5.5036	-3.3924	-0.0058	
0.4328	1.6606	-1.3191	0.1531	
-2.3819	0.4433	1.5300	0.2155	
11.5586	-1.0990	-1.9987	-0.0166	
4.1550	-8.2445	-4.8454	-0.0080	
1.4561	5.3763	-0.4626	0.0174	
16.0001	-0.2440	2.6473	0.0193	
-1.1923	-1.9369	-1.5685	-0.1429	
0.4217	-0.1371	-1.0062	6.79325	
4.0774	4.3671	3.4218	-0.0067	
-6.1757	-0.7981	-5.3690	0.0719	

Çizelge 2.3’de fırçasız doğru akım motoruna ait Levenberg-Marquardt algoritmasıyla eğitilen YSA’nın eğitim sonunda elde edilen parametre (ağırlıklar) değerleri görülmektedir. Çizelge 2.4 ise DGM tahmin edici yapıya ait YSA parametrelerini göstermektedir.

### 3. DÖNERKANAT BENZETİM ÇALIŞMALARI

Dönerkanat kontrol çalışmalarındaki amaç aracın otonom hareket edebilmesi için gereken kontrol yöntemlerini, türetimi yapılan dönerkanat dinamik modeline MATLAB/Simulink® ortamında uygulayarak sistemin verimini ölçmek ve gerçek zamanlı düzeneğe entegrasyonunu kolay hale getirmektir. Bu amaç doğrultusunda benzetim çalışmaları esnasında sırasıyla PID kontrol, KKD, geriadımlamalı kontrol ve geribesleme ile doğrusallaştırma kontrol yöntemlerinden yararlanılmıştır.

#### 3.1. Kontrol Uygulamaları için Dönerkanat Dinamik Sistem Modeli Düzenlemesi

Bölüm 2’de türetilen dönerkanat dinamik modeli aracı diferansiyel eşitlikler şeklinde tasvir etmektedir. Bu gösterim şeklinden, çok girişli ve çok çıkışlı dinamik sistemleri modellemede, çözümlenmede ve kontrolde tasarımcı için daha elverişli ve anlaşılır bir yol olan durum uzayı gösterimine geçmek önem arz etmektedir. Durum uzayında dinamik sistem modeli birinci dereceden diferansiyel eşitlikler şeklinde gösterilmektedir. Bu şekilde karmaşık matematiksel gösterimlerden kaçınılmış olmaktadır. Dönerkanat dinamik modeli durum uzayında yazılırsa:

$$\dot{X} = f(X, U) \quad (3.1)$$

(3.1) ifadesinde  $X$  durum vektörünü,  $U$  giriş vektörünü tasvir etmektedir.  $X$  durum vektörü dönerkanat dinamik modeli göz önüne alınarak şu şekilde yazılabilir:

$$X = [\phi \ \dot{\phi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi} \ x \ \dot{x} \ y \ \dot{y} \ z \ \dot{z}]^T \quad (3.2)$$

(3.2) ifadesindeki değişkenler (3.3) ifadesindeki gibi yazılabilir.

$$\begin{aligned} x_1 &= \phi, \quad x_2 = \dot{\phi}, \quad x_3 = \theta, \quad x_4 = \dot{\theta}, \quad x_5 = \psi, \quad x_6 = \dot{\psi} \\ x_7 &= x, \quad x_8 = \dot{x}, \quad x_9 = y, \quad x_{10} = \dot{y}, \quad x_{11} = z, \quad x_{12} = \dot{z}. \end{aligned} \quad (3.3)$$

$U$  giriş vektörü (3.4)’deki gibidir ve dönerkanat dinamiklerine uygun olarak açışal hızlar cinsinden (3.5) ifadesindeki gibi yazılabilir.



$$U = [U_1 \ U_2 \ U_3 \ U_4]^T \quad (3.4)$$

$$\begin{aligned} U_1 &= b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 &= b(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ U_3 &= b(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ U_4 &= d(\Omega_1^2 + \Omega_3^2 - \Omega_2^2 - \Omega_4^2) \end{aligned} \quad (3.5)$$

(2.46)-(2.50) ve (3.4) eşitliklerinden yararlanarak (3.6) ifadesi yazılabilir.

$$f(X, U) = \begin{bmatrix} x_2 \\ p_1 x_4 x_6 - p_2 x_4 \Omega_d + p_3 U_2 \\ x_4 \\ p_4 x_2 x_6 + p_5 x_2 \Omega_d + p_6 U_3 \\ x_6 \\ p_7 x_4 x_2 + p_8 U_4 \\ x_8 \\ \left( c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi \right) \frac{1}{m} U_1 \\ x_{10} \\ \left( c_\phi s_\theta s_\psi + s_\phi c_\psi \right) \frac{1}{m} U_1 \\ x_{12} \\ -g + \left( c_\phi c_\theta \right) \frac{1}{m} U_1 \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

(3.6) ifadesinde  $p_1 = (I_{yy} - I_{zz})/I_{xx}$ ,  $p_2 = J_r/I_{xx}$ ,  $p_3 = l/I_{xx}$ ,  $p_4 = (I_{zz} - I_{xx})/I_{yy}$ ,  $p_5 = J_r/I_{yy}$ ,  $p_6 = l/I_{yy}$ ,  $p_7 = (I_{xx} - I_{yy})/I_{zz}$ ,  $p_8 = 1/I_{zz}$  olarak gösterilmiştir.

Çizelge 3.1. Dönerkanat sisteminin fiziksel parametreleri

Aracın toplam ağırlığı	$m$	0.800 kg
Yerçekimi ivmesi	$g$	9.81 kg/m <sup>2</sup>
Aracın kol uzunluğu(ağırlık merkezi-motor)	$l$	0.3 m
$x$ eksenine göre toplam atalet momenti	$I_{xx}$	23.97×10 <sup>-3</sup> kgm <sup>2</sup>
$y$ eksenine göre toplam atalet momenti	$I_{yy}$	23.97×10 <sup>-3</sup> kgm <sup>2</sup>
$z$ eksenine göre toplam atalet momenti	$I_{zz}$	44.90×10 <sup>-3</sup> kgm <sup>2</sup>
Kaldırma kuvveti katsayısı	$b$	192.32×10 <sup>-7</sup> Ns <sup>2</sup>
Sürüklenme momenti katsayısı	$d$	4.003×10 <sup>-7</sup> Nms <sup>2</sup>
Pervane ataleti	$J_r$	6.01×10 <sup>-5</sup> kgm <sup>2</sup>

### 3.2. Dönerkanatın Alt Düzey Kontrolü

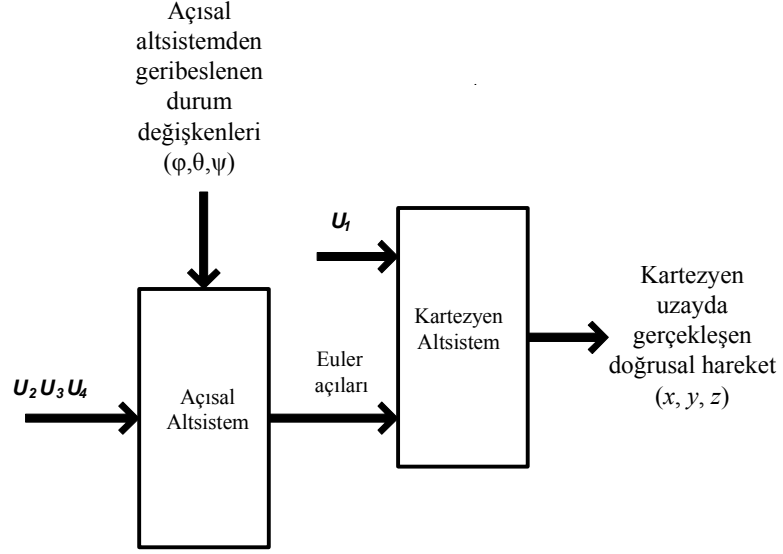
Küçük ölçekli İHA'ların kontrolör tasarımı aşağıda sayılan uçan araçlara özgü bazı sorunların üstesinden gelmeyi gerektirmektedir.

- Durum değişkenleri arasında yüksek derecede bağlaşımın mevcut olması
- Doğrusallaştırılmış modelleri yalnız belirli bölgelerde geçerli olması.
- Geleneksel tanılama yöntemleri ile hassas dinamik modellerinin çıkarılamaması
- Açık çevrimdeki kararsızlıkları
- Açısal (duruş) dinamiklerinin çok hızlı olması
- Çok sayıda gürültü ve bozucu etki üreten kaynağa sahip olmaları

Literatürde İHA kontrolü amacıyla geliştirilmiş çeşitli alt düzey kontrol yaklaşımları bulunmaktadır. Bu tezde literatürde yer alan temel doğrusal ve doğrusal olmayan kontrol yöntemleri ele alınmıştır. Doğrusal kontrol yöntemleri, kapalı çevrim sistemlerin performans, kararlılık ve gürbüzlük hakkında kesin ölçütlere ulaşılmasını sağlamaktadır. Bununla beraber doğrusal yöntemlerin tasarımı, doğrusal olmayan dinamik sistemin denge noktası etrafında doğrusallaştırılması ile elde edilmiş doğrusal sisteme dayandığından, doğrusal olmayan sistem denge noktasının dışına çıktığında performansından uzaklaşmaktadır. Bu nedenle doğrusal olmayan sistemler İHA kontrolünde sıklıkla kullanılmaktadır.

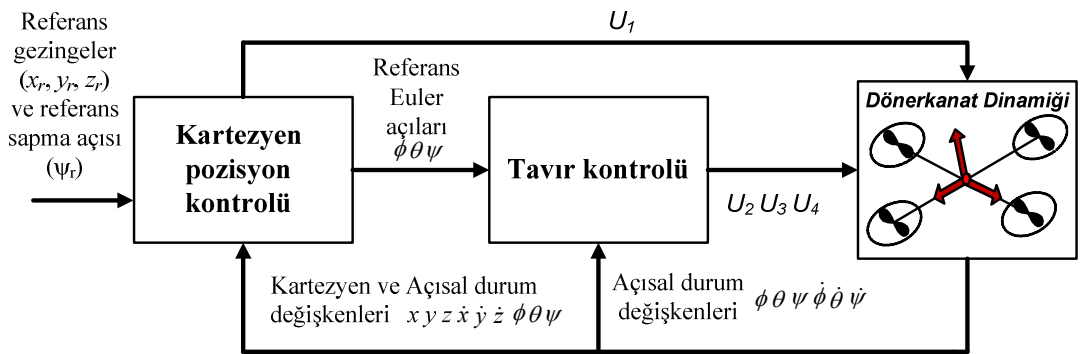
### 3.2.1. Sistem Dinamiklerindeki Bağlaşım ve Sıralı Bağlı Kontrol Yapısı

Bölüm 2’de türetimi yapılan dönerkanat dinamik modelinden anlaşılacağı üzere sistem dinamikleri bağlaşımlı yapıdadır. Bu nedenle bağlaşımlı dinamikler birbirlerinin sergilediği davranışlardan etkilenmektedir. Dönerkanatın açısız hareketleri (yunuslama, dönme, sapma) betimleyen dinamiklerine açısız, kartezyen uzaydaki doğrusal hareketlerini  $(x, y, z)$  betimleyenlere ise doğrusal dinamikler denmektedir. Açısız (duruş) dinamiklere bakıldığında yunuslama açısı bağlaşımlı dinamiklerinden ötürü sapma ve dönme açılarından etkilenmektedir. Bu etkileşim dönme ve sapma açılarında da görülmektedir. Dönerkanat kontrolünün yapılabilmesi için bilinmesi gereken bir diğer önemli husus ise doğrusal dinamiklerle ilgili olanıdır. Bölüm 2’de türetimi yapılan doğrusal dinamikler açısız dinamiklerden etkilenmektedir. Dönerkanat dört kontrol girişi ve altı adet serbestlik derecesine sahip olduğundan eksik eyleyicili bir dinamik yapıya sahiptir. Bu sebeple her bir kontrol girişi doğrudan tüm dinamikleri kontrol edememektedir. Doğrudan kontrol edilemeyen dinamiklere iç dinamikler olarak adlandırılmaktadır. Dönerkanatta yer alan iç dinamiklere ait olan durum değişkenleri  $x, \dot{x}, y, \dot{y}$  olup, doğrudan kontrol edilebilen dinamikler üzerinden istenilen davranışı sergilemektedir. Bu sebeple aracın  $x$  ekseninde hareket edebilmesi için yunuslama ( $\theta$ ) ve  $y$  ekseninde hareket edebilmesi için dönme ( $\phi$ ) açılarının değiştirilmesi gerektiği aşıkardır. Şekil 3.1’de, (3.6) ifadesi ve yukarıda anlatılan araç özellikleri dikkate alınarak açısız (duruş) ve kartezyen (pozisyon) dinamiklerin iki altsistem halinde tasviri yer almaktadır.



Şekil 3.1. Açısal ve doğrusal altsistemlerin etkileşimi

Dönerkanat kontrol sistemi iki farklı kontrol döngüsü halinde gerçekleştirilmektedir. Şekil 3.2’de görüldüğü üzere aracın izleyeceği güzergah kartezyen pozisyon (dış döngü) kontrol bloğuna gelmektedir. Kartezyen pozisyon kontrol bloğu, aracın referans gezingeleri izleyebilmesi için yapması gereken referans açıları ( $\phi_r, \theta_r, \psi_r$ ) oluşturmakta ve araca klavuzluk etmektedir. Oluşturulan referans açıları (iç döngü) duruş kontrol bloğuna gelmekte ve araç istenen açı değerlerini takip ederek istenen kartezyen pozisyona ( $x, y, z$ ) ulaşmaktadır.



Şekil 3.2. Kartezyen pozisyon ve duruş kontrol blokları

### 3.2.2. Kartezyen Pozisyon Kontrolü

Dönerkanat kartezyen uzaydaki hareketlerini tasvir eden dinamikler, açısız hareketleri tasvir eden dinamikler kadar yüksek hızda güncelleme gerektirmediğinden kartezyen pozisyon kontrolünde, duruş kontrolüne nazaran daha basit kontrol yöntemi yapılarıyla istenilen performansı yakalamak mümkündür. Tez çalışması kapsamında aracın kartezyen uzaydaki doğrusal hareketlerini tasvir eden dinamikleri kararlı kılabilmek ve aracın istenilen gezingeleri takip edebilmesini sağlamak için PID kontrolörlerden yararlanılmıştır.

Kartezyen pozisyon kontrolündeki amaç aracın  $x$ ,  $y$ ,  $z$  kartezyen uzayda istenilen gezingeleri takip etmesini sağlamaktır. Kartezyen uzayda  $x$  ve  $y$  düzleminde hareket etmenin yunuslama ve dönme açılarıyla gerçekleşeceği önceki bölümde açıklanmaktadır. Diğer taraftan  $z$  düzleminde hareket ise dönerkanatın toplam itkisi ( $U_1$ ) arttırıldığında ya da azaltıldığında meydana gelmektedir. Tez kapsamında pozisyon kontrolü geleneksel PID kontrol yöntemiyle gerçekleştirilmiştir. Kartezyen uzayda  $z$  ekseninde kontrolü sağlayabilmek için aracın  $z$  eksenindeki hareketini tasvir eden dinamikler yazılırsa:

$$\ddot{z} = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} U_1 \quad (3.7)$$

$U_1$  kontrol sinyali (3.7) ifadesindeki gibi yazıldığı takdirde doğrusal olmayan terimleri ortadan kaldırılmış olur ve (3.8) ifadesinde  $U_z$  yerine (3.9)'da yer alan PID kontrolör yerleştirilirse araç  $z$  ekseninde istenen yüksekliğe ulaşmaktadır.(3.8) ifadesinde yer alan  $U_1$  kontrol sinyali geribesleme ile doğrusallaştırma kontrol yöntemi sayesinde elde edilmiştir.

$$U_1 = m(U_z + g) / c_\phi c_\theta \quad (3.8)$$

$$U_z = -K_{dz} \dot{z} - K_{pz} (z - z_r) - K_{iz} \int (z - z_r) \quad (3.9)$$

Denklem (3.8)'de görüldüğü üzere paydada bulunan kosinüslü ifadeler  $\pm 90$  derecelerde denklemi tanımsız kılmaktadır. Bu sebeple aracın yunuslama ve dönme

açıları  $\pm 90$  dereceye gelmeyecek şekilde olabildiğince sıfır derece komşuluğunda tutulmaya çalışılmaktadır.

Denklem (3.9)'da görüldüğü üzere kontrolörün türev terimi, kontrolörün ani hata değişimlerinden etkilenip istenmeyen seviyelerde kontrol sinyali üretmemesi amacıyla yeniden tasarlanmıştır. Açık şekilde ifade edilmek istenirse takip edilmek istenen gezinedeki  $z_r$  basamak tipindeki değişim hatada ani bir düşey hareket oluşturur. Bu işaretin türevi sonsuzdur (pratikte çok büyük bir değer). Bu değerde kontrol sinyalinde türev zaman sabitine bağlı olarak büyük bir etki oluşturur. Buna türev tekmesi denmektedir ve istenmeyen bir durumdur [41]. Kontrol sinyalinin taban ve tavan değerleri arasında kalması istenmektedir. Aksi takdirde sistemin zarar görmesi kaçınılmazdır. Bu etkiyi ortadan kaldırmak amaçlı olarak türev terimi hata sinyali yerine sistemin çıkışına uygulanmıştır.

Kartezyen pozisyon kontrolörünün ürettiği referans  $\phi$  (dönme) ve  $\theta$  (yunuslama) açılarının türetiminde  $x$  ve  $y$  kartezyen hareketlerine ait dinamikler yazılırsa

$$\ddot{x} = (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \frac{1}{m} U_1 \quad (3.10)$$

$$\ddot{y} = (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \frac{1}{m} U_1 \quad (3.11)$$

(3.10) ve (3.11) eşitliklerinin sağ tarafı  $R_x$  ve  $R_y$  terimleri olarak kısaltıldığı varsayalım. Bu varsayım altında (3.12) ve (3.13) ifadelerinin yazımı mümkündür.

$$R_x = \left( \frac{U_1}{m} \right) (c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi) \quad (3.12)$$

$$R_y = \left( \frac{U_1}{m} \right) (c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi) \quad (3.13)$$

Yukarıda bahsedilen bilgiler ışığında referans  $\theta$  (yunuslama) açısının türetimi şu şekilde yapılır:

$$U_x = \frac{R_x m}{U_1} \quad (3.14)$$

$$s_{\theta} = \frac{U_x - s_{\phi}s_{\psi}}{c_{\phi}c_{\psi}} \quad (3.15)$$

$$\theta_r = \sin^{-1} \left( \frac{U_x - s_{\phi}s_{\psi}}{c_{\phi}c_{\psi}} \right) \quad (3.16)$$

Yukarıda yer alan (3.15) ve (3.16) ifadelerinde yer alan  $R_x$  (3.17)'deki gibidir.

$$R_x = -K_{dx}\dot{x} - K_{px}(x - x_r) - K_{ix} \int (x - x_r) \quad (3.17)$$

Referans  $\phi$  (dönme) açısının türetimi ise (3.18) - (3.23) ifadelerinde verilmektedir.

$$R_y = -K_{dy}\dot{y} - K_{py}(y - y_r) - K_{iy} \int (y - y_r) \quad (3.18)$$

$$R_y = \left( \frac{U_1}{m} \right) \left( c_{\phi} \left( \frac{U_x - s_{\phi}s_{\psi}}{c_{\phi}c_{\psi}} \right) s_{\psi} - s_{\phi}c_{\psi} \right) \quad (3.19)$$

$$U_y = \frac{R_y m}{U_1} \quad (3.20)$$

$$U_y = \frac{U_x s_{\psi} - s_{\phi} s_{\psi}^2 - s_{\phi} c_{\psi}^2}{c_{\psi}} \quad (3.21)$$

$$s_{\phi} = U_x s_{\psi} - U_y c_{\psi} \quad (3.22)$$

$$\phi_r = \sin^{-1} (U_x s_{\psi} - U_y c_{\psi}) \quad (3.23)$$

Çizelge 3.2. Kartezyen pozisyon kontrolör katsayıları

	Oransal ( $K_p$ )	Integral ( $K_i$ )	Türevsel ( $K_d$ )
$x$ pozisyon kontrol	2	2	0.8
$y$ pozisyon kontrol	2	2	0.8
$z$ pozisyon kontrol	4	2	4

Çizelge 3.2’de kartezyen pozisyon kontrolörü katsayıları aracı istenen kartezyen koordinatlara götürmektedir. Çizelge 3.2’den görüleceği üzere  $x$  ve  $y$  pozisyon kontrolörlerinde türevsel terimler  $z$  pozisyon kontrolöründekinden farklı seçilmiştir. Bunun sebebi referans sinyalinde meydana gelen ani değişimlerin  $x$  ve  $y$  kontrol sinyallerini olumsuz şekilde etkilemesi ve makul olmayan seviyelerde sinyaller oluşturarak sistemi kararsızlığa sokmasıdır.

### 3.2.3. Duruş Kontrolü

Dönerkanat kartezyen pozisyon kontrolü için tek bir kontrol yöntemi geliştirilmesine karşın aracın performansını en çok etkileyen esas kısım duruş dinamikleridir. Bu sebeple doğrusal ve doğrusal olmayan kontrol yöntemlerinden yunuslama, dönme ve sapma açılarının kararlı hale getirilmesi için yararlanılmıştır.

#### 3.2.3.1. PID Kontrol Yöntemiyle Duruş Kontrolü

PID kontrol tekniğindeki amaç Euler açılarının istenilen gezingeleri<sup>44</sup> takip etmesini sağlamaktır. PID kontrolörün katsayılarını uygun şekilde ayarlayarak Euler açılarının istenen gezingeleri istenen derecede başarımla takip etmesi sağlanmaktadır.

$\phi$  (dönme),  $\theta$  (yunuslama) ve  $\Psi$  (sapma) dinamikleri için uygulanan PID kontrolörleri (3.24) - (3.26)’deki gibidir.

$$U_2 = K_{p\phi}(\phi_r - \phi) + K_{i\phi} \int (\phi_r - \phi) dt - K_{d\phi} \dot{\phi} \quad (3.24)$$

<sup>44</sup> İng. Trajectory



$$U_3 = K_{p\theta}(\theta_r - \theta) + K_{i\theta} \int (\theta_r - \theta) dt - K_{d\theta} \dot{\theta} \quad (3.25)$$

$$U_4 = K_{p\psi}(\psi_r - \psi) + K_{i\psi} \int (\psi_r - \psi) dt - K_{d\psi} \dot{\psi} \quad (3.26)$$

Dönerkanat doğrusal olmayan dinamikleri sıfır denge noktası etrafında doğrusallaştırıldığı takdirde (3.27) elde edilir.

$$\phi(s) = \frac{1}{s^2} \frac{l}{I_{xx}} U_2(s) \quad \theta(s) = \frac{1}{s^2} \frac{l}{I_{yy}} U_3(s) \quad \psi(s) = \frac{1}{s^2} \frac{1}{I_{zz}} U_4(s) \quad (3.27)$$

Çizelge 3.3 Duruş kontrolörü katsayıları

	Oransal ( $K_p$ )	Integral ( $K_i$ )	Türevsel ( $K_d$ )
Yunuşlama kontrol	1	0.13	0.66
Dönme kontrol	1	0.13	0.66
Sapma kontrol	0.1	0.013	0.066

Benzetim çalışmalarında kullanılan kontrolör katsayıları Çizelge 3.3’de verilmiştir. Benzetim çalışmalarında iki farklı durum üzerinde durulmuştur. İlk tipte referans işareti kesikli bir gezinge olup kontrol sinyallerinin değişmesini sağlamakta, diğeri ise sürekli bir gezinge olup kartezyen uzayda üç yönde de aynı anda değişimlerin meydana geldiği bir gezinedir.

Çizelge 3.4. PID ile duruş kontrolü için benzetim değişkenleri

Benzetim adım aralığı	$\Delta t$	0.02 sn
Benzetim süresi (Uçuş )	$T$	500 sn
Gürültü varyansı	$\sigma$	1e-4

Şekil 3.3’de görüldüğü üzere dönerkanat sistemi kesikli referans gezingeyi Şekil 3.5’deki hataları yaparak takip etmektedir. Dönerkanatın Bölüm 2’de tasarlanan YSA yapısı sayesinde Şekil 3.4’de görülen batarya gerilimindeki düşüş sorununun uçuş

süresi zarfında üstesinden geldiğini gösterdiği gezinge takip performansı ile görülmektedir. Araç ayrıca YSA ile modellenen fırçasız motor yapısındaki gecikmelere ve durum değişkenleri üzerine geribesleme esnasında binen gürültüye rağmen Şekil 3.6'da görüldüğü üzere referans açıları başarıyla takip etmektedir. Şekil 3.7'de görülen kesikli referans gezingeye ait geçici hali tasvir eden kontrol sinyallerinin genlikleri ve değişimleri kabul edilebilir seviyelerde olup, dönerkanat sistemine benzetimde olduğu gibi gerçek sisteme de uygulanabilir bir yapıda olduğu görülmektedir. Kontrol sinyalleri (Bknz. Şekil 3.7), 4 saniye civarında sürekli hallerine oturmaktadır. Şekil 3.8'e bakıldığında kartezyen pozisyon ve duruş kontrolörlerinin 100 saniye civarında ürettiği kontrol sinyalleri görülmektedir. Kontrol sinyallerinin 100 saniye civarında Şekil 3.3'de görülen aracın referans gezinmesinde meydana gelen ani değişime karşı gösterdiği davranış Şekil 3.8'de görülmektedir. Şekil 3.8'e göre yükseklik kontrolünü sağlayan  $U_1$  kontrol sinyali, (3.20) denklemindeki bağlaşımdan ötürü  $y$  eksenindeki hareketi kontrol eden  $R_y$  sinyalindeki değişime bağlı olarak değişim yaşamış ve sonrasında kararlı hale tekrar ulaşmıştır. Benzetim çalışmaları esnasında (Bknz. Çizelge 3.4) aracın kartezyen pozisyonları ve türevleri (hızları) başlangıç anında sıfır metre ve sıfır metre/saniye, Euler açıları ve türevleri de başlangıç anında 0.34 radyan ve 0 radyan/saniye olarak alınmıştır.

İkinci referans gezinge sürekli olup aşağıdaki gibi seçilmiştir.

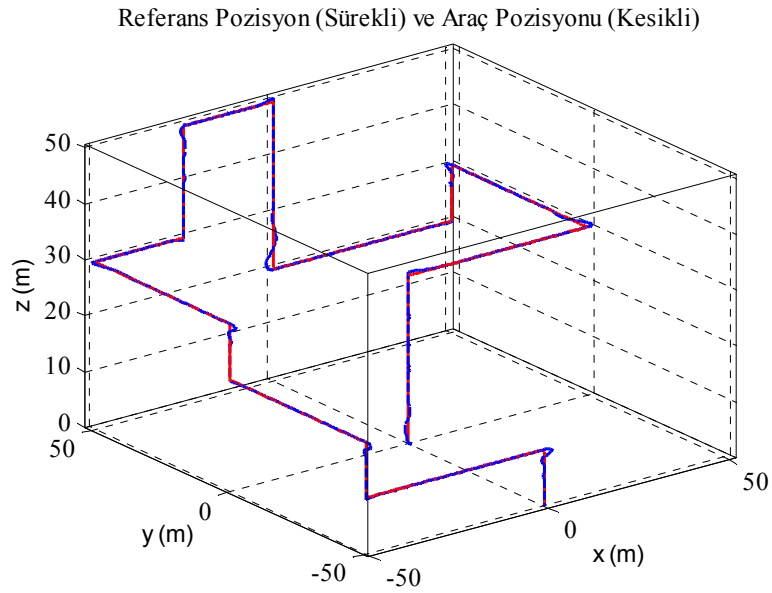
$$x_r(t) = 60 \cos\left(\frac{2\pi t}{750}\right) \tanh\left(\frac{t}{300}\right) \quad (3.28)$$

$$y_r(t) = 100 \cos\left(\frac{2\pi t}{750}\right) \tanh\left(\frac{t}{300}\right) \quad (3.29)$$

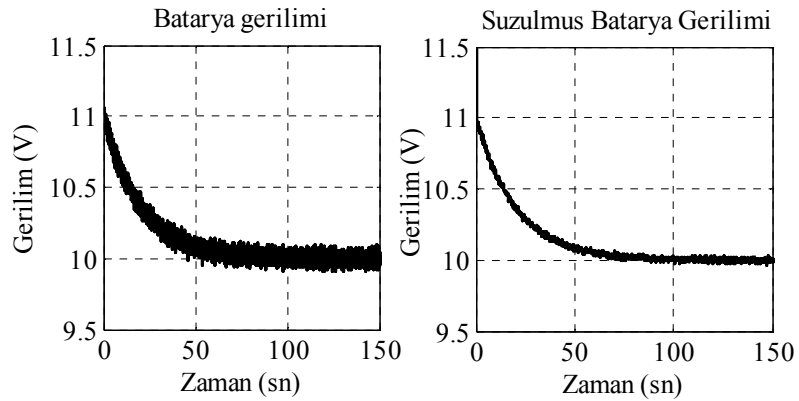
$$z_r(t) = 50 \tanh\left(\frac{t}{200}\right) \quad (3.30)$$

Yukarıda seçilen sürekli referans gezinge uyarınca araç 50m yüksekliğe çıkmakta ve sırasıyla  $x$  ve  $y$  eksenlerinde 60m ve 100m yarıçaplı eliptik bir yörüngeyi takip etmektedir. Şekil 3.9'da aracın kartezyen uzayda eliptik gezinmeyi takibine ait sonuçlar verilmektedir. Araç başlangıçta kesikli referans gezingeyi takip

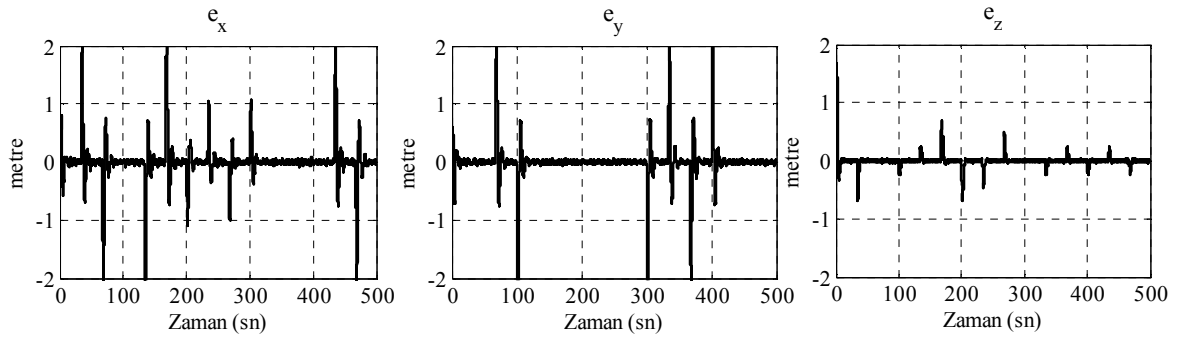
performansının altında bir başarımla eliptik referansı yakalamakta,  $x$  ve  $y$  kartezyen pozisyon hataları sıfır etrafında salınım yaparak Şekil 3.10'da görülen davranışı sergilemektedir. Aynı şekilde istenen kartezyen pozisyonlara ulaşabilmek için Euler açılarının değiştirilmesi gerektiğinden Şekil 3.11'de yer alan sonuçların oluşması aşıkardır. Şekil 3.12'de yer alan kontrol sinyalleri kesikli referans gezineleri takip beznetiminde olduğu gibi uygulanabilir yapıdadır.



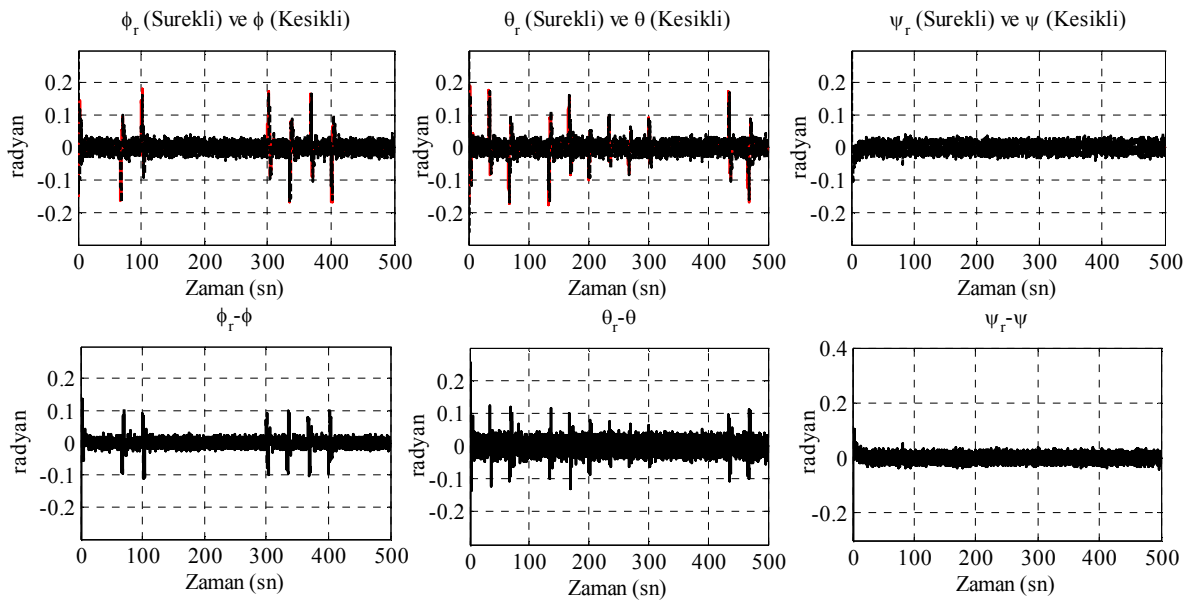
Şekil 3.3. Kartezyen koordinatlarda dönerkanat davranışı



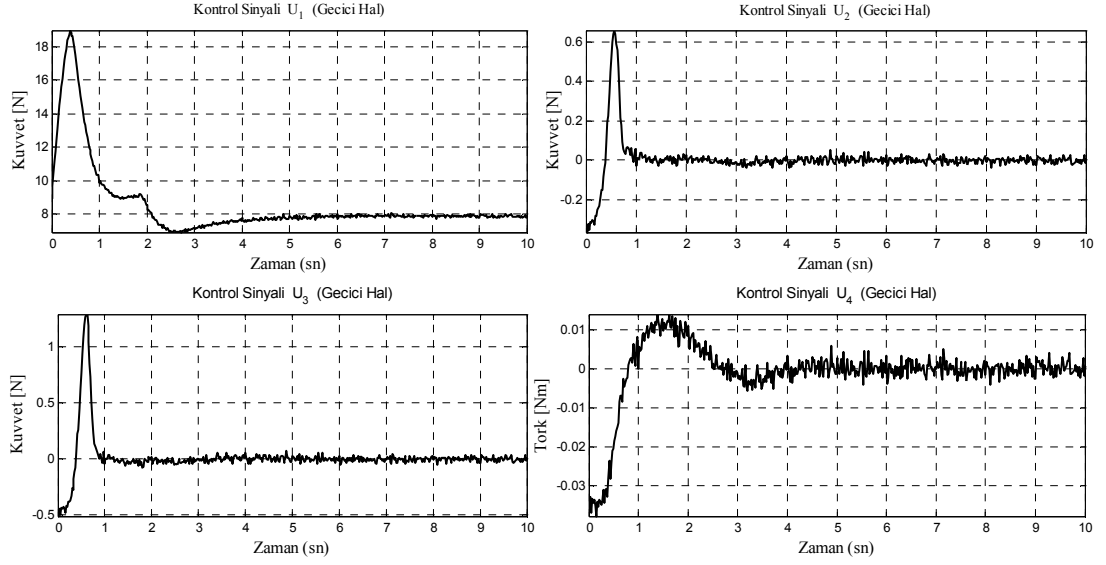
Şekil 3.4. Batarya geriliminin zamanla değişimi



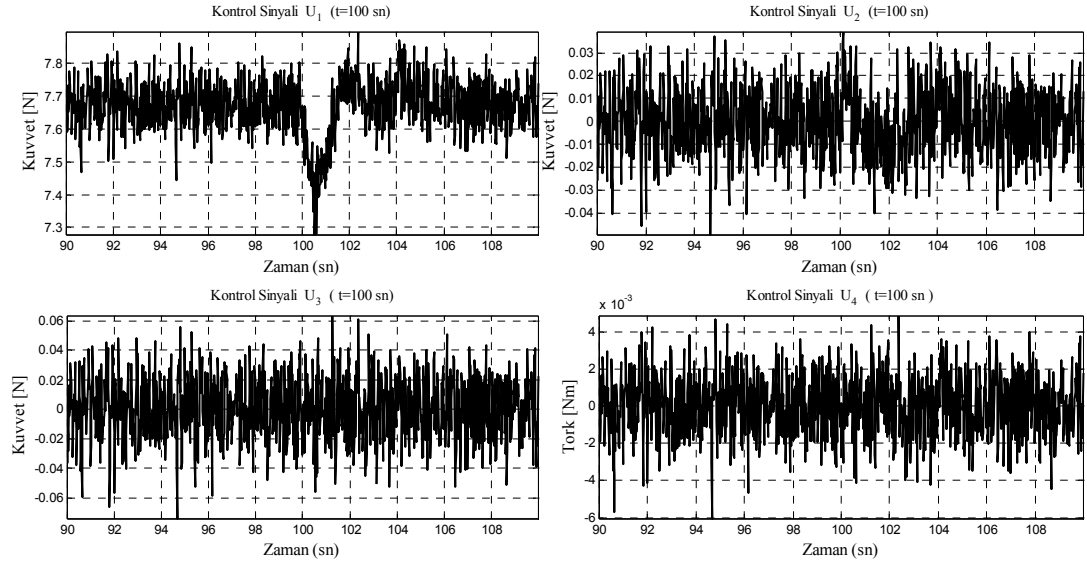
Şekil 3.5. Kartezyen uzaydaki hatalar



Şekil 3.6. PID kontrol için referans açıları takip performansı

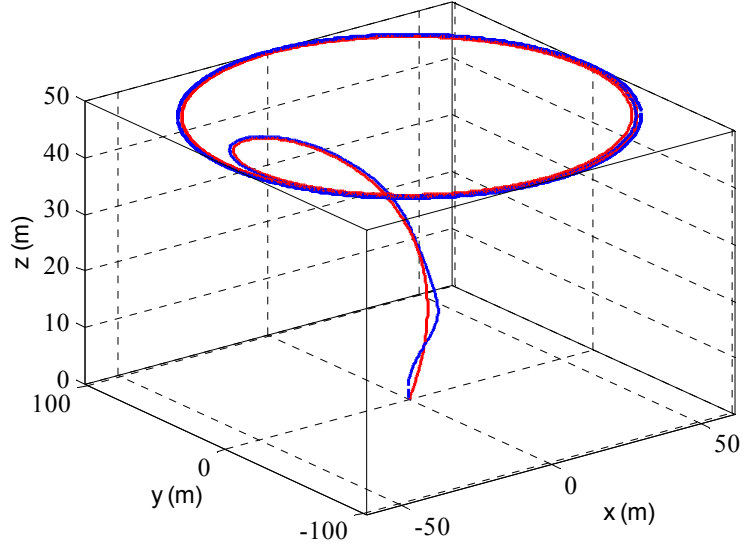


Şekil 3.7. PID kontrol yöntemi (PID ile gerçekleştirilen duruş kontrol) kontrol sinyalleri (geçici hal)

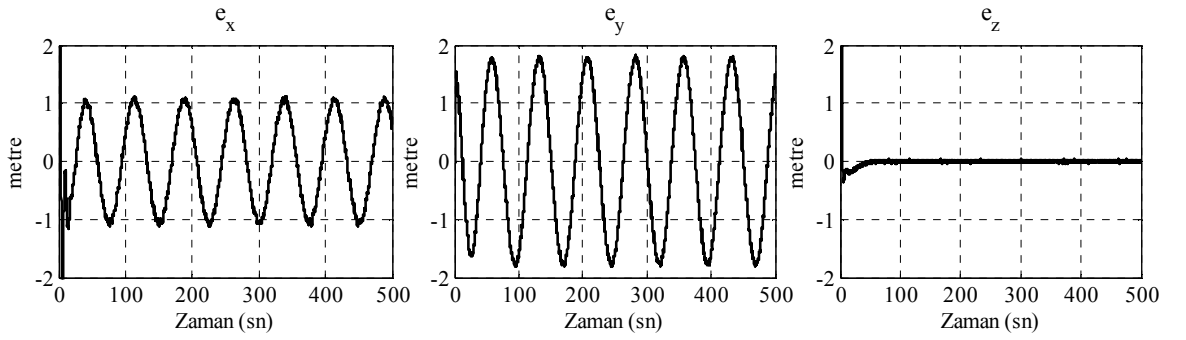


Şekil 3.8. PID kontrol yöntemi (PID ile gerçekleştirilen duruş kontrol) kontrol sinyalleri (t=100 sn)

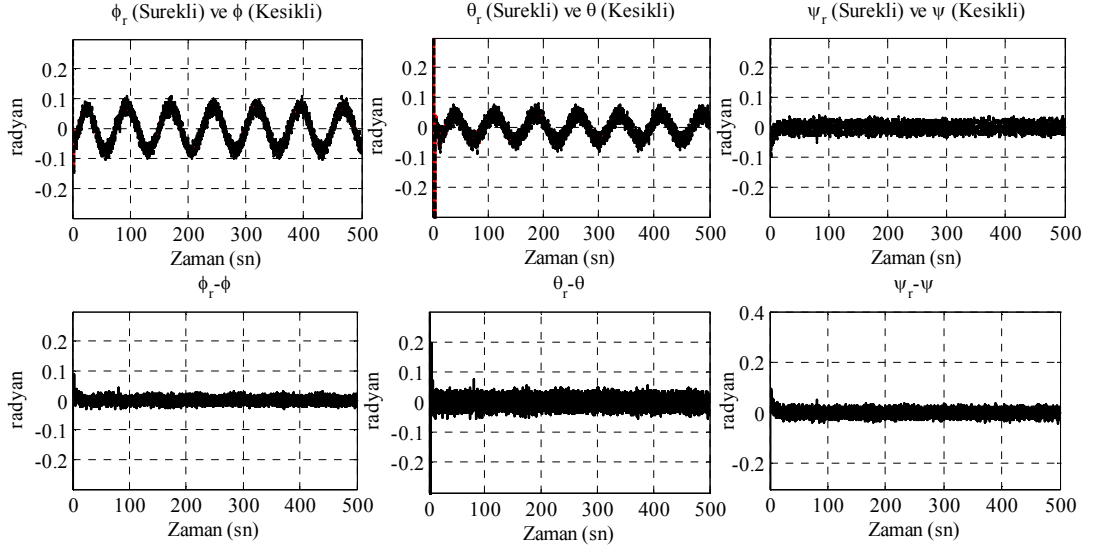
Referans Pozisyon (Sürekli) ve Araç Pozisyonu (Kesikli)



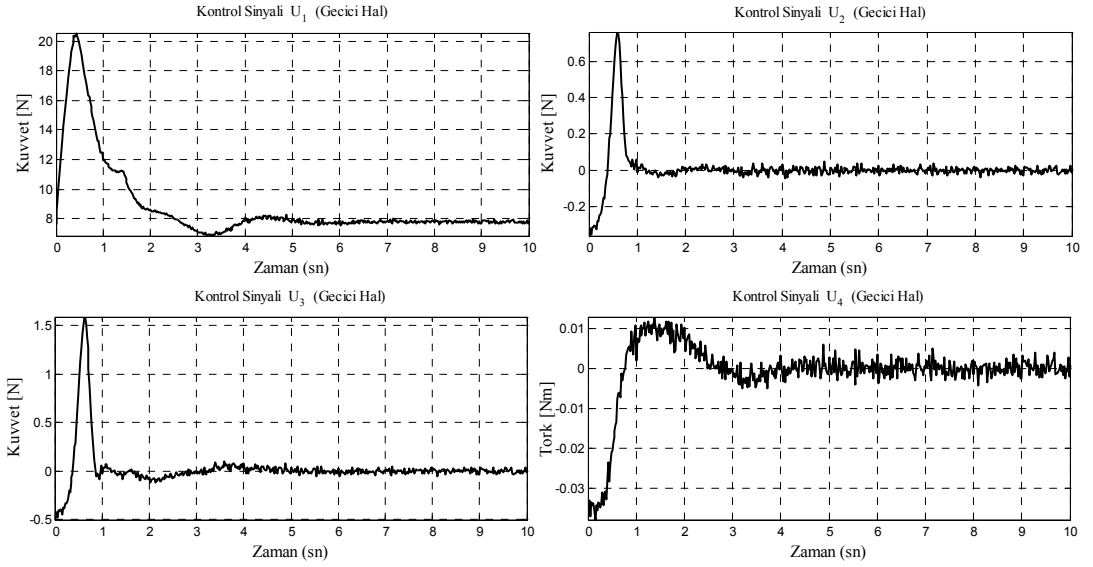
Şekil 3.9. Eliptik gezinge için kartezyen koordinatlarda aracın konumu



Şekil 3.10. Kartezyen koordinatlardaki hatalar



Şekil 3.11. PID kontrol için referans açıları takip performansı



Şekil 3.12. Eliptik gezinge için PID kontrol sinyalleri (PID ile gerçekleştirilen duruş kontrol ) (geçici hal)

### 3.2.3.2. Kayan Kipli Denetim Yöntemi ile Duruş Kontrolü

Kayan kipli denetim, model belirsizliklerine ve modellenemeyen dinamiklere karşı gürbüzlüğü nedeniyle son zamanlarda araştırmacılar tarafından özellikle doğrusal olmayan sistemlerin kontrolünde üzerine sıklıkla çalışılmakta olan bir kontrol yöntemidir. Gürültü ve çadırda olgusundan her ne kadar etkilense de bu zorlukların üstesinden gürbüzlüğünden ödün vermeksizin gelebilmek için literatürde birçok yaklaşım önerilmiştir [42, 43, 44]. KKD iki farklı kipten meydana gelmektedir. Hata dinamikleri, kayma yüzeyi olarak adlandırılan durum uzayının kararlı bir alt uzayına yönlendirilmektedir. Bu yönelim sırasında meydana gelen davranışa erişme kipi<sup>45</sup> adı verilmektedir. Bu kip bazen yüksek büyüklükteki kontrol sinyalleri ile bilinmektedir. İkinci kip ise kayma kipi<sup>46</sup> olarak adlandırılan kayma yüzeyinin analitik tanımının gerektirdiği şekilde hata vektörünün davranış sergilediği evredir. Kayma kipi esnasında hata vektörü üstel şekilde tanımlanmış olan kayma yüzeyinin orijinine ulaşmaktadır. Kayma safhasında hareket eşitliği gerçek sistemden bağımsız olmaktadır.

$e_{\phi} = \phi - \phi_d$  dönme dinamikleri için hata terimi olarak tanımlandığı varsayımıyla dönme dinamikleri için kayma yüzeyi (3.31) ifadesindeki gibi tanımlanabilir.

$$s_{\phi} = \dot{e}_{\phi} + \lambda_{\phi} e_{\phi} \quad (3.31)$$

$s_{\phi} = 0$  koşulu  $t_0$  anında sağlandığında  $t \geq t_0$  için çözüm (3.32) eşitliğindeki gibi olmaktadır

$$s_{\phi}(t) = s_{\phi}(t_0) e^{(-\lambda_{\phi}(t-t_0))} \quad (3.32)$$

Bu aşamadan sonra (3.33) eşitliğinde yer alan Lyapunov fonksiyon adayını ele alalım.

$$V(s_{\phi}) = s_{\phi}^2 / 2 \quad (3.33)$$

(3.33) ifadesinde yer alan Lyapunov fonksiyon adayının zamana göre türevi (3.34) ifadesini sağlayabilirse, daha önce tanımlanan dönme hata terimi  $s_{\phi}=0$  ile tanımlanan

---

<sup>45</sup> İng. *Reaching Phase*

<sup>46</sup> İng. *Sliding Mode*



kayma yüzeyine ulaşacaktır. (3.34) ifadesini sağlamak, dönme açısının hata terimlerinin sıfıra ulaşması ve dönme açısının istenen gezinmeleri takip etmesi için gerekli kontrol sinyali (3.35) ifadesinde verilmektedir.

$$s_\phi \dot{s}_\phi < -k_\phi |s_\phi|, k_\phi > 0 \quad (3.34)$$

$$U_2 = \frac{1}{p_3} \left( -p_1 x_4 x_6 + p_2 x_4 \Omega_d + \ddot{x}_{1d} - \lambda_\phi (x_2 - \dot{x}_{1d}) - k_\phi \text{sign}(s_\phi) - k_1 s_\phi \right) \quad (3.35)$$

Denklem (3.35)'de yer alan *sign* ifadesi (3.36)'de tanımlanmaktadır.

$$\text{sign}(s) = \begin{cases} -1 & \text{eğer } s < 0 \\ 0 & \text{eğer } s = 0 \\ 1 & \text{eğer } s > 0 \end{cases} \quad (3.36)$$

(3.35) eşitliğinde  $\dot{x}_{1d}$  istenen açısal dönme hızını,  $\ddot{x}_{1d}$  istenen açısal dönme ivmesini ifade etmektedir. Çadırdama olgusundan kaçınmak için anahtarlama yüzeyi etrafında (3.37) ifadesindeki gibi sınır tabakası<sup>47</sup> kullanılmaktadır. İşaret fonksiyonunun yumuşatılması esasına dayanan bu uygulama (3.37) ifadesinde verilmektedir.

$$\text{sign}(x) \cong \frac{x}{|x| + \varepsilon} \quad (3.37)$$

$\varepsilon$  değişkeni  $s=0$  etrafında işaret fonksiyonunun keskinliğini ayarlama kullanılmaktadır.

Yunuslama açısını kontrol eden  $U_3$  şu şekilde türetilmektedir.  $e_\theta = \theta - \theta_d$  yunuslama dinamikleri için hata terimi olarak tanımlandığı varsayımıyla yunuslama dinamikleri için kayma yüzeyi (3.38) ifadesindeki gibi tanımlanabilir.

$$s_\theta = \dot{e}_\theta + \lambda_\theta e_\theta \quad (3.38)$$

$s_\theta = 0$  koşulu  $t_o$  anında sağlandığında  $t \geq t_o$  için çözüm (3.39) eşitliğindeki gibi olmaktadır

---

<sup>47</sup> İng. *Boundry Layer*

$$s_{\theta}(t) = s_{\theta}(t_0) e^{(-\lambda_{\theta}(t-t_0))} \quad (3.39)$$

Bu aşamadan sonra (3.40) eşitliğinde yer alan Lyapunov fonksiyon adayını ele alalım.

$$V(s_{\theta}) = s_{\theta}^2 / 2 \quad (3.40)$$

(3.40) ifadesinde yer alan Lyapunov fonksiyon adayının zamana göre türevi (3.41) ifadesini sağlayabilirse, daha önce tanımlanan yunuslama hata terimi  $s_{\theta}=0$  ile tanımlanan kayma yüzeyine ulaşacaktır. (3.41) ifadesini sağlamak, yunuslama açısının hata terimlerinin sıfıra ulaşması ve yunuslama açısının istenen gezinmeleri takip etmesi için gerekli kontrol sinyali (3.42) ifadesinde verilmektedir.

$$s_{\theta} \dot{s}_{\theta} < -k_{\theta} |s_{\theta}|, k_{\theta} > 0 \quad (3.41)$$

$$U_3 = \frac{1}{p_6} (-p_4 x_2 x_6 - p_5 x_2 \Omega_d + \dot{x}_{3d} - \lambda_{\theta} (x_4 - \dot{x}_{3d}) - k_{\theta} \text{sign}(s_{\theta}) - k_2 s_{\theta}) \quad (3.42)$$

Sapma açısını kontrol eden  $U_4$  şu şekilde türetilmektedir.  $e_{\psi} = \psi - \psi_d$  sapma dinamikleri için hata terimi olarak tanımlandığı varsayımıyla sapma dinamikleri için kayma yüzeyi (3.43) ifadesindeki gibi tanımlanabilir.

$$s_{\psi} = \dot{e}_{\psi} + \lambda_{\psi} e_{\psi} \quad (3.43)$$

$s_{\psi} = 0$  koşulu  $t_0$  anında sağlandığında  $t \geq t_0$  için çözüm (3.44) eşitliğindeki gibi olmaktadır

$$s_{\psi}(t) = s_{\psi}(t_0) e^{(-\lambda_{\psi}(t-t_0))} \quad (3.44)$$

Bu aşamadan sonra (3.45) eşitliğinde yer alan Lyapunov fonksiyon adayını ele alalım.

$$V(s_{\psi}) = s_{\psi}^2 / 2 \quad (3.45)$$

(3.45) ifadesinde yer alan Lyapunov fonksiyon adayının zamana göre türevi (3.46) ifadesini sağlayabilirse, daha önce tanımlanan sapma hata terimi  $s_{\psi}=0$  ile tanımlanan kayma yüzeyine ulaşacaktır. (3.46) ifadesini sağlamak, sapma açısının hata terimlerinin sıfıra ulaşması ve sapma açısının istenen gezinmeleri takip etmesi için gerekli kontrol sinyali (3.47) ifadesinde verilmektedir.

$$s_{\psi}\dot{s}_{\psi} < -k_{\psi} |s_{\psi}|, k_{\psi} > 0 \quad (3.46)$$

$$U_4 = \frac{1}{p_8} \left( -p_7 x_2 x_4 + \ddot{x}_{5d} - \lambda_{\psi} (x_6 - \dot{x}_{5d}) - k_{\psi} \text{sign}(s_{\psi}) - k_3 s_{\psi} \right) \quad (3.47)$$

Daha önce bahsedildiği üzere KKD türetiminde kullanılan  $\lambda_{\theta}, k_{\theta}, k_2, \lambda_{\psi}, k_{\psi}, k_3$  pozitif değerli değişkenlerdir. Çizelge 3.5’de KKD yöntemine ait benzetim çalışmalarının değişkenleri ve sayısal değerleri verilmektedir.

KKD yöntemine dair benzetim sonuçları PID kontrol yönteminde olduğu gibi iki farklı senaryo uygulanarak elde edilmiştir. İlki kesikli referans gezinme takibine ait sonuçlar, diğeri ise sürekli eliptik referans gezinme takibine ait sonuçlardır. Şekil 3.13’de kartezyen uzayda kesikli referans gezinmeye ait takip sonuçları görülmektedir. Buna göre araç düşük büyüklükte hatalar sergileyerek (Şekil 3.14) referans kartezyen gezinmeleri takip etmektedir. Referans kartezyen gezinmelerin takip edilebilmesi için kartezyen pozisyon kontrol bloğunun oluşturduğu referans Euler açıları yüksek başarımla takip edilmektedir (Bknz. Şekil 3.15). Kontrolörlerin oluşturduğu sinyaller geçici hal koşulları altında incelendiğinde özellikle dönme ve yunuslama açılarını kontrol eden  $U_2$  ve  $U_3$  sinyallerinde işaret fonksiyonunda her ne kadar yumuşatma yapılsada KKD’ye ait keskin sinyal yapısına rastlanmaktadır. PID kontrol ile duruş kontrolünde olduğu gibi, kartezyen pozisyon referans gezinmesinde 100 saniye civarında meydana gelen  $y$  eksenindeki ani değişime karşı en büyük tepkiyi  $U_1, U_2$  ve  $U_3$  kontrol sinyalleri göstermiş ve aracın referans gezinmeyi takibi sağlanmıştır (Bknz. Şekil 3.17). KKD’nin anahtarlamalı yapısı hareketin kayma yüzeyi etrafında şekillenmesine neden olmaktadır (Bknz. Şekil 3.18). Kontrol sinyallerinin büyüklükleri ve değişimleri istenilen seviyelerde olup meydana gelen küçük değişimler ile istenilen hareket sağlanmaktadır. Şekil 3.18’de görüldüğü üzere aracın açısal dinamiklerini meydana getiren açısal durum değişkenlerine ait başlangıç

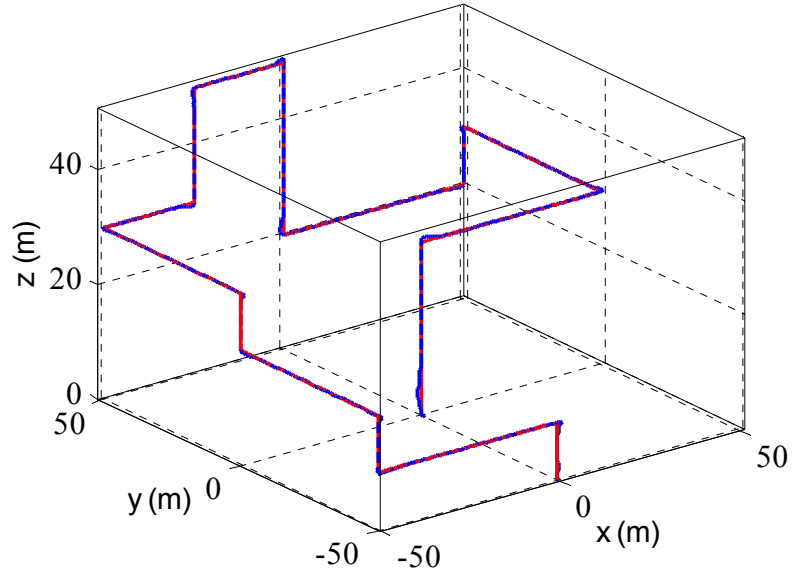
hataları hızlı bir şekilde kayma yüzeyine ulaşmaktadır. Kayma yüzeyine ulaşan hata vektörleri benzetime eklenen gürültüye karşın orijine üstel şekilde ulaşmakta ve orada kalmaktadır. Sürekli referans gezinge için referans gezinelere ait takip sonuçları Şekil 3.19'da görülmektedir. Kartezyen pozisyon kontrolörün oluşturduğu salınım yapan referans Euler açıları başarılı şekilde duruş kontrolörü tarafından takip edilmektedir (Bknz. Şekil 3.21). Buna bağlı olarak kartezyen pozisyonda Şekil 3.20'de görülen performansı sergilemektedir. Sürekli referans gezinge için takip ederken açısal durum değişkenleri hata vektörleri ilk referans gezinge takibinde olduğu gibi kayma yüzeyine çarpmakta ve orijine ulaşmaktadır (Bknz. Şekil 3.23). Şekil 3.22'de yer alan geçici hal kontrol sinyalleri ise kesikli referans takibi benzetiminde karşılaşılan sonuçlara benzer yapıdadır.

KKD yöntemiyle duruş kontrolünün gösterdiği performansa bakıldığında PID yöntemine çok yakın sonuçlar sergilediği görülmektedir. İki kontrol yönteminin performanslarının yakın olmasındaki sebep aracın Euler açılarının PID kontrolörden yüksek verim alınan sıfır derece denge noktası komşuluğunda değişiyor olmasıdır. Açılar bu komşuluktan uzaklaştığı takdirde doğrusal olmayan KKD yöntemi çok daha yüksek verimle referans açılarını takip edecektir. Bununla beraber PID yöntemi basit yapısı ve kolay uygulanabilirliği ile gerçek zamanlı uygulamalarda bir adım öne çıkmaktadır.

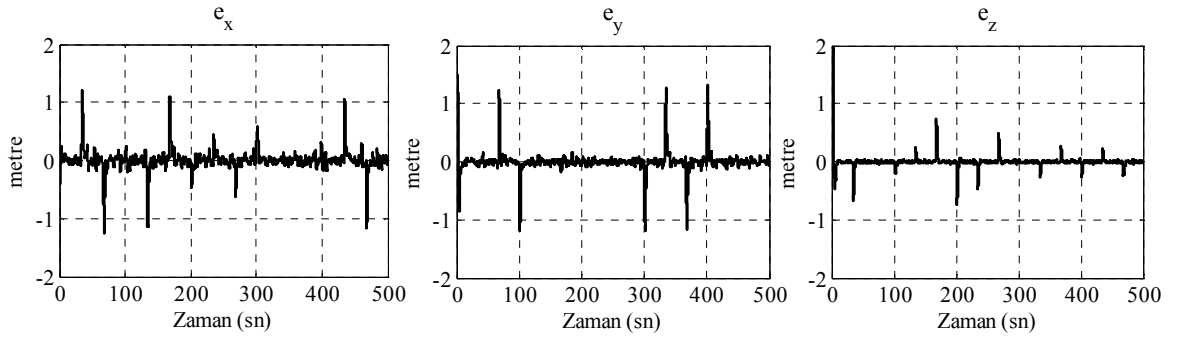
Çizelge 3.5. Kayan kipli denetim ile duruş kontrolü için benzetim parametreleri

Benzetim zamanı	$T$	500 sn
Benzetim adım aralığı	$\Delta t$	0.02 sn
Eğim parametreleri	$\lambda_\phi, \lambda_\theta, \lambda_\psi$	1.00
Gürültü varyansı	$\Delta\phi, \Delta\theta, \Delta\psi$	$1e-4$ radyan
Ulaşma kuralı parametresi	$k_\phi, k_\theta, k_\psi$	0.80
Ulaşma kuralı parametresi	$k_1, k_2, k_3$	0.80
İşaret fonksiyonu yumuşatma parametresi	$\varepsilon$	0.10
Euler açılarının başlangıç değerleri	$\phi(t_0), \theta(t_0), \psi(t_0)$	0.34 radyan
Kartezyen pozisyonların başlangıç değerleri	$x(t_0), y(t_0), z(t_0)$	0 metre

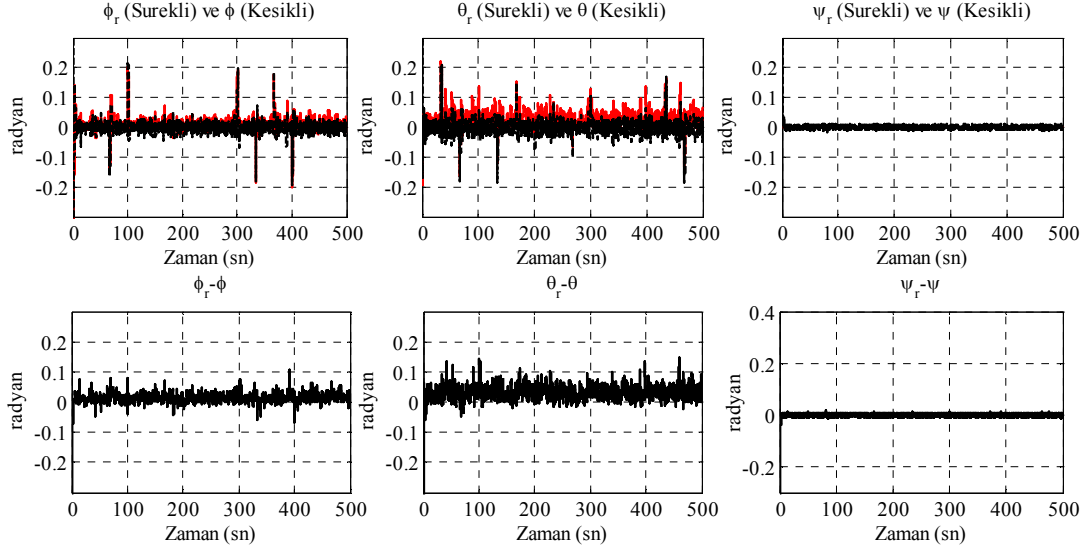
Referans Pozisyon (Sürekli) ve Araç Pozisyonu (Kesikli)



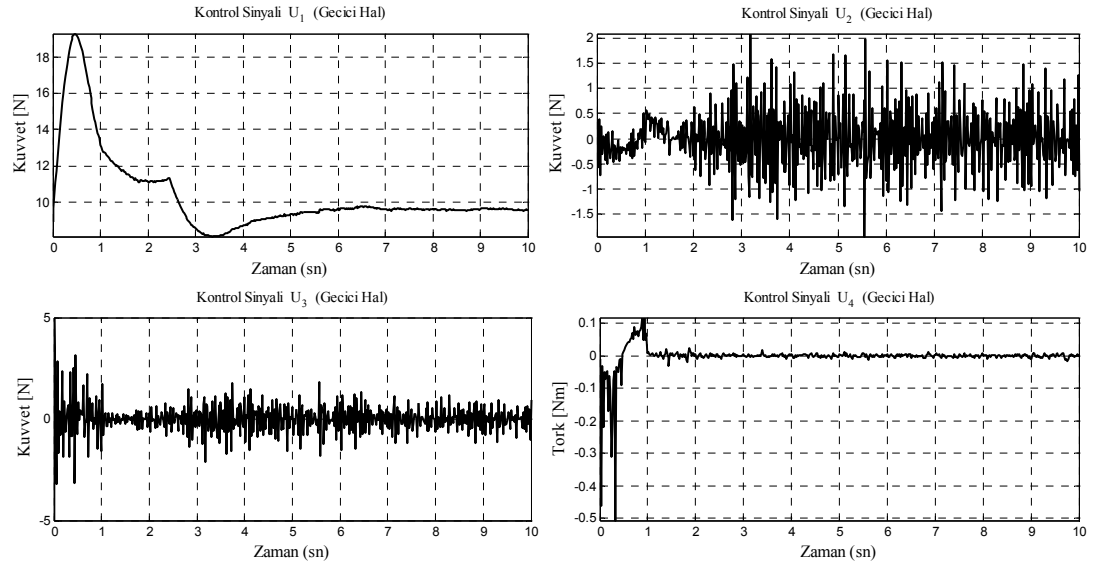
Şekil 3.13. Kartezyen uzayda dönerkanat davranışı



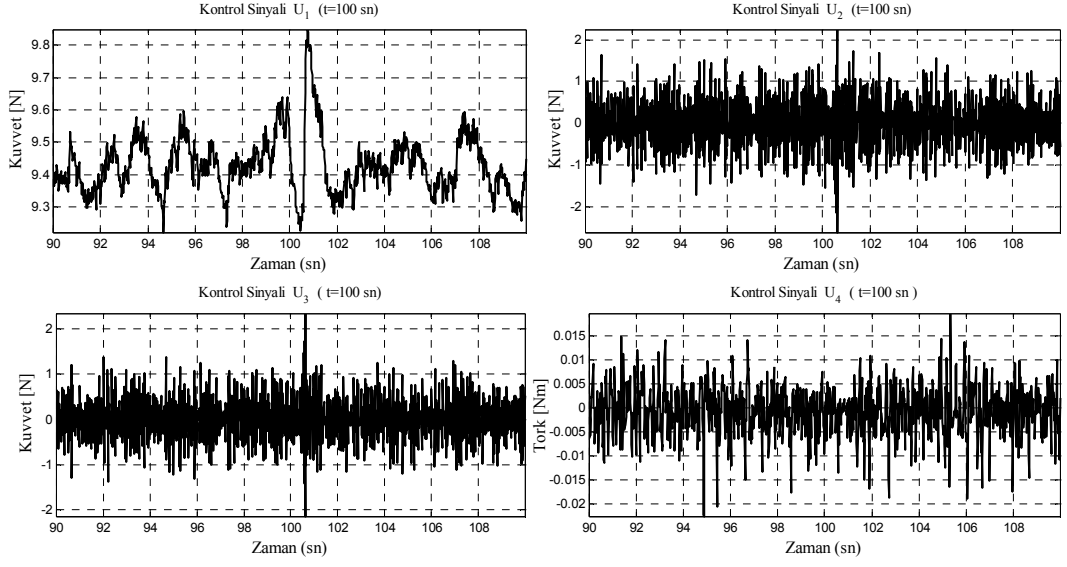
Şekil 3.14. Kartezyen uzaydaki hatalar



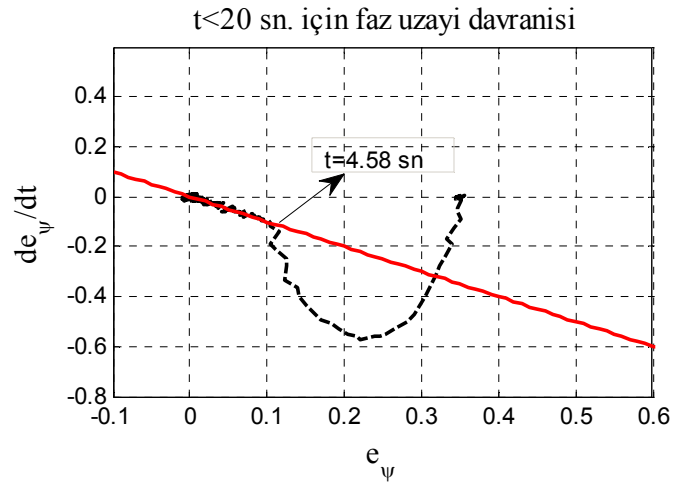
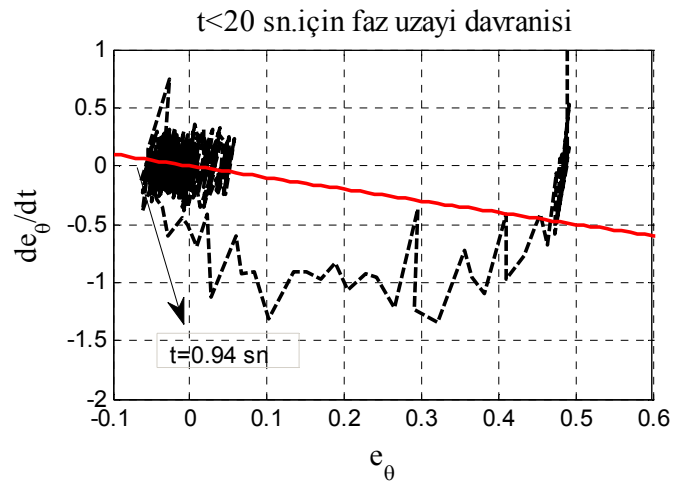
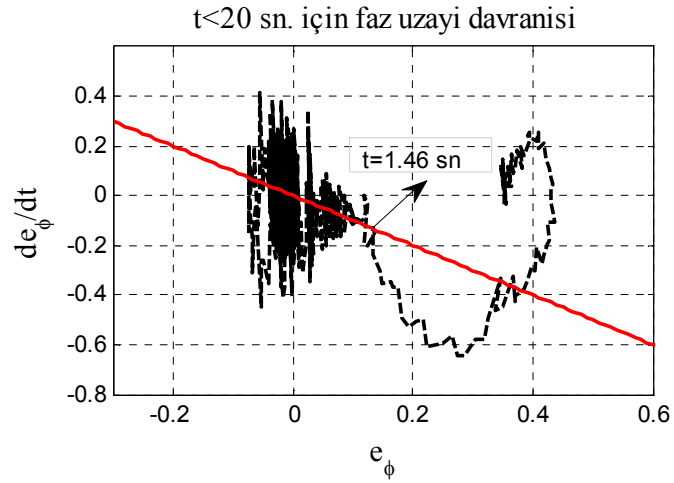
Şekil 3.15. KKD ile gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi için referans açıları takip performansı



Şekil 3.16. Kartezyen gezip için KKD ile gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi kontrol sinyalleri (geçici hal)



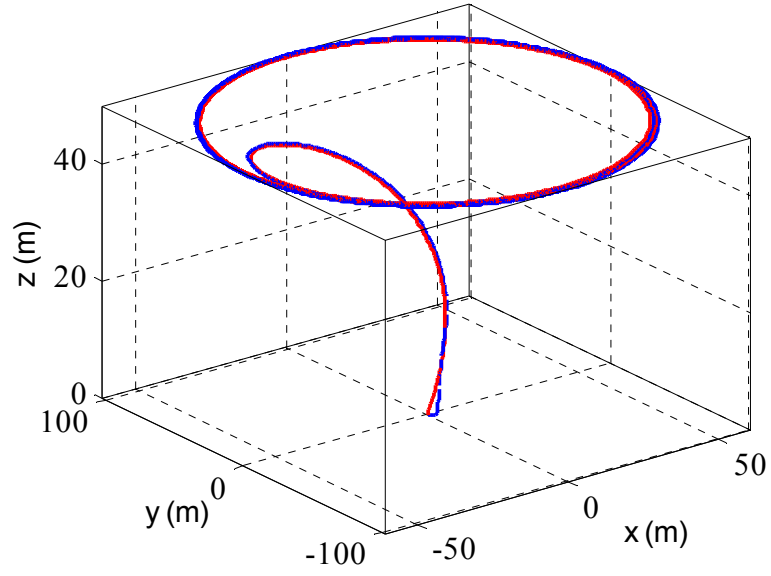
Şekil 3.17. Kartezyen gezinge için KKD ile gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi kontrol sinyalleri ( $t=100$  sn)



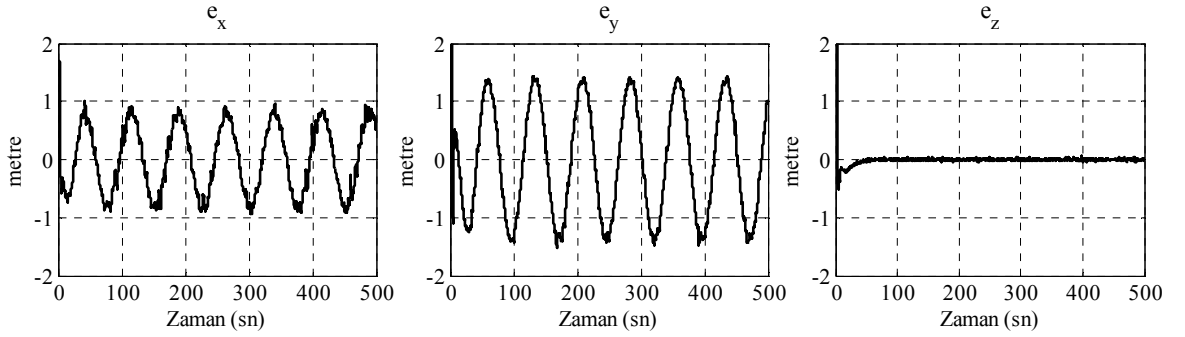
Şekil 3.18. Aracın faz uzayı davranışı



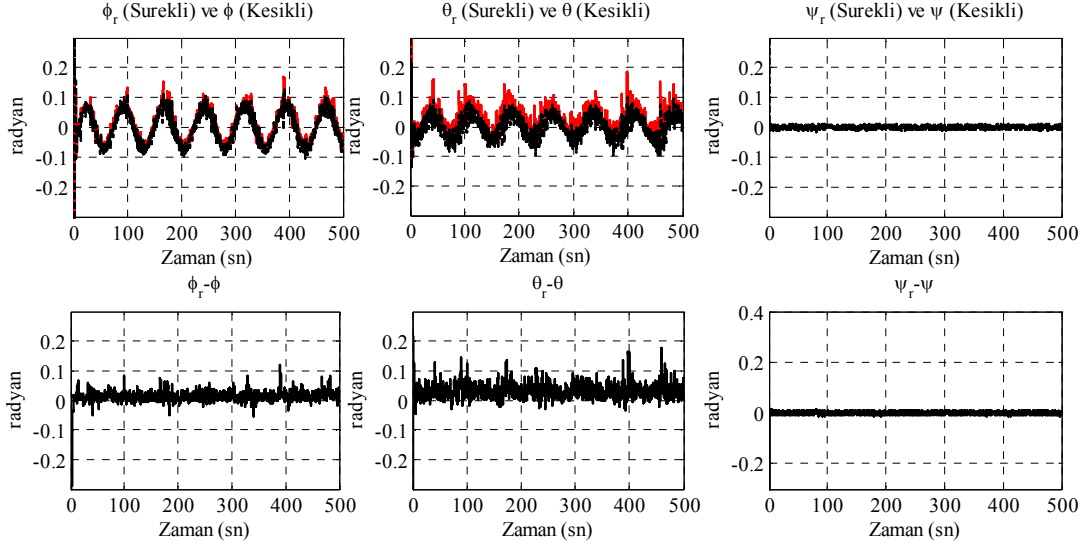
Referans Pozisyon (Sürekli) ve Araç Pozisyonu (Kesikli)



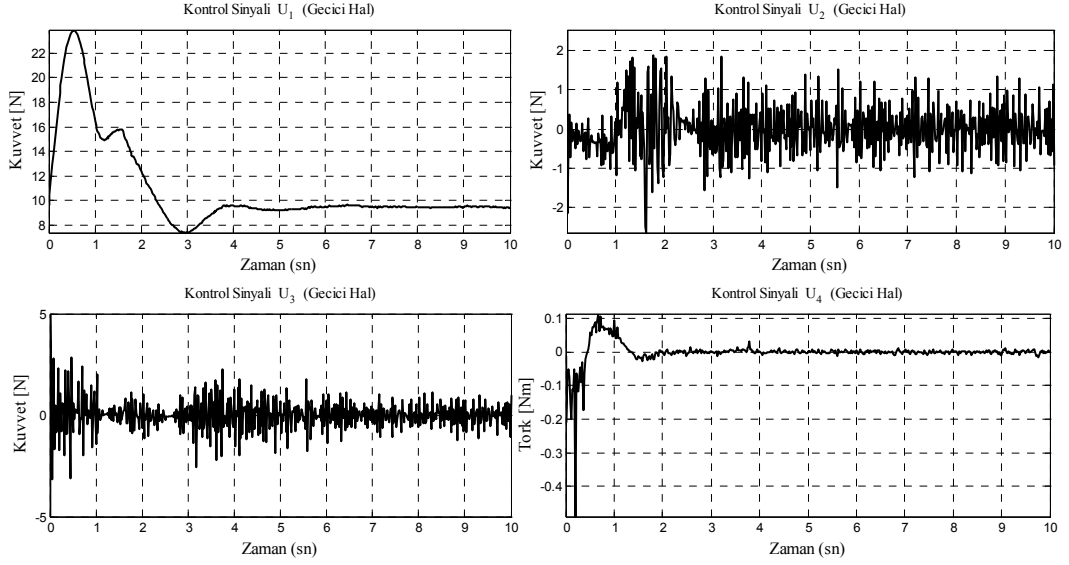
Şekil 3.19. Eliptik gezinge için kartezyen koordinatlarda aracın konumu



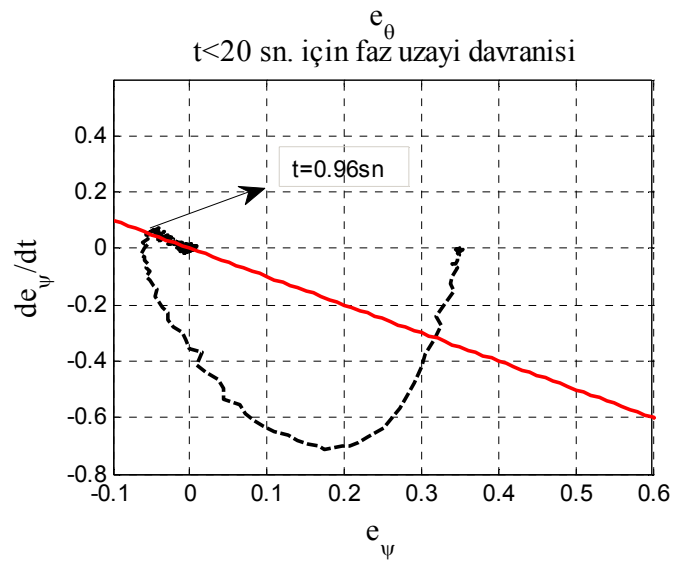
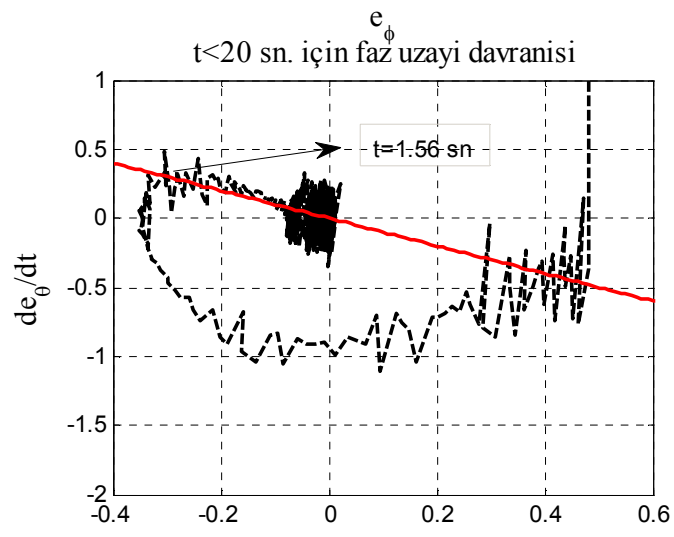
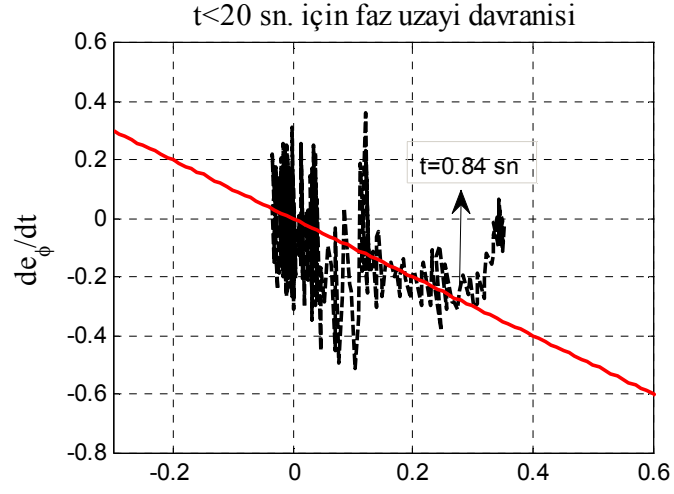
Şekil 3.20. Kartezyen uzaydaki hatalar



Şekil 3.21. KKD ile gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi için referans açıları takip performansı (geçici hal)



Şekil 3.22. Eliptik geze için KKD ile gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi kontrol sinyalleri ( $t=100$  sn)



Şekil 3.23. Aracın faz uzayındaki davranışı

### 3.2.3.3. Geriadımlamalı Kontrol Yöntemiyle Duruş Kontrolü

Geriadımlamalı kontrol yöntemi sanal durum değişkenleri tanımlamak suretiyle geliştirilen, kararlılığı Lyapunov kararlılık ölçütü sayesinde sağlanan doğrusal olmayan bir kontrol yöntemidir. Geriadımlamalı kontrol yönteminde daha önce de bahsedildiği üzere Lyapunov fonksiyonu yardımıyla tasarıma başlanmakta ve dışarıdan uygulanan kontrol sinyaline ulaşıncaya dek geriadımlama devam etmektedir.

(3.1) ve (3.6) ifadeleriyle tanımlanan sistem için sanal durum değişkeni ve türevinin sırasıyla (3.48) ve (3.49) ifadelerindeki gibi tanımlandığı varsayalım:

$$z_1 = x_1 - x_{1d} \quad (3.48)$$

$$z_2 = x_2 - \alpha_1 - \dot{x}_{1d} \quad (3.49)$$

(3.48) ve (3.49) ifadelerinde yer alan  $x_{1d}$  dönme açısının referans değerini,  $\dot{x}_{1d}$  ise dönme açısının zamana göre değişiminin referans değerini göstermektedir. İlk adım için Lyapunov fonksiyonu şöyle seçilsin:

$$V_1 = \frac{1}{2} z_1^2 \quad (3.50)$$

(3.50) ifadesinin zaman göre türevi alınırsa  $\dot{z}_1 = z_2 + \alpha_1$  olduğu için aşağıdaki ilişki elde edilecektir.

$$\dot{V}_1 = z_1 (z_2 + \alpha_1) \quad (3.51)$$

(3.51) ifadesi aşağıda verilen (3.52) seçimi ile yeniden yazılırsa (3.53) ilişkisi elde edilir.

$$\alpha_1 := -k_1 z_1 \quad (3.52)$$

$$\dot{V}_1 = -k_1 z_1^2 + z_1 z_2 \quad (3.53)$$

Yukarıdaki ifadede görüldüğü üzere (3.53) ifadesini sıfırdan küçük kılmanın koşulu ancak  $z_2$  sanal değişkeni üzerinden yapılabilir. Bu sebeple ikinci basamak için Lyapunov fonksiyonu adayı (3.54)'deki gibi seçilirse:

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2}z_2^2 \quad (3.54)$$

İkinci sanal durum değişkeninin türevi:

$$\dot{z}_2 = p_1x_4x_6 - p_2x_4\Omega_d + p_3U_2 - (-k_1\dot{z}_1) - \ddot{x}_{1d} \quad (3.55)$$

$V_2$  fonksiyonunun zamana göre türevi:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \dot{V}_1 + z_2\dot{z}_2 \\ &= -k_1z_1^2 + z_2(z_1 + p_1x_4x_6 - p_2x_4\Omega_d + p_3U_2 - (-k_1\dot{z}_1) - \ddot{x}_{1d}) \end{aligned} \quad (3.56)$$

Kontrol kuralı (3.57)'deki gibi seçildiğinde  $V_2$  fonksiyonunun zaman göre türevi (3.58)'deki ifadeye dönüşmektedir.

$$U_2 = \frac{1}{p_3}(-z_1 - p_1x_4x_6 + p_2x_4\Omega_d - k_1(z_2 - k_1z_1) + \ddot{x}_{1d} - k_2z_2) \quad (3.57)$$

$$\dot{V}_2 = -k_1z_1^2 - k_2z_2^2 \quad (3.58)$$

(3.58) eşitliğinde  $k_2 > 0$  seçilerek (3.58) ifadesinin sıfırdan küçük olması garantilenmiştir. Yunuslama açısı için sanal durum değişkenleri şöyle olsun:

$$z_3 = x_3 - x_{3d} \quad (3.59)$$

$$z_4 = x_4 - \alpha_2 - \dot{x}_{3d} \quad (3.60)$$

(3.59) ve (3.60) ifadelerinde yer alan  $x_{3d}$  yunuslama açısının referans değerini,  $\dot{x}_{3d}$  ise yunuslama açısının zamana göre değişiminin referans değerini göstermektedir. İlk adım için Lyapunov fonksiyonu şöyle seçilsin:

$$V_1 = \frac{1}{2} z_3^2 \quad (3.61)$$

(3.61) ifadesinin zaman göre türevi alınırsa  $\dot{z}_3 = z_4 + \alpha_2$  olduğu için aşağıdaki ilişki elde edilecektir.

$$\dot{V}_1 = z_3 (z_4 + \alpha_2) \quad (3.62)$$

(3.62) ifadesi aşağıda verilen (3.63) seçimi ile yeniden yazılırsa (3.64) ilişkisi elde edilir.

$$\alpha_2 := -k_3 z_3 \quad (3.63)$$

$$\dot{V}_1 = -k_3 z_3^2 + z_3 z_4 \quad (3.64)$$

Yukarıdaki ifadede görüldüğü üzere (3.64) ifadesini sıfırdan küçük kılmannın koşulu ancak  $z_4$  sanal değişkeni üzerinden yapılabilir. Bu sebeple ikinci basamak için Lyapunov fonksiyonu adayı (3.65) deki gibi seçilirse:

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2} z_4^2 \quad (3.65)$$

İkinci sanal durum değişkeninin türevi:

$$\dot{z}_4 = p_4 x_2 x_6 + p_5 x_2 \Omega_d + p_6 U_3 - (-k_3 \dot{z}_3) - \ddot{x}_{3d} \quad (3.66)$$

$V_2$  fonksiyonunun zamana göre türevi:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \dot{V}_1 + z_4 \dot{z}_4 \\ &= -k_3 z_3^2 + z_4 (z_3 + p_4 x_2 x_6 + p_5 x_2 \Omega_d + p_6 U_3 - (-k_3 \dot{z}_3) - \ddot{x}_{3d}) \end{aligned} \quad (3.67)$$

Kontrol kuralı (3.68)'deki gibi seçildiğinde  $V_2$  fonksiyonunun zaman göre türevi (3.69)'daki ifadeye dönüşmektedir.

$$U_3 = \frac{1}{p_6} (-z_3 - p_4 x_2 x_6 - p_5 x_2 \Omega_d - k_3 (z_4 - k_3 z_3) + \ddot{x}_{3d} - k_4 z_4) \quad (3.68)$$

$$\dot{V}_2 = -k_3 z_3^2 - k_4 z_4^2 \quad (3.69)$$

(3.69) eşitliğinde  $k_4 > 0$  seçilerek (3.69) ifadesinin sıfırdan küçük olması garantilenmiştir.

Sapma açısı için sanal durum değişkenleri ve türevleri (3.70)-(3.71)'deki seçildiğinde

$$z_5 = x_5 - x_{5d} \quad (3.70)$$

$$z_6 = x_6 - \alpha_3 - \dot{x}_{5d} \quad (3.71)$$

(3.70) ve (3.71) ifadelerinde yer alan  $x_{5d}$  sapma açısının referans değerini,  $\dot{x}_{5d}$  ise sapma açısının zamana göre değişiminin referans değerini göstermektedir. İlk adım için Lyapunov fonksiyonu şöyle seçilsin:

$$V_1 = \frac{1}{2} z_5^2 \quad (3.72)$$

(3.72) ifadesinin zaman göre türevi alınırsa  $\dot{z}_5 = z_6 + \alpha_3$  olduğu için (3.73) ile aşağıdaki ilişki elde edilecektir.

$$\dot{V}_1 = z_5 (z_6 + \alpha_3) \quad (3.73)$$

(3.73) ifadesi aşağıda verilen (3.74) seçimi ile yeniden yazılırsa (3.75) ilişkisi elde edilir.

$$\alpha_3 := -k_5 z_5 \quad (3.74)$$

$$\dot{V}_1 = -k_5 z_5^2 + z_5 z_6 \quad (3.75)$$

Yukarıdaki ifadede görüldüğü üzere (3.75) ifadesini sıfırdan küçük kılmanın koşulu ancak  $z_6$  sanal değişkeni üzerinden yapılabilir. Bu sebeple ikinci basamak için Lyapunov fonksiyonu adayı (3.76)'daki gibi seçilirse:

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2}z_6^2 \quad (3.76)$$

İkinci sanal durum değişkeninin türevi:

$$\dot{z}_6 = p_7x_2x_4 + p_8U_4 - (-k_5\dot{z}_5) - \ddot{x}_{5d} \quad (3.77)$$

$V_2$  fonksiyonunun zamana göre türevi:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \dot{V}_1 + z_6\dot{z}_6 \\ &= -k_5z_5^2 + z_6(z_5 + p_7x_2x_4 + p_8U_4 - (-k_5\dot{z}_5) - \ddot{x}_{5d}) \end{aligned} \quad (3.78)$$

Kontrol kuralı (3.79)'daki gibi seçildiğinde  $V_2$  fonksiyonunun zaman göre türevi (3.80)'deki ifadeye dönüşmektedir.

$$U_4 = \frac{1}{p_8}(-z_5 - p_7x_2x_4 - k_5(z_6 - k_5z_5) - k_6z_6 + \ddot{x}_{5d}) \quad (3.79)$$

$$\dot{V}_2 = -k_5z_5^2 - k_6z_6^2 \quad (3.80)$$

(3.80) eşitliğinde  $k_6 > 0$  seçilerek (3.80) ifadesinin sıfırdan küçük olması garantilenmiştir.

Şekil 3.24'de aracın kartezyen uzayda kesikli referans gezingeye ait takip sonuçları görülmektedir. Araç başlangıçta kartezyen koordinatlarda mevcut olan hatayı kabul edilebilir bir süre içinde YSA tabanlı motor modelinden gelen gecikmelere ve benzetime eklenen gürültü sinyaline rağmen düşük seviyelere indirmektedir (Bknz. Şekil 3.25). Şekil 3.26'da görüldüğü üzere kartezyen pozisyon kontrolörünün oluşturduğu referans Euler açıları da duruş kontrolörü tarafından başarıyla takip edilmektedir. Kontrol sinyalleri araç yukarıda bahsi geçen başlangıçtaki hatayı bertaraf edebilmek için geçici hal koşullarında özellikle  $U_2$  ve  $U_3$  kontrol sinyalleri yüksek genlikte sinyaller üretmektedir. Fakat sistem sürekli hale geçtikten sonra kontrol sinyalleri belirli bir alt ve üst sınır arasına oturmuştur (Bknz Şekil 3.27, Şekil 3.28). Kartezyen pozisyon referans gezinmesinde 100 saniye civarında meydana gelen  $y$  eksenindeki ani değişime karşı tepkiyi  $U_1$ ,  $U_2$  ve  $U_3$  kontrol sinyalleri

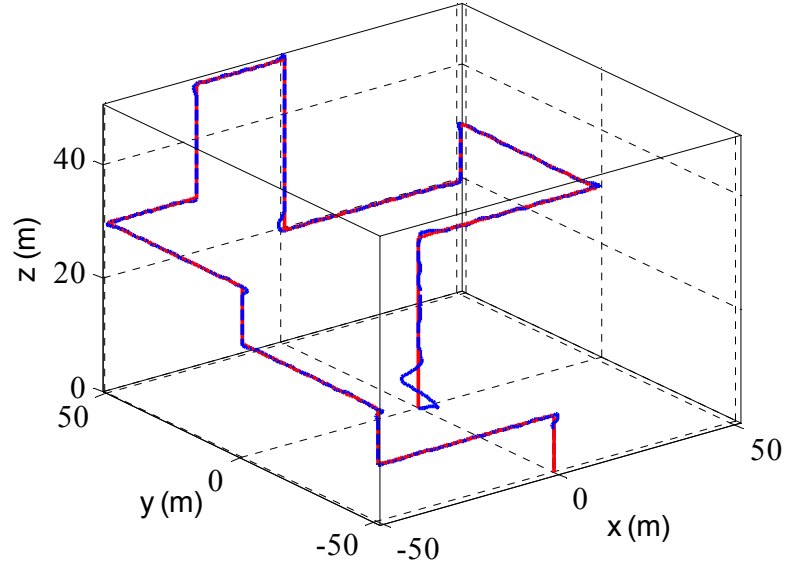


göstermiş ve aracın referans gezingeyi takibini sürdürmesini sağlamıştır (Bknz. Şekil 3.28). Kartezyen uzayda sürekli referans gezingeye ait benzetim sonuçlarına göre araç kartezyen koordinatlarda istenen değerlere başlangıçta kesikli referans gezingede olduğu gibi belirli bir süre sonunda ulaşmaktadır (Bknz. Şekil 3.29, Şekil 3.30). Şekil 3.31’de kartezyen uzayda referans gezingeleri takip edebilmesi için kartezyen pozisyon kontrol bloğunun oluşturduğu referans Euler açıları diğer benzetim çalışmalarında olduğu gibi hata en aza indirilerek başarılı şekilde takip edilmektedir. Şekil 3.32’de kontrol sinyallerinin geçici durumda gösterdiği performans görülmektedir. Kontrol sinyalleri gerçek zamanlı sisteme uygulanabilir genliğe ve değişim sıklığına sahiptir. Çizelge 3.6’da Geriadımlamalı kontrol yöntemine ait benzetim çalışmalarının değişkenleri ve sayısal değerleri verilmektedir. Çizelge 3.6’da yer alan parametre değerleri gerçek zamanlı sistem ve kontrol yönteminin matematiksel tanımları ve koşulları göz önüne alınarak seçilmiştir.

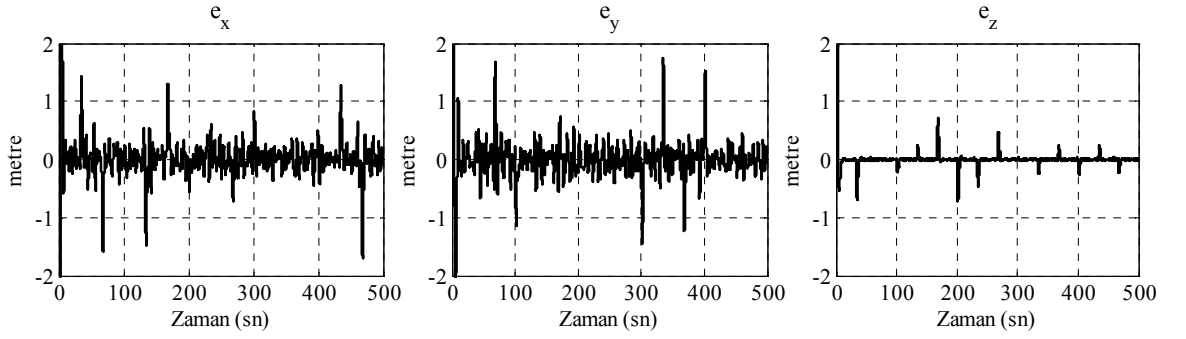
Çizelge 3.6. Geriadımlamalı kontrol ile duruş kontrolü için benzetim parametreleri

Benzetim zamanı	$T$	500 sn
Benzetim adım aralığı	$\Delta t$	0.02 sn
Gürültü varyansı	$\Delta\phi, \Delta\theta, \Delta\psi$	$1e-4$
Geriadımlama parametreleri	$k_1, k_3, k_5$	0.80
Geriadımlama parametreleri	$k_2, k_4, k_6$	0.80
Euler açılarının başlangıç değerleri	$\phi(t_0), \theta(t_0), \psi(t_0)$	0.34 radyan
Kartezyen pozisyonların başlangıç değerleri	$x(t_0), y(t_0), z(t_0)$	0 metre

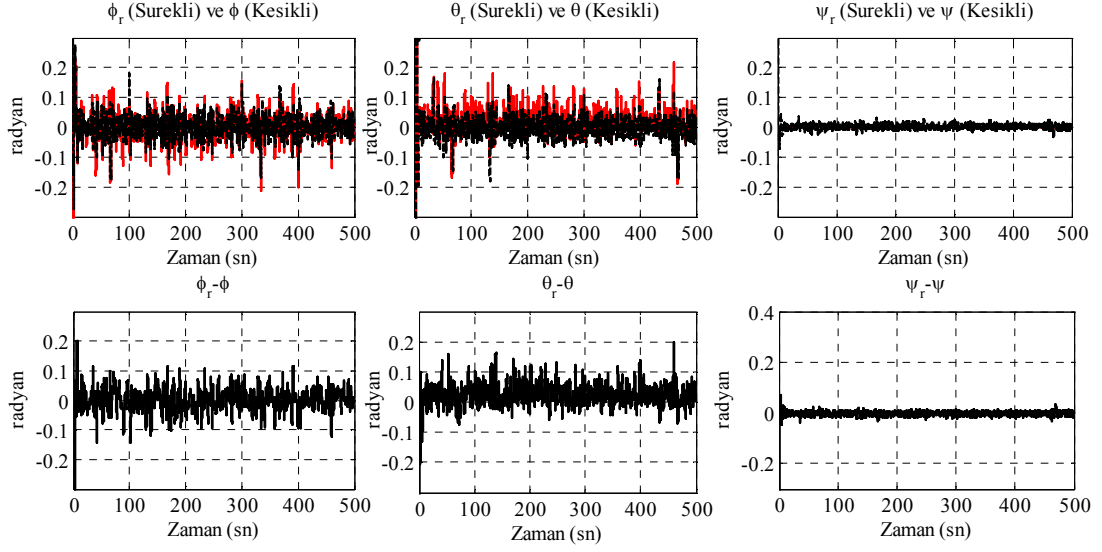
Referans Pozisyon (Sürekli) ve Araç Pozisyonu (Kesikli)



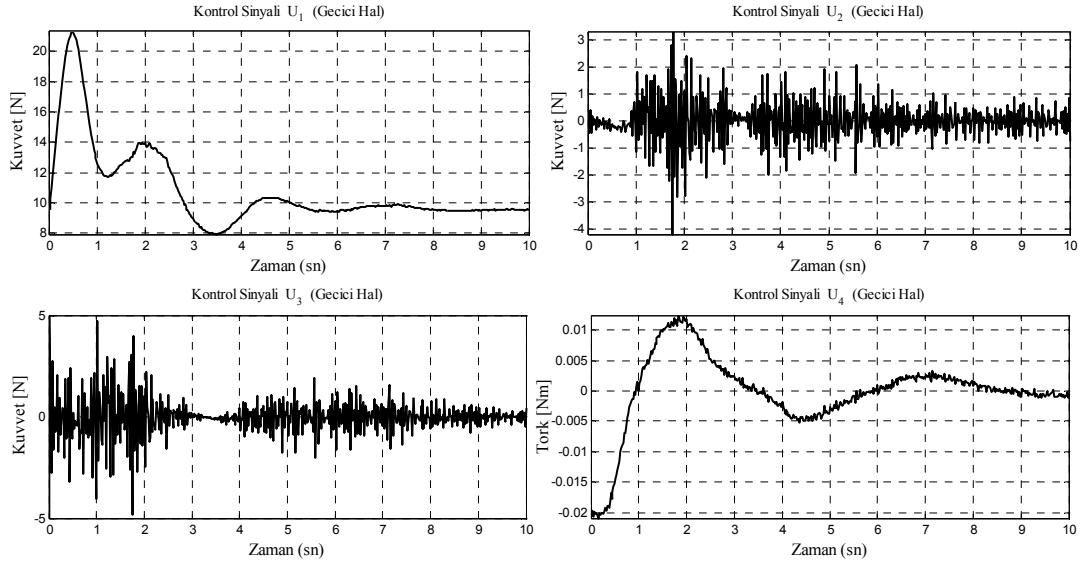
Şekil 3.24. Kartezyen uzayda dönerkanat davranışı



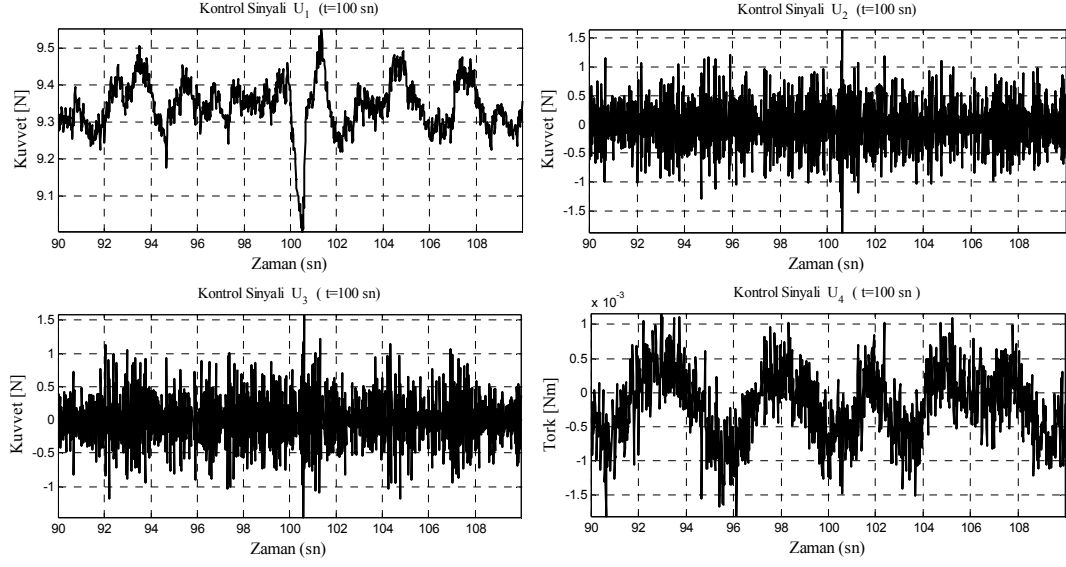
Şekil 3.25. Kartezyen uzaydaki hatalar



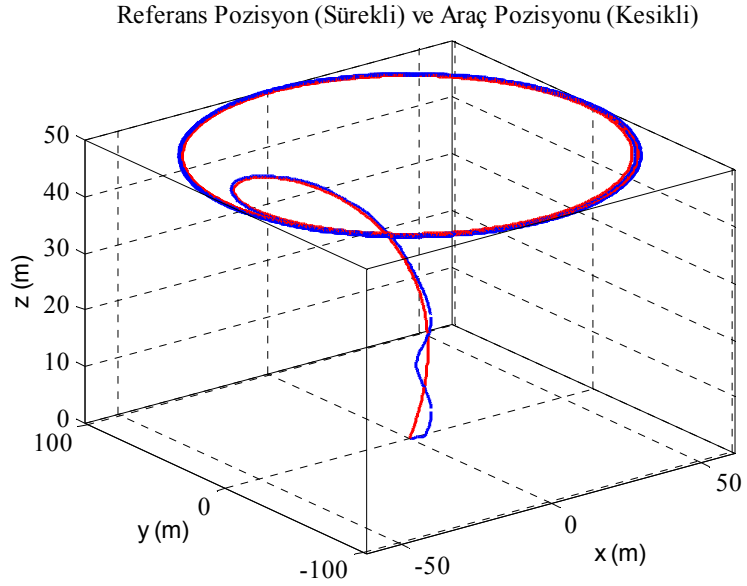
Şekil 3.26. Geriadımlı kontrol ile gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi için referans açıları takip performansı



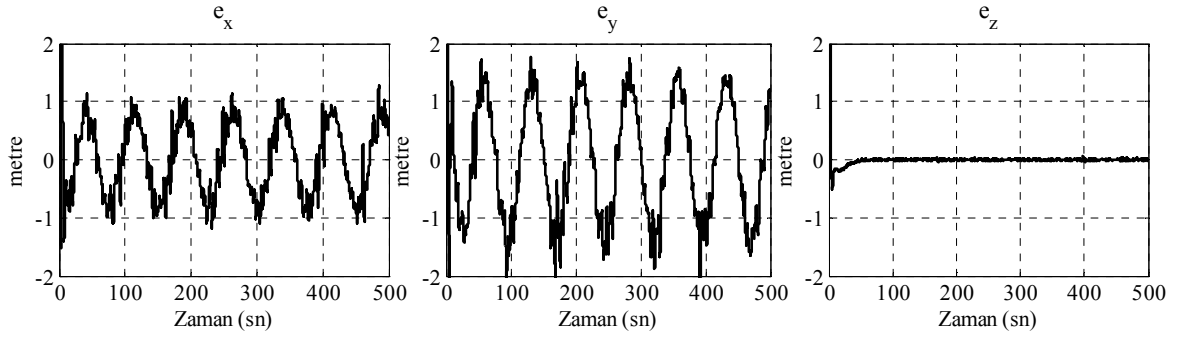
Şekil 3.27. Kartezyen geze için geriadımlı kontrol ile gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi kontrol sinyalleri (geçici hal)



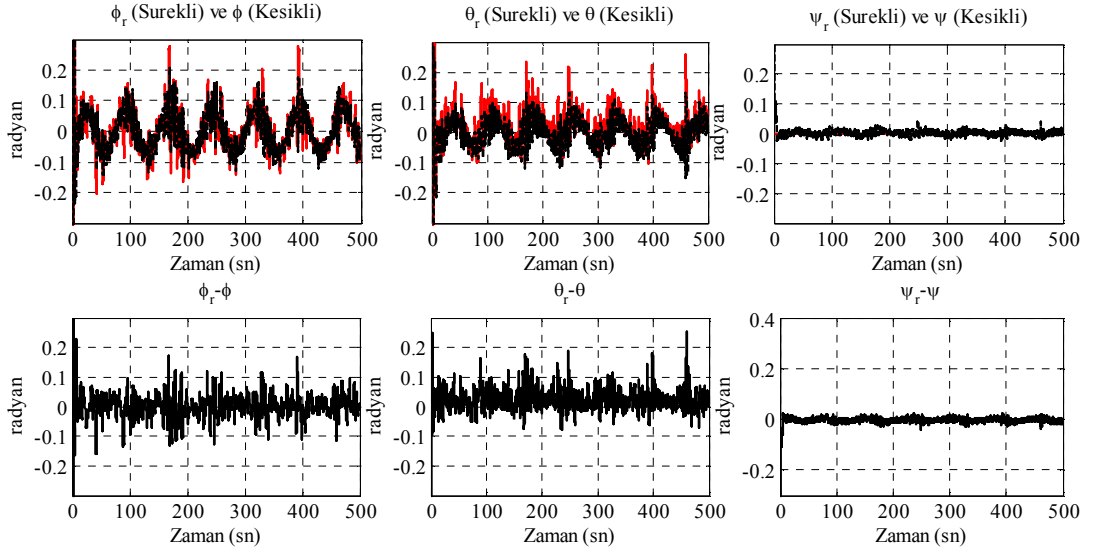
Şekil 3.28. Kartezyen gezinge için geriadımlamalı kontrol ile gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi kontrol sinyalleri (t=100 sn)



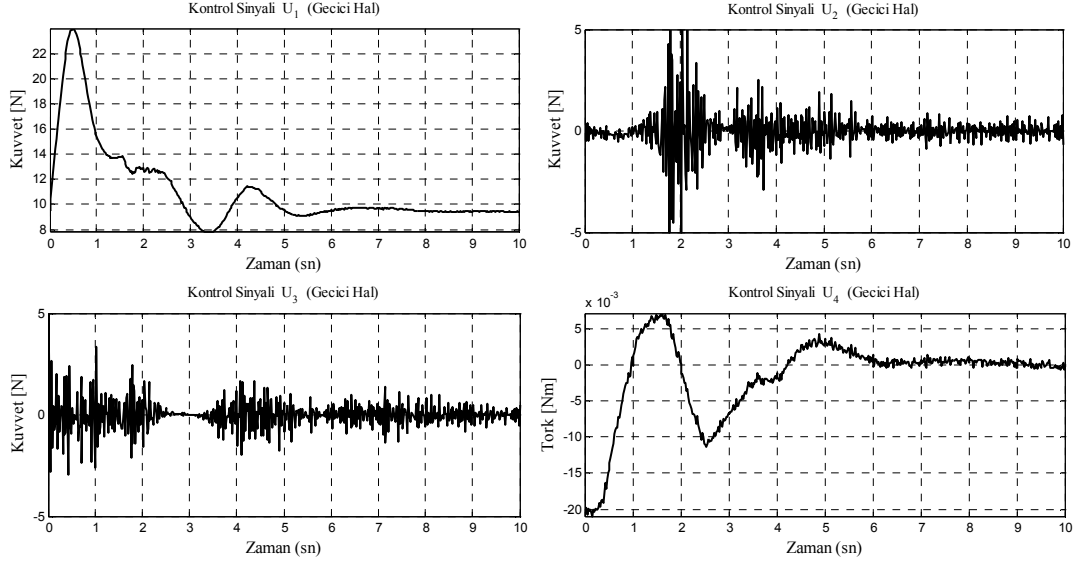
Şekil 3.29. Eliptik gezinge için kartezyen koordinatlarda aracın konumu



Şekil 3.30. Kartezyen uzaydaki hatalar



Şekil 3.31. Geriadımlamalı kontrol ile gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi için referans açıları takip performansı



Şekil 3.32. Eliptik gezeinge için geriadımlamalı kontrol ile gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi kontrol sinyalleri (geçici hal)

### 3.2.3.4. Geribesleme ile Doğrusallaştırmayla Duruş Kontrolü

Geribesleme ile doğrusallaştırma sıklıkla kullanılan bir doğrusal olmayan kontrol yöntemidir. Geribesleme ile doğrusallaştırma yönteminin ardındaki temel düşünce lineer olmayan sistem dinamiklerinin cebirsel olarak doğrusal sistem dinamiklerine dönüştürülmesi ve doğrusal ve gürbüz denetim tekniklerinin uygulanmasına imkan sağlamaktır. Geribesleme ile doğrusallaştırma, geleneksel Jacobian doğrusallaştırmasında kullanılan doğrusal yaklaşımlama<sup>48</sup> yerine tam durum dönüşümü ve geribeslemeyi yöntemlerini kullanarak doğrusal olmayan sistemleri doğrusal hale getirmektedir. Ancak sistem modelinin iyi biliniyor olmasının gerekliliği de bir dezavantajdır.

Eğer ikinci derece üç adet alt sistemimizin her biri için  $z = T(x)$  durum dönüşümü ( $T(x)$  tersi alınabilen ve türevlenebilen bir matris) ve  $u = u(x, v)$  girdi dönüşümü bulabildiğimiz takdirde doğrusal olmayan bu alt sistem dinamiklerimizi doğrusal olan eşlerine çevirmiş oluruz. Dönüşüm işlemlerinden sonra sistemimiz (3.81) halini

<sup>48</sup> İng. *Linear Approximation*

alır. Bu aşamadan sonra doğrusal kontrol yöntemleri yardımıyla (3.81)'deki  $v$  kontrol sinyali tasarlanır.

$$\dot{z} = \mathbf{A}z + \mathbf{b}v \quad (3.81)$$

Dönme alt sistemimize dönüşüm işlemini uyguladığımız takdirde

$$\begin{aligned} z_1 &= x_1 \\ z_2 &= x_2 \end{aligned} \quad (3.82)$$

$$\begin{aligned} \dot{z}_1 &= z_2 \\ \dot{z}_2 &= p_1 x_4 x_6 - p_2 x_4 \Omega_r + p_3 U_2 \end{aligned}$$

Kontrol sinyalleri  $U_2$  uygun şekilde seçilip, uygulandıktan sonra kapalı çevrim dönme sistemi (3.83) – (3.84)'de görülen çift integratörlü sisteme dönüşmektedir.

$$\begin{aligned} \dot{z}_1 &= z_2 \\ \dot{z}_2 &= v_1 \end{aligned} \quad (3.83)$$

$$\ddot{\phi} = v_1 \quad (3.84)$$

$v_1$  sinyali şu şekilde seçilmektedir:

$$v_1 = \ddot{\phi}_d + \lambda_1 \dot{e}_\phi + \lambda_2 e_\phi \quad (3.85)$$

Hata terimi  $e_\phi = \phi_d - \phi$  olarak tanımlanırsa izleme hatası aşağıdaki diferansiyel denklemlerle ifade edilebilir.

$$\ddot{e}_\phi + \lambda_1 \dot{e}_\phi + \lambda_2 e_\phi = 0 \quad (3.86)$$

$\lambda$  değeri doğrusallaştırılmış sisteme istenen özdeğerleri atamak için uygun seçilmiştir.  $\xi = 1$  koşulu sağlanacak şekilde üç alt sistem tasarlanırsa basamak adım girişine karşı kritik sönümlü cevabı sağlayacak  $\lambda$  değeri  $\lambda_1 = 2\sqrt{\lambda_2}$  şeklinde seçilmelidir.

Geribesleme ile doğrusallaştırma için  $U_2$  kontrol sinyali şu şekildedir.

$$U_2 = \frac{1}{p_3}(-p_1x_4x_6 + p_2x_4\Omega_r + v_1) \quad (3.87)$$

Yunuslama alt sistemimize dönüşüm işlemini uyguladığımız takdirde

$$\begin{aligned} z_3 &= x_3 \\ z_4 &= x_4 \end{aligned} \quad (3.88)$$

$$\begin{aligned} \dot{z}_3 &= z_4 \\ \dot{z}_4 &= p_4x_2x_6 + p_5x_5\Omega_r + p_6U_3 \end{aligned}$$

Kontrol sinyalleri  $U_3$  uygun şekilde seçilip, uygulandıktan sonra kapalı çevrim yunuslama sistemi (3.89) - (3.90)'da görülen çift integratörlü sisteme dönüşmektedir.

$$\begin{aligned} \dot{z}_3 &= z_4 \\ \dot{z}_4 &= v_2 \end{aligned} \quad (3.89)$$

$$\ddot{\theta} = v_2 \quad (3.90)$$

$v_2$  sinyali şu şekilde seçilmektedir:

$$v_2 = \ddot{\theta}_d + \lambda_3\dot{e}_\theta + \lambda_4e_\theta \quad (3.91)$$

Hata terimi  $e_\theta = \theta_d - \theta$  olarak tanımlanırsa izleme hatası aşağıdaki diferansiyel denklemlerle ifade edilebilir.

$$\ddot{e}_\theta + \lambda_3\dot{e}_\theta + \lambda_4e_\theta = 0 \quad (3.92)$$

$\lambda$  değeri doğrusallaştırılmış sisteme istenen özdeğerleri atamak için uygun seçilmiştir.  $\xi = 1$  koşulu sağlanacak şekilde altsistem tasarlanırsa basamak adım girişine karşı kritik sönümlü cevabı sağlayacak  $\lambda$  değeri  $\lambda_3 = 2\sqrt{\lambda_4}$  şeklinde seçilmelidir.

Geribesleme ile doğrusallaştırma için  $U_3$  kontrol sinyali şu şekildedir.



$$U_3 = \frac{1}{p_6}(-p_4x_2x_6 - p_5x_2\Omega_r + v_2) \quad (3.93)$$

Sapma alt sistemimize dönüşüm işlemini uyguladığımız takdirde

$$\begin{aligned} z_5 &= x_5 \\ z_6 &= x_6 \end{aligned} \quad (3.94)$$

$$\begin{aligned} \dot{z}_5 &= z_6 \\ \dot{z}_6 &= p_7x_2x_4 + p_8U_4 \end{aligned}$$

Kontrol sinyalleri  $U_4$  uygun şekilde seçilip, uygulandıktan sonra kapalı çevrim sapma sistemi (3.95) - (3.96)'da görülen çift integratörlü sisteme dönüşmektedir.

$$\begin{aligned} \dot{z}_5 &= z_6 \\ \dot{z}_6 &= v_3 \end{aligned} \quad (3.95)$$

$$\ddot{\psi} = v_3 \quad (3.96)$$

$v_3$  sinyali şu şekilde seçilmektedir:

$$v_3 = \ddot{\psi}_d + \lambda_5\dot{e}_{\psi} + \lambda_6e_{\psi} \quad (3.97)$$

Hata terimi  $e_{\psi} = \psi_d - \psi$  olarak tanımlanırsa izleme hatası aşağıdaki diferansiyel denklemlerle ifade edilebilir.

$$\ddot{e}_{\psi} + \lambda_5\dot{e}_{\psi} + \lambda_6e_{\psi} = 0 \quad (3.98)$$

$\lambda$  değeri doğrusallaştırılmış sisteme istenen özdeğerleri atamak için uygun seçilmiştir.  $\xi = 1$  koşulu sağlanacak şekilde altsistem tasarlanırsa basamak adım girişine karşı kritik sönümlü cevabı sağlayacak  $\lambda$  değeri  $\lambda_5 = 2\sqrt{\lambda_6}$  şeklinde seçilmelidir.

Geribesleme ile doğrusallaştırma için  $U_3$  kontrol sinyali şu şekildedir.

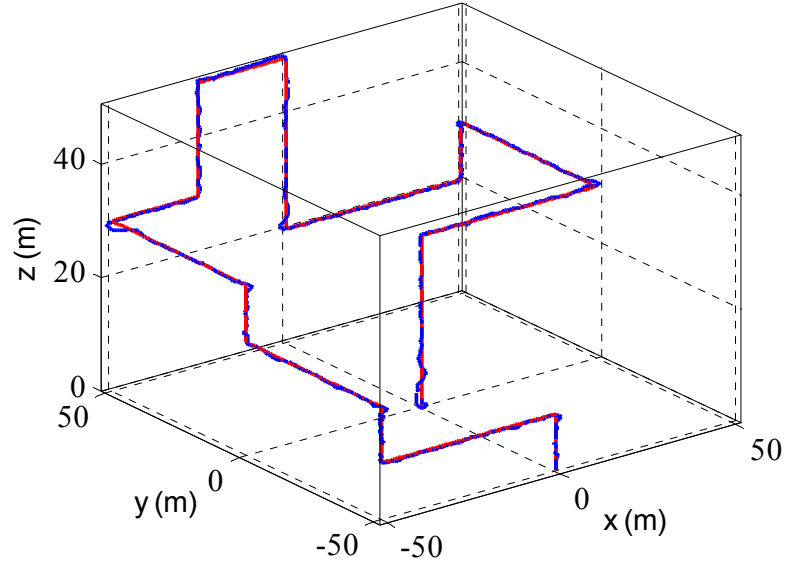
$$U_4 = \frac{1}{p_8}(-p_7x_2x_4 + v_3) \quad (3.99)$$

Kartezyen uzayda kesikli referans gezegeye ait benzetim sonuçlarından görüldüğü üzere başlangıç hataları kısa sürede bertaraf edilmiş referans gezege kısa sürede yakalanmıştır (Bknz. Şekil 3.33, Şekil 3.34). Şekil 3.35’de kartezyen pozisyon kontrolörünün oluşturduğu referans Euler açıları yükek başarımla takip edilmekte ve açısız hatalar kabul edilebilir seviyelerde seyretmiştir. Kontrol sinyalleri geçisi halde gerçek sisteme uygulanabilir yapıda olup diğer benzetim çalışmalarında olduğu gibi 100 saniye çevresinde aracın referans kartezyen referansları takip edebilmesi için kartezyen pozisyon ve duruş kontrolörleri gerekli sinyalleri üretmektedir (Bknz. Şekil 3.35, Şekil 3.36) Sürekli referans gezegeye ait benzetim sonuçları da tatmin edici olarak değerlendirilebilir (Bknz. Şekil 3.37, Şekil 3.38). Referans açıları, duruş kontrolörü tarafından benzetime eklenen gürültü sinyaline rağmen takip edilebilmektedir (Bknz. Şekil 3.39). Kontrol sinyalleri ise geçici halde tatmin edici düzeyde seyretmektedir. Geribesleme ile doğrusallaştırma yöntemine ait parametre değerleri Çizelge 3.7’de verilmektedir. Geribesleme ile doğrusallaştırma yöntemiyle gerçekleştirilen benzetim çalışmalarında gözlemlenen davranışlar ve bu davranışlara göre yorumlar şu şekildedir: Doğrusal olmayan KKD ve geriadımlamalı kontrol yöntemleri gibi geribesleme ile doğrusallaştırma yöntemi de kontrol sinyali içerisinde doğrusal olmayan sistem dinamikleri olduğundan kontrol sinyali diğer kontrol sinyalleri gibi sert geçişler içermektedir.

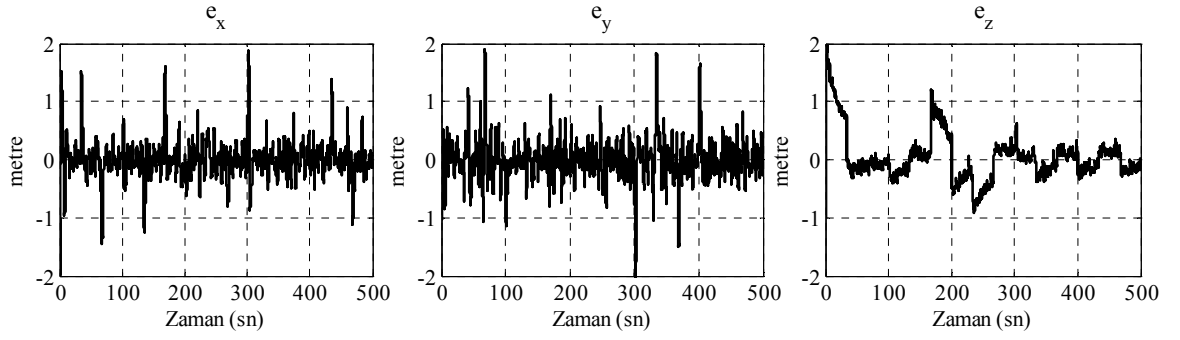
Çizelge 3.7. Geribesleme ile doğrusallaştırmayla duruş kontrolü için seçilen benzetim parametre değerleri

Benzetim zamanı	$T$	200 sn
Benzetim adım aralığı	$\Delta t$	0.02 sn
Sisteme etkileyen gürültü	$\Delta\phi, \Delta\theta, \Delta\psi$	$1e-4$ radyan
Tasarım parametresi	$\lambda_1 \lambda_3 \lambda_5$	6.92
Tasarım parametresi	$\lambda_2 \lambda_4 \lambda_6$	12
Integral katsayısı	$K_i$	0.1
Kayma yüzeyi eğim parametresi	$\lambda_i$	1
Euler açılarının başlangıç değerleri	$\phi(t_0), \theta(t_0), \psi(t_0)$	0.34 radyan
Kartezyen pozisyonların başlangıç değerleri	$x(t_0), y(t_0), z(t_0)$	0 metre

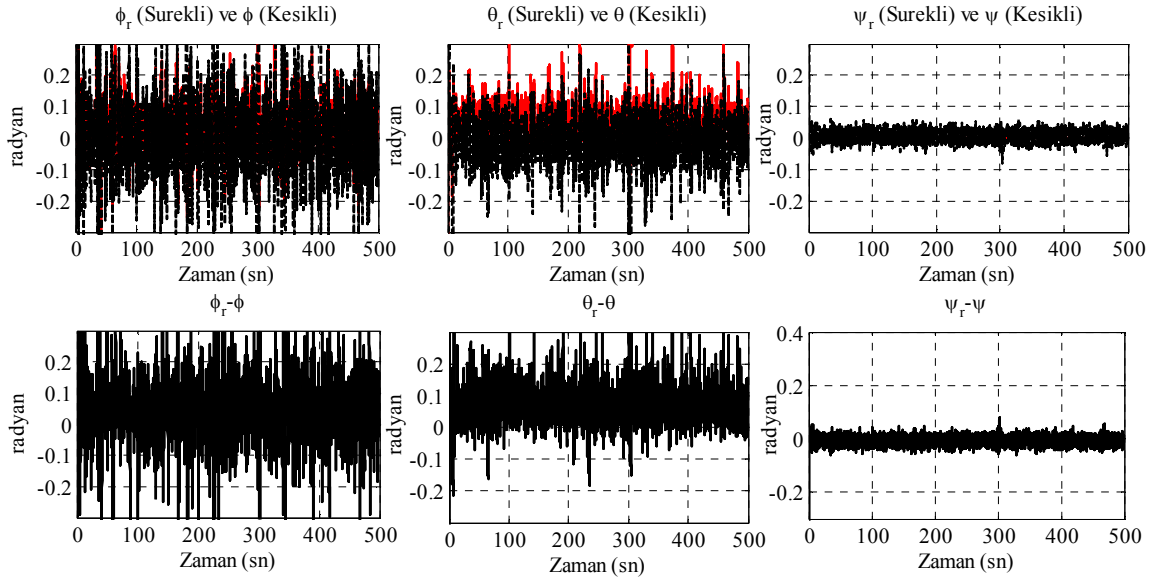
Referans Pozisyon (Sürekli) ve Araç Pozisyonu (Kesikli)



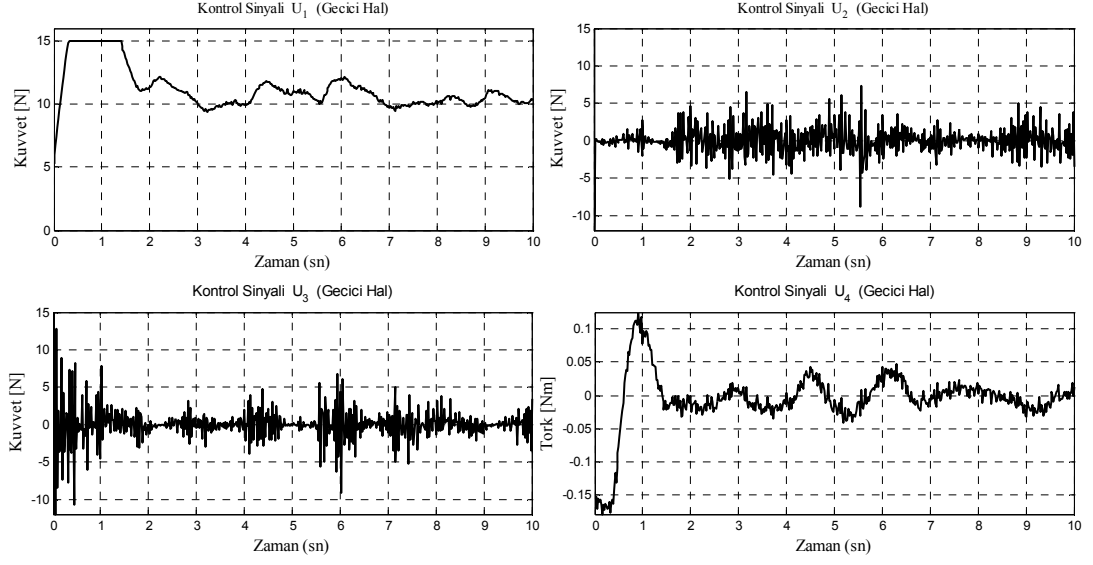
Şekil 3.33. Kartezyen uzayda dönerkanat davranışı



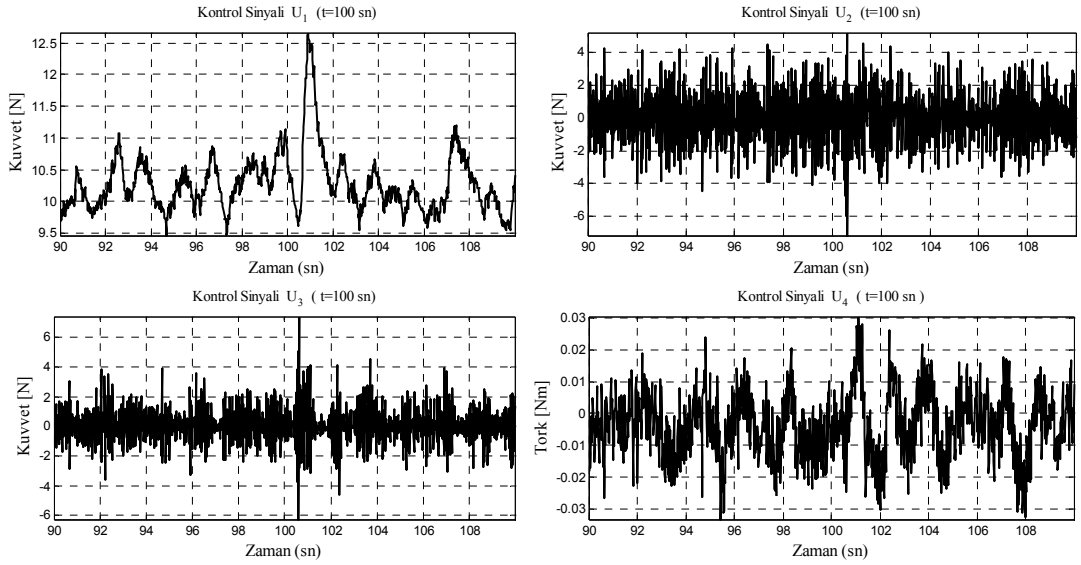
Şekil 3.34. Kartezyen uzaydaki hatalar



Şekil 3.35. Geribesleme ile doğrusallaştırmayla gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi için referans açılı takip performansı

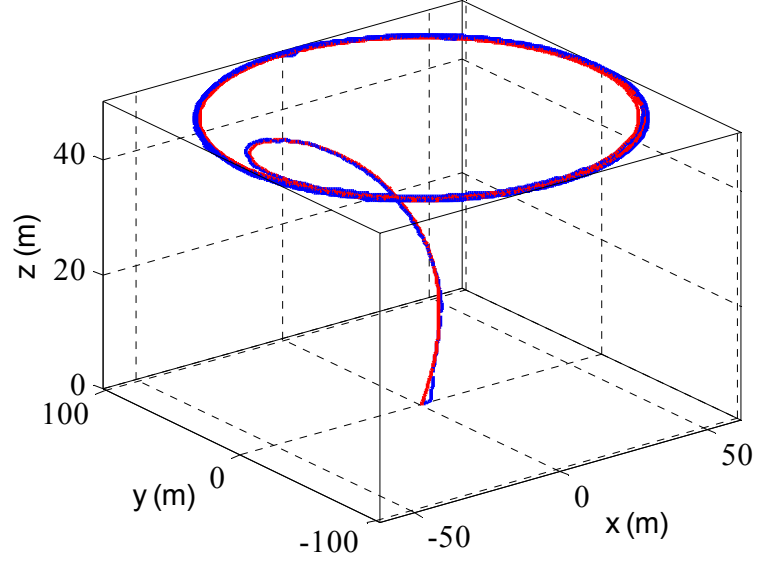


Şekil 3.36. Kartezyen gezege için geribesleme ile doğrusallaştırmayla gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi kontrol sinyalleri (geçici hal)

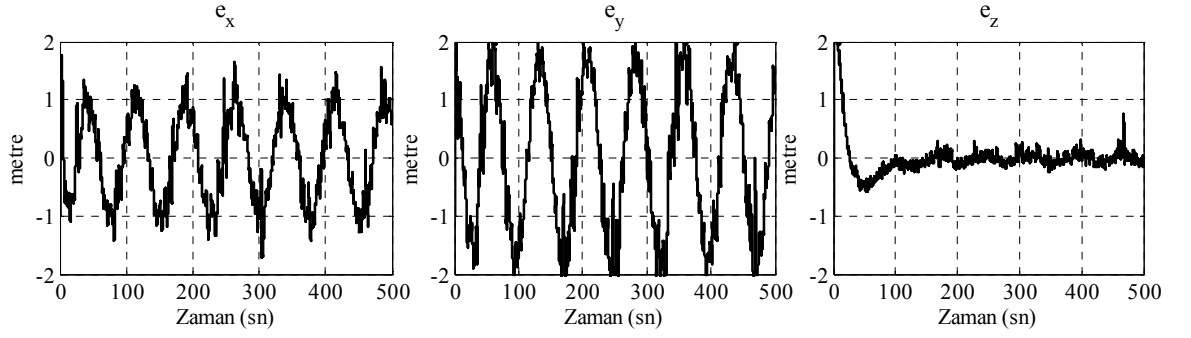


Şekil 3.37. Kartezyen gezege için geribesleme ile doğrusallaştırmayla gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi kontrol sinyalleri ( $t=100$  sn)

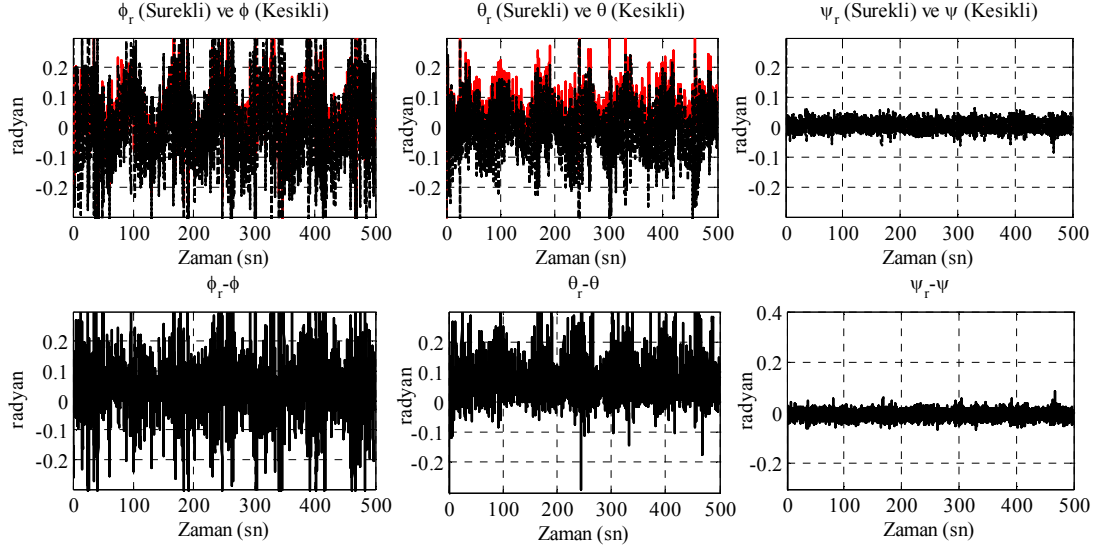
Referans Pozisyon (Sürekli) ve Araç Pozisyonu (Kesikli)



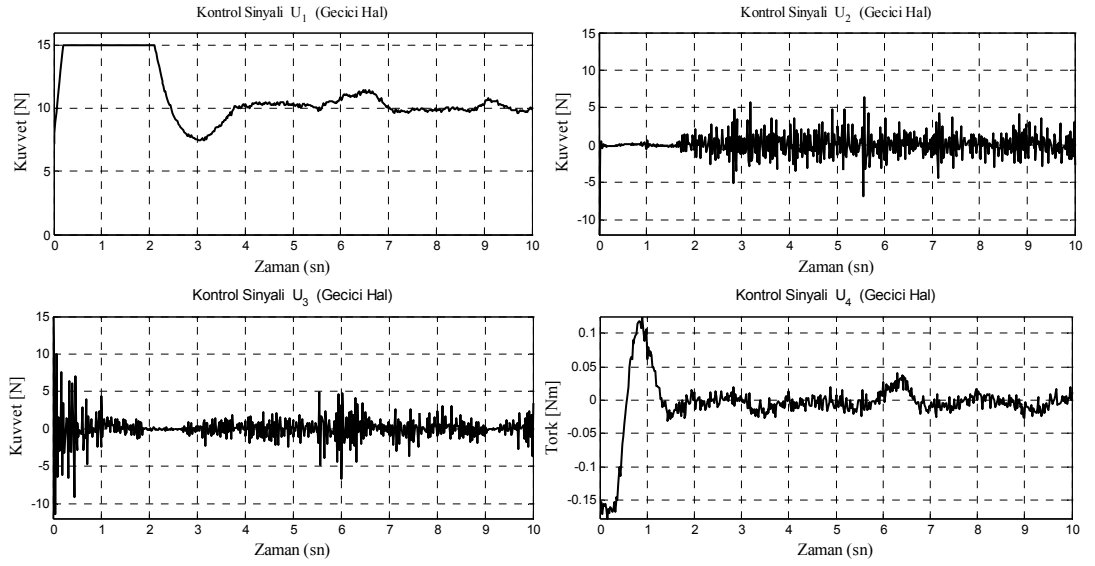
Şekil 3.38. Eliptik gezinge için kartezyen koordinatlarda aracın konumu



Şekil 3.39. Kartezyen uzaydaki hatalar



Şekil 3.40. Kartezyen gezinge için geribesleme ile doğrusallaştırmayla gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi için referans açıları takip performansı



Şekil 3.41. Eliptik gezinge için geribesleme ile doğrusallaştırmayla gerçekleştirilen duruş kontrol benzetimi kontrol sinyalleri (geçici hal)

### 3.3. Benzetim Çalışmalarıyla İlgili Gözlemler

Benzetim çalışmalar esnasında Newton-Euler yaklaşımıyla türetilen dönerkanat dinamik modeli üzerinde dört adet kontrol yöntemi denenmiştir. İlk olarak uygulanan PID kontrol yöntemi basit yapısına ve detaylı sistem dinamiklerine gerek duymamasına karşın bozucu etkilerden etkilenmektedir. Duruş kontrolörleri dört adet kontrol yöntemi tarafından gerçekleştirilen benzetim çalışmaları esnasında araç istenen performansı hem kartezyen uzayda referans gezinmeleri hem de bu gezinmeleri takip etmek için gerekli referans Euler açıları izleme açısından göstermiştir. Ancak uygulanan kontrol yöntemlerinin yapılarındaki farklardan ötürü dönerkanat sistemi farklı davranışlar sergileyerek istenen performans ölçütlerine ulaşmıştır. Aracın kartezyen ve açısal referansları izlemesine ilişkin performansını incelemeye ilk olarak PID kontrol yöntemiyle yapılan duruş kontrolünden başladığında görülen kartezyen uzayda kesikli referans gezinme için PID kontrol yönteminin doğrusal olmayan bir dinamik sistem üzerinde doğrusal olmayan KKD, geriadımlamalı kontrol ve geribesleme ile doğrusallaştırma kontrol yöntemlerine nazaran kısa sürede referans gezinmeyi yakalamasıdır (Bknz. Şekil 3.3, Şekil 3.13, Şekil 3.24, Şekil 3.33). PID kontrol yöntemiyle yapılan duruş kontrolü tabanlı benzetim çalışmaları araç kartezyen uzayda meydana gelen pozisyon hatalarını kısa sürede bertaraf etmektedir (Bknz. Şekil 3.5). Açısal referansları benzetime eklenen belirli seviyedeki gürültü sinyali altında PID kontrolör kısa sürede yakalayarak takip etmektedir. Benzetimdeki gürültü sinyali arttığında dört kontrol yönteminde de sistem belirli bir süre sonunda kararsız olmaktadır. Dönerkanat doğrusal olmayan bir dinamik sistem olduğundan, gürültülere ve dışarıdan gelebilecek bozucu etkilere karşı gürbüz doğrusal olmayan kontrol yaklaşımlarında olduğu yöntemler performanslarını ölçmek ve gerçek zamanlı sisteme uygulanabilirliğini görmek için denenmiştir. Bu kapsamda ilk olarak KKD uygulanmıştır. KKD’de hata vektörleri bozucu etkenlere karşın kayma yüzeyine sınırlı zamanda ulaşmakta ve orijine üstel olarak ulaşmaktadır. Bunu Şekil 3.18’de açıkça görmek mümkündür. Euler açılarına ait hata vektörleri benzetime eklenen gürültü sinyalleri nedeniyle tanımlı kayma yüzeyine çarpmalarına rağmen belli süreliğine yüzeyi terk etmekte fakat kontrol yönteminin Lyapunov fonksiyonu tabanlı matematiksel kıstaslarından ötürü kısa sürede kayma yüzeyine tekrar çarparak üstel biçimde orijin noktalarına ulaşmakta ve

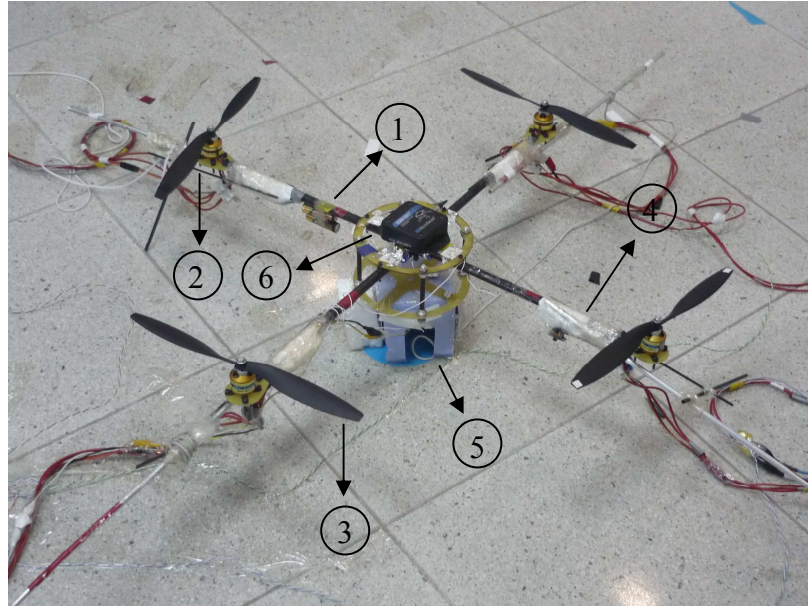


komşuluğunda gezinmektedir. KKD'ye ait kontrol sinyallerinde her kadar işaret fonksiyonu yumşatılsada keskin ve PID kontrol yöntemine nazaran büyük genliklere sahip olduğu görülmektedir ve gerçek zamanlı denemeler esnasında eyleyicilere zarar vermeleri muhtemeldir. Geriadımlamalı kontrol yöntemi kararlılığı Lyapunov kararlılık kriterine göre sağlamaktadır. Geriadımlamalı kontrol yöntemi, kartezyen koordinatlarda kesikli referans gezinge takibinde doğrusal olmayan KKD kontrol yöntemi benzeri performans gösterebilir sürekli referans gezinge takibinde geçici halde çabuk şekilde referans gezinge yakalayamamıştır. Bunu sebebi geribeslemeli kontrol sinyallerinde bulunan katsayıların sistem için en uygun değerler olmayışı ve geriadımlamalı kontrol tabanlı duruş kontrolörünün referans Euler açıları düşük seviyede hata ile takip edememesidir. Geribesleme ile doğrusallaştırma kontrol yönteminde doğrusallaştırılan dönerkanat dinamik sistemine uygun doğrusal kontrol yaklaşımı uygulanarak Euler referans açılarının takibi sağlanmıştır. PID kontrol yöntemi sıfır denge noktası etrafında doğrusallaştırılmış dönerkanat dinamik modelinde yüksek performans göstermesinin sebebi denge noktasının belirli bir komşuluğunda PID kontrolün iyi cevap üretmesidir. Bunun kanıtı Şekil 3.6'da görülmektedir. Aracın Euler açıları en fazla kısa süreliğine 0.2 radyan (11.5 derece) değerine ulaşmakta bu da aracın sıfır denge noktası etrafında istenen sınırlar içinde çalıştığını göstermektedir. Benzetim çalışmalarında bahsi geçen tüm kontrol yöntemlerinin parametreleri yöntemlerin temel yapısıyla çelişmeyecek ve gerçek zamanlı sisteme uygulanabilecek olmasına özen gösterilmiş olup, pek çok denemenin ardından ayarlanmıştır.

PID kontrol yöntemi, denge noktası etrafında doğrusallaştırılan sistem dinamiklerinin belli bir komşuluğunda yüksek performans göstermektedir. Buna karşın komşuluktan uzaklaştıkça performans oldukça düşmekte ve araç kararsızlık dahi gösterebilmektedir. Doğrusal olmayan kontrol yöntemlerine ortak bakıldığında yöntemlerin sistem dinamiklerini doğrusallaştırdığı ve jakobiyen doğrusallaştırmasının aksine sistem bütün uzayda doğrusal bir sistemmiş gibi davranır. Ancak FDA motorunun YSA ile elde edilen modelinin getirdiği doğrusalsızlık nedeniyle hata vektörünün faz uzayındaki davranışı istenen şekilde olmamıştır.

#### 4. GERÇEK ZAMANLI KONTROL ÇALIŞMALARI

Dönerkanat tipi bir İHA'nın kontrol sisteminin tasarlanabilmesi ve gerçek sisteme uygulanabilmesi için aerodinamik olarak en uygun dönerkanat yapısının geliştirilmesi gerekmektedir. İnsansız hava araçları laboratuvarında geliştirilen gerçek dönerkanat sistemi Şekil 4.1'de görülmektedir.

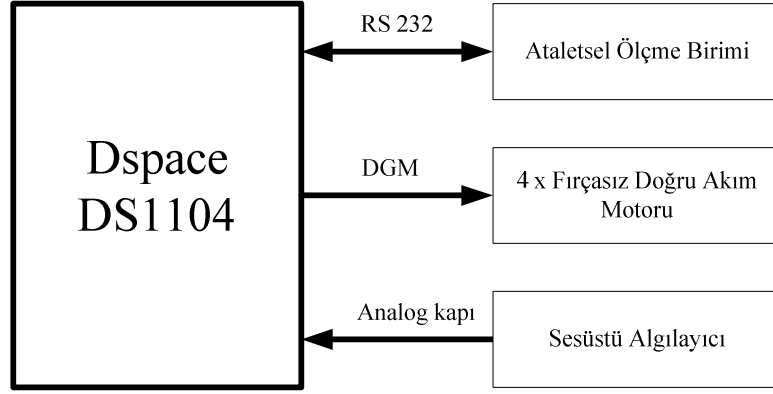


Şekil 4.1. Projede kullanılan gerçek zamanlı dönerkanat sistemi

Şekil 4.1'de görülen dönerkanat sisteminin yapısal ve aviyonik bileşenleri şu şekildedir:

1. İki adet dönerkanat ana iskeletini oluşturan karbon-fiber çubuk.
2. Dört adet AXI 2212/34 dış ortam tipi fırçasız doğru akım motoru
3. Dört adet 12x4.5 CR tipi pervane
4. Dört adet JETI 30 A elektronik hız kontrolörü
5. Bir adet ses üstü mesafe algılayıcısı
6. Bir adet Microstrain 3DM-GX1 ataletsel ölçme birimi

Dönerkanat kontrolü, Bölüm 2’de kullanılan Dspace gerçek zamanlı kontrol kartı üzerinden gerçekleştirilmiştir. Gerçek zamanlı dönerkanat kontrolünü tasvir eden yapı Şekil 4.2’de görülmektedir.

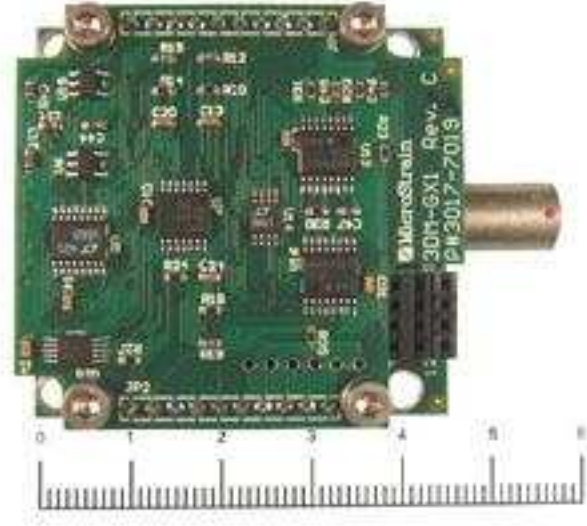
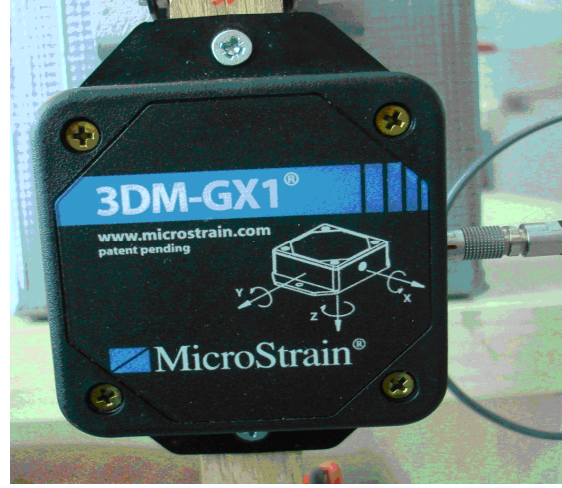


Şekil 4.2. Dönerkanat gerçek zamanlı kontrol mekanizması

#### 4.1. Gerçek Zamanlı Kontrol Uygulamaları Esnasında Kullanılan Araçlar

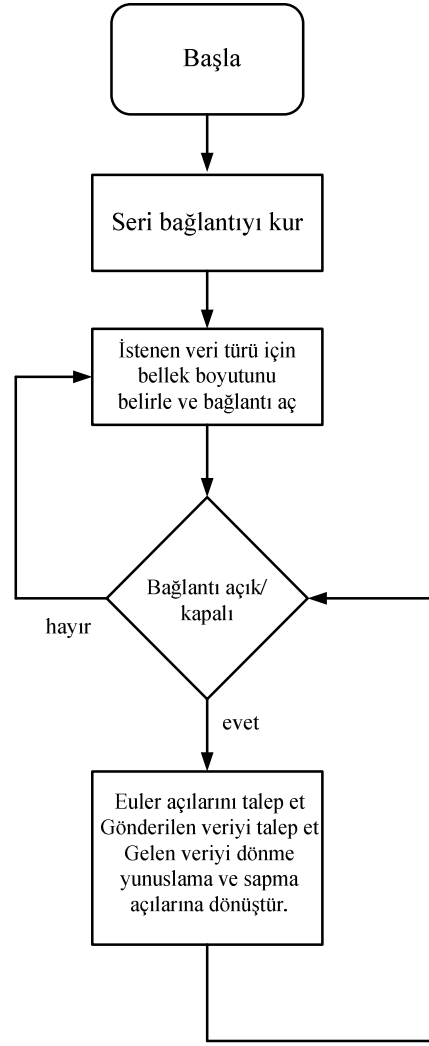
##### 4.1.1. Ataletsel Ölçme Birimi (3DM-GX1)

Ataletsel ölçme birimi (AÖB) hava, kara ve uzay araçlarında sıklıkla kullanılan ataletsel kılavuzluk sisteminin ana unsurudur. AÖB hareketin değişimini, yönünü ve çeşidini ölçmek için kullanılmaktadır. Şekil 4.3’de görülen dönerkanat projesinde Microstrain firmasının atalet ölçme birimi olan 3DM-GX1 sensörü kullanılmaktadır. 3DM-GX1 içerisinde 3 açısal hız ölçer (Euler açıları), 3 ortogonal doğrusal ivme ölçer ( $x,y,z$ ) ve 3 ortogonal manyetometre bulunduran bir ataletsel ölçme birimidir. 3DM-GX1 sensörü dönme, yunuslama ve sapma açılarını Kalman süzgeci yardımıyla ölçmekte, kalibre edilmiş ivmelenme ve açısal hız değerleri vermektedir. Sensörden gelen açısal pozisyon ve açısal hız, 50 Hz veri çıkış hızıyla, dSPACE1104 kartına RS232 seri haberleşme arayüzü aracılığıyla, 38400 bit/saniye veri aktarım hızıyla alınmaktadır. AÖB Şekil 4.3’de görülmektedir.



Şekil 4.3. Ataletsel Ölçme Birimi (3DM-GX1)

3DM-GX1 16 bitlik hassasiyetle veri göndermektedir. Bu hassasiyet alete gürültülü ve hızlı hareketlerin gerçekleştiği ortamlarda hızlı cevap vermesini sağlamaktadır. Seri haberleşmeyle öncelikle istenen verinin cinsini belirtmek için cihaza istenilen verinin türüne ait kod yollanır, cihaz da gelen koda göre hazırladığı verileri göndermektedir. Alınan veriler 8 bitlik veri paketlerinden oluştuğu için gelen veriden değerler uygun şekilde işlenerek çıkarılmalıdır. 3DM-GX1 üzerinden Euler açılarına ait bilgi akışının sağlandığı sözde kod şu şekilde özetlenebilir:



Şekil 4.4. AÖB'den Euler açılarının okunması akış diyagramı

11 byte olarak alınan Euler açıları için verilerin dönüşümü şu şekilde gösterilebilir.

```

res = 256 msb + lsb;
if (res < 32768)
    RPY = 360 res /65536;
else
    RPY = (res – 65536) 360/65536;
end
  
```

Yukarıda msb ve lsb 16 bitlik verinin 2 ayrı 8 bitlik yapılarıdır. 2 adet 8 bitlik paketin 16 bitlik bir sayı haline getirilmesi ile res değeri elde edilmiştir. RPY<sup>49</sup> ise hesaplanan Euler açılarının değeridir.

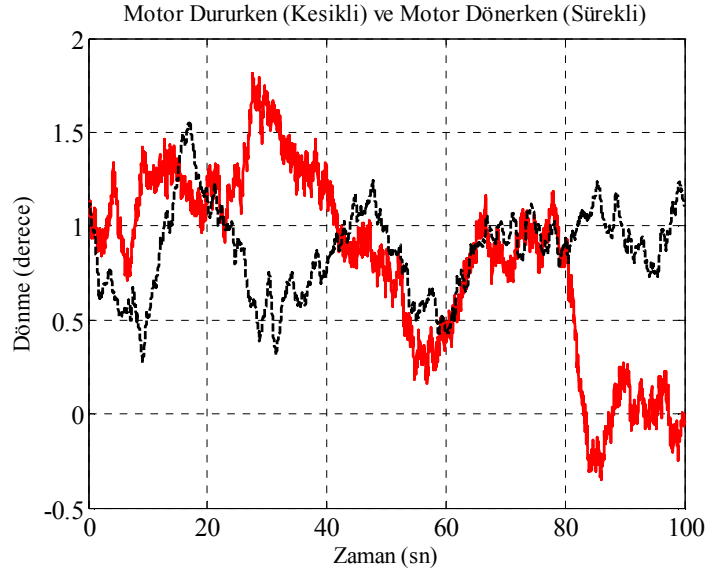
Şekil 4.5 - 4.7'de görüldüğü üzere tez kapsamında kullanılan yüksek torka sahip fırçasız doğru akım motorlarının oluşturduğu manyetik alan AÖB'yi olumsuz etkilemekte ve AÖB'nin doğru Euler açıları ölçümü yapmasını engellemektedir. Bu etki motor açısal hızlarıyla orantılı olarak değişmektedir. Görüldüğü üzere motorlardan en çok sapma açısı etkilenmektedir. Bunun sebebi AÖB dünyanın manyetik alanının yönünü saptayarak sapma açısını kestirebilmek için magnetometre kullanmaktadır. Bu alanın motorun oluşturduğu manyetik alan tarafından bozulması sapma açısında büyük değişimlere neden olmaktadır. Bu etkinin üstesinden gelmek için aşağıdaki algoritma geliştirilmiştir:

```
ortalama = (180/pi)*(u1 + u2 + u3 + u4 + u5)/5;  
if( ortalama > 5 || ortalama < -5 )  
    if(u1* u2 > 0 && u2 x u3 > 0 && u3 x u4 > 0 && u4 x u5 > 0)  
        çıktı= u1;  
    else  
        çıktı = 0;  
    end  
else  
    çıktı = 0;  
end
```

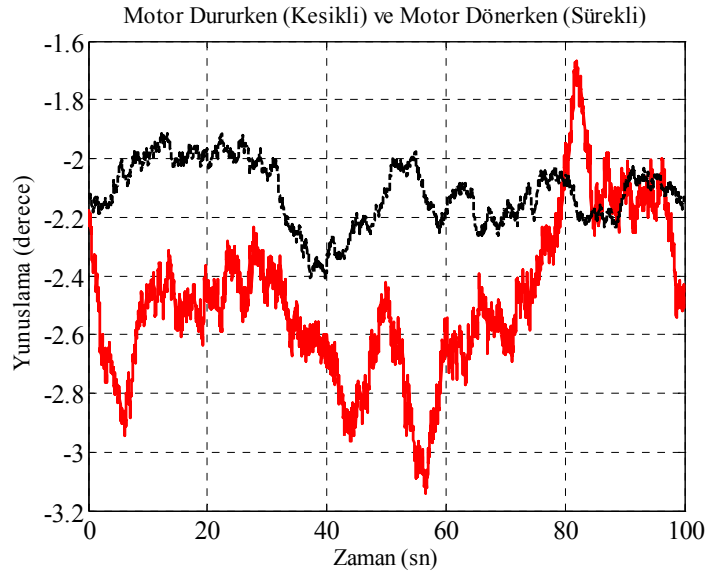
Yukarıdaki ifadede  $u_1$  sapma açısının zaman göre türevini,  $u_2, u_3, u_4$  ve  $u_5$  ifadeleri ise sırasıyla  $u_1$  sinyalinin gecikmeli halini temsil etmektedir. Özetle sapma açısının zamana göre türevi ve gecikmeli durumlarının çarpımı sıfıran büyükse yani sıfır geçişi gerçekleşmiyorsa araç sapma herketi yapmaktadır. Beş adım geriye bakmak sapma açısına karar verilmesi için yeterli olmaktadır.

---

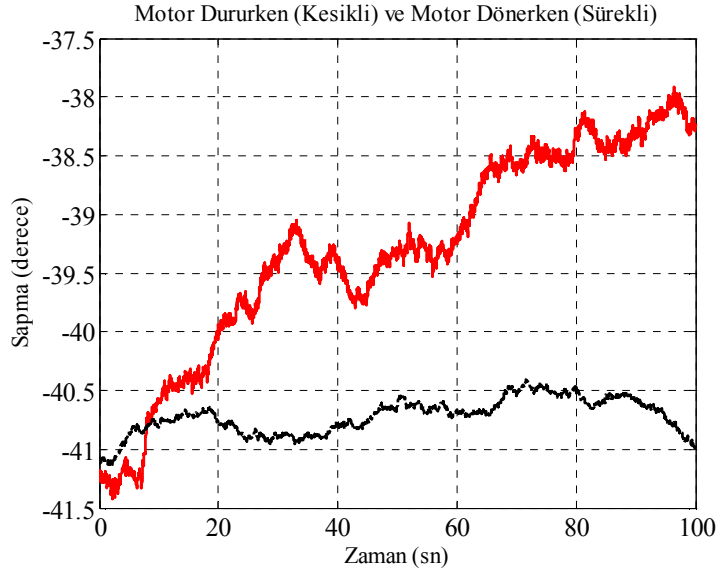
<sup>49</sup> İng. *Roll Pitch Yaw*



Şekil 4.5. Motorların ürettiği manyetik alanın dönme açısının üzerindeki olumsuz etkisi



Şekil 4.6. Motorların ürettiği manyetik alanın yunuslama açısının üzerindeki olumsuz etkisi

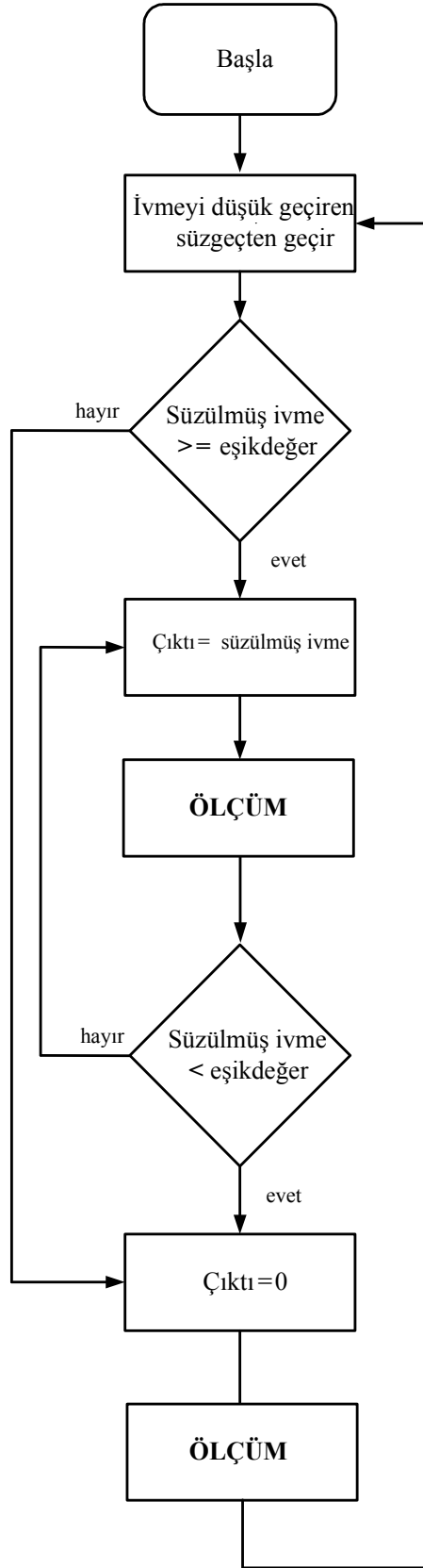


Şekil 4.7. Motorların ürettiği manyetik alanın sapma açısının üzerindeki olumsuz etkisi

Yukarıda Şekil 4.5 - 4.7’de açıkça görülen manyetik alan etki sadece motorlar tarafından değil cep telefonu, tornavida civata gibi ferromanyetik maddeler içeren araçlar tarafından da oluşturulmaktadır.

Aracın  $x$  ve  $y$  pozisyonunun tespiti AÖB içerisinde bulunan ivmeölçer tarafından ölçülen ivmelerden yola çıkılarak tahmin edilmektedir. Pozisyon tespitine yönelik akış çizelgesi şu şekildedir:





Şekil 4.8. İvmeölçerden kartezyen pozisyon bilgisinin elde edilmesinin akış diyagramı

Yukarıdaki akış çizelgesi belli bir eşik değerin üzerinde olan ivmenin hareket sırasında olduğunu kabul edilmekte ve bu veriyi iki integratörden geçirerek pozisyon bilsine ulaşılmaktadır. Pozisyonun ivmeden elde edilmesinden kaynaklanan en önemli sorun AÖB’de bulunan ivmeölçerin üzerine binen gürültülerin de ivmeölçer tarafından toplanarak aracın kartezyen pozisyonu hakkında yanlış bilgi vermesidir. Her ne kadar alçak geçiren süzgeç gürültüye neden olan yüksek frekanstaki sinyalleri bertaraf etsede gürültü önemli bir sorun olmaya devam etmektedir.

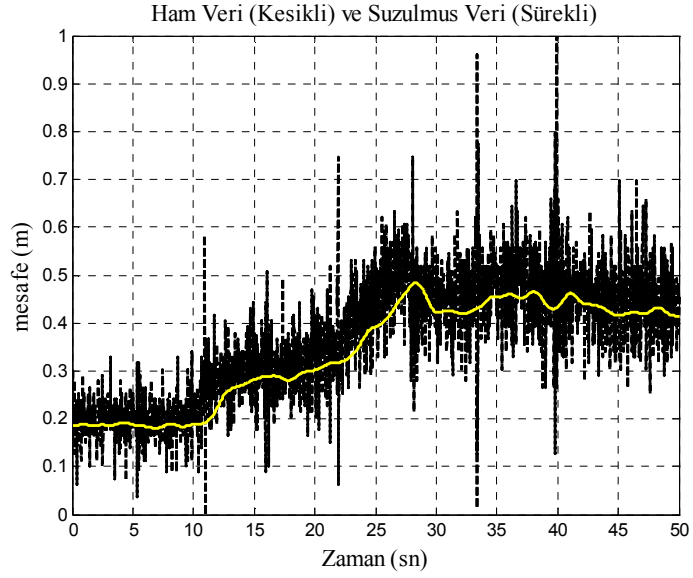
#### 4.1.2. Ses üstü Mesafe Algılayıcı (EZ1)

Dönerkanatın kontrolünün bir parçası olan  $z$  koordinatında (yükseklik) kontrolün yapılabilmesi ses üstü mesafe algılayıcısından gelecek verinin geribesleme olarak kullanılmasıyla mümkündür. Bu doğrultuda Maxbotix firmasına ait EZ1 modeli ultrasonik algılayıcı tercih edilmiştir. Algılayıcı 5V beslendiği takdirde çözünürlüğü 9.8 mv/inç’e tekabül etmektedir. Algılayıcı Şekil 4.9’da görülmektedir.



Şekil 4.9. Maxbotix EZ1 ses üstü mesafe algılayıcısı

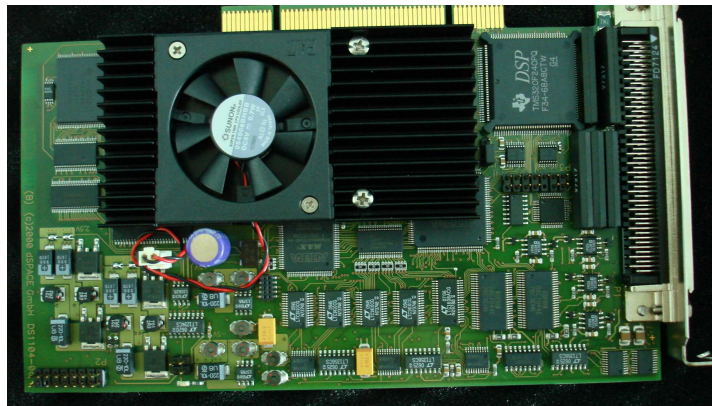
Ortamda bulunan nesnelere ve bozucu etkiler gelen verinin oldukça gürültülü olmasına neden olmaktadır. Bu sebeple Şekil 4.10’da görülen ham algılayıcı verisi Matlab® ortamında geliştirilen alçak geçiren bir süzgeç bloğuyla ( $5/(s+5)$ ) yüksek frekanslı bileşenlerinden temizlenmektedir. Yapılan işlem sonucunda  $z$  koordinatında aracı kontrol etmek için gerekli anlamlı veri elde edilmiş olmaktadır.



Şekil 4.10. Ham ve süzölmüş ses üstü algılayıcı verisi

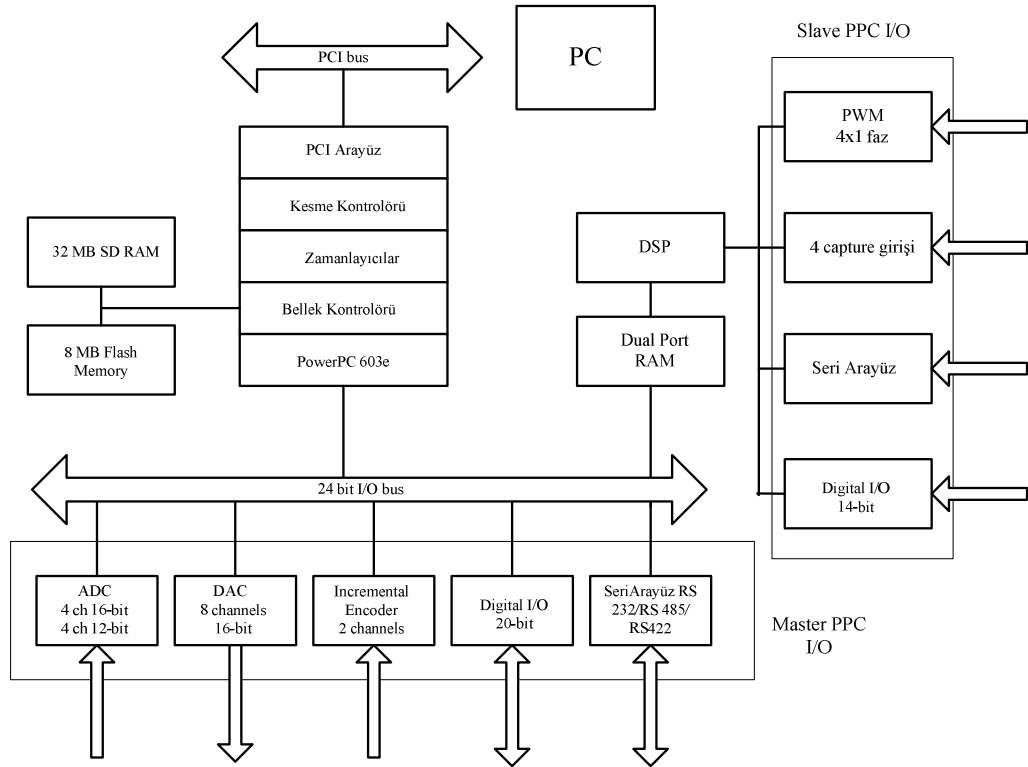
#### 4.1.3. dSPACE DS1104 R&D Veri Kontrol Kartı

Benzetim çalışmaları neticesinde tatminkar sonuçlar veren kontrol yöntemleri Dspace kart yardımıyla test düzeneği üzerinde denenmektedir. dSPACE1104 kartı üzerinde kendi mikroişlemcilerini bulunduran bir sayısal işaretleme kartıdır (Bkz Şekil 4.11).



Şekil 4.11. DS1104 R&D PCI Kartı

dSPACE1104 veri kontrol kartı masaüstü bilgisayarını kontrol, sinyal işleme, haberleşme gibi birçok uygulamanın yapılabileceği bir gerçek zamanlı donanıma dönüştürmektedir. PowerPC 603e mikroprosesörü tabanlı çalışan gerçek zamanlı donanım ve üzerinde bulunan ünite sayesinde dSPACE1104 endüstri ve üniversite araştırmalarında sıklıkla kullanılmaktadır. Şekil 4.12’de dSPACE1104 veri kontrol kartının mimari yapısına ve fonksiyonel unitelerine ait bilgiler verilmektedir.



Şekil 4.12. DS1104 mimari yapısı ve fonksiyonel üniteleri

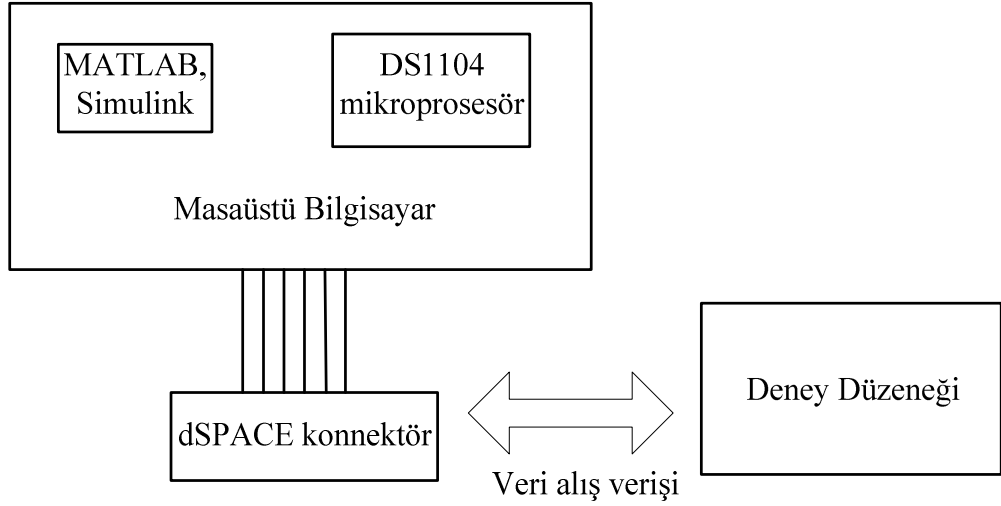
dSPACE DS1104 veri kartının özellikleri Çizelge 4.1’de ayrıntılı olarak verilmektedir.

Çizelge 4.1. DS1104 Donanımsal Özellikleri

Parametre	Özellik
İşlemci	<ul style="list-style-type: none"> <li>• MPC8240 prosesörüyle beraber çalışan PPC603e çekirdeği</li> <li>• 64 bit kayan noktalı işlemci</li> <li>• 250 Mhz CPU</li> <li>• 2 x 16 KB cache</li> <li>• Çip üzerinde PCI köprüsü(33 MHz)</li> </ul>
Hafıza	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 32 MB SD RAM Global Bellek</li> <li>• 8 MB Flash Bellek</li> </ul>
Ana bilgisayar arayüzü	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 32 bit PCI arayüzü</li> <li>• 5 V PCI dilimi</li> </ul>
Zamanlayıcı	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Bir örnekleme zamanına sahip zamanlayıcı 32 bit sayaç</li> <li>• Dört adet genel amaçlı zamanlayıcı 32 bit sayaç</li> <li>• Bir zaman tabanlı sayaç 64 bit</li> </ul>
Kesme kontrolü	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 5 zamanlayıcı kesmesi</li> <li>• 2 artımlı enkoder kesme</li> <li>• 1 UART kesme</li> <li>• 1 DSP kesme</li> <li>• 1 DSP PWM kesme</li> <li>• 5 ADC kesme</li> <li>• 1 ana bilgisayar kesmesi</li> <li>• 4 kullanıcı kesmesi</li> </ul>
ADC (1x16 bit)	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 16 bit çözünürlükte</li> <li>• <math>\pm 10V</math> giriş gerilimi aralığı</li> <li>• 2 ms çevirme zamanı</li> </ul>
DAC (8x16 bit)	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 16 bit çözünürlük</li> <li>• <math>\pm 10V</math> giriş gerilimi aralığı</li> </ul>
Dijital I/O	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 20 adet paralel I/O giriş çıkışı</li> </ul>
Dijital enkoder (2x24 bit)	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 2 kanal</li> <li>• TTL ya da RS422 giriş</li> <li>• Maksimum 1.65 Mhz giriş frekansı</li> <li>• 5 V algılayıcı beslemesi</li> </ul>
Seri arayüz	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 1 seri UART</li> <li>• RS232/RS422/RS485</li> <li>• Maksimum baudrate RS232 için 115.2 kBaud</li> </ul>

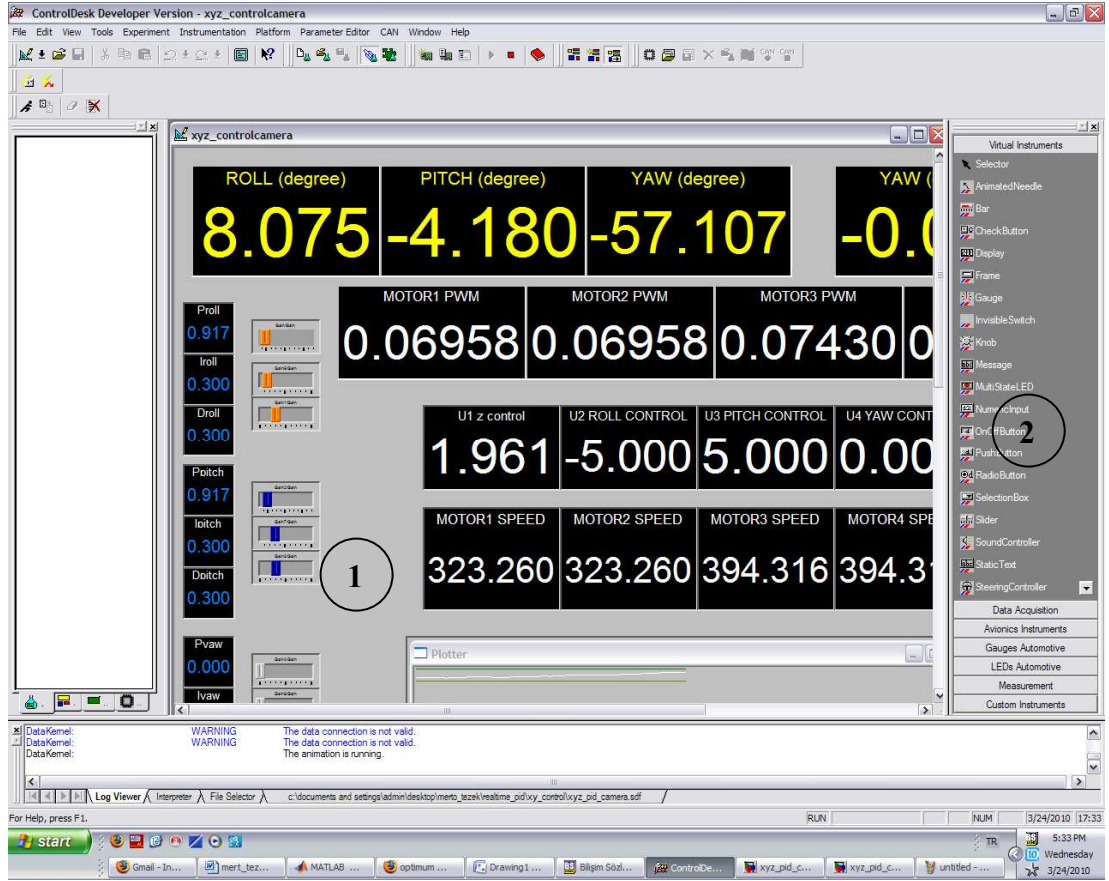
	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Maksimum baudrate RS422/485 için 1MBaud</li> </ul>
DSP altsistemi	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Texas Instruments TMS320F240 DSP</li> <li>• 16-bit fixed-point processor</li> <li>• 20 MHz çalışma frekansı</li> <li>• 4x1 faz PWM çıkışı</li> <li>• 4 yakalama girişi</li> </ul>
Fiziksel boyutlar	<ul style="list-style-type: none"> <li>• PCI 185 × 106.68 mm</li> </ul>
Çalışma sıcaklığı	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 0...55 °C</li> </ul>
Soğutma	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Aktif fan</li> </ul>
Güç kaynağı	<ul style="list-style-type: none"> <li>• +5 V ±5 %, 2.5 A</li> <li>• +12 V ±5 %, 0.3 A</li> <li>• -12 V ±5 %, 0.2 A</li> </ul>
Güç tüketimi	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 18.5W</li> </ul>

Gerçek zamanlı kontrol uygulamalarının dSPACE veri kartı yardımıyla nasıl gerçekleştirildiğini gösteren yapı Şekil 4.13’de verilmektedir.



Şekil 4.13. Gerçek zamanlı DS1104 uygulama şeması

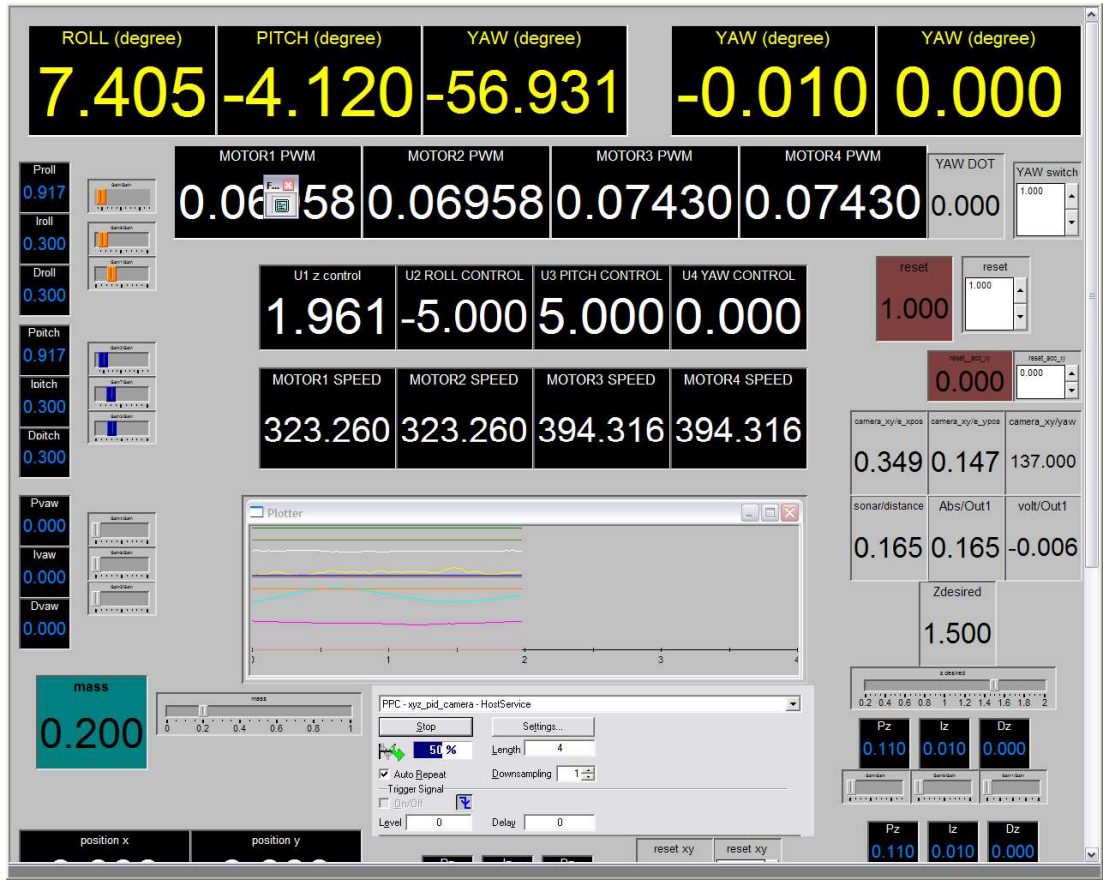
ControlDesk yazılımı yardımıyla MATLAB/Simulink® ortamında geliştirilen kontrol yöntemleri dSPACE DS1104 veri kontrol kartına gömülme ve gerçek zamanlı uygulamalar yapılabilmektedir. ControlDesk ekranında dSPACE veri kartı yardımıyla toplanan veriler çizdirilebilmekte, kontrolör katsayıları gerçek zamanlı ayarlanabilmekte ve AÖB'den alınan Euler açıları göslemlenebilmektedir (Bkz. Şekil 4.14, Şekil 4.15).



Şekil 4.14. ControlDesk'de gerçekleştirilen gerçek zamanlı dönerkanat uygulama ekranı-1

Şekil 4.14'de yer alan ControlDesk programının çalışması şu şekildedir:

- Gerçek zamanlı kontrol uygulaması MATLAB/Simulink ortamında derlenir
- 1 numaralı bölüm verilerimizi gerçek zamanlı olarak gözlemleyebildiğimiz ve .mat uzantılı olarak kaydedip, yorumlayabildiğimiz bölüm
- 2 numaralı bölümden istenilen araç seçilip 1 numaralı gözlem alanına alınabilmektedir.



Şekil 4.15. ControlDesk’de gerçekleştirilen gerçek zamanlı dönerkanat uygulama ekranı-2

#### 4.1.4. AXI 2212/34 Fırçasız Doğru Akım Motoru

Dönerkanat projesinde eyleyici olarak AXI 2212/34 fırçasız doğru akım motorları tercih edilmiştir. Fırçasız doğru akım motorları yüksek verim, tork değerleri ve dayanıklılığı ile insansız hava araçları uygulamalarında sıklıkla kullanılmaktadır (Bkz Şekil 4.16).





Şekil 4.16. AXI 2212/34 fırçasız doğru akım motoru, [45]

#### 4.1.5. JETI 30 A Elektronik Hız Kontrolörü

Motoru sürmek için JETI marka elektronik hız kontrolörü (EHK) kullanılmaktadır. EHK, dSPACE kartı tarafından üretilen PWM sinyalini alarak motoru süreceğ üç faz sinyali üretmektedir.(Bknz Şekil 4.17)



Şekil 4.17. JETI hız kontrolörü, [45]

## 4.2. Gerçek Zamanlı Kontrol Uygulamaları

Bölüm 3’de tartışılan benzetim çalışmalarında dört adet kontrol yöntemi dönerkanat dinamik modeline uygulanarak tatminkâr sonuçlar elde edilmişti. Benzetim çalışmalarıyla yapılması amaçlanan gerçek zamanlı dönerkanat sistemine uygulanabilecek kontrol yöntemlerinin geliştirilmesi ve uygun parametrelerin bulunmasıydı. Bu aşamada PID ve KKD yöntemlerinin laboratuvar ortamında gerçek zamanlı dönerkanat yapısına uygulanması ele alınmaktadır. Benzetim çalışmalarında olduğu gibi kartezyen uzayda pozisyon kontrolü her iki kontrol yöntemi için de PID olarak seçilmiştir. Bahsi geçen kontrol yöntemleri dSPACE kontrol kartı vasıtasıyla sisteme uygulanmıştır.

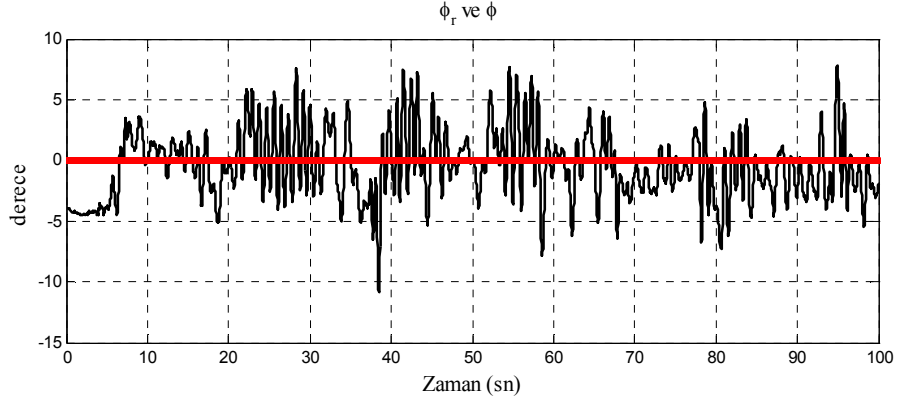
### 4.2.1. PID Kontrol Yöntemiyle Gerçek Zamanlı Kontrol Uygulaması

Benzetim çalışmalarında uygulaması yapılan PID kontrol yöntemi gerçek zamanlı dönerkanat sisteminin davranış kontrolünü gerçekleştirmek üzere ele alınmıştır. Gerçek zamanlı deneylerde kullanılan parametre değerleri Çizelge 4.2’de verilmektedir. PID kontrol yöntemi dönerkanatın duruş kontrolünü gerçekleştirmek amaçlı uygulanmıştır. PID kontrol yönteminin gerçek sisteme uygulanmasında uygulama süresi 100 saniye ve dSPACE kartında çalışan programın adım aralığı 0.02 saniye olarak belirlenmiştir.

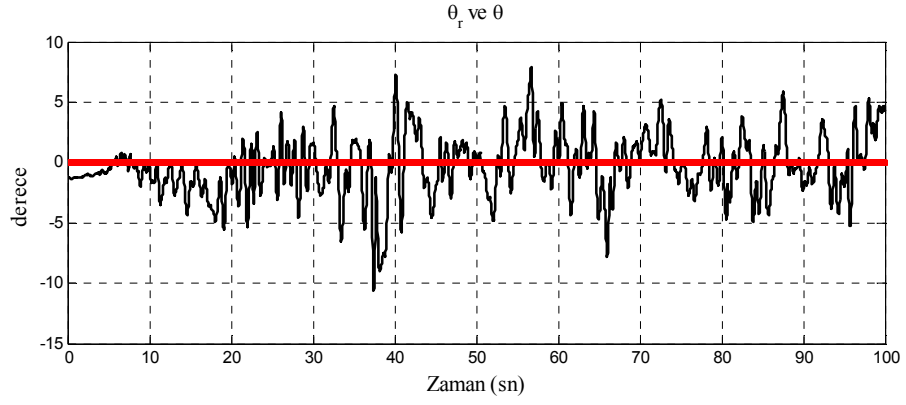
Çizelge 4.2.Gerçek zamanlı PID kontrolör katsayıları

	Oransal ( $K_p$ )	Integral ( $K_i$ )	Türevsel ( $K_d$ )
Yunuslama kontrol	1.212	0.041	0.380
Dönme kontrol	1.212	0.041	0.380
Sapma kontrol	0.2	0.02	0.2
x pozisyon kontrol	0.3	0.1	0.2
y pozisyon kontrol	0.3	0.1	0.2
z pozisyon kontrol	0.1	0.1	0

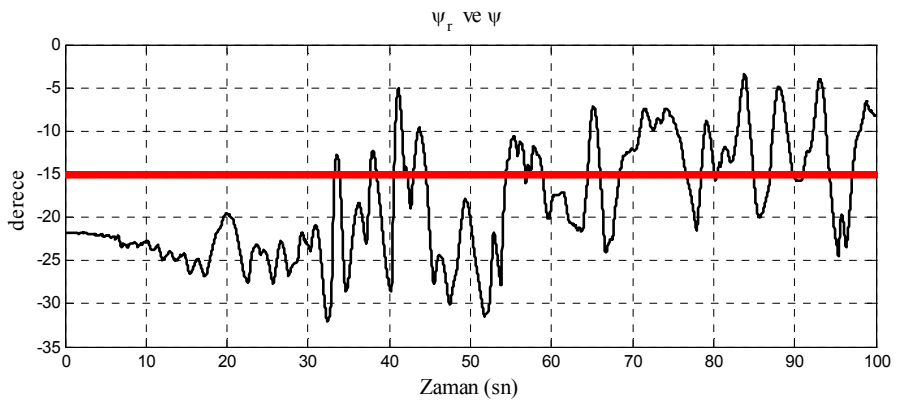
Çizelge 4.1’de yer alan özellikle kartezyen pozisyonu kontrol eden PID kontrolör katsayıları benzetim çalışmalarından oldukça farklı değerlerde olmasının sebebi benzetim çalışmalarında kullanılanların gerçek zamanlı sistem için fazla gelmesinden dolayıdır. Şekil 4.18 - 4.20’den görüleceği üzere PID kontrol yöntemi doğrusal sistemler için iyi sonuçlar vermesine rağmen doğrusal olmayan dönerkanat sisteminde de Euler açılarının sıfır referans değeri etrafında uçuş boyunca seyretmesini sağlamaktadır. Dönme açısı bulunduğu başlangıç değerinden kısa sürede referans açı değerine ulaşarak gerçek zamanlı çalışmalar boyunca kararlılığını korumuştur (Bknz. Şekil 4.18). Dönme açısı referans açı değerine ulaştıktan sonra genellikle  $\pm 5$  derece arasında salınmaktadır. AÖB’den gelen açısal veriler her ne kadar Kalman süzgecinden geçip kontrol bloğuna ulaşırsa da gürültülerden etkilenmesi, gerçek zamanlı deneylerin ideal koşullar altında yapılamıyor olması ve önceki bölümlerde anlatılan geribeslenen kartezyen pozisyon verisinin de kesin doğrulukta olmaması aracın Euler açılarını takip performansını etkilemekte ve belirli değerler arasında salınmasına neden olmaktadır (Bknz. Şekil 4.19, Şekil 4.20). Şekil 4.20’de sapma açısı diğer Euler açılara göre daha uzun sürede referans açıya ulaşmakta ve daha büyük salınımlar sergimektedir. Eyleyicilerin manyetik alanından Euler açıları içinde en fazla etkilenen sapma açısı olduğundan geribeslenen veride hatalar meydana gelmekte ve sapma açısı kontrolünün düşük performansta gerçekleşmesine neden olmaktadır. Aracın  $x$ ,  $y$ ,  $z$  kartezyen uzaydaki pozisyonuna bakıldığında  $z$  ekseninde referans yüksekliğe ses üstü algılayıcıdan kaynaklanan sorunlar nedeniyle 40 saniye gibi geç bir sürede ulaşmaktadır (Bknz. Şekil 4.21). Araç başlangıçta  $x$  ve  $y$  ekseninde kararlılığı korumasına rağmen belli bir süre sonra özellikle  $x$  ekseninde referans değerden uzaklaşmaktadır (Bknz. Şekil 4.22, Şekil 4.23). Kontrol sinyali geçici halde incelendiğinde yüksekliği kontrol eden  $U_1$  sinyalinin istenen yüksekliğe ulaşana dek arttığı ve 50 saniyeler civarında sürekli halde iken belirli bir seviyeye oturduğu gözlemlenmektedir (Bknz. Şekil 4.24, Şekil 4.25).



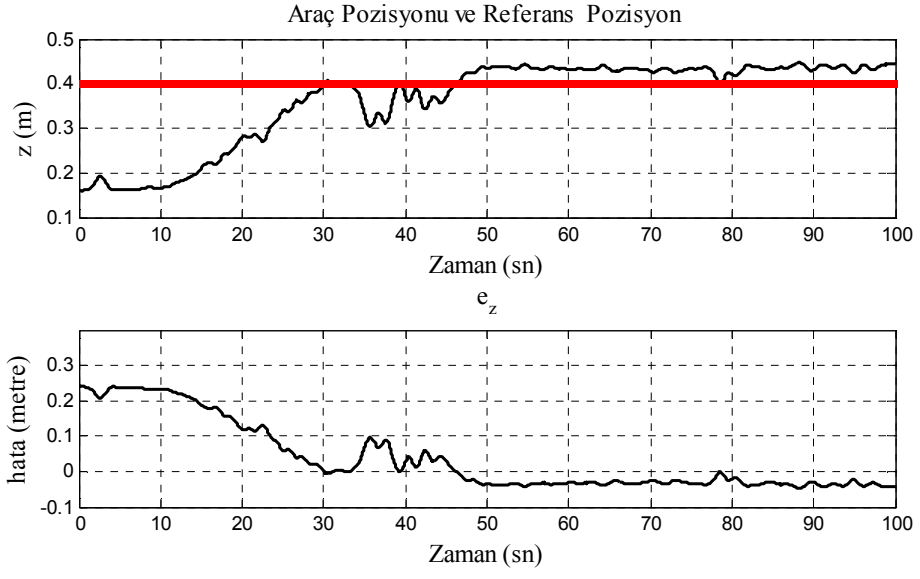
Şekil 4.18. İstenen ve gerçekleşen dönme açıları



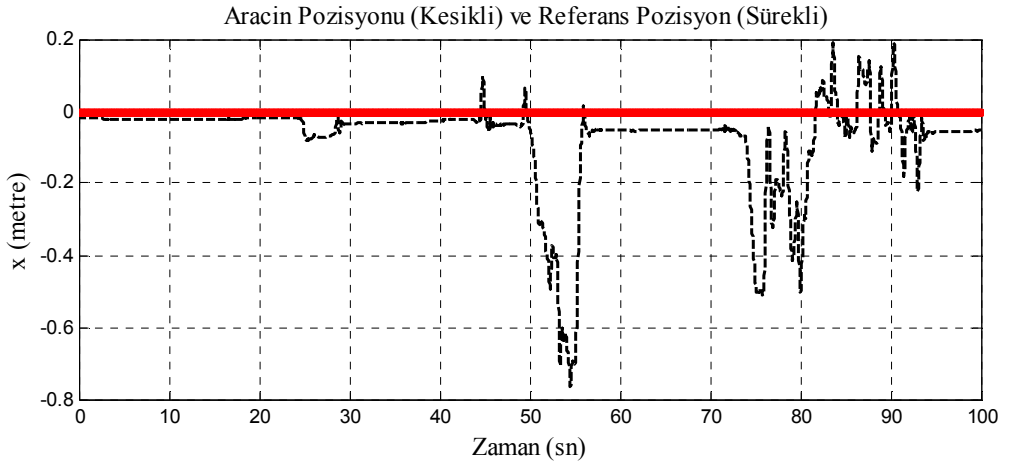
Şekil 4.19. İstenen ve gerçekleşen yunuslama açıları



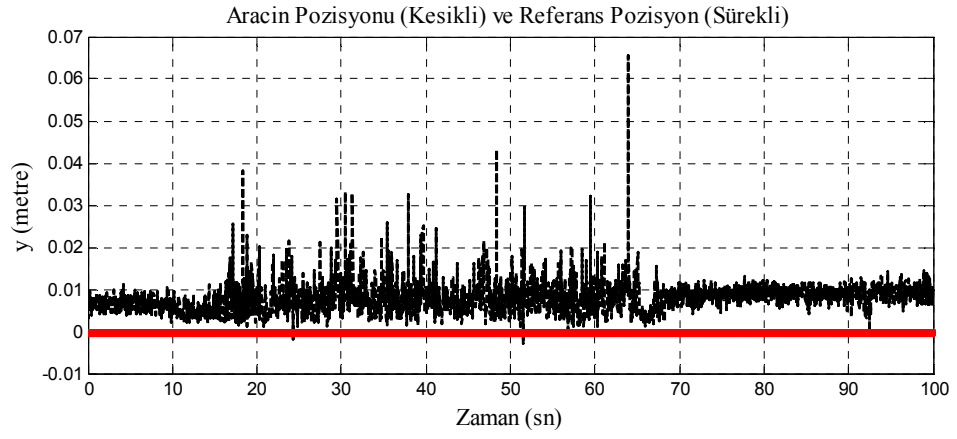
Şekil 4.20. İstenen ve gerçekleşen sapma açıları



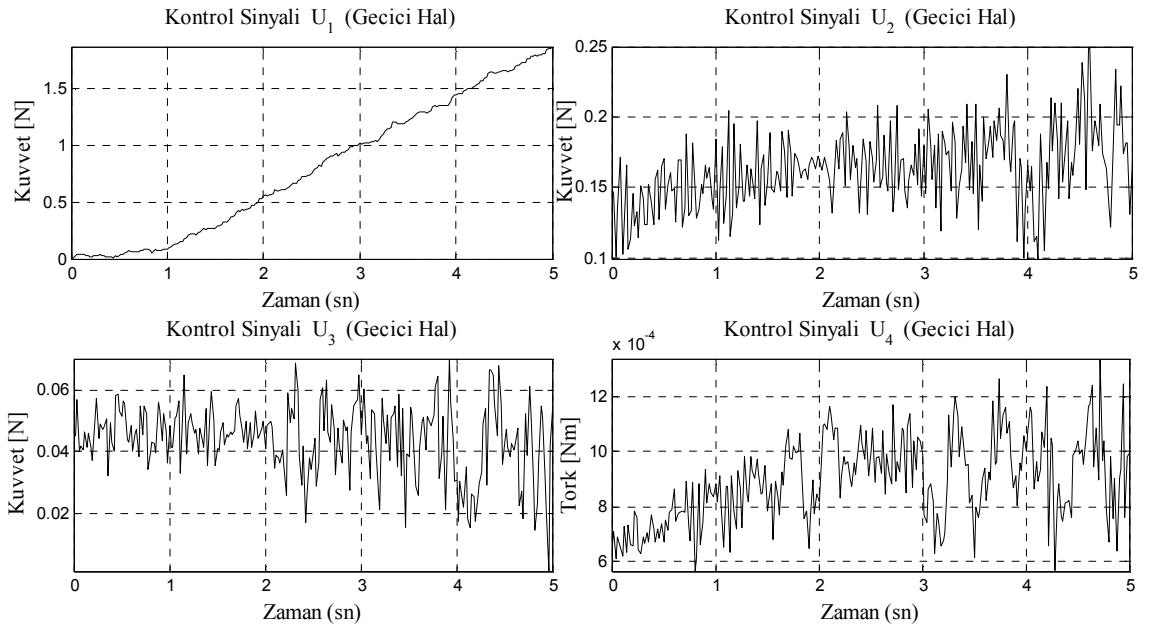
Şekil 4.21. İstenen ve gerçekleşen  $z$  pozisyonu



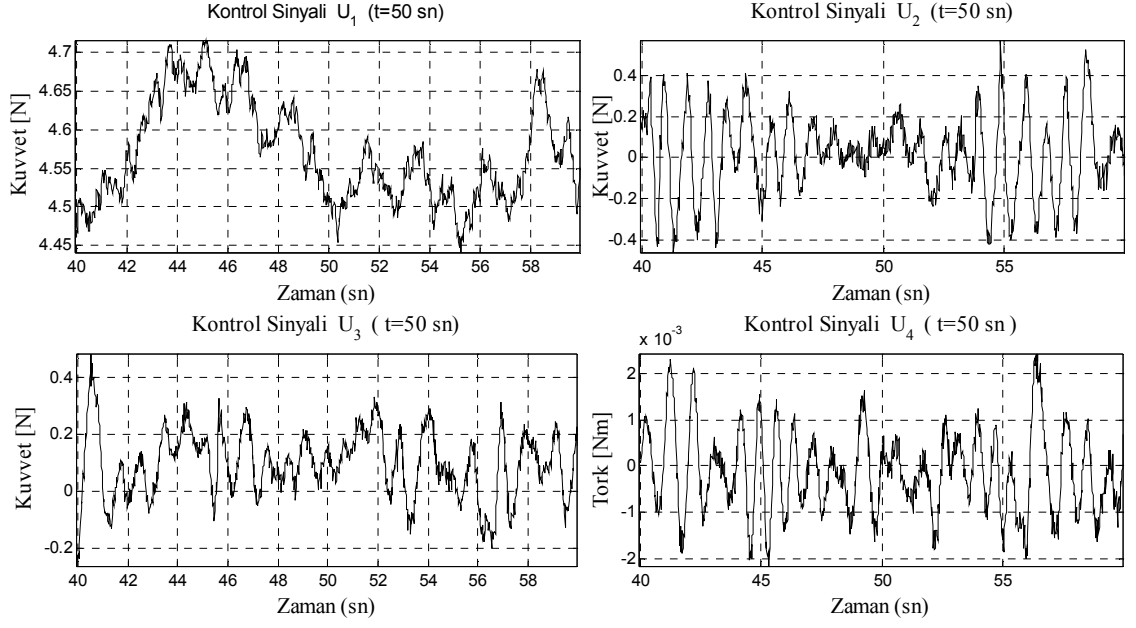
Şekil 4.22. İstenen ve gerçekleşen  $x$  pozisyonu



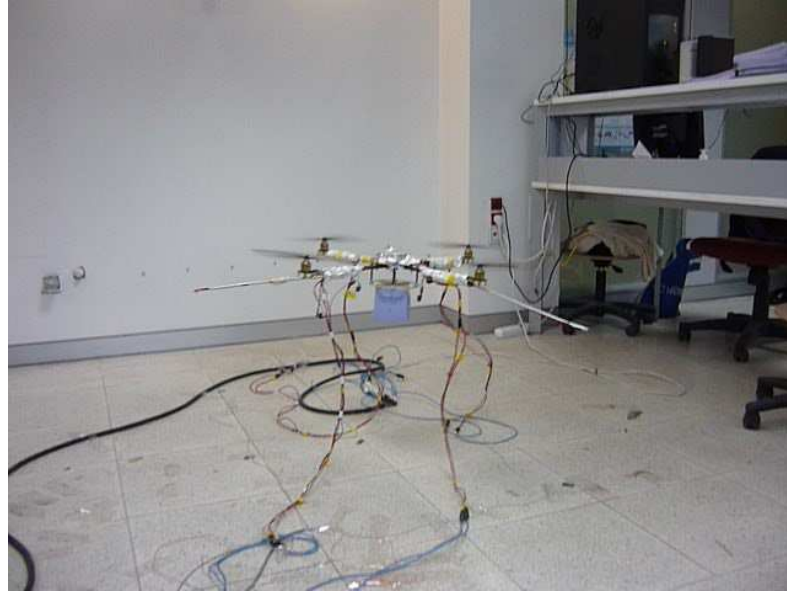
Şekil 4.23. İstenen ve gerçekleşen  $y$  pozisyonu



Şekil 4.24. PID kontrol yöntemi (duruş kontrol) kontrol sinyalleri



Şekil 4.25. PID kontrol yöntemi (duruş kontrol) kontrol sinyalleri ( $t=50$  sn)



Şekil 4.26. Gerçek zamanlı PID kontrol deneyine ait bir fotoğraf

#### 4.2.2. Kayan Kipli Denetim Yöntemiyle Gerçek Zamanlı Kontrol Uygulaması

KKD yöntemi kesinsizlik içeren sistem parametrelerine ve dış bozucu etkilere karşı gürbüz olan ve doğrusal olmayan bir kontrol yöntemidir. KKD yönteminin gerçek zamanlı dönerkanat yapısının duruş kontrolünü gerçekleştirmek amacıyla uygulanması esnasında işaret fonksiyonundan kaynaklanan çatırdama sorununu engellemek için (3.36) ifadesindeki gibi yumuşatılmıştır. Uygulamaya ait parametre bilgileri Çizelge 4.3 ve 4.4'de verilmektedir.

Çizelge 4.3. KKD için gerçek zamanlı uygulama parametreleri

Uygulama zamanı	$T$	100 sn
Ugulama adım aralığı	$\Delta t$	0.02 sn
Eğim parametreleri	$\lambda_\phi, \lambda_\theta, \lambda_\psi$	1.00
Ulaşma kuralı parametresi	$k_\phi, k_\theta, k_\psi$	5.2
Ulaşma kuralı parametresi	$k_1, k_2, k_3$	1
İşaret fonksiyonu yumuşatma parametresi	$\varepsilon$	0.10

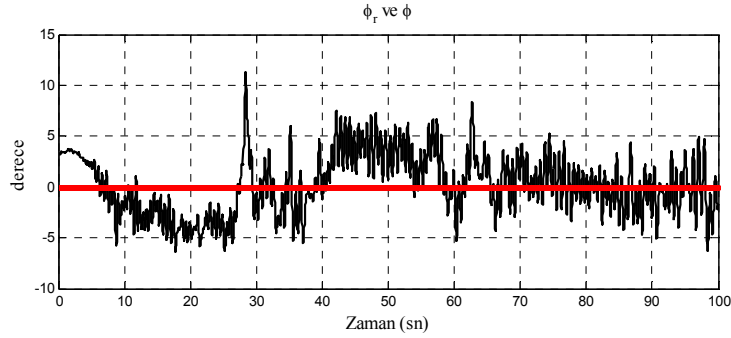
Çizelge 4.4. Kartezyen pozisyon kontrolü parametreleri

	Oransal ( $K_p$ )	Integral ( $K_i$ )	Türevsel ( $K_d$ )
$x$ pozisyon kontrol	0.3	0.1	0.2
$y$ pozisyon kontrol	0.3	0.1	0.2
$z$ pozisyon kontrol	0.1	0.1	0

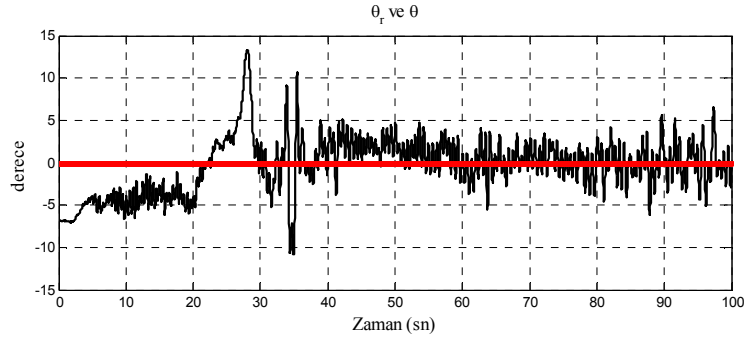
KKD ile gerçekleştirilen duruş kontrolünde kullanılan ve Çizelge 3.5'de görülen ulaşma kuralı parametrelerinin benzetim çalışmalarında kullanılanlardan oldukça farklı olduğu görülmektedir. Bunun sebebi gerçek zamanlı uygulamalarda gecikmelerin yaşanması ve modellenemeyen dinamikler olarak verilebilir. KKD uygulama sonuçlarına bakıldığında Şekil 4.27 - 4.28'de görüldüğü üzere Euler açıları geçici rejimin sonunda istenen açısal değerlere ulaşmış ve uygulama süresinde kararlılıklarını korumuştur. Sapma açısı başlangıçta referans açıyı yakalamasına rağmen 50



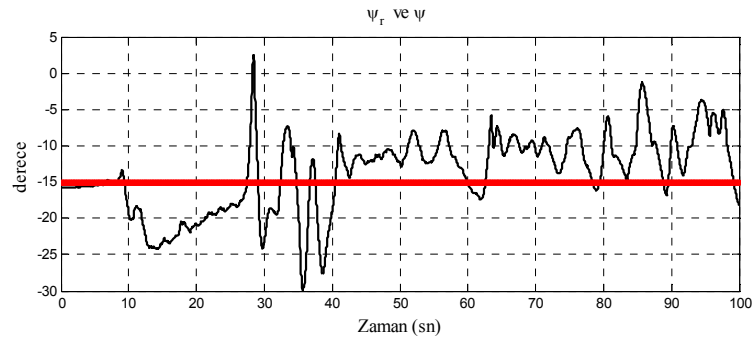
saniyeye ulaşana dek salınımlar yapmakta ve belirli bir aralıkta referans açının etrafında seyretmektedir (Bknz. Şekil 4.29). Araç z kartezyen ekseninde referans pozisyonu sürekli hal hatası yaparak takip etmektedir (Bknz. Şekil 4.30). Aracın x ve y koordinatlarındaki hareketi Şekil 4.31 ve 4.32’de görüldüğü üzere PID davranış kontrolünün aksine AÖB’den gelen x ve y bilgisi oldukça gürültülüdür. Bunun sebebi her ne kadar işaret fonksiyonu yumuşatılsa da KKD’nin karakteristik yapısında bulunan çatırdamanın devam etmesinden kaynaklanmaktadır. Şekil 4.33’de aracın istenilen gezinelere ulaşabilmesi için kartezyen pozisyon kontrolü için PID kontrol ve duruş kontrolü içinse KKD yöntemlerinin ürettiği geçici halde kontrol sinyalleri görülmektedir. Araç referans değerlere ulaştığında duruş kontrolörünün oluşturduğu kontrol sinyallerinin ( $U_2 U_3 U_4$ ) çatırdama işaret fonksiyonu yumuşatılarak her ne kadar azaltıldıysada sert geçişlere sahip olduğu görülmektedir (Bknz. Şekil 4.34). Şekil 4.35’de dönme, yunuslama ve sapma açılarının hata terimlerine ait faz uzayı davranışı verilmektedir. Hata vektörleri ortamda bulunan bozucu dış etkilere (pervane) ve gürültüye rağmen net bir kayma rejimi sergilemesede faz uzayının orijininde kalma eğilimi göstermektedir. Şekil 4.36’da KKD’ye ait gerçek zamanlı denemeye ait bir fotoğraf görülmektedir.



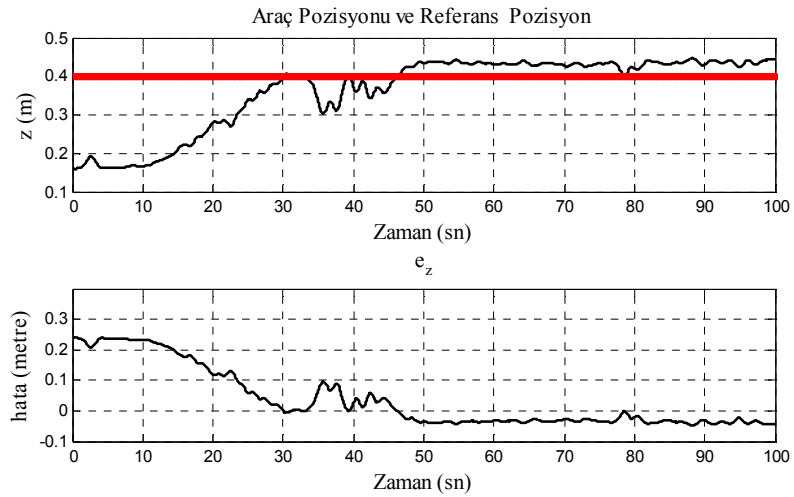
Şekil 4.27. İstenen ve gerçekleşen dönme açıları



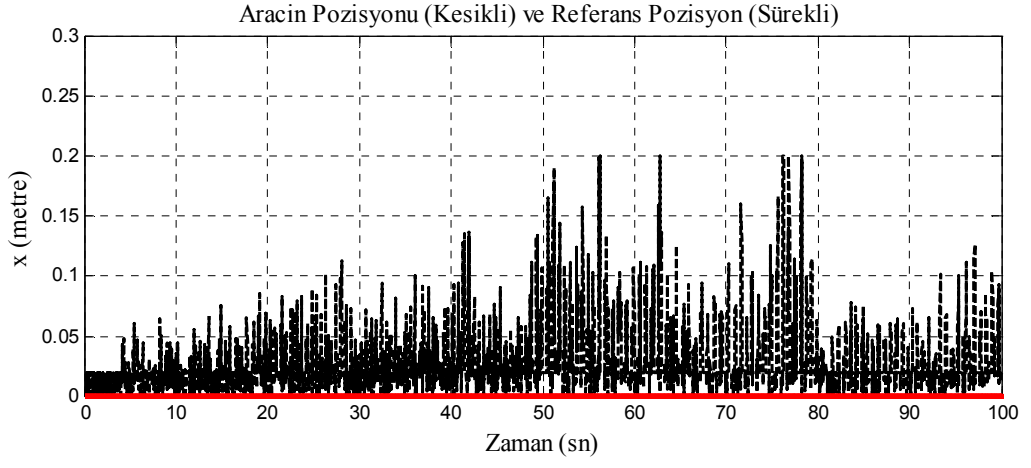
Şekil 4.28. İstenen ve gerçekleşen yunuslama açıları



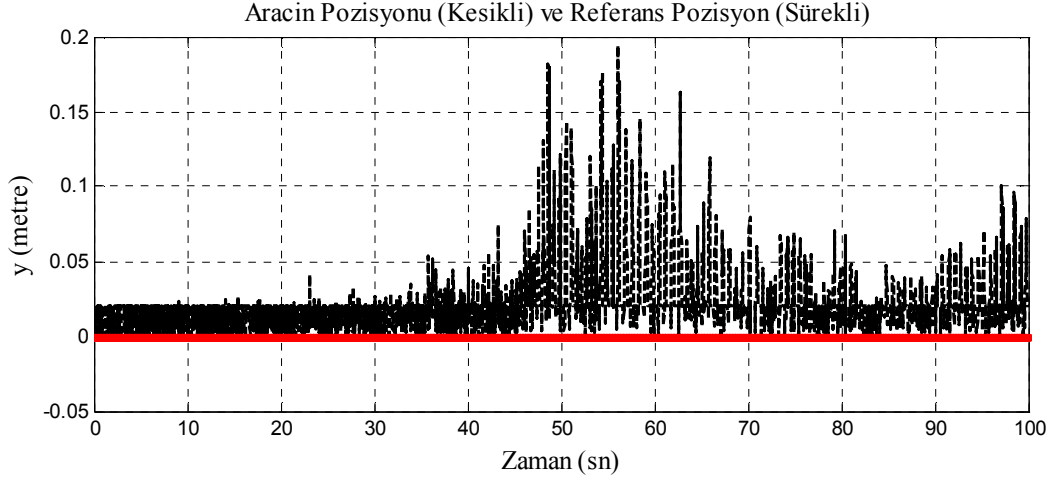
Şekil 4.29. İstenen ve gerçekleşen sapma açıları



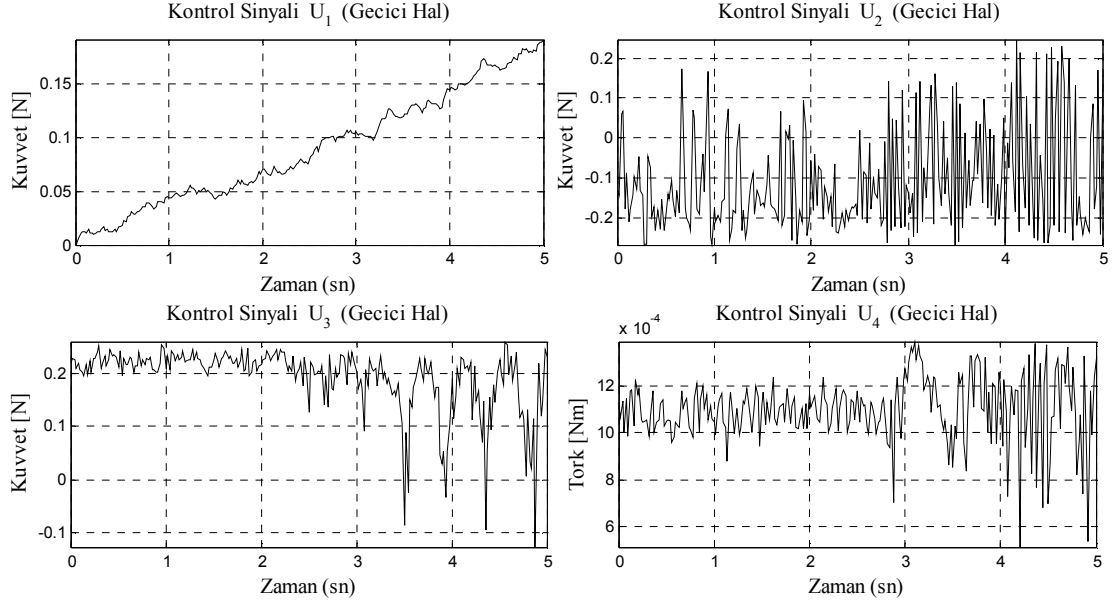
Şekil 4.30. İstenen ve gerçekleşen z pozisyonu



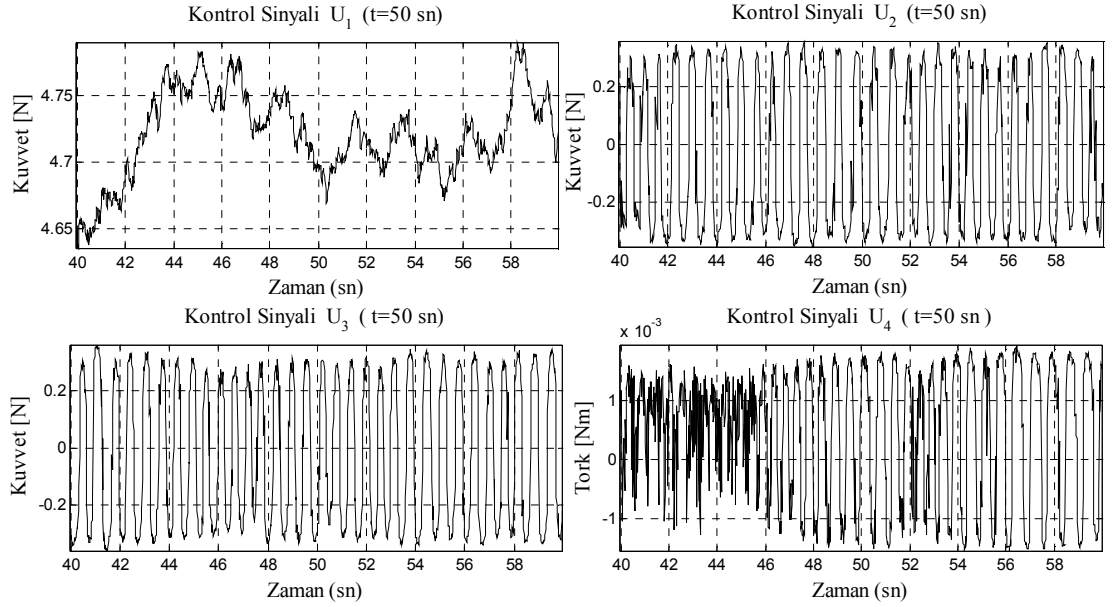
Şekil 4.31. İstenen ve gerçekleşen  $x$  pozisyonu



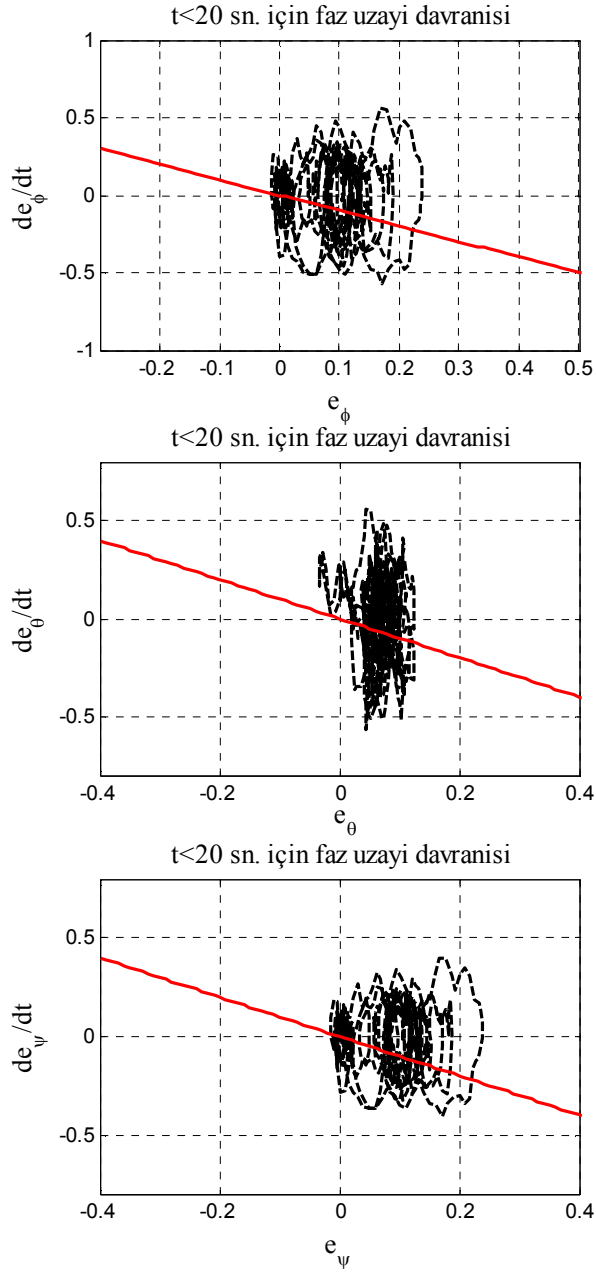
Şekil 4.32. İstenen ve gerçekleşen  $y$  pozisyonu



Şekil 4.33. KKD yöntemi (duruş kontrol) kontrol sinyalleri (geçici hal)



Şekil 4.34. KKD yöntemi (duruş kontrol) kontrol sinyalleri ( $t=50$  sn)



Şekil 4.35. Açısal hata vektörlerinin faz uzayı gezintileri



Şekil 4.36. Gerçek zamanlı KKD deneyine ait bir fotoğraf

#### 4.2.3. Kamera Geribeslemesiyle Kontrol Uygulaması

Dönerkanat kartezyen uzayda  $x$ ,  $y$ ,  $z$  koordinatlarında kontrolünün sağlanabilmesi için geribeslenen verinin doğrulunun büyük önemi bulunmaktadır. Daha önceki çalışmalarda  $x$  ve  $y$  koordinat bilgileri ivmeölçer tarafından sağlanmaktaydı fakat üzerinde binen gürültülerden ötürü ve manyetik alanlardan etkilenmesinden ötürü her zaman doğru pozisyon bilgisi elde edilememişti. Bu sebeple dış etkenlerden ivmeölçer kadar etkilenmeyecek bir sisteme gereksinim duyulmaktaydı. Bu sebeple  $x$  ve  $y$  kartezyen pozisyonlarının kamera yardımıyla geribeslenmesine karar verildi. Buna göre Şekil 4.37’de da görüldüğü üzere bir rgb kamera dönerkanatın deneysel çalışmalarının yapıldığı alanın üstüne monte edilmiştir. Kamera ile geribeslemesi yapılmak istenenler  $x$ ,  $y$  ve sapma açısı verileridir. Dönerkanat üzerine eklenen iki adet renkli daire şeklindeki kartonun ve bu iki kartonun birbirine göre pozisyonları tespit edilerek aracın kameraya göre bulunduğu mevcut pozisyon  $(x,y)$  ve sapma açısı bulunmaktadır. Bunu gerçekleştirmek için görüntüye şu işlemler uygulanmaktadır.

1. Kameradan elde edilen görüntü rgb formatından hsv formatına çevrilerek ışık değişimlerinden daha az etkilenmesi sağlanmaktadır (Bkz. Şekil 4.38-39).
2. Görüntü dönerkanat üzerindeki dairelerin kolaylıkla tespit edilebilmesi için siyah/beyaz formata çevrilmektedir (Bkz. Şekil 4.40).
3. Görüntü üzerinde bulunan gürültüler median süzgeç kullanılarak en alt seviyeye indirilmektedir.
4. Morfolojik işlemler uygulanarak dairelerin yerleri kamera görüntüsü içerisinde tespit edilir (Bknz. Şekil 4.41-4.43).
5. Tüm bu işlemler MATLAB® ortamında gerçekleştirilmektedir. MATLAB®'da gerçekleştirilen işlemler sonucunda pozisyon bilgisinin seriport yardımıyla gerçek zamanlı kontrol uygulamalarının yapıldığı dSPACE veri kontrol kartının üzerinde bulunduğu masaüstü bilgisayara atılması gerekmektedir. Ancak MATLAB® en fazla 128 bit ASCII veri yollayabildiğinden 32 bitlik yeni bir veri gönderim yöntemi geliştirilmiş olup pozisyon bilgisi bu şekilde yollanmaktadır. Örneğin 150 rakamını göndereceğiz bunun için yüz ellinin otuz ikiye bölümünden elde edilen dört ilk olarak yollanmakta, bölme işleminden kalan yirmi iki ise ardından yollanmaktadır. Bilgisayarın yolladığı veriler şu şekildedir:

Elapsed time is 0.183356 seconds.

x : 142 - y : 82 - yaw : 180

Elapsed time is 0.196040 seconds.

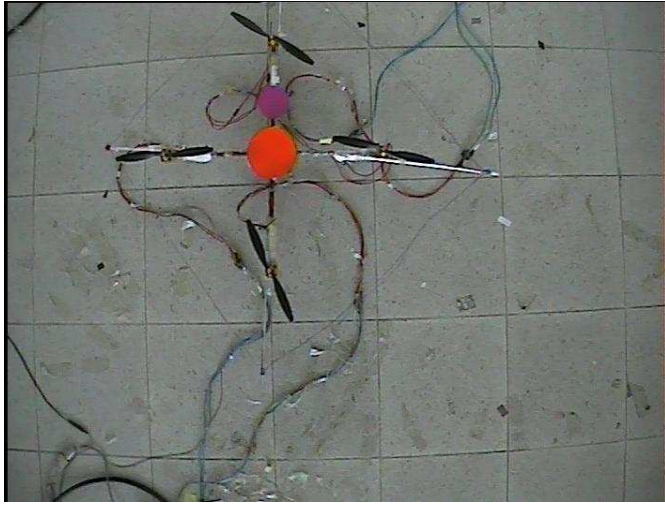
x : 142 - y : 82 - yaw : 180

Elapsed time is 0.512895 seconds.

x : 142 - y : 82 - yaw : 179

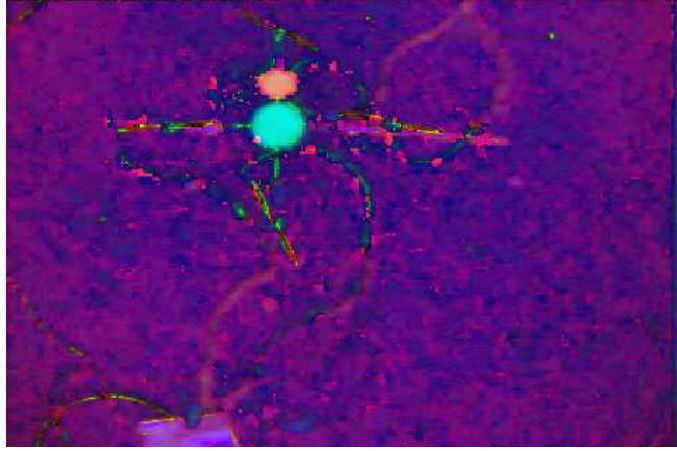


Şekil 4.37. Uygulama alanı üzerine yerleştirilmiş olan kamera



Şekil 4.38. Kameradan elde edilmiş olan görüntü

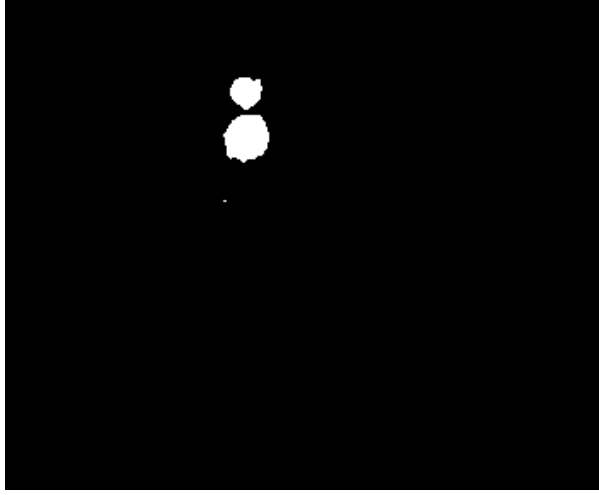




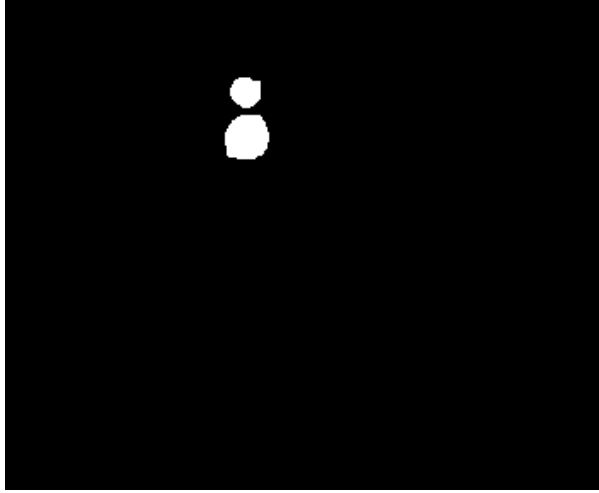
Şekil 4.39. RGB'den HSV'ye çevrilmiş olan görüntü



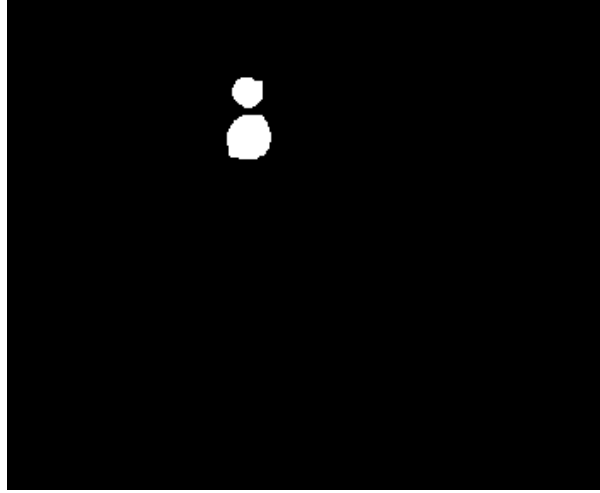
Şekil 4.40. Siyah/Beyaz görüntü



Şekil 4.41. Süzgeçten geçirilmiş olan görüntü



Şekil 4.42. Morfolojik işlemler-1

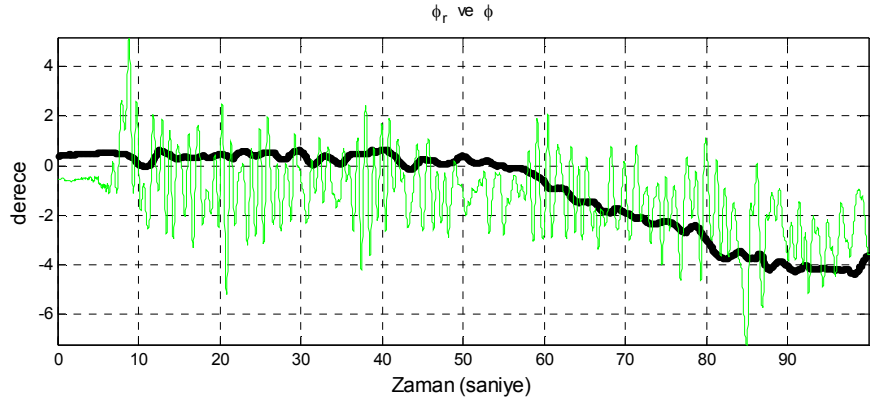


Şekil 4.43. Morfolojik işlemler-2

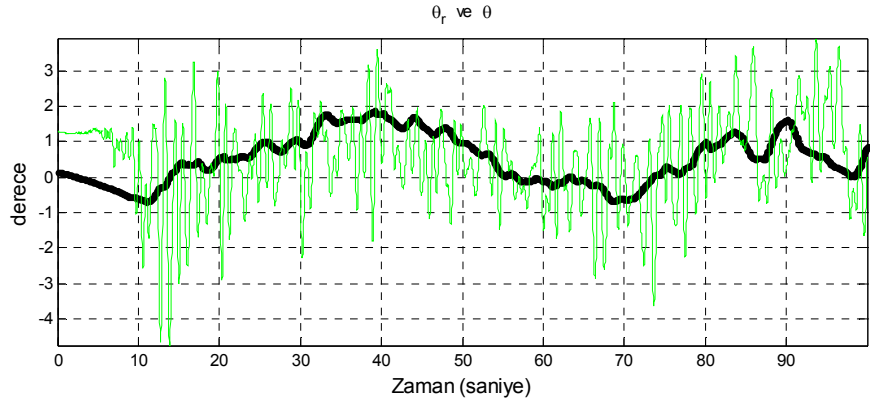
Gerçek zamanlı deney sonuçlarına bakıldığında istenen aracın  $x$  ve  $y$  koordinatlarında sinüs ve kosinüs gezinmelerini takip ederek Şekil 4.49'daki referans dairesel yörüngeyi takip etmesini sağlamaktır. Sonuçlara bakıldığında kartezyen pozisyon kontrolörünün oluşturduğu referans açısal değerler bozucu etkilere ve gürültülere rağmen dönerkanat tarafından takip edilerek araç nispeten istenen sinüsoidal gezinmeleri takip etmektedir (Bknz. Şekil 4.47-48). Şekil 4.49'da görüldüğü üzere araç  $x$  ve  $y$  koordinatlarında meydana gelene takip hatalarından ötürü sinusoidal gezinmeyi hata göstererek takip etmektedir. Bunu yaparken duruş kontrolörü Euler açılarını başarılı bir şekilde takip etmektedir (Bkz. Şekil 4.44-46). Çizelge 4.5'de gerçek zamanlı uygulamada kullanılan PID kontrolörün parametre değerleri verilmektedir.

Çizelge 4.5. Gerçek zamanlı PID kontrolör katsayıları

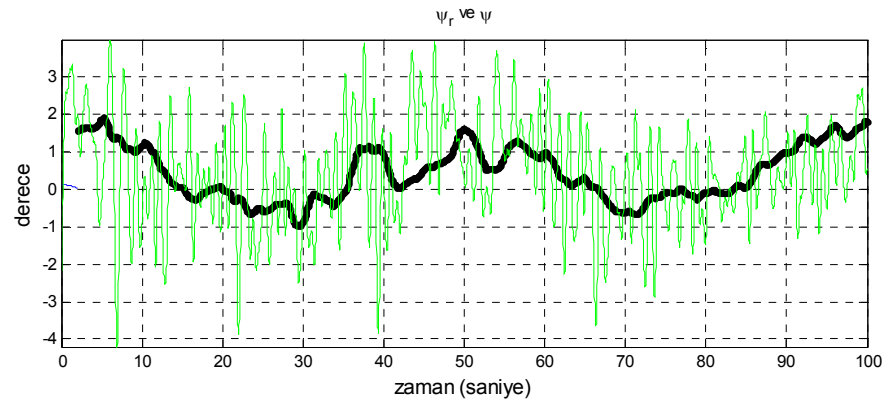
	Oransal ( $K_p$ )	Integral ( $K_i$ )	Türevsel ( $K_d$ )
Yunuslama kontrol	1.212	0.041	0.380
Dönme kontrol	1.212	0.041	0.380
Sapma kontrol	0.2	0.02	0.2
$x$ pozisyon kontrol	0.961	0.290	0
$y$ pozisyon kontrol	0.961	0.290	0



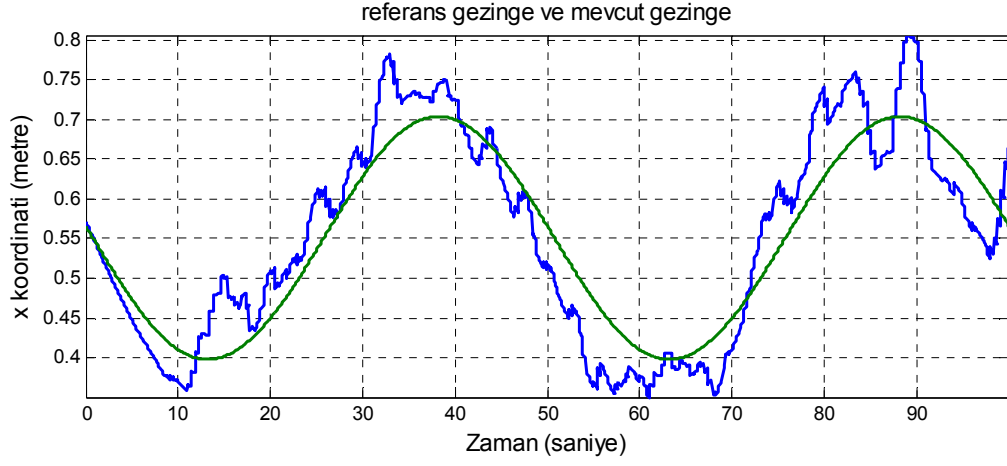
Şekil 4.44. İstenen ve gerçekleşen dönme açıları



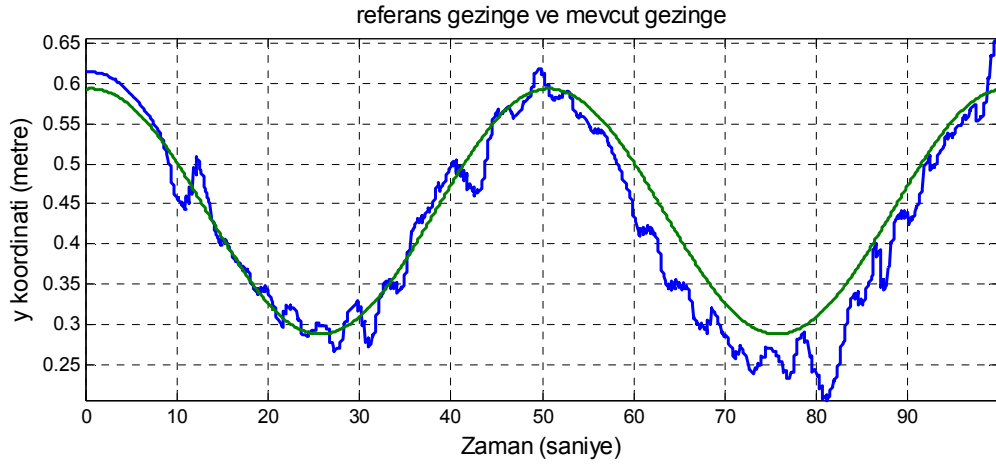
Şekil 4.45. İstenen ve gerçekleşen yunuslama açıları



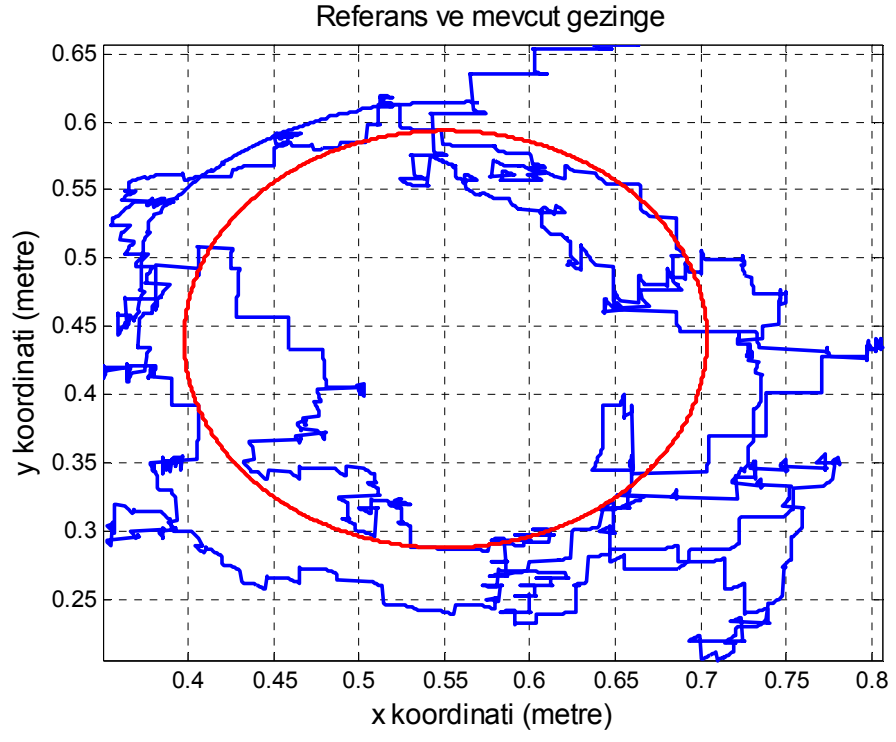
Şekil 4.46. İstenen ve gerçekleşen sapma açıları



Şekil 4.47. İstenen ve gerçekleşen  $x$  pozisyonu



Şekil 4.48. İstenen ve gerçekleşen  $y$  pozisyonu



Şekil 4.49. İstenen ve gerçekleşen  $(x, y)$  gezineler

## 5. SONUÇLAR VE YORUMLAR

Düşük seviyedeki maliyetleri ve çok yönlü kullanımıyla İHA'lar günümüzde teknolojinin hızla gelişmesiyle birçok uygulama alanı bulmaktadır. Bu tez çalışmasında dönerkanat tipinde bir insansız aracının dinamik modelinin türetimi ve alt seviye kontrolü ele alınmıştır. Aracın dinamik modeli oluşturulduktan sonra aracın kontrolünde büyük rol oynayan batarya gerilim düşümü sorunu ele alınmış ve yapay sinir ağı yardımıyla zamanla değişen batarya geriliminin olumsuz etkilerinin bertaraf edildiği görülmüştür. Yapay sinir ağı kullanılarak geliştirilen modeller benzetim çalışmaları sonucunda anlaşılacağı üzere FDA motorlarını çalıştıran DGM sinyaliyle, kontrol mekanizması arasında köprü görevi görmüştür. Yapay sinir ağı modelini FDA motorunu tanılayan ve buna bağlı olarak çıkarılan kontrol mekanizması tarafında yer alan DGM üretici yapıları Levenberg-Marquardt en iyileme yöntemi kullanılarak, çeşitli sayıda deney yapılarak toplanan veriler yardımıyla çıkarılmış ve doğruluğu test verileri yardımıyla onaylanmıştır. Ayrıca YSA tabanlı modelleme esnasında kullanılan modülasyona uğramış batarya geriliminden anlamlı veriler elde etmek ve kaldırma kuvvetinin geçici rejimini gerçekleyebilmek için süzgeçlerin ileri seviyede önem arz ettiği anlaşılmıştır. Benzetim çalışmaları bölümünde türetimi yapılan dönerkanat modeline dört farklı kontrol yöntemi uygulanmış ve başarılı sonuçlar alınmıştır.

Benzetim çalışmalarında sırasıyla PID kontrol, KKD, geriadımlamalı kontrol ve geribeslemeli doğrusallaştırma kontrol yöntemleri denenmiştir. Denenen tüm yöntemler belli koşullar ve parametre değerleri altında tatminkar sonuçlar vermiştir. PID kontrol yöntemiyle gerçekleştirilen duruş kontrolü, bilinmeyen dinamiklere, dışarıdan gelen bozucu etkilere (benzetime eklenen gürültü sinyali) rağmen tatminkar performans sergilemiştir. Basit yapısıyla ve kolay ayarlanabilen parametreleriyle gerçek zamanlı uygulamalarda ön plana çıkmaktadır. KKD, parametrik kesinsizliklere ve dış bozucu etkilere karşı gürbüz olmasına rağmen çatırdama sorunu yaşamaya devam etmektedir. İşaret fonksiyonunun yumuşatma parametresi bir anlamda kontrol sinyalinin genliğini belirlemekte ve belirli bir seviyenin üstünde kararsızlığa neden olmaktadır. Geriadımlamalı kontrol, gürbüzlüğünü ve kararlılığını koruyarak aracın istenilen gezinmeleri takip etmesini sağlamaktadır. Son olarak

denenen geribesleme ile doğrusallaştırma yönteminde doğrusal olmayan dinamik model, doğrusal hale getirelerek doğrusal kontrol ve gürbüzlüğü artırıcı terim uygulanarak araç istenen gezingeleri takip etmiş ve tatminkar sonuçlar elde etmiştir. Benzetim çalışmalarında kullanılan dört adet kontrol yaklaşımında da kontrolörlerde kullanılan katsayı değerleri yöntemlere ait matematiksel tanımların ve gerekliliklerin sınırları içerisinde seçilmiştir. Her ne kadar KKD ve geribesleme ile doğrusallaştırma yöntemleri gürültü ve dış ortamda bulununan bozucu etkilere karşı gürbüz olsa da belirli seviye üzerinde gürültü sinyali uygulandığında kararsız olmaktadır.

Benzetim çalışmalarının ardından PID ve KKD kontrol yöntemleri gerçek zamanlı dönerkanat sistemine uygulanmıştır. PID kontrol yöntemi gerçek sistemin benzetimde yer alan dinamik modele oranla daha fazla bozucu etki ve gürültü içermesinden ötürü benzetimdekine oranla daha zayıf performans göstermiş fakat kararlılığı referans açısal değerler etrafında göstermiştir. Kartezyen uzayda pozisyon kontrolüne bakıldığında aracın kartezyen pozisyonları  $(x, y, z)$  GPS<sup>50</sup> sisteminin kapalı alanlarda kullanılamıyor olmasından dolayı AÖB'nin ivmeölçerinden elde edilmektedir. Normal şartlar altında ivmeölçer  $x$  ve  $y$  yönünde gürültü içeren ivmelenmeyi algılamaktadır. Bu sebeple ivmeölçerden elde edilen kartezyen pozisyon bilgisi de mevcut durumdan farklı olmaktadır. İvme bilgisi ilk olarak gürültülerden kurtulmak için alçak geçiren süzgeçten geçirilip bir algoritma sayesinde yaklaşık olarak mevcut kartezyen pozisyona  $(x, y)$  ulaşılmaktadır. İvme bilgisi her ne kadar gürültüden arındırılmış olsa da zaman zaman gürültüden etkilenmeye devam etmektedir (Bknz. Şekil 4.31, Şekil 4.32). Her iki duruş kontrol yaklaşımında da kartezyen uzayda  $z$  ekseninde yükseklik mesafe bilgisi ses üstü algılayıcı tarafından sağlanmaktadır. İvmeölçerden elde edilen verilerde olduğu gibi ses üstü algılayıcı da gürültülerden muzdarip olduğundan alçak geçiren süzgeçten geçirilerek çeşitli işlem basamakları uygulanmıştır. Ses üstü algılayıcı, ivmeölçere göre doğru veriler göndermekte ve bu sayede  $z$  yönünde kontrol başarılı şekilde gerçekleştirilmektedir (Bknz. Şekil 4.21, Şekil4.30). Gerçek zamanlı uygulamalar esnasında yükseklik kontrolü sırasında yaşanan sapmaların sebebi  $x$  ve  $y$  kartezyen koordinatlarında yaşanan ve ölçüm sisteminden kaynaklanan hatalar olarak gösterilebilir. KKD'ye bakıldığında benzetim çalışmalarındaki gibi duruş

---

<sup>50</sup> İng. *Global Positioning System*



kontrörünün oluşturduğu kontrol sinyalleri ( $U_2, U_3, U_4$ ) işaret fonksiyonunda uygulanan yumuşatma parametresine rağmen sert geçişler göstermektedir ve bu aracın gerçek zamanlı performansına da yansımaktadır. Sert geçişlerin araç üzerindeki etkisi işaret fonksiyonun katsayı değeri eyleyicilerin ve güç kaynaklarının zarar görmeyeceği, aracı salınma sokmayacak değerler olarak KKD'nin matematiksel koşulları göz önüne alınarak kısa bir sürecin ardından bulunmuştur. Kartezyen uzaydaki pozisyon ( $x, y$ ) bilgisi de kontrol sinyalinde yer alan sert geçişlerden oldukça etkilenmektedir. Araç referans kartezyen koordinatlarda referans pozisyonunda bulunmasına rağmen uygulanan kontrol sinyalinin etkisiyle  $x$  ve  $y$  kartezyen pozisyonunda sert geçişler gözlemlenmektedir. Gerçek zamanlı uygulamalarla ilgili genel olarak karşılaşılan, sistemin performansını ve kararlılığını etkileyen bazı problemler şu şekildedir: Araç üzerinde bulunan dört adet yüksek tork üreten FDA motoru sayesinde istenen kartezyen pozisyonlara ulaşmaktadır. Ancak motorlar yüksek tork üretebilme için yüksek güçte kaynaklara ihtiyaç duymaktadır. Bununla beraber motorların üzerinde bulunan pervanelerin de sınırlı miktarda kaldırma kuvveti üretmesinden ötürü lityum polimer bataryalar gerçek zamanlı çalışmalar esnasında yetersiz kalmaktadır. Bu sebeple Şekil 4.26 ve Şekil 4.36'da açıkça görülen yüksek akım kapasitesine sahip güç kaynaklarından aracı besleme için kablolar çekilmiştir. Bu kablolar aracın kararlılığını ve hareket kabiliyetini zaman zaman olumsuz yönde etkilemektedir. FDA motorları, fırçalı olanların aksine doğrudan gerilim değiştirerek çalıştırılmamaktadır. FDA motorları EHK'lar yardımıyla çalıştırılmaktadır fakat ürettikleri manyetik etkilerden ötürü AÖB olumsuz yönde etkilendiğinden AÖB'ye olabildiğince uzağa motorlara yakın yerlere yerleştirilmişlerdir. Gerçek zamanlı uygulanan iki kontrol yöntemi de gerçek zamanlı sistem üzerine etki eden olumsuz etkilere karşın kartezyen pozisyonları ve referans Euler açılarını çok sayıda uygulamada başarıyla takip etmiştir. Dönerkanat kontrolü karmaşık ve sorun çıkarmasına rağmen kullanım kolaylığı ve menavra yeteneğinden ötürü üzerinde çalışmaya değer bir mühendislik konusu olaya devam edecektir.

Dönerkanat kontrolünü gelecekte de yeni çalışmalar yaparak geliştirerek yeni ufuklara taşımak mümkündür. Bu amaçla tez çalışmasında ele alınan ve bir kısmı uygulanan doğrusal ve doğrusal olmayan kontrol çalışmalarının ötesinde yeni kontrol yöntemleri denenmesi faydalı olacaktır. Tez içerisinde yer alan kontrol yöntemleri doğrusal olan ve doğrusal olmayan olarak ikiye ayrılmaktadır. Doğrusal yöntemler

belirli bir denge noktası komşuluğunda yüksek performansla çalıştığından ve doğrusal olmayan yöntemler ise bilinmeyen parametrelere ve gürültülere karşı kimi zaman kararsızlığa girdiğinden dolayı çevrimiçi bir güncelleme mekanizmasına sahip uyarlamalı bir kontrol yöntemine ihtiyaç duyulmaktadır. Bunların ötesinde görüntü tabanlı bir takibi mümkün kılabilmek için kameralar yardımıyla pozisyon bilgisi geribeslenerek dış ortamda çeşitli gerçek zamanlı deneyler yapılabilir. Son olarak Euler açılarının tespit edilmesi çeşitli algoritmalar yardımıyla daha iyi şekilde tahmin edilebilir.

## KAYNAKLAR

- [1] Castillo P., Lozano R., Dzul A., Modeling and Control of Mini-Flying Machines, *Springer* 2005.
- [2] Gordon Leishman J., Principles of Helicopter Aerodynamics, *Cambridge University Press*, Cambridge, 2000.
- [3] “Hiller Aviation Museum” erişim adresi <http://www.hiller.org>, erişim tarihi 5 Kasım 2007.
- [4] “History of Helicopters”, erişim adresi <http://helis.com>, erişim tarihi 3 Mart 2008.
- [5] “National Museum of the United States Air Force” erişim adresi <http://www.wpafb.af.mil/museum/>, erişim tarihi 8 Ocak 2008.
- [6] “Sikorsky Aircraft Corp.” erişim adresi <http://www.sikorsky.com/sac/>, erişim tarihi 26 Nisan 2009.
- [7] “National Air and Space Museum”, erişim adresi <http://centennialofflight.gov/index.htm>, erişim tarihi 10 Mayıs 2009.
- [8] “Wikipedia free encyclopedia” erişim adresi [http://en.wikipedia.org/wiki/V-22 Osprey](http://en.wikipedia.org/wiki/V-22_Osprey), erişim tarihi 26 Nisan 2010.
- [9] “Bernard Microsystems Limited ” erişim adresi [http://www.bernardmicrosystems.com/L4E\\_quadnews.htm](http://www.bernardmicrosystems.com/L4E_quadnews.htm) erişim tarihi 10 Nisan 2010.
- [10] Altug, E., 2003, Vision Based Control of Unmanned Aerial Vehicles with Application to an Autonomous Four rotor Helicopter, *Doktora Tezi*, University of Pennsylvania. Philedelphia.
- [11] Chen, M., 2003, Formation and Flight Control of Affordable Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles, *Doktora Tezi*, Vancouver.
- [12] Bouabdallah, S., Siegwart, R., Full Control of a Quadrotor IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems, 153-158, Mart 2007
- [13] Bouabdallah, S., Siegwart, R., Backstepping and Sliding Mode Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor, IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2247-2252, Barcelona, Spain, Nisan 2005.
- [14] Kis, L., Regula, G., Lantos, B., Design and Hardware in the Loop Test of the Embedded Control System of an Indoor Quadrotor Helicopter, Intelligent Solutions in Embedded Systems, International Workshop, 1-10, Atlanta, USA, Haziran 2008.
- [15] Fang, Z., Zhi, Z., Jun, L., Feedback Linearization and Continuous Sliding Mode Control for a Quadrotor UAV, 27<sup>th</sup> Chinese Control Conference, 349-353, Beijing, China, Nisan 2008.
- [16] Madani, T., Benallegue, A., control of a Quadrotor Mini-Helicopter via Full State Backstepping Technique, IEEE Conference on Decision and Control, 1515-1520. San Diego, USA, Aralık 2006
- [17] Tayebi, A., McGilvray, S., Attitude Stabilization of a VTOL Quadrotor Aircraft, IEEE Transactions on Control Systems Technology, Vol 14, 562-571, 2006.
- [18] Das, A., Subbarao, K., Frank, L., Dynamic Inversion of Quadrotor with Zero-Dynamics Stabilization, 17th IEEE International Conference on Control Applications, San Antonio, USA, Eylül 2008.

- [19] Weslander, S.L., Hoffmann, G.M., Jang, J.S., Tomlin, C. J., Multi-Agent Quadrotor Testbed Control Design: Integral Sliding Mode vs. Reinforcement Learning, IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems, 468-475, 2005.
- [20] Hoffmann, G., Rajnarayan, D., Waslander, S.L., Dostal, D., Jang J.S. and Tomlin, C., The Stanford Testbed of Autonomous Rotorcraft for Multi-Agent Control (STARMAC), 23<sup>th</sup> Digital Avionics System Conference, Salt Lake City, USA, Kasım 2004.
- [21] Bouabdallah, S., Siegwart R., Modeling of the (OS4) Quadrotor, Modeling Course, EPFL, 1999.
- [22] Åström, K., J., Hagglund, T., PID Controllers: Theory, Design and Tuning, ISA Instrumentation, Systems and Automation Society, USA, 1995.
- [23] Utkin, V. I., Variable Structure Systems with Sliding Modes, IEEE Transactions Automation and Control Society, Vol 22, 212-214, 1977.
- [24] Efe, M.Ö., Robust Low Altitude Behavior Control of a Quadrotor Rotorcraft Through Sliding Modes, Mediterranean Conference on Control and Automation, 1-7, Athens, Greece, 2007.
- [25] Krstic, M., Kanellakopoulos, I., Kokotovic, P., Nonlinear and Adaptive Control Design, *John Wiley & Sons Inc*, USA, 1995.
- [26] Kokotovic, P., The joy of feedback: nonlinear and adaptive, IEEE Control Systems Magazine, Vol 12, 7-17, 1992.
- [27] Slotine, J.J.E., Li, W., Applied Nonlinear Control, *Prentice Hall*, New Jersey, 1991
- [28] Khalil, H., Nonlinear Systems, *Prentice Hall*, New Jersey, 1996.
- [29] Benallague, A., Mokhtari, A., Fridman, L., Feedback Linearization and High Order Sliding Mode Observer for a Quadrotor UAV, International Workshop on Variable Structure Systems, 365-372, 2006.
- [30] Castillo, P., Albertos, P., Garcia, P., Lozano, R., Stabilization of a Mini Rotorcraft with Four Rotors, IEEE Conference on Decision & Control, Vol 25, 45-55, 2006.
- [31] Hamel, T., Mahony, R., Lozano, R., Ostrowski, J., Dynamic Modeling and Configuration Stabilization for an X4-Flyer, IFAC 15<sup>th</sup> Triennial World Congress, 2002.
- [32] Bedford, A., Fowler, W., Engineering Mechanics Dynamics, *Prentice Hall*, New Jersey, 2005.
- [33] Shames, I., Engineering Mechanics Dynamics, *Prentice Hall*, New Jersey, 1997.
- [34] Bouchoucha, M., Tadjine, M., Tayebi, A., Müllhaupt, P., Step by Step Robust Nonlinear PI for Attitude Stabilization of a Four Rotor Mini-Aircraft, 16th Mediterranean Conference on Control and Automation, Ajaccio, France, Haziran 2008.
- [35] McKerrow, P., Modeling the Draganflyer four-rotor helicopter, University of Wollongong, Avustralya.
- [36] Önkol, M., Efe, M., Ö., Experimental Model Based Nonlinear Control Algorithms for a Quadrotor Unmanned Vehicle, 2<sup>nd</sup> International Symposium on Unmanned Aerial Vehicles, Reno, U.S.A, Haziran 2009.
- [37] Köroğlu, M.T., Önkol, M., Efe, M.Ö., Experimental Modeling of Propulsion Transients of a Brushless DC Motor and Propeller Pair under Limited Power Conditions : A Neural Network Based Approach, The 2<sup>nd</sup> IFAC International

- Conference on Intelligent Control Systems and Signal Processing, İstanbul, Turkey, Eylül 2009.
- [38] Haykin, S., Neural Networks, *Macmillan College Printing Company*, New Jersey, 1994.
- [39] Elmas, Ç., Yapay Sinir Ağları, *Seçkin Yayınları*, Ankara, 2003.
- [40] Hagan, M. And Menhaj, M., Training Feedforward Newtworks with the Marquardt Algorithm, *IEEE Transactions on Neural Networks*, 1994.
- [41] Li, Y., Ang, H, H., Chong, C. Y, PID Control System Analysis and Design, *IEEE Control Systems Magazine*, Şubat 2006.
- [42] Young, K.D., Utkin, V., Özguner, U., A Control Engineer's Guide to Sliding Mode Control, *IEEE Transactions Control Systems Technology*, 7(3), 328-342,1999.
- [43] DeCarlo, R.A., Zak, S.H., Drakunov, S.V., Variable structure, sliding mode controller desig, *IEEE Control Engineering Handbook*. CRC Press, 941-951, 1995.
- [44] Hung, J.Y., Gao, W., Hung, J.C., Variable structure control of nonlinear systems, *IEEE Transactions on Industrial Electronics*. 40, 45-55, 1993.
- [45] "Rc toys" erişim adresi <http://www.rctoys.com/>, erişim tarihi 10 Ocak 2008.

## ÖZGEÇMİŞ

### Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : ÖNKOL, Mert  
Uyruğu : T.C.  
Doğum tarihi ve yeri : 16.04.1985 İstanbul  
Medeni hali : Bekar  
Telefon : 0 (312) 292 40 00  
Faks : 0 (312) 292 40 91  
e-mail : [monkol@etu.edu.tr](mailto:monkol@etu.edu.tr)

### Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet tarihi
Lisans	Yeditepe Üniversitesi/Elektrik-Elektronik Müh	2007

### İş Deneyimi

Yıl	Yer	Görev
2007-2008	TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi	Araştırma Görevlisi
2008-2010	TOBB ETÜ İnsansız Hava Araçları Lab	Proje Öğrencisi

### Yabancı Dil

İngilizce

Almanca

### Yayınlar

Önkol, M., Efe, M.Ö., Experimental Model Based Nonlinear Control Algorithms for a Quadrotor Unmanned Vehicle, 2<sup>nd</sup> International Symposium on Unmanned Aerial Vehicles, Reno, U.S.A, Haziran 2009.

Köroğlu, M.T., Önkol, M., Efe, M.Ö., Experimental Modeling of Propulsion Transients of a Brushless DC Motor and Propeller Pair under Limited Power Conditions : A Neural Network Based Approach, The 2<sup>nd</sup> IFAC International Conference on Intelligent Control Systems and Signal Processing, İstanbul, Turkey, Eylül 2009.

Efe, M.Ö., Önkol, M., İmamoğlu, N., Eresen, A., Kaynak, Ü., Dönerkanat Tipinde Bir İnsansız Hava Aracının Anatomisi, Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı (TOK'09), Ekim 2009.