T.C.
İSTANBUL ÜNİVERSİTESİ-CERRAHPAŞA
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

DOKTORA TEZİ

BİR DÖRTPERVANELİNİN GÜRBÜZ UYARLAMALI GÜDÜMÜ VE KONTROLÜ

Yaser ALAIWI

DANIŞMAN
Prof. Dr. Recep BURKAN

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Makine Mühendisliği Programı

İSTANBUL-2020

Bu çalışma, 15.09.2020 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Makine Mühendisliği Programında Doktora tezi olarak kabul edilmiştir.

Tez Jürisi

Prof. Dr. Recep BURKAN(Danışman)
İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa
Mühendislik Fakültesi

Prof. Dr. Nurkan YAĞIZ
İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa
Mühendislik Fakültesi

Prof. Dr. Ertuğrul TAÇKIN
Marmara Üniversitesi
Mühendislik Fakültesi

Prof. Dr. Erol UZAL
İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa
Mühendislik Fakültesi

Doç. Dr. Ayhan KURAL
İstanbul Teknik Üniversitesi
Makine Fakültesi

20.04.2016 tarihli Resmî Gazete'de yayımlanan Lisansüstü Eğitim ve Öğretim Yönetmeliğinin 9/2 ve 22/2 maddeleri gereğince; Bu Lisansüstü teze, İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa'nın abonesi olduğu intihal yazılım programı kullanılarak Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün belirlemiş olduğu ölçütlere uygun rapor alınmıştır.

Bu tez, İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa Bilimsel Araştırma Projeleri Yürütücü Sekreterliğinin FDK-2018-32422 numaralı projesi ile desteklenmiştir.
Bu tez, FDK-2018-32422 numaralı BAP projesi ile desteklenmiştir.

ÖNSÖZ

Doktora çalışmam boyunca benden emeğini hiç esirgemeyen, her zaman bana destek olan tez danışmanım sayın Prof. Dr. Recep BURKAN'a ve yardımlarından dolayı diğer hocalarıma yürekten teşekkür eder, saygılarımı sunarım.

Bu çalışmanım ilerlemesine öneri ve destekleriyle katkıda bulunan Tez izleme Komitesi'ndeki hocalarım Prof. Dr. Nurkan YAĞIZ ve Prof. Dr. Ertuğrul TAÇGIN'a en içten saygılarımla teşekkürlerimi sunarım.

Tüm hayatım boyunca bana her konuda koşulsuz, şartsız destek veren, beni bugünlere kadar getiren, her zaman yanımda olan sevgili aileme şükranlarımı sunarım.

Eylül 2020 Yaser ALAIWI

İÇİNDEKİLER

Sayfa No

ÖNSÖZ ..... **iv**
İÇİNDEKİLER ..... **v**
ŞEKİL LİSTESİ ..... **vii**
TABLO LİSTESİ ..... **xii**
SİMGE VE KISALTMA LİSTESİ ..... **xiii**
ÖZET ..... **xv**
SUMMARY ..... **xvi**
1. GİRİŞ **1**
2. GENEL KISIMLAR **3**
3. MALZEME VE YÖNTEM **9**
3.1. DÖRTPERVANELİ İHA'NIN TANIMI VE MODELLENMESİ 9
3.2. DÖRTPERVANELİNİN UÇMA PRENSİPLERİ 10
3.2.1. Dikey Hareket 10
3.2.2. Kafa Vurma (Pitch $\emptyset$) 10
3.2.3. Devrilme Hareketi (Roll θ) 10
3.2.4. Yalpa Hareketi (Yaw ψ) 10
3.3. DİNAMİK SİSTEM MODELLEME 11
3.4. AERODİNAMİK ETKİLER 17
3.5. PID KONTROLCÜ TASARIMI 17
3.5.1. PID Pozisyon Kontrolcü 18
3.5.2. PID Yönelim Kontrolcü 18
3.5.3. Motor Kontrolü 19
3.6. GÜRBÜZ UYARLAMALI KONTROLCÜ TASARIMI 20
3.6.1. Kontrol Amacı 21
3.6.2. Konum Kontrolcüsü 23
3.6.3. Yönelim Kontrolcü 26
3.7. DÖRTPERVANELİNİN KONTROL TASARIMI VE UYGULAMASI 30
3.8. MALZEMELERİN BİR ARAYA GETİRİLMESİ 32
4. BULGULAR **34**
4.1. UÇUŞ YÖRÜNGELERİN'İN BENZETİMLERİ 34

4.1.1. Helisel Uçuş Yörüngesinin Benzetimi 34
4.1.2. Kare Uçuş Yörüngesinin Benzetimi 41
4.1.3. Çember Uçuş Yörüngesinin Benzetimi 47
4.1.4. 8-şekli Uçuş Yörüngesinin Benzetimi 53
4.1.5. Helisel Uçuş Yörüngesinin Kütle Değişimi Altındaki Benzetimi 59
4.1.6. Helisel Uçuş Yörüngesinin Rüzgâr Dış Bozucu Altındaki Benzetimi 63
4.1.7. Kare Uçuş Yörüngesinin Kütle Değişimi Altındaki Benzetimi 67
4.1.8. Uçuş Yörüngesinin Takibi Benzetimi, Motor Arızası Durumu 71
4.2. DENEYSEL SONUÇLAR 73
5. TARTIŞMA VE SONUÇ **80**
KAYNAKLAR **82**
EKLER **88**
EK 1. BİLİMSEL TERİMLERİ 88
EK 2. DÖRTPERVANELİDE KULLANILAN MALZEMELERİN ÖZELLİKLERİ 90
EK 2.1. Emax Xa2212 980KV Fırçasız Motorlar 90
EK 2.2. Elektronik Hız Kontrol Ünitesi (ESC) 90
EK 2.3. Lityum Polimer Pil (LİPO) 91
EK 2.4. LİPRO İMAX B6 ŞARJ ALETİ 91
EK 2.5. 10 İNÇ (0.254 m) PERVANELER 92
EK 2.6. Alıcı Verici (Kumanda Sistemi) 92
EK 2.7. Flysky FS-TH9X 2.4GHZ 9 Kanal Kumanda 93
EK 2.8 Pixhawk kontrol kartı 93
EK 2.9 GPS+Pusula modülü 94
EK 2.10. Gövde Yapısı 94
EK 3. BENZETİM DEĞİŞKENLERİ 96
ÖZGEÇMİŞ **99**

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa No

Şekil 3-1: Dörtpervanelinin Dikey kuvvetleri (Chovancová *et al.*, 2014). 9

Şekil 3-2: Dörtpervanelinin gürbüz uyarlamalı kontrol şeması 22

Şekil 3-3: Dörtpervanelinin iletişim yöntemleri. 30

Şekil 3-4: Dörtpervanelinin tam montaj modeli.....31

Şekil 3-5: Tam dörtpervanelinin montajı. 32

Şekil 3-6: ArduPilot Mission Planner Uçuş verileri ekranı(Michael Oborne, 2020).....33

Şekil 4-1: Gerçek ve helisel uçuş yörünge takibi, dış veya iç bozucular yoktur. 35

Şekil 4-2: Dörtpervanelinin zamana bağlı X eksenindeki konum değişimi.....35

Şekil 4-3: Dörtpervanelinin zamana bağlı Y eksenindeki konum değişimi.....36

Şekil 4-4: Dörtpervanelinin zamana bağlı Z eksenindeki konum değişimi. 36

Şekil 4-5: Dörtpervanelinin kafa vurma açısı ($\emptyset$)- zaman değişimi.....36

Şekil 4-6: Dörtpervanelinin devrilme açısı (θ) - zaman değişimi.....37

Şekil 4-7: Dörtpervanelinin yalpa açısı (ψ)- zaman değişimi.....37

Şekil 4-8: Dörtpervanelinin zamana bağlı X eksenindeki izleme hatası.....37

Şekil 4-9: Dörtpervanelinin zamana bağlı Y eksenindeki izleme hatası.....38

Şekil 4-10: Dörtpervanelinin zamana bağlı Z eksenindeki izleme hatası. 38

Şekil 4-11: Dörtpervanelinin kafa vurma açısı ($\emptyset$) izleme hatası. 38

Şekil 4-12: Dörtpervanelinin devrilme açısı (θ) izleme hatası. 39

Şekil 4-13: Dörtpervanelinin yalpa açısı (ψ) izleme hatası. 39

Şekil 4-14: Toplam izleme hatası- helisel yörüngesi. 39

Şekil 4-15: Dörtpervanelinin X eksenindeki hız değişimi-Helisel yörüngesi.....40

Şekil 4-16: Dörtpervanelinin Y eksenindeki hız değişimi-Helisel yörüngesi.....40

Şekil 4-17: Dörtpervanelinin Z eksenindeki hız değişimi-Helisel yörüngesi. 40

Şekil 4-18: Havada kalan dörtpervanelinin yörüngesi zamana bağlı Z eksenindeki konum değişimi. 41

Şekil 4-19: Üç boyutlu referans ile gerçek kare yörüngesi. 41

Şekil 4-20: Dörtpervanelinin zamana bağlı X eksenindeki konum değişimi.....42

Şekil 4-21: Dörtpervanelinin zamana bağlı Y eksenindeki konum değişimi.....42

Şekil 4-22: Dörtpervanelinin zamana bağlı Z eksenindeki konum değişimi. 42

Şekil 4-23: Dörtpervanelinin kafa vurma açısı ($\emptyset$)- zaman değişimi.....43

Şekil 4-24: Dörtpervanelinin devrilme açısı (θ) - zaman değişimi.....43

Şekil 4-25: Dörtpervanelinin yalpa açısı (ψ)- zaman değişimi.....43

Şekil 4-26: Dörtpervanelinin zamana bağlı X eksenindeki izleme hatası.....44

Şekil 4-27: Dörtpervanelinin zamana bağlı Y eksenindeki izleme hatası.....44

Şekil 4-28: Dörtpervanelinin zamana bağlı Z eksenindeki izleme hatası. 44

Şekil 4-29: Dörtpervanelinin kafa vurma açısı ($\emptyset$) izleme hatası. 45

Şekil 4-30: Dörtpervanelinin devrilme açısı (θ) izleme hatası. 45

Şekil 4-31: Dörtpervanelinin yalpa açısı (ψ) izleme hatası. 45

Şekil 4-32: Toplam izleme hatası- kare yörüngesi.....46

Şekil 4-33: Dörtpervanelinin X eksenindeki hız değişimi-kare yörüngesi. 46

Şekil 4-34: Dörtpervanelinin Y eksenindeki hız değişimi-kare yörüngesi. 46

Şekil 4-35: Dörtpervanelinin Z eksenindeki hız değişimi-kare yörüngesi.....47

Şekil 4-36: Çember uçuş yörüngesi. 47

Şekil 4-37: Dörtpervanelinin zamana bağlı X eksenindeki konum değişimi.....48

Şekil 4-38: Dörtpervanelinin zamana bağlı Y eksenindeki konum değişimi.....48

Şekil 4-39: Dörtpervanelinin zamana bağlı Z eksenindeki konum değişimi. 48

Şekil 4-40: Dörtpervanelinin kafa vurma açısı ($\emptyset$)- zaman değişimi.....49

Şekil 4-41: Dörtpervanelinin devrilme açısı (θ) - zaman değişimi.....49

Şekil 4-42: Dörtpervanelinin yalpa açısı (ψ)- zaman değişimi.....49

Şekil 4-43: Dörtpervanelinin zamana bağlı X eksenindeki izleme hatası.....50

Şekil 4-44: Dörtpervanelinin zamana bağlı Y eksenindeki izleme hatası.....50

Şekil 4-45: Dörtpervanelinin zamana bağlı Z eksenindeki izleme hatası. 50

Şekil 4-46: Dörtpervanelinin kafa vurma açısı ($\emptyset$) izleme hatası. 51

Şekil 4-47: Dörtpervanelinin devrilme açısı (θ) izleme hatası. 51

Şekil 4-48: Dörtpervanelinin yalpa açısı (ψ) izleme hatası. 51

Şekil 4-49: Toplam izleme hatası- çember yörüngesi.....52

Şekil 4-50: Dörtpervanelinin X eksenindeki hız değişimi- çember yörüngesi. 52

Şekil 4-51: Dörtpervanelinin Y eksenindeki hız değişimi- çember yörüngesi. 52

Şekil 4-52: Dörtpervanelinin Z eksenindeki hız değişimi- çember yörüngesi.....53

Şekil 4-53: Üç boyutlu sekiz şekli yörüngesi (Limniscate of Bernoulli).....53

Şekil 4-54: Dörtpervanelinin zamana bağlı X eksenindeki konum değişimi.....54

Şekil 4-55: Dörtpervanelinin zamana bağlı Y eksenindeki konum değişimi.....54

Şekil 4-56: Dörtpervanelinin zamana bağlı Z eksenindeki konum değişimi. 54

Şekil 4-57: Dörtpervanelinin kafa vurma açısı ($\emptyset$)- zaman değişimi.....55

Şekil 4-58: Dörtpervanelinin devrilme açısı (θ)- zaman değişimi.....55

Şekil 4-59: Dörtpervanelinin yalpa açısı (ψ)- zaman değişimi.....55

Şekil 4-60: Dörtpervanelinin zamana bağlı X eksenindeki izleme hatası.....56

Şekil 4-61: Dörtpervanelinin zamana bağlı Y eksenindeki izleme hatası.....56

Şekil 4-62: Dörtpervanelinin zamana bağlı Z eksenindeki izleme hatası. 56

Şekil 4-63: Dörtpervanelinin kafa vurma açısı ($\emptyset$) izleme hatası. 57

Şekil 4-64: Dörtpervanelinin devrilme açısı (θ) izleme hatası. 57

Şekil 4-65: Dörtpervanelinin yalpa açısı (ψ) izleme hatası. 57

Şekil 4-66: Toplam yörüngenin izleme hatası. 58

Şekil 4-67: Dörtpervanelinin X eksenindeki hız değişimi- 8 yörüngesi. 58

Şekil 4-68: Dörtpervanelinin Y eksenindeki hız değişimi- 8 yörüngesi. 58

Şekil 4-69: Dörtpervanelinin Z eksenindeki hız değişimi- çember yörüngesi.....59

Şekil 4-70 : %10 kütle değişimi altında gerçek ve istenen helisel yörünge takibi.....60

Şekil 4-71: X-yönünde %10 kütle değişimi altında gerçek ve istenen helisel yörünge takibi.....60

Şekil 4-72: Y-yönünde %10 kütle değişimi altında gerçek ve istenen helisel yörünge takibi.....61

Şekil 4-73: Z-yönünde %10 kütle değişimi altında gerçek ve istenen helisel yörünge takibi.....61

Şekil 4-74: Dörtpervanelinin %10 kütle değişimi altında kafa vurma açısı ($\emptyset$)- zaman değişimi. 61

Şekil 4-75: Dörtpervanelinin%10 kütle değişimi altında devrilme açısı (θ) - zaman değişimi. 62

Şekil 4-76: %10 kütle değişimi altında gerçek ve istenen helisel yörünge Yalpa takibi. 62

Şekil 4-77: Toplam yörüngenin izleme hatası. 62

Şekil 4-78 : V_x=1 m/s hız dış bozucu altındayken gerçek ve istenen helisel yörünge takibi.....63

Şekil 4-79: X-yönünde V_x=1 m/s dış bozucu altındayken gerçek ve istenen helisel yörünge takibi.....64

Şekil 4-80: Y-yönünde V_x=1 m/s dış bozucu altındayken gerçek ve istenen helisel yörünge takibi.....64

Şekil 4-81: Z-yönünde V_x=1 m/s dış bozucu altındayken gerçek ve istenen helisel yörünge takibi.....64

Şekil 4-82: Dörtpervanelinin kafa vurma açısı ($\emptyset$)- zaman değişimi V_x=1 m/s hız dış bozucu.....65

Şekil 4-83: Dörtpervanelinin devrilme açısı (θ) - zaman değişimi V_x=1 m/s hız dış bozucu.....65

Şekil 4-84: Dörtpervanelinin Yalpa takibi V_x=1 m/s hız dış bozucu.....65

Şekil 4-85: Toplam yörüngenin izleme hatası. 66

Şekil 4-86: %10 kütle değişimi altında gerçek ve istenen kare yörünge takibi. 67

Şekil 4-87: X-yönünde %10 kütle değişimi altında gerçek ve istenen yörünge takibi. 68

Şekil 4-88: Y-yönünde %10 kütle değişimi altında gerçek ve istenen yörünge takibi. 68

Şekil 4-89: Z-yönünde %10 kütle değişimi altında gerçek ve istenen yörünge takibi.....68

Şekil 4-90: Dörtpervanelinin %10 kütle değişimi altında kafa vurma açısı ($\emptyset$)- zaman değişimi. 69

Şekil 4-91: Dörtpervanelinin %10 kütle değişimi altında devrilme açısı (θ)- zaman değişimi. 69

Şekil 4-92: Dörtpervanelinin %10 kütle değişimi altında yalpa açısı (ψ)- zaman değişimi. 69

Şekil 4-93: Toplam yörüngenin izleme hatası. 70

Şekil 4-94: %10 kütle değişimi altında gerçek ve istenen çember yörünge takibi. 70

Şekil 4-95: Dörtpervanelinin motor arızası durumunda, gerçek ve istenen kare yörünge takibi. 71

Şekil 4-96: Dörtpervanelinin motor arızası durumunda, gerçek ve istenen helisel yörünge takibi. 72

Şekil 4-97: Dörtpervanelinin motor arızası durumunda, gerçek ve istenen çember yörünge takibi. 72

Şekil 4-98: Alanda deneysel istenen kare yörüngesinin takibi. 73

Şekil 4-99: Uçuş yörüngenin noktaları ve kalkış noktasını konumunu tanıtmak. 74

Şekil 4-100: PID kontrolcü ile kare yörünge takibi. 75

Şekil 4-101: Gürbüz uyarlamalı kontrolcü ile kare yörünge takibi....76

Şekil 4-102: Gürbüz uyarlamalı ve PID kontrolcü ile kare yörünge takibi. 77

Şekil 4-103: Gürbüz uyarlamalı kontrolcü farklı kütle değişimleri atlındayken ile kare yörünge takibi. 78

Şekil 4-104: Gürbüz uyarlamalı kontrolcü 0.500 kg yük atlındayken uçuş öncesi. 79

TABLO LİSTESİ

Sayfa No

Tablo 1: Dörtpervanelinin parçalar listesi. 89

Tablo 2: Dörtpervanelinin fiziksel model parametreleri 95

Tablo 3: Gürbüz uyarlamalı kontrolcünün parametreleri. 95

SİMGE VE KISALTMA LİSTESİ

Simgeler **Açıklama**

$\boldsymbol{\phi}$: Kafa vurma açısı (Pitch-theta)

$\boldsymbol{\theta}$: Devrilme açısı (Roll-phi)

$\boldsymbol{\psi}$: Yalpa açısı (Yaw-psi)

B : Quadrotorun gövde ekseni

E : Quadrotorun atalet ekseni

p : X_B ekseni etrafında quadrotorun açısal hızı

q : Y_B ekseni etrafında quadrotorun açısal hızı

r : Z_B ekseni etrafında quadrotorun açısal hızı

u : X_B ekseni boyunca quadrotorun doğrusal hızı

v : Y_B ekseni boyunca quadrotorun doğrusal hızı

w : Z_B ekseni boyunca quadrotorun doğrusal hızı

$\dot{\mathbf{u}}$: X_B boyunca quadrotorun doğrusal ivmesi

$\dot{\mathbf{v}}$: X_B boyunca quadrotorun doğrusal ivmesi

$\dot{\mathbf{w}}$: Z_B boyunca quadrotorun doğrusal ivmesi

$\mathbf{I_x}$ **:** X eksenindeki quadrotor atalet momenti

$\mathbf{I_y}$ **:** Y eksenindeki quadrotor atalet momenti

$\mathbf{I_z}$ **:** Z eksenindeki quadrotor atalet momenti

b **:** Dikey doğrultudaki itme kuvveti katsayısı

d **:** Sürüklenme katsayısı

m : Quadrotorun Kütlesi.

$\tilde{\mathbf{m}}$: Kütlenin Tahmini parametresi

$\boldsymbol{\omega_i}$: Kütlenin Tahmini parametresi

$\mathbf{U_1}$: Birinci Kontrol kuvveti

$\mathbf{U_2}$: İkinci Kontrol kuvveti

$\mathbf{U_3}$: Üçüncü Kontrol kuvveti

$\mathbf{U_4}$: Dördüncü Kontrol kuvveti

$\mathbf{U_T}$: İtme kuvveti

$\boldsymbol{\tau_\phi}$: Kafa vurma Kontrol momenti

$\boldsymbol{\tau_\theta}$: Devrilme Kontrol momenti

$\boldsymbol{\tau_{\psi}}$	: Yalpa Kontrol momenti
C(q)	: Coriolis/Merkezcil matrisi
$\boldsymbol{C_x}$	: Cosinüs (x)
g	: Yerçekimi ivmesi
$\mathbf{J_r}$	: Pervane eksenindeki rotasyonal atalet momenti
$\mathbf{K_D}$	: Pozitif tanımlı matris
l	: Quadrotorun merkezi ile rotorun arasındaki mesafe
q, $\dot{\mathbf{q}}$, $\ddot{\mathbf{q}}$	: Konum, hız ve ivme vektörü
$\boldsymbol{S_x}$	: Sinüs (x)
$\mathbf{u_0}$	: Nominal kontrol kuralı
V	: Lyapunov fonksiyonu
x	: X için deplasman
Y	: Bilinen fonksiyon
$\tilde{\boldsymbol{\pi}}$	: Parameterlerin tahmini
τ	: Moment
$\boldsymbol{\tau_0}$	: Nominal tork vektörü
ρ	: Belirsizlik parametresi
α, γ, δ	: Kontrol parametreleri
Γ	: uyarlamalı kontrolcünün katsayısı

Kısaltmalar	**Açıklama**
İHA	: İnsansız Hava Araçları
PID	: Oransal Türevsel İntegral

ÖZET

DOKTORA TEZİ

BİR DÖRTPERVANELİNİN GÜRBÜZ UYARLAMALI GÜDÜMÜ VE KONTROLÜ

Yaser ALAIWI

İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Recep BURKAN

Bu çalışmada, dörtpervaneli bir İHA için yeni gürbüz uyarlamalı kontrolcünün tasarımı gerçekleştirilmiştir. İlk önce dörtpervaneli modele uygun yeni bir Lyapunov fonksiyonu tanımlanmıştır. Sonra bu Lyapunov fonksiyonundan, analitik işlem sonucunda yeni gürbüz uyarlamalı kontrol kuralı elde edilmiştir. Bu sayede sistemin kararlılığı da sağlanmıştır. Daha sonra Lyapunov esaslı Corless-Leitmann yaklaşım ile hatanın sıfıra yaklaştığı analitik olarak gösterilmiştir. Bu çalışma, bilgisayar benzetimi gerçekleştirilerek doğrulanmıştır. Ayrıca, önerilen kontrolcünün parametre belirsizliklerine, iç ve dış bozuculara dayanıklı olduğu analitik ve benzetim olarak farklı uçuş yörüngeleri üzerinde doğrulanmıştır. Böylece, sistemin kararlılığı garanti edilmiş, iç ve dış bozucuların üstesinden gelmek için performansının artırılması, uçuş yörünge izleme hatasını en aza indirerek kanıtlanmıştır. Bu yaklaşım, analitik yöntemler ve sayısal benzetimler kullanılarak gerçek bir dörtpervaneli modele uygulanmış ve desteklenen bir proje olarak gerçekleştirilmiştir. Benzetim sonuçları, önerilen gürbüz uyarlamalı kontrolcünün arzu edilen farklı uçuş yörüngelerini takip ederken, belirsizliklere ve dış etkenlere rağmen başarılı olduğunu göstermiştir. Elde edilen deneysel sonuçlar incelendiğinde de gürbüz uyarlamalı kontrolcünün etkili olduğu anlaşılmıştır.

Eylül 2020, 115 sayfa.

Anahtar kelimeler: Dörtpervaneli, Uyarlamalı Kontrol, Gürbüz Kontrol, Yörünge Takibi

SUMMARY

Ph.D. THESIS

ROBUST ADAPTIVE GUIDANCE AND CONTROL OF A QUADCOPTER

Yaser ALAIWI

Istanbul University-Cerrahpasa

Institute of Graduate Studies

Department of Mechanical Engineering

Supervisor: Prof. Dr. Recep BURKAN

In this study, the design of a new robust adaptive controller for quadrotor UAV has been achieved. First, a new Lyapunov function that is suitable for quadrotor model has been defined. Then, as a result of the analytical process from this Lyapunov function, a new robust adaptive control rule was obtained. Thus, the system stability was also proved. Later, Lyapunov based Corless-Leitmann approach showed analytically that the error approached zero. This study was supported and validated by computer simulation. In addition, the uncertainty of controller parameters presented here has been verified in presence of internal and external disturbances on different flight trajectories analytically and by simulation. Thus, the stability of the system is guaranteed and the increasing in performance to overcome external and internal disturbances has been proven by minimizing flight trajectory tracking error. This approach has been investigated by analytical methods and numerical simulations in addition to a supported project for the implementation of a true quadrotor model. The results showed that the proposed robust adaptive controller succeeded despite external disturbances and uncertainties while tracking different desired flight trajectories. When the experimental results were examined, it was understood that the robust adaptive controller was effective.

September 2020, 115. pages.

Keywords: Quadcopter, Adaptive Control, Robust Control, Trajectory Tracking

1. GİRİŞ

İnsansız Hava Araçların (İHA) kullanımı son yıllarda sivil ve askeri alanlarda artmıştır. Günümüzde de keşif, muharebe, hedef tayini ve yanıltıcı amaçlı askeri alanda kullanılmakta olup; TV yayını, keşif, gözlem, fotoğrafçılık, lojistik ve ilaçlama amaçlı sivil alanda da kullanımı bulunmaktadır. Tehlikeli ve ulaşılması mümkün olamayan alanlarda kullanılabilir olması İHA'ların önemini artırmaktadır. İnsansız Hava Araçları (İHA), Robotlar, uçakların parametreleri, taşıdıkları yüklere göre değişmektedir. Ayrıca İHA sistemlerinin yörüngesi, rüzgâr, dış kuvvet ve momentler gibi dış bozucu girişlere maruz kalmaktadır. Bu nedenlerden bir İHA'nın bilinmeyen dış kuvvet ve momentler gibi dış bozucu girişler ve parametre belirsizliği altında istenilen yörüngeyi hassas ve kararlı olarak takip edebilmesi amacıyla kontrol etmek için dinamik bir kontrolcü tasarlamak bu çalışmanın esas amacıdır.

İHA sistemlerin parametreleri tam olarak hesaplanamadığından ve bozucu girişlerden dolayı PI, PD ve PID kontrolcüler yetersiz kalmaktadır. Bu nedenle İHA parametreleri belirsizliklerinden ve bozucu girişlerden kaynaklanan etkileri yok edecek ve hassas yörünge izleme kontrolü gerçekleştirecek kontrolcülerin geliştirilmesi gerekir.

Bu tezde, İHA için daha hassas yörünge izlemesini sağlamak amacıyla dış bozucuların etkisini ve parametre belirsizliğinden kaynaklanan etkileri yok etmek için uyarlamalı gürbüz kontrolcü tasarlanması ve uygulanması amaçlanmıştır.

Tezin genel kısımlarında, dörtpervanelinin ile kontrolüne ait çalışmalara yer verilmiştir. Bu amaçla çeşitli yapılan gürbüz ve uyarlamalı kontrolcüler incelenmiştir. Ayrıca dörtpervanelinin üzerinde uygulanan farklı kontrolcüler LQR, SMC ve PID kontrol yöntemlerine değinilmiştir ve en son güncel literatür taraması yapılmıştır.

Malzeme ve yöntem bölümünde ise dörtpervanelinin kontrol etmek için, hareket denklemleri ve dinamik analizi modelleme yöntemleri incelemiştir ve dörtpervanelinin dinamik diferansiyel denklemlerini gösterilmiştir. Gürbüz uyarlamalı kontrolcünün kararlığı Lyapunov Teoremi kullanarak ispatlanmıştır. Daha sonra uyarlamalı gürbüz kontrolcü tasarlanması ve uygulanması elde edilmiştir. Karşılaştırma amaçlı PID kontrolcü tasarlanması gerçekleştirilmiştir ve kontrolcülerin dörtpervaneli modelin hareket

denklemleri kullanarak uygulanmıştır. Dörtpervanelinin gerçek modelini yapmak için projemiz FDK-2018-32422 BAP birimi tarafından desteklenmiş ve iki dörtpervaneli prototip gerçekleştirmiştir. Dörtpervanelinin parçalar listesi hazırlanmış ve bütün teknik özellikleri incelenmiştir. Daha sonra dörtpervanelinin parçaları uygun montajlama yöntemleri kullanarak monte edilmiştir ve uçuş yapmadan önce bütün parçalar test edilmiştir. Ayrıca, Kontrol yazılımları bilgisayardan dörtpervaneliye yüklenmiştir ve istenen yörüngeleri Mission Planner programı kullanarak uçuş verileri telemetri sayesinde dörtpervaneliye gönderilmiştir.

Bulgular bölümünde, Uyarlamalı gürbüz kontrolcü tasarımı yapıldıktan sonra, Bilgisayar benzetimi gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada geliştirilen kontrolcünün farklı yörüngeleri helis, kare ve çember gibi uygulanmış ve sonuçları irdelenmiştir. Ayrıca, iç ve dış bozucuları (Kütle Değişimi ve rüzgâr hızı) altındayken simüle elde edilmiştir ve sunulan gürbüz uyarlamalı kontrolcü iyi performans göstermiştir.

‘Tartışma ve Sonuç’ bölümünde ise, bu tezde elde edilmiş sonuçlar üzerine tartışılmış ve bu çalışmanın bundan sonraki çalışmalara nasıl katkı sağlayacağından bahsedilmiştir.

2. GENEL KISIMLAR

İnsansız Hava Aracı (UAV), pilotu olmayan, uçan bir makineyi ifade eder. Bu araçlar, sivil ve askeri alanlardan geniş bir uygulama yelpazesini etkin bir şekilde yürütebilmeleri nedeniyle giderek popüler olmaktadır (Guerrero and Lozano, 2012; Lozano, 2013; Barve and Patel, 2014; Nguyen, Ha and Lee, 2015). Dörtpervaneli, bir İnsansız Hava Aracı (İHA) olarak da bilinen Dörtpervaneli, dört rotorlu helikopterdir. Rotorlar yukarı doğru yönlendirilir ve aracın kütle merkezinden eşit uzaklığa sahip bir kare formasyona yerleştirilir. Araç, elektrikli motorlar tarafından döndürülen rotorların itme kuvveti ve açısal hızlarını ayarlayarak kontrol edilir. Dörtpervaneli gözetim, arama ve kurtarma, inşaat incelemeleri gibi ve diğer birçok uygulamada kullanılır (Chovancová *et al.*, 2014; Salvador, Moreno and Guzman, 2015; Noordin *et al.*, 2017).

Bir Dörtpervaneli dört rotora sahip olduğu için, tam vektör uzayda sınırsız uçuş sağlamak için kendi yapısı içinde yeterli kontrol mekanizmasına sahip değildir. Sistemin serbestlik derecesi, kontrol edilecek sinyallerden daha fazla olduğu için, sınırlı sayıda sistem değişkeni doğrudan kontrol edilebilir. Bu yüzden dörtpervaneli tamamen lineer değildir. Bu çalışmada yalpa açısı ile Kartezyen koordinatlardaki istenilen hareket dikkate alınacaktır.

Bu tür sistemlerde, uygun kontrolcü elde etmek için çeşitli yaklaşımlar bulunmaktadır. İlk yaklaşımda, önceden tanımlanmış olan uçuş şartları etrafında lineer dinamik modeller elde edilmiştir. Klasik PID algoritmaları basitliği ve pratikte kanıtlanmış güvenilirliği nedeniyle başarılı sonuçlar vermiştir.

İlk olarak, literatürde PID Kontrolcüsü (Bouabdallah, Noth and Siegwart, 2004; Tayebi and McGilvray, 2004; Dikmen, Arisoy and Temeltas, 2009; Zuo, 2010) tarafından uygulanmıştır. PID, LQR ve Backstepping kontrolcüler (Zulu and John, 2014) 'da karşılaştırılmıştır. Aynı şekilde, PID tekniği dörtpervaneli model üzerinde uygulanmıştır (Sadeghzadeh *et al.*, 2012).

Dörtpervanelinin karmaşık olgusu ilgi alanlarının dikkatini çektiği için araştırmacılar tarafından büyük ilgi görmüştür. Araştırmacılar, bu tür uçaklar için farklı tasarımlar geliştirmiştir. Bunlardan biri olan Dörtpervaneli UAV, yüksek manevra kabiliyeti nedeniyle umut verici uçan kavramlara sahip olduğu kanıtlanmış Dikey Kalkış ve İniş (VTOL) tasarımlarından biridir (Mohamed, Yang and Moghavvemi, 2009; Guerrero and Lozano, 2012; Lozano, 2013). Dörtpervanelinin karmaşık mekanik yapısı, yüksek derecede nonlineer

dinamiği ile ve nonlineer kontrol teorisi alanında popüler bir araştırma konusu olmuştur. Dolayısıyla, bu nonlineer sistemlerin modellenmesi ve kontrolü, pratik tasarım ve prototipleşme yapısı gittikçe zor ve zorlu görevler haline gelmiştir (Bresciani, 2008; Raffo, Ortega and Rubio, 2010a).Aracın temel dinamik modeli tüm çalışmaların başlangıç noktası olmakla birlikte, daha karmaşık aerodinamik özellikler de ortaya atılmıştır (Hoffmann *et al.*, 2007; Huang *et al.*, 2009).

Yükseklik kontrolü elde etmek için de bir kayan kipli kontrolcü (Xu and Özgüner, 2008) kullanılmıştır. Doğrusal Kuadratik Regülatör (LQR) (Bouabdallah, Noth and Siegwart, 2004) ve Doğrusal Kuadratik Gauss (LQG) yaklaşımları gibi doğrusal kontrol yöntemleri önerilmiş ve yönelim stabilizasyonu ve konum takibi için uygulanmıştır. LQR kontrolcüleri ve yuvalanmış saturasyonları (nested saturations) olan doğrusal olmayan kontrolcüleri içeren farklı kontrol yöntemleri araştırılmıştır (Castillo, Lozano and Dzul, 2005; Escareno, Salazar-Cruz and Lozano, 2006). Nonlineer H_∞ kontrolcüsü (Raffo, Ortega and Rubio, 2010a), Kontrol yöntemleri için, bir jiroskop, bir ivmeölçer, GPS, Ultrasonik ve lazer sensörleri gibi diğer ölçme aygıtlarıyla gerçekleştirilen konum ve yönelim ölçümlerinden doğru bilgi gerekmektedir (He, Prentice and Roy, 2008; Martin and Salaün, 2010).Geri adım atma kontrolcüsü (Backstepping Control) (Zemalache, Beji and Marref, 2005; Madani and Benallegue, 2006), ve özellikle Kayan kipli kontrolcü (Xu and Özgüner, 2008; Zheng, Xiong and Luo, 2014; Li *et al.*, 2016; Mofid and Mobayen, 2017) yaklaşımları gibi nonlineer kontrol alternatifleri son zamanlarda VTOL hava aracı kontrol yapısında kullanılmaktadır. Bu yöntemler ile, uzatılmış uçuş bölgeleri için Dörtpervanelinin uygulanmasına, yani sistemin artık lineer olmadığı agresif manevralara sınırlamalar getirilmiş. Dahası, kapalı döngü sisteminin kararlılığı ancak kararlık noktası etrafındaki ve hesaplanması son derece zor olan küçük bölgeler için başarılabilmiştir.

Genel olarak dinamik sistemlerde sabit veya yavaş değişen belirsizlik parametreleri vardır. Örnek olarak itfaiye uçakları, ağırlık değişikliğine maruz kalırlar, çünkü yüksek miktarda suyu boşaltmak zorundadırlar. Bu nedenle, uyarlamalı kontrolcü (Nhan T. Nguyen, 2018) bu sistemlerin kontrol etmek için geliştirilmiş kontrol kurallarından birisidir. Bu kontrolcünün başarılı olmasının sebebi, değişen koşullara karşı sistemin sürekli kendini uyarlamasıdır. Uyarlamalı kontrolcünün temel amacı, sistemin belirsiz parametrelerini tahmin etmektir (Min, Hong and Matson, 2011; Mohammadi and Shahri, 2013; Zuo, 2013). Parametre tahmin tekniğini kullanarak, sistemde bulunan parametre belirsizlikleri

azaltılabilir (Leitmann, 1981). Sistemin çıkış sinyallerini kullanarak, kontrol değerleri hesaplanır ve bu değerlere göre giriş kontrol sinyalleri belirlenir (Izadi, Zhang and Gordon, 2011; Dong *et al.*, 2015; Emran *et al.*, 2015). Uyarlamalı kontrol yeniden doğuşu, ilk istikrar kanıtlarının rapor edildiği 1970 yılı civarında ortaya çıkmıştır. 1990'lı yıllarda, alan uyarlamalı kontrol sistemlerinin sağlamlık analizinde atılımlarla canlandırılmıştır. Uyarlamalı kontrol, direkt" ve "endirekt" kontrol metotları olarak iki kategoriye ayrılabilir (Ioannou and Jing Sun, 2010).

Uyarlamalı kontrol ile diğer kontrol kuralları arasındaki en büyük fark, uyarlamalı kontrolcünün parametre belirsizliklerini dikkate alarak istenen çıkış sinyalini takip etme yeteneğine sahip olmasıdır (Mayne and Langson, 2006). Ayrıca uyarlamalı kontrol, değişken parametreleri ayarlamak için özel bir mekanizmaya sahiptir. Bu kontrol kuralını oluşturmak için iki ana yaklaşım vardır. Bu çalışmada, model referans uyarlamalı kontrol (MRAC) yöntemi kullanılmıştır (Wang, 2009). Uyarlamalı kontrol şeması için, tahmin edilen farklı parametreler vardır (Ioannou and Jing Sun, 2010). Literatürdeki araştırmaların çoğunda kütle ve atalet matrislerinin tahmini kullanmıştır. Bazı çalışmalarda uyarlamalı Backstepping (Geri Adımlamalı) kontrol yaklaşımı, kütle tahmini için kullanılmıştır (Tripathi, Behera and Verma, 2016; Jia *et al.*, 2017). Ayrıca gürbüz uyarlamalı (Nicol, Macnab and Ramirez-Serrano, 2011) ve model referans uyarlamalı kontrolü yapılmıştır (Achtelik *et al.*, 2011).

Kütle ve atalet matrislerini tahmin etmek için, model referans uyarlamalı kontrolcü ve model esaslı uyarlamalı kontrolcü arasında karşılaştırma yapılmıştır (Schreier, 2012). Lyapunov kararlılık kriteri kullanılarak gürbüz uyarlamalı kontrol kuralı geliştirilmiştir (Min, Hong and Matson, 2011; Islam, Liu and El Saddik, 2015; Hoang *et al.*, 2017). Uyarlamalı kontrol esaslı karma bir kontrolcü çalışmaları yapılmıştır (Dydek, Annaswamy and Lavretsky, 2013). Lyapunov fonksiyonu temelli gürbüz uyarlamalı kontrol kullanılarak (Modirrousta and Khodabandeh, 2015), Aerodinamik katsayılar gibi farklı parametrelerin tahmin edilmesi sağlamaktır (Li *et al.*, 2016).

Dış bozucular altındaki bir dörtpervaneli için geri adımlamalı (backstepping) tekniği ve Yönelim kontrolcüsü bir arada gösterilmiştir (Jia *et al.*, 2017). H∞ kontrol tekniği dörtpervaneli için uygulanmıştır (Alkamachi and Erçelebi, 2018). Uyarlamalı kayma kontrolcü ve lineer geri adımlamalı kontrolcü, farklı dörtpervaneli platformları için karşılaştırılmıştır (A. Das K. Subbarao F. Lewis, 2009). Lyapunov fonksiyonu kullanılarak

basitleştirilmiş dörtpervaneli modeli için nonlineer kontrolcü geliştirilmiştir (L.A. Sanchez *et al.*, 2012). Çoklu Lyapunov fonksiyonlarına dayalı Anahtarlama kontrolcüleri (MLF) garantili performansları ile lineer olmayan sistemler için önerilmiştir (Emran and Najjaran, 2017).

Bazı yapılan çalışmalarda, sistemin çıkış sinyallerini kullanarak, kontrol değerleri hesaplanmış ve bu değerlere göre giriş kontrol sinyalleri belirlenmiştir (Izadi, Zhang and Gordon, 2011; Dong *et al.*, 2015; Emran *et al.*, 2015). Yapılan başka çalışmada ise robot manipülatörlerine uyarlamalı kontrolcü uygulanmış ve sistemin kararlılık analizi incelemiştir. Kararsızlıkların, bozucu girişlerden, zamanla değişen sistem parametrelerinden ve modellenemeyen dinamiklerden meydana geldiğini açıklanmıştır (Reed and Ioannou, 1989). Uyarlamalı kontrol ile diğer kontrol kuralları arasındaki en büyük fark, uyarlamalı kontrolcünün parametre belirsizliklerini dikkate alarak istenen çıkış sinyalini takip etme yeteneğine sahip olmasıdır (Mayne and Langson, 2006). Ayrıca uyarlamalı kontrol, değişen parametreleri ayarlamak için özel bir mekanizmaya sahiptir. Bu kontrol kuralını oluşturmak için iki ana yaklaşım vardır. Uyarlamalı kontrol yapmak için, tahmin edilen farklı parametreler seçmelidir. Literatürdeki araştırmaların çoğunda kütle tahmini kullanılmıştır. Var olan diğer çalışmalarda ise kütle ve atalet matrislerinin tahmini dikkate alınmıştır. Uyarlamalı-Geri Adımlamalı kontrol yaklaşımı geliştirilmiştir (Tripathi, Behera and Verma, 2016; Jia *et al.*, 2017).

Motor arızası olan dörtpervaneli için aktif bir FTC sistemi önerilmiştir (Nguyen, Saussié and Saydy, 2017). Sınırlı zamana sahip Lyapunov kararlılığı esaslı gürbüz kontrolcü kullanarak, belirsizliklere ve dış bozuculara maruz kalan mini dörtpervanelilar için geri adımlamalı kontrol yöntemi geliştirilmiştir (Mokhtari and Cherki, 2015).

CMAC, lineer olmayan denetleyicileri kullanarak oluşturulan model referanslı uyarlamalı kontrolcü, hem bilinmeyen yüklere karşı adaptasyon sağlamıştır hem de dış bozuculara karşı dayanıklılık göstermiştir (Nicol, Macnab and Ramirez-Serrano, 2011) ve model referans uyarlamalı kontrol (Achtelik *et al.*, 2011)'de yer almaktadır. (Liu, Xi and Zhong, 2014)'de ise gürbüz hareket kontrolü problemi, iki denetleyici kullanılarak çözülmüştür. İntegral öngörücü doğrusal olmayan kontrol metodu tanıtılmıştır (Raffo, Ortega and Rubio, 2010b).

Kısıtlı giriş sinyaline sahip dörtpervaneli için farklı bir kontrol kuralı yaklaşımı (Borisov *et al.*, 2016)'de tanıtılmıştır. Model hatasına sahip bir dörtpervanelinin yörünge kontrol

problemi ve karalılık analizi (Islam, Liu and El Saddik, 2015)'te çalışılmıştır. Kayan kipli kontrol kuralı ve Geri Adımlamalı Kontrol kuralının birleştirilmesiyle oluşan gürbüz nonlineer kontrol (Chen *et al.*, 2016)'te dizayn edilmiştir. Yörünge izleme problemine yönelik belirsizlikleri olan dörtpervaneli İHA sistemi için gürbüz kontrolörü (RGCC) önerilmiştir (Xu *et al.*, 2017).

Bir dörtpervaneli sistemini belirli istenen yörüngeyi takip etmek için, dörtpervaneli sistem parametrelerini iç ve dış bozuculara göre ayarlamak için gürbüz uyarlamalı kontrole ihtiyaç vardır. Robot manipülatörleri ile ilgili daha önce yapılan benzer çalışmalarda, gürbüz uyarlamalı kontrolcü önerilmiştir (Burkan, 2013). Gürbüz uyarlamalı kontrol algoritmalarının sağlamlığını artırmak için faklı teknikler de kullanılmıştır (Ioannou and Jing Sun, 2010).

Belirsizliklere bağlı ve uyarlama kazanç matrisleri, sistemi kontrol etmek için tahmin kanunu ile gerçek zamanlı olarak güncellenmiştir (Burkan, 2006). Lyapunov Teorisi (Corless and Leitmann, 1981) yaklaşımına dayanan sınırlı hata yakınsamasını elde etmek için farklı gürbüz kontrol kuralları tasarlamıştır (Burkan, 2010).

Uyarlamalı Kayan Kipli Kontrolcü ve Geri adımlamalı kontrolcünün verimliliği, dörtpervaneli platformları kullanılarak karşılaştırılmıştır (A. Das K. Subbarao F. Lewis, 2009). Basitleştirilen dörtpervaneli modelinin, Lyapunov fonksiyonu kullanılarak kararlılık analizi gerçekleştirilmiştir (L.A. Sanchez *et al.*, 2012). Lineer olmayan sistemler için, Lyapunov fonksiyonu esaslı Anahtarlama Kontrolcüleri önerilmektedir (Emran and Najjaran, 2017). Dış bozucu altında maruz kalan dörtpervanelilar gürültü ve parametrik belirsizliklerin kontrol etmek için gürbüz havada kalma kontrolcü geliştirilmiştir (Zaki, 2019). Belirsiz dörtpervaneli İHA için gürbüz uyarlamalı geri adımlamalı hızlı terminal kayan kipli kontrolcü kullanılmıştır (Labbadi and Cherkaoui, 2019). Motorlar arızalarına ve aşırı tahmin yapmadan model belirsizliklerine karşı bir dörtpervaneli helikopteri için çift gürbüz uyarlamalı kontrolcü elde edilmiştir (Wang *et al.*, 2020). Uyarlamalı kontrolcü ile dinamik programlama (ADP), sinir ağları ve öğrenme tabanlı kullanarak, dörtpervanelinin öğrenme esaslı gürbüz kontrolcü geliştirilmiştir (Mu and Zhang, 2020).

Bu çalışmanın amacı, daha ileri seviyede araştırma ve geliştirme yapmak için bir temel oluşturmak üzere dörtpervanelinin modellenmesi ve kontrolün temellerini incelenmektir. Bunun iki hedefi vardır. Birincisi, dörtpervanelinin dinamiği ve hareket denklemleri,

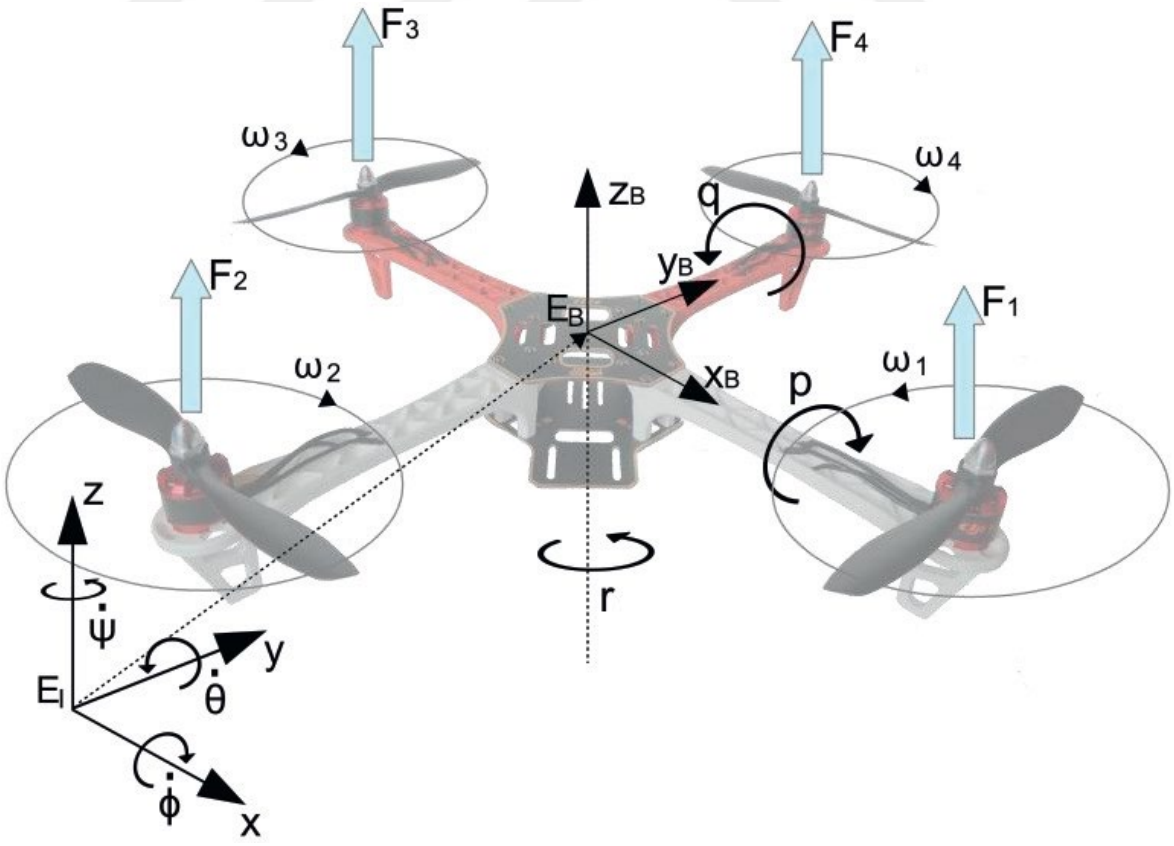
matematik modelini incelemektir. İkinci amaç, dörtpervanelinin stabilizasyonu ve yörünge kontrolü için modele uygun Lyapunov teoremine dayalı yeni gürbüz uyarlamalı kontrolcü geliştirmektir. Bu amaçla, öncelikle modele uygun bir Lyapunov fonksiyonu tanımlanmış ve analitik olarak yeni kontrol kuralı elde edilmiştir. Yeni gürbüz uyarlamalı kontrolcü Lyapunov esaslı, (Leitmann, 1981) yaklaşımı kullanılarak izleme hatasının sıfıra yaklaştığı ve izleme hatasının sınırlı olduğu gösterilmiştir. Daha sonra elde edilen bu kontrolcü dörtpervanelinin modeline uygulanmış, yörünge izleme kontrolü gerçekleşmiştir. Dörtpervanelinin gerçek modeli elde edildikten sonra, gürbüz uyarlamalı ve PID kontrolcülerini doğrulamak için deneyler gerçekleştirilmiştir. Elde edilen deneysel sonuçlar incelendiğinde gürbüz uyarlamalı kontrolcünün etkili olduğu anlaşılmıştır.

3. MALZEME VE YÖNTEM

3.1. DÖRTPERVANELİ İHA'NIN TANIMI VE MODELLENMESİ

Kontrol sistemlerinin tasarımı ve analizi, fiziksel sistemin matematiksel modeli elde edilerek başlanır. Bu bölümde, Dörtpervanelinin dinamiği incelenmiştir. Dörtpervanelinin hareketi, Dikey kuvvetlerin Şeması (Chovancová *et al.*, 2014) şekil 3-1'de gösterilmiştir. Dörtpervanelinin yapısı, dört rotor tarafından (1'de 4'e kadar sayılanmış) dört kuvvet oluşturulur. Bu bölümde, Dörtpervanelinin yapısının katı ve simetrik olduğu varsayılmaktadır. Gövdeye bağlı koordinatları ve ağırlık merkezi aynı nokta paylaşmaktadır. İtme ve sürüklenme kuvvetleri pervane hızının karesi ile orantılıdır. İncelenen Dörtpervaneli, sırasıyla cisim ve atalet koordinatları F_B (x, y, z) ve F_E (X, Y, Z) ile detaylandırılmıştır.

Dörtpervanelinin kontrol etmedeki zorluk ise aracın 6 serbestlik derecesi olmasına rağmen sadece dört kontrol girişi vardır. Dörtpervaneli hareket denklemleri, hem Newton-Euler denklemi hem de Euler-Lagrange denklemi kullanarak türetilmiştir.



Şekil 3-1: Dörtpervanelinin Dikey kuvvetleri (Chovancová *et al.*, 2014).

3.2. DÖRTPERVANELİNİN UÇMA PRENSİPLERİ

Dörtpervanelinin yapabildiği dört temel hareket vardır. Bunlar:

3.2.1. Dikey Hareket

İtme kuvveti (Throttle) el kumandası kullanılarak dörtpervaneliyi dikey bir şekilde havalandırıp irtifa kazandırır ve havada asılı kalmasını sağlar. Bu hareketin elde edilmesi için bütün rotorların aynı hızda dönmesi gerekmektedir. Tüm pervaneler havayı aşağı doğru iter ve rotorlar ne kadar hızlı dönerse, kaldırma kuvveti o kadar büyük olur. Bunun tersi de geçerlidir. Rotorların hızları değiştirilerek yerçekimi yenilip dörtpervaneli irtifa kazanabilir ve yerçekimi kuvveti ile eşitlenerek havada sabit kalabilir.

3.2.2. Kafa Vurma (Pitch $\emptyset$)

Bu harekette, dörtpervaneli X_B ekseni etrafında döner. Bu hareketi elde etmek için 2. ve 4. rotorun hızları arasında bir fark meydana getirmek gerekir. Rotorların hızları arasındaki fark, kaldırma kuvvetleri arasında bir fark oluşturacaktır, dolayısıyla dörtpervanelinin ağırlık merkezi daha yavaş dönen rotorun tarafına doğru kayar.

3.2.3. Devrilme Hareketi (Roll θ)

Devrilme hareketinde dörtpervaneli Y_B ekseni etrafında döner. Bu hareketi elde etmek için 1. ve 3. rotorların hızları arasında bir fark oluşturmak gerekmektedir. Rotorların hızları arasındaki fark, kaldırma kuvvetleri arasında bir fark oluşturacaktır, bu nedenle dörtpervanelinin ağırlık merkezi daha yavaş dönen rotorun tarafına doğru kayar. Kafa vurma hareketindeki gibi, eğer bu hareket esnasında dörtpervanelinin dikey yönde hareket etmemesi isteniyorsa, toplam kaldırma kuvveti değişmeyecek bir şekilde ayarlanmalıdır.

3.2.4. Yalpa Hareketi (Yaw ψ)

Bu harekette dörtpervaneli Z_B ekseni etrafında döner. Rotorların çiftleri (1. ve 3.) ve (2. ve 4.) birbirine zıt yönlerde döndükleri için, dörtpervaneliyi zıt yönde döndürmeye çalışan momentler üretmektedirler. Bu hareketi elde etmek için rotorların çiftlerinin hızı arasında bir fark oluşturulmalıdır. Bu momentler birbirine eşit olunca dörtpervaneli Z_B ekseni etrafında dönmez. Eğer T_1, T_2, T_3 ve T_4 rotorların ürettikleri momentler olarak adlandırılırsa: $T_1+T_2-T_3-T_4 \neq 0$ olduğu sürece dörtpervaneli Z_B ekseni etrafında dönmeye başlar.

3.3. DİNAMİK SİSTEM MODELLEME

Dörtpervaneli tasarımı şekil 3-1'de sunulan, karşılık gelen açısal hızlara ek olarak dört rotor tarafından oluşturulan kuvvetleri ve momentleri içerir. Üç Boyutlu uzayda dörtpervaneli konum koordinatları, $\boldsymbol{p}$ vektörü ile atalet referans x, y, z eksenlerinde tanımlanır. Açısal yönelim, $\boldsymbol{\eta}$ vektörü ile üç Euler açısı kullanılarak atalet ekseninde tanımlanır. kafa vurma açısı ∅ dörtpervanelinin x ekseni etrafındaki dönüşünü, Devrilme açısı θ, y ekseni etrafındaki dönüşünü ve yalpa açısı ψ, z ekseni etrafındaki dönüşü belirler (Thu and Gavrilov, 2017).

Dörtpervanelinin sistemi eksik tanımlı (under-actuated) geçirilen bir sistem olarak kabul edilir. İstenilen yörüngenin takip edilmesi için dinamik ters çevirme (inversion) tekniği kullanılır (A. Das K. Subbarao F. Lewis, 2009). Giriş/Çıkış doğrusallaştırma (Linearization) olarak da adlandırılan dinamik ters çevirme yöntemi, bu yöntemde herhangi bir yaklaştırmaya gerek olmaması nedeniyle doğrusal kontrol için kullanılan genel yaklaşımlardan farklıdır. Daha sonra, bu kontrolcü sistemin kararlılığını veya öngörülen referans yörüngelerinin izlenmesi gibi görevleri yerine getirebilir (Slotine *et al.*, 1991; Khalil, 2002).

Şekil **3-1**'de gösterildiği gibi iki çerçeve vardır, birincisi, dörtpervanelinin konumunun tespiti için kullanılan yere sabitlenmiş eksen takımı (x, y, z), diğeri ise dörtpervanelinin oryantasyonu için cismin eksenleri (x_B,y_B,z_B) kullanılır. Doğrusal ve açısal pozisyon vektörleri vektör $\boldsymbol{q}$'da birleştirilir.

$$\boldsymbol{p} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{\eta} = \begin{bmatrix} \emptyset \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{q} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{p} \\ \boldsymbol{\eta} \end{bmatrix} \tag{3.1}$$

Burada $\boldsymbol{p}$ = (x, y, z) sabit ataletsel koordinat içindeki Dörtpervanelinin kütle merkezinin konum vektörünü ve $\boldsymbol{\eta}$ = (φ, θ, ψ) açıları sırasıyla Euler kafa vurma, devrilme ve yalpa ile verilen Dörtpervaneli yönelimini belirtir. Bütün bu açılar aşağıdaki gibi sınırlandırılmıştır.

$$-\frac{\pi}{2} < \emptyset < \frac{\pi}{2}; -\frac{\pi}{2} < \theta < \frac{\pi}{2}; -\pi < \psi < \pi \tag{3.2}$$

Dörtpervanelinin mutlak doğrusal konumu, $\boldsymbol{p}$ ile atalet koordinatı içinde, x, y, z eksenlerinde tanımlanır. Yönelim, yani açısal pozisyon, atalet koordinatında üç Euler açısı $\boldsymbol{\eta}$ ile tanımlanır. Kafa vurma açısı θ, Dörtpervanelinin y ekseni etrafındaki dönüşünü belirler. Devrilme açısı

φ, x ekseni ve yalpa açısı ψ, z ekseni etrafında rotasyonu belirler. Vektör **q**, doğrusal ve açısal konum ve yönelim vektörlerini içerir.

Bu üç acıları Dörtpervanelinin oryantasyonu sabit atalet koordinata göre.

$$R(\emptyset) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & cos(\emptyset) & sin(\emptyset) \\ 0 & -sin\,(\emptyset) & cos\,(\emptyset) \end{bmatrix} \tag{3.3}$$

$$R(\theta) = \begin{bmatrix} cos(\theta) & 0 & -sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ sin(\theta) & 0 & cos(\theta) \end{bmatrix} \tag{3.4}$$

$$R(\psi) = \begin{bmatrix} cos\,(\psi) & sin(\psi) & 0 \\ -sin\,(\psi) & cos\,(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{3.5}$$

Dörtpervanelinin yönelimi, Euler açılara (φ, θ, ψ) bağlı ve aşağıdaki denklemle tanımlanan rotasyon matrisi ile verilir.

$$\boldsymbol{R}(\phi, \theta, \psi) = R\,(\psi)\ *R\,(\theta)\ *\ R\,(\phi) \tag{3.6}$$

Gövde ekseninden atalet eksenine dönüşüm matrisi şöyledir (Islam, Liu and El Saddik, 2015).

$$R(\boldsymbol{\eta}) = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & S_\theta C_\psi S_\phi - S_\psi C_\phi & S_\theta C_\psi C_\phi + S_\psi S_\phi \\ C_\theta S_\psi & S_\theta S_\psi S_\phi + C_\psi C_\phi & S_\theta S_\psi C_\phi - C_\psi S_\phi \\ -S_\theta & C_\theta S_\phi & C_\theta C_\phi \end{bmatrix} \tag{3.7}$$

Burada $S_x = \sin x$ ve $C_x = \cos x$. Atalet koordinatlarından gövdenin koordinatlara dönme matrisi $R^{-1} = R^T$, R matrisi dikgen olduğu içindir. Dörtpervanelinin her motoru, açısal hızın karesi ile orantılı olan bir F_i (i = 1, 2, 3 ve 4) kuvveti üretir. Motorların sabit bir yönde döndüğü varsayılır ve üretilen F_i gücü her zaman pozitiftir. Ön ve arka motorlar (M1 ve M3) saat yönünün tersine, sol ve sağ motorlar (M2 ve M4) saat yönünde dönerler. Jiroskopik etkiler ve aerodinamik momentler kesilmiş uçuşta iptal etme eğilimi gösterirler. Toplam itme kuvveti F, her motorun tek tek itme kuvvetlerinin toplamıdır.

Dörtpervanelinin gövdesi, x, y eksenleri ile hizalanmış dört kollu, simetrik bir tasarım yapısına sahiptir. Böylece, buradan bir atalet matrisi vardır. Bu atalet matrisi aşağıda verilmiştir.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{xy} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{xz} & I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

Simetrik olduğu için $I_{xy} = I_{xy} = 0$, $I_{xz} = I_{xz} = 0$ ve $I_{yz} = I_{yz} = 0$ (Benallegue, Mokhtari and Fridman, 2006). Uçuş esnasında, Dörtpervanelinin rüzgâr, yer çekimi, sürtünme gibi itme kuvvetleri ve itme kuvveti gibi kendiliğinden oluşturulan diğer kuvvetler gibi dış kuvvete maruz kalır. Buna ek olarak, dış momentler çoğunlukla rotorların itilmesi ve gövdede ve pervanelerde sürüklenerek sağlanır. Dörtpervanelinin rotoru tarafından üretilen itme kuvveti şu şekilde verilir.

$$F_i = \frac{1}{2}\rho\Lambda C_T r^2 \omega_i^2 = k\omega_i^2 \quad (3.9)$$

Burada ρ hava yoğunluğudur ve k kaldırma sabitidir, r ve Λ sırasıyla pervanenin yarıçapı ve kesiti, C_T ise aerodinamik kaldırma kuvveti katsayısıdır.

Rotorun pervanesinde sürüklenme kuvvetinin neden olduğu ve motor momentine karşı gelen aerodinamik çekme momenti aşağıdaki şekilde tanımlanır.

$$\delta_i = \frac{1}{2}\rho\Lambda C_D r^2 \omega_i^2 = d\omega_i^2 \quad (3.10)$$

Burada C_D, aerodinamik sürüklenme katsayısıdır.

Rotor açısal hızı ve ivmesi ile oluşturulan rotor ekseni etrafında bir τ_{Mi} momenti vardır.

$$\tau_{M_i} = b\omega_i^2 + I_M\dot{\omega}_\iota \quad (3.11)$$

Burada b sürükleme sabiti ve I_M rotor atalet momenti. Genellikle, $\dot{\omega}_\iota$ etkisi ihmal edilebilir, bu yüzden, bu ifade burada ihmal edilebilir.

Kafa vurma açısının momenti, kuvvetler farkı (F_3-F_1) bir fonksiyonudur ve devrilme açısının momenti bir terimle orantılıdır (F_4-F_2). Yalpa momenti, dört rotor tarafından üretilen tüm reaksiyon momentlerinin toplamıdır ve mil ivmesi ve pervaneli sürüklenme nedeniyle. Tüm bu kafa vurma, devrilme ve yalpa momentleri sırasıyla aşağıdaki gibi tanımlanır.

$$\tau_\phi = l(F_4 - F_2) \quad (3.12)$$

$$\tau_\theta = l(F_3 - F_1) \quad (3.13)$$

$$\tau_{\psi} = k_d(F_1 - F_2 + F_3 - F_4) \tag{3.14}$$

Burada k_d orantı katsayısıdır ve l her bir rotorun merkezinden Dörtpervanelinin ağırlık merkezine olan mesafeyi belirtir.

İtme kuvveti T, cismin z ekseni yönündedir ve bu rotorların dört kuvvetinin toplamıdır.

$$u_T = \sum_{i=1}^{4} u_i \tag{3.15}$$

Moment τ_B, üç momentin birleşimidir τ_φ, τ_θ ve τ_ψ (Chovancová *et al.*, 2014) ve toplam itme ve moment şu şekilde ilişkilidir.

$$\tau = W(\boldsymbol{\eta})^{-1} \begin{bmatrix} l(u_2 - u_4) \\ l(u_3 - u_1) \\ k_d \sum_{i=1}^{4} (-1)^i u_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau_{\emptyset} \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} \tag{3.16}$$

Burada l, dörtpervanelinin kütle merkezi ile rotor ekseni arasındaki mesafedir, sürükleme kuvveti katsayısı rotorlarla ilişkili k_d'dir. Kontrol tasarımımız, kontrol girişlerinin u_T ve τ olduğu varsayımına bağlıdır. Sırasıyla dönme ve kafa vurma açıları $\phi(t)$, θ(t) aşağıdaki gibi sınırlandırılmalıdır.

$|\phi(t)| < \pi/2, \ |\theta(t)| < \pi/2 \quad \forall t \geq 0.$

Açısal hızlar için Transformasyon matrisi, atalet koordinatlarından gövde koordinata $W(\boldsymbol{\eta})$, ve gövde koordinatlarından atalet koordinata $W(\boldsymbol{\eta})^{-1}$. Dönüşüm matrisi $W(\eta) \in R^{3\times3}$ ve onun tersi $W(\eta)^{-1} \in R^{3\times3}$ şöyle yazılabilir.

$$W(\boldsymbol{\eta}) = \begin{bmatrix} 1 & S_\phi T_\theta & C_\phi T_\theta \\ 0 & C_\phi & -S_\phi \\ 0 & S_\phi / C_\theta & C_\phi / C_\theta \end{bmatrix} \tag{3.17}$$

$$W(\boldsymbol{\eta})^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -S_\theta \\ 0 & C_\phi & C_\theta S_\phi \\ 0 & -S_\phi & C_\theta C_\phi \end{bmatrix} \tag{3.18}$$

$W(\boldsymbol{\eta})$ Matrisinin tekilliğini $\theta = \pm\pi/2$ 'de görebiliriz.

Ve dörtpervaneli atalet matrisi aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$H(\boldsymbol{\eta}) = W(\boldsymbol{\eta})^{-T} I W(\boldsymbol{\eta})^{-1} \tag{3.19}$$

$H(\boldsymbol{\eta})$ aşağıdaki gibi yazılabilir (Li *et al.*, 2016).

$$H(\boldsymbol{\eta}) = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xx}S_\theta \\ 0 & I_{yy}C_\phi^2 + I_{zz}S_\phi^2 & (I_{yy} - I_{zz})C_\phi S_\phi C_\theta \\ -I_{xx}S_\theta & (I_{yy} - I_{zz})C_\phi S_\phi C_\theta & I_{xx}S_\theta^2 + I_{yy}S_\phi^2 C_\theta^2 + I_{zz}C_\phi^2 C_\theta^2 \end{bmatrix} \tag{3.20}$$

Euler-Lagrange denklemini kullanılarak dörtpervanelinin dinamiği aşağıdaki gibi yazılabilir (Perez-Alcocer and Moreno-Valenzuela, 2019).

$$m\,\ddot{\boldsymbol{p}} + m\,g\,\boldsymbol{e}_z = u_T\,R(\boldsymbol{\eta})\boldsymbol{e}_z = \boldsymbol{T} \tag{3.21}$$

$$H(\boldsymbol{\eta})\ddot{\boldsymbol{\eta}} + C(\boldsymbol{\eta},\dot{\boldsymbol{\eta}})\dot{\boldsymbol{\eta}} = \tau \tag{3.22}$$

Burada $\mathbf{e}_z = [0\ 0\ 1]^T$, tork vektörü $\tau \in$ R3 atalet referans koordinatlarında ifade edilir. Ve $C(\eta, \dot{\eta})$ terimi, (Raffo, Ortega and Rubio, 2010a)'da gösterilen form gibi yazılabilen Coriolis matrisini temsil eder.

$$C(\boldsymbol{\eta},\dot{\boldsymbol{\eta}}) = W(\boldsymbol{\eta})^{-T}\left[S(I\omega) - IW(\boldsymbol{\eta})^{-1}\dot{W}(\boldsymbol{\eta})\right]W(\boldsymbol{\eta})^{-1} \tag{3.23}$$

Burada, ω açısal hızı temsil eder.

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix}\omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z\end{bmatrix} = \mathrm{W}(\boldsymbol{\eta})^{-1}\dot{\boldsymbol{\eta}} \tag{3.24}$$

Ve yine burada S(ω) aşağıdaki gibi tanımlanan çarpık simetrik matristir (Chen *et al.*, 2016).

$$S(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \tag{3.25}$$

Denklem (3.21) ve denklem (3.22)'de verilen Dörtpervanelinin dinamik modeli aşağıda verilen özellikleri taşımaktadır.

Özellik 1: $H(\boldsymbol{\eta}) \in \mathrm{R}^{3\times3}$ matrisi, tüm η için simetrik ve pozitif tanımlıdır, öyle ki $|\theta| < \pi/2$,

$\varphi, \psi \in$ R (Perez-Alcocer and Moreno-Valenzuela, 2019).

Özellik 2: $H(\boldsymbol{\eta}) - 2C(\boldsymbol{\eta},\dot{\boldsymbol{\eta}})$ matrisi, çarpık simetrik bir matristir (Perez-Alcocer and Moreno-Valenzuela, 2019).

$$\boldsymbol{x}^T \left[\frac{1}{2}H(\boldsymbol{\eta}) \; - \; C(\boldsymbol{\eta}, \dot{\boldsymbol{\eta}})\right] \boldsymbol{x} = 0, \forall \boldsymbol{\eta}, \dot{\boldsymbol{\eta}}, \boldsymbol{x} \; \in R^3. \tag{3.26}$$

Dörtpervanelinin öteleme ve dönme hareket denklemleri, uzayda serbestçe hareket eden katı bir cisim olarak kabul edilen dörtpervanelinin dinamik modellerine göre aşağıdaki gibi yazılabilir (Bouabdallah, 2007; Kendoul, Yu and Nonami, 2010; Raffo, Ortega and Rubio, 2010a; Perez-Alcocer and Moreno-Valenzuela, 2019).

$$\begin{bmatrix} m\,\ddot{\boldsymbol{p}} \\ H(\boldsymbol{\eta})\ddot{\boldsymbol{\eta}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} mg\boldsymbol{e}_z \\ C(\boldsymbol{\eta}, \dot{\boldsymbol{\eta}})\dot{\boldsymbol{\eta}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T \\ \tau \end{bmatrix} \tag{3.27}$$

Newton-Euler denklemleri kullanılarak dörtpervanelinin modeli elde edilebilir.

$$m\ddot{\boldsymbol{p}} = \boldsymbol{F_{th}} + \boldsymbol{F_d} + \boldsymbol{F_g} \tag{3.28}$$

$$\boldsymbol{H}\,\ddot{\boldsymbol{\eta}} = \boldsymbol{M} - \boldsymbol{M_{gp}} - \boldsymbol{M_{gb}} - \boldsymbol{M_a} \tag{3.29}$$

Burada $F_{th} = \boldsymbol{R}(\phi, \theta, \psi)[\boldsymbol{0}, \boldsymbol{0}, \sum_{\boldsymbol{i=1}}^{\boldsymbol{4}} \boldsymbol{F_i}]^{\boldsymbol{T}}$, dört rotorun toplam itme kuvvetini gösterir, F_d = diag(κ1, κ2, κ3)$\mathbf{p}^T$ Dörtpervaneli hareketine dirençli olan hava sürükleme kuvveti, F_g = [0, 0, mg]^T yerçekimi kuvveti M = $[\tau_\varphi, \tau_\theta, \tau_\psi]^T$, toplam rotasyon momentlerini temsil eder, M_{gp} ve M_{gb}, jiroskopik momentleri ve M_a = diag($\kappa_4, \kappa_5, \kappa_6$)$[\varphi^2, \theta^2, \psi^2]^T$, aerodinamik sürtünmeden kaynaklanan torktur (Bouabdallah, 2007).

Dörtpervanelinin hareket denklemleri iki sistem olarak tanımlanabilir, Dörtpervanelinin aşağıdaki öteleme dinamiklerini elde edilir (Dydek, 2010):

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \frac{1}{m}(c\phi c\psi s\theta + s\phi s\psi)u_1 - \frac{K_1}{m}\dot{x} \\ \ddot{y} &= \frac{1}{m}(c\phi s\psi s\theta - s\phi c\psi)u_1 - \frac{K_2}{m}\dot{y} \\ \ddot{z} &= \frac{1}{m}c\phi c\theta u_1 - g - \frac{K_3}{m}\dot{z} \end{aligned} \Rightarrow \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \frac{T}{m}\begin{bmatrix} S_\psi S_\emptyset + C_\psi S_\theta C_\emptyset \\ -C_\psi S_\emptyset + S_\psi S_\theta C_\emptyset \\ C_\theta C_\emptyset \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \tag{3.30}$$

Dörtpervanelinin ikinci sistemi dönme dinamiğidir; aşağıdaki dönme dinamiğini çıkarılır:

$$\begin{aligned} \ddot{\phi} &= \frac{I_y - I_z}{I_x}\dot{\theta}\dot{\psi} - \frac{J_r}{I_x}\Omega_r\dot{\theta} - \frac{K_4}{I_x}\dot{\emptyset}^2 + \frac{l}{I_x}u_2 \\ \ddot{\theta} &= \frac{I_z - I_x}{I_y}\dot{\emptyset}\dot{\psi} - \frac{J_r}{I_y}\Omega_r\dot{\emptyset} - \frac{K_5}{I_y}\dot{\theta}^2 + \frac{l}{I_y}u_3 \\ \ddot{\psi} &= \frac{I_x - I_y}{I_z}\dot{\theta}\dot{\emptyset} - \frac{K_6}{I_z}\dot{\psi}^2 + \frac{1}{I_z}u_4 \end{aligned} \Rightarrow \begin{bmatrix} \ddot{\emptyset} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x}\right)\dot{\theta}\dot{\psi} \\ \left(\frac{I_z - I_x}{I_y}\right)\dot{\emptyset}\dot{\psi} \\ \left(\frac{I_x - I_y}{I_z}\right)\dot{\emptyset}\dot{\theta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{l}{I_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{l}{I_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_z} \end{bmatrix} \tag{3.31}$$

Burada $\kappa_{1,2,\ldots,6} > 0$ sürüklenme katsayılarıdır, $\Omega_r = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4$ toplam artık rotor açısal hızıdır.

İki sistemi kontrol etmek için, yeni kontrolcü kullanılmıştır. Bilinmeyen parametrelerin tahmini için geliştirilmiştir. Ayrıca, dörtpervanelinin yönelimi $[\emptyset, \theta, \psi]$ ve konumunun $[x, y, z]$ kontrolü sağlamak için gürbüz uyarlamalı kontrol tasarlanmıştır.

3.4. AERODİNAMİK ETKİLER

Önceki model, karmaşık dinamik etkileşimlerin basitleştirilmesidir. Dörtpervaneli daha gerçekçi davranışını uygulamak için, hava direncinin yarattığı sürükleyici kuvvet dahil edilmiştir. Bu, hareketin hızını yavaşlatan kuvveti lineer hızlarla ilişkilendiren diyagonal katsayı matrisi ile denklem (3.32)'deki gibi tasarlanmıştır, (Bouadi and Tadjine, 2007).

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -g \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \frac{T}{m} \begin{bmatrix} C_\psi S_\theta C_\phi + S_\psi S_\phi \\ S_\psi S_\theta C_\phi - C_\psi S_\phi \\ C_\theta C_\phi \end{bmatrix} - \frac{1}{m} \begin{bmatrix} A_x & 0 & 0 \\ 0 & A_y & 0 \\ 0 & 0 & A_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \tag{3.32}$$

Burada A_x, A_y ve A_z, sürükleme kuvveti katsayılarıdır. Modelde başka aerodinamik etkiler de olabilir. Örneğin, atak açısına, bıçak çırpmasına ve hava akımı bozulmalarına itme bağımlılığı (Hoffmann *et al.*, 2007) ve (Huang *et al.*, 2009) 'de incelenmiştir. Aerodinamik etkilerin etkisi karmaşıktır ve modellemenin etkileri zordur. Ayrıca bazı efektlerin yalnızca yüksek hızlarda önemli etkisi vardır. Dolayısıyla, bu etkiler modelden çıkarılmış ve sunulan basit model kullanılmıştır.

Aerodinamik etkilerin modellenmesi zordur ve yapısı çok karmaşıktır. Ayrıca sadece yüksek hızlarda etkili değere sahiptirler. Bu nedenle, yapılan çalışmalarda var olan yapısı basitleştirilerek kullanılırlar.

3.5. PID KONTROLCÜ TASARIMI

Dörtpervanelinin uçuşu bir yörüngeyi takip ve stabilize etmek için bir PID kontrolcüsü tasarlanmıştır. En yaygın kontrolcü Oransal-İntegral-Türevsel (PID) kontrol sistemidir. PID kontrol kapalı döngü geri besleme sistemi olarak bilinir. Kontrolcü, gerçek ve istenen durum arasındaki farkı hesaplar ve bir hata değeri üretir. Bu hata sinyalini hesaplamak için geri

besleme döngüsünü kullanılmıştır, IMU ünitesi ve diğer sensörlerden gelen ölçümler kullanarak çıkıştan girişe kadar kapalı döngüsüdür.

PID kontrolcüsünün avantajları, kontrolünün kolay uygulanması ve ayarlanmasıdır. PID kontrolcüsünün buradaki rolü ise, dört motorun hızını kontrol etmesi, böylece pervanelerin istenen Dörtpervaneli yönüne ulaşacak şekilde ayarlanmasıdır.

3.5.1. PID Pozisyon Kontrolcü

İstenen üç boyutlu yörüngeyi takip etmesini sağlamak için, Pozisyon kontrolcünün girişleri kontrolü gerekmektedir. Küçük yönelim açıları nedeniyle öteleme hareketine veya dörtpervanelinin X-Y düzlemi üzerinde sürüklenmeye başalar. Bu öteleme kontrol etmek için, bir pozisyon kontrolcü uygulanır. İstenen x ve y pozisyonuna göre dörtpervanelinin manevrasını yapmak için istenen kafa vurma ve devrilme açıları aşağıdaki denklemlerde kullanarak hesaplanmıştır:

$$\theta_d = k_p(x_d - x) + k_\iota \int_0^t (x_d - x)dt + k_D(\dot{x}_d - \dot{x}) \tag{3.33}$$

$$\phi_d = k_p(y_d - y) + k_\iota \int_0^t (y_d - y)dt + k_D(\dot{y}_d - \dot{y}) \tag{3.34}$$

Burada X_d, Y_d istenilen X, Y pozisyonları, ϕ_d, θ_d istenilen Kafa vurma ve devrilme açıları.

Yüksekliği kontrol etmek, dörtpervanelinin toplam itme kuvveti kontrol etmesini gerekmektedir. Bu kontrol girişi aynı zamanda x ve y ekseni boyunca hareketi etkilediği için önemlidir. Tam PID kontrolcüleri aşağıda açıklanmıştır.

$$u_1(t) = \frac{1}{\cos\theta\, cos\phi}\left(k_P e_z(t) + k_I \int_0^t e_z(t)dt + k_D \frac{d\, e_z(t)}{dt} - mg\right) \tag{3.35}$$

Yalpa kontrol etmesini için sadece PD kontrolcüyle yeterli bir şekilde tanımlanmıştır. Bu kontrol algoritmalarının temel PID formatındaki performansı iyileştirmek için kontrol değerleri iyice ayarlanmıştır.

3.5.2. PID Yönelim Kontrolcü

Burada yönelim kontrolcüsünden istenen üç açıları alır. Ardından, istenen oranlar ile jiroskop tarafından ölçülen oranlar arasındaki hatayı hesaplanır. Bu hata, daha sonra üç moment kontrol girişini hesaplamak için kullanılır. Bunlar, kontrol ünitesi tarafından

hesaplanan, daha sonra istenen motor hızlarına dönüştürülen ve ESC'ler aracılığıyla motora gönderilen itme kontrol girişi ile birleştirilir.

$$u_2(t) = k_P e_p(t) + k_I \int_0^t e_p(t)dt + k_D \frac{d\, e_p(t)}{dt} \tag{3.36}$$

$$u_3(t) = k_P e_q(t) + k_I \int_0^t e_q(t)dt + k_D \frac{d\, e_q(t)}{dt} \tag{3.37}$$

$$u_4(t) = k_P e_r(t) + k_I \int_0^t e_r(t)dt + k_D \frac{d\, e_r(t)}{dt} \tag{3.38}$$

3.5.3. Motor Kontrolü

Kontrol girişleri göz önüne alındığında, her motor için gereken bireysel motor hızlarını hesaplamak mümkündür. Kontrol sistemi tarafından hesaplanabilen kontrol girişlerine sınır koymak da önemlidir. Bu kontrol girişleri daha sonra ESC'lere ve sonuç olarak motorlara gönderilen motor hızlarına dönüştürülür. İstenen motor hızları, aşağıda gösterildiği gibi hesaplanarak hesaplanabilir.

$$\omega_1^2 = \frac{u_1}{4b} - \frac{u_3}{2lb} + \frac{u_4}{4d}$$

$$\omega_2^2 = \frac{u_1}{4b} - \frac{u_2}{2lb} - \frac{u_4}{4d}$$

$$\omega_3^2 = \frac{u_1}{4b} + \frac{u_3}{2lb} + \frac{u_4}{4d}$$

$$\omega_4^2 = \frac{u_1}{4b} + \frac{u_2}{2lb} - \frac{u_4}{4d} \tag{3.39}$$

Uygulanan PID kontrolcüsünün istenen yörüngeyi yüksek hassasiyette takip edebileceğini göstermektedir. Modeli tanımlamak için kullanılan blok parametreleri, diğer montaj modellerine uyarlanmak üzere kolayca değiştirilebilir. Dahası, model farklı parametreler ile diğer herhangi bir dörtpervanelinin simüle etmek ve ortaya çıkan hataları tahmin etmek için de kullanılabilir.

3.6. GÜRBÜZ UYARLAMALI KONTROLCÜ TASARIMI

Herhangi bir dörtpervaneli altı serbestlik derecesine sahiptir, üç tanesi (konum)pozisyon $\boldsymbol{p}$ ve aynı sayıda açı $\boldsymbol{\eta}$ ve diğer yandan dört rotor için ω_i sadece dört kontrol girişi vardır. İtme kuvveti T, dörtpervanelinin havada tutarken, Tork $\tau_{\emptyset}, \tau_{\theta}, \tau_{\psi}$ sırasıyla, $\emptyset, \theta, \psi$ açılarının hızlanması üzerinde bir etkilere sahiptir. Bu gürbüz uyarlamalı kontrolcünün rolü, dört motorun hızını ayarlamaktır, bu nedenle pervaneler istenen dörtpervaneli yönlendirmesine ulaşılacak ve aynı zamanda dörtpervaneli yüksek stabilite ve optimum performans altında kontrol edilecek şekildedir. Ayrıca, dörtpervaneli, belirsiz bozucular altında dört rotorun hız değişimi ile kontrol edilir (Martin and George, 1981). Böylece, dört kontrol girişi $U_{1,2,3,4}$ şu şekilde aşağıdaki gibi tanımlanır:

$$u = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ bl(-\omega_2^2 + \omega_4^2) \\ bl(-\omega_1^2 + \omega_3^2) \\ d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \tag{3.40}$$

Burada b> 0 ve d> 0, hava yoğunluğuna, geometriye ve pervanenin kaldırma ve sürüklenme katsayılarına bağlıdır. $\omega_{1,\,2,\,3,\,4}$ sırasıyla dört rotorun açısal hızlarıdır. Bu dörtpervanelinde kullanılan sabitleri l=0.235 [m], b= 3.13×10^{-5} [N.s^2]ve d= 7.5×10^{-7} [N.m.s^2].

Burada, dört girişi $T, \tau_{\phi}, \tau_{\theta}$ ve τ_{ψ} kontrol etmek için pervanelerin açısal hızlarını kullanabiliriz. İki aşamalı bir gürbüz uyarlamalı kontrolcü geliştirilmiştir. Birinci, konum kontrolcü itme kuvveti ile ilgili. İkinci, yönelim kontrolcü momentler ile ilgili olacaktır.

Bir dörtpervanelinin belirli bir alanda uçurmak için, dörtpervaneli parametrelerini çevrimiçi ölçümlere göre ayarlayabilen bir kontrol sistemine ihtiyaç duyulmaktadır. Bu şartlar altında çalışmada, dörtpervanelinin belirli bir yörüngeyi takip edebilmesi için yeni bir gürbüz uyarlamalı kontrolcü tasarlanmıştır.

Genellikle dörtpervanelilar, iç ve dış faktörlerle ilişkili belirsizliklere maruz kalır. Dörtpervaneli kontrolündeki en büyük zorluk, modelin altı serbestlik derecesine sahip olmasına rağmen dört adet kontrol sinyaliyle kontrol edilmesidir.

Modelin davranışı, farklı uçuş yollarını izleyen dörtpervanelinin benzetimi yapılarak incelenmiştir. Dörtpervanelinin kararlılığı, gürbüz uyarlamalı kontrolcü kullanılarak gerçekleştirilmektedir.

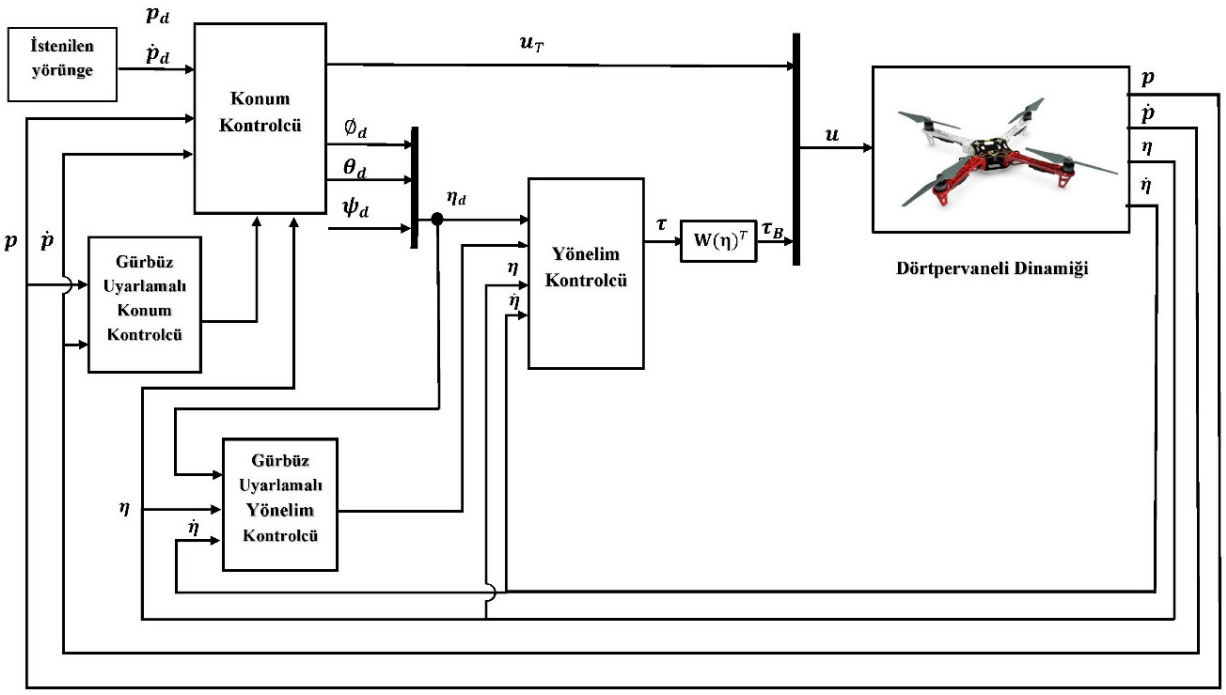
Dörtpervanelilar, yüksek mertebe nonlineer sistemlerdir. Bilinmeyen veya zamanla değişen parametre belirsizliklerine sahiptirler. Bu tür sistemleri kontrol etmek için farklı yaklaşımlar bulunmaktadır. Gürbüz kontrolcü kapalı döngü kontrol sistemleri için kararlılık sağlar. Uyarlamalı kontrolcü ise parametreler belirsiz bile olsa sistemi düzgün bir şekilde kontrol eder.

Çalışma altı serbestlik dereceli bir dörtpervanelinin konum ve yalpa açısını takip etmesini amaçlamaktadır. Bunun ile birlikte sistemde kütle ve sistem ataleti, itme kuvveti gibi bilinmeyen ve zamanla değişen parametreler bulunmaktadır.

Parametre belirsizliğin yanı sıra, dörtpervaneli altı serbestlik dereceli bir sistem olduğu için bir alt-harekete geçirilen bir sistem olarak kabul edilir. Bu sistemde dinamik ters çevirme tekniği kullanılarak iki ayrı sistem elde edilir. Çalışmamızda bu sistemi kontrol etmek için gürbüz uyarlamalı kontrolcü kullanılacaktır.

3.6.1. Kontrol Amacı

Dört giriş kullanılarak, dörtpervaneli yüksekliği ve yönü doğrudan kontrol edilebilir. Ancak yatay düzlemdeki öteleme hareketleri doğrudan kontrol edilemez. Bu nedenle, istenen yörünge pozisyonları x, y ve z'nin izlenmesi için önerilen gürbüz uyarlamalı kontrolcü, şekil 3-2'de şeması gösterilmektedir. Bu şemada, pozisyon kontrolörü istenilen dönme $\phi_d(t)$ ve eğim $\theta_d(t)$ açılarını hesaplar gerçek zamanlı olarak ve daha sonra bunları yönelim kontrolcü için referans olarak kullanır. İstenilen pozisyon $\boldsymbol{p}_d(t)$ ve yalpa açısı $\psi_d(t)$ yörünge üreteci kullanılarak kullanıcı tarafından verilir, bunlar ile birlikte, bu işlem en azından dört kat farklılaştırılabilir ve sınırlandırılabilir.



Şekil 3-2: Dörtpervanelinin gürbüz uyarlamalı kontrol şeması

Dörtpervaneli kontrolcü, şekil 3-2'de gösterildiği gibi kontrol döngüleri kullanılarak uygulanır. Dahili döngü, dörtpervaneli açısal hızlarını kontrol eder. Bununla birlikte, dış döngü dörtpervaneli konumunu kontrol eder. Yönelim değerleri değiştiğinde, doğrudan öteleme ivmelerini değiştirir, bu da yönelimini küçük hataların çok hızlı bir şekilde büyük öteleme yer değiştirmelerine neden olabileceği anlamına gelir. Küçük yönelim açılarının değişmesinden kaynaklanan dörtpervaneli sürüklenmesini önlemek için bir gürbüz uyarlamalı kontrolcü uygulanır. Bir sonraki uçuş testleri setinde amacımız belirli bir uçuş yörüngesini izlemek olacaktır.

Pozisyon hata vektörü $\tilde{p}(t) = [\tilde{x}(t)\ \tilde{y}(t)\ \tilde{z}(t)]^T$ ve konum hata vektörü $\tilde{n}(t) = [\tilde{\phi}(t)\ \tilde{\theta}(t)\ \tilde{\psi}(t)]^T$ Sırasıyla aşağıdakiler gibi verilir.

$$\tilde{\boldsymbol{p}}(t) = \boldsymbol{p}(t) - \boldsymbol{p_d}(t) \tag{3.41}$$

$$\tilde{\boldsymbol{\eta}}(t) = \boldsymbol{\eta}(t) - \boldsymbol{\eta_d}(t) \tag{3.42}$$

Böylece, toplam itme kuvveti $u_T(t)$ ve tork vektörü $\boldsymbol{\tau}(t)$, tasarımında bir dörtpervaneli kontrolü problemi bulunurken, istenen $\phi_d(t)$, $\theta_d(t)$ açıları dolaylı olarak hesaplanır, böylece aşağıdaki sınırlamalar yardımı ile istenileni vermelidir:

$$\lim_{t\to\infty}\begin{bmatrix}\tilde{\boldsymbol{p}}(t)\\ \tilde{\boldsymbol{\eta}}(t)\end{bmatrix}=0 \tag{3.43}$$

3.6.2. Konum Kontrolcüsü

Dörtpervanelinin istenen pozisyonun yörüngenin izlemesi, toplam itme kuvveti $u_T(t)$ kontrol edildikten sonra istenen $\phi_d(t)$ ve $\theta_d(t)$ açıları hesaplanarak elde edilir. Önerilen pozisyon kontrolcün denklemleri şöyle verilir.

$$u_T=\frac{f_z}{r_{33}(\eta)} \tag{3.44}$$

$$\phi_d=tan^{-1}\left(\frac{cos(\theta_d)}{f_z}\left[f_x\,sin(\psi_d)-f_y\,cos(\psi_d)\right]\right) \tag{3.45}$$

$$\theta_d=tan^{-1}\left(\frac{1}{f_z}\left[f_x\,cos(\psi_d)+f_y\,sin(\psi_d)\right]\right) \tag{3.46}$$

Burada, $r_{33}(\boldsymbol{\eta})$, denklem (3.7)'de tanımlanan R($\boldsymbol{\eta}$) dönme matrisinin (3,3) elementidir. Nominal kontrol giriş vektörü $\boldsymbol{f_0}=[f_0x\ \ f_0y\ \ f_0z]^T\in \mathrm{R}^3$, olarak tanımlanır.

$$\boldsymbol{f_0}=m_0\ddot{\mathbf{p}}_d+m_0g\boldsymbol{e}_z-K_d\dot{\tilde{\boldsymbol{p}}}-K_p\tilde{\boldsymbol{p}}$$

$$=\boldsymbol{Y_p}(\ddot{\boldsymbol{p}}_{\boldsymbol{d}})m_0-K_{\boldsymbol{d}}\dot{\tilde{\boldsymbol{p}}}-K_{\boldsymbol{p}}\tilde{\boldsymbol{p}} \tag{3.47}$$

Burada $K_p\in \mathrm{R}^{3\times3}$ ve $K_d\in \mathrm{R}^{3\times3}$ diyagonal pozitif tanımlı matrislerdir ve $\boldsymbol{Y}_p(\ddot{\mathbf{p}}_d)\in \mathrm{R}^{3\times1}$ aşağıdaki gibi açık bir şekilde verilen konum regresyon matrisidir.

$$\boldsymbol{Y_p}(\ddot{\boldsymbol{p}}_{\boldsymbol{d}})=\ddot{\boldsymbol{p}}_{\boldsymbol{d}}+g\boldsymbol{e_z} \tag{3.48}$$

Nominal kontrol kuralı, uyarlamalı kontrol kuralına benzer (Perez-Alcocer and Moreno-Valenzuela, 2019). Bu kuralın, uyarlamalı kontrol kuralından farkı, m_0'ın sabitlenmiş ve güncellenmemiş olmasıdır (Perez-Alcocer and Moreno-Valenzuela, 2019). Bu durumda, toplam kontrol girişi, nominal kontrol kuralı açısından şu şekilde önerilmektedir.

$$\mathbf{f}=\mathbf{f_0}+\mathbf{Y_p}(\ddot{\mathbf{p}}_{\mathbf{d}})\mathbf{u}_1+\mathbf{Y_p}(\ddot{\mathbf{p}}_{\mathbf{d}})\mathbf{u}_2-\mathrm{K_d}\dot{\tilde{\mathbf{p}}}-\mathrm{K_p}\tilde{\mathbf{p}} \tag{3.49}$$

Kapalı döngü konum hatası dinamiklerini elde etmek için, (3.21) 'in sağ tarafı aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$R(\boldsymbol{\eta})\boldsymbol{e}_zu_T=\boldsymbol{r}_c(\boldsymbol{\eta}_d)r_{33}(\boldsymbol{\eta})u_T+[\boldsymbol{r}_c(\boldsymbol{\eta})-\boldsymbol{r}_c(\boldsymbol{\eta}_d)]r_{33}(\boldsymbol{\eta})u_T \tag{3.50}$$

Buradan,

$$\mathbf{r_c(\eta)} = \begin{bmatrix} r_{13}(\boldsymbol{\eta}) \\ r_{23}(\boldsymbol{\eta}) \\ r_{33}(\boldsymbol{\eta}) \end{bmatrix} \frac{1}{r_{33}(\boldsymbol{\eta})} \in \mathbb{R}^3 \tag{3.51}$$

Ayrıca, aşağıdaki ilişki göz önünde bulundurularak.

$$\boldsymbol{r}_c(\boldsymbol{\eta}_d) r_{33}(\boldsymbol{\eta}) u_T = \boldsymbol{f} \tag{3.52}$$

Bu şekilde elde edilir.

$$R(\boldsymbol{\eta})\boldsymbol{e}_z u_T = \boldsymbol{f_0} + \mathbf{Y}_{\boldsymbol{p}}(\ddot{\boldsymbol{p}}_{\boldsymbol{d}})\mathbf{u}_1 + \mathbf{Y}_{\boldsymbol{p}}(\ddot{\boldsymbol{p}}_{\boldsymbol{d}})\mathbf{u}_2 - K_d\dot{\tilde{\boldsymbol{p}}} - K_p\tilde{\boldsymbol{p}} + [\boldsymbol{r}_c(\boldsymbol{\eta}) - \boldsymbol{r}_c(\boldsymbol{\eta}_d)]f_z \tag{3.53}$$

m sistem parametresinin belirsiz olduğu varsayılmaktadır. Maksimum parametrik belirsizliği üst sınırı δ aşağıdaki gibi tanımlanır.

$$\tilde{m} = m_0 - m \leq \delta \tag{3.54}$$

Burada $\tilde{m} = m_0 -$ m kütle parametrik belirsizliğidir.

Denklem (3.44,3.45 ve 3.46)'daki kontrol girişlerinin denklem (3.52)'de sunulan sistemin çözümü olup, konum hatası aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$m\ddot{\tilde{\mathbf{p}}} = \mathbf{Y_p}(\ddot{\mathbf{p}})\tilde{\mathbf{m}} + \mathbf{Y_p}(\ddot{\mathbf{p}}_{\mathbf{d}})\mathbf{u}_1 + \mathbf{Y_p}(\ddot{\mathbf{p}}_{\mathbf{d}})\mathbf{u}_2 - K_d\dot{\tilde{\mathbf{p}}} - K_p\tilde{\mathbf{p}} + [\mathbf{r_c}(\boldsymbol{\eta}) - \mathbf{r_c}(\boldsymbol{\eta}_d)]f_z \tag{3.55}$$

Teorem 1:

Denklem (3.53)'teki kontrol parametreleri aşağıdaki gibi tanımlanmıştır.

$$\boldsymbol{u_1} = -\delta\, \boldsymbol{sgn}\, \dot{\tilde{\boldsymbol{p}}}^{\boldsymbol{T}} \boldsymbol{Y_p}(\ddot{\boldsymbol{p}}_{\boldsymbol{d}}) \qquad \boldsymbol{u_2} = -\gamma \int \boldsymbol{Y_p}(\ddot{\boldsymbol{p}}_{\boldsymbol{d}})^{\boldsymbol{T}} \dot{\tilde{\boldsymbol{p}}}\, dt \tag{3.56}$$

Kütle parametrik belirsizlik $\widehat{\boldsymbol{\delta}}$ tahmini şu şekilde tanımlanır.

$$\widehat{\boldsymbol{\delta}} = \gamma \int \mathbf{Y_p}(\ddot{\mathbf{p}}_{\mathbf{d}})^{\mathbf{T}} \dot{\tilde{\mathbf{p}}}\, dt \tag{3.57}$$

Burada γ pozitif bir sabittir. Denklem (3.56)'daki kontrol parametreleri, denklem (3.55)'te yerine konursa, hız ve pozisyon izleme hatası sıfıra yakınlaşır.

Kanıt:

Aşağıdaki özellikler analizler için gereklidir (Perez-Alcocer and Moreno-Valenzuela, 2019).
Özellik 1: $\mathbf{r}_c(\boldsymbol{\eta})$ fonksiyonu yerel olarak Lipchitz'dir, yani,

$$\|\mathbf{r}_c(\boldsymbol{\eta}) - \mathbf{r}_c(\boldsymbol{\eta}_d - \tilde{\mathbf{n}})\| \leq \boldsymbol{k_r}\|\tilde{\mathbf{n}}\| \tag{3.58}$$

Hepsi için $\boldsymbol{\eta}$ ve $\boldsymbol{\eta}_d$, şöyle olur $|\phi|, |\theta|, |\phi_d|, |\theta_d| < \frac{\pi}{2}$ ve $\psi, \psi_d \in R$.

Özellik 2: (3.44) 'deki yardımcı kontrol sinyali, f_z , $|fz| \leq k_{fz}$ ile üst sınırdadır. Burada,

$$\mathrm{k}_{fz} = \max_{\forall \mathrm{w} \in \mathrm{B}_{rfz}} \left|\mathrm{m}\ddot{\mathrm{p}}_{dz} + \mathrm{mg} + K_{pz}w_1 + K_{dz}w_2\right| \tag{3.59}$$

$B_{rfz} = \{\boldsymbol{w} \in R^2 : \|\boldsymbol{w}\| \leq r_{fz}\}$ Set ile tanımlanır.
Teorem 1'i kanıtlamak için aşağıdaki Lyapunov fonksiyon adayı önerilmektedir.

$$V_1 = \frac{\mathbf{1}}{\mathbf{2}}\dot{\tilde{\boldsymbol{p}}}^{\boldsymbol{T}} m\, \dot{\tilde{\boldsymbol{p}}} + \frac{\mathbf{1}}{\mathbf{2}}\tilde{\boldsymbol{p}}^{\boldsymbol{T}} K_p \tilde{\boldsymbol{p}} + \frac{\mathbf{1}}{\mathbf{2}\boldsymbol{\gamma}}\widehat{\boldsymbol{\delta}}^{\mathbf{2}} \tag{3.60}$$

Lyapunov fonksiyonunun zaman türevi şu şekilde verilir:

$$\dot{\mathrm{V}}_1 = \dot{\tilde{\mathbf{p}}}^{\mathbf{T}}\mathrm{m}\ddot{\tilde{\mathbf{p}}} + \tilde{\mathbf{p}}^{\mathrm{T}}\mathrm{K}_{\mathrm{p}}\dot{\tilde{\mathbf{p}}} + \frac{1}{\gamma}\widehat{\boldsymbol{\delta}}\,\dot{\widehat{\boldsymbol{\delta}}} \tag{3.61}$$

Denklem (3.53), (3.55) ve (3.57), denklem (3.61)'de yerine yerleştirilirse, aşağıdaki denklem elde edilir.

$$\begin{aligned}\dot{\mathrm{V}}_1 = {} & -\dot{\tilde{\mathbf{p}}}^{\mathbf{T}}\mathrm{K}_{\mathrm{d}}\dot{\tilde{\mathbf{p}}} - \tilde{\mathbf{p}}^{\mathrm{T}}\mathrm{K}_{\mathrm{p}}\tilde{\mathbf{p}} + \dot{\tilde{\mathbf{p}}}^{\mathbf{T}}\mathbf{Y}_{\mathrm{p}}(\ddot{\mathbf{p}}_{\mathrm{d}})\tilde{\mathrm{m}} - \dot{\tilde{\mathbf{p}}}^{\mathbf{T}}\mathbf{Y}_{\mathbf{p}}(\ddot{\mathbf{p}}_{\mathbf{d}})\delta\mathbf{sgn}\dot{\tilde{\mathbf{p}}}^{\mathbf{T}}\mathbf{Y}_{\mathbf{p}}(\ddot{\mathbf{p}}_{\mathbf{d}}) + \\ & \mathbf{Y}_{\mathbf{p}}(\ddot{\mathbf{p}}_{\mathbf{d}})^{\mathbf{T}}\tilde{\mathbf{p}}\int \boldsymbol{\gamma}\, \mathbf{Y}_{\mathbf{p}}(\ddot{\mathbf{p}}_{\mathbf{d}})^{\mathbf{T}}\dot{\tilde{\mathbf{p}}}\,\mathrm{dt} - \mathbf{Y}_{\mathbf{p}}(\ddot{\mathbf{p}}_{\mathbf{d}})\int \boldsymbol{\gamma}\, \mathbf{Y}_{\mathbf{p}}(\ddot{\mathbf{p}}_{\mathbf{d}})^{\mathbf{T}}\dot{\tilde{\mathbf{p}}}\,\mathrm{dt} + \dot{\tilde{\mathbf{p}}}^{\mathbf{T}}[\mathbf{r}_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{\eta}) - \mathbf{r}_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{\eta}_{\mathrm{d}})]\mathrm{f}_{\mathrm{z}}\end{aligned} \tag{3.62}$$

$$= -\dot{\tilde{\mathbf{p}}}^{\mathbf{T}}\mathrm{K}_{\mathrm{d}}\dot{\tilde{\mathbf{p}}} - \tilde{\mathbf{p}}^{\mathrm{T}}\mathrm{K}_{\mathrm{p}}\tilde{\mathbf{p}} + \dot{\tilde{\mathbf{p}}}^{\mathbf{T}}[\mathbf{r}_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{\eta}) - \mathbf{r}_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{\eta}_{\mathrm{d}})]\mathrm{f}_{\mathrm{z}} \tag{3.63}$$

$$\leq -(\lambda_{\min}\{\boldsymbol{K_d}\})\left\|\dot{\tilde{\mathbf{p}}}\right\|^2 - \lambda_{\min}\{\boldsymbol{K_p}\}\|\tilde{\mathbf{p}}\|^2 + \alpha_1 \mathrm{k}\left\|\dot{\tilde{\mathbf{p}}}\right\|\|\tilde{\boldsymbol{\eta}}\|, \tag{3.64}$$

Burada, özellik 1 ve 2 $k = k_r k_{f_z}$'yi tanımlamak için kullanılmıştır, burada k_r denklem (3.58) ile ilişkilidir ve k_{fz} denklem (3.59)'da tanımlanmıştır. Ayrıca, terimler gruplandırılırsa, V_1 türevinin üst sınırı şu şekilde yazılabilir.

$$\dot{V}_1 \leq -\begin{bmatrix} \|\tilde{\boldsymbol{p}}\| \\ \|\dot{\tilde{\boldsymbol{p}}}\| \end{bmatrix}^{\boldsymbol{T}} Q_1 \begin{bmatrix} \|\tilde{\boldsymbol{p}}\| \\ \|\dot{\tilde{\boldsymbol{p}}}\| \end{bmatrix} + \alpha_1 k \, \|\dot{\tilde{\boldsymbol{p}}}\| \|\tilde{\boldsymbol{\eta}}\| \tag{3.65}$$

Burada,

$$Q_1 = \begin{bmatrix} \lambda_{min}\{\boldsymbol{K_p}\} & 0 \\ 0 & \lambda_{min}\{\boldsymbol{K_d}\} \end{bmatrix} \tag{3.66}$$

Q_1 pozitif tanımlı matristir.

3.6.3. Yönelim Kontrolcü

Vektörleri tanımlayalım: $\boldsymbol{\omega_r} = [\omega_{rx} \ \omega_{ry} \ \omega_{rz}]^T \in \mathrm{R}^3$ ve $\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\boldsymbol{r}} = [\dot{\omega}_{rx} \, \dot{\omega}_{ry} \, \dot{\omega}_{rz}]^{\,T} \in \mathrm{R}^3$ şöyle yazılır:

$$\boldsymbol{\omega_r} = \boldsymbol{W(\eta)^{-1}\dot{\eta}_r} \tag{3.67}$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\boldsymbol{r}} = \boldsymbol{W(\eta)^{-1}[\ddot{\eta}_r - \dot{W}(\eta)\omega_r]} \tag{3.68}$$

Burada, $\dot{\boldsymbol{\eta}}_{\boldsymbol{r}} \in \mathrm{R}^3$ vektörü şöyle tanımlanır.

$$\dot{\boldsymbol{\eta}}_{\boldsymbol{r}} = \dot{\boldsymbol{\eta}}_{\boldsymbol{d}} - \boldsymbol{\Lambda}\,\tilde{\boldsymbol{\eta}} \tag{3.69}$$

$\boldsymbol{\Lambda} \in \mathrm{R}^{3\times3}$ diyagonal pozitif tanımlı bir matristir. Buna ek olarak, yönelim hatası şu şekilde tanımlanır.

$$\boldsymbol{s} = \dot{\tilde{\boldsymbol{\eta}}} + \boldsymbol{\Lambda\tilde{\eta}} \tag{3.70}$$

Denklem (3.22)'deki dinamik model göz önüne alındığında, yönelim nominal kontrol kuralı verilmiştir. Nominal kontrol kuralı, uyarlamalı kontrol kuralına benzer (Perez-Alcocer and Moreno-Valenzuela, 2019). Burada, uyarlamalı kontrolcüden farkı ise H_0, C_0 parametrelerinin sabit olması, güncellenmemiş bir uyarlamalı kontrolcüdür (Perez-Alcocer and Moreno-Valenzuela, 2019).

$$\boldsymbol{\tau_0 = H_o(\eta)\ddot{\eta}_r + C_o(\eta,\dot{\eta})\dot{\eta}_r - K_s s} \tag{3.71}$$

Denklem (3.71)'deki nominal kontrol kuralı aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\boldsymbol{\tau_0 = Y_\eta(\eta,\omega,\omega_r,\dot{\omega}_r)\pi_{\eta 0} - K_s s} \tag{3.72}$$

Burada $\boldsymbol{\pi_{\eta 0}} = [I_{0xx}\ I_{0xy}\ I_{0xz}\ I_{0yy}\ I_{0yz}\ I_{0zz}]^T \in \mathrm{R}^6$ sabit nominal parametrelerin vektörüdür, $\boldsymbol{K_s} \in \mathrm{R}^{3\times3}$ diyagonal olan pozitif tanımlı matristir ve $Y_\eta(\boldsymbol{\eta, \omega, \omega_r, \dot{\omega}_r}) \in \mathrm{R}^{3\times6}$, açıkça şu şekilde ifade edilen regresyon matrisidir.

$$\boldsymbol{Y_\eta(\eta, \omega, \omega_r, \dot{\omega}_r)} = \boldsymbol{W(\eta)^{-T}}\ [\boldsymbol{Y_{\eta 1}(\omega, \omega_r, \dot{\omega}_r)}] \tag{3.73}$$

$\boldsymbol{Y_{\eta 1}(\omega, \omega_r, \dot{\omega}_r)} \in \mathrm{R}^{3\times6}$ olarak tanımlanmıştır (Perez-Alcocer and Moreno-Valenzuela, 2019).

$$\boldsymbol{Y_{\eta 1}(\omega, \omega_r, \dot{\omega}_r)} =$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_{rx} & \dot{\omega}_{ry} - \omega_x\omega_{rz} & \dot{\omega}_{rz} + \omega_x\omega_{ry} & -\omega_y\omega_{rz} & \omega_y\omega_{ry} - \omega_z\omega_{rz} & \omega_z\omega_{ry} \\ \omega_x\omega_{rz} & \dot{\omega}_{rx} + \omega_y\omega_{rz} & \omega_z\omega_{rz} - \omega_x\omega_{rx} & \dot{\omega}_{ry} - \omega_y\omega_{rx} & \dot{\omega}_{rz} & -\omega_z\omega_{rx} \\ -\omega_x\omega_{ry} & \omega_x\omega_{rx} - \omega_y\omega_{ry} & \dot{\omega}_{rx} - \omega_z\omega_{ry} & \omega_y\omega_{rx} & \dot{\omega}_{ry} + \omega_z\omega_{rx} & \dot{\omega}_{rz} \end{bmatrix}$$

(3.74)

Ardından, aşağıdaki genel kontrol kuralı önerilmektedir.

$$\boldsymbol{\tau} = \boldsymbol{\tau_0 + Y_\eta u_1 + Y_\eta u_2 - K_s s}$$

$$= \boldsymbol{H_o(\eta)\ddot{\eta}_r + C_o(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta}_r + Y_\eta u_1 + Y_\eta u_2 - K_s s}$$

$$= \boldsymbol{Y_\eta(\eta, \omega, \omega_r, \dot{\omega}_r)\ \pi_{\eta 0} + Y_\eta u_1 + Y_\eta u_2 - K_s s} \tag{3.75}$$

Denklem (3.22) ve denklem (3.75) dikkate alınarak, denklem (3.76) elde edilmektedir.

$$\boldsymbol{H(\eta)\dot{s} + C(\eta, \dot{\eta})s = \tilde{H}(\eta)\ddot{\eta}_r + \tilde{C}(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta}_r + Y_\eta u_1 + Y_\eta u_2 - K_s s}$$

$$= \boldsymbol{Y_\eta(\eta, \omega, \omega_r, \dot{\omega}_r)\ \tilde{\pi}_\eta + Y_\eta u_1 + Y_\eta u_2 - K_s s} \tag{3.76}$$

Burada,

$$\boldsymbol{\tilde{H}(\eta) = H_0(\eta) - H(\eta);\ \ \tilde{C}(\eta, \dot{\eta}) = C_o(\eta, \dot{\eta}) - C(\eta, \dot{\eta});\quad \tilde{\pi}_\eta = \pi_{\eta 0} - \pi_\eta} \tag{3.77}$$

$\boldsymbol{\pi_\eta}$ ile sistem parametresinin belirsiz olduğu varsayılmaktadır. Maksimum parametrik belirsizliği üst sınırı **ρ** aşağıdaki gibi tanımlanır.

$$\left\|\tilde{\boldsymbol{\pi}}_{\boldsymbol{\eta}}\right\| = \left\|\boldsymbol{\pi}_{\boldsymbol{\eta 0}} - \boldsymbol{\pi}_{\boldsymbol{\eta}}\right\| \leq \boldsymbol{\rho} \tag{3.78}$$

Teorem 2:

Kontrol parametreleri aşağıdaki gibi tanımlanır.

$$\boldsymbol{u_1} = \begin{cases} -\boldsymbol{\rho}\frac{\boldsymbol{Y_\eta}^{\mathbf{T}}\mathbf{s}}{\left\|\boldsymbol{Y_\eta}^{\mathbf{T}}\mathbf{s}\right\|} & \text{if} \left\|\boldsymbol{Y_\eta}^{\mathbf{T}}\mathbf{s}\right\| > \varepsilon \\ -\boldsymbol{\rho}\frac{\boldsymbol{Y_\eta}^{\mathbf{T}}\mathbf{s}}{\boldsymbol{\varepsilon}} & \text{if} \left\|\boldsymbol{Y_\eta}^{\mathbf{T}}\mathbf{s}\right\| \leq \varepsilon \end{cases} \qquad \boldsymbol{u_2} = -\alpha \int \boldsymbol{Y_\eta}^{\mathbf{T}}\,\mathbf{s}\,\mathrm{dt} \tag{3.79}$$

Burada α pozitif bir reel sayıdır. Denklem (3.79)'deki kontrol parametreleri denklem (3.75)'te yerine konulursa, hız ve pozisyon izleme hatası sıfıra yakınlaşır ve böylece kapalı döngü sonuçta sınırlanır.

Kanıt:

Teoremi kanıtlamak için aşağıdaki Lyapunov fonksiyonu tanımlanmıştır.

$$V = \frac{1}{2}\boldsymbol{s}^{\boldsymbol{T}}\boldsymbol{H}(\boldsymbol{\eta})\boldsymbol{s} + \frac{1}{2\alpha}\hat{\boldsymbol{\rho}}^{\boldsymbol{T}}\hat{\boldsymbol{\rho}} \tag{3.80}$$

Burada, $\hat{\boldsymbol{\rho}}$ bağlı ve tanımlanmış parametre belirsizliğinin tahminidir.

$$\hat{\boldsymbol{\rho}} = \alpha \int \boldsymbol{Y_\eta}^{\boldsymbol{T}}\,\boldsymbol{s}\,dt \tag{3.81}$$

Lyapunov fonksiyonunun zamana göre türevi.

$$\dot{V} = \boldsymbol{s}^{\boldsymbol{T}}\boldsymbol{H}(\boldsymbol{\eta})\dot{\boldsymbol{s}} + \frac{1}{2}\boldsymbol{s}^{\boldsymbol{T}}\dot{\boldsymbol{H}}(\boldsymbol{\eta})\boldsymbol{s} + \frac{1}{\alpha}\hat{\boldsymbol{\rho}}^{\boldsymbol{T}}\dot{\hat{\boldsymbol{\rho}}} \tag{3.82}$$

Denklem (3.79), denklem (3.82)'de yerine konulursa aşağıdaki denklem elde edilir.

$$\dot{V} = \boldsymbol{s}^{\boldsymbol{T}}\boldsymbol{Y_\eta}(\boldsymbol{\eta}, \boldsymbol{\omega}, \boldsymbol{\omega_r}, \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\boldsymbol{r}})\,\tilde{\boldsymbol{\pi}}_{\boldsymbol{\eta}} + \boldsymbol{s}^{\boldsymbol{T}}[\frac{1}{2}\dot{\boldsymbol{H}} - \boldsymbol{C}(\boldsymbol{\eta}, \dot{\boldsymbol{\eta}})]\boldsymbol{s} + \boldsymbol{s}^{\boldsymbol{T}}\boldsymbol{Y_\eta}\boldsymbol{u_1} + \boldsymbol{s}^{\boldsymbol{T}}\boldsymbol{Y_\eta}\boldsymbol{u_2} - \boldsymbol{s}^{\boldsymbol{T}}\boldsymbol{K_s}\boldsymbol{s} \tag{3.83}$$

Denklem (3.83) şu şekilde yazılır.

$$\dot{V} = \boldsymbol{s}^{\boldsymbol{T}}\boldsymbol{Y_\eta}(\boldsymbol{\eta}, \boldsymbol{\omega}, \boldsymbol{\omega_r}, \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\boldsymbol{r}})\,\tilde{\boldsymbol{\pi}}_{\boldsymbol{\eta}} + \boldsymbol{s}^{\boldsymbol{T}}\boldsymbol{Y_\eta}\boldsymbol{u_1} + \boldsymbol{s}^{\boldsymbol{T}}\boldsymbol{Y_\eta}\boldsymbol{u_2} - \boldsymbol{s}^{\boldsymbol{T}}\boldsymbol{K_s}\boldsymbol{s} \tag{3.84}$$

Burada $\mathbf{s^T}[\frac{1}{2}\dot{\boldsymbol{H}} - \boldsymbol{C}(\boldsymbol{\eta}, \dot{\boldsymbol{\eta}})]\mathbf{s} = \mathbf{0}$ özellik 2'den bulunur (Perez-Alcocer and Moreno-Valenzuela, 2019)**,** Dikkate alındığında kontrol girişlerinin $\boldsymbol{u_1}$ ve $\boldsymbol{u_2}$, denklem (3.85) elde edilir:

$$\dot{V} = \boldsymbol{Y_\eta}^T \boldsymbol{s}\tilde{\boldsymbol{\pi}}_\eta - \boldsymbol{Y_\eta}^T \boldsymbol{s}\boldsymbol{\rho}\frac{\boldsymbol{Y_\eta}^T \boldsymbol{s}}{\|\boldsymbol{Y_\eta}^T \boldsymbol{s}\|} + \boldsymbol{s}^T \boldsymbol{Y_\eta}\boldsymbol{\alpha}\int \boldsymbol{Y_\eta}^T \boldsymbol{s}\boldsymbol{dt} - \boldsymbol{Y_\eta}^T \boldsymbol{s}\boldsymbol{\alpha}\int \boldsymbol{Y}^T \boldsymbol{s}\boldsymbol{dt} - \boldsymbol{s}^T \boldsymbol{K_s}\boldsymbol{s} \quad (3.85)$$

$$\dot{V} = \boldsymbol{Y_\eta}^T \boldsymbol{s}\left(\tilde{\boldsymbol{\pi}}_\eta - \boldsymbol{\rho}\frac{\boldsymbol{Y_\eta}^T \boldsymbol{s}}{\|\boldsymbol{Y_\eta}^T \boldsymbol{s}\|}\right) - \boldsymbol{s}^T \boldsymbol{K_s}\boldsymbol{s} \quad (3.86)$$

Kanıtın geri kalanı gürbüz uyarlamalı kontrol kuralına benzemektedir (Spong, 1992).

Durum 1 $\|\mathbf{Y_\eta}^\mathbf{T}\mathbf{s}\| > \varepsilon$ ise;

$$\dot{V} = \boldsymbol{Y_\eta}^T \boldsymbol{s}\left(\tilde{\boldsymbol{\pi}}_\eta - \boldsymbol{\rho}\frac{\boldsymbol{Y_\eta}^T \boldsymbol{s}}{\|\boldsymbol{Y_\eta}^T \boldsymbol{s}\|}\right) - \boldsymbol{s}^T \boldsymbol{K_s}\boldsymbol{s} \quad (3.87)$$

$$\dot{V} = -\boldsymbol{s}^T \boldsymbol{K_s}\boldsymbol{s} \quad (3.88)$$

Durum 2 $\|\mathbf{Y_\eta}^\mathbf{T}\mathbf{s}\| \leq \varepsilon$ ise;

$$\dot{V} = \boldsymbol{Y_\eta}^T \boldsymbol{s}\left(\tilde{\boldsymbol{\pi}}_\eta - \boldsymbol{\rho}\frac{\boldsymbol{Y_\eta}^T \boldsymbol{s}}{\boldsymbol{\varepsilon}}\right) - \boldsymbol{s}^T \boldsymbol{K_s}\boldsymbol{s} \quad (3.89)$$

İlk iki terimin maksimum değeri $\|\mathbf{Y_\eta}^\mathbf{T}\mathbf{s}\| = \varepsilon/4$ ise, $\varepsilon\hat{\boldsymbol{\rho}}_{\boldsymbol{d}}/4$ olacaktır.

$$\dot{V} = -\boldsymbol{s}^T \boldsymbol{K_s}\boldsymbol{s} + \frac{\hat{\boldsymbol{\rho}}_{\boldsymbol{d}}\boldsymbol{\varepsilon}}{\mathbf{4}} \quad (3.90)$$

$\dot{V} \leq 0$ ise;

$$\boldsymbol{s}^T \boldsymbol{K_s}\boldsymbol{s} \geq \frac{\hat{\boldsymbol{\rho}}_{\boldsymbol{d}}\boldsymbol{\varepsilon}}{\mathbf{4}} \quad (3.91)$$

Burada her $\|\mathbf{s}\|$ için $\dot{\boldsymbol{V}} \leq \mathbf{0}$ gösterilmiştir

$$\|\boldsymbol{s}\| \geq \sqrt{\frac{\varepsilon\,\hat{\rho}_d}{4\delta D_{min}}} \quad (3.92)$$

$\boldsymbol{K_s}$'nin minimum öz değeri δ_{min}'dır.

3.7. DÖRTPERVANELİNİN KONTROL TASARIMI VE UYGULAMASI

Dörtpervanelinin uygulaması için doğru parçaların seçilmesi önemli bir adımdır. En önemlisi, dörtpervanelinin toplam ağırlığını, uygun motorların ve pervanelerin seçileceği türlere göre hesaplamasıdır. Dörtpervanelinin ağırlığı 1.3 kg'dır.

Dört motor hızını kontrol etmek için Pixhawk Uçuş Kontrol Kartı kullanılmış ve dört ESC 'ye bağlanmıştır. PX4 Profesyonel otomatik Pilot'tur. Endüstri ve akademi dünya standartlarında geliştiriciler tarafından geliştirilen ve dünya çapında aktif bir topluluk tarafından desteklenen, yarış ve kargo uçağı, kara araçları ve denizaltı araçlara kadar her türlü araca güç sağlamaktadır (Autopilot, 2020). DJI F450 çerçeve ve 10 inç pervaneler seçildi. FlySky9'un yanı sıra 9 kanallı uzaktan kumanda, kontrol sinyalleri göndermek ve Pixhawk kontrol kartı ile iletişim kurmak için kullanılabilmektedir. Yer istasyonunda, ArduPilot Mission Planner açık kaynak yazılımı etkinleştirildi ve 433 MHz radyo telemetri cihazları kullanarak dörtpervaneli ile iletişim kurulabilmektedir. Şekil 3-3'te dörtpervanelinin farklı parçalarının arasındaki iletişim işlemini göstermektedir.



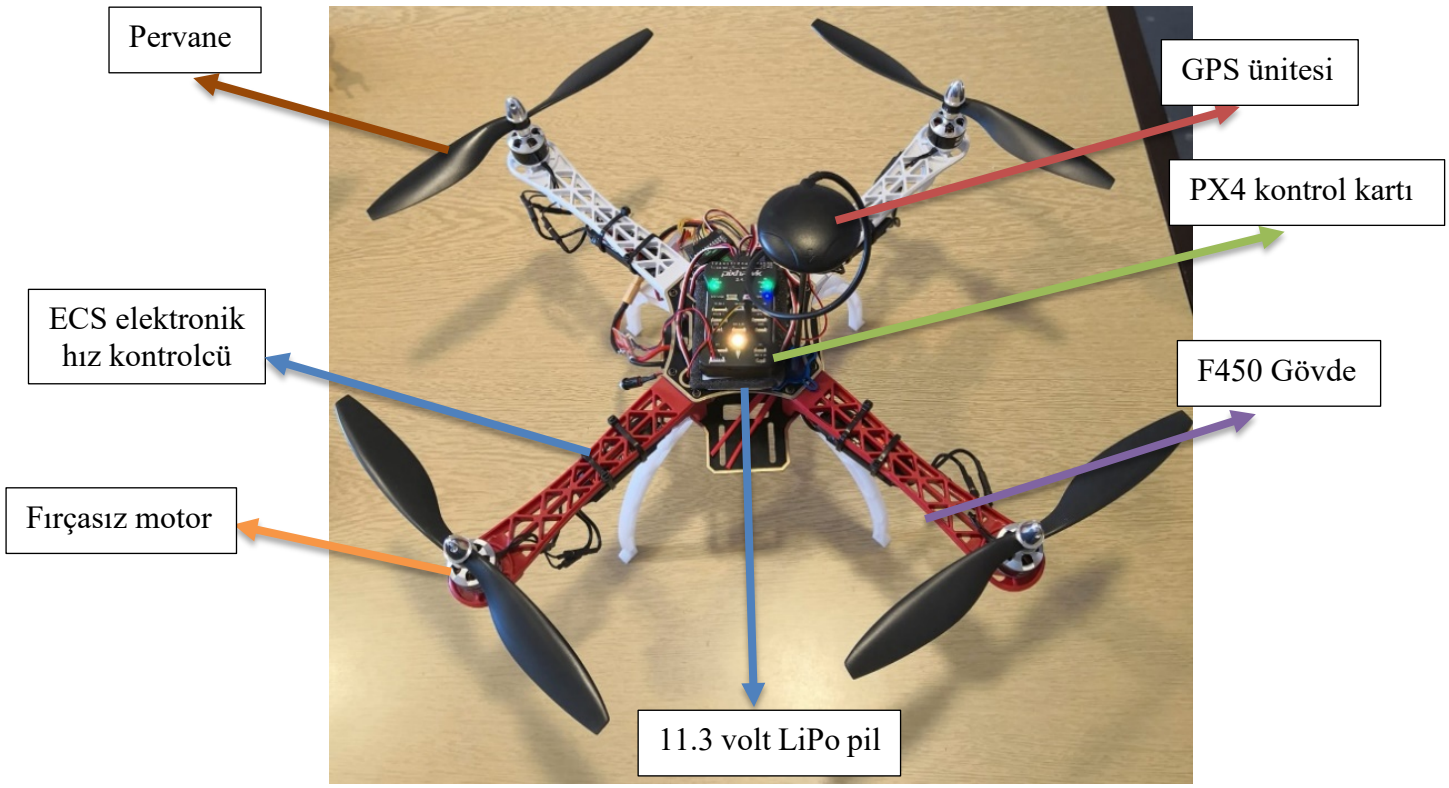
Şekil 3-3: Dörtpervanelinin iletişim yöntemleri.

Dörtpervanelinin üç boyutlu teknik çizimi ve bu çizimlerdeki detayları da dikkate alarak, SolidWorks programı yardımı ile çizilmesi gerekli olan hem katı cisimlerin hem de elektronik bağlantı elemanlarının çizimi ve ayrıca bunların tutulması işlemleri gerçekleştirilmiştir. Tasarımının planlaması ve parçalar listesi hazırlanmıştır.

Gürbüz uyarlamalı ve PID kontrolcülerin tasarımları ve istenilen kontrolcü ayarlarının yapılması işlemleri gerçekleştirilmiştir. Dörtpervanelinin ilerleyeceği veya diğer bir ifade ile takip edeceği yörüngeden çıkmaması gibi kriterlerin istenilen düzeylerde saptanabilmesi için bu program kullanılmıştır. Bilgisayar yardımı ile dörtpervanelinin etrafı gözetleme veya kayıt altında tutma gibi görevlerini yerine getirmede oldukça önemli bir role sahip olan kamerası için gerekli olan çevre koşullarının, dörtpervaneline tanıtılması gibi işlemleri yine bu programda yer alan "image processing" özelliği yardımı ile çevresel durumların sisteme tanıtılma işlemi gerçekleşmiştir. Dolayısıyla dörtpervanelinin benzetimleri Bilgisayar yardımı ile yapılmıştır.

Dörtpervanelinin gerçek modeli, tüm parçaları tek bir ünitede birleştirilerek monte edilmiştir. Daha sonra kontrol modelini Pixhawk kontrol kartına yüklenmiştir, motor testlerini ve ESC kalibrasyonlarını bitirerek uçuş deneylerini gerçekleştirilmektedir.

Tam dörtpervaneli modeli, Şekil 3-4'te görülebilirken üst siyah parça, pozisyonu bulmak için kullanılan GPS cihazıdır. Bunlara ek olarak, IMU (ataletsel ölçüm birimi) dörtpervanelinin açısal hızlarını ve ivmelerini ölçmek için kullanılır.



Şekil 3-4: Dörtpervanelinin tam montaj modeli.

El kumandalı ve otonom uçuş testleri yaptıktan sonra, dörtpervaneli parçalarının birbiriyle tutarlılığını ve uyumluluğunu sağlamak için manuel testler yapılmıştır. Ayrıca, istenilen

izlenecek uçuş yörüngesi otomatik olarak yer istasyonundan dörtpervanelinin kontrol kartına gönderilmiştir.

3.8. MALZEMELERİN BİR ARAYA GETİRİLMESİ

Dörtpervanelinin parçaları test edilmiş ve uygun görülen montajlama yöntemleri ile monte edilmiştir. Elektronik parçaların ve elektrik motorları, gereken ve uygun kablolar yardımıyla bağlanmıştır ve bütün paçalar kontrol edilmiştir, Emax motorların kalibrasyonu ayarlanmıştır. Ve işletim sistemi dörtpervaneliye yüklenmiştir. Dörtpervanelinin montajı Şekil 3.5'te verilmiştir.



Şekil 3-5: Tam dörtpervanelinin montajı.

Bilgisayar üzerine açık kaynak ArduPilot Mission Planner programı yüklenmiştir ve istenilen yörüngenin bilgisayardan dörtpervaneline tanıtılmıştır. Programın ara yüzü şekil 3-6'de göstermektedir.



Şekil 3-6: ArduPilot Mission Planner Uçuş verileri ekranı(Michael Oborne, 2020)

Uçuş yapmadan önce dörtpervaneli SHGM (Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü)'nde kayıt yapılmış ve gereken izin her uçuşta alınmıştır. Drone Kayıt etmek için İHA0 ehliyeti gerekmektedir. Ayrıca dörtpervanelinin plaka numarası SHGM tarafından verilmektedir.

4. BULGULAR

4.1. UÇUŞ YÖRÜNGELERİN'İN BENZETİMLERİ

Bu bölümünde, bir önceki bölümde belirtilen kontrol kuralları dörtpervaneli sistemine uygulanarak, yapılan bilgisayar benzetim (farklı yörüngeler) sonuçları grafikler halinde verilmiştir.

Benzetim ve deneysel sonuçlar, önerilen gürbüz uyarlamalı kontrolcünün, dörtpervanelinin istenilen farklı uçuş yollarını takip ederken herhangi bir dış veya iç bozucuya karşı uyarlanabildiğini göstermektedir.

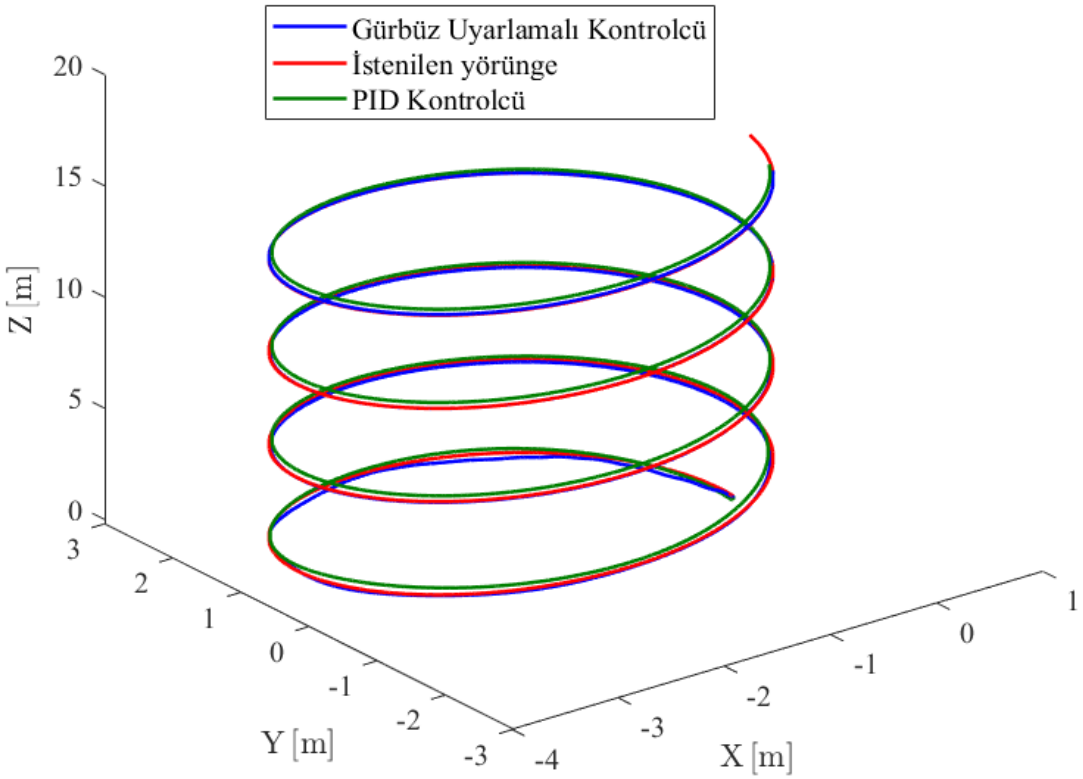
Yapılan çalışmanın amacı, dörtpervaneli modelinin yörünge takibini düzgün olarak gerçekleştirebilmesi için yeni bir gürbüz uyarlamalı kontrol geliştirilmesidir. Bir uçuş yörüngesini takip ederken farklı dış bozuculara gürbüz uyarlamalı için tasarlanmıştır.
Eğer bir dörtpervaneli bilinmeyen bir yükü taşıyor ise, toplam yük m+Δm, $\boldsymbol{\pi_\eta} + \boldsymbol{\Delta\pi_\eta}$, olarak değişmektedir. Parametrelerde belirsizlikler aşağıdaki gibi kabul edilir, kütle üzerinde 0,13 kg artış hem m hem de $\boldsymbol{\pi_\eta}$'da %10'luk olası bir belirsizlik vardır. Bu nedenle, kontrolcü bu aralığın gürbüzlüğünde tasarlanmıştır.
Gürbüz uyarlamalı kontrol modeli, dörtpervaneli uçuşunun benzetimi ve gerçek uçuş deneyleri ile geçerliliği doğrulanmıştır.

4.1.1. Helisel Uçuş Yörüngesinin Benzetimi

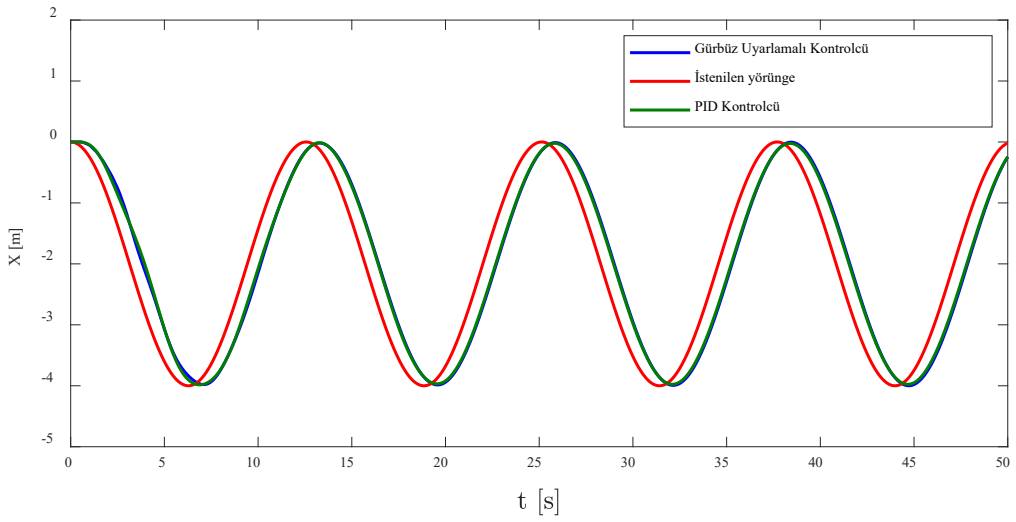
Burada, şekil 4-1'de gösterildiği gibi helisel bir uçuş yörüngesinin çapı 4m, adım 2m ve yüksekliği 18m ve benzetimin zamanı 50 [s] olarak kullanmıştır. Dörtpervanelinin gerçek ve istenilen yörüngenin konumu ve yönelimi aşağıdaki gibi gösterilmiştir. Ayrıca toplam yörüngenin izleme hatası şekil 4-8 şöyle hesaplanmıştır:

$$\text{Toplam izleme hatası}=\sqrt{(x-x_r)^2+(y-y_r)^2+(z-z_r)^2}$$

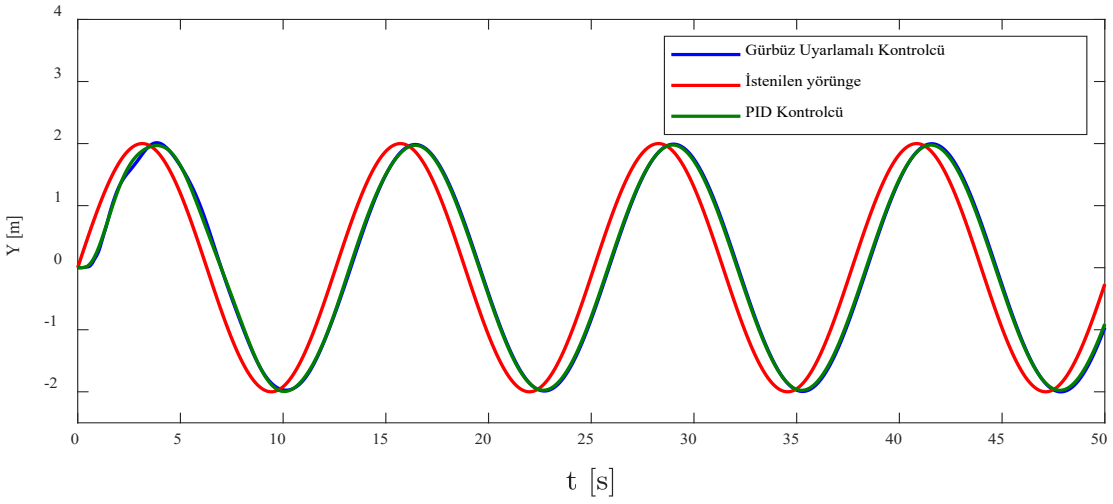
Ek olarak yörüngenin X, Y ve Z hızları şekil 4-9, 4-10 ve 4-11 çizilmiştir, sonunda dörtpervaneli kararlı olduğu görülmüştür. Benzetim sonuçları aşağıdaki gibi gösterilmiştir.



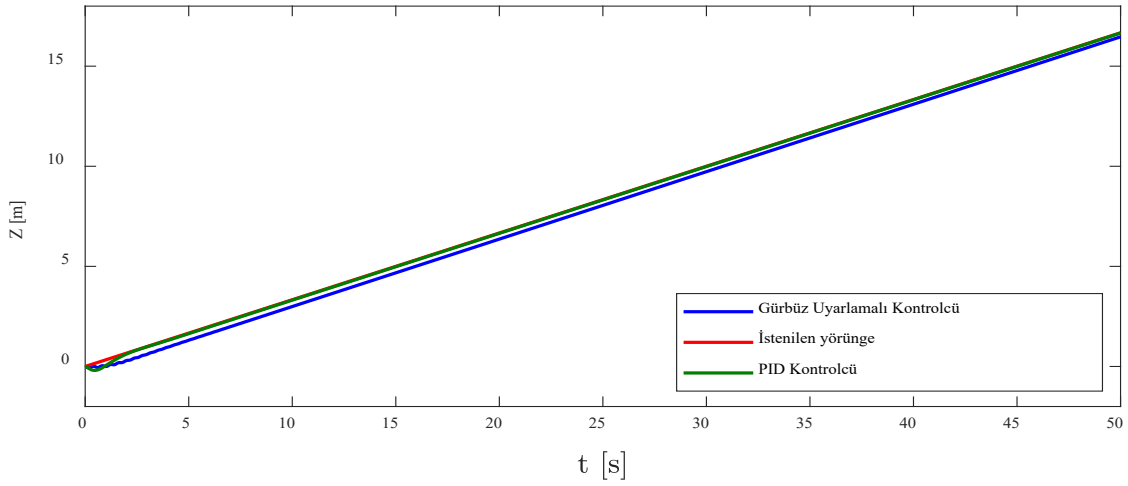
Şekil 4-1: Gerçek ve helisel uçuş yörünge takibi, dış veya iç bozucular yoktur.



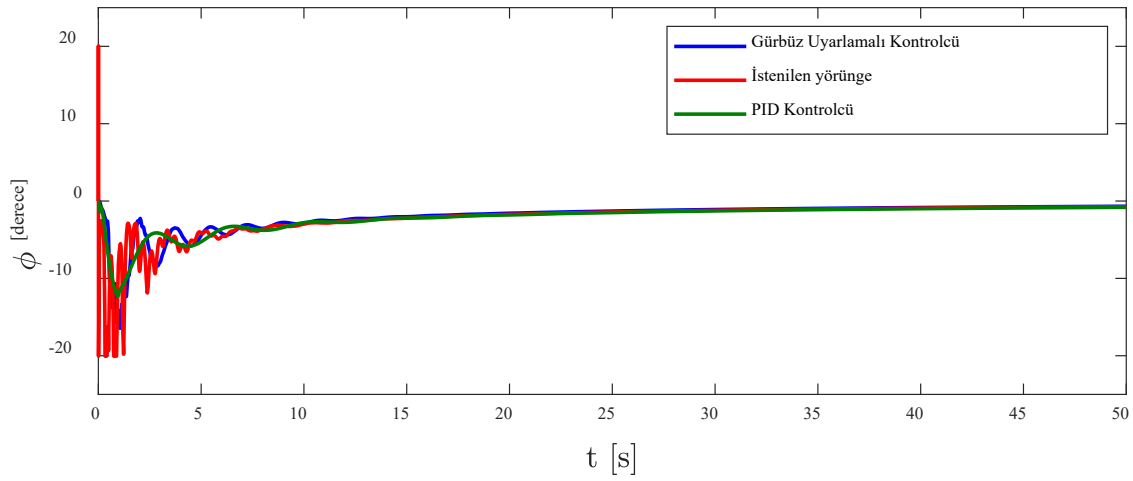
Şekil 4-2: Dörtpervanelinin zamana bağlı X eksenindeki konum değişimi.



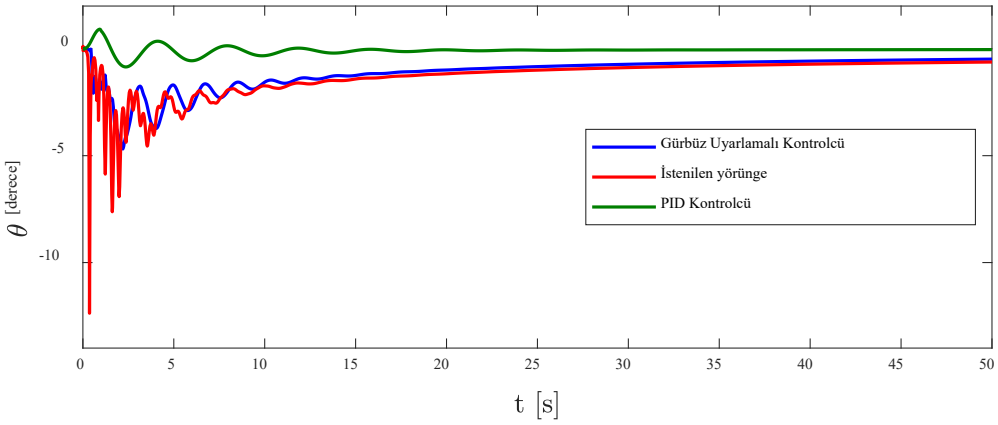
Şekil 4-3: Dörtpervanelinin zamana bağlı Y eksenindeki konum değişimi.



Şekil 4-4: Dörtpervanelinin zamana bağlı Z eksenindeki konum değişimi.

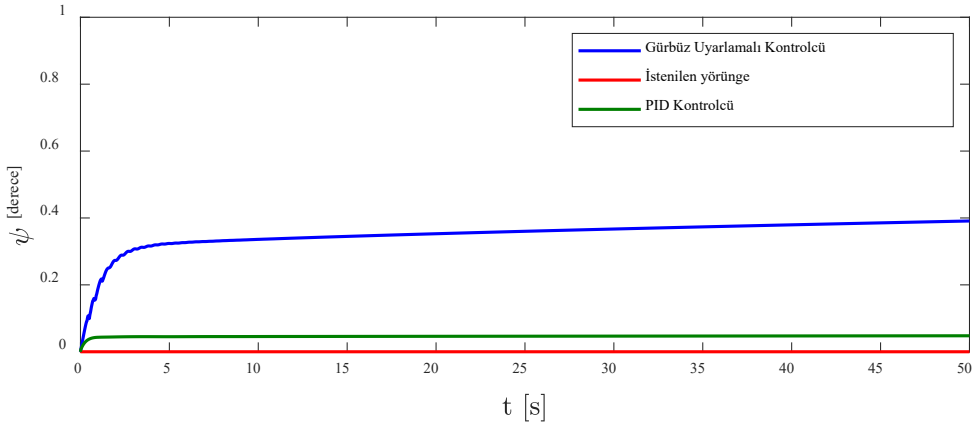


Şekil 4-5: Dörtpervanelinin kafa vurma açısı (Ø)- zaman değişimi.

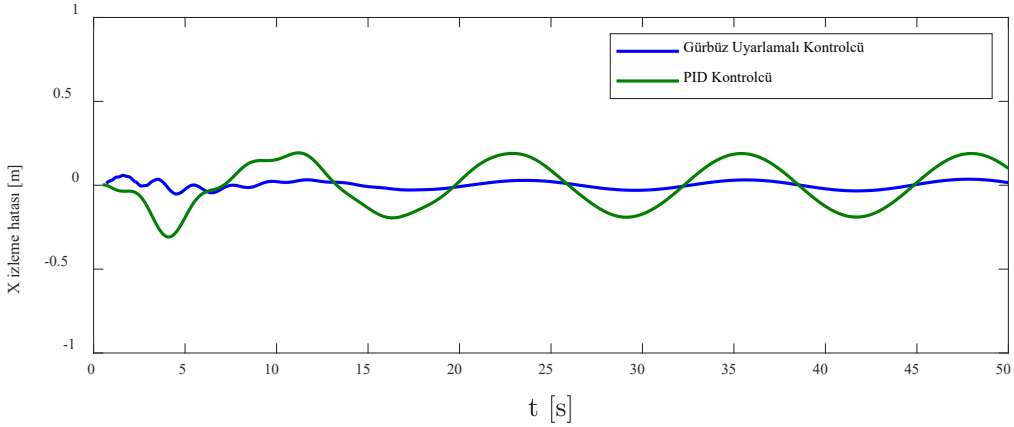


Şekil 4-6: Dörtpervanelinin devrilme açısı (θ) - zaman değişimi.

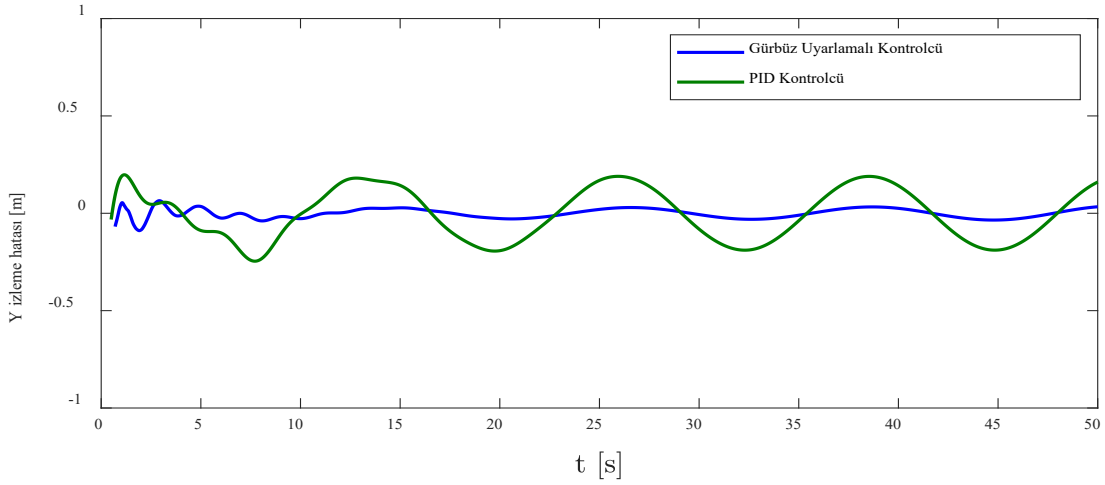
Yalpa izleme hatası genel olarak sıfıra yakın civarında olması gerekir (Diao *et al.*, 2011). Aynı yönde dönen bir çift rotor diğerinden daha düşük bir hıza sahipse, z ekseni üzerinde yalpa dönüşü meydana gelebilir. Bu durumda yalpa izleme hatası küçük olacağından ihmal edilir şekil 4-7 ve 4-13.



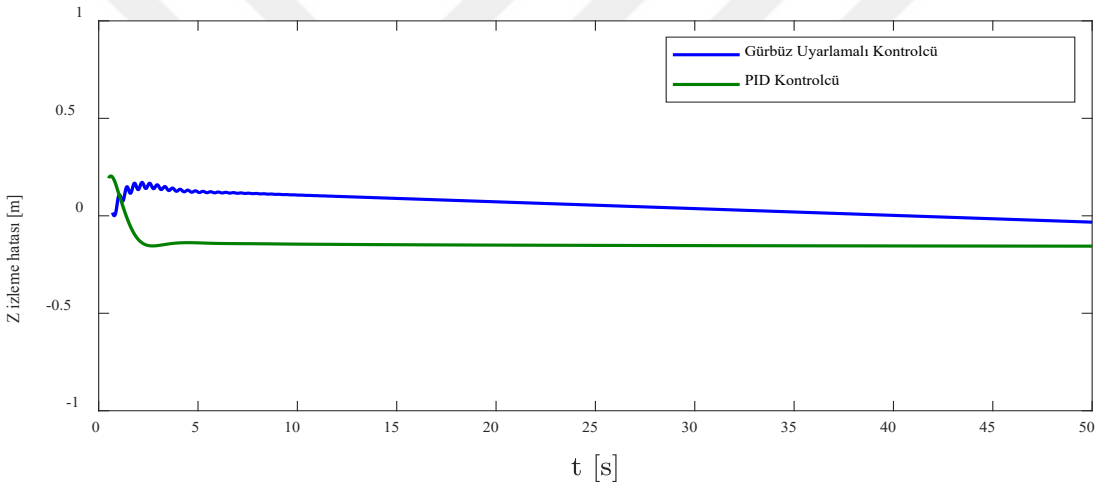
Şekil 4-7: Dörtpervanelinin yalpa açısı (ψ)- zaman değişimi.



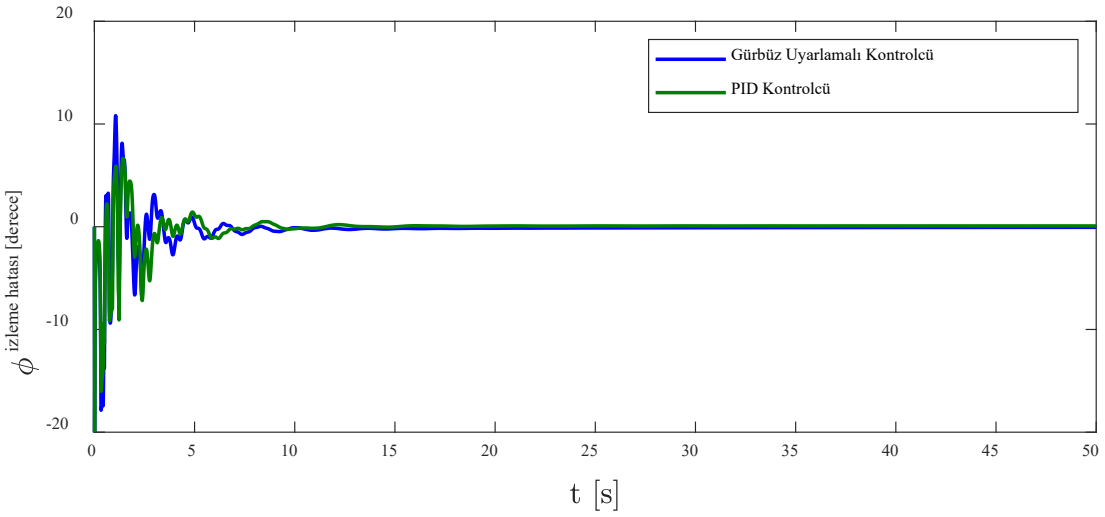
Şekil 4-8: Dörtpervanelinin zamana bağlı X eksenindeki izleme hatası.



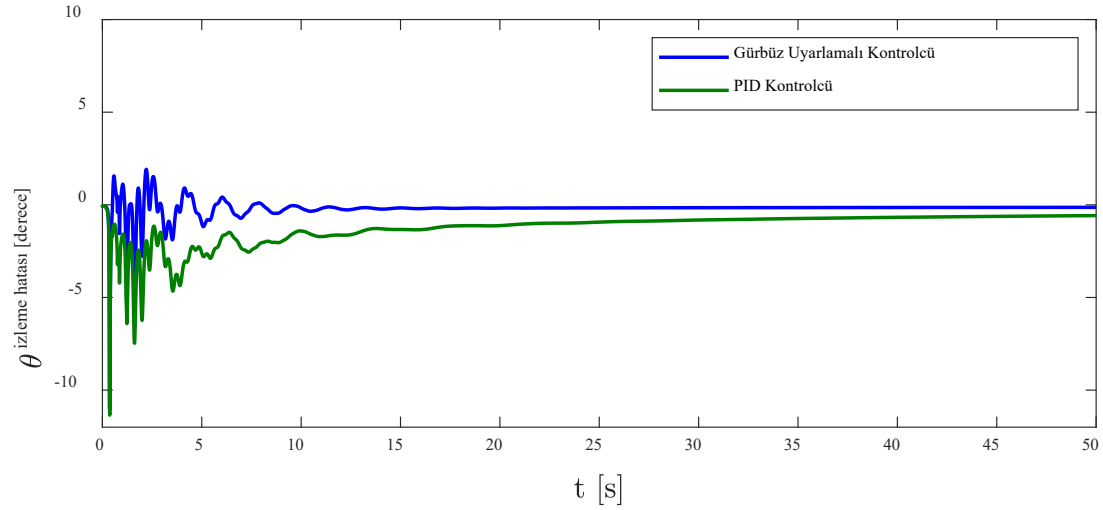
Şekil 4-9: Dörtpervanelinin zamana bağlı Y eksenindeki izleme hatası.



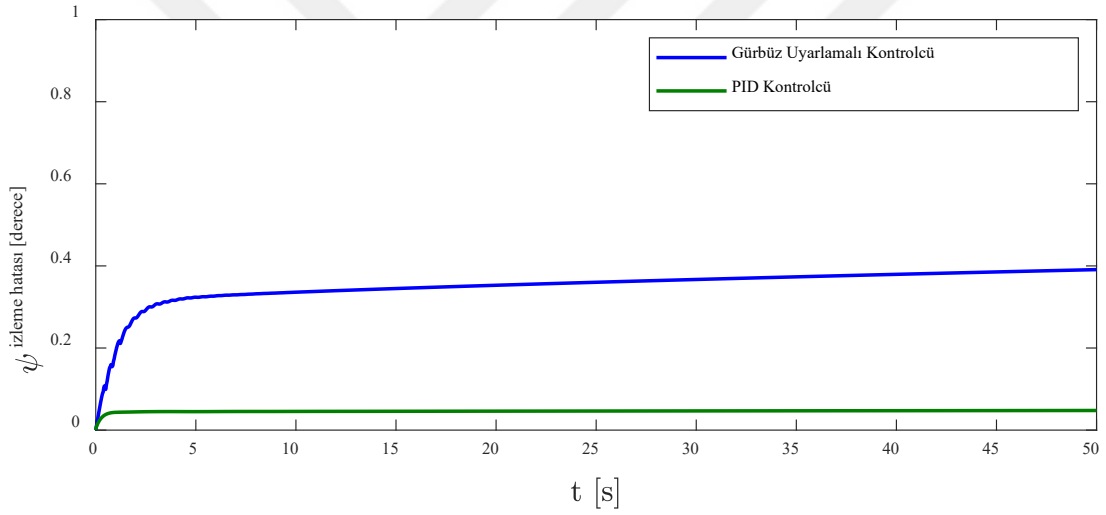
Şekil 4-10: Dörtpervanelinin zamana bağlı Z eksenindeki izleme hatası.



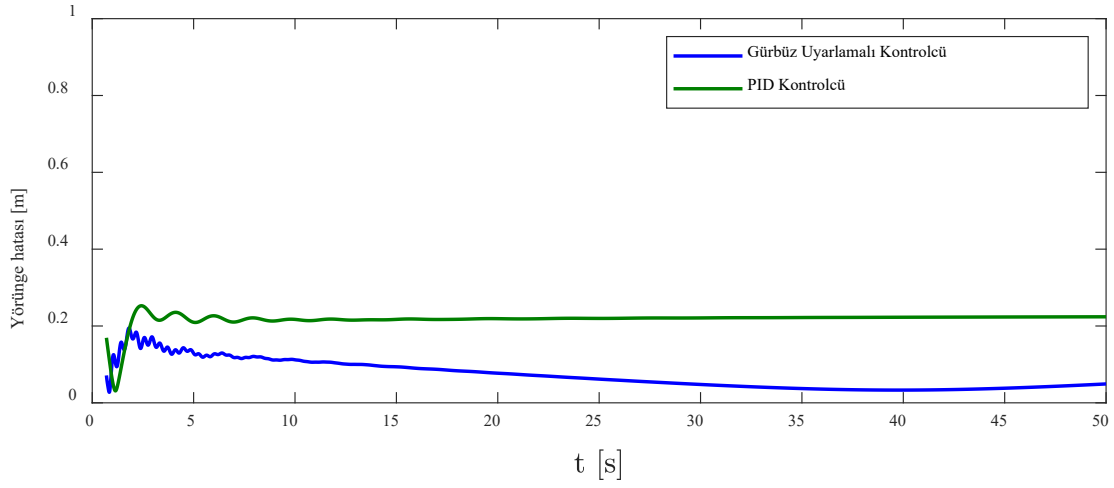
Şekil 4-11: Dörtpervanelinin kafa vurma açısı (Ø) izleme hatası.



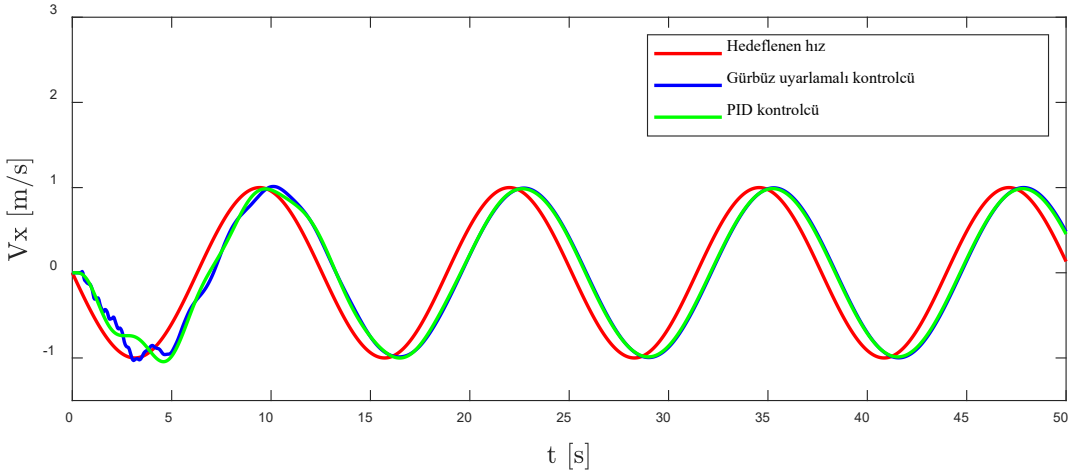
Şekil 4-12: Dörtpervanelinin devrilme açısı (θ) izleme hatası.



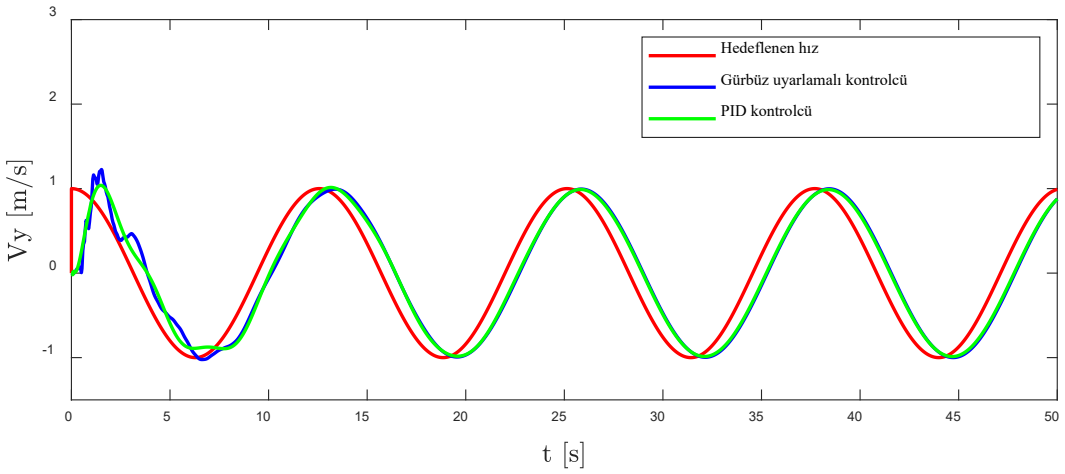
Şekil 4-13: Dörtpervanelinin yalpa açısı (ψ) izleme hatası.



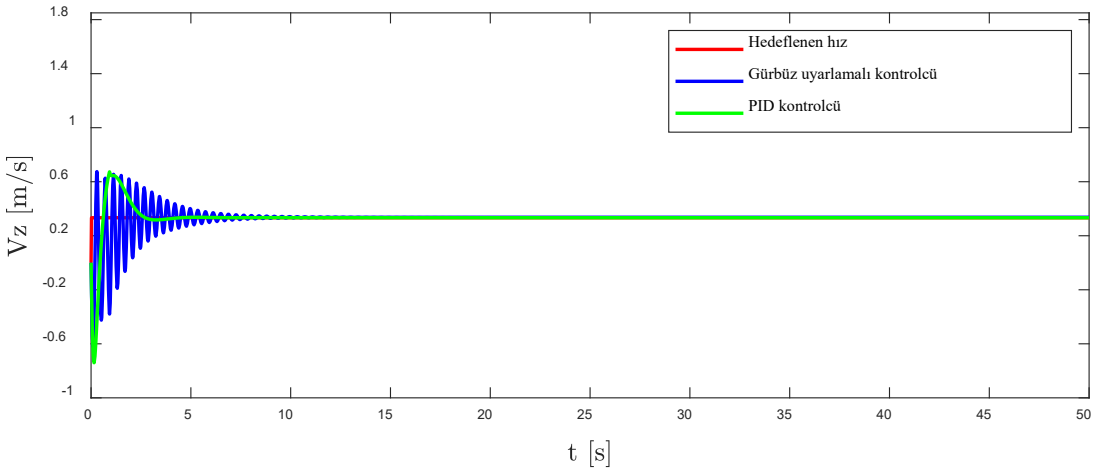
Şekil 4-14: Toplam izleme hatası- helisel yörüngesi.



Şekil 4-15: Dörtpervanelinin X eksenindeki hız değişimi-Helisel yörüngesi.

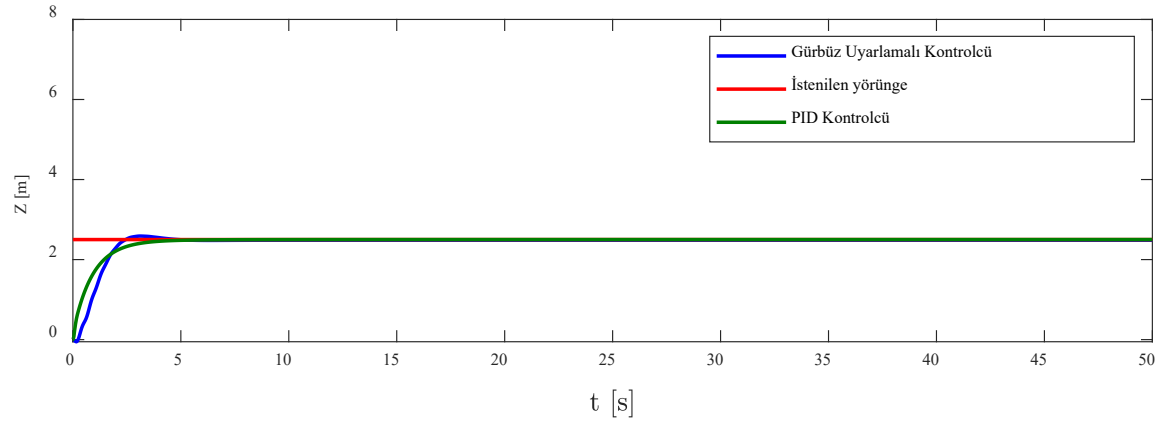


Şekil 4-16: Dörtpervanelinin Y eksenindeki hız değişimi-Helisel yörüngesi.



Şekil 4-17: Dörtpervanelinin Z eksenindeki hız değişimi-Helisel yörüngesi.

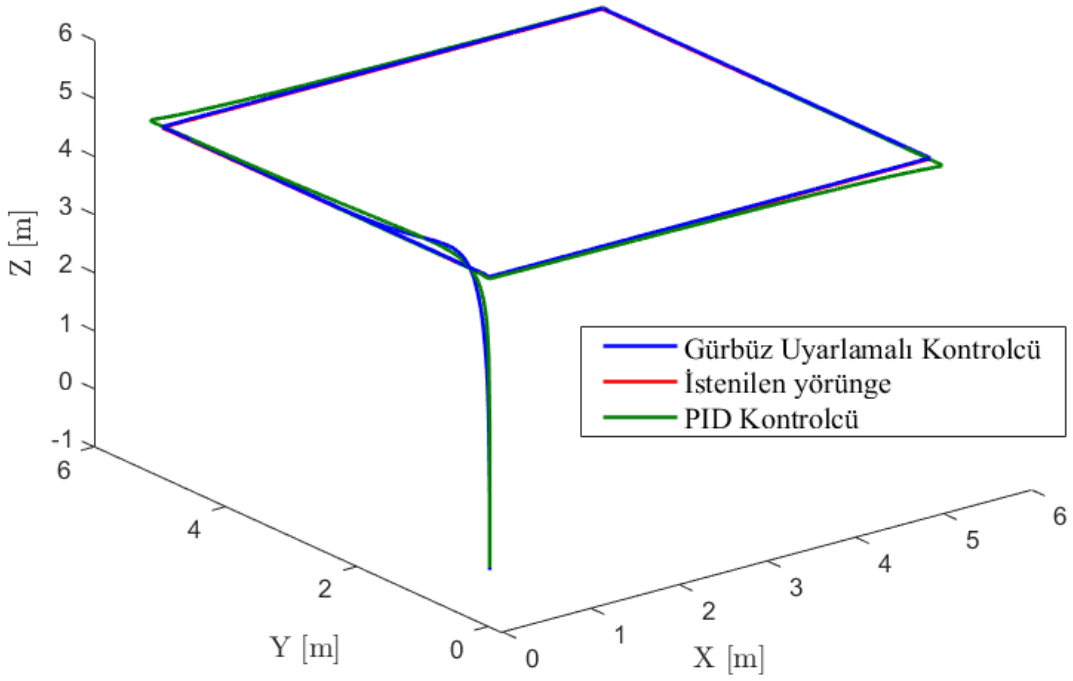
Gürbüz uyarlamalı kontrolcünün kararlığı tespit etmek için havada kalma uçuş yörüngenin benzetim sonuçları (yükselme yörüngesi) aşağıdaki şekil 4-18'de gösterilmiştir.



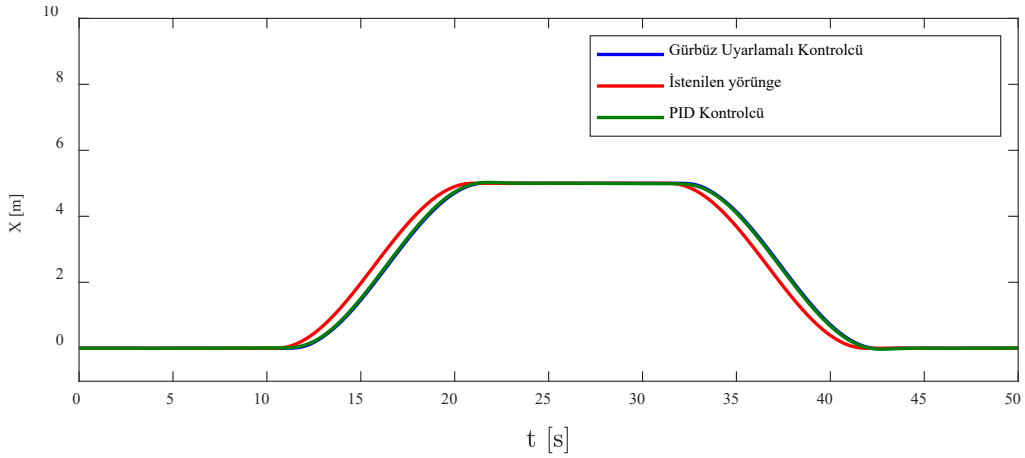
Şekil 4-18: Havada kalan dörtpervanelinin yörüngesi zamana bağlı Z eksenindeki konum değişimi.

4.1.2. Kare Uçuş Yörüngesinin Benzetimi

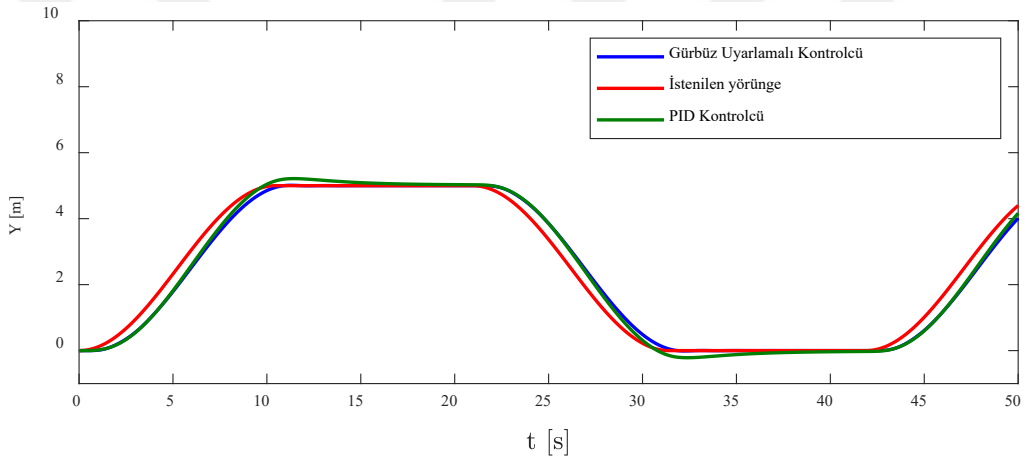
Kare uçuş yörüngesi 2.5*2.5 m ve yörüngenin yüksekliği 2.5 m ve dörtpervanelinin kalkış hızı 1 m/s bilgisayarda yapılan benzetim sonuçları aşağıdaki gibi gösterilmiştir.



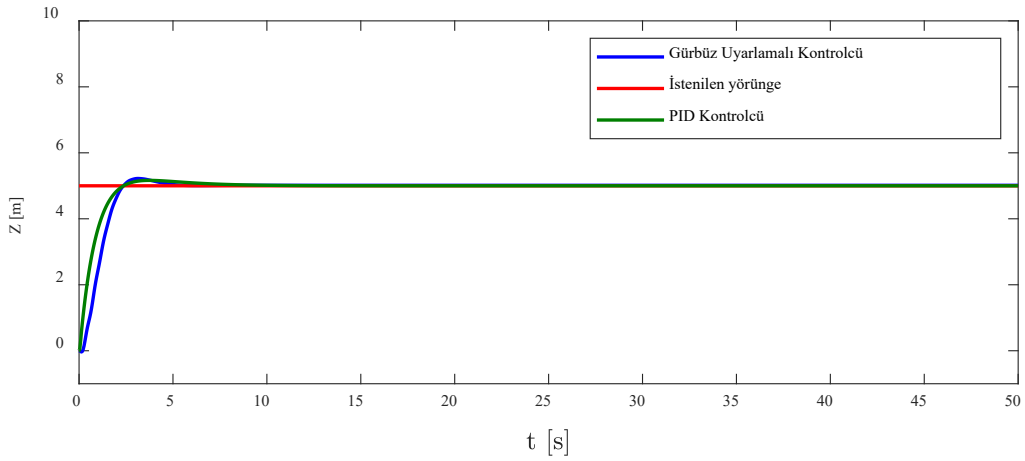
Şekil 4-19: Üç boyutlu referans ile gerçek kare yörüngesi.



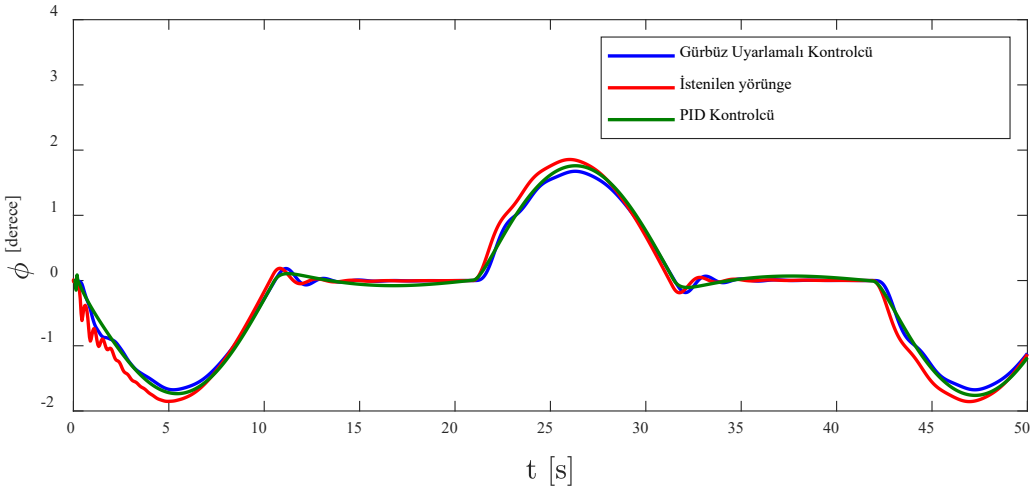
Şekil 4-20: Dörtpervanelinin zamana bağlı X eksenindeki konum değişimi.



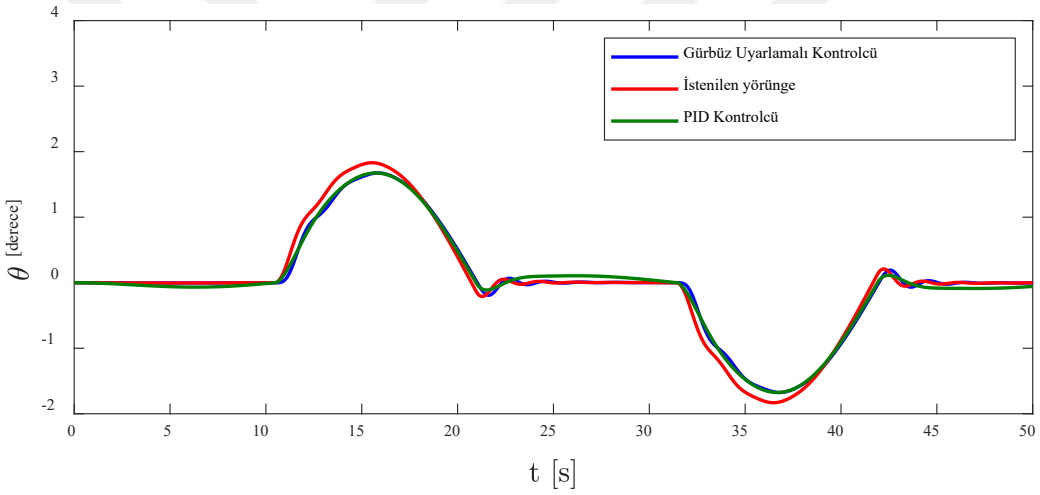
Şekil 4-21: Dörtpervanelinin zamana bağlı Y eksenindeki konum değişimi.



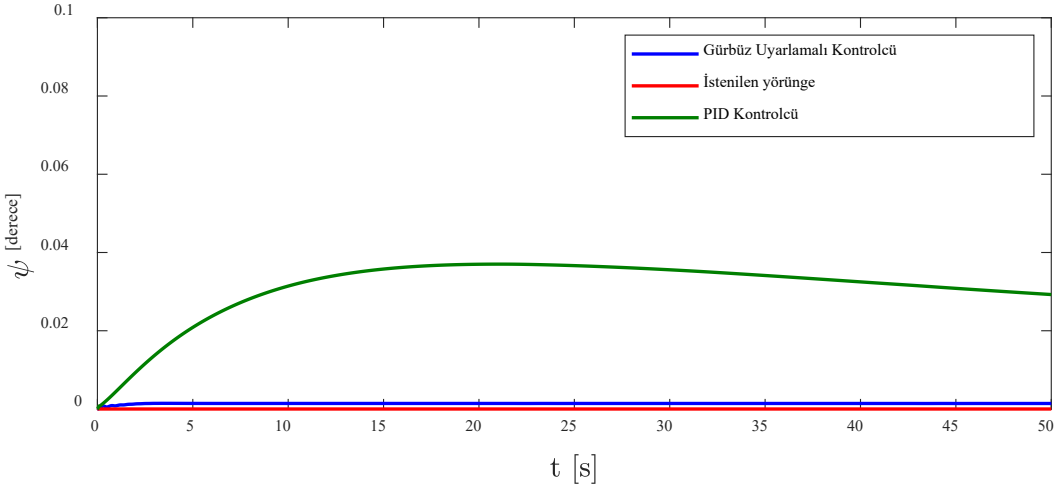
Şekil 4-22: Dörtpervanelinin zamana bağlı Z eksenindeki konum değişimi.



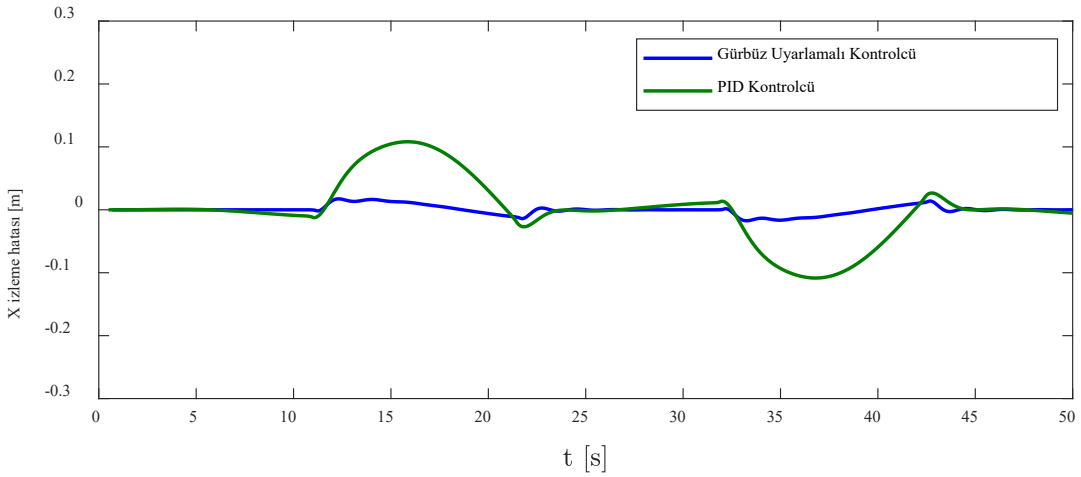
Şekil 4-23: Dörtpervanelinin kafa vurma açısı (∅)- zaman değişimi.



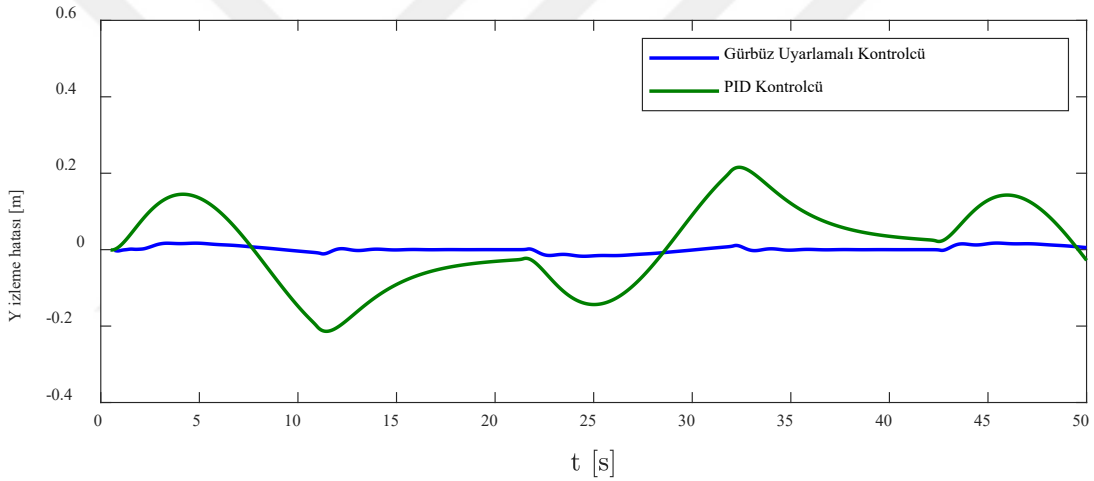
Şekil 4-24: Dörtpervanelinin devrilme açısı (θ) - zaman değişimi.



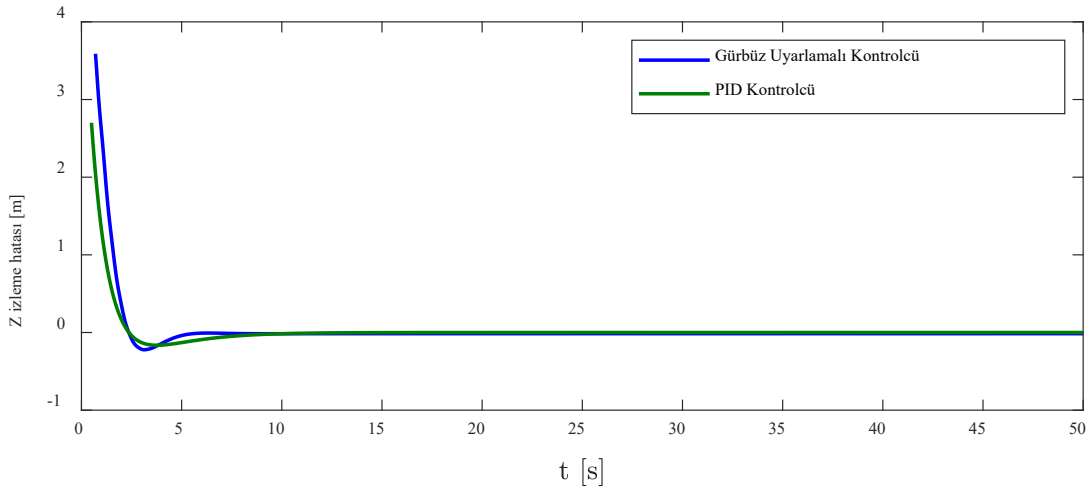
Şekil 4-25: Dörtpervanelinin yalpa açısı (ψ)- zaman değişimi.



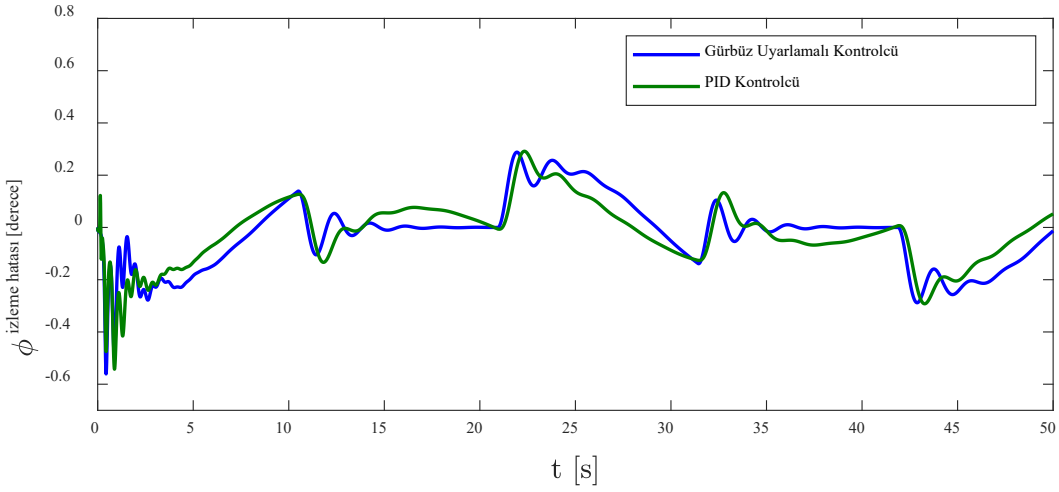
Şekil 4-26: Dörtpervanelinin zamana bağlı X eksenindeki izleme hatası.



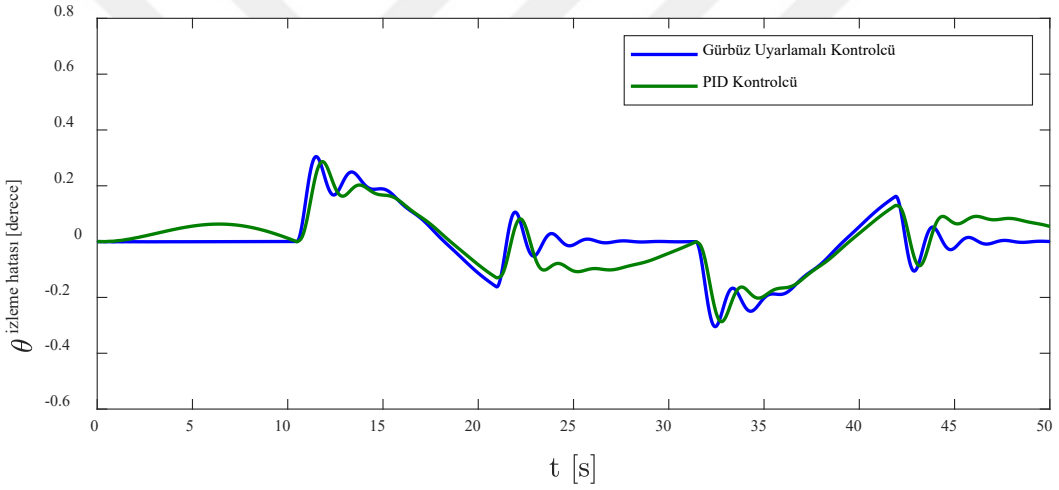
Şekil 4-27: Dörtpervanelinin zamana bağlı Y eksenindeki izleme hatası.



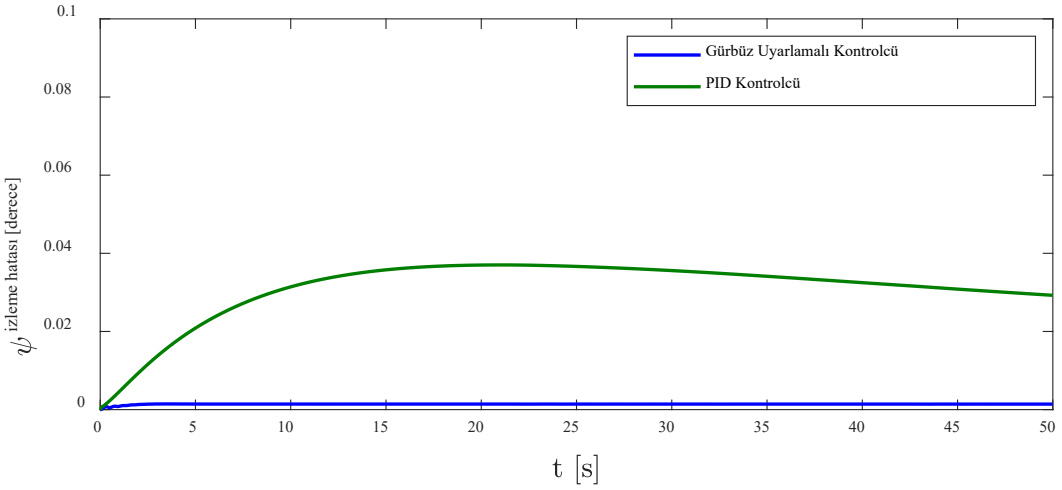
Şekil 4-28: Dörtpervanelinin zamana bağlı Z eksenindeki izleme hatası.



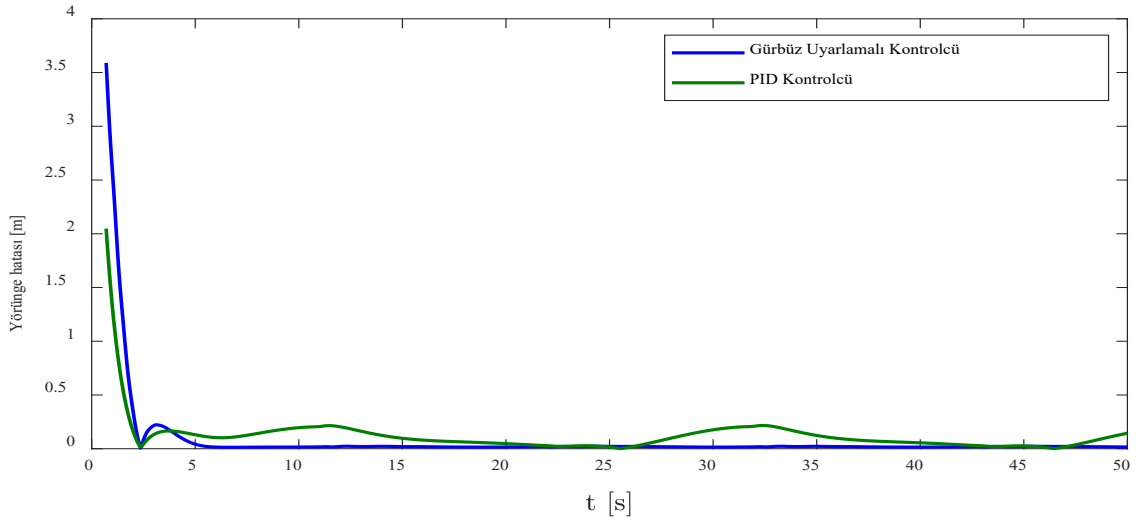
Şekil 4-29: Dörtpervanelinin kafa vurma açısı (∅) izleme hatası.



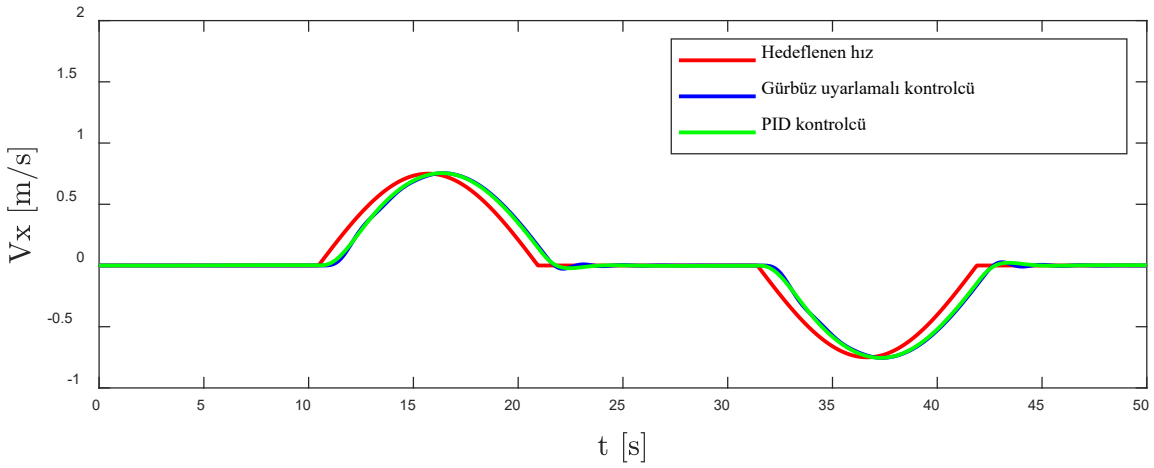
Şekil 4-30: Dörtpervanelinin devrilme açısı (θ) izleme hatası.



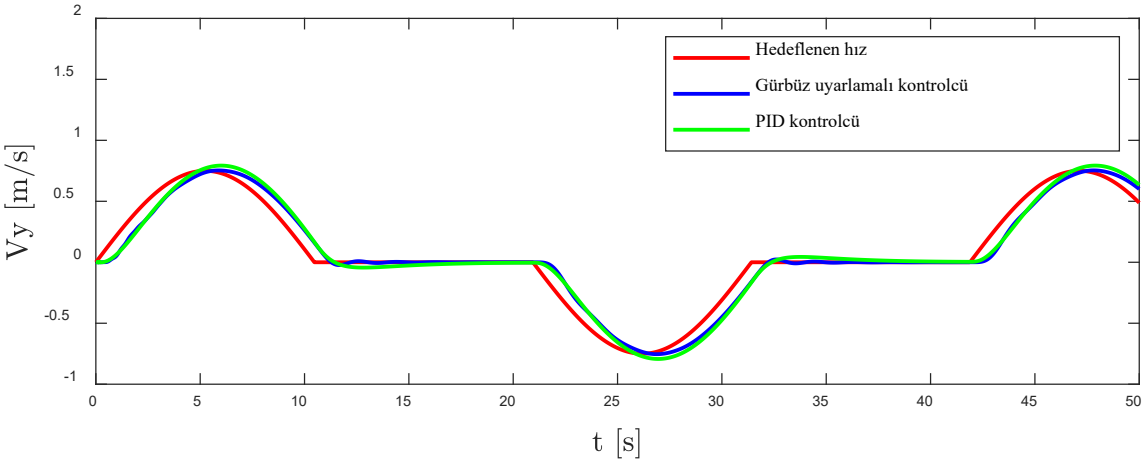
Şekil 4-31: Dörtpervanelinin yalpa açısı (ψ) izleme hatası.



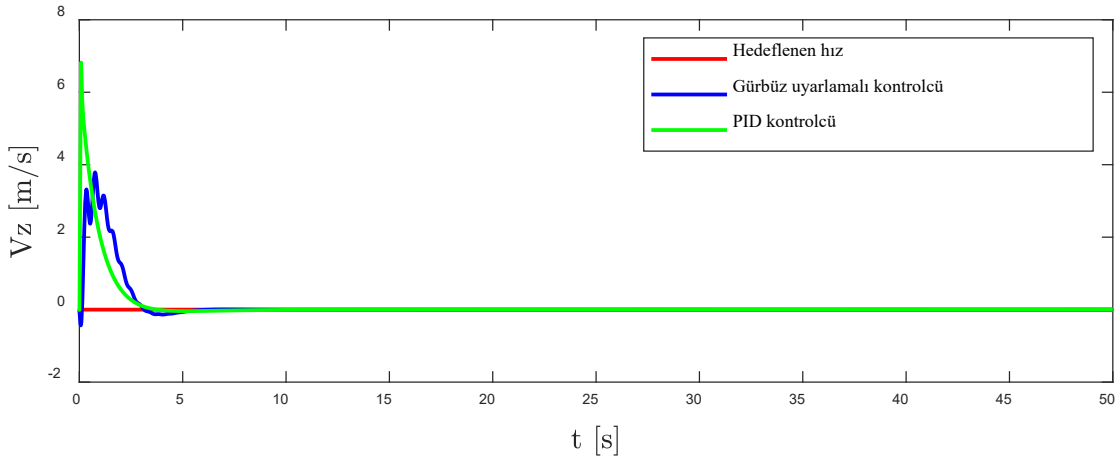
Şekil 4-32: Toplam izleme hatası- kare yörüngesi.



Şekil 4-33: Dörtpervanelinin X eksenindeki hız değişimi-kare yörüngesi.



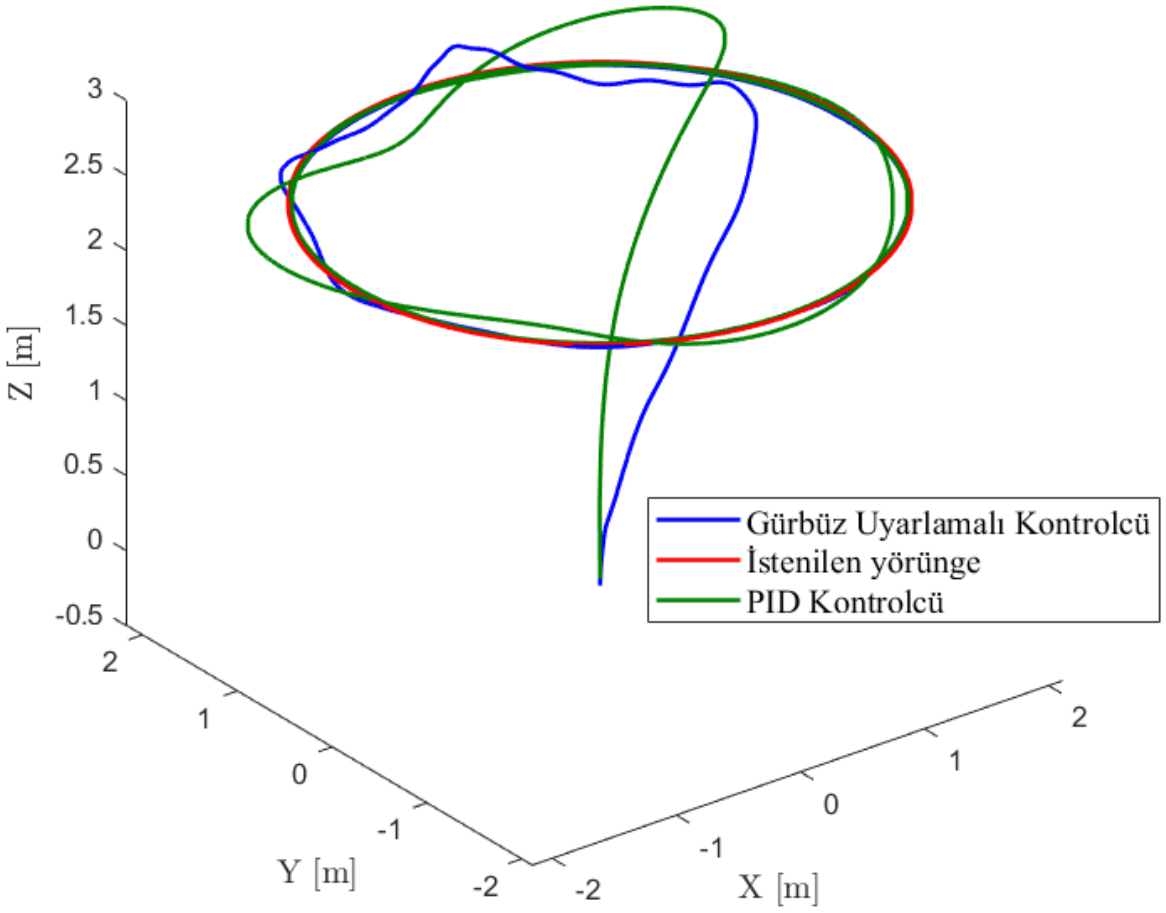
Şekil 4-34: Dörtpervanelinin Y eksenindeki hız değişimi-kare yörüngesi.



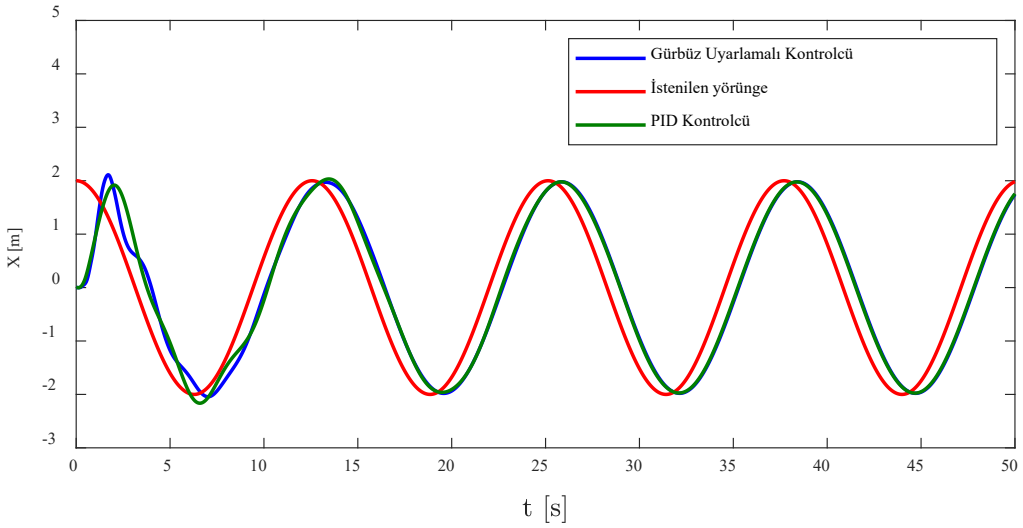
Şekil 4-35: Dörtpervanelinin Z eksenindeki hız değişimi-kare yörüngesi.

4.1.3. Çember Uçuş Yörüngesinin Benzetimi

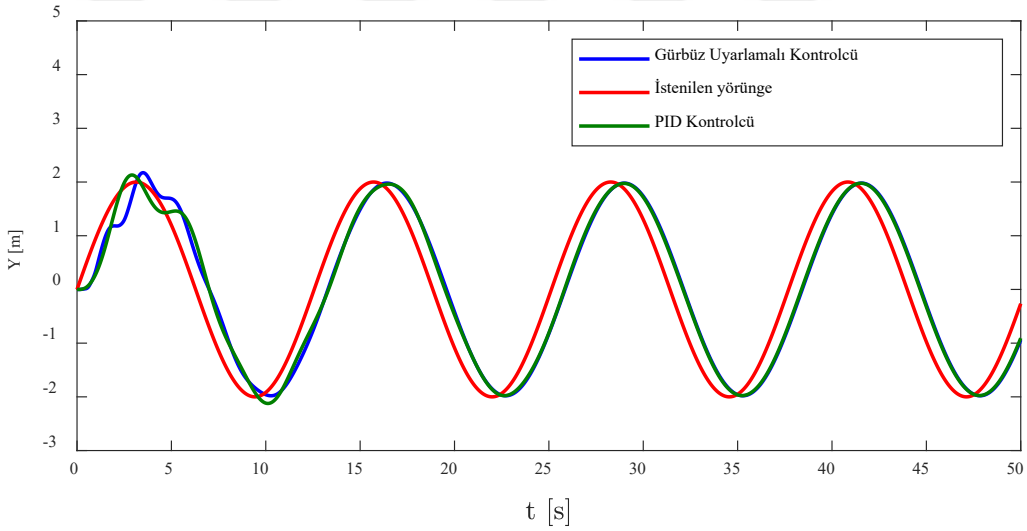
Dörtpervanelinin Kütle belirlemesi durumunda Bilgisayar'da yapılan benzetim sonuçları (çember yörüngesin yarı çapı 2 m, yükseklik 2,5 m aşağıdaki grafiklerde gösterilmiştir:



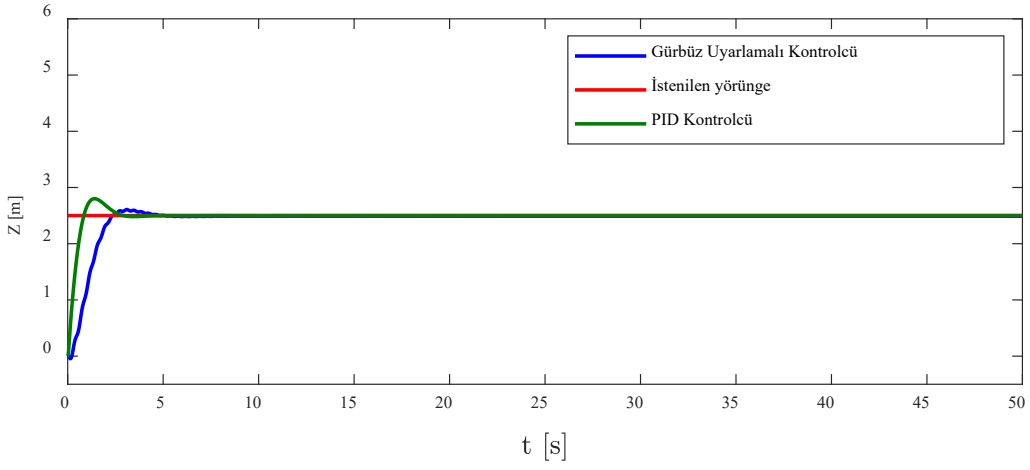
Şekil 4-36: Çember uçuş yörüngesi.



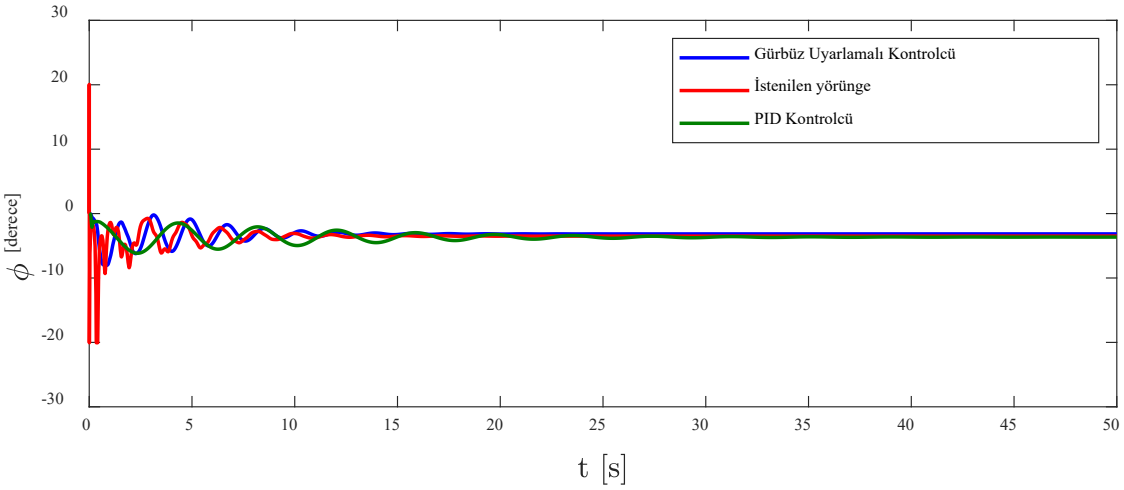
Şekil 4-37: Dörtpervanelinin zamana bağlı X eksenindeki konum değişimi.



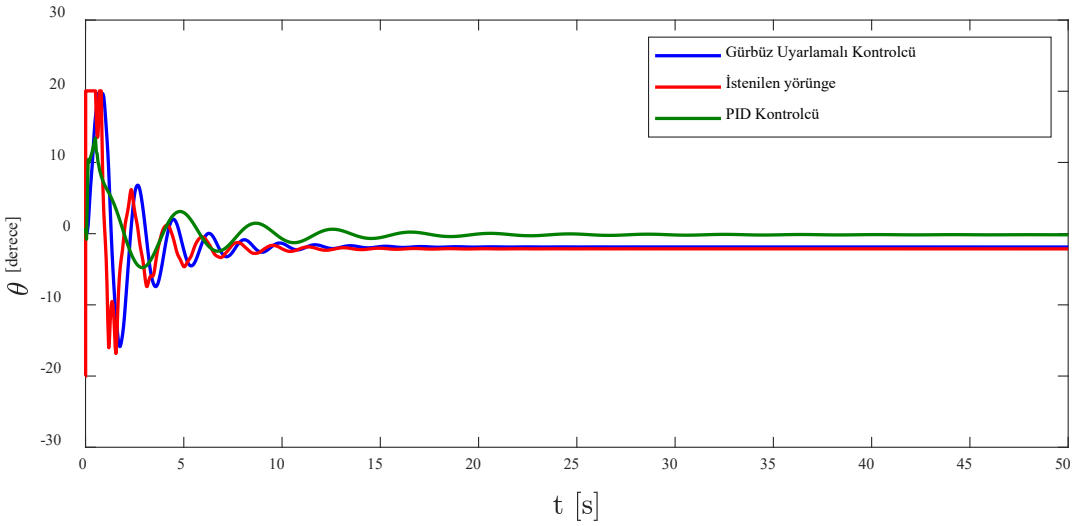
Şekil 4-38: Dörtpervanelinin zamana bağlı Y eksenindeki konum değişimi.



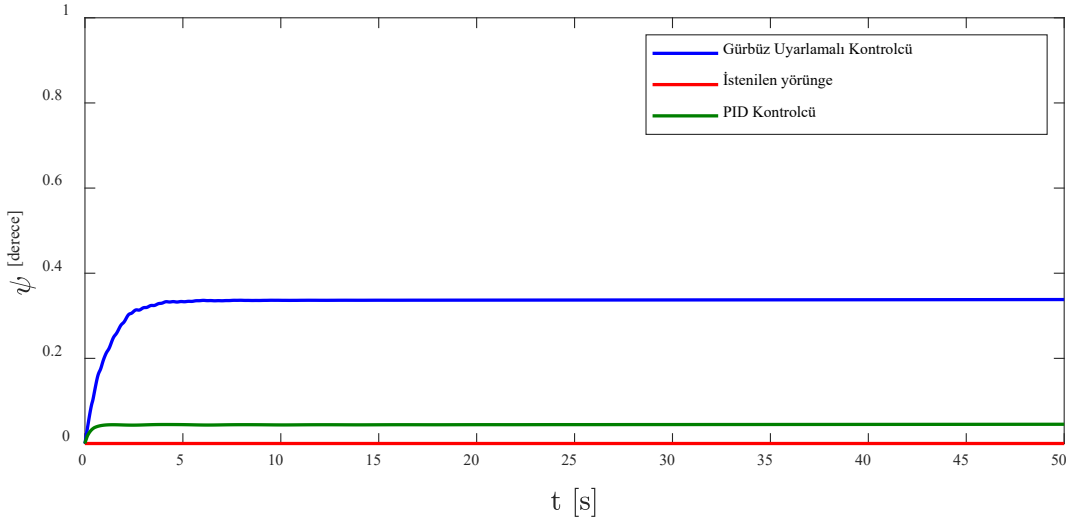
Şekil 4-39: Dörtpervanelinin zamana bağlı Z eksenindeki konum değişimi.



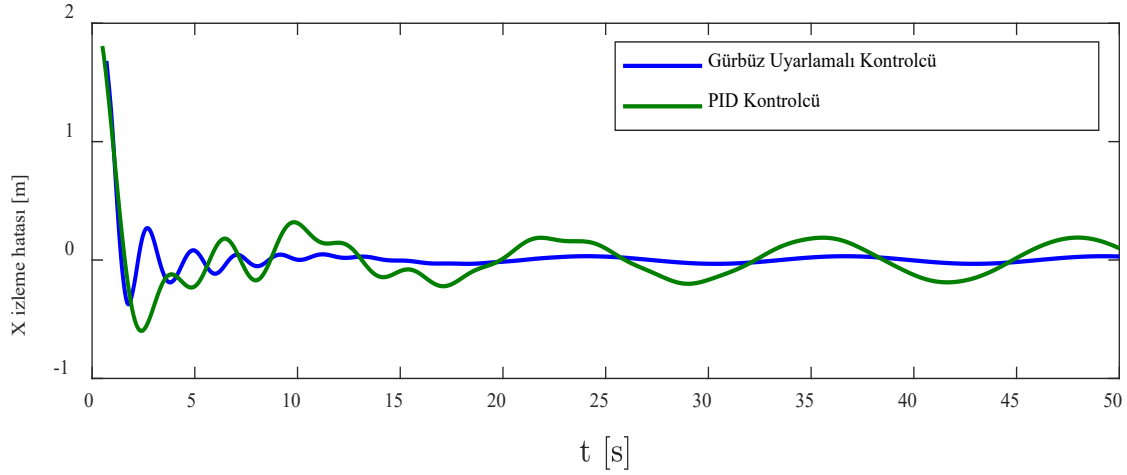
Şekil 4-40: Dörtpervanelinin kafa vurma açısı (∅)- zaman değişimi.



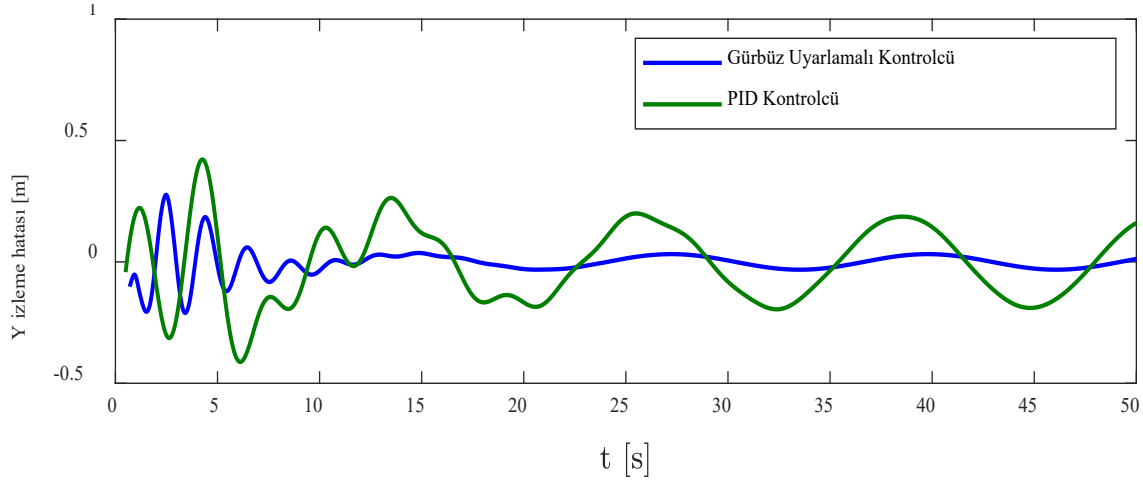
Şekil 4-41: Dörtpervanelinin devrilme açısı (θ) - zaman değişimi.



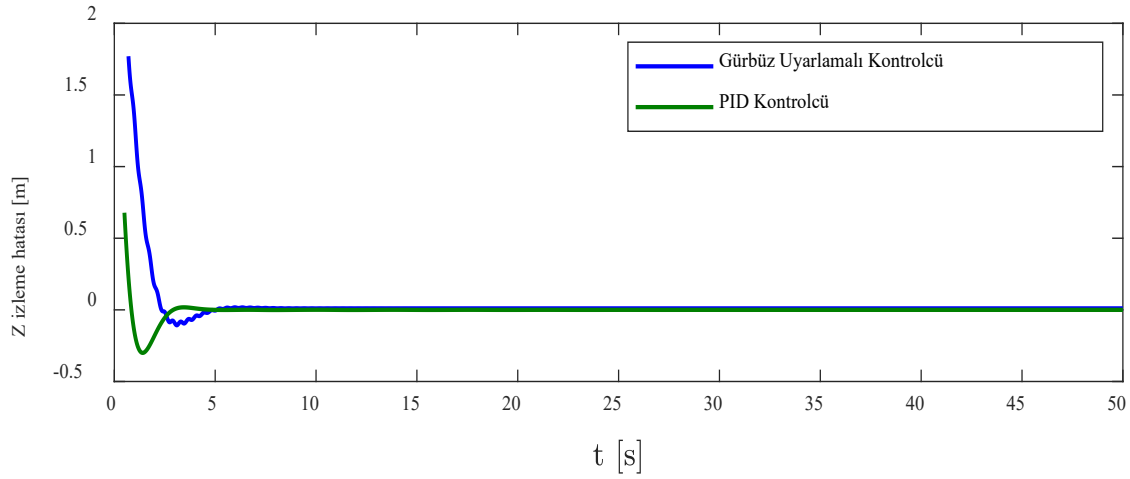
Şekil 4-42: Dörtpervanelinin yalpa açısı (ψ)- zaman değişimi.



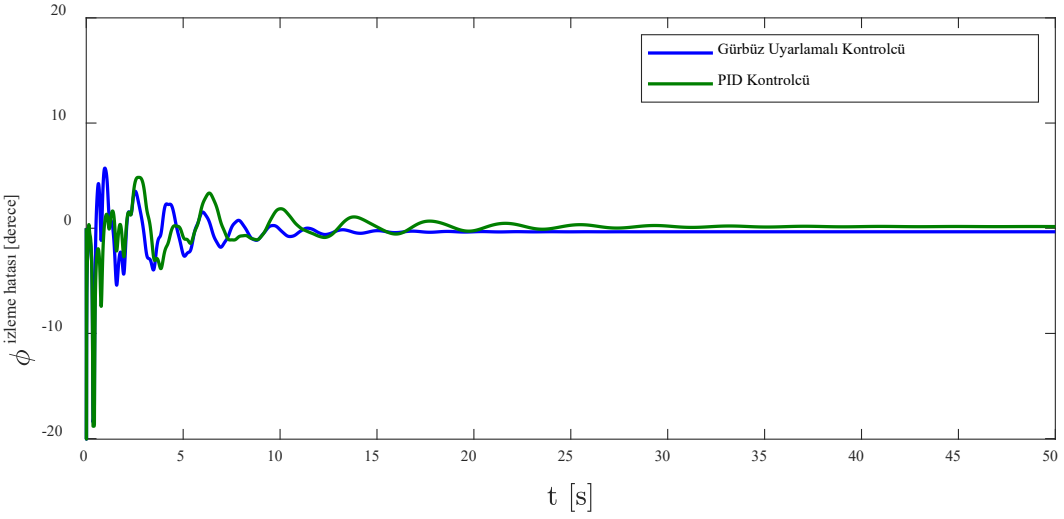
Şekil 4-43: Dörtpervanelinin zamana bağlı X eksenindeki izleme hatası.



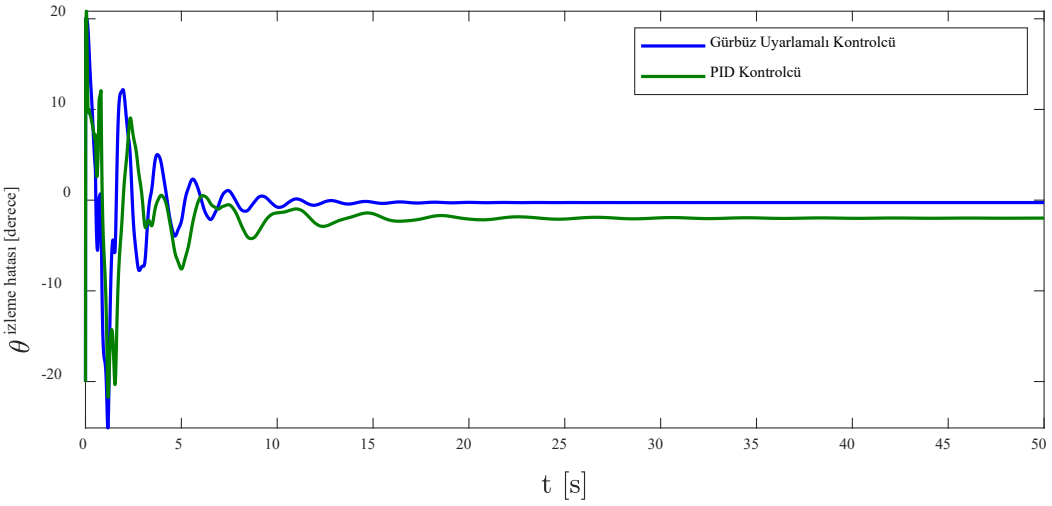
Şekil 4-44: Dörtpervanelinin zamana bağlı Y eksenindeki izleme hatası.



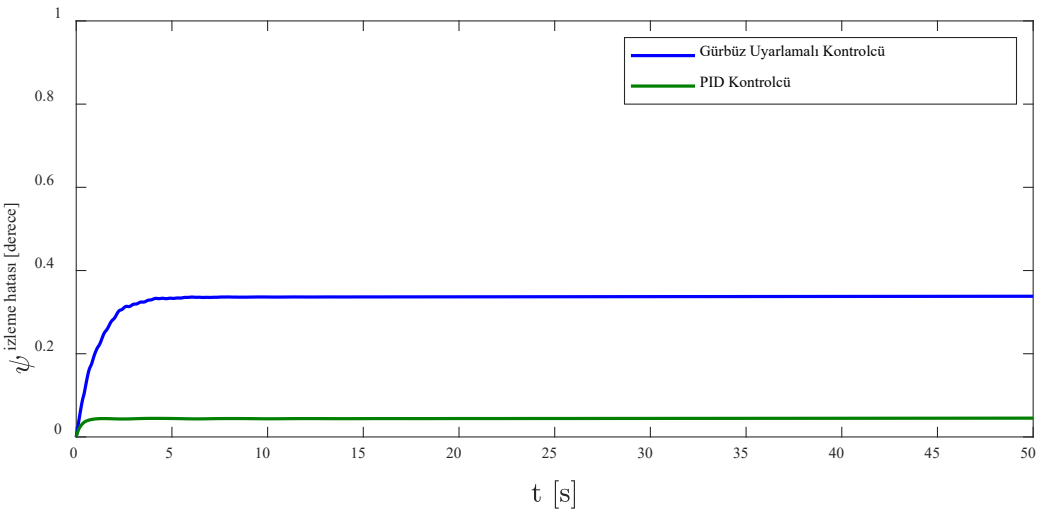
Şekil 4-45: Dörtpervanelinin zamana bağlı Z eksenindeki izleme hatası.



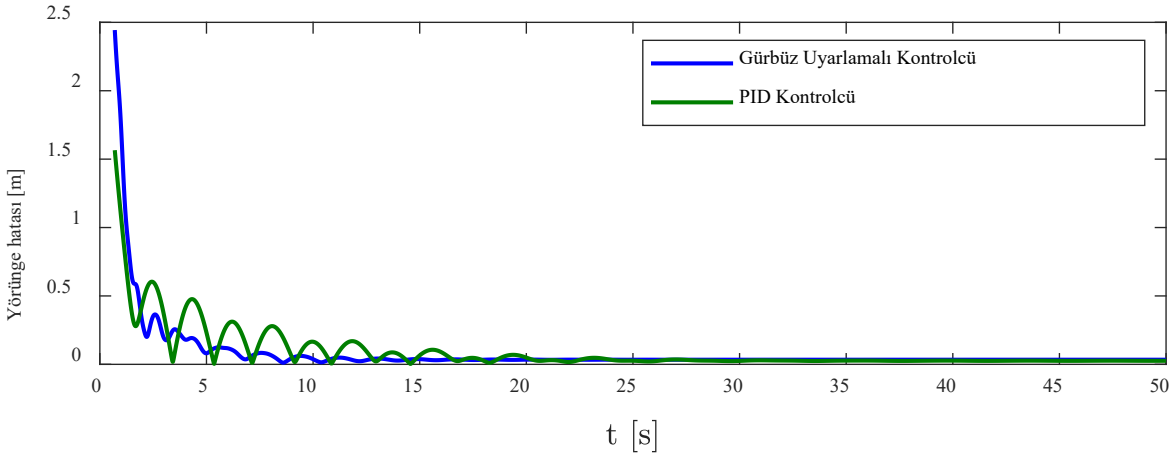
Şekil 4-46: Dörtpervanelinin kafa vurma açısı (∅) izleme hatası.



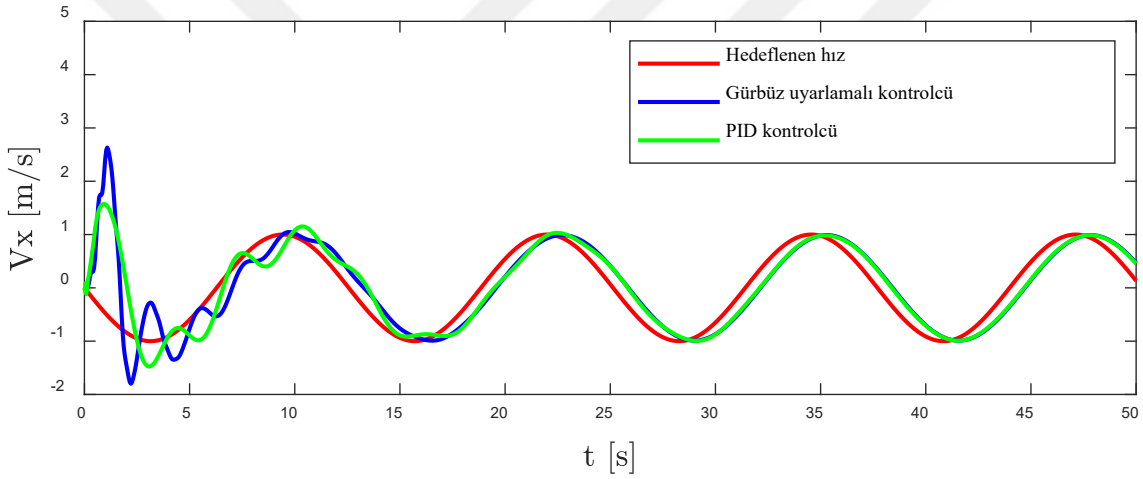
Şekil 4-47: Dörtpervanelinin devrilme açısı (θ) izleme hatası.



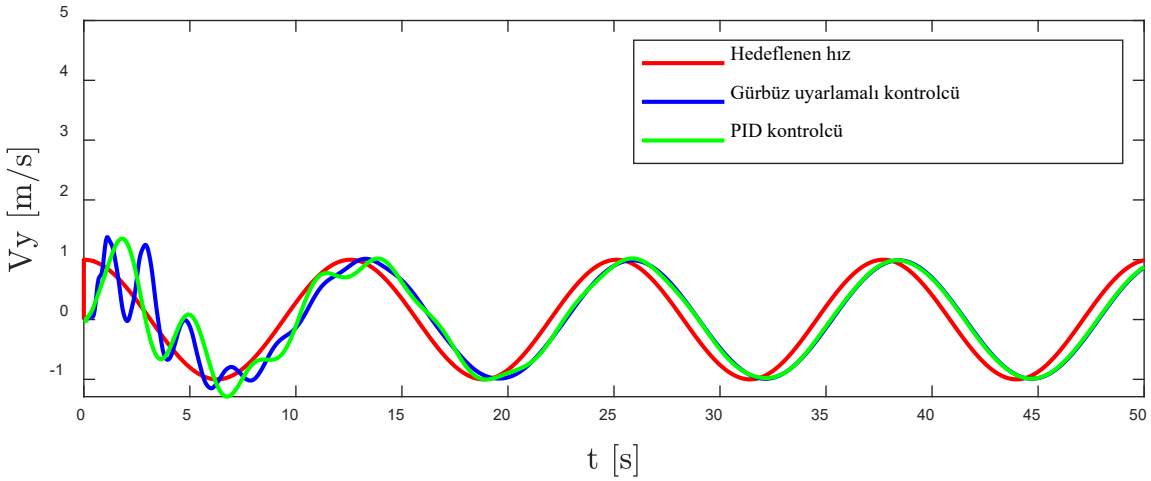
Şekil 4-48: Dörtpervanelinin yalpa açısı (ψ) izleme hatası.



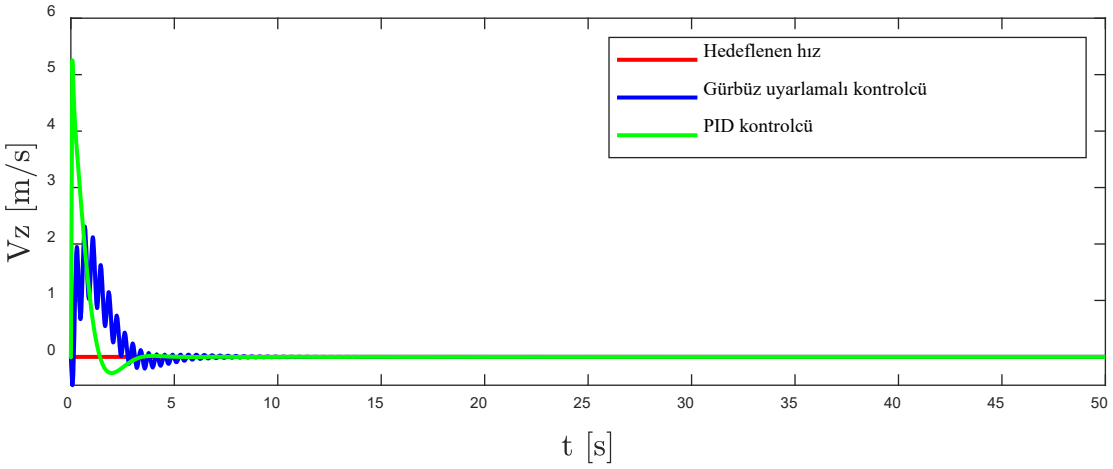
Şekil 4-49: Toplam izleme hatası- çember yörüngesi.



Şekil 4-50: Dörtpervanelinin X eksenindeki hız değişimi- çember yörüngesi.



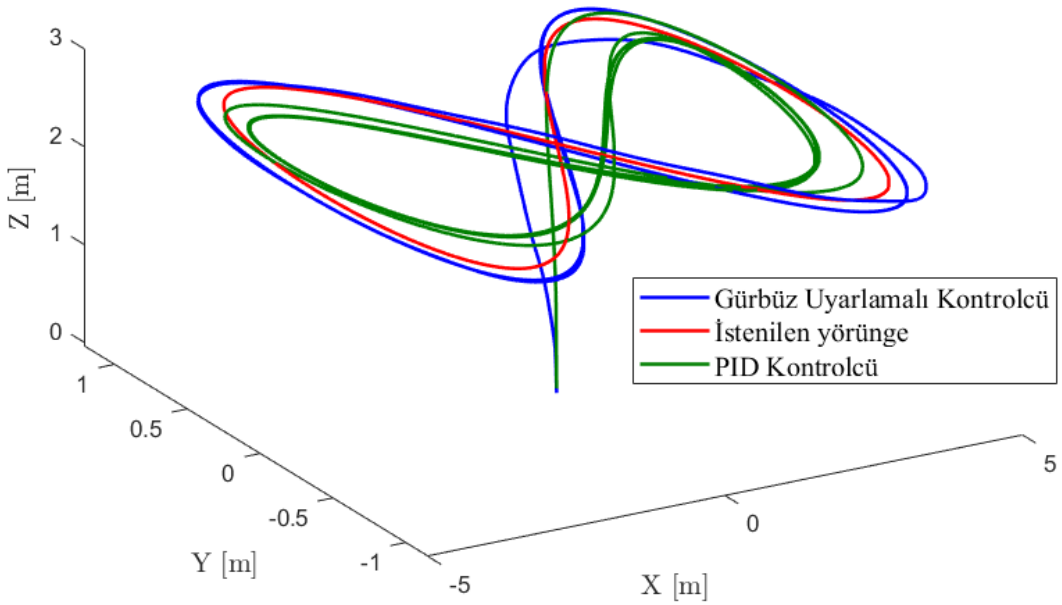
Şekil 4-51: Dörtpervanelinin Y eksenindeki hız değişimi- çember yörüngesi.



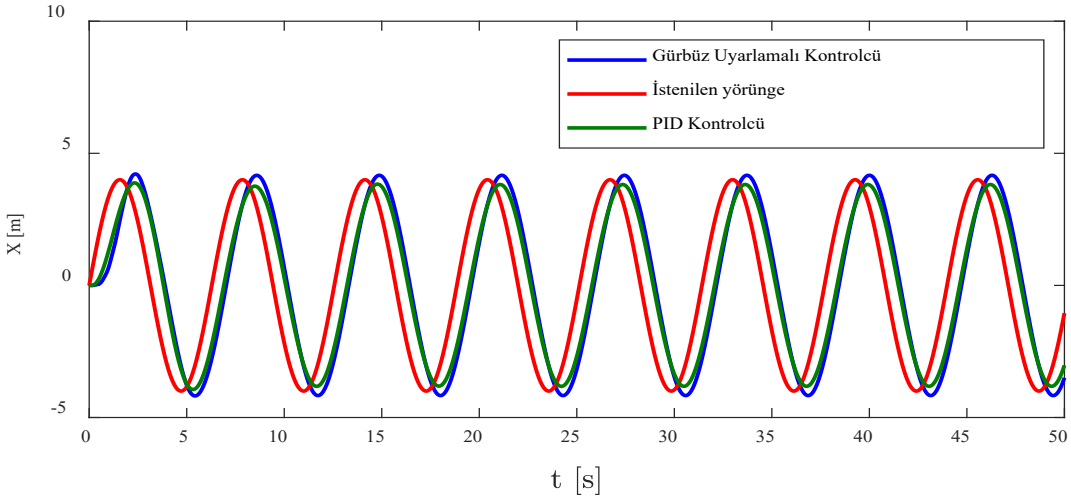
Şekil 4-52: Dörtpervanelinin Z eksenindeki hız değişimi- çember yörüngesi.

4.1.4. 8-şekli Uçuş Yörüngesinin Benzetimi

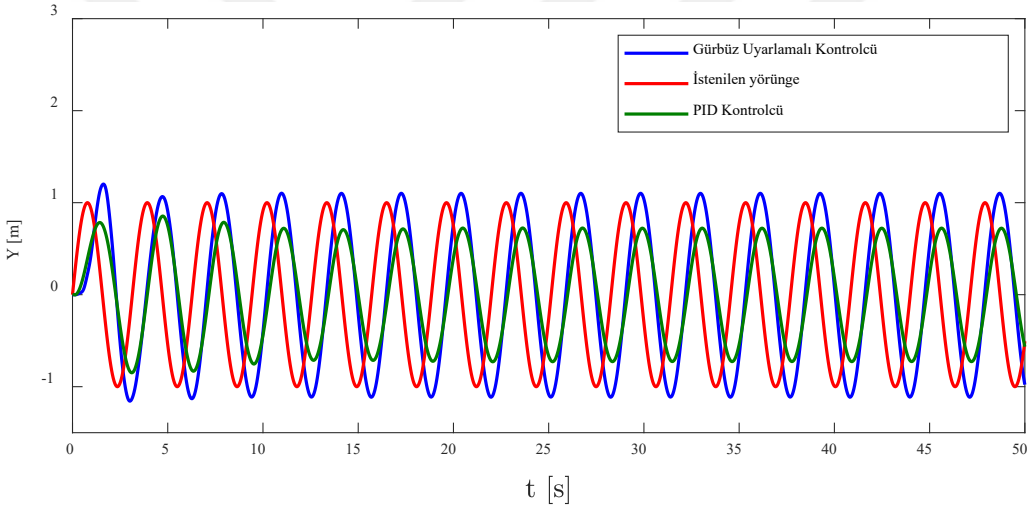
Bu yörüngenin matematiksel adı (Limniscate of Bernoulli) gürbüz uyarlamalı ve PID kontrolcülerin benzetimi yapılmıştır, zor manevra kabiliyetini olmasına rağmen gürbüz uyarlamalı kontrolcünün sonuçları daha iyi ve referans yörüngeye yakın olduğu ispatlanmıştır.



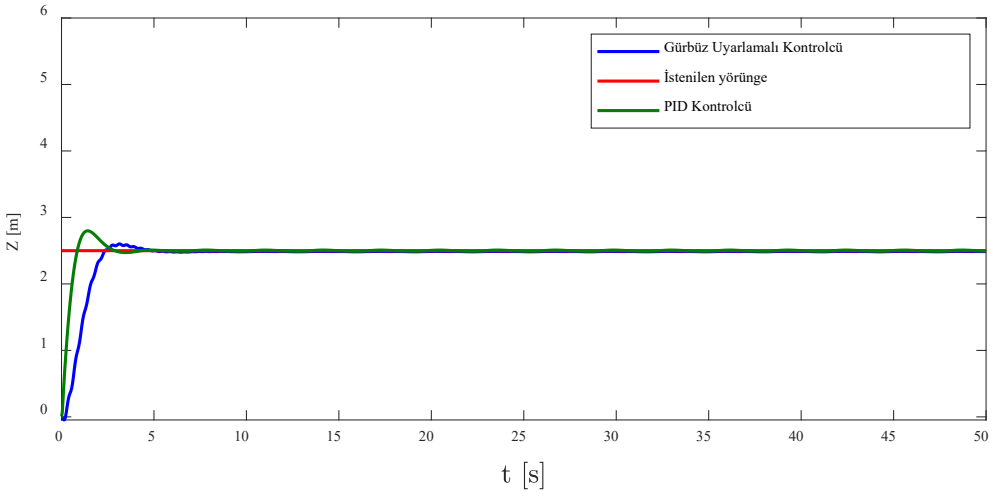
Şekil 4-53: Üç boyutlu sekiz şekli yörüngesi (Limniscate of Bernoulli).



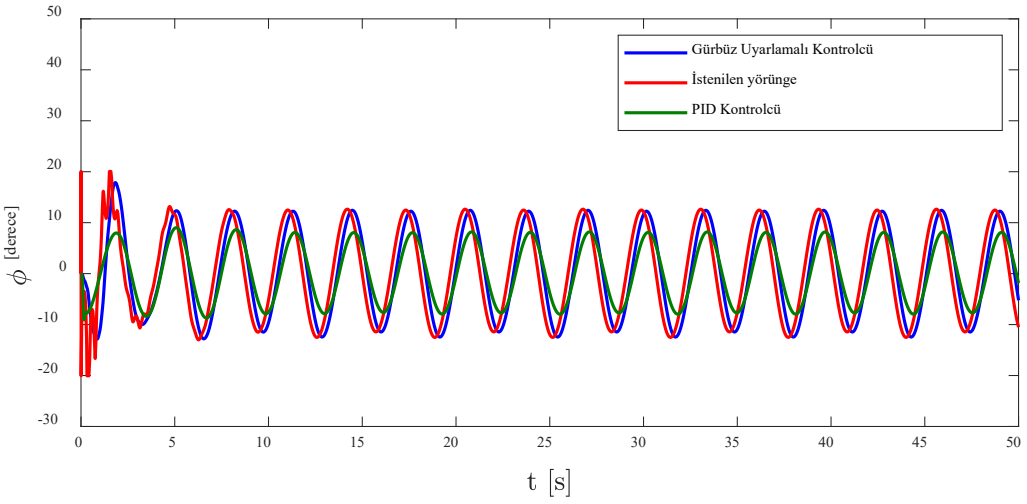
Şekil 4-54: Dörtpervanelinin zamana bağlı X eksenindeki konum değişimi.



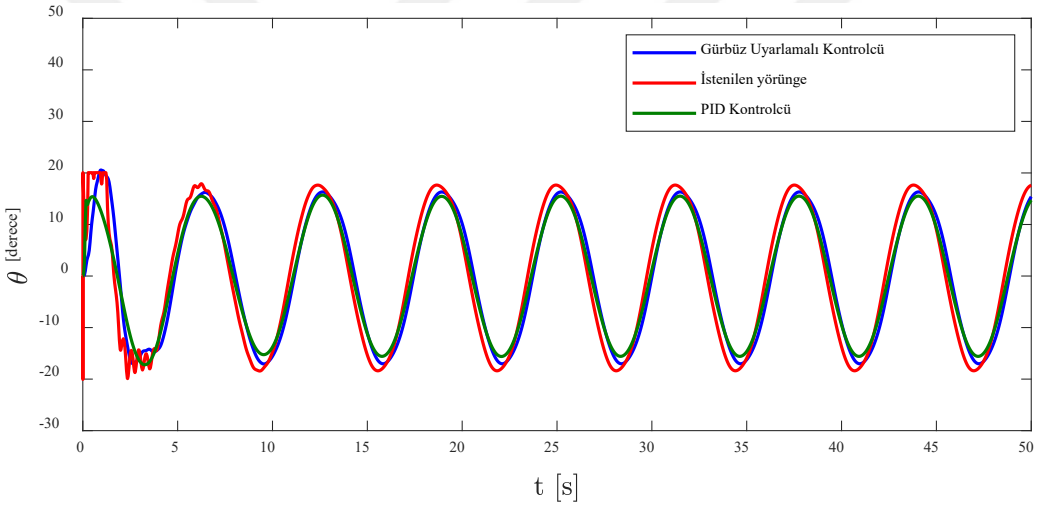
Şekil 4-55: Dörtpervanelinin zamana bağlı Y eksenindeki konum değişimi.



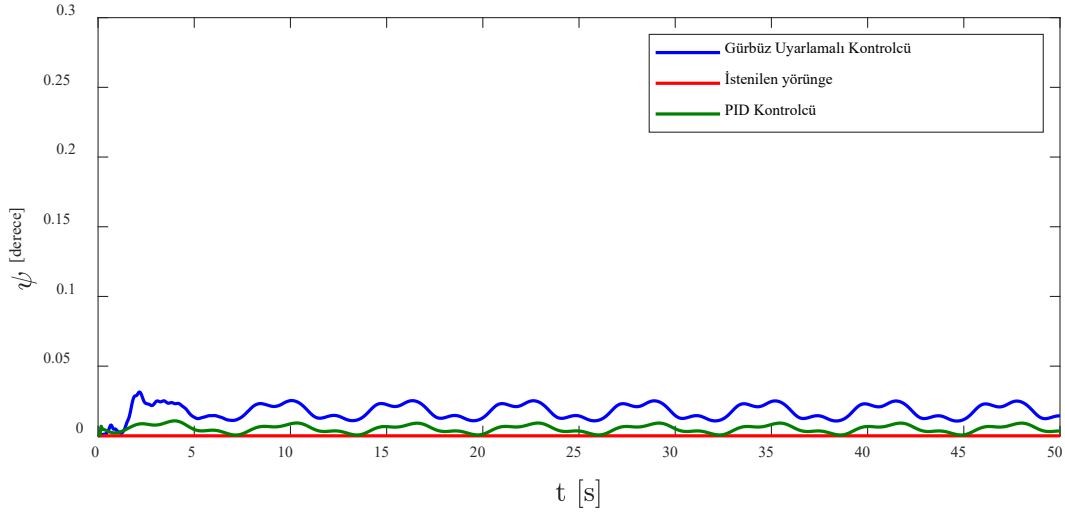
Şekil 4-56: Dörtpervanelinin zamana bağlı Z eksenindeki konum değişimi.



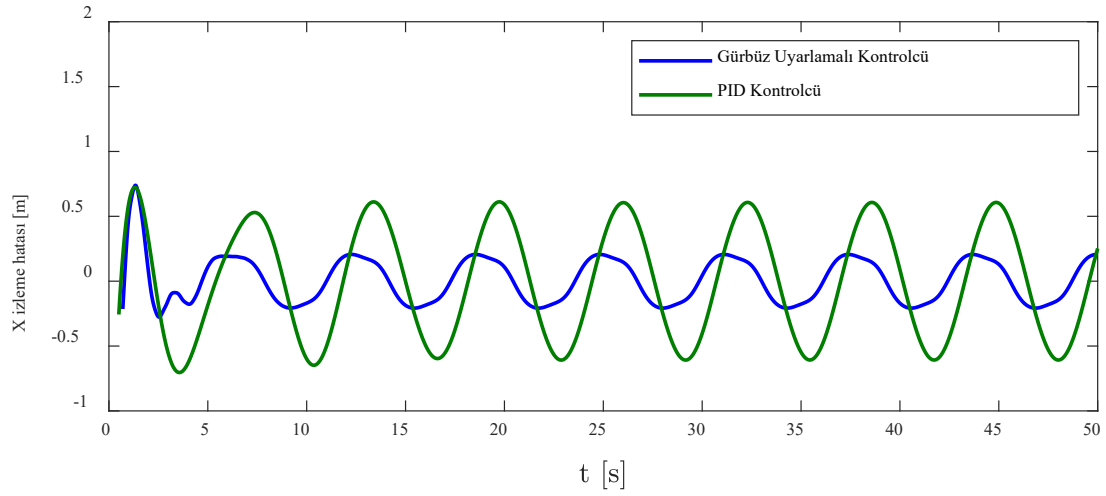
Şekil 4-57: Dörtpervanelinin kafa vurma açısı (∅)- zaman değişimi.



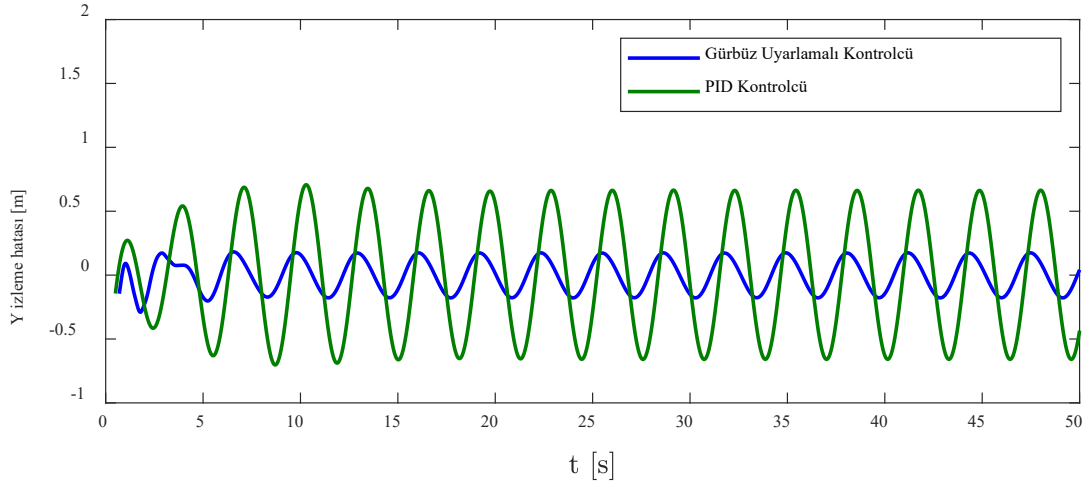
Şekil 4-58: Dörtpervanelinin devrilme açısı (θ)- zaman değişimi.



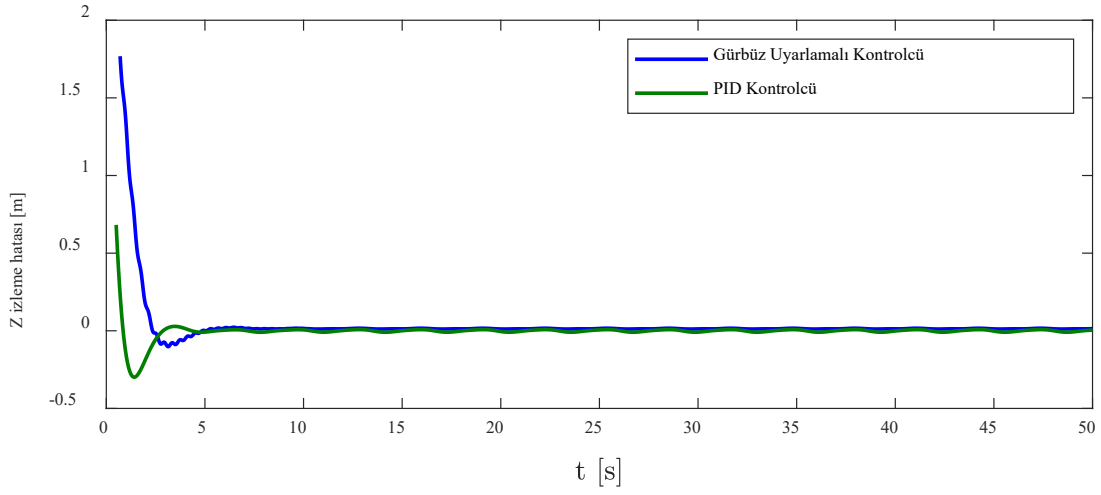
Şekil 4-59: Dörtpervanelinin yalpa açısı (ψ)- zaman değişimi.



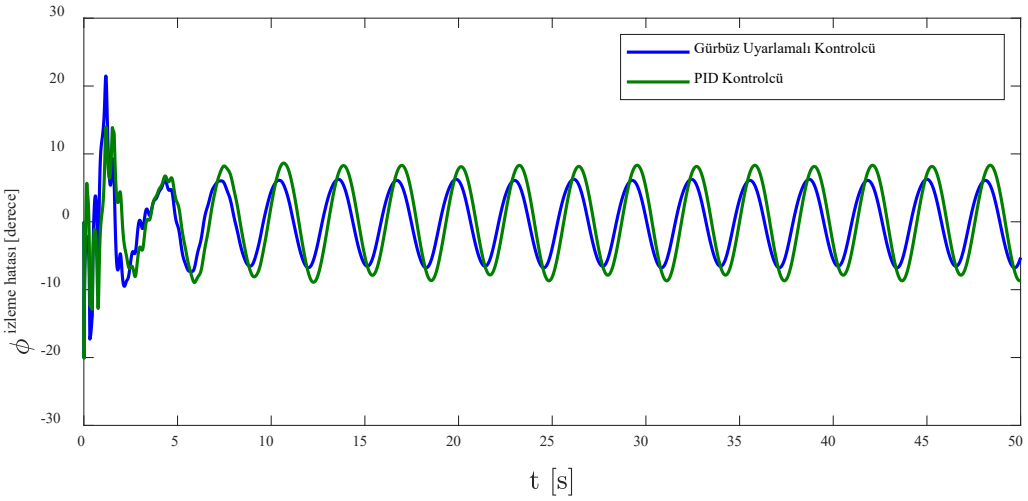
Şekil 4-60: Dörtpervanelinin zamana bağlı X eksenindeki izleme hatası.



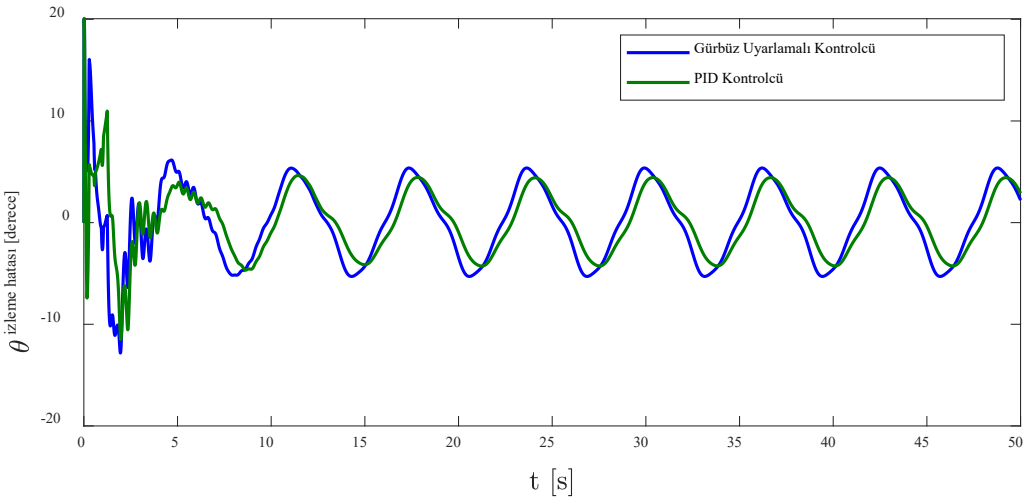
Şekil 4-61: Dörtpervanelinin zamana bağlı Y eksenindeki izleme hatası.



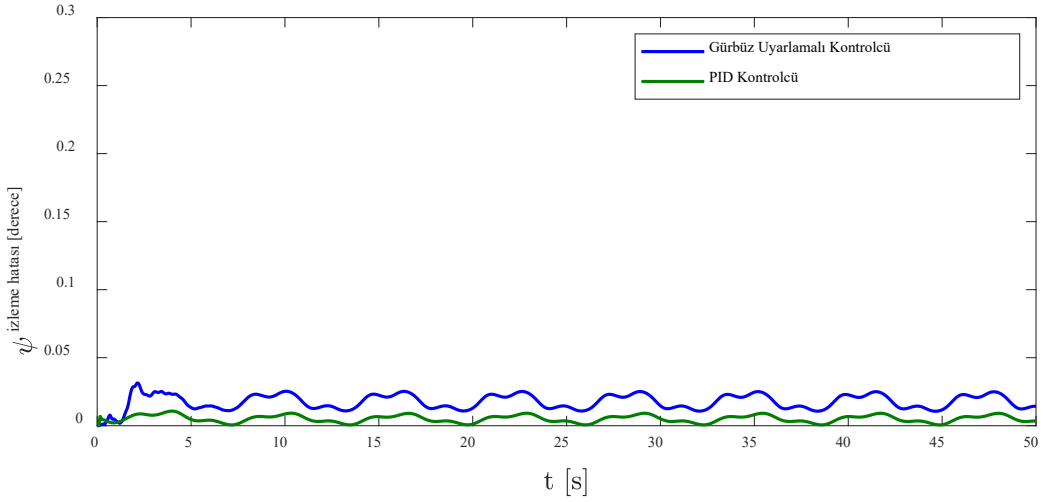
Şekil 4-62: Dörtpervanelinin zamana bağlı Z eksenindeki izleme hatası.



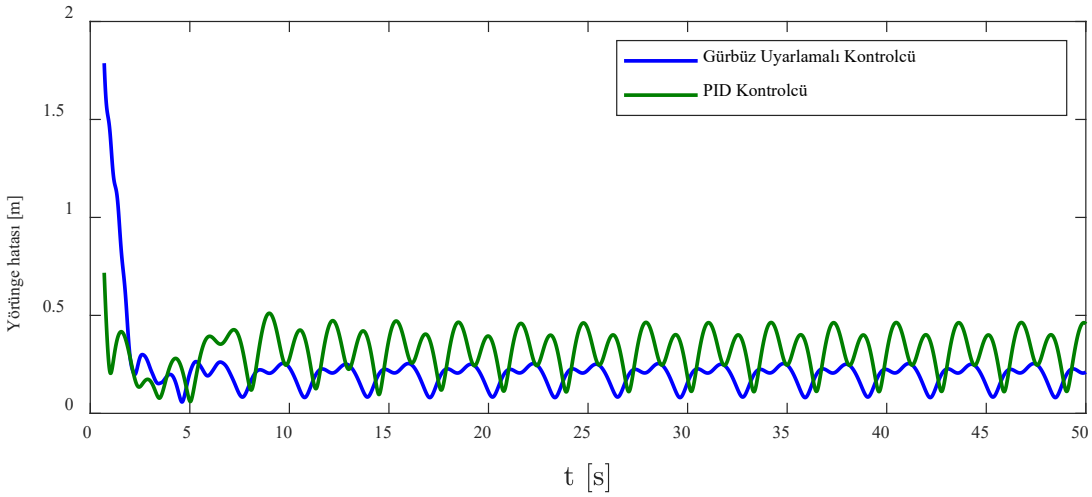
Şekil 4-63: Dörtpervanelinin kafa vurma açısı ($\emptyset$) izleme hatası.



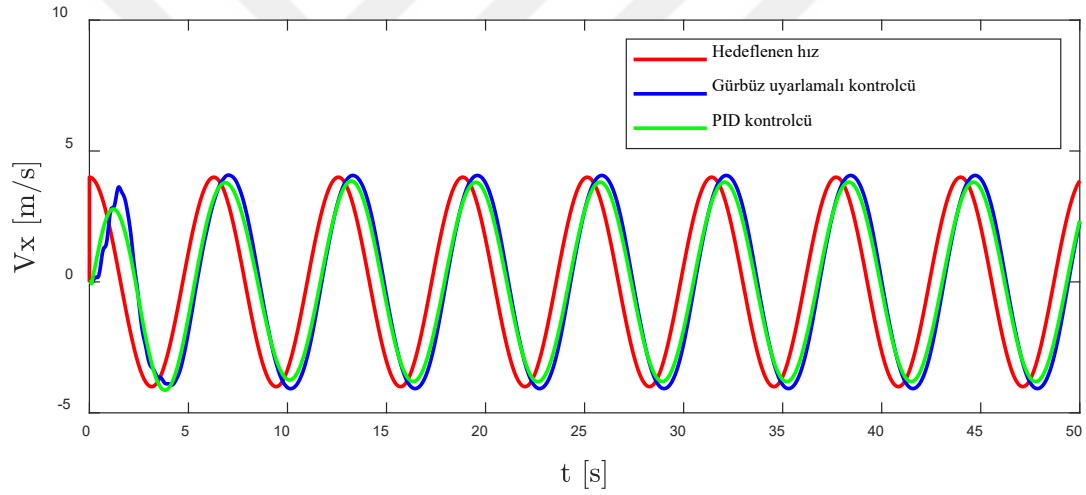
Şekil 4-64: Dörtpervanelinin devrilme açısı (θ) izleme hatası.



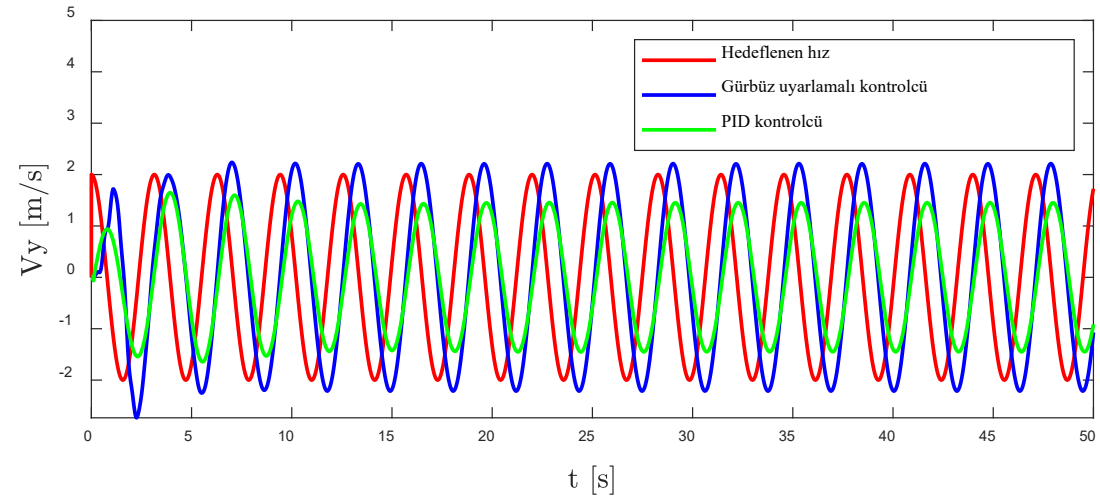
Şekil 4-65: Dörtpervanelinin yalpa açısı (ψ) izleme hatası.



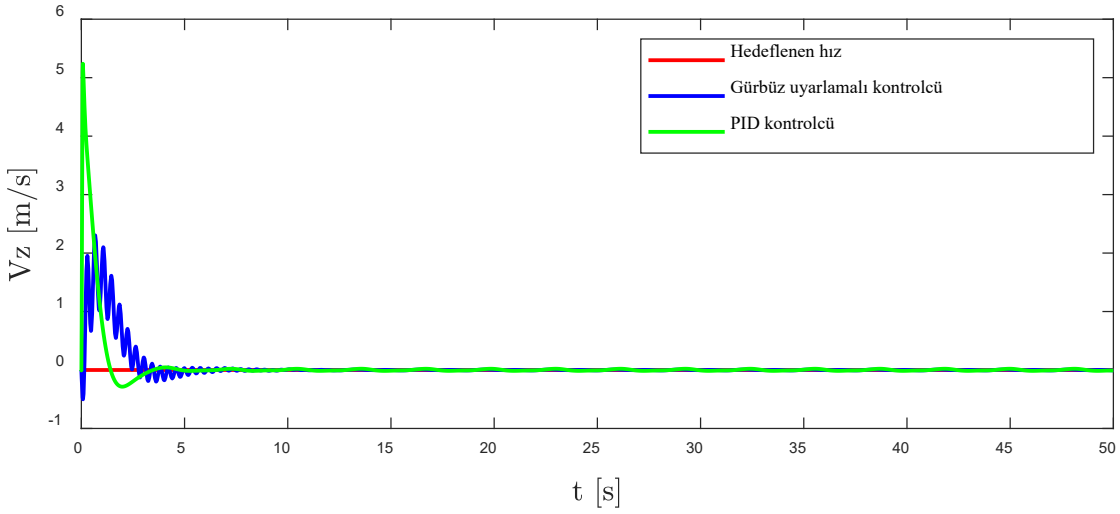
Şekil 4-66: Toplam yörüngenin izleme hatası.



Şekil 4-67: Dörtpervanelinin X eksenindeki hız değişimi- 8 yörüngesi.



Şekil 4-68: Dörtpervanelinin Y eksenindeki hız değişimi- 8 yörüngesi.



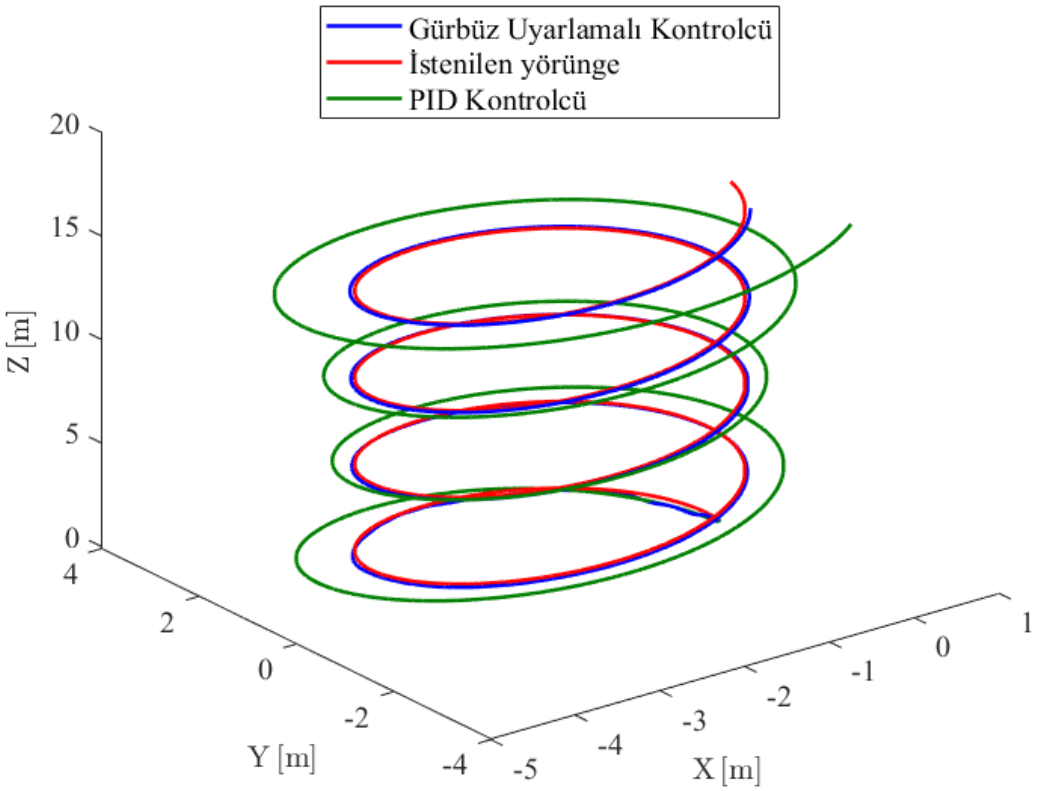
Şekil 4-69: Dörtpervanelinin Z eksenindeki hız değişimi- çember yörüngesi.

4.1.5. Helisel Uçuş Yörüngesinin Kütle Değişimi Altındaki Benzetimi

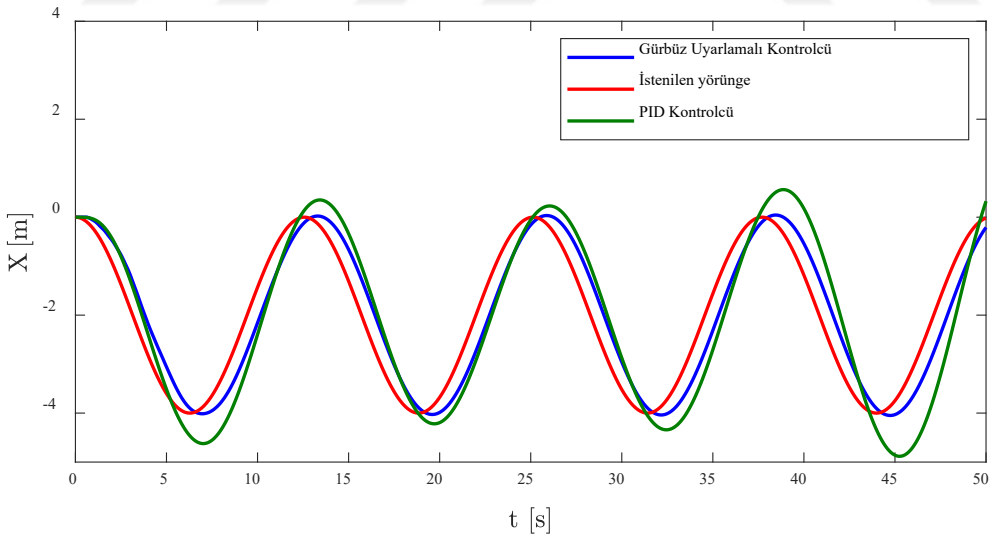
Benzetim sonuçları, yeni gürbüz uyarlamalı kontrolcüye göre, dörtpervanelinin konumunu ve yönelimini tahmin etmede PID'den daha doğru olduğunu kanıtladı. Ve kontrol girişleri tam olarak itme kuvveti, konumu ve yönelimi kontrol etmede kullanılan üç moment için gerçek zamanda hesaplanmıştır.

Dörtpervaneli sistemi belirsizlere maruz kaldığında (örnekler, Parametreler değişimi, rüzgâr ve yükü değişimleri) gürbüz uyarlamalı kontrolcü adapte ediyor, Dolayısıyla, bu sunulan kontrolcü, yörüngeyi izlemeye devam eder, diğer taraftan PID kontrolcü ise kontrolü bir bozucu maruz kalırsa istenen yörüngeden uzaklaşmaya devam eder ve yörüngenin takip etmeye kaybeder. Dörtpervaneli kütle değişiminin %10'unun altında şekil 4-70'te görülebildiği için büyük bir stabilite göstermektedir.

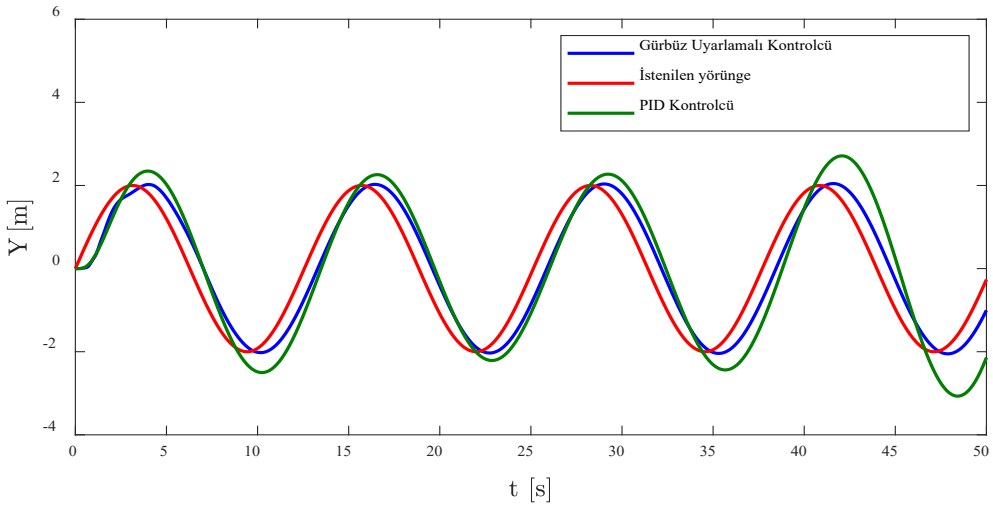
PID tarafından kontrol edilen dörtpervanelinin istenen uçuş yörüngeden çıktığı, gürbüz uyarlamalı kontrolcü tarafından kontrol edilen dörtpervanelinin ise, istenen yörüngeyi tam olarak izlediği görülebilir. Gürbüz uyarlamalı ve PID kontrolcüleri arasındaki karşılaştırma referans yörüngeye göre şekil (4-71, 4-77) arasında gösterilmektedir.



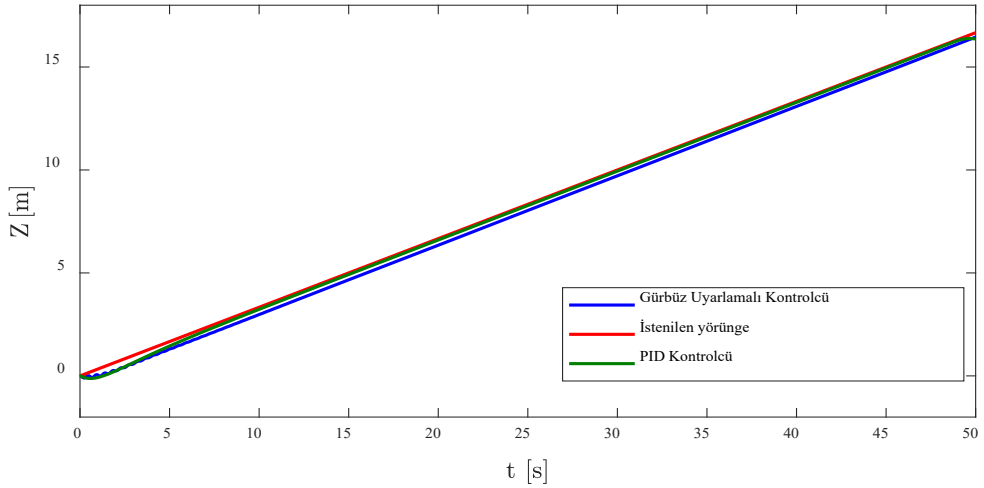
Şekil 4-70 : %10 kütle değişimi altında gerçek ve istenen helisel yörünge takibi.



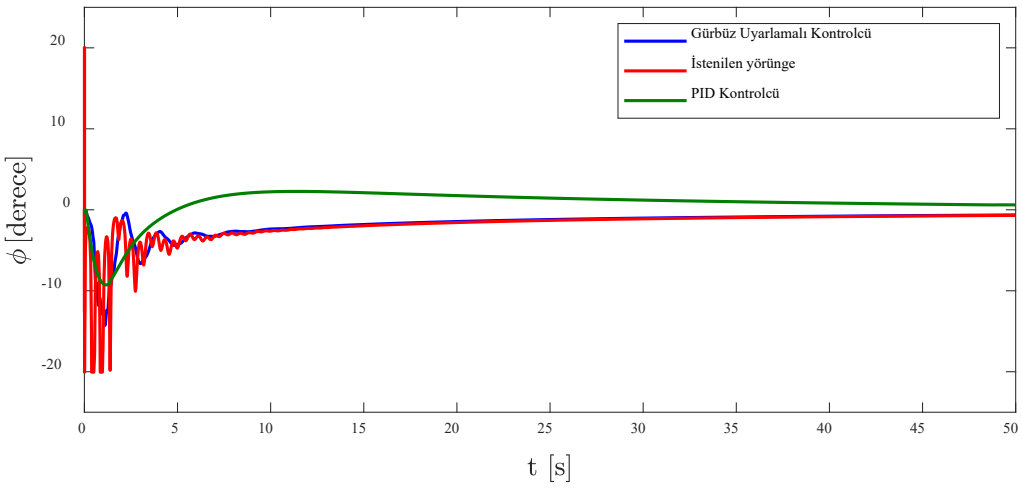
Şekil 4-71: X-yönünde %10 kütle değişimi altında gerçek ve istenen helisel yörünge takibi.



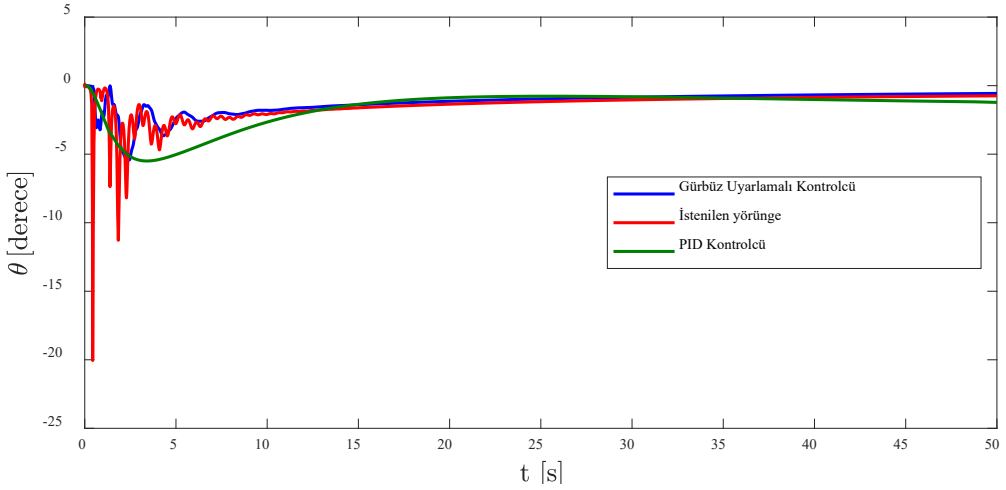
Şekil 4-72: Y-yönünde %10 kütle değişimi altında gerçek ve istenen helisel yörünge takibi.



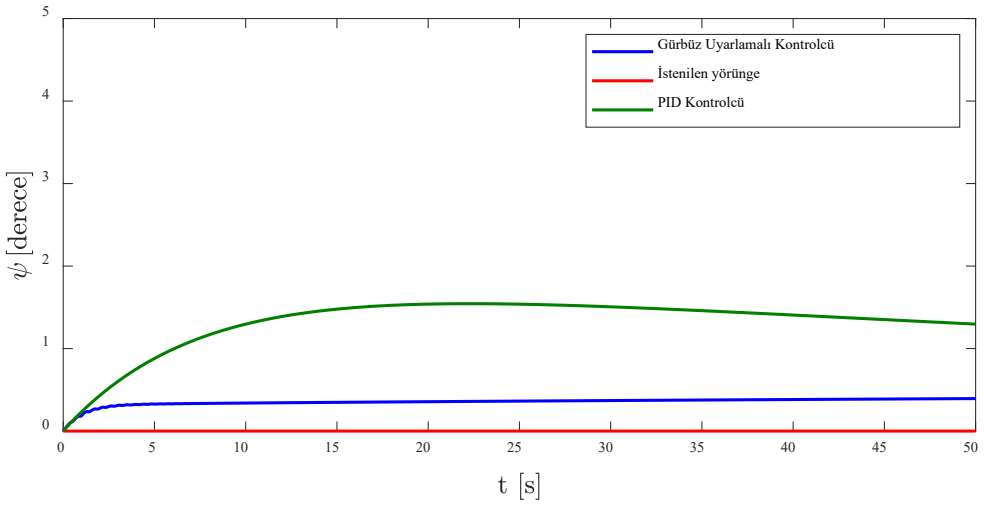
Şekil 4-73: Z-yönünde %10 kütle değişimi altında gerçek ve istenen helisel yörünge takibi.



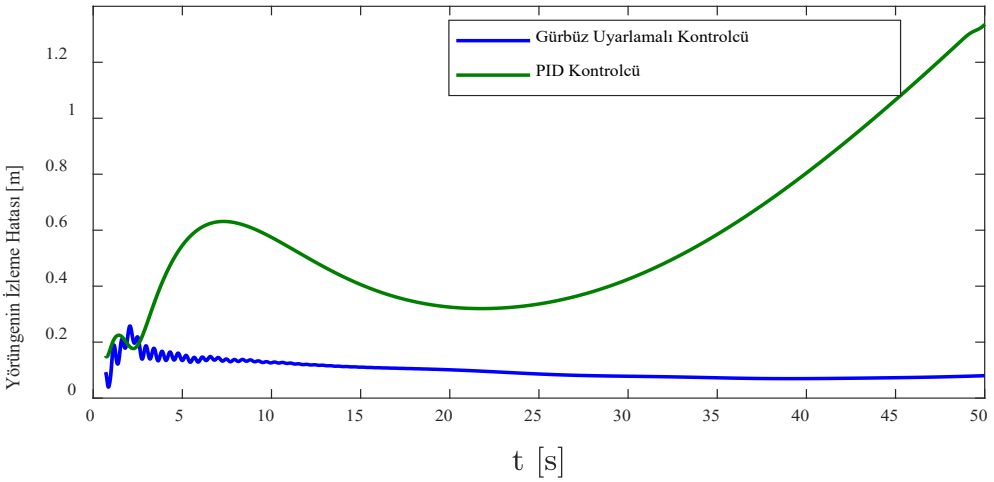
Şekil 4-74: Dörtpervanelinin %10 kütle değişimi altında kafa vurma açısı (∅)- zaman değişimi.



Şekil 4-75: Dörtpervanelinin%10 kütle değişimi altında devrilme açısı (θ) - zaman değişimi.



Şekil 4-76: %10 kütle değişimi altında gerçek ve istenen helisel yörünge Yalpa takibi.



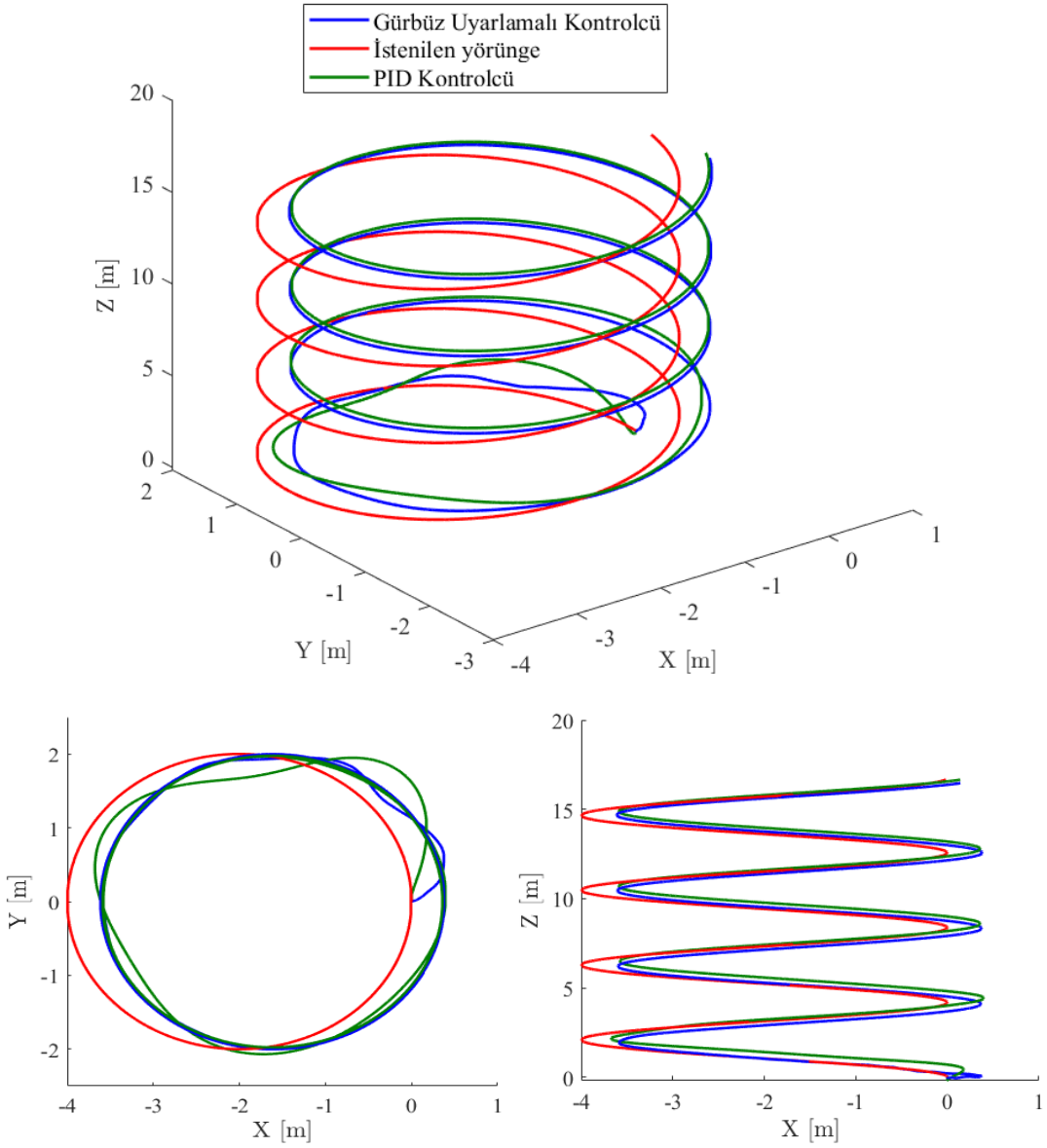
Şekil 4-77: Toplam yörüngenin izleme hatası.

Kütle değişimi karşı X, Y ve Z koordinatları üzerinden uçuş yörüngenin izlemedeki hatasını karşılaştırarak, PID kontrolcünün yörüngesi izleme hatalarının X, Y ve Z üzerinde gürbüz uyarlamalı kontrolcünün hatalardan daha büyük olduğunu fark edebiliriz.

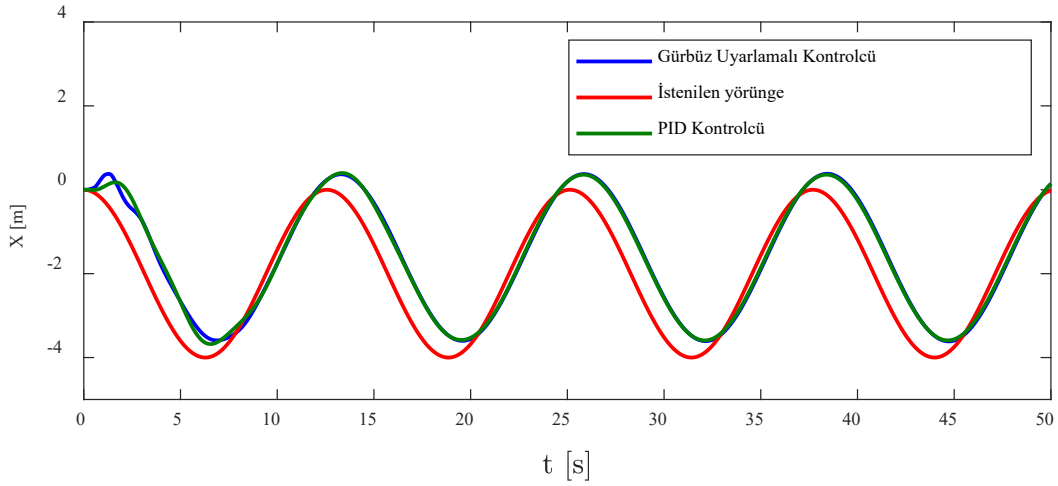
Gürbüz uyarlamalı kontrolcü büyük stabilite ve performans, diş ve iç bozucular karşı gösterilmiştir.

4.1.6. Helisel Uçuş Yörüngesinin Rüzgâr Dış Bozucu Altındaki Benzetimi

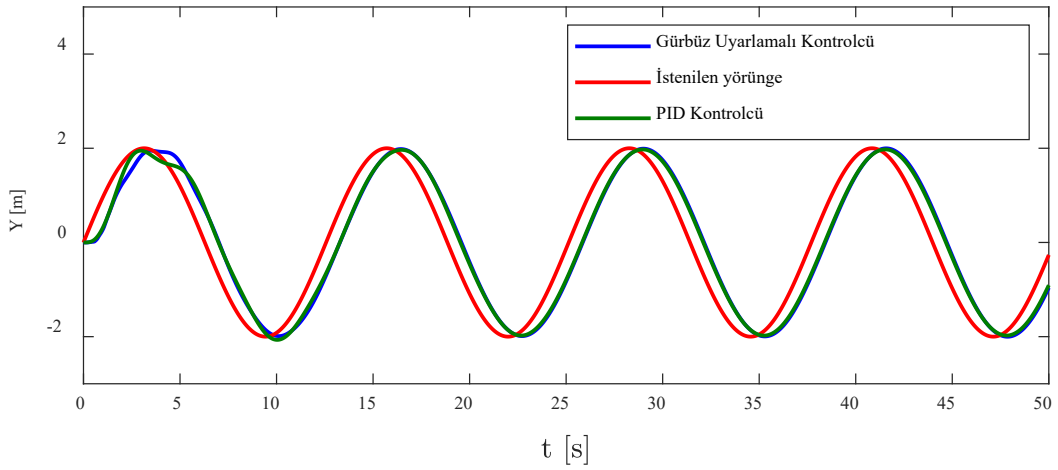
Bir hız dış bozucu V_x=1 m/s olarak helisel yörüngesi takip ederken yapılan benzetim aşağıda gibi göstermektedir.



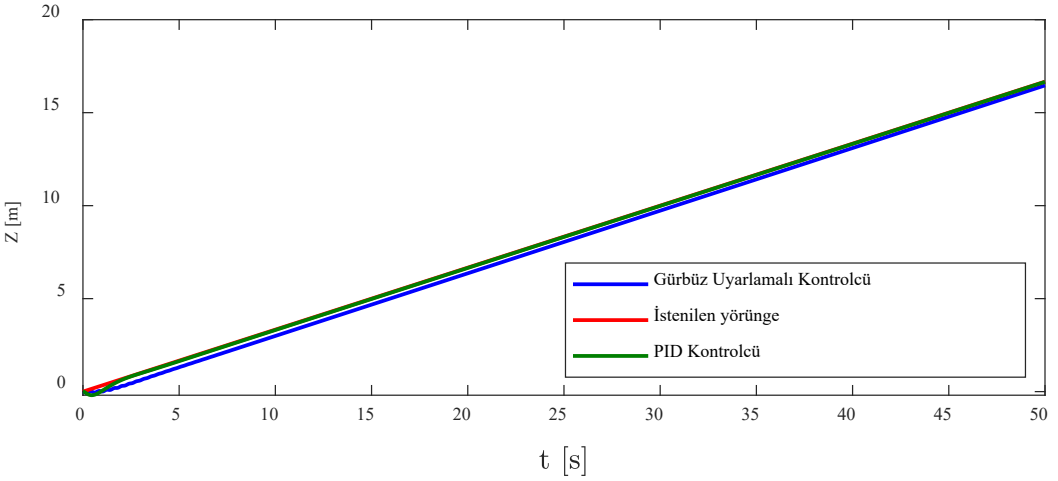
Şekil 4-78 : V_x=1 m/s hız dış bozucu altındayken gerçek ve istenen helisel yörünge takibi.



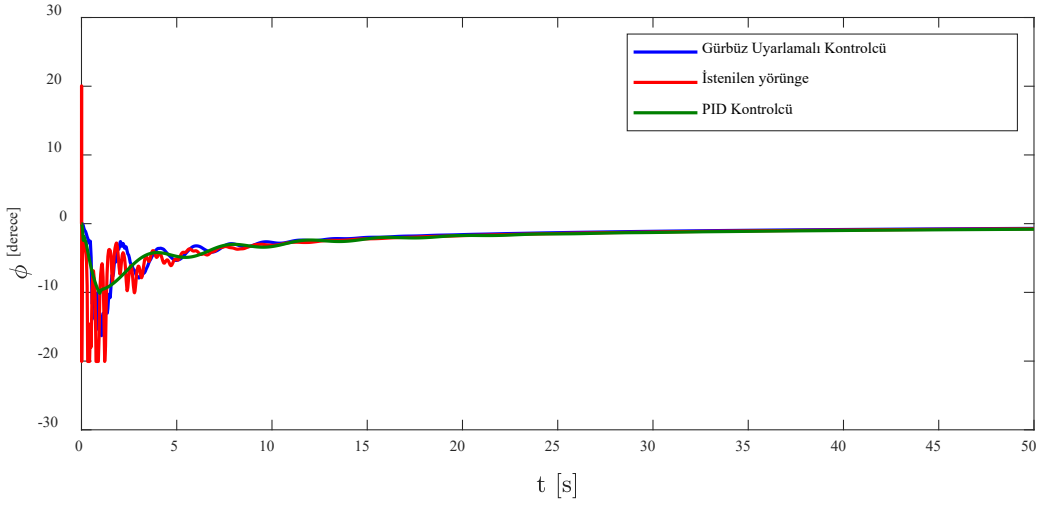
Şekil 4-79: X-yönünde V_x=1 m/s dış bozucu altındayken gerçek ve istenen helisel yörünge takibi.



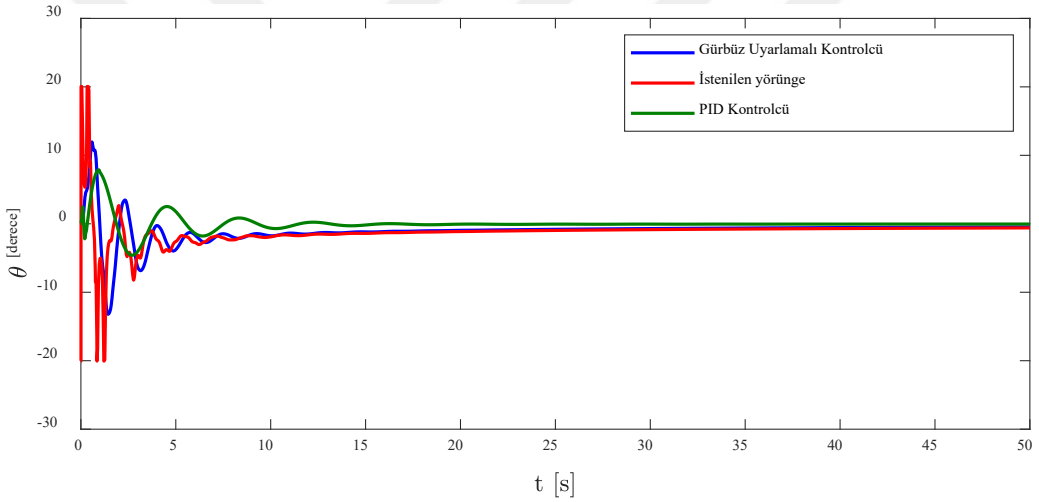
Şekil 4-80: Y-yönünde V_x=1 m/s dış bozucu altındayken gerçek ve istenen helisel yörünge takibi.



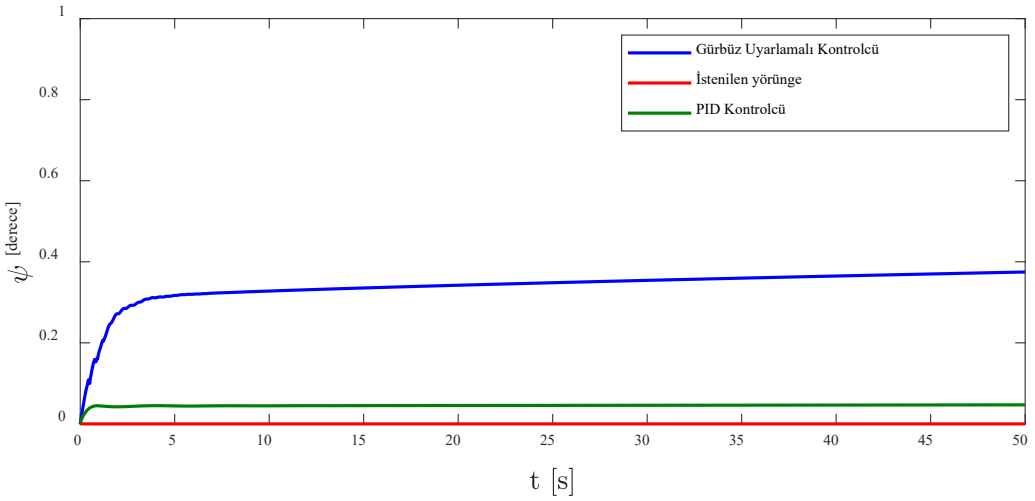
Şekil 4-81: Z-yönünde V_x=1 m/s dış bozucu altındayken gerçek ve istenen helisel yörünge takibi.



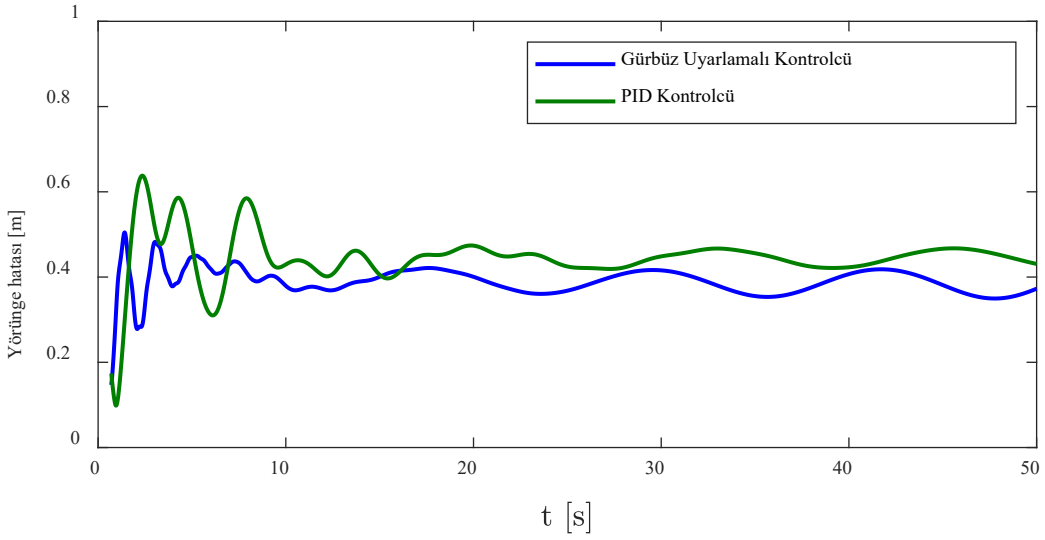
Şekil 4-82: Dörtpervanelinin kafa vurma açısı (∅)- zaman değişimi V_x=1 m/s hız dış bozucu.



Şekil 4-83: Dörtpervanelinin devrilme açısı (θ) - zaman değişimi V_x=1 m/s hız dış bozucu.



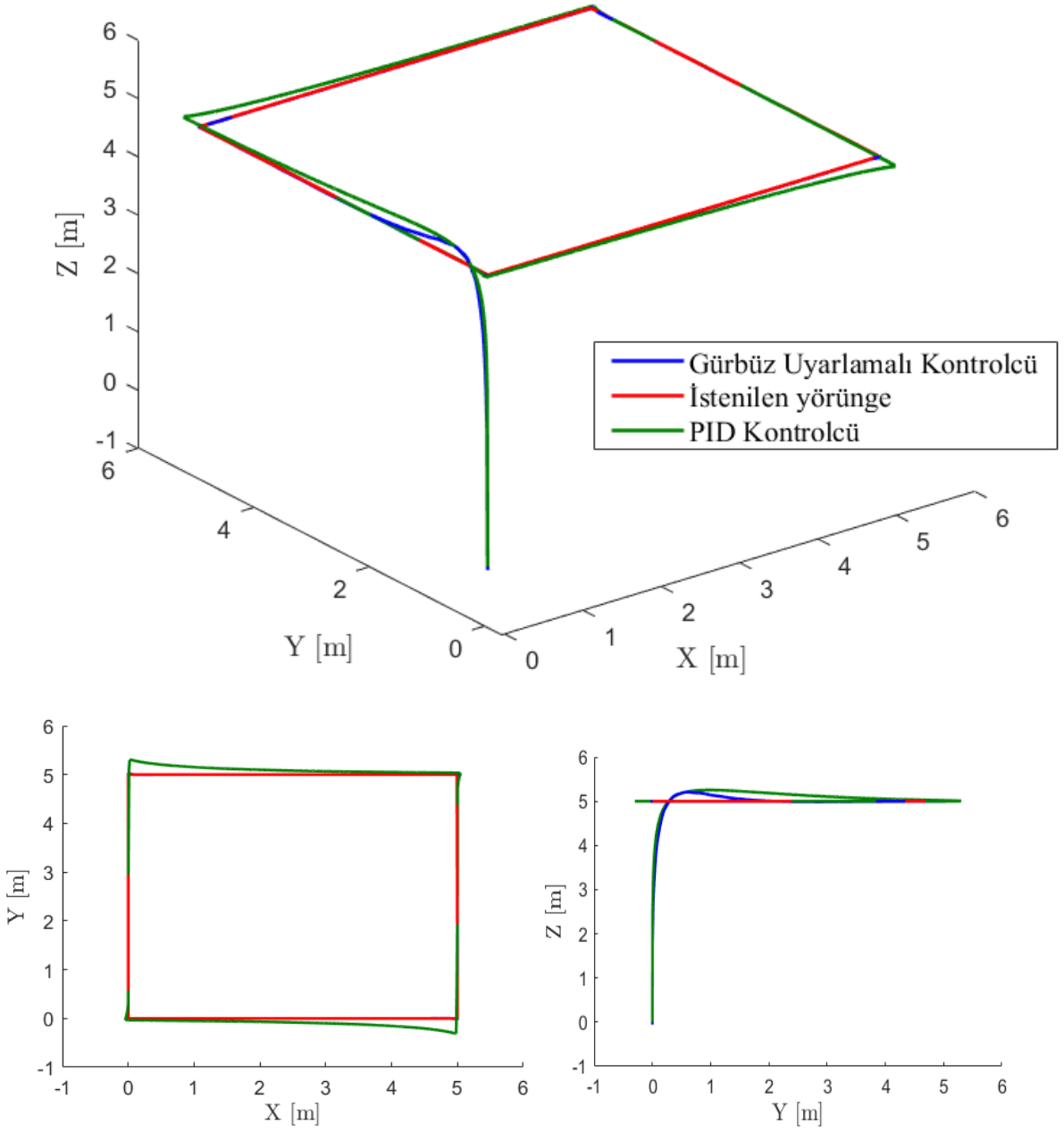
Şekil 4-84: Dörtpervanelinin Yalpa takibi V_x=1 m/s hız dış bozucu.



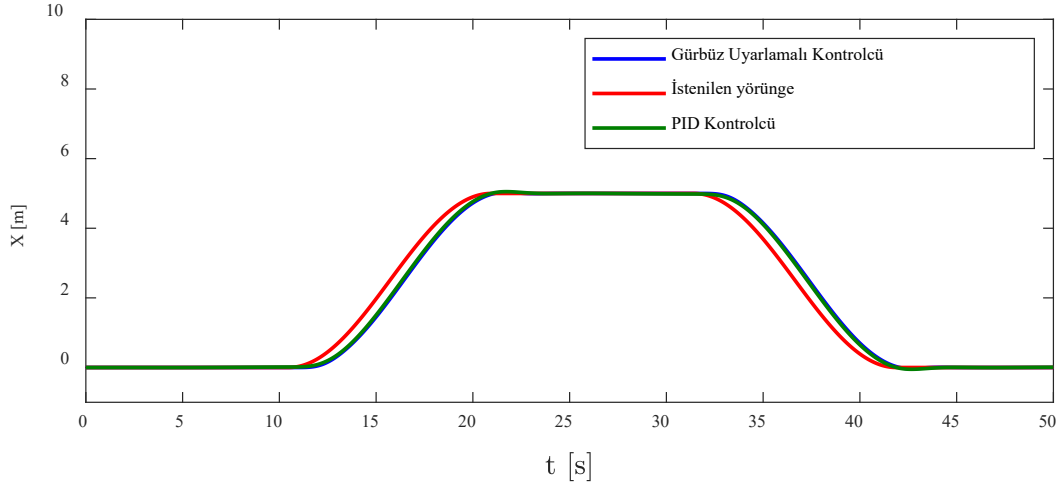
Şekil 4-85: Toplam yörüngenin izleme hatası.

4.1.7. Kare Uçuş Yörüngesinin Kütle Değişimi Altındaki Benzetimi

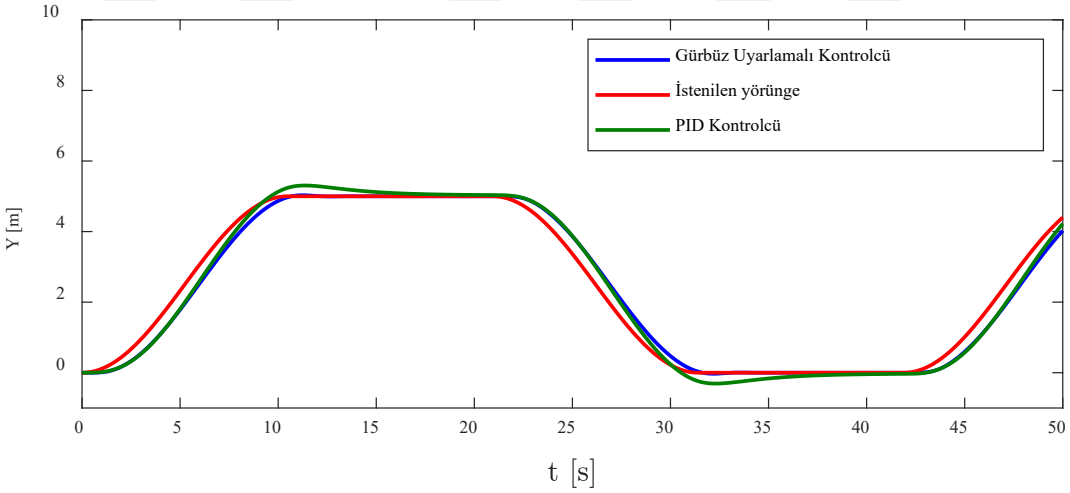
Yine de kare uçuş yörüngesinin benzetimi kütle değişimi altında gerçekleştirilmiştir. Sonraki şekillerde bütün çıkan sonuçları karşılaştırılmıştır.



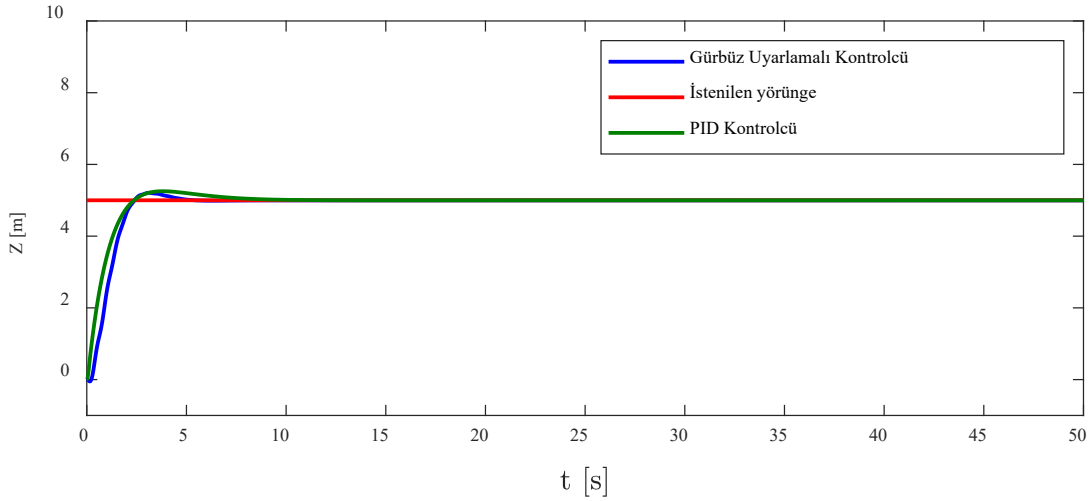
Şekil 4-86: %10 kütle değişimi altında gerçek ve istenen kare yörünge takibi.



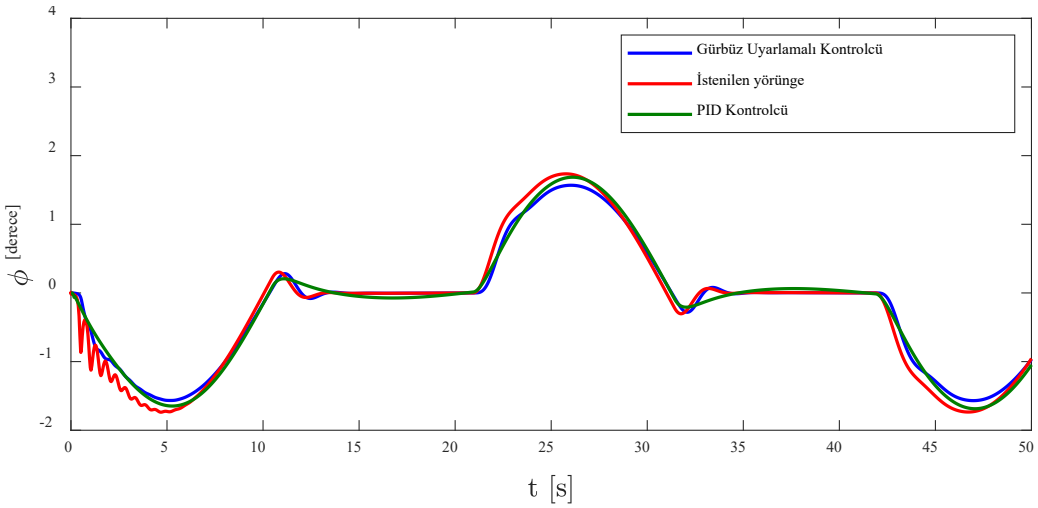
Şekil 4-87: X-yönünde %10 kütle değişimi altında gerçek ve istenen yörünge takibi.



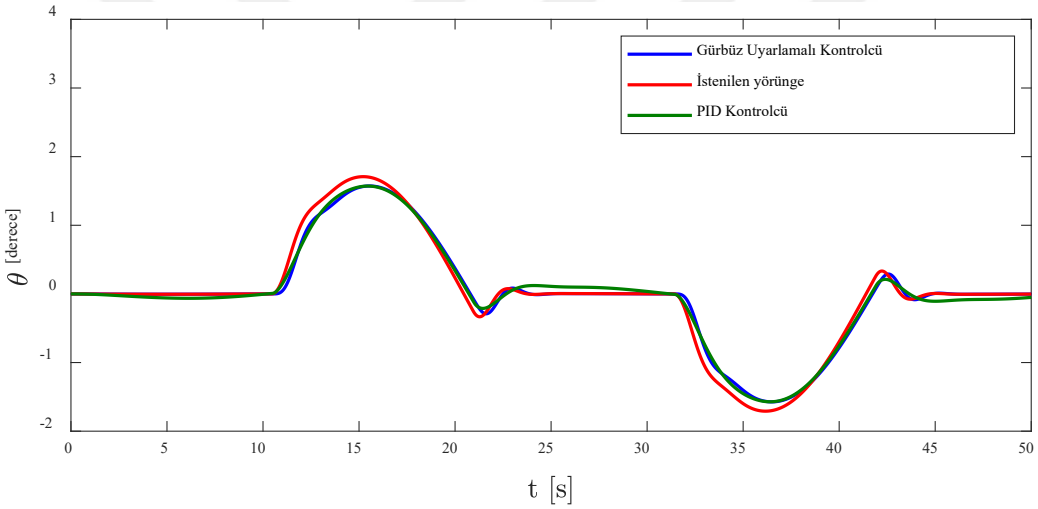
Şekil 4-88: Y-yönünde %10 kütle değişimi altında gerçek ve istenen yörünge takibi.



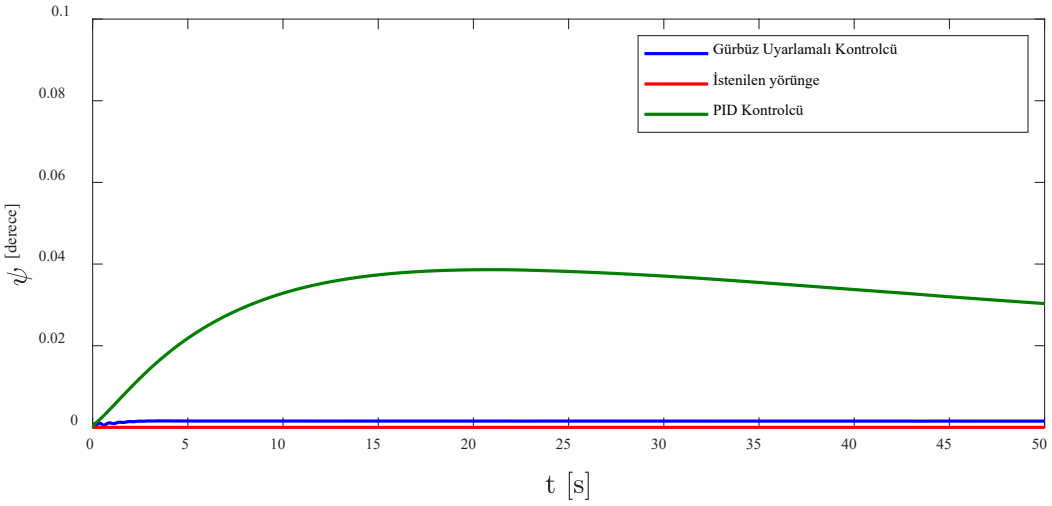
Şekil 4-89: Z-yönünde %10 kütle değişimi altında gerçek ve istenen yörünge takibi.



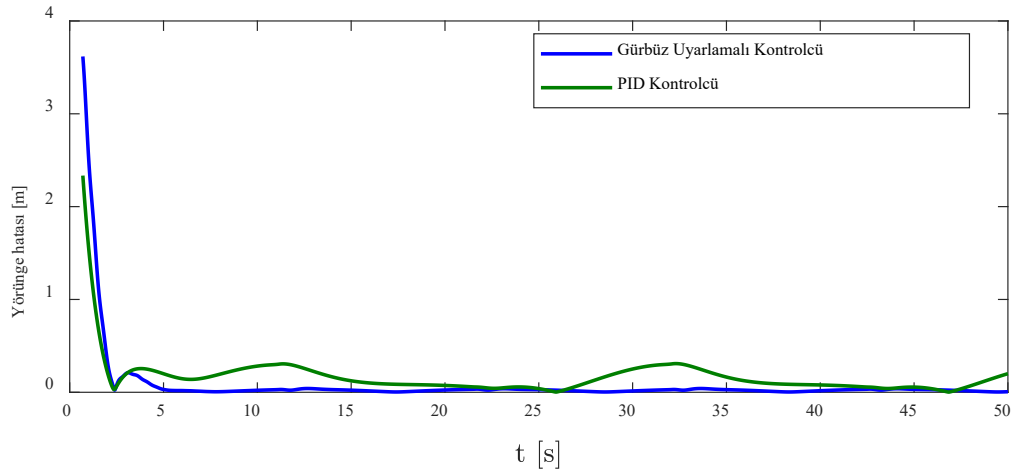
Şekil 4-90: Dörtpervanelinin %10 kütle değişimi altında kafa vurma açısı ($\emptyset$)- zaman değişimi.



Şekil 4-91: Dörtpervanelinin %10 kütle değişimi altında devrilme açısı (θ)- zaman değişimi.

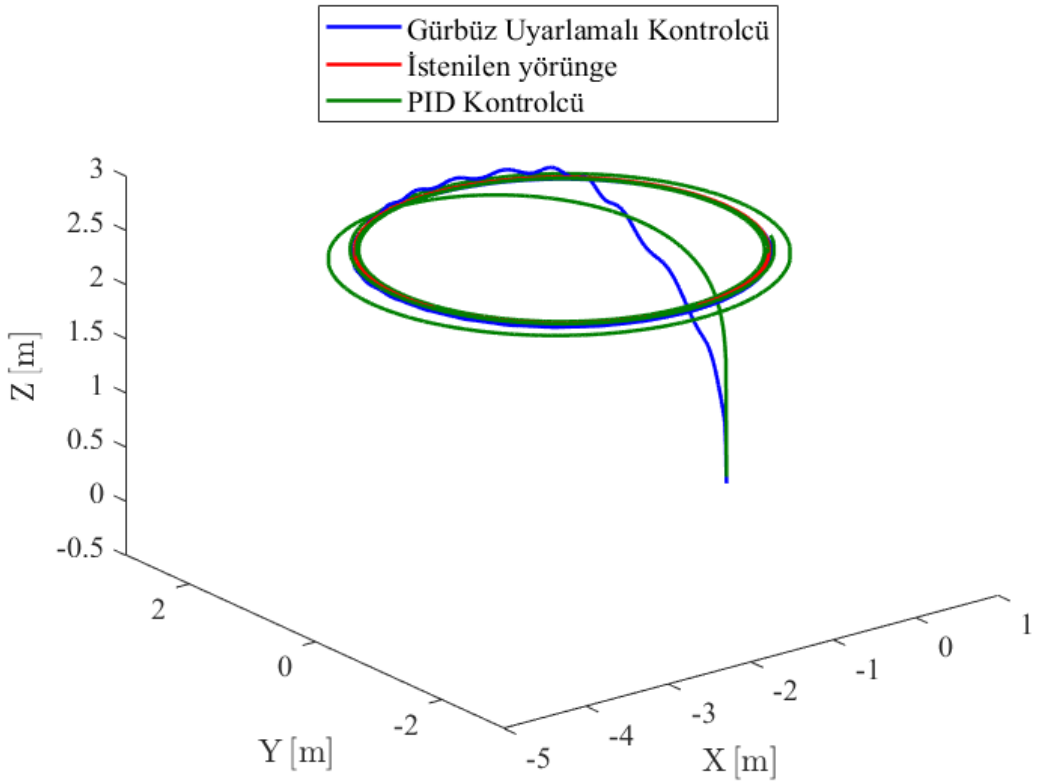


Şekil 4-92: Dörtpervanelinin %10 kütle değişimi altında yalpa açısı (ψ)- zaman değişimi.



Şekil 4-93: Toplam yörüngenin izleme hatası.

Gürbüz uyarlamalı kontrol kuralı, dörtpervaneliye uygulanmış ve sonuçlar gerçek uçuş deneyleriyle doğrulanmıştır. Kontrol kuralı, kare, çember ve yükselme uçuş yörüngelerin gibi dörtpervaneliye uygulanmış, arzu edilen konum ile var olan konum karşılaştırılmıştır.

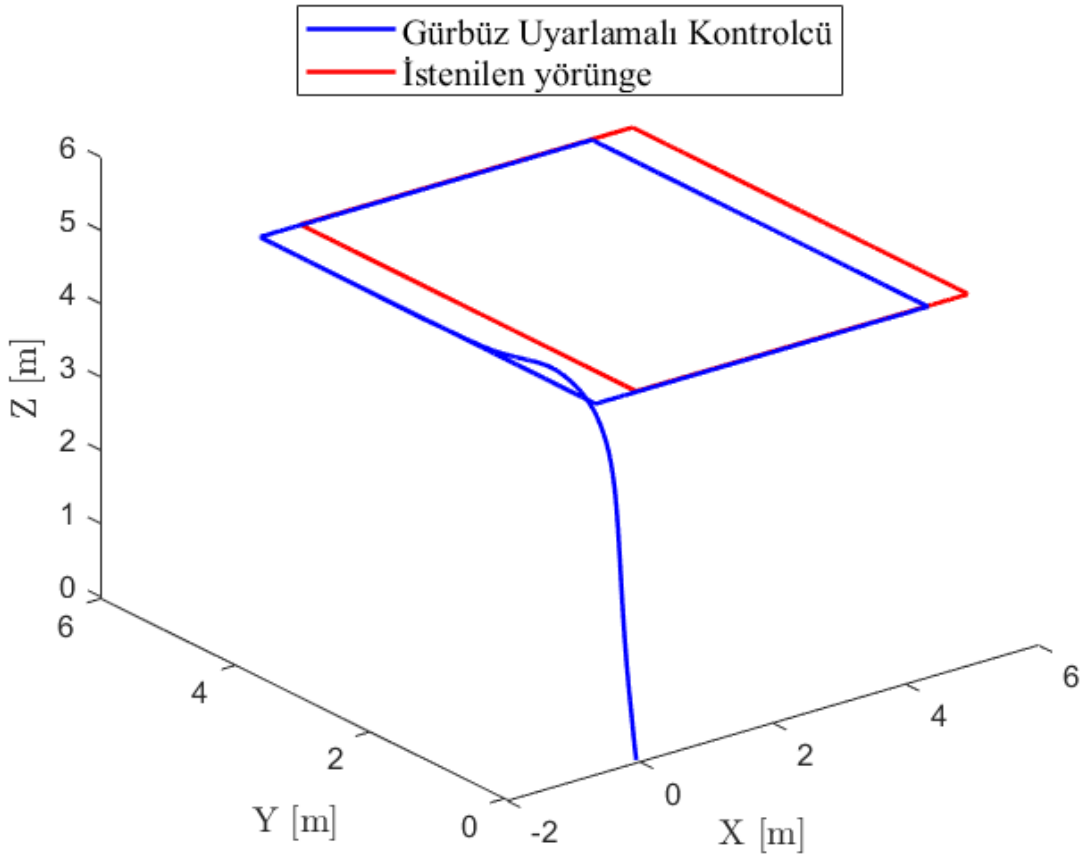


Şekil 4-94: %10 kütle değişimi altında gerçek ve istenen çember yörünge takibi.

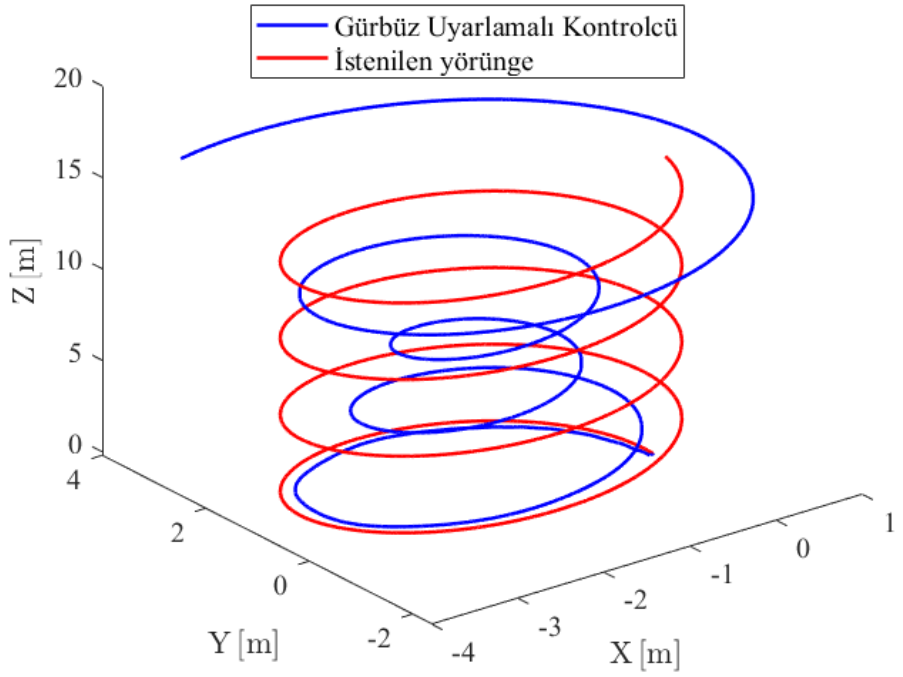
Yapılan uçuş benzetimde mukayese edilirse gürbüz uyarlamalı kontrolcü daha iyi olduğunu kanıtlanmıştır.

4.1.8. Uçuş Yörüngesinin Takibi Benzetimi, Motor Arızası Durumu

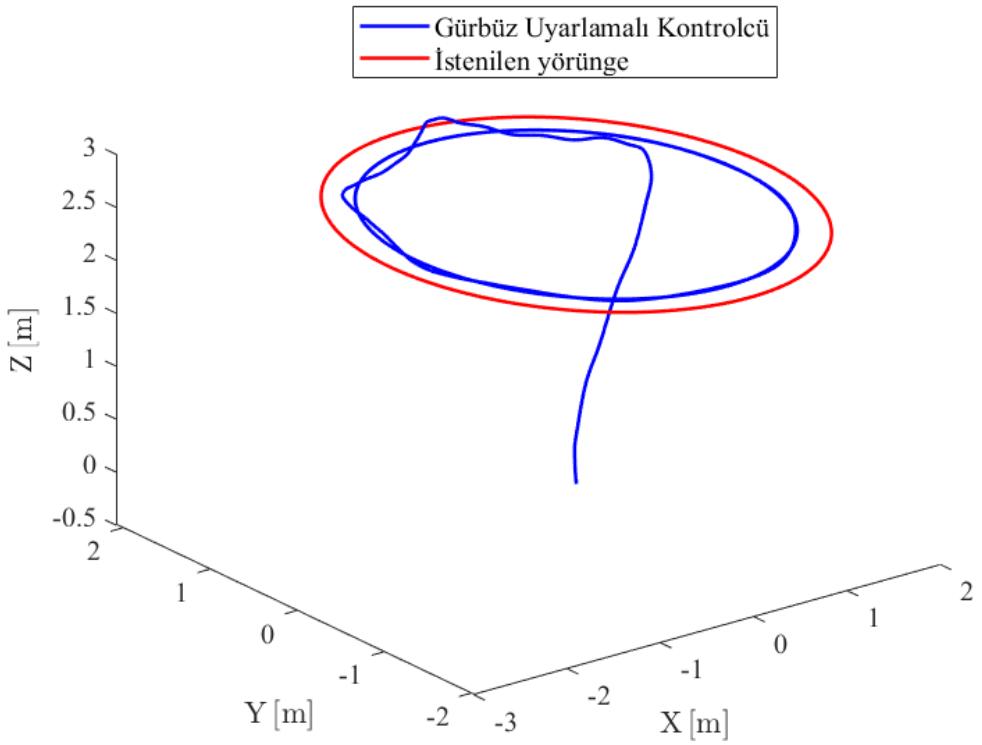
Dörtpervanelinin motor arızası durumunda, PID kontrolcünün bir motor arızası olunca (bir pervane kısmen kırılmış ve motorun verimliliği %60'e kadar düşmüş) ilgili dörtpervaneli ters dönebilir ve bu arıza nedeniyle benzetim tamamlanmayacaktır, uygulamada dörtpervaneli düşer. Ancak, gürbüz uyarlamalı kontrolcü bu tür arızalara karşı dayanıklı olduğunu kanıtlamaktadır. Ve uçuş yörüngesini motor arızasına göre takip eder çünkü bu kontrolcü adapte edebilir ve dörtpervaneli düşmez. Bilgisayardaki yapılan benzetim farklı uçuş yörüngeleri üzerinde motorun verimliliği %60'e kadar düştüğü zamanda aşağıdaki grafiklerde gösterilmiştir:



Şekil 4-95: Dörtpervanelinin motor arızası durumunda, gerçek ve istenen kare yörünge takibi.



Şekil 4-96: Dörtpervanelinin motor arızası durumunda, gerçek ve istenen helisel yörünge takibi.



Şekil 4-97: Dörtpervanelinin motor arızası durumunda, gerçek ve istenen çember yörünge takibi.

4.2. DENEYSEL SONUÇLAR

Bu çalışmada dörtpervanelinin kararlılığı, gürbüz uyarlamalı kontrol kuralı kullanarak gerçekleştirilmiştir. Benzetim sonuçları, önerilen kontrolcünün, dörtpervaneli modelinin konumunu öngörmede gerçekçi olduğunu göstermektedir. Kontrol girişleri, itme kuvveti ve üç moment için tahmin edilmiştir. Önerilen kontrolcü, Pixhawk Control kartı kullanılarak bu araştırma için oluşturulmuş ve gerçek bir dörtpervaneli üzerinde de test edilmiştir.

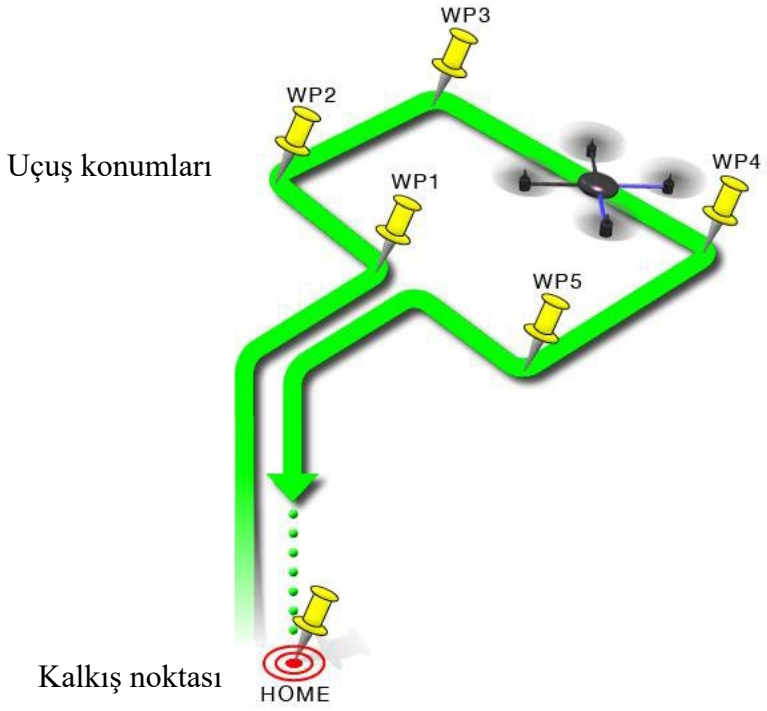
Deneysel sonuçları elde etmek için, ilk olarak istenilen uçuş yörüngesi kontrol komutları yer istasyonu bilgisayarından, telemetri haberleşme cihazı (uzaktan ölçüm) kullanılarak dörtpervaneliye gönderilmektedir. Gerçek koşullar altında sahada dörtpervaneli uçuş deneyleri yapıldıktan sonra, elde edilen uçuş yörüngesinin verileri coğrafi koordinat sisteminde Mission Planner programından Excel programına aktarılır.

Şekil 4-98'deki dört yol noktası ile tanımlanan kare bir yörüngeyi izlemek için, planlayıcı (x_d,y_d,z_d) oluşturulmuştur. Bu şekilde yerden 5 metre yükseldikten sonra karenin dört noktalı bir yörüngeyi takip edilmesi gerçekleştirilmiştir. Bir sonraki uçuş noktasının konumu, aracı hedefe yönlendiren pozisyon ve yönelim kontrolcülerine gönderilmiştir.



Şekil 4-98: Alanda deneysel istenen kare yörüngesinin takibi.

Otomatik uçuş yönteminde, istenilen yörünge uçuş konumları kullanılarak çizilmiştir. Ardından kontrol komutları dörtpervanelinin kontrol kartına gönderilmiştir (şekil 4-99).



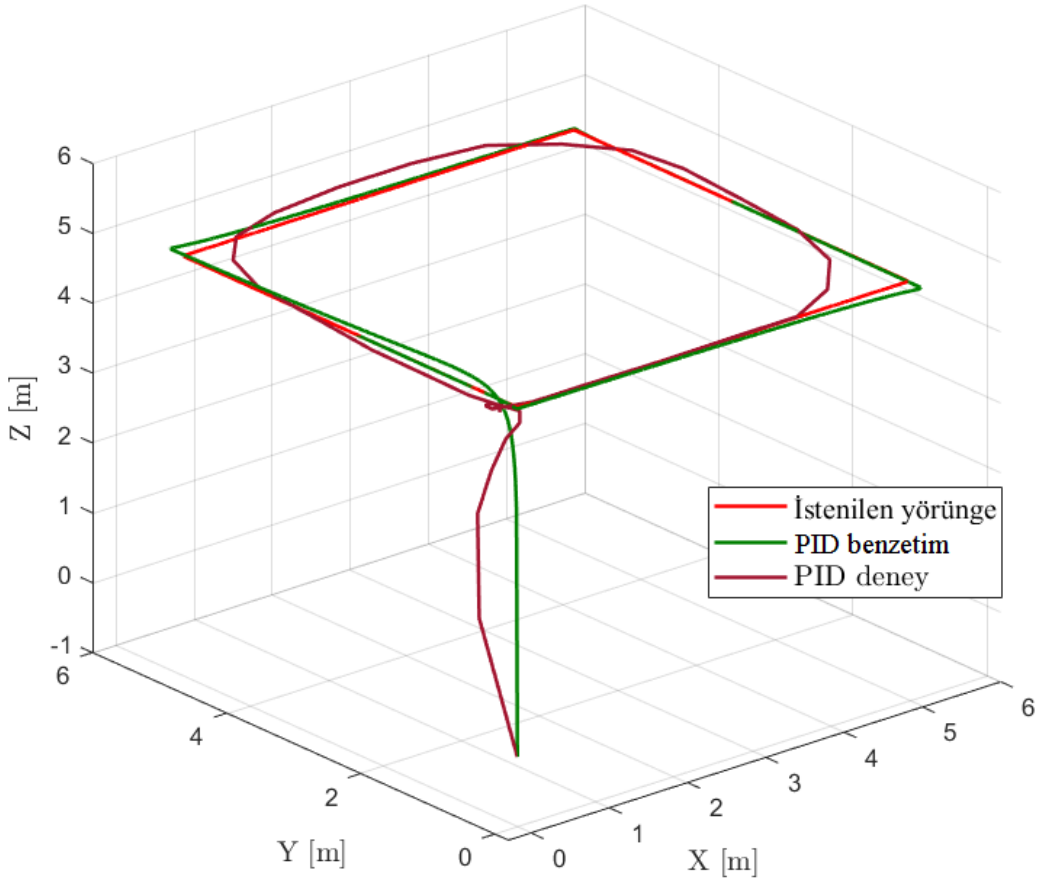
Şekil 4-99: Uçuş yörüngenin noktaları ve kalkış noktasını konumunu tanıtmak.

Otomatik uçuş yöntemi konum kontrolünü içerir ve iki yöntemden oluşmaktadır. Birinci AltHold, yani gaz, mevcut yüksekliği korumak için otomatik olarak kontrol edilir. İkincisi Loiter, yani geçerli konumu, istikameti ve yüksekliği korumayı kontrol etmektedir. Bu yöntemler, dörtpervaneliyi uçurmadan önce denenmemelidir.

ArduPilot'u bir telemetri bağlantısı aracılığıyla bilgisayara bağladığımızda telemetri dosyaları (“tlog” olarak da bilinir) yer istasyonu tarafından kaydedilir. Tloglar, otopilot ve yer istasyonu arasında gönderilen MAVLink telemetri mesajlarının kayıtlarıdır ve yer istasyonunda otomatik olarak oluşturulmuştur.

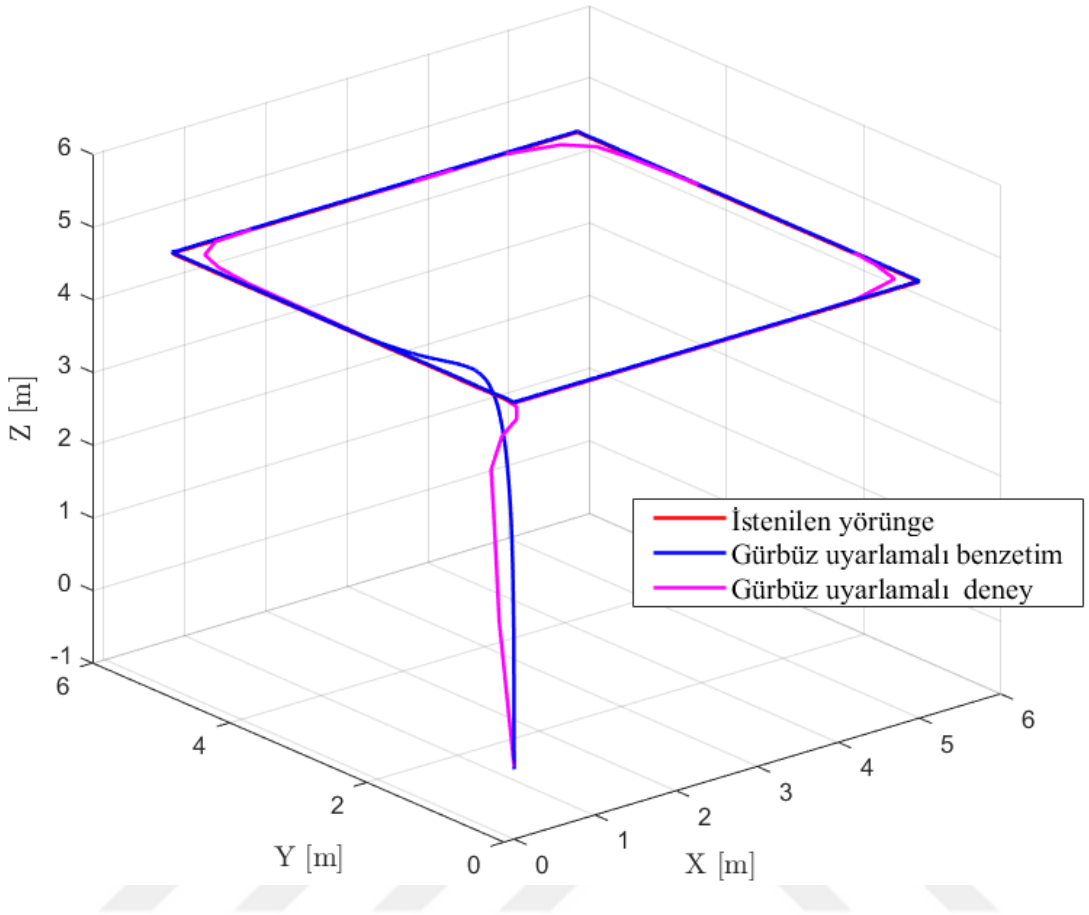
Telemetriden indirilen dosyasının (tlog uzantısı) yanında bir kmz ve kml dosyası oluşturulması gerekmektedir ve bu dosya, 3b uçuş yörüngesi görüntülemek için Google Earth programında açılabilmektedir. Uçuşu veya bir yörüngeyi görüntülemek için kmz dosyasının Google Earth programında açılması gerekmektedir. Ayrıca GPS sinyali tlog’tan alınarak Excel’de coğrafi koordinat sisteminden metreye çevrilmiştir. Sonra üç boyutlu benzetim grafiklere aktarılmıştır.

PID kontrolcünün deneysel ve benzetim sonuçları şekil **4-100**''de gösterilmiştir. Uçuş kare yörüngesinin irtifası 5 m aktarılan verilerin son hali gösterildiği gibi kare yörüngeyi çizmek için MAVLink bağlantısını kullanarak, uçuş yörüngesinin coğrafi koordinat sisteminde verileri kontrol karttan alınmıştır. Daha sonra, Excel programında (X, Y, Z) koordinat sistemine çevrilmiştir.



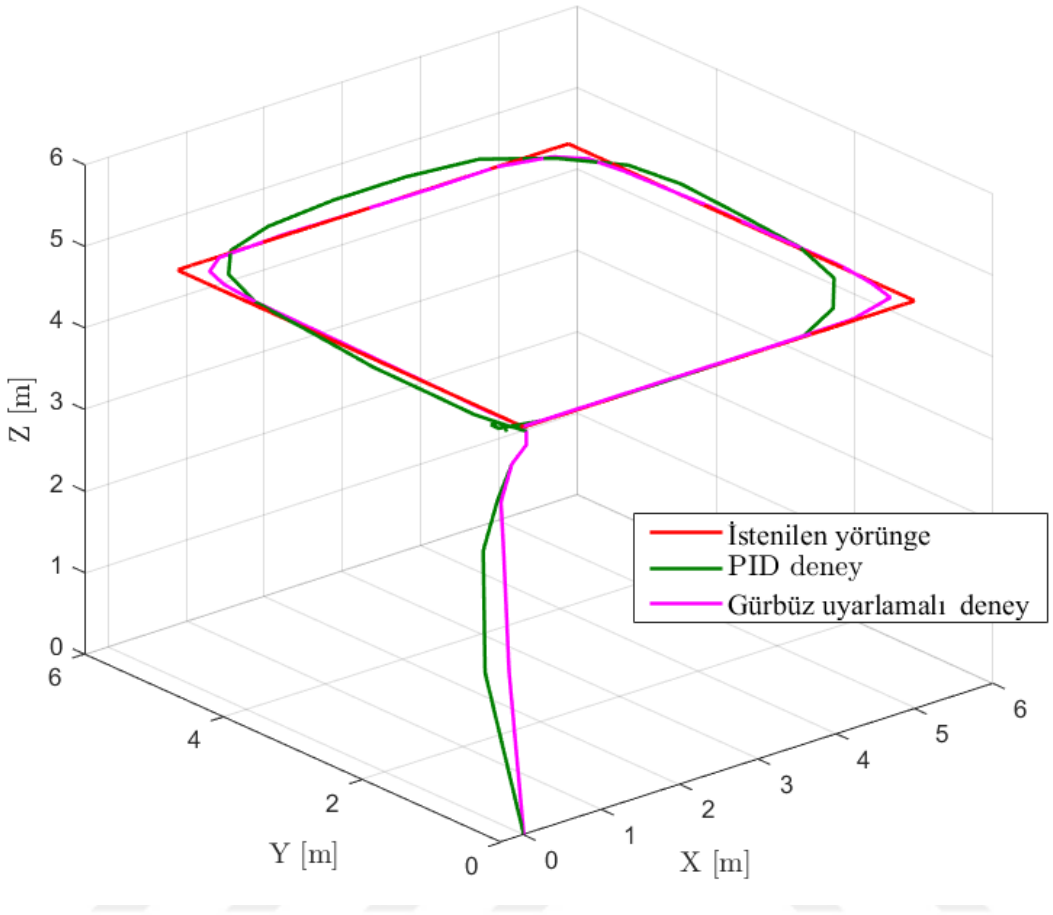
Şekil 4-100: PID kontrolcü ile kare yörünge takibi.

Gürbüz uyarlamalı kontrolcünün deneysel ve benzetim sonuçları şekil **4-101**'de gösterilmiştir. Kare uçuş yörüngeyi iyi bir şekilde takip edildiği görülmektedir. Gerçek ve istenilen yörünge takibi arasındaki fark GPS sinyali kaynaklanan bir hata ve dörtpervaneli bir uçuş hedeflenen noktasına yaklaştığı zamanda bir miktarda gerçekleştirilmiş sayılabilir.



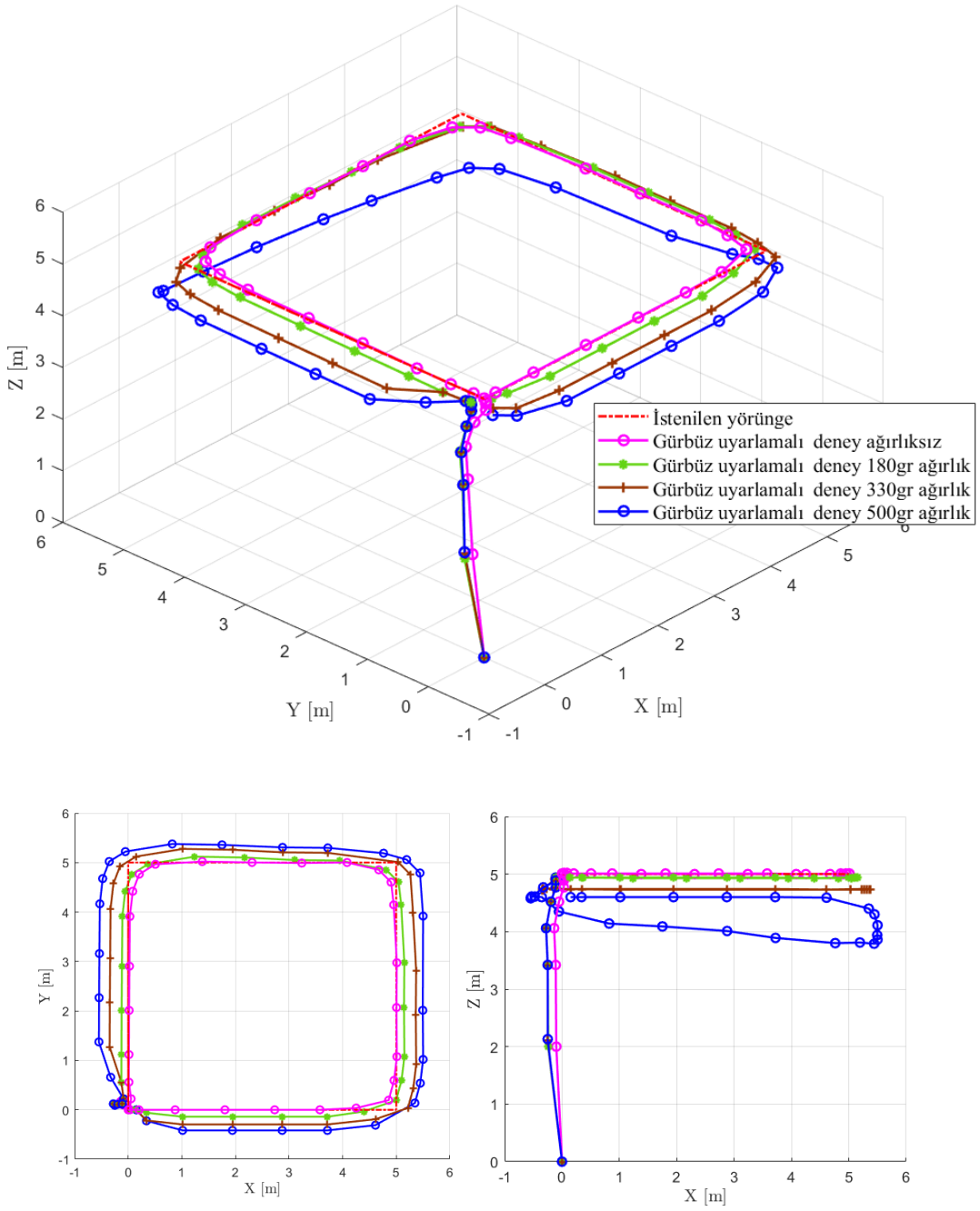
Şekil 4-101: Gürbüz uyarlamalı kontrolcü ile kare yörünge takibi.

Gürbüz uyarlamalı ve PID deneysel kare yörünge takibi şekil **4-102**'de gösterilmiştir. Gürbüz uyarlamalı kontrolcünün PID kontrolcüden daha iyi olduğu anlaşılmaktadır. PID kontrolcü uçuş yörüngesini takip edebilmekte fakat iç ve dış bozucular varken dörtpervanelinin kararlılığını sağlayamamaktadır. Ayrıca, değişen dinamik sistemlerde çok hızlı tepki verememektedir. Benzetimde gösterildiği gibi, bir motor arızalanınca dörtpervaneli düşmekte ve benzetim de durmaktadır.



Şekil 4-102: Gürbüz uyarlamalı ve PID kontrolcü ile kare yörünge takibi.

Gürbüz uyarlamalı kontrolcü gürbüzlük performansının kontrolü amacı için farklı yükleri (0.180, 0.330 ve 0.500 kg) dörtpervaneliye yüklenmiştir ve otonom uçuş ile test edilmiştir, şekil 4-103'te deney sonuçları gösterilmiştir. En küçük yükü (0.180 kg) altındayken gürbüz uyarlamalı kontrolcü istenilen yörüngeyi başarı ile takip ediyor. Daha ağır yüklerde muhtemelen motorların kaldırma gücü kontrolcü komutlarına yeteri kadar cevap veremiyor.



Şekil 4-103: Gürbüz uyarlamalı kontrolcü farklı kütle değişimleri atlındayken ile kare yörünge takibi.

Yer istasyonundan telemetri kullanarak istenilen yörüngeyi dörtpervaneliye aktarılmıştır şekil 4-104'te deney yaparken 0.500 kg yük ile uçuş anı gösterilmiştir.

Deney videosunun linki EK 2.'sinde verilmiştir.



Şekil 4-104: Gürbüz uyarlamalı kontrolcü 0.500 kg yük atlındayken uçuş öncesi.

5. TARTIŞMA VE SONUÇ

Yeni gürbüz uyarlamalı kontrolcünün tasarlanması ve geliştirilen yeni kontrolcünün farklı yörüngelere uygulanması çalışmanın temel amacı olarak belirlenmiştir. Dörtpervaneli modeli dikkate alınarak bu modele uygun bir Lyapunov fonksiyonu geliştirilmiştir. Daha sonra, yeni kontrolcüler, Lyapunov Teoremine dayalı, Corless-Leitmann yaklaşımı kullanılarak Lyapunov fonksiyonlarından analitik olarak türetilmiştir. Böylece, sistemin kararlılığı garanti edilmiş ve izleme hatasının sıfıra yaklaştığı analitik olarak gösterilmiştir. Yeni önerilen gürbüz uyarlamalı kontrolcü, sonlu zamanda sistem kararlılığına ek olarak yörünge takibinde de yüksek performans ve sınırlı dış bozuculara karşı sağlamlık göstermektedir. Önerilen bu gürbüz uyarlamalı kontrolcü, bir dörtpervanelinin benzetimleri ve kontrolcülerini takip eden farklı uçuş yörüngeleri izleme yöntemi ile incelenmiştir.

Gürbüz uyarlamalı kontrol kuralı, kontrolcünün değişen koşullara göre adapte olabilmesi ve belirsiz parametrelere ve dış bozucu girişlere karşı gürbüzlük özelliğinin var olması üzerine geliştirilmiştir. Kontrol kuralını diğer kontrol kurallarından ayıran en belirgin özellik parametrelerin bilinmiyor olmasıdır. Benzetim gürbüz uyarlamalı kontrolcünün sonuçları daha önce yapılmış olan PID çalışma ile karşılaştırılmıştır. Yapılan çalışmalarda amaç, yörünge izleme hatasını minimize etmektir. Farklı yörüngeler için farklı kontrol parametre değerleri kullanılarak benzetimler yapılmıştır. Sonuçlar incelendiğinde geliştirilen gürbüz uyarlamalı kontrolcünün PID kontrolcüden daha iyi sonuçlar verdiği anlaşılmıştır.

Özellikle yörüngenin takip etmesi için, dış bozucuların etkisi altında bile hızlı bir şekilde istenilen yörünge ye ulaştığını gözlemlenmektedir. Bu kontrolcü, bir uçuş yolunu izlerken farklı belirsizliklere uyum sağlayacak şekilde tasarlanmıştır. Ayrıca yeni kontrol yöntemi, dörtpervanelinin istenen yörüngeyi takip etmesini ve belirsizlikler ve dış bozucular karşı kontrol etmek için orijinal bir yaklaşım şeklidir. Sistemin kararlılığı garanti edilmiştir. Sunulan gürbüz uyarlamalı kontrol yaklaşımının, daha fazla ve farklı araç türlerine olan genişletilmiş tipleri, daha karmaşık 3B yörüngeler, engel dolu ortamlar ve daha zor manevralar dahil olmak üzere birçok potansiyel uzantısı vardır. Ayrıca, sunulan bu yaklaşım, bir grup kendi kendine uçan uçakları kontrol etmek için genişletilebilir. Bu tezde sunulan

çalışma, uyarlanabilir uçuş kontrolünün teorini ve uygulamasını göstermektedir. Yukarıda tartışılan gelecekteki çalışmalar, bu yol boyunca atılacak sonraki adımlardan biridir.

Bu çalışmada, tasarım ve kontrol problemleri aynı anda ele alınmaktadır. Bu durum, genellikle piyasada bulunan hazır platformlarından farklı olan tasarıma doğrudan etki ederek kontrolü mümkün hale getirmektedir. Dörtpervaneli şimdi otonom uçuşlar için gerekli sensörler ile donatılmıştır. Ancak daha iyi kontrol etmek için, hız ve/veya pozisyonu tahmin etmek için optik akışı veya özelliklerin izlemenin algoritmaları, dörtpervanelinin duyusal yeteneğini geliştirmesi gerekmektedir. Ayrıca atalet ve görüntü sensörleri arasında uygun sensör algoritmalarının uygulanmasına ek olarak durumun daha iyi bir tahminine sahip olunabilir.

Bu sensörler sayesinde, engellerden kaçınma algoritmalarında faydalı olacaktır ve dörtpervaneli, kullanıcının herhangi bir müdahalesi olmadan önemli görevleri başarabilecektir.

KAYNAKLAR

A. Das K. Subbarao F. Lewis (2009) 'Dynamic inversion with zero-dynamics stabilisation for quadrotor control', *IET Control Theory Appl.*, 3(3), pp. 303–314. doi: 10.1049/iet-cta.

Achtelik, M. *et al.* (2011) 'Adaptive Control of a Quadrotor in the Presence of large / complete Parameter Uncertainties', *Aiaa*, (March), pp. 1–15. doi: 10.2514/6.2011-1485.

Alkamachi, A. and Erçelebi, E. (2018) 'H<inf>∞</inf>control of an overactuated tilt rotors quadcopter', *Journal of Central South University*, 25(3), pp. 586–599. doi: 10.1007/s11771-018-3763-2.

Autopilot, P. (2020) *Autopilot, PX4*. Available at: https://docs.px4.io/master/en/index.html (Accessed: 20 May 2020).

Barve, J. and Patel, K. (2014) 'Modelling, simulation and Altitude-Range-Analysis of quad-copterUAV', in *IFAC Proceedings Volumes (IFAC-PapersOnline)*. doi: 10.3182/20140313-3-IN-3024.00209.

Benallegue, A., Mokhtari, A. and Fridman, L. (2006) 'Feedback linearization and high order sliding mode observer for a quadrotor UAV', *Proceedings of the 2006 International Workshop on Variable Structure Systems, VSS'06*. IEEE, 2006, pp. 365–372. doi: 10.1109/VSS.2006.1644545.

Borisov, O. I. *et al.* (2016) 'Output Robust Control with Anti-Windup Compensation for Quadcopters**This article is supported by Russian Science Foundation, project 16-11-00049.', *IFAC-PapersOnLine*, 4913, pp. 287–292. doi: 10.1016/j.ifacol.2016.07.976.

Bouabdallah, S. (2007) 'Design and Control of Quadrotors With Application To Autonomous Flying', *École Polytechnique Fédérale De Lausanne, À La Faculté Des Sciences Et Techniques De L'Ingénieur*, 3727(3727), p. 61. doi: 10.5075/epfl-thesis-3727.

Bouabdallah, S., Noth, A. and Siegwart, R. (2004) 'PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor', in *Intelligent Robots and Systems, 2004.(IROS 2004). Proceedings. 2004 IEEE/RSJ International Conference on*. IEEE, pp. 2451–2456.

Bouadi, H. and Tadjine, M. (2007) 'Nonlinear observer design and sliding mode control of four rotors helicopter', *World Academy of Science, Engineering and Technology*, 25, pp. 225–229.

Bresciani, T. (2008) 'Modelling , Identification and Control of a Quadrotor Helicopter', *English*, 4(October), p. 213. doi: 10.1016/j.proeng.2014.12.139.

Burkan, R. (2006) 'Upper Bounding Estimation for Robustness to the Parameter Uncertainty with Trigonometric Function in Trajectory Control of Robot Arms', *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 46, pp. 263–283. doi: 10.1007/s10846-006-9061-5.

Burkan, R. (2010) 'Modelling of Bound Estimation Laws and Robust Controllers for Robustness to Parametric Uncertainty', *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 60, pp. 365–394. doi: 10.1007/s10846-010-9424-9.

Burkan, R. (2013) 'Design of adaptive compensators for the control of robot manipulators robust to unknown structured and unstructured parameters', *Turkish Journal of Electrical Engineering and Computer Sciences*, pp. 452–469. doi: 10.3906/elk-1108-60.

Castillo, P., Lozano, R. and Dzul, A. (2005) 'Stabilization of a mini rotorcraft with four rotors', *IEEE control systems*, 25(6), pp. 45–55.

Chen, F. *et al.* (2016) 'Robust Backstepping Sliding-Mode Control and Observer-Based Fault Estimation for a Quadrotor UAV', 63(8), pp. 5044–5056.

Chovancová, A. *et al.* (2014) 'Mathematical modelling and parameter identification of quadrotor (a survey)', *Procedia Engineering*, 96, pp. 172–181. doi: 10.1016/j.proeng.2014.12.139.

Corless, M. J. and Leitmann, G. (1981) 'Continuous State Feedback Guaranteeing Uniform Ultimate Boundedness for Uncertain Dynamic Systems', *IEEE Transactions on Automatic Control*, 26(5), pp. 1139–1144. doi: 10.1109/TAC.1981.1102785.

Diao, C. *et al.* (2011) 'A nonlinear adaptive control approach for quadrotor UAVs', *Control Conference (ASCC), 2011 8th Asian*, pp. 223–228. Available at: http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs_all.jsp?arnumber=5899075.

Dikmen, İ. C., Arisoy, A. and Temeltas, H. (2009) 'Attitude control of a quadrotor', in *Recent Advances in Space Technologies, 2009. RAST'09. 4th International Conference on*. IEEE, pp. 722–727.

Dong, W. *et al.* (2015) 'A high-performance flight control approach for quadrotors using a modified active disturbance rejection technique', *Robotics and Autonomous Systems*. Elsevier B.V., 83, pp. 177–187. doi: 10.1016/j.robot.2016.05.005.

Dydek, Z. (2010) 'Adaptive control of Unmanned Aerial Systems', (2005). Available at: http://dspace.mit.edu/handle/1721.1/62324.

Dydek, Z. T., Annaswamy, A. M. and Lavretsky, E. (2013) 'Adaptive control of quadrotor UAVs: A design trade study with flight evaluations', *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 21(4), pp. 1400–1406. doi: 10.1109/TCST.2012.2200104.

Emran, B. J. *et al.* (2015) 'Robust adaptive control design for quadcopter payload add and drop applications', *Chinese Control Conference, CCC*, 2015-Septe, pp. 3252–3257. doi: 10.1109/ChiCC.2015.7260141.

Emran, B. J. and Najjaran, H. (2017) 'Switching control of quadrotor with adaptation mechanism', *2016 IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics, SMC 2016 - Conference Proceedings*, pp. 4872–4877. doi: 10.1109/SMC.2016.7845000.

Escareno, J., Salazar-Cruz, S. and Lozano, R. (2006) 'Embedded control of a four-rotor UAV', in *American Control Conference, 2006*. IEEE, p. 6 pp.

Guerrero, J. and Lozano, R. (2012) *Flight formation control*. John Wiley & Sons.

He, R., Prentice, S. and Roy, N. (2008) 'Planning in information space for a quadrotor

helicopter in a GPS-denied environment', in *Robotics and Automation, 2008. ICRA 2008. IEEE International Conference on*. IEEE, pp. 1814–1820.

Hoang, V. T. *et al.* (2017) 'Adaptive second-order sliding mode control of UAVs for civil applications', *ISARC 2017 - Proceedings of the 34th International Symposium on Automation and Robotics in Construction*, (Isarc).

Hoffmann, G. *et al.* (2007) 'Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment', in *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, p. 6461.

Huang, H. *et al.* (2009) 'Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive maneuvering', in *Robotics and Automation, 2009. ICRA'09. IEEE International Conference on*. IEEE, pp. 3277–3282.

Ioannou, P. and Jing Sun (2010) *Robust adaptive control*, *The Control Systems Handbook: Control System Advanced Methods, Second Edition*. doi: 10.1201/b10384.

Islam, S., Liu, P. X. and El Saddik, A. (2015) 'Robust control of four-rotor unmanned aerial vehicle with disturbance uncertainty', *IEEE Transactions on Industrial Electronics*. doi: 10.1109/TIE.2014.2365441.

Izadi, H. A., Zhang, Y. and Gordon, B. W. (2011) *Fault Tolerant Model Predictive Control of Quad-Rotor Helicopters with Actuator Fault Estimation*, *IFAC Proceedings Volumes*. IFAC. doi: 10.3182/20110828-6-IT-1002.03709.

Jia, Z. *et al.* (2017) 'Integral backstepping sliding mode control for quadrotor helicopter under external uncertain disturbances', *Aerospace Science and Technology*. Elsevier Masson SAS, 68, pp. 299–307. doi: 10.1016/j.ast.2017.05.022.

Kendoul, F., Yu, Z. and Nonami, K. (2010) 'Guidance and Nonlinear Control System for Autonomous Flight of Minirotorcraft Unmanned Aerial Vehicles', *Journal of Field Robotics*, 27(3), pp. 311–334. doi: 10.1002/rob.

Khalil, H. K. (2002) *Noninear Systems*. 3rd Editio, *Prentice-Hall, New Jersey*. 3rd Editio. Prentice Hall, Upper Saddle River, NJ, USA.

L.A. Sanchez *et al.* (2012) 'Nonlinear and Optimal Real-Time Control of a Rotary-Wing UAV', *American Control Conference*, pp. 3857–3862. doi: 10.1109/ACC.2012.6315498.

Labbadi, M. and Cherkaoui, M. (2019) 'Robust adaptive backstepping fast terminal sliding mode controller for uncertain quadrotor UAV', *Aerospace Science and Technology*. Elsevier Masson SAS, 93, p. 105306. doi: 10.1016/j.ast.2019.105306.

Leitmann, G. (1981) 'On the efficacy of nonlinear control in uncertain linear systems', *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*. American Society of Mechanical Engineers, 103(2), pp. 95–102.

Li, S. *et al.* (2016) 'Adaptive RBFNNs/integral sliding mode control for a quadrotor aircraft', *Neurocomputing*. Elsevier, 216, pp. 126–134. doi: 10.1016/j.neucom.2016.07.033.

Lien, S. V. C. (2017) *Applications of Sliding Mode Control in Science and Engineering*. doi:

10.1007/978-3-319-55598-0.

Liu, H., Xi, J. and Zhong, Y. (2014) 'Robust motion control of quadrotors', *Journal of the Franklin Institute*. Elsevier, 351(12), pp. 5494–5510. doi: 10.1016/j.jfranklin.2014.10.003.

Lozano, R. (2013) *Unmanned aerial vehicles: Embedded control*. John Wiley & Sons.

Madani, T. and Benallegue, A. (2006) 'Backstepping Control for a Quadrotor Helicopter', in *International Conference on Intelligent Robots and Systems. IEEE*, pp. 3255–3260.

Martin, J. C. and George, L. (1981) 'Continuous state feedback guaranteeing uniform ultimate boundedness for uncertain dynamic systems', *IEEE Transactions on Automatic Control*, 26(5), p. 1139.

Martin, P. and Salaün, E. (2010) 'The true role of accelerometer feedback in quadrotor control', in *Robotics and Automation (ICRA), 2010 IEEE International Conference on*. IEEE, pp. 1623–1629.

Mayne, D. Q. and Langson, W. (2006) *Adaptive Control Tutorial*, *Electronic Letters*. doi: 10.1016/j.automatica.2004.08.019.

Michael Oborne (2020) *https://ardupilot.org/copter/index.html*. Available at: https://ardupilot.org/copter/index.html (Accessed: 20 May 2020).

Min, B., Hong, J. and Matson, E. (2011) 'Adaptive robust control (ARC) for an altitude control of a quadrotor type UAV carrying an unknown payloads', *International Conference on Control, Automation and Systems*, pp. 1147–1151. Available at: http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs_all.jsp?arnumber=6106100.

Modirrousta, A. and Khodabandeh, M. (2015) 'A novel nonlinear hybrid controller design for an uncertain quadrotor with disturbances', *Aerospace Science and Technology*. doi: 10.1016/j.ast.2015.05.022.

Mofid, O. and Mobayen, S. (2017) 'Adaptive sliding mode control for finite-time stability of quad-rotor UAVs with parametric uncertainties', *ISA Transactions*, 72, pp. 1–14. doi: 10.1016/j.isatra.2017.11.010.

Mohamed, H. a. F., Yang, S. S. and Moghavvemi, M. (2009) 'Sliding mode controller design for a flying quadrotor with simplified action planner', *2009 Iccas-Sice*, pp. 1279–1283.

Mohammadi, M. and Shahri, A. M. (2013) 'Decentralized adaptive stabilization control for a quadrotor UAV', *2013 First RSI/ISM International Conference on Robotics and Mechatronics (ICRoM)*, pp. 288–292. doi: 10.1109/ICRoM.2013.6510121.

Mokhtari, M. R. and Cherki, B. (2015) 'A new robust control for minirotorcraft unmanned aerial vehicles', *ISA Transactions*. Elsevier, 56, pp. 86–101. doi: 10.1016/j.isatra.2014.12.003.

Mu, C. and Zhang, Y. (2020) 'Learning-Based Robust Tracking Control of Quadrotor with Time-Varying and Coupling Uncertainties', *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*. IEEE, 31(1), pp. 259–273. doi: 10.1109/TNNLS.2019.2900510.

Nguyen, D.-T., Saussié, D. and Saydy, L. (2017) 'Robust Self-Scheduled Fault-Tolerant Control of a Quadrotor UAV', *IFAC-PapersOnLine*, 50(1), pp. 5761–5767. doi: 10.1016/j.ifacol.2017.08.1141.

Nguyen, H. N., Ha, C. and Lee, D. (2015) 'Mechanics, control and internal dynamics of quadrotor tool operation', *Automatica*. Elsevier Ltd, 61, pp. 289–301. doi: 10.1016/j.automatica.2015.08.015.

Nhan T. Nguyen (2018) *Model Reference Adaptive Control*. doi: 10.1109/ROBOT.1987.1087880.

Nicol, C., Macnab, C. J. B. and Ramirez-Serrano, A. (2011) 'Robust adaptive control of a quadrotor helicopter', *Mechatronics*. Elsevier Ltd, 21(6), pp. 927–938. doi: 10.1016/j.mechatronics.2011.02.007.

Noordin, A. *et al.* (2017) 'Modelling and PSO fine-tuned PID control of quadrotor UAV', *International Journal on Advanced Science, Engineering and Information Technology*, 7(4), pp. 1367–1373. doi: 10.18517/ijaseit.7.4.3141.

Perez-Alcocer, R. and Moreno-Valenzuela, J. (2019) 'Adaptive Control for Quadrotor Trajectory Tracking with Accurate Parametrization', *IEEE Access*, 7, pp. 53236–53247. doi: 10.1109/ACCESS.2019.2912608.

Raffo, G. V., Ortega, M. G. and Rubio, F. R. (2010a) 'An integral predictive/nonlinear H∞ control structure for a quadrotor helicopter', *Automatica*. Elsevier Ltd, 46(1), pp. 29–39. doi: 10.1016/j.automatica.2009.10.018.

Raffo, G. V., Ortega, M. G. and Rubio, F. R. (2010b) 'An integral predictive/nonlinear H∞ control structure for a quadrotor helicopter', *Automatica*, 46(1), pp. 29–39. doi: 10.1016/j.automatica.2009.10.018.

Reed, J. S. and Ioannou, P. A. (1989) 'Instability analysis and robust adaptive control of robotic manipulators.pdf', *IEEE transactions on robotics and automation*, 5(3), pp. 381–386.

Sadeghzadeh, I. *et al.* (2012) 'Active Fault Tolerant Control of a Quadrotor Uav Based on Gain- Scheduled Pid Control', *Electrical & Computer Engineering (CCECE), 2012 25th IEEE Canadian Conference on*, pp. 1–4. doi: 10.1109/CCECE.2012.6335037.

Salvador, B., Moreno, J. C. and Guzman, J. L. (2015) 'Modelling of a non-commercial UAV for control and robotics laboratory', in *IFAC-PapersOnLine*. doi: 10.1016/j.ifacol.2015.11.214.

Schreier, M. (2012) 'Modeling and adaptive control of a quadrotor', *2012 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation*, pp. 383–390. doi: 10.1109/ICMA.2012.6282874.

Slotine, J.-J. *et al.* (1991) *Applied Nonlinear Control*. doi: 10.1366/000370208784909643.

Spong, M. W. (1992) 'On the Robust Control of Robot Manipulators', *IEEE Transaction on Automatic Control*, 37(11), pp. 1782–1786. doi: 10.1109/9.173151.

stefanv (2020) *ESC*. Available at: http://www.stefanv.com/electronics/escprimer.html (Accessed: 6 June 2020).

Tayebi, A. and McGilvray, S. (2004) 'Attitude stabilization of a four-rotor aerial robot', in *Decision and Control, 2004. CDC. 43rd IEEE Conference on*. Ieee, pp. 1216–1221.

Thu, K. M. and Gavrilov, A. I. (2017) 'Designing and Modeling of Quadcopter Control System Using L1 Adaptive Control', in *Procedia Computer Science*. The Author(s), pp. 528–535. doi: 10.1016/j.procs.2017.01.046.

Tripathi, V. K., Behera, L. and Verma, N. (2016) 'Design of sliding mode and backstepping controllers for a quadcopter', *Proceedings of the 2015 39th National Systems Conference, NSC 2015*. doi: 10.1109/NATSYS.2015.7489097.

Wang, B. *et al.* (2020) 'A dual adaptive fault-tolerant control for a quadrotor helicopter against actuator faults and model uncertainties without overestimation', *Aerospace Science and Technology*. Elsevier Masson SAS, 99, p. 105744. doi: 10.1016/j.ast.2020.105744.

Wang, L. (2009) *Model Predictive Control System Design and Implementation Using MATLAB*, *Engineering*. doi: 10.1007/978-1-84882-331-0.

Xu, R. and Özgüner, Ü. (2008) 'Sliding mode control of a class of underactuated systems', *Automatica*, 44(1), pp. 233–241. doi: 10.1016/j.automatica.2007.05.014.

Xu, Z. *et al.* (2017) 'Robust guaranteed cost tracking control of quadrotor UAV with uncertainties', *ISA Transactions*. Elsevier Ltd, 69, pp. 157–165. doi: 10.1016/j.isatra.2017.03.023.

Zaki, H. (2019) *Robust Hovering and Trajectory Tracking Control of a Quadrotor Helicopter Using Acceleration Feedback and a Novel Disturbance Observer*.

Zemalache, K. M., Beji, L. and Marref, H. (2005) 'Control of an under-actuated system: application a four rotors rotorcraft', in *Robotics and Biomimetics (ROBIO). 2005 IEEE International Conference on*. IEEE, pp. 404–409.

Zheng, E.-H., Xiong, J.-J. and Luo, J.-L. (2014) 'Second order sliding mode control for a quadrotor UAV', *ISA Transactions*. doi: 10.1016/j.isatra.2014.03.010.

Zulu, A. and John, S. (2014) 'A Review of Control Algorithms for Autonomous Quadrotors', *Open Journal of Applied Sciences*, 04(14), pp. 547–556. doi: 10.4236/ojapps.2014.414053.

Zuo, Z. (2010) 'Trajectory tracking control design with command-filtered compensation for a quadrotor', *IET control theory & applications*, 4(11), pp. 2343–2355.

Zuo, Z. (2013) 'Adaptive trajectory tracking control design with command filtered compensation for a quadrotor', *JVC/Journal of Vibration and Control*, 19(1), pp. 94–108. doi: 10.1177/1077546311431270.

EKLER

EK 1. BİLİMSEL TERİMLERİ

Adaptive	: Uyarlamalı
Air density	: Hava yoğunluğu
Attitude	: Yönelim
Backstepping	: Geri adımlama
Body	: Gövde
Closed loop	: Kapalı döngü
Component	: Bileşen
Controller	: Denetleyici, kontrolcü
Disturbance	: Bozucu
Drag	: Sürüklenme
Equilibrium point	: Denge noktası
Error	: Hata
Feedback	: Geribesleme
Force	: Kuvvet
Frame	: Çerçeve
Gain	: Kazanç
Hovering	: Askıda kalma
Inertial	: Ataletsel
Input	: Giriş
Lift	: Kaldırma
Linear	: Doğrusal
Output	: Çıkış
Pitch	: Kafa Vurma
Propeller	: Pervane
Quadratic	: Karesel
Quadrotor	: Dörtpervaneli
Response	: Tepki
Rigid	: Katı
Robust	: Gürbüz
Roll	: Devrilme
Rotational	: Dönel

Sliding mode : Kayan kipli
Stability : Kararlılık
State : Durum
Thrust : İtme
Torque : Tork, Moment
Tracking : İzleme
Trajectory : Yörünge
Translational : Ötelenme
Uncertainty : Belirsizlik
Virtual : Sanal
Yaw : Yalpa

Tablo 1: Dörtpervanelinin parçalar listesi.

1	Emax Xa2212 980Kv Fırçasız Motor
2	30A ESC- Fırçasız Motor Sürücü Modülü
3	1045 Siyah Plastik CW/CCW Pervane Seti
4	Pixhawk PX4 Autopilot PIX 2.4.8 32
5	F450 Dörtpervanelinin Gövdesi (Drone Multicopter Frame)
6	11,1V Lipo Batarya 2250mAh 25C
7	B6 Digital LiPro / NiMH Batarya Şarj Aleti
8	Flysky FS-TH9X 2.4GHZ 9CH Kumanda
9	GPS + Pusula modülü
10	Gps Anten Tutucu
11	Radio telemetri, 433mhz 500mW, hava ve yer
12	11,1V Lipo Batarya 450mAh 25C
13	GoPro Hero7 Black Aksiyon Kamera
14	Araçlar: Lehim aparat, malzeme, AVO ölçer

EK 2. DÖRTPERVANELİDE KULLANILAN MALZEMELERİN ÖZELLİKLERİ

EK 2.1. Emax Xa2212 980KV Fırçasız Motorlar

En önemli parça motorudur, çünkü dörtpervanelinin ağırlığına göre seçmek gerekmektedir. 1V (bir volt) uygulandığında, motora hiçbir yük bağlı olmadan motorun dakikadaki devir sayısı (rpm) ile ölçülür. Örneğin, 11.1V pille çalışan 980KV motor, yüksüz 10.878 rpm'de (980 x 11.1) dönecektir. 2S-3S LiPo Pillerle uyumludur. Dörtpervanelinin motorunu seçtikten sonra pervanelerin tipleri ve ölçüleri seçilmiştir. Şekil 7-1'de Emax Xa2212 980KV seçilen motor gösterilmiştir. Motorun konektörleri genel olarak lehimsiz gönderilir, bu yüzden gereken lehimler yapılmıştır. Maksimum İtme kuvveti 8.63 [N].



Şekil 7-1: Emax Xa2212 980KV Fırçasız motor

EK 2.2. Elektronik Hız Kontrol Ünitesi (ESC)

Elektronik hız kontrolü bir hız referans sinyalini (gaz kolu, kumanda kolu veya diğer manuel girişlerden türetilir) izler ve alan etkili transistorlar (FET'ler) ağının anahtarlama oranını değiştirir. Transistorların görev döngüsünü veya anahtarlama frekansını ayarlayarak, motorun hızı değiştirilir (stefanv, 2020). ESC 30A seçilmiştir şekil 7-2'de gösterilmiştir.



Şekil 7-2: ESC diyagramı.

EK 2.3. Lityum Polimer Pil (LİPO)

Güç kaynağı için en yaygın ve kullanılan tip “LiPo” Bataryalar, 2250mAh için yaklaşık dörtpervanelinin uçma süresi18 dakikaya ulaşabilir. Üç hücreli LİPO pil kullandık şekil 7-3’de gösterilmiştir.



Şekil 7-3: LiPo pili, hücre voltajı (4.16V)

EK 2.4. LİPRO İMAX B6 ŞARJ ALETİ

LiPro balans Şarj Cihazı iMAX B6 şekil 3 10, yüksek performanslı mikroişlemci ve özel işletim yazılımına sahip hızlı bir şarj cihazıdır. Farklı hücre boyutlarını ve pil tiplerini şarj etmek ve boşaltmak için kullanılabilir. Ayrıca, birden fazla hücre pilini aynı anda işleyebilmekte ve her hücreye gönderilen şarjı dengeleyebilmektedir (şekil 7-4).



Şekil 7-4: LİPRO iMAX B6 şarj aleti.

EK 2.5. 10 İNÇ (0.254 m) PERVANELER

Bu plastik pervaneler ikişer set halinde satılmaktadır, her çiftte bir pervane saat yönünde döner, öteki ise ters yönde dönmektedir. 1045 pervanelerin şekli aşağıdaki gibi gösterilmiştir.



Şekil 7-5: 1045 Pervaneler seti

EK 2.6. Alıcı Verici (Kumanda Sistemi)

Dörtpervanelinin haberleşme sistemi için 3DR Radyo Telemetri 433Mhz kullanılmıştır. Yer istasyonu ile dörtpervaneli arasında, 5 km'ye kadar irtibat kurulabilir. Dörtpervanelinin irtifası, hızı, pozisyonu, batarya durumu gibi verilerine telemetri verileri denir. Bu verileri bilgisayar üzerine aktaran ve bilgisayar programı üzerindeki harita uçuşu gibi komutları hava aracına aktaran birimidir. Teknik özellikleri aşağıdaki gibi gösterilmiştir (şekil 7-6).



Şekil 7-6: Radyo Telemetri 433 MHz ve 500 mW 3DR.

EK 2.7. Flysky FS-TH9X 2.4GHZ 9 Kanal Kumanda

Flysky 2.4 Ghz 9 kanallı bir el kumandası ile dörtpervaneliyi uzaktan kontrol edebilir.



Şekil 7-7: Flysky 2.4GHZ 9CH Kumanda butonları

EK 2.8 Pixhawk kontrol kartı

Pixhawk 4, PX4 sürüm 1.7'yi çalıştırmak için optimize edilmiştir ve akademik ve ticari geliştiriciler için uygundur. Önceki sürümlere göre daha fazla bilgi işlem gücü, 2 kat daha fazla RAM, daha iyi entegrasyon ve genişletme için ek bağlantı noktaları, yeni sensörler ve entegre titreşim izolasyonu özelliklerine sahiptir (Autopilot, 2020).



Şekil 7-8: Pixhawk Kontrol kartı (Autopilot, 2020).

EK 2.9 GPS+Pusula modülü

Konum belirtmek için kullanılan U-BLOX NEO-7M GPS olarak bilinen **GPS modülü** hem uçuş kartlarına uyumlu hem de açık kaynak kodlu bir sistemdir. Bu GPS modül kartı şekil 7-9'da pusula sensörü ile birlikte gösterilmiştir.



Şekil 7-9: GPS sensor tam montaj halinde.

EK 2.10. Gövde Yapısı

F450 Kol Malzemesi: Fiber ve Naylon, dayanıklı bir gövdedir. Motorlar ve pervaneler için uyumludur. Gövdenin boyutları: 450mm*55mm ve ağırlığı: 270gr'dır.



Şekil 7-10: DJI F450 gövdesi.

Tablo 2: Dörtpervanelinin fiziksel model parametreleri

m	1.3 kg
l	0.23 m
b	8.1 x 10-6 Ns^2
d	2.5 x 10-7 Nms^2
Ix	5.16 x 10-3 kgm^2
Iy	5.16 x 10-3 kgm^2
Iz	1.1 x 10-2 kgm^2
Jr	2.03 x 10-5 kgm^2

Tablo 3: Gürbüz uyarlamalı kontrolcünün parametreleri.

Parametreler	**Diğerleri**
m_0	1.365 Kg
Δm	$0 \leq \Delta m \leq 0.13$
$\Delta \boldsymbol{\pi_\eta}$	$\pm\%10\ \boldsymbol{\pi_\eta}$
δ	0.13
ρ	0.002
γ	0.0125
ε	$o.2$
α	5
$\boldsymbol{K_s}$	$diag[\ 2500\ ;1500\ ;\ 10000]$
$\boldsymbol{\pi_{\eta 0}} =$	$[0.0052\ \ 0.0\ 0.0\ 0.0052\ 0.0\ 0.0101]^T$
K_{px}, K_{py}, K_{pz}	$2, 2, 5$
K_{dx}, K_{dy}, K_{dz}	2.6,2.6,2

Deney video linki:

https://drive.google.com/file/d/1Jggwde8zUraDVKGLRLJ0pCwjnHJwtJHP/view

EK 3. BENZETİM DEĞİŞKENLERİ

```
P = diag([1,1,1,1,5,5]);
Kp_z_vect = [5.75; 5.75; 5];
Ki_z_vect = [2; 2; 8];
Kd_z_vect = [4; 4; 2];
Kp_roll_vect = [0.25; 10; .7];
Ki_roll_vect = [0; 10; 3];
Kd_roll_vect = [0.8; 3; 1];
Kp_pitch_vect = [1.5; 10; .7];
Ki_pitch_vect = [0; 10; 3];
Kd_pitch_vect = [0.2; 3; 1];
Kp_yaw_vect = [0.1; 04; 4];
Ki_yaw_vect = [0.001; 0.001; 0.001];
Kd_yaw_vect = [0.1; 0.5; 0.5];
%Values to be used in the PID blocks (default: Hover)
Kp_z = Kp_z_vect(1);
Ki_z = Ki_z_vect(1);
Kd_z = Kd_z_vect(1);
Kp_roll = Kp_roll_vect(1);
Ki_roll = Ki_roll_vect(1);
Kd_roll = Kd_roll_vect(1);
Kp_pitch = Kp_pitch_vect(1);
Ki_pitch = Ki_pitch_vect(1);
Kd_pitch = Kd_pitch_vect(1);
Kp_yaw = Kp_yaw_vect(1);
Ki_yaw = Ki_yaw_vect(1);
Kd_yaw = Kd_yaw_vect(1);
%% REFERENCE PATHS
Height = 2.5; %Altitude (m)
%% Circle reference specific
```

```
Radius = 2; %circle radius (m) [Max=2]
Omega = 0.5; %Period of the circle path (s)
%Generate the motor efficiency matrix (Lambda)
Kill_Adaptive_Motor = 0; %Boolean value changed through a button click
Kill_PID_Motor = 0;
efficiency_Adaptive_1 = 1; %Percent value (0,1]
efficiency_PID_1 = 1;
changeToEff = 0.6; %What to change the efficiency to after the button click
Lambda = [efficiency_Adaptive_1 0 0 0; 0 1 0 0; 0 0 1 0; 0 0 0 1]; %motor efficacy matrix
%% QUADROTOR PROPERTIES
%Inertia Values
Ix = .005161;
Iy = .0051571;
Iz = .01005;
m = 1.3; %mass (kg)
g = 9.81; %Gravity
%mass uncertainty
m_uncertainty= 0.130; %(kg)
%Control Epsilon
Epsilon=0.2;
%Delta
Delta=0.13;
%Gamma
Gamma=0.0125;
%Alpha
aa=[5 5 5];
Alpha=diag(aa);
%Rho
Rho=0.002;
%Rotational Propeller Inertia
Jp = 2.03e-5;
```

```
%Thrust Factor
b = 8.1e-6;
%Drag Factor
d = 2.5e-7;
%Propeller Length From CG
L = 0.1813; %(m)
mass = 0.322;
Kp = -14;
Kq = -14;
Kr = -2;
Kf = .0003;
Kt = .000004;
L1 = .4;
k_phi = -7;
k_psi = -2;
%% INITIAL CONDITIONS
simulation_time = 50;
X_0=0;
Xdot_0=0;
Y_0=0;
Ydot_0=0;
Z_0=0;
Zdot_0=0;
Theta_0=0;
Thetadot_0=0;
Phi_0=0;
Phidot_0=0;
Psi_0=0;
Psidot_0=0;
Theta_hat_0 = [m/b; Ix/b; Iy/b; Iz/d; Iz/b; (Ix-Iy)/d]*1.2;
%[m/b;Ix/b;Iy/b;Iz/d;Iz/b;(Ix-Iy)/d]
```

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler	
Adı Soyadı	Yaser ALAIWI
Doğum Yeri	Halep
Doğum Tarihi	07.01.1982
Uyruğu	❒ T.C. ☑ Diğer: 99241492224
Telefon	05347820780
E-Posta Adresi	yaseralewe@gmail.com
Web Adresi	https://avesis.istanbul.edu.tr/yaser.alaiwi



Eğitim Bilgileri	
Lisans	
Üniversite	Halep Üniversitesi
Fakülte	Makine Mühendisliği
Bölümü	Üretim Anabilim Dalı
Mezuniyet Yılı	2007

Yüksek Lisans	
Üniversite	Halep Üniversitesi
Enstitü Adı	Makine Mühendisliği Fakültesi
Anabilim Dalı	Makine Mühendisliği Anabilim Dalı
Programı	Makine Mühendisliği Programı

Doktora	
Üniversite	İstanbul Üniversitesi-Cerrahpaşa
Enstitü Adı	Lisansüstü Eğitim Enstitüsü
Anabilim Dalı	Makine Mühendisliği Anabilim Dalı
Programı	Makine Mühendisliği Programı

Makale ve Bildiriler