



MARMARA ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ



ÇOK ROTORLU İHA'LAR İÇİN YENİ BİR AÇISAL İVME KESTİRİM YÖNTEMİ VE AÇISAL İVME GERİBESLEMELİ KONTROLCÜ

MUHAMMET TARIK YILDIRIM

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Mekatronik Mühendisliği
Anabilim Dalı ve Programı

DANIŞMAN
Dr. Öğr. Üyesi Ertuğrul Çetinsoy

İSTANBUL, 2025



MARMARA ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ



ÇOK ROTORLU İHA'LAR İÇİN YENİ BİR AÇISAL İVME KESTİRİM YÖNTEMİ VE AÇISAL İVME GERİBESLEMELİ KONTROLCÜ

MUHAMMET TARIK YILDIRIM

(523521024)

YÜKSEK LİSANS TEZİ
Mekatronik Mühendisliği
Anabilim Dalı ve Programı

DANIŞMAN
Dr. Öğr. Üyesi Ertuğrul Çetinsoy

İSTANBUL, 2025

ÖNSÖZ

Bu tez çalışmasının başından sonuna kadar değerli yardımları ve destekleriyle yanımda olan saygıdeğer danışman hocam Dr. Öğr. Üyesi Ertuğrul Çetinsoy'a içten teşekkürlerimi sunarım.

Desteklerini ve sevgilerini asla esirgemeyen ve bugünlere gelmemdeki en büyük pay sahibi olan aileme sonsuz şükranlarımı sunarım.



İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ	i
İÇİNDEKİLER.....	ii
ÖZET	iii
ABSTRACT	iv
SEMBOLLER.....	v
KISALTMALAR.....	vi
ŞEKİLLER LİSTESİ	vii
1.GİRİŞ.....	1
2.DİNAMİK MODELLER VE METOTLAR	5
2.1.Çok Rotorlu İnsansız Hava Aracının Matematik Modeli.....	6
2.2 Sensör Modelleri.....	10
2.2.1 Dönüölçer	11
2.2.2 İvmeölçer	11
3.SENSÖR VERİLERİNİN İŞLENMESİ VE ÖNERİLEN AÇISAL İVME KESTİRİMCİ	13
3.1 Φ Ve Θ Açı Kestirimleri İçin Kalman Filtresi.....	14
3.2 Quaternion Entegrasyonu.....	16
3.3 Önerilen Düşük Maliyetli İvmeölçerler İle Açısal İvme Kestirimi	18
4.ÖNERİLEN KONTROL YAPISI.....	24
4.1 Otopilot Algoritması.....	25
4.2.İnsansız Hava Araçlarında Kaskat Yapıdaki Kontrolcüler	27
4.3. Açısal İvme Geribeslemeli PDD ² Kontrolcü	29
5.GEREÇ	31
5.1 Benzetim Çalışmaları	31
6.TEST VE ANALİZ.....	40
7.SONUÇLAR VE ÖNERİLER.....	53
KAYNAKÇA.....	54

ÖZET

ÇOK ROTORLU İHA'LAR İÇİN YENİ BİR AÇISAL İVME KESTİRİM YÖNTEMİ VE AÇISAL İVME GERİBESLEMELİ KONTROL CÜ

İnsansız Hava Araçları (İHA'lar), askeri ve sivil uygulamalardan bilimsel araştırmalara kadar birçok alanda hızla yaygınlaşmaktadır. Özellikle çok rotorlu İHA'lar, dikey kalkış- iniş kabiliyetleri ve yüksek manevra esneklikleri sayesinde haritalama, gözetleme, arama- kurtarma, lojistik ve tarım gibi çeşitli sektörlerde tercih edilmektedir. Ancak, bu araçların kontrollü uçuş ve konumlandırma performansları, uçuş esnasında maruz kaldıkları bozucu kuvvet ve torklar nedeniyle olumsuz etkilenebilir. Bu kapsamda, konum veya hız geri beslemeli geleneksel kontrolcüler bazen yeterli stabilizasyon sağlamayabilir. Son dönemde ivme geri beslemeli yöntemler, özellikle yüksek frekanslı bozucuları etkili bir şekilde bastırmalarıyla öne çıkmaktadır. Açisal ve doğrusal ivme bilgilerini ölçmek veya kestirmek farklı zorluklar barındırır da, bu yöntemlerin literatürde daha başarılı stabilizasyon sonuçları verdiği gösterilmiştir. Bu çalışmada, birden fazla düşük bütçeli İvmeölçer'den elde edilen verilerle açisal ivme kestirimi yapılması ve PDD² kontrolcü tasarımıyla çok rotorlu İHA'larda stabilizasyon hedeflenmektedir. Elde edilen bulgular, ivme geri beslemesinin gerek klasik kontrol yöntemleriyle gerekse daha gelişmiş algoritmalarla birleştirildiğinde, İHA'ların bozucu etkilere karşı daha kararlı bir uçuş performansı sergilemesini sağladığını göstermektedir. Bu yaklaşımların, gelecekte insansız hava araçlarının daha güvenli ve verimli operasyonlar gerçekleştirebilmesine önemli katkılar sunacağı düşünülmektedir.

ABSTRACT

A NOVEL ANGULAR ACCELERATION ESTIMATION METHOD AND ANGULAR ACCELERATION FEEDBACK CONTROLLER FOR MULTI-ROTOR UAV'S

Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) have rapidly gained popularity in a wide range of fields, from military and civilian applications to scientific research. In particular, multi-rotor UAVs are preferred in areas such as mapping, surveillance, search and rescue, logistics, and agriculture, thanks to their vertical take-off and landing capabilities and high maneuverability. However, the controlled flight and positioning performance of these vehicles can be adversely affected by disturbing forces and torques during operation. In this context, conventional controllers using position or velocity feedback may sometimes fail to achieve adequate stabilization. Recently, acceleration-based feedback methods have gained prominence, especially due to their ability to effectively suppress high-frequency disturbances. Although measuring or estimating angular and linear accelerations poses various challenges, literature shows that these methods lead to improved stabilization performance. In this study, we aim to achieve stabilization in multi-rotor UAVs by estimating angular accelerations from data obtained by multiple low-cost accelerometers and by employing a PDD² controller. The findings demonstrate that acceleration feedback, whether integrated with classical control methods or more advanced algorithms, provides UAVs with a more stable flight performance against disturbance effects. It is anticipated that such approaches will offer significant contributions to safer and more efficient UAV operations in the future.

SEMBOLLER

A	: Doğrusal ivmeler
$\hat{A}$	: Doğrusal ivme tahmini
B	: Gövde üzerindeki eksen çerçevesi
E	: Dünya'nın eksen çerçevesi
D	: Türevsel Kontrolcü Terimi
D^2	: İkinci Türevsel Kontrolcü Terimi
$\sum F$	: Toplam kuvvet
f_c	: Alçak geçirgen filtre kesme frekansı
F_{th}	: İtici Kuvveti
F_s	: Sürtünme kuvveti
I	: İntegral Kontrolcü Terimi
$I_{x,y,z}$	: Atalet momenti matrisleri
K_D	: Türevsel Kontrolcü Terimi Katsayısı
K_D^2	: İkinci Türevsel Kontrolcü Terimi Katsayısı
K_P	: Oransal Kontrolcü Terimi Katsayısı
K_I	: İntegral Kontrolcü Terimi Katsayısı
m	: Kütle
g	: Yer çekimi ivmesi
P	: Oransal Kontrolcü Terimi
p	: X eksenindeki açısal hız
$\dot{p}$	: X eksenindeki açısal ivme
R	: Dönüş matrisi
r	: Z eksenindeki açısal hız
$\dot{r}$	: Z eksenindeki açısal ivme
t	: Zaman
Δt	: Zaman adımı
V	: Doğrusal Hızlar
W	: Yer çekimi vektörü
Q	: Quaternion
q	: Y eksenindeki açısal hız
$\dot{q}$	: Y eksenindeki açısal ivme
η	: Bozucu etki ve gürültüler
Ω	: Motor dönüş hızları
ω	: Açısal hızlar
$\dot{\omega}$	: Açısal ivmeler
$\hat{\omega}$	: Açısal hız tahmini
$\hat{\ddot{\omega}}$	: Açısal ivme tahmini
Φ	: X eksenindeki dönüş açısı
Θ	: Y eksenindeki dönüş açısı
Ψ	: Z eksenindeki dönüş açısı

KISALTMALAR

DCM	: Yönelim matrisi(İngilizce)
EWMA	: Eksponansiyel ağırlıklandırılmış hareketli ortalama filtresi(İngilizce)
GPS	: Küresel konumlandırma sistemi (İngilizce)
İHA	: İnsansız hava aracı
LQR	: Doğrusal Kuadratik Regülatör(İngilizce)
MEMS	: Mikro elektromekanik
MPC	: Model Öngörülü Kontrol(İngilizce)
PDD²	: Oransal-Türevsel-İkinci Türevsel Kontrolcü
PID	: Oransal-İntegral-Türevsel Kontrol
UAV	: İnsansız hava aracı (İngilizce)



ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 2.1. Çok Rotorlu İnsansız Hava Aracı.	7
Şekil 2.2. Çok Rotorlu İnsansız Hava Aracı üzerindeki çerçeve ve Dünya çerçevesi	7
Şekil 3.1. Kalman Filtresinin Genel Algoritması	14
Şekil 3.2. Açık – Yay Uzunluğu İlişkisi.....	18
Şekil 3.3. Hava aracının üzerinde açısal ivme için açık yay ilişkisi.	19
Şekil 3.4. Hava aracı motor ve ivmeölçer numaraları ve motor dönüş yönleri.....	19
Şekil 3.5. Hava aracı üzerindeki sensör konfigürasyonu	20
Şekil 3.6. Birinci İvmeölçerin ölçtüğü değerler	20
Şekil 3.7. İkinci İvmeölçerin ölçtüğü değerler	21
Şekil 3.8. Üçüncü İvmeölçerin ölçtüğü değerler	21
Şekil 3.9. Dördüncü İvmeölçerin ölçtüğü değerler	22
Şekil 3.10. Önerilen yöntemle elde edilen Açısal İvme verisi ile Benzetim çıktısı Açısal İvme verisinin karşılaştırılması	23
Şekil 4.1. Φ ve Θ İçin kaskat kontrolcü yapısı.	28
Şekil 4.2. Ψ İçin kaskat kontrolcü yapısı.....	28
Şekil 4.3. Φ ve Θ için açısal ivme geribesleme eklenmiş PDD ² kontrolcü.	30
Şekil 4.4. Ψ için açısal ivme geribesleme eklenmiş PDD ² kontrolcü.	30
Şekil 5.1. Geliştirilen benzetim.	33
Şekil 5.2. Geliştirilen benzetim içinde bulunan itki kuvveti hesabı.	33
Şekil 5.3. Geliştirilen benzetim içinde bulunan hava sürtünme kuvveti hesabı.	33
Şekil 5.4. Geliştirilen benzetim içinde bulunan hava toplam kuvvet hesabı.....	34
Şekil 5.5. Geliştirilen benzetim içinde bulunan hava aracı moment hesabı.....	34
Şekil 5.6. Geliştirilen benzetim içinde bulunan hava aracı dinamik modeli.	34
Şekil 5.7. Geliştirilen benzetim içinde bulunan motor hızları hesapları.	35
Şekil 5.8. Geliştirilen benzetim içinde bulunan ileri itki referansı.....	35
Şekil 5.9. Geliştirilen benzetim içinde bulunan yanal hata ve Ψ referans hesabı.	35
Şekil 5.10. Geliştirilen benzetim içinde bulunan hava aracı Φ ve Θ referansı oluşturma.	36
Şekil 5.11. Geliştirilen benzetim içerisinde bulunan kontrol yapısı.....	36
Şekil 5.12. Geliştirilen benzetim içinde bulunan, standart kaskat yapı kontrolcü.	36
Şekil 5.13. Geliştirilen benzetim içinde bulunan PDD ² kontrolcü.....	37
Şekil 5.14. Geliştirilen benzetim içinde bulunan Dönüölçer modeli ve Quaternion Entegrasyonu.	37
Şekil 5.15. Geliştirilen benzetim içinde bulunan İvmeölçer modeli.	37
Şekil 5.16. Geliştirilen benzetim içinde bulunan X eksenini açısal ivme hesabı.	38
Şekil 5.17. Geliştirilen benzetim içinde bulunan Y eksenini açısal ivme hesabı.	38
Şekil 5.18. Geliştirilen benzetim içinde bulunan Z eksenini açısal ivme hesabı.	38
Şekil 5.19. Geliştirilen benzetimde bulunan bozucu rüzgâr değerleri.	39
Şekil 6.1. Benzetim sonucu X ekseninde açı referansları ve kaskat yapı PID kontrolcü cevabı.....	41
Şekil 6.2. Benzetim sonucu Y ekseninde açı referansları ve kaskat yapı PID kontrolcü cevabı.....	41
Şekil 6.3. Benzetim sonucu Z ekseninde açı referansları ve kaskat yapı PID kontrolcü cevabı.....	42
Şekil 6.4. Benzetim sonucu X ekseninde kaskat yapı PID kontrolcü hatası.	42
Şekil 6.5. Benzetim sonucu Y ekseninde kaskat yapı PID kontrolcü hatası.	43

Şekil 6.6. Benzetim sonucu Z ekseninde kaskat yapı PID kontrolcü hatası	43
Şekil 6.7. Benzetim sonucu X ekseninde aç referansları ve önerilen kontrolcü cevabı.....	44
Şekil 6.8. Benzetim sonucu Y ekseninde aç referansları ve önerilen kontrolcü cevabı.....	44
Şekil 6.9. Benzetim sonucu Z ekseninde aç referansları ve önerilen kontrolcü cevabı.....	45
Şekil 6.10. Benzetim sonucu X ekseninde önerilen kontrolcü hatası.	45
Şekil 6.11. Benzetim sonucu Y ekseninde önerilen kontrolcü hatası.	46
Şekil 6.12. Benzetim sonucu Z ekseninde önerilen kontrolcü hatası.....	46
Şekil 6.13. Benzetim sonucu PID kontrolcü ile yörünge takibi.	48
Şekil 6.14. Benzetim sonucu PID kontrolcü ile X eksen yörünge takibi hatası.....	48
Şekil 6.15. Benzetim sonucu PID kontrolcü ile Y eksen yörünge takibi hatası.....	49
Şekil 6.16. Benzetim sonucu PID kontrolcü ile Z eksen yörünge takibi hatası.	49
Şekil 6.17. Benzetim sonucu PDD ² kontrolcü ile yörünge takibi.	50
Şekil 6.18. Benzetim sonucu önerilen kontrolcü ile X eksen yörünge takibi hatası.	50
Şekil 6.19. Benzetim sonucu önerilen kontrolcü ile Y eksen yörünge takibi hatası.	51
Şekil 6.20. Benzetim sonucu önerilen kontrolcü ile Z eksen yörünge takibi hatası.	51

1.GİRİŞ

“Otonom” kelimesinin kökeni eski Yunanca’daki “kendini yöneten” anlamına gelen “αυτονόμος” sözcüğüne dayanır. Bu kelimedenden yola çıkarak Otonom sistemler; “minimal insan müdahalesi ile kendi başına, verilen görevleri icra eden sistemler” olarak tanımlanabilirler. Otonom sistemlere, Robotik, Otomotiv, Sağlık, Savunma, Havacılık, Hizmet sektörü, Haritalandırma, Jeoloji, Denizcilik vs. gibi alanlarda, özellikle günümüzde, her alanda ve Dünya’nın her yerinde rastlamak mümkündür. Otonom sistemler tek başına bir teknoloji alanı olmakla beraber, birden fazla teknoloji alanının birleşimi olarak ortaya çıkmıştır. Yıllar geçtikçe gelişen otonom sistemlerde; etik ve hukuki problemlerin yanı sıra çok sayıda teknik problemlerde bulunmaktadır. Bu problemlerin çözümü son yıllarda sayısız akademik çalışmaya konu olmuştur. Bu problemlere örnek olarak; Karar Verme ve Mantık yürütme algoritmaları, Lokalizasyon, Nesne tanıma, Nesne takibi, görüntü işleme, Yörünge ve yol planlama, Engellerden kaçınma, Eylem tahmini, Durum kestirimi, Sensör teknolojileri ve Sensör füzyonu teknolojileri, Yapay zeka gibi çok sayıda problem örnek gösterilebilir. Otonom sistemlerin ve araçların kontrolünde bir problem de bozucu etkilere karşı stabilizasyonun sağlanması ve bu bozucu etkilerin bastırılmasıdır. Bu problemin çözümü için Kontrol sistemleri alanında birçok çalışma yapılmış, sayısız yöntem geliştirilmiş ve Kontrolcü adını verdiğimiz sayısız kontrol döngüsü denetleyicisi ortaya çıkarılmıştır. Esasen otonom sistemlerde bu Kontrolcüler, çeşitli Yörünge ve yol planlama algoritmalarına ek olarak kullanıcı girişleri ve diğer istenen durumlara, otonom sistemin sensörleri ve diğer sistemleri ile ulaşmasını, istenen durum ve mevcut durum arasındaki hatanın sıfıra indirilerek, sağlamaya çalışır. Bunların bir kısmı çıkış geri besleme yöntemlerini kullanarak bahsedilen probleme çözüm sunar. Geri beslenen veri, pozisyon, hız, konum bilgisi veya görüntü işleme yöntemleri ile elde edilen veriler olabilir.

Son zamanlarda kontrol sistemleri alanında, ivme geri beslemeli sistemler ile açısal ve doğrusal ivme ölçme ve kestirme yöntemleri de literatürde görülmeye başlamıştır. Literatürde görülen bu çalışmalarda; İvme geri beslemeli yöntemlerin diğer geri beslemeli yöntemlere göre avantajı; bozucu kuvvet ve torkların neden olduğu ivmelendirmelerin geri besleme sinyaline dahil edilmesi ile bozucu etkilerin başarılı bir şekilde

bastırılabilmesidir. Bunun sebebi olarak bütün bozucuların sisteme olan fiziksel etkilerinin, sistem üzerinde ivmelenme veya tork olarak gözlemlenmesidir. Geleneksel kontrol yöntemlerinde bu bozucu etkiler ancak sistemin mevcut durumu üzerine etki ettikten sonra görülmektedir.

Bozucu etkilerin doğru şekilde hızlıca bastırılması stabilizasyonun sağlanması için çok önemlidir. Her ne kadar stabilizasyon performansını arttırsa da açısal ivmeleri ölçmek veya kestirmek bir hayli zordur ve bu konuda literatürde farklı yöntemler bulunmaktadır. [1]'de birinci derece kestirimciler ile açısal ivme kestirimi elde edilmiş ve bir DC motorun hızı bu şekilde stabilize edilmiştir. [2] ve [3] numaralı kaynaklarda Genişletilmiş Kalman Filtresi ile ters ϕ algoritması birleştirilerek bir pan-tilt platformunda ivme kestirimi ve ivme geri beslemeli stabilizasyon çalışması yapılmış ve gerekli kontrol algoritmaları uygulandığında stabilizasyon performansının arttığı görülmüştür. [4] numaralı kaynakta açısal ivme kestirimi ve geri beslemesi için Newton Tahmincisi ile iyileştirilmiş Kalman Filtresi geliştirilmiştir. Geliştirilen Filtre ile gürültüsüz açısal ivme kestirimi elde edilmiş ve geri besleme olarak iki eksenli bir manipülatörde kullanılmıştır. [5]'de açısal hız ve açısal ivmeyi hesaplayabilmek için sin-cos enkoderleri ve Savitzkiy-Golay filtresi ile filtreleme ve türevleme yapan yeni bir metot geliştirilmiştir. [6] numaralı kaynakta, dönel makinelerdeki açısal ivmeleri ölçmek için yeni bir manyetik sensör geliştirmiştir.

Bozucu etkileri baskılaması ve stabilizasyon performansını arttırması, ivme geri beslemeli kontrol sistemlerini hem hava araçları hem de ataletsel seyrüsefer sistemleri için cazip hale getirebilir. Literatürde hava araçlarında doğrusal ve açısal ivme ölçüm ve kestirim yöntemleri ile bunlara uygun kontrolcüler de mevcuttur. [7]'de açısal ivme algılayıcılarının Ataletsel Ölçü Birimleri 'ne eklenmesi gerektiği öne sürülmüştür. [8]'de ise Tümlayıcı Filtre bazlı bir açısal ivme kestirimcisi geliştirilmiş ve bir 3 eksenli uçuş benzetimcisinde test edilmiş ve güvenilir açısal ivme kestirimlerinin sinyal performansını arttırdığı gözlemlenmiştir. Nitekim [9]'da bir İnsansız Hava Aracı üzerine ivme geri beslemeli kontrolcü sistemi geliştirmiş ve benzetimde %61'e kadar bozucu etki reddi ve stabilizasyon sağlanmıştır. [10] ve [11] numaralı kaynaklarda ise ivme bazlı gürültü gözleyicileri geliştirilmiştir ve çok rotorlu insansız hava araçlarının konum takip performansının geliştirilen gözleyiciler ile büyük ölçüde arttığı görülmüştür. [12] numaralı kaynakta açısal ivme geri beslemesi ile klasik kontrol yöntemleri çok rotorlu

hava aracının stabilizasyonunda kullanılmış ve benzetim sonucunda bozucu etkilerin azalmasının yanında sistem cevabının yavaşladığı gözlenmiştir. [13]'de ivme geri besleme klasik PID kontrol ile kullanılarak çok rotorlu insansız hava aracının rüzgârdan gelen bozucu etkileri reddetmesi sağlanmıştır fakat Z ekseninde pozisyon kontrolü diğer iki eksene göre daha başarısız olmuştur. [14]'te açısız ivmeler, Hermite-spline interpolasyonu kullanan bir algoritma ile kestirilmiş ve uygun kontrolcü uygulandığında, geriye doğru türev alma yöntemine göre daha doğru sonuçlar verdiği bir benzetim aracılığıyla gözlemlenmiştir. Açısız ivme ölçüm, gözlemci veya kestirimcilerinde birden fazla aynı tip algılayıcı veya birden fazla tipte algılayıcılar kullanılabilir ve bu algılayıcıların araç üzerindeki konumları ve oryantasyonları da önemlidir. [15] numaralı kaynakta birden fazla aynı tip algılayıcının farklı geometrik konfigürasyonlarda kullanılmasını navigasyon hesaplamaları üzerindeki etkileri değerlendirilmiştir. [16] numaralı kaynakta birden fazla Ataletsel Ölçü Birimlerinin çıktılarının toplamına uygulanarak 3 ortogonal vektör bileşenini hesaplayacak bir matris türetilmiştir. Bu 3 bileşenin arasındaki açılar aracın oryantasyonu olarak düşünülebilir. [17]'de 3 ortogonal vektör bileşeninin hesaplanabilmesi için optimal konfigürasyon olarak 9 jiroskop kullanılan ortogonal dönüş konfigürasyonu önerilmiştir. [18] numaralı kaynakta 4 farklı Mikro elektromekanik(MEMS) Ataletsel Ölçü Birimi(IMU) çıktılarının füzyonlanması ile sanal bir açısız ivme ölçer oluşturulmuştur ve alınan sanal ölçümler daha sonra bir geri adım kontrolcüsü ile kullanılmıştır. Kontrolcünün kararlılık analizi Lyapunov metodu ile yapılmıştır. Çalışmanın sonucuna göre geliştirilen sanal açısız İvmeölçer, doğrusal olmayan gürültü gözlemcilerine göre %14 ila %93 arasında daha iyi yörünge takibi performansı göstermiştir. [19]'da birçok rotorlu insansız hava aracının üstüne yerleştirilen birden fazla İvmeölçer ile benzetim yapılmış ve benzetimden elde edilen hatalar düzeltilerek gerçek bir insansız hava aracının aviyoniklerine entegre edilmiştir. Algılayıcıların birleşmesi sonucu elde edilen verileri kullanan bir adaptif kontrol kanunu geliştirilmiş ve sonuç olarak bozucu etkilerin insansız hava aracı tarafından büyük ölçüde reddedildiği gözlemlenmiştir. [20]'de ise düşük maliyetli 4 farklı Ataletsel Ölçü Birimi basit bir konfigürasyon ile sabit kanatlı bir insansız hava aracı üzerine yerleştirilmiştir. Bu şekilde kestirimler ve ölçümler basit bir şekilde elde edilip direkt olarak kademeli kontrolcü ile kullanılarak, farklı bozucu etkiler altında yalpalama ve yunuslama hareketinde stabilizasyon başarımı arttırılmıştır. Açısız veya doğrusal ivme geri beslemeli

sistemler için klasik kontrol yöntemleri yeterli olmayabilir. Nitekim [12] numaralı kaynakta klasik kontrolcülerin ivme geri beslemeli sistemlerde yavaş kaldığı gözlemlenmiştir. Bu nedenle, farklı kontrol yöntemleri geliştirilmelidir veya uygulanmalıdır. Farklı kontrolcülerden biri de PDD² kontrolcüdür. [21] numaralı kaynakta değişik uzunluklarda bulunan pnömatik borulardan oluşan sistemin performansını arttırmak için PDD² kontrolcüsü kullanılmış, akış bozucu etki gözlemcileri geliştirilmiş ve sistem performansının arttığı görülmüştür. [22]'de pnömatik sistemler için PDD² kontrolcüsü iyileştirilmiştir. Araçlar içinde PDD² kontrolcülerini literatürde mevcuttur. [23] numaralı kaynakta, bir 4 eksenli manipülatör için ivme kestirimleri ile çalışan bir PDD² kontrolcü önerilmiştir. [24], [25] numaralı çalışmalarda ise PDD² kontrolcüsü, Parçacık Sürüş Optimizasyonu ile iyileştirilmiş ve deniz araçlarının yalpa hareketinin stabilizasyonu için kullanılmıştır ve İstanbul Teknik Üniversitesi'ne ait "Marti" isimli gemide denenmiştir. Kontrolcü parametrelerinin uygun şekilde seçilmesiyle kontrolcü performansının büyük ölçüde arttığı görülmüştür.[26], [27] numaralı kaynaklarda oluşturulan çok rotorlu insansız hava aracı modellerinde kademeli PDD² denetleyiciler kullanılmıştır. [28]'de ise birçok rotorlu insansız hava aracı için PDD² kontrolcü ile klasik PID kontrolcüyü karşılaştırılmış ve PDD² kontrolcünün PID'ye göre daha iyi bir performans sergilediği bir benzetim üzerinden gösterilmiştir. Her ne kadar yukarıdaki çalışmalar hava araçlarında PDD² kontrolcülerinin araştırıldığını gösterse de literatürde PDD² kontrolcü ile ivme geri beslemeli herhangi bir insansız hava aracı çalışmasına rastlanmamıştır. Sonuç olarak bu tez çalışmasının hedefi; birden fazla düşük bütçeli İvmeölçerler ile bir açısal ivme kestirimi elde edip, bu veri ile PDD² kontrolcüyü kullanarak birçok rotorlu insansız hava aracında stabilizasyonu sağlamaktır.

2.DİNAMİK MODELLER VE METOTLAR

Dinamik model, bir sistemin zaman içerisinde nasıl değiştiğini ve farklı koşullara nasıl tepki verdiğini matematiksel ya da benzetim (simülasyon) temelli yöntemlerle açıklamaya yarayan kapsamlı bir model türüdür. Bu modeller, sistemin iç veya dış kaynaklı etkilerle karşılaştığında ortaya çıkan davranışlarını sürekli veya ayrık zamanlı olarak ele alır. Sürekli zamanlı modellere genellikle diferansiyel denklemler aracılığıyla yaklaşılırken, ayrık zamanlı sistemlerde ise fark denklemleri ve ayrık olay simülasyonları kullanılır. Dinamik modeller, gerçek dünyadaki süreçlerin mantığını daha iyi anlamamızı sağladığı gibi, gelecekteki durumları tahmin etmek, potansiyel riskleri öngörmek ve sistemin kararlılığını artırmak gibi amaçlar için de kritik bir rol oynar.

Bu modelleme yaklaşımı, mühendislikten ekonomiye, fizikten biyolojiye kadar uzanan geniş bir yelpazede uygulanır. Örneğin mühendislikte, bir aracın motor kontrol ünitesini tasarlarken dinamik model sayesinde yakıt tüketimi, performans ve emisyon değerleri gibi parametrelerin zaman içindeki değişimleri analiz edilerek en uygun ayarlar belirlenebilir. Ekonomide ise makroekonomik göstergelerin dinamik etkileşimlerini inceleyen modeller, para politikalarının ve ekonomik dalgalanmaların gelecekteki etkilerini önceden kestirmeye yarar. Biyolojide, hücre düzeyindeki kimyasal süreçlerden ekosistem içi etkileşimlere kadar pek çok olgu, dinamik modeller sayesinde daha bütüncül bir bakış açısıyla ele alınır. Bu kapsamda, sistemin girdileri ile çıktıları arasındaki karmaşık ilişkileri çözümleyerek, tasarım ve kontrol süreçlerini optimize etmek veya öngörülemez durumlara karşı önleyici stratejiler geliştirmek mümkündür. Dolayısıyla dinamik modeller, hem sistemleri derinlemesine anlamada hem de gelecekteki olası senaryoları öngörerek karar alma mekanizmalarını desteklemede vazgeçilmez araçlar arasında yer alır.

Hava araçlarında uçuş kontrol sistemlerini etkin bir biçimde geliştirmek ve test etmek için benzetim (simülasyon) çalışmaları büyük bir önem taşır. Uçuş kontrol sistemleri, hava aracının aerodinamik yapısı, motor ve itki elemanları, hava koşulları ve pilot kumandaları gibi pek çok faktörden etkilenir. Dolayısıyla bu faktörlerin matematiksel olarak modellenmesi ve bilgisayar ortamında canlandırılması, sistemin gerçek uçuş senaryolarında nasıl tepki vereceğinin önceden analiz edilmesine olanak tanır. Benzetim çalışmaları sırasında, ara yüz yazılımları ve benzetim senaryoları kullanılarak farklı

uçuş koşulları (örneğin yüksek irtifa, ani rüzgâr değişiklikleri, buzlanma gibi) yaratılır. Böylece uçuş kontrol algoritmalarının her bir koşul için göstereceği performans incelenir, beklenmedik hata ya da aksaklıkların önüne geçmek için gerekli düzeltmeler yapılabilir.

Benzetim yaklaşımı, kontrol sinyallerinin yanı sıra çevresel değişkenlerin de belirli bir ölçüde kestirilmesini sağlar. Örneğin rüzgâr hızı, hava yoğunluğu, sıcaklık gibi çevre koşullarının farklı senaryolarda nasıl değişeceği öngörülebilir. Bu öngörülerle hazırlanan giriş sinyalleri, uçuş kontrol algoritmalarına beslenerek hava aracının hangi durumlarda nasıl tepki vereceği gözlenebilir. Böylece gerçek uçuş testlerine geçmeden önce, hem sistem bileşenlerinin birbirleriyle uyumu hem de güvenlik açısından kritik olan durumlar titizlikle değerlendirilebilir. Üstelik benzetim ortamlarında, ani ve potansiyel olarak tehlikeli test koşullarını deneyimlemek, gerçek hayatta tehlikeye sebebiyet vermeden çok daha kolay bir şekilde mümkündür. Tüm bu avantajlar, hem geliştirme maliyetlerinin azalmasına hem de uçuş güvenliğinin artırılmasına katkıda bulunur.

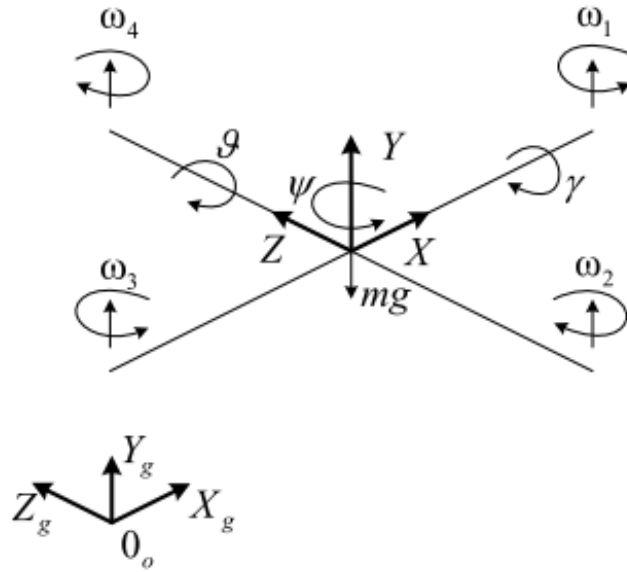
2.1. Çok Rotorlu İnsansız Hava Aracının Matematik Modeli

Hava araçlarının modellenmesi için biri Dünya'nın üzerinde olmak üzere, diğeri ise hava aracının üzerinde olacak şekilde iki adet referans çerçeve ifade etmek oldukça yaygındır. Dünya'ya sabitlenmiş çerçeve $E = \{O_E, X_E, Y_E, Z_E\}$ olarak, araç üzerindeki çerçeve ise $B = \{O_B, X_B, Y_B, Z_B\}$ olarak gösterilir. Burada X, Y ve Z eksenleri, O ise çerçevenin orijin noktasını göstermektedir. Bu iki referans çerçevesinin tanımlanması, hava aracının konumunu ve yönelimini net bir şekilde belirlemek için büyük önem taşır. Dünya'ya sabitlenmiş çerçeve, genellikle “inertial” veya “küresel” çerçeve olarak da anılır ve hareketin genel referans alınacağı, belirli bir noktada sabitlenmiş bir koordinat sistemidir. Araç üzerindeki çerçeve ise “body” (gövde) çerçevesi olarak adlandırılır ve aracın gövdesiyle birlikte hareket eder.

Bu iki çerçeve arasındaki dönüşüm genellikle bir dönüş matrisi veya Euler açıları, Quaternionlar gibi matematiksel araçlar yardımıyla tanımlanır. Örneğin, Φ, Θ, Ψ açıları B çerçevesinin E çerçevesine göre yönelimini ifade etmek için sıklıkla kullanılır.



Şekil 2.1. Çok Rotorlu İnsansız Hava Aracı.



Şekil 2.2. Çok Rotorlu İnsansız Hava Aracı üzerindeki çerçeve ve Dünya çerçevesi[27].

Aracın X eksenindeki dönüş açısına Φ , Y eksenindeki dönüş açısına Θ , Z eksenindeki dönüş açısına ise Ψ ismi verilir. Standart dönüş matrisleri kullanılarak E ve B çerçeveleri arasında geçiş yapılabilir. Dönüş matrisleri R ile gösterilir.

$$\begin{aligned}
\mathbf{R}_{x(\Phi)} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\Phi) & -\sin(\Phi) \\ 0 & \sin(\Phi) & \cos(\Phi) \end{bmatrix} \\
\mathbf{R}_{y(\Theta)} &= \begin{bmatrix} \cos(\Theta) & 0 & \sin(\Theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\Theta) & 0 & \cos(\Theta) \end{bmatrix} \\
\mathbf{R}_{z(\Psi)} &= \begin{bmatrix} \cos(\Psi) & -\sin(\Psi) & 0 \\ \sin(\Psi) & \cos(\Psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{2.1}$$

Bu üç matrisi yan yana çarparak iki referans çerçevesi arasındaki toplam dönüş matrisi bulunabilir. Bu dönüş E 'den B 'ye olduğu zaman üç dönüş matrisinin çarpımından elde edilen matrise **Direction Cosine Matrix (DCM)** adı verilir, sembolü ise DCM_{BE} olarak gösterilir.

$$\begin{aligned}
&\mathbf{R}_{z(\Psi)} * \mathbf{R}_{y(\Theta)} * \mathbf{R}_{x(\Phi)} = \\
&\begin{bmatrix} \cos(\Psi)\cos(\Theta) & \sin(\Phi)\sin(\Theta)\sin(\Psi)-\cos(\Phi)\sin(\Psi) & \cos(\Phi)\sin(\Theta)\cos(\Psi)+\sin(\Phi)\sin(\Psi) \\ \sin(\Psi)\cos(\Theta) & \sin(\Phi)\sin(\Theta)\sin(\Psi)+\cos(\Phi)\cos(\Psi) & \cos(\Phi)\sin(\Theta)\cos(\Psi)-\sin(\Phi)\cos(\Psi) \\ -\sin(\Theta) & \sin(\Phi)\cos(\Theta) & \cos(\Phi)\cos(\Theta) \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{2.2}$$

DCM matrisi ile ağırlık vektörü W , çarpılarak aracın üzerindeki kuvvetlerin açısal bileşenleri bulunabilir. Aracın kütlesi m , yer çekimi ivmesi ise g ile gösterilir. Bu matris ve vektörün çarpımından sonuç aracın üzerinde motorların oluşturduğu itki kuvveti vektörü F_{th} ile toplanarak araç üzerinde oluşan toplam düzlemsel kuvvetler hesaplanır. Burada Ω sembolü, $\frac{\text{radyan}}{\text{saniye}}$ cinsinden motor hızlarını gösterir. K ise motor itki katsayısıdır. Sürtünme kuvvetleri; F_s aracın kendi çerçevesi üzerindeki doğrusal hızlar olan V_{bx} V_{by} ve V_{bz} 'nin sürtünme katsayıları olan C_{Dx} C_{Dy} ve C_{Dz} ile çarpılması ile bulunur. Bozucu sinyal η sembolü ile gösterilmiştir.

$$W = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ m*g \end{bmatrix} \tag{2.3}$$

$$\mathbf{F}_{th} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \mathbf{K} * \Sigma \Omega^2 \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

$$\mathbf{F}_s = \begin{bmatrix} \mathbf{V}_{bx} * \mathbf{C}_{Dx} \\ \mathbf{V}_{by} * \mathbf{C}_{Dy} \\ \mathbf{V}_{bz} * \mathbf{C}_{Dz} \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

$$\Sigma \mathbf{F} = \mathbf{F}_{th} + \mathbf{DCM} * \mathbf{W} - \mathbf{F}_s + \boldsymbol{\eta} \quad (2.6)$$

Aracın dönüşel torklarının hesaplanması işlemi ise katsayı matrisi ile motor dönüş hızlarının karelerinin çarpımı ile hesaplanır. Bu matris aracın kol boyu olan $\mathbf{l}$, motorların itki katsayısı $\mathbf{K}$ ve motorların tork katsayısı $\mathbf{k}$ değerlerini içerir.

$$\Sigma \mathbf{M} = \begin{bmatrix} -\mathbf{K} * \mathbf{l} & \mathbf{K} * \mathbf{l} & \mathbf{K} * \mathbf{l} & -\mathbf{K} * \mathbf{l} \\ \mathbf{K} * \mathbf{l} & -\mathbf{K} * \mathbf{l} & \mathbf{K} * \mathbf{l} & -\mathbf{K} * \mathbf{l} \\ \mathbf{k} * \mathbf{K} & \mathbf{k} * \mathbf{K} & -\mathbf{k} * \mathbf{K} & -\mathbf{k} * \mathbf{K} \end{bmatrix} * \Sigma \Omega^2 + \boldsymbol{\eta} \quad (2.7)$$

Toplam çizgisel kuvvetler ve torklar hesaplandıktan sonra hareket denklemlerine geçilerek aracın hareketleri matematiksel olarak ifade edilebilir[29].

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{V}}_{bx} \\ \dot{\mathbf{V}}_{by} \\ \dot{\mathbf{V}}_{bz} \end{bmatrix} = \frac{\Sigma \mathbf{F}}{\mathbf{m}} \quad (2.8)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{p}} \\ \dot{\mathbf{q}} \\ \dot{\mathbf{r}} \end{bmatrix} = \frac{\Sigma \mathbf{M}}{\mathbf{I}} - \begin{bmatrix} \frac{(\mathbf{I}_y - \mathbf{I}_z) * \mathbf{q} * \mathbf{r}}{\mathbf{I}_x} \\ \frac{(\mathbf{I}_z - \mathbf{I}_x) * \mathbf{p} * \mathbf{r}}{\mathbf{I}_y} \\ \frac{(\mathbf{I}_x - \mathbf{I}_y) * \mathbf{p} * \mathbf{q}}{\mathbf{I}_z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{\mathbf{q}}{\mathbf{I}_x} \\ \frac{\mathbf{p}}{\mathbf{I}_y} \\ 0 \end{bmatrix} * \boldsymbol{\Omega} \quad (2.9)$$

Açısal ivmelerin modellenmesinde kullanılan p q ve r aracın üzerindeki çerçevede bulunan açısal hızları temsil etmektedir. I ise atalet momenti matrisini temsil etmektedir.

Motor hızları ise, Motor Karıştırma Algoritması tarafından belirlenir. Kontrolcülerden gelen yatış (roll), yunuslama (pitch), sapma (yaw) ve itki (thrust) komutları algoritma içerisinde motorlara dağıtılır ve motorlar bu komutlar ile momentleri değiştirerek aracın açılarını değiştirir ve açıların değişimine bağlı olarak itkinin yönü de değişeceğinden aracın konumu da değişecektir. Motorların iç dinamik modeli, bu çalışmanın konusu olmadığından ideal kabul edilmiş ve ihmal edilmiştir.

$$\begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \\ \Omega_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & -1 & 1 & 1 \\ 1 & -1 & -1 & 1 \\ -1 & -1 & -1 & \frac{1}{4 \cos \Phi * \cos \Theta} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \text{Yatış} \\ \text{Yunuslama} \\ \text{Sapma} \\ \text{İtki} \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

2.2 Sensör Modelleri

Sensör veya algılayıcı, bir fiziksel etkiyi ölçüp bir çıkış sinyali üreten elektronik cihazlara denir. Özellikle, hava araçları ile alakalı çalışmalarda sensör kalitesi ve sinyal işlemesi oldukça büyük önem arz etmektedir. Sensörlerin matematiksel olarak doğru modellenmesi geliştirilen benzetimlerin gerçeğe yaklaşmasında oldukça büyük rol oynamaktadır. Sensör modelleri, çeşitli sensörlerin (örneğin, kameralar, lidarlar, İvmeölçerler, Dönüölçerler, GPS vb.) çalışma prensiplerini ve karakteristiklerini matematiksel olarak ifade eden modellerdir. Bu modeller, mühendislik ve bilgisayar bilimleri alanlarında sensör füzyonu, haritalama, konumlandırma ve izleme gibi birçok karmaşık görevin temelini oluştururlar. Örneğin, bir kamera sensör modeli, optik geometri, lens distorsiyonu ve renk kalibrasyonunu içerebilir. Bu modeller, bir sistem içindeki nesnelerin konumunu, hızını, yönelimini veya diğer özelliklerini tahmin etmek için kullanılır. Sensörleri doğru modellemenin bir başka avantajı da sensörlere uygulanacak filtrelerin test edilebilmesidir. Bütün bunlar göz önünde bulundurulduğunda, sensör modellemelerinin önemi anlaşılmaktadır. Bu bölümde sensörler modelleneyecektir.

2.2.1 Dönüölçer

Dönüölçer'ler günümüzde birçok sistemde bulunmaktadır. Temel olarak yönelimi ve açısal hızları ölçmeye yarar. Disk şeklinde, Mikro elektromekanik (MEMS), Yüzük-Lazer veya Fiberoptik gibi türlerde de bulunabilir. Dönüölçer'ler matematiksel olarak çeşitli etkiler ile ifade edilirler. Burada ω_B aracın mutlak açısal hızlarını, ω_{bias} sensörün gerçek ölçümden olan kayma miktarını, $\omega_{G-etkileri}$ sensörün G kuvvetlerinden kaynaklanan hata miktarını ve $\omega_{gürültü}$ ise sensörün iç ve dış bütün gürültülerinin toplamını ifade eder.

$$\hat{\omega}_B = \omega_B + \omega_{bias} + G * \omega_{G-etkileri} + \omega_{gürültü} \quad (2.11)$$

Dönüölçer ölçümleri genel olarak fazla gürültü ve kayma içerir. Bu yüzden filtrelenebilir. Dönüölçer'in çıkış sinyalini filtrelemek için Üstel Ağırlıklı Hareketli Ortalama (Exponentially Weighted Moving Average veya EWMA)filtresi kullanılmıştır.

$$EMA_t = (1 - \alpha) * X_t + \alpha * EMA_{t-1} \quad (2.12)$$

- EMA_t , t zamanındaki Üstel Ağırlıklı Hareketli Ortalamadır.
- X_t , t zamanındaki veri noktasını temsil eder.
- α , düzeltme faktörü ($0 < \alpha < 1$) olarak kullanılır ve en son veri noktasına verilen ağırlığı belirler. Daha büyük bir α , en son gözlemlere daha fazla ağırlık verir, bu da EMA'nın daha yakın zamanlardaki değişikliklere daha hızlı yanıt vermesini sağlar. Aynı şekilde α 'nın sıfıra daha yakın bir değer olması eski ölçümlerin ağırlığının arttığını gösterir.

2.2.2 İvmeölçer

İvmeölçerler aracın gövdesi üzerindeki kuvvetleri ölçer. Bu kuvvetler, serbest düşüşle göreceli toplam ivmelenmelerdir[2]. İvmeölçerler de Dönüölçer'ler gibi farklı tiplerde bulunabilir. Basit bir MEMS İvmeölçer 'in matematik modeli şu şekilde ifade edilebilir ;

$$g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 9,807 \frac{m}{s^2} \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

$$A_{Algılanan} = A_B + \omega_B * (\omega_B * d) + \omega_B - g \quad (2.14)$$

$$\hat{A}_B = A_{Algılanan} + A_{Bias} + A_{gürültü} \quad (2.15)$$

Burada **g** yer çekimi vektörünü, A_B gövde üzerindeki ivmelenmeleri, ω_B gövde üzerindeki açısal hızları, **d** İvmeölçer 'in aracın ağırlık merkezine olan doğrusal uzaklıklarını, A_{Bias} sensör biaslarını, $A_{gürültü}$ toplam gürültüyü ifade eder. İvmeölçerlerde de gürültülerin giderilmesi için filtrelenmesi gerekir. İvmeölçerler için Sonsuz İmpuls Cevaplı Alçak Geçirgen Filtre kullanılmıştır. Bu filtre, mevcut ve önceki girişleri kullanarak filtre çıkışını oluşturarak çalışan bir özyinelemeli filtredir[30]. Filtre, matematiksel olarak şu şekilde ifade edilebilir ;

$$y_{(k)} = a * x_{(k)} + (1-a) * y_{(k-1)} \quad (2.16)$$

$$f_c = \frac{a}{(1-a) * 2\pi * T_s} \quad (2.17)$$

- Kesme frekansı olan f_c , filtrenin kesme frekansıdır.
- a , (0, 1] aralığında bulunan filtre katsayısıdır
- $y_{(k)}$, zaman örneği k 'deki filtrelenmiş çıkış değeridir.
- $y_{(k-1)}$, zaman örneği $k-1$ 'deki filtrelenmiş çıkış değeridir.
- $x_{(k)}$, zaman örneği k 'deki örneklenmiş giriş değeridir.
- $x_{(k-1)}$, zaman örneği $k-1$ 'deki filtrelenmiş çıkış değeridir.
- T_s , Filtrenin örnekleme süresidir.

3.SENSÖR VERİLERİNİN İŞLENMESİ VE ÖNERİLEN AÇISAL İVME KESTİRİMCİ

Otonom sistemler ve İnsansız Hava Araçları (İHA) da dahil olmak üzere, kontrol sistemlerinin bulunduğu tüm teknolojik alanlarda, alınan verinin doğruluğu ve hassasiyeti kritik bir öneme sahiptir. Bu sistemlerin gerçek zamanlı davranışlarını yönetebilmek, söz konusu verilerin mümkün olduğunca gürültüden arındırılmasıyla doğrudan ilişkilidir. Gürültü, sensör çıkışlarında ölçüm hataları, parazitler ve çevresel koşullardan kaynaklanan çeşitli sinyaller şeklinde ortaya çıkabilir. Özellikle yüksek hassasiyet ve kararlılık gerektiren uçuş, robotik kolların konumlandırılması veya otonom araçların yol takibi gibi uygulamalarda, doğru veriye ulaşmak sistemin başarısı için vazgeçilmezdir.

Bu gürültünün giderilmesi ve verilerin temizlenmesi ise önceki bölümlerde değinilen çeşitli filtre yöntemleriyle (örneğin Kalman Filtresi, Tamamlayıcı Filtre, Parçacık Filtresi, vb.) gerçekleştirilebilmektedir. Ancak, her sensörün farklı yapısal özellikleri, ölçüm aralıkları ve limitleri bulunmaktadır. Ayrıca bazı sensörler belirli koşullarda (örneğin yüksek titreşim, sıcaklık değişimleri veya manyetik alan müdahaleleri gibi) istenen kalite ve güvenilirlikte veri üretemeyebilir. Tam da bu noktada sensör füzyonu devreye girer. Sensör füzyonu, farklı sensörlerin güçlü yönlerinden yararlanarak onların verilerini bir araya getiren ve böylece daha tutarlı, güvenilir ve ayrıntılı bir çıktı sağlayan bir yaklaşımdır.

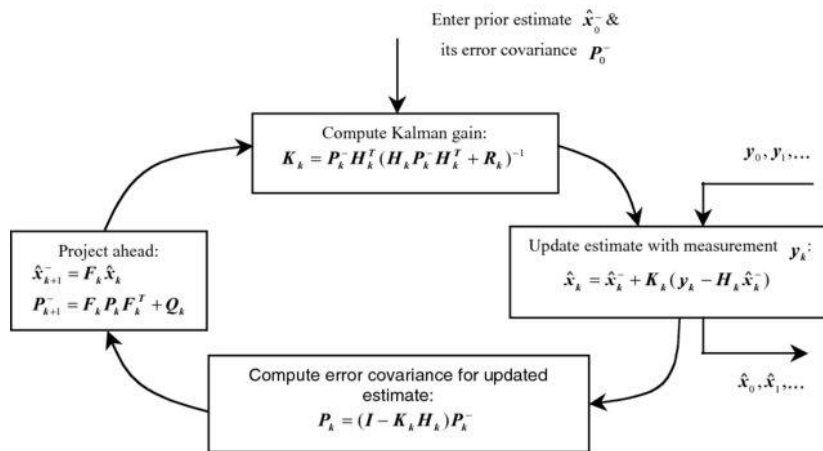
Sensör füzyonunu gerçekleştirmek için kullanılan yöntemler arasında, Kalman Filtresi, Madgwick Filtresi, Tamamlayıcı (Bütünleyici) Filtre, Parçacık Filtresi ve Mahony Filtresi gibi çeşitli algoritmalar öne çıkmaktadır. Bu yöntemler, sensörlerden gelen verileri istatistiksel veya deterministik modelleme teknikleriyle harmanlayarak sistemin gerçek durumunu daha yakın bir yaklaşımla tahmin eder. Bunun sonucunda, hem kararlılık hem de izleme doğruluğu açısından daha yüksek performans elde edilebilmektedir. Örneğin, konum veya oryantasyon bilgisini iyileştirmek isteyen bir İHA, ivmeölçer, jiroskop ve manyetometre gibi farklı sensörlerin verilerini füzyonlayarak, rüzgâr veya ani manevraların yol açtığı hatalara karşı daha dayanıklı hale gelir.

Bu çalışmada da söz konusu yöntemlerin etkinliği gösterilmekte olup, X ve Y eksenlerindeki açıların tahmini için Kalman Filtresi kullanılmaktadır. Kalman Filtresi, doğrusal sistemler veya doğrusal yaklaşımla çözülebilen problemlerde, gürültülü

ölçümlere rağmen optimum kestirim yapmasıyla bilinir. Z eksenindeki açıların tahmini ise Quaternion Entegrasyonu ile gerçekleştirilmiştir. Quaternion yaklaşımı, özellikle üç boyutlu uzayda oryantasyon hesaplamalarında tekil noktalardan (gimbal lock) kaçınma ve daha kararlı bir gösterim sağlama avantajına sahiptir. Açısal ivmelerin kestirilmesinde ise literatürde yaygın olmayan, yeni bir yöntem devreye sokulmuştur. Bu yeni yaklaşım, sistemin maruz kaldığı yüksek frekanslı bozucu kuvvet ve torkları daha hassas bir şekilde ölçme veya kestirme amacı güder ve kontrol performansını artırmaya katkıda bulunur. Sonuç olarak, sensör füzyonu metodolojileri, otonom sistemlerin ve İHA'ların ihtiyaç duyduğu yüksek doğruluklu, gürültüden arındırılmış ve güvenilir veri elde edilmesine olanak tanımaktadır. Böylece, karmaşık ve dinamik çevre şartlarında çalışması gereken bu sistemlerin stabilizasyonu, konum kontrolü ve genel uçuş güvenliği büyük ölçüde iyileşmektedir. Bu bağlamda, söz konusu filtrelerin ve yeni nesil kestirim yöntemlerinin kullanılması, otonom teknolojilerin geleceğinde kritik bir rol oynamaya devam edecektir.

3.1 Φ Ve Θ Açı Kestirimleri İçin Kalman Filtresi

Kalman filtresi, dinamik sistemlerde önceki durumları ve giriş çıkış bilgileriyle sistemin durumlarını kestiren bir filtredir. Genellikle stokastik veya rastgele gürültü bulunan sistemlerde kullanılır. Kalman filtresi, ölçüm hatalarının normal Gauss dağılımı olduğunu varsayar; Fiziksel rastgele olayların, dinamik sistemleri harekete geçiren birincil rastgele kaynaklardan kaynaklandığı düşünülebilir, süreç ve ölçüm kovaryansları biliniyorsa, minimum ortalama karekök hatası cinsinden en iyi doğrusal kestirimcidir.



Şekil 3.1. Kalman Filtresinin Genel Algoritması[31].

Burada F_k sistemin durum uzayı modelinin, durum geçişi matrisidir, $\hat{x}_k$ modelin durum vektörünün kestirimidir. P_k hatanın kovaryans matrisidir. H_k gözlem matrisi, K_k optimal Kalman kazancı matrisi, y_k ise sensör ölçümüdür. Kalman filtresinin sisteme uygulanabilmesi için öncelikle sistemin durum uzayı dinamik modeli çıkartılmalıdır.

$$x_k = \begin{bmatrix} 1 & -\Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \text{Dönüölçer Bias} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta t \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{Bx} & \omega_{By} \end{bmatrix} \quad (3.1a)$$

$$y = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \text{Dönüölçer Bias} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{Bx} & \omega_{By} \end{bmatrix} \quad (3.1b)$$

Denklem 3.1a ve 3.1b, Φ ve Θ açılarının kestirimi için, sensörlerin ölçümlerinin dinamik modelini ifade eder. Burada Δt sensörün güncelleme hızının saniye cinsinden yazılmışıdır, ω_{Bx} ve ω_{By} burada Dönüölçer'den gelen aracın açısal hızlarının ölçümüdür, θ ise İvmeölçerlerden gelen ivme ölçümleri ile oluşturulmuş açı kestirimidir. İvmeölçer ile açı kestirimi için formüller şu şekildedir ;

$$\Phi_{\text{İvmeölçer}} = \tan^{-1} \frac{A_{By}}{A_{Bz}} \quad (3.2a)$$

$$\Theta_{\text{İvmeölçer}} = \tan^{-1} \frac{A_{Bx}}{A_{Bz}} \quad (3.2b)$$

İvmeölçer ve Dönüölçer'i bir Kalman filtresi içinde beraber kullanmak iki sensörün güçlü yönlerini birleştirerek daha az gürültüye sahip bir açı kestirimi elde etmeye yarar. Yer çekimi ivmesi Dünya üzerinde her zaman aynı yönde olduğundan dolayı İvmeölçerlerde, Dönüölçer'lerde görülen, sıcaklık değişimleri, mekanik kusurlar ve dış müdahale gibi çeşitli faktörler kaynaklı kademeli ölçüm hatası birikimi yani **drift** görülmez. Böylece Dönüölçer'lerde ölçüm hatası sıfır ortalamalı kalırken, İvmeölçer Dönüölçer gibi herhangi bir ölçüm sapması biriktirmez.

Ölçülen ivme, gerçek ivmeye sıfır ortalamalı Gauss gürültüsü eklenmiş halidir ve bu Gauss gürültüsünün varyansı oldukça büyük olabilir. Dönüölçer'lerde ise İvmeölçere görece daha az gürültü bulunur fakat drift problemi uzun vadeli ölçümlerin güvenilir olarak değerlendirilmesinin önüne geçer. İki sensörün avantajlı ve dezavantajlı

noktalarını göz önünde bulundurarak, “uzun vadede hata birikimi olmayan fakat kısa vadede fazla gürültülü olan bir İvmeölçer ile uzun vadede hata birikimi problemi olan fakat kısa vadede görece daha az ölçüm gürültüsü bulunan Dönüölçer’lerde alınan açı kestirimleri Kalman Filtresi ile füzyonlandığında, uzun vadede hata birikimi problemi olmayan ve kısa vadede göreceli olarak daha az gürültülü bir açı kestirimi elde edilebilir” çıkarımı yapılabilir ve Kalman Filtresi İvmeölçer ve Dönüölçer’ler için uygulanabilir.

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} x_{k,1} \\ x_{k,2} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \theta_{k-1} + -\Delta t * \text{Dönüölçer Bias}_{k-1} + \omega_B * \Delta t \\ \text{Dönüölçer Bias}_k = \text{Dönüölçer Bias}_{k-1} \end{bmatrix} \\
 \begin{bmatrix} P_{1,1} & P_{1,2} \\ P_{2,1} & P_{2,2} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} (P_{1,1,k-1} - \Delta t * P_{2,1,k-1}) + (P_{1,2,k-1} - \Delta t * P_{2,2,k-1}) + Q_{1,1} & P_{1,2,k-1} - \Delta t * P_{2,2,k-1} \\ P_{2,1,k-1} - \Delta t * P_{2,2,k-1} & P_{2,2,k-1} + Q_{2,2} \end{bmatrix} \\
 y_k &= \theta_{\text{İvmeölçer}} - H * x_{k,1} \\
 S &= H * P_{1,1} * H + R \\
 \begin{bmatrix} K_{1,1} \\ K_{2,1} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} P_{1,1}/S \\ P_{2,1}/S \end{bmatrix} \\
 \begin{bmatrix} x_{k+1,1} \\ x_{k+1,2} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} x_{k,1} + y_k * x_{k,1} \\ x_{k,2} + y_k * x_{k,2} \end{bmatrix} \\
 \begin{bmatrix} P_{1,1,k+1} & P_{1,2,k+1} \\ P_{2,1,k+1} & P_{2,2,k+1} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} (1 - K_{1,1}) * P_{1,1,k} & (1 - K_{1,1}) * P_{1,2,k} \\ -K_{2,1} * P_{1,1,k} + P_{2,1,k} & -K_{2,1} * P_{1,2,k} + P_{2,2,k} \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{3.3}$$

Kestirim ile bulunan açılar θ olarak nitelendirilir ve ve Dönüölçer bias’ı ile beraber sistem durumları olarak nitelendirilir. Böylece hem İvmeölçer ’den gelen açı ölçümü hem de Dönüölçer’den gelen açısal hız entegrasyonu kullanılarak Kalman Filtresi uygulaması yapılır.

3.2 Quaternion Entegrasyonu

İlk defa 1843 yılında İrlanda’lı matematikçi Sir William Rowan Hamilton tarafından tanımlanan Quaternionlar; dört bileşenli bir karmaşık sayı sistemidir ve dönüşleri tasvir etmek için kullanılabilir. Geleneksel Euler açıları veya matris rotasyonlarından farklı olarak, Quaternionlar özellikle dönmeye ilişkin sorunları ele almak için etkili bir yöntem sunar. Quaternionlar, dört bileşenden oluşan vektörel yapılarla ifade edilir: bir skalara ve

üç sanal birim vektörüne sahiptirler. Quaternionlar, özellikle bilgisayar grafikleri, robotik, havacılık ve uzay mühendisliği gibi alanlarda kullanılır. Gimbal kilidi gibi sorunları ortadan kaldırarak, dönmeyi daha doğru ve kararlı bir şekilde temsil etme avantajına sahiptirler. Quaternionlar, karmaşık rotasyon problemleriyle uğraşan birçok uygulama alanında tercih edilen bir matematiksel araçtır.

Quaternionların genel yapısı ;

$$Q = \begin{bmatrix} q_s \\ q_x \\ q_y \\ q_z \end{bmatrix} \text{ veya } q = q_s + q_x i + q_y j + q_z k \quad (3.4)$$

olarak gösterilebilir. Burada q_s Quaternionun skaler kısmı, q_x , q_y ve q_z Quaternionun vektörel kısımlarıdır. Quaternionların normu, yani bileşenlerinin karelerinin toplamının karekökü, her zaman 1'dir. Kendine ait bir cebir sistemi bulunmaktadır. Örnek olarak Quaternion çarpımı asosiyatif değildir, yani

$$a * b \neq b * a \quad (3.5)$$

Quaternionlar için genel entegrasyon denklemi ;

$$\dot{Q} = \frac{1}{2} * Q * S \quad (3.6)$$

olarak gösterilir. Burada Q Quaternion, $\dot{Q}$ Quaternionun zamana bağlı değişimi, S ise eğik simetrik açısal hız matrisidir.

$$S = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{Bx} & -\omega_{By} & -\omega_{Bz} \\ \omega_{Bx} & 0 & \omega_{Bz} & -\omega_{By} \\ \omega_{By} & -\omega_{Bz} & 0 & \omega_{Bx} \\ \omega_{Bz} & \omega_{By} & -\omega_{Bx} & 0 \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

Quaternion entegrasyonu yapıldıktan sonra bulunan $\dot{q}$ 'dan açılar bulunabilir. Quaternion yoluyla bulunan açılar Gimbal Kilidi gibi tekillik noktalarından kaçınır fakat ölçüm olarak Dönüölçer'e aşırı bağımlıdır.

$$\Phi = \tan^{-1} \frac{2 * (q_y * q_z + q_x * q_s)}{q_s^2 - q_x^2 - q_y^2 + q_z^2} \quad (3.8a)$$

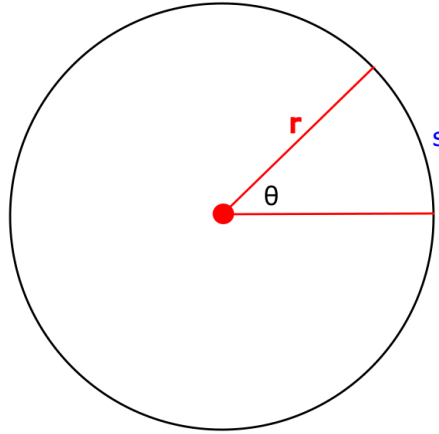
$$\Theta = -\sin^{-1} 2 * (q_x * q_z - q_y * q_s) \quad (3.8b)$$

$$\Psi = \tan^{-1} \frac{2 * (q_x * q_z + q_y * q_s)}{q_s^2 + q_x^2 - q_y^2 - q_z^2} \quad (3.8c)$$

3.3 Önerilen Düşük Maliyetli İvmeölçerler İle Açısal İvme Kestirimi

Açısal ivme, bir cismin dönme hareketi sırasında kazandığı ivmedir. Doğrusal ivmenin açısal karşılığıdır. Açısal ivme, bir cismin dönme hareketi sırasında hızının değişimini ifade eder. Birim olarak $\frac{\text{rad}}{\text{s}^2}$ cinsinden tasvir edilir ve simge olarak ω olarak gösterilir. Açısal ivme, bir cismin dönme hareketine etki eden net dış torkun (kuvvetin momenti) etkisiyle oluşur. Açısal ivme, Euler denklemleri gibi kinematik ve dinamik denklemlerde kullanılarak, bir cismin dönme hareketini ve bu hareketin etkileşimini anlamak için önemli bir parametredir.

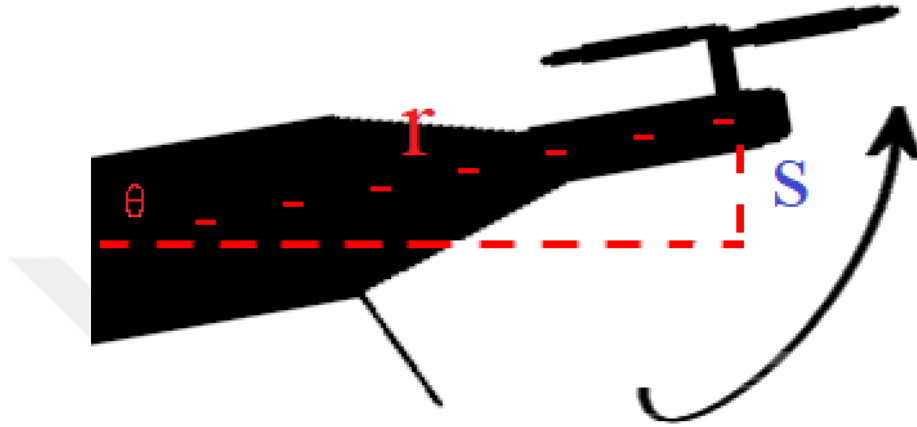
Dışarıdan araca yansıyan bozucu etkiler (rüzgar vs.), aracın kütlesi veya ataleti değişmediği sürece, sadece açısal ve doğrusal ivmeler ve bu ivmelerin üzerinde gürültü olarak kendini göstereceğinden, bozucu etkileri ivme stabilizasyonu ile stabilize etmek için bir açısal ivme ölçümü elde etmek gerekmektedir. Fakat açısal ivmeyi ölçmek oldukça zordur ve bu ölçümü yapmanın düşük maliyetle yapılması elzemdir. Bunun için maliyeti düşük sensörler ve düşük hesaplama gücü gereksinimi ile açısal ivmeyi kestirmek gerekmektedir. Bu kestirime temel olarak açı – yay uzunluğu ilişkisi düşünülebilir.



Şekil 3.2. Açı – Yay Uzunluğu İlişkisi.

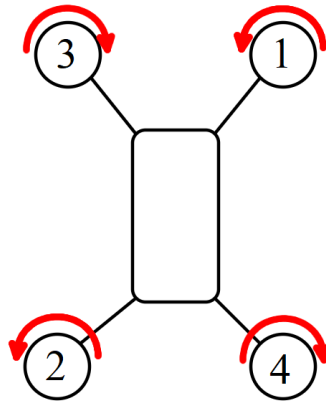
$$s = r * \theta \quad (3.9)$$

Bu denklemde s yay uzunluğu, r çember yarıçapı ve θ sembolü de yayı gören açıdır. Bu denklemi açısal hıza uygulamak istediğimizde, yay uzunluğunu İvmeölçerin Z ekseninde yer çekimi çıkartılmış ölçümü olarak, çember yarıçapını çok Rotorlu İHA'nın ağırlık merkezinden İvmeölçere olan kol boyu uzunluğu olarak ve son olarak yayı gören açıyı da açısal hızın zamana bağlı olan değişimi yani açısal ivme olarak nitelendirebiliriz.

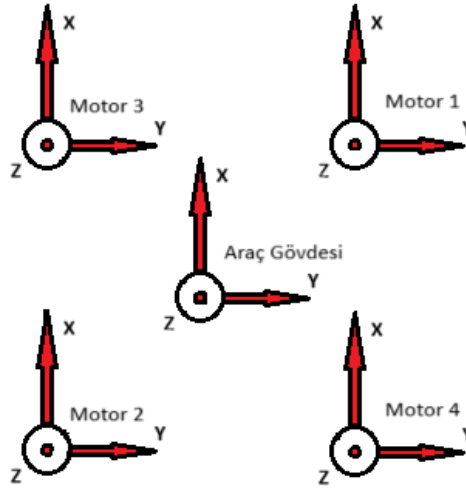


şekil 3.3. Hava aracının üzerinde açısal ivme için açı yay ilişkisi.

Aracın hareketi sabitlendiğinde ise, ölçümler stabilize olur ve bütün sensörler aynı ölçümü yani yer çekimi ivmesi vektörünü göstereceğinden, açısal hız sıfır olacaktır. Burada İvmeölçerlerin ölçüm farklarından ve Dönüölerden yararlanılabilir. Denklem 2.14'ten anlaşılabileceği üzere, İvmeölçerlerin ölçümleri üzerinde bulundukları aracın ağırlık merkezine göre olan uzaklıklarına göre farklılık gösterebilir. Dört kola sahip olan İHA'nın her kolu üzerine bir adet İvmeölçer yerleştirerek bu ölçüm farkından, açısal ivmeyi tahmin etmek için, yararlanılabilir.



şekil 3.4. Hava aracı motor ve ivmeölçer numaraları ve motor dönüş yönleri.



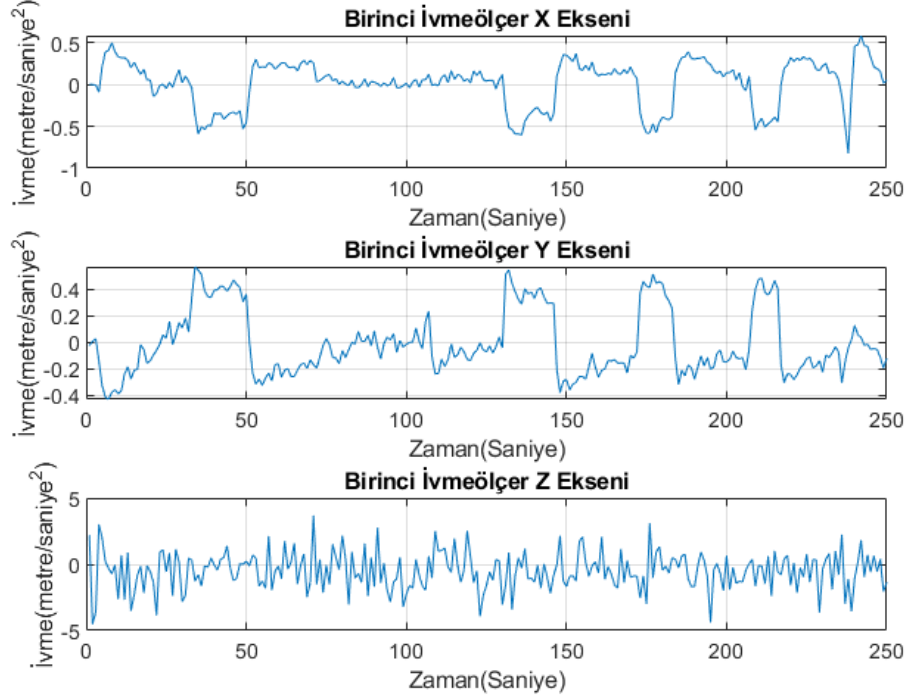
Şekil 3.5. Hava aracı üzerindeki sensör konfigürasyonu

(3.10a)

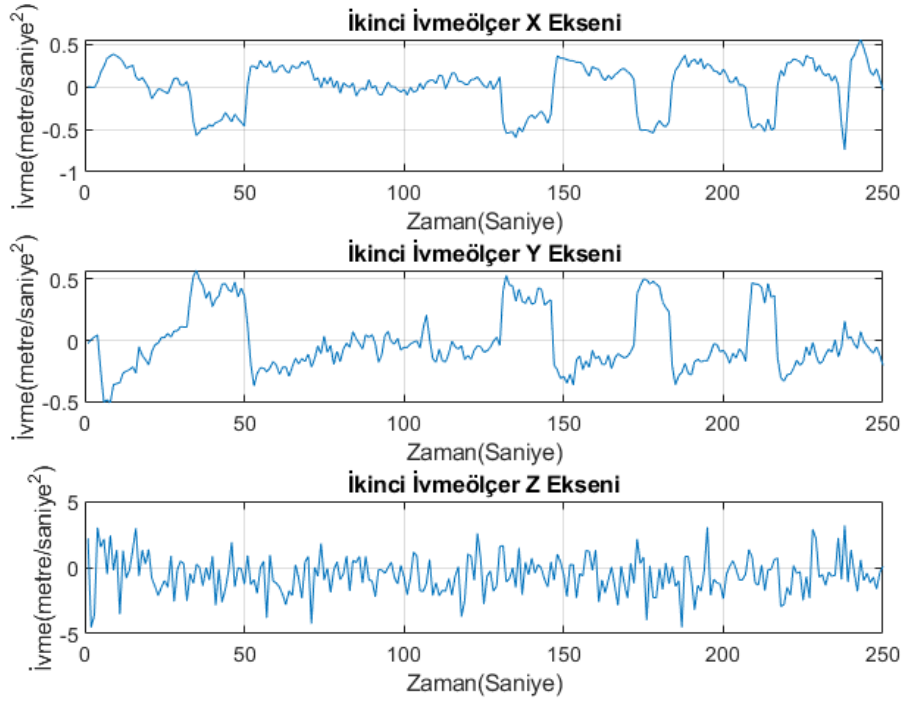
$$\Sigma A = g + A_B$$

(3.10b)

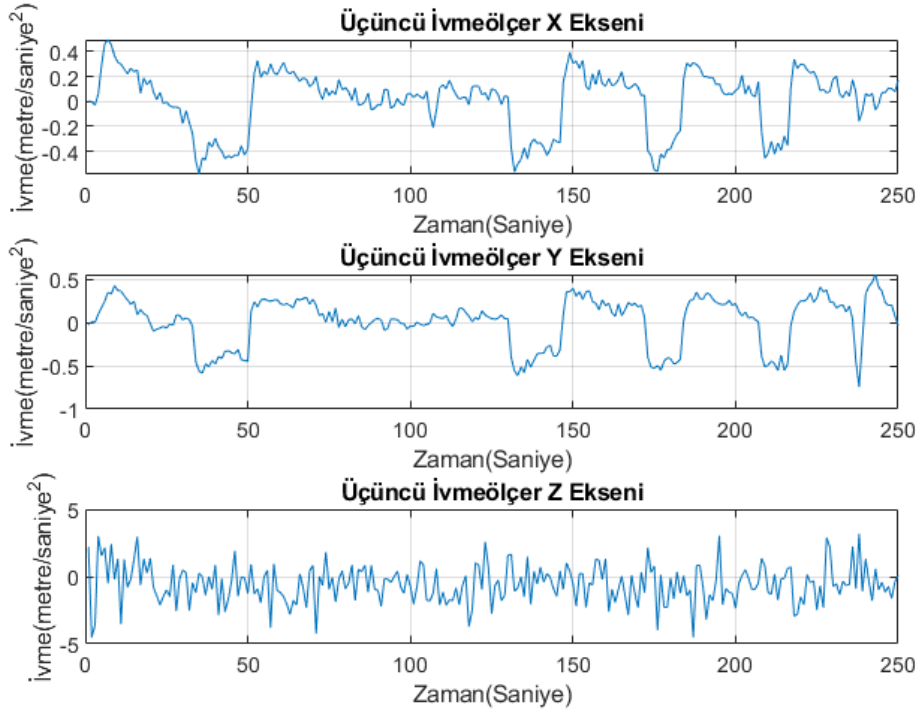
$$\dot{vmeölçer}_{1,2,3,4} = \Sigma A * DCM(\Phi, \Theta, \Psi)$$



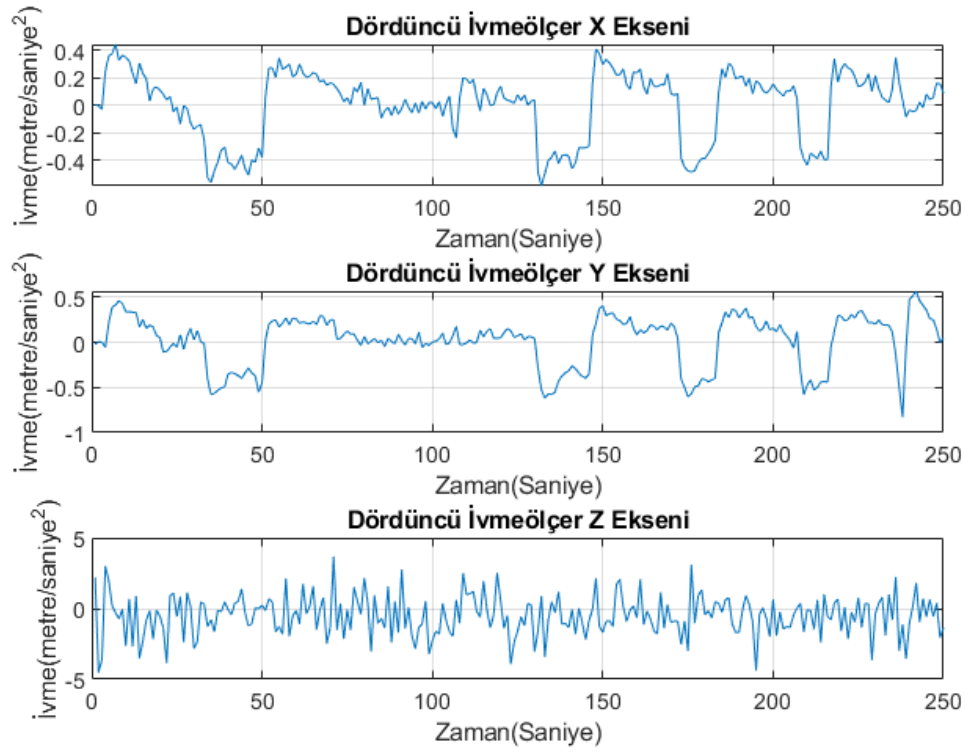
Şekil 3.6. Birinci İvmeölçerin ölçtüğü değerler



Şekil 3.7. İkinci İvmeölçerin ölçtüğü değerler



Şekil 3.8. Üçüncü İvmeölçerin ölçtüğü değerler



Şekil 3.9. Dördüncü İvmeölçerin ölçtüğü değerler

Toplam ivmelenmeler, aracın üzerindeki ivmeler ve yer çekiminin toplamı ile elde edilir ve aracın yönelimine göre ölçülen değerler değişecektir. Ölçümlerin arasındaki farkları tespit edebilmek için birer ölçüm noktası seçilmelidir. Bunlar ;

$$X_{ölçüm} = [\frac{r}{\sqrt{2}}, 0, 0] \quad (3.11a)$$

$$Y_{ölçüm} = [0, \frac{r}{\sqrt{2}}, 0] \quad (3.11b)$$

$$Z_{ölçüm} = [r * \cos \Psi, r * \sin \Psi, 0] \quad (3.11c)$$

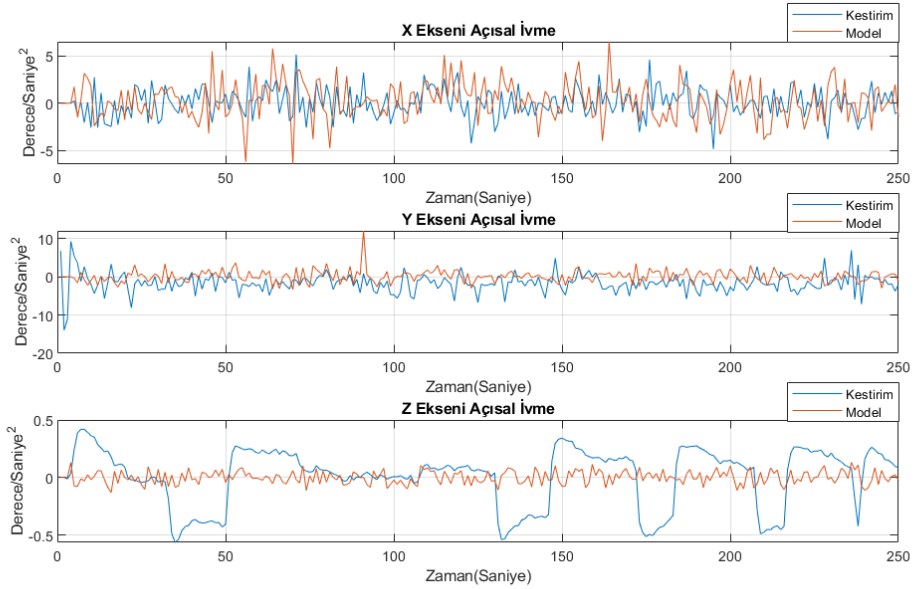
Olarak seçildiğinde aracın eksenleri üzerindeki açısal ivme ölçümlerinin, ölçüm noktaları üzerindeki denklemleri;

$$\hat{\omega}_{B_x} = \frac{\hat{A}_{1_z} - \hat{A}_{2_z} - \hat{A}_{3_z} + \hat{A}_{4_z}}{\frac{r}{\sqrt{2}}} \quad (3.12a)$$

$$\hat{\omega}_{B_y} = 0,5 * \frac{\hat{A}_{1_z} - \hat{A}_{2_z}}{\frac{r}{\sqrt{2}}} * \hat{\omega}_{B_x} * \hat{\omega}_{B_z} \quad (3.12b)$$

$$\hat{\omega}_{B_z} = \frac{-\hat{A}_{1_y} - \hat{A}_{2_y} + \hat{A}_{3_y} + \hat{A}_{4_y}}{4} \quad (3.12c)$$

olarak gösterilebilir. Benzetimlerde aracın, otonom uçuş yapma modunda bulunduğu sırada modelin açısal ivme ve kullanılan açısal ivme hesabı çıktıları şu şekildedir;



Şekil 3.10. Önerilen yöntemle elde edilen Açısal İvme verisi ile Benzetim çıktısı Açısal İvme verisinin karşılaştırılması

Şekil 3.10’da gözlemlenebilen veri bir sonraki bölümde önerilecek olan kontrolcüde geri besleme olarak kullanılacaktır.

4.ÖNERİLEN KONTROL YAPISI

Kontrol yapıları, herhangi bir sistemin davranışlarının insan müdahalesi olmadan, bu sistemlere geribesleme yapan sensörler veya tahmin yöntemleri ile, çeşitli P, PI, PID gibi kontrolcüler kullanılarak denetlenmesi olarak tanımlanan bir döngü yapısıdır. Alternatif olarak Kontrol Döngüsü olarak da isimlendirilebilir. Genel olarak **Açık Çevrim** ve **Kapalı Çevrim** olarak ikiye ayrılabilirler. Açık Çevrim Kontrol Döngülerinde kontrolcü tarafına herhangi bir sensör veya tahmin algoritmasından gelen bir veri bulunmamaktadır. Kapalı çevrimlerde ise bu sensör veya tahmin algoritmalarından gelen geribesleme sinyalleri ile kontrolcünün sistemin mevcut durumu hakkında bilgi sahibi olması sağlanır ve bu şekilde otomatik bir sistem davranış kontrolü sağlanır.

Çok rotorlu insansız hava araçlarında, hedeflenen konum ve hızlara hassas ve çabuk bir şekilde ulaşmak, dış bozucu etkileri reddetmek, belirsizlikleri gidermek ve sistem kararlılığını sağlamak gibi birçok sebepten dolayı kontrolcüler kullanılır. Burada standart olarak PID (Oransal, İntegratif, Türevsel) kontrolcü gösterilir fakat P (Oransal), PD (Oransal, Türevsel) gibi farklı kontrolcü çeşitleri de kullanılabilir. Her kontrolcünün kendine göre avantajları ve dezavantajları vardır. Ayrıca kontrolcü içindeki parametrelerin değiştirilmesi kontrolcü performansını ve davranışını önemli şekilde değiştirmektedir. P parametresini arttırmak, mevcut hatanın büyüklüğüne daha hızlı bir tepki sağlar ve hedefe daha hızlı yaklaşma eğilimindedir. Ancak, aşırı arttırılması durumunda sistemde aşırı salınım veya kararsızlık riski ortaya çıkabilir. I parametresi, kümülatif hatayı düzeltme ve uzun vadeli kararlılık sağlama görevine sahiptir. Ancak, I parametresini aşırı arttırmak, aşırı düzeltmelere ve sistemde aşırı tepkilere yol açabilir. D parametresi, hızlı değişen hatalara karşı sistem stabilitesini artırabilir, ancak aşırı arttırılması, kontrol sinyalinin gürültüye duyarlı hale gelmesine ve sistemin kararsız olmasına neden olabilir. Bu nedenle, PID parametrelerinin dengeli bir şekilde ayarlanması, istenilen performansın elde edilmesi ve yan etkilerin minimize edilmesi için kritiktir. Ayarlamalar genellikle deneme-yanılma, matematiksel yöntemler ile veya optimizasyon algoritmalarıyla yapılır. Çok rotorlu insansız hava araçlarının altı serbestlik derecesine sahip olup aynı zamanda dört aktüatöre sahip olması kontrolcünün performansını daha da önemli kılmaktadır. Bu nedenle, kontrolcü ve parametreler oldukça dikkatli seçilmelidir. Kontrolcüde aranan başka bir özellik ise kontrolcünün

bozucu etkileri reddetmesidir. Bozucu etkiler kendini fiziksel etkiler veya kullanılan elektronik cihazlarda ölçüm belirsizliği olarak gösterebilir. Hava araçlarında en çok görülen bozucu etkiler ; rüzgar, türbülans, ani sıcaklık değişiklikleri, aracın yüzeylerinde buzlanma, hava ve yağış durumu gibi çevresel faktörlerdir. Çok rotorlu insansız hava araçlarında en sık kullanılan kontrolcüler; PID kontrolcü, PD kontrolcü, Doğrusal Kuadratik Regülatör (LQR) ve Model Öngörülü Kontrol (MPC) gibi kontrol yöntemleridir. PID ve PD kontrolcüler kolay ayarlanabilir fakat kalıcı durum performansı ve aşım problemleri yaşayabilmektedirler. LQR optimal performans sunar fakat sadece lineer sistemlerde işe yaramaktadır ve bu nedenle çok rotorlu hava araçlarında yeterli performans göstermeyebilir. MPC ise lineer olmayan sistemlerde kullanılabilir ve gelecekteki durumları tahmin etmesinden dolayı yüksek performans gösterir, fakat çok fazla hesaplama gücüne ihtiyaç duyar ve parametre belirsizliklerine karşı çok hassastır. Bu avantaj ve dezavantajlar göz önünde bulundurulduğunda, en çok kullanılan kontrolcü olarak kaskat yapıda PID kontrolcüler karşımıza çıkar.

Kontrolcülerin düzgün çalışabilmesi için gereken şartlardan birisi ise kontrolcülere beslenen referans değerlerin, sistemin isterleri doğrultusunda üretilen gerçekleştirilebilmesi mümkün değerler olmasıdır. Örneğin maksimum eyleyici uzunluğu 5 metre olan bir sisteme 6 metre referans değer beslenmesi sonucu sistemin kararlı bir davranış sergilemesi beklenemez. İnsansız hava araçlarında ise, bu referans değerler Otopilot Algoritmaları adı verilen algoritmalar ile, aracın ulaşması istenen durum ve pozisyonlar girdi olacak şekilde, oluşturulur.

4.1 Otopilot Algoritması

Otopilotlar, bir aracın hareketlerini otomatik olarak regüle eden, genellikle bilgisayar veya mikroişlemci tabanlı sistemlerdir. Otopilotlar, aracın oluşturulan bir rota üzerinde ve belirli bir şekilde ilerlemesinden sorumludur. Otopilotlar sensör verilerini toplar ve bu verileri işler. Ardından, içerisinde bulunan kontrol döngüleriyle aracın hareketini regüle eder. Otopilotlar, kara araçları, deniz araçları veya hava araçlarında bulunabilir ve bu araçların kullanımında kullanıcıların üzerine düşen iş yükünü azaltır. Ayrıca insan reflekslerinin üstünde bir hızda tepkiler verebilme özelliği sayesinde, beklenmeyen

durumlarda daha güvenli ve istikrarlı bir seyir sağlanmasına katkıda bulunur. Otopilot sistemleri, rutin görevleri üstlenerek pilotların veya sürücülerin dikkatlerini daha kritik görevlere yönlendirmelerine olanak tanır. Otopilotlar, sensörlerden gelen verileri analiz ederek çevre koşullarını ve aracın mevcut durumunu sürekli takip eder. Motor, direksiyon veya kanatçık gibi farklı kontrol yüzeylerine gönderilen komutları, bu veriler doğrultusunda optimize eder. Bu sayede hedeflenen rota veya yükselti profilinde, aracın dengeli ve güvenli şekilde ilerlemesi sağlanır. Ayrıca otopilot algoritması, özellikle hava araçlarında, yönelim açı referanslarını üretir. Bu referanslar, uçağın veya helikopterin yalpa, yunuslama ve sapma hareketlerini kontrol altına alarak, aracın belirlenen istikamet ve irtifa değerlerinde seyretmesini mümkün kılar. Böylelikle, beklenmedik hava koşulları veya ani manevralar karşısında, aracın daha kararlı ve hızlı tepkiler vermesi sağlanır.

X_1 ve Y_1 bir rotanın başlangıç noktası olsun, X_2 ve Y_2 ise hedef noktası olsun. Bu iki nokta arasında oluşturulan doğru, kuş bakışı bir uçuş çizgisi olarak düşünülebilir. Bu doğrunun denklemleri ;

$$\begin{aligned} y &= a * x + b \\ a &= \frac{Y_2 - Y_1}{X_2 - X_1} \\ b &= Y_1 - a * X_1 \\ a' &= a + \frac{1}{a} \end{aligned} \tag{4.1}$$

olarak bulunur. Buradan bulunan a' ile çizilen rotanın, araca en yakın olan noktası bulunabilir.

$$\begin{aligned} X_k &= \frac{\frac{Y_r - Y_1 + X_r}{a + a * X_1}}{a'} \\ Y_k &= a * X_k + b \end{aligned} \tag{4.2}$$

Burada X_r ve Y_r aracın gerçek ölçülen konumudur. Buradan ise çizilen rotanın kuş bakışı çizgisi üzerinde aracın rotadan ne kadar ve ne yönde saptığı hesaplanabilir. Bu hesaplanan yanal sapma hatasına bir açık çevrim PD kontrolcü uygulanırsa Φ_{Ref} bulunabilir, Ψ_{Ref} ise $\tan^{-1} a$ olarak bulunabilir. Θ_{Ref} ise pozisyon hatasından ve maksimum izin verilen $\hat{\theta}$ ile bulunabilir.

$$\text{Vektör}_{\text{Yer çekimi}} = \frac{m * g}{\cos \hat{\Phi} * \cos \hat{\Theta}} \quad (4.3)$$

$$\text{Yanal Hata Büyüklüğü} = \sqrt{(X_r - X_k)^2 + (Y_r - Y_k)^2} \quad (4.4)$$

$$\text{Yanal Hatanın Yönü} = \text{sign}(X_r - X_k) * \text{sign}(\Phi_{\text{Ref}}) \quad (4.5)$$

$$\text{Gerçek Yanal Hata} = \text{Yanal Hata Büyüklüğü} * \text{Yanal Hatanın Yönü} \quad (4.6)$$

$$\Phi_{\text{Ref}} = \sin^{-1} \frac{K_p * \text{Gerçek Yanal Hata} + K_D * \frac{\Delta \text{Gerçek Yanal Hata}}{\Delta t}}{\cos \hat{\Theta} * \text{Vektör}_{\text{Yer çekimi}}} \quad (4.7)$$

$$\text{Norm}_{\text{Pozisyon Hatası}} = \left[\sqrt{[X_2 - X_r \quad Y_2 - Y_r] * \begin{bmatrix} X_2 - X_r \\ Y_2 - Y_r \end{bmatrix} * \text{sign}(X_2 - X_r)} \right]^2 \quad (4.8)$$

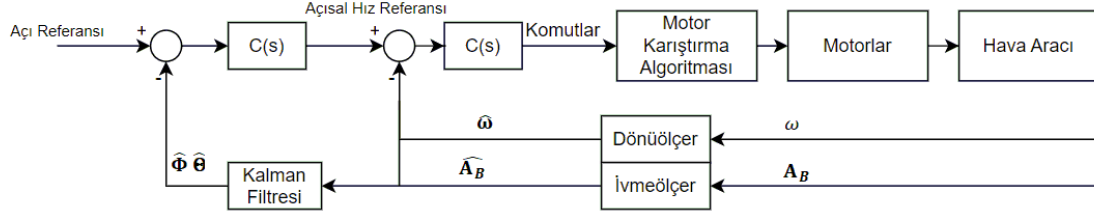
$$\text{İleri İtki Referansı} = \text{Norm}_{\text{Pozisyon Hatası}} * K_{\text{Aerodinamik}} * \text{sign}(\cos \Psi * \sin \Psi) \quad (4.9)$$

$$\Theta_{\text{Ref}} = -\sin^{-1} \frac{K_p * \text{İleri İtki Referansı} + K_D * \frac{\Delta \text{İleri İtki Referansı}}{\Delta t}}{\text{Vektör}_{\text{Yer çekimi}}} \quad (4.10)$$

$$\Psi_{\text{Ref}} = \tan^{-1} a \quad (4.11)$$

4.2.İnsansız Hava Araçlarında Kaskat Yapıdaki Kontrolcüler

Kaskat yapı; birden fazla PID kontrolcünün hiyerarşik bir yapıda kullanılmasıdır. Bu yapı karmaşık sistemleri basit bir şekilde kontrol etmenin basit bir yoludur. Her kontrolcü, sistemi farklı bir seviyede kontrol eder. Genellikle, iç döngü ve dış döngü konfigürasyonunda görülür. İç döngü, dış döngüye göre çok daha hızlı bir regülasyon sağlarken, dış döngü daha üst seviyede sistem davranışlarını düzenler. Örneğin, çok rotorlu İHA'larda, aracın açısal hızlarını kontrol eden hızlı bir iç döngü ve aracın yönelimini kontrol görece daha yavaş bir dış döngü oldukça yaygın görülen bir konfigürasyondur. İç döngüde geribesleme olarak filtrelenmiş Dönüölçer verisi, dış döngüde geri besleme olarak Kalman filtresi'nin oluşturduğu açı kestirimi kullanılmaktadır.



Şekil 4.1. Φ ve Θ İçin kaskat kontrolcü yapısı.

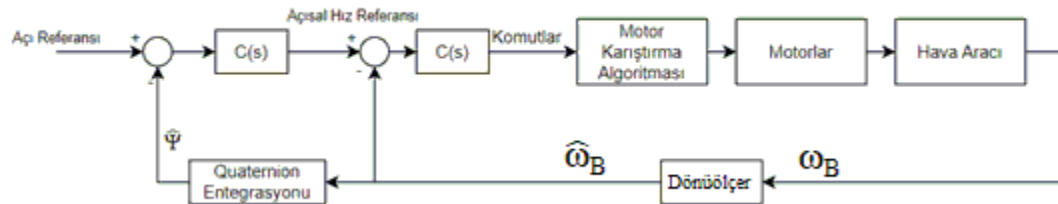
$$\omega_{Ref} = K_p * (\Phi_{Ref}, \Theta_{Ref} - \hat{\Phi}, \hat{\Theta}) + K_i * \frac{(\Phi_{Ref}, \Theta_{Ref} - \hat{\Phi}, \hat{\Theta})}{s} + \frac{\Delta(\Phi_{Ref}, \Theta_{Ref} - \hat{\Phi}, \hat{\Theta})}{\Delta t} * K_D \quad (4.12)$$

Denklem 4.12, Φ ve Θ için kaskat yapıdaki dış döngünün denklemidir. Burada, ω_{Ref} açısal hız referansı, K_p , K_i ve K_D kontrolcü parametreleri, Φ_{Ref} ve Θ_{Ref} yönelim referansları, $\hat{\Phi}$ ve $\hat{\Theta}$ sensör ve Kalman Filtresi'nden gelen veriler, Δt ise kontrolcünün zaman adımıdır, Δ sembolü bir ifadenin değişimi anlamına gelir.

$$\text{Komutlar} = K_p * (\omega_{Ref} - \hat{\omega}_B) + K_i * \frac{(\omega_{Ref} - \hat{\omega}_B)}{s} + \frac{\Delta(\omega_{Ref} - \hat{\omega}_B)}{\Delta t} * K_D \quad (4.13)$$

Denklem 4.13, Φ ve Θ için kaskat yapıdaki iç döngünün denklemidir. Burada, ω_{Ref} açısal hız referansı, K_p , K_i ve K_D kontrolcü parametreleri, $\hat{\omega}_B$ Dönüölçer'den gelen veriler, Δt ise kontrolcünün zaman adımıdır.

İvmeölçer'den gelen verilerle Ψ açısı için herhangi bir kestirim yapılamayacağından Ψ için Quaternion entegrasyonu kullanılmıştır.



Şekil 4.2. Ψ İçin kaskat kontrolcü yapısı.

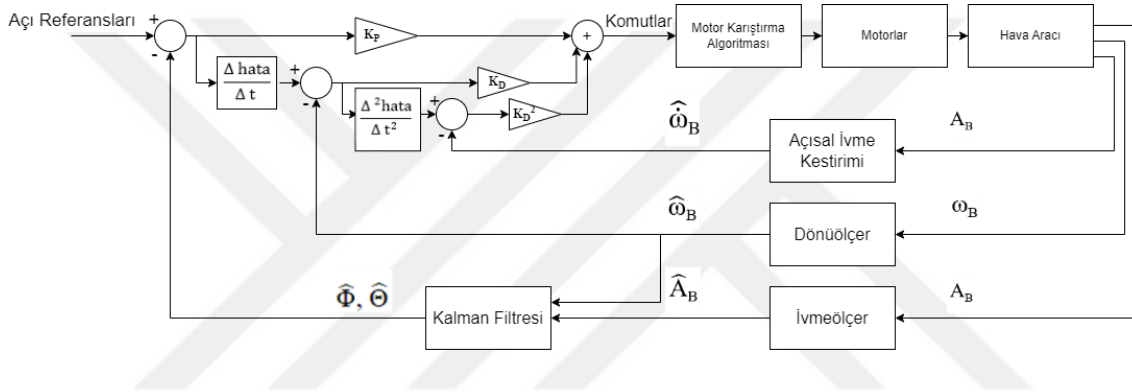
Standart kaskat yapılar açı ve açısal hızları regüle ederek sistemi stabilize eder fakat standart PID kontrolcülerin limitasyonlarına tabiidir. Ayrıca, kaskat yapıdan dolayı ani bozucu etkilere verilecek tepki görece yavaş olabilir. Bunun, nedeni tork olarak yansıyan bozucu etkilerin önce açısal hızı ardından da yönelimi değiştirecek olması bozucu etkinin kendini göstermesinden belirli bir süre sonra kontrolcülerin regülasyona başlamasıdır. Burada açısal ivmeyi kullanarak stabilizasyon yapmak, bozucu torkun açısal hızı ve yönelime entegre olmasını beklemeden regülasyonu başlatabilir ve bozucu etkilerin bastırılmasında daha hızlı ve daha kuvvetli bir bastırma cevabı verebilir. Ayrıca kaskat yapıdan kurtularak bütün regülasyonu tek kontrolcü üzerinde birleştirmek, bütün kontrol döngüsünün kaskat yapıdaki iç döngü hızında dönmesini sağlayarak daha hızlı regülasyon imkanı sunabilir. Fakat, PID kontrolcüler I terimi nedeniyle açısal ivmeyi regüle etmeye uygun değildir. Bu yüzden P ve D terimlerine ek olarak D² terimi eklenerek açısal ivmenin regüle etmesi sağlanabilir ve bu kontrolcü tek döngü olarak kullanılabilir.

4.3. Açısal İvme Geribeslemeli PDD² Kontrolcü

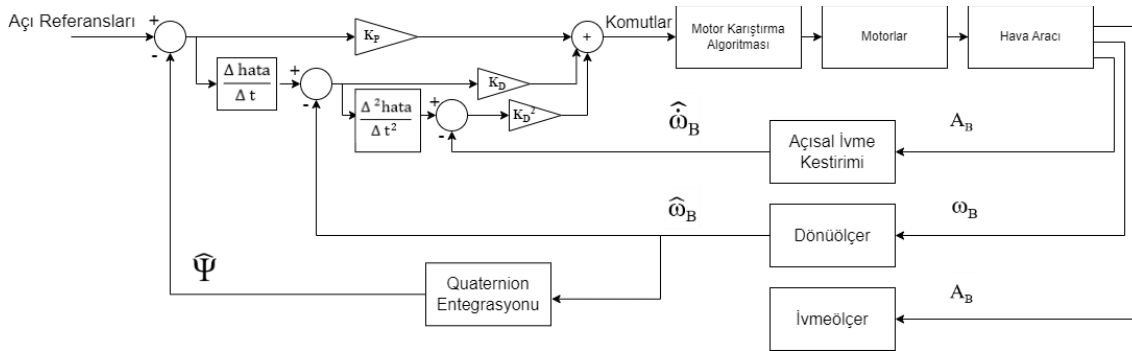
Açısal ivmeyi regüle edebilmek için ikinci türev seviyesinde bir kontrolcüye ihtiyaç duyulmasının nedeni, açısal ivmenin yönelim açılarının ikinci türevi olarak düşünülebilir olmasıdır. Referans yönelim açısı ile mevcut yönelim açısı arasındaki fark takip hatası olarak belirlenirse, bu hatanın ikinci türevi referans yönelim açısına ulaşmak için gereken açısal ivme miktarı olarak yani açısal ivme referansı olarak düşünülebilir. Hatadan iki kez türev yöntemi ile bulunmuş açısal ivme referansı ile, Bölüm 3.3'te anlatılan açısal ivme tahmini yöntemi ile bulunan açısal ivmeler arasındaki fark açısal ivme hatası olarak değerlendirilebilir. Böylece, açısal ivme regüle edilebilir ve standart kaskat yapıdaki gecikme limitasyonu ortadan kaldırılabilir. Ayrıca yönelim açısı hatasının birinci türevi ile bir açısal hız referansı oluşturulup Kalman Filtresi ile biastan arındırılmış Dönüölçer verisi ile geri beslenirse açısal hız da regüle edilebilir.

$$\begin{aligned}
 \text{Komutlar} = & K_p * (\Phi_{\text{Ref}}, \Theta_{\text{Ref}}, \Psi_{\text{Ref}} - \hat{\Phi}, \hat{\Theta}, \hat{\Psi}) + \\
 & K_D * \frac{((\Phi_{\text{Ref}}, \Theta_{\text{Ref}}, \Psi_{\text{Ref}} - \hat{\Phi}, \hat{\Theta}, \hat{\Psi}) * DCM(\Phi, \Theta, \Psi) - \hat{\omega}_{Bx}, \hat{\omega}_{By}, \hat{\omega}_{Bz})}{\Delta t} + \\
 & K_{D^2} * \frac{((\Phi_{\text{Ref}}, \Theta_{\text{Ref}}, \ddot{\Psi}_{\text{Ref}} - \hat{\Phi}, \hat{\Theta}, \hat{\Psi}) * DCM(\Phi, \Theta, \Psi) - \hat{\omega}_{Bx}, \hat{\omega}_{By}, \hat{\omega}_{Bz})}{\Delta t^2}
 \end{aligned} \tag{4.14}$$

Denklem 4.14’de görülebileceği üzere bu yeni kontrolcü hem açısal ivmeyi hem de açısal hızı regülasyona dahil ederek bozucu etkileri bastırmada üstün bir performans gösterebilir ve kaskat yapı gibi birden fazla kontrolcü olmadığından döngü hızı olarak daha avantajlı bir konuma getirilebilir. Bu denklemde $(\Phi_{Ref}, \Theta_{Ref}, \Psi_{Ref} - \hat{\Phi}, \hat{\Theta}, \hat{\Psi})$ ifadesi her eksenin ayrı kontrolcüsünün hatasıdır ve P parametresi ile çarpılarak kontrolcünün ilk kısmını oluşturur. Denklemden görülebileceği üzere, bu hatanın birinci ve ikinci türevleri sırasıyla açısal hız ölçümü ve açısal ivme tahmininden çıkarılarak açısal hız ve açısal ivme geri beslemeleri oluşturulur ve yine sırasıyla D ve D^2 parametreleri ile çarpılmıştır ve kontrolcü tamamlanmıştır.



Şekil 4.3. Φ ve Θ için açısal ivme geribesleme eklenmiş PDD² kontrolcü.



Şekil 4.4. Ψ için açısal ivme geribesleme eklenmiş PDD² kontrolcü.

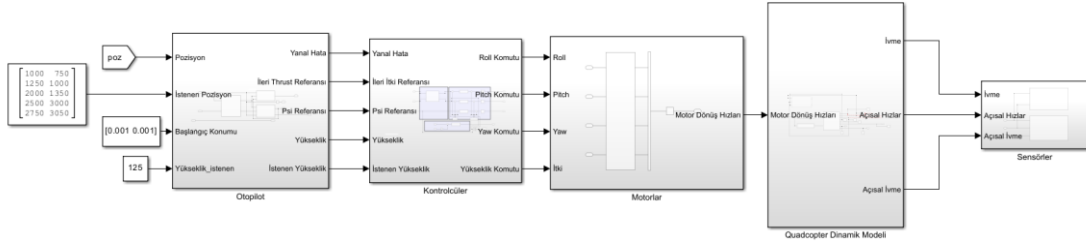
5.GEREÇ

Önceki bölümlerde tanımlanan dinamik modellerin ve kontrol algoritmalarının etkinliği, MATLAB/Simulink ortamında gerçekleştirilen kapsamlı bir benzetim (simülasyon) çalışmasıyla test edilmiştir. Bu benzetim çalışmasında, 3 kilogramlık kütleyle sahip varsayımsal bir hava aracı modellenerek sistemin davranışları ve kontrolcü performansı incelenmiştir. MATLAB/Simulink, blok tabanlı modelleme yapısı ve zengin kütüphane desteği sayesinde hem sistem dinamiklerini hem de kontrol algoritmalarını ayrıntılı bir şekilde uygulamaya ve görselleştirmeye olanak tanımıştır. Benzetim senaryolarında, hava aracının çeşitli manevralara nasıl tepki vereceği, farklı çevresel etkilere (rüzgâr, basınç değişimi vb.) karşı davranışı ve kontrolcü kazançlarının değiştirilmesi durumunda sistem performansının ne ölçüde iyileşeceği değerlendirilmiştir. Böylece, gerçek uygulamalarda karşılaşılabilecek durumları önceden tahmin etmek mümkün olmuş ve tasarlanan kontrol algoritmalarının geçerliliği, güvenilirliği ve kararlılığı araştırılmıştır. Elde edilen sonuçlar, önerilen modellerin ve kontrol yapılarının hem doğruluğu hem de verimliliği hakkında önemli göstergeler sunmuştur.

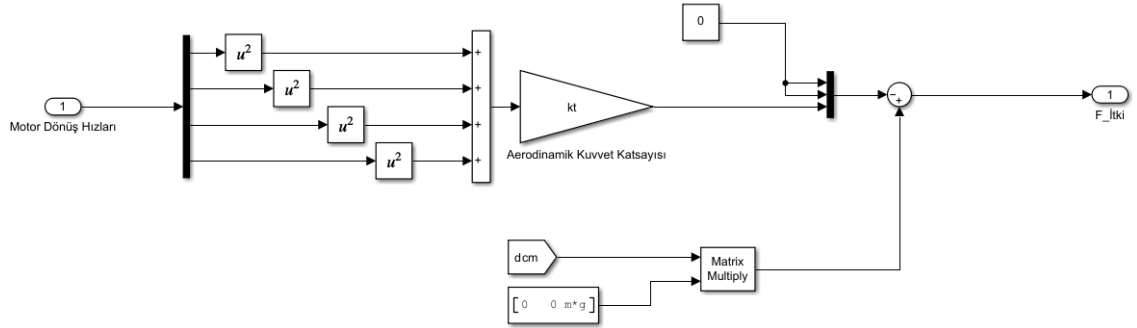
5.1 Benzetim Çalışmaları

Geliştirilen benzetim çalışmalarında, MATLAB/Simulink yazılımına ait Aerospace Toolbox ve Sensor Fusion Toolbox aktif şekilde kullanılmıştır. Bu iki araç kutusu, hava araçlarında bulunabilecek farklı sensörlerin (örneğin ivmeölçer, jiroskop, GPS vb.) modellenmesi, veri füzyonu ve otopilot algoritmalarının entegrasyonu gibi karmaşık süreçlerin simülasyon ortamında gerçeğe yakın bir şekilde canlandırılmasına imkân tanımıştır. Ayrıca, benzetim senaryolarında bozucu etkiler de dikkate alınmış ve bu etkilerin hava aracı kontrol performansı üzerindeki sonuçları incelenmiştir. Böylece, gerçek uçuş ortamında karşılaşılabilecek çeşitli senaryolara ilişkin tahminler yapılarak, kontrolcü ve otopilot tasarımlarının güvenilirliği artırılmaya çalışılmıştır. Bu çalışmada, motor dinamikleri sistem bütünlüğünün dışındaymış gibi kabul edilmiş ve ihmal edilmiştir. Söz konusu tercih, motor parametrelerinin derinlemesine modellemesinin bu araştırmanın birincil odağında olmamasıyla ilişkilidir. Bu sayede, kontrol algoritmalarına ve sensör füzyon mekanizmalarına daha fazla odaklanılarak, sistemin

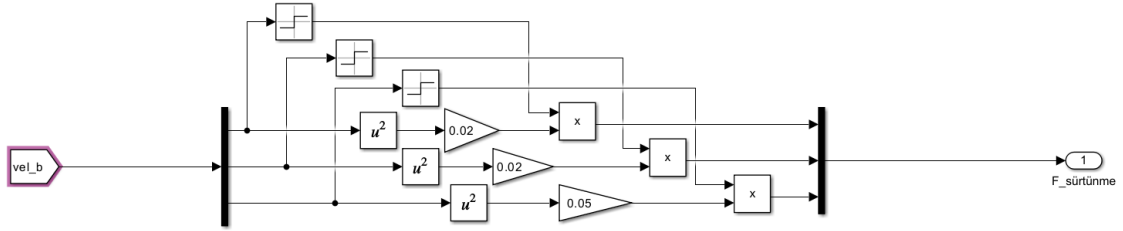
geri kalan bileşenlerini ayrıntılı şekilde incelemek mümkün olmuştur. Zaman adımı olarak $\Delta t = 0.001$ saniye seçilmesi, çalışmanın yüksek zaman çözünürlüğüne sahip verilerle gerçekleştirilmesine olanak sağlamıştır. Böylece, hava aracının hızlı manevraları veya ani bozucu etkiler altındaki tepkileri daha net gözlemlenebilmiştir. Benzetim süresi olarak belirlenen 250 saniye, ortalama bir senaryonun yeterli derecede uzun bir bölümünü kapsayacak şekilde seçilmiştir. Bu süre zarfında toplam 250.000 örnek elde edilmiştir; bu kapsamlı veri seti, kontrolcü performansının istatistiksel olarak güvenilir bir şekilde incelenmesine imkân tanımıştır. Elde edilen bu veriler, aracın konum, hız, ivme, açısal hız ve yönelim gibi kritik büyüklüklerinin zaman içindeki değişimlerini detaylı olarak analiz etmek için kullanılmış; böylece geliştirilen otopilot ve kontrol algoritmalarının etkinliği, farklı açıdan değerlendirilme fırsatı bulmuştur. Benzetim ortamında yalnızca temel hareket denklemleri ve kontrol algoritmaları değil, aynı zamanda Dünya'nın yer çekimi, çevresel faktörler ve bozucular da dikkate alınmıştır. Bu kapsamda, hava aracının maruz kalabileceği rüzgâr, türbülans ve çeşitli çevresel etkenler, Simulink içerisinde yer alan hazır çevre modelleri ve rüzgâr modelleri kullanılarak gerçeğe olabildiğince yakın şekilde canlandırılmıştır. Özellikle MIL-F-8785C standardına uygun bozucu modellerin tercih edilmesi, askerî ve sivil hava araçlarının uçuş kalitesi ve davranışları üzerinde yaygın olarak kabul görmüş kriterlere dayanan daha gerçekçi bir benzetim kurulmasına yardımcı olmuştur. Bu standart, çeşitli türbülans seviyeleri ve rüzgâr profillerine ilişkin parametrelerin gerçeğe yakın biçimde tanımlanmasını sağlamaktadır. Böylece, uçağın kritik durumlarda nasıl tepki vereceği veya kontrol algoritmalarının hangi ölçüde güvenilir ve kararlı olduğu daha detaylı biçimde analiz edilebilmektedir. Tüm bu ilavelerle birlikte, benzetimin gerçeklik seviyesi olabildiğince artırılmaya çalışılmıştır. Aynı zamanda, kontrol algoritmalarının beklenmeyen çevresel koşullarda nasıl bir performans sergilediği gözlemlenebilmiş ve tasarım aşamasında buna uygun optimizasyonlar yapılabilmektedir. Bu yaklaşım, ilerleyen aşamalarda gerçek uçuş deneyleri ve daha kapsamlı testlerle elde edilecek verilerle kıyaslanarak, benzetim temelli sonuçların doğruluğunu ve geçerliliğini teyit etmeye olanak sağlamaktadır.



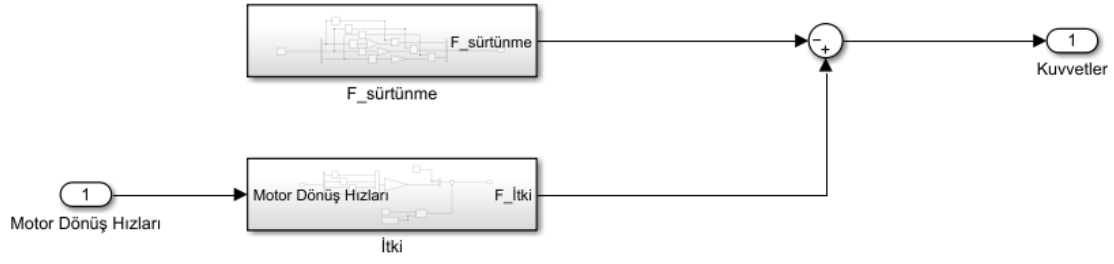
Şekil 5.1. Geliştirilen benzetim.



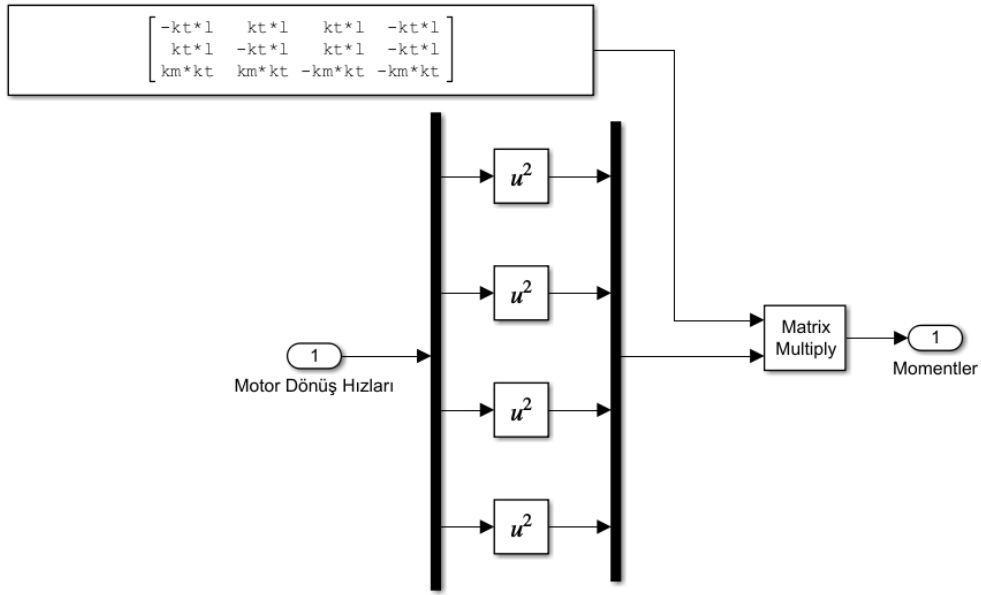
Şekil 5.2. Geliştirilen benzetim içinde bulunan itki kuvveti hesabı.



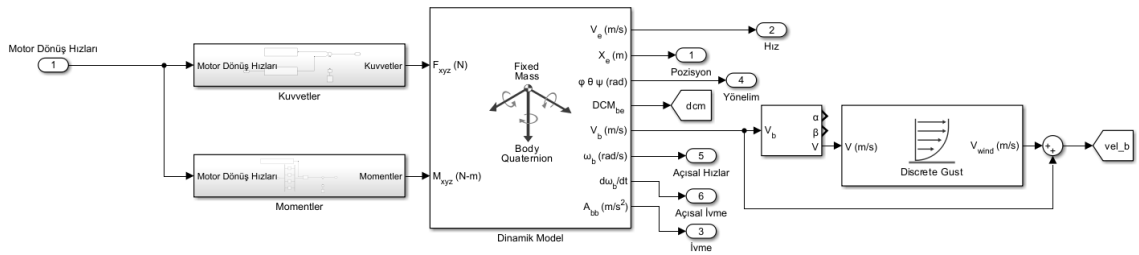
Şekil 5.3. Geliştirilen benzetim içinde bulunan hava sürtünme kuvveti hesabı.



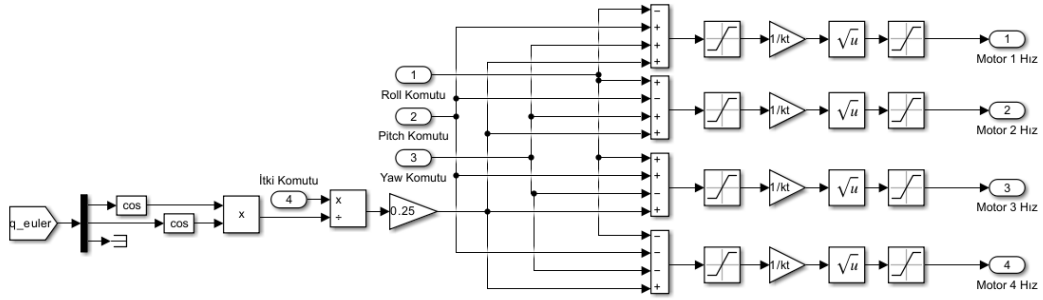
Şekil 5.4. Geliştirilen benzetim içinde bulunan hava toplam kuvvet hesabı.



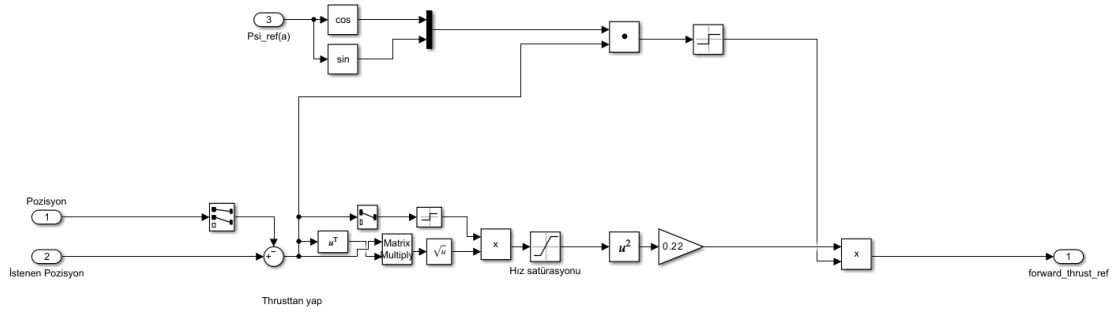
Şekil 5.5. Geliştirilen benzetim içinde bulunan hava aracı moment hesabı.



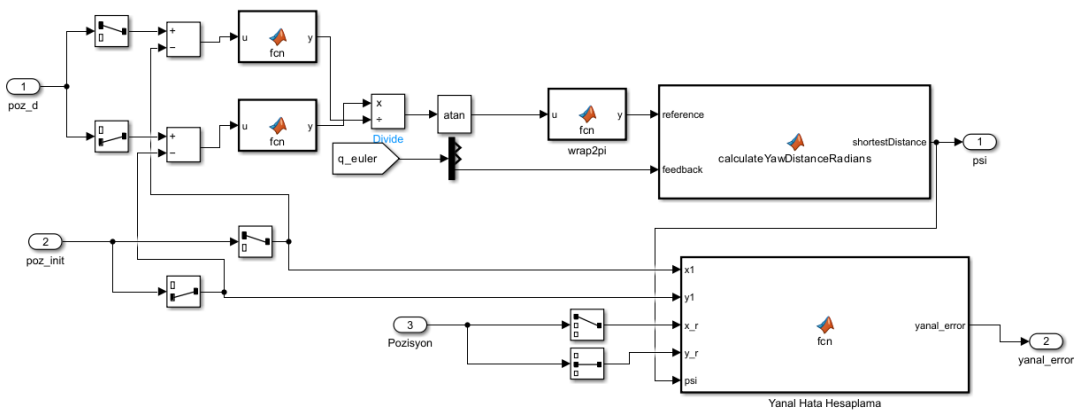
Şekil 5.6. Geliştirilen benzetim içinde bulunan hava aracı dinamik modeli.



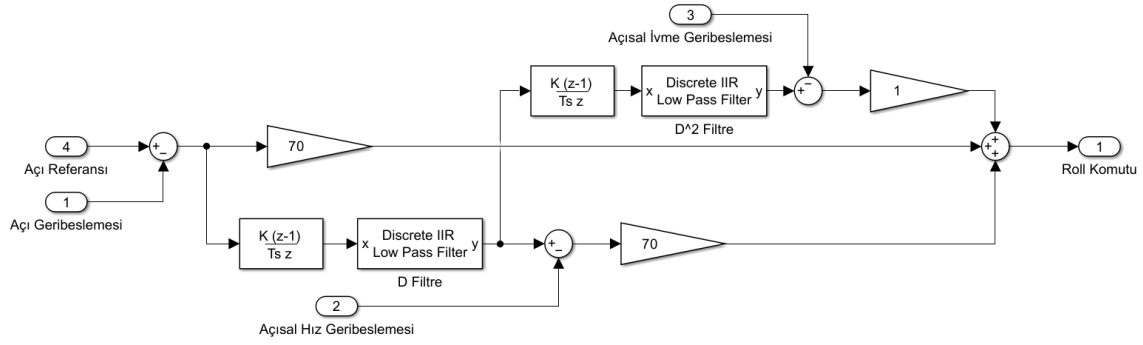
Şekil 5.7. Geliştirilen benzetim içinde bulunan motor hızları hesapları.



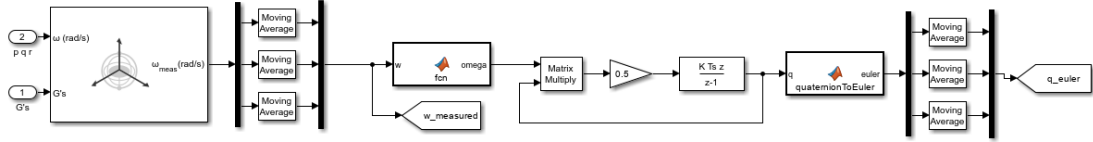
Şekil 5.8. Geliştirilen benzetim içinde bulunan ileri itki referansı.



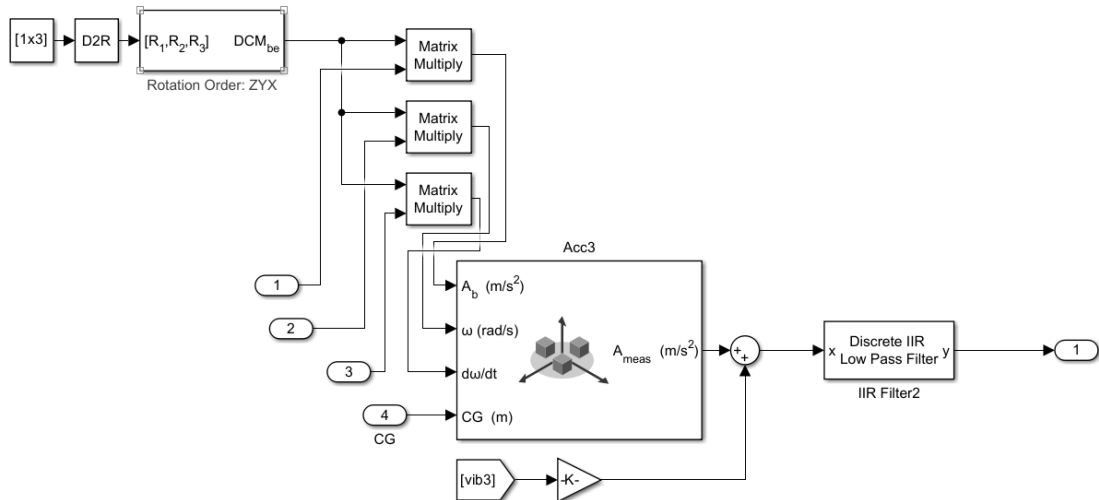
Şekil 5.9. Geliştirilen benzetim içinde bulunan yanal hata ve Ψ referans hesabı.



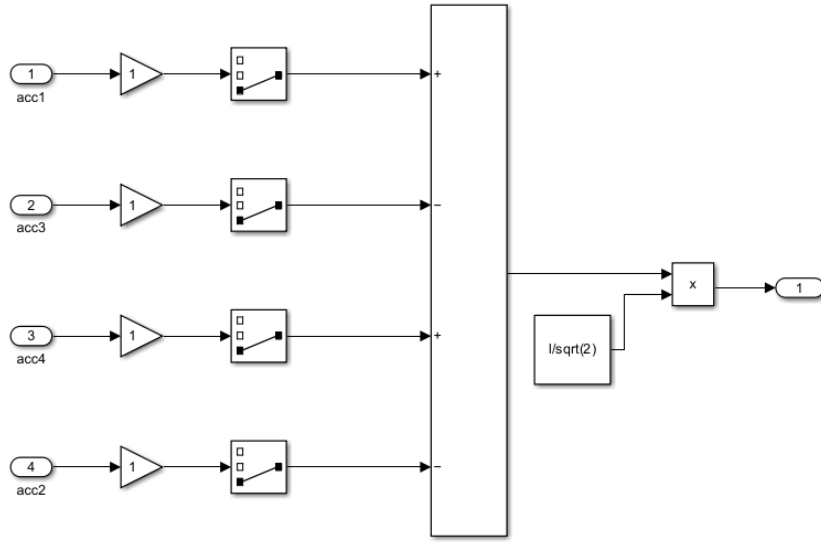
Şekil 5.13. Geliştirilen benzetim içinde bulunan PDD² kontrolcü.



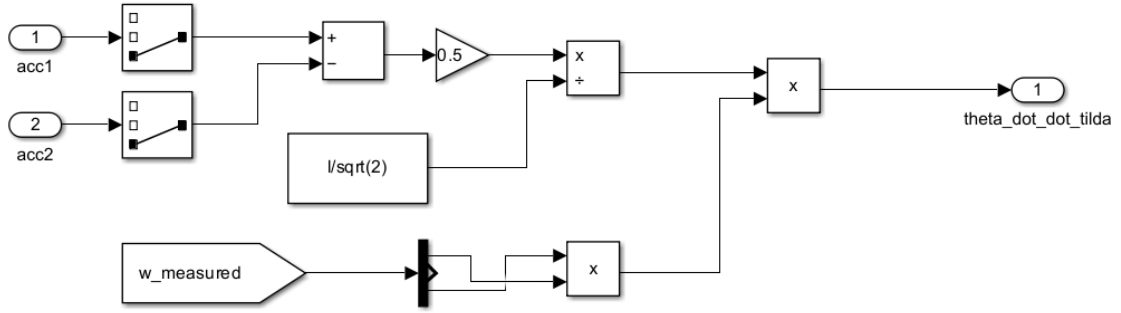
Şekil 5.14. Geliştirilen benzetim içinde bulunan Dönüölçer modeli ve Quaternion Entegrasyonu.



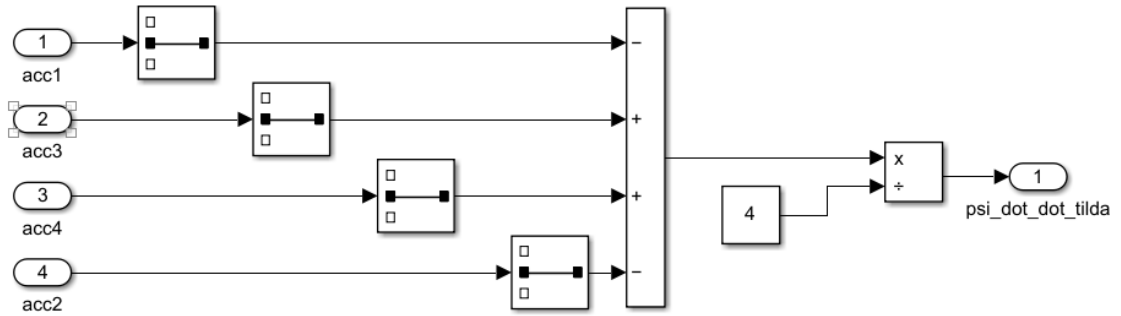
Şekil 5.15. Geliştirilen benzetim içinde bulunan İvmeölçer modeli.



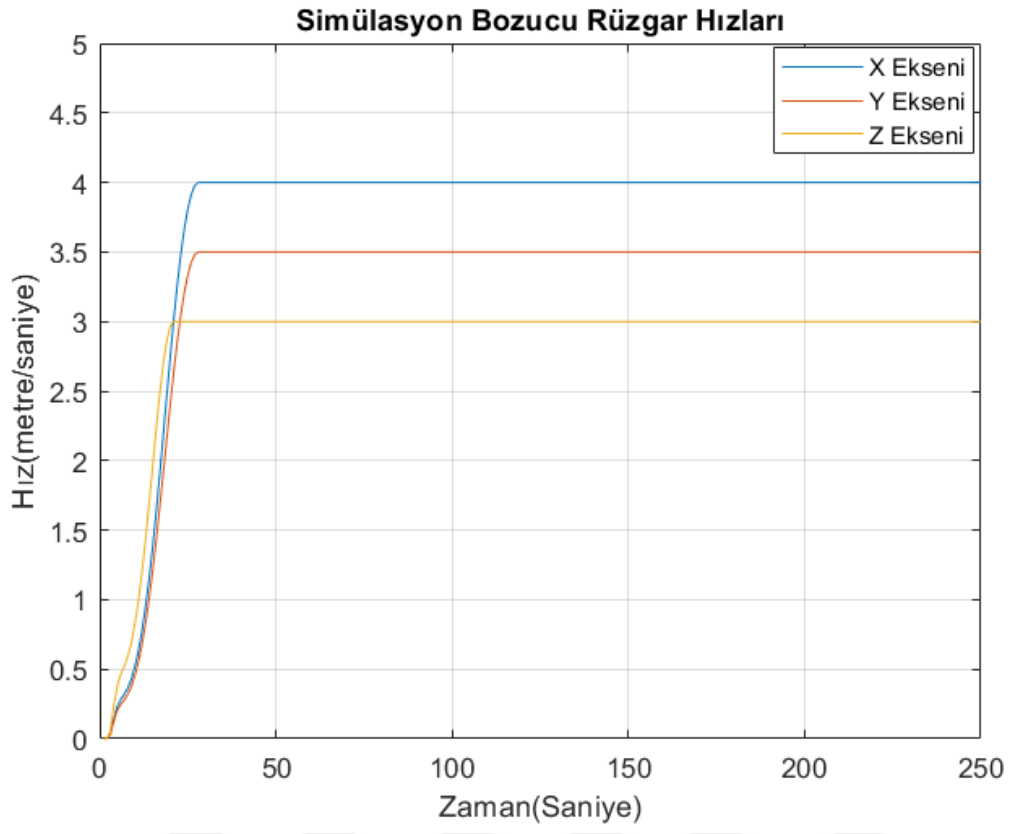
Şekil 5.16. Geliştirilen benzetim içinde bulunan X eksenı açısıl ivme hesabı.



Şekil 5.17. Geliştirilen benzetim içinde bulunan Y eksenı açısıl ivme hesabı.



Şekil 5.18. Geliştirilen benzetim içinde bulunan Z eksenı açısıl ivme hesabı.

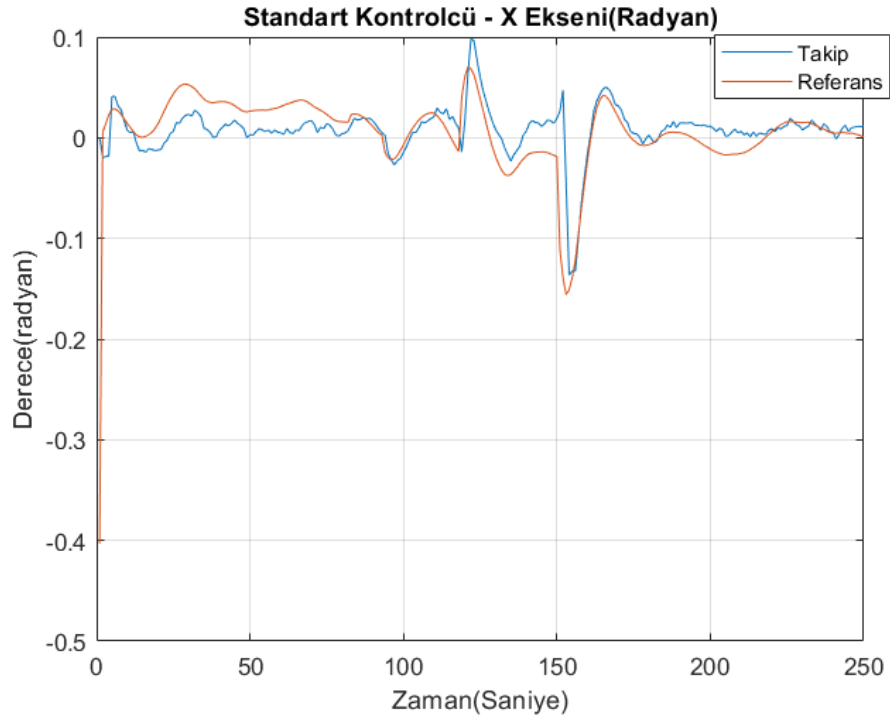


Şekil.5.19. Geliştirilen benzetimde bulunan bozucu rüzgâr değerleri.

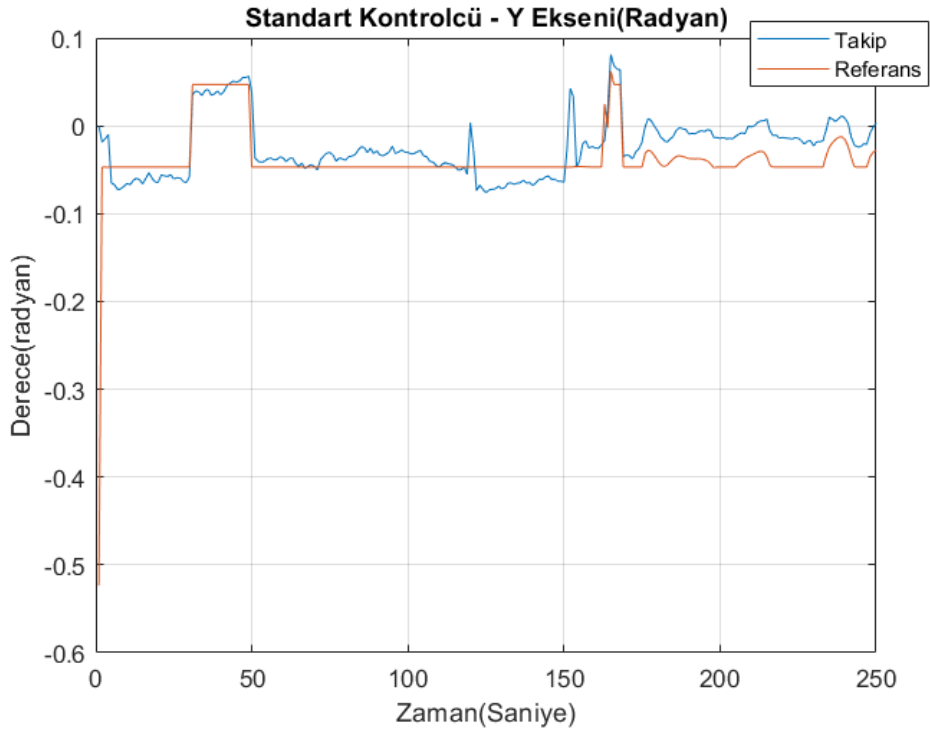
6.TEST VE ANALİZ

Otopilot algoritmasına verilen hedef pozisyonlar sonucunda oluşturulan açı referansları ve dinamik modelden elde edilen açı çıktıları birer diziye zaman damgaları ile kaydedilmiştir ve diziler arasında ortalama karekök hatası alınmış ve bu yolla nümerik bir sonuç elde edilmiştir. Uçuş referansları iki kontrolcüye rüzgâr bozucusu olan ve olmayan olarak iki koşulda, referans olarak beslenmiş ve değerlendirme bu koşullar ve referanslara göre yapılmıştır. Standart kaskat yapıdaki PID kontrolcüler için rüzgâr bozucusu olmayan durumda; Φ açısı ortalama karekök hatası: 0.0246, Θ açısı ortalama karekök hatası: 0.0237, Ψ açısı ortalama karekök hatası: 0.1517 olarak bulunmuştur. Önerilen, açısal ivme geribeslemeli PDD² kontrolcüler için rüzgâr bozucusu olmayan durumda; Φ açısı ortalama karekök hatası: 0.0233, Θ açısı ortalama karekök hatası: 0.0184, Ψ açısı ortalama karekök hatası: 0.1678 olarak bulunmuştur. X ve Y eksenlerinde açısal ivmelerin, çok rotorlu hava aracının uçuş dinamikleri sebebiyle daha yüksek olması nedeniyle, önerilen kontrolcünün bu eksenlerde gösterdiği stabilizasyon performansının daha yüksek olması sonucu ortaya çıkmıştır. Z eksenine ise PDD² kontrolcünde İntegral teriminin bulunmaması sebebiyle ortaya çıkan düşük kalıcı durum performansının bir sonucudur.

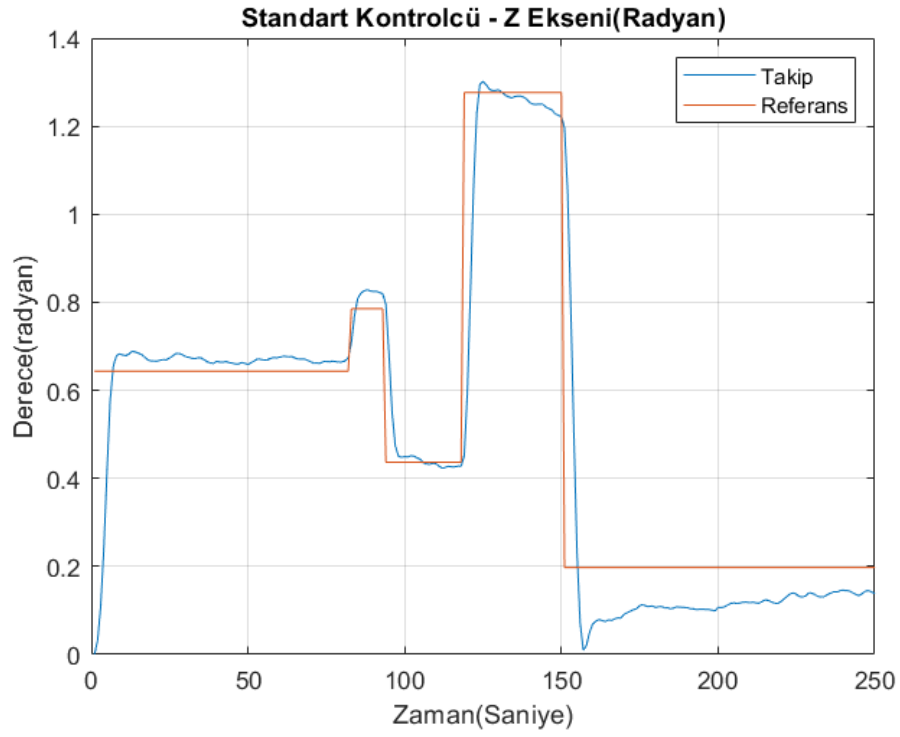
Bozucu rüzgârın olduğu durum ayrı incelenmelidir. Standart kaskat yapıdaki PID kontrolcüler için rüzgâr bozucusu olan durumda; Φ açısı ortalama karekök hatası: 0.0269, Θ açısı ortalama karekök hatası: 0.0237, Ψ açısı ortalama karekök hatası: 0.1539 olarak bulunmuştur. Önerilen, açısal ivme geribeslemeli PDD² kontrolcüler için rüzgâr bozucusu olan durumda; Φ açısı ortalama karekök hatası: 0.0227, Θ açısı ortalama karekök hatası: 0.0200, Ψ açısı ortalama karekök hatası: 0.1657 olarak bulunmuştur. Yine aynı şekilde, X ve Y eksenlerinde açısal ivmelerin, çok rotorlu hava aracının uçuş dinamikleri sebebiyle daha yüksek olması nedeniyle ve bozucu rüzgâr etkilerinin bu iki ekseninde daha etkili olması sebebiyle, önerilen kontrolcünün bu eksenlerde gösterdiği stabilizasyon performansının daha yüksek olması sonucu ortaya çıkmıştır. Z eksenine ise, yine aynı şekilde PDD² kontrolcünde İntegral teriminin bulunmaması sebebiyle ortaya çıkan düşük kalıcı durum performansının bir sonucudur.



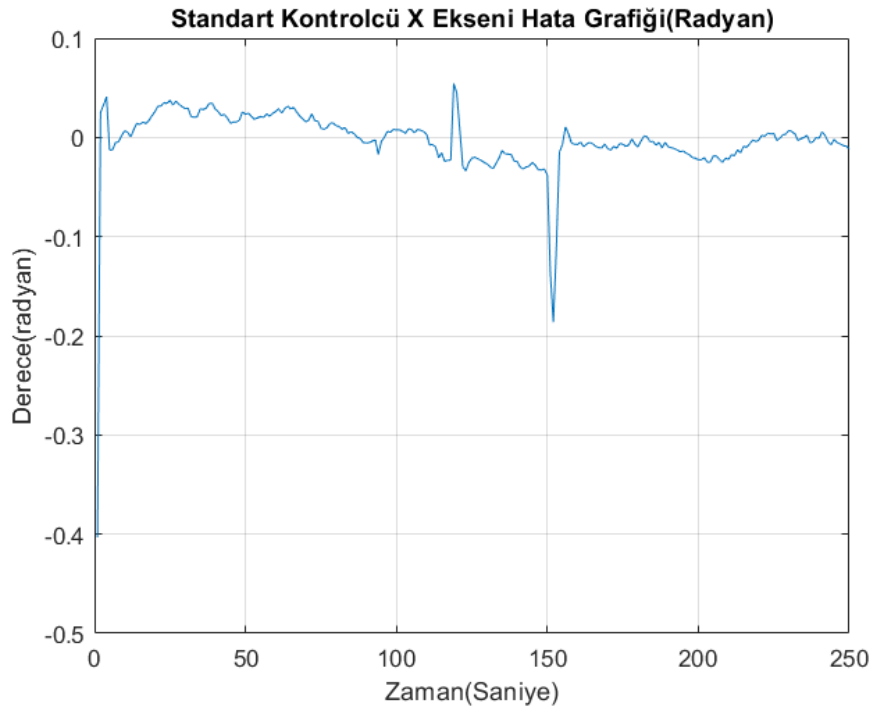
Şekil 6.1. Benzetim sonucu X ekseninde açılı referansları ve kaskat yapı PID kontrolcü cevabı



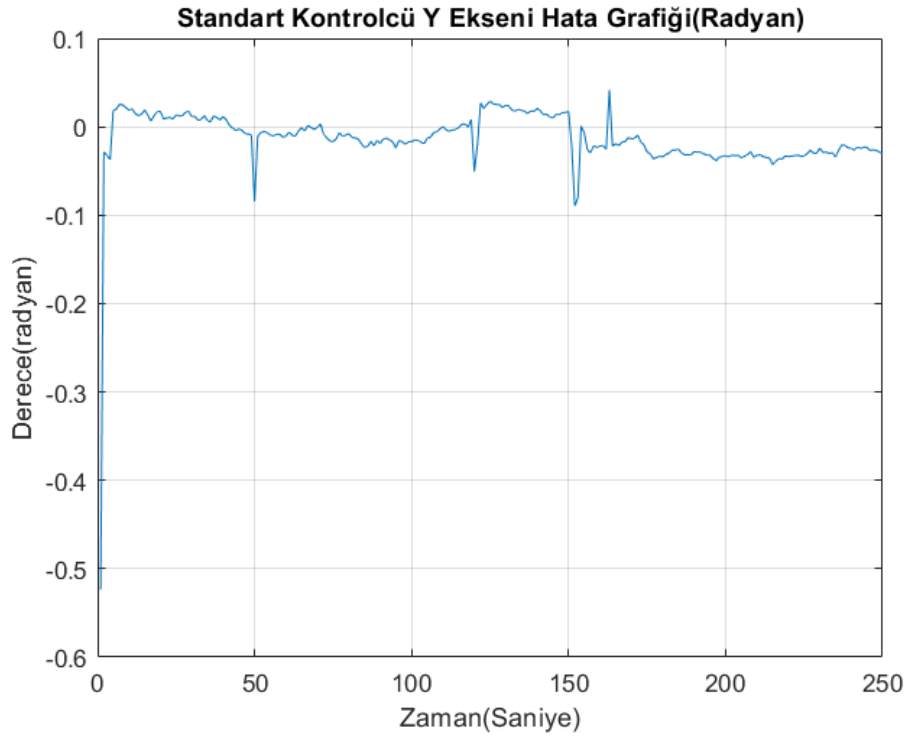
Şekil 6.2. Benzetim sonucu Y ekseninde açılı referansları ve kaskat yapı PID kontrolcü cevabı



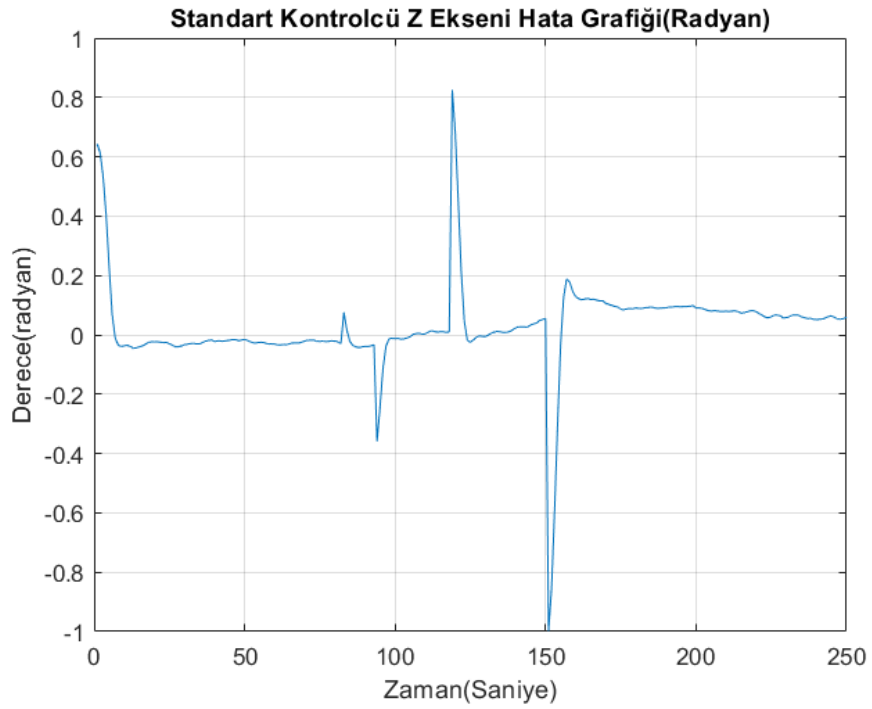
Şekil 6.3. Benzetim sonucu Z ekseninde açı referansları ve kaskat yapı PID kontrolcü cevabı.



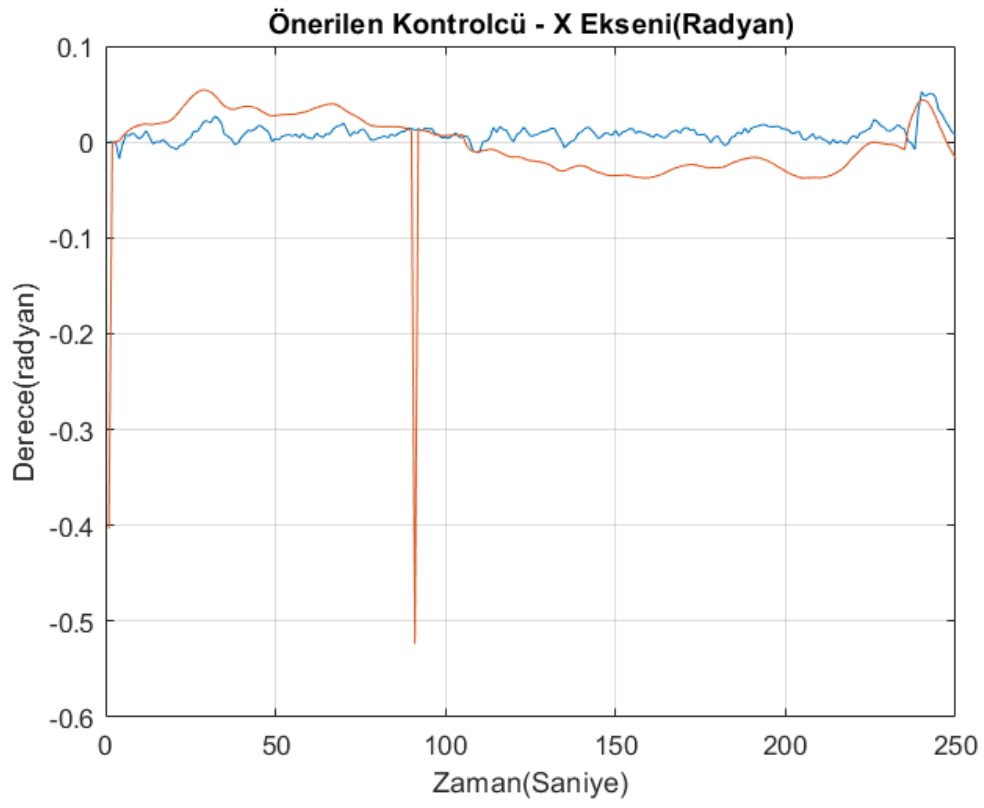
Şekil 6.4. Benzetim sonucu X ekseninde kaskat yapı PID kontrolcü hatası.



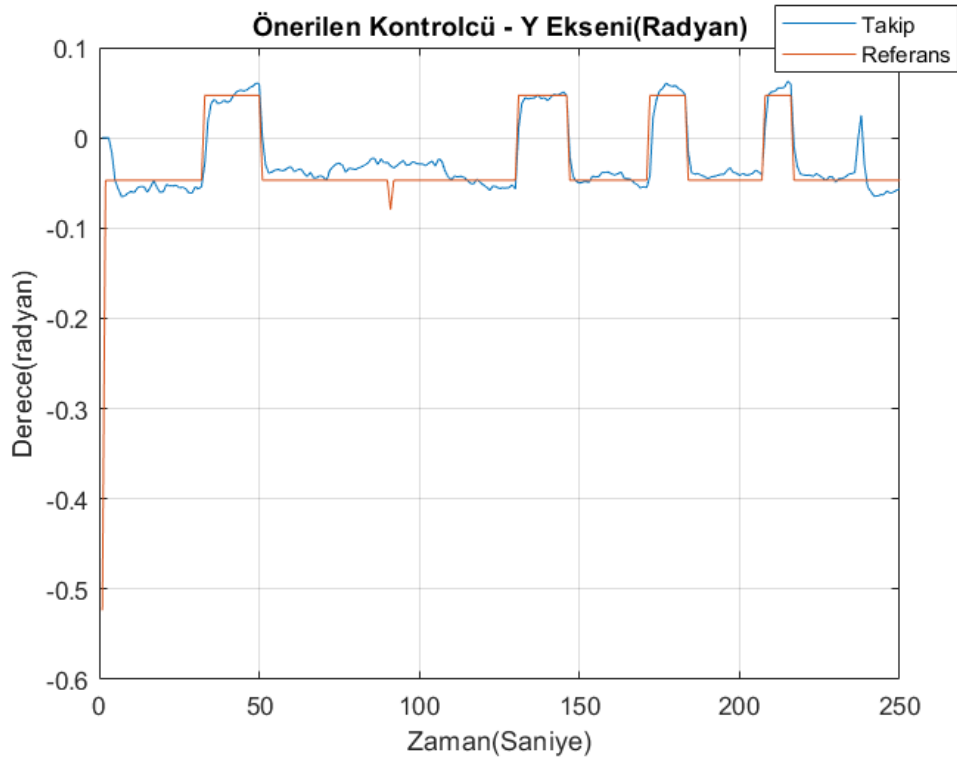
Şekil 6.5. Benzetim sonucu Y ekseninde kaskat yapı PID kontrolcü hatası.



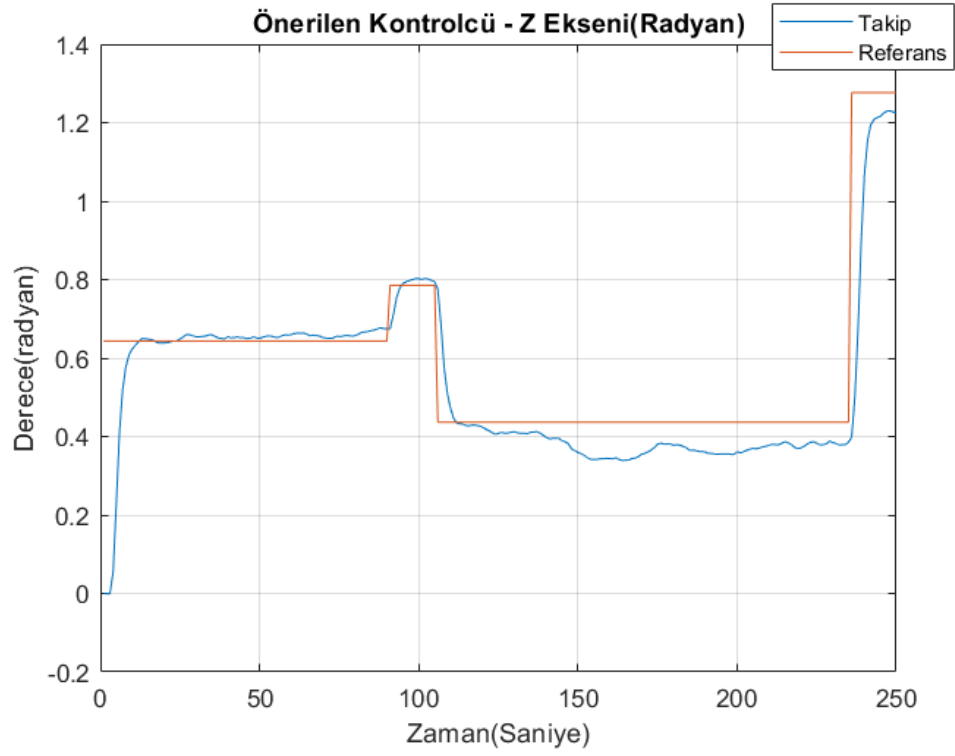
Şekil 6.6. Benzetim sonucu Z ekseninde kaskat yapı PID kontrolcü hatası



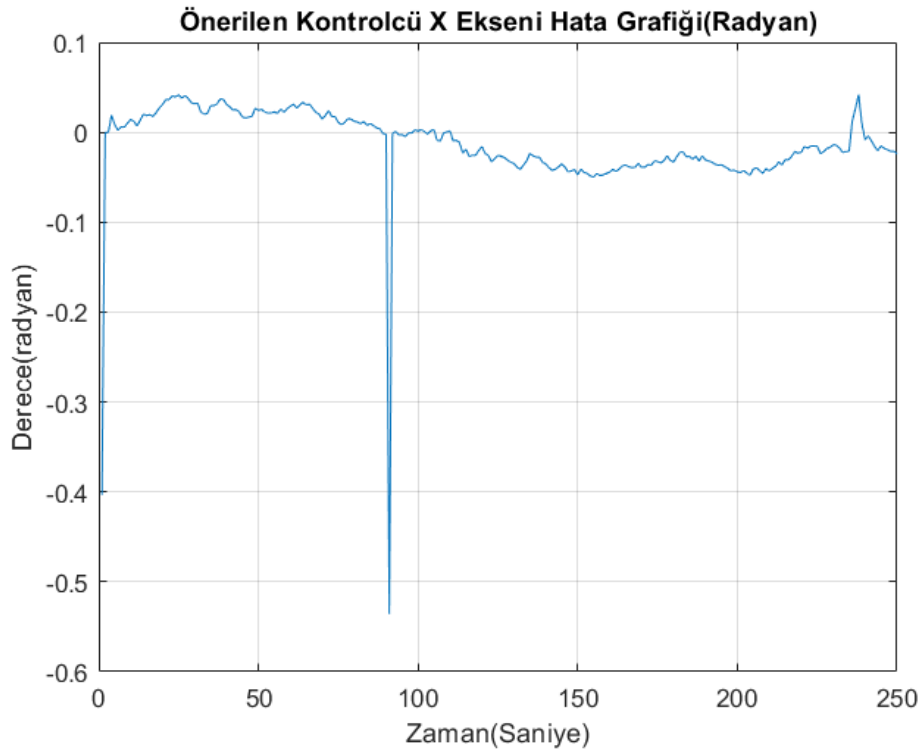
Şekil 6.7. Benzetim sonucu X ekseninde açı referansları ve önerilen kontrolcü cevabı.



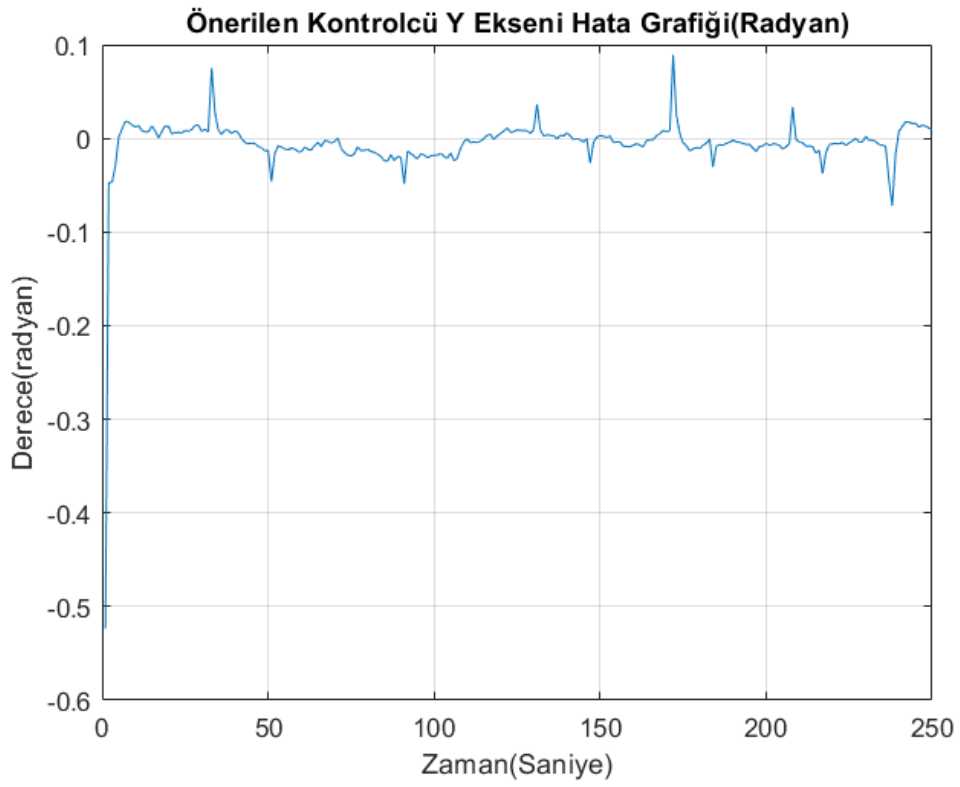
Şekil 6.8. Benzetim sonucu Y ekseninde açı referansları ve önerilen kontrolcü cevabı.



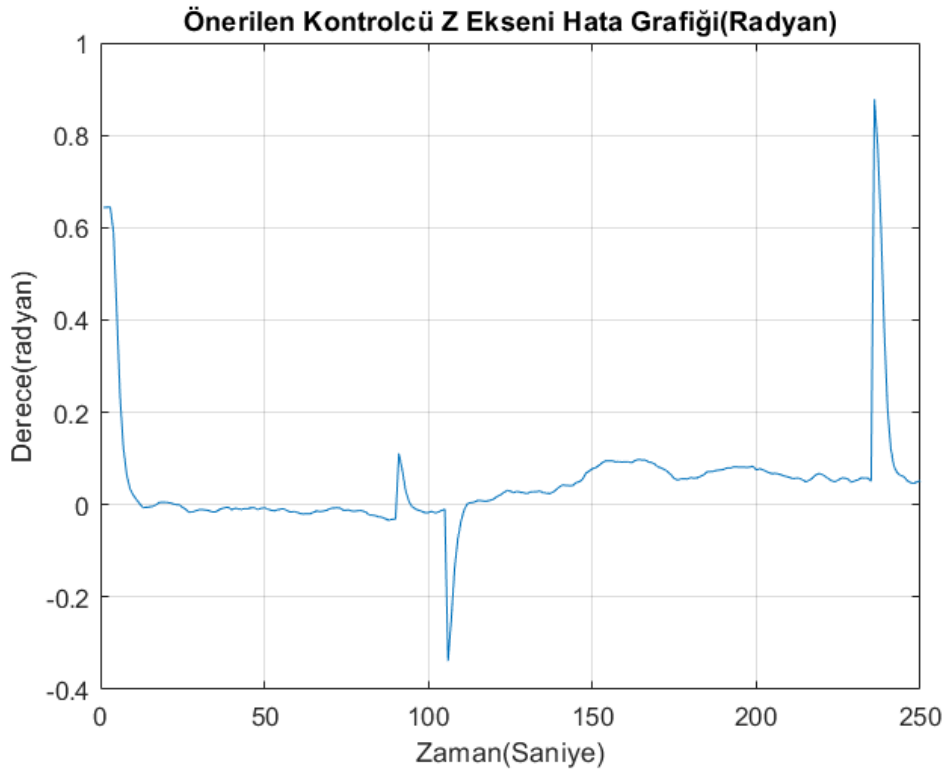
Şekil 6.9. Benzetim sonucu Z ekseninde açı referansları ve önerilen kontrolcü cevabı.



Şekil 6.10. Benzetim sonucu X ekseninde önerilen kontrolcü hatası.



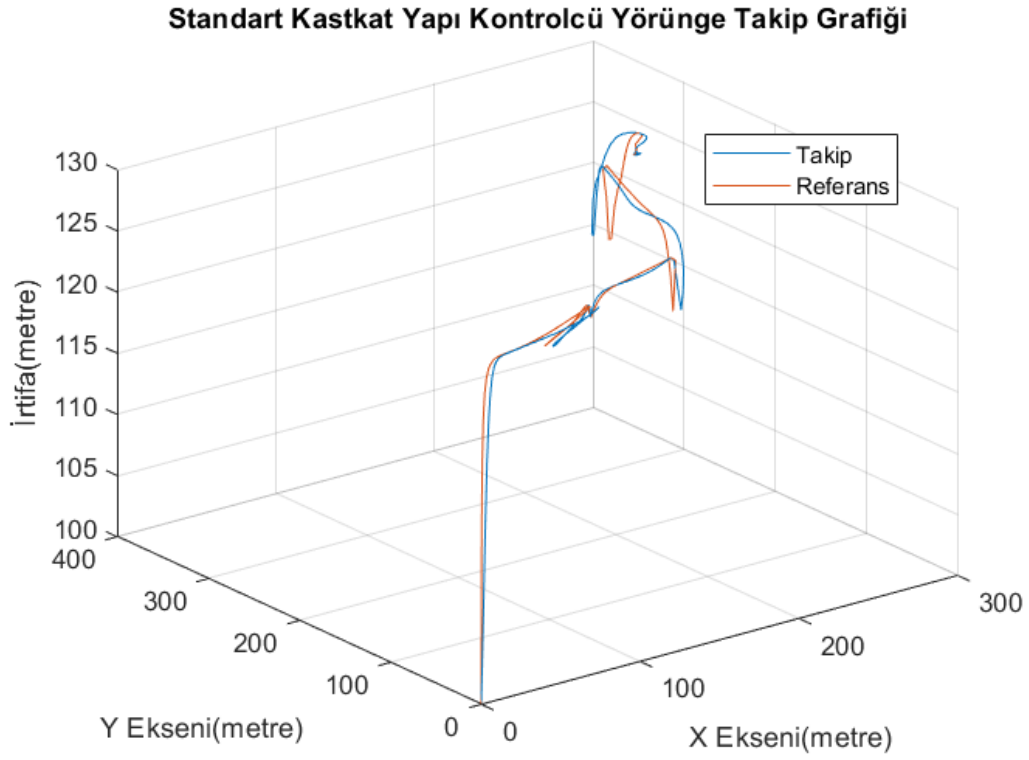
Şekil 6.11. Benzetim sonucu Y ekseninde önerilen kontrolcü hatası.



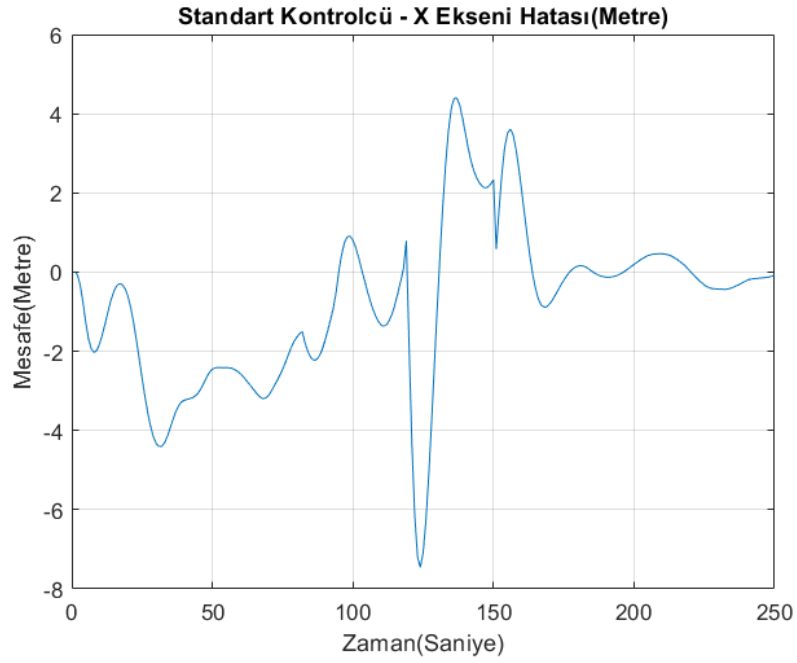
Şekil 6.12. Benzetim sonucu Z ekseninde önerilen kontrolcü hatası.

Bu sonuçlardan yola çıkarak önerilen kontrolcünün, standart kaskat yapıdaki kontrolcülere göre Φ ve Θ açılarında, daha yüksek performans gösterdiği nümerik olarak gösterilebilir. Önerilen kontrolcünün avantajları olarak yüksek frekans bozucuların bastırılması ve aşımı azaltması örnek gösterilebilir. Önerilen kontrolcülerin dezavantajlarına örnek olarak, kalıcı durum hatası değeri bakımından standart kaskat yapıdaki kontrolcülerin daha iyi davranış göstermesi gösterilebilir. Bunun sebebi standart kontrolcülerde I parametresinin bulunması, önerilen kontrolcüde bulunmamasıdır. Fakat I teriminin kalıcı durum hatası değerini düşürmekle beraber, aşım değerini ve yükselme süresini arttırmaktadır. Önerilen kontrolcüde I teriminin bulunmaması aşım değerindeki avantajı açıklayabilir.

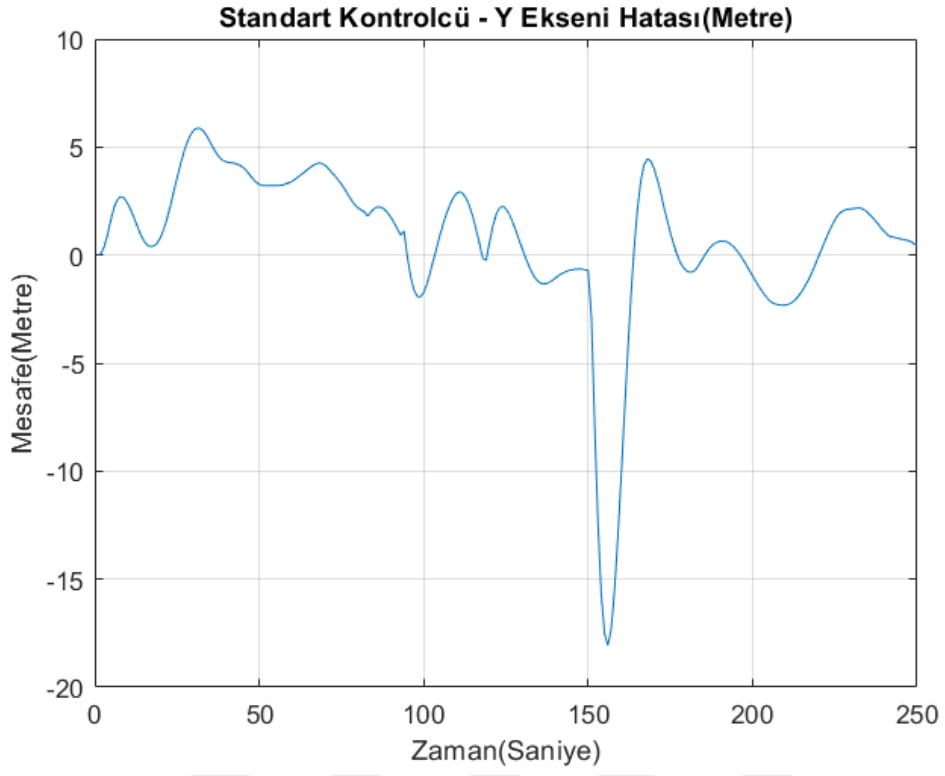
Ayrıca, başka değerlendirilmesi gereken bir konu da bahsi geçen kontrolcülerin rüzgâr bozucusu bulunan ve bulunmayan durumlarda sergiledikleri performansların arasındaki farklardır. Standart kaskat yapıdaki PID kontrolcülerin, rüzgâr bozucuların bulunan ve bulunmayan durumlardaki cevaplarının arasındaki farklar; Φ açısı ortalama karekök hataları arasındaki fark için: 0.0023, Θ açısı ortalama karekök hataları arasındaki fark için: -0.0051, Ψ açısı ortalama karekök hataları arasındaki fark için: -0.0021 olarak hesaplanmıştır. Önerilen kontrolcülerin rüzgâr bozucuların bulunan ve bulunmayan durumlardaki cevaplarının arasındaki farklar; Φ açısı ortalama karekök hataları arasındaki fark için: 0.0006161435, Θ açısı ortalama karekök hataları arasındaki fark için: -0.0016, Ψ açısı ortalama karekök hataları arasındaki fark için: 0.0021 olarak hesaplanmıştır. Buradan çıkarılacak sonuçlardan biri, önerilen kontrolcülerin rüzgâr bozucularından daha az etkilendiğidir. Bunun sebebinin, rüzgârın oluşturduğu bozucu momentlerin açısal ivme etkisi ile D^2 terimi kullanılarak, standart kontrolcülerin bastıramadığı yüksek frekanslı bozucu momentlerin bastırılabilmesidir. İlaveten, kontrolcü performanslarına ek olarak, kontrolcülerin yörünge takibi performansı da incelenmelidir.



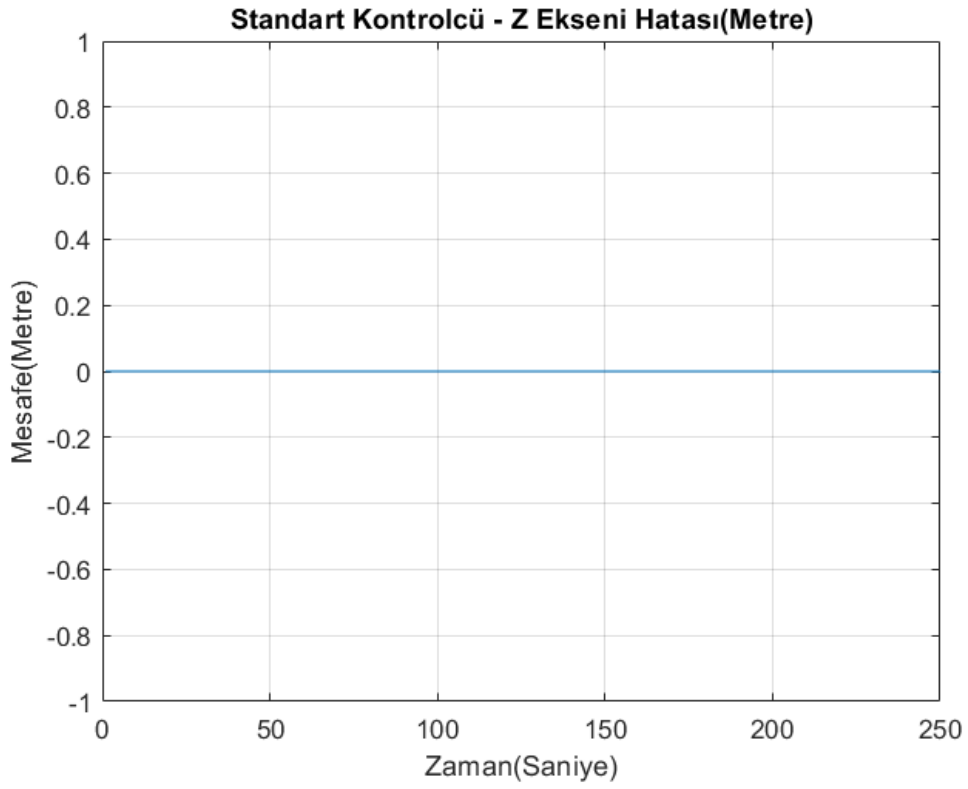
Şekil 6.13. Benzetim sonucu PID kontrolcü ile yörünge takibi.



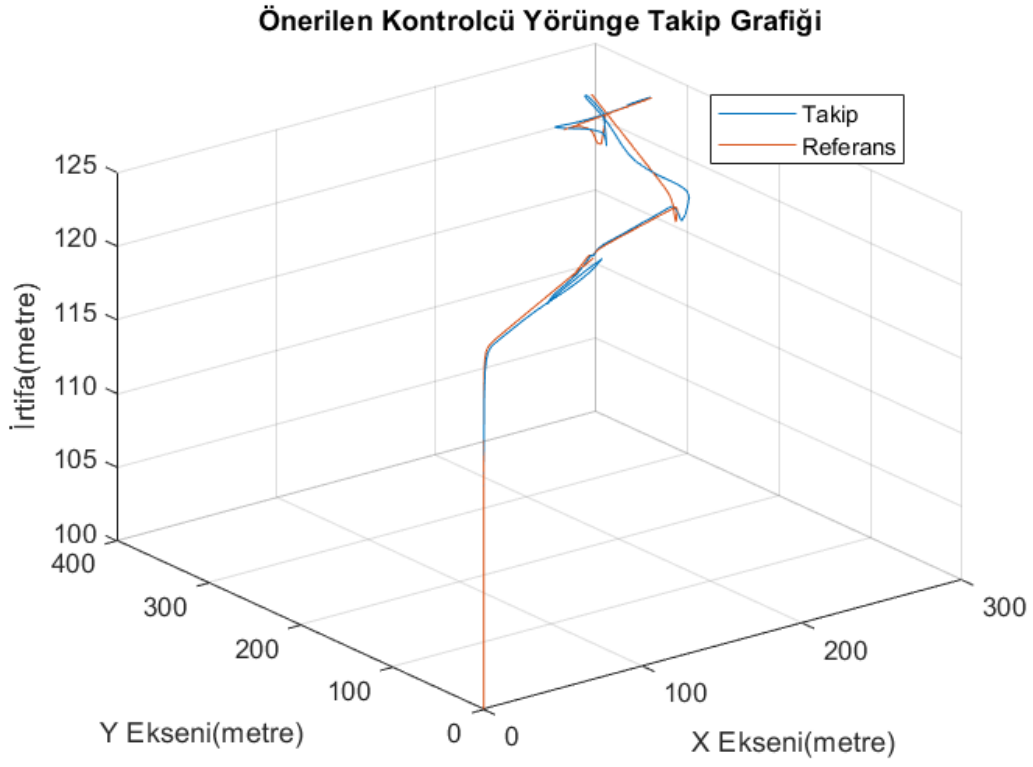
Şekil 6.14. Benzetim sonucu PID kontrolcü ile X eksenı yörünge takibi hatası.



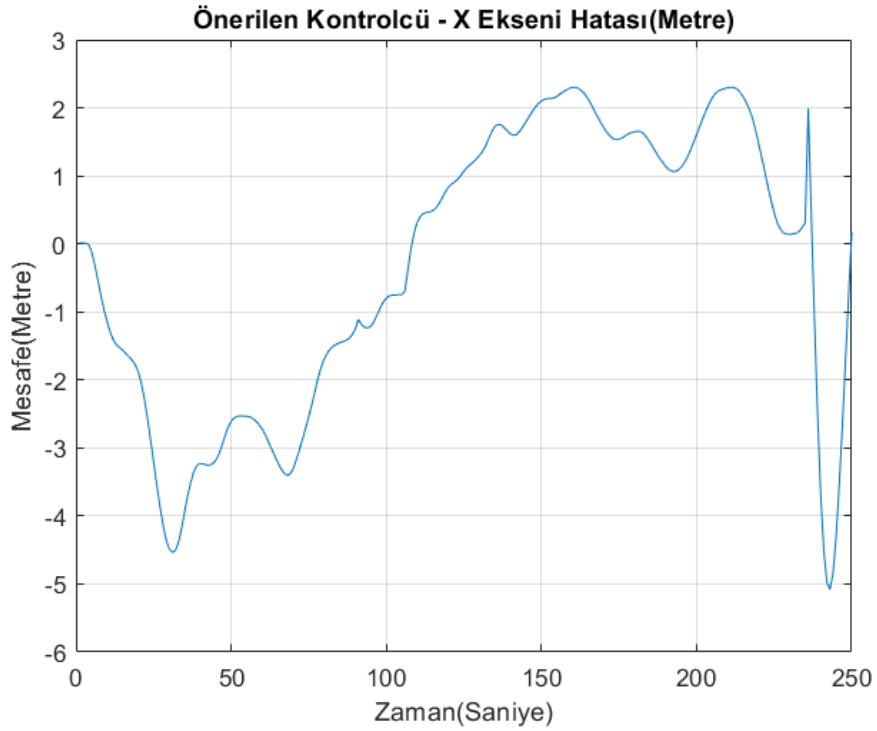
Şekil 6.15. Benzetim sonucu PID kontrolcü ile Y eksen yörünge takibi hatası.



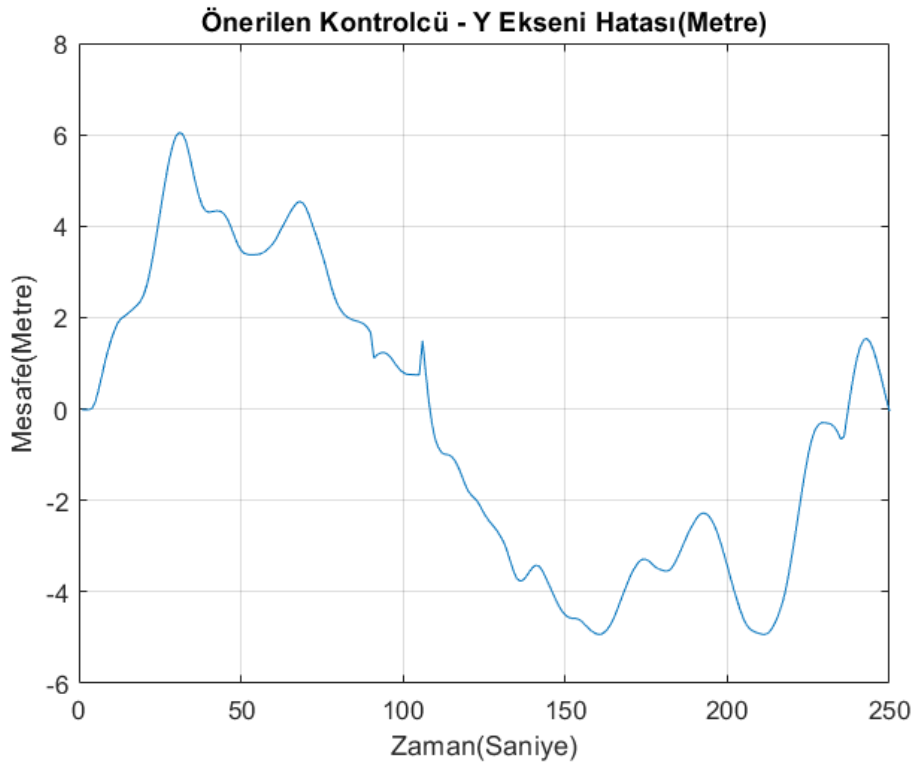
Şekil 6.16. Benzetim sonucu PID kontrolcü ile Z eksen yörünge takibi hatası.



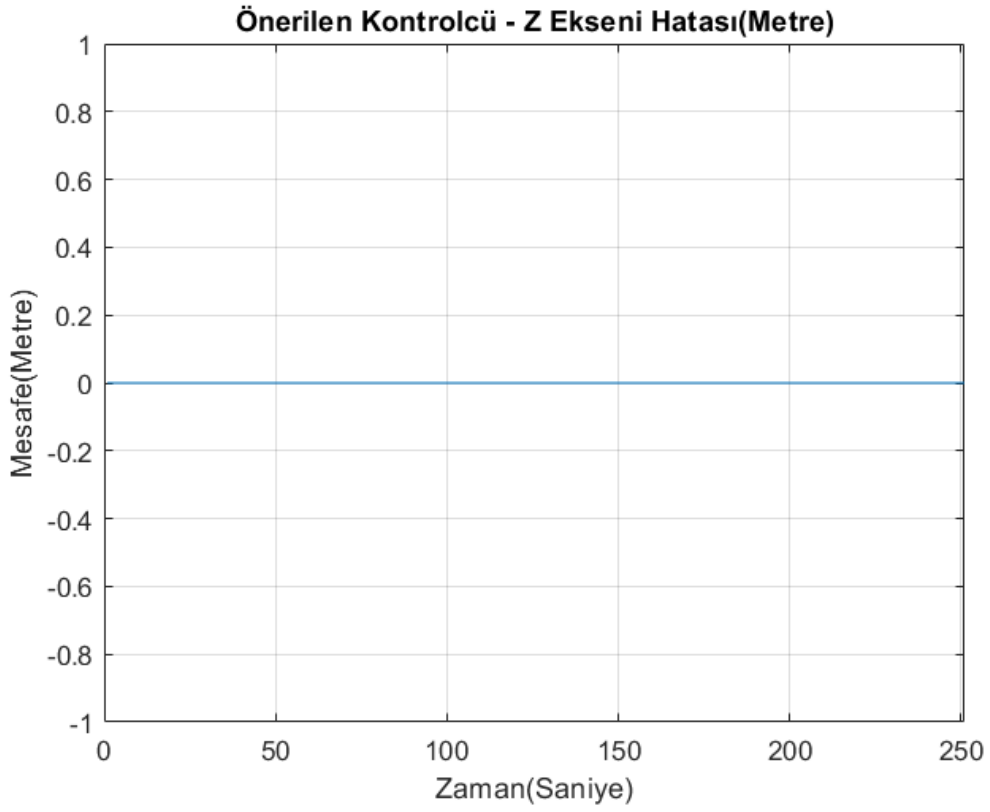
Şekil 6.17. Benzetim sonucu PDD² kontrolcü ile yörünge takibi.



Şekil 6.18. Benzetim sonucu önerilen kontrolcü ile X eksenı yörünge takibi hatası.



Şekil 6.19. Benzetim sonucu önerilen kontrolcü ile Y eksen yörünge takibi hatası.



Şekil 6.20. Benzetim sonucu önerilen kontrolcü ile Z eksen yörünge takibi hatası.

Yukarıdaki şekillerde görülebileceği üzere, önerilen kontrolcü yörünge takibi esnasında dinamik hareketlerde daha yüksek bir performans sergilemiştir. Bunun başlıca sebeplerinden biri, kontrol yapısının açısallığı doğrudan ele alınmasıyla, ani manevralar ve bozucu etkiler karşısında daha hızlı tepki verebilmesidir. Bu sayede, sistemin hava aracı, kara aracı veya benzeri herhangi bir platform olması fark etmeksizin, kısa süre içerisinde istenen referans yörüngeye uyum sağlaması kolaylaşır ve kontrol eylemi daha kararlı bir hâl alır. Ayrıca İrtifa kontrolü açısından bakıldığında önerilen kontrolcünün daha iyi bir irtifa kontrolü sağladığı sonucu beklenmedik bir şekilde ortaya çıkmıştır.

Diğer yandan, son hedef noktaya ulaşırken kalıcı duruma geçilmesi aşamasında, önerilen kontrolcünde “I (integral)” teriminin bulunmaması nedeniyle kalıcı durum hatası yükselme eğilimi gösterebilir. Yani, sistem uzun vadede küçük hata değerlerini sıfıra yaklaştırmakta daha sınırlı kalabilir. Ancak, burada amaç, sistemin özellikle dinamik geçiş süreçlerinde ve bozucu sinyallere (örneğin rüzgâr dalgalanmaları veya ani hızlanma talepleri) maruz kaldığı durumlarda hızlı ve istikrarlı tepki verebilmesini sağlamaktır. Dolayısıyla, bu tasarım tercihi, dinamik hareketlerin kritik olduğu senaryolarda daha etkin bir kontrol mekanizması sunar.

Öte yandan, standart kaskat yapı kontrolcülerini, iç içe geçmiş kontrol döngülerinde genellikle I terimini de içerdiği için, kalıcı durum performansında daha iyi sonuçlar üretebilir. Böylece sistem, hedef konuma veya referans değere uzun dönemde çok daha küçük hatalarla ulaşır. Fakat standart kaskat yapı, açısallığı doğrudan stabilize etme yaklaşımını içermediğinden, bozucu etkileri bastırma konusunda daha kısıtlı kalabilir. Bu durum, özellikle yüksek frekanslı ve ani değişimlerin yaşandığı uçuş veya sürüş profillerinde kontrol performansının göreceli olarak düşmesine neden olabilir.

7.SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Gerçekleştirilen benzetim ve karşılaştırma çalışmaları göstermektedir ki, önerilen açısal ivme geribeslemeli kontrolcüler, özellikle X ve Y eksenlerinde yüksek frekanslı bozucuları bastırma ve aşım değerini düşürme bakımından son derece başarılı bir performans sergilemiştir. Test sonuçlarında da görülebileceği üzere, rüzgâr bozucularının bulunmadığı durumda Φ ve Θ açıları için ortalama karekök hatası standart kaskat yapıdaki PID kontrolcülere göre daha düşük değerlerde gerçekleşmiştir. Bu durum, D^2 teriminin yüksek frekanslı bozucu momentleri daha etkili biçimde sönümlemesine bağlanabilir. İrtifa kontrolü konusunda sağlanan beklenmedik başarının ise aracın lineer ivmelerinin de kontrol edilebilmesi ile ortaya çıktığı düşünülmektedir, bu başka bir çalışmada incelenmesi gereken bir konu olarak bu çalışmada yer bulmuştur. Ayrıca, rüzgâr bozucularının var olduğu koşullarda dahi önerilen kontrolcü ile standart kontrolcü arasındaki performans farkının görece küçük kaldığı görülmüştür; bu da rüzgâr gibi ani ve yüksek frekanslı etkilerin PDD^2 kontrolcü tarafından daha hızlı bastırıldığını göstermektedir. Diğer taraftan, önerilen kontrolcünün Z eksen performansında, sistemin kalıcı durum hatası açısından bir dezavantaj gözlemlenmiştir. Bunun sebebi, önerilen kontrolcü yapısında I teriminin bulunmamasıdır. Test sonuçları da bu durumu doğrular niteliktedir; Ψ ekseninde standart kaskat yapı daha düşük kalıcı durum hatası gösterirken, PDD^2 kontrolcü daha yüksek bir hata değeriyle çalışmıştır. Ancak I teriminin olmaması, aşım değerini ve yükselme süresini kontrol altında tutma hususunda önerilen kontrolcüye önemli bir avantaj sağlamaktadır. Dolayısıyla, uygulama amacına bağlı olarak kontrolcü tasarımında kalıcı durum hatası ile dinamik performans (hızlı tepki ve düşük aşım) arasında bir denge kurmak gerekir. Ayrıca, rüzgâr bozucusu olan ve olmayan koşullarda standart kaskat yapıdaki PID kontrolcüler ve önerilen PDD^2 kontrolcüler arasındaki farklara bakıldığında, önerilen kontrolcünün bozucu etkilerden daha az etkilendiği görülmüştür. Nümerik değerler de bu durumu desteklemekte ve açısal ivmenin doğrudan geri beslemesiyle bozucu momentlerin daha kararlı bir biçimde sönümlenebildiğini ortaya koymaktadır.

KAYNAKÇA

- [1] S. K. Kim ve C. K. Ahn, “DC Motor Speed Regulator via Active Damping Injection and Angular Acceleration Estimation Techniques”, IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica, c. 8, sy 3, ss. 641-647, Mar. 2021, doi: 10.1109/JAS.2020.1003548.
- [2] S. Evren Han, “Stabilization and Tracking Control of Pan-Tilt Platforms Using Novel Estimators and Acceleration Based Robust Control Techniques”, 2017.
- [3] S. Evren, F. Yavuz, ve M. Unel, “High Precision Stabilization of Pan-Tilt Systems Using Reliable Angular Acceleration Feedback from a Master-Slave Kalman Filter”, Journal of Intelligent and Robotic Systems: Theory and Applications, c. 88, sy 1, ss. 97-127, Eki. 2017, doi: 10.1007/s10846-017-0522-9.
- [4] J. D. Han, Y. Q. He, ve W. L. Xu, “Angular acceleration estimation and feedback control: An experimental investigation”, Mechatronics, c. 17, sy 9, ss. 524-532, Kas. 2007, doi: 10.1016/j.mechatronics.2007.05.006.
- [5] M. A. Vargas, J. P. Fernández, J. M. Velasco García, J. A. Cabrera Carrillo, ve J. J. Castillo Aguilar, “A novel method for determining angular speed and acceleration using sin-cos encoders”, Sensors (Switzerland), c. 21, sy 2, ss. 1-21, Oca. 2021, doi: 10.3390/s21020577.
- [6] H. Zhao ve H. Feng, “A novel permanent magnetic angular acceleration sensor”, Sensors (Switzerland), c. 15, sy 7, ss. 16136-16152, Tem. 2015, doi: 10.3390/s150716136.
- [7] I. Klein, U. Nusbaum, ve I. Rusnak, “Angular Acceleration Sensors for Inertial Navigation”, içinde 58th Israel Annual Conference on Aerospace Sciences, Tel-Aviv & Haifa, Israel, 2018, ss. 873-879. [Çevrimiçi]. Erişim adresi: <https://www.researchgate.net/publication/325619851>
- [8] Y. Jiali ve Z. Jihong, “An angular acceleration estimation method based on the complementary filter theory”, içinde Conference Record - IEEE Instrumentation and Measurement Technology Conference, Tem. 2016, c. 2016-July. doi: 10.1109/I2MTC.2016.7520548.

- [9] A. Maio, B. Ranganathan, J. S. Humbert, G. Gremillion, ve W. Nothwang, “Acceleration feedback control for fixed-wing sUAS”, içinde IEEE Aerospace Conference Proceedings, Haz. 2018, c. 2018-March, ss. 1-11. doi: 10.1109/AERO.2018.8396639.
- [10] H. Zaki, “Robust Hovering and Trajectory Tracking Control of a Quadrotor Helicopter Using Acceleration Feedback and a Novel Disturbance Observer”, 2019.
- [11] H. Zaki ve M. Unel, “Control of a hovering quadrotor UAV subject to periodic disturbances”, içinde 2018 6th International Conference on Control Engineering and Information Technology, CEIT 2018, Eki. 2018. doi: 10.1109/CEIT.2018.8751902.
- [12] M. Elmezain vd., “Attitude Stability of Quadcopter Using Classic Control with Angular Acceleration”, IRACST-International Journal of Computer Science and Information Technology & Security (IJCSITS), c. 5, ss. 2249-9555, 2015, [Çevrimiçi]. Erişim adresi: <https://www.researchgate.net/publication/281734487>
- [13] B. Dai, Y. He, G. Zhang, F. Gu, L. Yang, ve W. Xu, “Wind Disturbance Rejection for Unmanned Aerial Vehicle Based on Acceleration Feedback Method”, içinde 2018 IEEE Conference on Decision and Control (CDC) Miami Beach, FL, USA, 2018, ss. 4680-4686.
- [14] J. Y. An ve C. J. Kim, “Prediction of Angular Acceleration for Practical Realization of Incremental Nonlinear Trajectory-tracking Control for Aircrafts”, Int J Control Autom Syst, c. 20, sy 4, ss. 1250-1265, Nis. 2022, doi: 10.1007/s12555-021-0232-8.
- [15] J. v. Harrison ve E. G. Gai, “Evaluating Sensor Orientations for Navigation Performance and Failure Detection”, IEEE Trans Aerosp Electron Syst, c. AES-13, sy 6, ss. 631-643, 1977, doi: 10.1109/TAES.1977.308504.
- [16] M. Jafari, “Optimal redundant sensor configuration for accuracy increasing in space inertial navigation system”, Aerosp Sci Technol, c. 47, ss. 467-472, Ara. 2015, doi: 10.1016/j.ast.2015.09.017.
- [17] J. Cheng, J. Dong, R. Landry, ve D. Chen, “A novel optimal configuration form redundant MEMS inertial sensors based on the orthogonal rotation method”, Sensors (Switzerland), c. 14, sy 8, ss. 13661-13678, Tem. 2014, doi: 10.3390/s140813661.

- [18] Z. Ren, W. Fu, Y. Li, B. Yan, S. Zhu, ve J. Yan, “Enhanced Attitude Control of Unmanned Aerial Vehicles Based on Virtual Angular Accelerometer”, IEEE Access, c. 7, ss. 104330-104343, 2019, doi: 10.1109/ACCESS.2019.2931646.
- [19] G. M. Gremillion ve J. Sean Humbert, “Disturbance rejection with distributed acceleration sensing for small unmanned aircraft systems”, J Aircr, c. 53, sy 4, ss. 2233-2246, 2016, doi: 10.2514/1.J054408.
- [20] S. Ünsal, “Sabit Kanatlı İnsansız Hava Araçları İçin İvme Geribeslemeli Kontrolcü Tasarımı Ve Yeni Bir Açısız İvme Kestirim Yöntemi”, 2022.
- [21] N. Ito, Y. Nakamura, ve S. Wakui, “Positioning control of a pneumatic stage under different pipe length: Performance improvement of PDD2 control and suppression of flow disturbance”, Journal of Advanced Mechanical Design, Systems and Manufacturing, c. 9, sy 1, 2015, doi: 10.1299/jamdsm.2015jamdsm0008.
- [22] H. Ishii ve S. Wakui, “Performance improvement of PDD2 compensator embedded in position control for pneumatic stage”, içinde 2019 International Conference on Advanced Mechatronic Systems, Kusatsu, Shiga, Japan, 2019, ss. 158-162.
- [23] S. S. Saab ve R. H. Jaafar, “A proportional-derivative-double derivative controller for robot manipulators”, Int J Control, c. 94, sy 5, ss. 1273-1285, 2021, doi: 10.1080/00207179.2019.1642518.
- [24] M. Ertogan, S. Ertugrul, ve M. Taylan, “Application of particle swarm optimized PDD2 control for ship roll motion with active fins”, IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, c. 21, sy 2, ss. 1004-1014, Nis. 2016, doi: 10.1109/TMECH.2015.2479401.
- [25] M. Ertoğan, “Gemilerin Yalpa Hareketinin Parçacık Sürüsü Optimizasyonu Uyarlamalı PDD2 Aktif Finlerle Kontrolü”, 2012.
- [26] I. Shapovalov, V. Soloviev, V. Finaev, D. Beloglazov, J. Zargaryan, ve E. Kosenko, “Research of the controlled flight dynamics based on the full and simplified quadrotor models”, Advances in Engineering Mechanics and Materials, ss. 17-22, 2014.

- [27] I. Shapovalov, V. Soloviev, V. Finaev, D. Beloglazov, J. Zargaryan, ve E. Kosenko, “Influence of internal and external factors on a controlled quadrotor flight”, International Journal of Mathematical Models and Methods in Applied Sciences, c. 8, sy 1, ss. 498-504, 2014.
- [28] A. S. Melnichenko, V. A. Shel, ve S. V. Kirilchik, “Analysis Of Opportunities Of Modeling And Application Controllers For Control Of Quadrotor”, Izvestiya SFedU Engineering Sciences, c. 2, sy 163, ss. 40-49, 2015.
- [29] Cedro, L., & Wieczorkowski, K. “Optimizing PID controller gains to model the performance of a quadcopter”. Transportation Research Procedia, ss. 40, sy 156–169.
- [30] Kalman, R. E. “A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems”. Journal of Basic Engineering, ss. 82(1), sy 35–45.
- [31] Setoodeh, P., Khayatian, A., & Farjah, E. (2004). Attitude estimation by separate-bias Kalman filter-based data fusion. Journal of Navigation, ss. 57(2), sy 261–273.

ÖZGEÇMİŞ

Adı Soyadı : Muhammet Tarık YILDIRIM

Doğum Yeri ve Tarihi :

Yabancı Dil : İngilizce, Almanca

Öğrenim Durumu:

Derece	Program	Üniversite	Mezuniyet Yılı
Lisans	Mekatronik Mühendisliği	Manisa Celal Bayar Üniversitesi	2021

İş Tecrübesi:

Yıl	Kurum	Görev
Mart 2023 – Halen	Altınay Savunma Teknolojileri	Gömülü Yazılım Mühendisi