

**Bir Quadrotor'a Arıza Toleranslı Uçuş Kontrol  
Sistemi Tasarımı**

Ahmet Ermeydan  
Yüksek Lisans Tezi

Havacılık Elektrik ve Elektronik Anabilim Dalı

Ağustos 2015

## JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

**Ahmet Ermeydan'ın “Bir Quadrotor'a Arıza Toleranslı Uçuş Kontrol Sistemi Tasarımı”** başlıklı **Havacılık Elektrik ve Elektronik** Anabilim Dalındaki, Yüksek Lisans Tezi 15.07.2015 tarihinde, aşağıdaki jüri tarafından Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

	<u>Adı Soyadı</u>	<u>İmza</u>
Üye (Tez Danışmanı) :	Yard. Doç Dr. Emre KIYAK	.....
Üye :	Yard. Doç Dr. Asuman ÖZGER	.....
Üye :	Yard. Doç. Dr. Hasan Serhan YAVUZ	.....

**Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun**  
..... tarih ve ..... sayılı kararıyla onaylanmıştır.

**Enstitü Müdürü**

## ÖZET

**Yüksek Lisans Tezi**  
**BİR QUADROTOR'A ARIZA TOLERANSLI UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ**  
**TASARIMI**

**Ahmet ERMEYDAN**  
**Anadolu Üniversitesi**  
**Fen Bilimleri Enstitüsü**  
**Havacılık Elektrik ve Elektronik Anabilim Dalı**

**Danışman: Yard. Doç. Dr. Emre KIYAK**

**2015, 52 Sayfa**

Bu çalışmada bir quadrotorun farklı motor arıza senaryolarının geliştirilmiş PID denetleyici yaklaşımıyla arıza toleranslı kontrolü yapılmıştır. Denklemleri çıkarılan hava aracının motor dinamikleri de modellenerek gerçekçi bir benzetim elde edilmiştir. Doğrusal olmayan model doğrusallaştırılarak farklı yörünge takibi için hem doğrusal modelin hem de doğrusal olmayan modelin karşılaştırmalı olarak benzetimi yapılmıştır. Son olarak değişik motor arıza senaryoları üzerinden tasarlanan kontrol yapısının gürbüz bir yapı oluşturup oluşturmadığı sınıanmıştır.

**Anahtar Kelimeler:** Quadrotor, arıza toleranslı kontrol, doğrusal model, doğrusal olmayan model, geliştirilmiş PID denetleyici

## **ABSTRACT**

**Master of Science Thesis**

### **FAULT TOLERANT FLIGHT CONTROL SYSTEM DESIGN TO A QUADROTOR**

**Ahmet ERMEYDAN**

**Anadolu University  
Graduate School of Sciences  
Avionics Program**

**Supervisor: Assist. Prof. Dr. Emre KIYAK**

**2015, 52 pages**

In this study, fault tolerant control is made using improved PID controller approach with different motor fault scenarios in a quadrotor. A realistic simulation was set up by obtaining dynamics equations of aircraft and modeling motor dynamics. By linearizing nonlinear model both linear and nonlinear models were simulated to follow different trajectories in comparison. Finally, designed control structure over different motor fault scenarios is tested whether a robust control structure is built.

**Keywords:** Quadrotor, fault tolerant control, linear model, nonlinear model, enhanced PID controller

# İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
<b>ÖZET</b> .....	<b>i</b>
<b>ABSTRACT</b> .....	<b>ii</b>
<b>İÇİNDEKİLER</b> .....	<b>iii</b>
<b>ŞEKİLLER DİZİNİ</b> .....	<b>iv</b>
<b>ÇİZELGELER DİZİNİ</b> .....	<b>vi</b>
<b>1. GİRİŞ</b> .....	<b>1</b>
<b>2. QUADROTOR MODEL</b> .....	<b>6</b>
2.1. Uçma Prensipleri .....	6
2.2. Euler Dönüşümü .....	7
2.3. Hareket Denklemleri .....	8
2.3.1. Euler açı dönüşümleri .....	9
2.3.2. Newton-Euler model .....	10
2.3.3. Hareket denklemlerinin özeti .....	12
2.4. Motor Dinamikleri .....	13
2.5. Durum Uzayı Modeli .....	21
<b>3. QUADROTOR KONTROL</b> .....	<b>25</b>
3.1. PID Kontrol .....	25
3.2. Benzetim Sonuçları .....	31
<b>4. ARIZA TOLERANSLI KONTROL</b> .....	<b>41</b>
<b>5. SONUÇ VE ÖNERİLER</b> .....	<b>49</b>
<b>KAYNAKLAR</b> .....	<b>50</b>

## ŞEKİLLER DİZİNİ

2.1. Quadrotorun koordinat sistemi.....	6
2.2. Gaz Kolu-Devir Sayısı Sonuçlarına Eğri Uydurma .....	15
2.3. Gaz Kolu-Devir Sayısı Eğri Uydurma Hatası .....	15
2.4. Motorun Birim Basamak Cevabı .....	17
2.5. Bir Motorun Simulink Modeli .....	17
2.6. İtki-Devir Sayısı Sonuçlarına Eğri Uydurma .....	18
2.7. İtki-Devir Sayısı Eğri Uydurma Hatası.....	18
2.8. Tork-Devir Sayısı Sonuçlarına Eğri Uydurma.....	20
2.9. Tork-Devir Sayısı Eğri Uydurma Hatası.....	20
3.1. Geleneksel PID Denetleyici .....	25
3.2. Geliştirilmiş PID Yapısı.....	26
3.3. Yatış Açısı PID Denetleyici .....	27
3.4. Yunuslama Açısı PID Denetleyici .....	27
3.5. Sapma Açısı PID Denetleyici.....	28
3.6. İrtifa PID Denetleyici.....	28
3.7. X Ekseni PD Denetleyicisi.....	29
3.8. Y Ekseni PD Denetleyicisi.....	29
3.9. Kontrol Karıştırıcısı .....	30
3.10. Doğrusal Model Simulink Blok Diyagramı .....	31
3.11. Doğrusal Olmayan Model Simulink Blok Diyagramı .....	32
3.12. Sistemin X Konum Cevabı.....	32
3.13. Sistemin Y Konum Cevabı.....	33
3.14. Sistemin İrtifa Cevabı .....	34
3.15. Sistemin Sapma Açısı Cevabı .....	35
3.16. Sistemin Yunuslama Açısı Cevabı.....	36
3.17. Sistemin Yatış Açısı Cevabı .....	36
3.18. Quadrotorun Takip Ettiği Yörünge .....	37
3.19. Sistemin X Konum Cevabı.....	38
3.20. Sistemin Y Konum Cevabı.....	38
3.21. Sistemin İrtifa Cevabı .....	39
3.22. Sistemin Sapma Açısı Cevabı .....	40

<b>3.23.</b> Quadrotorun Takip Ettiği Yörünge .....	40
<b>4.1.</b> Dört Motorda %25 Güç Kaybında Motor Tepkisi .....	42
<b>4.2.</b> Dört Motorda %25 Güç Kaybında Durum Değişkenlerinin Tepkisi .....	42
<b>4.3.</b> Dört Motorda %25 Güç Kaybında Motor Tepkisi .....	43
<b>4.4.</b> Dört Motorda %25 Güç Kaybında Durum Değişkenlerinin Tepkisi .....	44
<b>4.5.</b> Dört Motorda %20 Güç Kaybında Motor Tepkisi .....	44
<b>4.6.</b> Dört Motorda %20 Güç Kaybında Durum Değişkenlerinin Tepkisi .....	45
<b>4.7.</b> 1 ve 3 Numaralı Motorlarda %20 Güç Kaybında Motor Tepkisi .....	46
<b>4.8.</b> 1 ve 3 Numaralı Motorlarda %20 Güç Kaybında Durum Değişkenlerinin Tepkisi.....	46
<b>4.9.</b> 1 Numaralı Motorda %10 Güç Kaybında Motor Tepkisi .....	47
<b>4.10.</b> 1 Numaralı Motorda %10 Güç Kaybında Durum Değişkenlerinin Tepkisi .....	48

## ÇİZELGELER DİZİNİ

2.1. Motor itki testi .....	14
2.2. Motor tork testi .....	19
3.1. X ve Y Konum Denetleyici Kazançları .....	32
3.2. İrtifa Denetleyicisi Kazançları .....	33
3.3. Sapma Denetleyicisi Kazançları .....	34
3.4. Yunuslama ve Yatış Denetleyici Kazançları .....	37



## 1. GİRİŞ

İnsansız hava araçları, (İHA) insanoğlu tarihte ilk uçuşu gerçekleştirdiğinden bu yana havacılığın odak noktası olmuştur. Son yıllarda iyice yaygınlaşan bu sistemler giderek insan hayatının içinde daha fazla yer bulmaya başlamıştır. Uzaktan denetleme ve izleme, keşif ve gözetleme, fotoğrafçılık, tarım, arama ve kurtarma gibi pek çok faaliyet alanı bulunmaktadır.

Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü İHA ile ilgili talimatında İHA tanımını şu şekilde yapmaktadır [1]:

“Spor veya eğlence amacıyla kullanılan model uçaklar hariç, içinde insan olmadan motor gücü ile uçuş yapabilen ve bir kontrol bağlantısı ile İHA pilotu tarafından kontrol edilen veya otonom operasyonu İHA pilotu tarafından planlanarak takip edilen hava aracını ifade eder.”

İHA sistemleri içerisinde yer alan quadrotor genellikle karşılıklı olarak yerleştirilmiş dört motorun ürettiği taşıma kuvveti sayesinde havada kalabilen bir hava aracıdır [2]. Dikey iniş kalkış yapabilen insansız hava araçları arasında iki temel nedenden ötürü quadrotorlar dikkat çekmektedir. Birincisi rotorun hareketi için helikopterdeki karmaşık mekanik bağlantılar yerine sabit hatveli rotorlar kullanılmaktadır. Aracın kontrolü ise motorların hızı değiştirilerek yapılmaktadır. İkincisi ise quadrotorda dört rotorun kullanımından dolayı her bir rotor çapının gövdeye oranı helikopterde ana rotor çapının gövdeye oranına göre daha küçüktür. Bu şekilde her bir rotorun ayrı ayrı olması uçuş sırasında rotorun daha az kinetik enerji depolamasına sebep olur. Böylece rotor bir objeye temas ettiğinde parçalanma riski azalmış olur [3].

İHA'ların verilen görevi başarıyla gerçekleştirebilmesi için gerekli donanımın maliyeti yüksek olup bir arızadan dolayı düştükleri zaman kaynaklar israf olmaktadır. Ayrıca kullanımı insan topluluğu içerisinde olduğunda maddi kaybın yanı sıra can kaybı ihtimali de söz konusu olmaktadır. Bu yüzden sadece normal uçuş şartlarında değil herhangi bir arıza durumunda da İHA uçuşa devam edebilmelidir. İşte bu noktada arıza toleranslı uçuş kontrolün önemi ortaya çıkmaktadır.

Bu çalışma, bir quadrotorun farklı motor arızası senaryolarında kontrol yapısını değiştirmeksizin arıza toleranslı kontrolünü içermektedir.

İkinci bölümde, quadrotorun temel uçuş prensipleri, matematiksel denklemlerinin elde edilmesi, motor dinamiklerinin çıkarılması ve doğrusal modelin oluşturulması yer almaktadır.

Üçüncü bölümde, klasik PID denetleyici yaklaşımı yerine geliştirilmiş PID denetleyici yaklaşımı kullanılarak kontrol yapısı açıklanmış ve sağlıklı sistemin benzetim sonuçlarına yer verilmiştir.

Dördüncü bölümde ise farklı motor arızası senaryolarında tasarlanan denetleyicilerin performansı incelenmiş ve bununla ilgili benzetim sonuçları paylaşılmıştır.

Üniversitede araştırmacılar, savunma sanayiinde mühendisler ve amatör olarak birçok kişi tarafından yapılmış döner kanatlı ve sabit kanatlı İHA'larla ilgili birçok çalışma mevcuttur. Son yıllarda İHA pazarı dünya çapında önemli ölçüde büyümüştür. Ayrıca bir önceki son on yıla göre İHA çalışmaları için yapılan harcamalar bu son on yılda üçe katlanmıştır [4]. Bu bilgi son zamanlarda İHA teknolojisinin dünyada önemli bir yer tuttuğunun göstergesidir. Bu yüzden bu bölümde quadrotorun yanı sıra genel olarak İHA'larla ilgili çalışmalara da yer verilmiştir.

Utah State Üniversitesi'nde yapılan bir yüksek lisans tezinde karşılıklı etkileşimli uzaktan algılama sistemine dayalı kol uçuşu yapılabilmesi amacıyla birden fazla insansız hava aracı ve ilgili sistemi tasarlanmış ve tasarlanan sistemin pratikte uygulaması yapılmıştır. Birden fazla İHA'nın kooperatif olarak kontrolü için düşük maliyetli bir İHA test düzeneği geliştirilmiştir. Çalışmada uçak iskeleti, ana donanım bileşenleri, tek bir İHA sisteminin yazılımsal yapısı verilmiş olup genel test prosedürleri her bir uçuş testi için ortaya konulmuştur. Sonuç olarak kol uçuşu için bir denetleyici kazancını ayarlama yöntemi kontrol mimarisi, deneysel düzenekler ve uçuş testlerinden yararlanılarak belirlenmiştir [5].

Bologna Üniversitesi'nde yapılan bir araştırmada düşük maliyetli atalet ölçüm birimi kullanılarak uçan bir robot için durum ve uçuş baş açısı referans sistemi tasarlanmış ve deneysel olarak doğrulanması yapılmıştır. İki farklı algılayıcı füzyonu algoritmasıyla ivme ölçer, jiroskop ve manyetik algılayıcı çıkışları tek bir

çıkış haline getirilerek robotun durum bilgisi elde edilmiştir. Bu algoritmaların performansları görüntü tabanlı izleme sistemi vasıtasıyla gerçekçi bir senaryoda doğrulanmıştır [6].

Nanyang Teknik Üniversitesi'nde yapılan bir araştırmada kontrol girdisi sınırlamaları olan sabit kanatlı bir İHA ile yerdeki bir hedefin takibi problemi ele alınmıştır. Doygunluk seviyesine ulaşmış uçuş baş açısı denetleyicisiyle arka rüzgâr varlığında kararlı hedef takibi yapılabilmektedir. Uyarlanabilir gözleyici hareketli hedefin hızını tahmin etmede kullanılmıştır. Benzetim sonuçlarıyla da bu yaklaşımın etkili olduğu doğrulanmıştır [7].

Massachusetts Teknoloji Enstitüsü'nde Dydek ve ark. iki farklı model referans uyarlamalı kontrol tekniğini quadrotor üzerinde kıyaslamışlardır. Çalışmada itki kaybında bile birleşik model referans uyarlamalı kontrolün yörünge izleme hatasında ve aşma değerlerinde daha iyi sonuçlar elde etmişlerdir. Belirsiz parametrelerin doğru değerini öğrenmede birleşik model referans uyarlamalı kontrolün daha verimli olduğu sonucuna varmışlardır [8].

Raffo ve ark. Sevilla Üniversitesi'nde yaptıkları bir çalışmada integral öngörülü ve doğrusal olmayan gübüz kontrol ile yörünge izleme problemini ele almışlardır. Önerilen yapıda referans yolu takip etmesi için model öngörülü denetleyici ve doğrusal olmayan  $H_\infty$  denetleyici kullanılmışlardır. Sonuç olarak bu yapının kütle ve eylemsizlik momenti belirsizliklerinde çok iyi yörünge takibi yaptığını göstermişlerdir [9].

Hoffman ve ark. bir quadrotorun mekanik tasarımı, modellenmesi, eyleyici dinamikleri ve durum kontrolü üzerine çalışmışlardır. İvme ölçer ve dönü ölçer sinyallerini Kalman filtresiyle birleştirip hava aracının durumunu tahmin etmişlerdir. Gerçek sistem üzerinde PID ve geri adımlamalı kontrol tekniklerini kıyaslayarak geri adımlamalı tekniğin daha yumuşak hareketler sergilediği ve daha iyi yörünge izleme performansı ortaya koyduğu sonucuna varmışlardır [10].

Gautam ve Ha yaptıkları çalışmada quadrotorun modellenmesi, benzetim tabanlı denetleyici tasarımı ve yörünge planlaması konularını ele almışlardır. Hava aracının durum ve konum kontrolü için genişletilmiş Kalman filtre tabanlı kendini ayarlayabilen bulanık PID kullanmışlardır. Bu PID yapısıyla klasik PID yapısına

göre rüzgâr ve bozucu etkilere karşı daha çabuk uyum sağladığı ve önemli ölçüde daha performanslı olduğunu ortaya koymuşlardır [11].

Chee ve Zhong doğrusal olmayan tamamlayıcı filtre ve oransal-integral hız denetleyicileri ile durum tahmini ve kararlılığını sağladıkları bir insansız hava aracı geliştirmişlerdir. Kızılötesi ve ultrasonik algılayıcılarla çarpma önleyici sistemi hava aracına entegre etmişlerdir. İrtifa kontrolü, otonom seyrüsefer ve çarpma önleyici sistemlerin gerçek uygulaması yapılmıştır [12].

Sadeghzadeh ve ark. Qball-X4 hava aracının yükseklik kontrolü için kazanç ayarlamalı PID kullanarak bir aktif arıza toleranslı kontrol tekniği ileri sürmüşlerdir. Yapılan çalışmada kazanç ayarlamalı PID denetleyicinin klasik PID denetleyiciye göre eyleyici arızası durumunda daha az irtifa kaybı yaşadığını gözlemlemişlerdir [13].

Yu ve ark. bir quadrotorun eyleyici arızası durumunda LQR ve model öngörülü kontrol tekniklerini kıyaslamışlardır. Model öngörülü kontrolün daha küçük öngörülü kontrolcü kullanıldığında eyleyici arızasını daha hızlı telafi ettiği sonucuna ulaşmışlardır [14].

Lanzon ve ark. bir motoru tamamen çalışmaz durumda olan quadrotorun uçabilmesi için bir kontrol kuralı oluşturmuşlardır. Bunun için iç döngüde gürbüz geri besleme doğrusallaştırma yöntemini, dış döngüde ise doğrusal  $H_\infty$  döngü şekillendirme tekniği kullanılmıştır. Sonuçta hava aracının bir motoru tamamen arızalı olsa bile üç ekseninde konumu başarılı bir şekilde kontrol etmişlerdir [15].

Sadeghzadeh ve ark. tarafından farklı motor arızası senaryolarında model referans uyarlamalı kontrol tekniği kullanılarak quadrotorun performansı ölçülmüştür. Geliştirilen arıza toleranslı kontrol tekniği ile askı durumunda ve farklı yörünge takibi durumlarında motor arızasını başarılı bir şekilde tolere edebildiği görülmüştür [16].

Sharifi ve ark. quadrotorun motor arızası ve bozucu etki varlığında kayma kipli kontrol yaklaşımıyla hava aracını kontrol etmişlerdir. Bir durum kestirici kullanarak motor arızasını doğru bir şekilde tespit etmişlerdir. Tespit edilen arızaya uygun olarak denetleyici yapısında uygun değişikliği yapabilmişlerdir [17].

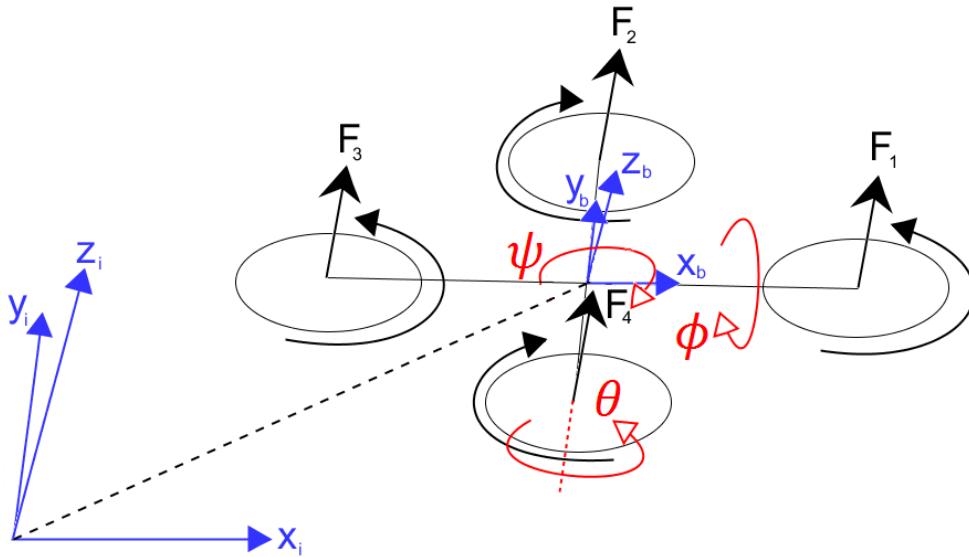
Bulanık mantık temelli PID denetleyici ile eyleyici arızası durumunda quadrotor kontrolü Amoozgar ve ark. tarafından yapılmıştır. Çalışmada bozucu etki ve belirsizlik varlığında bulanık PID denetleyicinin klasik PID denetleyiciye göre az miktarda da olsa daha az aşma ve daha hızlı yükselme zamanına sahip olduğu sonucuna varılmıştır [18].

## 2. QUADROTOR MODEL

Quadrotorun benzetiminin yapılabilmesi için öncelikle matematiksel modelinin çıkarılması gerekmektedir. Bu modelin elde edilmesi, denetleyicinin tasarlanabilmesi ve hava aracının farklı durumları için performansının irdelenmesi için önem arz etmektedir.

### 2.1. Uçma Prensibi

Bir quadrotor isminden de anlaşılacağı üzere rotor olarak adlandırılan dört adet motor ve pervane kombinasyonundan oluşmaktadır. Her bir rotor hava aracını taşımak için itki üretir. Kontrolü sağlanmış bir sistemde dört rotorun ürettiği itki kuvveti quadrotorun ağırlığına eşit olduğunda hava aracı havada askıda kalır. Bu durumda Şekil 2.1’de de görüldüğü üzere rotor çiftleri 1-3 ve 2-4 birbirlerine ters fakat kendi aralarında aynı yönde döner. Her bir rotorun ürettiği anti-torkun dengelenmesi için sistem bu şekilde çalışmaktadır [2].



Şekil 2.1. Quadrotorun koordinat sistemi

Quadrotorun dikey eksenindeki hareketi tüm rotorların devirlerinin eşit miktarda artırılıp azaltılmasıyla mümkündür. Askıda duran bir quadrotora ait motorların devirleri eşit miktarda artırılırsa pervanelerin ürettiği itki kuvveti hava aracının ağırlığından fazla olacak ve quadrotor yukarı doğru ivmelenmeye başlayacaktır. Benzer şekilde her bir rotorun devri eşit miktarda azaltılırsa hava

aracının ağırlığı üretilen itkiden az olacağından quadrotor alçalmaya başlayacaktır.

Quadrotorun yatış hareketi ( $\phi$ ) 2 ve 4 numaralı motorların devir farklılığından ötürü meydana gelir. Eğer 2 numaralı motor 4 numaralı motordan daha hızlı dönerse hava aracı 4 numaralı motorun olduğu tarafa doğru yatar. Şayet 2 numaralı motor 4 numaralı motordan daha yavaş dönerse hava aracı bu kez 2 numaralı motorun olduğu tarafa doğru yatar. Yatış hareketi aynı zamanda quadrotorun y eksenini üzerindeki hareketini sağlanmasında da kullanılır. Diğer bir deyişle hava aracı yanlamasına ekseninde ilerlemek için yatış hareketi yapar.

Quadrotorun yunuslama hareketi ( $\theta$ ) 1 ve 3 numaralı motorların farklı devirlerde çalışmasıyla oluşur. Yatış hareketine benzer şekilde 1 numaralı motor 3 numaralı motordan daha hızlı dönerse yunuslama hareketi 3 numaralı motorun yer aldığı tarafa doğru olur. Eğer 1 numaralı motor 3 numaralı motordan daha yavaş dönerse bu kez de quadrotor 1 numaralı motorun bulunduğu tarafa doğru yunuslama yapar. Hava aracı x ekseninde ilerlemek için yunuslama hareketini kullanır. Yunuslama açısıyla doğru orantılı olarak x ekseninde de ilerleme hızı değişiklik gösterir. Yunuslama açısı arttıkça x eksenindeki ilerleme hızı artar, yunuslama açısı azaldıkça uzunlamasına eksen üzerindeki ilerleme hızı azalır. Benzer durum hava aracının yanlamasına eksenindeki hareketi için de geçerlidir.

Quadrotorun sapma hareketi ( $\psi$ ) ise motor devirlerinin cebirsel toplamına göre oluşur. 1-3 numaralı motorların devri 2-4 numaralı motorların devrinden daha fazla ise anti-tork etkisinden dolayı hava aracı 2-4 numaralı motorları dönüş yönüyle aynı yönde döner. Şayet 1-3 numaralı motorların devri 2-4 numaralı motorların devrinden daha az ise bu kez hava aracı 1-3 numaralı motorları dönüş yönüyle aynı yönde döner.

## 2.2. Euler Dönüşümü

Bir eksen takımında yer alan bir vektörü diğer eksen takımında ifade etmek için farklı metotlar mevcuttur. Euler dönüşümü de bu yöntemlerden bir tanesidir. Bu dönüşümde bir eksen takımı diğeriyle çakışacak şekilde sırayla üç defa döndürülür. Burada döndürme sırası değişirse farklı bir sonuca yol açacağından eksen takımının döndürülme sırası önemlidir [19].

Yere bağılı eksen takımı  $\mathbf{I}=(\mathbf{x}_i, \mathbf{y}_i, \mathbf{z}_i)$  ve hava aracına bağılı eksen takımı  $\mathbf{B}=(\mathbf{x}_b, \mathbf{y}_b, \mathbf{z}_b)$  olmak üzere  $\mathbf{I}$  eksen takımını  $\mathbf{B}$  eksen takımı etrafında sırayla  $\psi, \theta, \phi$  açılarıyla döndürülürse Eşitlik (2.1), (2.2) ve (2.3) elde edilir.

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

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

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

Bu üç matris dik matrislerdir ve çarpımları Eşitlik (2.4) ve (2.5)'te verilen herhangi bir vektörü  $\mathbf{I}$  eksen takımından  $\mathbf{B}$  eksen takımına taşıyan dönüşüm matrisini oluşturur.

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

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

Dik matrislerin çarpımı yine bir dik matrisi oluşturduğundan  $T_i^b$  matrisinin devriği tersine eşittir. Böylece bir vektörü  $\mathbf{B}$  eksen takımından  $\mathbf{I}$  eksen takımına taşıyan dönüşüm matrisi  $T_b^i = (T_i^b)^T$  olarak tanımlanabilir.

### 2.3. Hareket Denklemleri

Quadrotorun hareket denklemlerini elde ederken aşağıdaki varsayımlar yapılmıştır [20].

- Quadrotor rijit bir yapıdadır.
- Quadrotor x ve y eksenleri boyunca simetriktir.
- Hava aracının ağırlık merkezi ile hava aracına bağılı eksen takımının merkezi çakışıktır.



- Yer etkisi ihmal edilmiştir.
- Pervaneler rijit bir yapıdadır.
- Yere bağlı eksen takımının merkezi mutlak noktadır.

### 2.3.1. Euler açı dönüşümleri

Uçuş kontrol sisteminde Euler açılarını ( $\psi$ ,  $\theta$ ,  $\phi$ ) doğrudan ölçmek mümkün değildir. Ancak hava aracına bağlı eksen takımında yer alan üç eksen etrafındaki açısal hızlar olan  $P$ ,  $Q$ ,  $R$  ölçülebilmektedir. Bu açısal hızlara bir dönüşüm uygulayarak da Euler açısal hızlarını ( $\dot{\psi}$ ,  $\dot{\theta}$ ,  $\dot{\phi}$ ) elde etmek mümkündür [21].

Euler açısal hızlarını **I** eksen takımından **B** eksen takımına taşımak için Eşitlik (2.6)'da görüldüğü üzere dönüşüm matrisleriyle çarpılarak Eşitlik (2.8) elde edilir.

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

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

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

Ancak verilen genellikle  $P$ ,  $Q$ ,  $R$  olup istenilen ise ( $\dot{\psi}$ ,  $\dot{\theta}$ ,  $\dot{\phi}$ ) olmaktadır. Bu durumda Eşitlik (2.9)'daki gibi bir  $L$  matrisi tanımlanırsa bunun tersi alınarak Euler açısal hızları elde edilebilir.

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

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

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

### 2.3.2. Newton-Euler model

Newton-Euler metoduna göre denklemleri türetmek için önce quadrotor üzerindeki kuvvet ve torkları tanımlamak gerekir. Eşitlik 2.12’de her bir rotorun ürettiği kuvvet ve tork, motorun açısal hızının karesiyle doğru orantılı olarak değişmektedir [22].

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

Burada;

$b$ : İtki katsayısı ( $\text{Ns}^2$ )

$d$ : Tork katsayısı ( $\text{Nms}^2$ )

$\omega_i$ : Her bir rotora ait devir sayısı ( $\text{dev/dk}$ ) ( $i = 1, \dots, 4$ )

Altı hareket serbestliğine sahip quadrotoru kontrol etmek için Eşitlik (2.13-16)’daki gibi dört girdi tanımlanabilir. Bunlar sırasıyla yükseklik, yatış, yunuslama ve sapmadır.

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

$$u_\phi = l(F_2 - F_4) = b(\omega_2^2 - \omega_4^2) \quad (2.14)$$

$$u_\theta = l(F_1 - F_3) = b(\omega_1^2 - \omega_3^2) \quad (2.15)$$

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

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

Hava aracı üzerinde oluşan net kuvvet, pervanelerin ürettiği kuvvetler ile quadrotorun ağırlığı arasındaki farktır. Şekil 2.1’de z ekseninin yönü pozitif kabul edilirse Eşitlik (2.17) ortaya çıkmaktadır.

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

Quadrotor üzerindeki net kuvvet, yere bağlı eksen takımına göre alınacak olursa quadrotorun kütlesi ile üç eksen üzerindeki ivmelenmenin çarpımına eşittir.

$$\mathbf{F}_{net} = \begin{bmatrix} m\ddot{X} \\ m\ddot{Y} \\ m\ddot{Z} \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Hava aracının ağırlığı ise yere bağlı eksen takımında yer aldığı için herhangi dönüşüme gerek yoktur. Ancak pervanelerin ürettiği kuvvet hava aracına bağlı eksen takımında olduğu için bunu yere bağlı eksen takımına göre ifade etmek için dönüşüm matrisiyle çarpılarak düzenlenirse Eşitlik (2.20) elde edilir.

$$\mathbf{F}_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad \mathbf{F}_p = T_b^i \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ u_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (\sin\theta\cos\phi\cos\psi + \sin\psi\sin\phi)u_z \\ (\sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi)u_z \\ (\cos\phi\cos\theta)u_z \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_z \\ m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} (\sin\theta\cos\phi\cos\psi + \sin\psi\sin\phi) \\ (\sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi) \\ (\cos\phi\cos\theta) \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

Hava aracı üzerinde oluşan net moment ise pervanelerin devir farklılıklarından kaynaklanan momentlerin toplamıdır.

$$\mathbf{M}_{net} = \mathbf{M}_{quad} + \mathbf{M}_{gyro} \quad (2.21)$$

Quadrotor üzerinde oluşan net moment, açısal momentumun değişimine eşittir.  $I_x, I_y, I_z$  eylemsizlik momenti olup hava aracı x ve y eksenleri boyunca simetrik olduğundan dolayı çarpım atalet momentleri sıfırdır.

$$\mathbf{M}_{net} = \begin{bmatrix} I_x\dot{P} \\ I_y\dot{Q} \\ I_z\dot{R} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (I_z - I_y)QR \\ (I_x - I_z)RP \\ (I_y - I_x)PQ \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

Yatış, yunuslama ve sapma girdileri quadrotor üzerindeki momentlerin bir kısmını oluşturur.

$$\mathbf{M}_{quad} = \begin{bmatrix} l(F_2 - F_4) \\ l(F_1 - F_3) \\ \frac{d}{b}(F_1 - F_2 + F_3 - F_4) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_\phi \\ u_\theta \\ u_\psi \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

Eğer motor devirlerinin cebirsel toplamı sıfırdan farklı ise rotorun ataletine bağlı olarak jiroskopik bir etki oluşur.

$$\mathbf{M}_{gyro} = \begin{bmatrix} -J_{TP}Q\left(\frac{\pi}{30}\right)(-\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4) \\ J_{TP}P\left(\frac{\pi}{30}\right)(-\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4) \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -J_{TP}Q\left(\frac{\pi}{30}\right)\Omega \\ J_{TP}P\left(\frac{\pi}{30}\right)\Omega \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

$$\Omega = -\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4 \quad (2.25)$$

$J_{TP}$ , motorun dönüşünden kaynaklanan dönme eylemsizlik momentidir.

$\mathbf{M}_{quad}$  ve  $\mathbf{M}_{gyro}$  toplanır ve düzenlenirse Eşitlik (2.26) elde edilir.

$$\begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(I_z - I_y)}{I_x} QR \\ \frac{(I_x - I_z)}{I_y} RP \\ \frac{(I_y - I_x)}{I_z} PQ \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -J_{TP}Q\Omega \\ \frac{I_x}{J_{TP}P\Omega} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{u_\phi}{I_x} \\ \frac{u_\theta}{I_y} \\ \frac{u_\psi}{I_z} \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

### 2.3.3. Hareket denklemlerinin özeti

Quadrotora ait hareket denklemlerinin özeti aşağıda verilmiştir.

$$\ddot{X} = (\sin\theta\cos\phi\cos\psi + \sin\psi\sin\phi)\frac{u_z}{m} \quad (2.27)$$

$$\ddot{Y} = (\sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi)\frac{u_z}{m} \quad (2.28)$$

$$\ddot{Z} = (\cos\phi\cos\theta)\frac{u_z}{m} - g \quad (2.29)$$

$$\dot{P} = \frac{(I_z - I_y)}{I_x} QR - \frac{J_{TP}Q\Omega}{I_x} + \frac{u_\phi}{I_x} \quad (2.30)$$

$$\dot{Q} = \frac{(I_x - I_z)}{I_y} RP + \frac{J_{TP}P\Omega}{I_y} + \frac{u_\theta}{I_y} \quad (2.31)$$

$$\dot{R} = \frac{(I_y - I_x)}{I_z} PQ + \frac{u_\psi}{I_z} \quad (2.32)$$

$$\dot{\phi} = P + Q\sin\phi\tan\theta + R\cos\phi\tan\theta \quad (2.33)$$

$$\dot{\theta} = Q\cos\phi - R\sin\phi \quad (2.34)$$

$$\dot{\psi} = Q\sin\phi\sec\theta + R\cos\phi\sec\theta \quad (2.35)$$

## 2.4. Motor Dinamikleri

Motor dinamiklerinin modellenmesi gerçekçi bir benzetim için mutlaka yapılması gereken bir adımdır. Gerçek yaşamda eyleyicilerin belirli sınırları vardır. Bu sınırların testlerle belirlenip matematiksel ifadelerle ortaya konulması denetleyicinin gerçek koşullara dayanıklı olup olmadığını göstermesi açısından önemlidir.

Benzetimde yer alan dört motorun birbirinin aynı olduğu kabul edilmiştir. Bir motor için yapılan test dört motorun dinamiklerinin modellenmesinde kullanılmıştır.

Motor modellemesi üç temel parametreye bağlı olarak yapılmıştır. Birincisi 0-100 aralığında yüzde (%) olarak ifade edilen gaz kolu parametresini devir sayısına dönüştürecek bir doğrusal denklem uydurulmasıdır. Burada 0 ile 100 arasında gelen değere göre devir sayısını veren denklem olarak aşağıdaki eşitlik kullanılmıştır [23].

$$\omega = (GazKolu\%)k + n \quad (2.36)$$

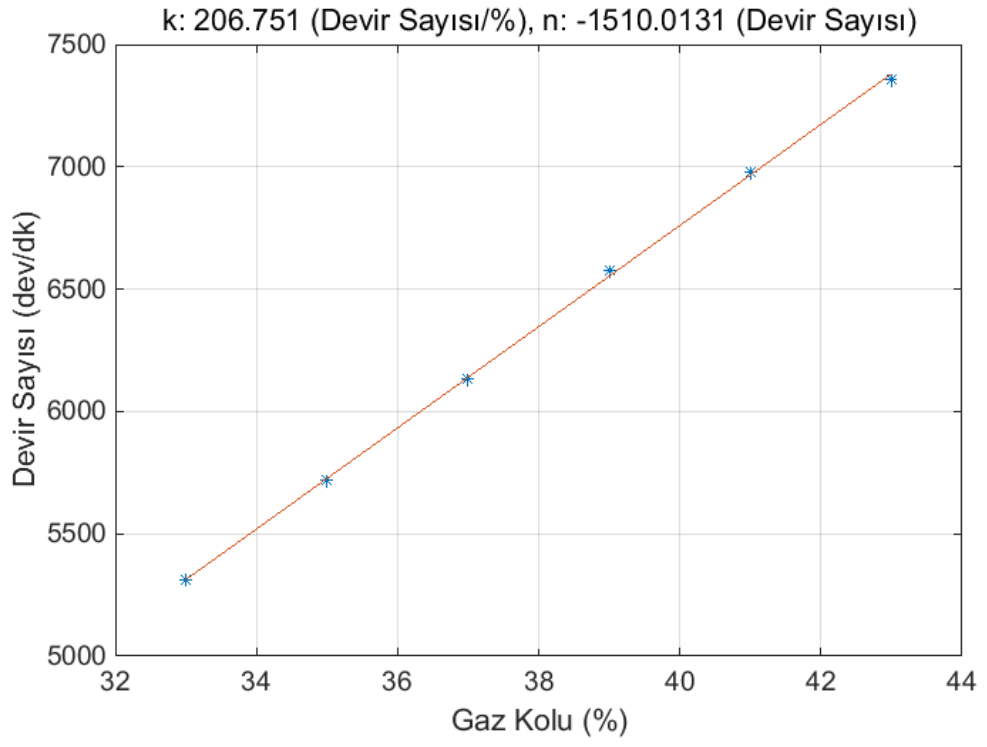
Eşitlik (2.36)'da yer alan  $\omega$  motorun hesaplanan devir sayısı,  $GazKolu\%$  yüzde gaz kolu girdisi,  $k$  ve  $n$  ise doğrusal ilişkiyi oluşturan katsayılarıdır.

Çizelge 2.1'de motor testinin sonuçları yer almaktadır. Motora test sırasında %25 ile %55 arasında gaz kolu girdisi uygulanarak verdiği itki ve devir sayısı tespit edilmiştir. Çizelgeye bakıldığında motorun %51'den sonra doyum noktasına ulaştığı görülebilir.

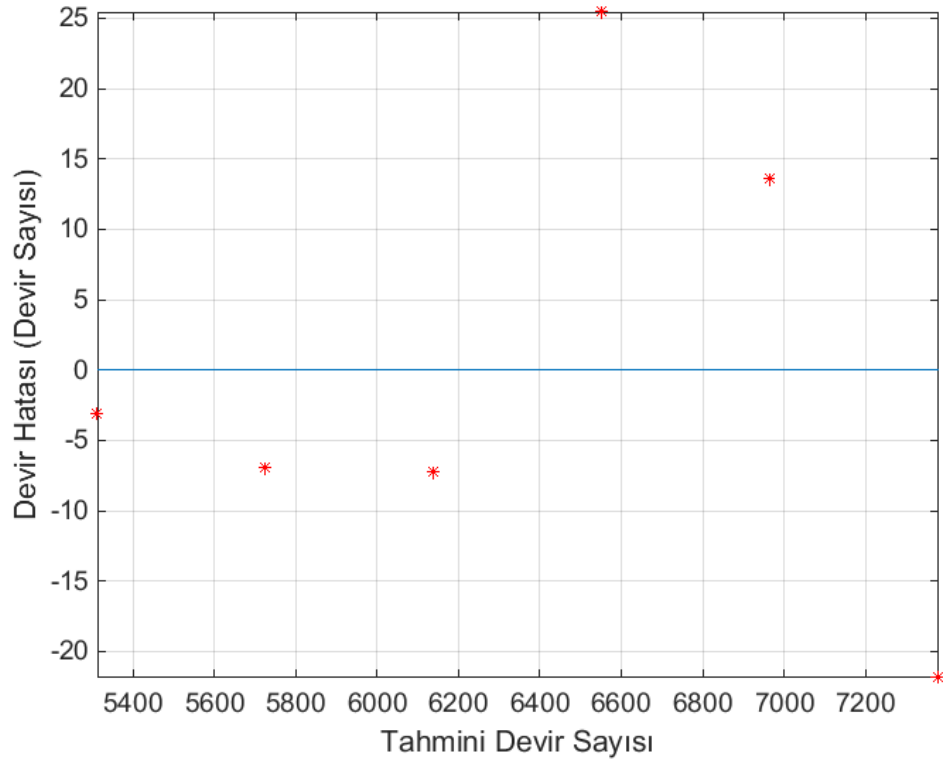
**Çizelge 2.1.** Motor itki testi

Gaz Kolu (%)	İtki (g)	Devir Sayısı (dev/dk)
25	105	3440
27	150	3860
29	215	4371
31	275	4853
33	315	5310
35	365	5719
37	410	6133
39	480	6579
41	530	6980
43	585	7358
45	635	7714
47	730	8056
49	780	8458
51	780	8414
53	780	8408
55	780	8389

Şekil 2.2’de bu test sonuçlarına doğrusal bir eğri uydurularak Eşitlik (2.36)’daki  $k$  ve  $n$  katsayıları belirlenmiştir. Şekilden gaz kolunun %33 ile %43 arasında sınırlandırıldığı görülmektedir. Bu sınırlama eğri uydurmak için quadrotorun askıda durduğu noktadan  $\pm\%5$  gaz kolu seçilmesinden kaynaklanmaktadır. Burada testlerin tamamının dâhil edilip daha yüksek mertebeden bir eğri uydurmak da mümkündür. Ancak quadrotorun motorları normal uçuş sırasında askı gaz koluna yakın bir noktada çalıştığından dolayı motorların çalışma aralığını düşük tutarak doğrusal bir denklem uydurmak yeterli olmaktadır. Şekil 2.3’ten bu durum doğrulanabilir. En büyük hata %39 gaz kolunda yaklaşık 25 devir sayısı ile meydana gelmiştir. %0.39’la en yüksek hatanın bile kabul edilebilir sınırlar içerisinde olduğu görülebilir.



Şekil 2.2. Gaz Kolu-Devir Sayısı Sonuçlarına Eğri Uydurma



Şekil 2.3. Gaz Kolu-Devir Sayısı Eğri Uydurma Hatası

Motor test sonuçlarına doğrusal bir denklem uydurmanın yanı sıra ikinci olarak minimum ve maksimum çalışma koşulları da motor modeline dahil edilmiştir. Motorun yüzde olarak belirli bir gaz kolu miktarından sonra çalışmaya başladığı bu nokta  $GazKolu_{min}$  olarak tanımlanmıştır. %0 ile  $GazKolu_{min}$  arasındaki bu bölgeye ölü bölge denir. Yine motorun ulaşabileceği bir maksimum sınır vardır. Bu da  $GazKolu_{maks}$  olarak ifade edilmiştir. Eşitlik (2.37)'de motor devrinin nasıl hesaplandığı özet olarak verilmiştir.

$$(Devir Sayısı) = \begin{cases} 0, (GazKolu\%) \leq GazKolu_{min} \\ Devir Sayısı, (GazKolu\%) > GazKolu_{min} \\ Devir Sayısı_{maks}, (GazKolu\%) > GazKolu_{maks} \end{cases} \quad (2.37)$$

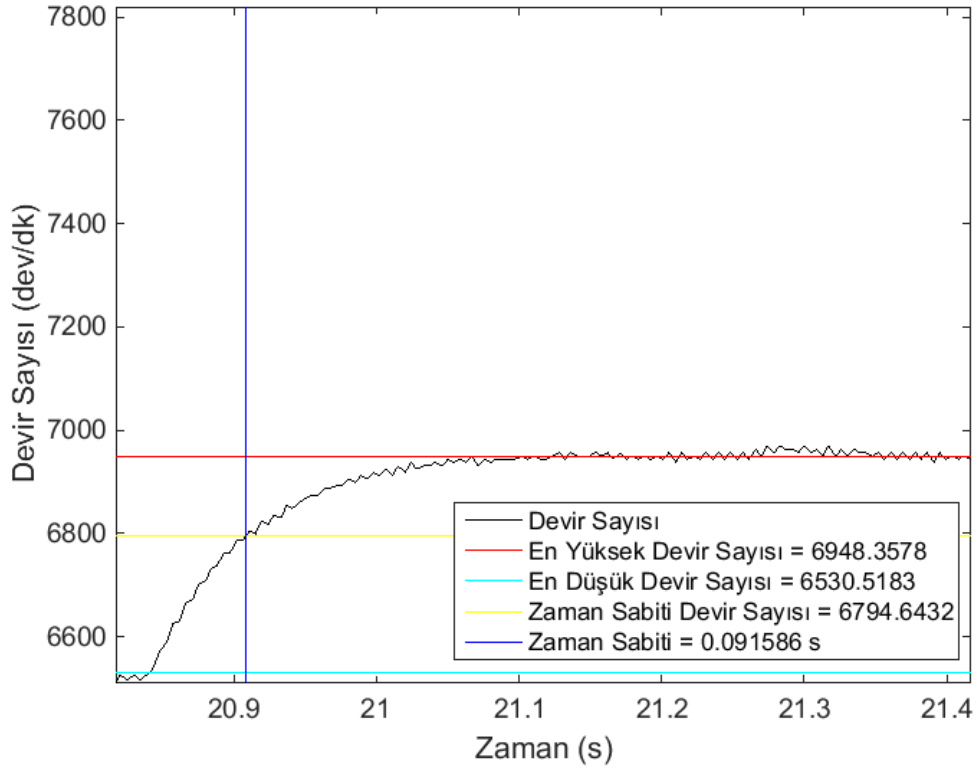
Son olarak motor dinamiklerine motor gecikmesi dahil edilmiştir. Bunun için Eşitlik (2.38)'de bulunan birinci derece bir transfer fonksiyonu kullanılmıştır. Eşitlikten de anlaşılacağı üzere bilinmeyen parametre  $\tau$  zaman sabitinin hesaplanması gerekmektedir [24].

$$G(s) = \frac{1}{\tau s + 1} \quad (2.38)$$

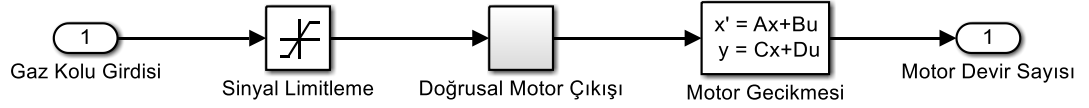
Zaman sabitini hesaplamak için motorun birim basamak girdisine karşılık gelen cevabına bakılmıştır. Şekil 2.4'te quadrotorun askı gaz koluna yakın bir noktada motora birim basamak girdi uygulanmıştır. Alt ve üst sınırlar belirlendikten sonra devir sayısı %63.2 kadar yükseldiği nokta  $\tau$  olarak hesaplanmıştır.

Böylece bir motorun benzetimi için gerekli tüm parametreler hesaplanmıştır. Şekil 2.5'te bir motorun tüm Simulink bileşenleri yer almaktadır. Burada motor gecikmesinin transfer fonksiyonu yerine durum uzayı olarak yerleştirilmesinin sebebi istenildiği takdirde motora başlangıç koşulunu ekleyebilmektir.





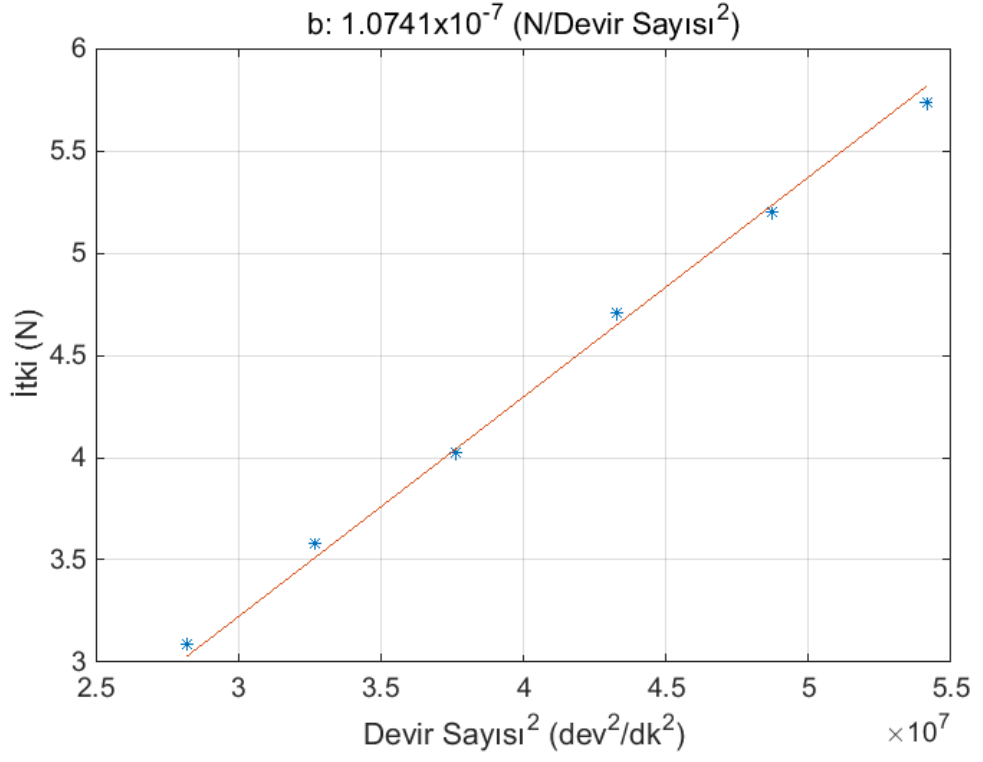
Şekil 2.4. Motorun Birim Basamak Cevabı



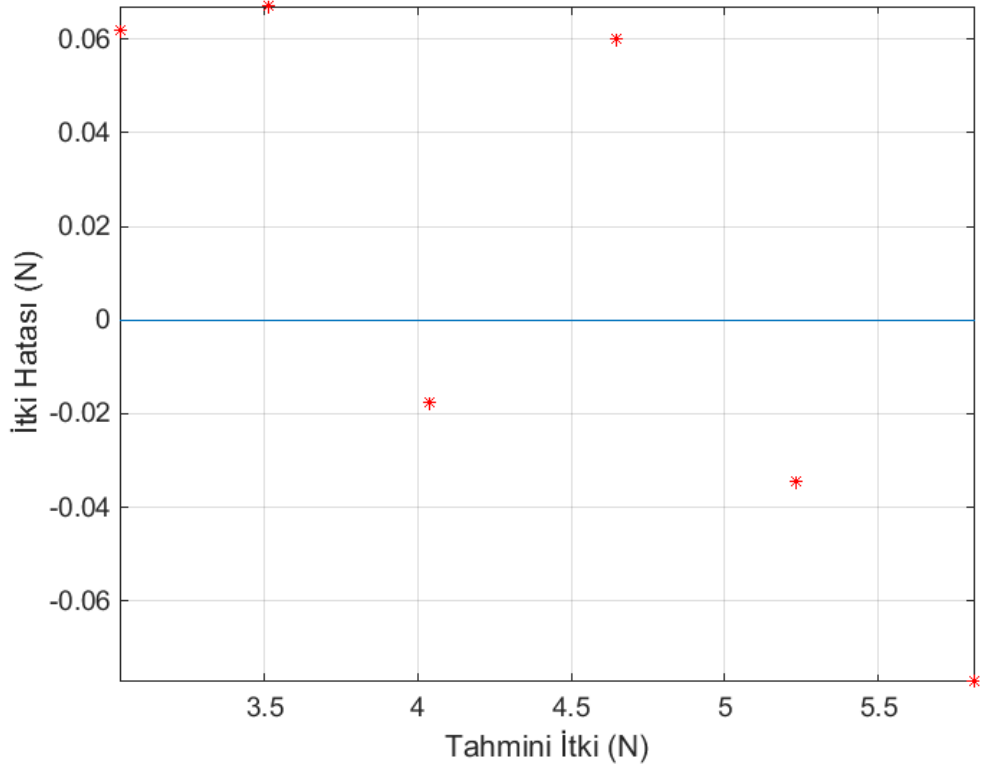
Şekil 2.5. Bir Motorun Simulink Modeli

Benzetimde kullanılacak olan motor parametrelerini elde ettikten sonra hareket denklemlerinde kullanılmak üzere geriye her bir rotorun ürettiği itki ve torku hesaplamak için Eşitlik (2.12)'de verilen  $b$  ve  $d$  katsayılarını bulmak kalıyor.

Çizelge 2.1'deki test verilerinden yola çıkarak yine önceki yaklaşıma benzer şekilde %33 ile %43 arasındaki gaz kolu değerleri kullanılarak Şekil 2.6'da doğrusal bir denklem uydurulmuştur. Denklemin neticesinde oluşan hata Şekil 2.7'de verilmiştir. Burada yüzde olarak en yüksek hata %33 gaz kolunda %2'lik bir hata olarak hesaplanmıştır. Yine doğrusal bir denklem olmasına rağmen hata kabul edilebilir sınırlar içerisinde kalmıştır.



Şekil 2.6. İtki-Devir Sayısı Sonuçlarına Eğri Uydurma

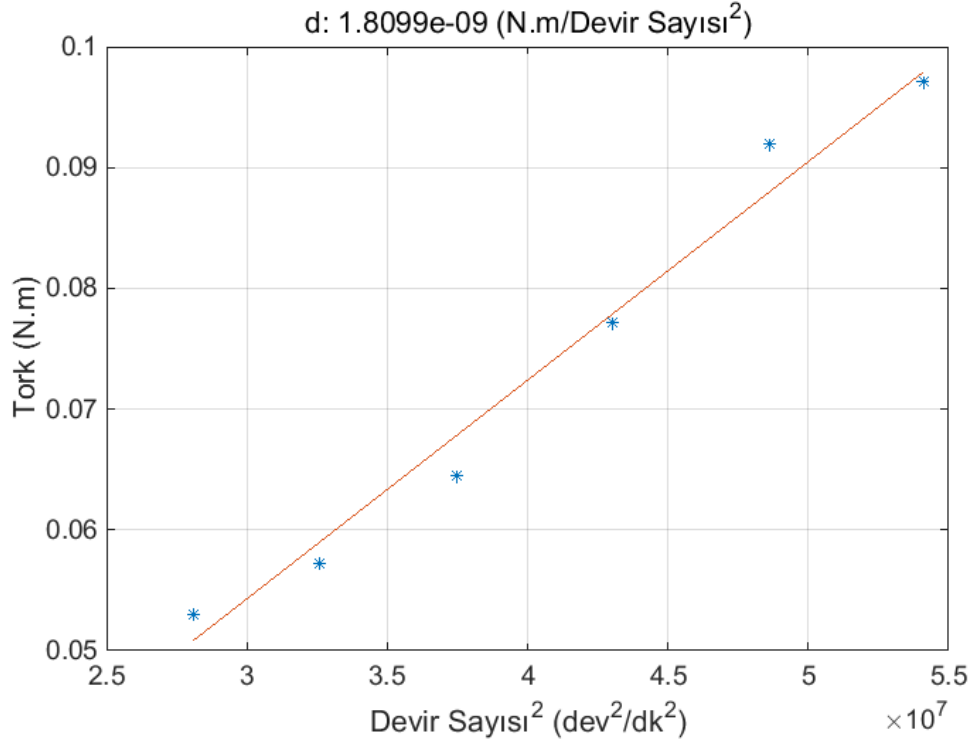


Şekil 2.7. İtki-Devir Sayısı Eğri Uydurma Hatası

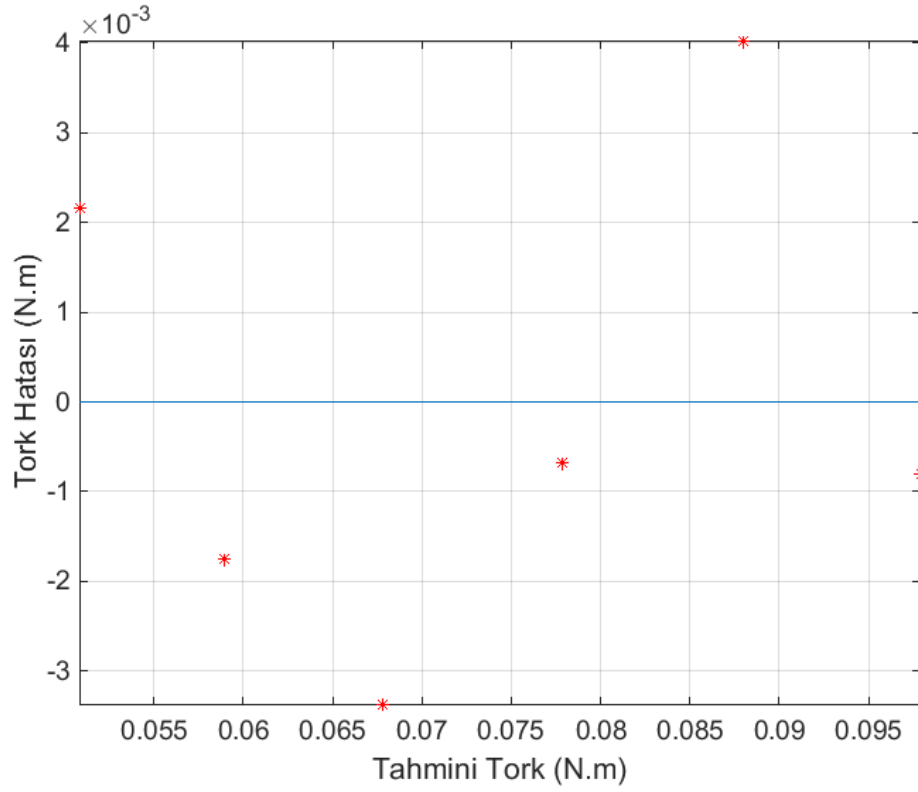
Son olarak  $d$  katsayısını hesaplamak için Çizelge 2.2'deki tork testi verileri kullanılmıştır. Öncekilerde olduğu gibi  $d$  katsayısında da %33 ile %43 arasındaki gaz kolu değerleri kullanılmış olup doğrusal bir denklem sonuçlara uydurulmuştur. Şekil 2.8 ve 2.9 sırasıyla denklemi ve denklem çıktı hatasını göstermektedir. Bu test sonuçları önceki testlere göre test düzeneğinden kaynaklı hatalar içermektedir. Bundan dolayı önceki denklemlere göre elde edilen denklemin içerdiği hata daha fazladır. Buna rağmen en büyük hata %37 gaz kolunda olup %5.2 olarak hesaplanmıştır. Bu katsayı sadece sapma kontrol girdisi için Eşitlik (2.23)'te kullanılmaktadır. Eşitliğe bakıldığında rotor tarafından üretilen torkların birbirinden çıkarıldığı görülebilir. Bu da sistematik hatanın da sapma girdisinden çıkartılarak uzaklaştırıldığı görülebilir. Kısaca benzetimin gerçekliğiyle ilgili bir sıkıntı oluşturmamaktadır.

**Çizelge 2.2.** Motor tork testi

Gaz Kolu (%)	Tork (g)	Devir Sayısı (dev/dk)
25	19.0	3485
27	20.5	3862
29	23.0	4371
31	30.4	4847
33	30.0	5299
35	32.4	5707
37	36.5	6122
39	43.7	6558
41	52.1	6972
43	55.0	7356
45	59.4	7696
47	66.9	8028
49	73.2	8441
51	73.2	8391
53	73.2	8375
55	73.2	8363



Şekil 2.8. Tork-Devir Sayısı Sonuçlarına Eğri Uydurma



Şekil 2.9. Tork-Devir Sayısı Eğri Uydurma Hatası

## 2.5. Durum Uzayı Modeli

Bölüm 2.3.3'te quadrotora ait hareket denklemleri özetlenmişti. Bu denklemler doğrusal olmayan terimler içermektedir. Kontrol döngülerini oluşturmadan önce belirli koşullar için denklemleri doğrusallaştırarak bu doğrusal yapı üzerinden denetleyici kazançlarını ayarlamak genel bir kontrol yaklaşımıdır [25].

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \quad (2.39)$$

Genel olarak doğrusal olmayan durum uzayı modeli Eşitlik (2.39)'daki gibi ifade edilebilir. Hava aracının küçük açı değişimleri için  $[P \ Q \ R] = [\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]$  olarak kabul edilebilir. Bu şartlar altında durum vektörü

$$\mathbf{x} = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6 \ x_7 \ x_8 \ x_9 \ x_{10} \ x_{11} \ x_{12}] = [x \ y \ z \ \phi \ \theta \ \psi \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z} \ \dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}] \quad (2.40)$$

şeklinde seçilir ve girdiler

$$u_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \quad (2.41)$$

$$u_2 = l(F_2 - F_4) \quad (2.42)$$

$$u_3 = l(F_1 - F_3) \quad (2.43)$$

$$u_4 = \frac{d}{b}(F_1 - F_2 + F_3 - F_4) \quad (2.44)$$

olarak yeniden tanımlanırsa doğrusal olmayan durum uzayı Eşitlik (2.45)'teki gibi elde edilir.

$$\dot{\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} x_7 \\ x_8 \\ x_9 \\ x_{10} \\ x_{11} \\ x_{12} \\ (\sin x_6 \sin x_4 + \cos x_6 \sin x_5 \cos x_4) \frac{u_1}{m} \\ (-\cos x_6 \sin x_4 + \sin x_6 \sin x_5 \cos x_4) \frac{u_1}{m} \\ (\cos x_5 \cos x_4) \frac{u_1}{m} - g \\ \frac{I_y - I_z}{I_x} x_{11} x_{12} - \frac{J_{TP}}{I_x} x_{11} \Omega + \frac{u_2}{I_x} \\ \frac{I_z - I_x}{I_y} x_{10} x_{12} - \frac{J_{TP}}{I_y} x_{10} \Omega + \frac{u_3}{I_y} \\ \frac{I_x - I_y}{I_z} x_{10} x_{11} + \frac{u_4}{I_z} \end{bmatrix} \quad (2.45)$$

Doğrusal modeli elde etmede quadrotorun dengede olduğu durum göz önüne alınır. Başka bir deyişle hava aracının askıda olduğu durum ele alınmalıdır. Buna göre denge durumundaki durum değişkenleri

$$\bar{\mathbf{x}} = [0 \ 0 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0] \quad (2.46)$$

olarak alınsın ve girdi olarak

$$\bar{\mathbf{u}} = [GazKolu\%_{askı1} \ GazKolu\%_{askı2} \ GazKolu\%_{askı3} \ GazKolu\%_{askı4}] \quad (2.48)$$

şeklinde her bir motorun gaz kolu seçilsin. Bu durumda denge noktasındaki gaz kolu miktarını hesaplamak gerekmektedir. Denge durumunda quadrotorun ağırlığı motorların ürettiği toplam kuvvete eşittir.

$$F_z = mg \quad (2.48)$$

$$\sum_{i=1}^4 F_i = mg \quad (2.49)$$

Buna göre motor başına düşen kuvvet

$$F_i = \frac{mg}{4} \quad (2.50)$$

olarak hesaplanmaktadır.

$$\omega = (GazKolu\%_{askl})k + n \quad (2.51)$$

$$F_i = b\omega_i^2 \quad (2.52)$$

Eşitlik (2.51) ve (2.52), Eşitlik (2.50)'de yerinde koyulursa

$$GazKolu\%_{askl} = \frac{\sqrt{\frac{mg}{4} - n}}{k} \quad (2.53)$$

elde edilir. Buradan ilgili parametreler yerine yazılırsa askı gaz kolu %37.3489 olarak hesaplanır.

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

$$\dot{\mathbf{x}} = \frac{\partial f(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}} (\mathbf{x} - \bar{\mathbf{x}}) + \frac{\partial f(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{u}} (\mathbf{u} - \bar{\mathbf{u}}) \quad (2.54)$$

uygulanırsa durum uzayı modeli aşağıdaki gibi elde edilir.

$$\mathbf{A} = \frac{\partial f(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}} \quad (2.55)$$

$$\mathbf{B} = \frac{\partial f(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{u}} \quad (2.56)$$

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu} \quad (2.57)$$

Eşitlik (2.57)'de yer alan  $\mathbf{A}$  ve  $\mathbf{B}$  matrisleri türev alındıktan sonra ilgili parametreler yerinde yazılırsa Eşitlik (2.58) ve (2.59)'daki gibi elde edilir.

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix}
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 9.81 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & -9.81 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0
 \end{bmatrix} \quad (2.58)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix}
 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0.1633 & 0.1633 & 0.1633 & 0.1633 \\
 0 & 3.2723 & 0 & -3.2723 \\
 3.2723 & 0 & -3.2723 & 0 \\
 0.0881 & -0.0881 & 0.0881 & -0.0881
 \end{bmatrix} \quad (2.59)$$



### 3. QUADROTOR KONTROL

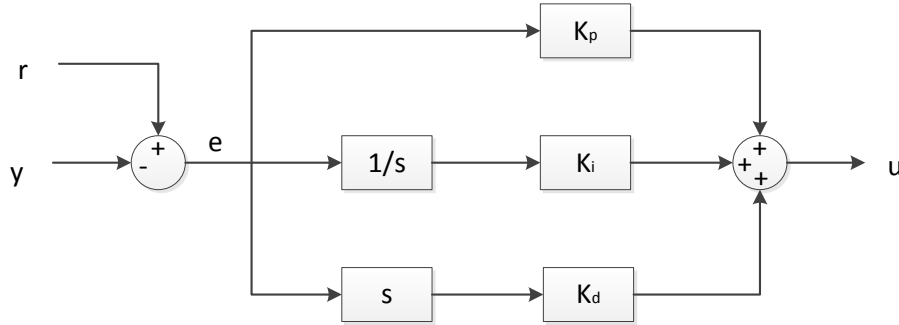
Bu bölümde denklemleri çıkarılan, motor dinamikleri ve doğrusal modeli oluşturulan sistemin kararlılığını sağlayacak bir kontrol yapısı tasarlanmıştır. Denetleyiciler içerisinde yaygın kullanıma sahip olan PID denetleyici bu çalışmada kullanılmıştır.

#### 3.1. PID Kontrol

PID denetleyiciler endüstriyel alanda çok yaygın olarak kullanılmaktadır. Temel olarak üç sebepten ötürü bu kadar yaygındır [22]:

- Basit yapısı
- Birkaç işlem için iyi performans sunması
- Kontrol edilen sistemin belirli bir modeli olmadan da kazançlarının ayarlanabilir olması

Şekil 3.1’de verilen geleneksel PID yapısı oransal, türevsel ve integral etkisi olmak üzere üç parametrenin birleşiminden oluşur. ‘1/s’ ve ‘s’ blokları sırasıyla integral ve türevi ifade eder.



Şekil 3.1. Geleneksel PID Denetleyici

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(v) dv + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (3.1)$$

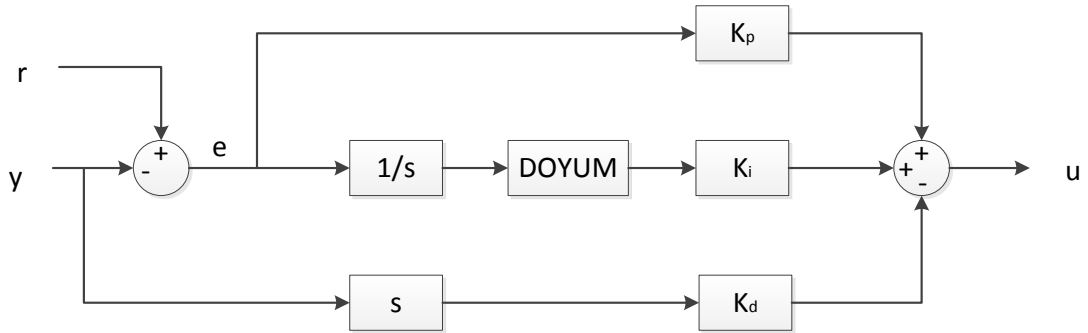
Bu yapıda  $u$  kontrol edilen değişken,  $e$  referans değer  $r$  ile algılayıcı  $y$  arasındaki fark,  $K_p$  oransal katsayı,  $K_i$  integral katsayısı ve  $K_d$  türevsel katsayıdır.

Oransal etki adından da anlaşılacağı üzere hatayla orantılı olarak denetleyici çıkışına etki eder. İntegral etkisi ise sistemde varsa kararlı hal hatasını sıfıra indirir,

ancak sistemin tepkisini yavaşlatır ve sistemdeki etkisi fazla ise salınımlara sebep olabilir. Türevsel etki ise sistemin tepkisini hızlandırır ve salınımları azaltır.

Geleneksel PID denetleyicinin iki temel olumsuz tarafı vardır:

- Türevsel etki hatadan hesaplandığından dolayı sisteme bir basamak girdi uygulandığında türevin çıkışı dürtü fonksiyonu olacaktır. Bu da eyleyicileri doyuma ulaştırarak sistemi doğrusal bölgeden uzaklaştırabilir.
- İntegral etkisi eyleyici doyumuyla da birleşerek doğrusal olmayan bir etkiye sebep olabilir. Bu da denetleyici performansında düşüşe neden olabilir. Eğer integral değeri büyükse ve bu sırada hata işaret değiştirirse integralin de işaret değiştirmesi zaman alır. Bu duruma integral sarması denir. Sistemin tepkisini olumsuz yönde etkilediğinden istenmeyen bir durumdur. Bu yüzden bu durumu önlemek için integral etkisi minimum ve maksimum değerlerle sınırlanmalıdır.

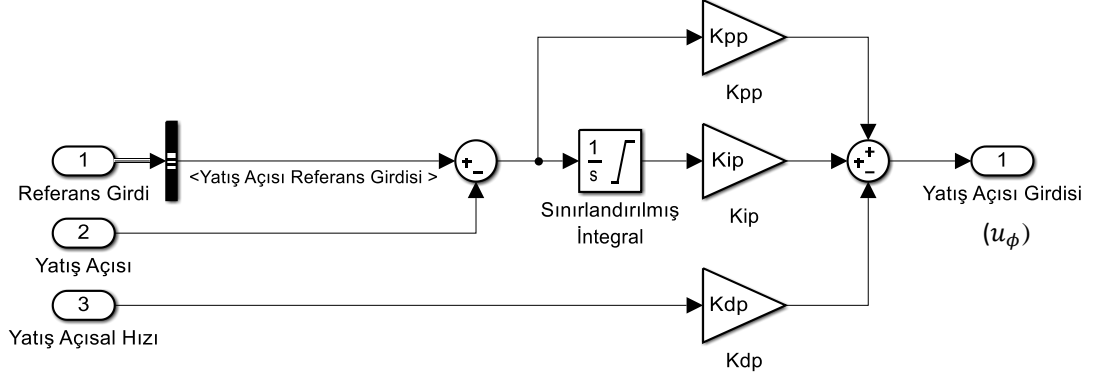


Şekil 3.2. Geliştirilmiş PID Yapısı

Bu olumsuz etkileri ortadan kaldırmak için Şekil 3.2’de yer alan geliştirilmiş PID yapısı kullanılmıştır. Diğer yapıdan farklı olarak türev hata ile çarpılarak değil doğrudan algılayıcı ile çarpılarak denetleyici çıkışına eksi olarak eklenmiştir.

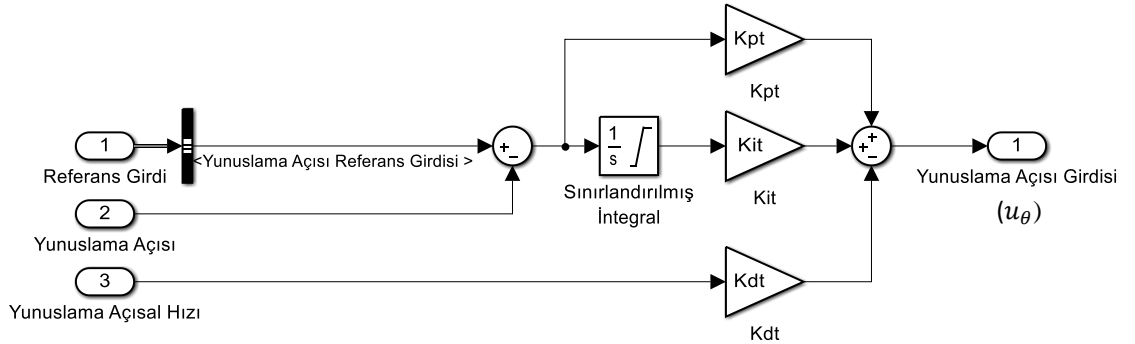
Bu bölümden sonra MATLAB/Simulink denetleyici yapılarına yer verilmiştir. Şekil 3.3’te yatış açısı kontrolü için tasarlanan denetleyici gösterilmiştir. Burada referans yatış açısı girdisi ve algılayıcıdan gelen açı bilgisi çıkartılarak hata sinyali elde edilmiştir. Bu hata sinyali integral ve oransal katsayılar ile çarpılarak denetleyici çıkışına eklenmiştir. Yatış açısal hızı ise

doğrudan türevsel etki ile çarpılarak çıkışa negatif olarak verilmiştir. Denetleyicinin çıkışı 2. bölümde yer alan denklemlerde  $u_\phi$  ifadesinin karşılığıdır.



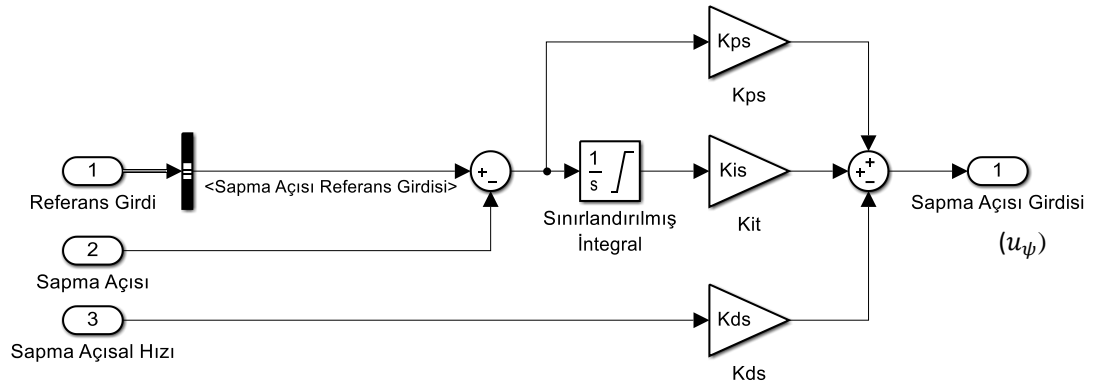
Şekil 3.3. Yatış Açısı PID Denetleyici

Yunuslama açısı PID denetleyici Şekil 3.4'te verilmiştir. Denetleyici yapısı bir önceki ile tamamen aynı olup sadece çıkışı 2. bölümdeki denklemlerde  $u_\theta$  olarak kullanılmaktadır.



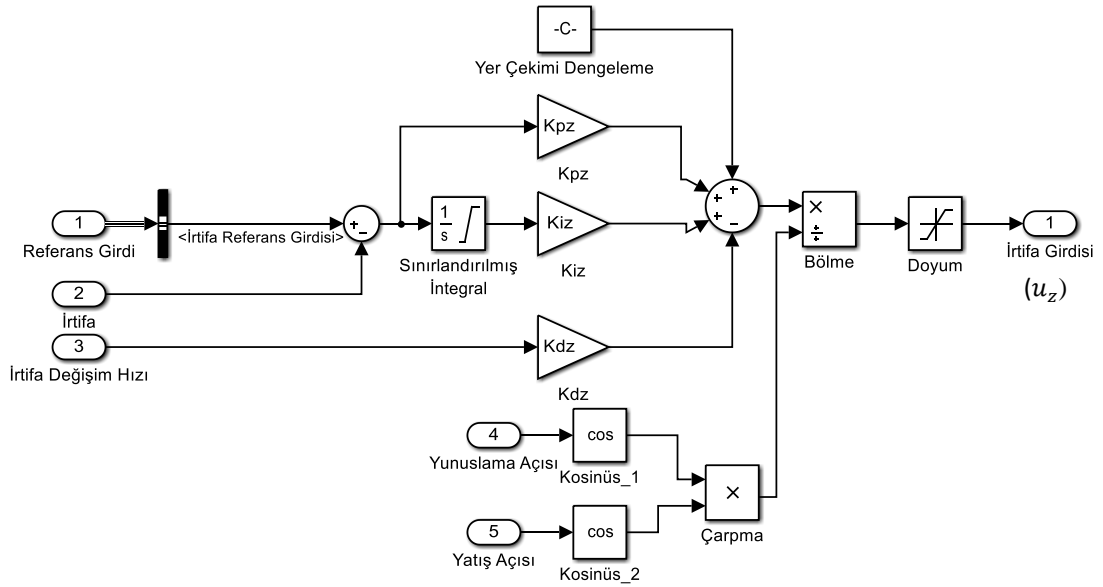
Şekil 3.4. Yunuslama Açısı PID Denetleyici

Sapma açısı kontrolünü sağlayan denetleyici yapısı ise Şekil 3.5'te yer almaktadır. Yapı olarak önceki iki denetleyici ile birebir aynı olup çıkışı 2. bölümdeki denklemlerde  $u_\psi$  olarak kullanılmaktadır.



Şekil 3.5. Sapma Açısı PID Denetleyici

İrtifa kontrolünde ise temel olarak aynı geliştirilmiş PID yapısı kullanılmıştır ancak denetleyicinin performansını iyileştirmeye dönük birtakım eklemeler yapılmıştır.

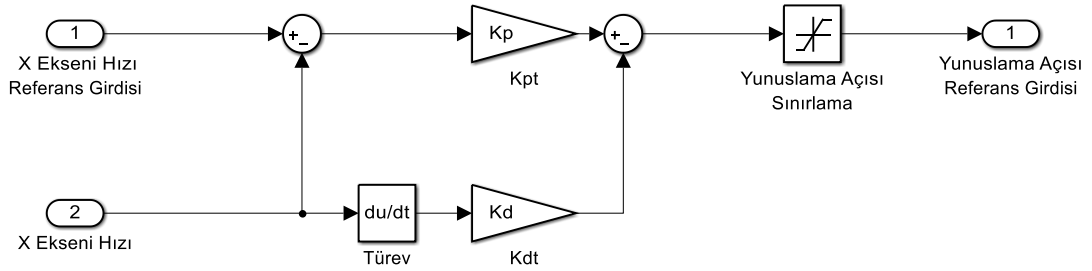


Şekil 3.6. İrtifa PID Denetleyici

Şekil 3.6’da yapılan değişiklikler görülmektedir. Bu iyileştirmeler Eşitlik (2.29) esas alınarak gerçekleştirilmiştir. Önceki denetleyicilerden farklı olarak yer çekimi etkisinin denetleyici üzerindeki yükü kaldırmak için denetleyici çıkışına askı gaz kolu kadar bir ekleme yapılmıştır. Diğer bir iyileştirme ise quadrotor yatış ya da yunuslama hareketi yaptığında irtifasını koruması için dönüşüm matrisi ile

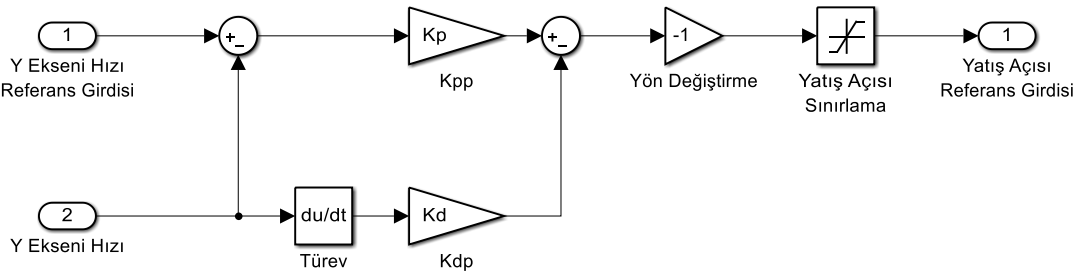
bölünmüştür. Son olarak denetleyicinin çıkışı sınırlandırılarak eyleyicilerin kapasitesinden fazla doyuma ulaşması önlenmiştir. Denetleyicinin çıkışı 2. bölümdeki denklemlerde  $u_z$  olarak kullanılmaktadır.

Açı ve yükseklik kontrol yapıları verildikten sonra konum kontrolü için denetleyici yapılarına da yer ayrılmıştır. Şekil 3.7’de quadrotorun X eksenindeki hareketini kontrol etmek için kullanılan denetleyici yapısı verilmiştir. Temelde geliştirilmiş PID yapısına da bağlı kalınarak integral etkisi kararlı hal hatası bulunmadığı için denetleyiciye dahil edilmemiştir. Hava aracının X ekseninde hareket edebilmesi için bu eksen üzerinde yunuslama yapması gerekir. Bu yüzden denetleyicinin çıkışı yunuslama açısının referans girdisidir ve belirli bir değerle sınırlandırılmıştır.



Şekil 3.7. X Eksen PD Denetleyicisi

Y eksen kontrolünde denetleyicinin X eksen için verileden farkı iki tanedir. Birincisi quadrotorun Y ekseninde hareket edebilmesi için önce yatması gerekir ve bu yüzden çıkışı yatış açısının referans girdisidir. İkincisi ise pozitif yatış açısı Y ekseninde negatif bir hareketi doğurduğu için denetleyici çıkışı -1 ile çarpılmıştır.



Şekil 3.8. Y Eksen PD Denetleyicisi

Buraya kadar anlatılan bölümde denetleyici yapılarından bahsedilmiştir. Fakat denetleyici çıkışları yatış ( $u_\phi$ ), yunuslama ( $u_\theta$ ), sapma ( $u_\psi$ ) ve irtifa ( $u_z$ ) olarak tanımlanmıştır. Bu yüzden bu çıkışların motorlara paylaşılması gerekir.  $u_i$  her motorun girişi olmak üzere bu paylaşım aşağıda verilmiştir.

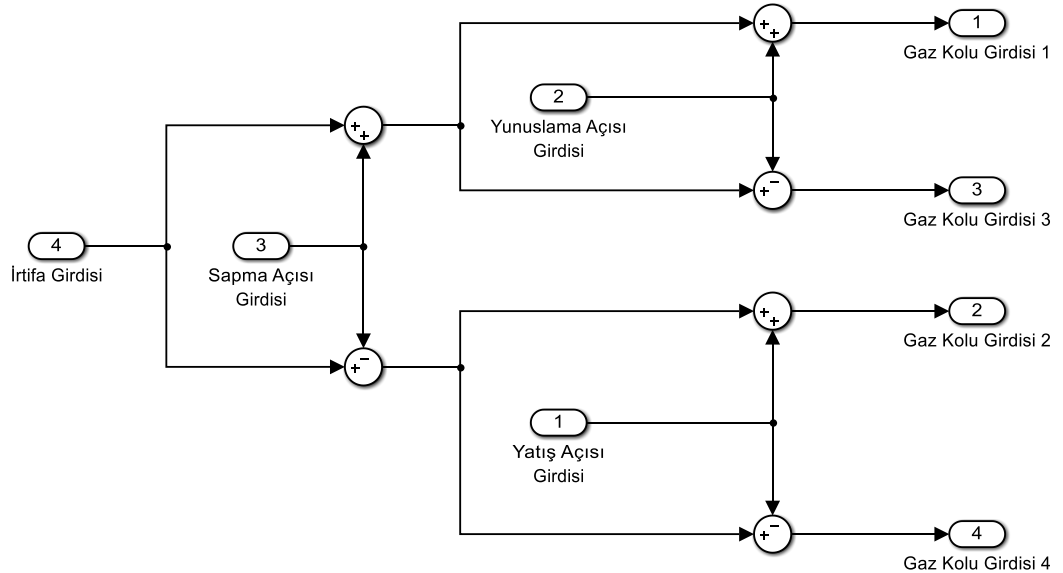
$$u_1 = u_\theta + u_\psi + u_z \quad (3.2)$$

$$u_2 = u_\phi - u_\psi + u_z \quad (3.3)$$

$$u_3 = -u_\theta + u_\psi + u_z \quad (3.4)$$

$$u_4 = -u_\phi - u_\psi + u_z \quad (3.5)$$

Kontrol karıştırıcısı olarak isimlendirilen bu yapı Şekil 3.9’da gösterilmiştir. Eşitlik (2.13)-(2.16)’dan yola çıkılarak bu yapı oluşturulmuştur. Burada irtifa girdisi eşitlikte de verildiği üzere tüm motorlara eşit olarak dağıtılmıştır. 1 ve 3 numaralı motorlar yunuslama için kullanıldığından bu motorlara yunuslama girdisi verilmiştir. Benzer şekilde 2 ve 4 numaralı motorlara yatış açısı girdisi uygulanmıştır. Sapmada 2 ve 4 numaralı motorların girişleri negatif olacak şekilde tüm motorlar dahil edilmiştir.

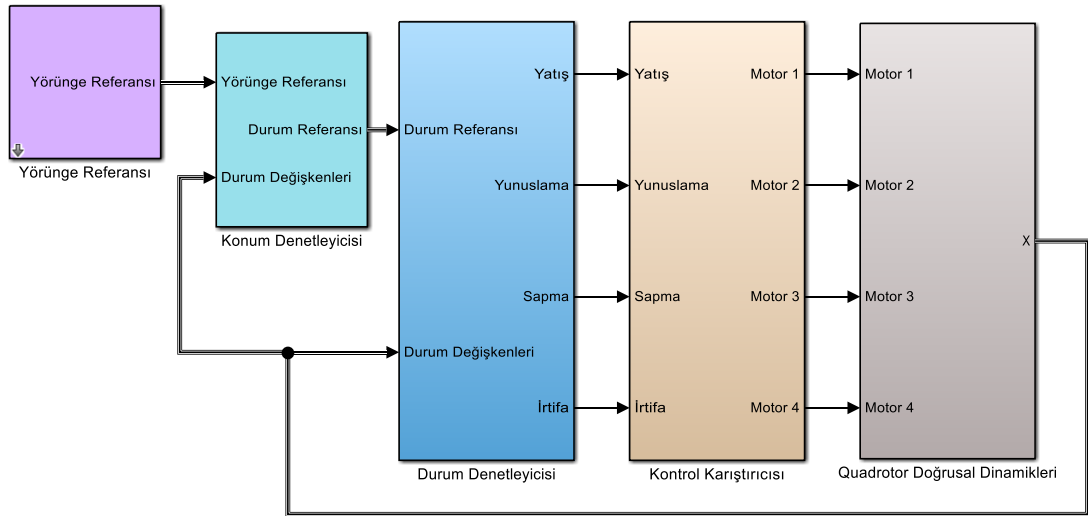


Şekil 3.9. Kontrol Karıştırıcısı

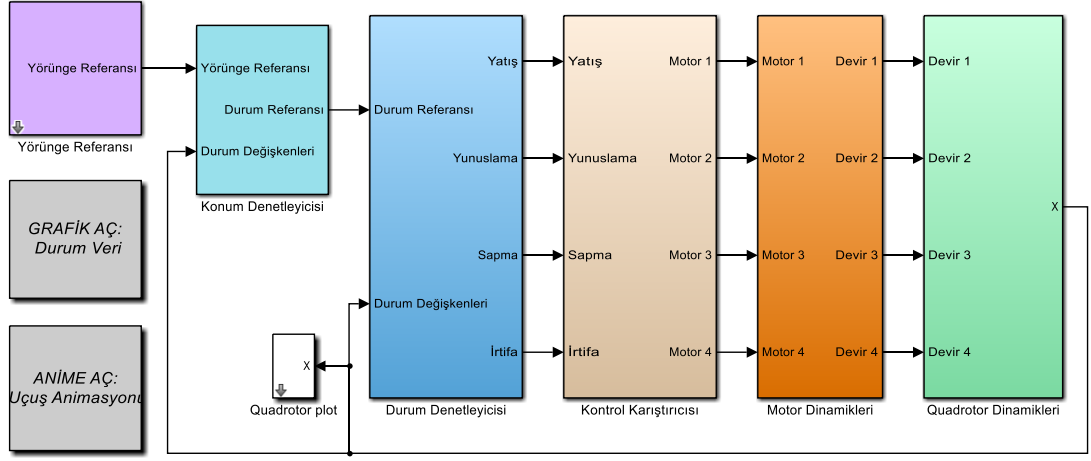
### 3.2. Benzetim Sonuçları

Bu bölümde buraya kadar anlatılan sistemin benzetim sonuçlarına yer verilmiştir. Şekil 3.10 ve 3.11’de sırasıyla doğrusal ve doğrusal olmayan modelin blok diyagramları gösterilmektedir. Benzetimde denklemlerin doğrusal olmasının yanı sıra doğrusal model ile doğrusal olmayan arasındaki fark temel olarak motor dinamikleridir. Motor dinamikleri içerisinde Şekil 2.5’te verilen benzetim modeli yer almaktadır. Adil bir karşılaştırma olması açısından kontrol yapısı olabildiğince aynı olacak şekilde ayarlanmıştır.

Şekil 3.12 ve 3.13’te quadrotorun X ve Y konumu için sistem modelinin verdiği cevaplar yer almaktadır. X konumu için 4. saniyede 2 m yer değişimi için komut verilmiştir. Y konumu için ise 6. saniyede 2 m yer değişimi için komut verilmiştir. Her iki şekilde de hem doğrusal hem de doğrusal olmayan model benzer performans sergilemiştir. Her iki model için de Çizelge 3.1’de verilen denetleyici kazançları kullanılmıştır.



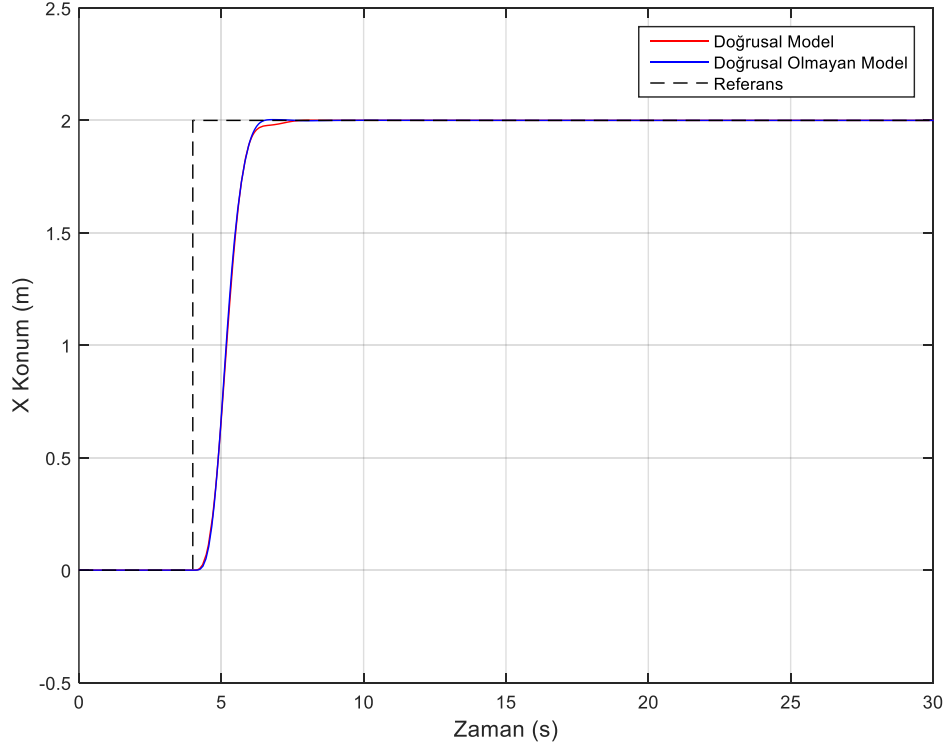
Şekil 3.10. Doğrusal Model Simulink Blok Diyagramı



Şekil 3.11. Doğrusal Olmayan Model Simulink Blok Diyagramı

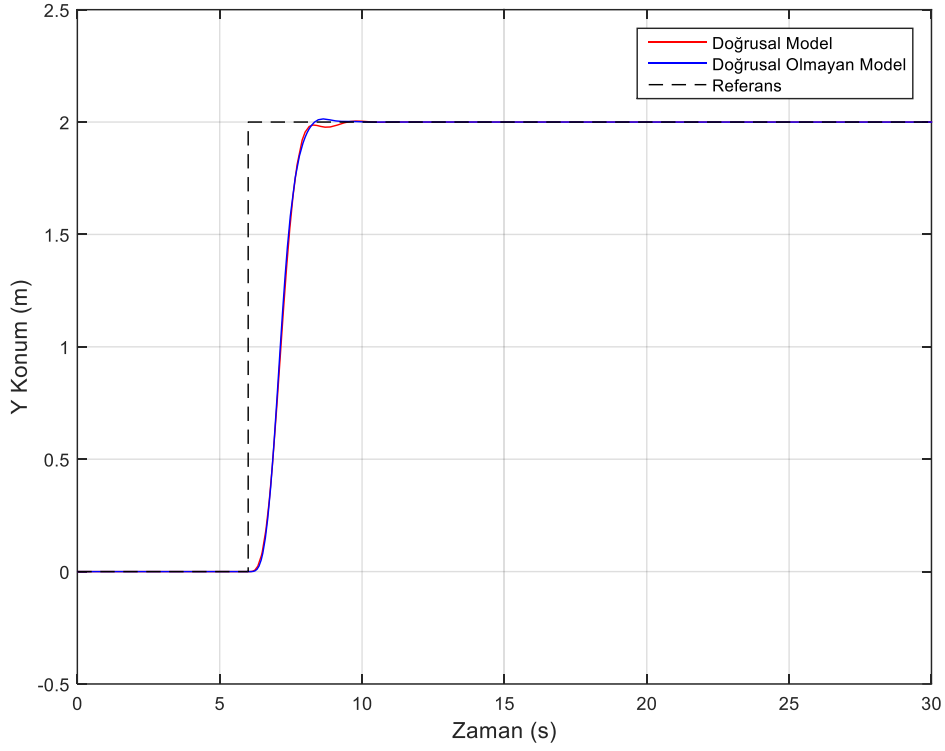
Çizelge 3.1. X ve Y Konum Denetleyici Kazançları

	P	D
X Denetleyicisi	0.48	0.1
Y Denetleyicisi	0.36	0.05



Şekil 3.12. Sistemin X Konum Cevabı



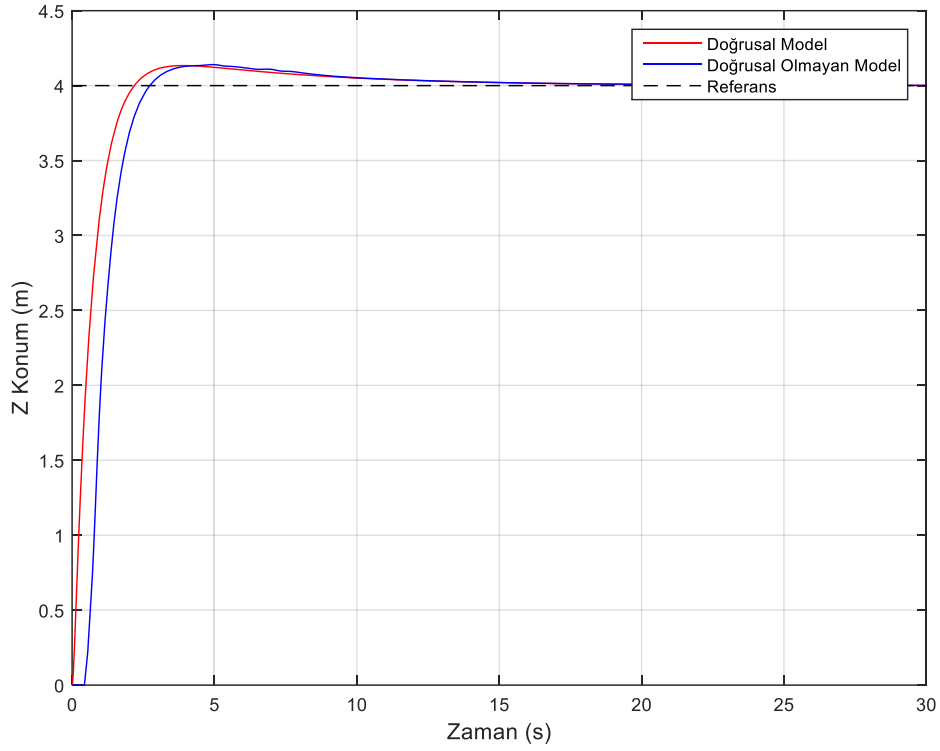


**Şekil 3.13.** Sistemin Y Konum Cevabı

Şekil 3.14’te benzetim modellerinin irtifa cevabı bulunmaktadır. Benzetimde 0. saniyede 4 m irtifa komutu verilmiştir. Her iki model de benzer aşma yapsa da doğrusal model motor dinamiklerini içermediğinden yaklaşık 1 saniye daha hızlı yükselme zamanına sahiptir. Çizelge 3.2’de modellerde kullanılan irtifa denetleyicisinin kazançları verilmiştir.

**Çizelge 3.2.** İrtifa Denetleyicisi Kazançları

	P	I	D
İrtifa Denetleyicisi	50	8	35

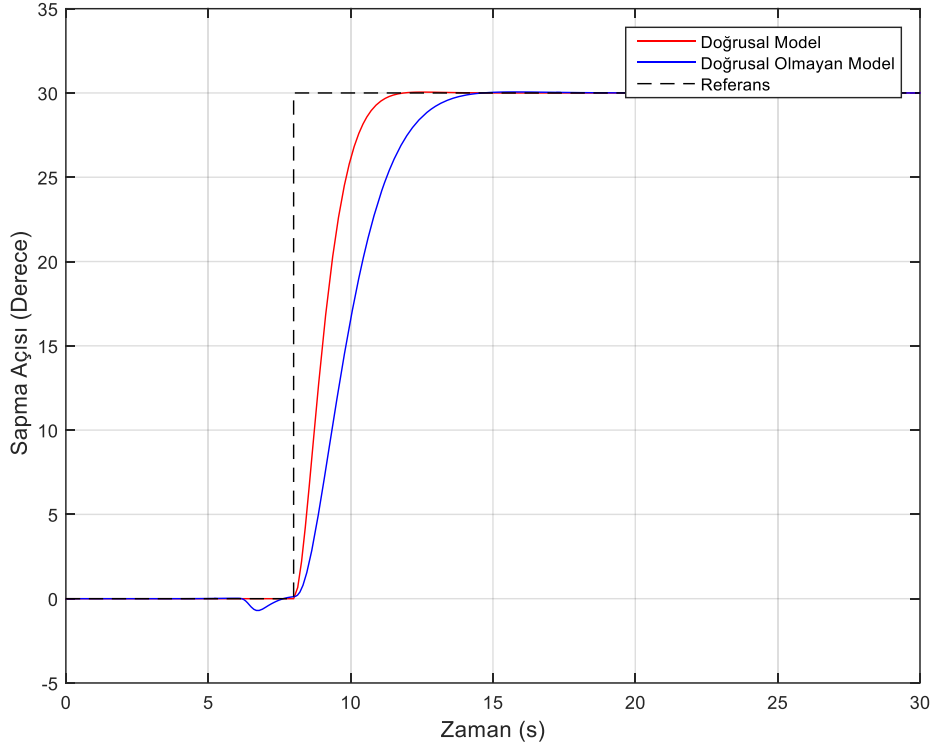


**Şekil 3.14.** Sistemin İrtifa Cevabı

8. saniyede 30 derece sapma açısı komutu verilmiş sistemin cevabı Şekil 3.15'te bulunmaktadır. Burada doğrusal model ile doğrusal olmayan model arasındaki fark açık bir şekilde ortaya çıkmaktadır. Motor dinamikleri ve doğrusal olmayan diğer etkilerden dolayı doğrusal olmayan model yaklaşık 3 saniye daha geç yükselme zamanına sahiptir. Çizelge 3.3'te ilgili denetleyicinin kazançları görülmektedir.

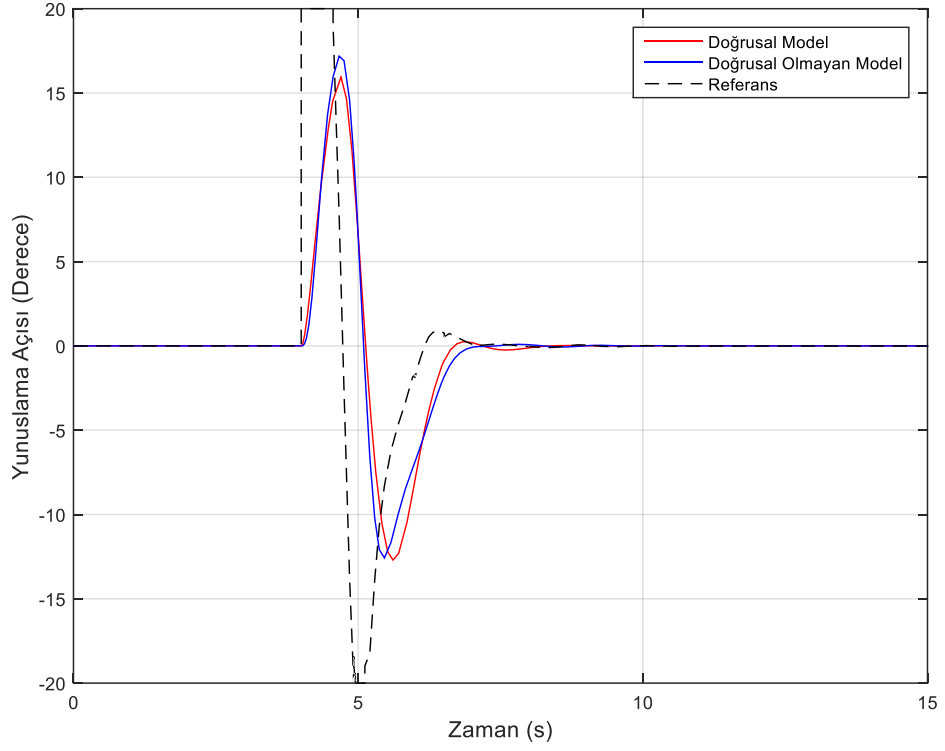
**Çizelge 3.3.** Sapma Denetleyicisi Kazançları

	P	I	D
Sapma Denetleyicisi	2	0	4.14

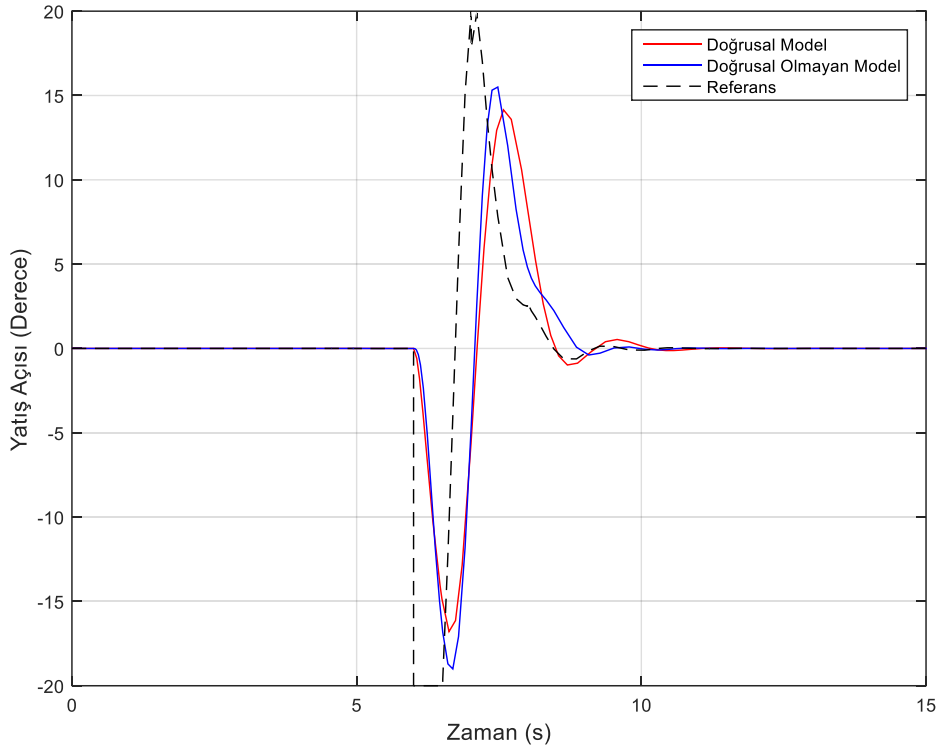


**Şekil 3.15.** Sistemin Sapma Açısı Cevabı

Şekil 3.16 ve 3.17’de X ve Y konum kontrolünün iç döngüleri olan yunuslama ve yatış açılarının cevapları görünmektedir. Quadrotorun Y konum değişikliğinde pozitif hareket edebilmesi için negatif bir yatış yapması gerektiği bu şekilde birlikte doğrulanmıştır.



**Şekil 3.16.** Sistemin Yunuslama Açısı Cevabı

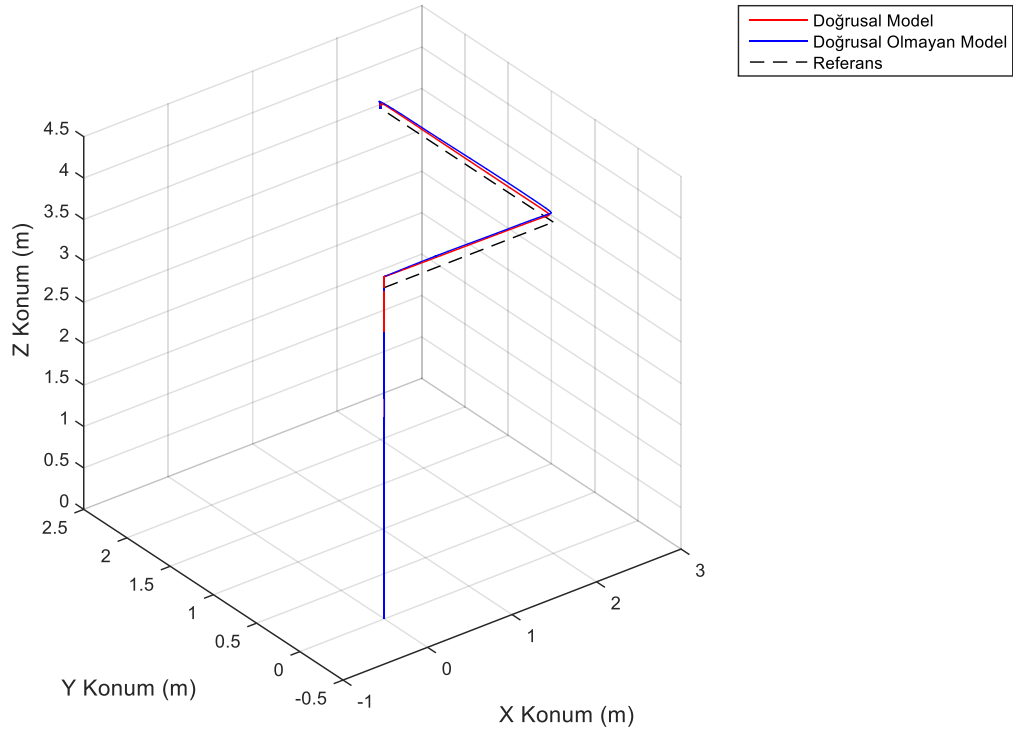


**Şekil 3.17.** Sistemin Yatış Açısı Cevabı

**Çizelge 3.4.** Yunuslama ve Yatış Denetleyici Kazançları

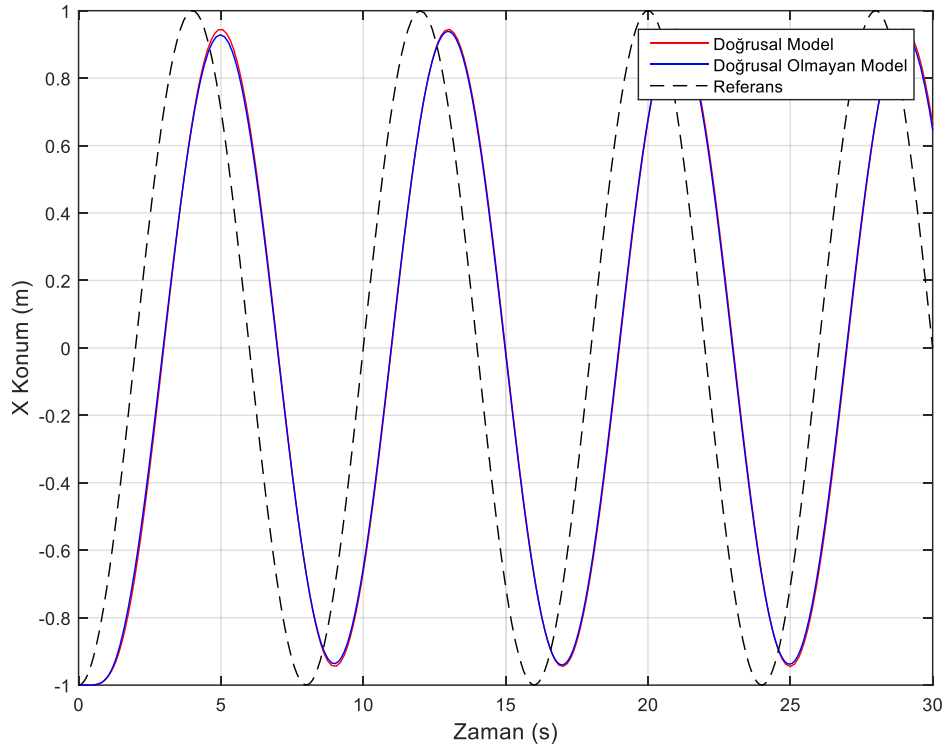
	P	I	D
Yunuslama Denetleyicisi	3.3	0.5	1.5
Yatış Denetleyicisi	3.3	0	1.2

Şekil 3.18’de ise quadrotorun takip ettiği yörünge görünmektedir. İrtifa cevabındaki sistemin geçici tepkisindeki hata burada belirgin olarak ortaya çıkmıştır. Referans ile modeller arasındaki hata quadrotorun X ve Y eksenindeki hareketi ile birlikte giderek sıfırlanmaktadır.

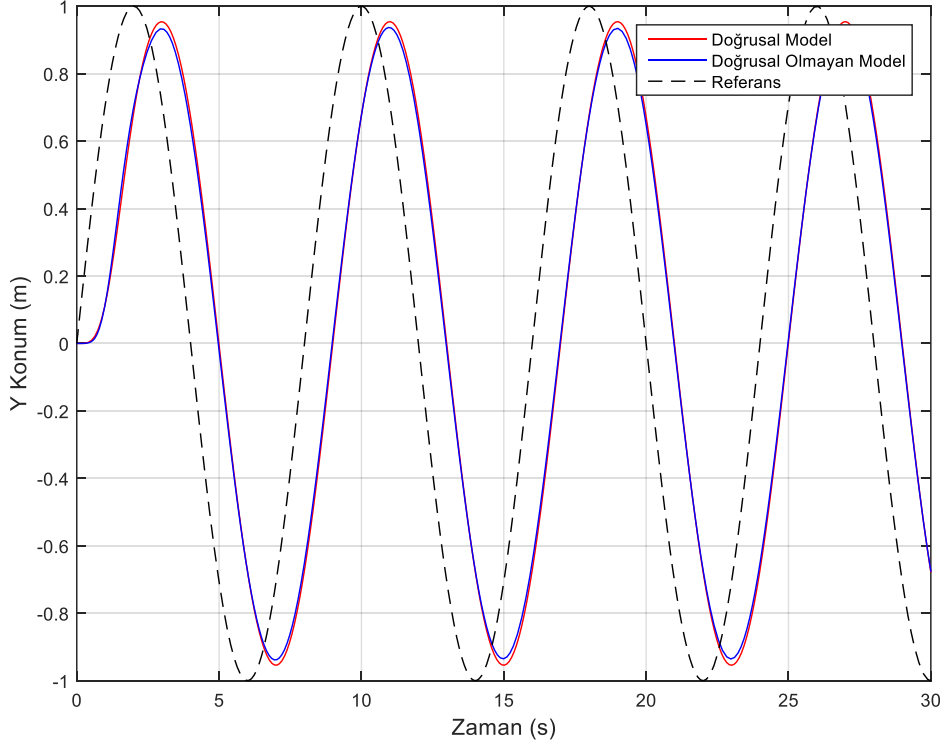


**Şekil 3.18.** Quadrotorun Takip Ettiği Yörünge

Sistemde kurulan kontrol yapısının kararlı olduğunu göstermek için farklı girdiler uygulanmıştır. Şekil 3.19 ve 3.20’de quadrotorun X ve Y konumu için sisteme sinüzoidal girdiler verilmiştir. Doğrusal ve doğrusal olmayan modellerin bu girdileri belirli bir hata ile takip ettikleri şekillerden görülmektedir.

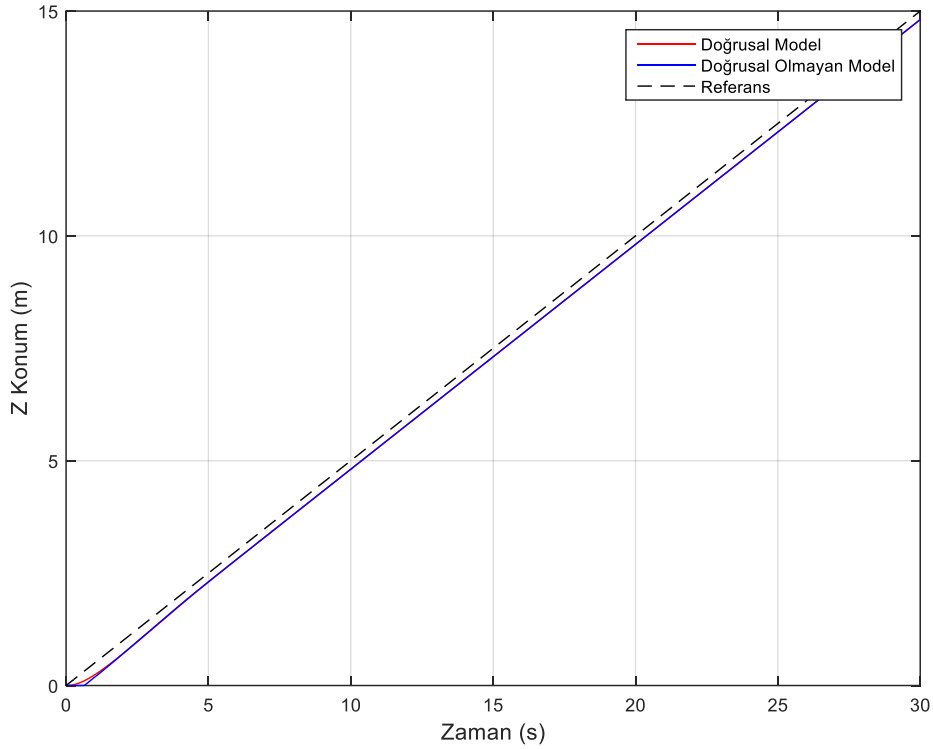


Şekil 3.19. Sistemin X Konum Cevabı



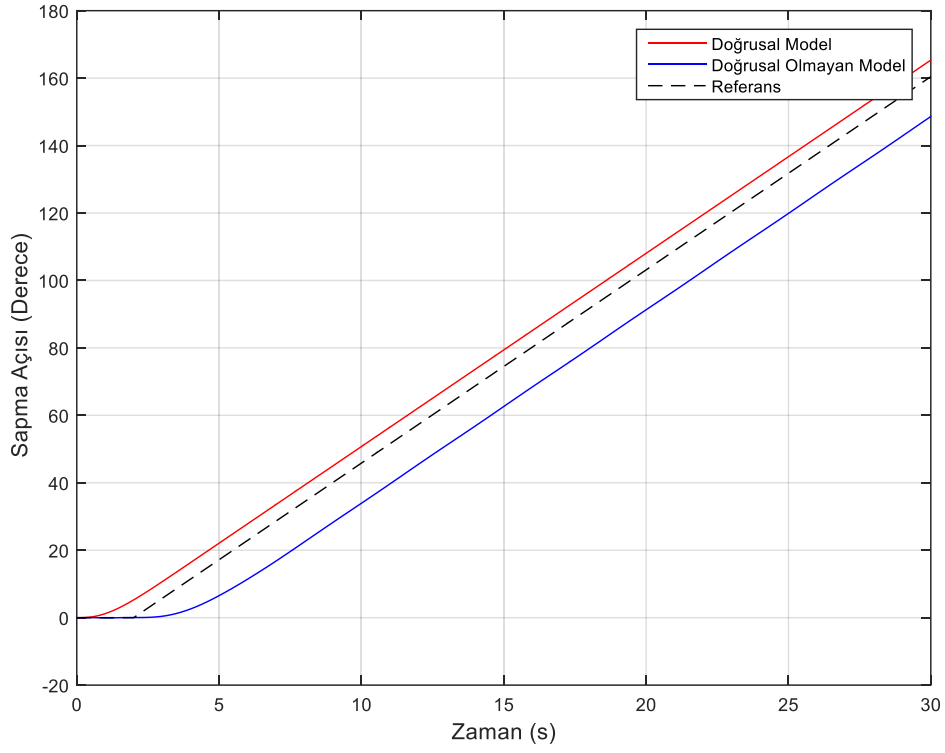
Şekil 3.20. Sistemin Y Konum Cevabı

Quadrotorun irtifa girdisi olarak eğimi 0.5 olan bir rampa giriş verilmiştir. Şekil 3.21’de iki modelin de neredeyse birebir aynı tepki verdiği görülmektedir. Belirli bir hatayla referansı takip etmektedirler. Sapma girdisi olarak da 0.1 radyan eğime sahip bir rampa uygulanmıştır. Şekil 3.22’de doğrusal modelin doğrusal olmayana göre daha az hatayla referansı takip etmektedir. Şekil 3.23’te ise bütün girişlerin neticesinde quadrotorun izlediği rotaya yer verilmiştir.

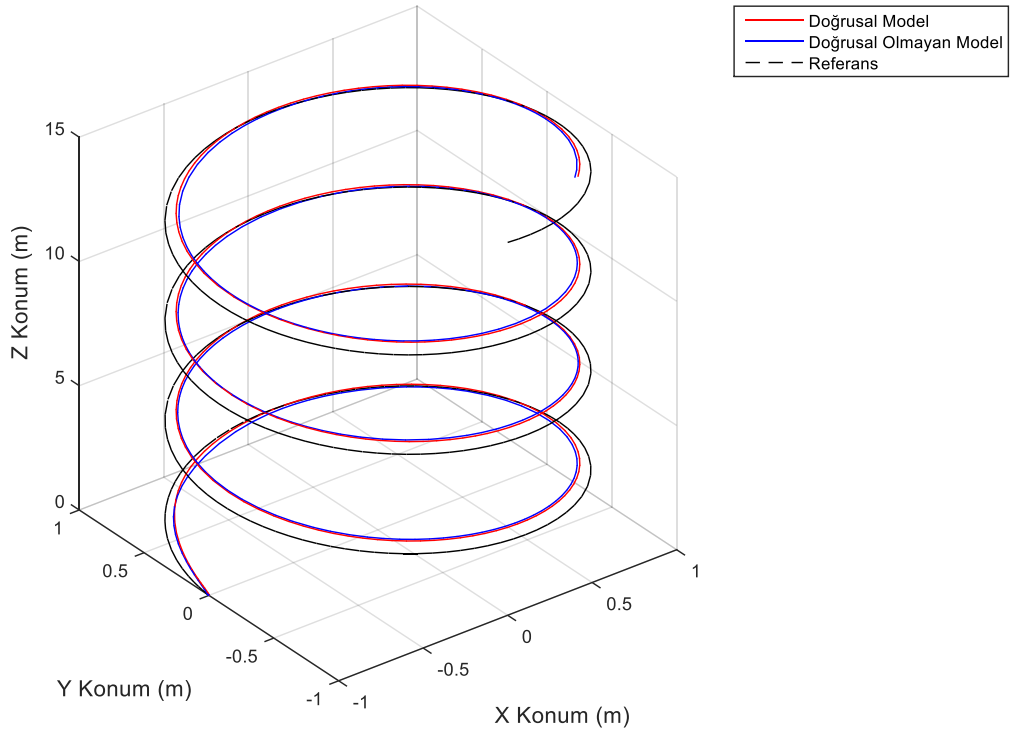


Şekil 3.21. Sistemin İrtifa Cevabı

Sonuç olarak tasarlanıp uygulanan kontrol sisteminin hem doğrusal hem de doğrusal olmayan modellerde iyi sonuç verdiği söylenebilir. Farklı girdiler altında bile sistem kararlılığını sürdürmektedir.



Şekil 3.22. Sistemin Sapma Açısı Cevabı



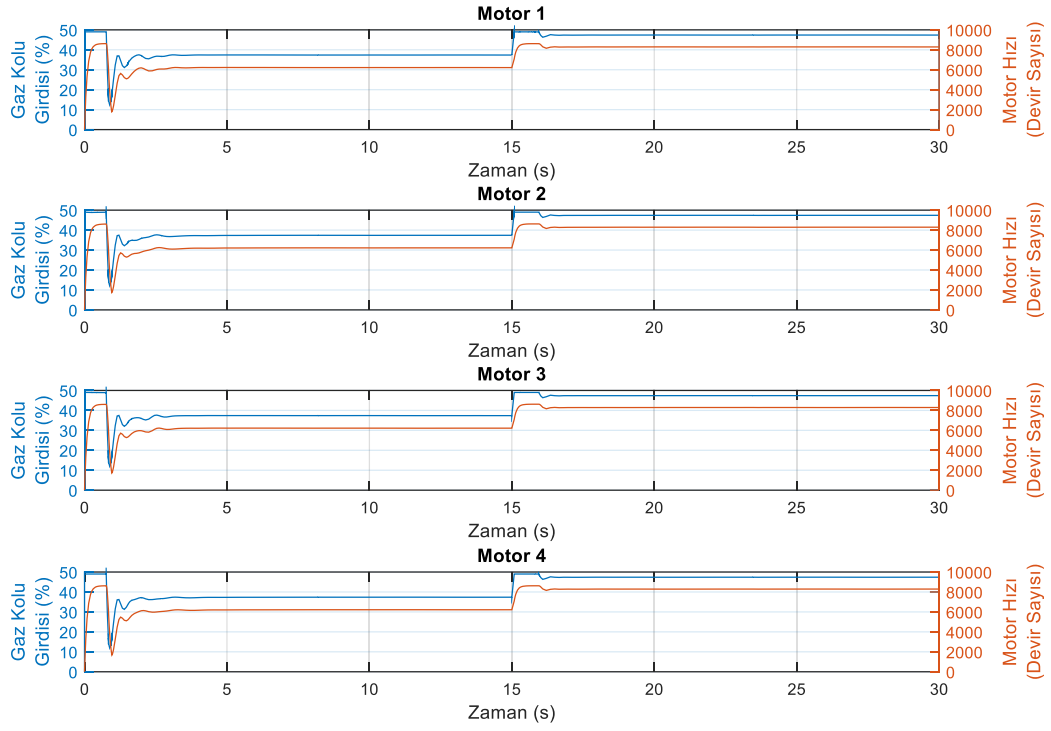
Şekil 3.23. Quadrotorun Takip Ettiği Yörünge



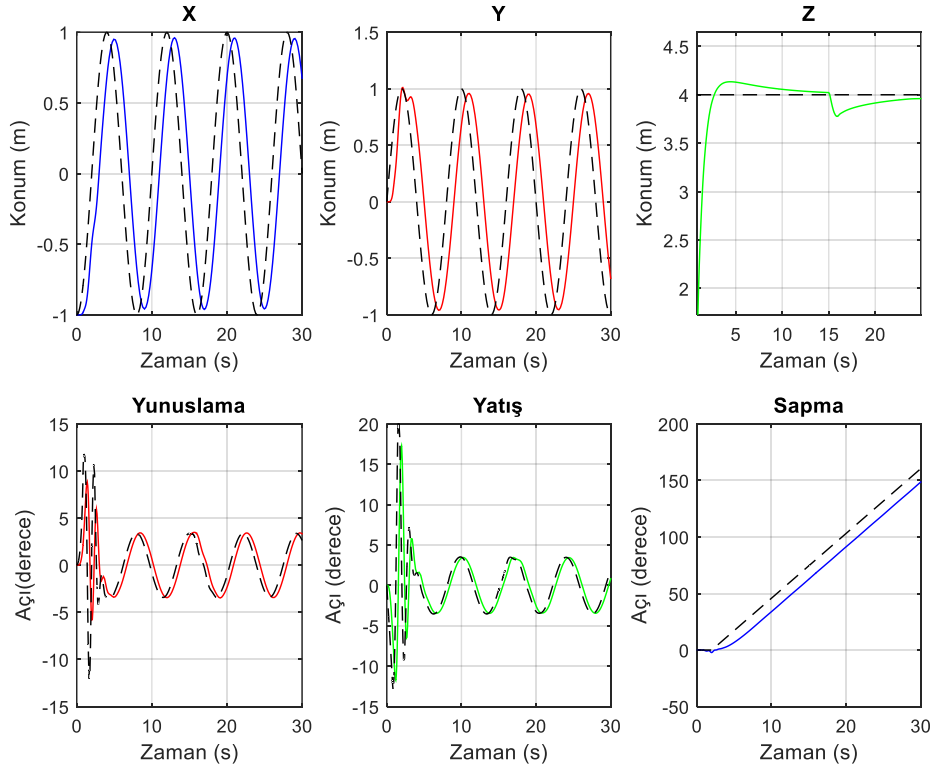
#### 4. ARIZA TOLERANSLI KONTROL

Dinamik bir sistemde *arıza*, sistem yapısının veya sistem parametrelerinin olağan durumdan sapmasıdır [26]. Genel olarak arızaların oluştuğu yere göre arıza, algılayıcı ve eyleyici arızaları olmak üzere iki şekilde sınıflandırılabilir. Quadrotor üzerinde algılayıcı arızalarından çok eyleyici arızalarının gerçekleşmesi olası görüldüğünden dolayı bu çalışmada eyleyici arızaları ile ilgili değişik senaryolar üzerinde durulmuştur. Hava aracı üzerinde genellikle eyleyici arızası, pervanenin bir bölümünün kaybedilmesinden kaynaklı kısmi itki kaybı şeklinde olmaktadır. Bu kayıp meydana geldiğinde kontrol yapısının gürbüz bir davranış sergilemesi beklenir. Başka bir deyişle arıza sanki modeldeki bir belirsizlikmiş gibi düşünülür ve denetleyici bu şartlar altında bile kabul edilebilir performans düşüklüğü ile çalışmasını sürdürür. Sistemin arıza sonrası bile kontrol yapısında değişiklik yapılmaksızın çalışmasına devam etmesine pasif arıza toleranslı kontrol denir [27]. Bu bölümde üçüncü bölümde tasarlanan denetleyici yapısının farklı senaryolarla hangi ölçüde gürbüz olduğu ortaya konmuştur.

Bu bölümde farklı motor arızaları ile ilgili senaryolara yer verilmiştir. Birinci senaryoda dört motorun aynı anda %25 güç kaybındaki motor ve durum değişkenlerinin tepkisi incelenmiştir. Benzetimin 15. saniyesinde Şekil 4.1’de de görüldüğü üzere dört motora arıza verilmiştir. Şekil 4.2’de tepkisi verilen sisteme X ve Y durum değişkenlerine girdi olarak sinüzoidal bir referans verilmiştir. İrtifa girdisi olarak 4 m basamak girdi ve sapma girdisi olarak da 0.1 radyan eğimde rampa girdi uygulanmıştır. Burada quadrotorun 0.2 m irtifa kaybından sonra tekrar eski irtifasını yakaladığı görülebilir. Dikkat çeken diğer bir husus ise arızadan sonra motorlar doyum seviyesine yakın bir yerde çalışmaktadır.

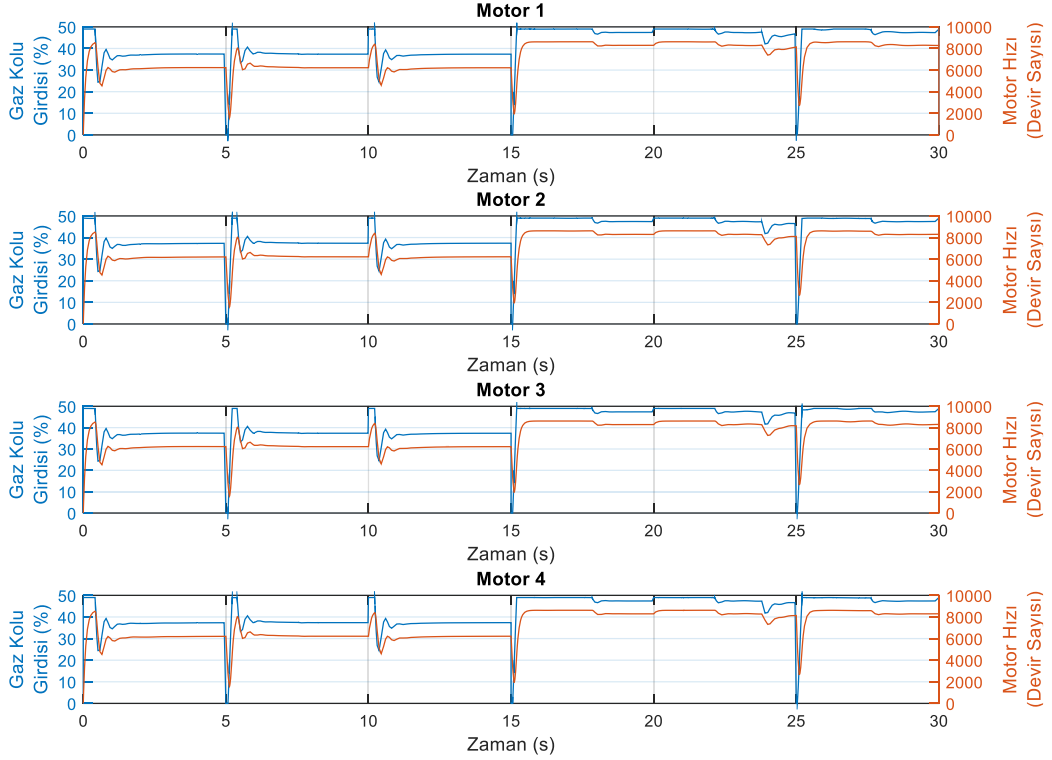


Şekil 4.1. Dört Motorda %25 Güç Kaybında Motor Tepkisi



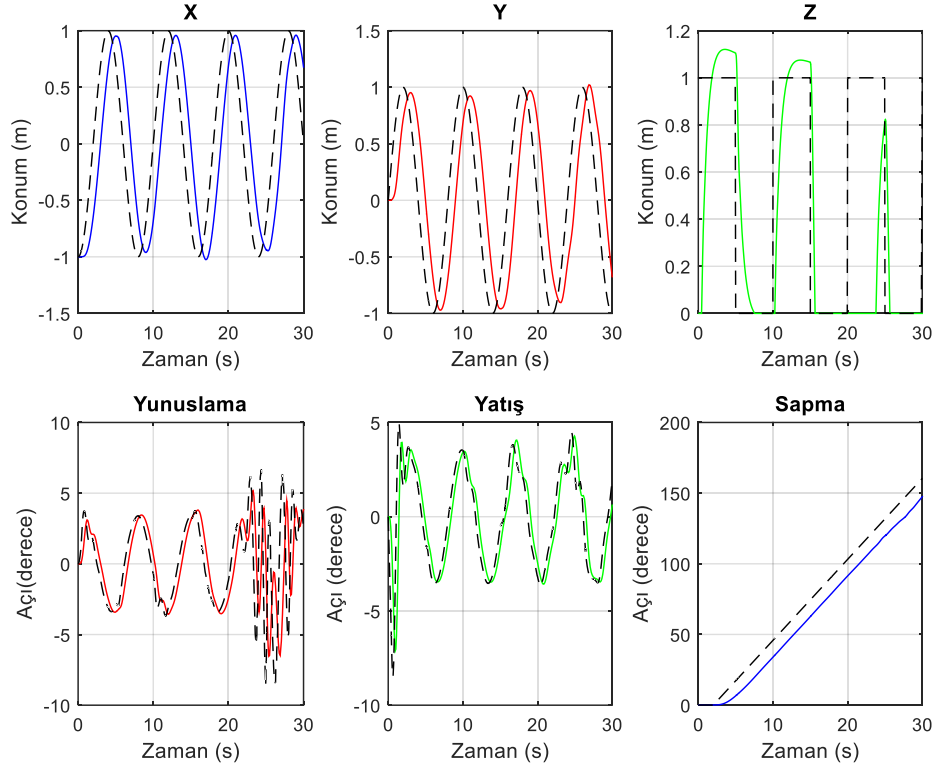
Şekil 4.2. Dört Motorda %25 Güç Kaybında Durum Değişkenlerinin Tepkisi

Şekil 4.3 ve 4.4'te ise yine aynı senaryo fakat irtifa girdisi olarak periyodu 10 saniye olan bir darbe girdi uygulanmıştır. Burada amaç sistemin arızadan sonra ne kadar performanslı çalıştığını ölçmektir. Şekilden de görüldüğü üzere irtifa referansı arızadan önce takip edilebilirken arızadan sonra motorlar neredeyse doyum noktasında çalıştığından referans irtifaya bile ulaşamamaktadır.

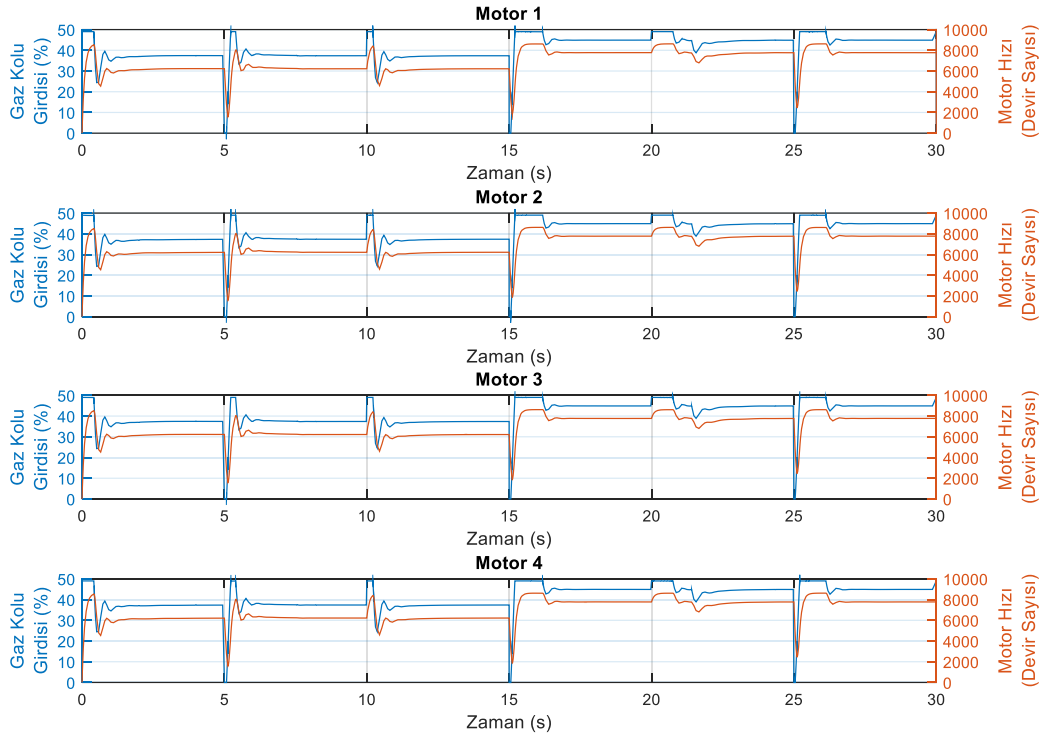


**Şekil 4.3.** Dört Motorda %25 Güç Kaybında Motor Tepkisi

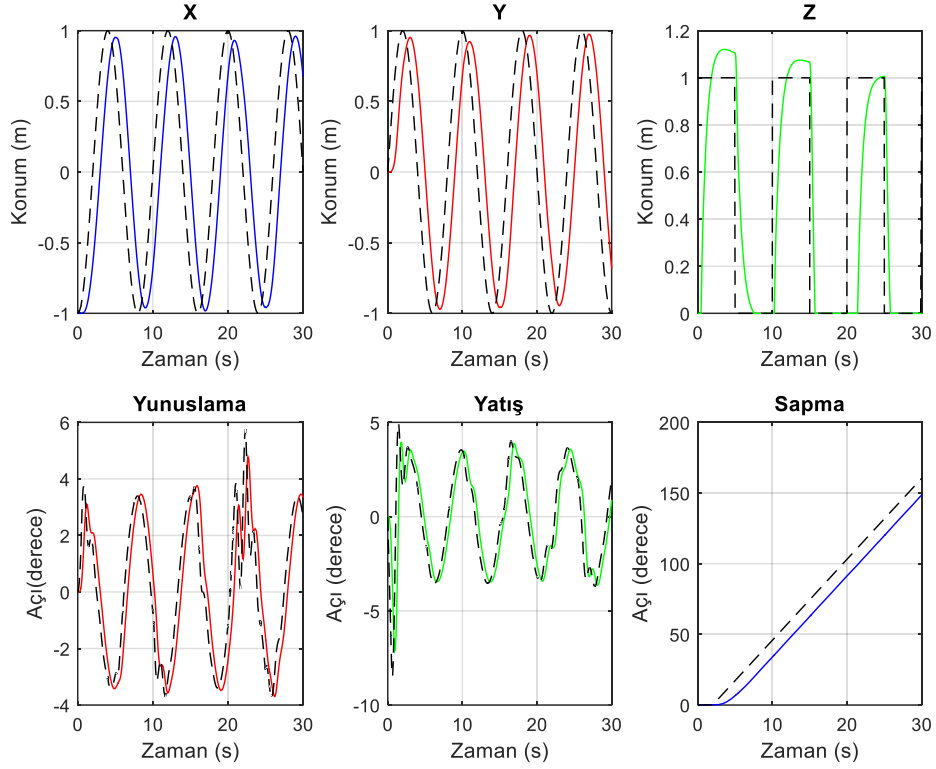
Motorlardaki güç kaybı %20 ile sınırlandırıldığında Şekil 4.5 ve 4.6'dan da görüleceği üzere gecikmeli de olsa irtifa referansını yakalamaya başlamıştır. Buradan çıkarılabilecek sonuç, arıza miktarı sistem referansını takip edebilecek yükselme zamanını karşılıyorsa ilgili motor arızası gerçekleştiğinde pasif arıza toleranslı kontrol yeterli olacaktır. Aksi takdirde kontrol yapı modifikasyonuna ihtiyaç var demektir.



**Şekil 4.4.** Dört Motorda %25 Güç Kaybında Durum Değişkenlerinin Tepkisi

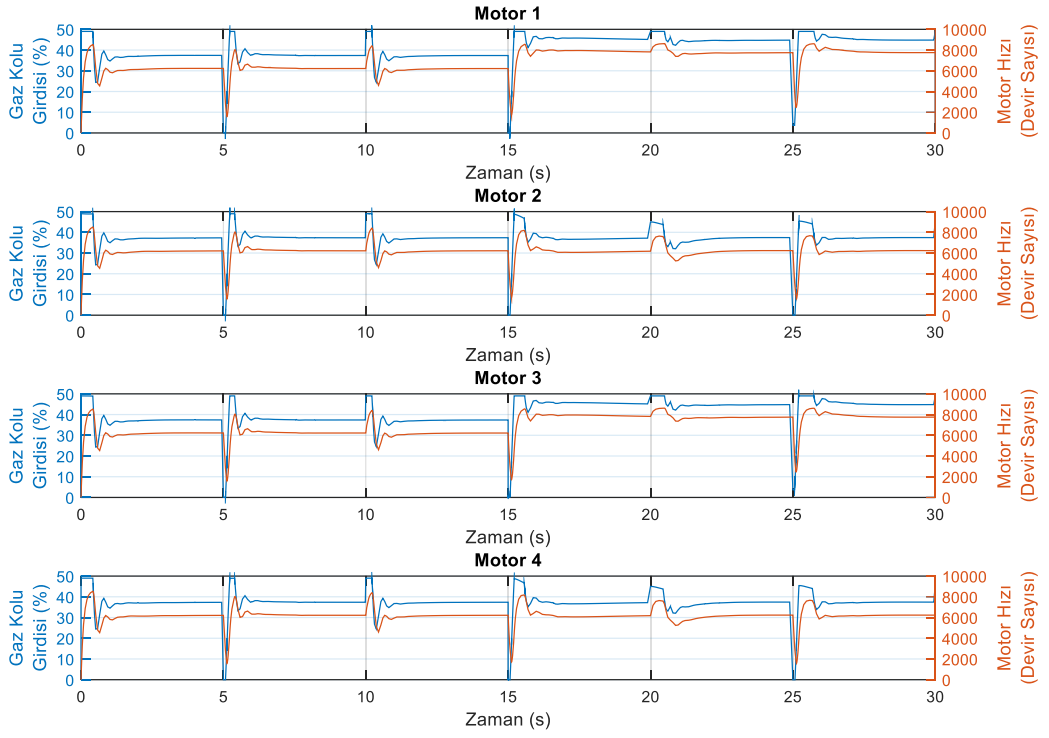


**Şekil 4.5.** Dört Motorda %20 Güç Kaybında Motor Tepkisi

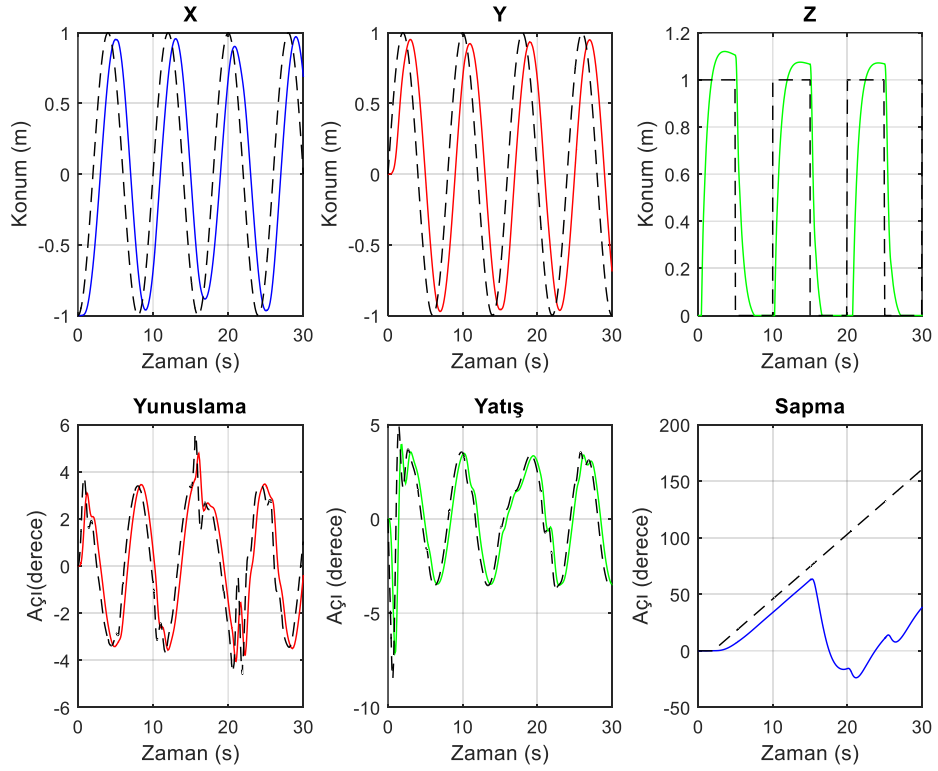


**Şekil 4.6.** Dört Motorda %20 Güç Kaybında Durum Değişkenlerinin Tepkisi

İkinci senaryoda 1 ve 3 numaralı motorlara benzetimin 15. saniyesinde %20 arıza verilmiştir. Şekil 4.7’de 15. saniyeden sonra 1 ve 3 numaralı motorlarda gaz kolu girdisi ve motor hızının arttığı görülmektedir. Şekil 4.8’de sapma hariç tüm durum değişkenlerinin referansı takip ettikleri görülmektedir. Sapma açısı ise kararlılığını kaybetmemekte olup sadece belirli bir hatayla referansı takip etmektedir. Bunun sebebi aynı yönde dönen motorların ani güç kaybına bağlı olarak anti-torkun dengelenmesinin zaman almasıdır.

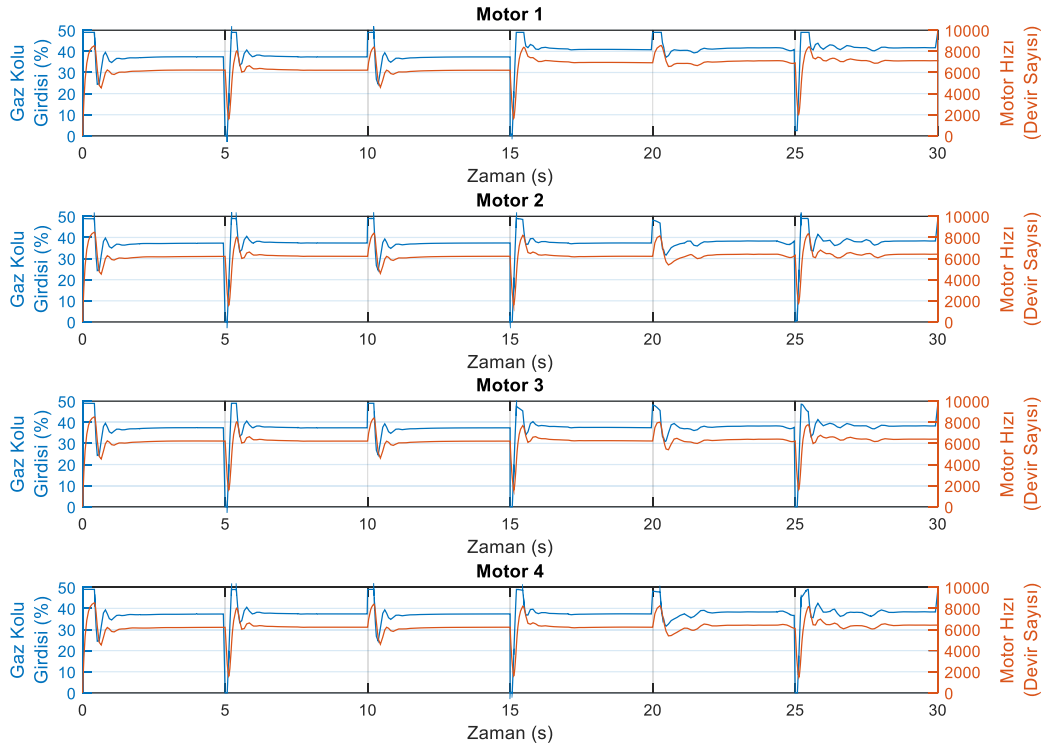


Şekil 4.7. 1 ve 3 Numaralı Motorlarda %20 Güç Kaybında Motor Tepkisi

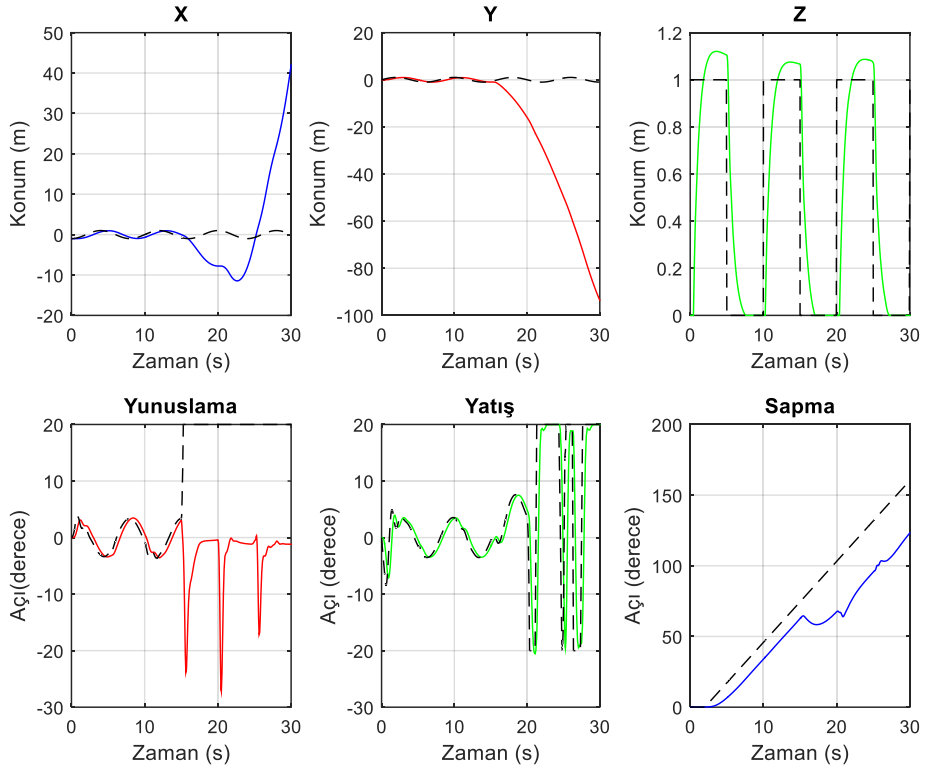


Şekil 4.8. 1 ve 3 Numaralı Motorlarda %20 Güç Kaybında Durum Değişkenlerinin Tepkisi

Son senaryoda ise ilk motora 15. saniyede %10 arıza verilmiştir. Şekil 4.9'da ilk motorun gaz kolu girdisinde ve motor hızındaki artış belirgin olarak görülmektedir. Şekil 4.10'da ise X ve Y durum değişkenleri kararlılığını kaybetmiştir. Buna rağmen irtifa referansı herhangi bir problem olmadan takip edilmektedir. Sapma açısından bir öncekinden daha az olmakla birlikte kararlı hal hatası bulunmaktadır.



Şekil 4.9. 1 Numaralı Motorda %10 Güç Kaybında Motor Tepkisi



**Şekil 4.10.** 1 Numaralı Motorda %10 Güç Kaybında Durum Değişkenlerinin Tepkisi



## 5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada bir quadrotorun sistem tanınması ve modellenmesi, sağlıklı ve arıza durumlarında benzetimi yapılmıştır. Tasarlanan kontrol sisteminin değişik şartlar altında performansı ölçülmüş ve belirli arıza koşullarında kontrol sisteminin gürbüz bir davranış sergilediği görülmüştür.

İlk aşamada quadrotorun belirli koşullar altında doğrusal olmayan model benzetiminin temelini oluşturan hareket denklemleri elde edilmiştir. İkinci aşamada motor testi yapılmış motorun dinamikleri modellenerek benzetime dahil edilmiştir. Üçüncü aşamada klasik PID denetleyici yerine geliştirilmiş PID denetleyici kullanılarak kontrol döngüleri tasarlanmıştır. Kontrol yapısının kararlılığını göstermek adına farklı girdiler sisteme uygulanarak çıkışlar gözlemlenmiştir. Son olarak oluşturulan yapının arıza durumlarında çalışması incelenmiştir. Sonuç olarak belirli koşullar altında birtakım eyleyici arızalarının tolere edildiği görülmüştür.

Sonraki çalışmalarda pasif arıza toleranslı kontrol yerine aktif bir yapının kullanılması sistemin kararlılığının daha zor koşullarda devam ettirilmesi açısından gelecekte yapılması düşünülmektedir.

## KAYNAKLAR

- [1] Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü, İnsansız hava aracı sistemlerinin ayrılmış hava sahalarındaki operasyonlarının usul ve esaslarına ilişkin talimat, 2013.
- [2] Domingues J. M. B., *Quadrotor prototype*, Yüksek Lisans Tezi, Instituto Superior Técnico, Lisbon Üniversitesi, 2009.
- [3] Hoffmann G. M., Huang H., Waslander S. L. ve C. J. Tomlin, "Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment", *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2007.
- [4] Nonami K., Kendoul F., Suzuki S., Wang W. ve Nakazawa D., *Autonomous Flying Robots*, Tokyo, Springer, 2010.
- [5] Di L., Cognitive formation flight in multi-unmanned aerial vehicle-based personal remote sensing systems, Yüksek Lisans Tezi, Utah State Üniversitesi, 2011.
- [6] Milosevic B., Naldi R., Farella E., Benini L. ve Marconi L., "Design and Validation of an Attitude and Heading Reference System for an Aerial Robot Prototype", *American Control Conference*, Montreal, 2012.
- [7] VanKampen D. A., Simulator Centered Design: Abstracting the Operating Environment on Radio Controlled Airplane Autopilot Development, Yüksek Lisans Tezi, Marquette Üniversitesi, 2012.
- [8] Dydek Z. T., Annaswamy A. M. ve Lavretsky E., "Adaptive Control of Quadrotor UAVs: A Design Trade Study With Flight Evaluations", *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, cilt 21, no. 4, pp. 1400-1406, 2013.
- [9] Raffo G. V., Ortega M. G. ve Rubio F. R., "An Integral Predictive/Nonlinear H Control Structure For a Quadrotor Helicopter", *Automatica*, cilt 46, pp. 29-39, 2010.
- [10] Hoffmann F., Goddemeier N. ve Bertram T., "Attitude Estimation and Control of a Quadcopter", *IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems*, Taipei, Tayvan, 2010 .

- [11] Gautam D. ve Ha C., "Control of a Quadrotor Using a Smart Self-Tuning Fuzzy PID Controller", *International Journal of Advanced Robotic Systems*, cilt 10, no. 380, pp. 1-9, 2013.
- [12] Chee K. Y. ve Zhong Z., "Control, Navigation and Collision Avoidance for an Unmanned Aerial Vehicle", *Sensors and Actuators A: Physical*, cilt 190, pp. 66-76, 2013.
- [13] Sadeghzadeh I., Mehta A., Chamseddine A. ve Zhang Y., "Active Fault Tolerant Control of a Quadrotor UAV Based on Gain- Scheduled PID Control", 25. *IEEE Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering* , 2012.
- [14] Yu B., Zhang Y., Minchala I. ve Qu Y., "Fault-tolerant Control with Linear Quadratic and Model Predictive Control Techniques Against Actuator Faults in a Quadrotor UAV", *Conference on Control and Fault-Tolerant Systems*, Nice, France, 2013.
- [15] Lanzon A., Freddi A. ve Longhi S., "Flight Control of a Quadrotor Vehicle Subsequent to a Rotor Failure", *AIAA Journal of Guidance, Control and Navigation*, cilt 37, no. 2, pp. 580-591, 2014.
- [16] Sadeghzadeh I., Mehta A. ve Zhang Y., "Fault Tolerant Control of a Quadrotor Helicopter Using Model Reference Adaptive Control", *ASME 2011 International Design Engineering Technical Conferences & Computers and Information in Engineering Conference*, Washington, ABD, 2011.
- [17] Sharifi F., Mirzaei M., Gordon B. W. ve Zhang Y., "Fault Tolerant Control of a Quadrotor UAV Using Sliding Mode Control", *Conference on Control and Fault Tolerant Systems*, Nice, France, 2010.
- [18] Amoozgar M. H., Chamseddine A. ve Zhang Y., "Fault-Tolerant Fuzzy Gain-Scheduled PID for a Quadrotor Helicopter Testbed in the Presence of Actuator Faults", *IFAC Conference on Advances in PID Control*, Brescia, İtalya, 2012.
- [19] Pamadi B. N., *Performance, Stability, Dynamics and Control of Airplanes*, AIAA Education Series, Reston, Virginia, ABD, 1998.

- [20] Önkol M., *Dönerkanat Tipinde Bir İnsansız Hava Aracının Tasarımı, Modellenmesi ve Kontrolü*, Yüksek Lisans Tezi, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, 2010.
- [21] Corke P., *Robotics, Vision and Control - Fundamental Algorithms in MATLAB*, Springer-Verlag, Berlin, 2013.
- [22] Bresciani T., *Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter*, Yüksek Lisans Tezi, Lund Üniversitesi, 2008.
- [23] Drexel Üniversitesi, *Quadcopter Dynamic Modeling and Simulation*, 2014  
<https://github.com/dch33/Quad-Sim>.
- [24] Henriques B. S. M., *Estimation and Control of a Quadrotor Attitude*, Yüksek Lisans Tezi, Instituto Superior Técnico, Lisbon Üniversitesi, 2011.
- [25] Güçlü A., *Attitude and Altitude Control of an Outdoor Quadrotor*, Yüksek Lisans Tezi, Atılım Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, 2012.
- [26] Blanke M., Kinnaert M., Lunze J. ve Staroswiecki M., *Diagnosis and Fault Tolerant Control*, Springer-Verlag, Berlin, 2006.
- [27] Hajiyeve C. ve Çalışkan F., *Fault Diagnosis and Reconfiguration in Flight Control Systems*, Kluwer Academic Publishers, 2003.