

**DÖRT MOTORLU  
BİR İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN  
ADAPTİF KONTROL SİSTEM TASARIMI**

Demet CANPOLAT TOSUN

Yüksek Lisans Tezi

Havacılık Elektrik ve Elektronik Anabilim Dalı

Ağustos-2015

## JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Demet CANPOLAT TOSUN'un "Dört Motorlu Bir İnsansız Hava Aracı için Adaptif Kontrol Sistem Tasarımı" başlıklı Havacılık Elektrik ve Elektronik Anabilim Dalındaki Yüksek Lisans tezi, 20.07.2015 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim ve Sınav Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

	Adı Soyadı	İmza
Üye (Tez Danışmanı)	: Yrd. Doç. Dr. Yasemin IŞIK	.....
Üye	: Prof. Dr. Osman PARLAKTUNA	.....
Üye	: Yrd. Doç. Dr. Ayşe KAHVECİOĞLU	.....
Üye	: Yrd. Doç. Dr. Hakan KORUL	.....
Üye	: Yrd. Doç. Dr. Sinem KAHVECİOĞLU	.....

Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun  
..... tarih ve ..... sayılı kararı ile onaylanmıştır.

Enstitü Müdürü

## ÖZET

**Yüksek Lisans Tezi**

### **DÖRT MOTORLU BİR İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN ADAPTİF KONTROL SİSTEM TASARIMI**

**Demet CANPOLAT TOSUN**

**Anadolu Üniversitesi**

**Fen Bilimleri Enstitüsü**

**Havacılık Elektrik ve Elektronik Anabilim Dalı**

**Danışman: Yrd. Doç. Dr. Yasemin IŞIK**

**II. Danışman: Prof. Dr. Osman PARLAKTUNA**

**2015, 74 sayfa**

Son yıllarda pek çok araştırmaya konu olmuş çok rotorlu insansız hava araçlarından quadcopterler veya quadrotorlar (dört rotorlu insansız hava araçları), çeşitli işlevleri yerine getirebilmek için kontrol sistemine ihtiyaç duyar. Bu çalışmada, Qball-X4 isimli quadrotorun konum ve açı denetlemesi, farklı kontrol yöntemleriyle ele alınmış ve karşılaştırılmaları yapılmıştır. Bunun için öncelikle kullanılan quadrotorun var olan dinamikleri kullanılarak, önerilen denetleyiciler için Matlab/Simulink benzetim ortamında cihazın her bir eksenindeki hareketinin kontrolü incelenmiştir. Kullanılan denetleyiciler; kontrol sistemi tasarımında, literatürde geniş uygulama alanı bulan, temeli bilinmeyen ve/veya değişken sistem parametrelerine dayanan adaptif kontrol, dinamiği belli olan sistemlerde kullanılan LQR (Doğrusal Karesel Düzenleyici) kontrol ve klasik kontrol yöntemlerinden PID (Oransal-İntegral-Türevsel) kontroldür. Matlab/Simulink benzetim ortamında test edilen bu denetleyicilerden elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır. Adaptif kontrol sistemi, ayrıca gerçek sisteme aktararak performans değerlendirmesi yapılmıştır.

**Anahtar Kelimeler:** Quadrotor, Qball-X4, Matlab/Simulink, Adaptif kontrol sistemi, PID kontrol, LQR kontrol.

## **ABSTRACT**

**Master of Science Thesis**

### **DESIGN OF AN ADAPTIVE CONTROL SYSTEM FOR A FOUR-ROTOR UAV**

**Demet CANPOLAT TOSUN**

**Anadolu University**

**Graduate School of Sciences**

**Avionics Program**

**Supervisor: Asst. Prof. Yasemin IŞIK**

**Co-supervisor: Prof. Dr. Osman PARLAKTUNA**

**2015, 74 pages**

The quadrotors or quadcopters, which have been the subject of many researches, in the past decade, need a control system in order to carry out various operations. In this study, the position and angle control of the quadrotor named Qball-X4 is examined with different control methods and their comparisons are made. To perform this, firstly, of motion control of each axis of the vehicle is examined by using the existing dynamics for the proposed controllers in Matlab/Simulink simulation environment. The used controllers are the adaptive control which has wide application in the literature and based on the unknown and/or variable plant parameters, LQR (Linear Quadratic Regulator) control which is used to control the systems that have the known dynamics and PID (Proportional-Integral-Derivative) control which is a one of the classical control methods. The results of these controllers which are tested in Matlab/Simulink simulation environment and they are compared. The adaptive control system is also applied to the actual system and the performance assesment is made.

**Keywords:** Quadrotor, Qball-X4, Matlab/Simulink, Adaptive control system, PID control, LQR control.

## İÇİNDEKİLER

<b>ÖZET</b> .....	<b>i</b>
<b>ABSTRACT</b> .....	<b>ii</b>
<b>İÇİNDEKİLER</b> .....	<b>iii</b>
<b>ŞEKİLLER DİZİNİ</b> .....	<b>v</b>
<b>ÇİZELGELER DİZİNİ</b> .....	<b>vii</b>
<b>SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ</b> .....	<b>viii</b>
<b>1. GİRİŞ</b> .....	<b>1</b>
<b>2. QUADROTORUN TANITIMI</b> .....	<b>2</b>
2.1. Quadrotor Nedir?.....	2
2.2. Çalışma Prensipleri.....	3
2.3. Tarihçe .....	4
2.4. Literatür Araştırması .....	10
<b>3. QUANSER QBALL-X4 HAVA ARACI</b> .....	<b>13</b>
3.1. Temel Bileşenleri .....	14
3.2. Qball-X4 Modeli .....	18
3.2.1. Akçüatör dinamikleri .....	18
3.2.2. Yalpa/yunuslama modeli.....	18
3.2.3. Yükseklik modeli .....	20
3.2.4. X-Y konum modeli .....	20
3.2.5. Sapma modeli.....	21
<b>4. KONTROL YÖNTEMLERİ</b> .....	<b>24</b>
4.1. PID Kontrol .....	24
4.2. LQR Kontrol.....	26
4.3. Adaptif Kontrol .....	29
4.3.1. Model referans adaptif kontrol .....	31
4.3.2. Qball-X4 hava aracı için adaptif denetleyici tasarımı .....	34
<b>5. BENZETİM SONUÇLARI</b> .....	<b>40</b>
5.1. PID Kontrol .....	40
5.2. LQR Kontrol.....	41
5.3. Model Referans Adaptif Kontrol.....	42

5.4. Karşılaştırmalı Sonuçlar .....	54
<b>6. DENEYSEL ÇALIŞMALAR.....</b>	<b>56</b>
6.1. Kontrol ve Aviyonik Laboratuvarı .....	56
6.2. Uygulama Sonuçları .....	57
<b>7. SONUÇ .....</b>	<b>68</b>
<b>TEZDEN ÇIKAN YAYINLAR .....</b>	<b>70</b>
<b>KAYNAKLAR .....</b>	<b>71</b>

## ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 2.1. Quadrotorun motor dönüş yönlerine göre çeşitli hareket yönleri .....	3
Şekil 2.2. Breguet-Richet Gyroplane No.1, 1907 .....	5
Şekil 2.3. Oemichen tarafından tasarlanan quadrotor, 1922 .....	5
Şekil 2.4. Convertawings Model A Quadrotor, 1957.....	6
Şekil 2.5. Curtiss-Wright VZ-7, 1958.....	7
Şekil 2.6. Bell Boeing Quad Tiltrotor .....	7
Şekil 2.7. Anteos .....	8
Şekil 2.8. Aeroquad.....	8
Şekil 2.9. Arducopter .....	9
Şekil 2.10. Parrot AR.Drone .....	9
Şekil 3.1. Merkez ve hedef bilgisayar arasındaki iletişim .....	14
Şekil 3.2. Qball-X4 .....	14
Şekil 3.3. Qball-X4 eksenleri .....	15
Şekil 3.4. Qball-X4 parçaları .....	16
Şekil 3.5. Yalpa/yunuslama eksen modeli .....	19
Şekil 3.6. Sapma hareketi ve pervane dönüş yönlerini gösteren model.....	22
Şekil 4.1. X eksenini boyunca hareket kontrolünün benzetim modeli.....	25
Şekil 4.2. Y eksenini boyunca hareket kontrolünün benzetim modeli.....	25
Şekil 4.3. Z eksenini boyunca hareket kontrolünün benzetim modeli .....	26
Şekil 4.4. Sapma hareket kontrolünün benzetim modeli.....	26
Şekil 4.5. LQR denetleyici şeması .....	27
Şekil 4.6. Z eksenini boyunca hareket kontrolünün benzetim modeli .....	27
Şekil 4.7. X eksenini boyunca hareket kontrolünün benzetim modeli.....	28
Şekil 4.8. Y eksenini boyunca hareket kontrolünün benzetim modeli.....	28
Şekil 4.9. Yalpa/yunuslama hareket kontrolünün benzetim modeli .....	28
Şekil 4.10. Sapma hareket kontrolünün benzetim modeli.....	29
Şekil 4.11. Model referans adaptif kontrol blok şeması .....	32
Şekil 4.12. Düşey hareket modeli .....	36
Şekil 4.13. X eksenindeki hareket modeli.....	36
Şekil 4.14. Y eksenindeki hareket modeli.....	36

Şekil 4.15. Sapma hareketi modeli.....	37
Şekil 4.16. X eksenindeki hareketin adaptif denetleyici ile benzetim modeli .....	38
Şekil 4.17. Y eksenindeki hareketin adaptif denetleyici ile benzetim modeli .....	38
Şekil 4.18. Z eksenindeki hareketin adaptif denetleyici ile benzetim modeli.....	39
Şekil 4.19. Sapma hareketinin adaptif denetleyici ile benzetim modeli .....	39
Şekil 5.1. PID kontrol benzetim sonuçları .....	40
Şekil 5.2. LQR kontrol benzetim sonuçları.....	41
Şekil 5.3. $\gamma = 4.5$ için benzetim sonuçları .....	53
Şekil 5.4. $\gamma = 3$ için benzetim sonuçları .....	53
Şekil 5.5. $\gamma = 1$ için benzetim sonuçları .....	53
Şekil 6.1. Laboratuvar planı .....	56
Şekil 6.2. Hava aracının X eksenindeki hareketi (1. uçuş denemesi) .....	58
Şekil 6.3. Hava aracının X eksenindeki hareketi (2. uçuş denemesi) .....	58
Şekil 6.4. Hava aracının X eksenindeki hareketi (3. uçuş denemesi) .....	59
Şekil 6.5. Hava aracının X eksenindeki hareketi (4. uçuş denemesi) .....	59
Şekil 6.6. Hava aracının X eksenindeki hareketi (5. uçuş denemesi) .....	60
Şekil 6.7 Hava aracının Y eksenindeki hareketi (1. uçuş denemesi) .....	60
Şekil 6.8 Hava aracının Y eksenindeki hareketi (2. uçuş denemesi) .....	61
Şekil 6.9. Hava aracının Y eksenindeki hareketi (3. uçuş denemesi) .....	61
Şekil 6.10. Hava aracının Y eksenindeki hareketi (4. uçuş denemesi) .....	62
Şekil 6.11. Hava aracının Y eksenindeki hareketi (5. uçuş denemesi) .....	62
Şekil 6.12 Hava aracının Z eksenindeki hareketi (1. uçuş denemesi).....	63
Şekil 6.13 Hava aracının Z eksenindeki hareketi (2. uçuş denemesi).....	63
Şekil 6.14. Hava aracının Z eksenindeki hareketi (3. uçuş denemesi).....	64
Şekil 6.15. Hava aracının Z eksenindeki hareketi (4. uçuş denemesi).....	64
Şekil 6.16. Hava aracının Z eksenindeki hareketi (5. uçuş denemesi).....	65
Şekil 6.17. Yalpa, yunuslama ve sapma açılarının değişimi (1. uçuş denemesi)..	66
Şekil 6.18. Yalpa, yunuslama ve sapma açılarının değişimi (2. uçuş denemesi)..	66
Şekil 6.19. Yalpa, yunuslama ve sapma açılarının değişimi (3. uçuş denemesi)..	67



## ÇİZELGELER DİZİNİ

Çizelge 2.1. Quadrotorların avantaj ve dezavantajları .....	2
Çizelge 3.1. Qball-X4 parçaları .....	15
Çizelge 3.2. Motorlara karşılık gelen servo çıkışları .....	17
Çizelge 3.3. Sistem parametreleri .....	23
Çizelge 5.1. PID denetleyici parametreleri ve istenilen konum değerleri.....	40
Çizelge 5.2. LQR denetleyici parametreleri ve istenilen konum değerleri .....	41
Çizelge 5.3. 1. Referans model için $\gamma = 0.5$ iken benzetim sonuçları .....	43
Çizelge 5.4. 1. Referans model için $\gamma = 0.3$ iken benzetim sonuçları .....	44
Çizelge 5.5. 1. Referans model için $\gamma = 0.1$ iken benzetim sonuçları .....	45
Çizelge 5.6. 2. Referans model iken benzetim sonuçları için $\gamma = 0.5$ .....	46
Çizelge 5.7. 2. Referans model için $\gamma = 0.3$ iken benzetim sonuçları .....	47
Çizelge 5.8. 2. Referans model için $\gamma = 0.1$ iken benzetim sonuçları .....	48
Çizelge 5.9. 3. Referans model iken benzetim sonuçları için $\gamma = 0.5$ .....	49
Çizelge 5.10. 3. Referans model için $\gamma = 0.3$ iken benzetim sonuçları .....	50
Çizelge 5.11. 3. Referans model için $\gamma = 0.1$ iken benzetim sonuçları .....	51
Çizelge 5.12. Düşey eksen için elde edilen zaman cevabı parametreleri.....	52
Çizelge 5.13. X eksenindeki hareket için elde edilen sonuçlar.....	54
Çizelge 5.14. Y eksenindeki hareket için elde edilen sonuçlar.....	54
Çizelge 5.15. Z eksenindeki hareket için elde edilen sonuçlar .....	54
Çizelge 5.16. Sapma hareketi için elde edilen sonuçlar.....	55

## SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

PID : Oransal-İntegral- Türevsel (Proportional-Integral-Derivative)

LQR : Doğrusal karesel düzenleyici (Linear quadratic regülator)

İHA : İnsansız hava aracı

PWM : Darbe genişlik modülasyonu (Pulse width modulation)

ESC : Elektronik hız kontrolcüsü (Electronic speed controller)

### Semboller

$F$  : İtke kuvveti

$K$  : Pozitif kazanç

$w$  : Akçüatör bant genişliği

$s$  : Laplace değişkeni

$g$  : Yerçekimi ivmesi

$L$  : Qball-X4' ün pervaneleri ve ağırlık merkezi arasındaki uzaklık

$u$  : Akçüatör PWM girişi

$J_y$  : z eksenini boyunca eylemsizlik momenti

$J_{roll}$  : Yalpa/yatış eksenindeki eylemsizlik momenti

$J_{pitch}$  : Yunuslama eksenindeki eylemsizlik momenti

$\theta$  : Yunuslama açısı

$\varphi$  : Yalpa/yatış açısı

$\psi$  : Sapma açısı (psi)

$K_y$  : Sapma modeli için pozitif kazanç

$\tau$  : Tork

$K_{PID}$  : PID parametresi

- $T_i$  : PID parametresi
- $T_d$  : PID parametresi
- $P$  : Oransal kontrol
- $I$  : İntegral kontrol
- $D$  :Türevsel kontrol
- $K_p$  : PID denetleyici oransal kontrol katsayısı
- $K_i$  : PID denetleyici integral kontrol katsayısı
- $K_d$  : PID denetleyici türevsel kontrol katsayısı
- $A$  : Sistem matrisi
- $B$  : Kontrol matrisi
- $C$  : Çıkış matrisi
- $Q, R$  : Ağırlık matrisleri
- $K_{lqr}$  : Kazanç matrisi
- $\alpha$  : Adaptif denetleyici parametresi
- $\gamma$  : Adaptasyon oranı

## 1. GİRİŞ

İnsansız hava araçları (İHA) son yıllarda seyrüsefer, haritalama, keşif ve gözetleme, görüntüleme, yangın söndürme gibi pek çok askeri ve sivil uygulamalarda kullanılmaktadır.

Bu tez çalışmasında ise insansız hava araçları içinde en çok tercih edilenlerden biri olan quadrotorlar üzerinde durulmuştur. Quadrotor modeli olarak, Quanser firması tarafından uygulamalı İHA araştırmaları için geliştirilen Qball-X4 kullanılmıştır.

Çalışmanın ana amacı, Qball-X4 hava aracı için pozisyon ve açı kontrolü sağlayan bir kontrol sistemi tasarlamaktır. Kontrol sistemi olarak bir adaptif kontrol sistemi yaklaşımı olan model referanslı kontrol tekniği kullanılmıştır. Öncesinde ise benzetim ortamında PID ve LQR kontrol teknikleri test edilmiştir.

İkinci bölümde, quadrotorların çalışma prensibi, geçmişten günümüze gelişimi, bu sistemlerle ilgili daha önceden yapılmış çalışmalar hakkında bilgiler verilmiştir.

Üçüncü bölümde, kullanılan quadrotor modeli Qball-X4'ün temel bileşenleri, eksenleri, içeriği ve dinamikleri incelenmiştir.

Dördüncü bölümde, kullanılan kontrol teknikleri hakkında genel bilgiler verilerek, her bir denetleyici için Matlab/Simulink aracılığıyla kurulan benzetim modelleri verilmiştir.

Beşinci bölümde benzetim ortamında kurulan PID, LQR ve adaptif kontrol sistemlerinin sonuçları verilerek performans kıyaslaması yapılmıştır.

Altıncı bölümde, adaptif denetleyicinin gerçek sistemde uygulanması sonucu elde edilen sonuçlar verilmiştir.

Son bölümde ise elde edilen sonuçlar genel bir değerlendirmeye sunularak gelecekte yapılması planlanan çalışmalar verilmiştir.

## 2. QUADROTORUN TANITIMI

### 2.1. Quadrotor Nedir?

Quadrotor adı verilen dört rotorlu insansız hava araçları, en çok tercih edilen insansız hava araçlarından biridir. Bir ana rotor ve kuyruk rotoru kullanan klasik helikopterlere nispeten dört rotor kullanan quadrotorların kontrol ve kurulumunun kolay olması tercih edilme sebeplerindedir.

Klasik helikopterler birçok hareketli parçadan oluşan karmaşık mekanik sistemleri kullanan rotora iletilen komutlarla kontrol edilirler. Öte yandan, quadrotorlar genel olarak sistem kontrolünün kolaylığı açısından avantajlıdır. Quadrotor pervanelerinin sabit hatveli oluşu, basit ve hareketli parçası bulunmayan şasilerin kullanılması ayrıca yüksek itki gücüne bağlı ileri manevra kabiliyeti quadrotorların öne çıkan özelliklerindedir.

Quadrotorların klasik helikopterlere göre kontrol ve kolay kurulum açısından pek çok avantajı olmasının yanında dezavantajları da mevcuttur. Dinamiklerinin doğrusal olmaması nedeniyle yön kontrolü ve kararlılığın sağlanması oldukça zordur. Genel olarak quadrotorların avantaj ve dezavantajları Çizelge 2.1.' de görülmektedir.

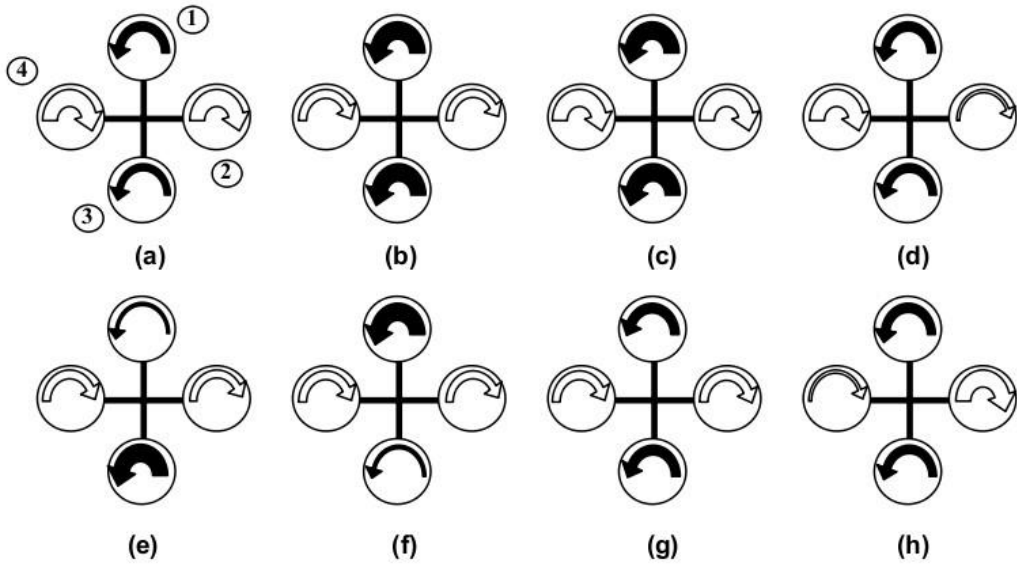
**Çizelge 2.1.** Quadrotorların avantaj ve dezavantajları

<b>Avantajlar</b>	<b>Dezavantajlar</b>
Basit mekanik	Büyük boyutlu ve ağır
Faydalı yük taşıma kapasitesi fazla	Yüksek enerji tüketimi
Azaltılmış cayroskobik etkiler	

## 2.2. Çalışma Prensibi

Quadrotorlarda çarpaz konfigürasyonda yerleştirilmiş dört motor tarafından sürülen dört pervane mevcuttur. Ön ve arka motorlar saat yönünün tersine dönerken, sağ ve sol motorlar saat yönünde dönerler. Rotorlar aynı hızda döndüğünde cayroskopik etkiler ihmal edilirse hava aracı havalanır. Kararlı bir havalanma sağlanabilmesi için her bir motor tarafından üretilen itki aynı olmalıdır. Motorlardan herhangi birinin itkisindeki en ufak bir değişim hava aracının ani bir şekilde ters düz olmasına sebep olabilir. Tek bir motorun hızını değiştirerek taşıma kuvveti değiştirilebilmekte; yatay ve dikey hareketler bu şekilde sağlanmaktadır.

Şekil 2.1’de quadrotorun motor hızlarına ve dönüş yönlerine göre hareket yönleri görülmektedir. Ön ve arka motorlar (1 ve 3) saat yönünün tersine, sağ ve sol motorlar (2 ve 4) saat yönünde dönmekte olup kalın oklar hızlı, ince oklar yavaş dönüşü göstermektedir.



Şekil 2.1. Quadrotorun motor dönüş yönlerine göre çeşitli hareket yönleri [1]

- (a) Saat yönünün tersine sapma hareketi
- (b) Saat yönünde sapma hareketi
- (c) Havalanma
- (d) Saat yönünde yalpa hareketi
- (e) Saat yönünün tersine yunuslama hareketi
- (f) Saat yönünde yunuslama hareketi
- (g) Alçalma
- (h) Saat yönünün tersine yalpa hareketi

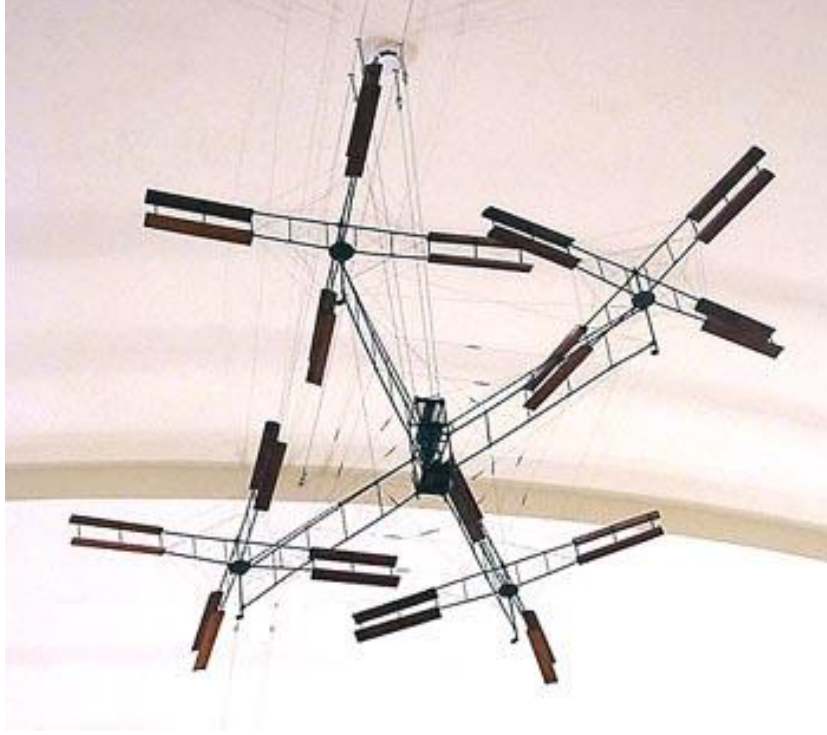
Şekil 2.1 detaylı olarak incelendiğinde, karşılıklı rotorların hızları arttırıldığında sapma hareketi oluşur. Sapmanın yönü ise Şekil 2.1.a ve Şekil 2.1.b'deki gibi açisal hızı daha az olan rotorun yönünde olduğu görülmektedir.

Karşılıklı rotor çiftlerinden birinin hızı arttırıldığında, yunuslama ve yalpa hareketlerinin oluştuğu görülmektedir. 2. veya 4. motorlardan birinin hızını arttırmak Şekil 2.1.d ve Şekil 2.1.h'de görüldüğü gibi yalpa hareketine neden olmaktadır. Benzer şekilde 1. ve 3. motorlardan birinin hızını arttırmak Şekil 2.1.e ve Şekil 2.1.f'de görüldüğü gibi yunuslama hareketine neden olmaktadır. Bu hareketlerin yönü de yine açisal hızı daha az olan rotorun yönündedir.

Karşılıklı rotor çiftlerinin hızlarının döndükleri yönde arttırılmasıyla havalanma (c) , azaltılmasıyla da alçalma (g) hareketi gerçekleşir.

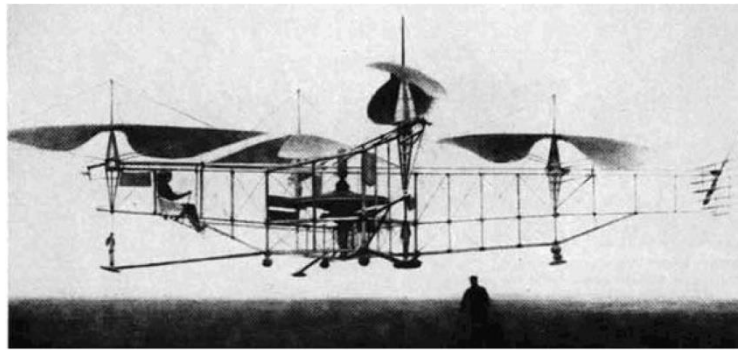
### **2.3. Tarihçe**

Quadrotorlarla ilgili ilk çalışmalar 20. yüzyılın başlarına dayanmaktadır. 1907 yılında Fransa'da Louis Breguet tarafından tasarlanan dört rotorlu helikopter (Şekil 2.2) bilinen ilk quadrotordur. Bu hava aracı 300 kilogramı geçmekle birlikte 4,5 metre kadar yükselerek 20-22 metre kadar uçmayı başarmıştır ancak havada stabil duramadığı için birçok insan tarafından tutulması gerekmiştir.



**Şekil 2.2.** Breguet-Richet Gyroplane No.1, 1907 [2]

1920 yılında Etienne Oehmichen tarafından çeşitli tasarım ve uçuş denemeleri yapılmıştır. Şekil 2.3'te görülen, altı tasarımdan biri olan No.2, dört motorlu sekiz pervaneli olup zamanına göre kayda değer stabilite sunmuştur.

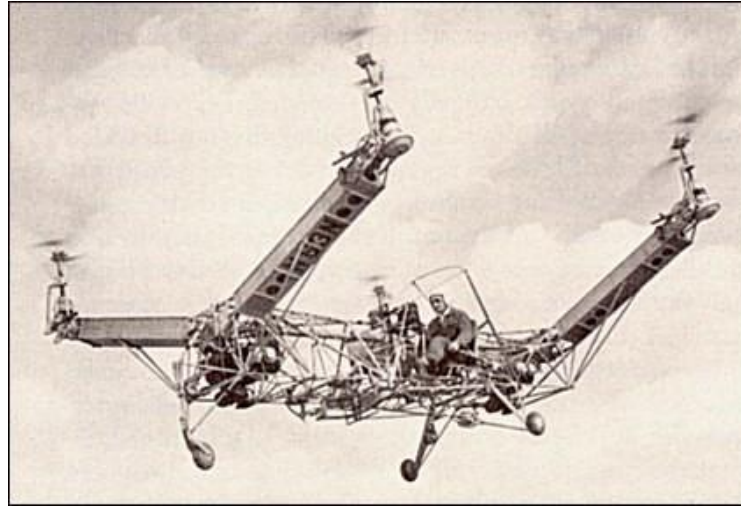


**Şekil 2.3.** Oehmichen tarafından tasarlanan quadrotor, 1922 [3]



1922 yılında George De Bothezat ve Ivan Jerome tarafından tasarlanan quadrotorun pilotla birlikte üç yolcu taşınması ve 100 metreye kadar çıkması planlanmıştır. Ancak sadece 5 metre havalanabilmiştir.

Hem Oehmichen hem de Bothezat tasarımlarında motorlar ana rotolara dik pervaneler tarafından sürülmüştür. Bu yüzden verimli quadrotorlar olarak değerlendirilmemişlerdir. İlk tasarımlar düşük motor performanslarından dolayı ancak birkaç metre yükselebilmişlerdir ve sonraki 30 yıl quadrotor tasarımına ara verilmiştir. 1950'li yılların ortalarında Marc Adman Kaplan tarafından tasarlanan "Convertawings Model A Quadrotor" adı verilen quadrotor (Şekil 2.4) uçurulmuştur. Hava aracı iki adet motoru v kayışıyla dört rotoru döndürecek şekilde tasarlanmıştır. İleri uçuş yapabilen ilk quadrotor olarak büyük başarı yakalayan hava aracı sipariş düşüklüğü nedeniyle daha fazla üretilmemiştir.



**Şekil 2.4.** Convertawings Model A Quadrotor, 1957 [4]

1958 yılında ise Amerikan ordusu için Curtiss-Wright firması tarafından dikey kalkış iniş yapabilen "Curtiss-Wright VZ-7" adı verilen quadrotor (Şekil 2.5) tasarlanmıştır.



Şekil 2.5. Curtiss-Wright VZ-7, 1958 [5]

Son yıllarda ise küçük ölçekli insansız hava araçları birçok uygulamada yaygın olarak tercih edilmektedir. Hava araçlarında daha iyi manevra ve süzülüş kabiliyeti ihtiyacı quadrotor araştırmalarını yaygınlaştırmıştır. Dört motorlu tasarım hem emniyet hem de manevra kabiliyeti açısından oldukça verimlidir. İleri teknoloji araştırmalar da quadrotorların uygulama alanlarını çoklu araç iletişimi, keşif ve gözetleme gibi görevlerde yaygınlaştırmaya yöneliktir.

Son yıllarda yapılan tasarımlardan bazıları ise şunlardır:

Bell Boeing Quad TiltRotor (Şekil 2.6) ile quadrotorlarda tilt rotor kullanımına gidilmiştir.



Şekil 2.6. Bell Boeing Quad Tiltrotor [6]

Aermatica Spa'nın Anteos aracı (Şekil 2.7) ise ilk resmi izinli olarak sivil hava sahasında uçabilen döner kanatlı uzaktan kontrollü hava aracıdır.

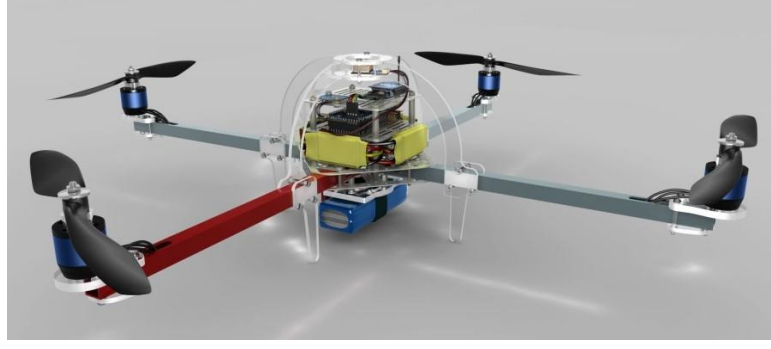


Şekil 2.7. Anteos [7]

AeroQuad (Şekil 2.8) ve ArduCopter (Şekil 2.9), Arduino tabanlı açık kaynak kodlu yazılım ve donanıma sahip quadrotor projesidir.



Şekil 2.8. Aeroquad [8]



**Şekil 2.9.** Arducopter [9]

Parrot AR.Drone (Şekil 2.10), üzerinde Parrot SA tarafından üretilen kameralar monte edilmiş küçük RC quadrotordur. Akıllı telefonlar ve tabletler tarafından kontrol edilebilecek şekilde tasarlanmıştır.



**Şekil 2.10.** Parrot AR.Drone [10]

## 2.4. Literatür Araştırması

İnsansız hava araçları arasında quadrotorlar öne çıkan özelliklerinden dolayı üzerinde pek çok çalışmada tercih edilmiştir. Çalışmalar daha çok modelleme ve kontrol üzerine yapılmıştır.

Kıvrak [11] çalışmasında, dört motorlu uçuş aracı için doğrusal olmayan durum denklemlerini çıkararak, denetim sistemlerini detaylı olarak incelemiştir. Sistemin yönelim kararlılığı için Lineer Quadratik Regülatör tasarlanarak Matlab/Simulink ortamında geliştirilmiştir. Gerçek zamanlı uygulama ise Simulink Real Time Windows Target vasıtasıyla gerçekleştirilmiştir.

Bouabdallah [12] çalışmasında, dikey kalkış ve iniş yapabilen minyatür bir uçan robot tasarımı yaparak kontrolünü gerçekleştirmiştir. Araştırmacı tasarladığı ve OS4 adını verdiği otonom quadrotor için 5 farklı denetleyici geliştirmiştir. Bunlardan ilki yönelim kontrolü için Lyapunov teorisine dayanmaktadır. İkinci ve üçüncü denetleyiciler PID ve Lineer Quadratik tekniklerdir ve son olarak dördüncü ve beşincide ise geri adımlamalı ve kayma kipli kontrol yaklaşımlarına gidilmiştir.

Dikmen ve ark. [13] çalışmalarında, bir quadrotorun istenilen bir noktada kararlılık, süzülüş kontrolü ile yönelim kontrolüne yer vermişlerdir. Bu kontrolü doğrusal ve doğrusal olmayan kontrol teknikleriyle gerçekleştirmişlerdir. PD, geri beslemeli lineerizasyon ve kayma kipli kontrol gibi farklı tipte kontrol yöntemleri uygulanmıştır.

Andreas [14] çalışmasında, bir quadrotor sisteminin modellemesi ve tanılaması üzerinde durmuştur. Bu süreçte sistem dinamikleri çıkarılarak denetleyici tasarımı yapılmıştır. Optimal kontrol algoritmaları temel alınarak LQR yöntemi kullanılmıştır. Ayrıca durum kestirimi için Kalman filtresi yardımıyla gözleyici tasarımı yapılmıştır.

Eresen [15] çalışmasında, quadrotorun dinamik modelini kullanarak üç boyutlu sanal ortam Google Earth'te belirlenen bir başlangıç noktasından hedef

noktasına engellere çarpmadan otonom uçuşunu sağlamaya yönelik uygulamalar yapmıştır.

Kırlı [16] çalışmasında, dört rotorlu insansız hava araçları için değişken serbestlik derecesine sahip, yere sabit bir deney düzeneğinin tasarımını ve imalatını yapmıştır. Bulanık mantık, PD ve PID denetleyiciler gibi farklı tip denetleyiciler kullanarak, bunların sisteme uygulanabilirliğini ve performanslarını incelenmiştir.

Sorensen [17] çalışmasında, minyatür bir quadrotorla otonom gürbüz uçuşun nasıl gerçekleştirildiğinin üzerinde yoğunlaşmıştır. LQR ve  $H_\infty$  denetleyiciler tasarlanarak performansları kıyaslanmıştır. Sonuç olarak tasarlanan LQR denetleyici ve kestirimci kullanarak minimum zaman gecikmesiyle yörünge takibi gerçekleştirilmiştir.

Chamseddine ve ark. [18] çalışmalarında, Qball-X4 model quadrotor için arıza toleranslı kontrolü, üç tip model referans kontrol tekniğiyle gerçekleştirmişlerdir. Çalışmada ayrıca, LQR denetleyici ile de performans kıyaslaması yapılmıştır.

Güçlü [19] çalışmasında, dört rotorlu hava aracının yükseklik ve yönelim kontrolünü yapmayı amaçlamıştır. Yönelim dinamiklerinin kontrolü LQR tip denetleyici ile, sapma ve yükseklik kontrolü de iki farklı tip PID denetleyici ile Matlab/Simulink ortamında gerçekleştirilmiştir. Tasarlanan denetleyicilerin fiziksel sisteme uygulaması ise xPC Target kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

Abdolhosseini ve ark. [20] çalışmalarında, quadrotorun üç boyutlu yörünge takibini model öngörülü kontrol tekniğiyle hem benzetim ortamında hem de Qball-X4 model quadrotor üzerinde gerçekleştirmişlerdir.

Sadeghzadeh ve ark. [21] çalışmalarında, Qball-X4 quadrotor modeli üzerinde kazanç ayarlamalı PID denetleyici kullanarak aktif arıza toleranslı kontrol tekniğinin uygulaması gerçekleştirmişlerdir.

Bayrakçeken [22] çalışmasında, dikine iniş/kalkış yapabilen dört rotorlu hava aracı için dinamik bir model oluşturmuş ve bu modeli kullanarak doğrusal ve doğrusal olmayan kontrol yöntemlerini fiziksel ortamda gerçekleştirebilmek için

gerçek zamanlı oryantasyon kontrol amaçlı donanımlı benzetim tekniğini esas alan deney düzeneği tasarlayarak imalatını yapmıştır. Sistemin tasarlanması ve parametrelerin belirlenmesi aşamalarında PD kontrol yöntemi kullanılmıştır. Sistemin tasarım ve imalatı tamamlandıktan sonra ise bulanık mantık ve kayma kipli kontrol gibi doğrusal olmayan kontrol yöntemleri başarı ile uygulanmıştır. Daha sonra bu deney düzeneğinin lisans ve lisansüstü kontrol mühendisliği eğitiminde kullanılması hedeflenmiştir.

Gora [23] çalışmasında dört rotorlu uçan robot için geliştirilmiş bir test platformunda uçan robotun kontrol, denge ve yönelim açılarını incelemiştir. Robota takılan harici IMU vasıtasıyla alınan veriler Matlab ve Python programları ile analiz edilmiştir.

Akyüz [24] çalışmasında, dikey kalkış-iniş yapabilen dört rotorlu hava aracının pozisyon ve açı kontrollerini yapmıştır. Öncelikle sistemin matematiksel modeli oluşturulmuş daha sonra bu model Matlab/Simulink ortamına aktarılmıştır. PD ve bulanık denetleyiciler sisteme uygulanarak denetleyici performansları karşılaştırılmıştır. İstenilen pozisyon ve açılara ulaşımını görselleştirmek amacıyla Simulink 3D kullanılmıştır.

Abdolhosseini ve ark. [25] çalışmalarında, model öngörülü kontrol algoritması üzerinde çeşitli değişiklikler yaparak tekniği daha verimli hale getirmişlerdir. Yeni algoritma Qball-X4 quadrotor modelinin üç boyutlu kontrolü için kullanılmıştır.

Iskandarani ve ark. [26] çalışmalarında, iki ya da daha fazla quadrotor kullanarak hedef kuşatma uygulamasını gerçekleştirmişlerdir. Kullanılan Qball-X4 quadrotor modelinin dairesel yörüngede kalması doğrusal model öngörülü kontrol yöntemiyle sağlanmıştır.

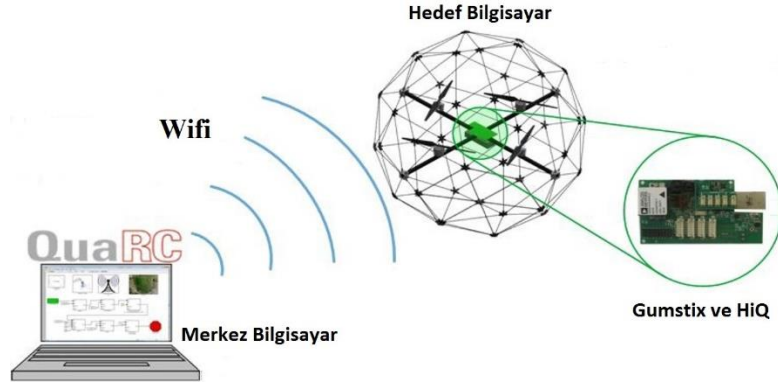
### 3. QUANSER QBALL-X4 HAVA ARACI

Quanser firması tarafından geliştirilen Qball-X4 quadrotor modeli birçok insansız hava aracı uygulamalarına imkân sağlayan yeni nesil döner kanatlı hava aracı platformudur. 10 inçlik pervanelere monte edilmiş 4 motor tarafından sürülmektedir. Hava aracı koruyucu bir karbon fiber kafes ile çevrelenmiştir. Bu tasarımı sayesinde güvenli operasyonları garanti altına alır ve birçok özgün uygulamaya olanak sağlar. Koruyucu kafes hava aracının birçok tehlikeye sebep olabilecek kapalı ortamlarda kullanılabilmesi için oldukça önemli bir özelliktir. Bu kafes herhangi bir araçla veya engelle temas halinde ciddi hasarlar gören diğer araçlara kıyasla Qball-X4'e belirleyici bir avantaj sağlar.

Hava aracı üzerindeki sensörlerdeki verileri okumak ve motorları sürmek amacıyla Qball-X4 entegre veri toplama kartı HiQ ve gömülü Gumstix bilgisayarı kullanır. HiQ veri toplama kartı, yüksek çözünürlüklü ataletsel ölçüm birimi ve birçok araştırma uygulamalarına imkân sağlayan giriş/çıkış (I/O) kartıdır. Quanser'in gerçek zamanlı kontrol yazılımı QuaRC, Matlab/Simulink ara yüzüyle kullanıcılara denetleyici geliştirmeleri ve test etmelerinde kolaylık sağlar. QuaRC'nin açık mimari donanımı ve kapsamlı Simulink blokları kullanıcılara güçlü denetleyici geliştirme araçları sunmaktadır. QuaRC yazılımı otomatik olarak kod üreten ve denetleyicileri uygulamaya koyan gömülü Gumstix bilgisayarını hedefleyebilir. Uçuş sırasında, denetleyiciler Gumstix bilgisayar üzerinde sistemi kontrol ederken, kullanıcı parametreleri gerçek zamanlı olarak ayarlayabilir ve sensör ölçümlerini yerdeki merkez bilgisayardan gözlemleyebilir.

Daha önce de belirtildiği gibi Qball-X4 ile gelen QuaRC yazılımı Matlab/Simulink ile arayüz oluşturur ve Matlab/Simulink ortamında geliştirilen bir yazılım QuaRC vasıtasıyla Gumstix bilgisayarında çalıştırılır (Şekil.3.1.).





Şekil 3.1. Merkez ve hedef bilgisayar arasındaki iletişim [27]

### 3.1. Temel Bileşenleri

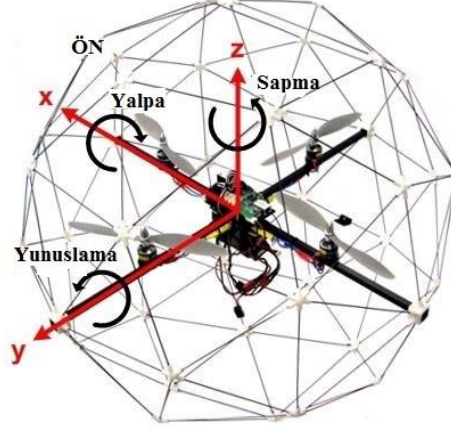
Sistemin temel bileşenleri aşağıdaki yazılım ve donanım bölümlerini içerir:

- Qball-X4: Şekil 3.2’de gösterilmektedir.
- HiQ: QuaRC veri toplama kartıdır.
- Gumstix: QuaRC’nin hedef bilgisayarıdır.
- Batarya: 2 adet 3 hücreli 2500mAh’lik LiPo şarj edilebilir bataryalardan oluşur.
- Gerçek Zamanlı Kontrol Yazılımı: QuaRC-Simulink konfigürasyonudur.



Şekil 3.2. Qball-X4 [27]

**X4 Şeması:** Qball-X4'ün eksen ve açıları Şekil 3.3'te gösterildiği gibidir.

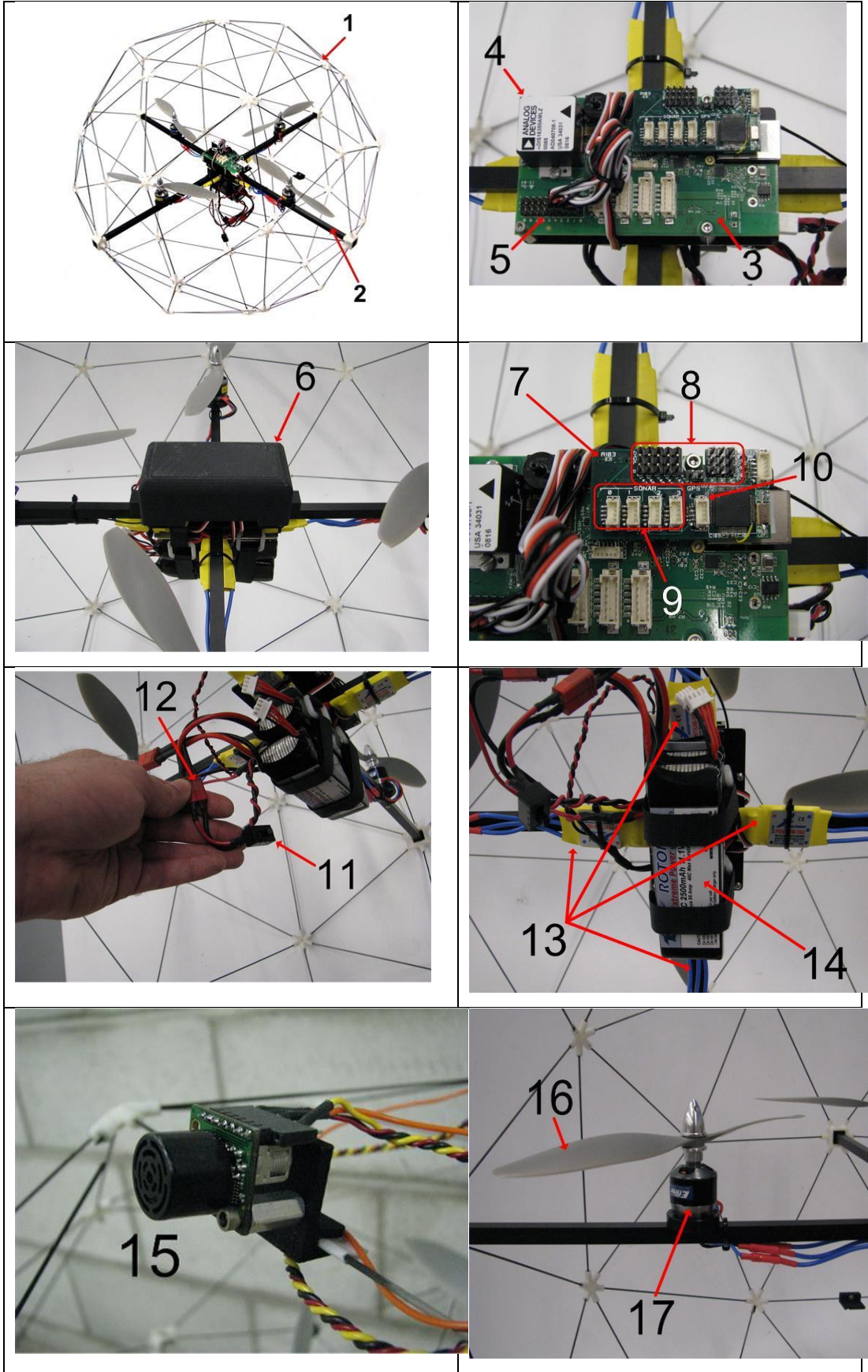


**Şekil 3.3.** Qball-X4 eksenleri [27]

**Qball-X4 Bileşenleri:** Qball-X4 ile birlikte gelen parçalar Şekil 3.4'te gösterilmiştir ve Çizelge 3.1.'de tanımlanmıştır.

**Çizelge 3.1.** Qball-X4 parçaları [27]

1	Qball-X4 Koruyucu Kafes	10	GPS Seri Girişi
2	Qball-X4 Gövdesi	11	Batarya Anahtarı
3	HiQ Veri Toplama Kartı	12	Batarya Konnektörü
4	HiQ Ataletsel Ölçüm Birimi	13	Hız Kontrolcülerini (ESCler)
5	HiQ Servo PWM Çıkışları	14	LiPo Bataryalar
6	HiQ Muhafazası	15	Opsiyonel Sonar
7	Opsiyonel Alıcılı HiQ Yardımcı Kartı	16	Pervane (10x4.7)
8	Alıcı Girişleri	17	Motor
9	Sonar Girişleri		



Şekil 3.4. Qball-X4 parçaları [27]

**Qball-X4 Gövdesi:** Qball-X4 gövdesi HiQ veri toplama kartı, motorlar ve ESC'leri içerir ve karbon fiber kafesle çevrelenmiştir. Koruyucu kafes gövdeyi, motorları, pervaneleri ve gömülü kontrol modüllerini koruma amaçlıdır. Ancak bu kafes 2 metreden daha yüksek düşmelere ve sert darbelere dayanıklı değildir.

**HiQ Veri Toplama Kartı:** Qball-X4'ün veri toplama kartı olan HiQ, Gumstix gömülü bilgisayarı ile birlikte yerleşik sensörleri okuyarak ve motor komutlarını üreterek hava aracını kontrol eder. Her bir ESC, HiQ üzerindeki bir PWM (Pulse Width Modulation) servo çıkışına bağlanır. HiQ üzerinde toprak pinleriyle (servo kablolarındaki siyah tel) 0'dan 9'a kadar etiketlenmiş 10 PWM servo çıkış kanalı mevcuttur. Her bir ESC Qball-X4'e belirli sırada bağlanmalıdır. Çizelge 3.2.'de her bir motora karşılık gelen servo kanalları gösterilmektedir.

**Çizelge 3.2.** Motorlara karşılık gelen servo çıkışları [27]

<b>Motor</b>	<b>Servo Çıkış Kanalı</b>
Arka	0
Ön	1
Sol	2
Sağ	3

**Qball-X4 Güç Kaynağı:** Qball-X4 2 adet 3 hücreli 2500mAh'lik LiPo şarj edilebilir bataryalarını HiQ ve motorları kullanır. Bu bataryalar gövde merkezinin aşağısında iki cırt cırt bantla tutulur. Bataryalar dikey olarak kümelenmelidir ve gövdenin alt kısmında yer alan alüminyum plakalarla hizalandırılıp cırt cırt bantlarla sıkıca tutturulmalıdır.

**Qball-X4 Motor ve Pervaneler:** Qball-X4, 4 tane E-Flite Park 400 (740 Kv) motor ve bu motorlara oturtulmuş APC 10x4.7 pervaneler kullanır. Motorlar gövdeye X ve Y eksenleri boyunca yerleştirilmişlerdir ve her birine ait ESC'ler de gövdeye montelidir. Motorlar ve pervaneler, ön ve arka motorlar saat yönünde, sağ ve sol motorlar saat yönünün tersine dönecek şekilde yapılandırılmıştır.

### 3.2. Qball-X4 Modeli

Bu bölümde Qball-X4'ün dinamik modeli tanımlanacaktır. Denetleyici geliştirmek için hem doğrusal hem de doğrusal olmayan modeller çıkarılmıştır. Qball-X4'ün eksenleri (x,y,z) olarak ifade edilmektedir ve Şekil 3.3'e göre tanımlanmıştır. x, y ve z etrafındaki dönme hareketi sırasıyla yunuslama, yalpalama ve sapma olarak belirlenmiştir. Yer ekseni ise X, Y, Z olarak tanımlanmıştır.

#### 3.2.1. Akçüatör dinamikleri

Her bir pervane tarafından üretilen itki (F),  $u$  akçüatör PWM girişi,  $w$  akçüatör bant genişliği,  $K$  pozitif kazanç olmak üzere (3.1)'deki gibidir.

$$F = K \frac{w}{s + w} u \quad (3.1)$$

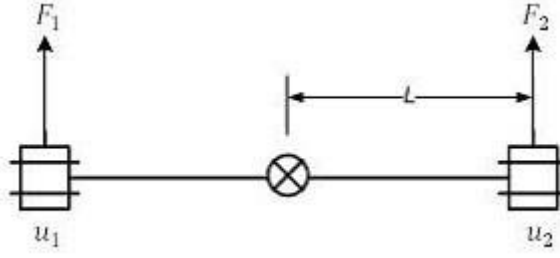
Bu parametreler hesaplanmış ve deneysel olarak doğrulanmıştır. Sayısal değerleri ise Çizelge 3.3'te verildiği gibidir.

Akçüatör dinamiği bir durum değişkeni  $v$  ile tanımlanmıştır ve aşağıdaki gibi ifade edilmiştir [27].

$$v = \frac{w}{s + w} u \quad (3.2)$$

#### 3.2.2. Yalpa/yunuslama modeli

x ve y eksenlerindeki dönüşler bağımsız varsayılırsa, yalpa ve yunuslama eksenlerindeki hareket Şekil 3.5'te temsil edildiği gibi modellenebilir.



Şekil 3.5. Yalpa/yunuslama eksen modeli [27]

Şekil 3.5.' te görüldüğü gibi iki pervane her bir ekseninde harekete neden olur. Her bir motor tarafından üretilen itki karşılık gelen giriş kullanılarak (3.1) ifadesinden hesaplanabilir.

Ağırlık merkezi çevresindeki dönüş, üretilen itki kuvvetleri arasındaki farktan ortaya çıkar.  $J = J_{roll} = J_{pitch}$  yalpa ve yunuslama eksenlerinde cihazın eylemsizlik momentleri ve  $L$  pervaneler ve ağırlık merkezi arasındaki mesafe olmak üzere yunuslama açısı  $\theta$ , (3.3)'teki dinamikler kullanılarak formülize edilebilir [27].

$$J\ddot{\theta} = \Delta F L \quad (3.3)$$

Motorlar tarafından üretilen kuvvetler arasındaki fark ise

$$\Delta F = F_1 - F_2 \quad (3.4)$$

ile ifade edilir.

Yunuslama eksenlerindeki hareketler ile her bir pervane için aktüatör dinamikleri birleştirildiğinde (3.5)'teki durum denklemleri ortaya çıkar.

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{KL}{J} \\ 0 & 0 & -w \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \dot{\theta} \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ w \end{bmatrix} \Delta F \quad (3.5)$$

Geri besleme yapısındaki integral alıcının kullanımını kolaylaştırmak için durum vektörüne dördüncü bir durum eklenebilir ve (3.6)'daki gibi tanımlanır.

$$\dot{s}_1 = \theta \quad (3.6)$$

Bu durum değişkeni, durum vektörüne eklenirse sistem dinamiği (3.7)'deki gibi olur [27].

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} \\ \dot{v} \\ \dot{s}_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{KL}{J} & 0 \\ 0 & 0 & -w & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \dot{\theta} \\ v \\ s_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ w \\ 0 \end{bmatrix} \Delta F \quad (3.7)$$

Aynı dinamikler ve model  $\varphi$  yalpa açısı için de geçerlidir.

### 3.2.3. Yükseklik modeli

Qball-X4'ün  $Z$  eksenini boyunca hareketi dört pervaneden de etkilenir.  $F$  her bir pervane tarafından üretilen itki,  $M$  cihazın toplam kütlesi,  $Z$  yükseklik,  $\varphi$  ve  $\theta$  sırasıyla yalpa ve yunuslama açılarını göstermek üzere yükseklik için dinamik model,

$$M\ddot{Z} = 4F \cos(\theta) \cos(\varphi) - Mg \quad (3.8)$$

şeklinde ifade edilir.

Denklem (3.8)'de görüldüğü gibi, yalpa ve yunuslama açıları sıfırdan farklı ise itki vektörü yere dik olmayacaktır. Tüm açıların sıfıra yaklaştığı varsayılırsa,

$\dot{s}_2 = \theta$  dinamik denklemler (3.9)'da verilen durum uzay formuna dönüştürülebilir [27].

$$\begin{bmatrix} \dot{Z} \\ \ddot{Z} \\ \dot{v} \\ \dot{s}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{4K}{M} & 0 \\ 0 & 0 & -w & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Z \\ \dot{Z} \\ v \\ s_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ w \\ 0 \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} 0 \\ -g \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

### 3.2.4. X-Y konum modeli

Qball-X4'ün  $X$  ve  $Y$  eksenini boyunca hareketi, toplam itki ve değişen yalpa/yunuslama açılarından etkilenir. Sapma açısının sıfır olduğu varsayılırsa  $X$  ve  $Y$  eksenlerindeki hareketin dinamiği (3.10) ve (3.11)'deki gibi olur.

$$M\ddot{X} = 4F \sin(\theta) \quad (3.10)$$

$$M\ddot{Y} = -4F \sin(\varphi) \quad (3.11)$$

Yalpa ve yunuslama açılarının sifira yaklaştığı varsayılırsa, X ve Y eksenlerindeki hareketler için  $\dot{s}_3 = X$  ve  $\dot{s}_4 = Y$  olmak üzere, lineer durum uzay gösterimleri ise sırasıyla (3.12) ve (3.13)'te verildiği gibidir [27].

$$\begin{bmatrix} \dot{X} \\ \ddot{X} \\ \dot{v} \\ \dot{s}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{4K}{M}\theta & 0 \\ 0 & 0 & -w & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ \dot{X} \\ v \\ s_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ w \\ 0 \end{bmatrix} u \quad (3.12)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{Y} \\ \ddot{Y} \\ \dot{v} \\ \dot{s}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{4K}{M}\varphi & 0 \\ 0 & 0 & -w & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Y \\ \dot{Y} \\ v \\ s_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ w \\ 0 \end{bmatrix} u \quad (3.13)$$

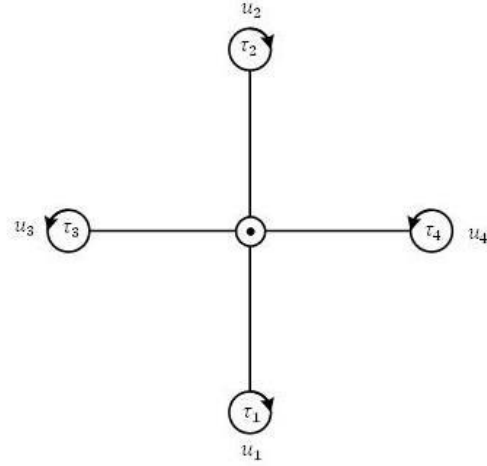
### 3.2.5. Sapma modeli

$K_y$  pozitif kazanç olmak üzere her bir motor tarafından üretilen tork,  $\tau$  ile PWM girişi  $u$  arasındaki ilişkinin (3.14)'teki gibi olduğu varsayılır.

$$\tau = K_y u \quad (3.14)$$

Sapma hareketi ikisi saat yönünde, ikisi de saat yönünün tersine dönen pervaneler tarafından uygulanan torklar arasındaki farktan oluşur. Sapma hareketinin modeli Şekil 3.6'da görülmektedir.





Şekil 3.6. Sapma hareketi ve pervane dönüş yönlerini gösteren model [27]

Bu modelden yola çıkarak  $\psi$  sapma açısı,  $J_y$  z eksenini boyunca eylemsizlik momenti olmak üzere sapma hareketi (3.15)'te verilen eşitlikle ifade edilebilir.

$$J_y \ddot{\psi} = \Delta\tau \quad (3.15)$$

Sonuç olarak ortaya çıkan tork ise (3.16)'da verilen eşitlikle hesaplanır [27].

$$\Delta\tau = \tau_1 + \tau_2 - \tau_3 - \tau_4 \quad (3.16)$$

Sapma hareketinin dinamiği ise durum uzay formunda (3.17)'deki gibi ifade edilir [27].

$$\begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{K_y}{J_y} \end{bmatrix} \Delta\tau \quad (3.17)$$

**Çizelge 3.3.** Sistem parametreleri [27]

<b>Parametre</b>	<b>Değeri</b>
$K$	120 N
$w$	15 rad/s
$J_{roll}$	0.03 kg.m <sup>2</sup>
$J_{pitch}$	0.03 kg.m <sup>2</sup>
$M$	1.4 kg
$K_y$	4 N.m
$J_y$	0.03 kg.m <sup>2</sup>
$L$	0.2m

## 4. KONTROL YÖNTEMLERİ

### 4.1. PID Kontrol

PID kontrol kullanım kolaylığı nedeniyle endüstride çok kullanılan bir kontrol yöntemidir.  $u(t)$  kontrol değişkeni,  $e(t)$  toplama noktası,  $K_{PID}$ ,  $T_i$ ,  $T_d$  PID parametreleri olmak üzere Karl Astrom tarafından tanımlanan algoritma (4.1) ve (4.2)' de olduğu gibidir [28]:

$$u(t) = K_{PID} \left[ e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(\tau) d\tau + T_d \frac{de(t)}{dt} \right] \quad (4.1)$$

$$e(t) = r(t) - y(t) \quad (4.2)$$

P oransal, I integral, D türevsel kontrol olmak üzere (4.1)'de verilen formül (4.3)'te görüldüğü gibi daha basite indirgenebilir.

$$u(t) = P(t) + I(t) + D(t) \quad (4.3)$$

$$P(t) = K_p e(t)$$

$$I(t) = K_i \int_0^t e(\tau) d\tau$$

$$D(t) = K_d \frac{de(t)}{dt}$$

Oransal kontrol, hata miktarına ve  $K_p$  katsayısına bağlı olarak oransal kontrol, denetleyici çıkışı üretir. Sistemin statik doğruluğunu ve dinamik cevabını artırır. Oransal kontrol, hatanın ve oransal kontrol katsayısının doğrudan fonksiyonudur.

İntegral kontrolde,  $K_i$  kontrol katsayısına ve hata miktarına göre denetleyici çıkışı ayarlanır. Dinamik cevaptan feragat ederek statik doğruluk miktarını artırır. İntegral kontrol, hata birikiminin ve integral denetleyici katsayısının fonksiyonudur.

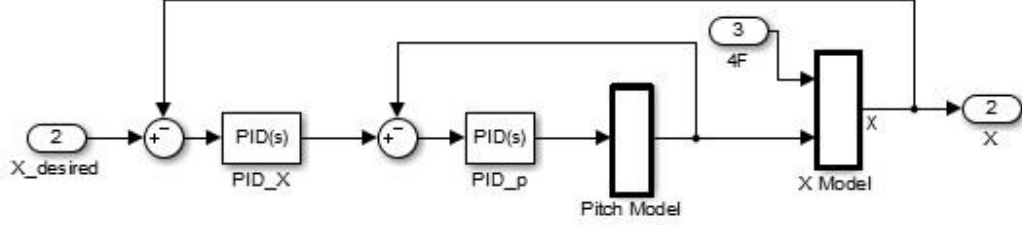
Türevsel kontrolde ise hatanın değişme hızına ve  $K_d$  türevsel kontrol katsayısına bağlı olarak, denetleyici çıkışı ayarlanır. Dinamik cevabı artırır veya

geliştirir. Türevsel kontrol, hatanın değişme hızının ve türevsel kontrol katsayısının doğrudan fonksiyonudur [29].

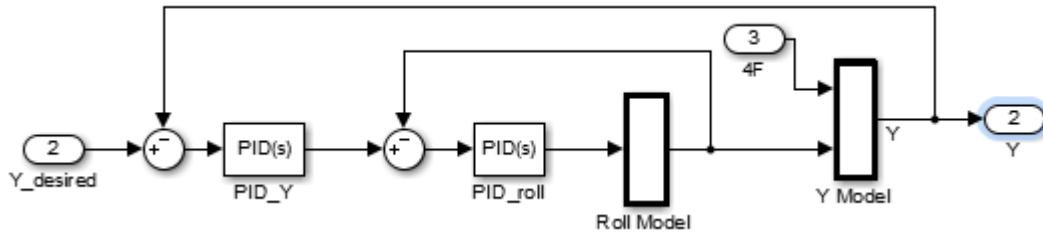
Qball-X4 hava aracının X, Y, Z eksenleri boyunca ve bu eksenler etrafındaki hareketinin PID tekniğiyle kontrolünü basitleştirmek için çeşitli varsayımlar yapılmıştır. Bu basitleştirmede sistem dinamiklerini tanımlayan hareket denklemleri arasındaki çapraz bağlaşım etkileri ihmal edilmiştir ve sistem hareketi 4 bağımsız kanala ayrılmıştır:

- Z eksenini boyunca düşey hareket
- Yunuslama hareketiyle birleştirilmiş X eksenini boyunca hareket
- Yalpa hareketiyle birleştirilmiş Y eksenini boyunca yanlamasına hareket
- Sapma hareketi

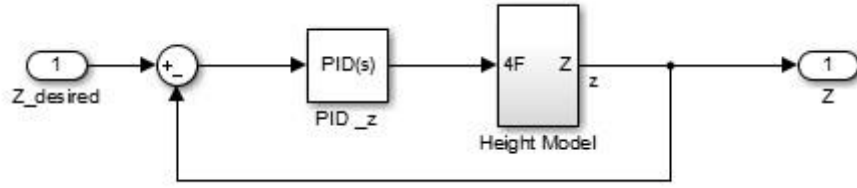
Bu varsayımlarla X, Y, Z eksenlerindeki hareketlerinin ve sapma hareketinin kontrolü için kurulan benzetim modelleri sırasıyla Şekil 4.1, Şekil 4.2, Şekil 4.3 ve Şekil 4.4'te verildiği gibidir.



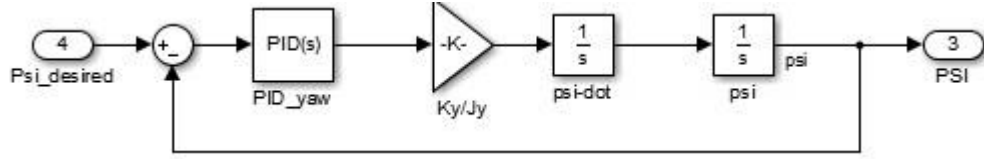
Şekil 4.1. X eksenini boyunca hareket kontrolünün benzetim modeli



Şekil 4.2. Y eksenini boyunca hareket kontrolünün benzetim modeli



Şekil 4.3. Z eksenli boyunca hareket kontrolünün benzetim modeli



Şekil 4.4. Sapma hareket kontrolünün benzetim modeli

## 4.2. LQR Kontrol

Bir optimal kontrol yöntemi olan Doğrusal Karesel Regülatör (LQR) kontrol yapısı belirlenen bir maliyet fonksiyonunu minimum yapacak şekilde tasarlanan durum geri beslemeli kontrol yöntemidir.

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (4.4)$$

$$y = Cx \quad (4.5)$$

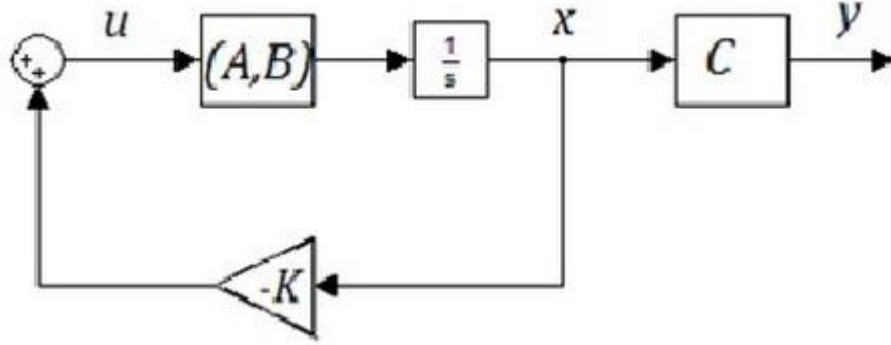
Durum uzay gösterimi (4.4) ve (4.5)'te verildiği gibi olan dinamik bir sistem olsun. Sistemde durum geri besleme denetleyici  $u = -K_{lqr}x$  olmak üzere minimize edilecek maliyet fonksiyonu,

$$J(x, u) = \frac{1}{2} \int_0^T [x^T(t)Qx(t) + u^T(t)Ru(t)]dt \quad (4.6)$$

Şeklindedir.

LQR tekniğinde hızlı regülasyon ve kullanılan denetleyici girişinin az olması (az enerjiyle) arasında denge sağlanır. Bu denge pozitif tanımlı simetrik matrisler olan  $Q$  ve  $R$  matrislerinin seçimiyle sağlanır.  $Q$  ve  $R$  matrisleri eşit seçilirse regülasyonun hızlı olmasıyla az kontrol kullanımı eşit önemdedir. Hızlı

regülasyona daha çok önem veriliyorsa  $Q$  matrisi  $R$  matrisinden büyük seçilir. Az kontrolün daha önemli olduğu durumlarda ise  $R$  matrisi  $Q$  matrisinden büyük seçilir [30].



Şekil 4.5. LQR denetleyici şeması

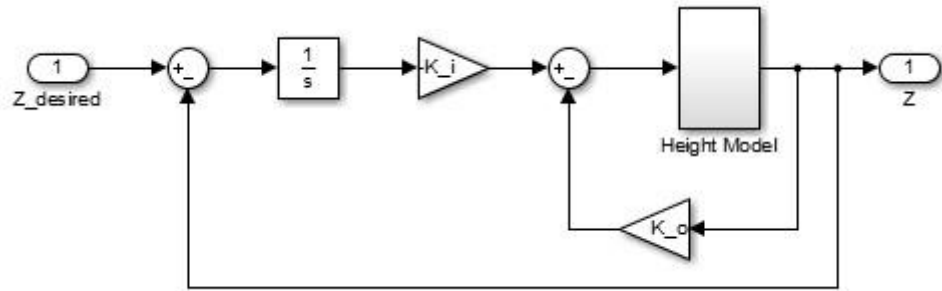
$K_{lqr}$  matrisi (4.7)'de tanımlanan Riccati denkleminde elde edilir.

$$K_{lqr}A + A^T K_{lqr} - K_{lqr}BR^{-1}B^T K_{lqr} + Q = 0 \quad (18.7)$$

Kontrol edilmiş sistem dinamikleri ise (4.8)'de verildiği gibidir.

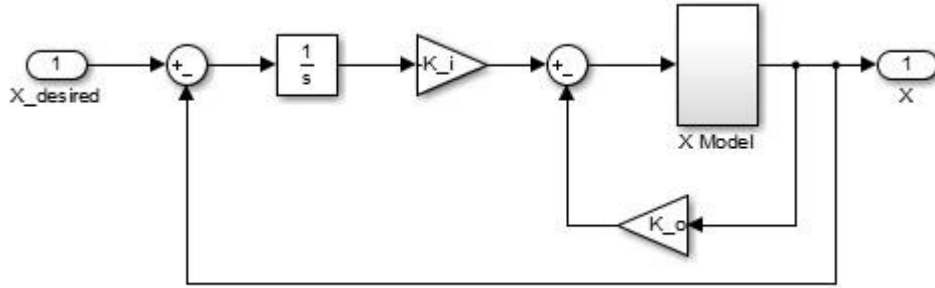
$$\dot{x} = (A - BK_{lqr})x \quad (4.8)$$

Qball-X4 hava aracının düşey hareket kontrolü için, yükseklik modelinin durum uzay formunda gösteriminden elde edilen A ve B durum matrisleri ve sisteme uygun seçilen Q ve R matrislerinden hesaplanan  $K_{lqr}$  kazanç matrisi kullanılmıştır. Z eksenı boyunca hareket kontrolü için kurulan benzetim modeli Şekil 4.6'da görüldüğü gibidir. İntegral işlemi, kalıcı durum hatasını gidermek amacıyla kullanılmıştır.

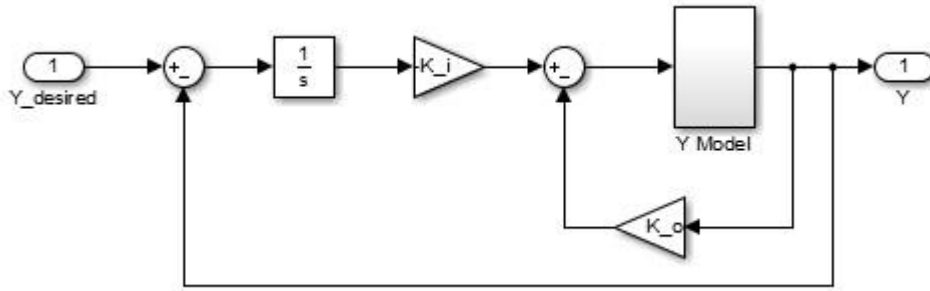


Şekil 4.6. Z eksenı boyunca hareket kontrolünün benzetim modeli

X ve Y eksenlerindeki hareket kontrolü için kurulan benzetim modelleri uygun ağırlık matrisleri ve durum matrisleri elde edilerek sırasıyla Şekil 4.7 ve Şekil 4.8’de görüldüğü gibi kurulmuştur.

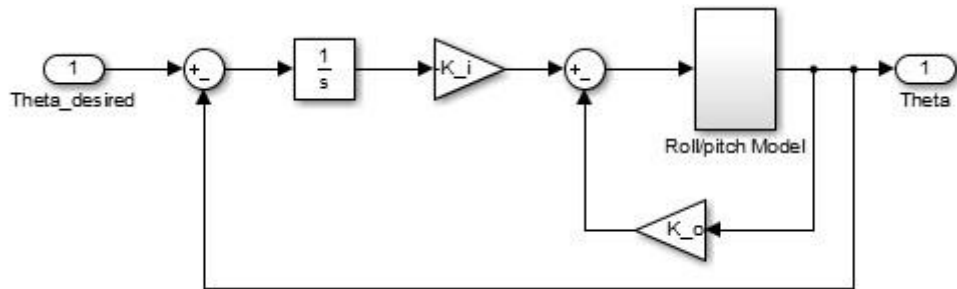


Şekil 4.7. X eksenı boyunca hareket kontrolünün benzetim modeli



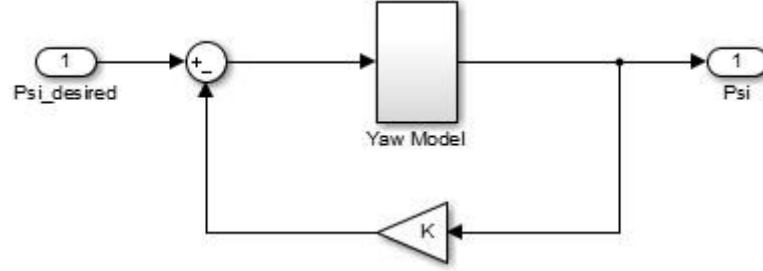
Şekil 4.8. Y eksenı boyunca hareket kontrolünün benzetim modeli

Benzer şekilde uygun ağırlık matrisleri seçimi ve kazanç matrisi hesabıyla Qball-X4 hava aracının yalpa/yunuslama açısı kontrolü Şekil 4.9’daki benzetim modeli ile sağlanmıştır.



Şekil 4.9. Yalpa/yunuslama hareket kontrolünün benzetim modeli

Yalpa açısı kontrolü için kurulan benzetim modeli ise Şekil 4.10'da görüldüğü gibidir. Kalıcı durum hatası gözlenmediğinden, integral işlemi kullanılmamıştır.



Şekil 4.10. Sapma hareket kontrolünün benzetim modeli

### 4.3. Adaptif Kontrol

Modern kontrolün en önemli dallarından biri olan adaptif kontrol, yapısal bozuklukların, çevresel değişikliklerin ve belirsizliklerin olduğu sistemleri kontrol etmekle ilgilenir. Adaptif kontrolün temelinde bilinmeyen denetleyici veya sistem parametrelerini ölçülen sinyalleri kullanarak kestirmek ve bu parametreleri kontrol girdisinin hesabında kullanmak yatar. Adaptif denetleyici online parametre kestirimli dinamik bir sistemdir.

Adaptif denetleyicilerin uygulama kolaylığı dijital donanımlarla uyumluluğu sayesinde son yıllarda kontrol alanında çalışan pek çok araştırmacının ilgi odağı olmuştur.

Adaptif kontrol, ilk olarak 1951 yılında, Draper ve Li tarafından içten yanmalı motorlarda performans karakteristiklerindeki belirsizlikleri optimize edecek bir kontrol sistemi arayışıyla ortaya konulmuştur.

Kontrol literatüründe adaptif terimi ise ilk kez 1954 yılında Tsien'in insan beyni modelini tanımladığında kullanılmıştır.



1955'te Benner ve Drenick adaptif karakteristikleri olan bir kontrol sistemi tanımlamışlardır [31,32]

Adaptif kontroldeki sonraki önemli adım Whitaker tarafından 1958 yılında adaptif uçak uçuş kontrol sistemleri üzerine atılmıştır. Bu kontrol sisteminde istenen ve gerçek sistem davranışı arasındaki farkı, hata sinyalini, elde etmek için bir referans model kullanılmıştır. Bu hata sinyali belirsiz ve değişken sistem dinamiklerine rağmen, sistemin mümkün olduğu kadar istenilen şekilde davranacağı denetleyici parametrelerini ayarlamak için kullanılmıştır. Bu çalışma model referans adaptif kontrolün (MRAK) başlangıcı olmuştur [33].

1960 yılında Li ve van der Velde farklı bir türde adaptif kontrol sistemi üzerine çalışmışlardır. Bu sistem, kontrol çevrimindeki limit çevrim tarafından yaratılan parametre belirsizliklerinin kompanzasyonuna dayanır ve kendi kendine osilasyon yapan (self-oscillating) adaptif kontrol sistemi adını alır.

Adaptif kontrole 1963 yılında yeni bir yaklaşım getiren Petrov, kullandığı yöntemi kontrol girişinin bir röle veya anahtarlamının bir fonksiyonu olduğu durumda, çıkış yörüngesinin değişmediği varsayımına dayandırmıştır. Bu yöntemi kullanan sistemler değişken yapıli sistemler olarak adlandırılmıştır.

Aström ve Wittenmark 1971'de adaptif kontrolün diğer bir önemli konusu olan kendi kendini ayarlayan sistemleri (self-tuning regulators-STR) geliştirmişlerdir. Bu çalışma araştırmacılarda büyük ilgi uyandırmış, tüm dünyada yeni STR'lerin geliştirilmesine yönelik çalışmalar yapılmıştır.

Bu alanda önemli bir diğer adım 1974 yılında Monopoli tarafından atılmıştır. Monopoli yaptığı çalışmada kararlı bir model referans adaptif kontrol sistemi tasarımında argüman hatası yaklaşımını tanımlamıştır. Bu yaklaşım, global olarak asimptotik kararlı adaptif algoritmaların geliştirilmesine önemli ölçüde katkı sağlamıştır ve 1980'li yıllarda Narendra, Morse, Goodwin ve Egardt tarafından hem ayrık zamanlı hem de sürekli zamanlı sistemler için önemli yayınlar yapılmıştır. Sadece kararlılık üzerine değil, model referans adaptif kontrol sistemlerin ve kendi kendini ayarlayan sistemlerin geliştirilmesine de yönelik farklı yaklaşımlar üzerine çalışmalar yapılmıştır [34].

Günümüzde ise adaptif kontrolde gerek teorik gerekse algoritmik olarak dikkate değer bir yol kat edilmiştir ve pek çok alanda uygulama potansiyeli vardır. Bunlardan bazıları;

- Uçuş kontrolü
- Uydu konum kontrolü
- Füze ve roket kontrolü
- Süreç kontrolü
- Gemilerde rota kontrolü
- Metalurjiye ait işlemler
- Zamanla yükü değişen endüstriyel sistemlerdir [35].

Adaptif kontrol yöntemlerinin tamamında temelde bir sonraki adımda meydana gelecek hatayı minimize edecek parametrelerin hesaplanması amaçlanır. Adaptif denetleyiciyi klasik denetleyicilerden ayıran özellik denetleyici parametrelerinin değişken olması ve bu parametreleri ayarlayan bir mekanizmanın olmasıdır. Bu anlamda, adaptif denetleyicinin tasarımında iki farklı yaklaşım mevcuttur. Bunlardan biri “Model Referans Adaptif Kontrol” (MRAK) diğeri ise “Kendi Kendini Ayarlayan Kontrol” (STR) dır.

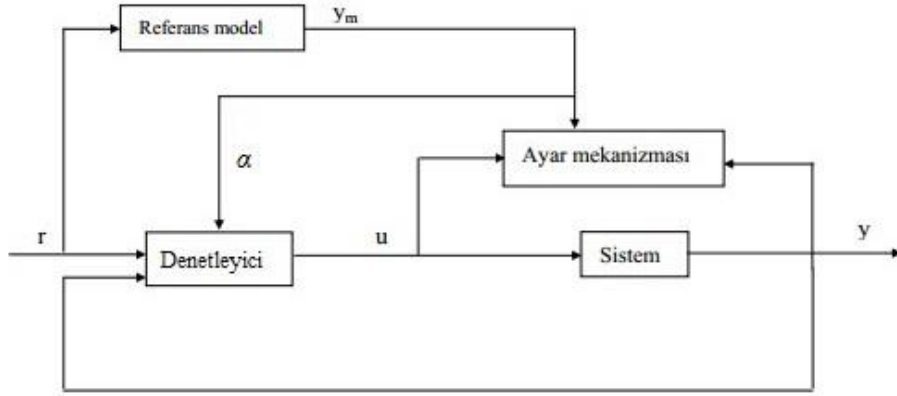
#### **4.3.1. Model referans adaptif kontrol**

Model referans adaptif kontrol sisteminde, gerçek sistem modeli ile karşılaştırmak amacıyla referans bir model kullanılır. Referans model ile sistem modeli aynı girişi alır ve çıkışlar arasındaki fark, hata sinyalini oluşturur. Bu hata sinyaline bağlı olarak denetleyici parametreleri ayarlanır. Amaç, sistem çıkışını referans model çıkışına yaklaştırmaktır.

Model referans adaptif kontrol sisteminin yapısı Şekil 4.11’de görüldüğü gibi dört bölümden oluşur:

- Bilinmeyen parametreleri olan bir sistem
- Sistemin istenilen çıkışını gösteren bir referans model

- Parametreleri ayarlanabilen bir denetleyici
- Ayarlanabilir parametrelerin yenilenmesi için bir ayar (adaptasyon) mekanizması



**Şekil 4.11.** Model referans adaptif kontrol blok şeması

Model referans adaptif kontrolde parametre ayarı için gereken mekanizmayı elde etmek için çeşitli yaklaşımlar mevcuttur:

- MIT kuralı (Gradyen metodu)
- Lyapunov kararlılık teorisi
- Hiperkararlılık yaklaşımı
- Monopoli'nin argüman hatası yaklaşımı
- Narendra'nın hata modeli yaklaşımı
- Egardt'ın birleşim yaklaşımı
- Çok değişkenli model referans adaptif kontrol sistemleri
- Bulanık denetleyici yaklaşımı

Bu kontrol yaklaşımlarından en çok kullanılanlar MIT kuralı ve Lyapunov kararlılık teorisidir [36].

### **MIT Kuralı**

Model referans adaptif kontrol sistemine ilk uygulanan gradyen yöntemi Massachusetts Teknoloji Enstitüsü laboratuvarlarında geliştirildiği için bu kural ismini enstitü isminin baş harflerinden almıştır.

Bir çeşit ayarlama mekanizması olan MIT kuralı, sistem çıkışının referans modeli takip etmesini sağlayacak kontrol parametrelerinin ayarlanmasını sağlar.

MIT kuralı gereği,  $e$  referans model ile sistem çıkışı arasındaki fark (hata sinyali),

$$e = y_{sistem} - y_{model} \quad (4.9)$$

İle ifade edilir.

Denklem (4.10)'da verildiği gibi bir amaç fonksiyonu tanımlanır.

$$J(\alpha) = \frac{1}{2} e^2 \quad (4.10)$$

$\alpha$  denetleyici parametresi, amaç fonksiyonunu minimize edecek şekilde ayarlanır. Bu yüzden  $\alpha$ ,  $J$ 'nin negatif gradyeni doğrultusunda tutulur. Yani, amaç fonksiyonunu minimum yapabilmek için parametreler  $J$ 'nin negatif gradyeni doğrultusunda kısmi türevleri alınarak elde edilir.

$$\frac{d\alpha}{dt} = -\gamma \frac{\partial J}{\partial \alpha} = -\gamma e \frac{\partial e}{\partial \alpha} \quad (4.11)$$

Denklem (4.11)'de verilen eşitlik MIT Kuralı olarak adlandırılır. Burada  $\gamma$  adaptasyon oranı, hatanın ayar parametresine göre türevi ise duyarlılık parametresi olarak adlandırılır. Duyarlılık parametresi, hatanın ayar parametresinden ne oranda etkilendiğini gösterir.

Bir denetleyicinin güncellenmesi için çok sayıda parametre gerekebilir. Bunlardan bazıları giriş bazıları da çıkış parametreleri olarak da kabul edilebilir. Böyle durumlarda duyarlılık türevleri her parametre için ayrı ayrı hesaplanır. Elde edilen duyarlılık türevleri hatayla çarpılarak sonuca gidilir [35].

Örnek olarak, transfer fonksiyonu,

$$G_p(s) = kG(s) = \frac{Y(s)}{U(s)} \quad (4.12)$$

olarak tanımlanan bir sistem için seçilen referans model,

$$G_m(s) = k_0 G(s) = \frac{Y(s)}{U_c(s)} \quad (4.13)$$

olsun.

Kontrol yasası ise,

$$U = \alpha U_c \quad (4.14)$$

seçilirse, hata,

$$e = kGU - k_0GU_c = kG\alpha U_c - k_0GU_c \quad (4.15)$$

ile ifade edilir. Duyarlılık parametresi ise,

$$\frac{\partial e}{\partial \alpha} = kGU_c = \frac{k}{k_0} y_m \quad (4.16)$$

ile hesaplanır.

MIT kuralı uygulanacak olursa,

$$\frac{d\alpha}{dt} = -\gamma' \frac{k}{k_0} y_m e = -\gamma y_m e \quad (4.17)$$

ifadesi elde edilir.

#### 4.3.2. Qball-X4 hava aracı için adaptif denetleyici tasarımı

Qball-X4 hava aracının X, Y, Z eksenleri etrafında ve bu eksenler boyunca yaptığı hareket için 4 ayrı denetleyici tasarlanmıştır ve doğrudan adaptif kontrol yöntemlerinden olan model referans adaptif kontrol tekniği kullanılmıştır.

Kullanılan tekniğin üç temel elemanı bulunmaktadır. Bunlar:

- i. Referans Model: Denetleyicinin bu bölümü kapalı döngü sistemin istenilen davranışını modeller. Referans model, sistemin verilen bir girdiye göre nasıl tepki vermesi isteniyorsa ona göre seçilir.

Qball-X4 hava aracının kontrolü için seçilen referanslar, transfer fonksiyonları ile modellenmiştir. Bu transfer fonksiyonlarının seçiminde sistem dereceleri ve sistemden istenilen cevap etkili olmuştur.

X ve Y eksenleri simetrik olduğu için, iki eksen için de aynı transfer fonksiyonu ( $G_{X-Y}(s)$ ) kullanılmıştır. 2. dereceden olan X ve Y eksenlerindeki hareket modeli için yine aynı dereceden referans

model seçilmiştir. Bu referans model, kapalı döngü sistem özellikleri, 0.413 saniye yükselme zamanı, 0.706 saniye yerleşme zamanı ve kalıcı durum hatası 0 olmak üzere (4.18)'de verilen transfer fonksiyonuyla gösterilmiştir.

$$G_{X-Y}(s) = \frac{60}{s^2 + 15s + 60} \quad (4.18)$$

3. dereceden olan düşey eksen hareketi için ise 3 farklı referans model denenmiştir. Bunlardan ilki, sistem derecesinden bir düşük derecede seçilen, (4.18)'de verilen transfer fonksiyonu, ikincisi (4.19)'da verilen sistemle aynı derecedeki transfer fonksiyonu, üçüncüsü ise yine bir alt dereceden seçilen (4.20)'de verilen transfer fonksiyonudur. Seçilen referans modeller sırasıyla az sönümlü, kritik sönümlü ve aşırı sönümlü sistemlerdir.

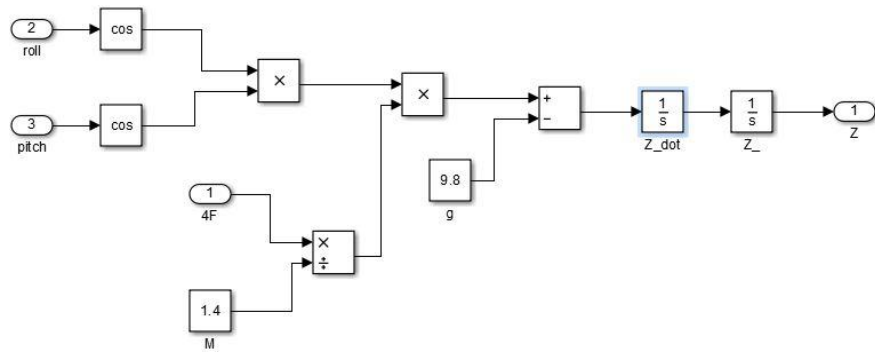
$$G_{Z2}(s) = \frac{10}{s^3 + 12s^2 + 21s + 10} \quad (4.19)$$

$$G_{Z3}(s) = \frac{225}{s^2 + 30s + 225} \quad (4.20)$$

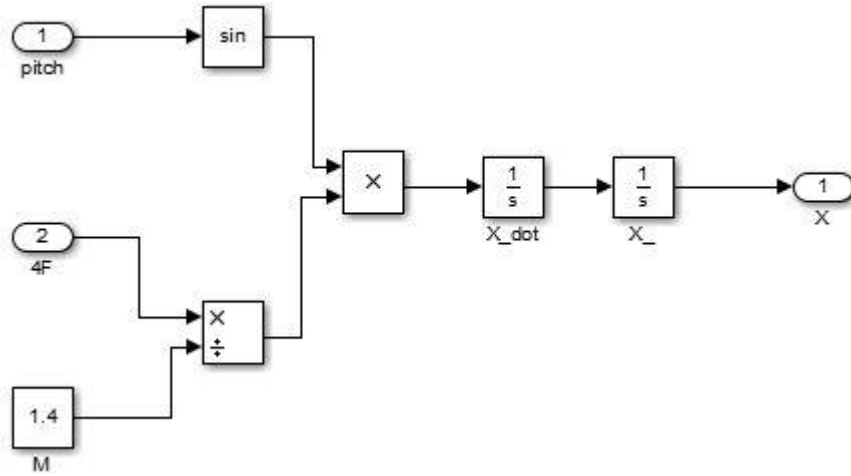
2. dereceden olan sapma eksenindeki hareket için yine aynı dereceden seçilen referans model ise (4.21)'de verilmiştir. 1.139 saniye yükselme zamanı, 3.159 saniye yerleşme zamanı vardır.

$$G_{\psi}(s) = \frac{3.56}{s^2 + 2.67s + 3.56} \quad (4.21)$$

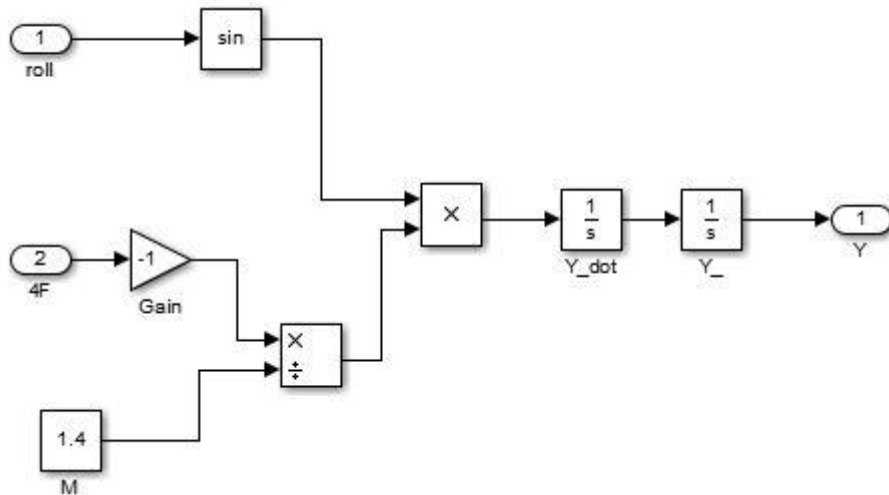
- ii. Sistem Modeli: Qball-X4'ün düşey eksenindeki hareketinin kontrolü için sistem modeli olarak Şekil 4.12'deki yükseklik modeli kullanılmıştır. Hava aracının X ve Y eksenlerindeki hareketi için kullanılan sistem modelleri ise sırasıyla Şekil 4.13 ve Şekil 4.14'teki gibidir.



Şekil 4.12. Düşey hareket modeli

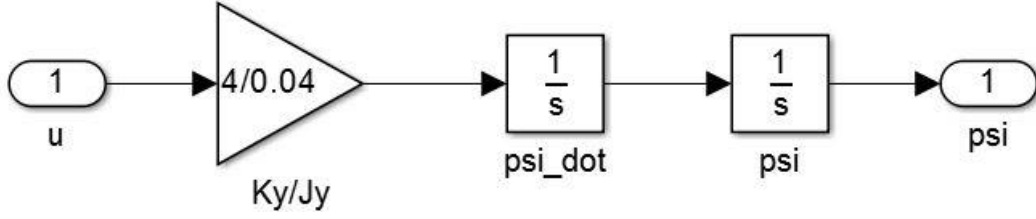


Şekil 4.13. X eksenindeki hareket modeli



Şekil 4.14. Y eksenindeki hareket modeli

Sapma açısının kontrolü için kullanılan sistem modeli ise Şekil 4.15'teki gibidir.



Şekil 4.15. Sapma hareketi modeli

- iii. Adaptif Denetleyici: İki alt bölümden oluşur.
- PID Denetleyici: Denetleyicinin bu kısmı sabittir ve kazançlar sistemin ilk durumunu hafızada tutmak ve sistemin genel kararlılığını sağlayacak şekilde ayarlanmıştır.
  - Adaptasyon Mekanizması: Bu bölümün amacı sistem model çıkışı ve referans model çıkışı arasındaki farka (hata) bağlı olarak çıkışı ( $\alpha$ ) değiştirmektir. Adaptasyon hızı, adaptasyon oranı olarak adlandırılan  $\gamma$  değerine bağlıdır. Adaptasyon oranı ne kadar büyükse, sistem meydana gelen değişimlere o kadar hızlı uyum sağlar. Ancak adaptasyon oranının çok büyük seçilmesinin de sistemi kararsızlığa götürmesi gibi bir dezavantajı vardır. Denetleyici çıkışı (4.22) eşitliğiyle hesaplanır:

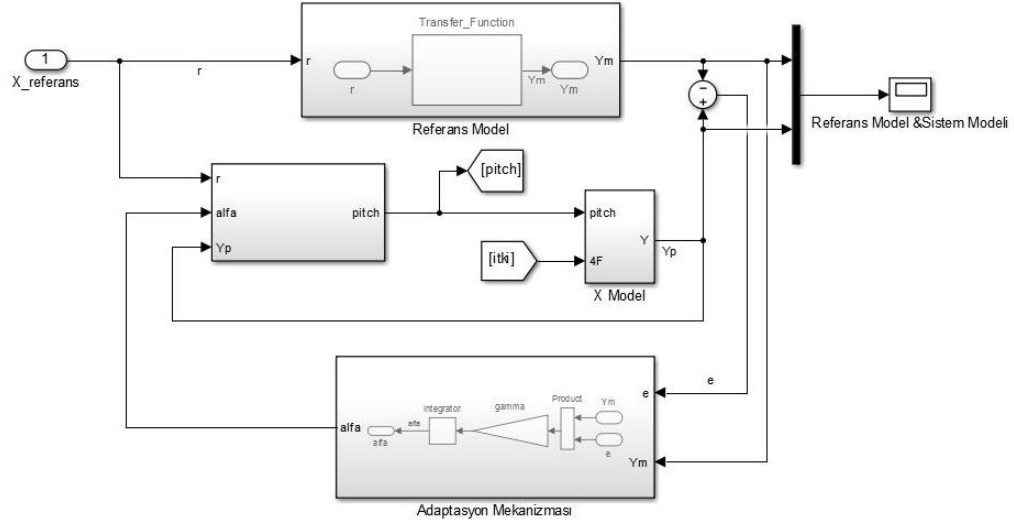
$$U = U_c \times \alpha \quad (4.22)$$

Nihayetinde, hava aracının X, Y, Z eksenlerindeki hareketinin ve sapma hareketinin kontrolü sırasıyla Şekil 4.16, Şekil 4.17, Şekil 4.18, Şekil 4.19'da verildiği gibidir.

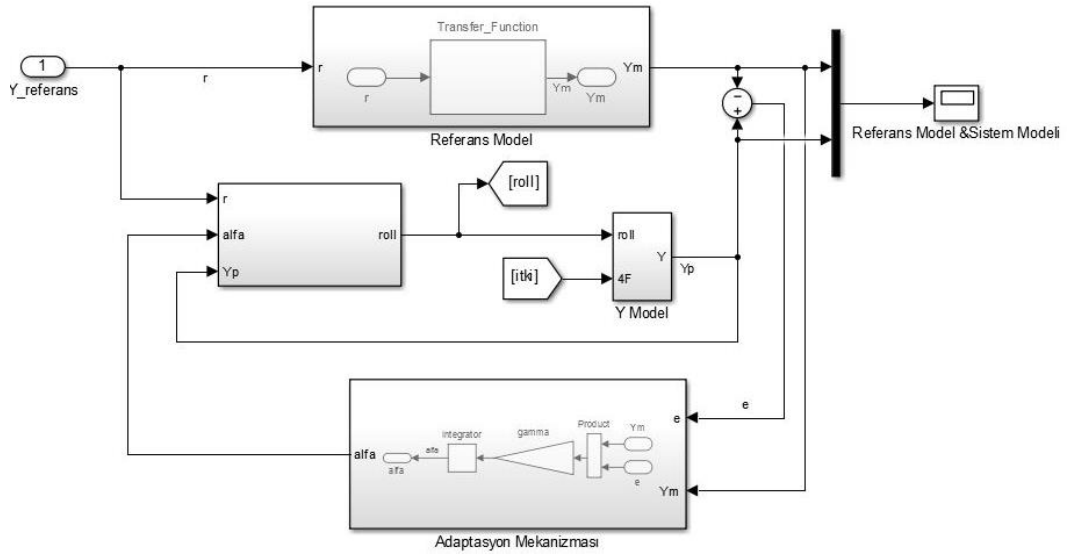
Şekil 4.16'da girdi olarak istenilen (referans) bir X konumu verilmiştir. Bu girdi, referans modele ve denetleyici girişine uygulanmıştır. Denetleyici çıkışı, cihazın X eksenindeki hareket modeline (sistem modeli) giriş olmuştur. Referans model çıkışı ve sistem çıkışı arasındaki fark sinyali (hata), adaptasyon mekanizmasında belirli bir adaptasyon oranıyla çarpılarak ve integral işleminden geçirilerek denetleyici parametresi ( $\alpha$ ) elde edilir. Bu denetleyici parametresi ise,



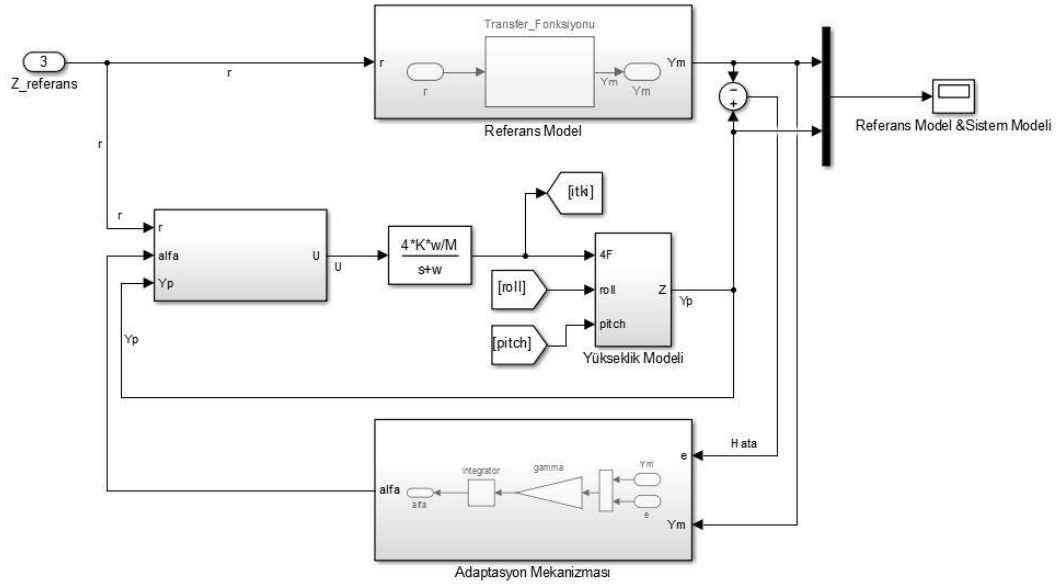
PID denetleyici çıkışıyla çarpılarak tekrar sisteme girdi oluşturur. Çıkışın, referans model çıktısıyla aynı olması sağlanır.



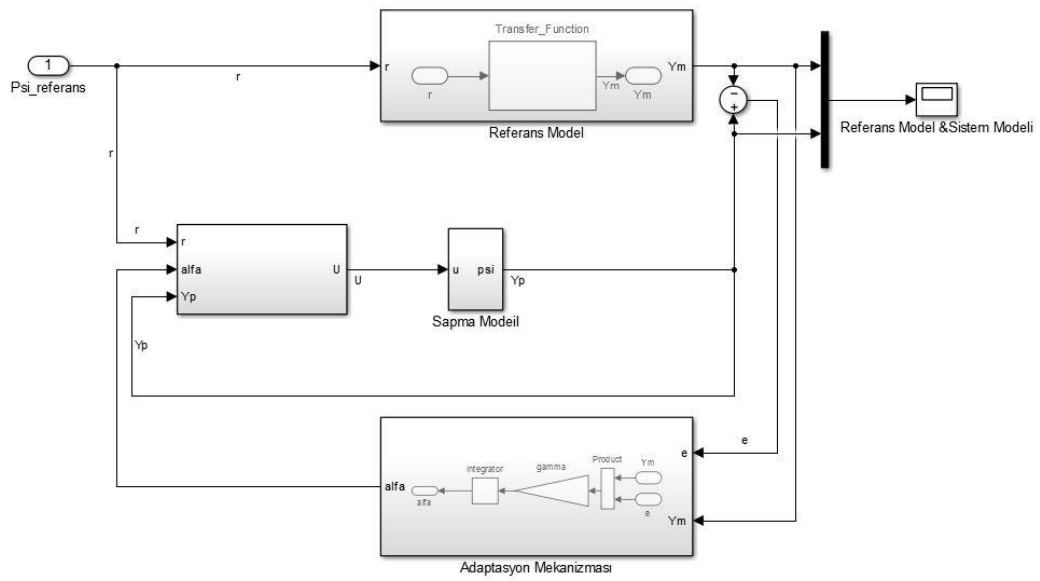
Şekil 4.16. X eksenindeki hareketin adaptif denetleyici ile benzetim modeli



Şekil 4.17. Y eksenindeki hareketin adaptif denetleyici ile benzetim modeli



Şekil 4.18. Z eksenindeki hareketin adaptif denetleyici ile benzetim modeli



Şekil 4.19. Sapma hareketinin adaptif denetleyici ile benzetim modeli

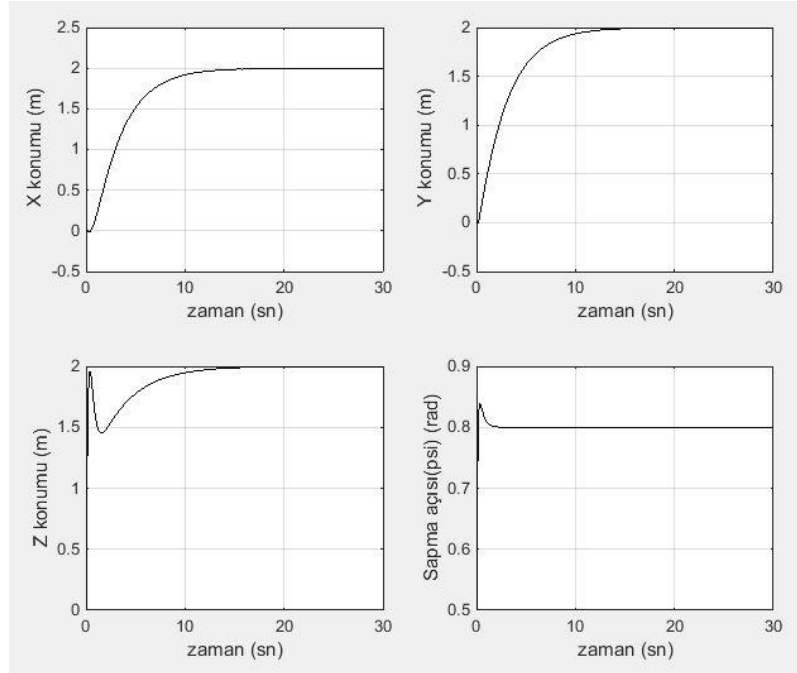
## 5. BENZETİM SONUÇLARI

### 5.1. PID Kontrol

Qball-X4 hava aracı için, Çizelge 5.1’de verilen kontrol kazançları ve istenen konumlar ile elde edilen sonuçlar Şekil 5.1’de gösterildiği gibidir.

Çizelge 5.1. PID denetleyici parametreleri ve istenilen konum değerleri

Parametre	İstenilen Değer	$K_p$	$K_i$	$K_d$
X eksenindeki konum	2m	8.6	2.5	4.5
Y eksenindeki konum	2m	8.6	2.5	4.5
Z eksenindeki konum	2m	20	5	10
Sapma açısı	0.8rad	0.2	0	0.1



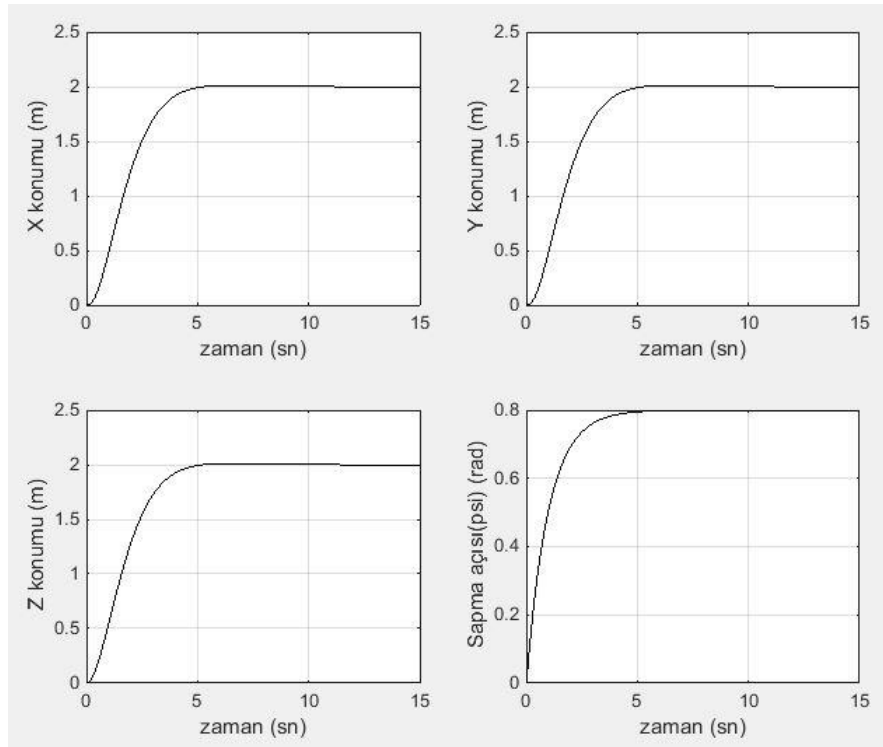
Şekil 5.1. PID kontrol benzetim sonuçları

## 5.2. LQR Kontrol

LQR tekniğiyle yapılan kontrolde seçilen Q ve R ağırlık matrisleri, bu matrislerle hesaplanan K kazanç matrisleri ve istenilen konum ve açı değerleri Çizelge 5.2’de gösterildiği gibidir.

Çizelge 5.2. LQR denetleyici parametreleri ve istenilen konum değerleri

Parametre	İstenilen Değer	Q	R	K
X eksenindeki konum	2m	3x3 birim matris	1	[1.83 1.18 1]
Y eksenindeki konum	2m	3x3 birim matris	1	[1.83 1.18 1]
Z eksenindeki konum	2m	4x4 birim matris	1	[1.75 1.03 6.02 1]
Sapma açısı	0.8rad	2x2 birim matris	1	[1 1.01]



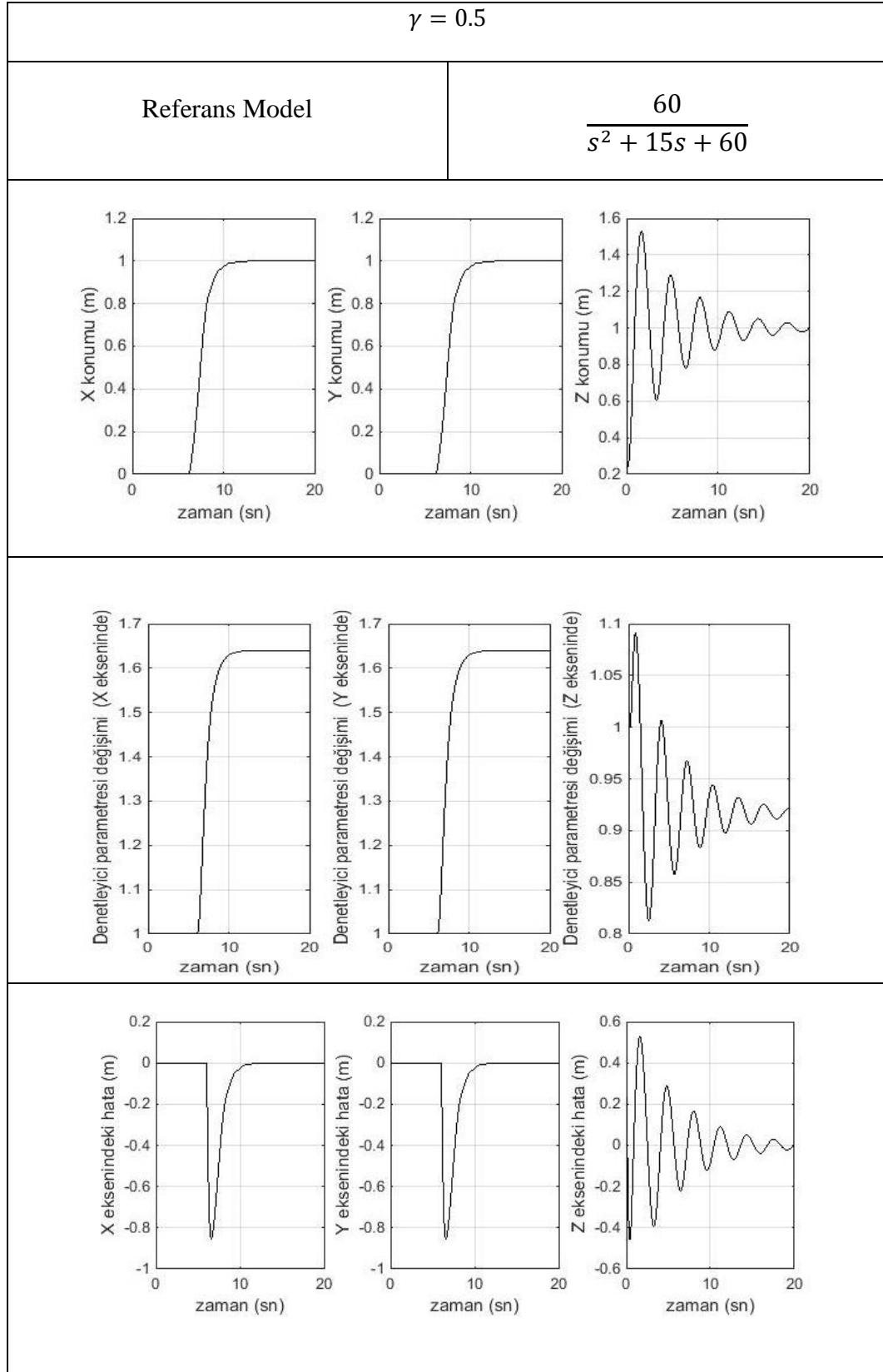
Şekil 5.2. LQR kontrol benzetim sonuçları

### 5.3. Model Referans Adaptif Kontrol

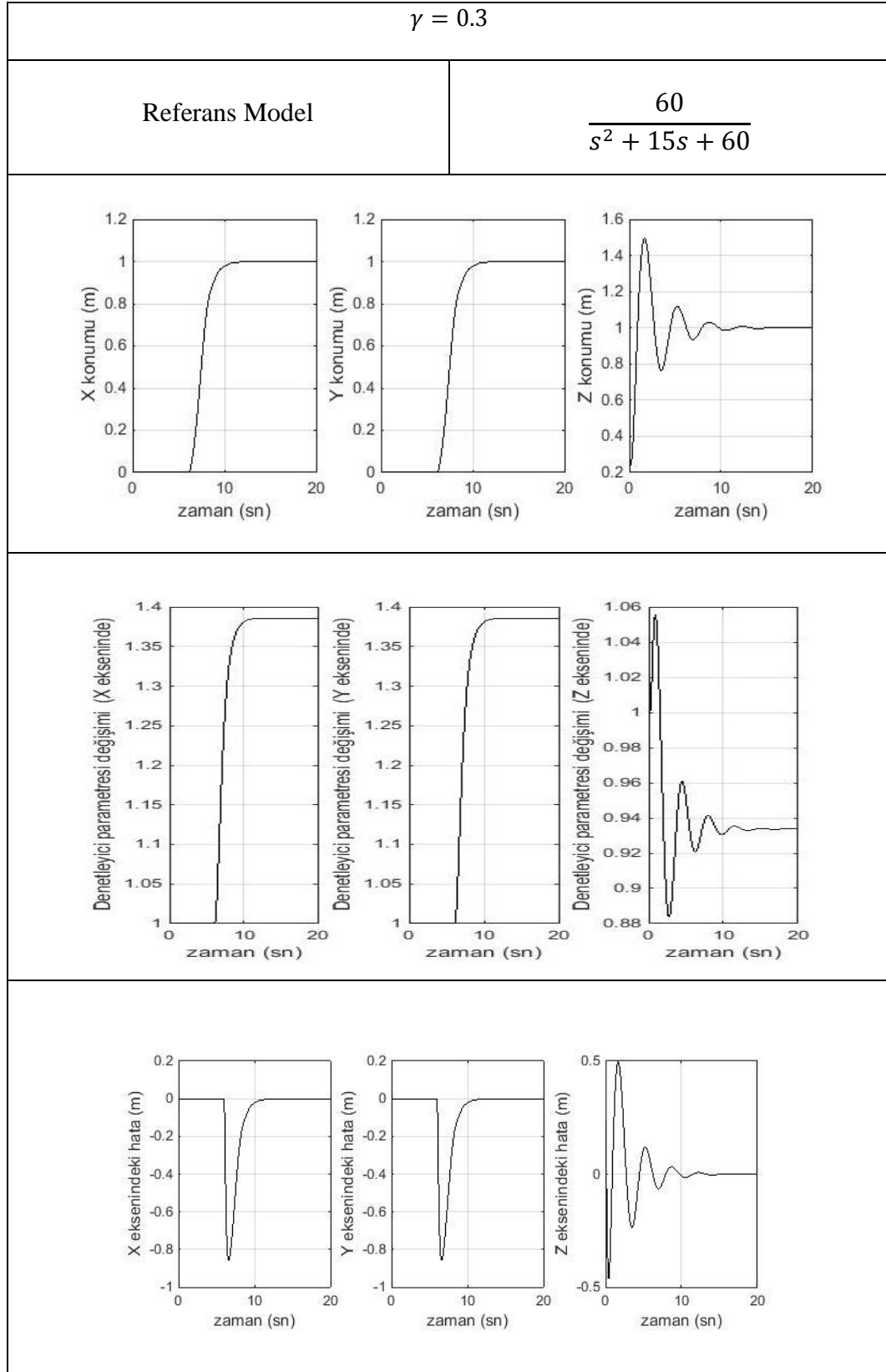
Qball-X4 hava aracı konumunun, model referans adaptif kontrol yöntemiyle kontrolünde, Z eksenini için seçilen her bir referans model için farklı adaptasyon oranlarıyla ( $\lambda$ ) elde edilen X, Y ve Z eksenindeki konumları, denetleyici parametresinin ( $\alpha$ ) her bir eksenindeki değişimi ve yine her bir eksenindeki hatanın zamanla değişimi Çizelge 5.3-Çizelge 5.11’de verilmiştir.

Sistemin ilk olarak düşey ekseninde 1m yükselmesi, daha sonra ise 6. Saniyede düşey konumu 1m’de sabit iken X ve Y eksenlerinde 1m’ye gitmesi için gerekli komut verilmiştir.

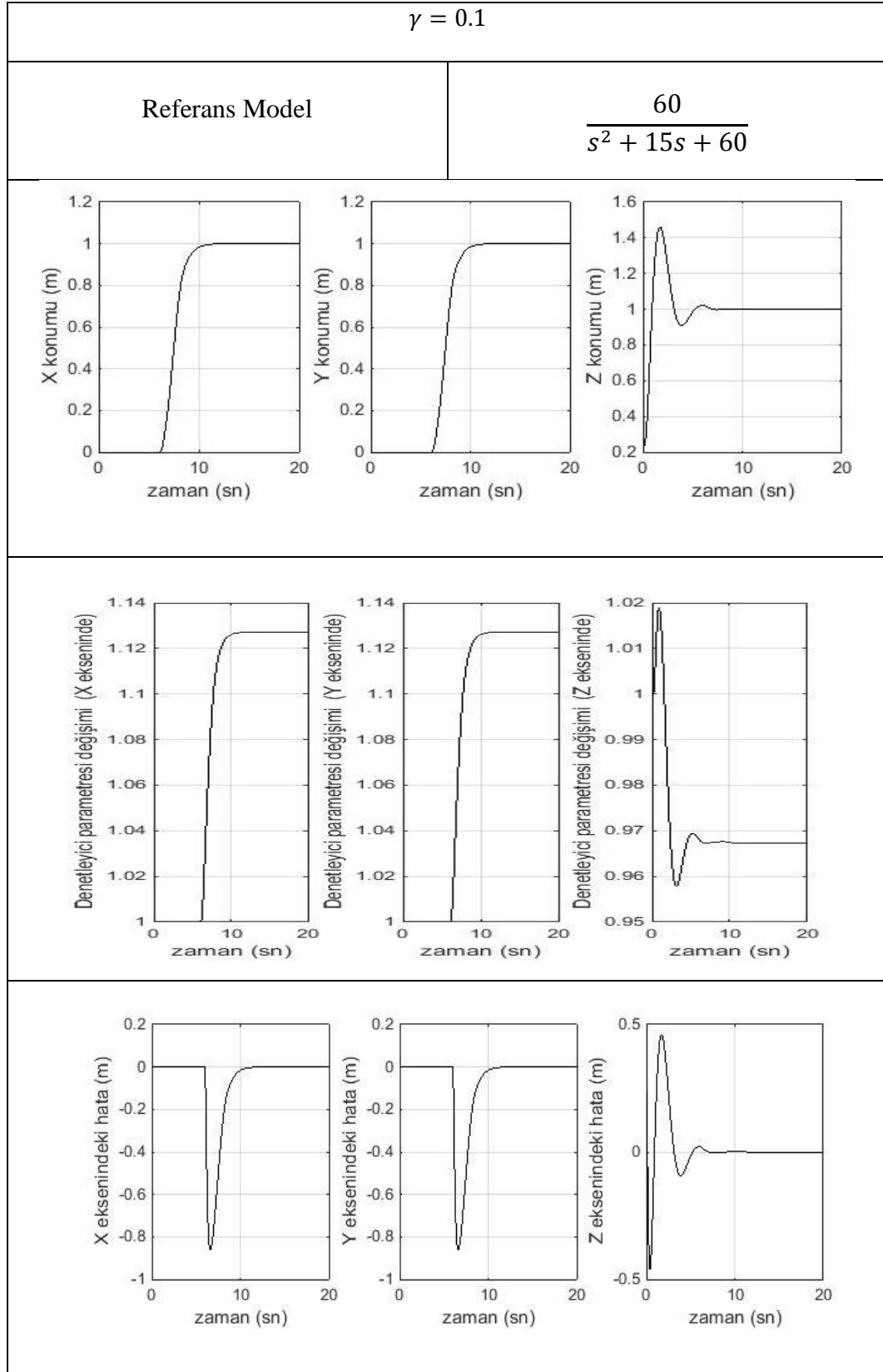
**Çizelge 5.3.** 1. Referans model için  $\gamma = 0.5$  iken benzetim sonuçları



**Çizelge 5.4.** 1. Referans model için  $\gamma = 0.3$  iken benzetim sonuçları

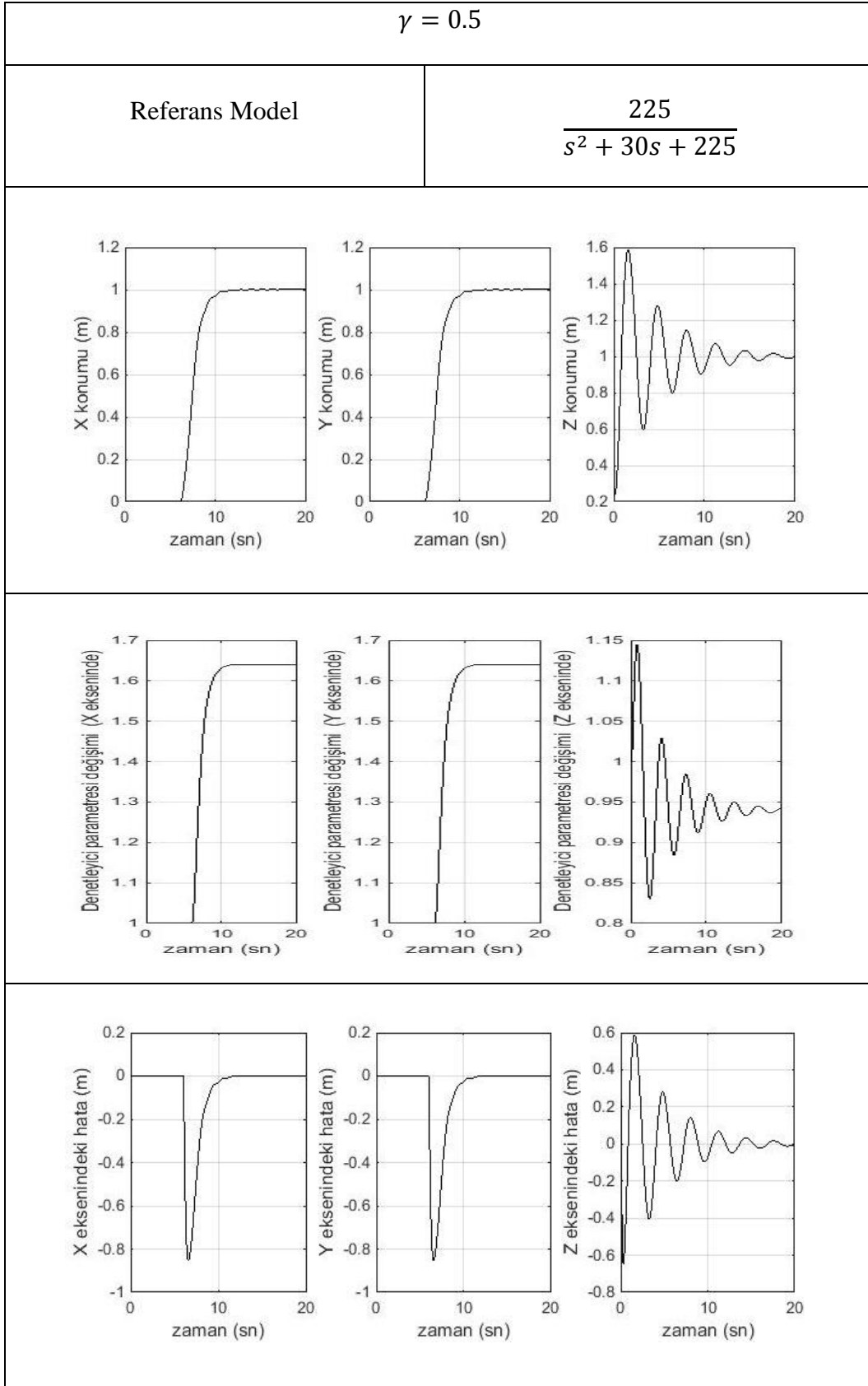


Çizelge 5.5. 1. Referans model için  $\gamma = 0.1$  iken benzetim sonuçları

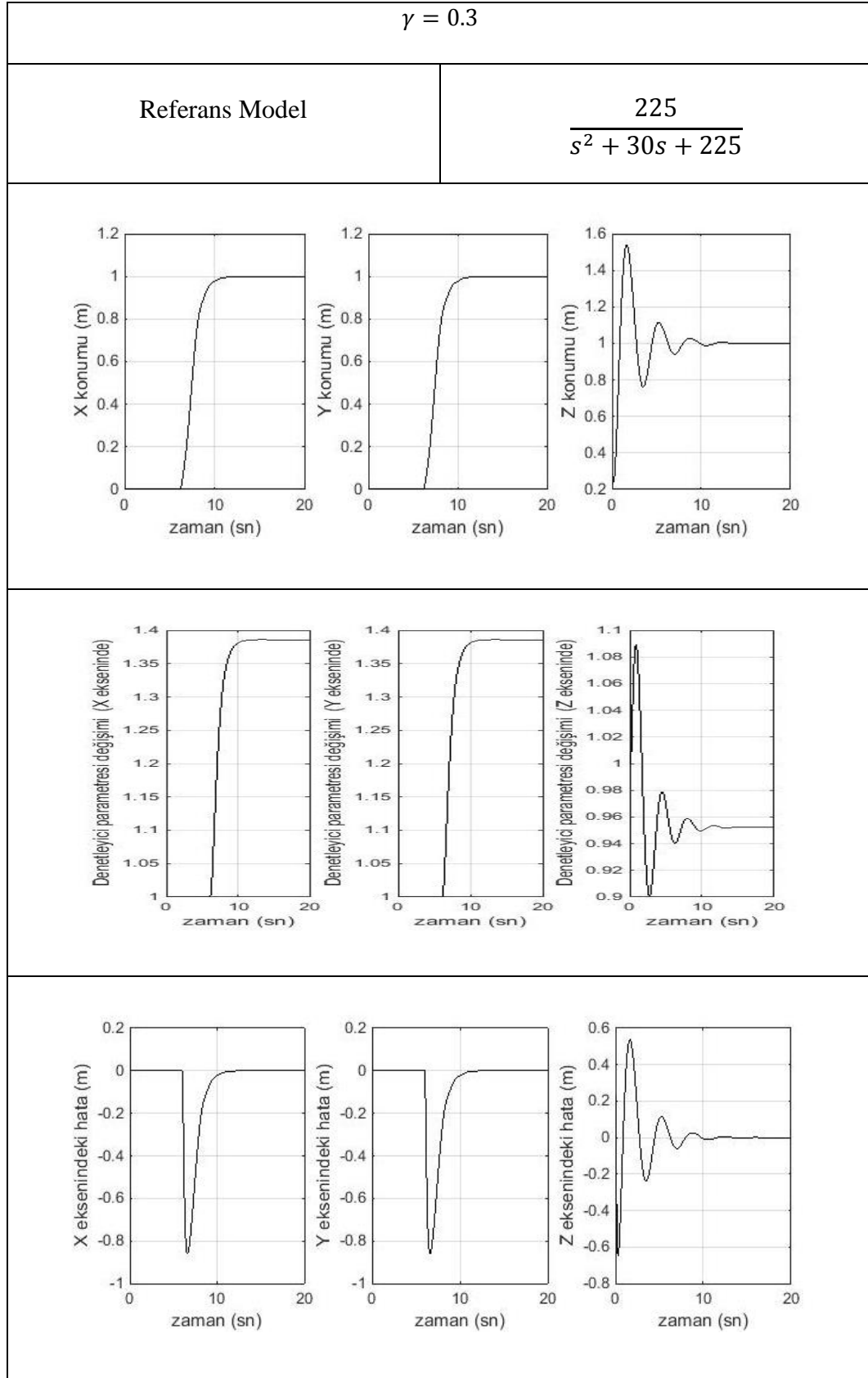




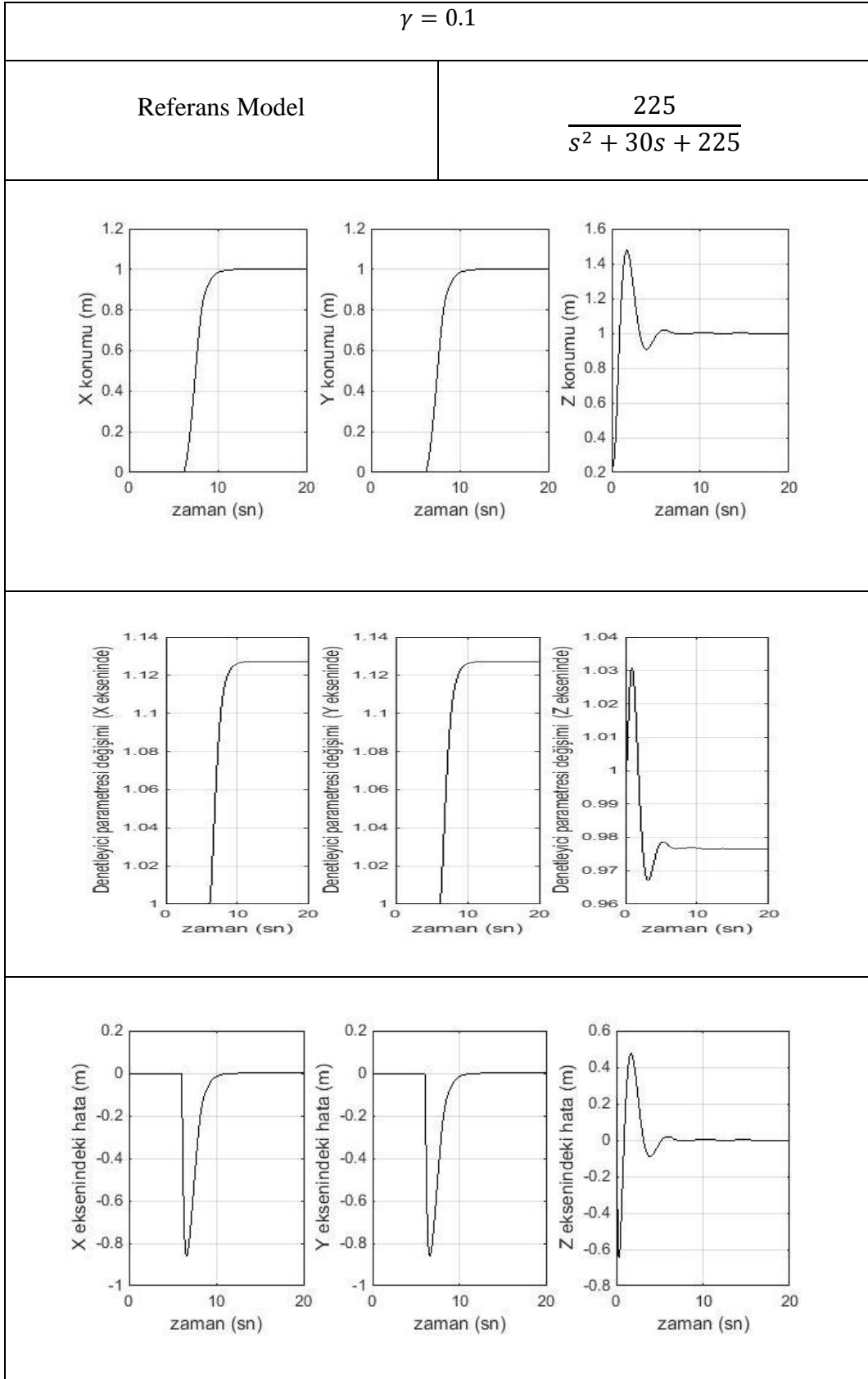
Çizelge 5.6. 2. Referans model iken benzetim sonuçları için  $\gamma = 0.5$



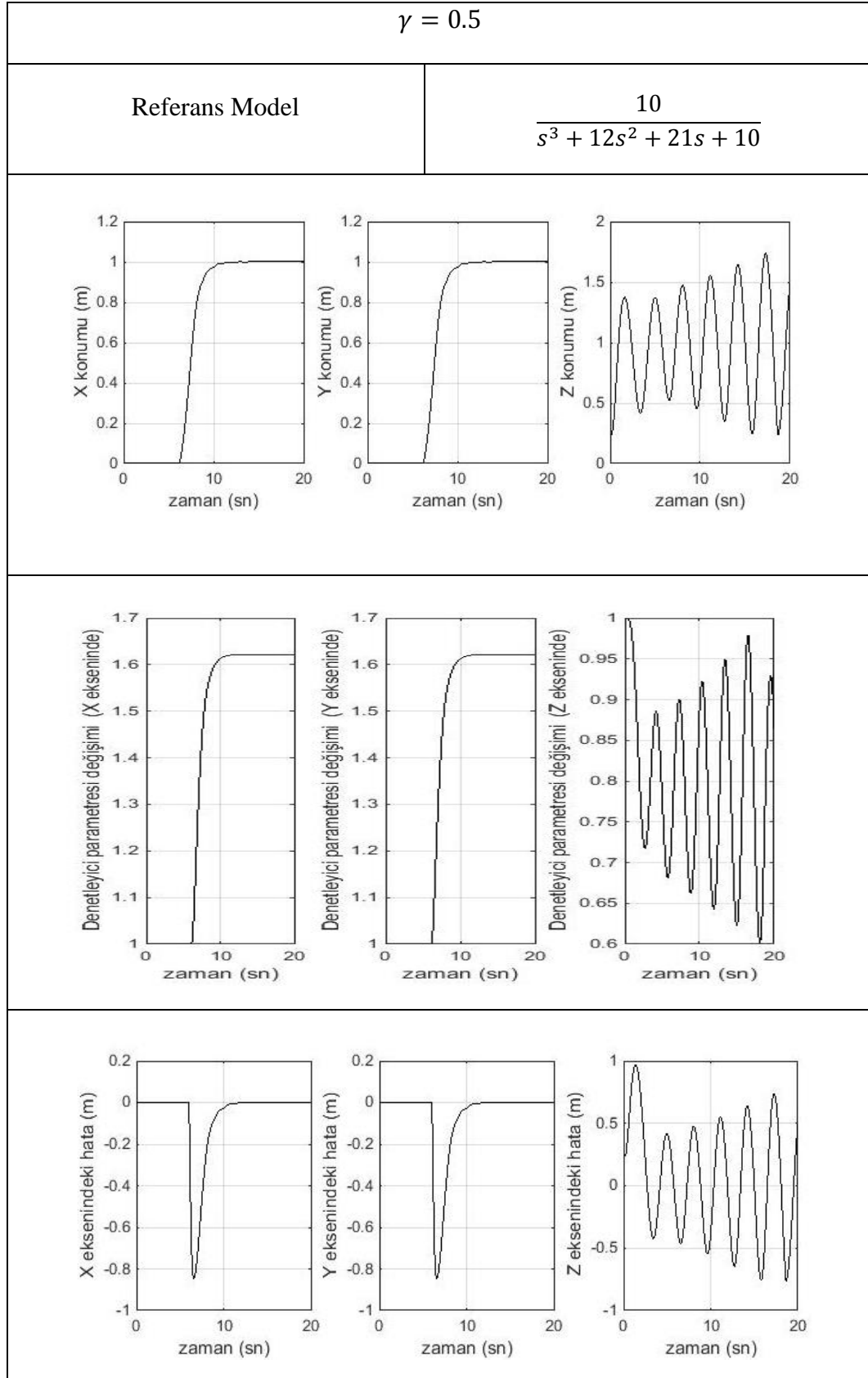
**Çizelge 5.7. 2.** Referans model için  $\gamma = 0.3$  iken benzetim sonuçları



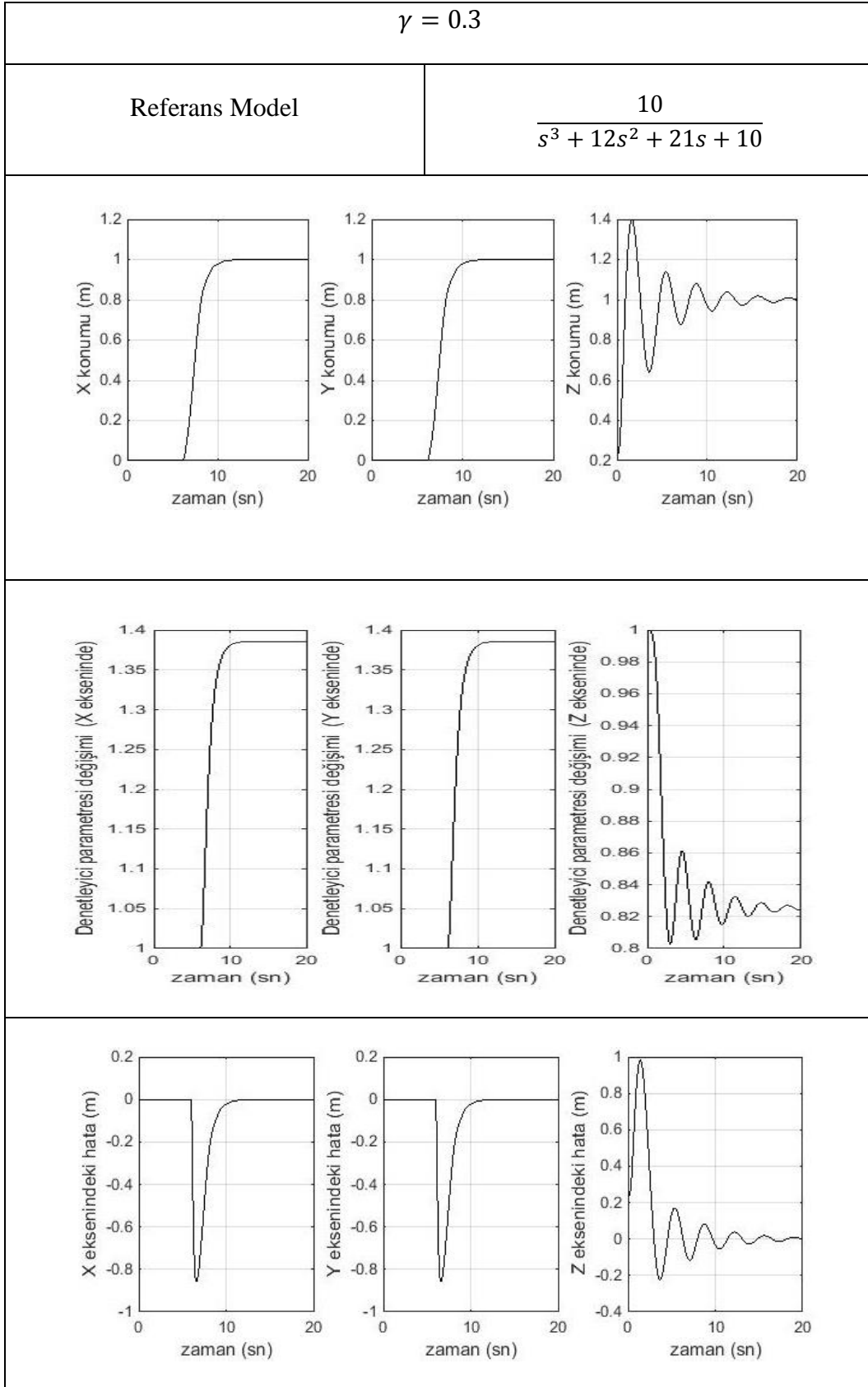
Çizelge 5.8. 2. Referans model için  $\gamma = 0.1$  iken benzetim sonuçları



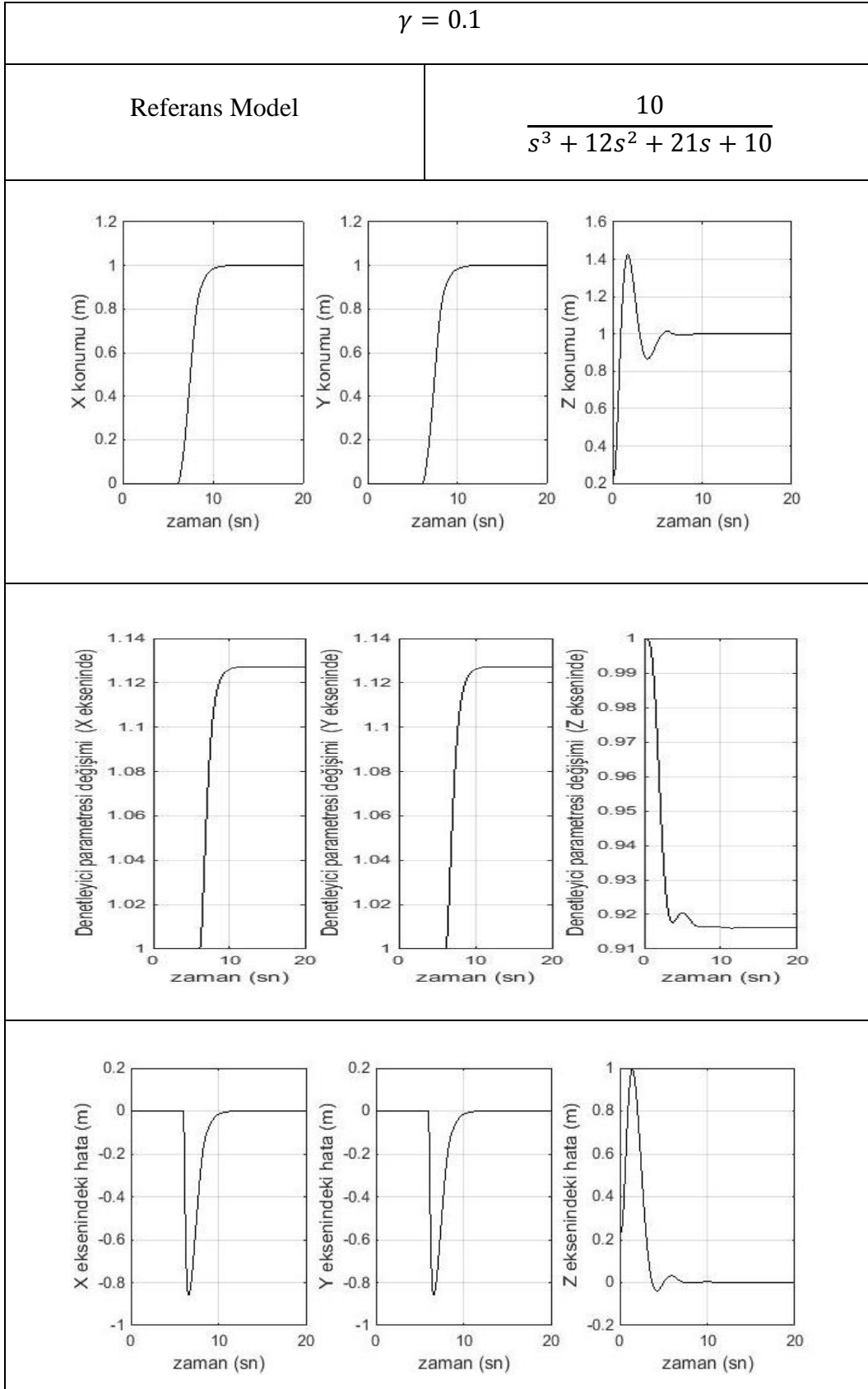
**Çizelge 5.9.** 3. Referans model iken benzetim sonuçları için  $\gamma = 0.5$



**Çizelge 5.10. 3.** Referans model için  $\gamma = 0.3$  iken benzetim sonuçları



Çizelge 5.11. 3. Referans model için  $\gamma = 0.1$  iken benzetim sonuçları



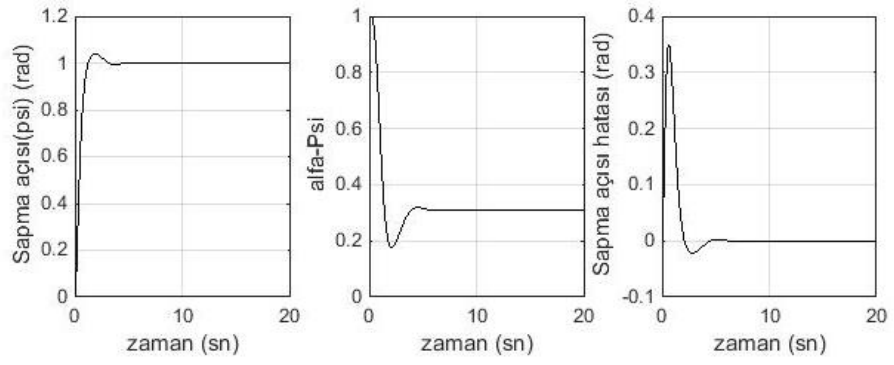
Benzetim sonuçlarına göre, her üç referans modelde de adaptasyon oranı ( $\gamma$ ) arttıkça sistemin daha hızlı tepki verdiği görülmüştür. Sistem en iyi cevabı adaptasyon oranı 0.1’de iken vermiştir ve Z ekseninin farklı referans modellere göre zaman parametreleri Çizelge 5.12’ deki gibidir.

**Çizelge 5.12.** Düşey eksen için seçilen farklı referans modellerden elde edilen zaman cevabı parametreleri ( $\gamma = 0.1$ )

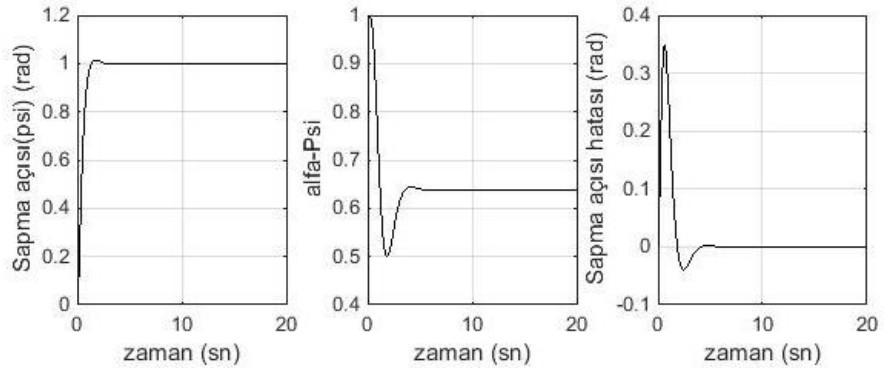
Referans Model	Yükselme Zamanı	Yerleşme Zamanı	Yüzde Aşım
$\frac{60}{s^2 + 15s + 60}$	0.6270s	5.9676s	% 31.7850
$\frac{225}{s^2 + 30s + 225}$	0.6148s	5.9863s	% 33.4133
$\frac{10}{s^3 + 12s^2 + 21s + 10}$	0.6392s	6.3608s	% 27.4291

Çizelge 5.12’de de görüldüğü üzere yükselme ve yerleşme süreleri her üç modelde de yakın olmakla birlikte 3. Dereceden sistemin referans olarak seçilmesi yüzde aşım açısından daha iyi performans vermiştir.

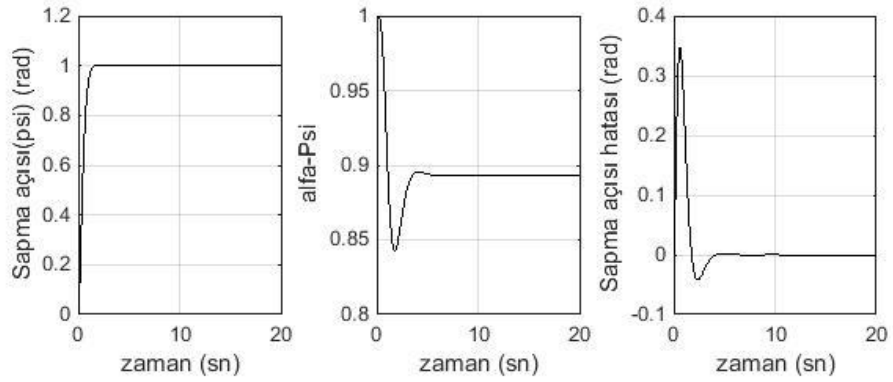
Sapma eksenini ise düşey eksenden bağımsız olduğundan ayrı incelenmiştir. Farklı adaptasyon oranlarıyla elde edilen birim basamak cevaplar, denetleyici parametresinin ve hatanın zamanla değişimi için elde edilen benzetim sonuçları Şekil 5.3, Şekil 5.4 ve Şekil 5.5’teki gibidir.



Şekil 5.3.  $\gamma = 4.5$  için benzetim sonuçları



Şekil 5.4.  $\gamma = 3$  için benzetim sonuçları



Şekil 5.5.  $\gamma = 1$  için benzetim sonuçları



#### 5.4. Karşılaştırmalı Sonuçlar

Üç denetleyici için de Matlab/Simulink benzetim ortamında elde edilen sonuçlara göre Çizelge 5.13, Çizelge 5.14, Çizelge 5.15 ve Çizelge 5.16 oluşturulmuştur.

**Çizelge 5.13.** X eksenindeki hareket için elde edilen sonuçlar

Zaman Cevabı Parametreleri	LQR Denetleyici	PID Denetleyici	Adaptif Denetleyici
Yerleşme zamanı ( $T_s$ )	4.4539s	24.8540s	4.8023s
Yükselme zamanı ( $T_r$ )	2.7531s	4.4070s	2.0570s
Yüzde aşım	0.4395%	0.0919%	0.0368%

**Çizelge 5.14.** Y eksenindeki hareket için elde edilen sonuçlar

Zaman Cevabı Parametreleri	LQR Denetleyici	PID Denetleyici	Adaptif Denetleyici
Yerleşme zamanı ( $T_s$ )	4.4539s	24.6808s	4.8023s
Yükselme zamanı ( $T_r$ )	2.7531s	4.0620s	2.0570s
Yüzde aşım	0.4395%	0.1145%	0.0368%

**Çizelge 5.15.** Z eksenindeki hareket için elde edilen sonuçlar

Zaman Cevabı Parametreleri	LQR Denetleyici	PID Denetleyici	Adaptif Denetleyici
Yerleşme zamanı ( $T_s$ )	4.3658s	10.7045s	6.3608s
Yükselme zamanı ( $T_r$ )	2.7344s	0.2235s	0.6392s
Yüzde aşım	0.4333%	0.0041%	27.4291%

**Çizelge 5.16.** Sapma hareketi için elde edilen sonuçlar

Zaman Cevabı Parametreleri	LQR Denetleyici	PID Denetleyici	Adaptif Denetleyici
Yerleşme zamanı ( $T_s$ )	3.8811s	1.2136s	2.3003s
Yükselme zamanı ( $T_r$ )	2.1747s	0.1274s	0.7704
Yüzde aşım	0%	4.8199%	0.0105%

X eksenindeki hareket için denetleyici performansları incelendiğinde, adaptif denetleyici performansının diğer iki denetleyiciye göre daha iyi olduğu görülmektedir. Adaptif denetleyiciyi performans açısından LQR denetleyici izlemektedir.

X eksenindeki hareket de Y eksenine simetrik olduğundan denetleyici performans sıralaması aynıdır.

Z eksenindeki harekette ise LQR denetleyici iyi bir performans sergilemiştir. Adaptif denetleyicinin ise yüzde aşım zamanının oldukça yüksek olduğu görülmektedir. Bu yüzde aşım miktarı düşürülmeye çalışılmıştır, ancak Z eksenindeki hareket X ve Y eksenlerini etkilediğinden, bu yüzde aşım düşürüldüğünde diğer eksenlerdeki hareketlerde kontrol kaybı yaşanmıştır.

Sapma hareketinin de benzer şekilde adaptif denetleyici performansını LQR denetleyici izlemektedir.

Sonuç olarak, adaptif kontrol sistemi ile üç eksen de başarılı sonuçlar elde edilmiştir.

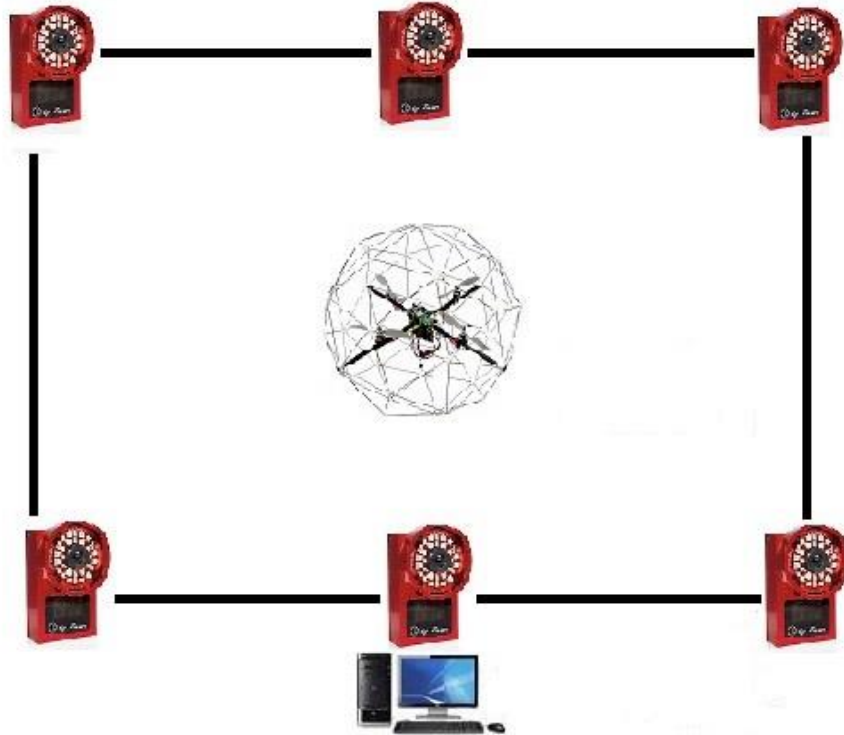
## 6. DENEYSSEL ÇALIŞMALAR

### 6.1. Kontrol ve Aviyonik Laboratuvarı

Deneysel çalışmalar Anadolu Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi bünyesinde 2014 yılında lisansüstü çalışmalar için kurulan Kontrol ve Aviyonik Laboratuvarı'nda gerçekleştirilmiştir.

Bu laboratuvar çalışmaların güvenli ve kontrollü bir şekilde yürütülmesine uygun olarak düzenlenmiştir.

Kontrol ve Aviyonik Laboratuvarında, Qball-X4 hava aracı modeli, hava aracının kapalı ortamda yerini tayin etmek için kullanılacak 6 adet kamera (Optitrack) ve merkez bilgisayar mevcuttur. Şekil 6.1 laboratuvarın planını göstermektedir.



Şekil 6.1. Laboratuvar planı

Qball-X4 hava aracının uçuş sahasının çevresi, koruma amaçlı olarak file ile çevrilmiştir. Merkez bilgisayar, Windows 7 işletim sistemli, 3.2Ghz işlemci ve 4gb RAM'e sahip kişisel bir bilgisayardır. Bilgisayar, uçuş sahasını görecekt şekilde, ön tarafa konumlandırılmıştır.

Deneysel ve benzetim yoluyla yapılan tüm çalışmalarda Matlab/Simulink programı kullanılmıştır. Bunun yanında hava aracı ile gelen QuaRC yazılımı Matlab/Simulink ile ara yüz oluşturarak cihazla iletişim sağlamak için kullanılmıştır.

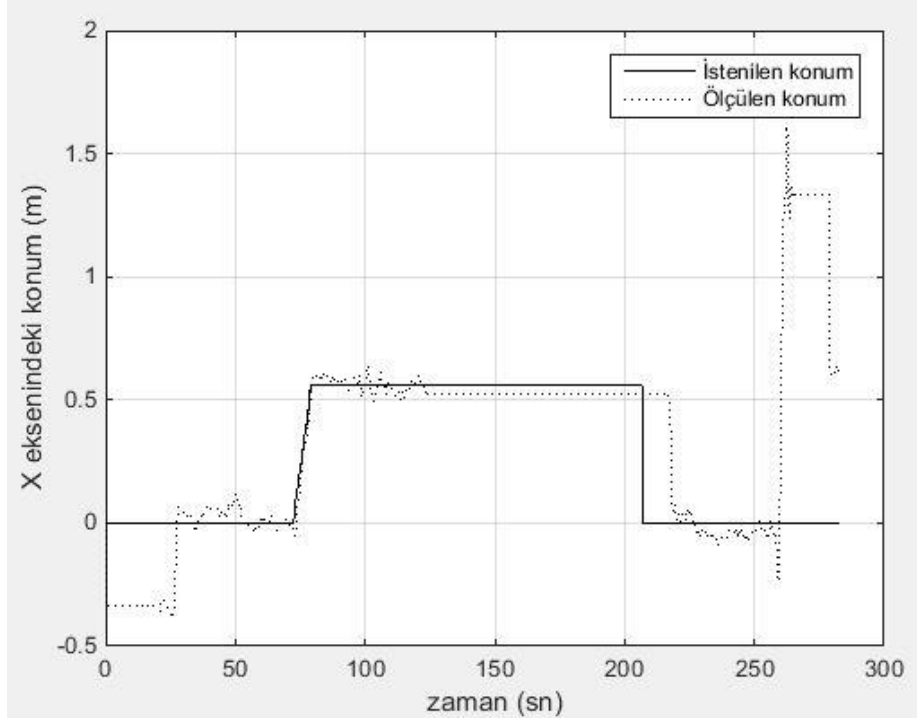
Hava aracı, kumanda ile ve otonom olmak üzere iki farklı modda çalışmaktadır. Cihaz kumanda modunda çalışırken kamera sistemine ihtiyaç duymaz, kumandadan verilen komutlara göre hareket eder. Otonom modda ise, cihazı kontrol eden benzetim modelleri merkez bilgisayarda çalıştırılır ve merkez bilgisayar gerekli veriyi kablosuz ağ ile hava aracı üzerindeki bilgisayara (Gumstix) iletir. Kamera sisteminden ve cihaz üzerindeki sensörlerden gelen açı ve konum bilgileri kullanılarak cihazın kontrolü sağlanır.

## **6.2. Uygulama Sonuçları**

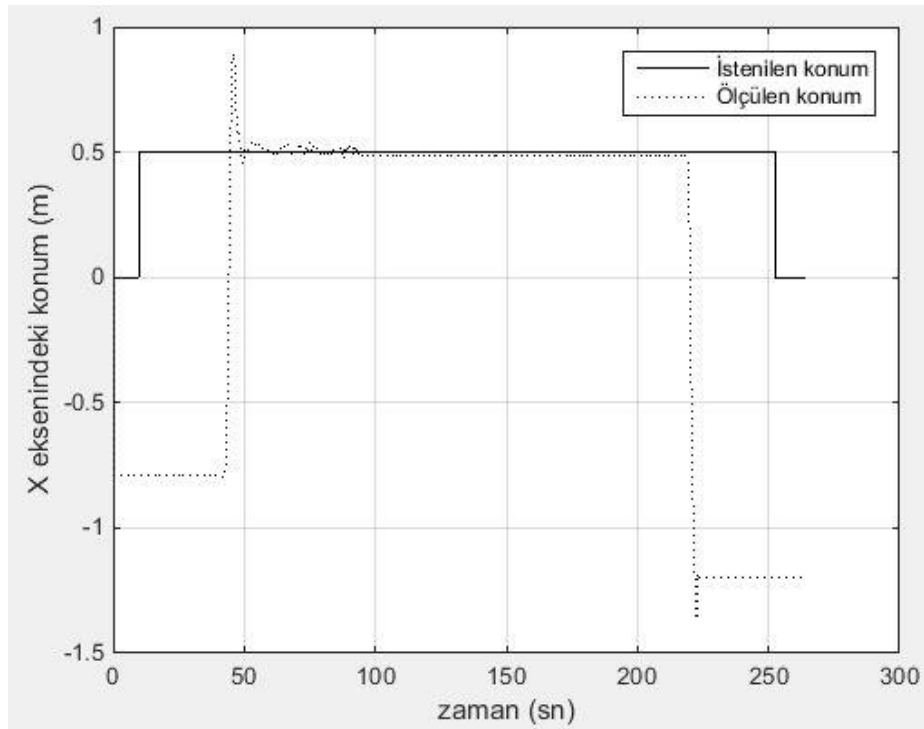
Model referans adaptif kontrol sisteminin gerçek sistemde uygulanması sonucunda farklı uçuşlar için elde edilen veriler bu bölümde verilmiştir.

Farklı uçuş denemelerinden alınan X, Y, Z eksenindeki istenilen ve ölçülen konum verileri sırasıyla Şekil 6.2 - Şekil 6.16'da görülmektedir.

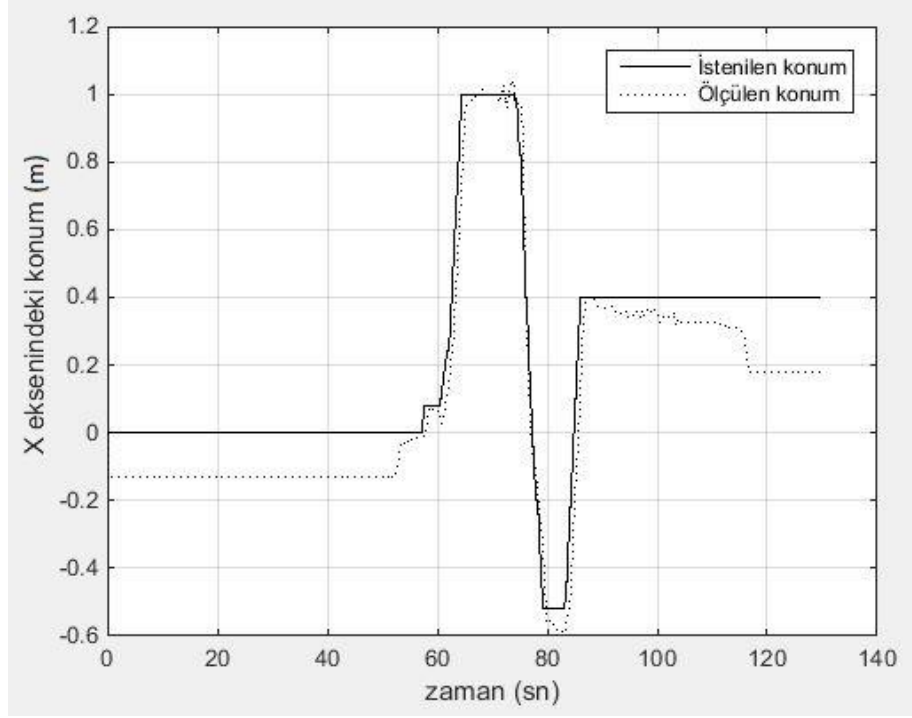
Düşey eksenindeki (Z) ölçüm değerlerinin 0.2m mertebelerinden başlaması sonarın cihaz üzerindeki yerinden kaynaklanmaktadır.



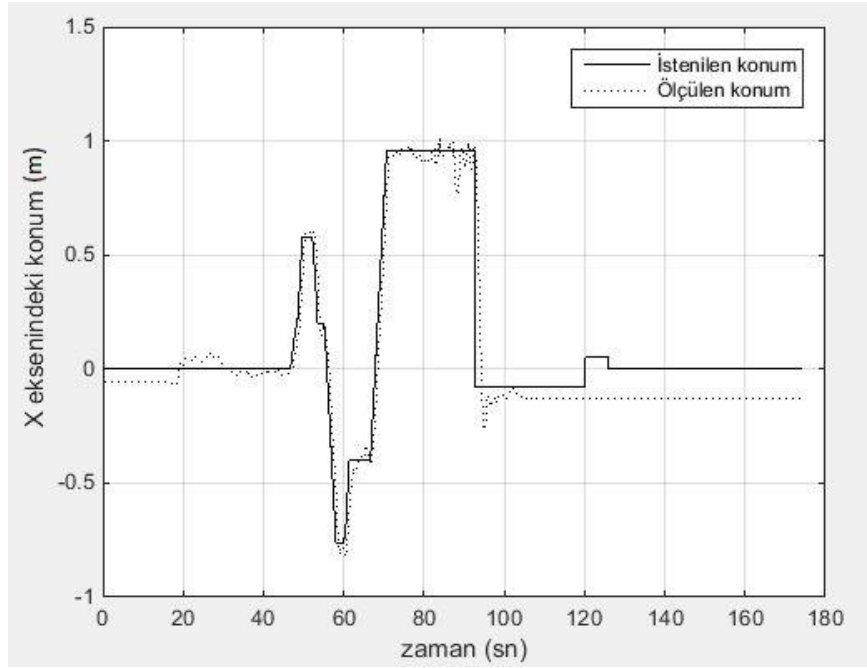
Şekil 6.2. Hava aracının X eksenindeki hareketi (1. uçuş denemesi)



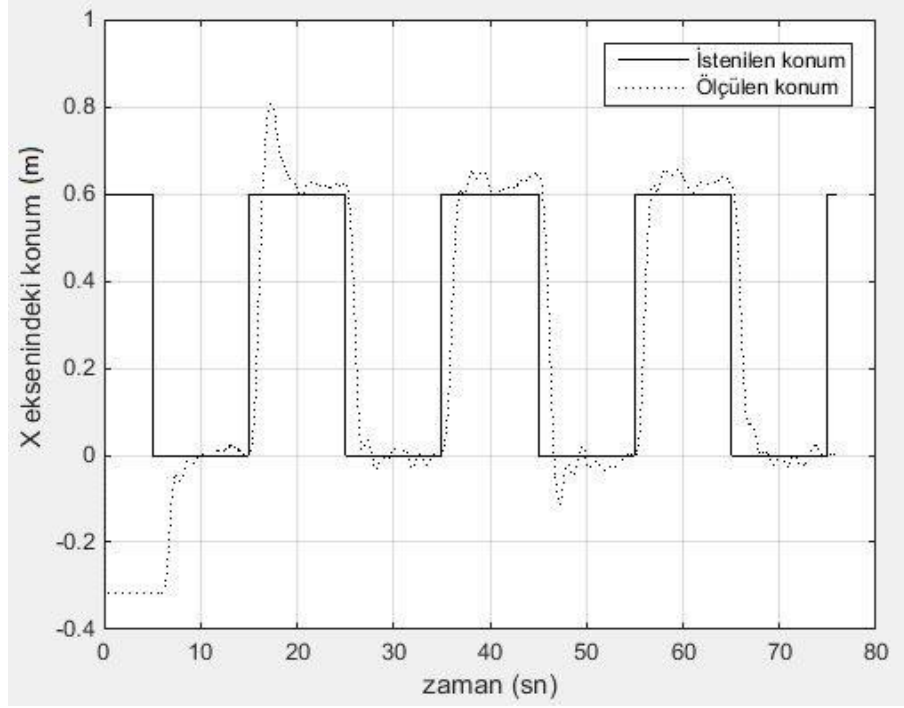
Şekil 6.3. Hava aracının X eksenindeki hareketi (2. uçuş denemesi)



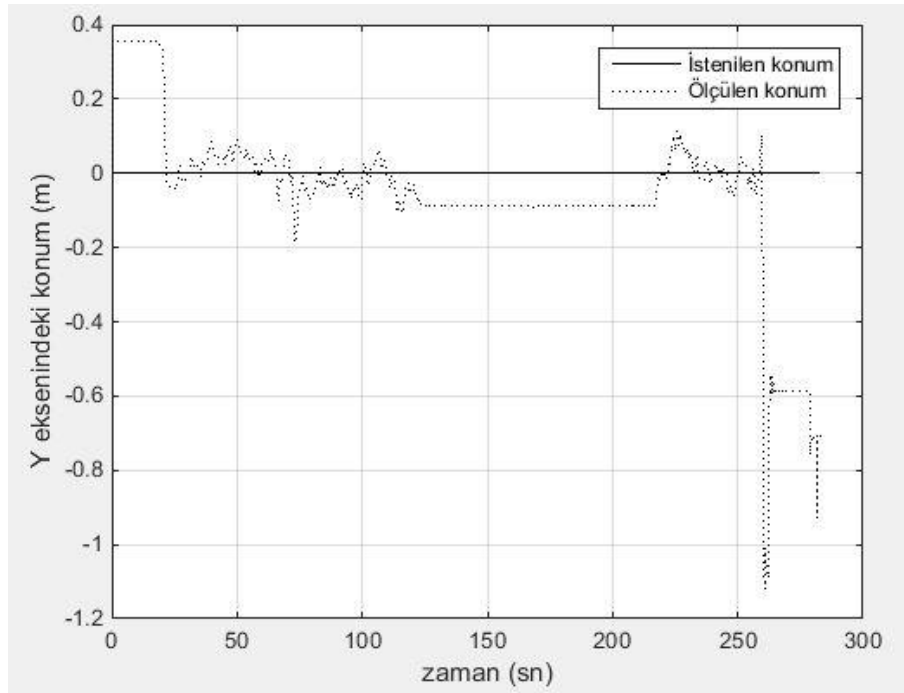
Şekil 6.4. Hava aracının X eksenindeki hareketi (3. uçuş denemesi)



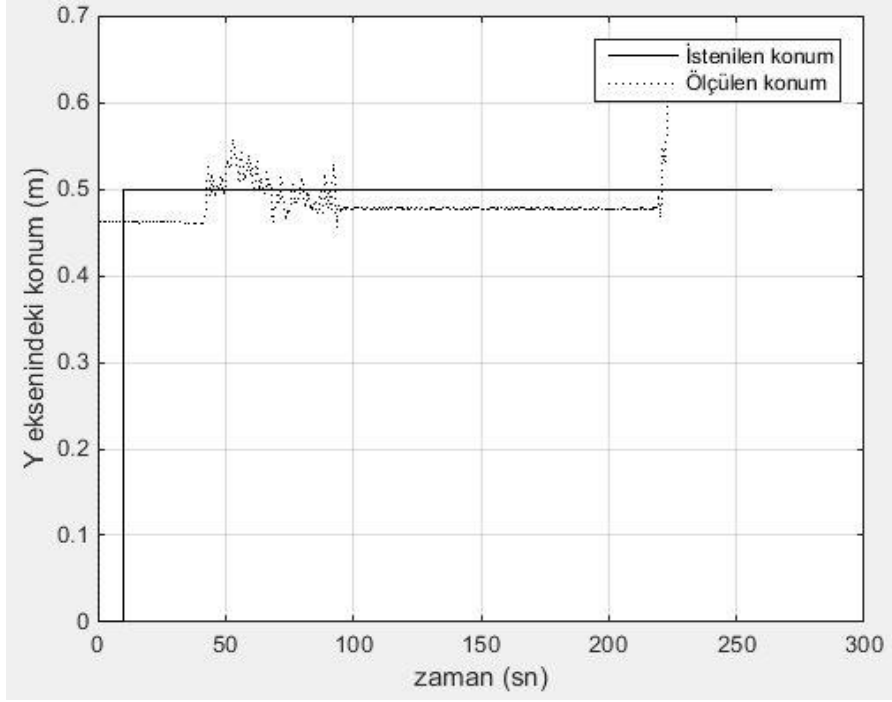
Şekil 6.5. Hava aracının X eksenindeki hareketi (4. uçuş denemesi)



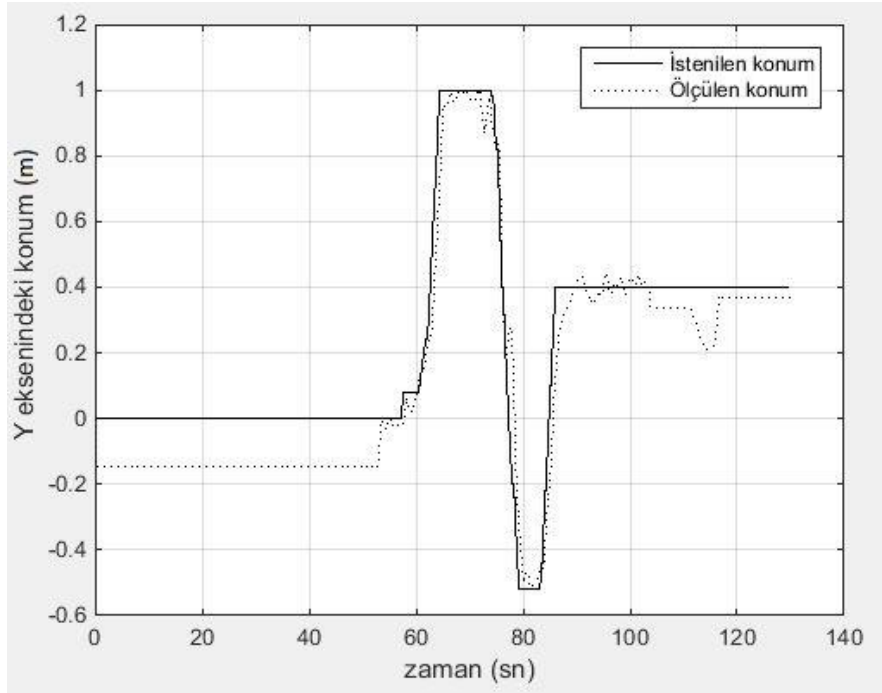
Şekil 6.6. Hava aracının X eksenindeki hareketi (5. uçuş denemesi)



Şekil 6.7 Hava aracının Y eksenindeki hareketi (1. uçuş denemesi)

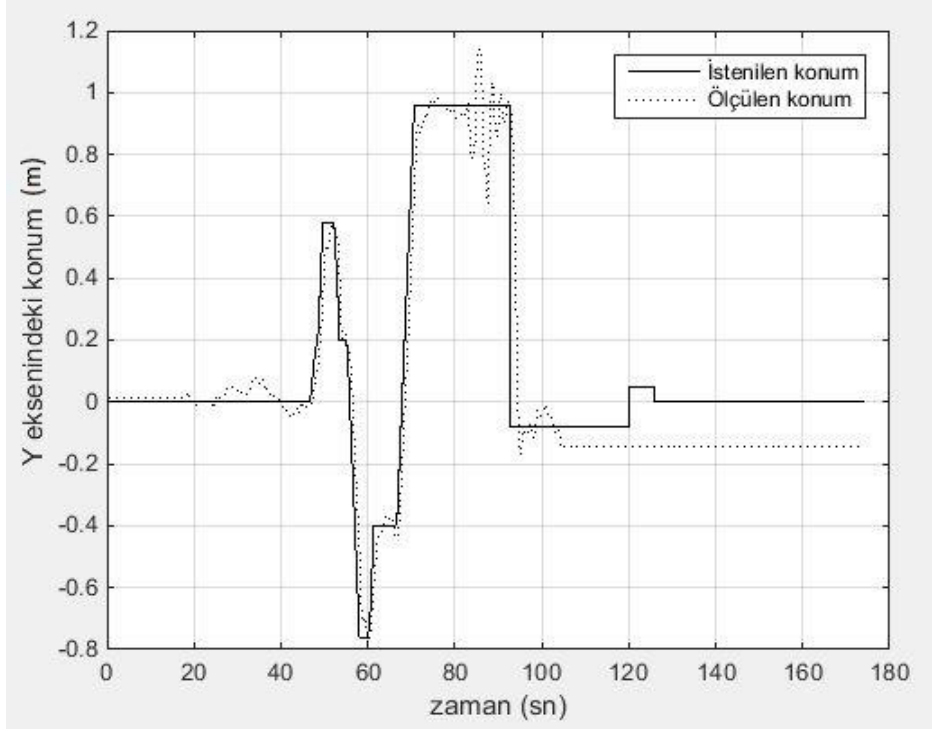


Şekil 6.8 Hava aracının Y eksenindeki hareketi (2. uçuş denemesi)

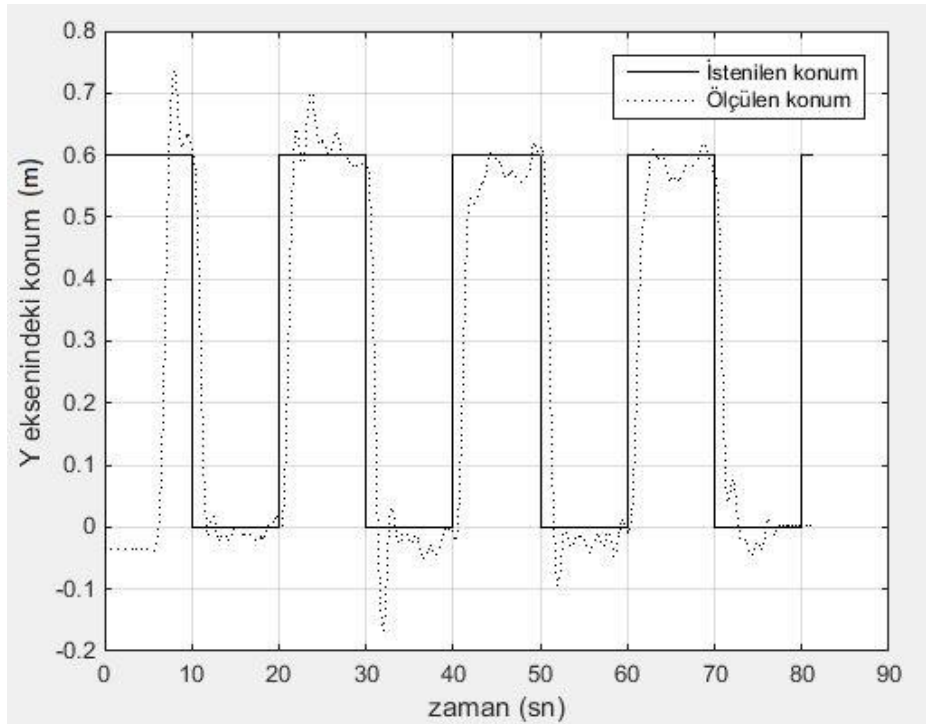


Şekil 6.9. Hava aracının Y eksenindeki hareketi (3. uçuş denemesi)

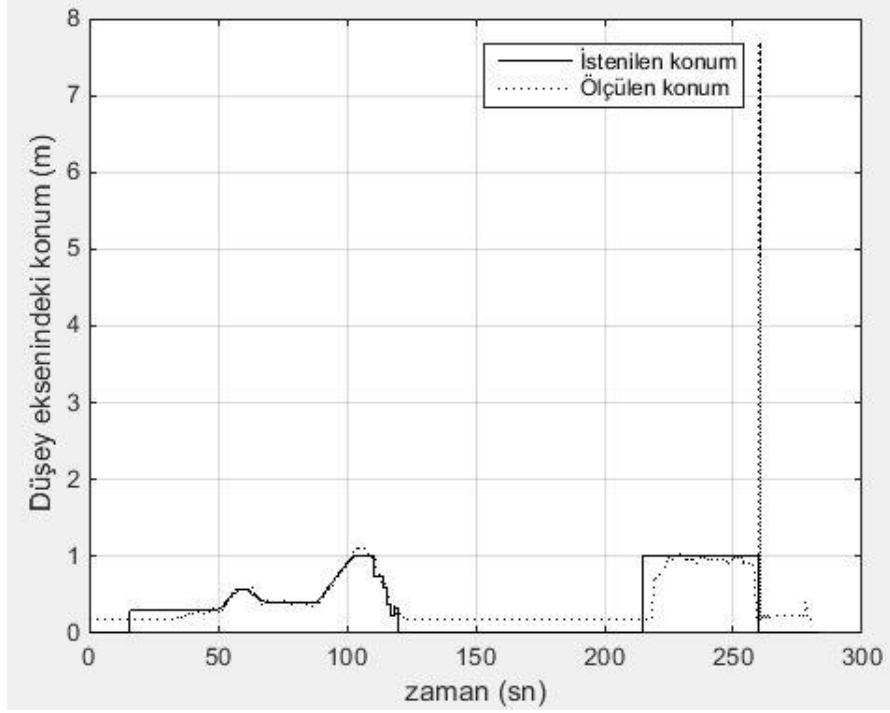




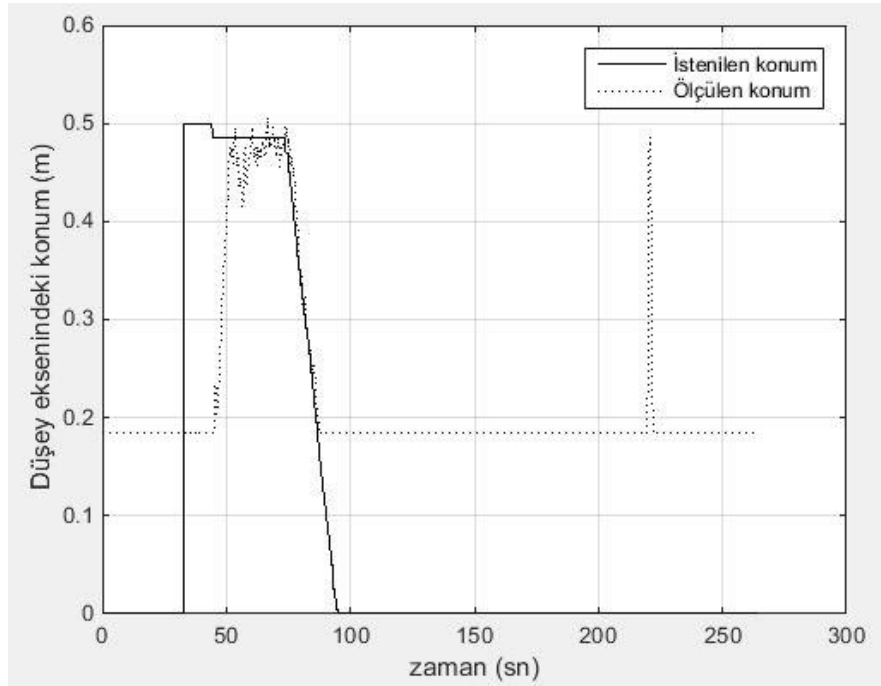
Şekil 6.10. Hava aracının Y eksenindeki hareketi (4. uçuş denemesi)



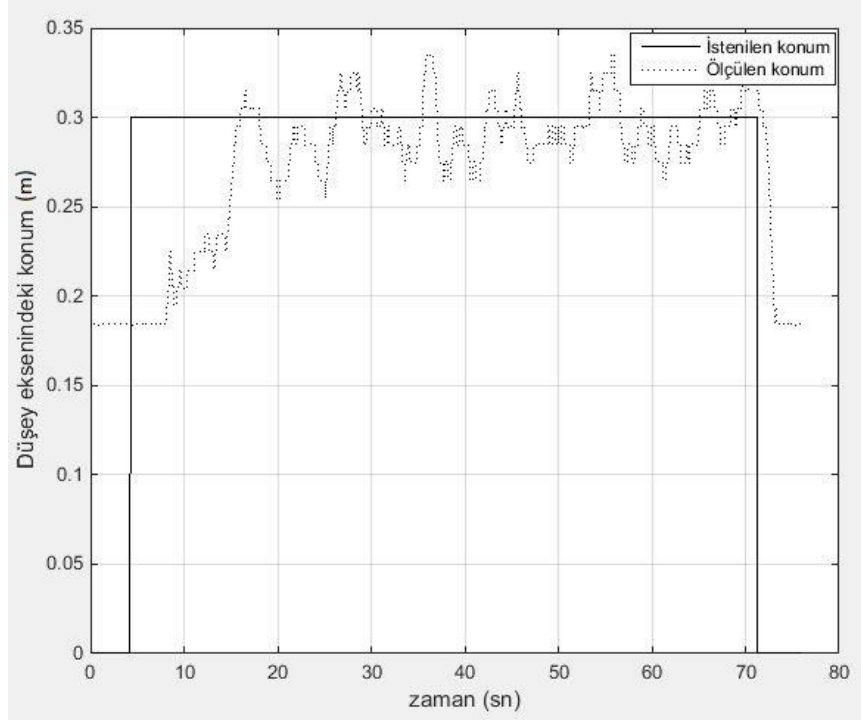
Şekil 6.11. Hava aracının Y eksenindeki hareketi (5. uçuş denemesi)



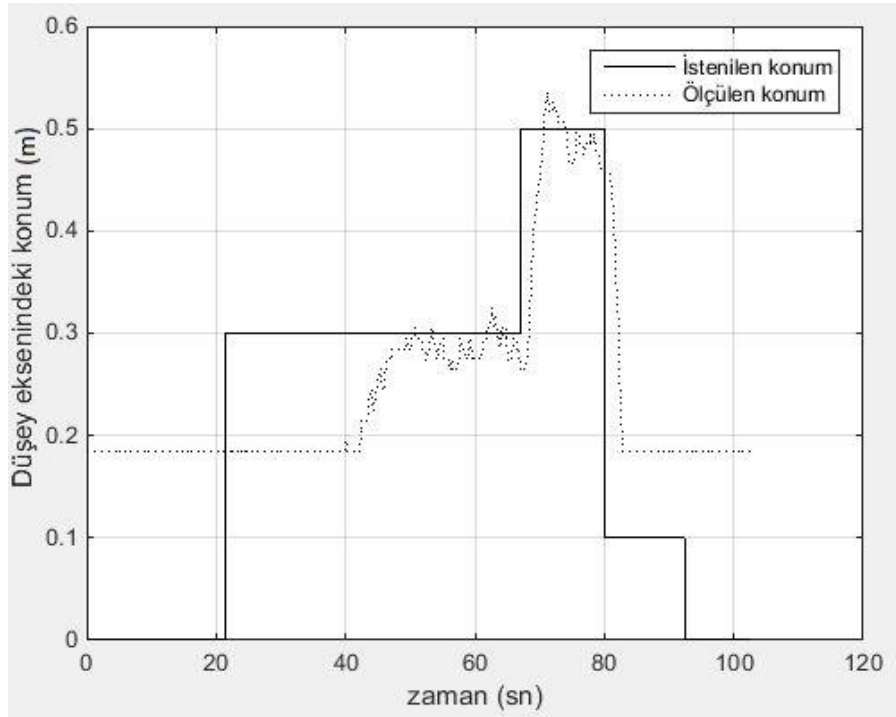
Şekil 6.12 Hava aracının Z eksenindeki hareketi (1. uçuş denemesi)



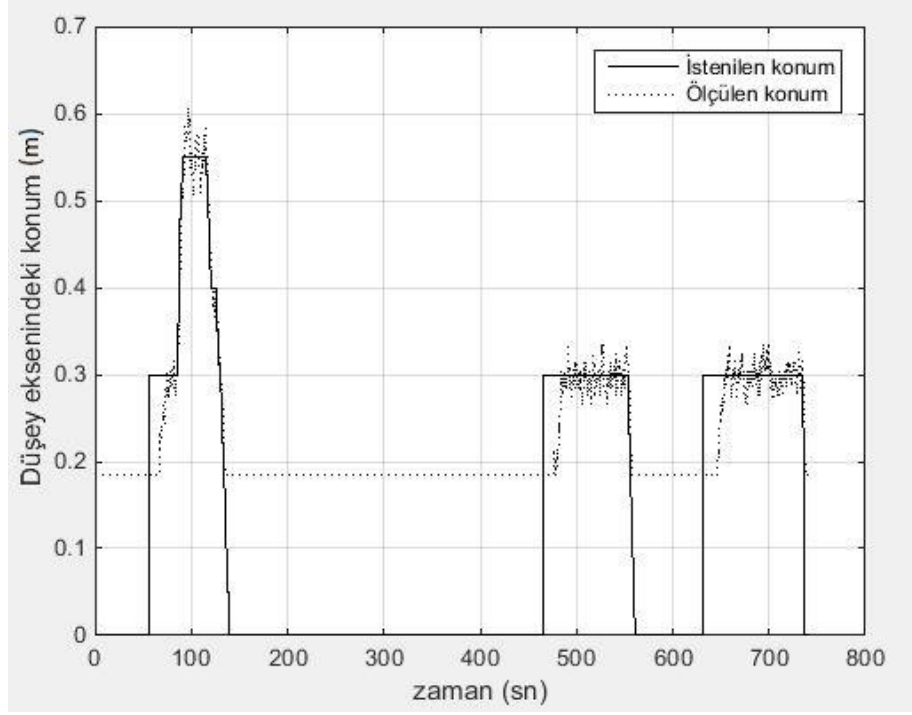
Şekil 6.13 Hava aracının Z eksenindeki hareketi (2. uçuş denemesi)



Şekil 6.14. Hava aracının Z eksenindeki hareketi (3. uçuş denemesi)



Şekil 6.15. Hava aracının Z eksenindeki hareketi (4. uçuş denemesi)



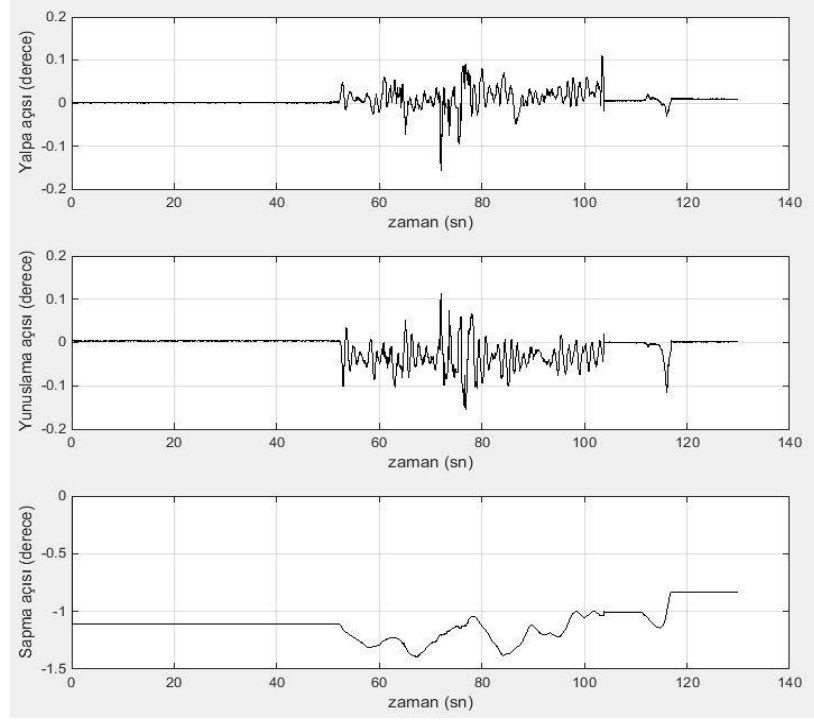
**Şekil 6.16.** Hava aracının Z eksenindeki hareketi (5. uçuş denemesi)

Her bir eksen için ilk iki uçuş denemesinde, farklı zaman aralıklarında ölçülen değerlerde kameraların kalibrasyonundan kaynaklı problemler görülmektedir.

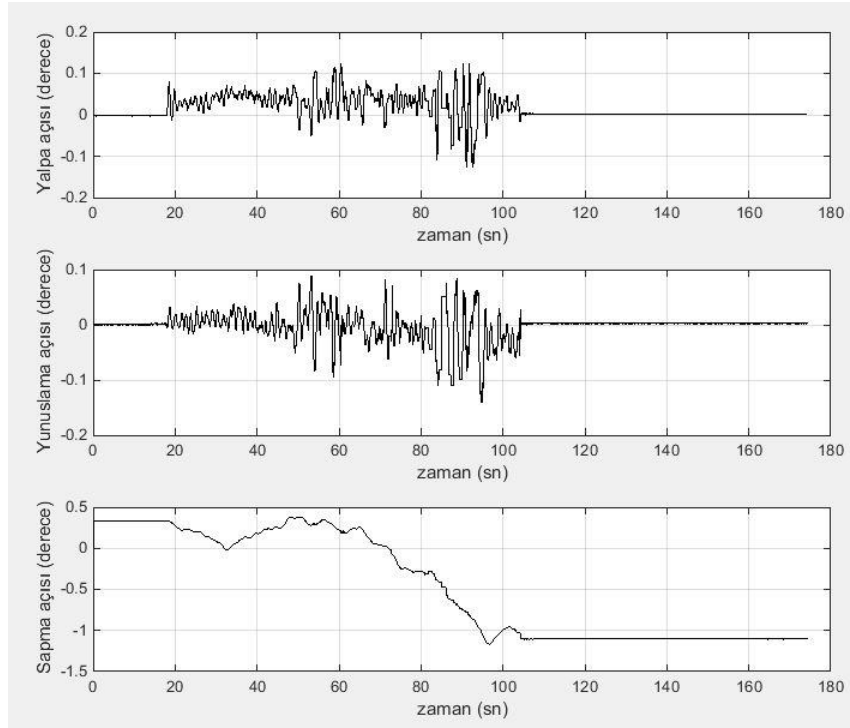
Bu uçuş denemeleri sırasında yalpa, yunuslama ve sapma açılarının değişimi ise Şekil 6.17, Şekil 6.18 ve Şekil 6.19'te gösterildiği gibidir.

Şekil 6.17'de 140 saniyelik uçuş fazında 60. saniyede X ve Y eksenlerinde pozitif yönlü bir hareket komutu verilmesiyle başlayan hareket sonucunda elde edilen yalpa, yunuslama ve sapma açılarının değişimi görülmektedir.

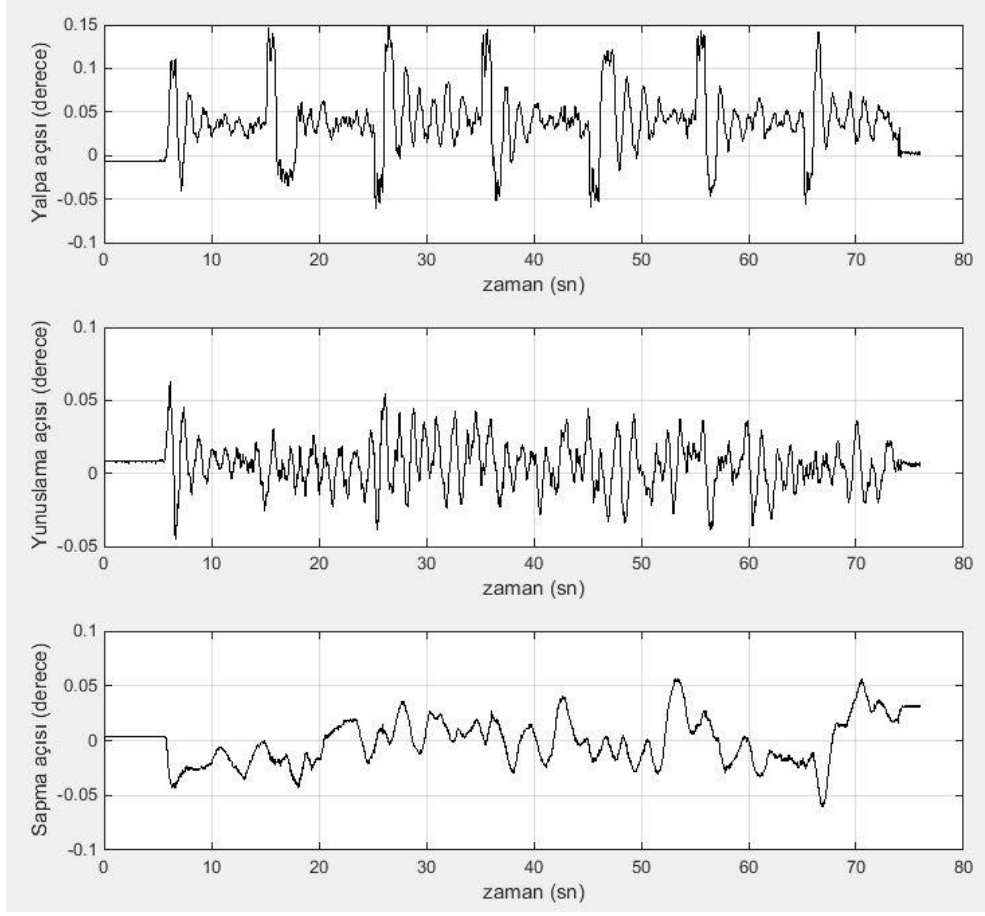
Sapma hareketi Şekil 6.17 ve Şekil 6.18'de kumanda ile sağlanırken, Şekil 6.19'te otonom olarak yapılmıştır.



Şekil 6.17. Yalpa, yunuslama ve sapma açılarının değişimi (1. uçuş denemesi)



Şekil 6.18. Yalpa, yunuslama ve sapma açılarının değişimi (2. uçuş denemesi)



Şekil 6.19. Yalpa, yunuslama ve sapma açılarının değişimi (3. uçuş denemesi)

Grafiklerden de anlaşılacağı gibi ölçülen ve istenen (komut edilen) veriler arasında farklı uçuş denemeleri için farklılıklar mevcuttur. Bu farklılıklar, kamera kalibrasyonundan, kullanılan sensörlerin hassasiyetinden ve başlangıçta benzetim aşamasında kullanılan model ile gerçek sistem dinamikleri arasındaki farklılıklardan kaynaklanmaktadır.

## 7. SONUÇ

Bu tez çalışmasında, bir dört motorlu insansız hava aracı modeli olan Qball-X4 için uçuş kontrol sistemi tasarımı ve gerçekleşmesi hedeflenmiştir. Hava aracının dinamik modeli incelenerek, tasarlanan uçuş kontrol sisteminin içinde cihazın her bir eksenindeki hareketine yer verilmiştir.

Benzetim çalışmalarında PID, LQR ve model referans adaptif kontrol yöntemi olmak üzere üç farklı tip denetleyici ile sonuçlar elde edilmiştir.

Model referans adaptif kontrol sisteminde, kullanılan referans modelin, kontrol yasasının ve adaptasyon oranının seçimi büyük önem taşımaktadır. Benzer şekilde LQR denetleyicide ağırlık matrislerinin seçimi ve buna bağlı hesaplanan kazanç matrisi, PID kontrolde ise seçilen oransal, integral ve türevsel katsayıları sistem performansını önemli ölçüde etkilemektedir.

Benzetim çalışmalarında, denetleyicilerin istenen referans konumları takibinde adaptif kontrol sisteminin diğer iki kontrol sistemine göre daha başarılı sonuçlar verdiği gözlenmiştir. Performans açısından, adaptif denetleyiciyi LQR denetleyici izlemektedir.

Sistemin doğrusal modeli, LQR denetleyici tasarımında kullanılmıştır. Benzetim aşamasında doğrusal model yeterli performansı sağlamıştır, ancak sistemin X, Y, Z eksenlerinde olabildiğince salınımsız istenen konumlara ulaşabilmesi için doğrusal olmayan denetleyicilere de ihtiyaç duyulmuştur. Bu nedenle, gerçek sisteme uygulama aşamasında adaptif denetleyici kullanılarak istenen sonuçlar elde edilmiştir. Cihaz üzerindeki sensörler ve kameralardan alınan konum bilgileri ile cihazın istenen konuma ulaşma durumu takip edilmiş ve eş zamanlı olarak grafiklerle gözlenmiştir. Ölçülen ve istenen konum değerleri arasındaki küçük farklılıklar, ortam koşullarından, gerçek sistem ile benzetim modeli arasındaki az da olsa farklılıklardan ve sensör hassasiyeti gibi nedenlerden kaynaklanmaktadır.

Quadrotorların askeri ve sivil alanda uygulama alanları giderek artmaktadır. İlk olarak insansız olarak geliştirilen bu sistemler günümüzde yük taşıyan hava

araçlarına dönüşmeye başlamış ve belki de gelecekte insan taşınması mümkün hale gelecektir. Olduğu yerden havalanabilen quadrotorların etkin bir şekilde kontrolü sağlandığında, uzun süreli uçuş yapabilmeleri için gereken güç sağlandığında bu sistemlerin kullanım alanları hayal gücümüzle sınırlı olacaktır.

Bu anlamda, açık mimariye sahip Qball-X4 modeli, quadrotor kontrolü için farklı tip denetleyicilerin sadece benzetim ortamında değil gerçek sistem üzerinde de test edilmesine imkân sağlamaktadır. Bununla birlikte, gömülü bilgisayar, veri toplama kartı ve sensörleri sayesinde Qball-X4 sistemi ile gelecekte planlanan çalışmalar,

- Rota planlama
- Engelden kaçma
- Sensör füzyonu
- Otonom operasyonlar ve gözetimli kontrol

olarak sıralanabilir.



## TEZDEN ÇIKAN YAYINLAR

### **Uluslararası Bilimsel Toplantılarda Sunulan ve Bildiri Kitaplarında Basılan Bildiriler**

Canpolat Tosun D., Işık Y., Korul H., “LQR Control of a Quadrotor Helicopter”, 2015 International Conference on Applied Physics, Simulation and Computers, Viyana, Avusturya 15-17/03/2015.

## KAYNAKLAR

- [1] Lopez, D. P., *Attitude control in Mikrokopter quadrotor*, 2013. <https://bitsofunderstanding.wordpress.com/2011/08/20/attitude-control-in-mikrokopter-quadrotor/>
- [2] Naughton, R., *The Pioneers / Aviation and Aeromodelling-interdependent Evolutions and Histories*, 2002. <http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/breguet.html>
- [3] Raza, S. A., Gueaieb, W., “Intelligent Flight Control of an Autonomous Quadrotor”, In Motion Control, 245-264, IN-TECH, 2010.
- [4] Anonim, *Convertawings Model A*. [http://www.aviastar.org/helicopters\\_eng/convertawings.php](http://www.aviastar.org/helicopters_eng/convertawings.php) (Eriřim Tarihi: 20 Mayıs 2015)
- [5] Anonim, *Curtiss-Wright VZ-7*. <http://cs.wikipedia.org/wiki/CurtissWrightVZ7> (Eriřim Tarihi: 12 Nisan 2015)
- [6] Anonim, *Bell QTR Quad Tiltrotor*. [http://www.aviastar.org/helicopterseng/bell\\_qtr.php](http://www.aviastar.org/helicopterseng/bell_qtr.php) (Eriřim Tarihi: 20 Mayıs 2015)
- [7] Mortimer, G., *Anteos APR – Aermatica*, 2012. <http://www.suasnews.com>
- [8] AEROQUAD, *The Open Source Quadcopter / Multicopter*, 2015. <http://aeroquad.com/content.php>
- [9] Anonim, *The ArduCopter*, 2014. <https://code.google.com/p/arducopter/>
- [10] Arnold, A., *The Parrot AR.Drone*, 2011. <http://the-parrot-ardrone.com/>
- [11] Kıvrak, A.Ö., “Design of Control Systems for a Quadrotor Flight Vehicle Equipped With Inertial Sensors”, *Yüksek Lisans Tezi*, Atılım Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, 2006.
- [12] Bouabdallah, S., “Design and control of quadrotors with application to autonomous flying”, *Doktora Tezi*, Abou Bekr Belkaid Üniversitesi, Tlemcen, Cezayir, 2007.
- [13] Dikmen, İ.C., Arısoy, A., Temeltař, H., “Dikey iniş kalkış yapabilen dört rotorlu hava aracının (quadrotor) uçuş kontrolü”, *Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi*, 4, 33-40, 2009.

- [14] Andreas, R., “Dynamics Identification & Validation and Position Control of a Quadrotor”, *Sömestr Tezi*, İsviçre Federal Teknoloji Enstitüsü, Zürich, İsviçre, 2010.
- [15] Eresen, A., “Dönerkanat tipinde bir insansız hava aracının görüntü tabanlı kontrolü”, *Yüksek Lisans Tezi*, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, 2010.
- [16] Kırılı, A., “İnsansız dört rotorlu hava araçları için değişken serbestlik dereceli yere sabit deney düzeneği ve denetleyici tasarımı”, *Yüksek Lisans Tezi*, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, 2010.
- [17] Sorensen, A.F., “Autonomous Control of a Miniature Quadrotor Following Fast Trajectories”, *Yüksek Lisans Tezi*, Aalborg Üniversitesi, Aalborg, Danimarka, 2010.
- [18] Chamseddine, A., Zhang, Y.M., Rabbath, C.A., Fulford, C., Apkarian, J., “Model reference adaptive fault tolerant control of a quadrotor UAV”, *AIAA Infotech@Aerospace*, St. Louis, Missouri, A.B.D., 2011.
- [19] Güçlü, A., “Attitude and Altitude Control of an Outdoor Quadrotor”, *Yüksek Lisans Tezi*, Atılım Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, 2012.
- [20] Abdolhosseini, M., Zhang, Y., Rabbath, C. A., “Trajectory tracking with model predictive control for an unmanned quad-rotor helicopter: theory and flight test results”, *5th international conference on Intelligent Robotics and Applications (ICIRA'12)*, Montreal, Kanada, 2012.
- [21] Sadeghzadeh, I., Mehta, A., Chamseddine, A., Zhang, Y., “Active fault tolerant control of a quadrotor UAV based on gain-scheduled pid control”, *25th IEEE Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering (CCECE)*, Montreal, Kanada, 2012.
- [22] Bayrakçeken, M.K., “Dikine İniş Kalkış Yapabilen Dört Rotorlu Hava Aracının (Quadrotor) Uçuş Kontrolü”, *Doktora Tezi*, Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Eskişehir, 2013.
- [23] Gora, O., “Balancing and Orientation Analysis and Implementation of Quadrotor Flying Robot”, *Yüksek Lisans Tezi*, Dokuz Eylül Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İzmir, 2013.

- [24] Akyüz, S., “Dört rotorlu insansız hava aracı (quadrotor)’nın PD ve bulanık kontrolcü tasarımı ve benzetim uygulaması”, *Yüksek Lisans Tezi*, Ege Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İzmir, 2013.
- [25] Abdolhosseini, M., Zhang, Y., Rabbath, C. A., “An Efficient Model Predictive Control Scheme for an Unmanned Quad-rotor Helicopter”, International Conference on Unmanned Aircraft Systems, Philadelphia, A.B.D., 2013.
- [26] İskandarani, M., Hafez, A., Givigi, S., Beaulieu, A., Rabbath, A., “Using multiple quadrotor aircraft and linear model predictive control for the encirclement of a target”, IEEE International Conference SysCon, Orlando, A.B.D., 2013.
- [27] Quanser Inc., “Qball-X4 user manual,” Kanada, 2010.
- [28] Kuşçu, H., *Otomatik Kontrol (PID kontrol)*. [http://hilmi.trakya.edu.tr/ders\\_notlari/Otomatik\\_kontrol/Otomatik\\_Kontrol\\_6\\_PID.pdf](http://hilmi.trakya.edu.tr/ders_notlari/Otomatik_kontrol/Otomatik_Kontrol_6_PID.pdf)
- [29] Ömürlü, V.E., *Otomatik Kontrol I*, 2005. <http://www.yildiz.edu.tr/~omurlu/CF/OKI/12.pdf>
- [30] Lewis, F.L., *Linear quadratic regulator (LQR) state feedback design*, 2008. <http://www.uta.edu/utari/acs/Lectures/lqr.pdf>
- [31] Aseltine, J.A., Mancini, A R., Sarture, C.W., “A Survey of Adaptive Control Systems”, Automatic Control IRE Transactions, 6, 102-108, 1958.
- [32] Hsu, J., Meserve, W., “Decision-making in adaptive control systems”, Automatic Control IRE Transactions, 7, 24-32, 1962.
- [33] Aström, K.J., “Adaptive control around 1960.; *Control Systems Magazine*, IEEE, 16, 44-49, 1996.
- [34] Bayard, D.S., “A modified augmented error algorithm for adaptive noise cancellation in the presence of plant resonances”, American Control Conference, 1998.
- [35] Küçüker, A., “Asılı sarkaç sisteminde konum kontrolü”, *Yüksek Lisans Tezi*, Sakarya Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Sakarya, 2007.
- [36] Kannan, S.K., “Adaptive control of systems in cascade with saturation”, School of Aerospace Engineering Georgia Institute of Technology, 2005.