

**T.C.  
İNÖNÜ ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**LQR ALGORİTMASI İLE KUADROKOPTER KONTROLÜ**

**MUHAMMED İÇEN**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ  
BİLGİSAYAR MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI**

**OCAK 2019**

**Tezin Başlığı:** LQR Algoritması İle Kuadrokopter Kontrolü

**Tezi Hazırlayan:** Muhammed İÇEN

**Sınav Tarihi:** 04.01.2019

Yukarıda adı geçen tez jürimizce değerlendirilerek Bilgisayar Mühendisliği Ana Bilim Dalında Yüksek Lisans Tezi olarak kabul edilmiştir.

### **Sınav Jüri Üyeleri**

**Tez Danışmanı:**      **Doç. Dr. Celaleddin YEROĞLU**      .....

İnönü Üniversitesi

**Dr. Öğr. Üyesi Abdullah ATEŞ**      .....

                                 İnönü Üniversitesi

**Dr. Öğr. Üyesi Nuh ALPASLAN**      .....

                                 Bingöl Üniversitesi

**Prof. Dr. Halil İbrahim ADIGÜZEL**

Enstitü Müdürü

## ONUR SÖZÜ

Yüksek Lisans Tezi olarak sunduğum “LQR Algoritması İle Kuadrokopter Kontrolü” başlıklı çalışmanın bilimsel ahlak ve geleneklere aykırı düşecek bir yardıma başvurmaksızın tarafımdan yazıldığını ve yararlandığım bütün kaynakların, hem metin içinde hem de kaynakçada yöntemine uygun biçimde gösterilenlerden oluştuğunu belirtir, bunu onurumla doğrularım.

Muhammed İÇEN

# ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

## LQR ALGORİTMASI İLE KUADROKOPTER KONTROLÜ

Muhammed İçen

İnönü Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Bilgisayar Mühendisliği Ana Bilim Dalı

56 + xii sayfa

2019

Danışman: Doç. Dr. Celaleddin Yeroğlu

İnsansız hava araçları kullanımının artmasıyla birlikte bu araçların kontrolü günümüzde giderek önem kazanmıştır. Bu araç çeşitlerinden birisi olan üç serbestlik dereceli dört motorlu kuadropter sisteminin (3 DOF Hover) kontrolü için çeşitli yöntemler kullanılmaktadır.

Kuadropter sistemi çok girişli çok çıkışlı (ÇGÇÇ) yapısı ve bozucu dış etkenlere maruz kalmasından ötürü kontrol edilmesi zor bir yapıya sahiptir. Literatürde bu tarz helikopter modellerinin kontrolünde Lineer Quadratic Regulator (LQR), Lineer Quadratic Gaussian (LQG), H-infinity, Amplified Lineer Quadratic Regulator (ALQR) gibi analitik metotlar kullanılmaktadır.

Bu tez çalışmasında üç serbestlik dereceli dört motorlu helikopter sisteminin kontrolü için LQR kontrol yöntemi kullanılmıştır. LQR kontrol yöntemindeki Q ve R ağırlık matrisleri Darwinian Parçacık Sürü Optimizasyon (DPSO) ve Kesir Dereceli Darwinian Parçacık Sürü Optimizasyon (KDDPSO) yöntemleri kullanılarak elde edilmektedir. Elde edilen ağırlık matrisleri öncelikle üç serbestlik dereceli dört motorlu helikopter sisteminin simülasyon modeli üzerinde denenmektedir. Daha sonra

simülasyonda iyi bir kontrol performansı üreten ağırlık matrisleri Quanser firmasının üretmiş olduğu üç serbestlik dereceli dört motorlu kuadroptör prototipi üzerinde gerçek zamanlı olarak denenerek sonuçlar irdelenmektedir. Böylece Q ve R ağırlık matrislerinin doğru belirlenmesinin kontrol performansındaki etkileri tespit edilebilmektedir.

ANAHTAR KELİMELELER: LQR, Optimizasyon, Üç Serbestlik Dereceli Hava Aracı, Kuadroptör, İnsansız Hava Aracı

# ABSTRACT

Master Thesis

## QUADROCOPTER CONTROL BY LQR ALGORITHM

Muhammed İÇEN

Inonu University

Graduate School of Natural and Applied Sciences

Department of Computer Engineering

56 + xii page

2019

Supervisor: Assoc. Prof. Celaleddin YEROĞLU

With the increasing use of unmanned aerial vehicles, control of these vehicles has become increasingly important today. Various methods are used to control the three Degree of freedom four rotor quadrocopter system (3 DOF Hover) which is one of these vehicle types.

The quadrocopter system has a multi-input, multi-output (MIMO) structure and a difficult to control due to exposure of external factors. Analytical methods such as Linear Quadratic Regulator LQR, Linear Quadratic Gaussian (LQG), H-infinity and Amplified Linear Quadratic Regulator (ALQR) are used in the literature to control such helicopter models.

In this thesis study, a second order LQR control method was used to control 3-DOF Quadrocopter systems. The Q and R weight matrices in the LQR control method are determined by using Darwinian Particle Swarm Optimization (DPSO) and Fractional Order Darwinian Particle Swarm Optimization (FODPSO) methods. The obtained weight matrices are tested on the simulation model of a 3-DOF four-rotor quadrocopter system. Results are then examined in real time on a 3-DOF quadrocopter prototype, produced by Quanser, that produces good control performance in

simulation. Thus, the effects of the correct determination of the Q and R weight matrices on the control performance is determined.

**KEYWORDS:** LQR, Optimization, 3 DOF Hover, Quadrocopter, Unmanned Aerial Vehicles

## TEŞEKKÜR

Yüksek Lisans Tezi çalışmamda önerileri ve yönlendirmeleri ile akademik gelişmeye katkı sağlayan, çalışmamı bilimsel temeller ışığında şekillendiren bana değerli zamanını ayıran danışman hocam Sayın Doç. Dr. Celaleddin YEROĞLU 'na;

Bu tez çalışmasının her aşamasında yardım, öneri, bilgi, tecrübe ve desteklerini esirgmeden beni her konuda yönlendiren, değerli vaktini ayıran Sayın Dr. Öğr. Üyesi Abdullah ATEŞ'e;

Ayrıca bu çalışmalarım süresince benden her türlü desteklerini esirgemeyen ve motive eden değerli AİLEM'e;

Ayrıca tez çalışmam süresince beni sabırla destekleyen sevgili eşime

teşekkür ederim.

## İÇİNDEKİLER

ÖZET.....	i
ABSTRACT.....	iii
TEŞEKKÜR.....	v
İÇİNDEKİLER.....	vi
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	viii
ÇİZELGELER DİZİNİ.....	x
SİMGELER VE KISALTMALAR.....	xi
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Literatür Taraması ve Değerlendirilmesi.....	2
1.2. Tez Çalışmasının Amaç ve Kapsamı.....	4
1.3. Tezin Organizasyonu.....	4
2. KURAMSAL TEMELLER.....	5
2.1. İnsansız Hava Araçları (İHA) ve Kuadrokopterler.....	5
2.1.1. Kuadrokopterlerin Tarihsel Gelişimi.....	6
2.1.2. Kuadrokopter Kullanım Alanları ve Avantajları.....	12
2.1.3. Kuadrokopter Kontrolü ve Kullanılan Yöntemler.....	13
2.2. LQR Kontrol.....	15
2.2.1. LQR Kontrolün Tarihsel Gelişimi.....	17
2.2.2. LQR Kontrolün Temelleri.....	18
2.2.3. LQR Kontrolün Uygulamaları.....	22
2.3. Sezgisel Optimizasyon Yöntemleri.....	23
2.3.1. Parçacık Sürü Optimizasyonu (PSO).....	24
2.3.1.1. Darwinian Parçacık Sürü Optimizasyonu.....	25
2.3.1.2. Kesir Dereceli Darwinian Parçacık Sürü Optimizasyonu.....	28
2.3.2. Temel Optimizasyon Algoritması (BaOA).....	30
3. MATERYAL ve YÖNTEM.....	32
3.1. Materyal.....	32
3.2. Yöntem.....	34
4. UYGULAMA.....	35

4.1.	DPSO ve KDDPSO ile Q ve R Ağırlık Matrislerinin Belirlenmesi.....	35
4.2.	K Kazanç Matrisinin Hesaplanması.....	38
4.3.	Simülasyon Çalışması.....	39
4.3.1.	Simülasyon Sonuçları.....	39
4.4.	DeneySEL Çalışma.....	43
4.4.1.	Sistemin Tanımlanması.....	44
4.4.2.	DeneySEL Sonuçlar.....	44
5.	SONUÇ ve TARTIŞMA.....	48
6.	KAYNAKLAR.....	49

## ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 2.1	İHA örnekleri - Bayraktar Taktik İHA.....	5
Şekil 2.2	İHA örnekleri - DJI Phantom 4Pro Kuadrokopter.....	5
Şekil 2.3	İHA örnekleri - DJI Agras MG-1 Oktokopter.....	6
Şekil 2.4	Leonardo Da Vinci'nin tasarladığı helikopter modeli.....	7
Şekil 2.5	Breguet-Richet Gyroplane No.1 ve 3D modeli (1907).....	8
Şekil 2.6	De Bothezat kuadrokopterinin üstten ve yandan çizimi.....	9
Şekil 2.7	Oemnichen No.2'nin çizimi.....	9
Şekil 2.8	Convertawings uçarken çekilmiş bir fotoğraf.....	10
Şekil 2.9	Curtis - Wright VZ-7 helikopter uçarken çekilmiş bir fotoğraf....	11
Şekil 2.10	Günümüzdeki kuadrokopter örnekleri- Eachine EX1 ve H8 Mini modelleri.....	11
Şekil 2.11	Volokopter'in farklı açılardan fotoğrafları.....	12
Şekil 2.12	Kuadrokopter kontrolü blok diyagramı.....	13
Şekil 2.13	LQR Kontrol Blok Diyagramı.....	15
Şekil 2.14	DPSO akış diyagramı.....	27
Şekil 3.1	Üç serbestlik dereceli dört motorlu kuadrokopter sistemi (3 DOF Hover) deney seti düzeneği.....	33
Şekil 4.1	Q ve R ağırlık matrislerinin optimizasyonunda kullanılan DPSO ve KDDPSO algoritmalarının akış şeması.....	36
Şekil 4.2	Optimizasyon süreci modeli.....	37
Şekil 4.3	DPSO ve KDDPSO algoritmalarının optimizasyon sürecindeki hata fonksiyonu değişimleri.....	38
Şekil 4.4	Üç serbestlik dereceli dört motorlu kuadrokopter sisteminin matlab simulink modeli.....	40
Şekil 4.5	Sistemin simülasyon modelindeki yunuslama açısı cevaplarının karşılaştırılması.....	42
Şekil 4.6	Sistemin simülasyon modelindeki sapma açısı cevaplarının karşılaştırılması.....	43
Şekil 4.7	Sistemin simülasyon modelindeki yuvarlanma açısı cevaplarının karşılaştırılması.....	43
Şekil 4.8	Uçuş kontrol laboratuvarındaki üç serbestlik dereceli dört motorlu kuadrokopter sisteminin kurulumu.....	45

Şekil 4.9	Deney setinin gerçek zamanlı yunuslama açısı cevaplarının karşılaştırılması.....	46
Şekil 4.10	Deney setinin gerçek zamanlı sapma açısı cevaplarının karşılaştırılması.....	46
Şekil 4.11	Deney setinin gerçek zamanlı yuvarlanma açısı cevaplarının karşılaştırılması.....	47

## ÇİZELGELER DİZİNİ

Çizelge 4.1	Optimizasyon algoritmalarıyla elde edilen ve deney setinde bulunan $Q$ ve $R$ ağırlık matrisleri değerleri.....	41
-------------	---	----

## SİMGELER VE KISALTMALAR

UAV	Unmanned Aerial Vehicle (İnsansız Hava Aracı)
İHA	İnsansız Hava Aracı
LQR	Doğrusal Karesel Düzenleyici (Linear Quadratic Regulator )
Q	LQR Durum Ağırlık Matrisi
R	LQR Giriş Ağırlık Matrisi
$K_{lqr}$	LQR Kontrol Geri Besleme Kazanç Matrisi
ALQR	Güçlendirilmiş Doğrusal Karesel Düzenleyici (Amplified Linear Quadratic Regulator )
LQG	Doğrusal Karesel Gauss'vari Kontrol (Linear Quadratic Gaussian Control)
$H_{\infty}$	H-Sonsuz (H-infinity)
BaOA	Temel Optimizasyon Algoritması (Based Optimization Algorithm)
PSO	Parçacık Sürü Optimizasyonu (Particle Swarm Optimization)
DPSO	Darwin'vari Parçacık Sürü Optimizasyonu
KDDPSO	Kesir Dereceli Darwinvari Parçacık Sürü Optimizasyonu (FODPSO-Fractional Order Darwinian Particle Swarm Optimization)
3 DOF	Üç Serbestlik Derecesi
ÇGÇÇ	Çok Girişli Çok Çıkışlı (MIMO-Multi Input Multi Output)
TGTÇ	Tek Girişli Tek Çıkışlı(SISO-Single Input Single Output)
$\lambda$	Lagrange Çarpanı

$H(t)$	Hamilton Fonksiyonu
ARE	Cebirsel Riccati Denklemi (Algebraic Riccati Equation)
PID	Oransal-İntegral-Türevsel Denetleyici (Proportional-Integral-Derivative)

## 1. GİRİŞ

İnsansız hava araçları günümüzde birçok alanda kullanılmaktadır. Askeri amaçlar, coğrafi bilgi sistemleri, orman alanlarına yönelik uygulamalar, afet yönetimi, büyük ölçekli harita yapımı, film setleri, maç yayınları, ürün teslimi, arama kurtarma çalışmaları, tarımsal uygulamalar, arkeolojik alanların belgelenmesi gibi daha birçok uygulama alanı bulmuştur ve giderek kullanım alanları da genişlemektedir. Bu araç çeşitlerinden birisi olan dört motorlu helikopter sistemleri de kullanım avantajlarından dolayı askeri, arama, güvenlik, görüntüleme gibi birçok alanda sıklıkla kullanılmaktadır [1-2]. Bu araçların kullanım amacına göre istenilen sayıdaki pervaneli modeli seçilebilir. Örneğin araç dar bir çevrede kullanılacak ise boyutunun küçük olması gerekirken yüksek irtifada uçuş durumunda ise ebat olarak daha büyük ve kuvvetli motorlara sahip olması gerekir. Bundan dolayı kullanım alanına göre uygun boyutlu aracı seçme imkânı bulunmaktadır.

Fakat bu kullanım kolaylığı aslında birçok zorluğa sebep olmaktadır. Bu sistemlerin modelleri doğrusal olmayan birçok karmaşık bileşene sahiptir. Araçlar çevreyle doğrudan temas halinde olduklarından dolayı aerodinamik bozuculara maruz kalmaktadır. Bu durum da sistem modeline, zamanla değişen karmaşık doğrusal olmayan bileşenler eklemektedir. Sistem toplamda birçok doğrusal olmayan bileşene sahiptir ve bir kısmı zamanla değişmektedir. Bunun yanı sıra bu tarz araçlar belirsizliği olan bileşenleri de modelinde barındırmaktadır. Bundan dolayı bu sistemlerin kontrolünde çok girişli çok çıkışlı (ÇGÇÇ) sistemleri kontrol edebilen denetçi yapıları kullanılmaktadır.

Bahsedilen zorluklardan dolayı bu araçlar kontrol edilmesi zor yapılar olarak adlandırılabilir. Bu araçlar için kontrol stratejisinin belirlenmesi son derece önemli bir problemdir. Özellikle kullanılan denetçi yapısının parametrelerini belirlemek son derece zordur. Sistem havada olduğu için her türlü çevresel etkiye maruz kalacağından çözülmesi güç bir kontrol problemi olarak karşımıza çıkmaktadır. Literatürde bu tarz helikopter modellerinin kontrolünde Lineer quadratic regulator LQR [3], Lineer Quadratic Gaussian (LQG) [3], H-infinity ( $H_\infty$ ) [4], Amplified Lineer Quadratic Regulator ALQR [5] gibi analitik metotlar kullanılmaktadır.

Özellikle 2. Dereceden LQR, optimal kontrol yapısı, bu tarz sistemlerin kontrolünde kullanılmaktadır. Fakat bu metodun da bazı çözümlenmesi gereken problemleri bulunmaktadır. LQR kontrol yapısı, başlangıçta verilen Q ve R ağırlık

matrislerini kullanarak sistemin durum-uzay modelinden de faydalanarak G sistemler için 2. Dereceden Ricatti denklemini minimize etmek üzere bir K kazanç matrisi türetmektedir. Sistem de bu K kazanç matrisini kullanarak kontrol edilebilmektedir.

Bu sebepten K kazanç matrisini belirlemek daha doğrusu K kazanç matrisini belirleyen uygun Q ve R ağırlık matrislerini hesaplamak kontrol açısından son derece önem arz etmektedir. Literatürde zellikle K kazanç matrisinin nümerik optimizasyon yöntemleriyle belirlendiği bir çok çalışma bulunmaktadır [6-8]. Bu çalışmada ise simülasyon ve deneysel çalışmalarda Quanser firmasının üretmiş olduğu üç serbestlik dereceli dört motorlu helikopter prototipi (3 DOF Hover) kullanılmaktadır. Bu model dört motorlu helikopteri son derece başarılı bir şekilde karakterize etmektedir. Literatürde üç serbestlik dereceli dört motorlu helikopter prototipinin kontrolüne ilişkin birçok çalışma bulunmaktadır [3,5,9,10].

Bu çalışmada üç serbestlik dereceli dört motorlu helikopter prototip sisteminin kontrolü ikinci dereceden LQR ile sağlanmaktadır. Fakat LQR metodundaki Q ve R ağırlık matrislerinin belirlenmesi problemi nümerik optimizasyon yöntemiyle aşılmaktadır. Darwinian Parçacık Sürü Optimizasyon [11] ve Kesir Dereceli Darwinian Parçacık sürü Optimizasyon [11] yöntemleri kullanılarak Q ve R ağırlık matrisleri belirlenmektedir. Optimizasyon algoritmalarının başlangıcındaki sürü parçacıkları da Temel Optimizasyon algoritmasına (Base Optimization Algorithm) göre oluşturulmaktadır [12]. Bu yöntemler kullanılarak sistemin kontrolünü sağlamak için uygun Q ve R ağırlık matrisleri bulunarak K kazanç matrisi elde edilmektedir. Elde edilen K kazanç matrisi sistemin simülasyon ve gerçek zamanlı modelleri üzerinde denenerek sonuçlar karşılaştırmalı olarak sunulmaktadır.

### **1.1. Literatür Taraması ve Değerlendirilmesi**

Yapılan literatür taramasında insansız hava araçlarının kontrolü farklı kontrol yöntemleri kullanılarak çeşitli araçlar üzerinde birçok araştırmacı tarafından çalışıldığı görülmektedir [13-20].

İnsansız hava aracı kontrol yöntemlerinden birisi olan LQR yönteminin farklı problemlere uygulanması fikri de birçok araştırmacı tarafından çalışılmaktadır [21-25].

Ayrıca LQR kontrol yönteminin kuadrokoptere uygulanmasıyla ilgili çalışmalar da halen devam etmektedir [26-31].

Son yıllarda özellikle LQR ağırlık matrisleri olan Q ve R matrislerinin belirlenmesi için farklı optimizasyon yöntemleri kullanılmaya başlanmıştır. Bunlardan biri olan Parçacık Sürü Optimizasyonu yöntemi klasik LQR ağırlık matrisi bulma yöntemlerine kıyasla başarılı sonuçlar vermektedir [32-36].

Tillett ve arkadaşları, klasik PSO yapısını geliştirerek DPSO yöntemini önermişlerdir [37]. Darwinian Parçacık Sürü Optimizasyonu (DPSO) algoritması ve Kesir Dereceli Darwinian Parçacık Sürü Optimizasyonu (KDDPSO) algoritmaları son yıllarda farklı problemlerde kullanılmaya başlanmıştır [38-41]. Bu tez çalışmasında DPSO ve KDDPSO algoritmalarından yararlanılacaktır. Kuadrokopter kontrolü literatürde hala önemli araştırma konularından biridir. Dolayısı ile aşağıda sıralanan çalışmalar yapılabilir;

- Kuadrokopterlerin kontrolü için LQR, ALQR, LQG, H-infinity gibi farklı denetçi yapıları uygulanabilir.
- LQR ağırlık matrisleri Q ve R'nin hesaplanması için farklı optimizasyon yöntemleri denenebilir.
- Gerçek zamanlı sonuçların daha verimli olması için filtreler tasarlanabilir.
- Optimizasyon gerçek zamanlı uygulanarak dayanıklı kontrol sağlanabilir.

#### **Bu tezde yapılan çalışmalar:**

Bu tez çalışmasında, üç serbestlik dereceli dört motorlu kuadrokopter sisteminin kontrolü için ikinci dereceden LQR yapısının Q ve R ağırlık matrisleri optimizasyonla belirlenmektedir. Temel Optimizasyon Algoritması'na göre oluşturulan özgün bir sürü matrisi kullanılarak başlangıç değerleri oluşturulmakta, DPSO ve KDDPSO yöntemleri kullanılarak Q ve R bulunup kazanç matrisi K değeri hesaplanmaktadır. Hesaplanan bu değer kuadrokopterin simülasyon modeli üzerinde denenmiştir. Simülasyonda iyi bir kontrol sağlayan ağırlık matrisleri sistemin prototipinde gerçek zamanlı çalıştırılmış, çıkan sonuçlar karşılaştırılmış ve kontrol performansına etkileri incelenmiştir.

## 1.2. Tez Çalışmasının Amaç ve Kapsamı

Günümüzde insansız hava araçlarının kullanım alanları oldukça çeşitlenmiştir. Bu araçların kullanımı özellikle askeri, arama-kurtarma, güvenlik, orman yangınlarının tespiti, görüntüleme ve haritalandırma gibi alanlarda hayati öneme sahiptir. Bu sebeple bu araçların kontrolü önemlidir.

Bu tez çalışmasının amacı kuadroptör kontrol yöntemlerini geliştirmek ve literatüre katkı sağlamaktır. Bu araçların ÇGÇÇ yapısı ve bozucu etkilere maruz kalmasından ötürü kontrol edilmesi zor ve karmaşık bir araçtır. Bu nedenle LQR kontrol uygun bir yöntemdir. Fakat bu yöntemde Q ve R matrislerinin belirlenmesi, sistemin performansını etkilediğinden önemlidir.

Bu çalışmada LQR kontrol yönteminin Q ve R ağırlık matrislerinin hesaplanması için iki yöntem önerilmiştir. Birincisi DPSO algoritması, ikincisi ise KDDPSO algoritmasıdır. Bu yöntemler özellikle Q ve R ağırlık matrislerini belirlemede klasik yöntemlere göre üstünlükler sağlamaktadır. KDDPSO yöntemi özellikle gerçek zamanlı uygulamalarda daha başarılı sonuçlar vermektedir.

## 1.3. Tezin Organizasyonu

Tez çalışması beş bölümden oluşmaktadır.

Birinci bölümde tez çalışmasının amaç ve kapsamından bahsedilmiş ve literatür taraması ve değerlendirilmesi çalışmaları sunulmuştur. İkinci bölümde kuramsal temeller sırasıyla irdelenmiş; kuadroptör yapısı, LQR kontrol yöntemi, sezgisel optimizasyon yöntemleri, Parçacık Sürü Optimizasyonu (PSO) algoritması, DPSO ve KDDPSO algoritması, Temel Optimizasyon algoritması (BaOA) detaylı işlenmiştir. Üçüncü bölümde kuadroptörün kontrolü için kullanılan materyaller ve kullanılan yöntemler anlatılmıştır. Dördüncü bölümde tez kapsamında yapılan uygulamadan ve uygulamada kullanılan yazılım ve donanımın özelliklerinden bahsedilmiştir. Simülasyon ve deneysel çalışma ayrıntılı bir şekilde anlatılmıştır. Son bölümde ise elde edilen bulgulara göre sonuçlar tartışılmıştır.

## 2. KURAMSAL TEMELLER

### 2.1. İnsansız Hava Araçları (İHA) ve Kuadrokopterler

İnsansız Hava Araçları (İHA) bir pilot tarafından idare edilmeyip uydular veya bir yer istasyonu vasıtası ile uzaktan kumanda ile veya otonom olarak kendini yönlendirebilen, kanatlı veya kanatsız modelleri bulunan, bir veya daha fazla motora sahip hava araçlarıdır. Kanatlı/kanatsız ve dikey/yatay olarak kalkış yapabilme yeteneklerine göre sınıflandırılabilirler. Farklı sınıflardan İHA çeşitleri Şekil 2.1, Şekil 2.2 ve Şekil 2.3'te gösterilmiştir. Son yıllarda bu araçlardan birisi olan kuadrokopterler yaygın olarak kullanılmaya başlanmıştır [42-44].



Şekil 2.1 İHA örnekleri - Bayraktar Taktik İHA



Şekil 2.2 İHA örnekleri - DJI Phantom 4Pro Kuadrokopter



Şekil 2.3 İHA örnekleri - DJI Agras MG-1 Oktokopter

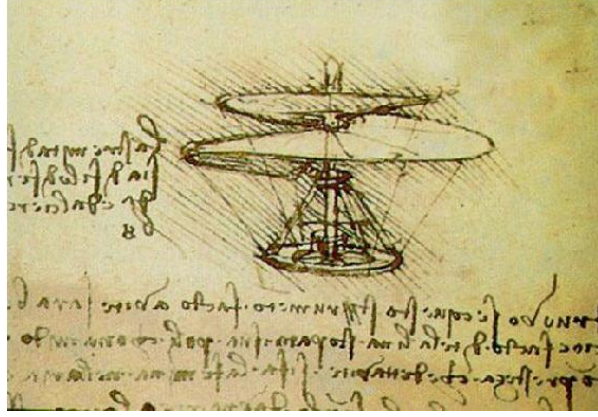
Kuadrokopterler dikey olarak iniş kalkış yapabilen, üzerinde işlemcisi sensörleri ve denetim birimi bulunan, dört motorlu insansız hava araçlarıdır. Dikey iniş kalkış yapabilmesi, bir piste ihtiyaç duymaması, basit mekaniği, düşük hızlarda ve alçak irtifalarda uçabilmesi ve manevra kabiliyetlerinin yüksek olması gibi avantajlardan ötürü günümüzde yaygınca kullanılmaya başlanmıştır.

Motor sayıları değiştirilerek günümüzde farklı motor sayıları olan çeşitli hava araçları geliştirilmiştir. Bunlardan dört motora sahip olanı Kuadrokopter, altı motorlusu Hexakopter, sekiz motorlusu Oktokopter olarak adlandırılmaktadır. Hatta 2013 yılında insanlı ve insansız uçuş yapabilen 18 motorlu Volokopter prototip modeli de geliştirilmiştir [27,45-47].

### 2.1.1. Kuadrokopterlerin Tarihsel Gelişimi

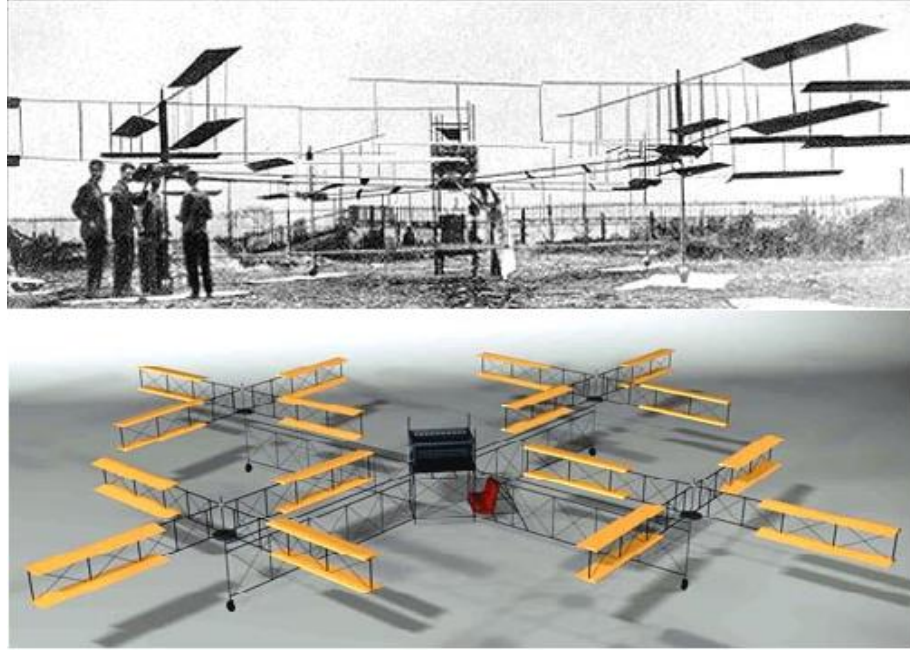
Helikopterlerin ilk tasarımı 15. ve 16. yüzyıllarda yaşayan Leonardo Da Vinci'nin yaptığı çizimlere dayanmaktadır. Şekil 2.4'te Leonardo'nun yaptığı tasarım gösterilmektedir [48]. O yıllardan bugünlere farklı şekillerde ve çeşitli amaçlar için birçok helikopter tasarlanmıştır. Helikopterlerin zamanla gelişmesi ve değişmesiyle beraber 1900'lü yıllarda İnsansız Hava Araçları (İHA) da tasarlanmış ve kullanılmaya

başlanmıştır. Özellikle askeri alanlarda I. Dünya Savaşında ve II. Dünya Savaşında gözetleme yapma, keşif yapma ve hava bombardımanında kullanılmıştır [17].



Şekil 2.4 Leonardo Da Vinci'nin tasarladığı helikopter modeli

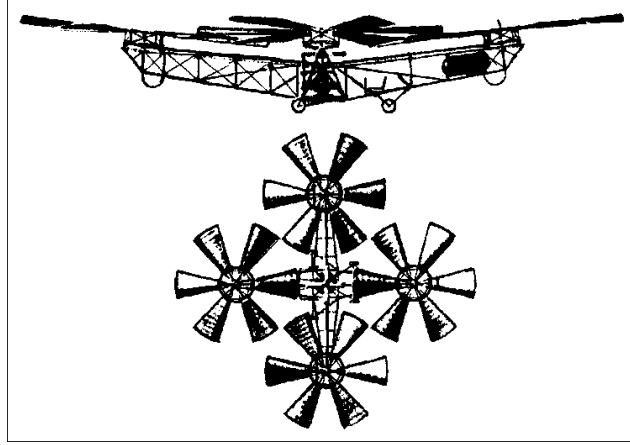
Tarihte bilinen ilk kuadrokopter denemeleri Fransız bilim adamı Profesör Charles Richet tarafından çalışılmıştır. 20. yüzyılın başlarında Richet, küçük insansız bir helikopter yaptı. Yaptığı bu helikopter başarısız olmasına rağmen, Richet'in öğrencisi ve aynı zamanda havacılık tarihinin öncülerinden biri olan Louis Breguet'e ilham vermiştir. Jacques ve Louis kardeşler, helikopter deneylerine Profesör Richet önderliğinde 1906 yılında başladılar. Breguet kardeşler ilk insan taşıyan helikopterlerini 1907'de tamamladılar. Bir kuadrokopter tasarımında olan bu araç Breguet-Richet Gyroplane No.1 diye bilinmektedir. Bu araç ve aracın üç boyutlu modeli Şekil 2.5'te gösterilmiştir. Bu tasarımda amaç denge probleminin çözümünden daha ziyade helikopterin kendi ağırlığını ve taşıdığı pilotun ağırlığını karşılayarak yerden havalanmasını sağlamaktı [27].



Şekil 2.5 Breguet-Richet Gyroplane No.1 ve 3D modeli (1907) [50]

Breguet-Richet Kuadrokopter dört büyük kirişten oluşmaktadır. Çelik borudan imal edilen bu kirişler çapraz olarak yerleştirilmişti ve kaynak yöntemiyle birbirine kenetlenmişti. Her bir motor dört adet kumaş ile kaplanmış çift taraflı hafif kanatlardan oluşmaktaydı ve bu sayede 32 farklı kaldırma yüzeyi oluşturuyordu. Motorlar bu kirişlerin uç kısımlarına konumlandırılmıştı. 40 beygir ve 8 silindirli bir motora sahip bu kuadrokopterin boş ağırlığı 510 kg geliyordu. 1907 yılında yapılan ilk denemelerde araç yaklaşık 1,5 metre kadar yerden yükselebilmşti ve pilot sadece gaz pedalını kontrol edebiliyordu [27,49,50].

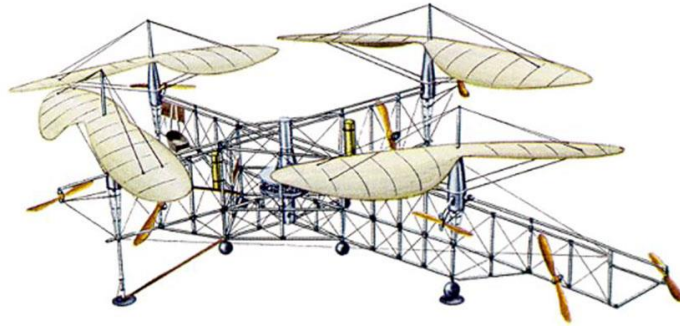
ABD ordusu dikey olarak kalkış iniş yapabilen bir hava aracı geliştirilmesi için 1921 yılında Dr. G. de Bothezat ve I. Jerome ile bir anlaşma imzaladılar ve Şekil 2.6'da farklı açılardan çizimi gösterilen Bothezat helikopter modeli tasarlandı.



Şekil 2.6 De Bothezat kuadrokopterinin üstten ve yandan çizimi

220 beygirlik bir motora sahip olan bu model 1700 kg ağırlığındaydı ve her pervanenin açısı kontrol edilebiliyordu. 1922 yılında başlayan deneme uçuşları 1923 yılının sonlarına kadar devam etti ve yaklaşık 100 deneme uçuşu yapıldı. Uçuşlar esnasında 5 metre yükseklik sınırı geçilememişti. Araç beklenen yükseklik performansını sağlayamadı ancak kararlı bir tasarımın yapılabileceğini kanıtlamış oldu [51].

Etienne Oemnichien, dikey iniş kalkış yapabilen 6 farklı kuadrokopter tasarımı yapmıştı. Bu modellerden en başarılı olanı Şekil 2.7’de gösterilen Oemnichien No.2 olarak adlandırılan modeldir. Bu model 120 beygirlik motor ve 8 adet pervane ile uçabilmekteydi [49,52].

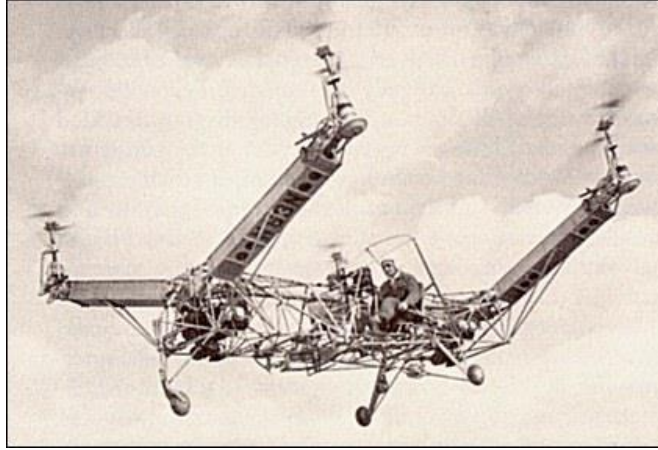


Şekil 2.7 Oemnichien No.2’nin çizimi

Sonradan bu tasarıma 180 beygirlik bir motor takılarak Oemnichien No.2 güçlendirildi. Kanat açılarını değiştirmek suretiyle helikopter farklı yönlerde hareket etme kabiliyetine sahipti. 1920 yıllarında binin üzerinde deneme uçuşu yapan bu

kuadrokopter kararlılığını ve kontrol edilebilirliğini kanıtlamıştı. Yaptığı uçuşlarda 525 metre irtifa, 14 dakika havada kalma süresi ve bir milden fazla mesafe katedebilme rekorlarına ulaştı [49,52].

1922 yılında çalışmalarına başlayan Convertawings ise ABD ordusu için geliştirilen Bothezat'ın kuadrokopterini geliştirerek 1955 yılında Şekil 2.8'de de görülen ilk kuadrokopterini başarıyla uçurdu.



Şekil 2.8 Convertawings uçarken çekilmiş bir fotoğraf

Bu kuadrokopterde basitleştirilen kontrol mekanizması dikkat çekmekteydi. Motorların itki kuvvetlerinin değiştirilmesi yoluyla kontrol edilmekte olan bu modelde iki motordan alınan güç dört kola aktarılıyordu. İlk uçuşunu 1956 yılında yapan Convertawings, yaptığı denemelerle başarılı bir dikey iniş kalkış yapabilen kuadrokopter tasarımıyla kendinden sonra yapılacak çalışmalara esin kaynağı oldu [49,53].

Curtis – Wright VZ-7 ABD ordusu için Curtiss-Wright şirketi tarafından 1958 yıllarında tasarlanan dikey iniş kalkış yapabilen bir kuadrokopter aracıdır. Şekil 2.9'da gösterilen bu araç yakıt deposu, yağ deposu, pilot koltuğu ve uçuş kontrollerini barındıran dikdörtgen bir gövdeye sahipti ve dört pervaneden her birinin itki kuvvetleri değiştirilerek kontrol ediliyordu. Aracın arka kısmında egzozun hemen üzerine yerleştirilen hareketli kanatlar vasıtasıyla yönelim açısı ayarlanabiliyordu [49,54].



Şekil 2.9 Curtiss – Wright VZ-7 helikopter uçarken çekilmiş bir fotoğraf

Kullanımı oldukça kolay olan bu model deneme uçuşlarında başarılı sonuçlar elde etmesine rağmen ordu için yeterli hız ve irtifaya sahip olmadığından projeye son verildi [49,54].

Günümüzde ise yapılan kuadrokopterler genellikle insansız olarak tasarlanmıştır. Teknolojinin gelişmesiyle beraber bunlar da gelişmiş, yeni sensör ve işlemci teknolojileri ve modern kontrol sistemlerinin uygulanmasıyla birlikte artık kararlı ve güvenli uçuşlar gerçekleştirilmeye başlanmıştır. Günümüzde seri üretimi yapılan iki farklı model kuadrokopter Şekil 2.10’da verilmektedir [55].



Şekil 2.10 Günümüzdeki kuadrokopter örnekleri- Eachine EX1 ve H8 Mini modelleri

1900'lü yıllardan bugünlere kadar yapılan çalışmalarda farklı motor sayıları denenmiş, dört motorlu, altı motorlu, sekiz rotorlu araçlar geliştirilmiştir. Hatta 2013 yılında ilk insansız uçuşunu yapan 18 motorlu Volocopter olarak adlandırılan yeni bir araç geliştirildi. Alman E-Volo firmasının ürettiği hava aracı ilk insanlı uçuşunu da 2016 yılının Nisan ayında gerçekleştirdi. Alexander Zosel ve arkadaşları tarafından geliştirilen aracın iki kişilik bir kabini, sürücü paneli ve joystick kontrol kolu bulunmaktadır. Volokopter kabin içerisinden veya uzaktan kumanda yardımıyla insanlı ve insansız uçuşlar gerçekleştirebilmektedir. Araç optimal hızlarda 27 km uçuş menziline sahip ve en fazla 100 km/h hıza ulaşabiliyor. 40 dakikada şarj olan araç yaklaşık 27 dakika uçuş süresi sunabilmektedir. Şekil 2.11'de Volokoptere ait fotoğraflar gösterilmiştir [45-47,56].



Şekil 2.11 Volokopter'in farklı açılardan fotoğrafları

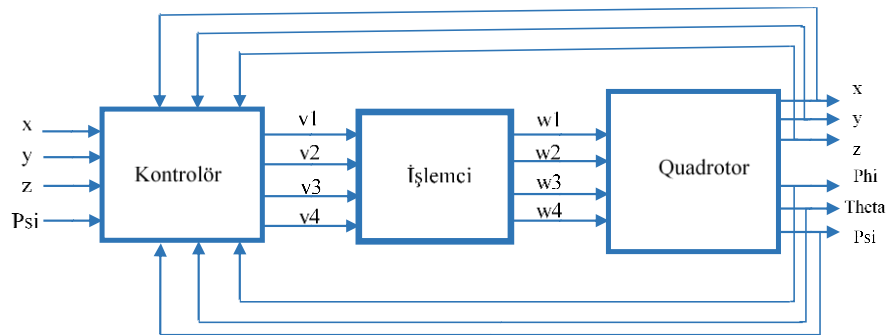
### 2.1.2. Kuadrokopter Kullanım Alanları ve Avantajları

Kuadrokopterler boyutlarının küçük, hareket kabiliyetinin yüksek, ve maliyetinin düşük olmasından dolayı askeri alanlarda, doğal afet yardımlarında, farklı spor faaliyetlerinde, trafik denetiminde, şehrin plansız yapılaşma denetiminde, çeşitli organizasyonlarda görüntü kayıtları vb. birçok alanda kullanılabilir. İnsanlar için tehlikeli olabilecek çalışma ortamlarında büyük avantajlar sağlayabilmektedir. Askeri uygulamalarda daha çok keşif, gözetleme ve casusluk amaçlı kullanılmaktadır. Bu sayede herhangi bir ortamın bilgilerini ve olası tehditleri önceden algılayarak hem maddi kaybı hem de personel kaybını önlememizi sağlar. Ayrıca kuadrokoptere

çeşitli silahlar monte edilerek taarruz amaçlı kullanılabilir. Sinyal kesici gibi ek donanımlar takılarak savunma amaçlı kullanılabilir. Yangın, deprem, sel, ve fırtına gibi doğal afetlerde yine keşif ve ortam gözetleme amaçlı olarak maddi hasar tespiti veya kayıp arama gibi kullanım alanları vardır. Yapılaşma, trafik ve güvenlik denetimleri kuadrokopter ile daha kolay ve hızlı bir şekilde yapılabilir. Görüntü kayıtları için kullanımı da avantajlıdır. Görüntü kayıtlarının askeri ve polis uygulamalarında, reklam veya tanıtım çekimlerinde, düğün veya miting gibi faaliyetlerde, sinema çekimlerinde maliyet ve uygulanabilirlik açısından başarılı sonuçlar vermektedir. Aynı zamanda oyun ve eğlence amaçlı olarak kullanılabilir. Bunların yanında 2016 yılının Aralık ayında Amazon firması bir kuadrokopter kullanarak ilk kargo teslimatını yapmıştır. Uygulamalarından anlaşılacağı üzere kuadrokopterlerin kullanım alanları insanların hayal dünyası ile sınırlıdır. Bu sebeple bu araçların kararlı bir şekilde kontrol edilmesi ve geliştirilmesi önemlidir [17, 19, 27, 57].

### 2.1.3. Kuadrokopter Kontrolü ve Kullanılan Yöntemler

Bir kuadrokopterin yön ve yükseklik kontrolünü sağlamak amacıyla literatürde çok sayıda çalışma yapılmıştır. Klasik oransal-integral-türevsel (PID) kontrol, pekiştirmeli öğrenmeli denetim, kayan kipli kontrol (KKK), bulanık mantık sistemli kontrol, geri beslemeli doğrusallaştırmalı kontrol, geri adımlamalı kontrol ve LQR kontrol gibi yöntemler kullanılarak çalışmalar yapılmıştır. Kuadrokopter kontrolü için genel olarak kullanılan kontrol blok diyagramı Şekil 2.12’de gösterilmiştir [17].



Şekil 2.12 Kuadrokopter kontrolü blok diyagramı

Doğrusal olmayan kontrol yöntemlerinde KKK yöntemi sıklıkla kullanılmaktadır. KKK yönteminde amaç; durum uzayında elde edilmiş bir kayma yüzeyi ile seçilen durum değişkenlerini, hata ve hatanın zamana bağlı türevini sıfır yaparak tanımlanan bir referans noktasına taşımaktır. Burada sistemin bozucu dış etkilere karşı duyarsız hale gelmesi için hatanın kayma yüzeyine itilerek belirli kipte tutulması sağlanır. Kuadrokopter kontrolü için Patel'in yaptığı modelleme ve analiz çalışmasında, verilen komutlar ile kuadrokopterin kararlı bir şekilde hareket etmesi için kayma modlu PD denetçisi kullanılmış ve kararlı bir uçuş ve yüksekliğin sağlandığı görülmüştür [17, 58].

PID kontrol yöntemi bir geri besleme mekanizması ile hızlı ve kolay tasarlanan bir yöntemdir. Bu yöntemde amaç; hata, hatanın değişimi ve hatanın toplamından meydana gelen bir kontrol sinyali elde etmektir. PID kontrol yöntemi doğrusal sistemlerde sistem kontrolü için tasarımcıya kolaylık sağlasa da doğrusal olmayan sistemlerin kontrolünde yüksek verim elde etmeyi zorlaştırmaktadır. Verimi artırabilmek için PID kontrol yönteminde birçok yaklaşım bulunmaktadır. Marcelo yüksek lisans tezinde kuadrokopterin matematiksel modelini, dinamiklerini, özelliklerini açıklayarak lineer kontrol tekniklerini uygulamıştır [59]. Kuadrokopter için PID kontrolörü tasarlanan çalışmada, bu denetçi motorların her birinin hızını kontrol etmek için kullanılmıştır [60]. Matematiksel modeli açıkça oluşturularak yapılan simülasyon çalışmasında olumlu sonuçlar alınmıştır. Dört motorlu bir dönerkanat sistemin dinamik modeli oluşturulan çalışmada ise PD denetçi ile yörünge kontrolü yapılmıştır [61].

Doğrusal olmayan kontrol tekniklerinden olan geri adımlamalı kontrol, kuadrokopter kontrolünde kullanılan bir başka yöntemdir. Geri adımlamalı kontrol yöntemi, doğrusal olmayan bir sistemi basamak basamak kararlı hale getirerek kontrol etme esasına dayanır. Kuadrokopter kontrolü yapılan bir çalışmada geri adım yaklaşımı kontrol yöntemi kullanılmıştır [62]. Doğrusal kuadrokopter modeli ile doğrusal olmayan model karşılaştırılıp test edilmiştir. Keun çalışmasında ilk olarak Euler-Lagrange denklemleri ile kuadrokopterin sistem modelini çıkarmıştır. Daha sonra yükseklik kontrolü için dinamik yüzey kontrol metodunu kullanmıştır. Sistem sinyallerinin düzensiz olduğunu ve önerilen yöntemin etkilerini göstermiştir [63]. Kuadrokopterin durumsal kontrolleri üzerinde yapılan çalışmada; ters dinamik kontrol, klasik PD kontrol, geri adımlamalı kontrol ve kayan kipli kontrol teknikleri uygulanarak sonuçlar karşılaştırılmıştır [64]. Bulanık mantık kontrol tabanlı bir

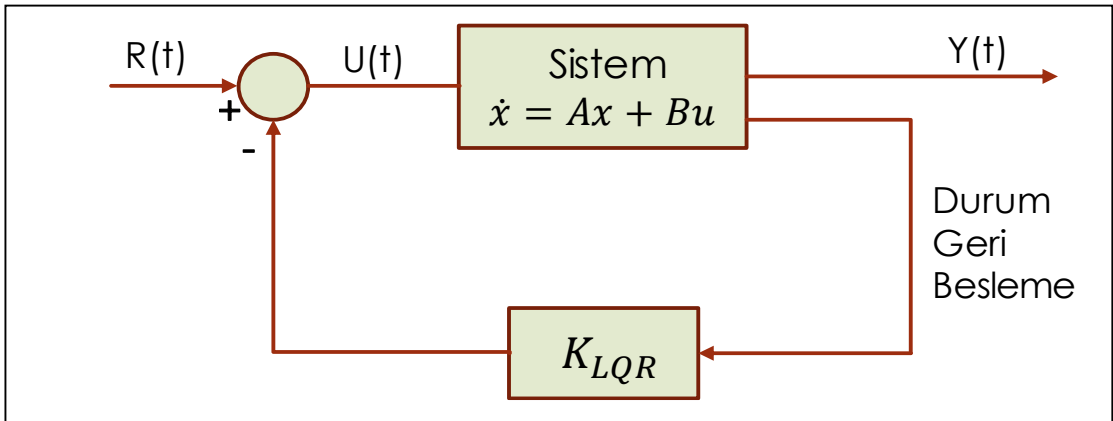
kuadrokopter kontrol modeli tasarlanan çalışmada ise hız bozukluklarında daha kararlı bir sonuç elde edilmiştir [17,65].

Son yıllarda modern kontrol yöntemlerinden biri olan LQR kontrol yöntemi de kuadrokoptere uygulanmaya başlanmıştır. Ian Cowling ve arkadaşları 2006 yılında yayınladıkları çalışmada LQR kontrolü kuadrokoptere (Draganflyer) uygulayarak belirledikleri kartezyen koordinatlarda yörünge takibini başarılı bir şekilde yaptırmışlardır [66]. Elias ve arkadaşları 2013 yılında yayınladıkları çalışmada, Newton-Euler denklemleri ile dinamik bir kuadrokopter modelini tasarlamışlardır. Tasarladıkları bu model üzerinden simülasyon ortamında LQR kontrol yöntemini uygulamış ve kuadrokopter modeline farklı sinyaller verilerek alınan cevapları paylaşmışlardır. Son olarak kuadrokopter modeline Kartezyen koordinatlarda yörünge takibi yaptırarak tasarladıkları LQR kontrolcüsünün başarımını ölçmüşlerdir [67].

## 2.2. LQR Kontrol

İkinci dereceden LQR kontrol yapısı belirlenen bir maliyet fonksiyonunu minimum yapacak şekilde tasarlanan durum geri beslemeli bir optimal kontrol yöntemidir [30].

Günümüzde endüstri, üretim, otomotiv ve robotik gibi pek çok alanda aktif olarak kullanılan LQR denetleyici, ÇGÇÇ sistemlerde, kararlılığı ve başarılı gürültü reddi gibi konularda öne çıkmaktadır. Modern kontrol teorisinin bir metodu olan LQR denetleyici kullanıldığı sistemin analizinde durum-uzay gösterimini kullanmaktadır. Durum-uzay gösterimi ÇGÇÇ ve karmaşık yapıda olan sistemler için başarılı bir analiz ve kontrol olanağı sunmaktadır. LQR kontrol blok diyagramı Şekil 2.13'te verilmiştir.



Şekil 2.13 LQR Kontrol Blok Diyagramı

LQR denetleyicide temel amaç, sistemin parametrelerinden, maliyet fonksiyonunu minimize edecek  $K$  kazanç matrisini hesaplamaktır [19].

Durum uzay gösterimi Denklem 2.1 ve 2.2'de verildiği gibi olan dinamik bir sistem olsun.

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (2.1)$$

$$y = Cx \quad (2.2)$$

Burada;

$x$ : Durum Vektörü (n elemanlı sütun vektör)

$y$ : Çıkış Vektörü (m elemanlı sütun vektör)

$u$ : Giriş Vektörü (r elemanlı sütun vektör)

$A$ : Sistem Matrisi (n x n elemanlı)

$B$ : Giriş Matrisi (n x r elemanlı)

$C$ : Çıkış Matrisi (m x n elemanlı)

olmak üzere ve sistemde durum geri besleme denetleyici  $u = -Kx$  olmak üzere minimize edilecek maliyet fonksiyonu (performans indeksi) Denklem 2.3'teki gibi gösterilmiştir.

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} [x^T Q x + u^T R u] dt \quad (2.3)$$

$J$  maliyet fonksiyonundaki  $Q$  ve  $R$  matrisleri ağırlık matrisleri olarak isimlendirilir. Bu matrisler, kontrol tasarımcısının, kontrol girişleri ile durum değişkenleri üzerine etkileyen ağırlık değerlerini yani bu matrislerin sistemin performansı üzerindeki etkisinin ne ölçüde olacağını ayarlamasına imkan tanır.  $Q$ , boyutları n x n olan pozitif tanımlı (veya pozitif yarı tanımlı), gerçel, simetrik, sabit bir matrisdir. Diagonal elemanlardan oluşan basit yapısı Denklem 2.4'teki gibidir.

$$Q = \begin{bmatrix} q_1 & 0 & 0 & \cdot & \cdot & \cdot & 0 \\ 0 & q_2 & 0 & \cdot & \cdot & \cdot & 0 \\ 0 & 0 & q_3 & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ 0 & 0 & 0 & \cdot & \cdot & \cdot & q_n \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

Durum değişkenine harcanan kontrol performansının ölçüsü,  $Q$  matrisinin  $i$ . elemanına verilen önemle belirlenir. Kontrol gücünün harcanması, eleman büyüklüğüne bağlı olarak doğru orantılıdır.

$R$  matrisi ise  $p \times 1$  boyuta sahip, gerçel, pozitif tanımlı ve simetrik olan kontrol vektör ağırlık matrisidir. Denklem 2.5'te basit olarak  $R$ 'nin yapısı gösterilmiştir.  $R$  matrisinin pozitif tanımlı yapıda olması optimal bir çözüm için gerekli şartlardandır [68].

$$R = [r_{11} \ r_{12} \ r_{13} \ r_{14} \ \dots \ r_{1n}] \quad (2.5)$$

Buradaki  $Q$  ve  $R$  matrisleri pozitif olarak tanımlanmış Hermitian veya gerçek simetrik matrislerdir.  $R$  matrisi  $Q$  ya göre büyük seçilirse optimal regülatör durum vektörünü sıfıra küçük bir kontrol gücü sarf ederek getirecektir. Fakat sistemin oturma süresi uzayacaktır.  $R$  matrisi  $Q$  matrisine göre küçük seçildiğinde ise, daha büyük bir kontrol gücü harcanarak durum vektörünü hızlı bir şekilde sıfıra götürerek oturma süresini azaltacaktır [21].

$Q$  ve  $R$  değerleri kontrolcünün beklentisine göre dengelenerek sistemin cevabının hızı ve kontrol performansı belirlenmektedir.

### 2.2.1. LQR Kontrolün Tarihsel Gelişimi

Johann Bernoulli, ilk olarak 1696'da Brachistochrone Problemi ile bağlantılı olarak Optimalite Prensibinden bahsetti. Bu problem ve Newton tarafından çözüldü ve optimumluk araştırmasının doğal sistemlerde temel bir hareket özelliği olduğu açıkça ortaya çıktı. Fermat'ın (1600'ler) optikteki minimum zaman prensibi, Euler'in 1744'deki çalışması ve Hamilton'un bir sistemin kinetik ve potansiyel enerjiler arasındaki farkının zamanda integralini minimize edecek şekilde hareket ettiği sonucu gibi çeşitli optimallik ilkeleri araştırıldı [69,70].

Doğal olarak oluşan sistemler hareketlerinde optimallik sergilediğinden, insan yapımı kontrol sistemlerini optimal biçimde tasarlamak mantıklıdır. Bunun en büyük avantajı, bu tasarımın zaman alanında gerçekleştirilebilmesidir. Modern kontrol tasarımı bağlamında, izin verilen kontroller üzerinde muhtemelen bazı kısıtlamalarla kuadratik genelleştirilmiş, enerji fonksiyonel veya performans indeksini en aza indirmek mümkün olabilir.

Bellman (1957) dinamik programlamayı ayrık zaman sistemlerinin optimal kontrolüne uygulayarak optimum kontrol problemlerinin çözülmesindeki doğal yönün geriye doğru olduğunu gösterdi [71].

1958'de Pontryagin, Euler (1707-1783) tarafından geliştirilen varyasyon hesabına dayanan optimal kontrol problemlerini çözen “Maximum Principle” ilkesini geliştirmişti. O, optimum kontrol olarak bir aç / kapa rölesi kontrol yasası çıkararak minimum zaman problemini çözdü. 1950'li yıllarda ABD'de varyasyon hesabı, Chicago Üniversitesi'nde ve başka yerlerde genel optimal kontrol problemlerine uygulanmıştır [69,70].

1960'da Kalman ve arkadaşları tarafından üç büyük makale yayınlandı ve bunlardan birinde, doğrusal olmayan sistemlerin zaman-fazında kontrolü için Lyapunov'un çarpıcı çalışmalarını duyurdular. Daha sonra LQR için tasarım denklemlerini sağlayarak sistemlerin optimal kontrolünü tartıştı. Üçüncü bildiri optimal filtreleme ve tahmin teorisini tartışmış ve ayrık Kalman filtresi için tasarım denklemleri sağlamıştır. Sürekli Kalman filtresi, Kalman ve Bucy tarafından geliştirildi [69,70].

Böylece bir yıl içinde, klasik kontrol teorisinin temel sınırlamaları aşarak önemli yeni teorik araçlar tanıtıldı ve kontrol teorisinde yeni bir çağ başladı; buna modern kontrol çağı denildi.

Kontrol teorisinde, Kalman çok genel bir kuadratik genelleştirilmiş enerji fonksiyonunu en aza indirgeyerek kontrol teorisindeki optimallik kavramını belirlemiştir.

1960'lı yıllardan bu yana, LQR kontrol yöntemi yaygınlaşarak kullanılmaya başlandı. Özellikle son yıllarda sistemlerin matematiksel modelleme yöntemlerinin artmasıyla birlikte LQR kontrol yöntemi günümüzde üretim, otomotiv, endüstri gibi pek çok alanda aktif olarak kullanılmaktadır. ÇGÇÇ sistemlere uygun yapısı ve dayanıklı kontrol sonuçları vermesi gelecekte de yaygın olarak kullanılacağına göstergesidir [69,70].

### **2.2.2. LQR Kontrolün Temelleri**

LQR algoritması özünde, uygun bir durum-geri besleme denetleyicisi bulmanın yalnızca otomatik bir yoludur. Karesel bir performans endeksinin avantajı, doğrusal bir sistem için, matris formunun,  $u(t) = -Kx(t)$  olmak üzere bir kontrol yasasını

veren  $K$  değerinin matematiksel bir çözümünün bulunmasıdır. Performans endeksi problemi; minimum zaman kontrolü ve/veya minimum enerji kontrolünü tanımlamak ve  $R(t)$  giriş referans sinyalini izlemek için seçilebilir.

Bu problem, LQR kontrol yöntemi uygulanırken, sistem girdi maliyeti ve durum takip hatası kullanılarak performans endeksini en aza indirgeyen optimal bir yörüngeyi takip etmek için (J) performans endeksi olarak bilinen Denklem 2.6'daki gibi bir ilişki tanımlanır.

$$J(x(t), u(t)) = \frac{1}{2} \int_0^{t_f} (x(t)^T Q x(t) + u(t)^T R u(t)) dt \quad (2.6)$$

Burada;

- $(A, B)$  kontrol edilebilir,
- $(Q, A)$  gözlenebilir,
- $Q = Q^T \geq 0$  simetrik ve pozitif yarı tanımlı,
- $R = R^T > 0$  simetrik ve pozitif tanımlı,
- $t_f = \infty$ ,

kabul edilmiştir.

Bu problem için optimal kontrol yasası, optimallik için gerekli şartı sağlayan Hamilton-Jacobi-Bellman yaklaşımını uygulayarak elde edilmiştir. İkinci dereceden performans endeksi doğrusal zamanla değişmeyen sistem için çözülecek olan bu Hamilton-Jacobi denklemi, Riccati denkleminin matris formunu alır. Bu, sistemin kontrol edilebilir olması koşuluyla, daima kararlı olan durum vektörünün doğrusal bir fonksiyonu olarak optimal bir kontrol yasası üretir [ 25,72].

Hamilton fonksiyonu Denklem 2.7'de,

$$H(t) = \frac{1}{2} [x(t)^T Q x(t) + u(t)^T R u(t) + \lambda(t)^T (Ax(t) + Bu(t))] \quad (2.7)$$

biçiminde gösterilir. Burada;

- $u: [0, t_f]$  optimizasyon değişkeni,
- $\dot{x}: [0, t_f]$  eşitlik kısıtı,
- $\lambda: [0, t_f]$  Lagrange çarpanı,

olarak tanımlanmıştır.

Optimumluk için Pontryagin'in gerekli koşulları (Denklem 2.8, 2.9 ve 2.10) kullanılırsa [73],

$$\frac{\partial H}{\partial x}(t) = -\frac{d}{dt}\lambda(t)^T \quad (2.8)$$

$$\frac{\partial H}{\partial \lambda}(t) = \frac{d}{dt}x(t) \quad (2.9)$$

$$\frac{\partial H}{\partial u}(t) = 0 \quad (2.10)$$

daha sonra, eşitlik kısıtlamaları; maliyet denklemi Denklem 2.11'deki gibi, durum denklemi Denklem 2.12'deki gibi ve kontrol denklemi Denklem 2.13'teki gibi yazılırsa,

$$\frac{d}{dt}\lambda(t)^T = -\lambda(t)^T A - x(t)^T Q \quad (2.11)$$

$$\frac{d}{dt}x(t) = Ax(t) + Bu(t) \quad (2.12)$$

$$u(t) = -R^{-1}B^T\lambda(t) \quad (2.13)$$

kontrol denklemi durum denklemine eklendiğinde, problem sınır kısıtlamaları ile aşağıdaki gibi diferansiyel denklem seti haline gelir.

- $\frac{d}{dt}\lambda(t)^T = -\lambda(t)^T A - x(t)^T Q,$
- $\frac{d}{dt}x(t) = Ax(t) - BR^{-1}B^T\lambda(t),$
- $x(0) = x_0,$  (Başlangıç koşulu)
- $\lambda(t_f) = P(t_f)x(t_f) = 0,$   
(Son durum koşulu,  $x(t_f) = 0,$   $P(t_f) = \text{Sabit}$  veya  $x(t_f) = \text{Sabit}, P(t_f) = 0$ )

Bu iki diferansiyel denklem  $(x, \lambda)$  homojendir ve sonlu zamanda  $(t_f)$  maliyet vektörü  $\lambda(t_f)$ , sonlu durum vektörü  $x(t_f)$  'nin doğrusal bir fonksiyonudur. Bu ise, maliyet vektörünün durum vektörünün doğrusal bir fonksiyonu olabileceği varsayımına götürür. Dolayısıyla, Denklem 2.14'deki bu dönüşümün,

$$\lambda(t) = P(t)x(t) \text{ ile } P(t_f) = 0 \quad (2.14)$$

Denklem 2.15'deki gibi zamana göre türevi alındığında,

$$\frac{d}{dt} \lambda(t)^T = \left[ \frac{d}{dt} P(t) \right] x(t) + P(t) \left[ \frac{d}{dt} x(t) \right] \quad (2.15)$$

maliyet ve durum denklemleri eklendiğinde,

$$-A^T P(t)x(t) - Qx(t) = \left[ \frac{d}{dt} P(t) \right] x(t) + P(t)(Ax(t) - BR^{-1}B^T P(t)x(t)) \quad (2.16)$$

Denklem 2.16'deki gibi olur ve bu denklem düzenlenirse,

$$\left( \dot{P}(t) + Q + A^T P(t) + P(t)A - P(t)BR^{-1}B^T P(t) \right) x(t) = 0 \text{ ve } P(t_f) = 0 \quad (2.17)$$

biçimini alır. Dolayısıyla başlangıç koşullarından bağımsız olarak son duruma yakınsayarak parantez içindeki ifade Denklem 2.18'deki biçimde yazılabilir;

$$\dot{P}(t) = -Q - A^T P(t) - P(t)A + P(t)BR^{-1}B^T P(t) \quad (2.18)$$

Kalman, eğer sistem tamamen kontrol edilebilir ise ve A, B, Q, R sabit matrisler ise,  $t_f \rightarrow \infty$  durumu için  $P(t) \rightarrow P$  gibi sabit bir matris değerine yakınsadığını göstermiştir [74]. Yukarıdaki koşullar sağlandığında, zaman sonsuza giderken optimal kontrol yasası Denklem 2.19'deki gibi Cebirsel Riccati Denklemi ile kalıcı halini alır. Bu özel durum için P'nin çözümü,

$$0 = Q + A^T P + PA + PBR^{-1}B^T P \quad (2.19)$$

denklemini ile bulunur. P matrisini bulmak için Riccati Denklemi'ni çözerek bunu kontrol denklemine eklersek;

$$\begin{aligned} u(t) &= -Kx(t), \\ K &= R^{-1}B^T P \end{aligned} \quad (2.20)$$

böylece geri besleme kazanç matrisi  $K$  Denklem 2.20’de gösterildiği gibi hesaplanmış olur. MATLAB programı Cebirsel Riccati Denklemi nümerik olarak çözebilmektedir. Ağırlık matrisleri  $Q$  ve  $R$ , sistem matrisi  $A$  ve giriş matrisi  $B$  bilindiğinde; “lqr” komutu ile  $K$  geri besleme kazanç matrisi bulunmaktadır.

$$K = lqr(A, B, Q, R) \quad (2.21)$$

Böylece LQR geri besleme kazanç matrisi  $K_{lqr}$  sisteme verilerek optimal kontrol sağlanmış olur [25, 72-74].

### 2.2.3. LQR Kontrolün Uygulamaları

Durum geri beslemeli bir kontrol yöntemi olan LQR kontrol, ÇGÇÇ sistemlere ve durum-uzay yapısına uygunluğundan günümüzde modern kontrol yöntemi olarak birçok sisteme uygulanmaya başlanmıştır. Kontrolcüye maliyet veya kontrol konularında esneklik sağlar. Örneğin bir sistemde hassasiyetten çok kontrol maliyeti daha önemliyse  $Q$  ve  $R$  ağırlık matrisleri ayarlanarak az enerji harcayan bir kontrolör tasarımı yapılmasına izin verir. Ya da bir sistemde kontrol maliyetinden çok sistemin hassas çalışması, güvenliği daha önemliyse yine  $Q$  ve  $R$  ağırlık matrisleri ayarlanarak hassas bir şekilde çalışan bir kontrolör tasarımı yapılabilir. Bu sayede esnek bir şekilde optimum kontrol sağlanmış olur.

Bu avantajlarından ötürü günümüzde özellikle birden fazla motora ve birden fazla sensöre sahip ÇGÇÇ kuadroptör, oktokoöptör, volokoöptör ve sabit kanatlı İHA gibi araçların klasik yöntemlerle kontrolünün zor olmasından ötürü bu sistemlere LQR kontrolün uygulanması başarılı sonuçlar vermektedir. Literatürde farklı araçlara uygulamalar yapılmıştır.

LQR kontrolcüsü kullanarak bir otomobil için aktif süspansiyon sistemi tasarlanmıştır. Sürüş kalitesi ve konfor artışı hedeflenen tasarımda başarılı sonuçlar elde edilmiştir [23].

Matematiksel modeli Matlab ortamında oluşturulan bir Tepe Vinci için iki farklı kontrol yöntemi denenmiş ve sonuçları paylaşılmıştır. Kontrolcü olarak kutup yerleşim metodu ve LQR kontrol yöntemleri kullanılmış ve iki yöntemin birbirlerine olan üstünlükleri ve zayıflıkları sonuçlarla anlatılmıştır [21].

Döner-motorlu mini İHA modeli LQR kontrol yöntemiyle doğrusal kontrolcüler tasarlanmış ve bütün uçuş zarfı için kazanç ayarlama yöntemiyle kontrol sisteminin benzetimi gerçekleştirilmiştir. Elde edilen sonuçlarla, gerçek bir modelin prototipinin oluşturulmasına yönelik fikirler öne sürülmüştür [25].

Kamera sistemlerinde kullanılmak üzere tek eksenli kafa stabilizasyon platformu modeli oluşturulmuştur. Bu model üzerinden PID ve LQR kontrolcüler ayrı ayrı denenmiş ve performans karşılaştırması yapılarak sonuçlar paylaşılmıştır. Öncelikle PID kontrol yöntemi denenmiş ancak bu yöntemin sistemin sadece tek değişkenini kontrol edebileceğinden, çift PID-PID yapısı tasarlanmıştır. Bununla birlikte sistemin aynı anda birçok değişkenini kontrol edebilme gücüne sahip LQR kontrolcüsü simülasyon ortamında denenmiştir [22].

### 2.3. Sezgisel Optimizasyon Yöntemleri

Optimizasyon, verilen bir problemin çözümüne yönelik belirli kısıtlamalar sağlanarak en ideal yöntemin bulunması sürecidir. Optimizasyon problemlerinde kullanılan bir çok çözüm yöntemi doğadan esinlenerek geliştirilmiştir. Büyük çaplı optimizasyon problemlerinin çözümü için, makul sürede optimuma yaklaşan çözümler veren algoritmalar sezgisel algoritmalarlardır. Genel amaçlı sezgisel optimizasyon algoritmaları, müzik tabanlı, biyoloji tabanlı, sosyal tabanlı, fizik tabanlı, sürü tabanlı, olarak farklı gruplarda değerlendirilmektedir. Arı, kuş, kedi ve balık gibi hayvan sürülerinin davranışlarının incelenmesi sonucu sürü zekâsı tabanlı optimizasyon algoritmaları geliştirilmiştir [11,32,33,75].

Sezgisel optimizasyon türlerine örnek olarak;

- Yapay Arı Kolonisi (ABC)
- Genetik Algoritma (GA)
- Yerçekimi Arama Algoritması (GSA)
- Karınca Kolonisi Optimizasyonu (ACO)
- Parçacık Sürü Optimizasyonu (Particle Swarm Optimization-PSO)
- Darwinian Parçacık Sürü Optimizasyonu (Darwinian Particle Swarm Optimization-DPSO)
- Diferansiyel Gelişim Algoritması (DEA)
- Elektromanyetik Alan Optimizasyonu (EFO)

- Kara Delik Optimizasyon Algoritması
- Ağırlıklı Süperpozisyon Çekimi (WSA)
- Orman Optimizasyonu Algoritması (FOA)
- Ağaç-Tohum Algoritması(TSA)
- Ateş Böceği Algoritması

verilebilir.

### 2.3.1. Parçacık Sürü Optimizasyonu (PSO)

1995'te Eberhart ve Kenedy tarafından sürü halinde hareket eden böcekler, balıklar ve kuşların davranışlarından esinlenerek parçacık sürü optimizasyonu (PSO) geliştirilmiştir [11, 75, 76]. Sürü zekasını esas alan bir algoritma türüdür. Sürü olarak hareket eden canlıların güvenlik sağlama ve yiyecek bulma durumlarında genellikle gelişigüzel davranışların hedeflerine çok daha kolay bir şekilde ulaşmalarını sağladığı gözlemlenmiştir. Bu optimizasyon yöntemi kişiler arası sosyal bilgi paylaşımı esasına dayanır. Arama işlemi genetik algoritmalarındaki gibi jenerasyon sayısı kadar yapılır. Her birey parçacık olarak adlandırılır ve bu parçacıklardan meydana gelen popülasyona ise sürü (swarm) adı verilir. Her parçacık konumunu, bir önceki tecrübesinden faydalanarak sürü içerisindeki en iyi pozisyona doğru ayarlar. PSO algoritması, sürüdeki her bir bireyin kendi pozisyonunun, sürüdeki hedefe en yakın pozisyona sahip olan bireye yaklaştırılması esasına dayanır. Bu yaklaşmanın hızı rasgele olarak belirlenir ve genellikle sürüdeki bireyler yeni konumlarında önceki konumlarına göre daha iyi bir konuma gelirler ve bu durum bireyler hedefe ulaşmaya kadar devam eder [75, 76]. PSO algoritmasının, güç ve voltaj kontrolünde, çizelgeleme problemlerinde, sıralama problemlerinde, motor parametrelerini belirlemede, bulanık kontrol ve PID gibi kontrol yöntemlerinin parametrelerinin belirlenmesi ve sipariş miktarı belirleme gibi problemlerin çözümünde başarılı sonuçlar verdiği görülmüştür [11, 75, 76].

Algoritma temel olarak aşağıdaki basamaklardan oluşur;

- I. Başlangıç sürüsü, başlangıç hız ve konumları rastgele üretilerek oluşturulur.
- II. Sürü içinde bulunan her bir parçacığın hedef değere göre uzaklık değeri hesaplanır.

- III. Sürüdeki her parçacık için mevcut nesilden yerel en iyi (pbest) belirlenir. Sürü içerisinde bulunan “yerel en iyi” eleman sayısı parçacık sayısı kadardır.
- IV. Küresel en iyi (gbest) ise mevcut nesilde bulunan yerel en iyiler kümesinin içinden seçilir.
- V. Hız ve pozisyon değerleri Denklem 2.22 ve Denklem 2.23'teki gibi yenilenir.
- VI. Durdurma kriteri sağlanıncaya kadar *II, III, IV, V* adımları tekrar edilir.

$$v_n[t + 1] = wv_n[t] + \sum_{i=1}^2 \rho_i r_i (X_{in}[t] - X_n[t]) \quad (2.22)$$

$$x_n[t + 1] = x_n[t] + v_n[t + 1] \quad (2.23)$$

Burada;

- $x_n[t]$  : Şu andaki konum,
- $x_n[t + 1]$  : Sonraki konum,
- $v_n[t]$  : Şu andaki hız,
- $v_n[t + 1]$  : Sonraki hız,
- $w$  : Genel ağırlıklandırma sabiti,
- $\rho_1$  : Yerel ağırlıklandırma sabiti,
- $\rho_2$  : Global ağırlıklandırma sabiti,
- $r_1$  : Yerel rastgele değişken,
- $r_2$  : Global rastgele değişken,
- $X_{1n}[t]$  : Yerel en iyi konum (pbest),
- $X_{2n}[t]$  : Global en iyi konum (gbest),

olarak adlandırılır [11, 32, 34, 35, 75, 76].

### 2.3.1.1. Darwinian Parçacık Sürü Optimizasyonu

Darwinian parçacık sürü optimizasyonu yöntemi Tillett ve arkadaşları tarafından 2005 yılında önerilmiştir [37]. DPSO yönteminin klasik parçacık sürü optimizasyon yönteminden farkı DPSO yöntemi Darwin'in doğal seçim mekanizmasını

kullanmasıdır [77]. Bu yöntemde belli bir hata fonksiyonu değerinin üstünde kalan parçacıklar doğal seçim mekanizmasına göre elenmektedir. Doğal seçim mekanizması parçacık sürü optimizasyon algoritmasının optimizasyon yeteneğini geliştirmektedir.

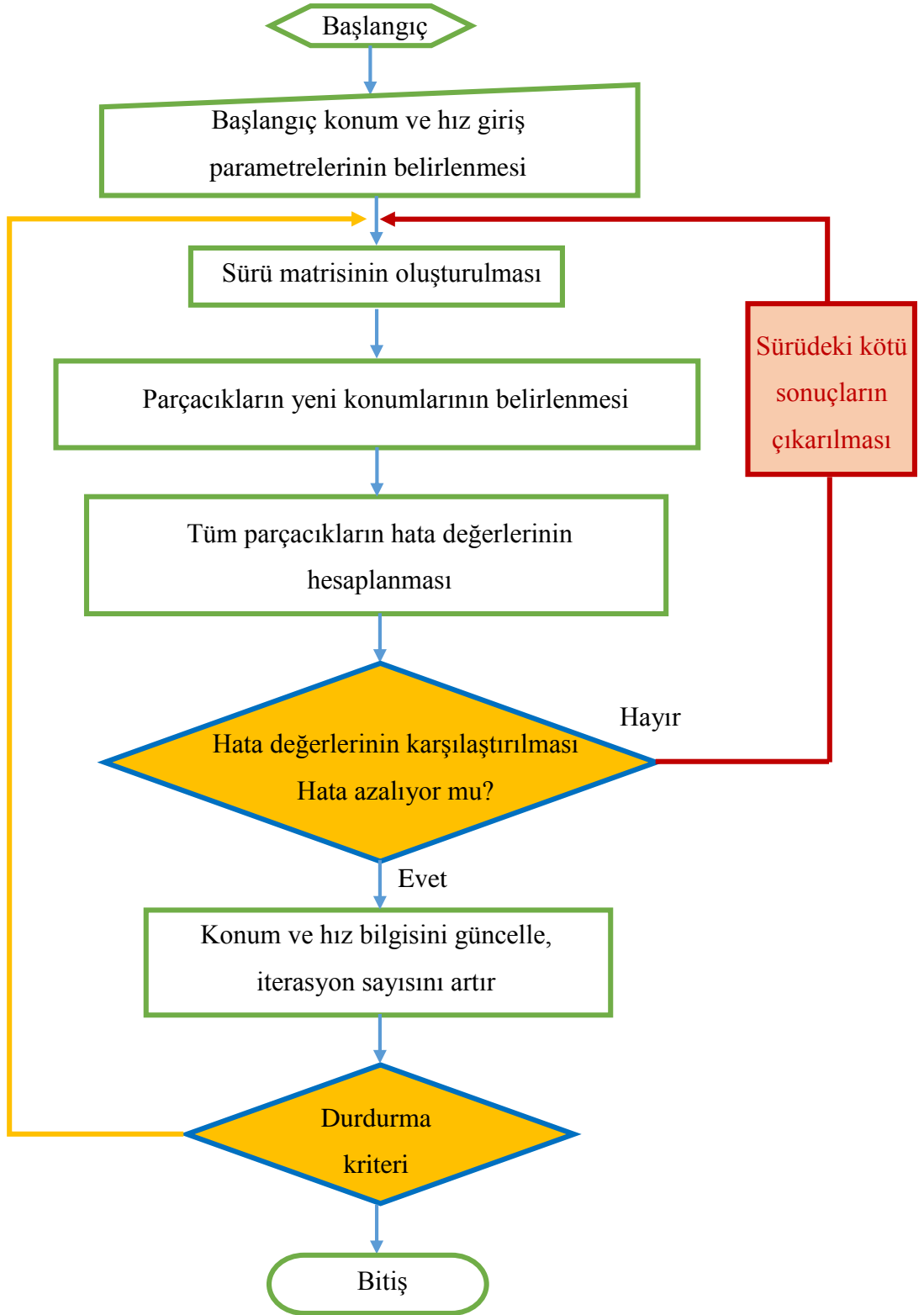
Algoritmada her iterasyonda belli bir yönteme göre sürü oluşturulmaktadır. İlgili sürüdeki her parçacığın hata fonksiyonu hesaplanmaktadır. Sürüdeki en iyi hata fonksiyonlu parçacık belirlenmektedir. Bu parçacık değerlerine göre parçacık sürü optimizasyon yönteminin, yeni başlangıç değeri türetme denkleminde göre yeni başlangıç değeri belirlenip algoritma bir sonraki iterasyona geçmektedir. İlgili iterasyondaki diğer parçacıklar doğal seçim mekanizmasına göre elenmektedir. Algoritma belirlenen maksimum iterasyon sayısına kadar devam etmektedir. Şekil 2.14'te DPSO'nun akış diyagramı görülmektedir [11, 12, 37, 77, 78].

Algoritma temel olarak aşağıdaki basamaklardan oluşur,  
I-IV adımları PSO ile aynıdır;

- V. Tüm parçacıkların hata değerleri hesaplanır ve karşılaştırılır. Eğer hata değerleri azalıyorsa devam edilir, artıyorsa mevcut sürü doğal seleksiyona uğrayıp elimine edilir ve yeni bir sürü oluşturularak ikinci basamaktan devam edilir.
- VI. Pozisyon ve hızlar Denklem 2.24 ve Denklem 2.25'deki gibi yenilenir.
- VII. Durdurma kriteri sağlanıncaya kadar II, III, IV, V, VI adımları tekrar edilir.

$$v_n[t + 1] = wv_n[t] + \sum_{i=1}^2 \rho_i r_i (X_{in}[t] - X_n[t]) \quad (2.24)$$

$$x_n[t + 1] = x_n[t] + v_n[t + 1] \quad (2.25)$$



Şekil 2.14 DPSO akış diyagramı

### 2.3.1.2. Kesir Dereceli Darwinian Parçacık Sürü Optimizasyonu

Kesir dereceli sistem modeli gerçek zamanlı uygulamalarda daha iyi sonuçlar üretebilmektedir. Çünkü kesir dereceli sistemlerin uzun süreli bellek (long term memory) etkisinden dolayı geçmişi ve şuan ki durumu muhafaza edebilmektedir. Fakat tam sayı dereceli sistemlerde uzun süreli bellek avantajı bulunmamaktadır. Bundan dolayı Darwinian parçacık sürü optimizasyon yönteminin hareket denklemleri kesir dereceli operatörlerle modifiye edilerek kesir dereceli parçacık sürü optimizasyon yöntemi elde edilmektedir. Hareket denklemleri klasik parçacık sürü optimizasyon yöntemindeki denklemler kullanılarak aşağıda verildiği gibi türetilmektedir. Çoklu arama uzayında her parçacık için pozisyon  $x_n[t]$  ile, hız ise  $v_n[t]$  ile tanımlanmaktadır. Her parçacığın pozisyon ve hız değerleri yerel optimal değer (pbest) olan  $X_{1n}[t]$  ve global optimal değeri olan  $X_{2n}[t]$  ile aşağıda verilen denklemlerle tanımlanmaktadır:

$$v_n[t + 1] = wv_n[t] + \sum_{i=1}^2 \rho_i r_i (X_{in}[t] - X_n[t]) \quad (2.26)$$

$$x_n[t + 1] = x_n[t] + v_n[t + 1] \quad (2.27)$$

Denklemlerdeki  $w, \rho_i$  parametreleri her parçacık için sürüye göre türetilmiş olan ağırlık katsayılarıdır. Denklem 2.26'da yeni başlangıç değerinin belirlenmesi için yeni hız değeri olan  $v_n[t + 1]$  değeri hesaplanmaktadır. Ağırlık katsayıları 1'den az olarak belirlenmektedir. Denklem 2.27'de ise elde edilen hız denkleminde faydalanılarak yeni konum bilgisi  $x_n[t + 1]$  hesaplanmaktadır.

Başlangıçta oluşturulan parçacıkların hepsinin hata değeri hesaplanmaktadır. Hata değerine göre yerel optimal nokta tespit edilmektedir ve daha sonra her iterasyondaki değerler karşılaştırılarak global optimal değerler bulunmektedir. Bu değerler kullanılarak yerel optimal ve global optimal değerleri olan  $X_{1n}[t], X_{2n}[t]$  sırasıyla hesaplanır. Bu değerler kullanılarak yeni hız  $v_n[t + 1]$  değerleri ve buna bağlı olarak yeni konum  $x_n[t + 1]$  değerleri hesaplanmaktadır [79].

Kesir dereceli parçacık sürü optimizasyon yönteminde ise kesir dereceli matematiğin pratik uygulamalarda sağlamış olduğu avantajlardan faydalanılmıştır. Bu

avantaj ile hız ve konum bilgisi Denklem 2.26 kullanılarak  $w = 1$  için aşağıdaki gibi elde edilmektedir [79]:

$$v_n[t + 1] = v_n[t] + \sum_{i=1}^2 \rho_i r_i (X_{in}[t] - X_n[t]) \quad (2.28)$$

Denklem aşağıdaki gibi tekrardan yazılabilir:

$$v_n[t + 1] - v_n[t] = \sum_{i=1}^2 \rho_i r_i (X_{in}[t] - X_n[t]) \quad (2.29)$$

Denklem 2.29'daki ,  $v_n[t + 1] - v_n[t]$  ifadesi kesir derece olan  $\alpha = 1$  durumu için ayrık zamanlı kesir dereceli farkı göstermektedir. Bu denkleme 1. Dereceden ileri yönlü fark denklemi denir ve bu Denklem 2.30'de gösterilmiştir. Kesir dereceli Darwinian parçacık sürü optimizasyonu yöntemi için Grünwald-Letnikov tanımına göre kesir dereceli hız denklemi Denklem 2.31'deki gibi elde edilmektedir [79].

$$D^{\alpha=1} v_n = \frac{1}{T} (v_n[t + T] - v_n[t]) \quad (2.30)$$

$$D^{\alpha=1} [x[t]] = \frac{1}{T^\alpha} \sum_{k=0}^r \frac{(-1)^k \Gamma[\alpha+1] x[t-kT]}{\Gamma[k+1] \Gamma[\alpha-k+1]} \quad (2.31)$$

Kesir dereceli konum bilgisi ise Denklem 2.32'deki gibi elde edilmektedir.

$$D^\alpha [v_n[t + 1]] = \sum_{i=1}^2 \rho_i r_i (X_{in}[t] - X_n[t]) \quad (2.32)$$

Denklemler elde edildikten sonra Kesir Dereceli Darwinian Parçacık Sürü Optimizasyonu algoritması aşağıdaki adımlara göre çalışmaktadır,

I-V adımları önceki bölümde verilen DPSO ile aynıdır:

- VI. Pozisyon ve hızlar Denklem 2.31 ve Denklem 2.32'deki gibi kesir dereceli denklemlere göre yenilenir.
- VII. Durdurma kriteri sağlanıncaya kadar *II, III, IV, V, VI* adımları tekrar edilir.

### 2.3.2. Temel Optimizasyon Algoritması (BaOA)

Temel Optimizasyon Algoritması'nın (BaOA) temel özelliği çözümleri optimum noktaya doğru zorlamak için geleneksel aritmetik operatörleri kullanmasıdır. Parçacık sürü optimizasyonunun aksine, bu süreç, optimum noktaya giden yolu nasıl bulacağını öğrenen tek bir arama ile gerçekleştirilebilir. Bir grup parçacık arasında işbirliği yapmayı gerektirmez [12].

Başlangıçta, çözüm noktaları ( $S_1 \dots S_n$ ) rastgele üretilir ve her biri  $d$  boyutludur. Ardından, her çözüm noktası, bir aritmetik işlemci yardımıyla çözüm noktasını daha iyi bir değere sahip yeni bir konuma götürdüğünde her boyutun güncellenecek şekilde testi yapılır. Bu işlem tüm çözüm noktalarında uygulanır, böylece optimum arama devam eder. Mevcut çözüm noktaları daha iyi değer vermezse veya birkaç iterasyondan sonra bir iyileşme elde edilmezse, önerilen durdurma kriteri karşılandı demektir; optimum noktaya yakınsadığını iddia edebiliriz [12].

Aritmetik operatörler; toplama, çıkarma, çarpma ve bölme işlemidir. Bu operatörler diğer operatörlere de genişletilebilir. Bununla birlikte, temel operatörler basitlik amacıyla kullanılması tercih edilir. Önerilen algoritma aşağıdaki gibi detaylandırılmıştır [12]:

- $f$  :Test fonksiyonu olmak üzere;
  - $R_{min}, R_{max}$  :Sırasıyla minimum ve maksimum aralıklar
  - $\delta$  :Bir rastgele değişim parametresidir.
- I. Her biri  $d$  boyutlu çözüm noktaları ( $S_1 \dots S_n$ ) rastgele üretilir.
  - II. Her çözüm noktası için  $S_i$  değerleri oluşturulur.
  - III.  $f(S_i)$  değerleri hesaplanır.
  - IV.  $S_i$  'nin her boyutu için, temel aritmetik operatörler yardımıyla  $j$  'ninci boyutu, aşağıdaki şekilde güncellenir:

$R_{min} \leq S_i^*[j] \leq R_{max}$  olmak üzere;

$$S_i^+[j] = S_i[j] + \delta \quad (2.33)$$

$$S_i^-[j] = S_i[j] - \delta \quad (2.34)$$

$$S_i^x[j] = S_i[j] \times \delta \quad (2.35)$$

$$S_i^/[j] = S_i[j] / \delta \quad (2.36)$$

V.  $f^+$ ,  $f^-$ ,  $f^x$  ve  $f^/$  değerleri yeniden hesaplanır.

VI.  $f(S_i)$  en iyi değeri için aşağıdaki gibi güncellenir:

$$f(S_i) = \min\{f_{j+}, f_{j-}, f_{jx}, f_{j/}\} \quad (2.37)$$

VII. Belirlenen durdurma kriteri sağlanıncaya kadar *II, III, IV, V, VI* adımları tekrar edilir.

Bu tez çalışmasında, toplamda 10 farklı parametrenin optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. DPSO ve KDDPSO algoritmalarında sürü oluşturulurken BaOA'nın hareket mantığından faydalanılmıştır. Bu yapıya göre ilgili hareket, temel matematiksel işlemler (+, -, x, /) ile belli rastsal değer büyüklüğünde hareket ettirilmektedir. Böylelikle ilgili başlangıç değerleri için bir sürü oluşturulmaktadır. İlerleyen bölümlerde bu konuya ayrıntılı olarak yer verilmiştir.

### 3. MATERYAL ve YÖNTEM

#### 3.1. Materyal

Bu tezde tüm simülasyon çalışmaları MATLAB R2016b sürümü üzerinden gerçekleştirilmiştir. Matrix Laboratory kelimelerinin birleşiminden oluşan MATLAB programı, adından da anlaşılacağı gibi matris tabanlı bir çalışma sistemine sahiptir. MATLAB programı yüksek seviyeli C tabanlı bir programlama dilini kullanır. Sistemlerin bilgisayar ortamında matematiksel olarak modellenmesi, matematiksel fonksiyonlarının kod olarak yazılması, sistemlerin test edilmesi, sistem çıktılarının analiz edilmesi ve çıktıların görselleştirilmesi gibi işlemler bu program üzerinden yapılabilmektedir.

Bu tez çalışmasında uygulama sistemi olarak Quanser firmasının ürettiği MATLAB ile uyumlu çalışabilen üç serbestlik dereceli dört motorlu helikopter sistemi prototipi olan “3 DOF Hover” deney seti düzeneği kullanılmıştır. 3 DOF Hover uçuş kontrol sistemlerinin analizinde ve sistemlerdeki kontrol problemini çözmek üzere tasarlanmış bir deney setidir. Bu deney seti bilgisayar ile bağlantı kurmasını sağlayan donanımlara sahiptir. Ayrıca dört köşesine yerleştirilmiş 4 adet DC motordan ve 3 adet enkoderden oluşmaktadır. Bu motorların analizi ve kontrolü sağlanarak benzer uçuş sistemlerinin davranışları analiz edilebilmektedir. Şekil 3.1’de 3 DOF Hover deney seti gösterilmiştir [80].



Şekil 3.1 Üç serbestlik dereceli dört motorlu kuadroptör sistemi (3 DOF Hover) deney seti düzeneği

### 3 DOF Hover 'in Temel Özellikleri:

- MATLAB ile uyumlu çalışabilmektedir.
- Gerçek zamanlı çalışma ve simülasyon çalışması yapılabilmektedir.
- Uçuş kontrol sistemleri için testler yapılmasına imkan vermektedir.
- Sistemin durum-uzay modeli bulunmaktadır.
- Sistem çalışırken motorlardan ve enkoderlerden MATLAB ortamına veri alışverişi sağlanabilmektedir.
- Sistem MATLAB Simulink modeline sahiptir.
- Sistem mevcutta bir kontrol denetçisine sahiptir ve bu denetçinin değiştirilip geliştirilmesine olanak sunmaktadır.
- Sistem yazılan MATLAB kodları ile iteratif olarak çalıştırılabilmektedir.
- Gerçek zamanlı deneylerde bozucu etkilere karşı filtrelemeye sahiptir.
- Farklı optimizasyon teknikleri gerçek zamanlı veya simülasyon ortamında denenebilmektedir.

### 3.2. Yöntem

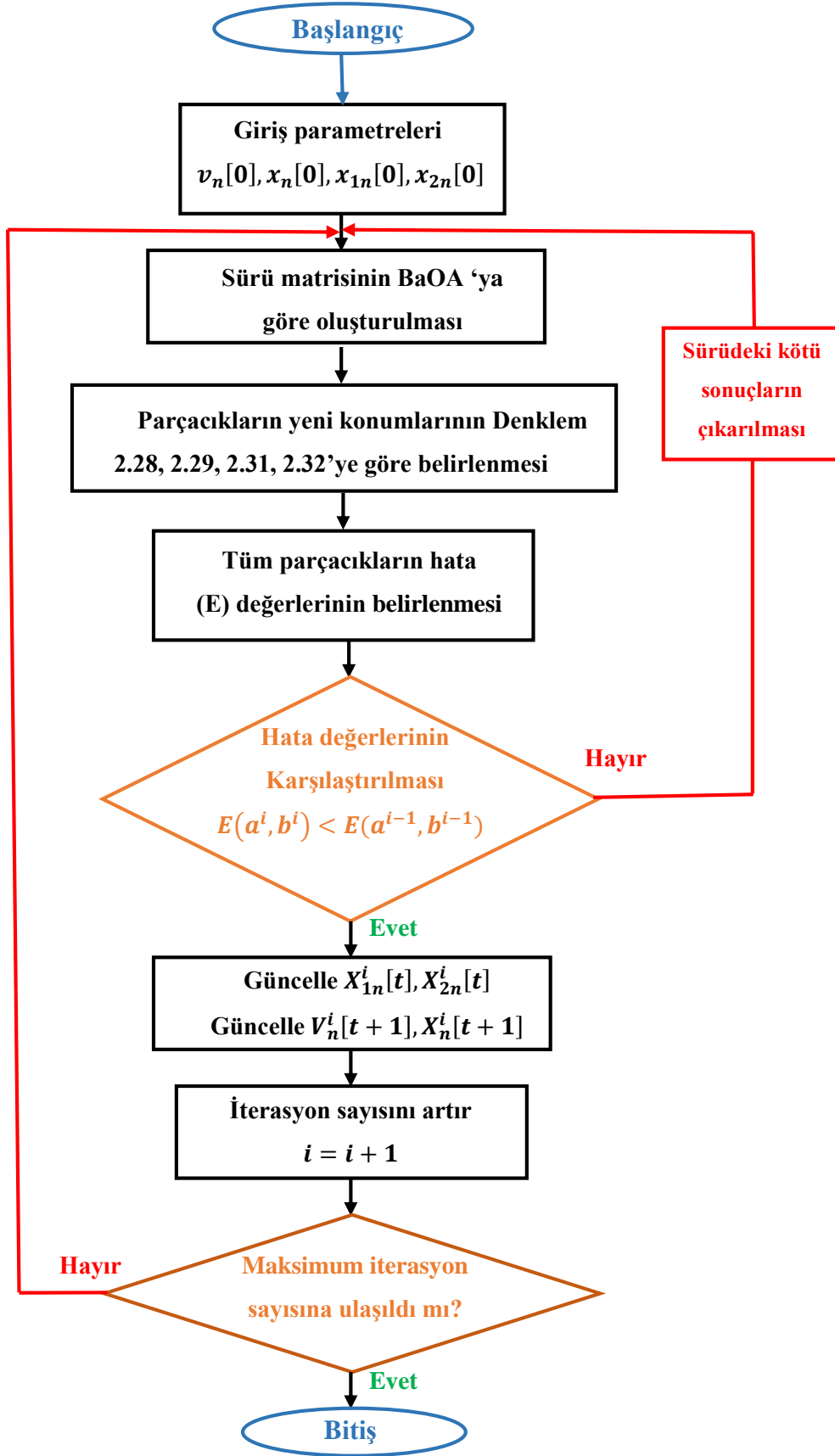
Bu tez çalışmasında ilk önce literatürde; kuadrokopter sistemleri, ÇGÇÇ sistemler için denetçi tasarımı, LQR kontrol algoritmasının uygulamaları, PSO, DPSO ve KDDPSO konularında yapılan çalışmalar derinlemesine irdelenmiştir. kuadrokopter kontrolü için LQR kontrolcü yapısının kullanımına karar verilmiş ve LQR kontroldeki Q ve R ağırlık matrislerini belirlemek ve kontrolcü tasarımında başarıyı artırmak için optimizasyon yöntemleri kullanılmıştır. Literatürde sunulan yöntemler göz önünde bulundurularak DPSO ve KDDPSO algoritmalarının başlangıç sürü matrisleri BaOA 'ya göre özgün olarak oluşturulmuş ve hem simülasyon ortamında hem de gerçek zamanlı olarak uygulanmıştır. Daha sonra bu yöntemler test edilmiş ve denetçinin başarıyı ölçülmüştür. Yapılan çalışmalar dördüncü bölümde ayrıntılarıyla anlatılmıştır.

## 4. UYGULAMA

Bu tez çalışması kapsamında yapılan uygulamada sırasıyla kullanılan yöntem, simülasyon çalışması ve deneysel çalışma alt başlıklar halinde sunulmuştur.

### 4.1. DPSO ve KDDPSO ile $Q$ ve $R$ Ağırlık Matrislerinin Belirlenmesi

Bu bölümde doğrusal ikinci dereceden LQR ağırlık matrisleri  $Q$  ve  $R$  DPSO ve KDDPSO algoritmalarıyla belirlenmektedir. Çalışmada önce  $Q$  ve  $R$  ağırlık matrisleri belirlenmekte daha sonra ise bu matrisler kullanılarak LQR 'ın kazanç matrisi olan  $K$  elde edilmektedir. Simülasyon ve deneysel sonuçlar elde edilen bu  $K$  kazanç matrisine göre hesaplanmaktadır. DPSO ve KDDPSO algoritmalarında algoritmik süreçler birbirinin aynı olmasına karşın farklılık sadece hız ve konum bilgilerinin tespitinden kaynaklanmaktadır. Kullanılan algoritmaya ilişkin akış şeması Şekil 4.1 'de verilmiştir. Bu akış şemasına göre önce harekete ilişkin başlangıç değerleri belirlenmektedir. İlk başlangıç için  $Q$  ve  $R$  ağırlık matrisleri de rastsal olarak belirlenmektedir.  $Q$  ağırlık matrisi  $[1 \times 6]$  büyüklüğünde  $Q = [Q_1 \ Q_2 \ Q_3 \ Q_4 \ Q_5 \ Q_6]$  şeklinde gösterilebilir.  $R$  matrisi ise  $[1 \times 4]$  büyüklüğünde  $R = [R_1 \ R_2 \ R_3 \ R_4]$  şeklinde gösterilebilir. Bu çalışmada toplamda 10 parametrenin optimizasyonu gerçekleştirilmektedir. Bu değerlere göre bu çalışmada sürü oluşturma prosedürü farklılaştırılmıştır. Sürü oluşturulurken BaOA 'nın hareket mantığından faydalanılmıştır [12]. Bu yapıya göre ilgili hareket “ +, -, x, / ” matematiksel işlemleriyle belirli bir rastsal değer büyüklüğünde hareket ettirilmektedir. Böylelikle ilgili başlangıç değerleri için bir sürü oluşturulmaktadır. Oluşturulan sürü Denklem 4.1'deki gibi elde edilebilir [38].

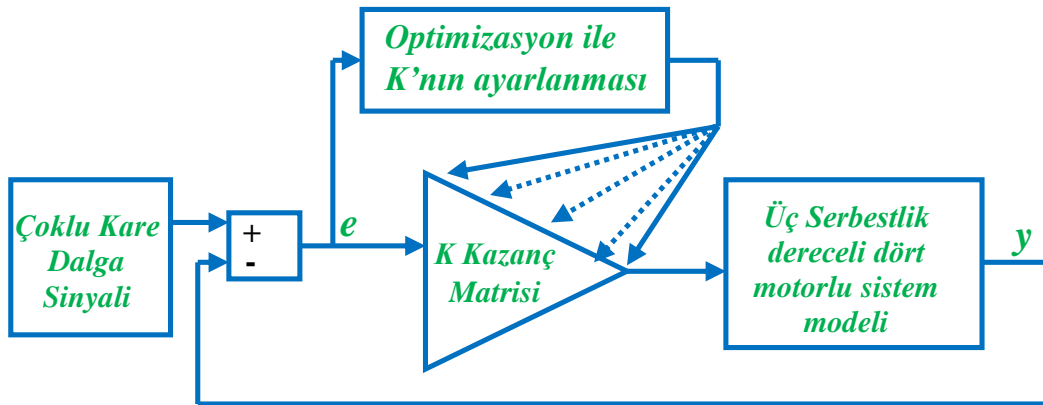


Şekil 4.1 Q ve R ağırlık matrislerinin optimizasyonunda kullanılan DPSO ve KDDPSO algoritmalarının akış şeması

$$\begin{array}{c}
\text{Sürü Matrisi} = \\
\left[ \begin{array}{cccccccccc}
Q_1 + rand_1 & Q_2 & Q_3 & Q_4 & Q_5 & Q_6 & R_1 & R_2 & R_3 & R_4 \\
Q_1 - rand_1 & Q_2 & Q_3 & Q_4 & Q_5 & Q_6 & R_1 & R_2 & R_3 & R_4 \\
Q_1 * rand_1 & Q_2 & Q_3 & Q_4 & Q_5 & Q_6 & R_1 & R_2 & R_3 & R_4 \\
Q_1 / rand_1 & Q_2 & Q_3 & Q_4 & Q_5 & Q_6 & R_1 & R_2 & R_3 & R_4 \\
Q_1 & Q_2 + rand_2 & Q_3 & Q_4 & Q_5 & Q_6 & R_1 & R_2 & R_3 & R_4 \\
Q_1 & Q_2 - rand_2 & Q_3 & Q_4 & Q_5 & Q_6 & R_1 & R_2 & R_3 & R_4 \\
Q_1 & Q_2 * rand_2 & Q_3 & Q_4 & Q_5 & Q_6 & R_1 & R_2 & R_3 & R_4 \\
Q_1 & Q_2 / rand_2 & Q_3 & Q_4 & Q_5 & Q_6 & R_1 & R_2 & R_3 & R_4 \\
Q_1 & Q_2 & Q_3 + rand_3 & Q_4 & Q_5 & Q_6 & R_1 & R_2 & R_3 & R_4 \\
Q_1 & Q_2 & Q_3 - rand_3 & Q_4 & Q_5 & Q_6 & R_1 & R_2 & R_3 & R_4 \\
Q_1 & Q_2 & Q_3 * rand_3 & Q_4 & Q_5 & Q_6 & R_1 & R_2 & R_3 & R_4 \\
Q_1 & Q_2 & Q_3 / rand_3 & Q_4 & Q_5 & Q_6 & R_1 & R_2 & R_3 & R_4 \\
\vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\
Q_1 & Q_2 & Q_3 & Q_4 & Q_5 & Q_6 & R_1 & R_2 & R_3 & R_4 + rand_{10} \\
Q_1 & Q_2 & Q_3 & Q_4 & Q_5 & Q_6 & R_1 & R_2 & R_3 & R_4 - rand_{10} \\
Q_1 & Q_2 & Q_3 & Q_4 & Q_5 & Q_6 & R_1 & R_2 & R_3 & R_4 * rand_{10} \\
Q_1 & Q_2 & Q_3 & Q_4 & Q_5 & Q_6 & R_1 & R_2 & R_3 & R_4 / rand_{10}
\end{array} \right]
\end{array}
\tag{4.1}$$

Denklem 4.1’de elde edilmiş olan sürü matrisindeki her bir satır Şekil 4.2’de verilen yapıya uygulanmış ve her bir satır için ayrı ayrı hata fonksiyonu

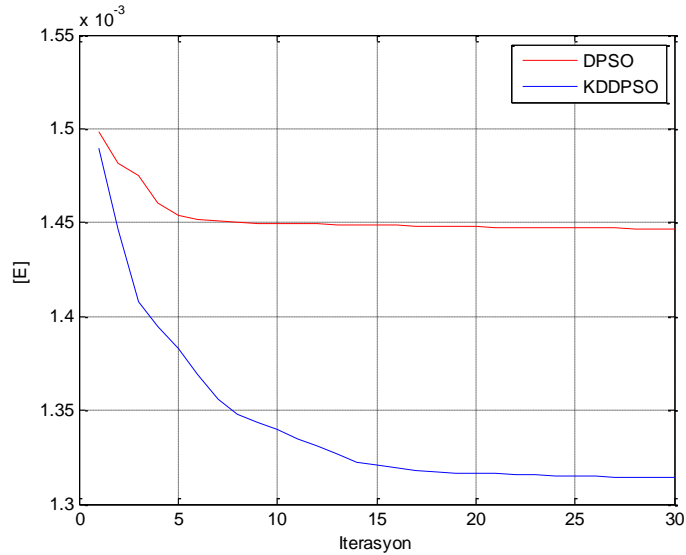
$E = \frac{1}{N} (y^2 - u^2)$  denklemiyle elde edilmiş ve kaydedilmiştir.



Şekil 4.2 Optimizasyon süreci modeli

Parçacıklar arasındaki en küçük hata değeri yerel çözüm olarak kabul edilmiştir. Bulunan çözüm bir önceki iterasyondaki çözümden küçük ise algoritma yeni bir iyi nokta bulmuştur anlamına gelir ve ilgili hız ve konum denklemleri çalıştırılarak yeni konum ve buna göre yeni sürü oluşturulmaktadır. Bulunan hata değerinin bir önceki

değerden büyük olması algoritmanın o iterasyonda iyi bir hataya yakınsayamadığını göstermektedir. Bu durumda ise algoritma o iterasyonun en iyi değerini alıp başka rastsal hareketlerle yeni sürü matrisini oluşturur ve diğer değerleri Darwinian doğal seçim mekanizmasına göre elemektedir. Bu süreç algoritmanın başında belirlenen maksimum iterasyon sayısına kadar sürmektedir. Bu iterasyonun bitmesiyle algoritma  $Q$  ve  $R$  ağırlık matrislerini bulduğunu göstermektedir. Şekil 4.3'te optimizasyon süresince DPSO ve KDDPSO algoritmaları tarafından üretilen hata fonksiyonlarının grafiği gösterilmektedir. Bu grafikten de anlaşıldığı gibi algoritmalar optimizasyon süresince hata değerini bir önceki değerden daha küçük bir değere düşürebilmektedir. Bu da sürecin doğru ilerlediğinin göstergesidir.



Şekil 4.3 DPSO ve KDDPSO algoritmalarının optimizasyon sürecindeki hata fonksiyonu değişimleri

#### 4.2. K Kazanç Matrisinin Hesaplanması

Bu bölümde  $Q$  ve  $R$  ağırlık matrislerinin tespitinden sonra LQR 'ın  $K$  kazanç matrisinin tespiti anlatılmaktadır.

$K$  kazanç matrisinin hesaplanması optimal kontrol problemi olarak tanımlanmaktadır. Bu optimalite problemi, tespit edilmiş olan  $Q$  ve  $R$  ağırlık matrisleri kullanılarak 2. Dereceden Riccati denklemi olan ve Denklem 4.2'de gösterilen amaç fonksiyonunun minimize edilmesiyle çözümlenmektedir.

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} [x^T Q x + u^T R u] dt \quad (4.2)$$

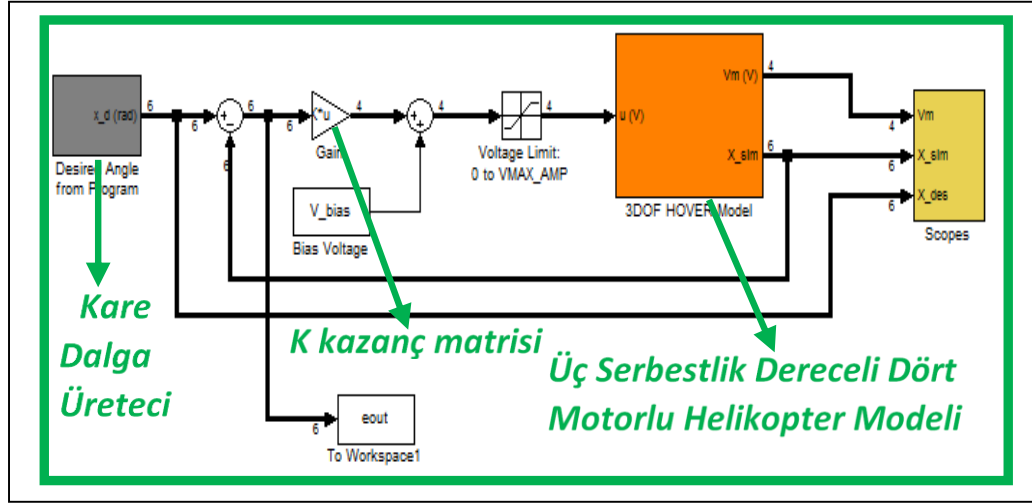
Bu denklemin minimize edilmesiyle  $K$  kazanç matrisi hesaplanmaktadır. Daha sonra elde edilmiş olan bu kazanç matrisi diğer bölümlerde anlatıldığı gibi simülasyon ve gerçek zamanlı testlerde kullanılmaktadır.

### 4.3. Simülasyon Çalışması

Bu bölümde optimizasyonla elde edilmiş olan  $Q$  ve  $R$  ağırlık matrisleri kullanılarak LQR yapısında bulunan ikinci dereceden amaç fonksiyonunun minimize edilerek çözülmesiyle hesaplanan  $K$  kazanç matrisinin simülasyon modeline uygulanarak elde edilen sonuçların karşılaştırması sunulmaktadır.

#### 4.3.1. Simülasyon Sonuçları

Hesaplanan  $K$  matrisi Şekil 4.4'te verilen simülasyon modeline uygulanmaktadır. Simülasyon modelinde yunuslama açısı için genliği 4 ve frekansı 0.1 Hz olan, sapma açısı için genliği 5 ve frekansı 0.04 Hz. ve yuvarlanma açısı için ise genliği 4 rekansı 0.08 olan kare dalgalar eş zamanlı uygulanarak model 20 sn. çalıştırılmaktadır. Belirlenen süre sonunda optimizasyon çıktısı olan  $Q$  ve  $R$  ağırlık matrisleri kullanılarak elde edilen  $K$  kazanç matrisinin ürettiği yunuslama, yuvarlanma ve sapma hareketlerine ilişkin sistem cevapları elde edilmektedir.



Şekil 4.4 Üç serbestlik dereceli dört motorlu quadrokopter sisteminin matlab simulink modeli

Sonuçlar Quanser firmasının deney setinin üzerinde hazırda bulunan değerlerle karşılaştırılmaktadır. Sonuçlardan da anlaşıldığı gibi  $Q$  ve  $R$  matrislerinin belirlenmesi kontrol performansını önemli derecede etkilemektedir.

Sistem üzerindeki hazırda bulunan ve Çizelge 4.1’de verilen olan  $Q$  ve  $R$  ağırlık matrisleri kullanılarak Denklem 4.3’te gösterilen ikinci dereceden doğrusal düzenleyicinin  $K$  kazanç matrisi elde edilerek sisteme uygulanmaktadır. Sistemin kendi üzerinde bulunan  $Q$  ve  $R$  ağırlık matrislerine ilişkin yunuslama, sapma ve yuvarlanma açıları ayrı ayrı elde edilmektedir.

$$K_{Quanser} = \begin{bmatrix} -111.8034 & 132.2876 & 0 & -41.4128 & 36.2268 & 0 \\ -111.8034 & -132.2876 & 0 & -41.4128 & -36.2268 & 0 \\ 111.8034 & 0 & 132.2876 & 41.4128 & 0 & 36.2268 \\ 111.8034 & 0 & -132.2876 & 41.4128 & 0 & -36.2268 \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

Şekil 4.5, 4.6 ve 4.7 ’de sırasıyla yunuslama, sapma ve yuvarlanma açılarına ilişkin simülasyon cevapları karşılaştırmalı olarak verilmektedir.

Daha sonra DPSO yöntemiyle elde edilen, Çizelge 4.1’de verilmiş olan  $Q$  ve  $R$  ağırlık matrisleri kullanılarak Denklem 4.4’te gösterilen  $K$  kazanç matrisi elde edilerek sisteme uygulanmaktadır. Sistemin DPSO algortimasıyla üretilen  $Q$  ve  $R$  ağırlık matrislerine ilişkin yunuslama, sapma ve yuvarlanma açıları ayrı ayrı elde edilmektedir.

$$K_{DPSO} = \begin{bmatrix} -80.4034 & 49.5122 & 2.0049 & -116.7914 & 51.2721 & 2.2814 \\ -98.1298 & -160.0285 & 2.1849 & -141.1713 & -164.3868 & 2.4700 \\ 67.4814 & -3.3243 & 95.0946 & 97.4693 & -3.6558 & 100.9350 \\ 60.8542 & -3.1297 & -54.4053 & 88.3538 & -3.4576 & -57.9242 \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

Çizelge 4.1. Optimizasyon algoritmalarıyla elde edilen ve deney setinde bulunan  $Q$  ve  $R$  ağırlık matrisleri değerleri

	<b>Q<sub>1</sub></b>	<b>Q<sub>2</sub></b>	<b>Q<sub>3</sub></b>	<b>Q<sub>4</sub></b>	<b>Q<sub>5</sub></b>	<b>Q<sub>6</sub></b>
<b>DPSO</b>	16.1303	9.6459	8.8070	30.5133	10	9.6660
<b>KDPSO</b>	67.8073	9.5458	7.8138	55.0860	10	8.9105
<b>Quanser</b>	500	350	350	0	20	20

	<b>R<sub>1</sub></b>	<b>R<sub>2</sub></b>	<b>R<sub>3</sub></b>	<b>R<sub>4</sub></b>
<b>DPSO</b>	0.1013	0.0279	0.0609	0.0285
<b>KDPSO</b>	0.0803	0.0325	0.0920	0.0215
<b>Quanser</b>	1	1	1	1

Burada;  $Q_1, Q_2, Q_3, Q_4, Q_5$  ve  $Q_6$  parametreleri, 3 DOF Hover kuadroptör deney düzeneğindeki sistemin durum değişkenine etki edecek LQR kontrolün  $Q$  ağırlık matrisinin indis parametreleridir.  $Q$  ağırlık matrisi regülasyon hızının ağırlık matrisidir ve durumun sifıra gitmesi için geçen zamanı etkiler.  $R_1, R_2, R_3$  ve  $R_4$  ise, bu sistemin kontrol girişleri üzerine etkileyen  $R$  ağırlık matrisinin indis parametreleridir.  $R$  matrisi kontrol girişini ağırlıklandırarak harcanan enerjiyi etkiler.

Son olarak ise KDDPSO yöntemiyle elde edilen ve Çizelge 4.1’de gösterilen  $Q$  ve  $R$  ağırlık matrisleri kullanılarak Denklem 4.5 ’te verilen  $K$  kazanç matrisi hesaplanarak sisteme uygulanmaktadır. Sistemin KDDPSO algoritmasıyla üretilen  $Q$  ve  $R$  ağırlık matrislerine ilişkin yunuslama, sapma ve yuvarlanma açıları ayrı ayrı elde edilmektedir.

$$K_{KDDPSO} = \begin{bmatrix} -162.7685 & 62.4595 & -5.6176 & -155.0165 & 64.8288 & -6.3359 \\ -196.4054 & -140.2710 & -6.2020 & -185.3473 & -144.9629 & -6.9604 \\ 159.7968 & -3.8933 & 45.6669 & 152.2860 & -4.2229 & 49.5183 \\ 221.0318 & -4.5815 & -165.0557 & 207.5025 & -4.9278 & -177.7067 \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

Elde edilen grafikler kendi aralarında karşılaştırılmaktadır. Şekil 4.5’de üç durum için yunuslama açısı cevapları karşılaştırılmaktadır. Yapılan karşılaştırmada DPSO ve KDDPSO algoritmalarının çok yakın cevaplar üretebildiği

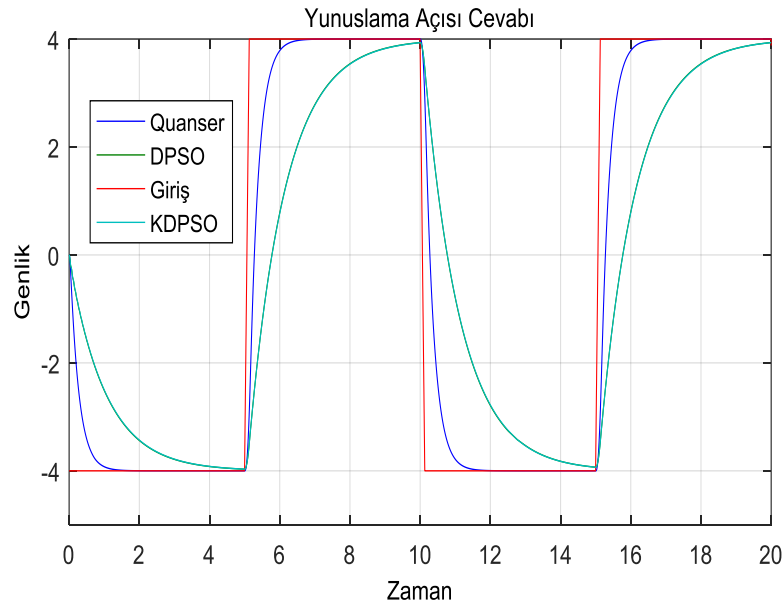
gözelemlenmektedir. Sistem üzerindeki değerlerin yunuslama açısı cevabı için oturma süresinin daha kısa olduğu tespit edilmektedir.

Şekil 4.6’de DPSO ve KDDPSO algoritmalarının sapma açısı için birbirine çok yakın aşısız cevaplar üretebildiği belirlenmektedir. Fakat sistem üzerindeki değerlerin ürettiği cevabın oturma süresi kısa olmasına karşın işaret uygulama süresince aşımlar verdiği belirlenmektedir.

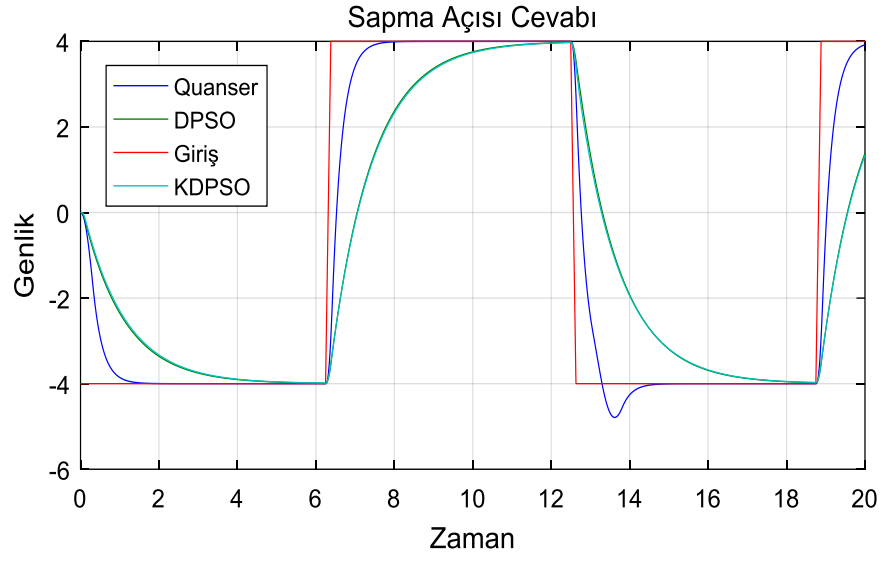
Şekil 4.7’de ise DPSO optimizasyonu algoritması yuvarlanma açısı için aşısız oturma süresi kısa cevap üretirken KDPSO algoritması ise aşısız ve DPSO algoritmasına göre oturma zamanı daha uzun bir cevap üretmektedir. Fakat sistem üzerinde bulunan değerlerin sapma açısı için ürettiği cevap şekilden de görüldüğü gibi aşımlı ve oturma süresi diğer metotlara göre daha uzun sürmektedir.

Simülasyon cevapları üzerinde yapılan karşılaştırmalar gerçek zamanlı sistemler için sadece sistemin kararlı kalacağı hakkında bilgi vermektedir.

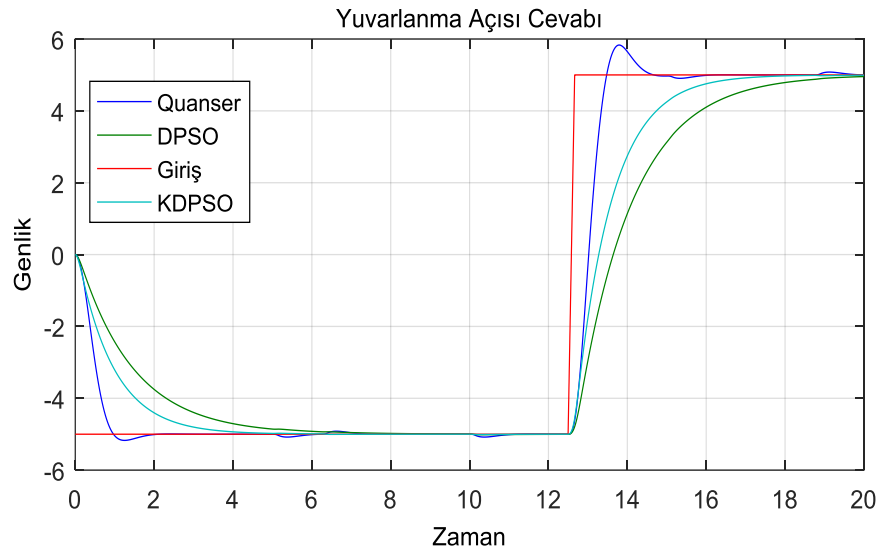
Deneyisel çalışma kısmında bu bölümde elde edilen değerler gerçek sistem üzerinde uygulanacaktır. Böylelikle kullanılan yöntemlerin etkinliği tespit edilebilir.



Şekil 4.5 Sistemin simülasyon modelindeki yunuslama açısı cevaplarının karşılaştırılması



Şekil 4.6 Sistemin simülasyon modelindeki sapma açısı cevaplarının karşılaştırılması



Şekil 4.7 Sistemin simülasyon modelindeki yuvarlanma açısı cevaplarının karşılaştırılması

#### 4.4. Deneysel Çalışma

Bu bölümde optimizasyonla elde edilmiş olan  $Q$  ve  $R$  ağırlık matrisleri kullanılarak LQR yapısında bulunan ikinci dereceden amaç fonksiyonunun minimize

edilerek çözümlenmesiyle hesaplanan  $K$  kazanç matrisinin deneysel 3 DOF Hover sistemine uygulanarak elde edilen sonuçların karşılaştırması sunulmaktadır.

#### **4.4.1. Sistemin Tanımlanması**

Şekil 3.1’de gösterilen üç serbestlik dereceli dört motorlu kuadrokopter sistemi Quanser firması tarafında üretilmiş uçuş kontrol uygulamalarında kullanılan bir deney setidir [80]. Deney setinde dört motor ve bunlara bağlı dört pervane yuvarlak bir platform üzerine konumlandırılmaktadır. Deney setinde bu tip kuadrokopterlerin hareket eksenleri olan yunuslama, yuvarlanma ve sapma açıları platformda ilgili yerlere konumlandırılan enkoderler aracılığı ile ölçülmektedir. Yapılan bu ölçümler ara birimler yardımıyla bilgisayara aktarılmakta ve veriler işlenmektedir.

Üç serbestlik dereceli dört motorlu uçuş kontrol deney seti MATLAB programıyla uyumlu ve eş zamanlı çalışabilmektedir. Enkoderlerden alınan açı bilgileri bilgisayara aktarıldıktan sonra MATLAB programı üzerinden işlenerek sonuçlar gerçek zamanlı olarak program üzerinden görülebilmektedir.

#### **4.4.2. Deneysel Sonuçlar**

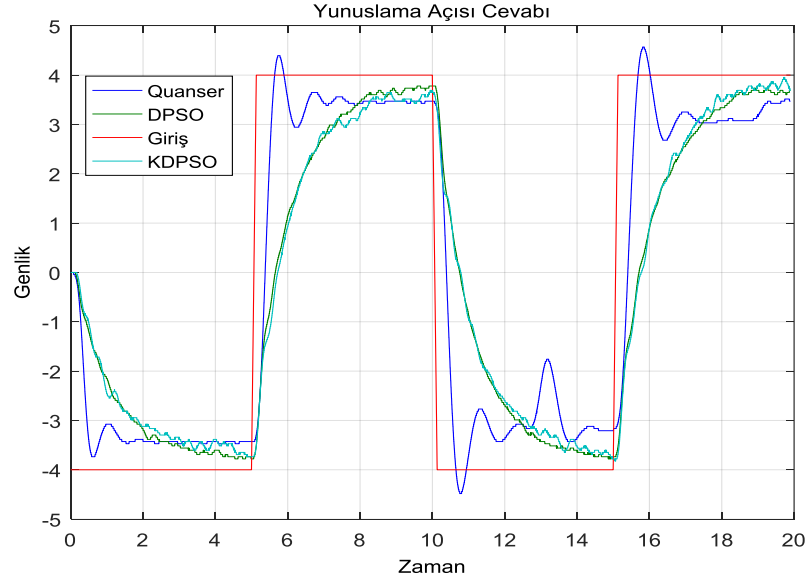
Bu bölümde simülasyon modelinde optimizasyon testleri tamamlanan ve Çizelge 4.1’de verilen  $Q$  ve  $R$  ağırlık matrisleri kullanılarak elde edilen ve Denklem 4.3, 4.4 ve 4.5’te hesaplanan  $K$  kazanç matrisi Şekil 4.8’de gösterilen laboratuvar ortamında gerçek zamanlı olarak uygulanmaktadır.



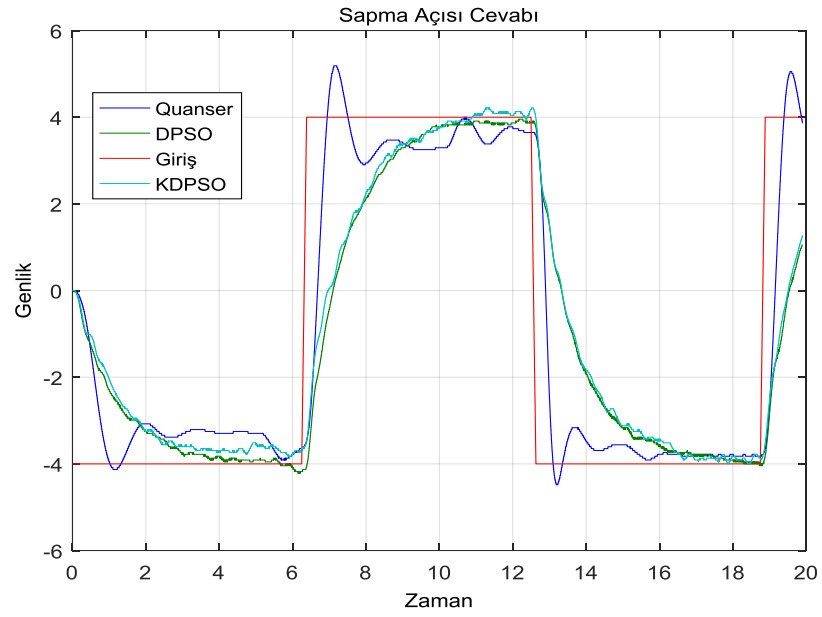
Şekil 4.8 Uçuş kontrol laboratuvarındaki üç serbestlik dereceli dört motorlu kuadroptör sisteminin kurulumu

Şekil 4.9, 4.10 ve 4.11’de sırasıyla yunuslama, sapma ve yuvarlanma açısı için gerçek zamanlı sistem cevapları sunulmaktadır. Önce Şekil 4.9’da DPSO, KDDPSO ve sistem üstündeki değerlerin sonuçları yunuslama açısı için karşılaştırılmaktadır. Sonuçtan da görüldüğü gibi DPSO ve KDPSO giriş işaretini takip edebilen aşısız ve osilasyonu son derece az olan cevaplar üretebilirken sistem üzerinde bulunan değerlerin ürettiği cevapta osilasyonlar ve istenmeyen aşımalar söz konusudur. Böylece optimizasyon algoritmalarıyla elde edilmiş olan  $Q$  ve  $R$  ağırlık matrisleri kullanılarak hesaplanan  $K$  kazanç matrisi ilgili sistem için daha iyi sonuçlar üretebildiği gözlemlenmektedir.

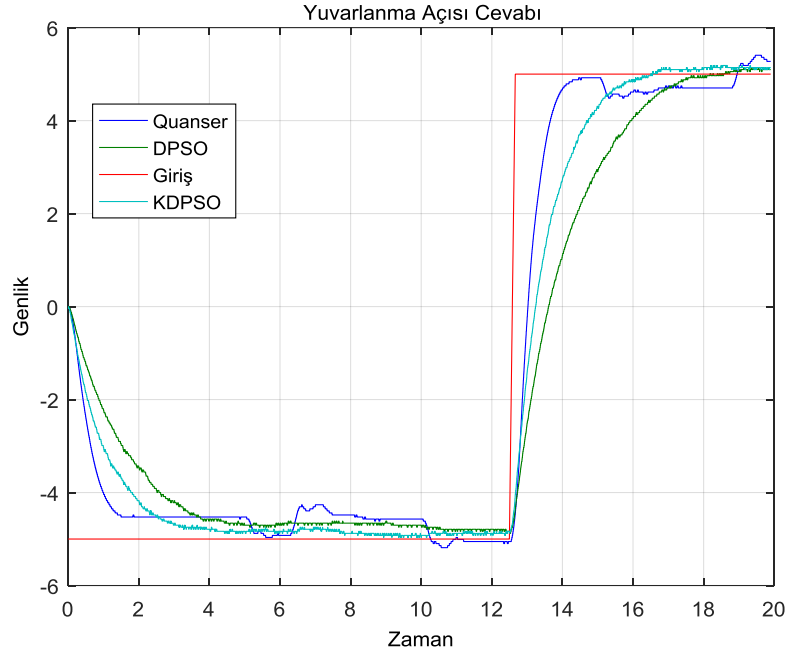
Şekil 4.10 ve Şekil 4.11 ise DPSO ve KDDPSO ve sistem üstündeki değerlerin kullanılmasıyla sapma ve yuvarlanma açıları için elde edilen sistem cevapları sunulmaktadır. Şekillerden de görüldüğü gibi  $Q$  ve  $R$  matrislerinin doğru belirlenmesi sistem performansını olumlu yönde etkilemektedir. Özellikle simülasyon cevaplarında grafikler birbirine yakınsamaktayken gerçek zamanlı sonuçlarda DPSO ve KDDPSO ile elde edilen sonuçların aşısız, oturma süresi kısa ve daha kararlı sonuçlar ürettiği tespit edilmektedir.



Şekil 4.9 Deney setinin gerçek zamanlı yunuslama açısı cevaplarının karşılaştırılması



Şekil 4.10 Deney setinin gerçek zamanlı sapma açısı cevaplarının karşılaştırılması



Şekil 4.11 Deneysel setinin gerçek zamanlı yuvarlanma açısı cevaplarının karşılaştırılması

## 5. SONUÇ ve TARTIŞMA

Bu çalışmada 3 serbestlik dereceli 4 motorlu helikopter modelinin kontrolünü sağlamak için ikinci dereceden doğrusal düzenleyicinin  $Q$  ve  $R$  ağırlık matrisleri DPSO ve KDPSO optimizasyon yöntemleriyle elde edilmektedir. Daha sonra elde edilen ağırlık matrisleri kullanılarak ikinci dereceden doğrusal düzenleyicinin  $K$  kazanç matrisi ikinci dereceden doğrusal hata fonksiyonunu minimize edecek şekilde hesaplanarak sistemin simülasyon modeline ve gerçek zamanlı modeline uygulanmaktadır.

Öncelikle yunuslama, sapma ve yuvarlanma açısı için simülasyon sonuçları elde edilerek sonuçlar sistem üzerinde bulunan değerle karşılaştırılmaktadır. Daha sonra bu değerler değişikliğe uğramaksızın gerçek zamanlı sisteme uygulanarak sonuçlar karşılaştırmalı olarak sunulmaktadır. Sonuçlardan da anlaşılacağı üzere simülasyonda cevaplar birbirine yakınsamasına rağmen deneysel sonuçlarda ise sonuçlarda iyileşme gözlenmektedir. Özellikle DPSO ve KDDPSO yöntemleriyle elde edilen sonuçlar daha aşısız, osilasyonu az ve oturma süresi daha kısa olduğu tespit edilmektedir.

Bunun yanı sıra sisteme uygulanacak ikinci dereceden doğrusal düzenleyicinin ağırlık matrisleri olan  $Q$  ve  $R$ 'nin seçimin sistem cevabını çok fazla etkilediği gözlemlenmektedir.

Nümerik optimizasyon algoritmaları olan DPSO ve KDDPSO yöntemleriyle elde edilen olan  $Q$  ve  $R$  ağırlık matrisleriyle özellikle gerçek zamanlı uygulamada çok daha iyi sonuçlar elde edilebildiği gösterilmektedir.

Gelecek çalışmalarda farklı optimizasyon yöntemleri kullanarak daha etkili  $Q$  ve  $R$  matrislerinin tespiti planlanmaktadır. Hatta optimizasyon sürecinde gerçek zamanlı olarak gerçekleştirmek için çalışmalar yapılabilir. Böylece daha dayanıklı bir kontrol performansı sağlanabilir.

## 6. KAYNAKLAR

- [1] K. K. Zhang, D. Ye and X. G. Zhao, Fault Tolerant Tracking Control for Quad-Ro Robust Adaptive Technique, Proceedings of the 33rd Chinese Control Conference, Nanjing, China, July, 2014.
- [2] R. Cömert, U. Avdan ve E. Şenkal, İnsansız Hava Araçlarının Kullanım Alanları ve Gelecekteki Beklentiler, IV. Uzaktan Algılama ve Coğrafi Bilgi Sistemleri Sempozyumu (UZAL-CBS 2012), Zonguldak, 16-19 Ekim 2012.
- [3] A. Prach, E. Kayacan and D. S. Bernstein, An experimental evaluation of the forward propagating Riccati equation to nonlinear control of the Quanser 3 DOF Hover testbed, American Control Conference, Boston, MA, USA: IEEE, pp. 3710-3715, 6-8 July 2016.
- [4] K. K. Zhang, D. Ye and X. G. Zhao, Fault tolerant tracking control for quad-rotor helicopter via robust adaptive technique, 33rd Chinese Control Conference, Nanjing, China: IEEE, pp. 3233-3237, 28-30 Jul 2014.
- [5] R. L. Pereira and K. H. Kienitz, Experimental investigation of nonlinear controllers applied to a 3DOF hover: SMC via ALQR approach, 23th Mediterranean Conference Control and Automation, pp. 520-524, Torremolinos, Spain, 16-19 June 2015.
- [6] C. Wongsathan and C. Sirima, Application of GA to design LQR controller for an Inverted Pendulum System, International Conference on Robotics and Biomimetics (ROBIO), pp. 951-954, Bangkok, Thailand: IEEE, 22-25 February 2008.
- [7] S. Das, I. Pan, K. Halder, S. Das and A. Gupta, *LQR based improved discrete PID controller design via optimum selection of weighting matrices using fractional order integral performance index*, **Applied Mathematical Modeling**, 37:6 (2013) 4253-4268.
- [8] S. Di Cairano and A. Bemporad, *Model predictive control tuning by controller matching*, **IEEE Transactions on Automatic Control**, 55:1 (2010) 185-190.
- [9] A. Prach, E. Kayacan and D. S. Bernstein, An experimental evaluation of the forward propagating Riccati equation to nonlinear control of the Quanser 3 DOF Hover testbed, American Control Conference, Boston, MA, USA: IEEE, pp. 3710-3715, 6-8 July 2016.

- [10] P. Xu, Y. Pu and G. Ruicheng, Sliding mode fault-tolerant control for uncertain time-delay systems, 34th Chinese Control Conference, pp. 6403-6407, Hangzhou, China: IEEE, 28-30 July 2015.
- [11] M. Couceiro and P. Ghamisi, *Fractional Order Darwinian Particle Swarm Optimization: Applications and Evaluation of an Evolutionary Algorithm*, Springer, 2015.
- [12] S.A. Salem, BOA: A novel optimization algorithm, In IEEE 2012 International Conference on Engineering and Technology, 1-5, 2012.
- [13] Önder Karagöz. *Mini İnsansız Hava Aracı Tasarımı ve Üretimi*, Yüksek Lisans Tezi, Hava Harp Okulu, İstanbul, 2011.
- [14] Mert Önkol. *Dönerkanat Tipinde Bir İnsansız Hava Aracının Tasarımı, Modellenmesi Ve Kontrolü*, Yüksek Lisans Tezi, Tobb Ekonomi Ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara, 2010.
- [15] Aydın Eresen. *Dönerkanat Tipinde Bir İnsansız Hava Aracının Görüntü Tabanlı Kontrolü*, Yüksek Lisans Tezi, Tobb Ekonomi Ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara, 2010.
- [16] Mehmet Halil Yılmaz. *Bir Düşük Reynolds Sayılı Quadroter Pervanesinin Dizayn Parametrelerinin Ve Optimum Değişkenlerinin Belirlenmesi*, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul, 2011.
- [17] İsmail İlhan. *Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracı İçin Görüntü İşleme Tabanlı Akıllı Kontrol Algoritmalarının Geliştirilmesi*, Yüksek Lisans Tezi, Fırat Üniversitesi, Elazığ, 2013.
- [18] Sarper Kumbasar. *Nonlinear Guidance and Control of Leader-Follower UAV Formations*, Master Thesis, Middle East Technical University, Ankara, 2015.
- [19] Yusuf Atalay. *Quadroter İnsansız Hava Aracı İçin Kontrol Sistemi Tasarımı*, Yüksek Lisans Tezi, Ege Üniversitesi, İzmir, 2017.
- [20] Ahmed Aksal. *Control of A Quadroter Unmanned Aerial Vehicle Equipped With A Delta Robot Manipulator*, Master Thesis, Atılım University, Turkey, 2016.
- [21] Kaan Kandemir. *Matlab Ve Simulink Kullanarak LQR Ve Kutup Yerleşimi Metotları ile Tepe Vinci Kontrolü*, Yüksek Lisans Tezi, Yıldız Teknik Üniversitesi, İstanbul, 2006.
- [22] Emre Akgül. *PID and LQR Control of A Planar Head Stabilization Platform*, Master Thesis, Middle East Technical University, Ankara, 2011.

- [23] Y.M. Sam, M.R.H.A. Ghani and N. Ahmad, LQR Controller for Active Car Suspension, IEEE TENCON 2000, Kuala Lumpur, Malaysia, Sept. 24-27, (2000), pp. 441-444.
- [24] Tuğba Ünlü. *Flight Control of A Tilt Duct UAV with Emphasis on The Over Actuated Transition Flight Phase*, Master Thesis, Middle East Technical University, Ankara, 2009.
- [25] Ferit Çakıcı. *Modeling, Stability Analysis and Control System Design of A Small-Sized Tiltrotor UAV*, Master Thesis, Middle East Technical University, Ankara, 2009.
- [26] Arda Özgür Kıvrak. *Design of Control Systems for A Quadrotor Flight Vehicle Equipped With Inertial Sensors*, Master Thesis, Atılım University, Turkey, 2006.
- [27] Songül Akyüz. *Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracı (Quadrotor)'nın Pd Ve Bulanık Kontrolcü Tasarımı Ve Benzetim Uygulaması*, Yüksek Lisans Tezi, Ege Üniversitesi, İzmir, 2013.
- [28] Anıl Güçlü. *Attitude and Altitude Control of An Outdoor Quadrotor*, Master Thesis, Atılım University, Turkey, 2012.
- [29] Emre Can Suiçmez. *Trajectory Tracking of A Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Via Attitude and Position Control*, Master Thesis, Middle East Technical University, Turkey, 2014.
- [30] Demet Canpolat Tosun. *Dört Motorlu Bir İnsansız Hava Aracı İçin Adaptif Kontrol Sistem Tasarımı*, Yüksek Lisans Tezi, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir, 2015.
- [31] Majid Moghadam. *Fault Tolerant Control of A Quadrotor UAV*, Master Thesis, Istanbul Technical University, Turkey, 2015.
- [32] N. S. Hasan, N. Rosmin, S. A. Khalid, D. A. A. Osman, B. Ishak and A. H. Mustaamal, *Harmonic Suppression of Shunt Hybrid Filter using LQR-PSO Based*, **International Journal of Electrical and Computer Engineering (IJECE)**, 7:2 (2017) 869-876.
- [33] A. Al-Mahturi and H. Wahid, *Optimal Tuning of LQR Controller Using a Particle Swarm Optimization for Two Rotors Aerodynamical System*.
- [34] G. Kumar and A. Kumar, *Fourier Transform and Particle Swarm Optimization Based Modified LQR Algorithm for Mitigation of Vibrations Using*

- Magnetorheological Dampers*, **Smart Materials and Structures**, 26:11 (2017) 1-9.
- [35] S. Howimanporn, S. Thanok, S. Chookaew and W. Sootkaneung, Design and implementation of PSO based LQR control for inverted pendulum through PLC, 2016 IEEE/SICE International Symposium on System Integration (SII), Sapporo, Japan: IEEE, pp. 664-669, December 13-15, 2016.
- [36] A. Al-Mahturi and H. Wahid, *Optimal Tuning of LQR Controller Using a Particle Swarm Optimization for Two Rotor Aerodynamical System*, **World Academy of Science, Engineering and Technology International Journal of Electronics and Communication Engineering**, 11:2 (2017) 196-202.
- [37] J. Tillett, T. M. Rao, F. Sahin and R. Rao, S. Brockport, Darwinian particle swarm optimization, In B. Prasad Proceedings of the 2nd Indian International Conference on Artificial Intelligence (IICAI 2005), India, pp. 1474–1487, 2005.
- [38] A. Ates, B. B. Alagoz, G. Kavuran and C. Yeroğlu, *Implementation of Fractional Order Filters Discretized by Modified Fractional Order Darwinian Particle Swarm Optimization*, **Measurement**, 107:1 (2017) 153-164.
- [39] M. İcen, A. Ateş ve C. Yeroğlu, Optimization of LQR Weight Matrix to Control Three Degree of Freedom Quadcopter, Artificial Intelligence and Data Processing Symposium (IDAP-2017), Malatya, Turkey: IEEE, Sept. 16-17, 2017.
- [40] Abdallah Galal. *Swarm Robotics: Cooperative Navigation in Unknown Environments*, Master Thesis, The American University In Cairo, Cairo, Egypt, 2017.
- [41] M. H. Ali, A. Rabhi, S. Haddad and A. E. Hajjaji, *Real-Time Determination of Solar Cell Parameters*, **Journal of Electronic Materials**, 46:11 (2017) 6535-6543.
- [42] Anonim. (2018). <http://baykarmakina.com/sistemler-2/bayraktar-taktik-ih/> (Son erişim tarihi: 20.05.2018).
- [43] Anonymous. (2018). <https://www.dji.com/phantom-4-pro> (on-line access on 20 May, 2018).
- [44] Anonymous. (2018). <https://www.dji.com/mg-1> (on-line access on 20 May, 2018).

- [45] Anonymous. (2018). <https://www.volocopter.com/en/product/> (on-line access on 20 May, 2018).
- [46] Anonim. (2018). <http://www.elektrikport.com/haber-roportaj/18-rotora-sahip-dunyanin-ilk-elektrikli-helikopteri-volocopter/16800#ad-image-2> (Son erişim tarihi:02.06.2018).
- [47] Anonim. (2018). <http://www.airporthaber.com/havacilik-haberleri/volocopter-ilk-insanli-ucusunu-gerceklestirdi.html> (Son erişim tarihi:12.05.2018).
- [48] Anonymous. (2018). <http://www.leonardodavincis inventions.com/inventions-for-flight/leonardo-da-vinci-helicopter/> (on-line access on 10 March, 2018).
- [49] Bora Erginer. *Quadrotor Vtol Aracının Modellenmesi ve Kontrolü*, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul, 2007.
- [50] Anonymous. (2018). <http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/breguet.html> (on-line access on 30 May, 2018).
- [51] Anonymous. (2018). [http://www.aviastar.org/helicopters\\_eng/bothezat.php](http://www.aviastar.org/helicopters_eng/bothezat.php) (on-line access on 17 March, 2018).
- [52] Anonymous. (2018). <https://www.rotorcopters.com/the-history-of-the-quadcopter/> (on-line access on 25 March, 2018).
- [53] Anonymous. (2018). [http://www.aviastar.org/helicopters\\_eng/convertawings.php](http://www.aviastar.org/helicopters_eng/convertawings.php) (on-line access on 17 March, 2018).
- [54] Anonymous. (2018). [https://en.wikipedia.org/wiki/Curtiss-Wright\\_VZ-7](https://en.wikipedia.org/wiki/Curtiss-Wright_VZ-7) (on-line access on 22 February, 2018).
- [55] Anonymous. (2018). <https://www.eachine.com/Eachine-EX1-Brushless-Double-GPS-WIFI-FPV-With-1080P-HD-Camera-RC-Drone-Quadcopter-RTF-p-1062.html> (on-line access on 13 February, 2018).
- [56] Anonymous. (2018). <https://www.designboom.com/technology/e-volo-volocopter-2x-04-05-2017/> (on-line access on 18 May, 2018).
- [57] Anonymous. (2018). <https://www.amazon.com/Amazon-Prime-Air/b?node=8037720011> (on-line access on 5 March, 2018).
- [58] Ankit R Patel, Mahesh A Patel and Dhaval R Vyas, Modeling and Analysis of Quadrotor using Sliding Mode Control, 44th IEEE Southeastern Symposium on System Theory, Florida,USA: IEEE, pp.111-114, March 11-13, 2012.

- [59] Marcelo De Lellis Costa de Oliveira. *Modeling, Identification and Control of a Quadrotor Aircraft*, Master Thesis, Luleå University of Technology, Luleå, Swedish, 2011.
- [60] Atheer L. Salih, M. Moghavvemi, Haider A. F. Mohamed and Khalaf Sallom Gaeid, Modelling and PID Controller Design for a Quadrotor Unmanned Air Vehicle, 2010 IEEE International Conference on Automation, Quality and Testing, Robotics (AQTR), Cluj-Napoca, Romania: IEEE, May 28-30, 2010.
- [61] Mehmet Önder Efe, Dört Motorlu Bir Dönerkanat Sisteminin Dinamik Modeli ve PD Kontrolör ile Yörünge Kontrolü, TOK'07 Bildiriler Kitabı, İstanbul, Türkiye: TOK'07, s. 194-197, 5-7 Eylül 2007.
- [62] Saif, A. A., et al. , Modified Backstepping Control Of Quadrotor, In: Systems, Signals and Devices (SSD) 9th International Multi-Conference on, Dhahran, Saudi Arabia: IEEE, pp. 1-6, March 20-23, 2012.
- [63] Lee Keun Uk, et al. , Modeling and Altitude Control of Quad-Rotor UAV, In: Control, Automation and Systems (ICCAS) 11th International Conference on, Gyeonggi-do, South Korea: IEEE pp. 1897-1902, Oct. 26-29, 2011.
- [64] İ. C. Dikmen, A. Arısoy ve H. Temeltaş, *Dikey İniş-Kalkış Yapabilen Dört Rotorlu Hava Aracının (Quadrotor) Uçuş Kontrolü*, **Journal of Aeronautics & Space Technologies/Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi**, 4:3 (2010) 33-40.
- [65] D.M.W. Abeywardena, et al. , A Velocity Feedback Fuzzy Logic Controller For Stable Hovering of A Quad Rotor UAV, 2009 International Conference on Industrial and Information Systems (ICIIS), Sri Lanka: ICIIS, December 28 – 31, 2009.
- [66] I. Cowling, J. Whidborne and A. Cooke, Optimal trajectory planning and LQR control for a Quadrotor UAV, International Conference on Control, Bedfordshire, U.K, 2006.
- [67] E. R. Valeria, et al. , LQR control for a Quadrotor using unit quaternions: Modeling and simulation, Electronics, Communications and Computing (CONIELECOMP), 2013 International Conference on, Cholula, Mexico: IEEE, pp. 172-178, March 11-13 2013.
- [68] Sıtkı Yenal Vural. *Küçük Bir İnsansız Hava Aracı İçin Otopilot Sistemi Tasarımı*, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul, 2008.

- [69] Anonymous. (2018). <http://www.uta.edu/utari/acs/history.htm> (on-line access on 12 March, 2018).
- [70] P. Dorato, *Historical Review of Robust Control*, **IEEE Control Systems Magazine**, 7:2 (1987) 44-47.
- [71] Richard Bellman, *Dynamic programming*, Courier Corporation, 2013.
- [72] Roland S. Burns, *Advanced Control Engineering*, Elsevier, 2001, 274-276.
- [73] H. P. Geering, *Optimal Control with Engineering Applications*, Berlin Heidelberg, 2007.
- [74] D. E. Kirk, *Optimal control theory: an introduction*, Courier Corporation, Mineola, New York, 2012.
- [75] M. Y. Özsağlam ve M. Çunkaş, *Optimizasyon Problemlerinin Çözümü için Parçacık Sürü Optimizasyonu Algoritması*, **Politeknik Dergisi**, 11:4 (2008) 299-305.
- [76] R. Eberhart and J. Kennedy, A new optimizer using particle swarm theory, In: Micro Machine and Human Science, MHS'95, Proceedings of the Sixth International Symposium on, Nagoya, Japan: IEEE, pp. 39-43, Oct. 4-6 1995.
- [77] C. Darwin, *On The Origin Of Species By Means Of Natural Selection, Or The Preservation Of Favored Races In The Struggle For Life*, London: Public Domain Books, 1872.
- [78] W. Tsai, *Social Structure Of "Coopetition" Within A Multiunit Organization: Coordination, Competition, And Intraorganizational Knowledge Sharing*, **Organization Science**, 13:2 (2002) 179-190.
- [79] M. Couceiro and P. Ghamisi, *Fractional Order Darwinian Particle Swarm Optimization: Applications and Evaluation of An Evolutionary Algorithm*, Springer, 2015.
- [80] Anonymous. (2018). <https://www.quanser.com/products/3-dof-hover/> (on-line access on 5 October, 2018).

## ÖZGEÇMİŞ

**Adı Soyadı:** Muhammed İÇEN

**Doğum Yeri ve Tarihi:** Malatya-22.03.1992

**Adres:** Tecde Mah. Kozluk Sok. No:15 D:1 Galata Evleri Yeşilyurt / MALATYA

**E-Posta:** [icenmuhammed@gmail.com](mailto:icenmuhammed@gmail.com)

**Lisans:** İnönü Üniversitesi Elektrik Elektronik Mühendisliği Bölümü (2011-2015)

**Mesleki Deneyim:** Kontrol Müh. - Yeşilyurt İşgem (2018-)

## TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR SUNUMLAR

- İçen M., Ateş A. and Yeroğlu C. (2017), *Optimization of LQR Weight Matrix to Control Three Degree of Freedom Quadcopter*, **In Artificial Intelligence and Data Processing Symposium (IDAP)**, 2017 International, IEEE, pp. 1-6, September 16-17, 2017.