

EGE ÜNİVERSİTESİ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
(YÜKSEK LİSANS TEZİ)

QUADROTOR İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN
KONTROL SİSTEMİ TASARIMI

Yusuf ATALAY

Tez Danışmanı : Prof. Dr. Aydoğın SAVRAN

Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Sunuş Tarihi : 19.01.2017

Bornova-İZMİR

2017

Yusuf ATALAY tarafından Yüksek Lisans tezi olarak sunulan “Quadrotor İnsansız Hava Aracı İçin Kontrol Sistemi Tasarımı” başlıklı bu çalışma E.Ü. Lisansüstü Eğitim ve Öğretim Yönetmeliği ile E.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü Eğitim ve Öğretim Yönergesi’nin ilgili hükümleri uyarınca tarafımızdan değerlendirilerek savunmaya değer bulunmuş ve tarihinde yapılan tez savunma sınavında aday oybirliği/oyçokluğu ile başarılı bulunmuştur.

Jüri Üyeleri:

İmza:

Jüri Başkanı :

Raportör Üye :

Üye :

EGE ÜNİVERSİTESİ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**ETİK KURALLARA UYGUNLUK BEYANI**

EÜ Lisansüstü Eğitim ve Öğretim Yönetmeliğinin ilgili hükümleri uyarınca Yüksek Lisans Tezi olarak sunduğum “Quadrotor İnsansız Hava Aracı İçin Kontrol Sistemi Tasarımı” başlıklı bu tezin kendi çalışmam olduğunu, sunduğum tüm sonuç, doküman, bilgi ve belgeleri bizzat ve bu tez çalışması kapsamında elde ettiğimi, bu tez çalışmasıyla elde edilmeyen bütün bilgi ve yorumlara atıf yaptığımı ve bunları kaynaklar listesinde usulüne uygun olarak verdiğimi, tez çalışması ve yazımı sırasında patent ve telif haklarını ihlal edici bir davranışımın olmadığını, bu tezin herhangi bir bölümünü bu üniversite veya diğer bir üniversitede başka bir tez çalışması içinde sunmadığımı, bu tezin planlanmasından yazımına kadar bütün safhalarda bilimsel etik kurallarına uygun olarak davrandığımı ve aksinin ortaya çıkması durumunda her türlü yasal sonucu kabul edeceğimi beyan ederim.

...../...../2017

İmzası

Adı-Soyadı



ÖZET

QUADROTOR İNSANSIZ HAVA ARACI İÇİN KONTROL SİSTEMİ TASARIMI

ATALAY, Yusuf

Yüksek Lisans Tezi, Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı : Prof. Dr. Aydoğan SAVRAN

Ocak 2017, 50 sayfa

Son yıllarda geniş uygulama alanına sahip insansız hava araçları (İHA) oldukça popüler hale gelmiştir. Arama-kurtama, keşif, havadan fotoğrafıma ve araç tanıma gibi alanlarda kullanılan İHA'lar bu alanlardaki tehlikeli görevlerde insan hayatını tehlikeye atmadan başarıya ulaşmaktadırlar. Günümüzde İHA'ların bir kolu olan quadrotorlar hakkında yoğun bir şekilde çalışmalar yürütülmektedir.

Bu tez çalışmasında, quadrotor İHA için lineer kvadratık regülatör (LQR), oransal-integral-türevsel (PID) ve oransal-türevsel (PD) denetleyiciler tasarlanmıştır. Havadaki açısal konumu & irtifası ve konumu için tasarlanan denetleyiciler ile sistem modellenmiş ve Matlab/Simulink ortamında benzetim çalışması yapılmıştır. Ayrıca, PID denetleyici yapısı quadrotor İHA üzerinde test edilerek başarılı sonuçlar elde edilmiştir.

Anahtar sözcükler: Quadrotor İHA, PID Denetleyici, PD Denetleyici, LQR, irtifa & açısal konum kontrolü, konum kontrolü



ABSTRACT**CONTROL SYSTEM DESIGN FOR QUADROTOR UNMANNED
AERIAL VEHICLE**

ATALAY, Yusuf

MSc in Electrical-Electronics Eng.

Supervisor : Prof. Dr. Aydoğan SAVRAN

January 2017, 50 pages

In the recent years, unmanned aerial vehicles (UAVs) become very popular due to their wide application area. UAVs used in areas such as search and rescue, exploration, aerial photography, and vehicle surveillance reaching success without risking human lives in dangerous missions in these areas. Today, intensive studies are being conducted on quadrotors, a class of UAVs.

In this thesis, linear quadratic regulator (LQR), proportional-integral-derivative (PID), and proportional-derivative (PD) controllers are designed for control of quadrotor UAV. The system is modeled with these controllers for control its attitude & altitude, and position, than simulated in Matlab/Simulink environment. Also, it is tested with designed PID controller scheme and successful results are obtained.

Keywords: Quadrotor UAV, PID Controller, PD Controller, LQR, altitude & attitude control, position control



TEŞEKKÜR

Hem lisans, hem de yüksek lisans eğitimim sürecince çalışma fırsatı bulduğum, ilgisi ve bilgisi ile bana yol gösteren ve tez çalıŐmamı tamamlamamı sağlayan danıŐman hocam Prof. Dr. Aydoğan SAVRAN' a çok teşekkür ederim.

Ayrıca eğitim hayatım boyunca bana sürekli destek olan aileme teŐekkürü borç bilirim.

Son olarak, bu çalışmam TÜBİTAK tarafından desteklenen 114E609 nolu proje kapsamında yapılmıştır. Bu nedenle TÜBİTAK'a teŐekkürlerimi sunarım.



İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET.....	vii
ABSTRACT.....	ix
TEŞEKKÜR.....	xi
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	xvi
ÇİZELGELER DİZİNİ.....	xix
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	xx
1. GİRİŞ.....	1
2. LİTERATÜR ÖZETİ.....	3
3. QUADROTOR İHA DİNAMİK MODELİ.....	6
3.1 Quadrotor İHA Durum-Uzayı Gösterimi.....	8
4. QUADROTOR İHA İÇİN KONTROL SİSTEMİ TASARIMI.....	10
4.1 Oransal-İntegral-Türevsel (PID) Denetleyici.....	10
4.2 Lineer Quadratik Regülatör (LQR) Denetleyici.....	12
5. BENZETİM ÇALIŞMALARI.....	14
5.1 Quadrotor Model Parametrelerinin Hesaplanması.....	14

İÇİNDEKİLER (devam)Sayfa

5.2	PID Denetleyici ile Quadrotor İHA Açısal Konum ve İrtifa Kontrolü.....	15
5.2.1	PID denetleyici kazançlarının elde edilmesi.....	18
5.2.2	Benzetim çalışması sonuçları.....	19
5.3	LQR Denetleyici ile Quadrotor İHA Açısal Konum Kontrolü.....	22
5.3.1	LQR denetleyici K kazanç matrisinin elde edilmesi.....	23
5.3.2	Benzetim çalışması sonuçları.....	25
5.4	Quadrotor Açısal Konum Kontrolünde PID ve LQR Denetleyicilerinin Çıktılarının Karşılaştırılması.....	26
5.7	PD denetleyici yapısına sahip referans açılı üretici yardımıyla quadrotor İHA konum kontrolü.....	28
5.4.1	PD Denetleyici kazançlarının elde edilmesi.....	28
5.4.2	Benzetim çalışması sonuçları.....	29
6.	TEST ÇALIŞMALARI.....	33
6.1	1 Numaralı Test Çalışması.....	33
6.1.1	Tamamlayıcı filtre (Complementary filter).....	33
6.2	2 Numaralı Test Çalışması.....	36
7.	SONUÇLAR VE ÖNERİLER.....	42

İÇİNDEKİLER (devam)

	<u>Sayfa</u>
KAYNAKLAR DİZİNİ.....	44
ÖZGEÇMİŞ.....	48



ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>Şekil</u>	<u>Sayfa</u>
1.1 İlk quadrotor prototipleri: (a) Brequet Havacılık, (b) Bothezat.....	1
3.1 Quadrotor İHA genel görünüşü.....	6
4.1 Quadrotor İHA kontrol yapısı.....	10
4.2 PID denetleyiciye sahip bir sistem modeli.....	11
4.3 LQR denetleyiciye bir sahip sistem modeli.....	12
5.1 Quadrotorun sistem parametreleri.....	15
5.2 Quadrotor İHA PID denetleyici yapısı.....	16
5.3 İrtifa hareketi için kontrol sinyali oluşturan PID denetleyici bloğu.....	17
5.4 Açısal konum & irtifa denetleyicine sahip quadrotor modeli.....	17
5.5 Quadrotor sistem bloğu iç yapısı.....	17
5.6 Örnek salınım sinyali.....	18
5.7 PID denetleyici kontrolünde açısal konum çıktıları.....	20
5.8 PID denetleyici kontrolünde irtifa çıktısı.....	20
5.9 $\mu = 0.5$ ve $\sigma = 0.1$ parametreleri ile yapılan açısal konuma ait ilk benzetim çalışması çıktıları.....	21
5.10 $\mu = 0.5$ ve $\sigma = 0.1$ parametreleri ile yapılan irtifa hareketine ait ilk benzetim çalışması çıktısı.....	21

ŞEKİLLER DİZİNİ (devam)

<u>Şekil</u>	<u>Sayfa</u>
5.11 $\mu = 3$ ve $\sigma = 0.5$ parametreleri ile yapılan açisal konuma ait ikinci benzetim çalışması çıktıları.....	22
5.12 $\mu = 3$ ve $\sigma = 0.5$ parametreleri ile yapılan irtifa hareketine ait ikinci benzetim çalışması çıktısı.....	22
5.13 LQR denetleyici yapısına sahip yatış açısı bloğu.....	23
5.14 LQR denetleyici kontrolünde açisal konum çıktıları (Bryson's rule metodu).....	25
5.15 LQR denetleyici kontrolünde açisal konum çıktıları.....	26
5.16 PID denetleyici kontrolünde açisal konum çıktıları.....	26
5.17 LQR denetleyici kontrolünde açisal konum çıktıları (Bryson's rule metodu).....	27
5.18 LQR denetleyici kontrolünde açisal konum çıktıları.....	27
5.19 PD denetleyici kontrol yapısına sahip referans açı üretici bloğu yapısı....	29
5.20 Kare referans rotalı takip benzetim çalışması çıktısı.....	30
5.21 3D spiral referans rotalı takip benzetim çalışması çıktısı.....	30
5.22 X eksen yönünde $\mu = 0.5$ ve $\sigma = 0.1$ parametrelerine sahip rüzgar modeli ile spiral rota üzerinde yapılan benzetim çalışması çıktısı.....	31
5.23 Y eksen yönünde $\mu = 0.5$ ve $\sigma = 0.1$ parametrelerine sahip rüzgar modeli ile spiral rota üzerinde yapılan benzetim çalışması çıktısı.....	31

ŞEKİLLER DİZİNİ (devam)

<u>Şekil</u>	<u>Sayfa</u>
6.1 Tamamlayıcı filtre yapısı.....	34
6.2 Quadrotorun test düzeneği üzerindeki görüntüsü.....	35
6.3 Quadrotorun yatay düzlemde test düzeneği üzerindeki çalışması.....	35
6.4 Quadrotorun (a) -y yönündeki (b) +y yönündeki yatışı.....	36
6.5 APM 2.6 uçuş kontrol kartı.....	36
6.6 APM 2.6 kullanıcı arayüzü (APM Planner).....	37
6.7 Quadrotor test uçuşu sırasındaki yatış açısı.....	37
6.8 Quadrotor test uçuşu sırasındaki yunuslama açısı.....	38
6.9 Quadrotor test uçuşu sırasındaki sapma açısı.....	38
6.10 Quadrotor test uçuşu sırasındaki irtifa değeri.....	39
6.11 Quadrotorun x ve y eksenlerindeki konum bilgisi.....	39
6.12 Quadrotorun x, y ve z eksenlerindeki konum bilgisi.....	40
6.13 Test uçuşu sırasında quadrotorun havada asılı kalırken görüntüsü.....	40
6.14 Test uçuşu sırasında quadrotorun x eksenindeki hareketi sırasındaki görüntü.....	41
6.15 Test uçuşu sırasında quadrotorun havada asılı kalırken yatay düzlemdeki görüntüsü.....	41

ÇİZELGELER DİZİNİ

<u>Çizelge</u>	<u>Sayfa</u>
5.1 Ziegler-Nichols metodu ile PID denetleyici kazançları hesabı.....	18
5.2 Quadrotor parametreleri.....	19
5.3 PID denetleyici kazançları.....	19
5.4 PD denetleyici kazançları.....	29
7.1 Benzetim çalışmaları açısal konum & irtifa çıktıları RMS hataları.....	42
7.2 Benzetim çalışmaları konum çıktıları RMS hataları.....	42

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
ϕ	Yatış açısı.
θ	Yunuslama açısı.
ψ	Sapma açısı.
x	Quadrotorun x ekseninde o anki konumu.
y	Quadrotorun y ekseninde o anki konumu.
z	Quadrotorun z ekseninde o anki konumu (irtifa).
$U_{1,2,3,4}$	Kontrol girişleri.
$\Omega_{1,2,3,4}$	Motor açısal hızları.
b	İtke faktörü.
d	Sürtünme faktörü.
l	Quadrotor ağırlık merkezi ile motor arası uzaklık.
$u_{z,\phi,\theta,\psi}$	Kontrol girişleri.
$d_{x,y,z,\phi,\theta,\psi}$	Sürtünme katsayıları.
$I_{xx,yy,zz}$	Quadrotorun x,y,z eksenleri üzerindeki atalet momentleri.
g	Yerçekimi ivmesi.
m	Quadrotorun toplam ağırlığı.

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ (devam)

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
A	Durum matrisi.
B	Giriş matrisi.
C	Çıkış matrisi.
D	Dönüşüm matrisi.
x	Durum vektörü.
u	Giriş.
y	Çıkış.
X_d	X eksenini için konum referans değeri.
Y_d	Y eksenini için konum referans değeri.
Z_d	Z eksenini için konum referans değeri.
ϕ_d	Yatış açısı için referans değeri.
θ_d	Yunuslama açısı için referans değeri.
ψ_d	Sapma açısı için referans değeri.
$k_{p,i,d}$	PID denetleyici kazançları.
$u(t)$	PID denetleyici giriş sinyali.
$e(t)$	PID denetleyici hata sinyali.

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ (devam)

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
Q, R	LQR denetleyici ağırlık matrisleri.
K	LQR denetleyici kazanç matrisi.
C_t	İtki katsayısı.
C_p	Güç katsayısı.
ρ	Hava yoğunluğu.
D	Pervane çapı.
m_m	Motor ağırlığı.
R_m	Motor yarıçapı.
l_z	Motor yüksekliği.
M_{hub}	Quadrotor göbek ağırlığı.
R_{hub}	Quadrotor göbek yarıçapı.
H_{hub}	Quadrotor göbek yüksekliği.
T_i	İntegral zaman sabiti.
T_d	Türev zaman sabiti.
T_{cr}	Kritik periyot.
K_{cr}	Kritik oransal kazanç.

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ (devam)

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
$K_{p,i,d}^z$	PID denetleyici irtifa kazançları.
$K_{p,i,d}^\phi$	PID denetleyici yatış açısı kazançları.
$K_{p,i,d}^\theta$	PID denetleyici yunuslama açısı kazançları.
$K_{p,i,d}^\psi$	PID denetleyici sapma açısı kazançları.
μ	Ortalama.
σ	Standart sapma.
İHA	İnsansız Hava Aracı.
VTOL	Dikey kalkış-iniş.
PID	Oransal-İntegral-Türevsel Denetleyici.
PD	Oransal-Türevsel Denetleyici.
PD ²	Oransal-Çift-Türevsel Denetleyici.
LQR	Lineer Quadratik Regülatör.
SMC	Kayan Tipli Denetleyici.
MPC	Model Öngörülü Denetleyici.
DC	Doğru Akım.
RMS	Kare Ortalamaların Karekökü.

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ (devam)

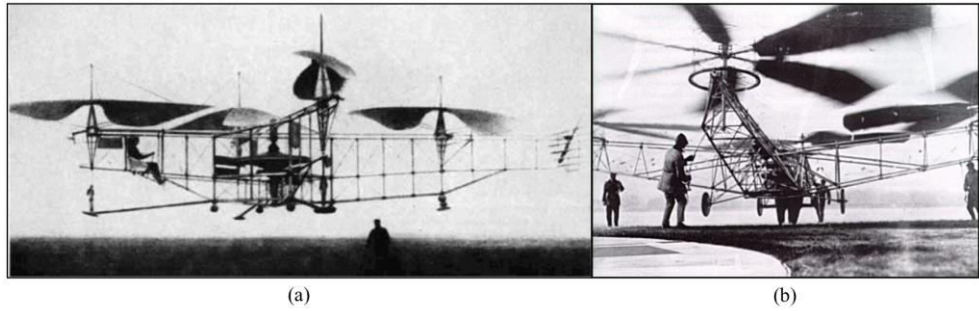
<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
DOF	Serbestlik Derecesi.
MIMO	Çoklu Giriş - Çoklu Çıkış.
Li-po	Lityum-polimer.
GPS	Global Konumlama Sistemi.



1. GİRİŞ

1990' lı yılların ortalarından itibaren küçük ve mikro ölçekli insansız hava araçları (İHA) ile ilgili özellikle askeri alanlarda pek çok araştırma yapılmaktadır (McMichael ve Francis, 1997). Son yıllara gelindiğinde İHA' lar kurtarma görevleri, gözetleme, denetleme ve haritalama gibi alanlarda önemli projeler içerisinde yer almaktadırlar. Bu araçların uzaktan kumanda edilmesi ve içerisinde aktif olarak kullanan pilotların olmaması karşılaşılan pek çok problemde insan hayatını tehlikeye atma riskini de ortadan kaldırmaktadır. Ancak görevlerin başarı ile tamamlanabilmesi için bu araçların kontrol mekanizmalarının hatasız çalışması gerekmektedir.

İlk prototipleri 1907 yılında Breguet Havacılık ve 1922 yılında de Bothezat tarafından yapılmış olan (Şekil 1.1) ve günümüzde döner kanatlı İHA sınıfında oldukça önemli bir hale gelen quadrotorlar, havadaki açılal konumu ve irtifa hareketlerini sahip oldukları 4 pervane sayesinde gerçekleştirmektedirler. Ayrıca, sabit kanatlı İHA' lar tarafından gerçekleştirilemeyen yüksek manevra kabiliyeti ve dikey kalkış-iniş (VTOL) özellikleri sayesinde pek çok zorlu görevin üstesinden gelebilmektedirler.



Şekil 1.1 İlk quadrotor prototipleri: (a) Breguet Havacılık, (b) Bothezat

Bahsedilen zorlu görevlerin başarıyla gerçekleştirilebilmesi için, quadrotorların uçuş kontrol sistemlerine gereksinimleri bulunmaktadır. Uçuş kontrol sistemleri, kullanıcı tarafından gelen sinyallerin işlenerek motorlara aktarılmasını ve quadrotorun istenilen görevleri gerçekleştirirken stabilizasyonunu sağlamaktadır. Günümüzde, quadrotorların uçuş kontrol sistemlerinde oransal-integral-türevsel (PID), lineer kvadratik regülatör

(LQR), kayan tipli denetleyici (SMC) ve model öngörülü denetleyici (MPC) gibi çeşitli denetleyiciler kullanılmaktadır.

Bu tez çalışmasında, lineer olmayan bir yapıya sahip quadrotor İHA Matlab/Simulink ortamında bazı varsayımlar ile lineer hale getirilip modellenmiş, yunuslama açısı (θ), yatış açısı (ϕ), ve sapma açısı (ψ) değerlerini içeren açısal konumu ile irtifa (z) hareketi PID ve LQR denetleyiciler tarafından kontrol edilip benzetim çalışması yapılmıştır. Ayrıca, PD denetleyici yapısına sahip referans açı üretici bloğu yardımıyla quadrotorun konum kontrolü de gerçekleştirilmiştir. Son olarak, yine modellenen sistem üzerinden Ziegler-Nichols yöntemi kullanılarak elde edilen PID katsayıları ile quadrotor, oluşturulan deney düzeneği üzerinde test edilmiştir.

2. LİTERATÜR ÖZETİ

Quadrotorların lineer olmayan, karmaşık ve eksik tahrikli yapıları nedeniyle, kontrolleri zor bir hale gelmektedir. Buna rağmen, küçük ölçekli olmaları, yüksek manevra kabiliyetleri, fiziki yapılarının basit olması, ucuz olmaları ve dikey kalkış yapabilme kabiliyetleri gibi üstün özellikleri sayesinde günümüzde oldukça ilgi çekici bir konumda bulunmaktadır. Geçmiş yıllardan bugüne, askeri ve güvenlik (Murphy ve Cycon, 1999), keşif ve gözetim (Hegazy vd., 2005), havadan fotoğrafçılık (Mota vd., 2014), haritalama (AeroVironment, 2015), (Coyle vd., 2014) ve kargo teslimatı (Amazon Prime Air, 2016) gibi uygulamalarda kullanılan quadrotorlar, gelecekte de daha popüler hale geleceklerdir.

Quadrotor kontrol sistemleri hakkında literatürde pek çok çalışma yapılmıştır. Madani ve Benallegue (Madani ve Benallegue, 2006) yaptıkları çalışmada tüm durum geriadım lamalı tekniği kullanarak Draganfly marka quadrotorun irtifa ve sapma açısı değerlerini kontrol etmişlerdir. Yine Tayebi ve McGilvray (Tayebi ve McGilvray, 2006) çalışmalarında Draganfly marka quadrotorun oransal-çift türevsel denetleyici (PD^2) ile açısal konum kontrolünü gerçekleştirmişlerdir. Ayrıca çalışmalarında yeni bir Lyapunov fonksiyonu kullanarak koriolis ve jiroskopik etkileri kompanse etmişlerdir. Bununla birlikte Bouabdallah ve Siegwart (Bouabdallah ve Siegwart, 2007), 2003 yılından itibaren başlayan çalışmalarında integral geriadım lamalı denetleyici ile quadrotorun irtifa, açısal konum ve konum değerlerini kontrol ederek test etmişlerdir.

Son yıllarda, temeli 1958 yılında Whitaker ve arkadaşları (Whitaker vd., 1958) atılan uyarlamalı denetleyici, uçuş sırasındaki öğrenme kabiliyeti ve belirsizliklerle başa çıkma özelliği sayesinde hata-toleranslı (fault-tolerant) ve yeniden yapılandırılabilir (reconfigurable) kontrol sistemlerinin popüler seçimi olmuştur. Bu bağlamda Dydek ve arkadaşları (Dydek vd., 2013) yaptıkları çalışmada quadrotorun kapalı ortamdaki kontrolünü uyarlamalı denetleyici ile gerçekleştirmiş ve bu denetleyicinin sistemin parametrik belirsizlikler altındaki gürbüzlüğünü artırdığını göstermişlerdir.

Bununla birlikte Bouadi ve arkadaşları (Bouadi vd., 2015), çalışmalarında uyarlamalı denetleyiciyi, kayan tipli denetleyici (SMC) ile birleştirmiş ve bozucu etkilere karşı etkisini gözlemlemiştir. Ayrıca Ghaffar ve Richardson (Ghaffar ve Richardson, 2015) çalışmalarında, model referanslı uyarlamalı denetleyici ile lineer kuadratik regülatörü (LQR) birlikte kullanarak quadrotorun irtifa kontrolünü gerçekleştirmişlerdir.

Bunlarla birlikte, Argentim ve arkadaşları (Argentim vd., 2013) yaptıkları çalışmada, quadrotorun irtifa kontrolünü hem PID, hem de LQR denetleyiciler ile gerçekleştirmişlerdir. Ayrıca irtifa kontrolünü LQR çevrimli PID denetleyici tarafından da gerçekleyip sonuçlarını karşılaştırmışlar ve elde ettikleri sonuçlarda LQR çevrimli PID denetleyicinin diğerlerine oranla daha üstün olduğunu gözlemlemiştir.

Valeria ve arkadaşları (Valeria vd., 2013) çalışmalarında, birim dördeyler (unit quaternions) kullanarak modelledikleri quadrotorun LQR denetleyici ile kontrolünü sağlamış ve benzetim çalışması yapmışlardır. Bunun yanında, Xu ve Özgüner (Xu ve Özgüner, 2006), iki altsistemde inceledikleri quadrotorun SMC ile kontrolünü gerçekleştirmişlerdir ve benzetim çalışması yapmışlardır. Elde ettikleri sonuçlarda, quadrotorun herhangi bir konuma herhangi bir sapma açısı ile gürbüz ve kararlı bir şekilde ilerlediğini ve dengede kaldığını gözlemlemiştir.

Belirtilen çalışmaların yanında değişik pervane eğimlerine sahip quadrotorlar ile ilgili de çalışmalar yapılmaktadır. Ryll ve arkadaşları (Ryll vd., 2012) eğimli pervaneli quadrotor üzerindeki çalışmalarında, quadrotorun enerji verimliliğinin arttığını gözlemlemiştir. Yine Hancer ve arkadaşları (Hancer vd., 2010), eğimli pervaneli quadrotor üzerinde yaptıkları çalışmada sistem dinamiklerini lineer hale getirip, PID denetleyici ile aerodinamik gürültüler altında quadrotorun benzetimini ve testini gerçekleştirmiş ve başarılı sonuçlar elde etmişlerdir.

Ayrıca, ideal olmayan şartlar altında da bir takım çalışmalar yapılmıştır. Sydney ve arkadaşları (Sydney vd., 2013), çalışmalarında quadrotoru geribeslemeli lineerleştirici denetleyici ile kontrolünü sağlayıp

özyinelemeli Bayesian süzgeci yardımıyla değişken türbülans içerisinde otonom iniş ve uçuş üzerinde benzetim çalışması yapmışlardır. Son olarak Aliyu ve arkadaşları (Aliyu vd., 2016) rüzgarlı ortam şartlarında yaptıkları çalışmada, her ikisi de PID denetleyici tarafından kontrol edilen pervane eğimli quadrotor ile normal quadrotoru karşılaştırmış ve pervane eğimli quadrotorun, belirlenen yörüngeyi daha iyi bir şekilde takip ettiğini gözlemlemişlerdir.

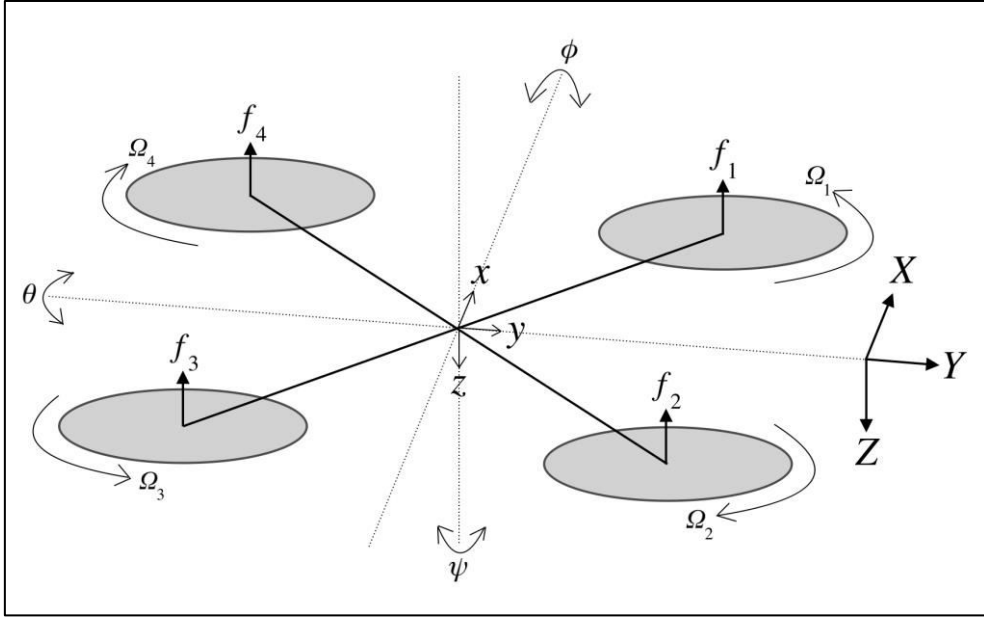
Bu tez kapsamında quadrotor İHA' nın Matlab/Simulink ortamında dinamik modeli ve PID, LQR ve PD denetleyicilerden oluşan kontrol sistemi modellenmiştir. Daha sonra oluşturulan bu sistemin benzetim çalışması gerçekleştirilmiş ve sonuçlar karşılaştırılmıştır. Son olarak benzetim çalışmasından, sistem modelinden, ve gerçek zamanlı uçuş verilerinden elde edilen PID kazançları gerçek sistem üzerinde test edilerek düşük maliyetli ve gürbüz bir kontrol sistemi oluşturulması amaçlanmıştır.

Günümüzde diğer İHA gruplarına göre daha sade ve basit bir yapıya sahip olan quadrotorların fiziki donanımlarının düşük maliyetli olmasına rağmen, üzerlerindeki uçuş kontrol kartları ve algoritmaları dolayısıyla fiyatlarının yükseldiği göz önünde bulundurularak düşük maliyetli ve gürbüz bir uçuş kontrol sistemi tasarlanarak bu alandaki maliyetin düşürülmesi öngörülmüştür.

Tezin ilerleyen kısımları şu şekildedir. Bölüm 3' te quadrotor İHA' nın dinamik modeli Newton-Euler hareket denklemleri yardımıyla verilmiş, bu model için PID, LQR ve PD denetleyici yapıları ile tasarlanan kontrol sistemi ise Bölüm 4' te sunulmuştur. Yapılan benzetim çalışmalarının ve gerçek zamanlı uçuş testlerinin sonuçları Bölüm 5' te "Benzetim ve Test Çalışmaları" başlığı altında verilmiş ve Bölüm 6' da sonuçlar irdelenmiştir.

3. QUADROTOR İHA DİNAMİK MODELİ

Şekil 3.1' de görüldüğü üzere 'x' şekilli şasiye sahip quadrotor 4 adet fırçasız DC motora sahiptir. Bu motorlardan (1,3) numaralı motorlar saat yönünün tersine dönerken, (2,4) numaralı motorlar saat yönünde dönmektedirler. Dolayısıyla sistem toplam tork değeri sıfırlanmakta ve quadrotorlar, helikopterler gibi bir kuyruk pervanesine ihtiyaç duymamaktadırlar.



Şekil 3.1 Quadrotor İHA genel görünüşü

Quadrotorun dikey düzlemdeki irtifa (z) hareketi için tüm motorların hızları aynı anda değişmektedir. Yükselme hareketi için tüm motorların hızları aynı anda artmakta, alçalma hareketi için ise tüm motorların hızları aynı anda azalmaktadır. İleri-geri, sağ-sol ve sapma hareketleri için ise tüm motorlardaki itkiler değişik bir biçimde kontrol edilerek quadrotorun hareketi sağlanır.

Quadrotorun x eksenindeki dönüş hareketine yatış (ϕ), y eksenindeki dönüş hareketine yunuslama (θ), ve z eksenindeki dönüş hareketine ise sapma (ψ) hareketi adı verilmektedir. Yatış hareketinin sağ/sol yönünde gerçekleşebilmesi için (3,4) numaralı motorların itkilerinin artarken/azalırken, (1,2) numaralı motorların itki değerlerinin azalması/artması gerekmektedir. Yunuslama hareketinin ileri/geri yönünde

gerçekleşmesi için (2,3) numaralı motorların itkilerinin artarken/azalırken, (1,4) numaralı motorların itki değerlerinin azalması/artması gerekmektedir. Son olarak sapma hareketinin saat yönünde/saat yönü tersinde gerçekleşmesi için (2,4) numaralı motorların itkilerinin artarken/azalırken, (1,3) numaralı motorların itki değerlerinin azalması/artması gerekmektedir. Tüm bu hareketlerin gerçekleşmesi esnasında sistem üzerindeki toplam tork aynı kalmaktadır.

Quadrotorun 3 adet Euler açısından (ϕ, θ, ψ) ve 3 adet konum vektöründen (x, y, z) oluştuğu varsayıldığında 6 serbestlik dereceli (DOF) bir sistem olduğu görülmektedir. Bu sistemin sadece 4 adet kontrol girişi ile kontrol edildiği düşünüldüğünde, bu sistem eksik-tahrikli olarak tanımlanabilmektedir. Quadrotorun kontrol girişleri şu şekildedir:

$$\begin{aligned} U_1 &= b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 &= bl(-\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_3 &= bl(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \\ U_4 &= d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \end{aligned} \quad (3.1)$$

Burada l quadrotorun ağırlık merkezi ile motoru arasındaki uzaklık; b ve d itki ve sürtünme faktörleri; $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$ motor açısal hızları; U_1, U_2, U_3, U_4 ise kontrol girişleridir. Bu kontrol girişleri ayrıca sırasıyla quadrotorun irtifa, yatış, yunuslama ve sapma hareketleri için de kontrol sinyalleridir $(u_z, u_\phi, u_\theta, u_\psi)$. Kabul edilebilir uçuş dinamikleri düşünüldüğünde quadrotor modeli için aşağıdaki varsayımları yapmak mümkündür:

- Quadrotorun yapısı katı (rigid) ve simetriktir
- Pervaneler katıdır
- İtki ve sürtünme kuvvetleri pervane hızlarının kareleri ile orantılıdır
- Quadrotorun ağırlık merkezi ve referans şasi merkezi çakışmaktadır.

Bu varsayımlar yapıldıktan sonra quadrotor dinamik modeli Newton-Euler hareket denklemleri yardımı ile şu şekilde verilebilir:

$$\begin{aligned}
\ddot{x} &= \frac{U_1}{m} (\cos \phi \cos \psi \sin \theta + \sin \phi \sin \psi) - d_x \dot{x} \\
\ddot{y} &= \frac{U_1}{m} (\cos \phi \sin \psi \sin \theta - \sin \phi \cos \psi) - d_y \dot{y} \\
\ddot{z} &= \frac{U_1}{m} (\cos \phi \cos \theta) - g - d_z \dot{z} \\
\ddot{\phi} &= \frac{U_2}{I_{xx}} + \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi} - d_\phi \dot{\phi} \\
\ddot{\theta} &= \frac{U_3}{I_{yy}} + \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\phi} \dot{\psi} - d_\theta \dot{\theta} \\
\ddot{\psi} &= \frac{U_4}{I_{zz}} + \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\phi} \dot{\theta} - d_\psi \dot{\psi}
\end{aligned} \tag{3.2}$$

Burada d_x , d_y , d_z , d_ϕ , d_θ , d_ψ sürtünme katsayıları; I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} sırasıyla x,y,z eksenleri boyunca atalet momentleri; g yerçekimi ivmesi; ve m quadrotorun toplam ağırlığıdır.

Quadrotorun yukarıda verilmiş olan dinamik denklemi, havada dengede kalma gibi küçük açılı işlemler için sürtünme ve coriolis etkileri ihmal edilerek şu şekilde sadeleştirilebilir:

$$\begin{aligned}
\ddot{x} &= \frac{U_1}{m} (\cos \phi \cos \psi \sin \theta + \sin \phi \sin \psi) \\
\ddot{y} &= \frac{U_1}{m} (\cos \phi \sin \psi \sin \theta - \sin \phi \cos \psi) \\
\ddot{z} &= \frac{U_1}{m} (\cos \phi \cos \theta) - g \\
\ddot{\phi} &= \frac{U_2}{I_{xx}} \\
\ddot{\theta} &= \frac{U_3}{I_{yy}} \\
\ddot{\psi} &= \frac{U_4}{I_{zz}}
\end{aligned} \tag{3.3}$$

3.1 Quadrotor İHA Durum-Uzayı Gösterimi

Günümüz modern mühendislik sistemleri, zorlu görevler karşısında bile iyi sonuçlar elde etmek için pek çok giriş ve çıkıştan oluşan karmaşık bir sistem haline gelmiştir. Böylesi sistemlerin kontrollerinin ise rahatlıkla

ve kolayca yapılabilmesi için 1960' lı yıllarda durum-uzay gösterimi geliştirilmiştir. Bu gösterim sayesinde karmaşık yapılarıdaki sistemler bile rahatlıkla modellenenmektedir (Ogata, 2010).

Bu durumda sistem bir durum vektörü (\mathbf{x}), giriş (u), çıkış (y), durum matrisi (\mathbf{A}), giriş matrisi (\mathbf{B}), çıkış matrisi (\mathbf{C}) ve doğrudan dönüşüm matrisi (\mathbf{D}) değerlerinden şu şekilde oluşmaktadır:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}u \quad (3.4)$$

$$y = \mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{D}u$$

Quadrotor İHA için durum vektörü şu şekilde oluşturulabilir:

$$\mathbf{x}^T = (\phi \ \dot{\phi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi})^T \quad (3.5)$$

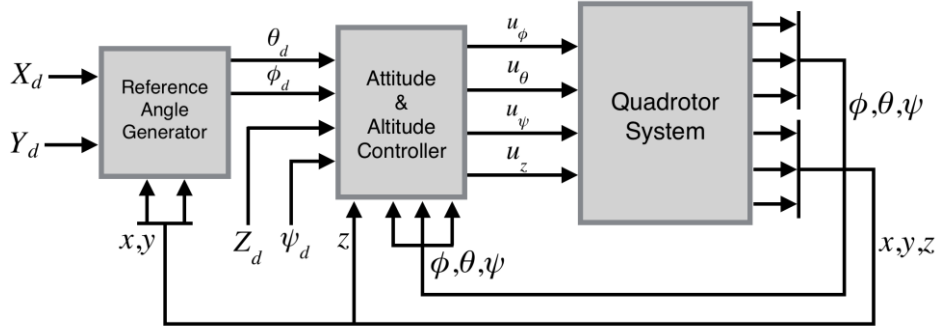
Böylece sürtünme etkileri ihmal edilmiş sistemin durum-uzay gösterimi aşağıdaki gibi olmaktadır:

$$\begin{pmatrix} \phi \\ \dot{\phi} \\ \theta \\ \dot{\theta} \\ \psi \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{I_{yy} - I_{zz}}{2I_{xx}} \dot{\psi} & 0 & \frac{I_{yy} - I_{zz}}{2I_{xx}} \dot{\theta} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{I_{zz} - I_{xx}}{2I_{yy}} \dot{\psi} & 0 & 0 & 0 & \frac{I_{zz} - I_{xx}}{2I_{yy}} \dot{\phi} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & \frac{I_{xx} - I_{yy}}{2I_{zz}} \dot{\theta} & 0 & \frac{I_{xx} - I_{yy}}{2I_{zz}} \dot{\phi} & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \phi \\ \dot{\phi} \\ \theta \\ \dot{\theta} \\ \psi \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_{xx}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{I_{yy}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{I_{zz}} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ U_2 \\ 0 \\ U_3 \\ 0 \\ U_4 \end{pmatrix} \quad (3.6)$$

4. QUADROTOR İHA İÇİN KONTROL SİSTEMİ TASARIMI

Quadrotorun havadaki kararlılığı ve verilen görevleri başarıyla tamamlaması için uçuş kontrol sistemleri kullanılmaktadır. Bu bölümde üzerinde çalışılan quadrotor İHA için PID, LQR ve PD denetleyicilere sahip kontrol yapıları sunulacaktır.

Şekil 4.1' de gösterildiği gibi quadrotor, PD denetleyici yapısına sahip referans açı üretici (reference angle generator), PID veya LQR denetleyicilerden oluşan açısız konum & irtifa denetleyicisi (attitude & altitude controller) ve quadrotor dinamik modeli (quadrotor system) olmak üzere genel olarak 3 temel bloğa sahiptir.



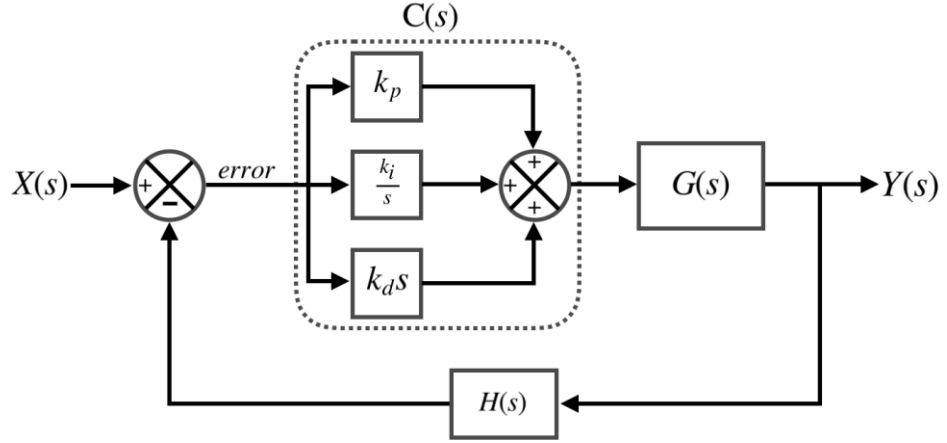
Şekil 4.1 Quadrotor İHA kontrol yapısı

Görüldüğü gibi sistemin ilk bloğu olan referans açı üreticine, x ve y eksenlerindeki hareket için kullanıcı tarafından konum referans bilgisi (X_d, Y_d) ile o anki konum bilgisi (x, y) verilir. Daha sonra referans açı üretici tarafından oluşturulan yatış açısı ve yunuslama açısı referans değerleri (ϕ_d, θ_d) ile kullanıcı tarafından verilen irtifa ve sapma açısı referans değerleri (Z_d, ψ_d), açısız konum & irtifa denetleyicisine iletilir. Daha sonra ise bu denetleyici tarafından irtifa, yatış açısı, yunuslama açısı, sapma açısı değerleri için oluşturulan kontrol girişleri ($u_z, u_\phi, u_\theta, u_\psi$) quadrotor dinamik modeline iletilerek quadrotorun hareketi sağlanır.

4.1 Türevsel-İntegral-Türevsel (PID) Denetleyici

Geçmişten bugüne popülerliğini kaybetmeyen PID denetleyici, kontrol problemlerinin pek çoğunda başarı ile kullanılmaktadır. Karmaşık olmayan yapısı ve gürbüz performansları sayesinde günümüz İHA' larında halen farklı yapılarda etkin bir şekilde kullanılmaktadır.

Şekil 4.2' de PID denetleyiciye sahip bir model verilmiştir.



Şekil 4.2 PID denetleyiciye sahip bir sistem modeli

Şekilde görüldüğü gibi sistem giriş sinyali (X), çıkış sinyali (Y), geribesleme sinyali (H), kontrol edilen sistem (G) ve PID denetleyiciden (C) oluşmaktadır. PID denetleyicinin iç yapısı ise 3 temel bloktan oluşmaktadır: oransal (k_p), integral (k_i/s) ve türevsel ($k_d s$). Burada oransal kazanç (k_p), sistemin kalıcı hal hatasını (steady-state error) azaltırken iyi bir gürültü reddi (disturbance rejection) sunmaktadır. İntegral kazancı (k_i), sistemdeki kalıcı hal hatasının yok edilmesinden sorumludur. Hata sinyalinin (error) sıfır olması durumunda dengeye ulaşan integral bloğu, hata sinyalinin sıfırdan farklı olması durumunda ise doğrultucu etkisine devam etmektedir. İntegral bloğunu sürekli enerji depolayan bir blok şeklinde düşündüğümüzde sistemin geçici hal cevabını kararlılığını bozma riski olduğundan çoğu uygulamada oldukça küçük seçilmektedir. Türev kazancı (k_d) ise sistemin hata karşısındaki cevap hızını belirlemekte önemli rol oynamaktadır. Eğer sistemdeki hata aniden değişirse, türev bloğu hatanın türevi oranında karşılık vererek hızlıca bu hatanın düzelmesini sağlar.

PID denetleyicinin iç blokları geçmiş, şimdiki ve gelecek hataları düzelten bloklar olarak da açıklanabilir. Burada oransal blok sistemin

şimdiki hatalarından sorumlu olurken, integral bloğu sistemin geçmişteki hatalarının toplamından sorumludur. Son olarak türevsel blok ise gelecek hatalardan sorumlu olmaktadır (Haidekker, 2013).

Sonuç olarak PID denetleyici bloğunun çıkışı şu şekilde olmaktadır:

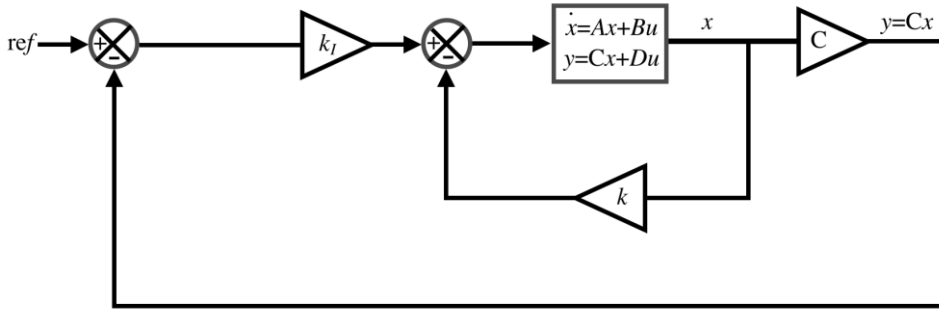
$$u(t) = k_p e(t) + k_i \int_0^t e(\tau) d\tau + k_d \frac{de(t)}{dt} \quad (4.1)$$

Burada $u(t)$ sistemin çıkışını, $e(t)$ ise hata sinyalini temsil etmektedir.

4.2 Lineer Kuadratik Regülatör (LQR) Denetleyici

Günümüzde yine PID denetleyici gibi üretim, otomotiv, endüstri gibi pek çok alanda aktif olarak kullanılan lineer kuadratik regülatör (LQR) denetleyici, çok-girişli çok-çıkışlı (MIMO) 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. Önce de bahsedildiği gibi durum-uzay gösterimi MIMO ve karmaşık yapıda olan sistemler için başarılı bir analiz ve kontrol olanağı sunmaktadır.

LQR denetleyiciye sahip integral olduğu varsayılan sistem bloğu Şekil 4.3' te verilmiştir.



Şekil 4.3 LQR denetleyiciye bir sahip sistem modeli

LQR denetleyicinin temel amacı, sistemin parametrelerinden, maliyet fonksiyonunu minimize edecek K kazanç matrisini hesaplamaktır. Maliyet fonksiyonu J şu şekilde hesaplanmaktadır:

$$J = \int_0^{\infty} (x^T \mathbf{Q}x + u^T \mathbf{R}u) dt \quad (4.2)$$

Burada x sistem çıkışı; u sistem girişi; \mathbf{Q} ve \mathbf{R} ise ağırlık matrisleridir. Bu matrisler, $\mathbf{Q} \geq 0$ ve simetrik pozitif yarı-tanımlı (positive semi-definite), $\mathbf{R} > 0$ ve simetrik pozitif tanımlıdır (positive definite) (Murray, 2006). \mathbf{K} kazanç matrisinin hesaplanmasında kullanılan bu ağırlık matrisleri sistemin performansını belirlemektedirler. Kullanıcı tarafından belirlenen köşegen ağırlık matrisleri Bryson's rule metodu ile de hesaplanabilmektedir:

$$Q_{ii} = \frac{1}{x_i^2 \text{değerinin kabul edilebilir maksimum değeri}} \quad (4.3)$$

$$R_{jj} = \frac{1}{u_j^2 \text{değerinin kabul edilebilir maksimum değeri}}$$

5. BENZETİM ÇALIŞMALARI

Quadrotorun havada kararlı bir şekilde uçuşu için bulunduğu her eksenin iyi bir şekilde kontrol edilmesi gerekmektedir. Dolayısıyla havadaki açısal konum kontrolü quadrotor kontrolünde en önemli kısımlarındandır. Bu bölümde Gaii 500X model quadrotor İHA için tasarlanan PID ve LQR denetleyici modelleri verilecek, ardından da benzetim çalışması sunulacaktır. Son olarak ise elde edilen PID kazançları ile gerçek zamanlı test uçuşunun sonuçları paylaşılacaktır.

Yapılan benzetim çalışması 3 aşamadan oluşmaktadır. Birinci aşamada quadrotorun havadaki açısal konumu ve irtifası PID denetleyici ile kontrol edilmiştir. Bu aşamada ayrıca quadrotor rüzgarlı koşullar için de benzetim çalışmasına tabi tutulmuştur. İkinci aşamada ise açısal konum ve irtifa kontrolü için LQR denetleyici kullanılmıştır. Üçüncü aşamada ise quadrotorun konum kontrolü, referans açı üretici bloğu ile oransal-türevsel (PD) denetleyici ile gerçekleştirilmiştir.

Yapılan benzetim çalışmasında, tıpkı gerçek zamanlı test uçuşlarında olduğu gibi, quadrotorun yatış ve yunuslama açı değerleri $\pm 30^\circ$ arasında sınırlandırılmıştır. Bu sınırlandırmadan dolayı quadrotorun x, y ve z eksenlerindeki hareketleri birbirinden bağımsız (decoupled) olarak incelenebilmektedir.

5.1 Quadrotor Model Parametrelerinin Hesaplanması

Quadrotorun, Şekil 6.1' de verilen sistem parametreleri şu şekilde hesaplanmaktadır:

$$b = C_t \left(\frac{\rho D^4}{4\pi^2} \right) \quad (5.1)$$

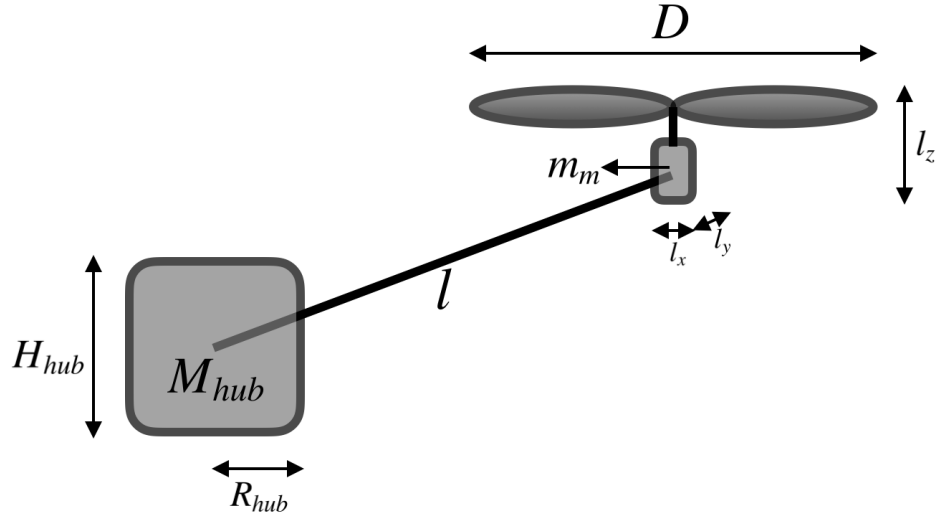
$$d = C_p \left(\frac{\rho D^5}{8\pi^2} \right)$$

Burada, b ve d itki ve sürtünme faktörleri; C_t ve C_p itki ve güç katsayıları; ρ hava yoğunluğu (kg/m^3); D pervane çapı (m) olarak verilir.

Bununla birlikte I köşegen bir matris olmak üzere;

$$\begin{aligned}
 I_{xx} &= \frac{1}{2} m_m R_m^2 + \frac{1}{6} m_m l_z^2 + 2m_m l^2 + \frac{1}{2} M_{hub} R_{hub}^2 + \frac{1}{12} M_{hub} H_{hub}^2 \\
 I_{yy} &= \frac{1}{2} m_m R_m^2 + \frac{1}{6} m_m l_z^2 + 2m_m l^2 + \frac{1}{2} M_{hub} R_{hub}^2 + \frac{1}{12} M_{hub} H_{hub}^2 \quad (5.2) \\
 I_{zz} &= \frac{1}{2} M_{hub} R_{hub}^2 + 4m_m l^2
 \end{aligned}$$

denklemlerinden hesaplanır. Burada I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} quadrotorun x,y ve z eksenleri boyunca atalet momentleri (kg.m^2); m_m motor ağırlığı (kg); R_m motor yarıçapı (m); l_z motor yüksekliği (m); l motor ile quadrotor göbeğindeki ağırlık merkezi arası uzaklık (m); M_{hub} quadrotor göbek ağırlığı (kg); R_{hub} quadrotor göbek yarıçapı (m); ve H_{hub} quadrotor göbek yüksekliğidir. Quadrotorun simetrik yapısından dolayı I_{xx} ile I_{yy} eşit olarak hesaplanmaktadır.

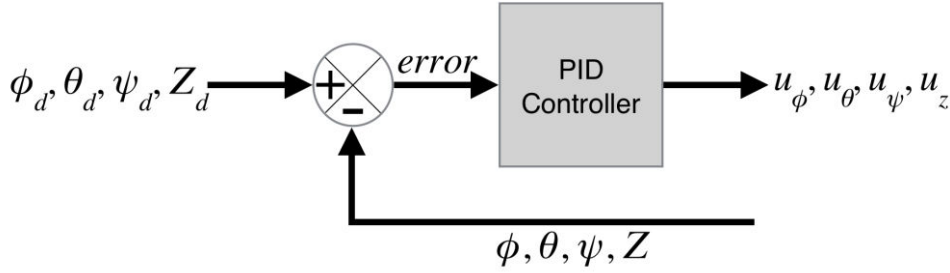


Şekil 5.1 Quadrotorun sistem parametreleri

5.2 PID Denetleyici ile Quadrotor İHA Açısal Konum ve İrtifa Kontrolü

Quadrotorun kontrol girişleri (Denklem 4.1) yardımı ile her bir pervane için açısal hız denklemleri şu şekilde olmaktadır:

$$\begin{aligned}
\Omega_1^2 &= \frac{u_z}{4b} - \frac{u_\theta}{2bl} - \frac{u_\psi}{4d} \\
\Omega_2^2 &= \frac{u_z}{4b} - \frac{u_\phi}{2bl} + \frac{u_\psi}{4d} \\
\Omega_3^2 &= \frac{u_z}{4b} + \frac{u_\theta}{2bl} - \frac{u_\psi}{4d} \\
\Omega_4^2 &= \frac{u_z}{4b} + \frac{u_\phi}{2bl} + \frac{u_\psi}{4d}
\end{aligned} \tag{5.3}$$

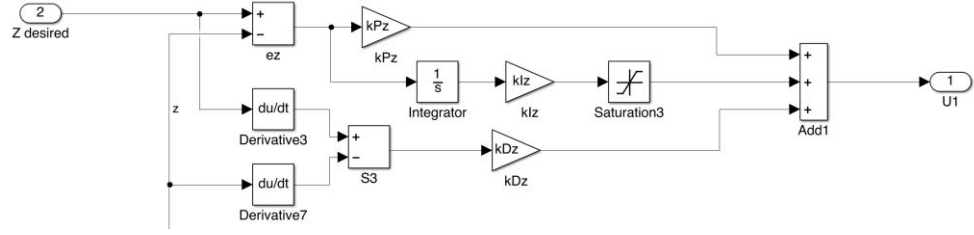


Şekil 5.2 Quadrotor İHA PID denetleyici yapısı

Şekil 5.2' de görüldüğü gibi Quadrotor irtifa ve açısız konum kontrol sinyalleri PID denetleyici ile şu şekilde hesaplanmaktadır:

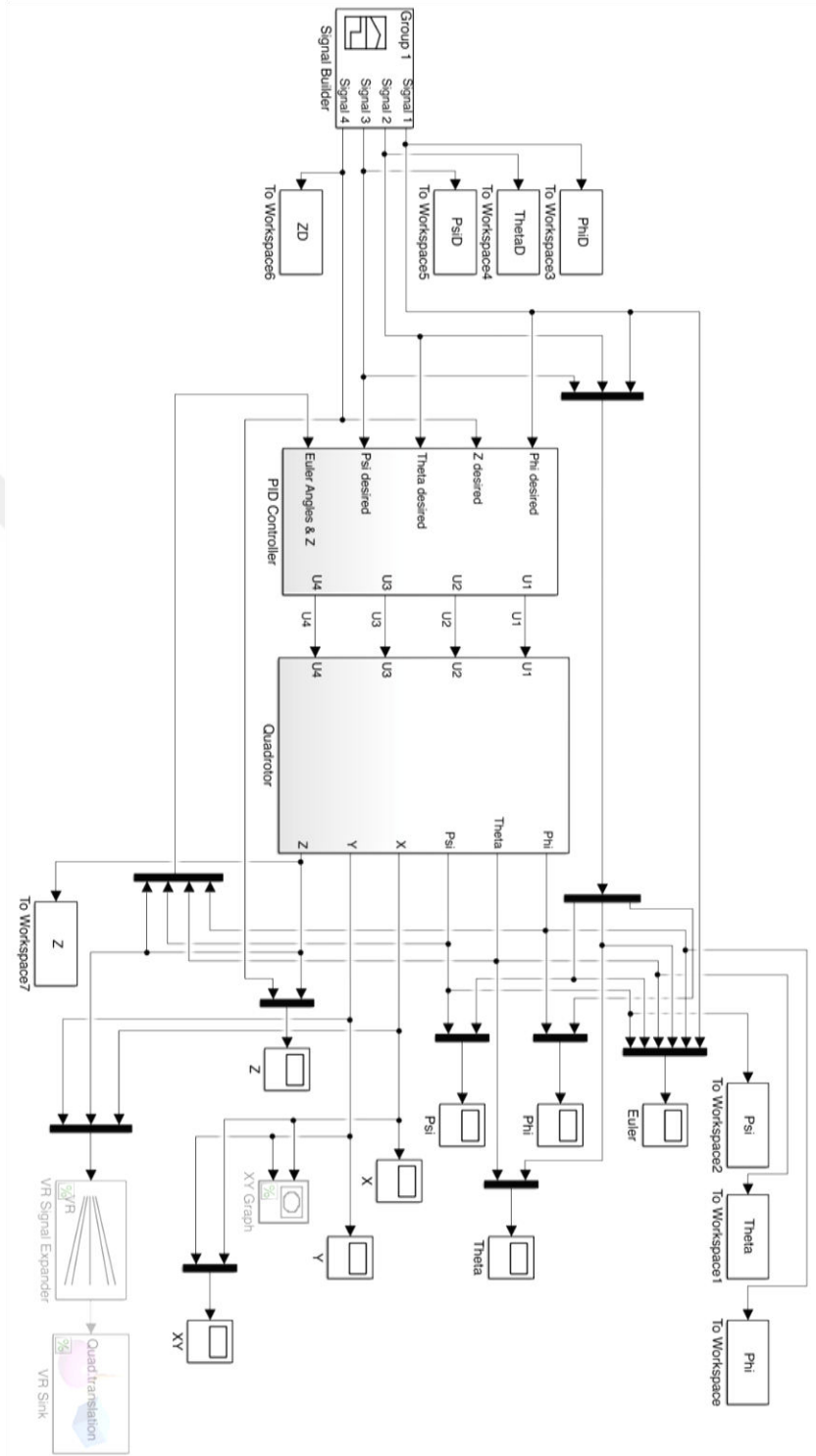
$$\begin{aligned}
u_z &= K_p^z(Z_d - z) + K_i^z \int (Z_d - z)dt + K_d^z(\dot{Z}_d - \dot{z}) \\
u_\phi &= K_p^\phi(\phi_d - \phi) + K_i^\phi \int (\phi_d - \phi)dt + K_d^\phi(\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) \\
u_\theta &= K_p^\theta(\theta_d - \theta) + K_i^\theta \int (\theta_d - \theta)dt + K_d^\theta(\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) \\
u_\psi &= K_p^\psi(\psi_d - \psi) + K_i^\psi \int (\psi_d - \psi)dt + K_d^\psi(\dot{\psi}_d - \dot{\psi})
\end{aligned} \tag{5.4}$$

Burada $K_p^z, K_p^\phi, K_p^\theta, K_p^\psi$ oransız kazançlar; $K_i^z, K_i^\phi, K_i^\theta, K_i^\psi$ integral kazançları; $K_d^z, K_d^\phi, K_d^\theta, K_d^\psi$ türevsel kazançlardır. İrtifa hareketine kontrol sinyalini oluşturan PID denetleyici Simulink modeli ise Şekil 5.3' de verilmiştir. Diğer modeller de aynı şekilde oluşturulmuştur.



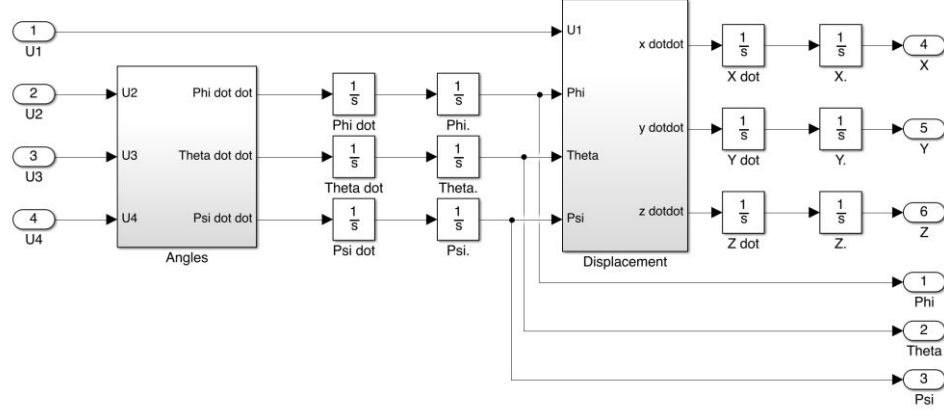
Şekil 5.3 İrtifa hareketi için kontrol sinyali oluşturan PID denetleyici bloğu

Şekil 5.4' te ise açılal konum & irtifa denetleyicisine sahip quadrotorun modeli verilmiştir. Quadrotorun bulunması istenilen referans konum açısı ve irtifa değerleri sisteme sinyal oluşturucu (signal builder) bloğu tarafından verilmiştir.



Şekil 5.4 Açisal konum & irtifa denetleyicine sahip quadrotor modeli

Quadrotor bloğu aşağıda verilen şekildeki gibi açılar (angles) ve yer değiştirme (displacement) bloklarından oluşmaktadır.



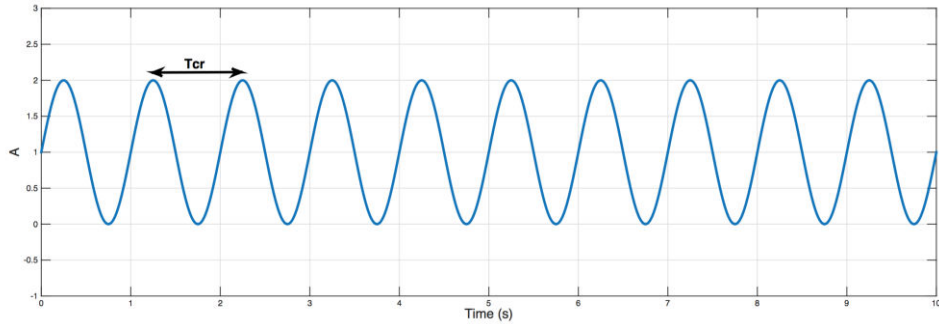
Şekil 5.5 Quadrotor sistem bloğu iç yapısı

5.2.1 PID denetleyici kazançlarının elde edilmesi

Sistem modelini oluşturduktan sonra, açısal konum & irtifa kontrolünü sağlayan PID denetleyici kazançları Ziegler-Nichols metodu ile bulunmuştur (Ziegler ve Nichols, 1942).

PID denetleyici yapısı $G_C(s) = K_P(1 + \frac{1}{T_I s} + T_D s)$ olarak düşünüldüğünde, metodun uygulanması şu şekildedir:

- $T_i = \infty$ ve $T_d = 0$ alınır. Dolayısıyla K_i ve K_d sıfır olmaktadır.
- $K_p = 0$ ' dan başlanarak küçük değerler ile sistem çıkışı Şekil 5.6' daki gibi düzgün bir salınım yapıncaya kadar arttırılır.
- Salınım yaptığı o noktadaki K_{cr} ve T_{cr} değerleri ile PID kazançları Çizelge 5.1 yardımıyla hesaplanır.



Şekil 5.6 Örnek salınım sinyali

Çizelge 5.1 Ziegler-Nichols metodu ile PID denetleyici kazançları hesabı (Ogata, 2010)

K_p	T_i	T_d
$0.6K_{cr}$	$0.5T_{cr}$	$0.125T_{cr}$

Matlab/Simulink ortamında yapılan benzetim çalışması için kullanılan Gai 500X model quadrotorun parametreleri Çizelge 5.2' de verilmiştir.

Çizelge 5.2 Quadrotor parametreleri

Parametre	Değeri
Quadrotor toplam ağırlığı (m)	1.8 kg
Kol uzunluğu (l)	0.255 m
Yerçekimi ivmesi (g)	9.81 m/s ²
Quadrotorun x ve y eksenlerindeki atalet momentleri (I_{xx} ve I_{yy})	0.0082 kg.m ²
Quadrotorun z eksenindeki atalet momenti (I_{zz})	0.0157 kg.m ²
İtke faktörü (b)	$1.5379e^{-5}$
Sürtünme faktörü (d)	$1.2675e^{-6}$

Verilen b ve d değerleri quadrotorun 10*4.5 bilgilerindeki pervaneler için geçerlidir (Henriques, 2011).

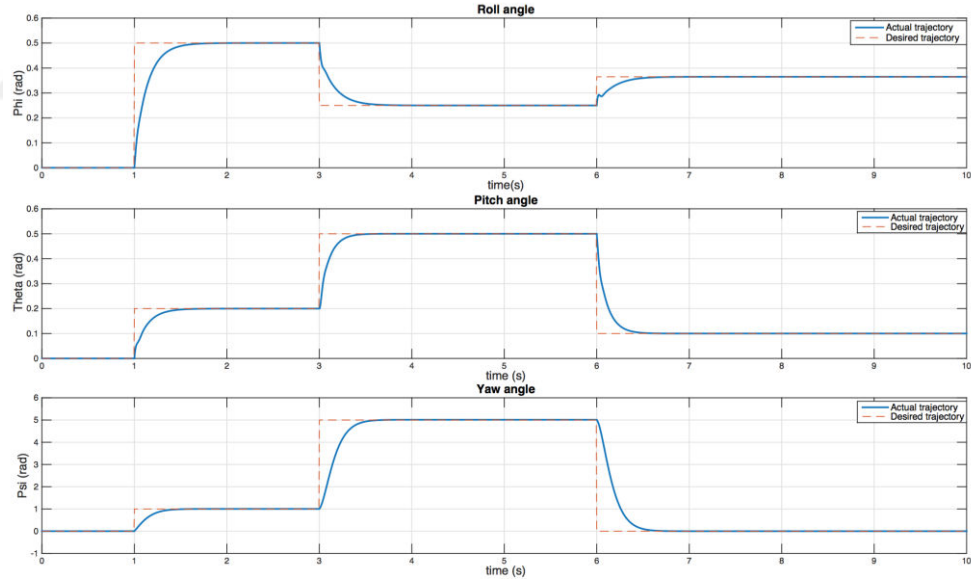
Bununla birlikte elde edilen PID denetleyici kazançları da Çizelge 5.3' deki gibidir.

Çizelge 5.3 PID denetleyici kazançları

	K_p	K_i	K_d
Yatış açısı (ϕ)	4	0.075	0.4
Yunuslama açısı (θ)	4	0.075	0.4
Sapma açısı (ψ)	1.7	0.01	0.225
İrtifa (z)	750	55	155.5

5.2.2 Benzetim çalışması sonuçları

Verilen quadrotor parametreleri ve PID denetleyici kazançları ile yapılan benzetim çalışmasının yatış (roll), yunuslama (pitch) ve sapma (yaw) açıları için çıktıkları ise şu şekilde olmaktadır:

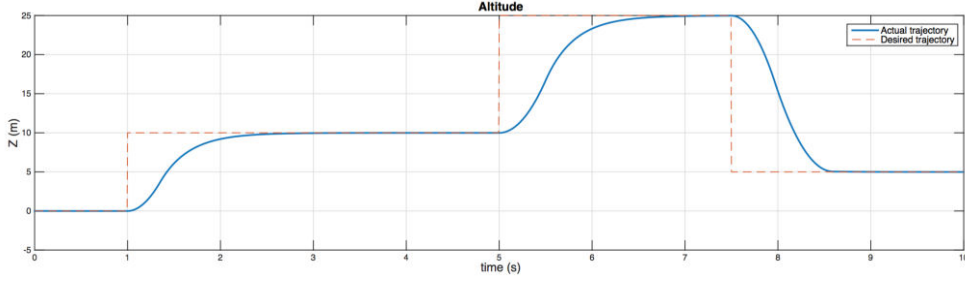


Şekil 5.7 PID denetleyici kontrolünde açısal konum çıktıları

Quadrotorun yatış ve yunuslama açıları 30° ile sınırlandırıldığından, referans açı değeri olarak bu değer aşılmamıştır. Yatış açısına ilk olarak 30° lik, sonra 15° lik, daha sonra da 22° lik bir referans açı değeri uygulanırken, yunuslama açısına ilk olarak 12° lik, sonra 30° lik, daha sonra da 6° lik bir referans açı değeri uygulanmıştır. Sapma açısı için ise

herhangi bir sınırlama olmadığı için ilk olarak 180° lik, sonra 900° lik, daha sonra da 0° lik bir referans açı değeri uygulanmıştır.

Sistemin irtifa hareketi için elde edilen çıktısı ise şu şekildedir:



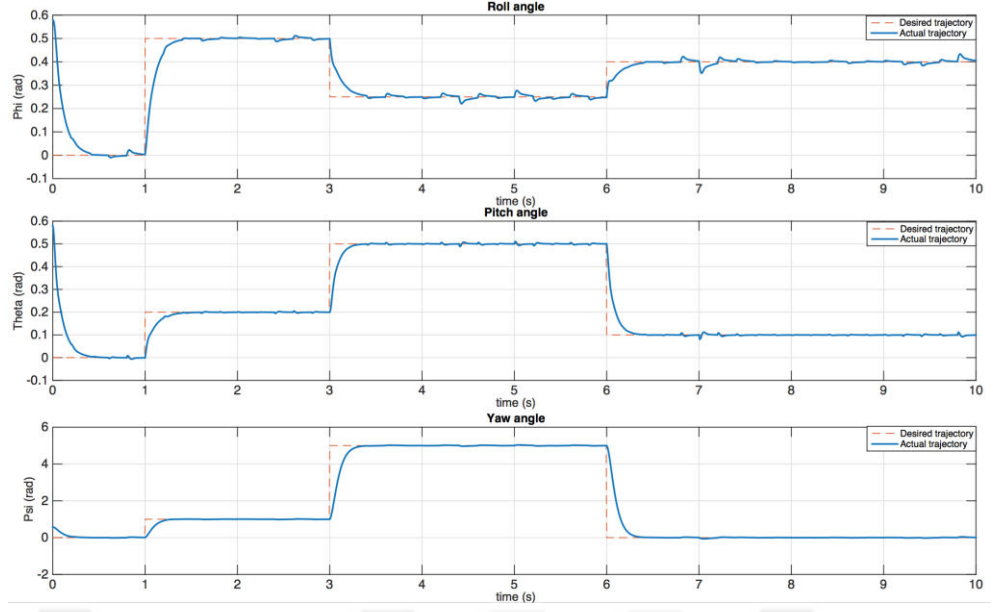
Şekil 5.8 PID denetleyici kontrolünde irtifa çıktısı

Quadrotora dikey düzlemde ise ilk olarak 10m' lik, sonra 25m' lik, daha sonra ise 5m' lik bir irtifa referansı uygulanmıştır.

Quadrotorun gerçekleştirilmesi istenen görevlerde her zaman ideal şartlar oluşmamaktadır. Bu yüzden quadrotor kontrol sisteminin kararlı ve gürbüz olması büyük bir önem arz etmektedir. Benzetim çalışmasının devamında quadrotor, ayrıca rüzgarlı havalarda gibi olmayan koşullar için de değişik rüzgar hızlarında denenmiştir. Simulink ortamında rüzgar modelini oluştururken gaussian gürültü bloğu kullanılmış ve sistemin açısal konum ve irtifa hareketi için benzetim çalışması yapılmıştır. Çalışma sırasında iki farklı rüzgar değeri için kullanılan parametreler şu şekildedir:

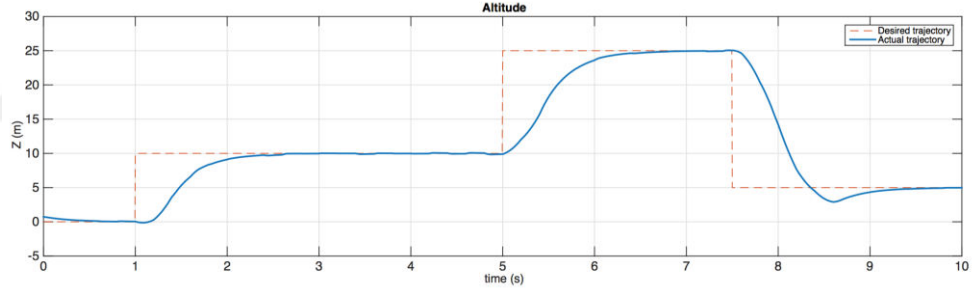
- İlk çalışma için ortalama (μ) = 0.5, standart sapma (σ) = 0.1
- İkinci çalışma için ortalama (μ) = 3, standart sapma (σ) = 0.5

Bu koşullar altında ilk benzetim çalışmasına ait yine aynı referans değerleri ile yapılan açısal konum ve irtifa çıktıları şu şekilde olmuştur:



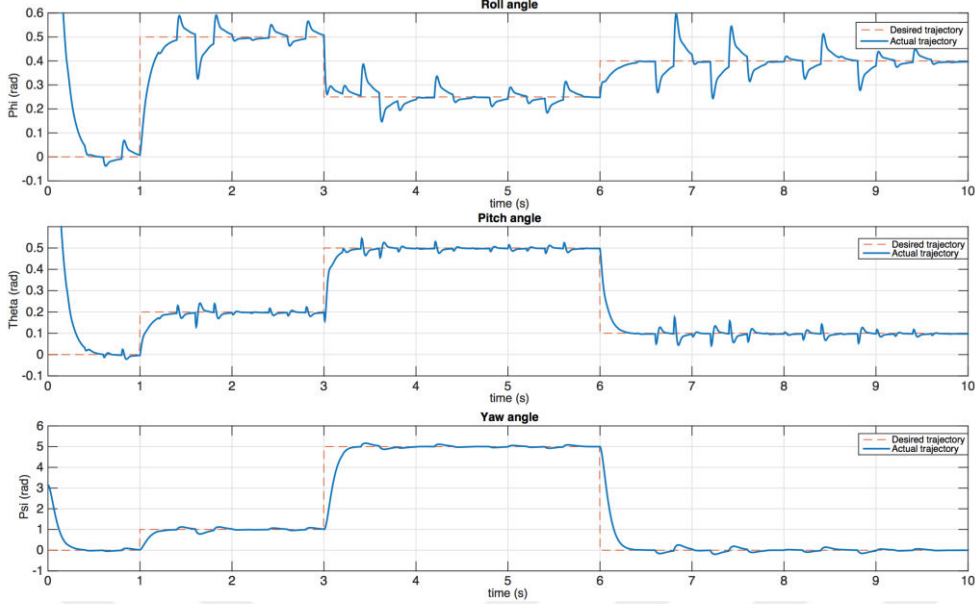
Şekil 5.9 $\mu = 0.5$ ve $\sigma = 0.1$ parametreleri ile yapılan açısai konuma ait ilk benzetim çalışması çıktıları

Sistemin dikey eksen üzerindeki irtifa hareketine ait çıktı ise şu şekilde olmaktadır:



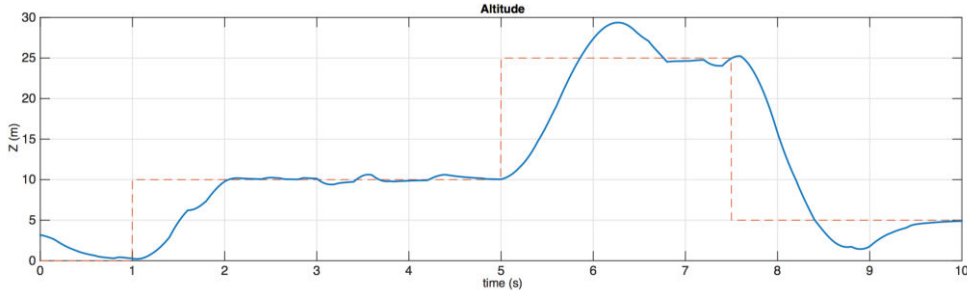
Şekil 5.10 $\mu = 0.5$ ve $\sigma = 0.1$ parametreleri ile yapılan irtifa hareketine ait ilk benzetim çalışması çıktısı

Quadrotorun ikinci benzetim çalışması ise daha güçlü parametrelerden oluşan rüzgar ortamında yapılmıştır. Aynı referans değerleri ile ikinci çalışmaya ait açısai konum ve irtifa çıktıları ise aşağıdaki gibi olmuştur.



Şekil 5.11 $\mu = 3$ ve $\sigma = 0.5$ parametreleri ile yapılan açısal konuma ait ikinci benzetim çalışması çıktıları

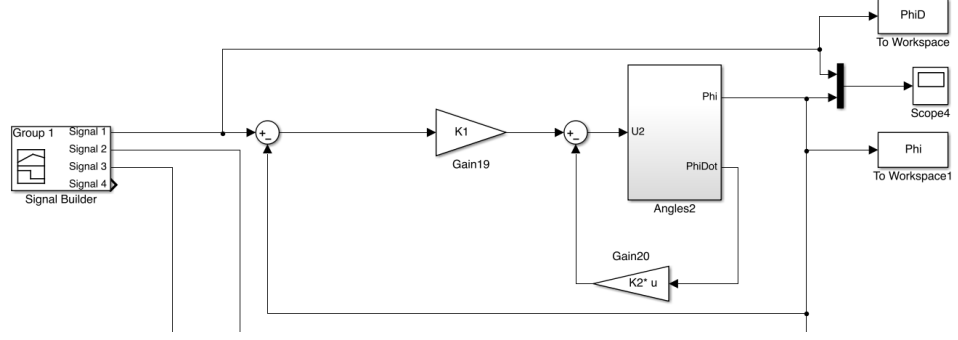
Sistemin dikey eksen üzerindeki irtifa hareketine ait ikinci çıktı ise şu şekilde olmaktadır:



Şekil 5.12 $\mu = 3$ ve $\sigma = 0.5$ parametreleri ile yapılan irtifa hareketine ait ikinci benzetim çalışması çıktısı

5.3 LQR Denetleyici ile Quadrotor İHA Açısal Konum Kontrolü

Benzetim çalışmasının bu kısmında quadrotorun açısal kontrolü LQR denetleyici yapısı ile yapılacaktır. Şekil 5.13' te LQR denetleyici yapısına sahip yatış açısını için oluşturulmuş sistem bloğu verilmiştir. Yunuslama ve sapma açıları için oluşturulan bloklar da aynı şekildedir.



Şekil 5.13 LQR denetleyici yapısına sahip yatış açısı bloğu

5.3.1 LQR denetleyici K kazanç matrisinin elde edilmesi

Bölüm 4.2' de de belirtildiği gibi LQR denetleyicinin temel amacı seçilecek Q ve R ağırlık matrisleriyle oluşturulan K katsayısı sayesinde maliyet fonksiyonunu minimize etmektir. Bu ağırlık matrisleri Denklem 6.5' te verildiği gibi Bryson's rule metodu ile hesaplanabilmektedir. Sistemin durum ve giriş vektörleri şu şekilde verilir:

$$\mathbf{x}^T = (\phi \ \dot{\phi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi})^T \quad (5.5)$$

$$\mathbf{u}^T = (0 \ U_2 \ 0 \ U_3 \ 0 \ U_4)^T$$

Çalışmada kullanılan quadrotorun kitapçığında motor maksimum rpm değeri 960 rpm/V olarak verilmiştir. Çizelge 5.2' deki b, d, l değerlerinin yardımıyla Denklem 3.1 kullanılarak kontrol sinyalleri için maksimum değerler hesaplanır. Motorların $15V'$ luk bir sistemde çalıştığı ve yük altında %75 verim ile itki uyguladığı varsayılırsa maksimum devir her bir motor için 1131 rad/s olacaktır. Bu durumda yapılan hesaplamalar şu şekilde olmaktadır:

$$U_{2,max} = bl(2 * 1131^2) = 10.033$$

$$U_{3,max} = bl(2 * 1131^2) = 10.033 \quad (5.6)$$

$$U_{4,max} = d(2 * 1131^2) = 3.84$$

Ayrıca sistemin yatış ve yunuslama açıları $30^\circ = 0.524 \text{ rad}$ ile sınırlandırıldığından durum vektörü şu şekilde oluşmaktadır:

$$\begin{aligned}
\phi_{max} &= \theta_{max} = 0.524 \\
\psi_{max} &= 2\pi = 6.28 \\
\dot{\phi}_{max} &= \dot{\theta}_{max} = \dot{\psi}_{max} = 1
\end{aligned} \tag{5.7}$$

Dolayısıyla Bryson's rule metodu uygulandığında elde edilen **Q** ve **R** ağırlık matrisleri yatış ve yunuslama açıları için şu şekilde olmaktadır:

$$\begin{aligned}
\mathbf{Q} &= \begin{pmatrix} 3.507 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \\
\mathbf{R} &= (0.01)
\end{aligned} \tag{5.8}$$

Bununla birlikte sapma açısı için elde edilen ağırlık matrisleri ise

$$\begin{aligned}
\mathbf{Q} &= \begin{pmatrix} 10 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \\
\mathbf{R} &= (0.068)
\end{aligned} \tag{5.9}$$

şeklinde olmaktadır.

Ağırlık matrisleri elde edildikten sonra **K** kazanç matrisi Matlab ortamında "lqr" (Matlab, 2016) komutu ile $K=lqr(A,B,Q,R)$ şeklinde hesaplanmaktadır. Yapılan hesaplama sonucu yatış ve yunuslama açıları için oluşan kazanç matrisi şu şekildedir:

$$K = (18.727 \ 10.0301) \tag{5.10}$$

Sapma açısı için elde edilen kazanç matrisi ise

$$K = (12.1268 \ 3.8854) \tag{5.11}$$

şeklinde olmaktadır.

LQR denetleyici günümüzde modern kontrol problemlerinin çözümünde sıklıkla kullanılmaktadır. Gürbüzlüğü ve kararlılığı dolayısıyla tercih sebebi olan LQR denetleyicilerin performansları önceki bölümde de bahsedildiği gibi **K** kazanç matrisine ve dolayısıyla da **Q** ve **R** ağırlık matrislerine bağlıdır. Yapılan hesaplamalardan Denklem 5.10 ve 5.11' deki

gibi elde edilen bu matrisler üzerinde yapılacak değişimler ile denetleyicinin performansı da yükseltilebilir.

Bu bağlamda ağırlık matrisleri aşığıdaki gibi seçilerek bir benzetim çalışması da yapılmıştır.

$$Q = \begin{pmatrix} 200 & 0 \\ 0 & 5 \end{pmatrix} \quad (5.12)$$

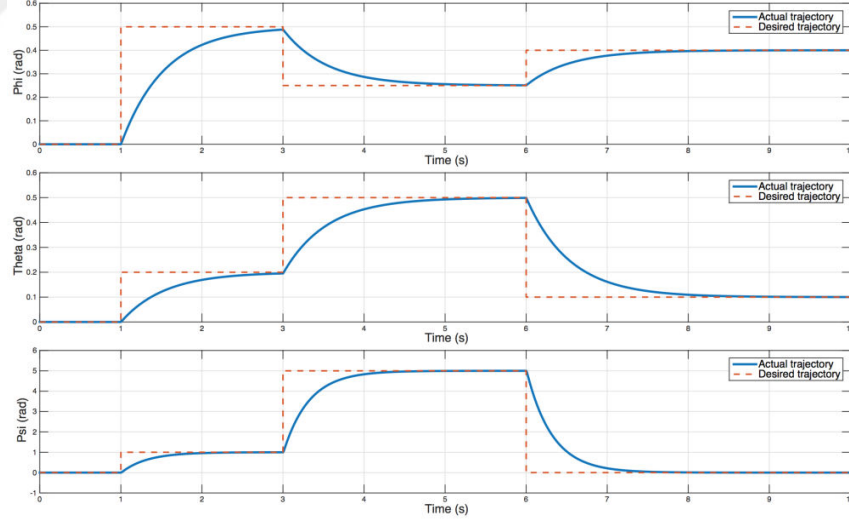
$$R = (20)$$

Yatış, yunuslama ve sapma açıları için kullanılacak kazanç matrisi ise yukarıdaki ağırlık matrisleri ile şu şekilde elde edilmiştir:

$$K = (3.1653 \ 0.5931) \quad (5.13)$$

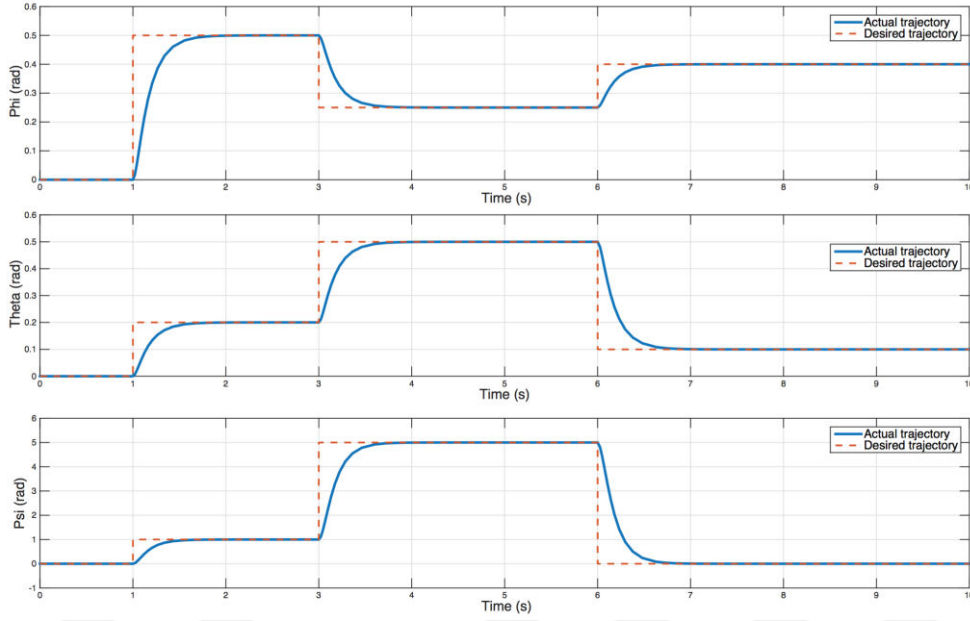
5.3.2 Benzetim çalışması sonuçları

Bryson's rule metodu ile elde edilen Denklem 5.10 ve 5.11' deki parametreler ile açısıl konum eldesine yönelik yapılan benzetim çalışmasının çıktıları aşığıdaki gibidir:



Şekil 5.14 LQR denetleyici kontrolünde açısıl konum çıktıları (Bryson's rule metodu)

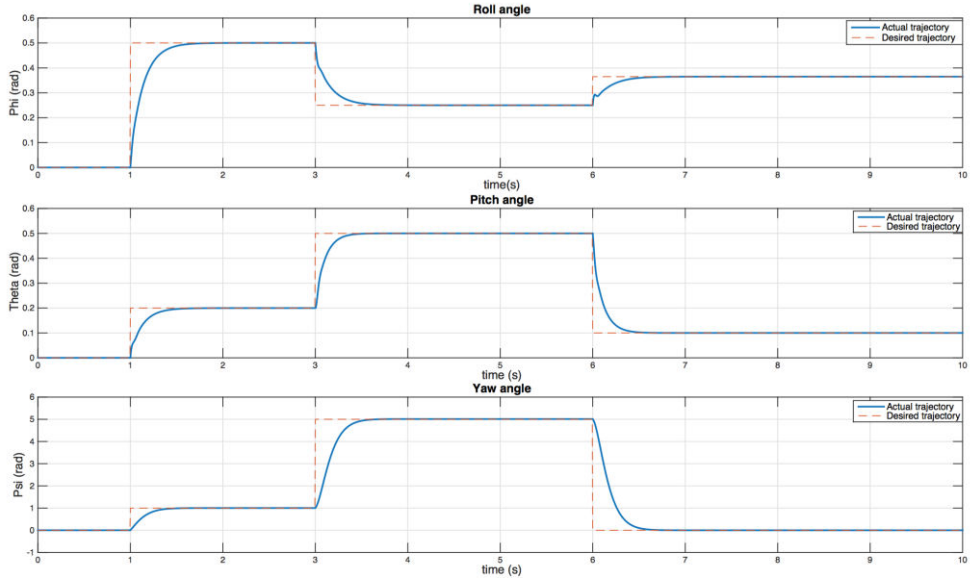
Bununla birlikte kullanıcı tarafından belirlenen Denklem 5.13' deki parametreler ile yapılan benzetim çalışması çıktısı da aşığıda verilmiştir.



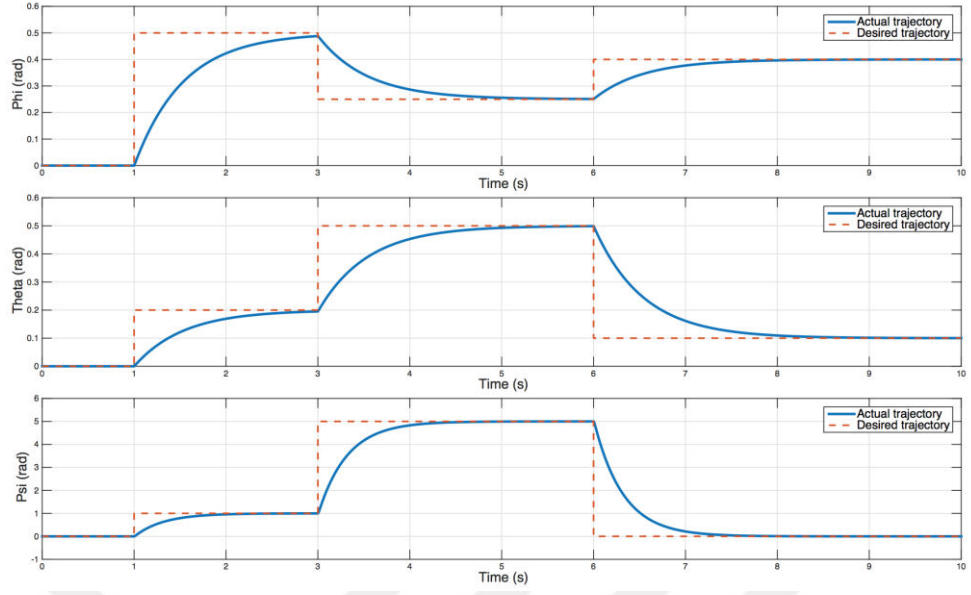
Şekil 5.15 LQR denetleyici kontrolünde açısai konum çıktıları

5.4 Quadrotor Açısai Konum Kontrolünde PID ve LQR Denetleyicilerinin Çıktılarının Karşılaştırılması

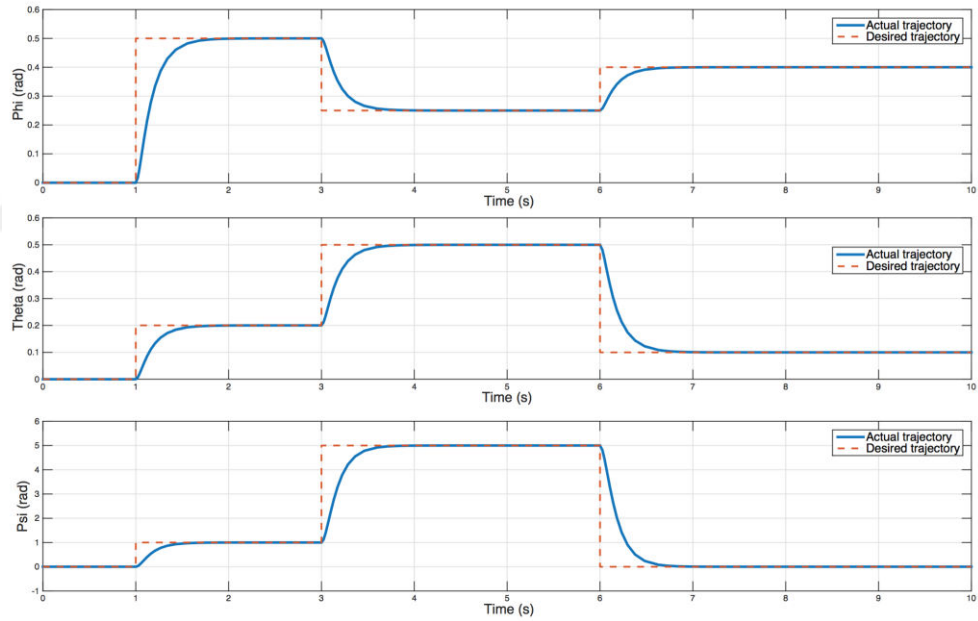
Quadrotor açısai konumunun kontrolünde kullanılan PID ve LQR denetleyiciler ile yapılan benzetim çalışmalarının daha önce de sunulan çıktıları şu şekildedir:



Şekil 5.16 PID denetleyici kontrolünde açısai konum çıktıları



Şekil 5.17 LQR denetleyici kontrolünde açısai konum çıktıları (Bryson's rule metodu)



Şekil 5.18 LQR denetleyici kontrolünde açısai konum çıktıları

Çıktılarda da görüldüğü gibi Bryson's rule metodu ile kabaca elde edilen ağırlık matrisleri yardımıyla bulunan kazanç matrisi ile yapılan LQR denetleyici, PID denetleyiciye göre verilen referans değerlerini daha geç olarak takip etmektedir. Ancak kullanıcı tarafından bu ağırlık matrisleri belirlendiğinde yapılan LQR denetleyici PID denetleyici ile hemen hemen aynı performansı sergilemektedir.

5.5 PD Denetleyici Yapısına Sahip Referans Açı Üreteci Yardımıyla Quadrotor İHA Konum Kontrolü

Daha önce de belirtildiği gibi quadrotorun kontrolünde temel taş açısal konum kontrolüdür. Quadrotorun havadaki kararlılığı için açısal konumun iyi bir biçimde kontrol edilmesi gerekmektedir. Bunun yanında açısal konum kontrolünün devamında oldukça zorlu olan konum kontrolü vardır. Quadrotorun kullanıcı tarafından verilen referans konum değerlerine isabetli bir şekilde gitmesi, içinde bulunulan görevin başarı ile icra edilmesi için gereklidir.

5.5.1 PD denetleyici kazançlarının elde edilmesi

Quadrotorun konum kontrolü PD denetleyici yapısına sahip referans açı üretici bloğu tarafından yapılmaktadır. Konum kontrolü için havadaki asılı kalma (hovering) konumunda yatış ve yunuslama açılarının sıfıra çok yakın olduğu kabul edilir ($\phi \cong \theta \cong 0^\circ$) (Runcharoon ve Srichatrapimuk, 2013). Dolayısıyla bu varsayım altında

$$\ddot{z} = \frac{U_1}{m} - g \quad (5.14)$$

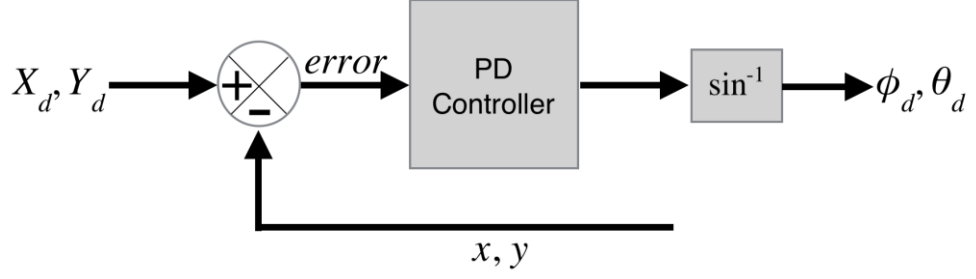
olmaktadır. Quadrotorun x eksenindeki hareketinde sadece yunuslama açısı kullanılacağı için, yatış ve sapma açılarının sıfıra yakın olduğu kabul edilirse ($\phi \cong \psi \cong 0^\circ$),

$$\ddot{x} = \frac{U_1}{m} \sin \theta \quad (5.15)$$

olmaktadır. Quadrotorun y eksenindeki hareketinde sadece yatış açısı kullanılacağı için, yunuslama ve sapma açılarının sıfıra yakın olduğu kabul edilirse ($\theta \cong \psi \cong 0^\circ$),

$$\ddot{y} = \frac{U_1}{m} (-\sin \phi) \quad (5.16)$$

olmaktadır.



Şekil 5.19 PD denetleyici kontrol yapısına sahip referans açı üretici bloğu yapısı

Konum kontrolünün amacı, quadrotorun verilen referans noktasına olabilecek en küçük takip hatası ile ulaşmasıdır. Bu bağlamda konum kontrolü için referans açı üretici bloğunun içinde PD denetleyici yapısı kullanılmıştır (Şekil 5.19).

Referans açı üretici bloğu tarafından referans yatış ve yunuslama açılarının hesaplanması şu şekilde olmaktadır:

$$\phi_d = \sin^{-1}(K_p^y(Y_d - y) + K_d^y(\dot{Y}_d - \dot{y})) \quad (5.17)$$

$$\theta_d = \sin^{-1}(K_p^x(X_d - x) + K_d^x(\dot{X}_d - \dot{x}))$$

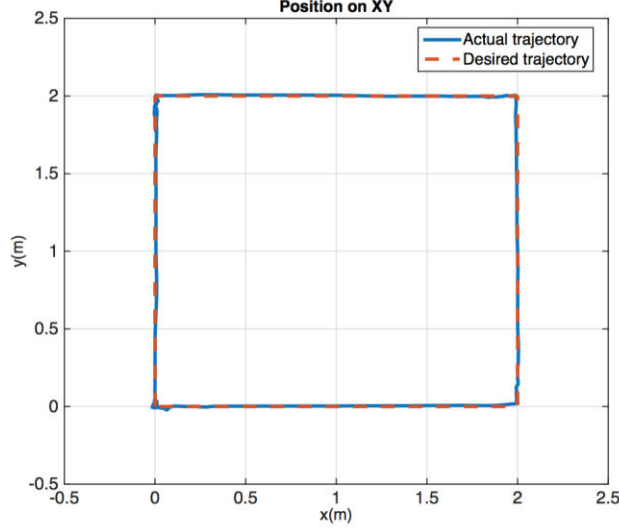
Burada X_d ve Y_d , x ve y eksenleri üzerindeki referans konum değerleri; x ve y , o anki konum değerleri; K_p^x ve K_p^y oransal kazançlar; K_d^x ve K_d^y ise türevsel kazançlardır. Bu değerler Çizelge 5.4' de verilmiştir:

Çizelge 5.4 PD denetleyici kazançları

	K_p	K_d
x	1421.5	1370
y	1072	1375

5.5.2 Benzetim çalışması sonuçları

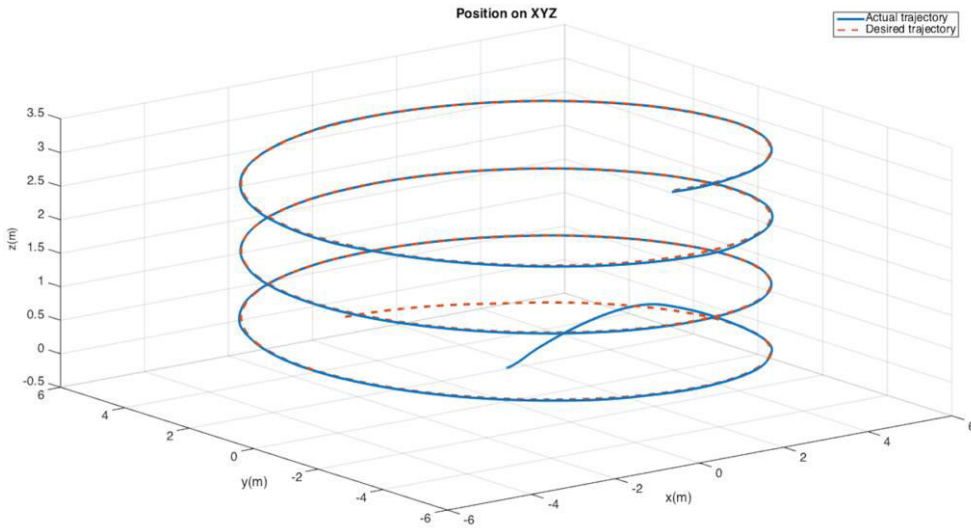
PD denetleyici yapısına sahip referans açı üretici ve PID denetleyici yapısına sahip açısız konum & irtifa kontrolcüsüne sahip tüm quadrotor sistemi için yapılan benzetim çalışması çıktısı aşağıdaki gibi olmuştur:



Şekil 5.20 Kare referans rotalı takip benzetim çalışması çıktısı

Şekilde de görüldüğü gibi quadrotora referans olarak 2m*2m boyutlarındaki bir kare güzergah verilmiştir. Quadrotor, verilen referans güzergahı gayet başarılı bir şekilde takip etmiştir.

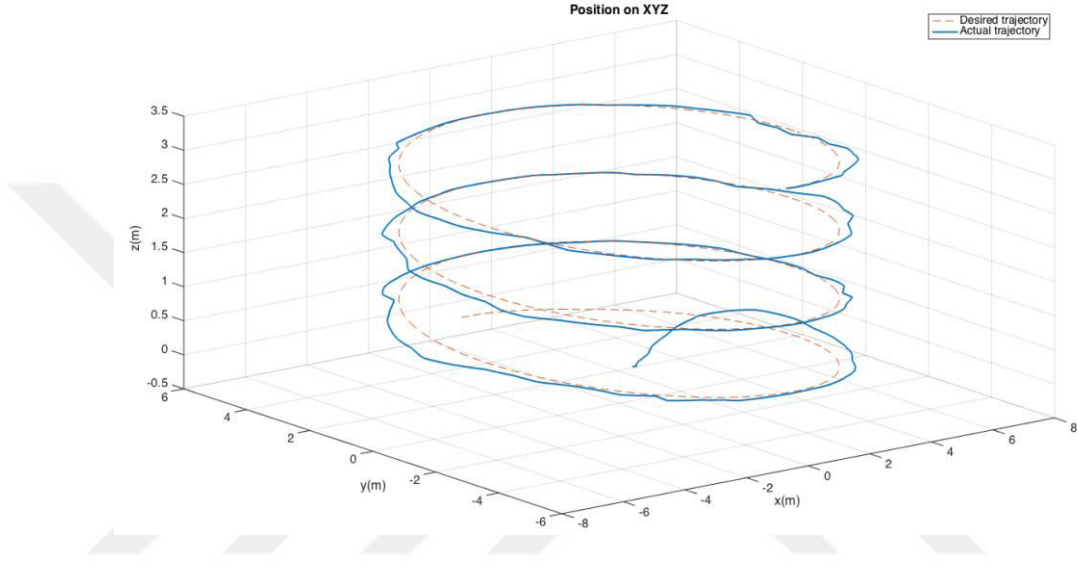
Bununla birlikte sisteme ayrıca 3.5m yükseklik ve 5m yarıçap değerlerine sahip 3D spiral bir referans güzergah uygulanmıştır. Takip çıktısı şu şekildedir:



Şekil 5.21 3D spiral referans rotalı takip benzetim çalışması çıktısı

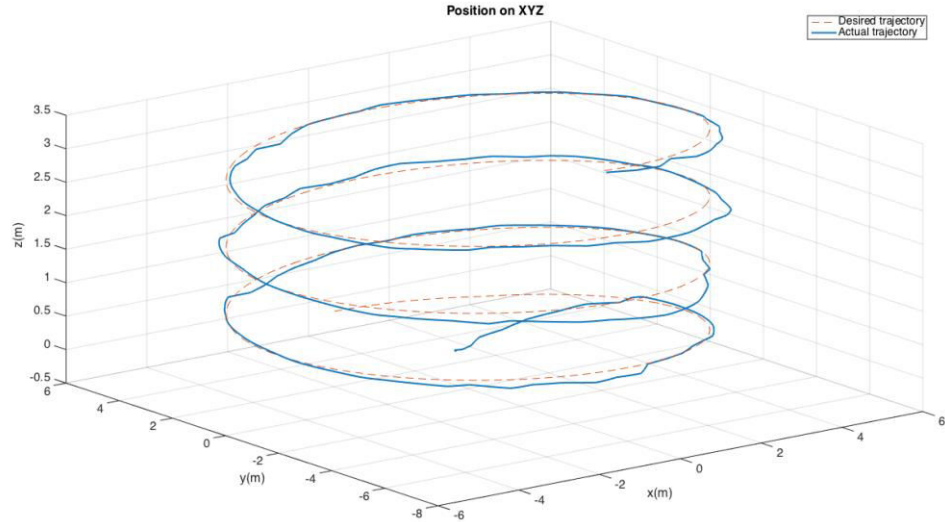
Yine bu çıktı da quadrotorun verilen rotayı başarılı bir şekilde takip ettiğini göstermektedir.

Ayrıca, quadrotorun konum kontrolü, Bölüm 5.2' de de belirtildiği gibi rüzgarlı koşullar altında da yapılmıştır. Sistemin x ve y eksenleri yönünde ayrı ayrı uygulanan $\mu = 0.5$ ve $\sigma = 0.1$ değerlerine sahip rüzgar altında çıktıları şu şekilde olmaktadır:



Şekil 5.22 X ekseninde $\mu = 0.5$ ve $\sigma = 0.1$ parametrelerine sahip rüzgar modeli ile spiral rota üzerinde yapılan benzetim çalışması çıktısı

Bununla birlikte sisteme yine aynı parametreler ile y ekseninde uygulanan rüzgar modeli ile yapılan benzetim çalışması çıktısı aşağıdaki gibidir:



Şekil 5.23 Y ekseninde $\mu = 0.5$ ve $\sigma = 0.1$ parametrelerine sahip rüzgar modeli ile spiral rota üzerinde yapılan benzetim çalışması çıktısı

Elde edilen benzetim çalışması çıktılarından da görüldüğü gibi quadrotor farklı rotalar için hem normal hem de rüzgarlı koşullar altında başarılı bir takip ortaya koymuştur.



6. TEST ÇALIŞMALARI

Yapılan benzetim çalışmalarından sonra PID denetleyici kontrolünde yapılan quadrotorun açısız konum kontrolü oluşturulan farklı test düzenekleri üzerinde test edilmiştir. Ayrıca, elde edilen PID kazançları uçuş kartı APM 2.6 uçuş kontrol kartı ile değiştirilen quadrotor üzerinde test edilmiş ve quadrotorun test düzeneği olmadan başarı ile uçuşu sağlanmıştır. 1 numaralı ve 2 numaralı olmak üzere iki kısımda inceleyebileceğimiz bu test çalışmalarından 1 numaralı test kısmında, üzerinde 3 DOF ivmeölçer, 3 DOF jiroskop, 3 DOF dijital pusula ve ultrasonik mesafe sensörü bulunan uçuş kontrol kartı, Arduino ortamında yazılan kod ile telemetri kiti ve RC kumanda yardımıyla test düzenekleri üzerinde test edilmiştir.

2 numaralı test kısmında ise yukarıda belirtilen uçuş kontrol kartı, içerisinde kendi sensörlerini barındıran APM 2.6 uçuş kontrol kartı ile değiştirilmiştir. Daha sonra sensörlerinin kalibrasyonu yapılmış, sisteme telemetri ve RC kumanda eklenmiş ve oluşturulan PID kazançları APM 2.6 yer istasyonu arayüzüne girilerek uçuş çalışması yapılmıştır.

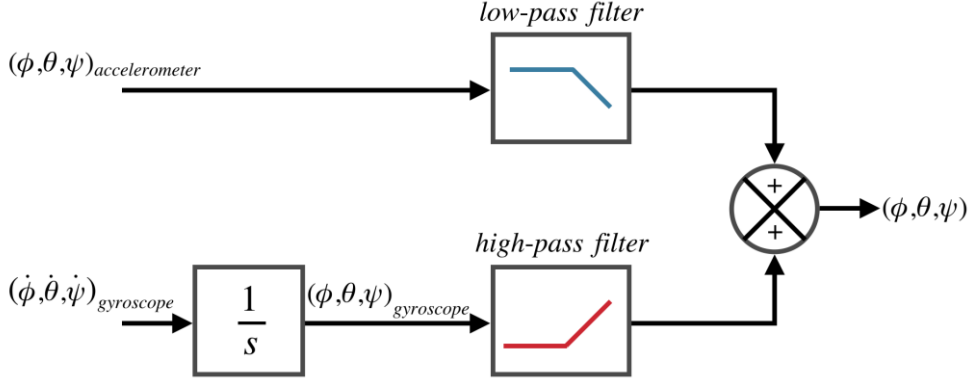
6.1 1 Numaralı Test Çalışması

Bu test çalışmasında Atmel 328P mikrodenetleyicisine sahip Arduino Uno kartı, 3 DOF ivmeölçer, 3 DOF jiroskop ve 3 DOF dijital pusuladan oluşan açısız konum ölçüm sensörü, ultrasonik mesafe sensörü, bilgisayar ve kullanıcı ile quadrotorun haberleşmesini sağlayan RC kumanda kullanılmıştır.

Günümüzde pek çok uygulama için ayrı ayrı kullanılabilen ivmeölçer, jiroskop ve dijital pusula sensörleri, uygulamamızda olduğu gibi aynı kart içinde açısız konum ölçüm sensörü olarak da kullanılabilir. Bu şekilde kullanıldığında tek beslemeden beslenmesi ve küçük boyutu gibi avantajları bulunmaktadır.

6.1.1 Tamamlayıcı filtre (Complementary filter)

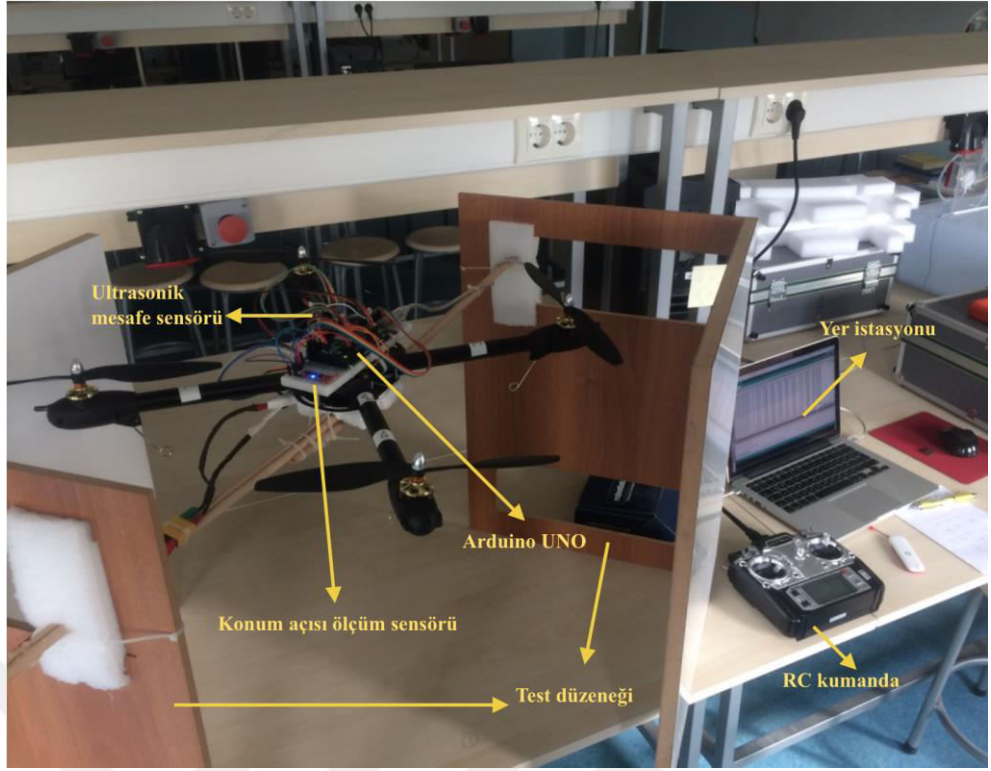
Uygulamada kullanılan sensörler çevresel gürültülerden rahatlıkla etkilenebilmektedirler. Quadrotorun pervaneleri dolayısıyla gürültülü ve titreşimli bir yapıda olması sebebiyle sensörlerdeki bilgileri sağlıklı bir şekilde alınması için filtreleme yapılmalıdır. Aşağıda bu sebeple kullanılan ve basit bir yapıya sahip tamamlayıcı filtre yapısı verilmiştir.



Şekil 6.1 Tamamlayıcı filtre yapısı

Şekilde de görüldüğü gibi açısal konum sensörü üzerindeki ivmeölçer sensöründen gelen veriler alçak-geçiren (low-pass) filtreden geçirilirken; jiroskop sensöründen gelen verilerin ise önce integrali alınmakta, daha sonra ise yüksek-geçiren (high-pass) filtreden geçirilmektedir. Sonrasında bu veriler belirli oranlarda toplanarak tamamlayıcı filtre yapısı elde edilmektedir.

Sensör verileri tamamlayıcı filtre yardımıyla filtrelenerek sağlıklı veri alımı olduktan sonra quadrotor oluşturulan test düzeneği üzerinde test edilmiştir.



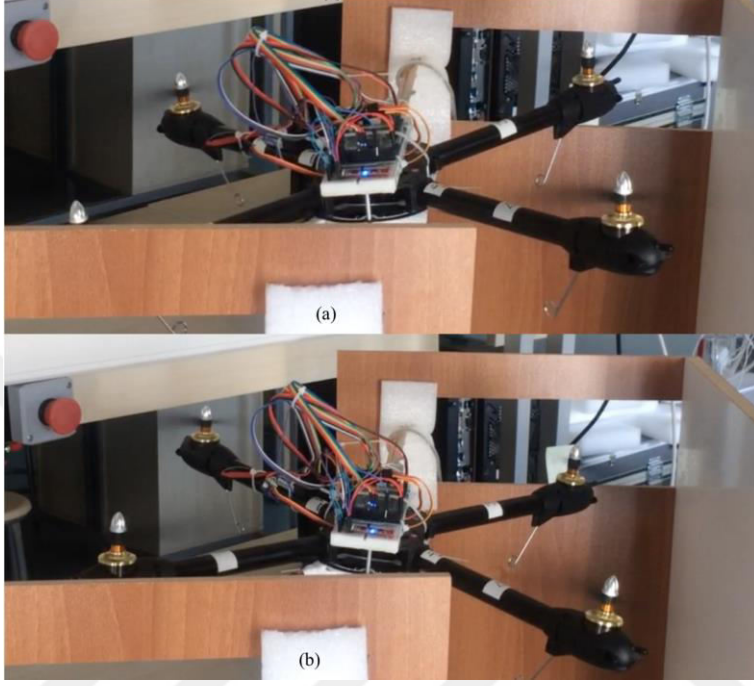
Şekil 6.2 Quadrotorun test düzeneği üzerindeki görüntüsü

Quadrotorun yukarıda gösterilen test düzeneği üzerinde yapılmış olan yatış ve sapma açılarının kontrolü başarıyla gerçekleştirilmiştir. Elde edilen PID kazançları ile denetleyici, quadrotoru yatay düzlemde tutabilmektedir (Şekil 6.3).



Şekil 6.3 Quadrotorun yatay düzlemde test düzeneği üzerindeki çalışması

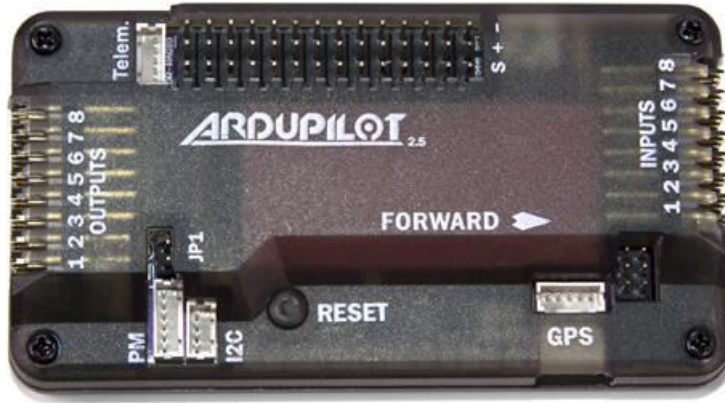
Bununla birlikte sisteme RC kumanda ile +y ve -y yönlerinde yaklaşık 20°' lik yatış açısı uygulanmıştır. Uygulanan bu açı değerlerinden sonra sistemin yatay düzlemdeki eski konumu koruduğu gözlemlenmiştir (Şekil 6.4).



Şekil 6.4 Quadrotorun (a) -y yönündeki (b) +y yönündeki yatışı

6.2 2 Numaralı Test Çalışması

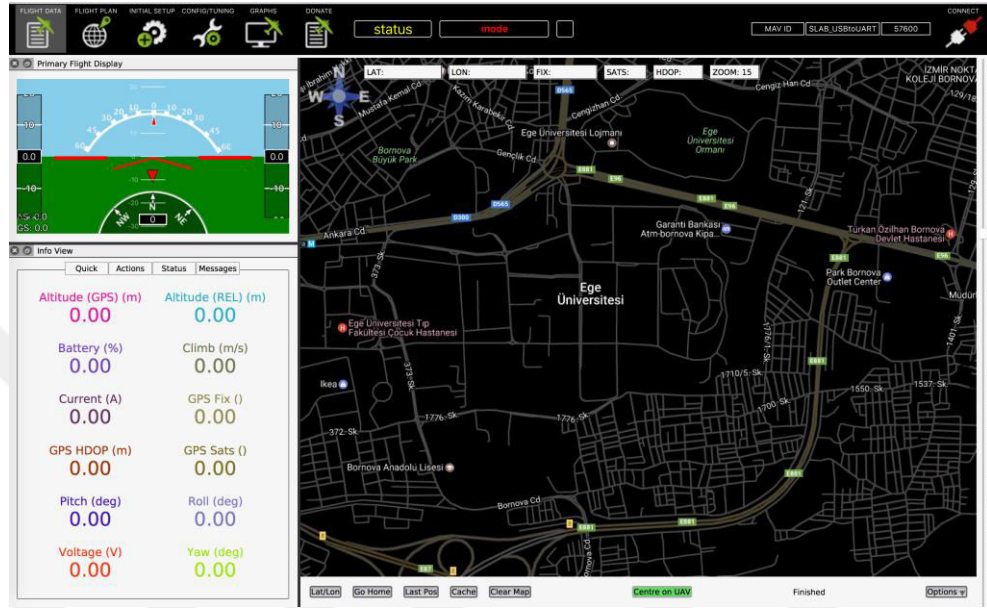
Bu test çalışmasında ise Şekil 6.5' te gösterilen APM 2.6 uçuş kontrol kartı kullanılmıştır. Açık kaynak kodlu yapısı sayesinde günümüzde



Şekil 6.5 APM 2.6 uçuş kontrol kartı (Ardupilot, 2016)

quadrotor, hexacopter ve octocopter gibi İHA tasarımında sıklıkla tercih edilmektedir.

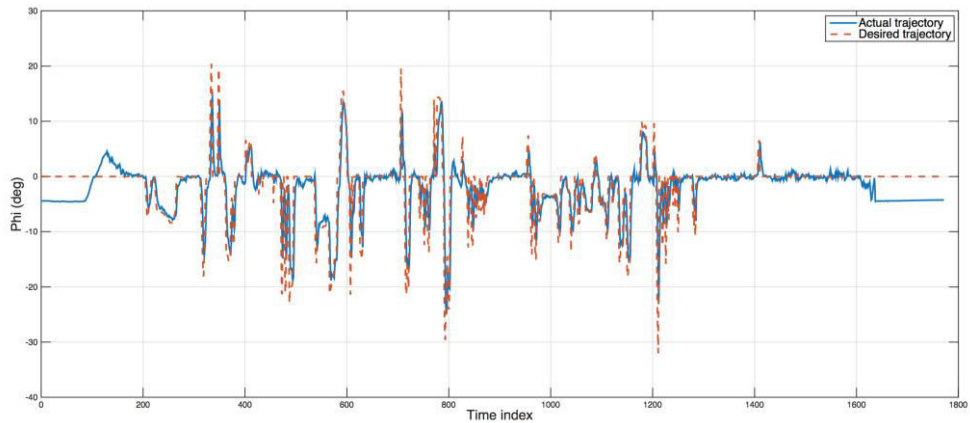
Ayrıca yine APM 2.6 tarafından sunulan yer istasyonu arayüzünde de quadrotorun sensör, telemetri ve RC kumanda kalibrasyonları yapılabilmekte ve ayrıca PID katsayıları düzenlenebilmektedir (Şekil 6.6).



Şekil 6.6 APM 2.6 kullanıcı arayüzü (APM Planner)

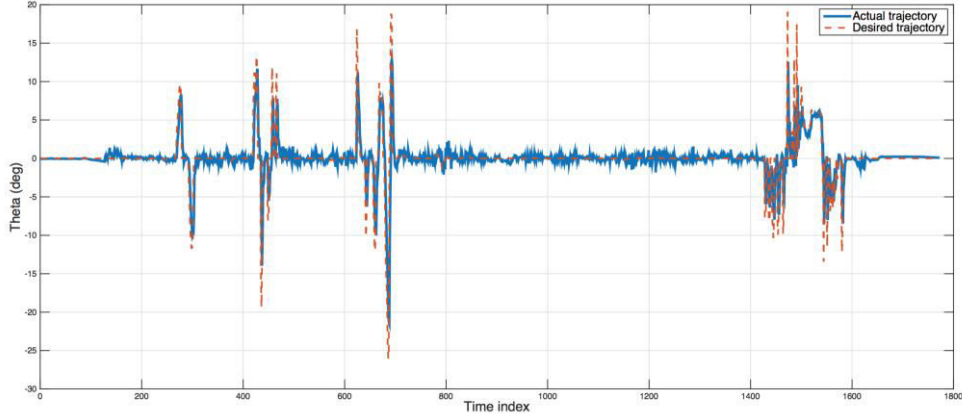
APM 2.6 kullanıcı arayüzü, quadrotora GPS, kamera gibi eklentilerin de eklenmesine olanak sağlamaktadır.

Üzerinde 3200mAh, 4S Li-po batarya, APM 2.6 uçuş kontrol kartı, telemetri ve RC kumanda alıcı modülleri ile ultrasonik mesafe sensörü bulunan quadrotor ile yapılan test uçuşları sonucu elde edilen sistem



Şekil 6.7 Quadrotor test uçuşu sırasındaki yatış açısı

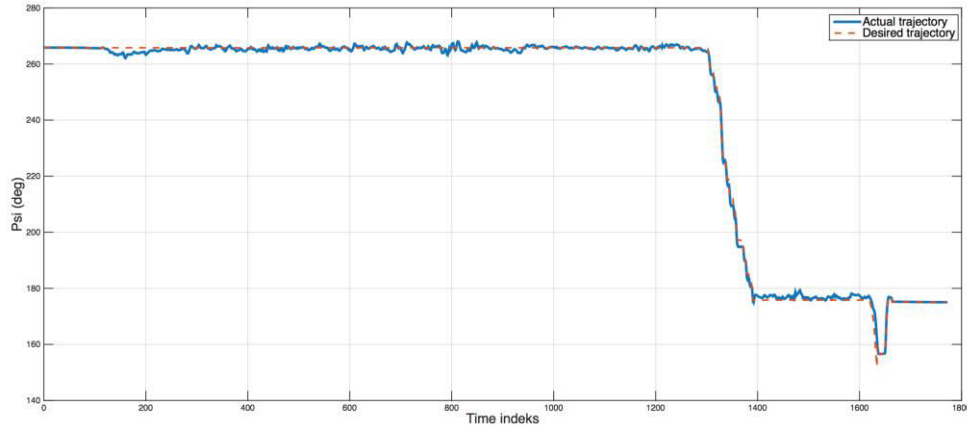
çıktıları aşağıda verilmiştir. Yaklaşık olarak 180 saniye süren bu uçuş testi sırasında quadrotora açılmal konum ve irtifa hareketi komutları verilmiştir.



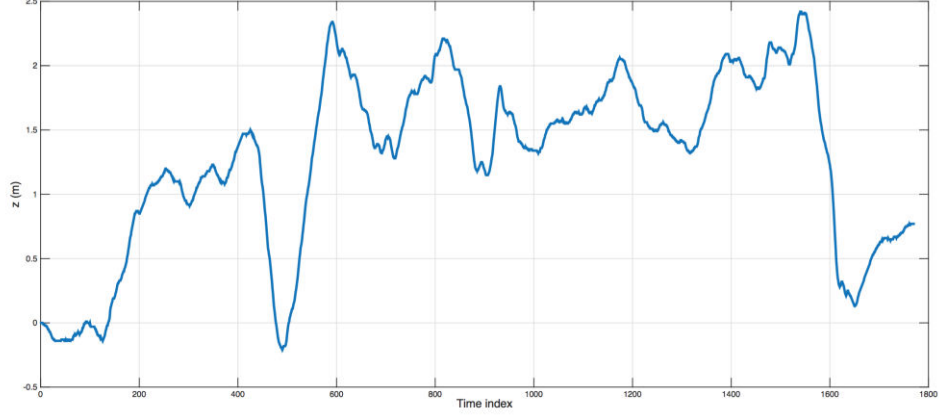
Şekil 6.8 Quadrotor test uçuşu sırasında yunuslama açısı

Şekil 6.7 ve 6.8' de görüldüğü gibi, yatış açısı için quadrotora $+20^\circ$ ile -30° arasında; yunuslama açısı için ise quadrotora $+20^\circ$ ile -25° arasında referans açı değerleri uygulanmıştır. Sonuçlardan da anlaşıldığı gibi, quadrotor verilen referans değerlerini başarıyla takip etmektedir.

Sapma ve irtifa hareketi için test uçuşu çıktıları ise şu şekilde olmuştur:



Şekil 6.9 Quadrotor test uçuşu sırasında sapma açısı

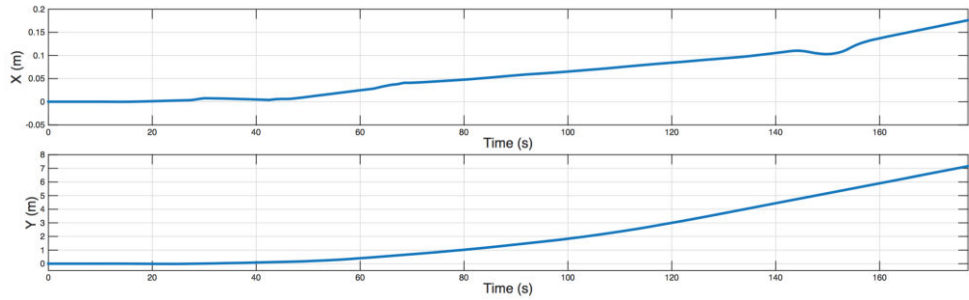


Şekil 6.10 Quadrotor test uçuşu sırasındaki irtifa değeri

Yukarıda da görüldüğü gibi test uçuşu sırasında sapma hareketi için quadrotora ilk olarak yaklaşık 265° lik bir referans uygulanmıştır. Daha sonra ise uygulanan yaklaşık 175° lik referans açı değerleri için yine başarılı bir takip gözlemlenmiştir.

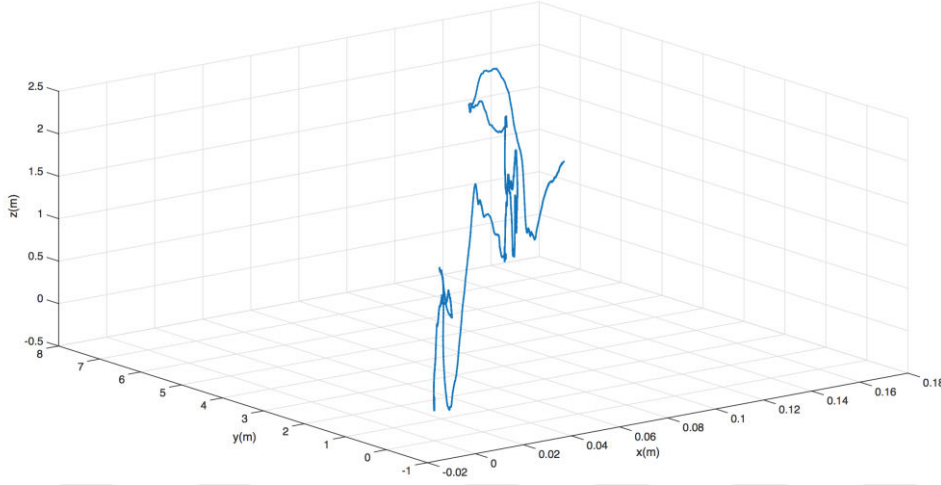
Test uçuşu esnasında yine RC kumanda tarafından verilen ve irtifa hareketine ait referans olan gaz (throttle) hareketi sonucu, quadrotorun dikey eksen üzerindeki irtifa hareketi de Şekil 6.10' da gösterildiği gibi olmuştur.

Quadrotorun uçuş sırasındaki konumunun belirlenmesi için günümüzde dış ortamlar için GPS, iç ortamlar için genellikle kamera düzeneği kullanılmaktadır. Bununla birlikte iç ortamda yapılan uçuş denemelerine ait konum bilgisi, kamera düzeneği olmadan da quadrotorun Denklem 5.14 ve 5.15' deki verildiği şekilde elde edilebilir. Elde edilen x ve y eksenlerindeki konum bilgileri aşağıdaki gibidir.



Şekil 6.11 Quadrotorun x ve y eksenlerindeki konum bilgisi

Ayrıca yine bu uçuşa ait konum bilgileri aşağıda 3 boyutlu olarak gösterilmiştir:



Şekil 6.12 Quadrotorun x, y ve z eksenlerindeki konum bilgisi

Test uçuşu sırasında quadrotora ait görüntüler aşağıda verilmiştir.



Şekil 6.13 Test uçuşu sırasında quadrotorun havada asılı kalırken görüntüsü



Şekil 6.14 Test uçuşu sırasında quadrotorun x eksenindeki hareketi sırasındaki görüntü



Şekil 6.15 Test uçuşu sırasında quadrotorun havada asılı kalırken yatay düzlemdeki görüntüsü

7. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında, günümüzde İHA' ların önemli bir sınıfı haline gelen döner kanatlı İHA grubundaki quadrotor İHA için farklı denetleyici yapılarına sahip kontrol sistemi tasarımı yapılmış ve sonrasında hem benzetim çalışması hem de test uçuşu gerçekleştirilmiştir.

İlk olarak sistemin dinamik modeli Newton-Euler yaklaşımı yardımıyla yapılmış daha sonra bazı varsayımlar ile karmaşık halde olan bu model biraz daha sadeleştirilmiştir. Sonrasında quadrotorun kontrolü için PID ve LQR denetleyicili kontrol sistemleri ayrı ayrı tasarlanmış ve quadrotorun açısal konum ve irtifa değerleri bu denetleyiciler ile kontrol edilmiştir. Dahası PD denetleyicili kontrol yapısına sahip referans açış üreteci bloğu ile de quadrotorun konum kontrolü yapılmış ve benzetim çalışması çıktıları paylaşılmıştır. Yapılan benzetim çalışmaları çıktılarından elde edilen RMS hata çizelgeleri şu şekilde oluşmuştur:

Çizelge 7.1 Benzetim çalışmaları açısal konum & irtifa çıktıları RMS hataları

Parametre	Açısal Konum & İrtifa Kontrolü
Yatış açısı (ϕ) (rad)	0.0394
Yunuslama açısı (θ) (rad)	0.0338
Sapma açısı (ψ) (rad)	0.5191
İrtifa (z) (m)	5.3507

Çizelge 7.2 Benzetim çalışmaları konum çıktıları RMS hataları

Parametre	Konum Kontrolü
x (m)	0.2066
y (m)	0.7962
z (m)	0.0069

Gerçek zamanlı uçuş denemeleri ise test düzeneği üzerinde ve normal olmak üzere iki kısma ayrılmıştır. Test düzeneği üzerinde yapılan çalışmalarda quadrotor, uçuş kartı ve diğer sensör elemanları programlanarak RC kumanda yardımıyla kontrol edilmiştir. Quadrotoun başarı ile gerçekleştirilen test düzeneği üzerindeki çalışmalardan sonra dış ortamda da deneme uçuşlarına tabi tutulmuş ancak istenen kararlılıkta uçması gerçekleştirilememiştir. Bunun sebebi olarak da sensör verilerinin istenen kararlılıkta olmaması yani quadrotorun pervane gürültüsünden ve çevresel şartlardan etkilenmesi verilebilir. Test düzeneği üzerinde de benzer gürültü problemleri ile karşılaşmış fakat tasarlanan tamamlayıcı (complementary) filtre ile bu sorun çözülmüş ve kararlı veri akışı sağlanmıştır. Ancak dış ortamda yapılan testler de çevresel şartlar da sisteme dahil olunca, denetleyicinin sistemi kontrol etmesi zorlaşmıştır.

Daha sonra içerisinde ivmeölçer, jiroskop ve dijital pusula modülleri bulunan APM 2.6 uçuş kartı quadrotor üzerine monte edildikten sonra belirtilen sensörler kalibre edilmiştir. Sonrasında ise telemetri modülü ve RC kumanda da sisteme dahil edilmiş ve quadrotor, yer istasyonu ve kullanıcı arasındaki iletişim sağlanmıştır. Benzetim çalışmasından elde edilen PID değerleri küçük değişimler ile denenerek arayüze girilmiş ve kararlı uçuş çalışmaları gerçekleştirilmiştir.

KAYNAKLAR DİZİNİ

AeroVironment, 2015, Qube Public Safety UAS - AeroVironment, Inc.”

[Http://www.avinc.com/public-safety/qube](http://www.avinc.com/public-safety/qube) (Erişim tarihi:
20.12.2016)

Ardupilot, 2016,

http://www.ardupilot.co.uk/uploads/6/7/0/2/6702064/1818461_orig.jpg (Erişim tarihi: 24.12.2016)

A. A. Ghaffar, and T. Richardson, 2015, Model Reference Adaptive Control and LQR Control for Quadrotor with Parametric Uncertainties, International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering, 9(2): 244-250

A. Aliyu, M. Elshafei, A. A. Saif and M. Dhaifullah, 2016, Performance Evaluation of Quadrotor with Tilted Rotors under Wind Gusts, IEEE International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics, 294-299

A. Tayebi, and S. McGilvray, 2006, Attitude Stabilization of a VTOL Quadrotor Aircraft, IEEE TRANSACTIONS ON CONTROL SYSTEMS TECHNOLOGY, 14(3): 562-571

C. Hancer, K. T. Oner, E. Sirimoglu, E. Cetinsoy, and M. Unel, 2010, Robust Position Control of a Tilt-Wing Quadrotor, IEEE Conference on Decision and Control, 4908-4913

D. W. Murphy and J. Cycon, 1999 Applications for mini VTOL UAV for law enforcement.” In “Enabling Technologies for Law Enforcement and Security,” pages 35–43. International Society for Optics and Photonics

KAYNAKLAR DİZİNİ (DEVAM)

- E. R. Valeria, R. E. Caldera, S. C. Lara, and J. Guichard**, 2013, LQR Control for a Quadrotor using Unit Quaternions: Modeling and Simulation, International Conference on Electronics, Communications and Computing, 172-178
- H. Bouadi, A. Aoudjif, and M. Guenifi**, 2015, Adaptive Flight Control for Quadrotor UAV in the Presence of External Disturbances, International Conference on Modeling, Simulation, and Applied Optimization
- H. P. Whitaker, J. Yamron, and A. Kezer**, 1958, Design of model-reference adaptive control systems for aircraft, MIT Instrumentation Laboratory
- J. M. McMichael and M. S. Francis**, 1997, Micro air vehicles-toward a new dimension in flight. DARPA Document
- K. Ogata**, 2010, Modern Control Engineering, Prentice Hall, USA, 894p
- K. Runcharoonand, and V. Srichatrapimuk**, 2013, Sliding mode control of quadrotor, International Conference on Technological Advances in Electrical, Electronics and Computer Engineering, 552–557.
- L. M. Argentim, W. C. Rezende, P. E. Santos, and R. A. Aguiar**, 2013, PID, LQR and LQR-PID on a Quadcopter Platform, International Conference on Informatics, Electronics & Vision
- Matlab**, **2016**, **LQR Control**, <https://www.mathworks.com/help/control/ref/lqr.html> (Erişim tarihi: 24.12.2016)
- M. A. Haidekker**, 2013, Linear Control Systems, Elsevier, USA, 268p
- M. Ryll, H. H. Büthoff, and P. R. Giordano**, 2012, Modeling and Control of a Quadrotor UAV with Tilting Propellers, IEEE International Conference on Robotics and Automation, 4606-4613

KAYNAKLAR DİZİNİ (DEVAM)

- N. Sydney, B. Smyth, and D. A. Paley**, 2013, Dynamic Control of Autonomous Quadrotor Flight in an Estimated Wind Field, IEEE Conference on Decision and Control, 3609-3616
- R. L. Mota, L. F. Felizardo, E. H. Shiguemori, A. C. Ramos, and F. Mora-Camino**, 2014, Expanding Small UAV Capabilities with ANN: A Case Study for Urban Areas Inspection, British Journal of Applied Science & Technology, 4(2), 387–398
- R. M. Murray**, 2006, Control and Dynamical Systems Lecture Notes, Caltech, 14p
- R. Xu and Ü. Özgüner**, 2006, Sliding Mode Control of a Quadrotor Helicopter, IEEE Conference on Decision & Control, 4957-4962
- S. Bouabdallah, and R. Siegwart**, 2007, Full Control of a Quadrotor, IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 153-158
- S. M. Henriques**, 2011, Estimation and Control of a Quadrotor Attitude, Instituto Superior Tecnico
- T. Coyle and . a. p. S. M. V. Blog**, 2014, Comparing traditional CSI procedures with UAV Mapping, [Http://diydrones.com/profiles/blogs/comparing-traditional-csi-procedures-with-uav-mapping](http://diydrones.com/profiles/blogs/comparing-traditional-csi-procedures-with-uav-mapping) (Erişim tarihi: 20.12.2016)
- T. Hegazy, B. Ludington, and G. Vachtsevanos**, 2005, Reconnaissance and surveillance in urban terrain with unmanned aerial vehicles, Proceedings of 16 th IFAC World Congress, pages 4–8
- T. Madani, and A. Benallegue**, 2006, Control of a Quadrotor Mini-Helicopter via Full State Backstepping Technique, 45th IEEE Conference on Decision & Control, 1515-1520

KAYNAKLAR DİZİNİ (DEVAM)

Zachary T. Dydek, Anuradha M. Annaswamy, and Eugene Lavretsky,
2013, Adaptive Control of Quadrotor UAVs: A Design Trade Study
With Flight Evaluations, IEEE TRANSACTIONS ON CONTROL
SYSTEMS TECHNOLOGY, 21(4): 1400-1406

Ziegler, J. G., and N. B. Nichols, “Optimum Settings for Automatic
Controllers,” ASME Trans. 64 (1942), pp. 759–768.



ÖZGEÇMİŞ

Adı: Yusuf
Soyadı: ATALAY
Uyruđu: Türkiye Cumhuriyeti
Dođum Yeri: Antalya
Dođum Tarihi: 22.06.1991
E-mail Adresi: yatalay07@gmail.com
Telefon: 5436547655
Adres: Kiremitli Mh. 810 Sk. No:26/2
Korkuteli-Antalya
Lisans Eđitimi: Ege Üniversitesi
Mühendislik Fakültesi
Elektrik-Elektronik Mühendisliği
Uzmanlık Alanları: Kontrol sistemleri
İnsansız hava araçları
Fotovoltaik sistemler
Gömülü sistemler
Elektrikli araçlar

Yayımlar:

1) M. S. Celiktas, G. Sonlu, S. Ozgel, and Y. Atalay, "Roadmap of Engineering in Last Industrial Revolution", Engineering and Machine, vol. 56:692, pp. 24-34, 2015

2) Y. Atalay, A. Yilanci, and O. Ekren, "Simulation and Performance Analysis of a 1 kWp Off-Grid Photovoltaic Power System with a 2-Axis Solar Tracker", SolarTr 2016 Solar Conference & Exhibition, (Istanbul, Turkey), 6-8 December 2016.