

TOBB EKONOM VE TEKNOLOJ ÜN VERS TES
FEN B L MLER ENST TÜSÜ

**DÖRT ROTORLU B R NSANSIZ HAVA ARACI Ç N PID VE KAYAN K PL
KONTROLCÜ TASARIMI VE KIYASLANMASI**

YÜKSEK L SANS TEZ

Ceren CÖMERT

Elektrik ve Elektronik Mühendisli i Anabilim Dalı

Tez Danı manı: Doç. Dr. Co ku KASNAKO LU

ARALIK 2016

Fen Bilimleri Enstitüsü Onayı

.....
Prof. Dr. Osman ERO UL
Müdür

Bu tezin Yüksek Lisans derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığını onaylarım.

.....
Doç. Dr. Tolga G R C
Anabilimdalı Başkanı

TOBB ETÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 141211032 numaralı Yüksek Lisans Örencisi **Ceren CÖMERT** 'in ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı "**DÖRT ROTORLU B R NSANSIZ HAVA ARACI Ç N PID VE KAYAN K PL KONTROL CÜ TASARIMI VE KIYASLANMASI**" başlıklı tezi **19. Aralık, 2016** tarihinde aşağıda imzaları olan jüri tarafından kabul edilmiştir.

Tez Danışmanı : **Doç. Dr. Coşku KASNAKO LU**
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Bülent TAVLI (Başkan)**
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi

Doç. Dr. Asım Egemen YILMAZ
Ankara Üniversitesi

TEZ B LD R M

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranı ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunuldu unu, alıntı yapılan kaynaklara eksiksiz atf yapıldı ını, referansların tam olarak belirtildi ini ve ayrıca bu tezin TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlandı ını bildiririm.

Ceren CÖMERT

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

DÖRT ROTORLU BİR İNSANSIZ HAVA ARACI ÇİN PID VE KAYAN KIPLİ

KONTROLCÜ TASARIMI VE KIYASLANMASI

Ceren CÖMERT

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Doç. Dr. Coşku KASNAKOĞLU

Tarih: Aralık 2016

İnsansız hava araçları üzerinde pilot bulundurmeyen hava araçlarıdır. İnsan pilotların limitleriyle sınırlı olmadıklarından insan için tehlikeli olabilecek ortamlarda bulunabilirler. Ayrıca insansız hava araçları çok geniş bir kullanım alanının bulunması nedeniyle de son yıllarda popüler hale gelmiştir. Arama kurtarma, ulaşım, gazetecilik, bitki sulama, yangın söndürme, savunma, bilimsel araştırma ve keşif insansız hava araçlarının kullanıldığı alanlardan bazılarıdır. Son zamanlarda dört rotorlu hava araçları kontrolcü tasarımında önem teşkil etmektedir. Küçük boyutları ve esnek manevra kabiliyetleri sayesinde dörtlönerler açık havada uçabildiği gibi kapalı alanlarda da kullanılabilir. Dört rotorunun ayrı ayrı kontrol edilebilmesi rotasyonel ve translasyonel hareket edebilme kabiliyetini kazandırmıştır. Kontrol tasarımlarında sıklıkla gerçek sistem ile kontrolcü tasarlanan matematiksel model arasında farklılıklar ortaya çıkar. Bu farklılıklar ve modellerdeki bilinmezlikler gürbüz kontrol adı verilen kontrol yaklaşımlarının geliştirilmesini gerektirmiştir. Kayan kipli kontrol de gürbüz kontrol yaklaşımlarından birisidir. Kayan kipli kontrolde amaç sistemi kayma yüzeyi olarak tanımlanan yüzey etrafında tutarak sistemin kontrolünü sağlamaktır.

Bir di er kontrol metodu olan oransal integral ve türevsel kontrolcüde ise istenilen de er ile mevcut de er kıyaslanarak fark hata olarak hesaplanır. Hatadaki de i im göz önünde bulunduruldu unda zaman açısından oransal kontrolcü mevcut hataya ba lıdır, integral kontrolcü geçmi hataların toplamı ve türevsel kontrolcü gelecekteki hataların bir tahminidir.

Bu tez çalı ması bir dört rotorlu insansız hava aracı için kayan kipli kontrolcü ve oransal integral türevsel kontrolcü tasarımları yapılarak bu iki kontrolcü yakla ımları kıyaslanmasına odaklanmı tır. Kontrolcü tasarımları, dörtlönerde en yaygın kullanılan her iki konfigürasyon (artı konfigürasyonu ve çarpı konfigürasyonu) için de yapılmı tır. Temel olarak dört dönerin yükseklik kontrolü ve üç ekseninde yaptı ı dönme hareketinin sonucunda olu an açılar (yalpa, yunuslama ve sapma açıları) kontrol edilmi tir. Kontrolcü katsayıları iterasyon metodu ile ayarlanmı tır. Ayrıca kayan kipli kontrolcüde sistemdeki süreksizlikler ve hızlı dinamikler nedeniyle olu an ve kontrolcüler tarafından ihmal edilmesi durumunda sistemde hızlı salınımlar olarak kar ıla ılan çatırtı sorunu da çözülmü tür. x ve y eksenlerinde yapılan translasyonel hareket için ise oransal türevsel integralci kullanılmı tır.

Sonuç olarak tasarlanan kontrolcülerin istenilen de erleri takip edebildi i görülmü tür. Kayan kipli kontrolcülerin istenilen de erleri daha kısa sürede ve daha az salınımla takip edebildi i söylenebilir.

Anahtar Kelimeler: nsansız hava aracı, Dörtlöner, Kayan kipli kontrol, Oransal türevsel integral, Do rsal olmayan kontrol.

ABSTRACT

Master of Science

DESIGN AND COMPARISON OF PID AND SLIDING MODE CONTROLLERS

FOR QUADCOPTER

Ceren CÖMERT

TOBB University of Economics and Technology
Institute of Natural and Applied Sciences
Electrics and Electronics Engineering Science Programme

Supervisor: Assoc. Prof. Coşku KASNAKO LU

Date: December 2016

Unmanned Aerial Vehicles are aircrafts without a pilot on board. Due to not being restricted with the limitations of human pilots, unmanned aerial vehicles can enter environments which are hazardous to human life. UAVs have also become increasingly popular because of their wide range of applications. Search and rescue, transportation, surveillance, aerial imagery, fire monitoring, law and enforcement, commercial and journalism, military and defense, surveying and crop spraying, reconnaissance, scientific research are some of the areas which UAVs can be used. Recently an aerial vehicle named quadcopter (or quadrotor) became popular in unmanned aerial vehicle design. Due to their small size and agile maneuverability, quadcopters can be flown indoors as well as outdoors. Their four rotors can be controlled separately giving them capability to move rotational and translational.

In controller designs disturbances, dynamics, plant parameters causes discrepancies between the actual system and mathematical model. To solve this problem, robust control methods are developed. Sliding mode controller is the one of the robust control design approaches. The purpose of the sliding mode controller is keeping plant at desired predefined sliding surface.

Another controller approach proportional integral derivative compares the desired value with the present value and calculates the difference as error. When the variation of error is considered; proportional control depends on present error, integral control depends on past errors and derivative controller predicts the future errors.

This thesis focuses on developing sliding mode controller and proportional integral derivative controller and comparing these two controller approaches. Controller design is made for two common types of configuration (plus configuration and cross configuration). Fundamentally, altitude and the angles caused by quadcopters' rotational movement (roll, pitch and yaw angles) are controlled. Coefficients are adjusted by iteration method. Additionally chattering problem caused by the fast dynamics which are neglected by model causing fast switching of sliding mode controllers is solved. For translational movement on x and y axis proportional integral derivative controller is used.

As a result, controllers are capable of tracking the desired values. It can be said that the sliding mode controllers can track the desired values with faster response and less oscillation than the proportional integral derivative controllers.

Keywords: Unmanned aerial vehicle, Quadcopter, Sliding mode control, Proportional integral derivative, Nonlinear control.

TE EKKÜR

Çalımlarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren hocam Coşku Kasnakolu'na, kıymetli tecrübelerinden faydalandığım TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümü öğretim üyelerine ve destekleriyle her zaman yanımda olan aileme ve arkadaşlarıma çok teşekkür ederim.

Ç NDEK LER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	iv
ABSTRACT	vi
TE EKKÜR	viii
Ç NDEK LER	ix
EK L L STES	xi
Ç ZELGE L STES	xii
KISALTMALAR	xiii
SEMBOL L STES	xiv
RES ML STES	xv
1. G R	1
1.1 nsansız Hava Araçları	2
1.2 Helikopterlerin Tarihçesi.....	2
2. DÖRT ROTORLU HAVA ARACININ GENEL ÖZELL KLER	9
2.1 Uçu Prensipleri	9
2.1.1 Yalpa hareketi	10
2.1.2 Yunuslama hareketi.....	11
2.1.3 Sapma hareketi	11
2.1 Matematiksel fadeler.....	12
2.2.1 Rotasyon matrisi	12
2.2.2 Dönü üm matrisi	13
2.2.3 Kuvvet ve tork formülleri	13
3. DÖRT ROTORLU HA KONTROLÇÜ TASARIMI	15
3.1 PID Tasarımında Kullanılan Dört Döner Modeli.....	15
3.1.1 PID kontrolü	15
3.1.1.1 Yükseklik kontrolü.....	16
3.1.1.2 Aç kontrolü	18
3.2 SMC Tasarımında Kullanılan Dört Döner Modeli.....	21
3.2.1 PID kontrolü	21
3.2.1.1 Yükseklik kontrolü.....	21
3.2.1.2 Yalpa açısı kontrolü	22
3.2.1.3 Yunuslama açısı kontrolü.....	23
3.2.1.4 Sapma açısı kontrolü	23
3.2.2 SMC kontrolü	24
3.2.2.1 Yükseklik kontrolü.....	25
3.2.2.2 Yalpa açısı kontrolü	26
3.2.2.3 Yunuslama açısı kontrolü.....	27
3.2.2.4 Sapma açısı kontrolü	28
3.2.2.5 Çatırtı etkisinin azaltılması	29
3.3 Simülasyon Sonuçları.....	32
4. KONTROLÇÜ TASARIMININ DÖRTDÖNERDE GERÇEKLENMES ...	33
4.1 Sistem Donanımları.....	33
4.1.1 Motorlar	33

4.1.2 Gövde	34
4.1.3 Elektronik hız kontrolcüsü	34
4.1.4 Mesafe sensörü	35
4.1.5 Radyo kontrol ünitesi	35
4.1.6 Ana kontrol ünitesi	35
4.2 Deneysel Veriler	35
5. SONUÇ VE ÖNER LER	37
KAYNAKLAR.....	39
EKLER.....	43
ÖZGEÇM	53

EK L L STES

Sayfa

ekil 2.1 : Altı eksen de serbest hareket	9
ekil 2.2 : Yalpa hareketi	10
ekil 2.3 : Yunuslama hareketi	11
ekil 2.4 : Sapma hareketi.....	11
ekil 3.1 : Yükseklik kontrolcüsü	16
ekil 3.2 : Yükseklik e ait konum zaman grafi i.....	17
ekil 3.3 : Açık kontrolü Simulink modeli	18
ekil 3.4 : Yalpa açısı zaman grafi i	19
ekil 3.5 : Yunuslama açısı zaman grafi i.....	20
ekil 3.6 : Sapma açısı zaman grafi i.....	20
ekil 3.7 : Yükseklik PID kontrolcüsü.....	22
ekil 3.8 : Yalpa açısı PID kontrolcüsü	22
ekil 3.9 : Yunuslama açısı PID kontrolcüsü	23
ekil 3.10 : Sapma açısı PID kontrolcüsü.....	23
ekil 3.11 : SMC yükseklik kontrolcüsü	26
ekil 3.12 : Yalpa açısı SMC modeli	27
ekil 3.13 : Yunuslama açısı SMC modeli.	28
ekil 3.14 : Sapma açısı SMC modeli.....	29
ekil 3.15 : Çatırtı etkisi	30
ekil 3.16 : Yalpa ve yunuslama açılarında çatırtı etkisini azaltmak için tasarlanan simulink modeli.....	31
ekil Ek.2 : Kayma yüzeyinin türevinin zamana ba lı de i imi(çatırtı etkisi azaltılmadan)	45
ekil Ek.2 : Kayma yüzeyinin türevinin zamana ba lı de i imi	45
ekil Ek.3 : PID simülasyon sonuçları (+ konfigürasyonu).....	46
ekil Ek.3 : SMC simülasyon sonuçları (+ konfigürasyonu).....	47
ekil Ek.3 : SMC simülasyon sonuçları (+ konfigürasyonu-çatırtı etkisi)	48
ekil Ek.3 : PID simülasyon sonuçları (x konfigürasyonu).....	49
ekil Ek.3 : SMC simülasyon sonuçları (x konfigürasyonu).....	50
ekil Ek.3 : Kare dalga, a) simülasyon sonucu, b) deneysel sonuç	51

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 3.1 : Yükseklik kontrolcüsüne ait PID katsayılar	17
Çizelge 3.2 : Yalpa, yunuslama ve sapma PID kontrolcü katsayıları	18
Çizelge 3.3 : Yükseklik PID kontrolcü katsayıları.....	21
Çizelge 3.4 : Yalpa ve yunuslama açısı PID kontrolcü katsayıları	22
Çizelge 3.5 : Sapma açısı PID kontrolcü katsayıları.....	23
Çizelge 3.6 : SMC yükseklik kontrolcüsü katsayıları.....	25
Çizelge 3.7 : SMC yalpa açısı kontrolcüsü katsayıları	26
Çizelge 3.8 : SMC yunuslama açısı kontrolcüsü katsayıları.....	28
Çizelge 3.9 : SMC sapma açısı kontrolcüsü katsayıları.....	29
Çizelge 3.10 : Çatırtı etkisini azaltmak için yeni SMC sapma açısı katsayıları	31
Çizelge 3.11 : Çatırtı etkisini azaltmak için yeni SMC yalpa ve yunuslama açıları katsayıları	32
Çizelge 4.1 : Motorlara ait elektriksel özellikler.....	33
Çizelge Ek.1: Sabitler.....	44

KISALTMALAR

DOF	: Serbestlik Derecesi (Degrees of Freedom)
HA	: nsansız Hava Aracı
PID	: Oransal ntegral Türevsel (Proportional Integral Derivative)
SMC	: Kayan Kipli Kontrol (Sliding Mode Control)
VTOL	: Vertical Take Off and Landing

SEMBOLELER

Bu çalışmada kullanılan olan semboller açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Simgeler	Açıklama
R	Rotasyon matrisi
u	x eksenindeki hız
v	y eksenindeki hız
w	z eksenindeki hız
	Yalpa (roll) açısı
	Yunuslama (pitch) açısı
	Sapma (yaw) açısı
p	Yalpa oranı
q	Yunuslama oranı
r	Sapma oranı
F	Kuvvet
	Tork
m	Kütle
V	Lineer hız
	Açısal hız
I	Durağanlık (inertia) matrisi
	Rotor hızı
U ₁	Yükseklik kontrolcü girişi
U ₂	Yalpa açısı kontrolcü girişi
U ₃	Yunuslama kontrolcü girişi
U ₄	Sapma açısı kontrolcü girişi
λ	Pozitif sabit
s	Kayma yüzeyi
e	Hata
J _m	Durağanlık matrisi motor
I _x	Durağanlık matrisi x bileeni
I _y	Durağanlık matrisi y bileeni
I _z	Durağanlık matrisi z bileeni
L	Motordan pervaneye uzaklık
g	Yerçekimi sabiti

RESİMLERİSTES

Sayfa

Resim 1.1 : insansız hava aracı tipleri	1
Resim 1.2 : (a) Launoy ve Bienvenu helikopter tasarımı, (b) Leonardo da Vinci'nin helikopter tasarımı, (c) Sir George Cayley'nin helikopter tasarımı	2
Resim 1.3 : (a) Nelson tarafından tasarlanan helicopter, (b) Crowell tarafından tasarlanan helicopter, (c) C. Powers tarafından tasarlanan helicopter	3
Resim 1.4 : (a) John Wooton'a ait helikopter tasarımı, (b) John Ward'a ait helikopter tasarımı	4
Resim 1.5 : (a) Quinby tarafından tasarlanan helikopter, (b) John Greenough tarafından tasarlanan helicopter, (c) Johnston tarafından tasarlanan helikopter.....	4
Resim 1.6 : Gyroplane No 1.....	5
Resim 1.7 : (a) Quehmichen No 2, (b) de Bothezat	6
Resim 1.8 : (a) Convertawings Model A, (b) Curtiss-Wright VZ-7	6
Resim 1.9 : (a) Nixie, (b) Parrot AR Drone, (c) DJI Phantom.....	7
Resim 4.1 : Motorlar	5
Resim 4.2 : Dördöner gövdesi.....	34
Resim 4.3 : Elektromik hız kontrolcüsü.....	34
Resim 4.4 : Radyo Kontrol ünitesi.....	35

1. G R

1.1 nsansız Hava Araçları

nsansız hava araçları (HA) üzerinde pilot bulundurmeyan hava araçlarıdır. Farklı amaçlarla kullanılan birçok nsansız hava aracı tipi mevcuttur. İlk nsansız hava araçlarına dron olarak da adlandırılmasının nedeni radyo ile kontrol edilen hava araçlarından daha karma ık olmamalarıdır [1]. nsansız hava araçları kısaca, küçük ve ta inabilir mikro HA lar, dü ük irtifa yüksek dayanıklılık için kullanılan nsansız hava araçları ve yüksek irtifa uzun dayanıklılık için kullanılan nsansız hava araçları olarak sınıflandırılabilir [2]. Resim 1.1 HA çe itlerini göstermektedir.



Resim 1.1: nsansız hava aracı tipleri

HA insan hayatı için tehlikeli olan ortamlarda kullanılabilen i gibi insanların fiziksel ve psikolojik limitleri ile sınırlı de ildir, bu sayede karanlıkta, siste uzun süre performans gösterebilirler. HA kamera kullanılarak kapalı alanlarla objelere çarpmadan uçabilir veya kızılötesi kamera yardımı ile yangın tespiti için kullanılabilir [3].

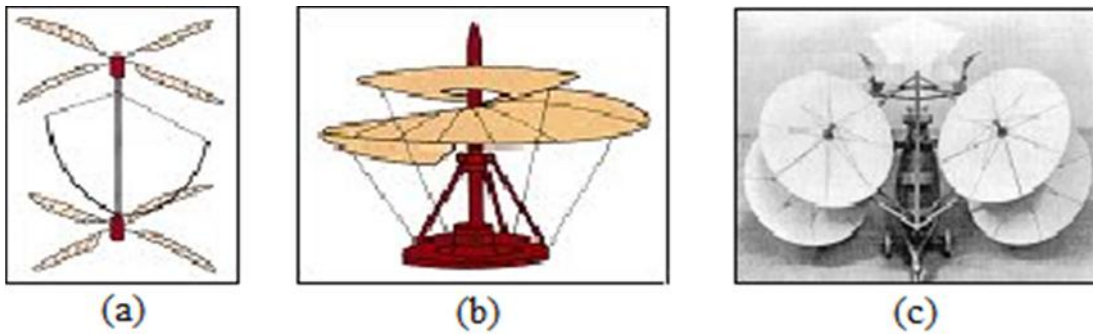
Aynı zamanda çok geni bir uygulama alanının bulunması nedeniyle de son yıllarda popülerli i artan insansız hava araçları arama kurtarma, ula ım, gazetecilik, bitki sulama, yangın söndürme, savunma, bilimsel ara tırma ve ke if gibi pek çok alanda kullanılmaktadır [3-6].

Son zamanlarda dört rotorlu hava araçlarının kullanımı küçük boyutları ve esnek manevra kabiliyetleri nedeniyle artmı tır. Dört pervanenin kullanımı sayesinde helikoptere oranla daha küçük çap kısıl ı ile kontrol edilebilir, böylelikle uçu için daha az kinetik enerjiye ihtiyaç duyulur. Ayrıca kapalı ve açık alanlarda uçabilmeleri de bir di er tercih sebebidir [7, 8].

1.2 Helikopterlerin Tarihçesi

Orijinal olarak adlandırılabilcek ilk helikopter Launoy ve Bienvenu tarafından 1784 yılında tasarlanan helikopterdir (Resim 1.2a). ki rotordan olu an bu helikopterin her rotoru dört pervanelidir. Döner milin kar ıt uçlarına sabitlenmi rotorlar hızlandırılıp, bir yay gibi olu turulan bir ba ka ah ap parçadan geçirilir. Rotorlara dolanan kordon rotorların döndürülmesi ile gergin hale gelir ve yaydaki baskının artması ile mil döndürülür. Bu da helikopterin uçmasını sa lar.

En eski helikopterlerden bir di eri ise Leonardo da Vinci tarafından tasarlanandır (Resim1.2b). Leonardo da Vinci havacılık çalı malarında do adan esinlenmi ve ku ları incelemi tir. Helikopterini pervaneleri kanat çırpma yerine, yatay düzlemde çapraz hareket ederek havanın kanatlardan geçmesini sa lar ve helikopter havalanabilir.

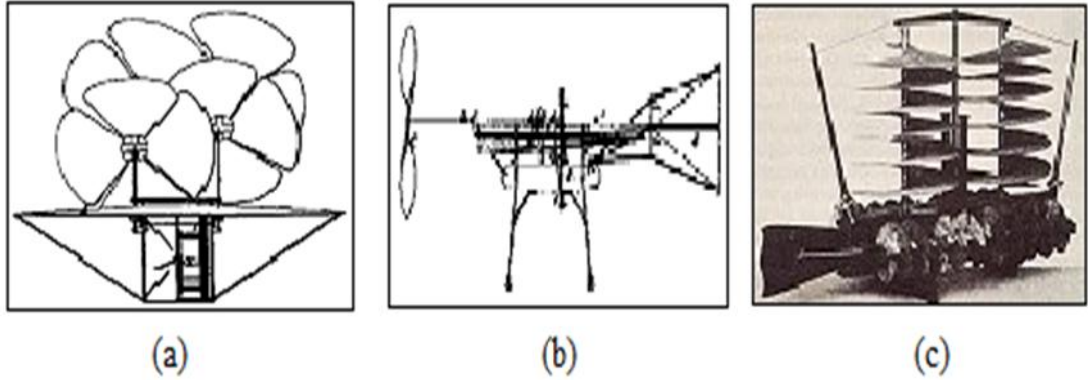


Resim 1.2: (a) Launoy ve Bienvenu helikopter tasarımı, (b) Leonardo da Vinci'nin helikopter tasarımı, (c) Sir George Cayley'nin helikopter tasarımı

Sir George Cayley tarafından tasarlanan bir di er helikopter tasarımında bir motor ile rotorlar ve iki yönlü pervaneler çalı tırılır (Resim1.2c). Cayley helikopterine dört

tekerlekli ini takımları ile birlikte, bir yatay dümen eklemi böylelikle helikopterin dikey, ikinci bir dümen daha ekleyerek ise yatay hareketini kontrol etmiştir.

Nelson tarafından tasarlanan bir di er helikopter çağının ilerisinde özellikler taşımaktadır (Resim1.3a). Bu özelliklerden birisi motorların çiftler halinde yerleştirilmesidir. Önemli olan bir di er özellik ise çiftle halindeki rotorların torku sıfırlamak için birbirlerine ters yönde döndürülmesidir.

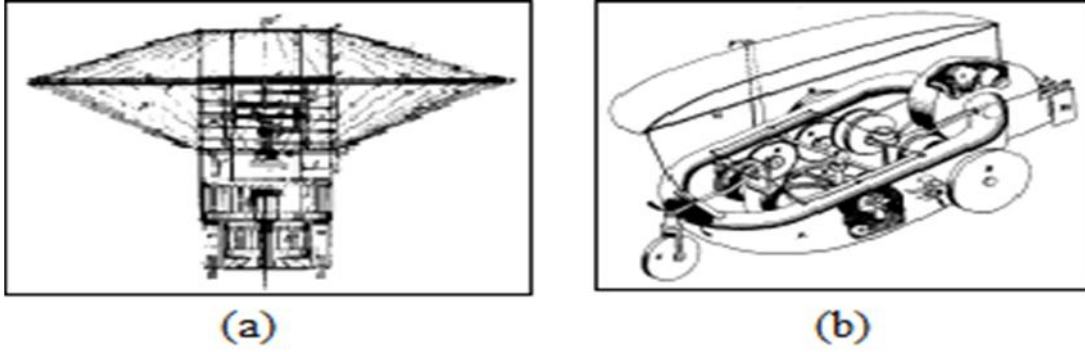


Resim 1.3: (a) Nelson tarafından tasarlanan helikopter, (b) Crowell tarafından tasarlanan helikopter, (c) C. Powers tarafından tasarlanan helikopter

Özgün mekanik özellikler taşıyan bir di er helikopter tasarımı Crowell tarafından yapılmıştır (Resim1.3b). Helikopterin ayarlanabilir kanatları bulunmaktadır. Kanatlar tarafından hızlandırılan pervaneler dikey ve yatay konuma gelebilmekte böylelikle helikopterin yatay ve dikey konumda hareketine olanak sağlamaktadır. Ayrıca kanatlarının içi boş olup hidrojen ya da hidrojen benzeri başka uçucu gazlara doldurulabilmektedir.

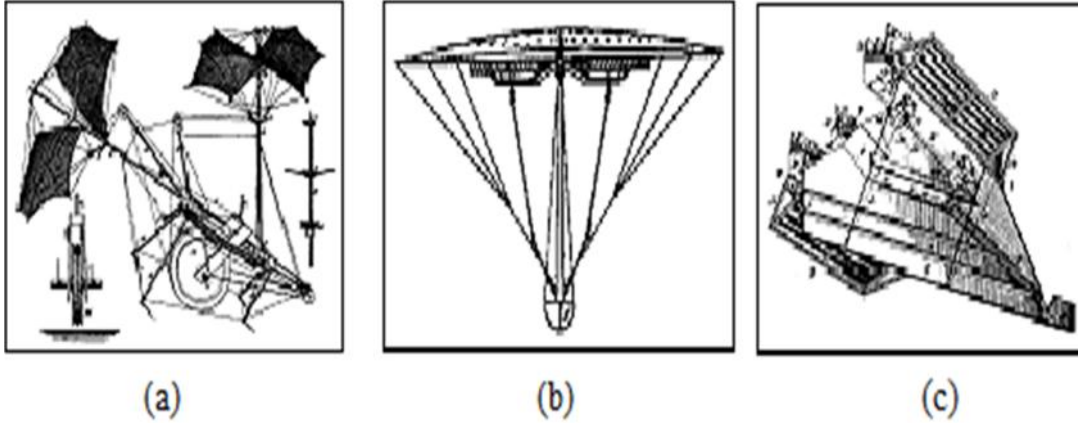
Bir di er helikopter tasarımcısı Captain William C. Powers, helikopterin havalanması için sarmal vida ekinde iki rotor kullanmıştır (Resim1.3c). Ancak savaşta kullanılabileceğinden korktuğu için tasarımını tamamen hayata geçirmemiştir. Modern çağın havacılığına kadar görülmemiş birçok özellik taşıyan bir di er helikopter tasarımı John Wooton tarafından yapılmıştır (Resim1.4a). Buharlı motorla çalıştırılması planlanan helikopterin pervaneleri dikey veya yatay konuma gelebilmektedir. İçerisinde vinç benzeri bir yapı bulunduran helikopterin yolcu bölmesi yükseltilebilmektedir. Mancınık benzeri aygıt helikopterin havalandırılması için kullanılır.

1876 yılında John Ward tarafından patenti alınan bir di er helikopter birçok di li, tüp ve pervaneden oluşmaktadır (Resim1.4b).



Resim 1.4: (a) John Wooton'a ait helikopter tasarımı, (b) John Ward'a ait helikopter tasarımı

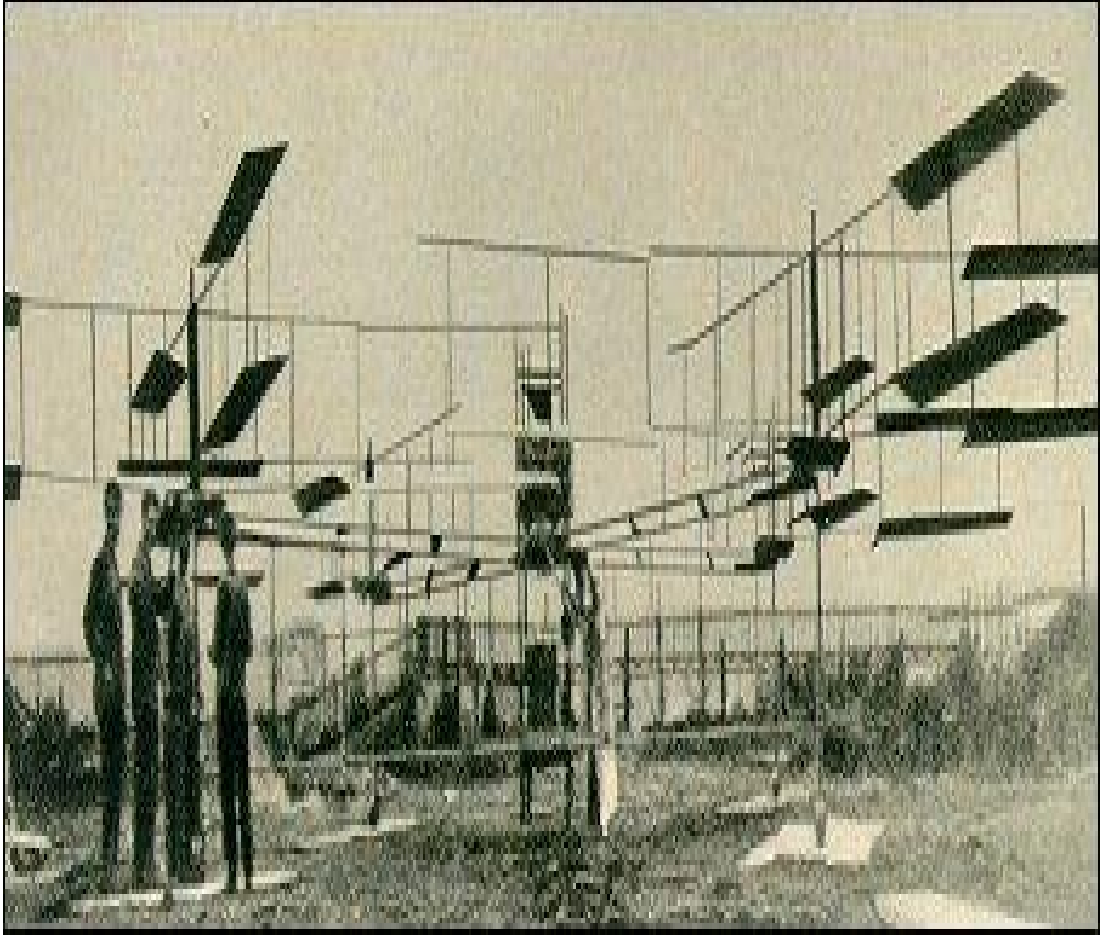
Resim1.5a'da gösterilmi olan Quinby' nin helikopter tasarımında, bir çift yelkenden oluşan rotorlar dikey bir shaft etrafında dönerek helikopterin havalanmasını sağlar. Resim1.5b'de gösterilen ve John Greenough tarafından patenti alınan helikopter büyük bir ku kanadı şeklinde tasarlanmıştır Helikopterin iki rotoru kanatlara kesilmi iki büyük dairesel açıklık etrafında döner. Bot biçimindeki gövde kanatların altına yerleştirilmiştir.



Resim 1.5: (a) Quinby tarafından tasarlanan helikopter, (b) John Greenough tarafından tasarlanan helikopter, (c) Johnston tarafından tasarlanan helikopter

Bir di er helikopter tasarımı Johnston tarafından yapılmıştır (Resim1.5c). Helikopterde dördü dikey, di er ikisi ise yatay düzlemdeki uçuşu sağlamak amacıyla altı rotor bulunmaktadır. Bu pervaneler hakkındaki bir di er detay her birinin kendisine ait motorunun bulunmasıdır. Helikopterin yukarı, aşağı ve ileri uçuş kabiliyetinin bulunmasının yanı sıra, tasarımcısı tarafından havada duraksayabildiği söylenmiştir [9].

1907 yılında Jacques ve Louis Breguet adlı Fransız karde ler tarafından yapılan ‘Gyroplane no 1’ adlı hava aracı ilk dört rotorlu hava aracı (dört döner) olması bakımından önemlidir. Bir çift rotor saat yönünde, di er rotor çifti ise saatin tersi yönünde döndürülen hava aracının yatay kontrolü bulunmamaktadır. Resim 1.6’da ‘Gyroplane no1’ gösterilmi tir.

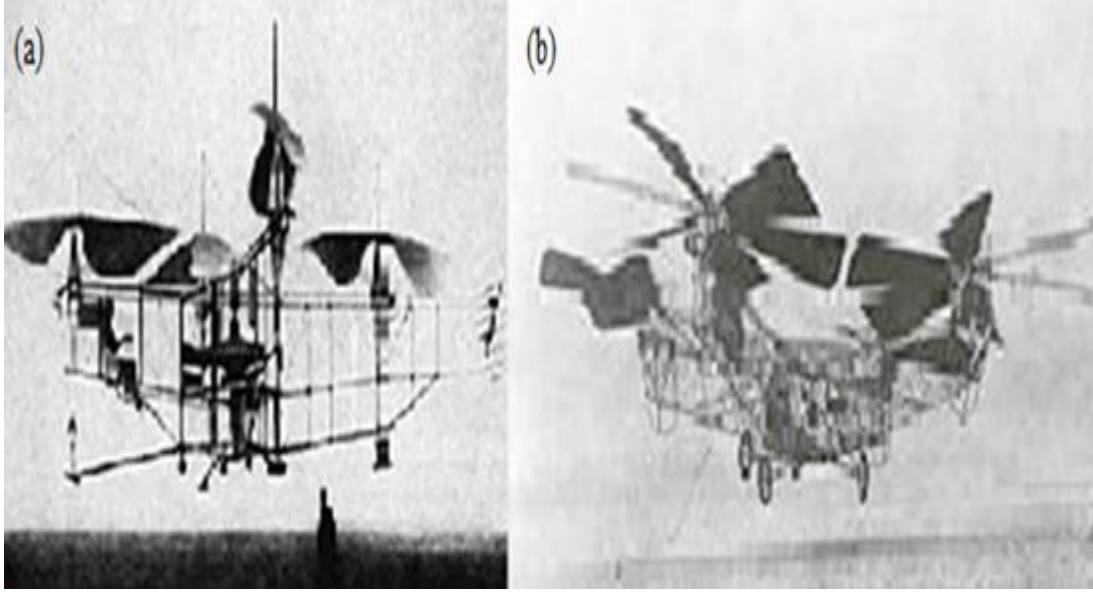


Resim 1.6: Gyroplane no 1

Bir yıl sonra ortaya çıkarılan ‘Gyroplane no2’ ise daha güçlü bir motora ve ileri yönde de uçu yapabilme yetisine sahiptir [10].

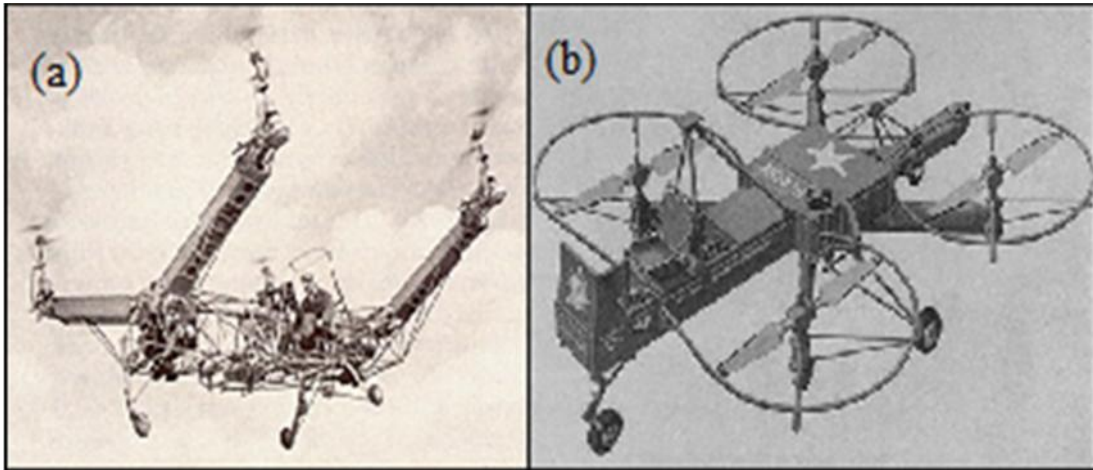
Etienne Oehmichen tarafından 1092 yapılan ‘Oehmichen no 2’ sekiz pervane ve dört rotoru bulunan bir dört rotorlu hava aracıdır. Bu dört rotor tek bir pervane tarafından çalı tılır. 1924 yılında ‘Oehmichen no 2’ 360m ile helikopter uzaklık rekorunu kırmı tır [10]. Resim 1.7a’da ‘Oehmichen no 2’ adlı dört rotorlu hava aracı görünmektedir.

1922 tarihinde Dr. George de Bothezat ve Ivan Jerome, ‘de Bothezat’ isimli dört rotorlu hava aracını geli tirdiler (Resim 1.7b). Bu hava aracının rotorlarının altı adet pervanesi bulunmaktadır.



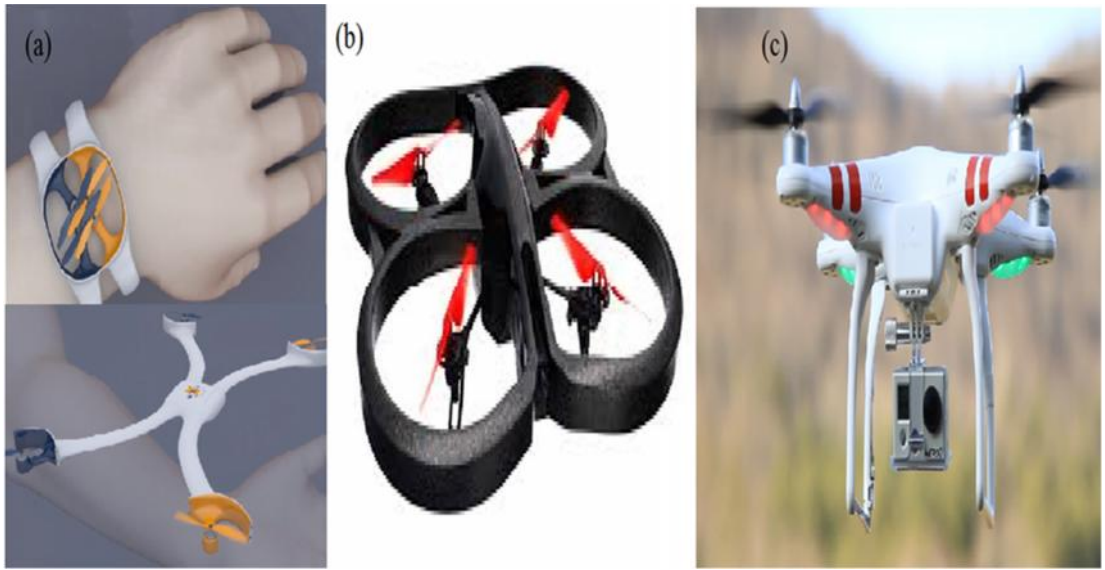
Resim 1.7: (a) Oehmichen No.2, (b) de Bothezat

‘Convertawings Model A’ isimli dört döner, de i en itme kuvvetlerini kullanarak yalpa, yunuslama ve sapma hareketinin kontrol edilebilmesi açısından önemlidir. Curtiss-Wright ırketi tarafından tasarlanan ‘Curtiss-Wright VZ-7’ de aynı ekilde aracın kontrolü için de i en itmeleri kullanmaktadır [11, 12]. Resim 1.8’de ‘Convertawings Model A’ ve ‘Curtiss-Wright VZ-7’ dört dönerleri gösterilmi tir.



Resim 1.8: (a) Convertawings Model A, (b) Curtiss-Wright VZ-7

Son yıllarda ise bazı dört rotorlu hava araçları dikkat çekmektedir. Bunlardan birisi olan 'Nixie' giyilebilir bir drondur. Bileklik ekinde giyilebilen bu dört rotorlu istenildi inde serbest bırakılabilmekte ve foto raf çekebilmektedir [13]. 'Parrot AR Drone' adı verilen bir di er dört döner ise akıllı telefonlar ve tabletler tarafından kontrol edilebilme özelli ine sahiptir. Parrot irketi aynı zamanda zıplayabilen yarı araçları ve hidrofil araçları gibi mini dron tasarımları da yapmaktadır [14]. 'DJI Phantom' ise kamera ve Wi-Fi ba lantısına sahiptir. Bu nedenle daha çok foto rafçılıkta kullanılır. ekil 1.9'da sırasıyla 'Nixie', 'Parrot AR Drone' ve 'DJI Phantom' gösterilmi tir.



Resim 1.9: (a) Nixie, (b) Parrot AR Drone, (c) DJI Phantom

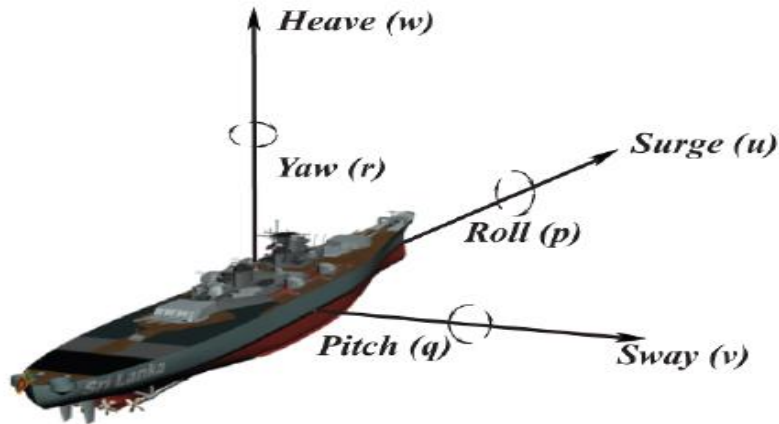
2. DÖRT ROTORLU HAVA ARACININ GENEL ÖZELLİKLERİ

2.1 Uçuş Prensipleri

Dört rotorlu hava araçları, iki rotor kullanan klasik helikopterlerden farklı olarak dört simetrik rotora sahiptir [15, 16]. Tork olumsuzunu ve aracın sapsmasını engellemek için iki pervane saat yönünde diğ er ikisi ise saat yönünün tersine döner [4, 15-17].

Dört rotorlu hava araçlarının önemli özelliklerinden biri de dikey olarak iniş ve kalkış yapabilme (genellikle VTOL) özellikleridir. Bu sayede geniş hava alanlarına gerek duymadan küçük alanlara iniş yapabilir. iniş ve kalkış için geniş alanlara ihtiyaç duyulmaması, bir başka araç kullanarak hava alanına gitme gereksinimini de ortadan kaldıracaklarından vakit kazandırıcıdır [7]. Bu özelliği sayesinde dört rotorlu HAVAYİYECEK YARDIMI, KEİF VE HEDF TAKİBİ AMAÇLARIYLA KULLANILABİLİR. VTOL özelliği bulunan hava araçları dört rotorlu HAVAYİYECEK YARDIMI, HELİKOPTERLER VE YÖNLENDİRİLMİŞ JET İTİ özellikleri olan sabit kanat hava araçlarını kapsar. [18]

Bir diğ er önemli özellik ise altı eksenli serbest hareket edebilme özelliğidir (6DOF). Bu terim üç dikey eksenli yukarıya ve aşağıya, ileri geri ve sağa sola hareket edebilme ve üç dikey eksen etrafında dönebilmeyi ifade eder [19, 20]. Şekil 2.1’de 6DOF özelliği gösterilmiştir.



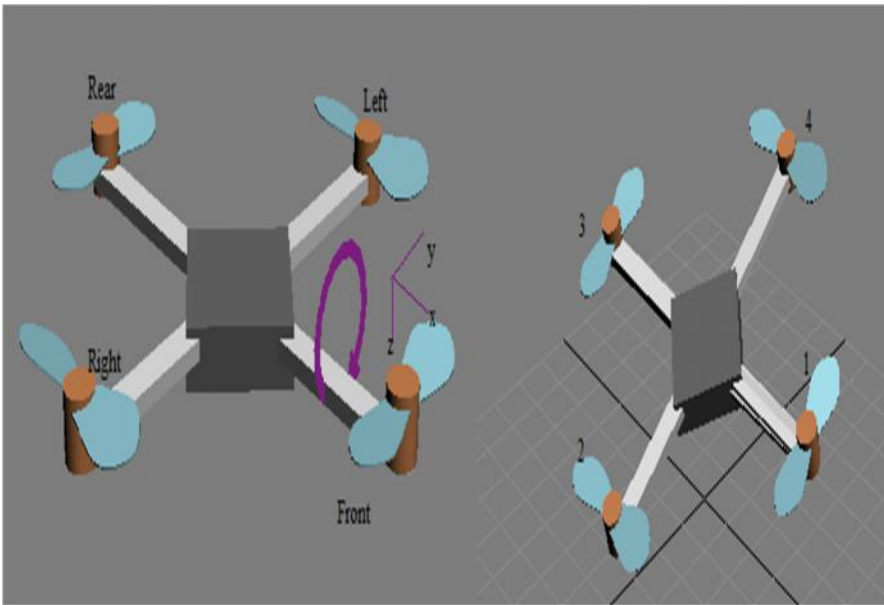
Şekil 2.1: Altı eksenli serbest hareket

6DOF genellikle 12 durum kullanılarak ifade edilir. İlk altı durum konumu ve konumdaki de i ikli i ifade eder. Bu de i kenler dünya sabit çerçeve ve gövde sabit çerçeve arasındaki Euler açılarıdır ve (yalpa açısı), (yunuslama açısı) ve (sapma açısı) ile gösterilir. p , q ve r ile gösterilen de i kenler ise sırasıyla yalpa, yunuslama ve sapma hareketindeki de i imdir. Diğer altı durum ise dünya sabit çerçevedeki konum (x,y,z) ve gövde sabit çerçevedeki hızlardır (u,v,w) [21].

Dört dönerde (+) ve (x) olmak üzere iki çeşit konfigürasyon kullanılır. (+) konfigürasyonunda karılıklı iki rotor yalpa ve yunuslama açılarını kontrol etmek için kullanılırken (x) konfigürasyonunda her dört rotorda kullanılır [22]. (+) konfigürasyonunda akrobatik manevra kabiliyeti yüksektir [23, 24]. Yalpa ve yunuslama açıları birbirlerinden etkilenmediğinden test için genellikle bu konfigürasyon tercih edilir. Sabit montajlı kamera ile rotolar tarafından engellenmeden temiz bir çekim yapabilmek için ise genellikle (x) konfigürasyonu kullanılır [25].

2.1.1 Yalpa hareketi

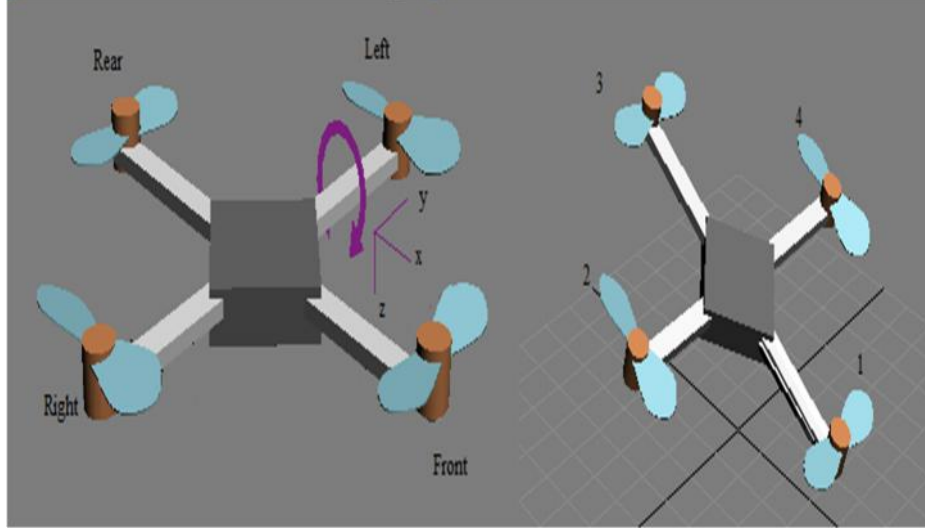
Dört dönerin x eksenini etrafındaki dönme hareketidir. Yalpa rotasyonu y eksenindeki karılıklı pervanelerden birisine daha az diğere daha çok itme uygulanarak ayarlanır. Dört rotorlu HA küçük olan itmenin uygulandığı tarafa doğru döner [18, 26]. Örneğin ekil 2.2’de iki numaralı pervaneye daha küçük bir itme kuvveti uygulanmıştır.



ekil 2.2: Yalpa hareketi

2.1.2 Yunuslama hareketi

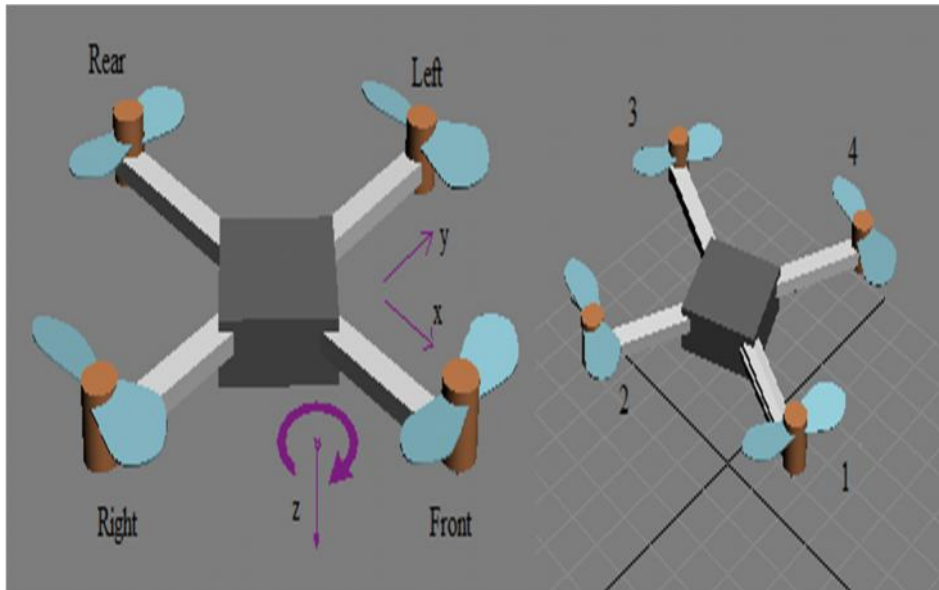
Yalpa hareketinin y ekseninde olan hareketidir. Bu kez yunuslama eksenindeki rotora uygulanan kuvvetler farklıdır. Örneğin ekil 2.3’de bir numaralı pervaneye üç numaralıdan daha küçük bir itme kuvveti uygulanmıştır.



ekil 2.3: Yunuslama Hareketi

2.1.3 Sapma hareketi

Sapma hareketi aynı yöne dönen rotor çiftlerinden birine daha az diğerine daha çok kuvvet uygulanarak kontrol edilir (1 ve 3 veya 2 ve 4). ekil 2.4’de sapma hareketi görülmektedir.



ekil 2.4: Sapma Hareketi

2.2 Matematiksel fadeler

2.2.1 Rotasyon matrisi

Dünya ve gövde sabit çerçeveleri arasında geçi yapmak için rotasyon matrisi kullanılır. Bilindi i gibi konumun türevinden hız hesaplanabilir. Denklem 2.1 ve 2.5 iki çerçeve arasındaki dönü üümü göstermektedir. Denklem 2.1’de R ile gösterilen ifade rotasyon matrisine kar ılık gelmektedir. Denklem 2.2’de her bir eksen için rotasyon matrisleri verilmi , Denklem 2.3’de ise rotasyon matrisi hesaplanmı tır. Denklem 2.4 ve 2.6 ise hesaplanan rotasyon matrisinin son halidir [15, 16, 18, 20, 22, 27].

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = R * \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

$$R(\psi) = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.2a)$$

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

$$R(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (2.2c)$$

$$R(\psi, \theta, \phi) = R(\psi)R(\theta)R(\phi) \quad (2.3)$$

$$R = \begin{bmatrix} \cos(\psi) \cos(\theta) & \cos(\psi) \sin(\phi) \sin(\theta) - \cos(\phi) \sin(\psi) & \sin(\psi) \sin(\phi) + \cos(\psi) \cos(\phi) \sin(\theta) \\ \cos(\theta) \sin(\psi) & \cos(\psi) \cos(\phi) + \sin(\psi) \sin(\phi) \sin(\theta) & \cos(\phi) \sin(\psi) \sin(\theta) - \cos(\psi) \sin(\phi) \\ -\sin(\theta) & \cos(\theta) \sin(\phi) & \cos(\phi) \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = R^{-1} * \begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

$$R^{-1} = \begin{bmatrix} \cos(\psi) \cos(\theta) & \cos(\theta) \sin(\psi) & -\sin(\theta) \\ \cos(\psi) \sin(\phi) \sin(\theta) - \cos(\theta) \sin(\psi) & \cos(\psi) \cos(\phi) + \sin(\psi) \sin(\phi) \sin(\theta) & \cos(\theta) \sin(\phi) \\ \sin(\psi) \sin(\phi) + \cos(\psi) \cos(\phi) \sin(\theta) & \cos(\phi) \sin(\psi) \sin(\theta) - \cos(\psi) \sin(\phi) & \cos(\phi) \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

2.2.2 Dönü üm matrisi

Denklem 2.7 ve 2.8 de dönü üm matrisleri hesaplanmıştır [15, 18, 27, 28]

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin(\phi) \tan(\theta) & \cos(\phi) \tan(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi) / \cos(\theta) & \cos(\phi) / \cos(\theta) \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & \cos(\theta) \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\theta) \cos(\phi) \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

2.2.3 Kuvvet ve tork formülleri

Newton ve Euler yasaları kullanılarak dört rotorlu HA dinamikleri ifade edilebilir [15, 29]. Denklem 2.9’da kuvvet ve tork formülleri verilmiştir.

$$\begin{bmatrix} F \\ \tau \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m I_{3x3} & 0_{3x3} \\ 0_{3x3} & I_{3x3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V \\ \omega \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega \times m \\ \omega \times I \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

Denklem 2.9’da, m kütleyi, V lineer hızları, açısal hızları ve I_{3x3} ise dura anlık (inertia) matrisini temsil eder ve Denklem 2.10’da hesaplanmıştır.

$$I_{3x3} = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

Denklem 2.9’da lineer ve açısal hızlar için ayrı ayrı hesaplama yapılırsa Denklem 2.11 ve 2.12 elde edilir. Bu denklemlerde F kuvveti, ise torku temsil eder.

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + m \begin{bmatrix} q & -r \\ r & -p \\ p & -q \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

$$\begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p I_x \\ q I_y \\ r I_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} q (I_z - I_y) \\ p (I_x - I_z) \\ p (I_y - I_x) \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

3. DÖRT ROTORLU HA KONTROLCÜ TASARIMI

Günümüzde PID, LQR, H ve nöral a lar gibi birçok kontrolcü yakla ımı mevcuttur. Bu bölümde PID ve kayan kipli kontrol (SMC) yakla ımları kullanılarak dört rotorlu bir insansız hava aracı için kontrolcü tasarlanacak ve iki yakla ım kıyaslanılarak performans farkı gözlemlenecektir.

3.1 PID Tasarımında Kullanılan Dört Döner Modeli

Zaten piyasada hazır bulunan yazılımları tekrar sıfırdan yazmanın literature bir katkısı olmayaca ı gibi zamana mal olacaktır. Bu nedenle pratiklik sa laması açısından MATLAB programı üzerinde geli tirilen dört döner modelinden [30] faydalanılarak bu model üzerinde kontrolcü geli tirilecektir.

MATLAB modelinde koordinat sistemi olarak kuzey, do u ve a a ı yön (NED) notasyonu kullanılmı tır. Sistem ayrik zamanda modellenmi tir. Aynı zamanda aç ı dönü ümü, kuaternion dönü ümü, dünya ve gövde sabit çerçeveleri arasında geçi vb. yapabilen blokları içinde barındıran bir kütüphaneye sahiptir.

3.1.1 PID kontrolü

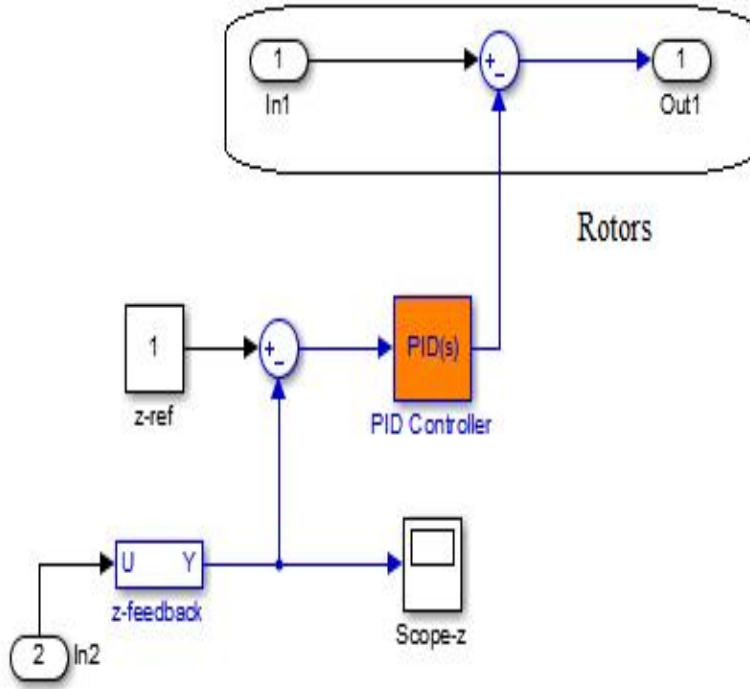
Oransal integral ve türevsel kontrolcüde kontrol edilen de i kenin istenilen de eri ile mevcut de eri kıyaslanarak, bu de erler arasındaki fark hata olarak hesaplanır. Hatadaki de i im göz önünde bulunduruldu unda zaman açısından oransal kontrolcü o anki hataya ba lıdır, integral kontrolcü geçmi hataların toplamı ve türevsel kontrolcü gelecekteki hataların bir tahminidir.

Bu kontrolcülerden gelen bilgiler toplanılarak kontrol edilmek istenilen de i kenin istenilen de ere getirilmesi için kullanılır.

3.1.1.1 Yükseklik kontrolü

İlk olarak duraksama konumunda yükseklik kontrolü yapmak için ilk koşullar sıfır olacak şekilde kontrolcü tasarımına başlanmıştır. Dört rotorlu hava aracının yukarı ya da aşağı yönde hareketini kontrol etmek için dört rotora birden aynı itmeyi uygulamak gerekir.

Şekil 3.1’de seçici bloğu (z-feedback olarak adlandırılan blok) kullanılarak 17 durumdan 9. durum yani dünya sabit çerçevedeki dikey konuma karşılık gelen de iken seçilmiş ve geri besleme olarak kullanılmıştır. Bu sayede dört rotorunun o anki konumu verilen referans yükseklik ile kıyaslanabilmekte, fark hata olarak PID kontrolcüsüne gönderilmektedir. PID kontrolcü çıkışı bir toplama bloğu ile direkt rotora gönderilerek dört rotorlu insansız hava aracı istenilen konuma getirilebilmektedir.



Şekil 3.1: Yükseklik Kontrolcüsü

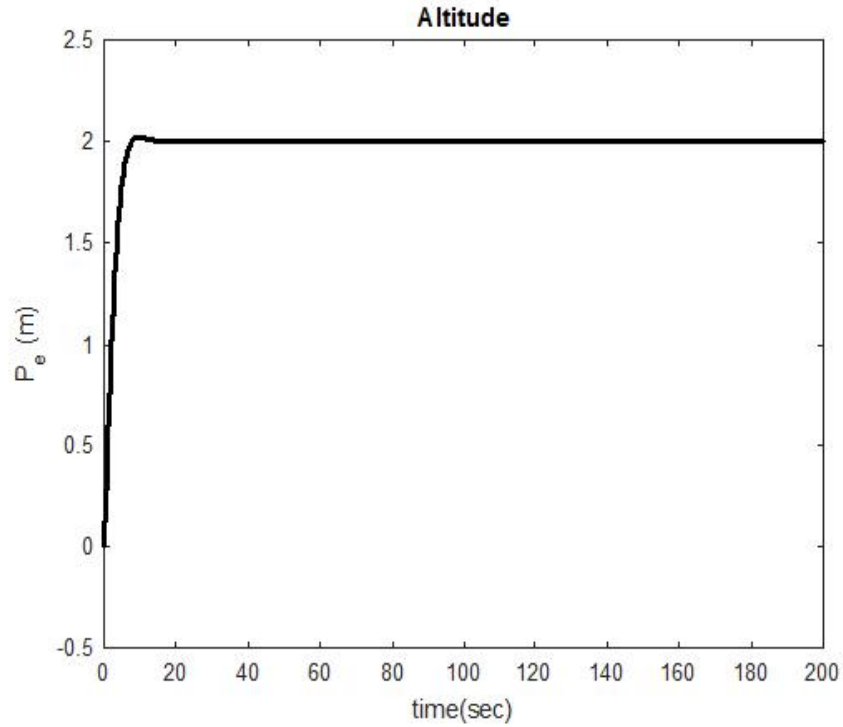
Model ayrık zamanda tanımlanmasına rağmen PID kontrolcüsü ve integralcinin sürekli zamanda modellenmesinin nedeni, ayrık zamanlı PID kontrolcüsünün sürekli

singularity hatası vermesi ve katsayılarının her de i tirilen referans yükseklik de eri için yeniden ayarlanmasının gerekmesidir. Ayrıca MATLAB konfigürasyon parametreleri ayarlarından 'fixed step', 'variable step' olarak ayarlanmı çözücü olarak ode45 kullanılmı tır. Bunun nedeni 'fixed step' çözümleyicisinin yalnızca ayırık zamanlar için tanımlanmı olmasıdır. Çizelge 3.1'de PID katsayıları verilmi tır.

Çizelge 3.1: Yükseklik kontrolcüsüne ait PID katsayılar

Kp	Kı	Kd
0.15	0	1

ekil 3.2a'da referans yükseklik 2 iken yüksekli e ait konum zaman grafi i gösterilmektedir. ekil 3.2b' de ise MATLAB çalı tılırken referans yükseklik sırasıyla önce -1 sonra 3 girilmi tır. ekilden de anla laca 1 gibi kontrolcü dört döneri, sıfır ba langıç de erinden istenilen konuma on saniyeden kısa bir sürede getirebilmektedir.



ekil 3.2: Yüksekli e ait konum zaman grafi i (referans yükseklik 2)

3.1.1.2 Açı kontrolü

Dört dönerin yalpa eksenindeki hareketini ve bu eksenle yaptığı açığı kontrol edebilmek için yalpa eksenindeki motorların hızları denetlenir. Dört rotorlunun istenilen açıya kadar gelebilmesi için önceki yalpa açısı ile referans yalpa açısı kıyaslanır ve fark hata olarak kontrolcüye gönderilir. Kontrolcü çıkışı yalpa eksenindeki rotordan birine eklenirken denetlenen açıdan çıkarılarak istenilen açıya elde edilir. Yunuslama eksenindeki açı kontrolü için de yalpa eksenini aynı şekilde yunuslama eksenindeki rotorların hızları denetlenir.

Sapma açısının kontrolü için ise karımlıklı rotor çiftlerinin hızları denetlenir. Bu nedenle PID çıkışı karımlıklı rotor çiftlerinden birine eklenirken denetlenen açıdır. Denklem 3.1’de motorlara gönderilen denetler gösterilmiştir. 1 ve 3 numaralı rotolar yunuslama, 2 ve 4 ise yalpa eksenindedir.

$$\text{Motor1} = \text{Mevcut itme} + \text{PDyunuslama} - \text{PIDsapma} \quad (3.1a)$$

$$\text{Motor3} = \text{Mevcut itme} - \text{PDyunuslama} - \text{PIDsapma} \quad (3.1b)$$

$$\text{Motor2} = \text{Mevcut itme} + \text{PDyalpa} + \text{PIDsapma} \quad (3.1c)$$

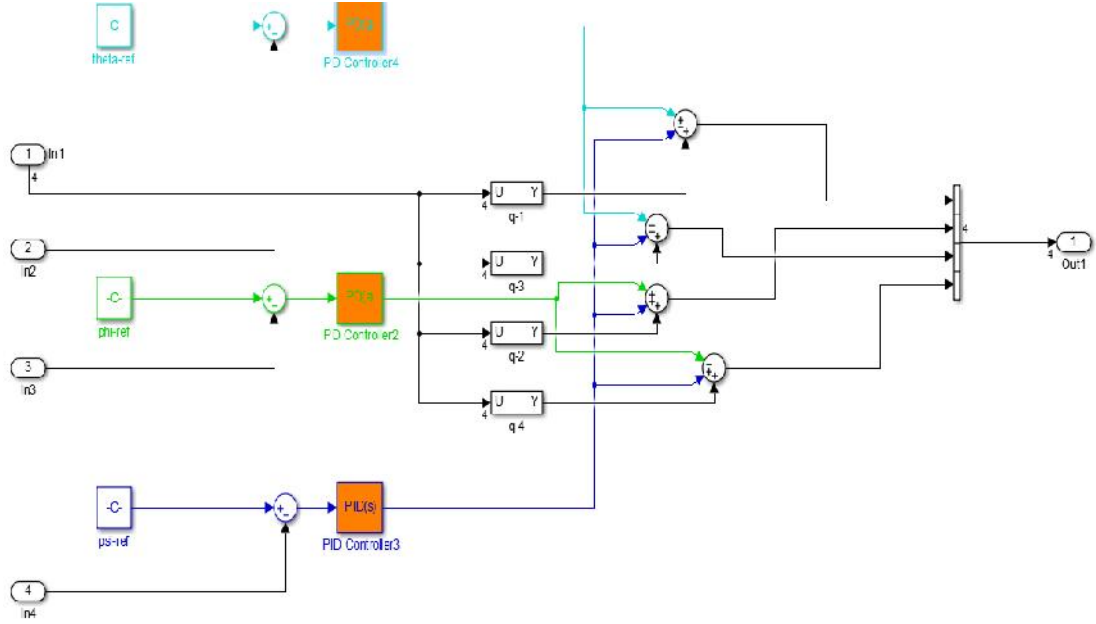
$$\text{Motor4} = \text{Mevcut itme} - \text{PDyalpa} + \text{PIDsapma} \quad (3.1d)$$

Çizelge 3.2’de yalpa, yunuslama ve sapma için kullanılan kontrolcü katsayıları verilmiştir.

Çizelge 3.2: Yalpa, yunuslama ve sapma kontrolcü katsayıları

	Kp	Ki	Kd
PD-Yalpa	0.1	-	1
PD-Yunuslama	0.1	-	1
PID-Sapma	1	0	5

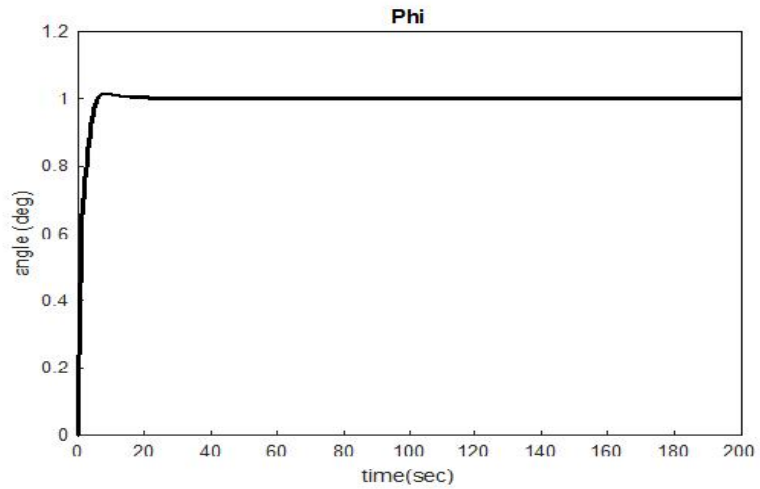
Denklemler 3.2’de gösterilen açı kontrolünün simulink modeli ekil 3.3’ de gösterilmiştir.



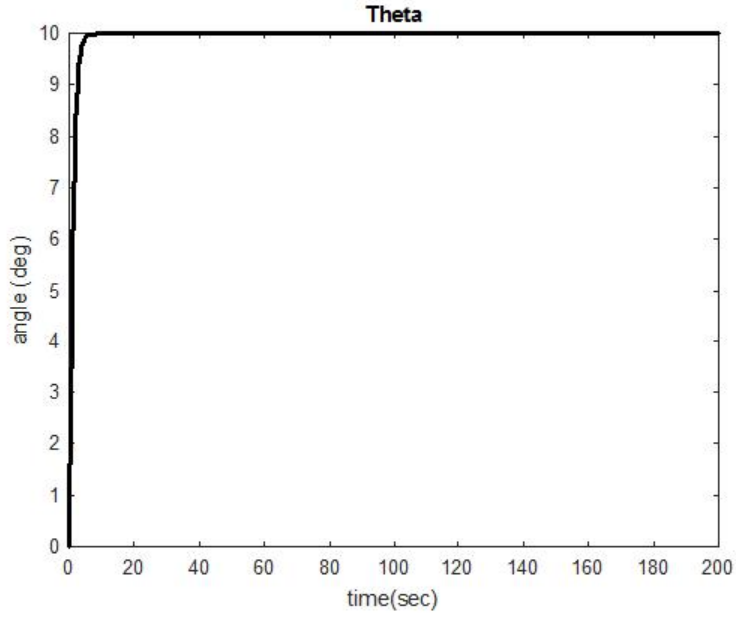
ekil 3.3: Açı kontrolü simulink modeli

Sürekli hal hatası fazla olmadığından yalpa ve yunuslama açılarının ayarlanmasında integralci kontrolü uygulanmasına gerek kalmayıp PD kontrolcüsü yeterli olmuştur.

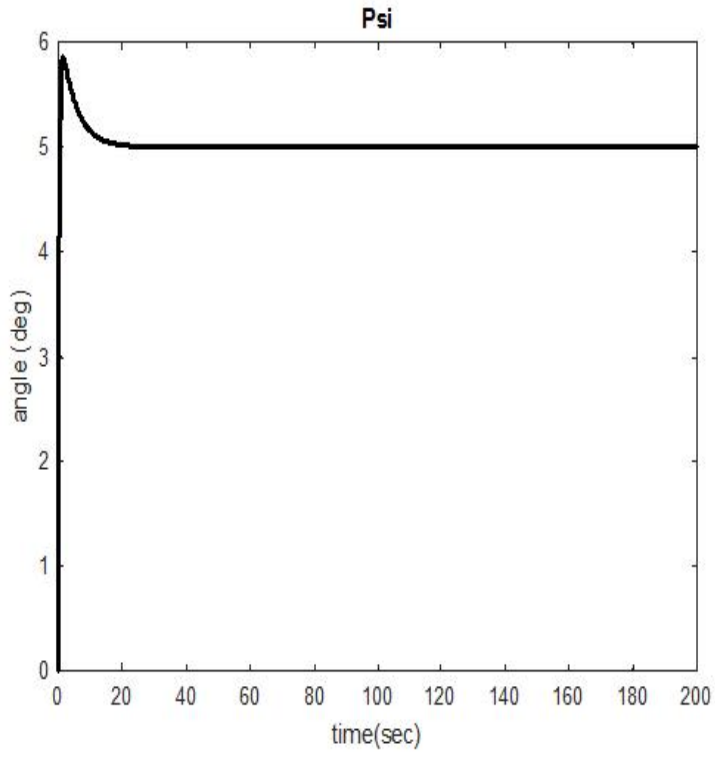
ekil 3.3’deki simulink modeli çalıştırıldığında çizdirilen açı-zaman grafiği ise ekil 3.4, 3.5 ve 3.6’da görülmektedir. Yalpa (), yunuslama () ve sapma () açıları için başlangıç değerleri sıfır olarak seçilmiştir. Referans açı değerleri ise yalpa için 1, yunuslama için 10 ve sapma açısı için ise 5 olacaktır.



ekil 3.4: Yalpa () açısı – zaman grafiği



ekil 3.5: Yunuslama açısı – zaman grafi i



ekil 3.6: Sapma açısı – zaman grafi i

3.2 SMC Tasarımında Kullanılan Dört Döner Modeli

Kontrol edilebilirli inin daha kolay olması açısından bir di er dört döner modeli [31] kullanılarak kayan kipli control (SMC) tasarımı geli tirilip PID sonuçları ile kıyaslanılacaktır.

Kullanılan bu modelde (+) ve (x) konfigürasyonları için ayrıca bir tasarım yapılan sistem ayrık zamanda modellenmiştir. Tasarımda k sabit sayısı ve rotor hızı olmak üzere Denklem 3.2’de verilen U giri vektörü kullanıldı ından her kontrolcünün çıkı mını rotorlara ayrı ayrı ekleme gereklili i ortadan kalkmı tır.

$$U_1 = k(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (3.2a)$$

$$U_2 = k(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \quad (3.2b)$$

$$U_3 = k(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \quad (3.2c)$$

$$U_4 = k(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \quad (3.2d)$$

3.2.1 PID kontrolü

PID kontrolünde kullanılan giri vektörü Denklem 3.3 ‘de verilmiştir. U1 yükseklik, U2 yalpa, U3 yunuslama ve U4 ise sapma açısında kullanılan kontrolcü giri leridir.

$$U = K(T_p * e + T_d * e' + T_i * \int e dt) \quad (3.3)$$

3.2.1.1 Yükseklik kontrolü

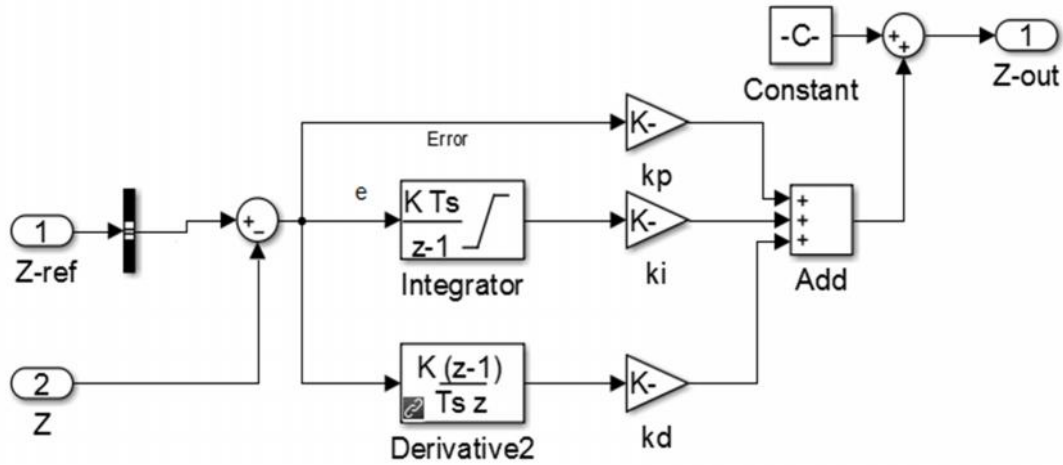
Denklem 3.4’de gösterilen U vektörü için hata (e) o anki yükseklik de eri ile istenilen yükseklik de erinin farkı olacak ekilde Denklem 3.4’de gösterilmiştir.

$$e_1 = z_{ref} - z \quad (3.4)$$

Çizelge 3.3: Yükseklik PID kontrolcü katsayıları

Kp	Ki	Kd
2.6	0.5	3.7

ekil 3.7’da tasarlanan yükseklik kontrolcüsü modeli görülmektedir

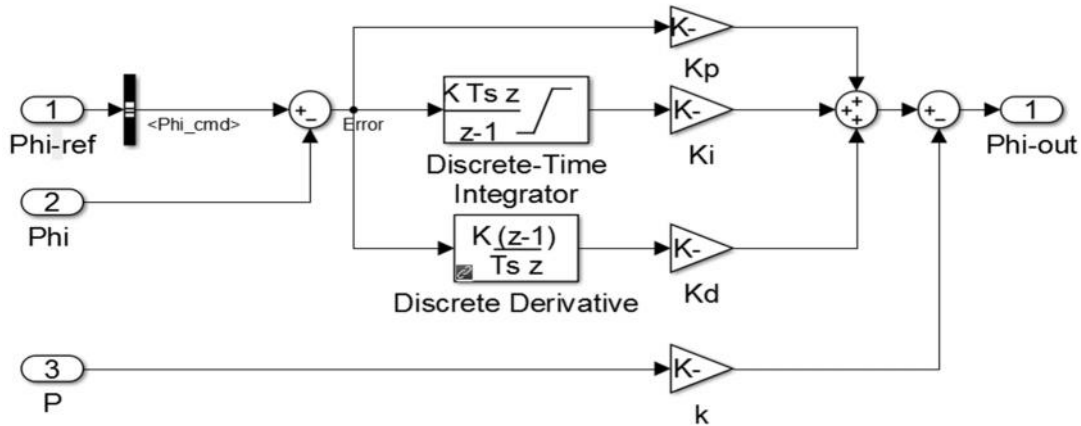


ekil 3.7: Yükseklik PID kontrolcüsü

3.1.1.2 Yalpa açısı kontrolü

Yalpa açısı için hata Denklem 3.5’de verilmiştir. ekil 3.8’de ise yükseklik kontrolcüsüne ait Simulink modeli görülmektedir.

$$e_2 = \text{ref} - \quad (3.5)$$



ekil 3.8: Yalpa açısı PID kontrolcüsü

Yalpa açısına ait kontrolcü katsayıları Çizelge 3.4’de verilmiştir.

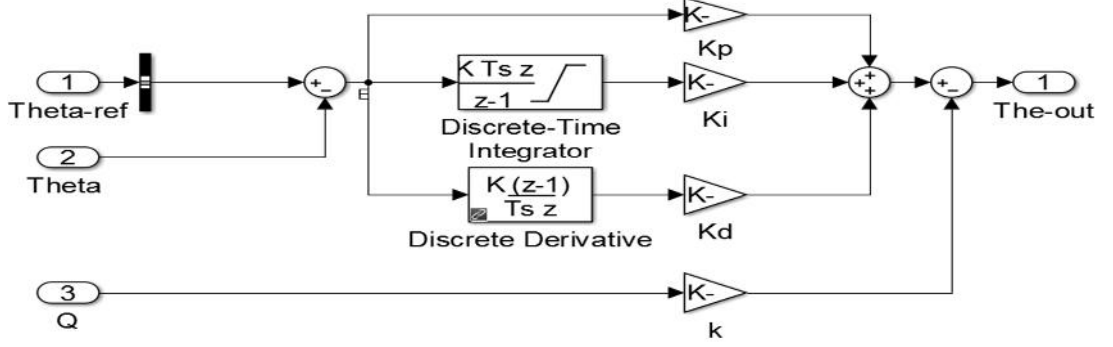
Çizelge 3.4: Yalpa ve yunuslama açıları PID kontrolcü katsayıları

Kp	Ki	Kd	K
3	0.1	0.1	1.5

3.1.1.3 Yunuslama açısı kontrolü

Yalpa açısı için hata Denklem 3.6’da verilmi tir. ekil 3.9’de ise temsili yükseklik kontrolcüsü görülmektedir.

$$e_3 = \text{ref} - \quad (3.6)$$

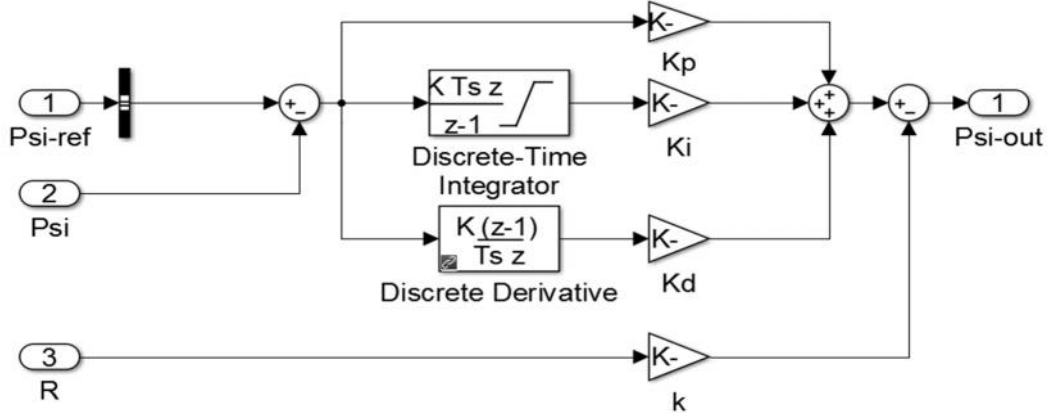


ekil 3.9: Yunuslama açısı PID kontrolcüsü

3.1.1.4 Sapma açısı kontrolü

Yalpa açısı için hata Denklem 3.7’de verilmi tir. ekil 3.10’de ise temsili yükseklik kontrolcüsü görülmektedir.

$$e_4 = \text{ref} - \quad (3.7)$$



ekil 3.10: Sapma açısı PID kontrolcüsü

Çizelge 3.5: Sapma açısı PID kontrolcü katsayıları

Kp	Ki	Kd	K
6	0.8	0.6	5.4

3.2.2 SMC Kontrol

Kontrol tasarımlarında sıklıkla gerçek sistem ile kontrolcü tasarlanan matematiksel model arasında farklılıklar ortaya çıkar. Bu farklılıklar ve modellerdeki bilinmezlikler gürbüz (ng. Robust) kontrol adı verilen kontrol sisteminin geliştirilmesini gerektirir. Kayan kipli kontrol de gürbüz kontrol yaklaşımlarından birisidir [32].

Kayan kipli kontrolde amaç sistemi kayma yüzeyi olarak tanımlanan yüzey etrafında tutarak sistemin kontrolünü sağlamaktır. Denklem 3.8'de tanımlanan sistem göz önüne alındığında;

$$\dot{x}^n = f(x) + b(x)u \quad (3.8)$$

x çıkışı, u kontrolcü girişi, $f(x)$ tam olarak bilinmeyen fakat sınırları bilinen ve $b(x)$ ise aynı şekilde iktedi ve sınırları bilinen bir fonksiyon ve hata Denklem 3.9'da gösterilen şekilde olmak üzere kayma yüzeyi Denklem 3.10'daki gibi tanımlanmaktadır [33].

$$e = x - x_d \quad (3.9)$$

$$s = \left(\frac{d}{dt} + \lambda\right)^{n-1} * e \quad (3.10)$$

Denklem 3.11'de λ sabit ve pozitif katsayıdır. ikinci dereceden bir sistem için ($n=2$) $f(x)$, $\hat{f}(x)$ olarak tahmin ediliyor ve tahmin hatasının $F(x)$ fonksiyonu ile sınırlandırıldı ını biliniyorsa bu durum Denklem 3.11'deki gibi ifade edilebilir ve bu durumda denklem 3.11'de tanımlanan kayma yüzeyi de denklem 3.12 ile ifade edilir [33].

$$|\hat{f}(x) - f(x)| \leq F(x) \quad (3.11)$$

$$s = \dot{e} + e \quad (3.12)$$

$$\dot{s} = \ddot{e} + \lambda\dot{e} = \ddot{x} - \ddot{x}_d + \dot{e} \quad (3.13)$$

$$\dot{s} = f(x) + u - \ddot{x}_d + \dot{e} \quad (3.14)$$

Kayma yüzeyinin türevini (\dot{s}) sıfır yapacak şekilde kontrolcü tasarlanırsa tahmin edilen e de er kontrolcü (\hat{u}) Denklem 3.15'de gösterilmiştir.

$$\hat{u} = -\hat{f}(x) + \ddot{x}_d - \dot{e} \quad (3.15)$$

Kayma ko ulu denklem 3.16'daki gibi ve pozitif katsayı olmak üzere yeni giri Denklem 3.17'de görüldü ü gibi hesaplanır [33].

$$\frac{1}{2} \frac{d}{dt} (s^2) \leq -\eta |s| \quad (3.16)$$

$$u = \hat{u} - k \text{sign}(s) \quad (3.17)$$

Denklem 3.17'deki sign fonksiyonu denklem 3.18'de verilmi tir.

$$\text{sign}(s) = \begin{cases} -1 & s < 0 \\ 1 & s > 0 \end{cases} \quad (3.18)$$

Denklem 3.19'daki Lyapunov fonksiyonu kullanılarak, Denklem 3.17 denklem 3.16'da yerine yazıldı nda kayma yüzeyinin türevi Denklem 3.20'deki gibi olmaktadır [34, 35, 36].

$$V = \frac{1}{2} (s^2) \quad (3.19)$$

$$\dot{s} = -k_1 s - k_2 s^3 \quad (s) \quad (3.20)$$

3.2.2.1 Yükseklik Kontrolcüsü

Hata deklemler 3.4 tanımlanan eklemlerde olmak üzere Denklem 3.13 ve 3.20 e itlenip Denklem 3.21 yerine yazıldı nda hesaplanan yükseklik kontrolcü giri i Denklem 3.22'de gösterilmektedir [37, 38, 39].

$$\ddot{z} = g - \frac{U_1}{m} \cos(\phi) \cos(\theta) \quad (3.21)$$

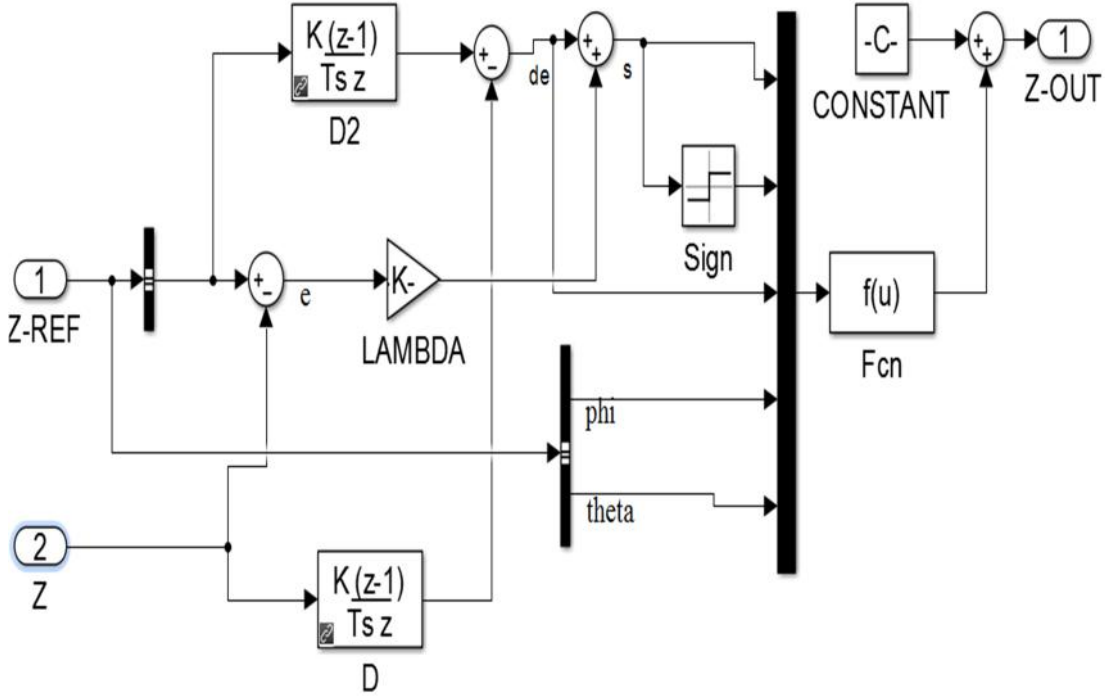
$$U_1 = \frac{m}{c \cos(\phi) \cos(\theta)} [k_1 s + k_2 s^3 \quad (s) + \lambda (\dot{z}_r - \dot{z}) + g - \ddot{z}_r] \quad (3.22)$$

MATLAB modelinde kullanılan katsayılar Çizelge 3.6'da verilmi tir.

Çizelge 3.6: SMC yükseklik kontrolcü katsayıları

k_1	k_2	
1	12	15

ekil 11’de yükseklik kontrolü için tasarlanan SMC kontrolü simulink modeli gösterilmiştir.



ekil 11: SMC yükseklik kontrolcüsü

3.2.2.2 Yalpa açısı kontrolü

Hata Denklem 3.6 tanımlanan ekilde olmak üzere denklem 3.13 ve 3.20 e itlenip Denklem 3.23 yerine yazıldı ında hesaplanan yükseklik kontrolcü giri i Denklem 3.24’da gösterilmektedir [37].

$$\ddot{\phi} = \frac{L}{I} U_2 - \frac{Jm}{I} \dot{\theta} \Omega + \frac{r-L}{I} \dot{\theta} \dot{\psi} \quad (3.23)$$

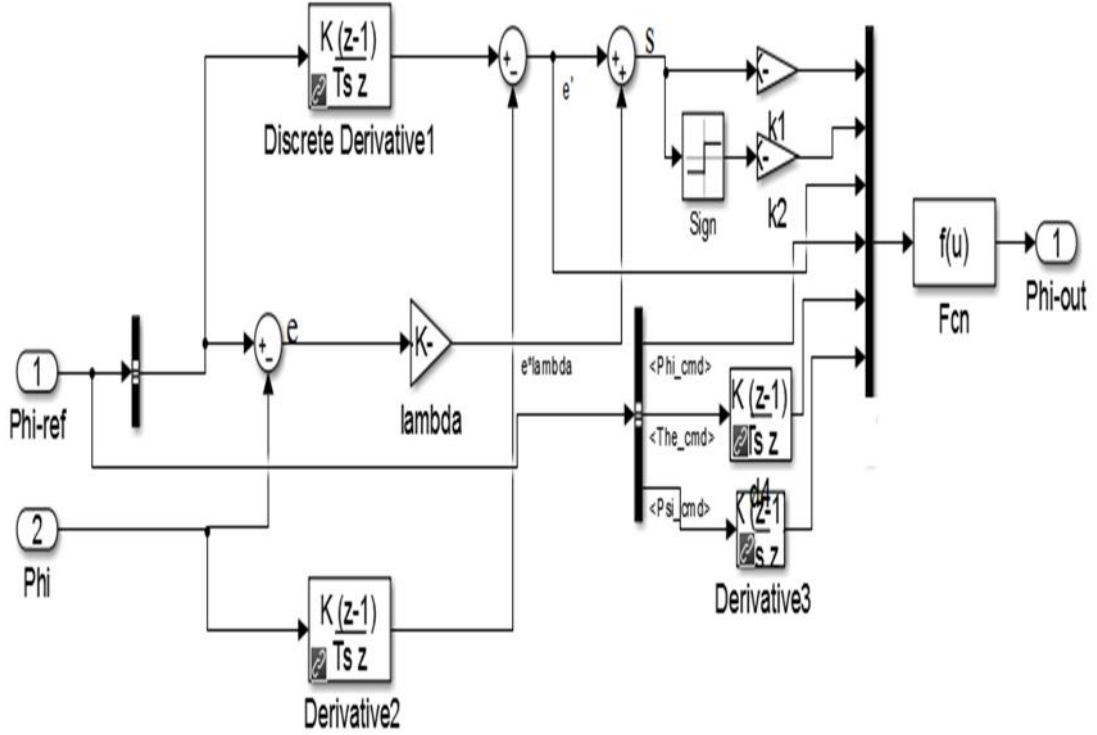
$$U_2 = \frac{I}{L} (k_1 s + k_2 s^2 (s) + \lambda(\dot{\phi}_r - \dot{\phi}) + \ddot{\phi}_r + \frac{Jm}{I} \dot{\theta} \Omega - \frac{r-L}{I} \dot{\theta} \dot{\psi}) \quad (3.24)$$

Yalpa açısı kontrolcüsüne ait katsayılar Çizelge 3.7’de verilmiştir.

Çizelge 3.7: SMC yalpa açısı kontrolcü katsayıları

k_1	k_2	
0.2	5	2

Yalpa açısının kontrolünde kullanılan simulink modeli ekil 3.12’de gösterilmektedir.



ekil 3.12: Yalpa açısı SMC modeli

3.2.2.3 Yunuslama açısı kontrolü

Yunuslama açısı da yalpa açısı ile aynı eilde kontrol edilir. Yunuslama açısının ikinci dereceden türevi ve yunuslama açısı kontrolcü giri ine ait denklemler sırası ile Denklem 3.25 ve 3.26’da verilmi tir.

$$\ddot{\theta} = \frac{L}{I} U_3 - \frac{Jm}{I} \dot{\theta} \Omega + \frac{L-L_1}{I} \dot{\theta} \dot{\psi} \quad (3.25)$$

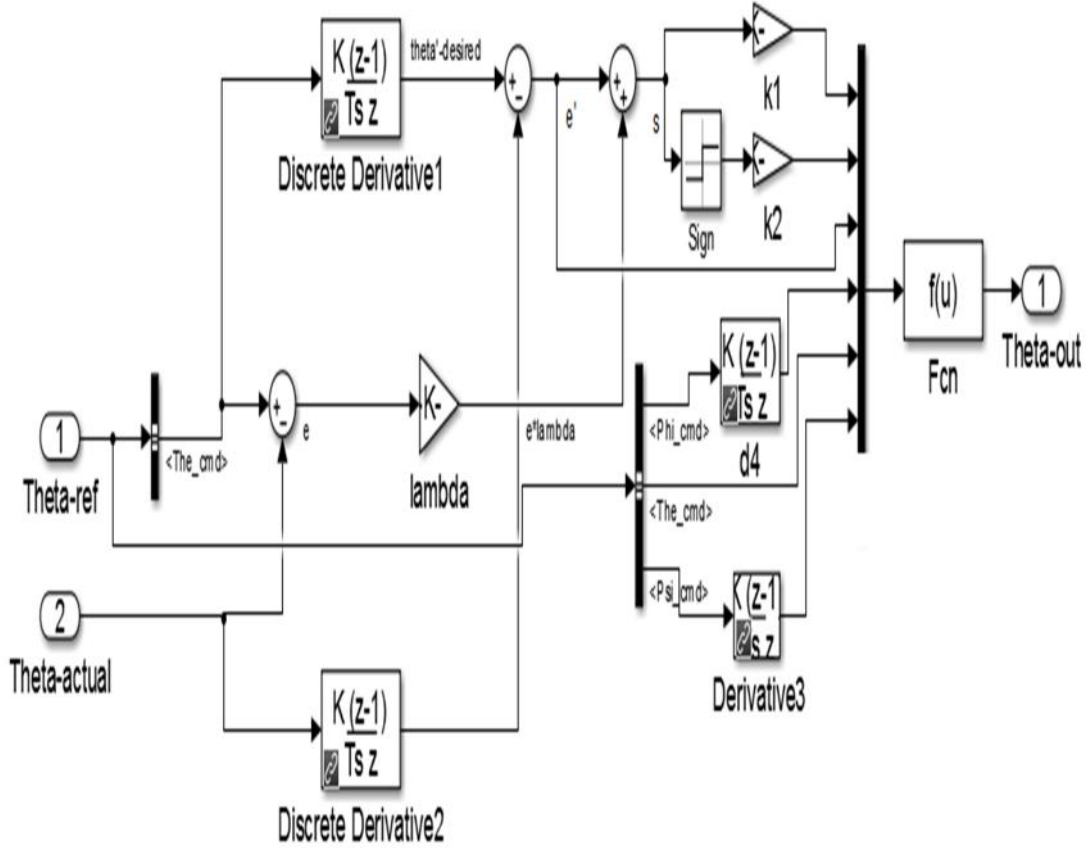
$$U_3 = \frac{L}{L} (k_1 s + k_2 s^2) (s) + \lambda (\dot{\theta}_r - \dot{\theta}) + \ddot{\theta}_r + \frac{Jm}{I} \dot{\phi} \Omega - \frac{L-L_1}{I} \dot{\phi} \dot{\psi} \quad (3.26)$$

Yunuslama kontrolcü katsayıları Çizelge 3.8’de gösterilmektedir.

Çizelge 3.8: SMC yunuslama açısı kontrolcü katsayıları

k_1	k_2	
0.2	5	2

ekil 3.13’de yunuslama açısının kontrolünde kullanılan simulink modeli gösterilmektedir.



ekil 3.13: Yunuslama açısı SMC modeli

3.2.2.4 Sapma açısı kontrolü

Hata istenilen sapma açısı ψ_r ile o anki sapma açısının farkı olacak şekilde belirlenir. Denklem 3.13 ve 3.20’de belirtilen kayma yüzeyleri e itlenerek, hata ile birlikte Denklem 3.27’de yerine yazıldığı anda hesaplanan sapma açısı kontrolcü girişi U_4 Denklem 3.28’de verilmiştir.

$$\ddot{\psi} = \frac{L}{I} U_4 + \frac{L}{I} \dot{\psi} - \dot{\psi} \quad (3.27)$$

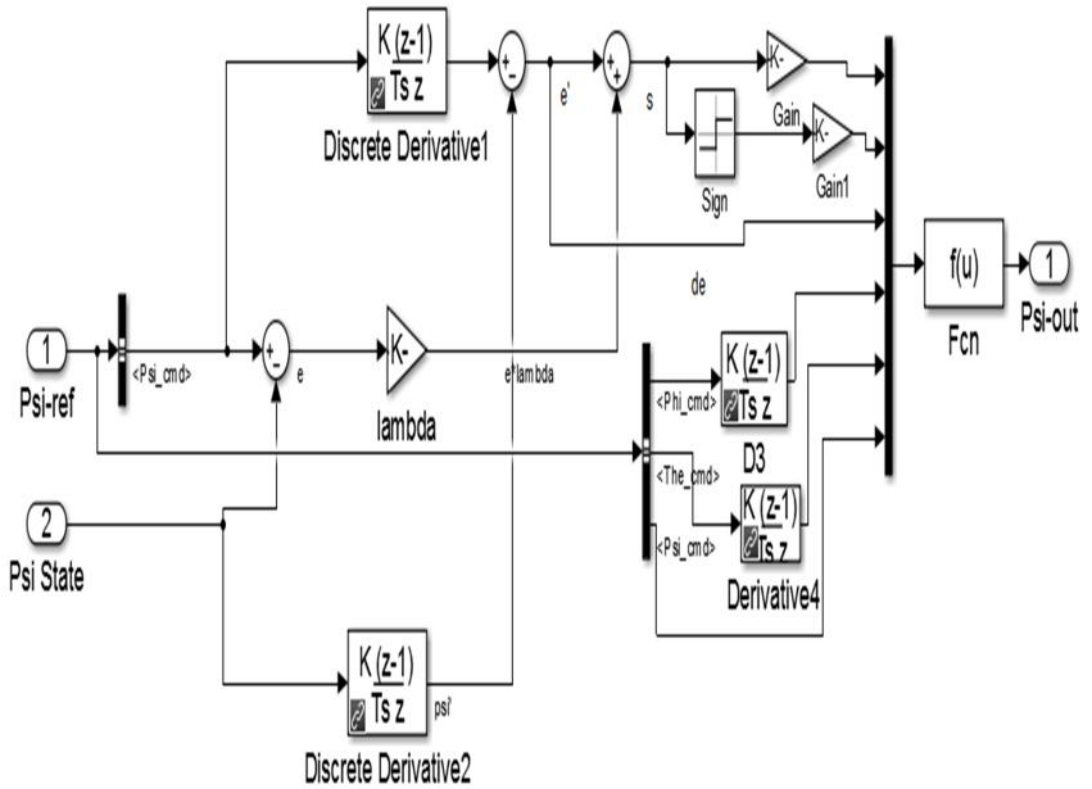
$$U_4 = \frac{L}{I} (k_1 s + k_2 s^2) + \lambda (\dot{\psi}_r - \dot{\psi}) + \ddot{\psi}_r - \frac{L}{I} \dot{\psi} \quad (3.28)$$

Sapma açısına ait SMC katsayıları Çizelge 3.9’da belirtildi i ekildedir.

Çizelge 3.9: SMC sapma açısı katsayıları

k_1	k_2	
0.1	16	2.5

Sapma açısı SMC simulink modeli ekil 3.14’de gösterilmi tir.

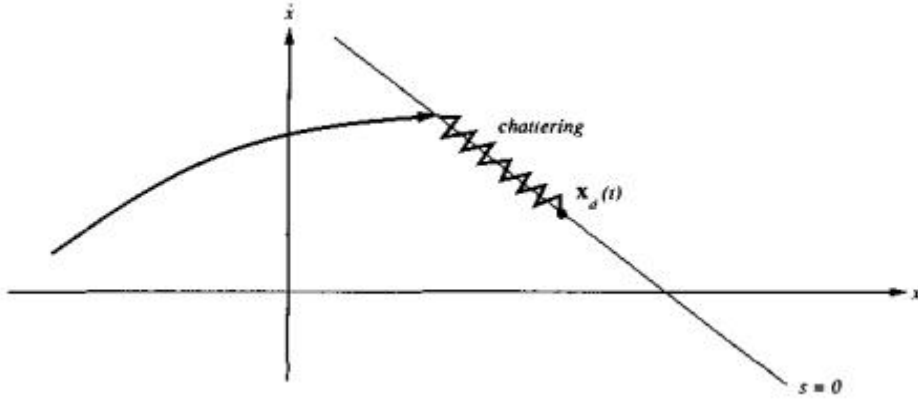


ekil 3.14: Sapma açısı SMC modeli

3.2.2.5 Çatırtı etkisinin azaltılması

Çatırtı (ng. chattering) problemi kayan kipli kontrol tasarımında sıklıkla karşılaşılan bir sorundur. Sistemde kontrolcü tarafından ihmal edilen hızlı dinamikler çatırtı oluşturmaktadır [40].

Kayan kipli kontrolde kayma yüzeyindeki de i imin sıfıra yakınsaması ($\dot{s} \approx 0$) ve böylelikle sistemi kayma yüzeyinde tutması amaçlanır [41]. ekil 3.15’de çatırtı etkisi gözlemlenmektedir.



ekil 3.15: Çatırtı etkisi

Sign fonksiyonundaki süreksizlik de çatırtı etkisi olumuna etmendir. Bu süreksizlik etkisini gidermek için sınır katman yaklaımı olarak da bilinen sürekli bir yaklaım kullanılarak signum fonksiyonu satürasyon [33, 37, 40, 42] veya sigmoid [32] fonksiyonu ile de i tirilebilir. Satürasyon fonksiyonu ve sigmoid fonksiyonları sırasıyla Denklem 3.29 ve 3.30’da belirtilmi tir [32, 43-45].

$$s_1 \left(\frac{s}{\varphi} \right) = \begin{cases} \frac{s}{\varphi}, & \frac{s}{\varphi} \leq 1 \\ s_1 \left(\frac{s}{\varphi} \right), & \frac{s}{\varphi} > 1 \end{cases} \quad (3.29)$$

$$\text{sigmoid}(s) = \frac{s}{|s| + \varepsilon} \quad (3.30)$$

Denklemlerde belirtilen katman kalınlı mı, ise pozitif sabiti ifade etmektedir. Ek-2’de belirtilen fonksiyonların kullanılmasıyla kayma yüzeyi ve kayma yüzeyinin türevindeki zamana ba lı de i imin grafikleri gösterilmi tir.

Çatırtı etkisinin azaltılmasında yükseklik kontrolü için signum fonksiyonunun sigmoid fonksiyonu ile de i tirimesi yeterli olmu tur. Sapma açısı kontrolünde ise signum fonksiyonu, satürasyon fonksiyonu ile de i tirilmi katsayılar Çizelge 3.10’da gibi yeniden ayarlanmı tir.

Çizelge 3.10: Çatırtı etkisini azaltmak için yeni smc sapma açısı katsayıları

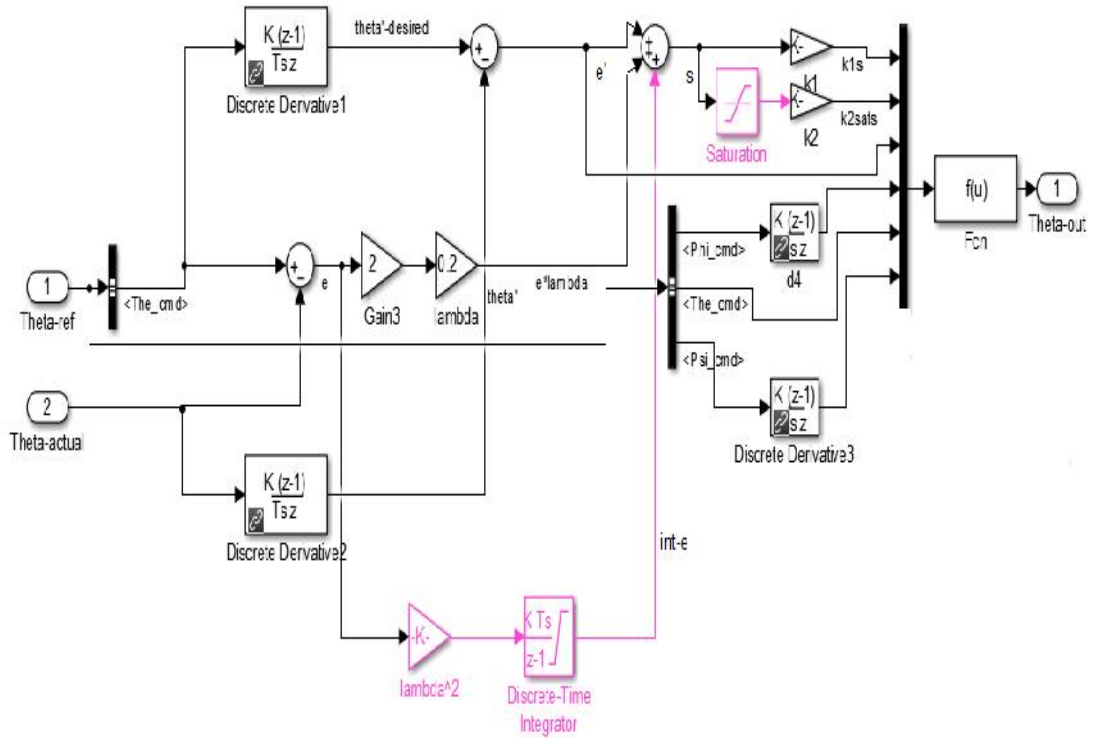
k_1	k_2	
0.1	90	2.5

Yalpa ve yunuslama açılarında çatırtı etkisini azaltmak için saturasyon fonksiyonu kullanıldı. İndirgenim çok arttı. İndirgenim kayma yüzeyine Denklem 3.31 ve 3.32'deki gibi integralci eklenmiştir.

$$s = \left(\frac{d}{dt} + \lambda \right)^2 \int e * dt \quad (3.31)$$

$$s = \dot{e} + 2\lambda e + \lambda^2 \int e * dt \quad (3.32)$$

Kayma yüzeyi yeniden tanımlandığında sonra katsayılar yalpa ve yunuslama açıları için Çizelge 3.8'deki ekliyle yeniden ayarlanmıştır. Simulink modelinde yapılan değişiklik ise ekil 3.16'da görülmektedir.



Ekil 3.16: Yalpa ve yunuslama açılarındaki çatırtı etkisini azaltmak için tasarlanan simulink modeli

Çizelge 3.11: Çatırtı etkisini azaltmak için yeni smc yalpa ve yunuslama açıları katsayıları

k_1	k_2	
2	18	0.2

3.3 Simülasyon Sonuçları

Simülasyon sonuçları incelendi inde tasarlanan PID ve SMC kontrolcülerin her ikisinin de istenilen referans de erini takip edebildi i görülmektedir. Kayan kipli kontrol sonucu elde edilen simülasyon sonuçları incelendi inde çattırıt etkisinin önemli ölçüde azaltıldı ı görülebilir.

PID ve SMC sonuçları kar ıla tırıldı nda, kayan kipli kontrolcülerini daha az salınımla ve daha kısa sürede istenilen referans de erine ula abildi i söylenebilir.

Ek-3'de simülasyon sonuçları verilmi tir.

4. KONTROLCÜ TASARIMININ DÖRTDÖNERDE GERÇEKLENMESİ

Bu bölümde üçüncü bölümde MATLAB Simulink üzerinde geliştirilen SMC ve PID kontrolcüler gerçek dörtlüner üzerinde test edilerek simülasyon sonuçları ile deneysel veriler arasında kıyaslama yapılacaktır.

4.1 Sistem Donanımları

4.1.1 Motorlar

Dörtlünerde kullanılan motorlar Turning SK3 Aerodrive marka olup Resim 4.1’de gösterilmiştir.



Resim 4.1: Motorlar

Motorlara ait mekaniksel değerler Ek-1’de gösterilmiştir. Elektriksel özellikleri ise Çizelge 4.1’de gösterilmiştir. [46]

Çizelge 4.1: Motorlara ait elektriksel özellikler

Kv(rpm/V)	Maksimum voltaj(V)	Maksimum akım(A)	Direnç (m Ω)
1130	11	13	120

4.1.2 Gövde

Resim 4.2’de gösterilen gövde Turnigy markasının Talon modelidir. Hafif kütlesine ra men yüksek kaliteli karbon fiber yapısı ve alminyum ala ımı sayesinde oldukça sa lam olup, kütle ve sa lamlık açısından avantaj sa lamaktadır.



Resim 4.2: Drtdner gövdesi

4.1.3 Elektronik hız kontrolcüsü

ki – dört hücre LiPo batarya kullanabilme özelli ine sahip elektronik hız kontrolcüsü (ESC) Resim 4.3’ de gösterilmi tir. Kullanılan ESC yine Turnigy marka Plush 25A modeldir.



Resim 4.3: Elektronik hız kontrolcüsü

4.1.4 Mesafe sensörü

Mesafe sensörü olarak LV-MaxSonar - EZ4 kullanılmı tır. Sensörün ölçüm aralı 1 30-645cm'dir.

4.1.5 Radyo kontrol ünitesi

Turnigy 6X radyo kontrol ünitesi Resim 4.4' de görülebilir. 2.4 Ghz frekans kullanan bu kontrol ünitesi 6 kanala ve 1024 rezolüsyona sahiptir.



Resim 4.4: Radyo kontrol ünitesi

4.1.6 Ana kontrol ünitesi

Ana kontrol ünitesi olarak kullanılan kart Ardupilot Mega 2.5'dir. Arduino tabanlı olan kart, açık kaynak olması sayesinde kullanılacak projeye göre de i ti tilebilir. Kartın üzerinde Atmega 2560 i lemci, GPS, radyo ünitesi ve konnektörler bulunmaktadır. Aynı zamanda üç eksen jiroskop, üç eksen ivmeölçer ve manyetometresi mevcuttur.

4.2 Deneysel Veriler

Sistemin dörtlöner üzerinde gerçekenmesinde kullanılacak yazılım (Ek-4) Arduino programı kullanılarak yazılmı tır. Testlerin yapı masında sabit referans yerine kare dalga kullanılmı tır. Dörtlöner hareketleri simülasyon sonuçları ile uyumludur. Fakat yalpa ve yunuslama kontrolcü çıkı larındaki ani dürtü tepkileri nedeni ile dörtlöner beklenilenden daha agresif hareket etmektedir.

Dürtüler düük geçirgen filtre ile azaltılabilmektedir. Filtre kullanımı sinyali bozdu undan kare dalgayı takip etmekte zorlanılmı tır bu nedenle dürtü tepkileri çok fazla bastırılmadan bırakılmı tır.

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında dört rotorlu bir insansız hava aracı için kayan kipli kontrol ve oransal integral türevsel kontrolcü tasarımı yapılmıştır. Kontrolcü tasarımları MATLAB Simulink kullanılarak tasarlanmış olup kontrolcü katsayıları iterasyon metodu ile ayarlanmıştır.

Kontrolcü tasarımları yapıldıktan sonra sistemdeki hızlı dinamikler nedeniyle kayan kipli kontrolcüde meydana gelen çattırtı sorunu sürekli yaklaşımlar kullanılarak çözülmüştür.

Her iki kontrolcü de istenilen değerleri takip edebilmektedir. Elde edilen sonuçlar göz önünde bulundurulduğunda oransal integral türevsel kontrolcülerde kayan kipli kontrolcülere oranla daha fazla salınım olduğu görülmüştür. Ayrıca kayan kipli kontrolcüler de sistemlere daha kolay adapte olabilmekte ve daha kısa sürede sistemi istenilen değere getirebilmektedir.

Gerçek sistem üzerinde yapılan deneylerde elde edilen veriler simülasyon sonuçları ile uyumlu olmasına rağmen kontrolcü çıkışlarındaki ani tepkiler dörtlü dönerin beklenilenden daha hızlı hareket etmesine neden olmaktadır. Filtreleme yöntemleri sinyali bozduğundan dürtü tepkileri sinyali bozmayacak kadar filtrelenmiştir.

Bu konu ile ilgili yapılabilecek gelecek çalışmalar ani tepkilerin azaltılması ve dörtlü dönerin rüzgarlı hava gibi daha zorlu ortamlarda denenmesini içerebilir.

KAYNAKLAR

- [1] **Finn R.L., Wright W.**, (2012). Unmanned Aircraft Systems: Surveillance, Ethics and Privacy in Civil Applications, *Computer Law and Security Review*, 28, 184-194.
- [2] **Noami K., Kendoul F., Suzuki S., Wang W., Nakazawa D.**, (2010). *Autonomous Flying Robots*, Springer.
- [3] **Motaparthi A., Katukam R.**, MAV for Fire Extinguishing A Review, (2014). *International Journal of Engineering Innovation and Research*, 3, 297-299.
- [4] **Whitehead K., Hugenholtz C.H., Myshak S., Brown O., LeClair A., Tamminga A., Barchyn T.E.**, (2014). Remote Sensing of the Environment with Small Unmanned Aircraft Systems, *Journal of Unmanned Vehicle Systems*, 3, 86-102.
- [5] **Eisenbeiss H.**, (2004). A Mini Unmanned Aerial Vehicle System Overview and Image Acquisition, *International Workshop on Processing and Visualization Using High Resolution Imagery*, Thailand, 18-20 November.
- [6] **Wheeler M., Schrick B., Whitacre W., Campbell M., Rysdyk R., Wise P.**, (2006). Cooperative Tracking of Moving Targets by A Team of Autonomous Uavs, *25th Digital Avionics Systems Conference*, 15-19 October.
- [7] **Hoffmann G., Huang H., Waslander S.L., Tomlin C.J.**, (2007). Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment, *In the Conference of the American Institute of Aeronautics and Astronautics*. Hilton Head, South Carolina, 20-23 August
- [8] **Huang H., Hoffmann G., Waslander S.L., Tomlin C.J.**, (2009). Aerodynamics and Control of Autonomous Helicopters in Aggressive Maneuvering, *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 2408-2413.
- [9] <http://www.aviastar.org/history/index.html> alındı 1 tarih: 13.09.2015
- [10] **Domingues J.M.B.**, Quadrotor Prototype, *M.Sc. Thesis*, Technico Lisboa, (2009).
- [11] **Stoff J.**, (2010). *Images of Aviation Long Island Aircraft Manufacturers*, Arcadia Publishing.
- [12] **Stoff J.**, (2001). *The Historic Aircraft and Spacecraft in the Cradle of Aviation Museum*, Dover Publications, New York.

- [13] <http://flynixie.com/> alındı 1 tarih: 28.09.2015
- [14] <http://www.parrot.com/usa/products/minidrones/> alındı 1 tarih: 28.09.2015
- [15] **Carrera T.G.**, Quadcopter Automatic Landing and Docking Station, *M.Sc. Thesis*, Technico Lisboa, (2013)
- [16] **Basta, P.O.**, Quadcopter Flight, *M.Sc. Thesis*, California State University, Northridge, (2012)
- [17] **Hurd, M.B.**, Control of Quadcopter Aerial Robot Using Optic Flow Sensing, *M.Sc. Thesis*, University of Nevada, Reno, (2013)
- [18] **Schmidt, M. D.**, Simulation and Control of A Quadrotor Aerial Vehicle, *M.Sc. Thesis*, University of Kentucky, (2011)
- [19] **Malara G., Spanos P.D., Arena F.**, (2014), Maximum Roll Angle Estimation of a Ship in Confused Sea Waves via a Quasi-Deterministic Approach, *Probabilistic Engineering Mechanics*, 35, 75-81
- [20] **Sandaruwan D., Kodikara N., Keppitiyagama C., Rosa R.**, (2010). A Six Degrees of Freedom Ship Simulation System for Maritime Education, *The International Journal on Advances in ICT for Emerging Regions*, 2, 34-47.
- [21] **Jirinec, T.**, Stabilization and Control of Unmanned Quadcopter, *M.Sc. Thesis*, Czech Technical University, Prague, (2011)
- [22] **Chan H.L., Woo K.T.**, (2015). Design and Control of Small Quadcopter System with Motor Closed Loop Speed Control, *International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research*, 4, 287-292.
- [23] **Ghazbi S.N., Aghli Y., Alimohammadi M., Akbari A.A.**, (2016). Quadrotors Unmanned Aerial Vehicles A Review, *International Journal on Smart Sensing and Intelligent Systems*, 9, 309-333.
- [24] **Agraval K., Shirivastav P.**, (2015). Multirotors: A Revolution in Unmanned Aerial Vehicle, *International Journal of Science and Research*, 4, 1801-1804.
- [25] **Büchi R.**, (2016). Fascinating Quadcopter, Books on Demand, Norderstedt.
- [26] **Magnussen, Ø. Skjønhau, K.E.**, Modelling Design and Experimental Study for Quadcopter System Construction, *M.Sc. Thesis*, University of Agder, (2011)
- [27] **Luukkonen, T.**, Modelling and Control of A Quadcopter, Independent research project in applied mathematics, Aalto University, Espoo, (2011)
- [28] **Balas C.**, Modelling and Linear Control of Quadrotor, *M.Sc. Thesis*, Cranfield University, (2007)
- [29] **Bouabdallah, S.**, Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying, *PhD Thesis*, Ecole Polytechnique Federale de Lausanne, Lausanne, (2007)

- [30] www.uavdesign.net
- [31] <<http://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/48053-quad-sim>>
- [32] **Shtessel, Y., Edwards, C., Fridman, L., Levant, A.,** (2014), Sliding Mode Control and Observation, Springer-Birkhauser
- [33] **Slotine J.E., Li W.** (1991). Applied Nonlinear Control, Prentice Hall.
- [34] **Gao W.B.,** (1990). Variable Structure Control Theory, Science and Technology Press, Beijing, China.
- [35] **Sabanovic A., Fridman L.M., Spurgeon S.,** (2004). Variable Structure Systems: From Principles To Implementation, The Institution of Engineering and Technology, London.
- [36] **Ding L., Qui S.,** The Research Based on Fuzzy Sliding Mode Control for Linear Double Inverted Pendulum, *Advanced Materials Research*, 926-930, 1463-1467.
- [37] **Elkholy H.,** Dynamic Modelling and Control of a Quadrotor Using Linear and Nonlinear Approaches, *M.Sc. Thesis*, The American University in Cairo, (2014)
- [38] **Bouadi H., Tadjine M.,** (2007). Nonlinear Observer Design and Sliding Mode Control of Four Rotor Helicopter, *International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering*,1, 329-334.
- [39] **Bouabdallah S., Siegwart R.,** (2005). Backstepping and Sliding Mode Techniques Applied to An Indoor Micro Quadrotor, *International Conference on Robotics and Automation*, Barcelona, Spain
- [40] **Utkin V., Guldner J., Shi J.,** (1999). Sliding Mode Control in Electromechanical Systems, London, Philadelphia, Taylor-Francis.
- [41] **Cömert C., Kasnako lu C.,** (2017), Comparing and Developing PID and Sliding Mode Controllers for Quadrotor, *International Conference on Mechatronics Systems and Control Engineering*, Feb 2-4, Kayseri, Turkey
- [42] **Utkin V.I.,** (1993). Sliding Mode Control Design Principles and Applications to Electric Drives, *IEEE Transactions Industrial Electronics*, 40, 23-36.
- [43] **Guldner J., Utkin V.,** The chattering problem in sliding mode systems, *14th International Symposium on Mathematical Theory of Networks and Systems*, Perpignan, France.
- [44] **Ajmera Y., Sankeshwari S.,** (2013), Fuzzy Fractional order sliding mode controller for DC motor, *International Journal of Advances in Engineering and Technology*, 6. 1876-1885

- [45] **Kim Y., Jeon G.**, (2004), Error reduction of sliding mode controller using sigmoid type nonlinear interpolation in the boundary layer, *IJCAS*, 2,4
- [46] **Elbir Ö.**, Dört Rotorlu nsansız Hava Aracı ın Otopilot Tasarımı, *MSc Thesis*, TOBB University of Economics and Technology, Ankara, (2013)

EKLER

EK 1: Sabitler

EK 2: Kayma Yüzeyinin Türevinin Zamana Ba lı De i imi

EK 3: SMC ve PID Tasarımlarına Ait Simülasyon Sonuçları

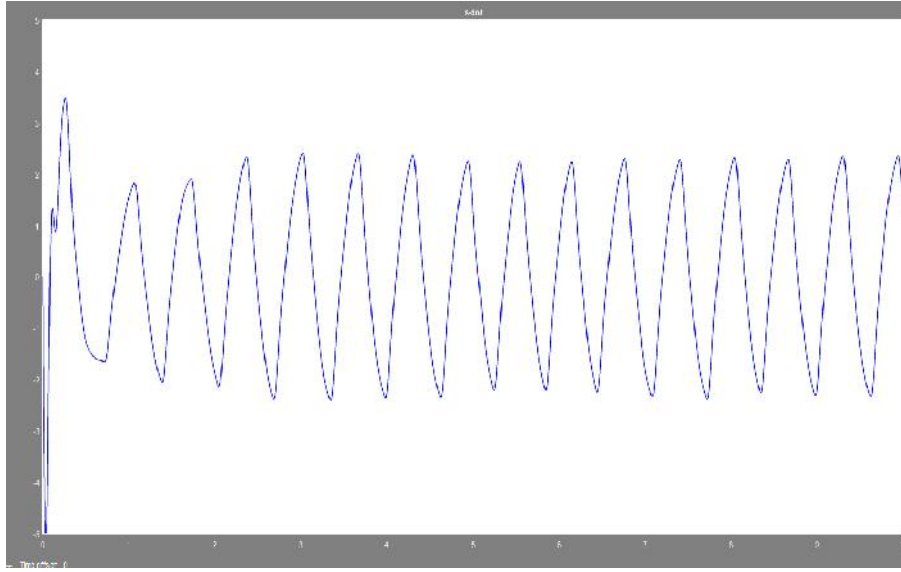
EK 4: Arduino yazılımı

EK 1

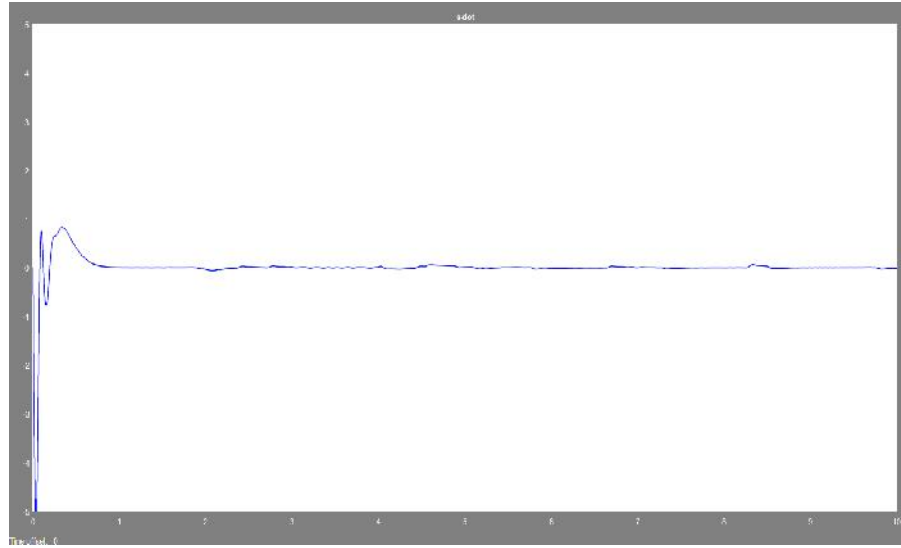
ÇizelgeEk.1 : Sabitler

sim	De er
g	9.81
L	22 cm
m	0.5040kg
I _x	0.0053
I _y	0.0053
I _z	0.0103
J _m	2.27e ⁻⁰⁶
Motor-uzunluk	40cm
Motor-yarıçap	1.4cm
Motoryükseklik	4cm
ESC-m	22g
ESC-boyut	2.4x4.5x1.1cm
Gövde-m	240g
Gövde-uzunluk	50cm

EK 2

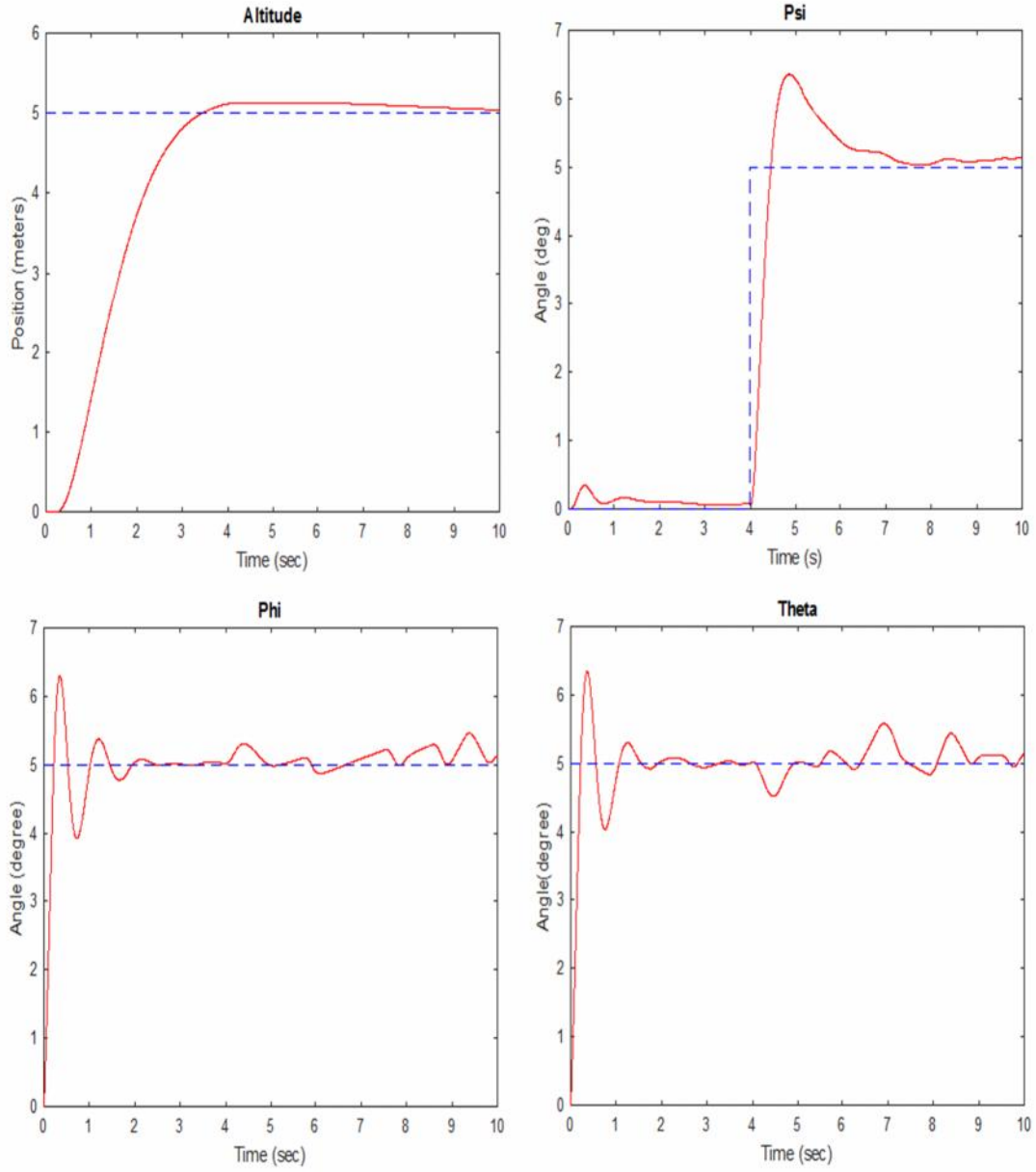


ekilEk.1 :Kayma yüzeyi türevinin zamana ba lı de i imi (çatırtı etkisi azlılmadan)

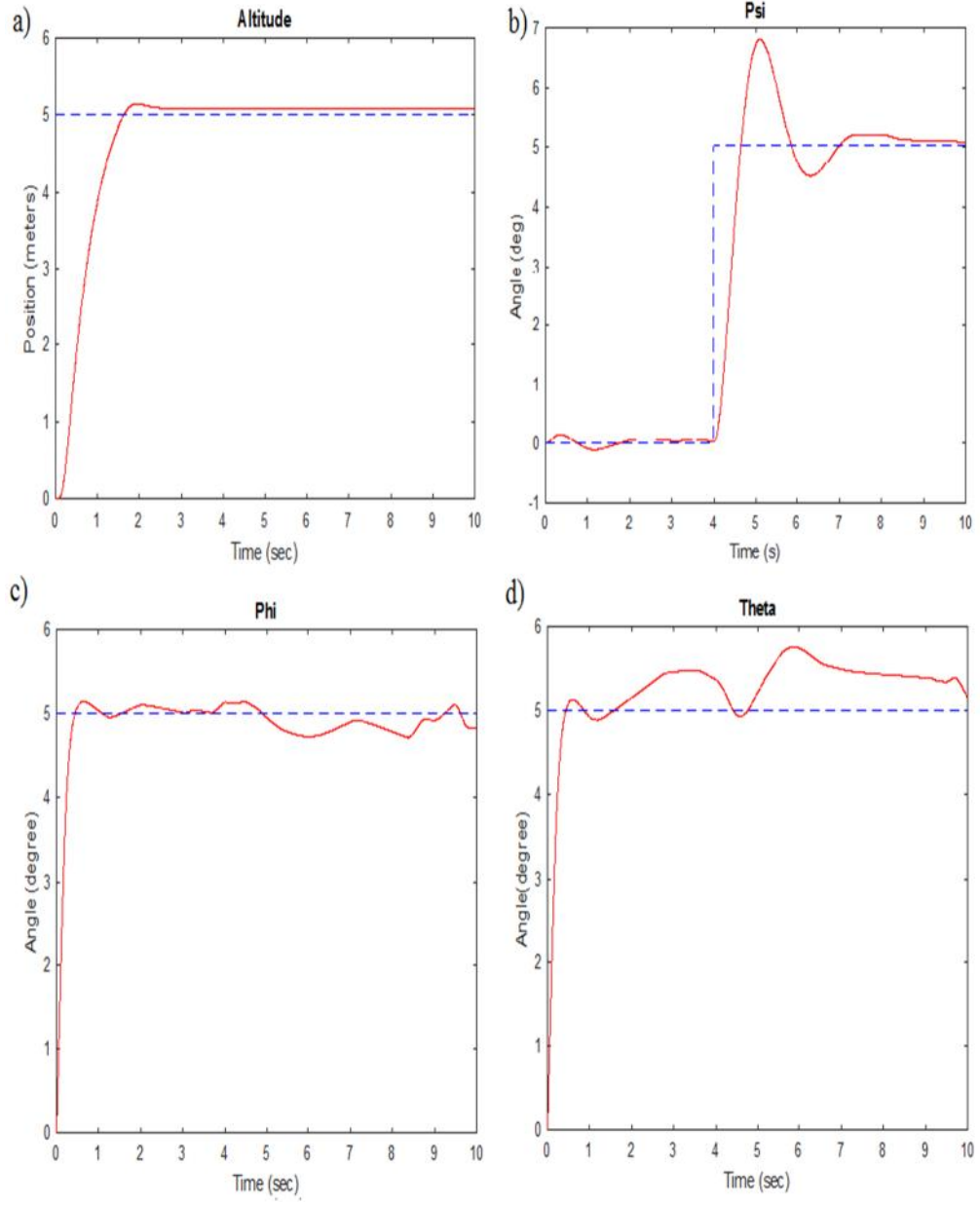


ekil Ek1 : Kayma yüzeyinin türevinin zamana ba lı de i imi

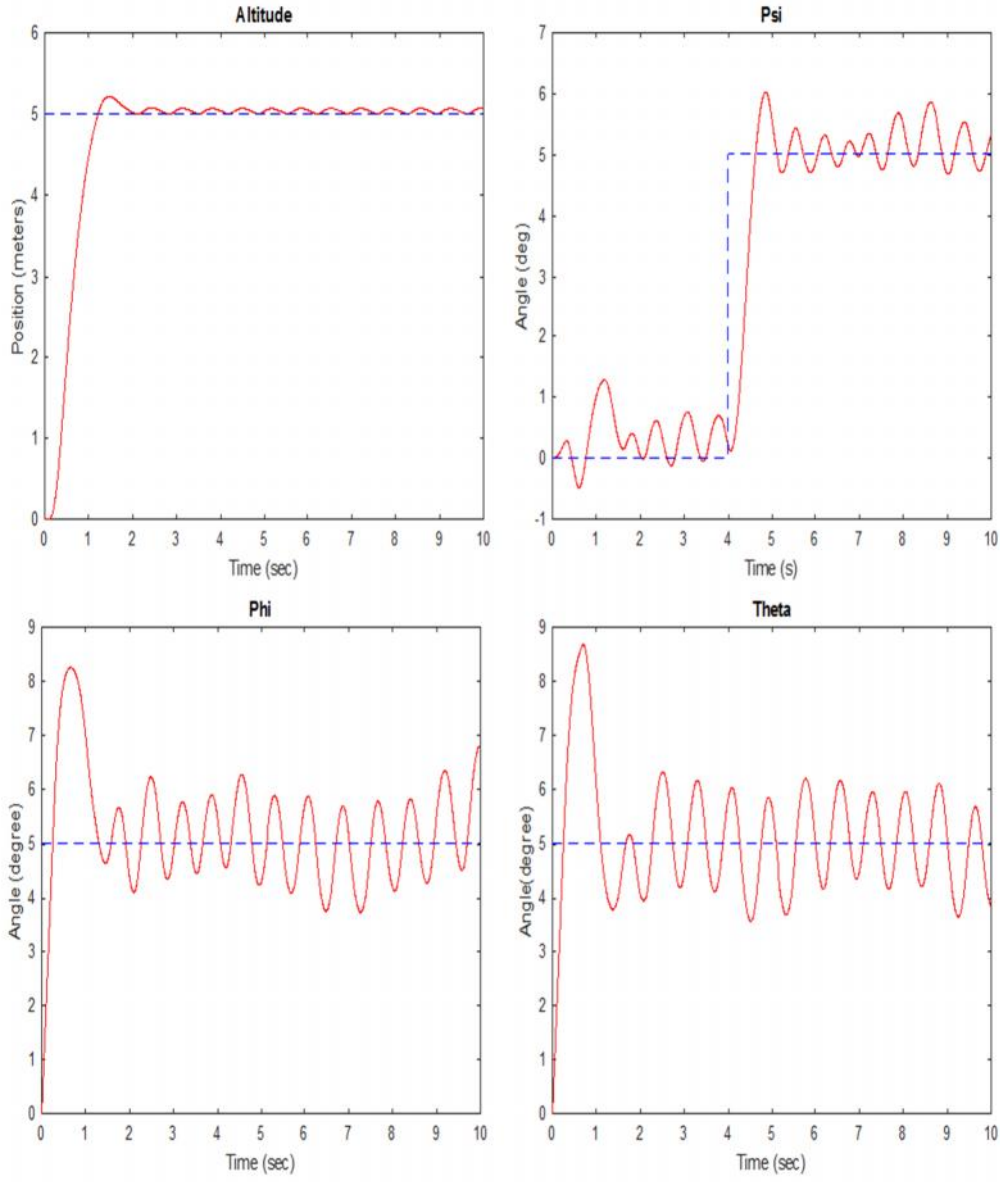
EK 3



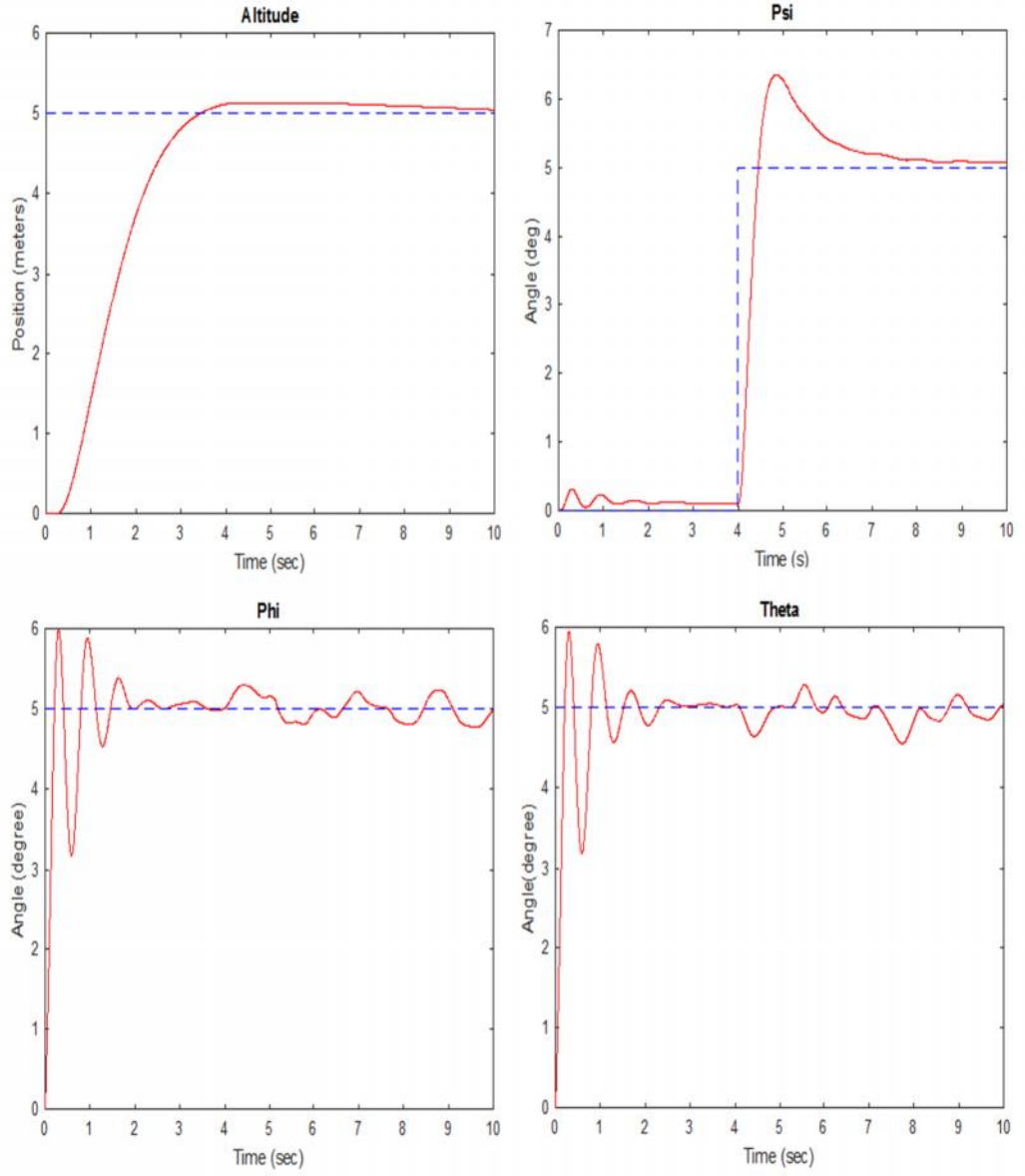
ekil Ek.3: PID simülasyon sonuçları (+ konfigürasyonu)



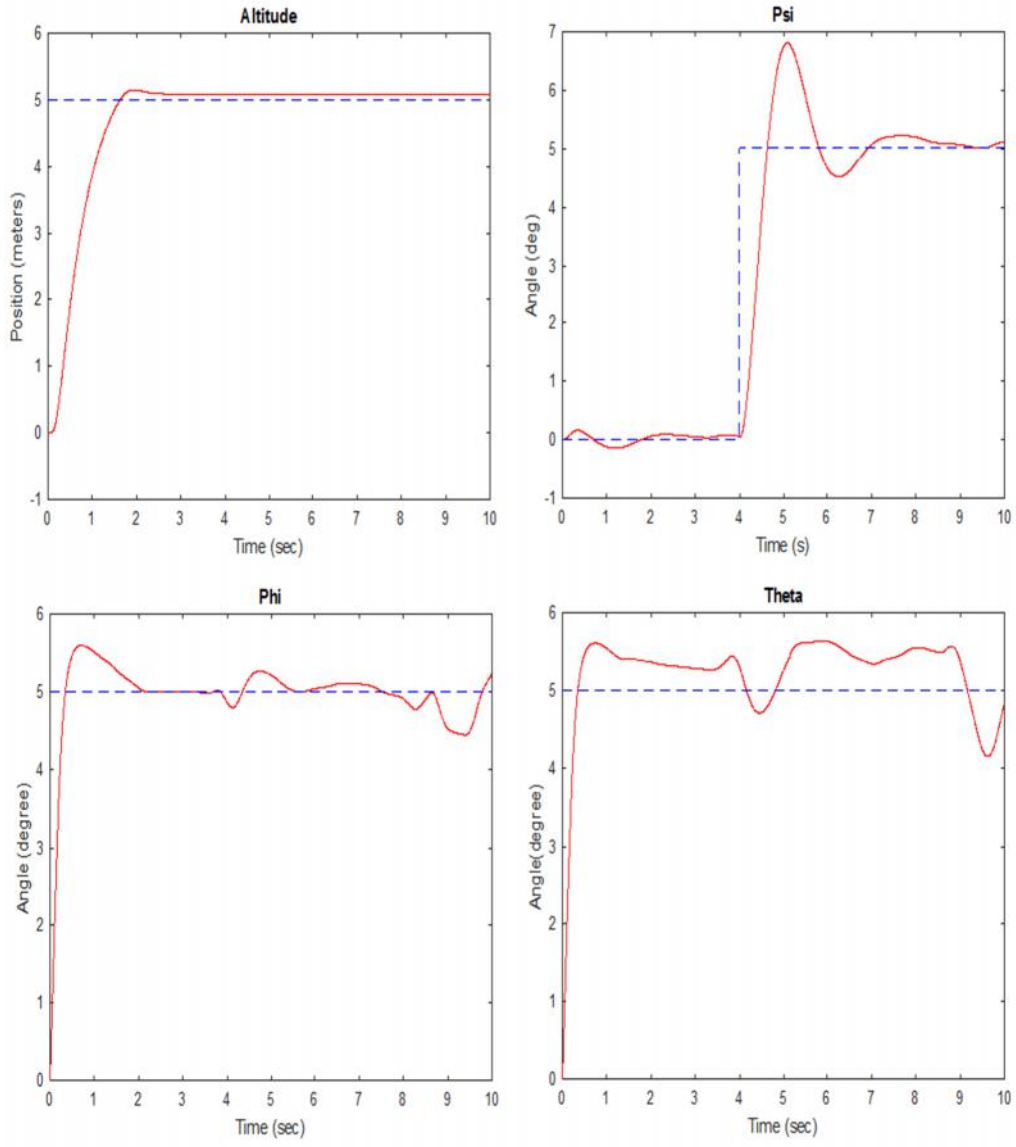
ekil Ek.3 : SMC simülasyon sonuçları (+ konfigürasyonu)



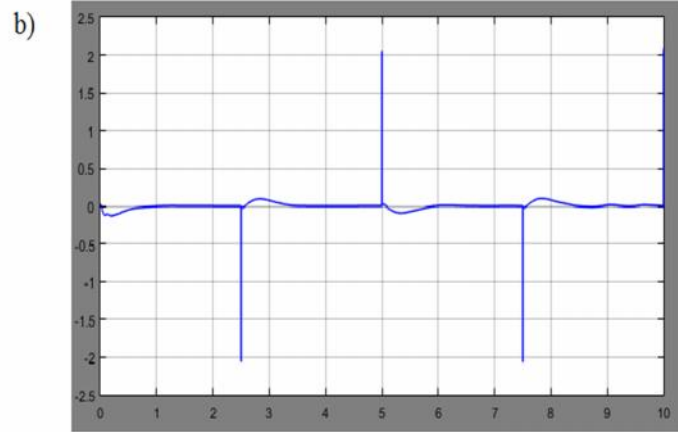
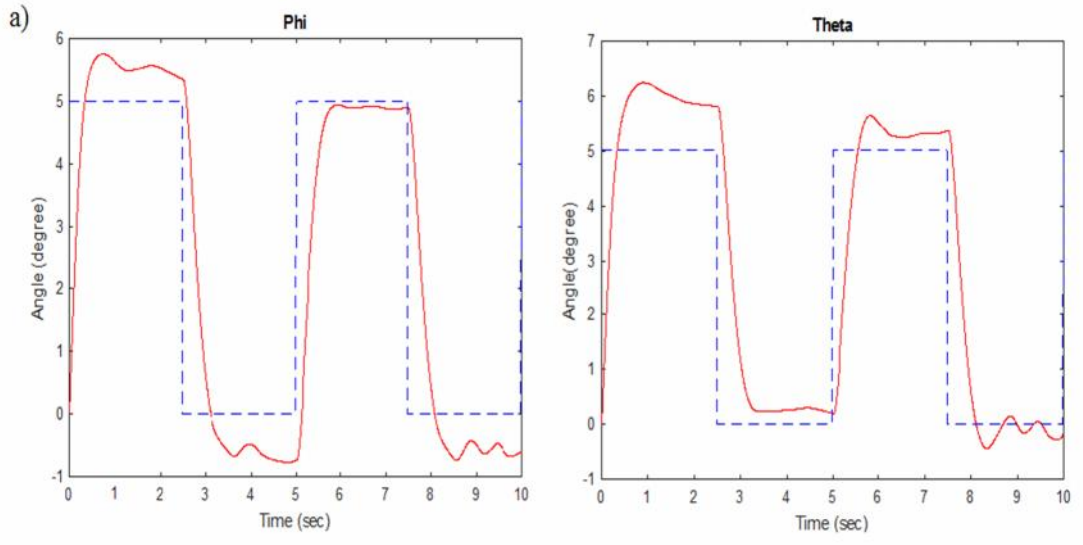
ekil Ek.3: SMC simülasyon sonucu (+ konfigürasyonu çatırtı etkisi azaltılmadan)



ekil Ek.3 : PID simülasyon sonuçları (x konfigürasyonu)



ekil Ek.3: SMC simülasyon sonucu (x konfigürasyonu)



ekil Ek.3: Kare dalga a) simulasyon sonucu, b) deneysel sonuç

ÖZGEÇM

Ad-Soyad :Ceren-Cömert
Uyru u :TC
Do um Tarihi ve Yeri :1992 / Ankara
E-posta :ccomert@etu.edu.tr

Ö REN M DURUMU:

- **Lisans** :2014, TOBB ETÜ, Mühendislik Fakültesi, Elektrik Elektronik Mühendisli i
- **Yüksek lisans** :2016, TOBB ETÜ, Fen Bilimleri Anabilim Dalı, Elektrik Elektronik Mühendisli i Tezli Yüksek Lisans Programı

YABANCI D L: İngilizce

Almanca

TEZDEN TÜRET LEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Cömert. C.** and Kasnakolu C., 2016. Dört Rotorlu nsansız Hava Aracı için Kayan Kipli Kontrolcü Tasarımı, Elektrik Elektronik ve Biyomedikal Mühendisli i Konferansı (ELECO), 673-677, Dec 1-3, Bursa, Turkey
- **Cömert C.** and Kasnakolu C., 2017. Comparing and Developing SMC and PID Controllers for Quadrotor, International Conference on Mechatronics Systems and Control Engineering (ICMSCE), Feb 2-4, Kayseri, Turkey