

**KUADROKOPTER TEST PLATFORMU TASARIMI
VE GERÇEKLEŞTİRİLMESİ**

**2014
YÜKSEK LİSANS TEZİ
MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ**

Atıl Emre COŞGUN

**KUADROKOPTER TEST PLATFORMU TASARIMI VE
GERÇEKLEŐTRİLMESİ**

Atıl Emre COŞGUN

**Karabük Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalında
Yüksek Lisans Tezi
Olarak Hazırlanmıştır**

**KARABÜK
Ocak 2014**

Atıl Emre COŞGUN tarafından hazırlanan “Kuadrokopter Test Platformu Tasarımı Ve Gerçekleştirilmesi” başlıklı bu tezin Yüksek Lisans Tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

Doç. Dr. Raif BAYIR



Tez Danışmanı, Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Bu çalışma, jürimiz tarafından oy birliği ile Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalında Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir. 10/ 01/ 2014

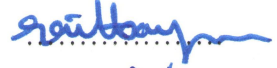
Ünvanı, Adı SOYADI (Kurumu)

İmzası

Başkan: Yrd. Doç. Dr. Fecir DURAN (GÜ)



Üye : Doç. Dr. Raif BAYIR (KBÜ)



Üye : Yrd. Doç. Dr. Metin ZEYVELİ (KBÜ)



...../...../2014

KBÜ Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu, bu tez ile Yüksek Lisans derecesini onamıştır.

Prof. Dr. Mustafa BOZ

Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü



“Bu tezdeki tüm bilgilerin akademik kurallara ve etik ilkelere uygun olarak elde edildiğini ve sunulduğunu; ayrıca bu kuralların ve ilkelerin gerektirdiği şekilde, bu çalışmadan kaynaklanmayan bütün atıfları yaptığımı beyan ederim.”

Atıl Emre COŞGUN

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

KUADROKOPTER TEST PLATFORMU TASARIMI VE GERÇEKLEŞTİRİLMESİ

Atıl Emre COŞGUN

Karabük Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı:

Doç. Dr. Raif BAYIR

Ocak 2014, 58 sayfa

Kuadrokoopterler insansız hava araçlarıdır. Uçma prensibi aerodinamik etkileri kullanarak, birbirine karşılıklı monte edilmiş dört motorun tahriki sonucu havalanması şeklindedir. Bu çalışmada, kuadrokoopterleri test edebilmek için deney düzeneği hazırlanmıştır. Bu test platformu sayesinde kuadrokoopterlerin, test ve ilk kullanımlarında yanlış kontrol parametrelerinin seçilerek hasar görmesinin önüne geçilmektedir. Ayrıca, kapalı ortam kuadrokoopter çalışmalarında, kazalar ve yaralanmalar en aza indirilmektedir. En uygun PID (Proportional Integral Derivative) parametreleri belirlenerek kuadrokoopter dış ortam uçuşlarına hazır hale getirilmektedir. Kuadrokoopter, PID denetimi ile dengeli bir biçimde eksensel olarak düzgün yönelim hareketleri yapabilmektedir. Gerçek zamanlı deneysel çalışmalarda kuadrokoopterinin kullanıcı ara yüzü bir yazılım ile takibi yapılmaktadır. Kontrol kartına verilen sinyal girişleri ile kuadrokoopterinin yunuslama, yalpalama ve sapma

hareketlerinde kaldırabilecekleri yük miktarları, bir veri alış-veriş kartı ile ölçülmektedir.

Anahtar Sözcükler : Dört rotorlu araç, kuadrokopter test platformu, insansız hava aracı, PID kontrol.

Bilim Kodu :

ABSTRACT

M. Sc. Thesis

DESIGN AND IMPLEMENTATION OF QUADROCOPTER TEST PLATFORM

Atıl Emre COŞGUN

Karabük University

Graduate School of Natural and Applied Sciences

Department of Mechatronics Engineering

Thesis Advisor:

Assoc. Prof. Dr. Raif BAYIR

February 2014, 58 pages

Quadrocopters are unmanned aerial vehicles. There are four motors which mounted opposite to each other like plus shaped. Aerodynamic effects are used to flying of quadrocopters. In this work, quadrocopter test platform assembly has been realized for the indoor environment study. With the quadrocopter test platform, unmanned aerial vehicles have been prevented to damages with selected suitable control parameters. Also numbers of the accidents and injuries in the indoor environment quadrocopter study have been reduced to minimum. After determined the most suitable PID (proportional integral derivative) parameters, quadrocopter have been ready for flight. PID controller has been used to axial position control of the vehicle. The performance of the system was proved experimental platform setup in the laboratory. It has been run as real time and it has been made observation with interfaces processing program. Quadrocopters handle load at yaw, pitch and rolling movements has been measured on data acquisition card.

Key Word : Quadrocopter, quadrotor, flying robot, uav, PID controller.

Science Code :

TEŞEKKÜR

Bu tez çalıőmasının planlanmasında, araőtırılmasında, yürütölmesinde ve oluşumunda ilgi ve desteğini esirgemeyen, engin bilgi ve tecrübelerinden yararlandığım, yönlendirme ve bilgilendirmeleriyle çalıőmamı bilimsel temeller ışığında őekillendiren sayın hocam Doç. Dr. Raif BAYIR'a sonsuz teőekkürlerimi sunarım.

Sevgili aileme manevi hiçbir yardımı esirgemedен yanımda oldukları için tüm kalbimle teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
KABUL.....	ii
ÖZET.....	iv
ABSTRACT.....	vi
TEŞEKKÜR.....	viii
İÇİNDEKİLER	ix
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	xii
ÇİZELGELER DİZİNİ	xv
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	xvi
BÖLÜM 1.	1
GİRİŞ	1
BÖLÜM 2.	7
LİTERATÜR TARAMASI.....	7
BÖLÜM 3.	13
KUADROKOPTER YÖNELİM HAREKETLERİ.....	13
3.1. YUNUSLAMA AÇISI.....	13
3.2. YALPALAMA AÇISI.	14
3.3. SAPMA AÇISI.....	15
3.4. KUADROKOPTERİN ÖN VE ARKA YÖNELİM HAREKETİ.....	15
3.5. KUADROKOPTERİN SAĞ VE SOL YÖNELİM HAREKETİ.....	16
BÖLÜM 4.	17
KUADROKOPTERİN MODELLENMESİ	17
BÖLÜM 5.	23
MATERYAL VE METOD.....	23
5.1. DENEY PLATFORMU	23

	<u>Sayfa</u>
5.1.1. Kuadrokopter İskeleti	26
5.1.2. Kuadrokopter RF Kumanda.	28
5.1.3. Mikrodenetleyici Kontrol Kartı.....	28
5.1.4. Elektronik Hız Kontrolcüsü.....	30
5.1.5. Bataryalar.	30
5.1.6. Gyroskop.	31
5.1.7. İvmeölçer Sensör.....	32
5.1.8. Fırçasız Motor.	33
5.1.9. Yük Hücresi.....	34
5.1.10. Sinyal Yükseltici	35
5.1.11. Veri Toplama Kartı	36
5.2. KONTROLCÜ TASARIMI	37
5.2.1. PID Denetimi.....	37
 BÖLÜM 6.	 42
DENEYSEL ÇALIŞMALAR	42
6.1. PID DENETLEYİCİ İLE YUNUSLAMA HAREKETİ YÖNELİMİ.....	42
6.2. DÖRT PERVANELİ UÇABİLEN İNSANSIZ HAVA ARAÇ YÜK TAŞIMA KAPASİTESİ ÖLÇÜMLERİ.....	44
6.2.1. Yunuslama Hareketi	47
6.2.2. Yalpalama Hareketi	49
6.2.3. Sapma Hareketi.....	51
 BÖLÜM 7.	 54
DENEYSEL SONUÇLAR VE TARTIŞMA.....	54
KAYNAKLAR	55
 ÖZGEÇMİŞ	 58

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 1.1. Breguet-Richet Gyroplane No.1'in bir denemede çekilmiş fotoğrafı.....	2
Şekil 1.2. De Bothezat helikopterinin üstten ve yandan çizimi.....	3
Şekil 1.3. Oemnichen No.2'nin çizimi.	4
Şekil 1.4. Convertawings uçarken çekilmiş bir fotoğraf.	5
Şekil 1.5. Curtis – Wright VZ-7 helikopter uçarken çekilmiş bir fotoğraf.	5
Şekil 1.6. Dikey olarak havalanabilen kuadrokopter.	5
Şekil 3.1. Araç üzerine etki eden kuvvetler ve yeryüzü koordinat eksenleri.	13
Şekil 3.2. Kuadrokopter in yunuslama açısı.....	13
Şekil 3.3. Kuadrokopter in yalpalama açısı.....	15
Şekil 3.4. Kuadrokopter in sapma açısı.....	15
Şekil 3.5. Kuadrokopter in ön ve arka tarafa yönelim hareketi.....	15
Şekil 3.6. Kuadrokopter in sağ ve sol tarafa yönelim hareketi.....	16
Şekil 4.1. Araç üzerine etki eden kuvvetler ve yeryüzü koordinat eksenleri.	17
Şekil 5.1. Kuadrokopter deney platformu... ..	23
Şekil 5.2. Kuadrokopter deney platformu... ..	24
Şekil 5.3. Kuadrokopter deney platformu... ..	24
Şekil 5.4. Kuadrokopter blok diagram.. ..	25
Şekil 5.5. Gaui 500x Kuadrokopter.....	26
Şekil 5.6. Mafsal kafalı rulman ve üzerine monte edilen “+” şeklindeki platformu.	27
Şekil 5.7. “+”şeklinde monte edilmiş yük hücreleri.....	27
Şekil 5.8. Radyo vericisi.....	28
Şekil 5.9. Atmega328P kontrol kartı.....	29
Şekil 5.10. Elektronik hız kontrolcüsü.	30
Şekil 5.11. Lipo batarya.	31
Şekil 5.12. Fırçasız doğru akım motor.	33
Şekil 5.13. Yük hücresi.. ..	34
Şekil 5.14. Sinyal yükselticisi.. ..	35

Sayfa

Şekil 5.15. Advantech PCI 1716 veri alış-veriş kartı.....	36
Şekil 5.16. PID blok diyagramı.....	37
Şekil 5.17. Kuadrokopter uçuş denge kontrolü için kullanılan arayüz programı.....	38
Şekil 6.1. Veri toplama kartından kuadrokopter için oluşturulan sinyaller..	42
Şekil 6.2. Gyro-İvmeölçer algılayıcı verileri..	43
Şekil 6.3. Gyro-İvmeölçer algılayıcı verileri..	44
Şekil 6.4. Gyro-İvmeölçer algılayıcı verileri..	44
Şekil 6.5. Gyro-İvmeölçer algılayıcı verileri ..	45
Şekil 6.6. Gyro-İvmeölçer algılayıcı verileri ..	46
Şekil 6.7. Gyro-İvmeölçer algılayıcı verileri ..	46
Şekil 6.8. Matlab/Simulink programı ile oluşturulan veri giriş blokları.....	47
Şekil 6.9. Kuadrokopterin yunuslama hareketi ..	48
Şekil 6.10. Kuadrokopterin yunuslama hareketi sonucu oluşan kaldırma kuvvet grafiği.....	49
Şekil 6.11. Kuadrokopterin yunuslama hareketi sonucu oluşan eksensel kaldırma kuvveti grafiği ..	49
Şekil 6.12. Kuadrokopterin yalpalama hareket ..	50
Şekil 6.13. Kuadrokopterin yalpalama hareketi sonucu oluşan eksensel kaldırma kuvveti ..	50
Şekil 6.14. Kuadrokopterin yalpalama hareketi sonucu oluşan eksensel kaldırma kuvveti grafiği.....	51
Şekil 6.15. Kuadrokopterin sapma hareketi..	52
Şekil 6.16. Kuadrokopterin sapma hareketi sonucu oluşan kaldırma kuvveti ..	52
Şekil 6.17. Kuadrokopterin sapma hareketi sonucu oluşan eksensel kaldırma kuvveti grafiği.....	53

ÇİZELGELER DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 5.1. Kuadrokopter üzerinde kullanılan sistemlere ait teknik özellikler	25
Çizelge 5.2. Atmega 328P kontrol kartının genel özellikleri.....	29
Çizelge 5.3. GAUI 960 Kv fırçasız motor teknik özellikleri	33
Çizelge 5.4. Yük hücresi özellikleri.....	34
Çizelge 5.5. Veri toplama kartının özelliği.....	36
Çizelge 5.6. PID kontrolör parametrelerinin etkileri.. ..	38

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

SİMGELER

- G : yerçekimi ivmesi
x : x eksenindeki durum momenti
y : y eksenindeki durum momenti
z : z eksenindeki durum momenti
P : oransal kontrolcü
I : integral kontrolcü
D : türevsel kontrolcü
U : motor giriş sinyalleri
X : X eksensel koordinat
Y : Y eksensel koordinat
Z : Z eksensel koordinat
 θ : yunuslama açısı
 ψ : yalpalama açısı
 ϕ : sapma açısı

KISALTMALAR

LQR	: Linear Quadratic Regulator (Doğrusal Kare Düzenleyici)
LQ	: Linear Quadratic (Doğrusal Kare)
LQG	: Linear Quadratic Gaussian (Doğrusal Kare Gaussian)
İHA	: İnsansız Hava Aracı
UAV	: Unmanned Aerial Vehicle (İnsansız Hava Aracı)
VTOL	: Vertical Take-Off and Landing (Dikey Kalkış İniş Yapabilen Araç)
PID	: Proportional Integral Derivative (Oransal İntegral Türev)
PTO	: Pulse Train Output (Sıralı Sinyal Çıkışı)
MEMS	: Mikro Elektro Mekanik Sistemler
GPRS	: General Packet Radio Service (Radyo Servis Paketleri)
IMU	: Inertial Measurement Unit (Atalet Ölçüm Birimi)
USB	: Universal Serial Bus (Evrensel Seri Veriyolu)
DA	: Doğru Akım
PCI	: Peripheral Component Interconnect (Çevresel Arabağlantı Bileşeni)
Hz	: Hertz
Kp	: Oransal kazanç
Ki	: İntegral sabiti
Kd	: Türev sabiti

BÖLÜM 1

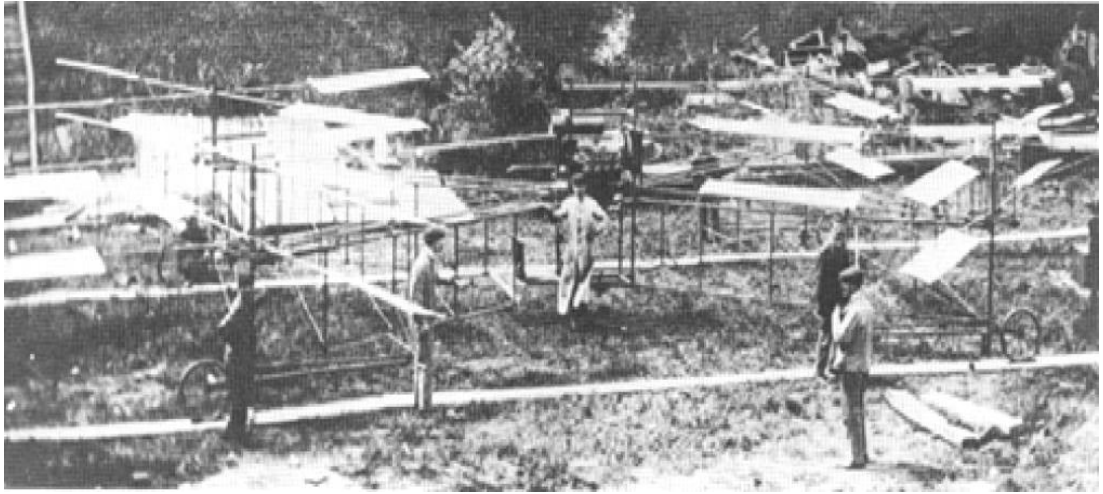
GİRİŞ

İnsansız araçlar, insanlar tarafından ulaşılması güç ve tehlikeli olan görevleri yerine getirmek için geliştirilmişlerdir. Günümüzde otonom bir şekilde hareket edebilen sistemler oldukça sık kullanılmaktadırlar. Özellikle, insansız hava araçları, araştırma konusu olarak hızlı bir şekilde yayılmaktadır. İnsansız hava aracı, bir insan operatör taşımaz, havalanmak için aerodinamik etkileri kullanır, otonom olarak uçabilir yada uzaktan kontrol edilir.

İnsansız hava araçlarının üstlenebildiği birçok görev vardır. Bu görevler deprem, yangın gibi afet zamanlarında kurtarma amaçlı görevler olabilir. Bir insanın dayanamayacağı kadar uzun süre uçuş yapılacağı zaman yine insansız hava araçlarının kullanılması büyük avantaj sağlamaktadır. Yüksek binalara ulaşım, insan için elverişsiz ortamlar gibi gözlem uçuşlarında, film çekimleri için havadan görüntü alımlarında, askeri amaçlı uygulamalarda ve güvenlik güçlerinin sosyal olaylar esnasında havadan görüntü alınıp kalabalığın yönünü tayin edip hareket etmesi gibi bir çok farklı alanda kullanılabilir. Bu bölümde tarihte yer edinmiş ve kayıtlara geçmiş erken kuadrokopter tasarımları ve yapıları, bilim adamlarının çalışmaları ve uçuş denemeleri verilmektedir [1-4].

20. yüzyılın başlarında bir bilim adamı ve akademisyen olan Charles Richet, küçük insansız bir helikopter gerçekleştirmiştir. Bu insansız araç başarılı olmamasına rağmen, Richet'in öğrencilerinden biri olan ve daha sonra havacılık tarihinin öncü insanlarından biri olacak olan Louis Breguet'e esin kaynağı olmuştur. 1906 yılında, Louis ve Jacques Breguet kardeşler, Profesör Richet rehberliğinde helikopter deneylerine başlamışlardır.

1907 yılında, Breguet kardeşler kendilerinin ilk insan taşıyan helikopterlerini yapmışlardır. Bir kuadrokopter olan bu helikopter Breguet-Richet Gyroplane No.1 olarak bilinmektedir. Helikopterin tasarımında denge sorunu göz önünde bulundurulmuştu ama ana amacı kendisini ve taşıdığı pilotu kendi kuvvetiyle yerden havalandırabilmektir. Şekil 1.1’ de, helikopterin çarpı şeklindeki yapısının köşelerinde birer yardımcı, helikopteri dengede tutmaya çalışırken’ki hali verilmektedir.



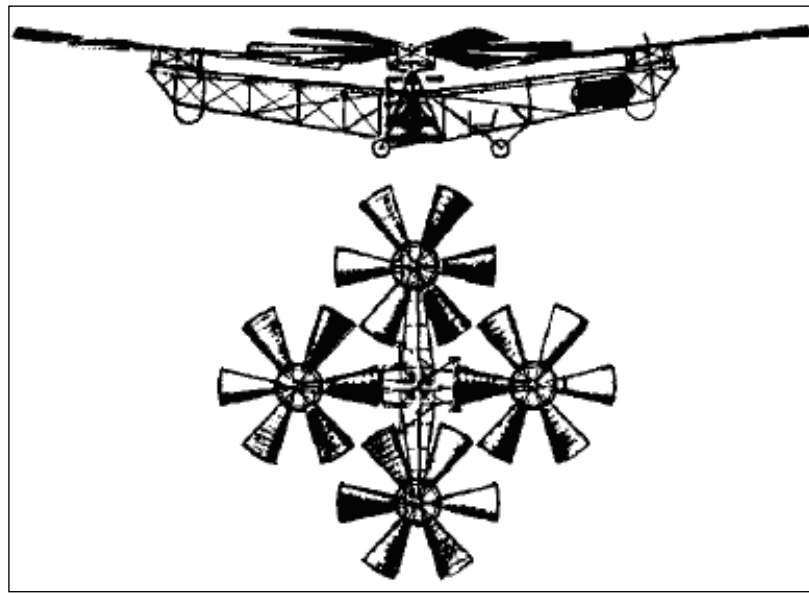
Şekil 1.1. Breguet-Richet Gyroplane No.1’in bir denemede çekilmiş fotoğrafı.

Breguet-Richet kuadrokopter, dört adet uzun kirişten meydana gelmektedir. Çapraz olarak yerleştirilen bu yatay kirişler çelik borudan yapılmıştır ve kaynak yapılarak sabitlenmiştir. Her motor dört adet hafif, kumaş kaplı çift yönlü kanatlardan oluşmaktadır bu tasarımın sonucu olarak 32 ayrı kaldırma yüzeyi meydana gelmektedir. Bu tasarımda motorlar kirişlerin uçlarına yerleştirilmiştir. Karşılıklı pervaneler bir yöne dönerken diğer ikisi ters yöne dönmektedir, böylece helikopter üzerindeki tork tepkisi ortadan kaldırılmaktadır. Pilot, yapının merkezine, 8-silindirli içten yanmalı bir motorun altında oturmaktadır. Motor 40hp civarı bir güçte çalışmakta ve rotorları basit bir kayış kasnak mekanizmasıyla sürülmektedir.

1907 yılının yaz aylarında Gyroplane No.1’in ilk denemeleri yapılmıştır. Helikopter pilotu uçuşa kaldırmış ve yerden 1,5 metre yükselmeyi başarmıştır. Ancak, rotor hızını değiştirmek için motorun gaz pedalını ayarlamak dışında pilotun kontrol adına

yaptığı herhangi bir eylem yoktur ve aracın dengede durabilme kabiliyeti oldukça zayıftır.

Ocak 1921’de, ABD ordusu hava kuvvetleri dikey uçabilen bir araç geliştirmeleri için Dr. George de Bothezat ve Ivan Jerome ile çalışmalara başlamışlardır. Şekil 1.2’de üstten ve yandan çizimi görünen Bothezat helikopteri, 1678 kg ağırlığında olan X şeklindeki yapısı, her biri 9 metrelik kolların ucuna yerleştirilmiş olan 8.1 metre uzunluğundaki altı kanatlı dört adet motordan oluşmaktadır.

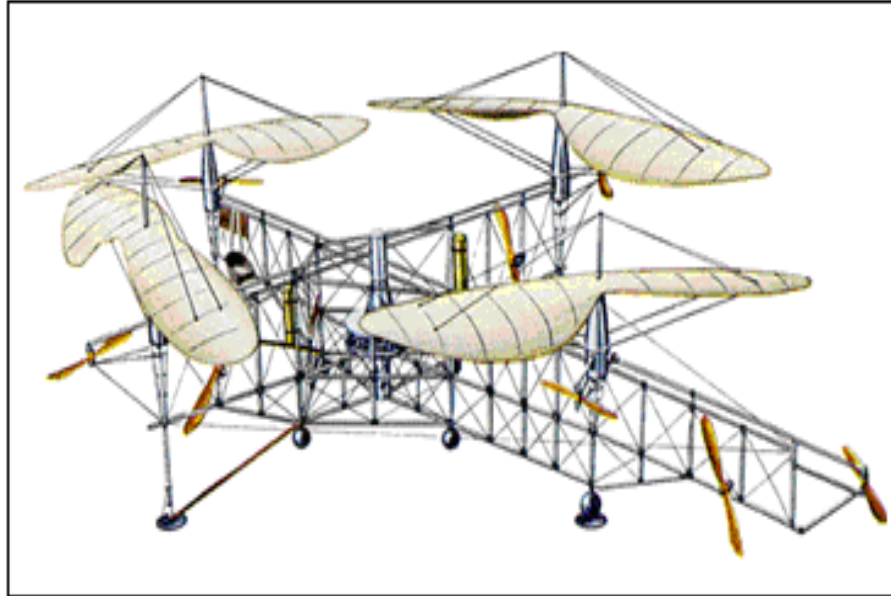


Şekil 1.2. De Bothezat helikopterinin üstten ve yandan çizimi.

Yanal kolların sonlarında değişken açılı iki adet küçük pervane itmeyi ve sapma açısını kontrol etmek için kullanılmaktadır. Küçük bir kaldırma rotoruna ek olarak helikopter iskeletinin birleşme noktasında olan 180 hp’lik Le Rhone radyal motorun üstüne yerleştirilmiş ancak daha sonra gereksiz olduğu için kaldırılmıştır. Her pervanenin kontrol edilebilen münferit kolektif eğilme açıları mevcuttur, bu sayede pervaneler değişik itme kuvveti oluşturmakta ve yönelim hareketleri sağlanmaktadır.

Etienne Oemnicen, döner kanatlı deneylerine 1920’de başlamıştır ve altı tane farklı VTOL (Vertical Take-Off and Landing) araç tasarlayıp, imal etmiştir. En çok bilinen hava aracı, Oemnicen No.2 adlı kuadrokopterdir. Bu kuadrokopter de 4 rotor ve 8

adet pervane mevcuttur ve bunların hepsi, ilk uçuğu tarih olan 11 Kasım 1922'de tek bir 120hp'lık döner motorla sürülmüştür. Daha sonra bu motor 180hp'lık başka bir motorla değiştirilmiştir. Oemnichen No.2 dört kolunun ucunda 2 kanatlı pervaneler bulunan çarpı şeklinde çelik tüplerden oluşan bir iskelete sahiptir. Kanatların açıları eğilerek değiştirilebilmektedir. Yatay düzlemde dönen beş adet pervane kuadrokopteri yanal olarak dengelemek için kullanılmaktadır, burun kısmına takılmış olan başka bir pervane de helikopteri yönlendirmek için dümen vazifesi görmektedir, geriye kalan iki adet pervane de ileri hareket için itme görevini üstlenmektedir. Şekil 1.3'de Oemnichen No.2'nin dört ana pervanesi ve 8 küçük pervanesinin yerleşimi verilmektedir.

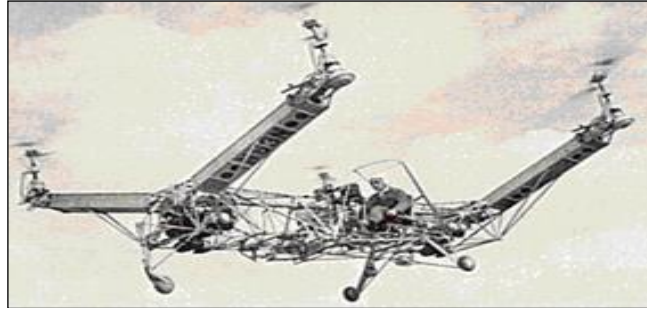


Şekil 1.3. Oemnichen No.2'nin çizimi.

"Convertawings Model A" ile uçan araç çalışmalarında, kontrol mekanizması oldukça basitleştirilmiştir. Kontrol, rotorların itme kuvvetlerinin değiştirilmesiyle sağlanmıştır. Deneysel prototipte ana iskelet çelik borulardan, rotorları taşıyan kollar ise alüminyum alaşımdan yapılmıştır. Güç, iki adet motor tarafından sağlanmıştır ve çoklu v-kayış ile rotor sistemine aktarılmıştır. Şaft düzeni ve güç aktarımı 4 rotorun birbirine olan bağlantılarıyla temin edilmiştir, böylece her iki motor da bütün rotorları sürebilmiştir. Şekil 1.4' de verildiği gibi iki adet arkada bir adet önde olmak üzere kuadrokopterin 3 adet tekerleği mevcuttur ve öndeki tekerlek sağa sola

dönebilmektedir. Bu çalışma tasarımı ve özellikle kontrol sistemi ile kendisinden sonra gelecek olan dikine inip kalkabilen araçların habercisi olmuştur.

Curtis – Wright VZ-7 ordunun taşıma gereksinimlerinden dolayı oluşan “uçan cip” isteğiyle bir VTOL görev aracı olarak geliştirilmiştir. VZ-7 kuadrokopter oldukça basit bir tasarımın ürünüdür. Şekil 1.5’de verildiği gibi dört pervanenin kare bir kalıba yerleştirilmiş olduğu dikdörtgen bir iskelete sahiptir. Merkez iskelet yapısı, pilotun koltuğunu, uçuş kontrollerini, yakıt ve yağ tanklarını ve aracın tek türbin motorunu taşımaktadır. Kuadrokopterin kontrol sistemi oldukça basittir; ilerleme hareketleri her bir pervanenin itme kuvvetleri ayarlanarak kontrol edilmektedir, yönelme açısı ise motor egzozunun üstüne yerleştirilen hareket edebilen kanatlarla sağlanmaktadır.



Şekil 1.4. Convertawings uçarken çekilmiş bir fotoğraf.



Şekil 1.5. Curtiss – Wright VZ-7 helikopter uçarken çekilmiş bir fotoğraf.

Prototip ilk test uçuşlarında yeterince iyi performans göstermiştir ve ordu tarafından makul olarak değerlendirilmiştir. Kuadrokopterin kalkış ve ileri hareketi oldukça dengeli bir şekilde sağlamaktadır. Bir VTOL insansız hava aracı olan dört rotorlu

helikopterler genellikle kuadrokoopter olarak adlandırılmaktadırlar. Dikey olarak havalanabilen ve konabilen hava araçları, bu özelliklerini gerçekleştirmek için çoğunlukla dikey eksen etrafında dönen pervanelerini kullanırlar. Bu, füze gibi yakıtını itici güç olarak kullanıp dikey olarak havalanan araçlara göre çok daha az yakıt tüketmesini sağlamaktadır. Şekil 1.6’da bir kuadrokoopter örneği verilmektedir.



Şekil 1.6. Dikey olarak havalanabilen kuadrokoopter.

Bu çalışmada, dört motorlu insansız hava aracının hazırlanan kuadrokoopter deney platformu üzerinden kontrol edilmesi amaçlanmaktadır. Kontrol yöntemi ve algoritmasını belirlemek ve matematiksel çalışmaları gözlemlemek için sistemin modelinin elde edilmesi gereklidir. Hiçbir model belli bir dinamik sistemi tam olarak taklit edemez fakat modellemedeki amaç dinamik sistemin en gerçeğe yakın şekilde taklit edilmesidir. Modelleme bir dizi denklem şeklinde ifade edilir, kontrol sistemi çalışacak olan kişi üzerinde çalışacağı sistemi modelleyebilmeli ve analizlerini gerçekleştirebilmelidir. Mekanik, elektriksel, termal, biyolojik ve diğer birçok sistemin dinamiği diferansiyel denklemlerden oluşur. Bu diferansiyel denklemler fizik kanunlarından elde edilir. Bu projedeki modelleme kısmında Newton ve Euler denklemlerinden faydalanılarak kuadrokoopterinin modellenmesi yapılmıştır.

Tasarlanan kuadrokoopter kontrolünde olduğu gibi birçok sistemde birden fazla giriş ve birden fazla çıkış vardır. Klasik kontrol teorilerini karmaşık sistemlerde uygulamak zor olmaktadır. Bu çalışmada modelleme yapılmış, kuadrokoopter yük kaldırma kapasite ölçümleri gerçekleştirilmiş ve PID (Oransal İntegral Türev) parametreleri sistem dengeli hareket edene kadar deneme yanılma yöntemi ile değiştirilerek, sistemin dengede durmasını sağlayan en uygun parametreler bu test platformu yardımı ile belirlenebilmektedir.

BÖLÜM 2

LİTERATÜR TARAMASI

Dört motorlu hava araçları 20.yy 'ın başlarından günümüze kadar ilgi odağı olmuştur. Bu zaman süresince kuadrokopterler insanlı ve insansız olarak tasarlanmışlardır. Erken dönemde gerek kontrol teknolojisi gerekse elektronik bilimi gelişmediğinden insansız bir hava aracı düşüncesi ortaya çıkmasına rağmen gelişmemiştir. İnsanların uçma isteğini karşılaması düşüncesiyle kuadrokopterler insanlı olarak tasarlanmıştır. Elektroniğin icadı ve kontrol teknolojisinin gösterdiği büyük gelişmesinden sonra birçok cihaz gibi kuadrokopterler de küçülmüş ve insansız hava araçlarına duyulan ihtiyaçtan dolayı, insansız olarak tasarlanmaya başlanmıştır.

Dört pervaneli insansız hava araçları anlatılan sistemlerden farklı olarak günümüzde küçük boyutlarda geliştirilmekte askeri uygulamalar, doğal afetler, çeşitli spor faaliyetlerinin izlenmesi, trafik denetimi, toplumsal olaylarda havadan gözleme v.b. birçok duruma hızlı ve güvenli bir şekilde müdahale etmeye olanak sağlamaktadır [5].

İlk örnek kuadrokopter sistemleri, 1996 yılında Area Fifty-One Teknoloji şirketi tarafından Roswell Flyer adıyla geliştirilmiştir. Bu gelişmenin ardından Draganfly adlı şirket dört rotorlu Draganflyer'ı, Keyence adlı şirket ise Gyroaucer adında dört rotorlu hava aracını üretmiştir. Standford Üniversitesi'nden Claire J. Tomlin ve çalışma arkadaşları tarafından gerçekleştirilen bir başka dört pervaneli kuadrokopter 'STARMAC' ismindeki projesinde, kuadrokopterin çok etmenli kontrolü gerçekleştirilmiş verilen görevi yerine getirme, engelden kaçma ve gidecekleri yola karar verme gibi birtakım özellikleri gözlemlenmiştir [6]. Grup araştırmalarının devamında, iki kuadrokopterden oluşan deney düzenekleriyle, iki kontrol tasarımını karşılaştırmışlar: 'Integral Sliding Mode (integral kayan mod)' ve 'Reinforcement

Learning (takviyeli öğrenme)'. Deneylerde uygulanan her iki kontrol stratejisi de kararlı kontrol sonuçları vermiş ve yakın tepki süreleri ortaya çıkarmışlardır.

Mahony ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, dört rotorlu bir hava aracının modellenmesi, kestirimi ve kontrolü amaçlanmıştır. Matlab/Robotik araç kutusu ortamında hava aracının modellenmesinin ardından, ataletsel ölçüm biriminden elde edilen veriler doğrultusunda konum kestirimi yapılmış ve görüntü tabanlı kontrol tekniğinden yararlanarak aracın denetimi sağlanmıştır [7].

Min ve ekibi iç mekânlarda yangın gibi afet durumlarında gözlem amacıyla kullanmak üzere bir kuadrokopter geliştirmişlerdir. Kuadrokopter ile gözlem yapabilmek için altına kablosuz veri iletebilen bir kamera yerleştirmişlerdir. İç mekânlarda çarpmayı önlemek ve yükseklik kontrolü için ultrasonic algılayıcılar kullanmışlardır [8].

Amerikan Havacılık Enstitüsünün yapmış olduğu bir başka çalışmada Handford ve çalışma arkadaşları tarafından 8 bitlik mikrodenetleyici kontrolcü birimi ve MEMS teknolojisi kullanmışlardır. Geliştirilen algılayıcılardan alınan veriler ile kuadrokopterin takip etmesi istenilen referans yorumlanmış ve geliştirilen PID kontrol algoritmasıyla sistemin dengeli uçuşu sağlanmıştır [9].

Salzburg Üniversitesi "Computational Systems Group" tarafından gerçekleştirilen "The JAviator Project" isimli projede, kuadrokopterlerle eş zamanlı çalışan kuadrokopter kolonisi oluşturulmuştur [10].

Dört pervaneli insansız hava aracını dengede ve sabit tutabilmek için geliştirilen bir başka çalışmada Harmel ve arkadaşları geri-adım kontrol yöntemi kullanmış ve sonuçlarını gözlemleyebilmek için bir benzetim programı geliştirmişlerdir [11].

Lim ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, dört rotorlu insansız hava aracının açık kaynak kodlu işlemciler ve otomatik pilotlar aracılığıyla kontrolüne değinilmiştir. Aracın yerleşik yapısında kullanılacak elektronik donanımlar ve yer istasyonu için geliştirilen ara yüzler anlatılmıştır [12].

Velagic vd. dış mekânlarda çalışan ve GPRS ile kontrol edilebilen bir insansız hava aracı geliştirmişlerdir. Sistem konum bilgilerini hazırladıkları bir ara yüz programı ile sağlamaktadırlar. İnsansız hava aracı üzerinde bulunan kişisel bilgisayar ile GPRS üzerinden sunucuya bağlanmakta ve konum bilgilerini iletmektedir. Ayrıca robot sunucu üzerinden seçilen bir noktaya gidebilmektedir [13].

Sanna ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, mobil platformlar için yeni bir yaklaşım geliştirmişlerdir. Bu yaklaşım sayesinde insan-bilgisayar etkileşimini daha sezgisel, kullanışlı ve kullanıcı gereksinimlerine açık bir hale getirilmiştir. Bu çalışmada Microsoft Kinect teknolojisini temel alan doğal kullanıcı arabirimi sunulmuştur ve kullanıcı el hareketleri/duruşlar ve platform komutları arasındaki işbirliğini özelleştirebilmiştir. Böylelikle daha sezgisel ve etkin bir arayüz oluşturulmuştur [14].

Pennsylvania Üniversitesi'ndeki bir araştırma grubu, şu anda üretilmeyen bir ticari kuadroptör olan HMX-4 ile çalışmalar yapmıştır [15]. Sensörlerden gelen bilgileri birleştirmek için hem bir PC hem de kuadroptör üzerindeki yerleşik bilgisayar kullanılmıştır. Kuadroptör üzerindeki üç adet cayroskop bir iç kontrol döngüsüyle aracı dengede tutmak için kullanılmıştır. Araştırma grubu kuadroptörün dinamiklerini temsil eden matematiksel bir model oluşturmuş ve bunun üzerinde iki adet kontrol stratejisi geliştirmişlerdir; "geri besleme lineerizasyonu" ve "back stepping". Bu kontrolcüler benzetimlerde test edilmiştir. "back stepping" kontrolcüler benzetimlerde daha iyi sonuç vermiş ve deneysel olarak kullanılmıştır. Araştırmalarının devamında, pozisyon ve konum tahminini geliştirmek için kuadroptöre yerleşik bir kamera yerleştirilmiştir. Kuadroptörün altına yapıştırılmış olan beş adet renkli daireye ek olarak yerdeki kamera başka bir renkli daire yerleştirilmiştir böylece yerleşik kamera da yerdeki kamerayı algılayabiliyordu. Bu iki kamera yöntemi sayesinde daha az açılma ve pozisyon hatası sağlanmıştır.

Cornell Üniversitesinde gerçekleştirilen ilk projenin hedefi bir harici görüntüleme sistemiyle ve üç adet cayroskopla bir kuadroptörün konumunu tahmin edebilecek bir metot geliştirmektir [16]. Bunu sağlamak için dört adet led kuadroptörün dört köşesinde yerleştirilmiştir ve üç adet kameranın oluşturduğu görüntüleme sistemiyle

bu led'ler gözlenmektedir. Sistem üzerinde harici olarak bir bilgisayar mevcuttur, bunun görevi cayroskop verilerini bilgisayara iletmek ve bilgisayardan aldığı motor komutlarını motorlara iletmektir. Harici bilgisayarın görevi ise, cayroskop ve görüntü verilerini işleyerek hesapladığı motor girdilerini yerleşik bilgisayara iletmektir. Enerji sağlamak, kuadrokoptere motor komutlarını göndermek ve cayroskop verisini harici bilgisayara göndermek için kablo kullanılmıştır. Kuadrokopterin pozisyonunun gerçek zamanlı tahminini sağlaması için bir Kalman filtresi kullanılmıştır. Bu filtrenin amacı görüntü sisteminin düşük oranlı değerlerini ve cayroskopların yüksek oranlı değerlerini tahmin etmektir. Filtre, cayroskoplardan gelen düşük frekanslı veriyi ve görüntü sisteminin yüksek frekanslı verisini tutar ve cayroskopların ve kameraların negatif kalitelerini en aza indirmeye çalışmaktadır. Kalman filtresi kullanılarak elde edilen tahmin cayroskoptan gelen yanlışlığı elemine eder ve tahmin görüntü sisteminin tek başınayken yaptığına göre daha hızlı yüksek frekans verisini tahmin etmektedir.

Cornell Üniversitesi'nde yapılan başka bir projede bir yüksek lisans çalışmasıdır [17]. Bu çalışmada, dört itme kuvvetine ve kuadrokopterin yapısına yoğunlaşmıştır. Kuadrokopterin iskeleti Matlab ve Ansys sonlu elemanlar yazılımı kullanılarak uygun boyutta ve sağlamlıkta tasarlanmıştır. Pahalı ve karmaşık yapılı olmasına rağmen, yüksek güç oranı ve hafifliği nedeniyle fırçasız motorlar kullanılmıştır. Pervaneler havada asılı kalabilme performansı yüksek olsun diye büyük boyutta ve az yunuslama açısıyla seçilmiştir. Bu kuadrokopterin kendi güç kaynağı ve algılayıcıları vardır. Bu iki çeşit elemanlar kuadrokopterin ağırlığının yarısını oluşturmaktadır ve kuadrokopter kontrolü için bir adet IMU (Inertial Measurement Unit) kullanılmaktadır. Kuadrokopterin kuvvet ve tork bozucularını, algılayıcı yanlışlığını ve algılayıcı gürültüsünü ihtiva eden doğrusal olmayan dinamikleri kontrolcülerin tasarımı, ayarı ve testi için kullanılmıştır. Fiziksel denemeler hasardan korunmak için kuadrokoptere bağlanan bir kablo ile gerçekleştirilmiştir.

İsviçre Federal Teknoloji Enstitüsü'nden bir grup araştırmacı bir kuadrokopterin açılma hızları ve irtifası üzerine çalışmışlar [18]. Kuadrokopterin matematiksel modeli benzetimlerde PID ve LQ (Doğrusal Kare) kontrolcülerini test etmek için kullanılmıştır. Daha sonra her iki kontrolcü de deneylerde kullanılmış.

Sistemde, ivmeölçer ve sürüklenmeyi önleyici manyetik referanslar kullanan pahalı sayılabilecek bir IMU ve bir Kalman filtresi pozisyon ve yönelmeleri belirlemek için kullanılmıştır. Bir harici bilgisayar komutları kuadrokoptere göndermek için ve dâhili bir mikro kontrolcü, kontrol hesaplamaları için kullanılmıştır. Klasik PID kontrolcü en uygun kontrolden daha başarılı olmuştur.

Kutluk Bilge Arıkan ve ekibi tarafından Atılım Üniversitesinde gerçekleştirilen bir çalışmada yükseklik kontrolünü LQR ve yönelim kontrolünü PID kontrol algoritması ile sağlayan dengeli uçabilen bir kuadrokopter geliştirmişlerdir [19].

Selim ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, ilk aşama olarak dört rotorlu hava aracının Newton yasalarına göre hareket ve dönüş denklemleri çıkarılarak matematiksel modeli belirlenmiştir. Çalışmanın ikinci aşamasında aracın yükseklik değerini sabit tutacak bir PID kontrolcü tasarlanmış ve benzetim ortamında test edilmiştir [20].

Çetinsoy ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, dört rotorlu insansız hava aracının rotorları altındaki hareketli kanatçıkları sayesinde yuvarlanma ve yunuslama hareketlerine ihtiyaç duymadan yanal öteleme yapabilen dört rotorlu bir insansız hava aracı geliştirilmiştir. Aracın dinamik modeli Newton-Euler metoduyla geliştirilmiş, rotor hızları ve kontrol yüzeylerini denetlemek için sekiz çıkışlı bir PID kontrol sistemi tasarlanmıştır. Önerilen aracın uçuş testlerinin yürütülmesi için ilk prototip üretilmiş ve kontrol sistemi bu araca uygulanmıştır. Bu kontrol sisteminin araç üzerindeki başarımı ağır rüzgâr koşulları içeren çeşitli benzetimlerle ve ilk uçuş testleriyle doğrulanmıştır [21].

Üstündağ ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, dört rotorlu insansız hava aracının bileşenleri ile modüller arası iletişimin ve veri toplamanın verimli bir şekilde idare edildiği bir yazılım mimarisi sunulmuştur. Tüm veri işleme ve yazılım geliştirmeleri aracın üzerinde gerçekleştirilmiş, sistem ve görev durumu yer istasyonundan gerçek zamanlı izlenilmiştir. Sunulan modüler yazılım mimarisi sayesinde üçüncü parti uygulamalar ve görevler de kolaylıkla gerçekleştirilmiştir. Önerilen mimari iki farklı dört rotorlu hava aracında başarıyla test edilmiştir [22].

Bayır ve ekibi tarafından yapılan çalışmada, dört rotorlu insansız hava aracının PID kontrol tekniği kullanılarak dengeli bir biçimde yönelimi gerçekleştirilmiştir. Dört rotorlu hava aracı sistemin gerçek zamanlı çalışması, oluşturulan prototip üzerinde denenmiş ve geliştirilen kullanıcı ara yüzü ile sistemin gerçek zamanlı takibi yapılmıştır. Yapılan deneysel çalışmalar sonucunda uygun PID kazanç katsayıları seçildiği takdirde, PID kontrol algoritması aracın dengeli uçuşları için uygun kontrol yöntemi olduğu anlaşılmıştır [23].

İsveç Malardalen Üniversitesinde yapılan bir başka kuadrokopter çalışmasında tek eksen üzerinden bulanık mantık kullanılarak kapalı ortam kuadrokopter denge kontrol çalışmaları gerçekleştirilmiş ve kontrolünü sağlamak için artı şeklinde oluşturulan platformun iki karşılıklı motoru devre dışı bırakılarak tek ekseninde serbest hareket edebilmesi için kuadrokopter rulmanlar ile sabitlenmiştir [24].

Bu tez çalışmasında dört rotorlu kuadrokopterler için test platformu tasarımı gerçekleştirilmiş ve dört rotorlu kuadrokopter yönelim hareketleri kontrolünde PID yöntemi kullanılmıştır. Bu çalışma ile, kapalı laboratuvar ortam kuadrokopter çalışmaları için yönelim hareketleri ve kaldırabilecekleri yük miktarları gözlenmiştir. Kuadrokopter üzerinde, elverişsiz hava şartlarında da çalışılmak istenildiğinde kapalı ortamlarda çalışılmaya uygun deneysel test platformu ile kuadrokopterin uçuş öncesi en uygun PID parametrelerini ve kuadrokopterin sınırlıklarını rahatlıkla tespit edilebilmektedir.

BÖLÜM 3

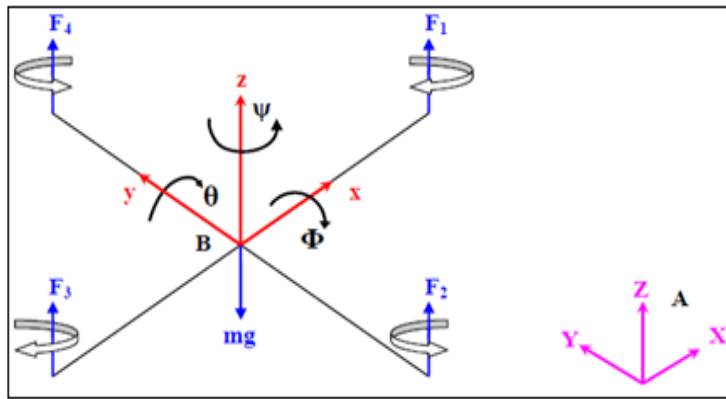
KUADROKOPTER YÖNELİM HAREKETLERİ

“Kuadrokoopter” dört rotor ve dört pervaneden oluşan dikey kalkış yapabilen insansız hava aracıdır. Manevra kabiliyetleri yüksektir. Dört rotorlu insansız hava aracı uçuş prensibi, aerodinamik etkileri kullanarak, birbirine karşılıklı monte edilmiş dört motorun tahriki sonucu havalanması şeklindedir. Kuadrokoopter yeryüzü doğrusal eksenlerinde (x,y,z) 3 boyutta hareket edebilmektedir. Bu hareketini yeryüzü koordinat düzlemine göre 3 eksendeki açıları değiştirerek gerçekleştirmektedir (Şekil 3.1). Kuadrokoopterler eksensel hareketlerine göre;

1. Yunuslama açısı
2. Yalpalama açısı
3. Sapma açısına sahiptirler.

Eksensel hareketleri sonucunda;

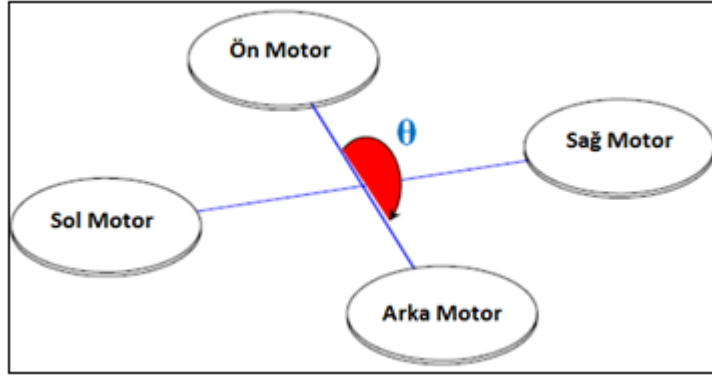
1. Kuadrokoopterlin ön ve arka tarafa yönelim hareketi
2. Kuadrokoopterlin sağ ve sol tarafa yönelim hareketi meydana gelmektedir.



Şekil 3.1. Araç üzerine etki eden kuvvetler ve yeryüzü koordinat eksenleri.

3.1. YUNUSLAMA AÇISI

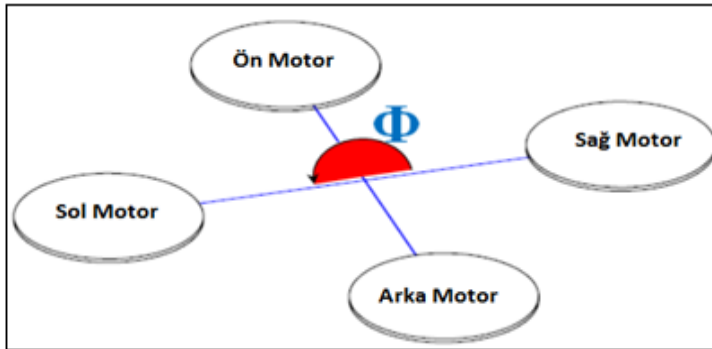
Kuadrokopter yapısal olarak simetrik bir araçtır. Bu nedenle açısal kontrolün sağlanması için kuadrokopterin ön motor kısmının referans olarak belirlenmesi gerekmektedir. Yunuslama açısı ise kuadrokopterin ön motor kısmına dik olan yanıl eksen etrafındaki harekettir, Şekil 3.2' de ki gibi verilmektedir.



Şekil 3.2. Kuadrokopterin yunuslama açısı.

3.2. YALPALAMA AÇISI

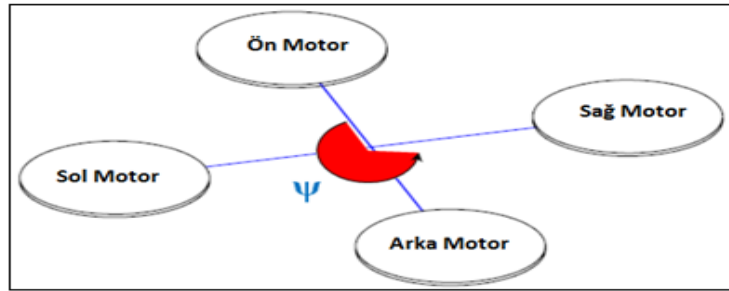
Kuadrokopterin yalpalama açısını ön motor doğrultusundaki dikey eksen etrafındaki hareketi sağlamaktadır, Şekil 3.3' de yalpalama açısı verilmektedir. Sağ ve sol motorların hızlarındaki değişim ile x ekseninde bir hareket sağlanmaktadır.



Şekil 3.3. Kuadrokopterin yalpalama açısı.

3.3. SAPMA AÇISI

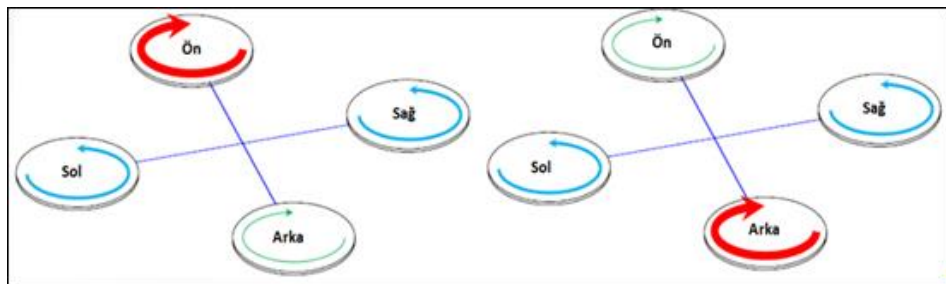
Kuadrokopterin birbirine dik olan motorları zıt yönde dönmektedir. Toplam açısal moment sıfır olduğundan kuadrokopter sabit bir yön doğrultusunda kalabilmektedir. Karşılıklı motorların hızlarının eşit miktarda ve zıt işaretli olarak değiştirildiğinde toplam moment değişeceğinden kuadrokopter düşey eksen etrafında hareket edecektir. Bu sayede sapma açısı meydana gelmektedir.



Şekil 3.4. Kuadrokopterin sapma açısı.

3.4. KUADROKOPTERİN ÖN VE ARKA TARAF YÖNELİM HAREKETİ

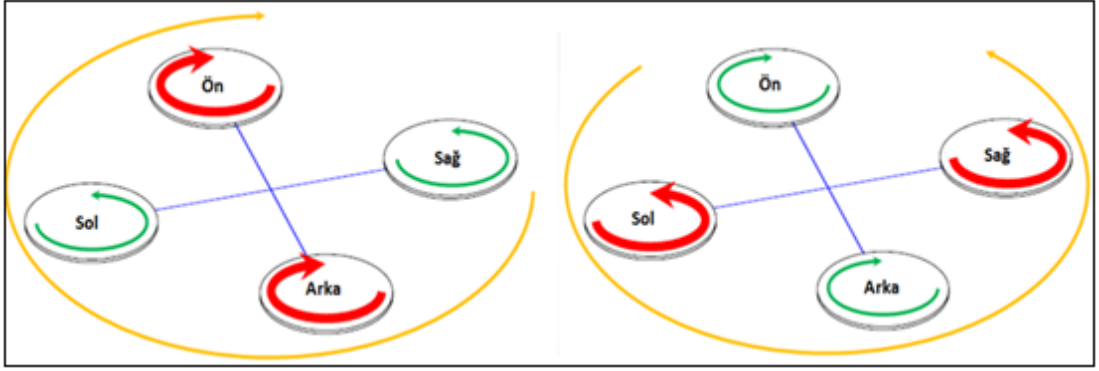
Şekil 3.5 'de verilen kuadrokopterin ön ve arka tarafa yönelim hareketi için motorların devir sayılarında eşit oranda ön motorun devri artırılırken arka motorun devrini azaltarak arka tarafa yönelim sağlanmaktadır. Aynı şekilde ön tarafa yönelim istenildiği takdirde ön motorların devir sayısı azaltılarak arka motorun devir sayısı ise ön motorun azalış miktarına eşit oranda artırılarak ön tarafa yönelim gerçekleştirilmektedir.



Şekil 3.5. Kuadrokopterin ön ve arka tarafa yönelim hareketi.

3.5. KUADROKOPTERİN SAĞ VE SOL TARAFYA YÖNELİM HAREKETİ

Şekil 3.6 'da verilen kuadrokopterin sağ tarafa yönelim hareketi için motorların devir sayıları ön-arka motorlar için eşit oranda artırılarak, sağ-sol motorları ise ön-arka motorların artış miktarınca azaltılarak sağlanmaktadır. Kuadrokopterin sol tarafa yönelim hareketi için sağ ve sol motorların devir sayıları eşit oranda arttırılırken, ön ve arka motorların devir sayıları ise sağ ve sol motorların devir sayılarındaki artış miktarı kadar azaltılması gerekmektedir.

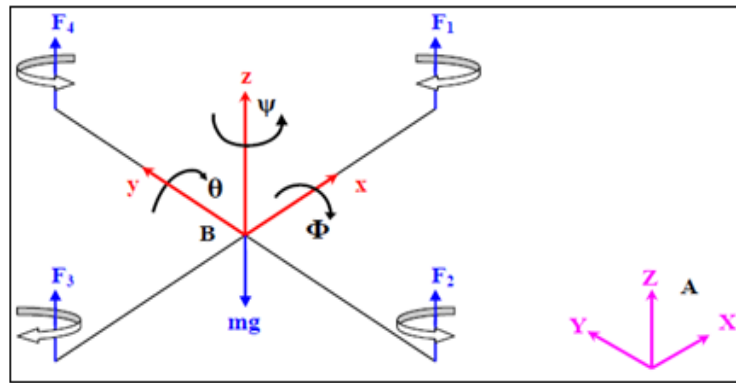


Şekil 3.6. Kuadrokopterin sağ ve sol tarafa yönelim hareketi.

BÖLÜM 4

KUADROKOPTERİN MATEMATİKSEL MODELLENMESİ

Kuadrokoopter değişmez açıya sahip dört rotoru bir hava aracıdır [25]. Bir kuadrokopterin çapraz şeklindeki iskeletinin önde, arkada, sağda ve solda olmak üzere dört tane motoru vardır ve bu motorlar pervaneleri tahrik ederek dönme eksenleri doğrultusunda kaldırma kuvveti oluşturur. Ön ve arka pervaneler saatin tersi yönünde dönerken, sol ve sağ pervaneler saat yönünde dönerler. Bu sayede bütün pervaneler eşit hızda döndüğünde helikopterin merkezine uygulanan tork dengelenir ve helikopterin kendi eksenini etrafındaki dönme açısı olan yönelme açısı değişmez. Sol ve sağ pervanelerin hızları arasındaki fark kaldırma kuvvetleri arasında bir fark oluşturur ve helikopterin yalpalama açısı değişir. Aynı mantıkla ön ve arka pervaneler arasındaki hız farkı yunuslama açısının değişimini doğurur. Bütün pervanelerin hızlarını aynı oranda artırıp azaltmak ise kuadrokopteri kendi z-ekseni doğrultusunda hareket ettirir. Kuadrokopterin pervanelerinin dönme yönü ve bu dönmeden dolayı oluşan kaldırma kuvvetleri, dönme açıları ve hareket koordinatları Şekil 4.1 'de görülebilir. Kuadrokoopter x, y ve z eksenleri etrafında sırasıyla yalpalama (Φ), yunuslama (θ) ve yönelme (ψ) açıları, kuadrokoptere etkiyen ana kuvvetler F_1, F_2, F_3, F_4 ve mg ve dört adet pervanelerin dönme yönleri verilmektedir.



Şekil 4.1. Araç üzerine etki eden kuvvetler ve yeryüzü koordinat eksenleri.

Dört rotorlu hava aracı, Newton – Euler denklemleri kullanılarak modellenmiştir. B, gövde sabit çerçevesinin, A, atalet çerçevesine göre 3 boyutlu uzaydaki konumu, Eşitlik 4.1’de ki gibi ifade edilir.

$$\zeta = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

Eşitlik 4.2’de B’ nin A’ya göre olan hızı verilmektedir.

$$v = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

Eşitlik 4.3’de kuadropterin doğrusal hareketinin ivmesi verilmektedir.

$$\dot{v} = \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

Ω_i , pervanelerin açısal hızları ve (i: 1, 2, 3, 4) olmak üzere, pervanelerin dönüşlerinden dolayı ortaya çıkan kaldırma kuvvetleri F_i , Eşitlik 4.4’de ki gibi ifade edilmektedir. Buradaki b itme faktörü sabit bir değerdir. Kuadroptere pervanelerden uygulanan toplam kaldırma kuvveti Eşitlik 4.5’de verilmektedir ve bu kuvvetten dolayı oluşan ivme Eşitlik 4.6’da ki gibi ifade edilmektedir. Toplam ivme ifadesi a_f ivmesinin A çerçevesine göre ifadesi R a_f olarak, kuvvet dengesinden Eşitlik 4.7’de ki gibi ifade edilmektedir.

$$F_i = b\Omega_i^2 \quad (4.4)$$

$$F_i = b \sum_{i=1}^4 \Omega_i^2 \quad (4.5)$$

$$a_f = \frac{b}{m} \sum_{i=1}^4 \Omega_i^2 \quad (4.6)$$

$$\dot{v} = -ge_z + Re_z a_f \dot{v} = -ge_z + Re_z a_f \quad (4.7)$$

Eşitlik 4.7'de ki e_z , $[0 \ 0 \ 1]^T$ şeklinde bir vektör olup z eksenindeki büyüklüğü ifade etmek için kullanılır. Eşitlik 4.8'de ki R, rotasyon matrisi ifade etmektedir. C, Kosinüs'ü ve S de Sinüs'ü ifade etmektedir,

$$R = \begin{bmatrix} C\psi C\theta & C\psi S\theta S\phi - S\psi C\phi & C\psi S\theta C\phi + S\psi S\phi \\ S\psi C\theta & S\psi S\theta S\phi + C\psi C\phi & S\psi S\theta C\phi - C\psi S\phi \\ -S\theta & C\theta S\phi & C\theta C\phi \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

Katı cismin açısal hızıyla ilgili olarak, rotasyon matrisi ve gövde çerçevesinin açısal hızları arası ilişki Eşitlik 4.9'da ki gibi tanımlanmıştır.

$$\dot{R} = RS(\omega) \quad (4.9)$$

Eşitlik 4.9'da ki ω , gövde çerçevesinin açısal hız vektörünü ifade etmektedir ve Eşitlik 4.10'da ki gibi verilmektedir. $S(\omega)$ ise, ω ifadesinin 3x3 eksi bakışlıklı (skew symmetric) matrisidir ve Eşitlik 4.11'deki gibi ifade edilmektedir.

$$\omega = \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

$$S(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.11)$$

Kendi eksenini etrafında hızlı bir şekilde dönen katı cisimlerin dönme eksenini, yerçekimi doğrultusundaki düşey eksen etrafında döner ve bir dönme konisi oluşturur. Dönen cisme etki eden dönme momentinin cismin dönme ekseninin doğrultusunu değiştirmesinden bir yalpalama hareketi (presesyon hareketi) ortaya çıkar. Kuadrokopterin bütün dönme hareketlerinde oluşan bu etkiye cayroskopik etki denir. Kuadrokopter, eksenleri etrafında ω açısal hızlarıyla döndüğü için $L_{X,Y,Z}$ açısal momentumları oluşur ve Eşitlik 4.12'de ki gibi ifade edilmektedir.

$$L_{X,Y,Z} = I \omega \quad (4.12)$$

Eşitlik 4.12’de ki 3x3 bir matris olan I, kuadrokopter gövdesinin x, y ve z eksenlerindeki ataletidir ve Eşitlik 4.13’de ki gibi ifade edilmektedir.

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

Tork, açısal momentumun zamana göre değişimi olduğundan, kuadrokopterin açısal hızlarından dolayı oluşan tork Eşitlik 4.14’de ki gibi ifade edilmektedir.

$$\tau_B = \dot{L} \quad (4.14)$$

Eşitlik 4.12 ve Eşitlik 4.14’den,

$$\tau_B = \omega \times I \omega + I \dot{\omega} \quad (4.15)$$

Eşitlik 4.15’de “x” vektörel çarpım işlemi olarak kullanılmıştır. Kuadrokopter gövdesinin ve pervanelerin kendi eksenleri etrafında dönmesinden dolayı ortaya çıkan cayroskopik tork Eşitlik 4.16’da ki gibi ifade edilmektedir. Burada J, bir adet rotorun ataletini simgelemektedir.

$$\tau_G = \sum_{i=1}^4 J(\omega \times e_z) \Omega_i (-1)^i \quad (4.16)$$

Şekil 4.1 ’de görülen ve her bir pervanenin yaptığı dönme hareketinden dolayı oluşan kaldırma kuvvetleri, kuadrokoptere etkiyen torklar oluşturur. Bir eksen boyunca uzanan tork, diğer ekseninde bulunan pervanelerin oluşturduğu torkların farkına eşittir. x, y ve z eksenleri boyunca, pervanelerin sebep olduğu torklar Eşitlik 4.17’de ki gibi ifade edilmektedir. Burada l, rotorla kuadrokopterin merkezi arası mesafe, d’ de sürüklenme faktörüdür. Eşitlik 4.15 ve Eşitlik 4.16 ‘da ki tork dengesi Eşitlik 4.18’de ki gibi ifade edilmektedir.

$$\tau_a = \begin{bmatrix} lb(\Omega_4^2 - \Omega_4^2) \\ lb(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_4^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

$$\tau_G + \tau_B = \tau_a \quad (4.18)$$

Eşitlik 4.18' den τ_B , Eşitlik 4.19'da ki gibi elde edilmektedir.

$$\tau_B = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_X & 0 & 0 \\ 0 & I_Y & 0 \\ 0 & 0 & I_Z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I_X & 0 & 0 \\ 0 & I_Y & 0 \\ 0 & 0 & I_Z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} \quad (4.19)$$

$$\tau_B = J \left(\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \right) (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) \quad (4.19)$$

Tork dengesi Eşitlik 4.20'deki gibi verilmektedir.

$$\begin{aligned} & J \left(\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \right) (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_X & 0 & 0 \\ 0 & I_Y & 0 \\ 0 & 0 & I_Z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I_X & 0 & 0 \\ 0 & I_Y & 0 \\ 0 & 0 & I_Z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} \\ & = \begin{bmatrix} b(\Omega_4^2 - \Omega_1^2) \\ b(\Omega_3^2 - \Omega_2^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4.20)$$

Bu eşitlikte $\ddot{\phi}$, $\ddot{\theta}$ ve $\ddot{\psi}$ 'yi sol tarafa atıp denklem çözümlerse, açısal ivmeler Eşitlik 4.21, Eşitlik 4.22 ve Eşitlik 4.23'deki gibi karşımıza çıkmaktadır.

$$\ddot{\phi} = \dot{\psi} \dot{\theta} \left(\frac{I_Y - I_Z}{I_X} \right) - \frac{J}{I_X} \dot{\theta} (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{1}{I_X} b(\Omega_4^2 - \Omega_1^2) \quad (4.21)$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\psi} \dot{\phi} \left(\frac{I_X - I_Z}{I_Y} \right) + \frac{J}{I_Y} \dot{\phi} (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{1}{I_Y} b(\Omega_3^2 - \Omega_2^2) \quad (4.22)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\theta} \dot{\phi} \left(\frac{I_X - I_Y}{I_Z} \right) + \frac{1}{I_Z} (-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (4.23)$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C\psi C\theta & C\psi S\theta S\phi - S\psi C\phi & C\psi S\theta C\phi + S\psi S\phi \\ S\psi C\theta & S\psi S\theta S\phi + C\psi C\phi & S\psi S\theta C\phi - C\psi S\phi \\ -S\theta & C\theta S\phi & C\theta C\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \frac{b}{m} \begin{pmatrix} \Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \\ \Omega_3^2 + \Omega_4^2 \end{pmatrix} \quad (4.24)$$

Eşitlik 4.25, Eşitlik 4.26 ve Eşitlik 4.27 ile \ddot{x} , \ddot{y} ve \ddot{z} değerleri verilmektedir,

$$\ddot{x} = (C\psi S\theta S\phi + S\psi C\phi) \frac{b}{m} (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (4.25)$$

$$\ddot{y} = (S\psi S\theta C\phi - C\psi S\phi) \frac{b}{m} (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (4.26)$$

$$\ddot{z} = -g + (C\theta C\phi) \frac{b}{m} (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (4.27)$$

Kolaylık ve uygunluklarından dolayı sistemin girişleri Eşitlik 4.28, Eşitlik 4.29, Eşitlik 4.30 ve Eşitlik 4.31 'da ki gibi seçildiğinde,

$$U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (4.28)$$

$$U_2 = b(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \quad (4.29)$$

$$U_3 = b(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \quad (4.30)$$

$$U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (4.31)$$

modellenen kuadropterin tam matematiksel model denklemleri Eşitlik 4.32, Eşitlik 4.33 ve Eşitlik 4.34'deki gibi verilmektedir.

$$\ddot{\phi} = \psi \dot{\theta} \left(\frac{I_Y - I_Z}{I_X} \right) - \frac{J}{I_X} \dot{\theta} (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{1}{I_X} U_2 \quad (4.32)$$

$$\ddot{\theta} = \psi \dot{\phi} \left(\frac{I_X - I_Z}{I_Y} \right) + \frac{J}{I_Y} \dot{\phi} (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{1}{I_Y} U_3 \quad (4.33)$$

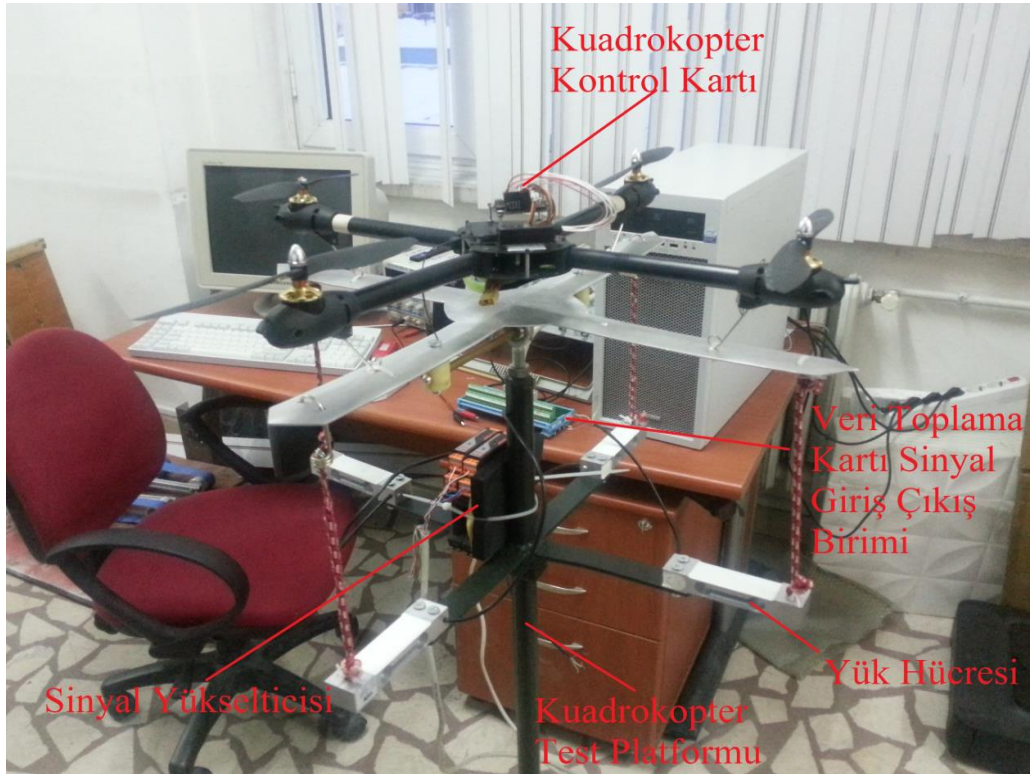
$$\ddot{\psi} = \theta \dot{\phi} \left(\frac{I_X - I_Y}{I_Z} \right) + \frac{1}{I_Y} U_4 \quad (4.34)$$

BÖLÜM 5

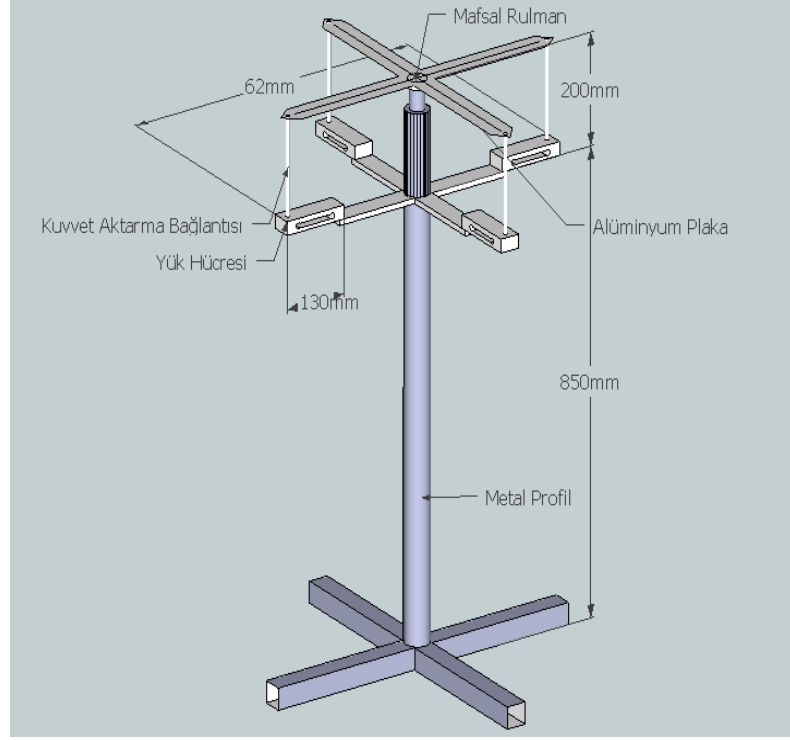
MATERYAL VE METOD

5.1. DENEY PLATFORMU

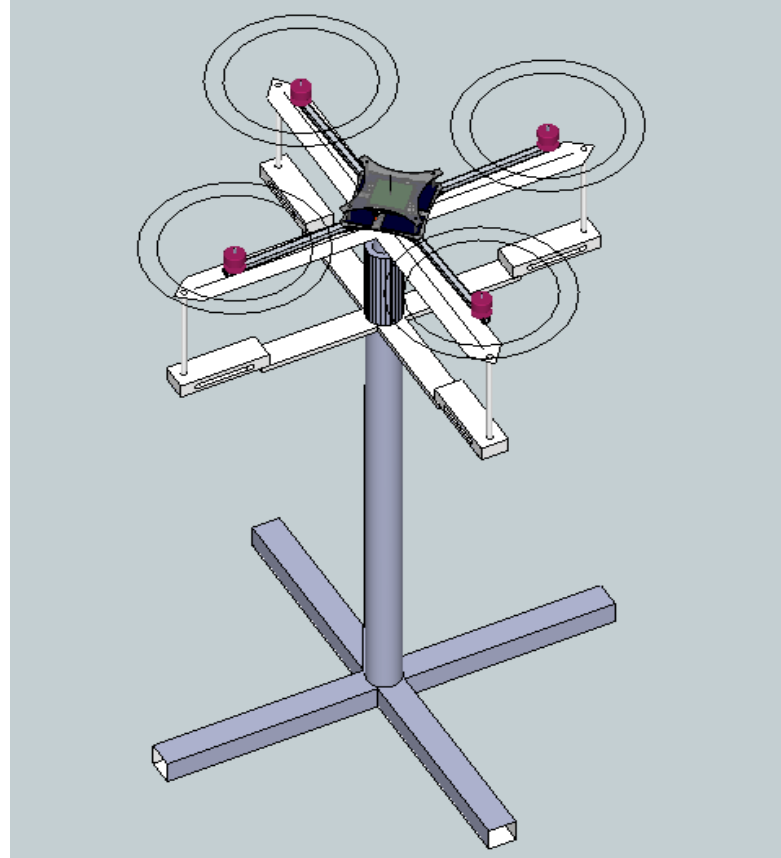
Kapalı laboratuvar ortamında gerçekleştirilen kuadrokoopter denge kontrollü uçuş ve taşıyabileceği yük kapasitesini belirlemek için Şekil 5.1’de verildiği gibi bir deney platformu tasarlanmıştır. Deneysel çalışmalar için Gaiu500X marka kuadrokoopter tercih edilmiştir. Şekil 5.2 ve Şekil 5.3’de deney platformuna ait teknik çizim verilmektedir. Kuadrokoopter “+” şeklinde kesilmiş alüminyum levha üzerine ayakları kısmından kablo bağları ile tutturulmuştur. Motorların milinin aynı eksen üzerinde dikeyde 22cm altına yük hücreleri monte edilmiş ve pervanelerin kaldırma kuvveti sonucu oluşan kuvveti aktarması için gerekli bağlantılar yapılmıştır.



Şekil 5.1. Kuadrokoopter deney platformu.

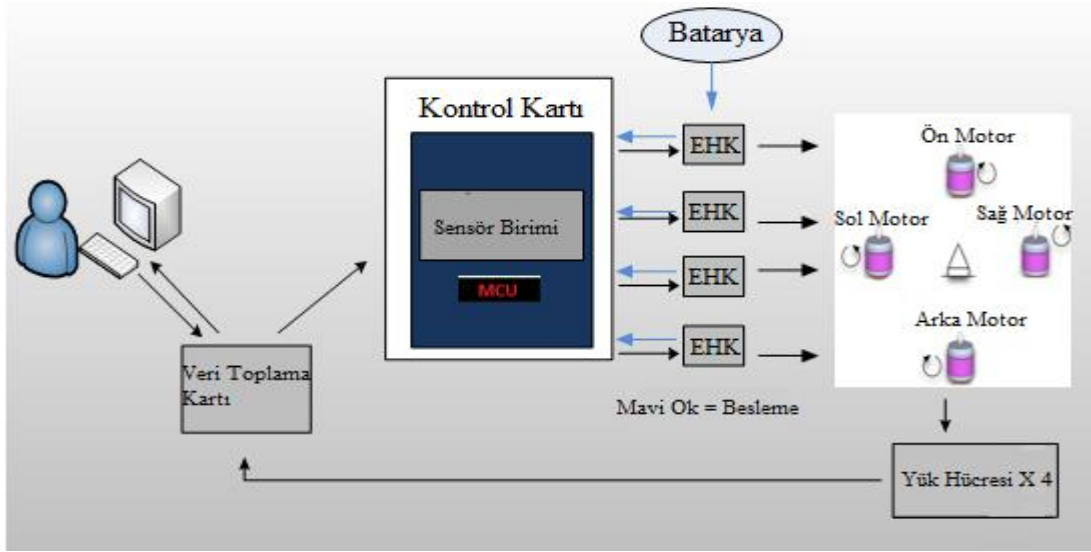


Şekil 5.2. Kuadrokopter deney platformu.



Şekil 5.3. Kuadrokopter deney platformu.

Kuadrokopter test sistemini oluşturan elektronik donanımlar Şekil 5.4 'deki blok diagramı ile verilmektedir. Radyo frekans uzaktan kumanda sinyallerinin, bilgisayar aracılığıyla veri toplama kartı üzerinden kuadrokopterin yönelim hareketi için kontrol kartına uygun olan sinyaller gönderilerek hareket sağlanmaktadır. Elde edilen bu hareket oluşturulan kuadrokopter test platformu üzerinden kuadrokopterin bağlı olduğu yük hücrelerine çekme kuvveti uygulayarak, kuadrokopterler için taşıyabilecekleri ağırlık miktarlarını gözlem yapma imkânı sağlamaktadır.



Şekil 5.4. Kuadrokopter blok diagramı.

Kuadrokopter üzerinde kullanılan sistemlere ait teknik özellikler Çizelge 5.1'de verilmektedir.

Çizelge 5.1. Kuadrokopter üzerinde kullanılan sistemlere ait teknik özellikler.

Quad. motorlar arası mesafe	570 mm
Toplam ağırlık (batarya dahil)	750 g
Taşınabilir yük	1100 g to 2200 g - (Bataryaya bağlı)
Motor	GUEC-412 S - Fırçasız Motor -960 RPM / Volt
Batarya	Li-Po 3 S 11.1 V 1750 A
ESC	GUEC GE-183 – 18 A
Cayroskop	ITG 3200 -16-bit ADC
İvme sensörü	BMA180 -14 bit ADC
Micro controller	ATMega 328 P

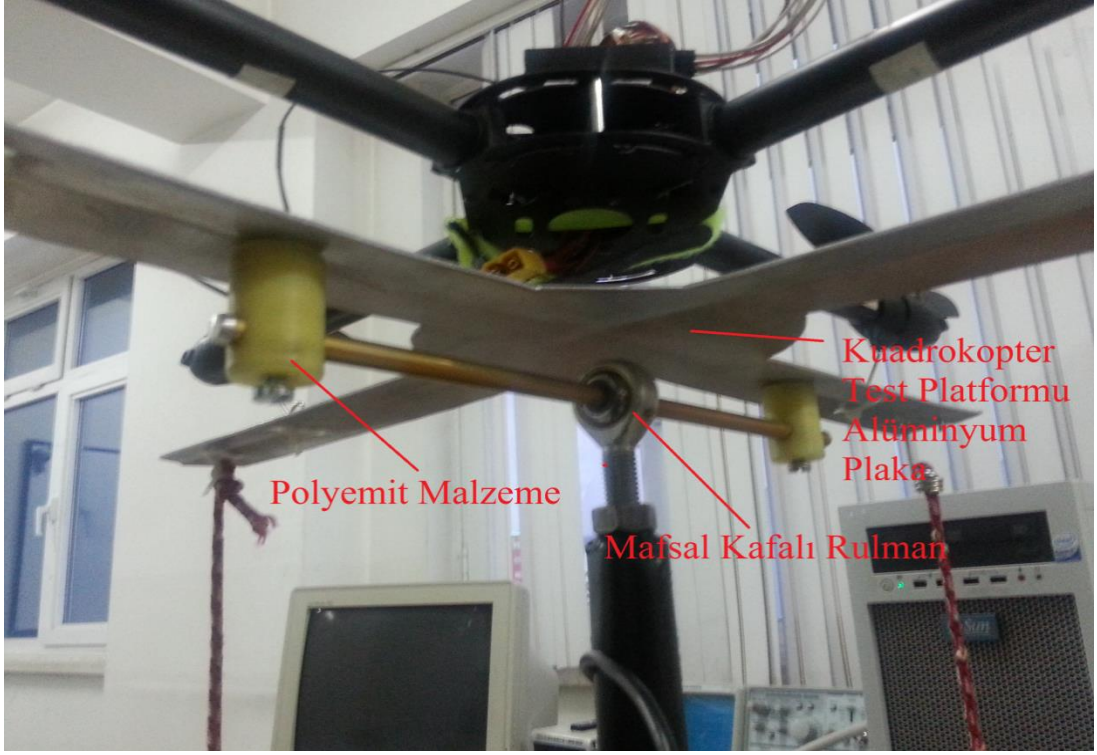
5.1.1. Kuadrokopter İskeleti

Deneysel çalışmalarda Şekil 5.5’deki Gaiu500X marka radyo kontrollü kuadrokopter iskeleti kullanılmaktadır.

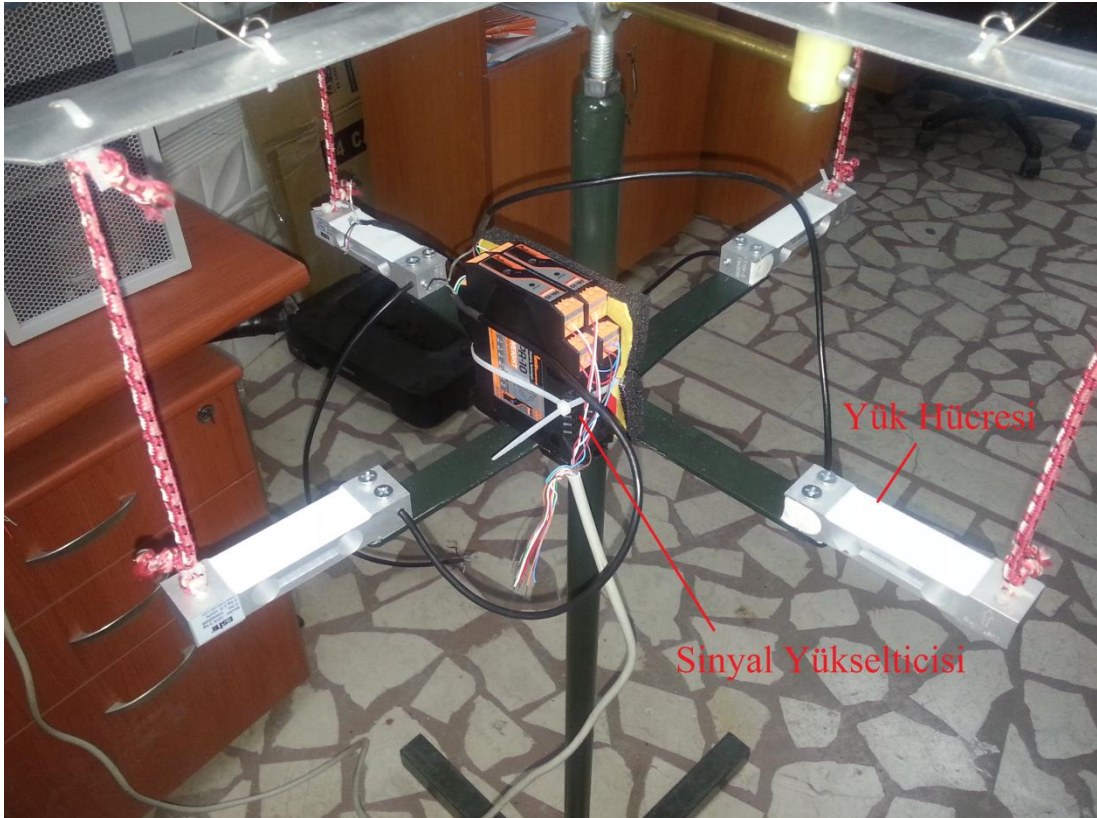


Şekil 5.5. Gaiu 500X kuadrokopter.

Kuadrokopteri üzerine konumlandığımız deney platformumuz X, Y ve Z ekseninde açısal hareketine izin verebilecek serbestlik derecesine sahip olması için mafsallı rulman tercih edilmiştir. Rulman iç çapı 12 mm’dir. Rulman içerisine torna tezgâhından polyemit bir malzemeyi işlenerek yapılan ara parça iç çapı 8 mm’ye düşürülmüş ve ortasından 8 mm çapında 200mm uzunluğunda alüminyum mil geçirilmiştir bu sayede eksen üzerindeki açısal hareket kabiliyetini X ekseninde 360 derece, Y ekseninde 60 derece ve Z ekseninde’de 60 derece olarak sağlanmıştır. Kuadrokopterlerin yönelim hareketleri için en fazla 30 derecelik bir eğim yeterli olacağı için oluşturduğumuz düzenek sistemimizin ihtiyacını karşılamaktadır. Mafsallı rulman içerisinden geçirilen mil’in her iki uç tarafından polyemit malzemeyi 8 mm çapında delinerek oluşturulan ve “+” şeklinde alüminyum levhayı monte ettiğimiz ara parçası ile kuadrokopterimizi alüminyum parçaya bağlayabildik Şekil 5.6 ile mafsallı rulman ve üzerine monte edilen “+” şeklindeki platformu verilmektedir.



Şekil 5.6. Mafsal kafalı rulman ve üzerine monte edilen “+” şeklinde platform.



Şekil 5.7. “+”şeklinde monte edilmiş yük hücreleri.

Demir profillerden oluşturulan ayak mekanizması üzerine monte edilen yük hücreleri Şekil 5.7 deki gibi verilmektedir.

5.1.2. Kuadrokoopter RF Kumanda

Kuadrokoptere sinyaller Şekil 5.8'deki radyo vericisiyle gönderilir. Verici üzerindeki 2 adet, el ile düşey ve yatay ekseninde hareket ettirilerek dört adet kontrol sinyali (U_1 , U_2 , U_3 ve U_4) kuadrokoptere ulaştırılır. U_4 sinyali z ekseninde yukarıya doğru olan itme kuvvetini ifade eder ve bütün pervanelerin dönme hızını eşit olarak artırır yada azaltır. U_2 sinyali ön ve arka motorları kontrol eder, bu motorlardan birinin dönme hızını artırırken diğerini aynı oranda azaltır, böylece öne ve arkaya hareket sağlanır. U_3 sinyali de U_2 sinyali gibi, fakat bu sefer sol ve sağ motorları tahrik ederek hareket sağlar. U_1 sinyali helikopteri kendi ekseninde etrafında döndürür, aynı yöne dönen iki pervanenin hızlarını artırıp, aynı oranda diğer yöne dönen iki pervanenin hızlarını azaltarak açısal momentumun korunumu ilkesiyle z ekseninde dönme sağlar. Kuadrokopterin üzerindeki kontrol kartı ile bu sinyalleri işleyerek helikopterin motorlarına iletir.

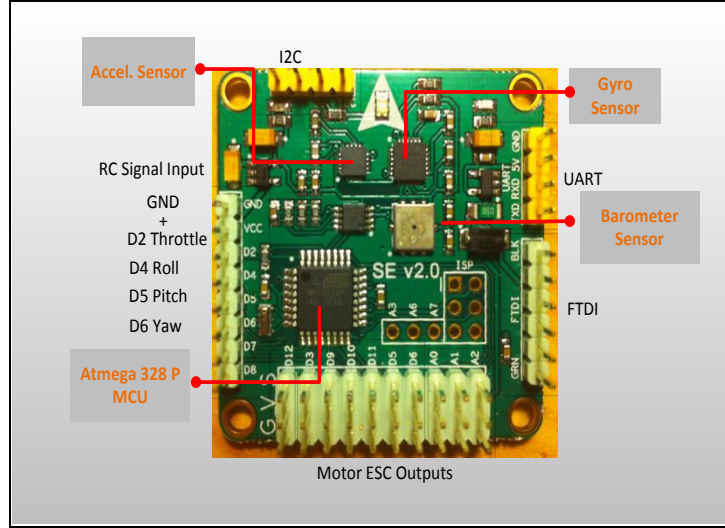


Şekil 5.8. Radyo vericisi.

5.1.3. Mikrodenetleyici Kontrol Kartı

Kuadrokopteri kontrol etmek için önce kuadrokopterin hareketini algılamak gereklidir. Bu görevi sağlama için kuadrokopter üzerine algılayıcılardan gelen

veriyi değerlendirmek üzere bir Atmega328P kontrol kartı yerleştirilmiştir. Şekil5.9’ da Atmega328P Kontrol Kartı verilmektedir.



Şekil 5.9. Atmega328P kontrol kartı.

Bu Atmega328P kontrol kartı üzerinde bulunan algılayıcılar sayesinde x, y ve z eksenleri doğrultusunda olan ivmeler ve bu eksenler etrafındaki açısal hızlar elde edilmiştir. Kuadrokopter üzerindeki kontrol kartının temel görevi, kontrol birimi ve sensörlerden gelen veriyi almak, işlemek ve gerekli şekilde çıkışa aktarmaktır. Kuadrokopterde veriler geręek zamanlı olarak kontrol kartında işlenir. Çizelge 5.2’de Atmega 328P kontrol kartının teknik özellikleri verilmektedir.

Çizelge 5.2. Atmega 328P kontrol kartının genel özellikleri.

Mikrodenetleyici	Atmega 328P
Çalışma Gerilimi	5 V
Çalışma Frekansı	16 MHz
Çıkış akımı(Pin başına)	40 mA
Analog Giriş Pinleri	6
Dijital G/Ç Pinleri	14 (6 Adet Pwm)

4.1.4. Elektronik Hız Kontrolcüsü

Elektronik Hız Kontrolcüsü (EHK), fırçasız (brushless) motorların hızını ve çalışma yönünü belirleyen elektronik devredir. Kuadrocopter üzerinde bulunan fırçasız motorların ortasındaki dönen kısım da mıknatıs ve mıknatısın etrafını çevreleyen bobin bulunur. Bu devreler motorların bobinlerine sırasıyla PTO dalgası yollarlar. Kullanılan PTO yöntemi ile sistemimiz üzerindeki ESC, giriş akımını hızla "kapatıp açar". Akımın, birim sürenin kaçta kaçında açık, kaçta kaçında kapalı olduğuna bağlı olarak motora ulaşan ortalama gerilim belli bir değere inecektir. Bu sayede sistemimiz Atmega328p işlemcisi ile ayarlanabilir PTO sinyalleri ile hızı kontrol edilir. Kuadrocopter üzerinde GUEC GE-183 marka 18A lik Elektronik Hız Kontrol devresi vardır. Şekil 5.10'da sistemimiz üzerinde kullanılan Elektronik Hız Kontrolcü (EHK) resmi verilmektedir.



Şekil 5.10. Elektronik Hız Kontrolcüsü (ESC).

4.1.5. Bataryalar

Kuadrocopter'ler için uygun batarya seçimi çok önemlidir. Piyasada mevcut sistemlerde ve akademik çalışmalarda kullanılmak üzere avantaj ve dezavantajlarına göre tercih edilen üç çeşit batarya NiCd, NiMH ve LiPo vardır. NiCd bataryaları ucuzdur, uzun süre sabit akım verebilirler. Tam dolum ve boşalmalarında içerisindeki kimyasallardan kaynaklanan bir problem yaşanmaz. Ancak tam boşalmaları durumunda tekrar doldurulmak istenildiklerinde şarj durumu tam dolu olmadıkları

halde hafıza problemlerinden dolayı şarj cihazlarında tam dolu gözükebilir. Ayrıca şarj olma süreleri uzundur. Aynı boyutlardaki NiMH bataryası, NiCd bataryasına göre daha fazla güç kapasitesi sağlayabilir. NiMH bataryaları yüksek akımlıdırlar, zamanla kendiliğinden boşalabilirler. Sistemimiz için tercih ettiğimiz LiPo bataryası diğer iki bataryaya göre kullanım ömürleri uzun ve şarj olma süreleri kısadır. Ancak Lipo bataryalarını şarj etmek için belirtilen gerilimin üzerine çıkmamak ve bataryayı oluşturan hücreleri kullanıcı talimatına göre belirtilen değerin altına düşürülmemelidir. Şekil 5.11'de sistemimiz üzerinde ki 11,1 V Lipo batarya resmi verilmektedir.



Şekil 5.11. Lipo batarya.

5.1.6. Gyroskop

Gyrolar bir dönme eylemini algılayan ve dönüşün hızını ölçebilen cihazlardır. Gyro'lar kuadroptörler üzerinde genelde iki tipte bulunmaktadır, heading hold mod ve normal mod. Heading mod gyro, sistemin hangi yöne doğru kaydığını algılayarak aksi yönde tepki vermektedir, böylelikle kuadroptörler dış etkenlere karşı dengeli uçmayı başarmaktadır. Normal mod gyro ise kumandadan gelen komutlara göre tepki verir. Dış etkilerden kaynaklanan kaymaları algılayamadığı için sistem rüzgâr yönünde kayar. Sistemimiz üzerinde ITG3200 gyro modeli kullanılmaktadır. Geliştirilen yazılım algoritmasına göre iki farklı uçuş modu kumanda ayarlarına göre seçilebilmektedir. Ayrıca bu gyro markasını seçmemizin nedeni 16 bit analog-dijital dönüştürücü özelliğine ve kullanıcının yazılımsal olarak oluşturabileceği dâhili alçak geçiren bant genişliğine sahip olmasıdır. 400kHz'lik

hızlı mod I2C haberleşme protokolüne izin verebilmektedir. 6.5 mA düşük çalışma akım değerine sahiptir. Besleme gerilimi 2.1V ve 3.6V arasındadır. X, Y ve Z eksenleri üzerindeki dönme hızlarını birbirinden bağımsız olarak algılayabilme özelliğine sahiptir. Sistem üzerindeki ani dönüş hızımızı bulabilmek için Eşitlik 5.1, Eşitlik 5.2 ve Eşitlik 5.3 'de ki gibi bağıntılar kullanılmaktadır.

$$\text{RateAx} = (\text{AdcGyroX} * \text{Vref} / 1023 - \text{VzeroRate}) / \text{Hassasiyet} \quad (5.1)$$

$$\text{RateAy} = (\text{AdcGyroY} * \text{Vref} / 1023 - \text{VzeroRate}) / \text{Hassasiyet} \quad (5.2)$$

$$\text{RateAz} = (\text{AdcGyroY} * \text{Vref} / 1023 - \text{VzeroRate}) / \text{Hassasiyet} \quad (5.3)$$

Eşitlik (5.1)' de yer alan, RateAx - Eksensel dönüş hızını, AdcGyroX - X eksen için alınan binary değerini, Vref - Sensör çalışma gerilimini, VzeroRate - Sensörlerin hareketsiz durumda sabit olarak vermiş olduğu bir gerilimini ve Hassasiyet - Volt başına sensör hassasiyetini ifade etmektedir.

5.1.7. İvmeölçer Algılayıcı

İvmeölçerler üzerlerine düşen statik (yerçekimi) veya dinamik (aniden hızlanma veya durma) ivmeyi ölçmektedirler. Algılayıcılardan aldığımız değer m/s^2 veya yer çekimi (g-Force) türünden ifade edilebilir. Sistemimiz üzerinde BMA 180 marka, 1.62V ve 3.6 çalışma gerilimle çalışan, 14 bit analog dijital dönüştürücü özelliğine sahip, tek eksen ve çoklu eksen ivmelenmeyi ölçebilen algılayıcı vardır. Sistem üzerindeki dinamik ivmeyi bulabilmek için Eşitlik 5.4, Eşitlik 5.5 ve Eşitlik 5.6 'de ki gibi bağıntılar kullanılmaktadır.

$$\text{Rx} = (\text{AdcRx} * \text{Vref} / 1023 - \text{VzeroG}) / \text{Hassasiyet} \quad (5.4)$$

$$\text{Ry} = (\text{AdcRy} * \text{Vref} / 1023 - \text{VzeroG}) / \text{Hassasiyet} \quad (5.5)$$

$$\text{Rz} = (\text{AdcRz} * \text{Vref} / 1023 - \text{VzeroG}) / \text{Hassasiyet} \quad (5.6)$$

Eşitlik 5.4' de yer alan, Rx - X ekseninde ki ivmelenmeyi, AdcRx - X eksenini için alınan binary değerini, Vref - Sensör çalışma gerilimini, VzeroG - İvmeölçerin 0g de vermiş olduğu gerilim değerini ve Hassasiyet - Volt başına sensör hassasiyetini ifade etmektedir.

5.1.8. Fırçasız Motor

Kuadrocopter üzerinde pervanelerin bağlı oldukları dört adet fırçasız doğru akım motorları vardır. Fırçasız doğru akım motorları geleneksel fırçalı DA (Doğru Akım) motorlardan farklıdır. Yapısı gereği mekaniksel yıpranmaya maruz kalmadıkları için yararlı kullanım süreleri uzundur, sessiz çalışırlar, elektriksel gürültü oluşturmazlar, yüksek hız ve yüksek tork göstermeleri insansız hava araç projelerinde tercih edilme sebepleridir. Sistemimiz üzerinde GAUI 960 Kv Fırçasız Motor kullanılmıştır. Eşitlik 5.5' de fırçasız motor kaç devir olduğunu gösteren hesaplama verilmektedir.

$$\text{RPM} = \text{Kv} \times \text{Volt}$$

(5.5)

Şekil 5.12'de kuadrokopterde kullanılan fırçasız doğru akım motor resmi verilmektedir.



Şekil 5.12. Fırçasız doğru akım motor.

Kuadrocopter üzerinde kullanılan GAUI 960 Kv fırçasız motorun teknik özellikleri Çizelge 5.3'de verilmektedir.

Çizelge 5.3. GAUI 960 Kv fırçasız motor teknik özellikleri.

Özellik	Birim
Kv(rpm)	960
Ağırlık	80g
Maks. Akım	17 A
Maks. Voltaj	11.1 V
Motor Uzunluğu	29 mm
Motor Çapı	28 mm
Toplam Uzunluk	45 mm

5.1.9. Yük Hücresi

Yük hücresi bir kuvveti elektrik sinyali haline dönüştürmek için kullanılan dönüştürücüdür. Deney platformumuz üzerinde 4 adet Esit firmasına ait Şekil 5.13 'de ki gibi Çizelge 5.4'de ki özelliklere sahip yük hücreleri kullanılmıştır.



Şekil 5.13. Yük hücresi.

Çizelge 5.4. Yük hücresi özellikleri.

Özellik	Birim
Nominal Kapasite	3 kg
Nominal Çıkış	2 mV/V
Önerilen Uyarım Gerilimi	10 V
Maks. 3 kg Yükte	Maks. 20 mV Gerilim Çıkışı

Yük hücresine, 3 kg'lık yük uygulanırsa, 20 mV'luk çıkış gerilimi elde edilmektedir. Sistemimizde motorların mil ekseninde bulunan yük hücresine en düşük değerli (1g) yük uygulanacak olursa çıkış gerilimi, 3000 gr'da 20mV çıkış gerilimi üretiyorsa 1 gr ağırlığında yük uygulandığında 0.006 mV'luk gerilim üretmiş olur. Bunun için kuadrokopter sistemi üzerinde bulunan yük hücresi sinyal yükselticisinin, sinyal giriş değeri 0.006 mV' dan küçük değeri okuyabilen yükseltici kullanılmaktadır.

5.1.10. Sinyal Yükseltici

Sinyal yükselticiler, yük hücre sinyallerini uzak mesafelere taşımak amacıyla sinyalin kuvvetlendirilmesini ve çıkış olarak 0-10V seviyesinde gerilim vermesini sağlayan devre elemanlarıdır. Sistemimizde Puls Elektronik'in PA-10 model gerilim yükselticisi kullanılmıştır. Besleme gerilimi 24V DA'dır. Dönüştürülen gerilim değerleri, veri toplama kartı analog girişine verilmektedir Şekil 5.14'de kullanılan sinyal yükselticisi verilmektedir. Sinyal yükselticisinin sing+, sign- giriş yerlerinden yük hücremizin çıkışları verilmiştir. +Exc., -Exc. 'dan yük hücremizin uyarım kabloları bağlanmıştır. Sinyal yükselticisi üzerinde bulunan dara trimpotu ile sistemimize veri sağladığımız yük hücrelerinin düşey eksenindeki gerilim çıkış değeri konumu (0'a çekilerek) ayarlanmaktadır.



Şekil 5.14. Sinyal yükselticisi.

5.1.11. Veri Alış-Veriş Kartı

Veri toplama sistemi için PCI 1716 Advantech veri alış-veriş kartı kullanılmıştır. Veri alış-veriş kartının özellikleri Çizelge 5.5' de, Şekil 5.15' de ise veri alış-veriş kartı verilmektedir. Veri alış-veriş kartının örnekleme oranı 250 kS/s dir. Veri toplama sistemi donanım ayarları için, veri alış-veriş kartı PCI yuvasına takıldıktan sonra yazılımı bilgisayara yüklenmiştir. Veri alış-veriş kartının modeli bilgisayar dosyasının, aygıt yöneticisi menüsünden seçilmiş ve yük hücreleri için analog giriş aralığı belirlendikten sonra her kanala +/- 1,5 V uygulanarak kartın testi yapılmıştır.

Çizelge 5.5. Veri alış-veriş kartının özellikleri.

Özellik	Birim
Çözünürlük	16 Bit yüksek çözünürlük
Örnekleme Oranı	250 kS/s
Analog Girişi Sayısı ve Hafıza	16 analog giriş ve 1 K FIFO
Dijital Giriş Sayısı	16 dijital giriş
Dijital Çıkış Sayısı	16 dijital çıkış
Analog Çıkış Sayısı	2 analog çıkış
Sayıcı ve çözünürlüğü	10 MHz ve 16 Bit çözünürlük
Kart bağlantısı	PCI kartı
Giriş Gerilimi	+/- 10 V
Giriş Akımı	0 -20 mA

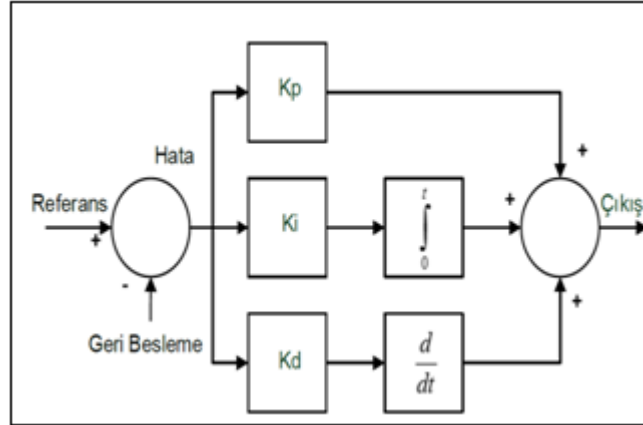


Şekil 5.15. Advantech PCI 1716 veri alış-veriş kartı.

5.2. KONTROLÇÜ TASARIMI

5.2.1. PID DENETİMİ

Kuadrokopter kontrollü için sistemin girdileri olan U_1 , U_2 , U_3 ve U_4 denklemleri kullanılmaktadır. Kuadrokopter hareket ettirecek olan U_1 , U_2 , U_3 ve U_4 girdileri sırasıyla, z eksenindeki sapma hareketi, y eksenindeki yunuslama hareketini, x eksenindeki yalpalama hareketini ve z ekseninde dikey hareketi kontrol eder. Sistem üzerinde bulunan açık kaynak kodlu Multiwi SE kontrol kartı kuadrokopterin yukarda sinyal girişleri elde edilen veriler ile arayüzünde bulunan PID parametreleri ayarlanarak sistemi kararlı hale getirilmeye çalışılmaktadır. Kontrol sistemlerinde en çok kullanılan yöntemlerden biri PID yöntemidir. PID oransal, integral ve türev katsayıları kullanarak hesaplama yapar. PID denetleyicisinin blok diyagramı Şekil 5.16'da verilmektedir. Uygun PID değerleri sistem için hazırlanmış kullanıcı ara yüz programından deneme-yanılma yöntemi ile sistem dengeye gelene kadar ayarlanmıştır. Şekil 5.17'de kuadrokopter uçuş denge kontrolü için kullanılan ara yüz programı verilmektedir.

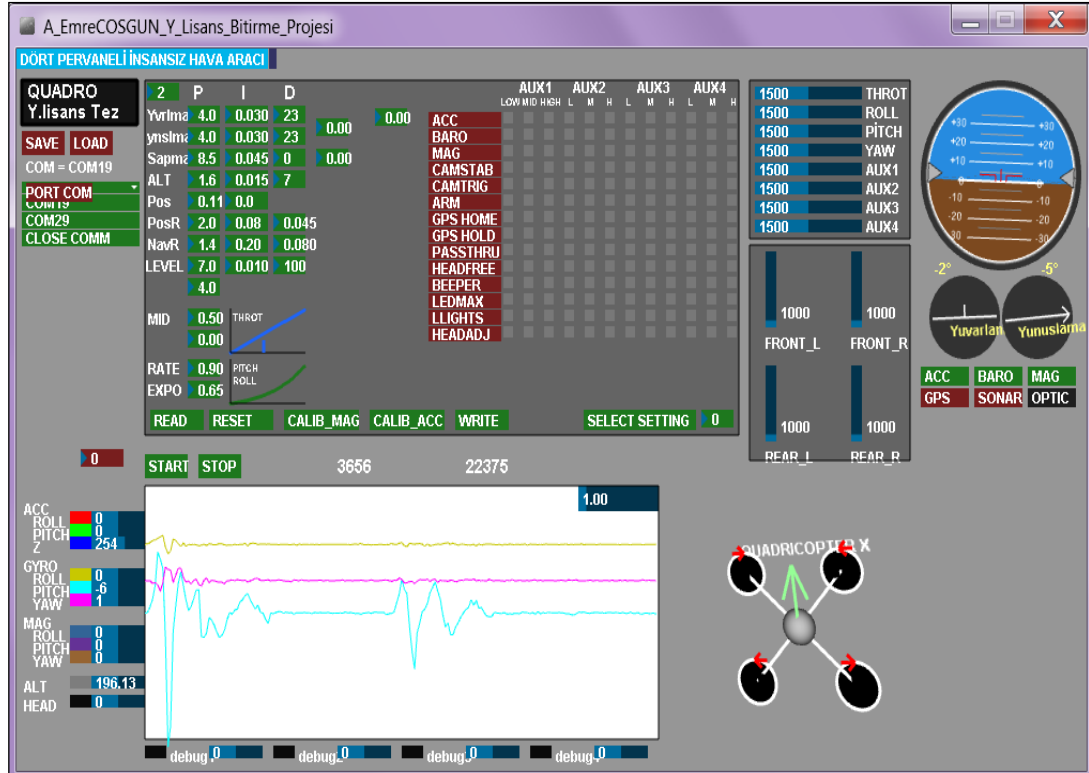


Şekil 5. 16. PID blok diyagramı.

PID kontrolörü oluşturan oransal, integral, türev kazançlarının her biri sistemin çalışmasına çeşitli şekillerde etki etmektedir. Kapalı çevrim sisteminde her bir kontrolörün etkisi K_p , K_i ve K_d kazançları verilerek Çizelge 5.6'da ki gibi özetlenmektedir.

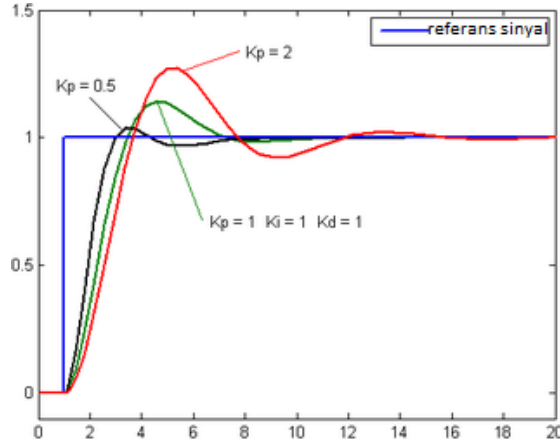
Çizelge 5.6. PID kontrolör parametrelerinin etkileri.

Kontrolör	Kazanç	Yükselme zamanı	Aşım	Oturma zamanı	Kalıcı durum hatası
Oransal	K_p	Azaltır	Arttırır	Biraz arttırır	Azaltır
İntegral	K_i	Biraz azaltır	Arttırır	Arttırır	Yok eder
Türev	K_d	Biraz değiştirir	Azaltır	Azaltır	Çok az etkiler



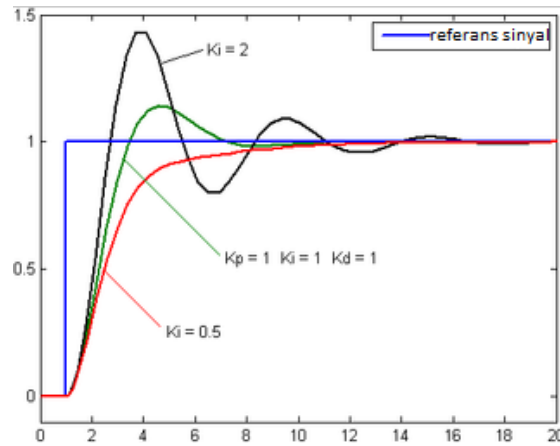
Şekil 5.17. Kuadrokopter uçuş denge kontrolü için kullanılan arayüz programı.

Yüksek K_p katsayısı sistemin çıkışının yüksek olmasına ve hatanın giderilme zamanının artmasına sebep olmaktadır (Şekil 5.18). Çok yüksek K_p katsayısı salınıma ve sistemin kararsız bir hal almasına neden olmaktadır.



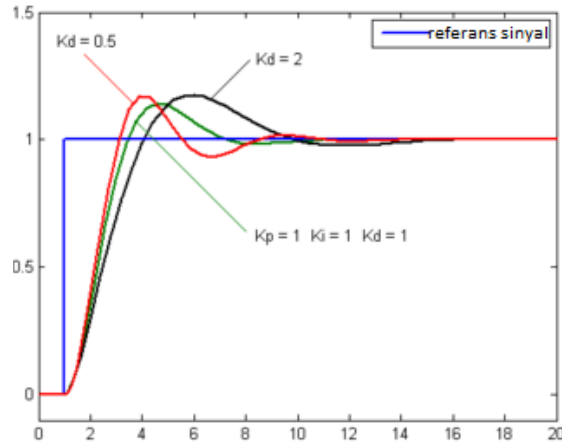
Şekil 5.18. K_p katsayısına göre çıkışlardaki değişim.

I (İntegral Terimi) hem hata büyüklüğü hem de hatanın süresi ile orantılı olarak çıkış üretir. Bu terim anlık hataların toplamıdır. Sabit bir K_i katsayısı ile çarpılarak sistem çıkışına eklenir. K_i katsayısına integral kazanç sabiti denir. Eğer K_i katsayısı çok yüksek olursa istenilen ayar noktasından taşmalar meydana gelir (Şekil 5.19).



Şekil 5.19. K_i katsayısına göre çıkışlardaki değişim.

D (Türev terimi) hatadaki zamanla değişimi ifade etmektedir. Bu değişim K_d katsayısı ile çarpılarak sistemin çıkışına eklenir. Türev terimi kontrolör çıkışının değişim hızını yavaşlatır. Ayrıca mevcut değer in istenilen referans değerini aşma miktarını azaltarak sistemin daha kararlı çalışmasını sağlar (Şekil5.20). Bu değer yüksek belirlendiğinde kontrolörün gürültülere karşı duyarlılığı artmaktadır. Bu da sistemin kararsız bir hal olmasına sebep olabilmektedir.



Şekil 5.20. K_d katsayısına göre çıkışlardaki değişim.

PID 'nin bu çalışmadaki kullanım amacı başlangıçtaki konumunu sabit tutabilmesi ve kuadropterin hareketini gerçekleştirdiği yunuslama, yalpalama ve sapma yönelim hareketlerinin iyileştirilmesi içindir. Sistemi denge tutabilmek ve uygun olan PID katsayılarını belirleyebilmek için yukarıda grafikleri çizdirilen sistem çıkış değişimleri, göz önünde bulundurularak aşağıda belirtildiği gibi denemeler yapılmıştır.

1. Öncelikle K_p kazancı ayarlanır. K_i ve K_d sıfır iken K_p kazancı, çıkıştaki hatayı azaltmak için sıfırdan başlayarak yavaş yavaş artırılır. Oransal etkinin yüksek olması sistemin sönümsüz cevap vermesine neden olmaktadır.
2. Daha sonra K_p değeri ve K_i değeri değiştirilmeden K_d değeri aşım kabul edilebilir bir seviyeye inene kadar artırılır. Türev etkisinin yüksek olması sistemin aşırı sönümlü ya da sönümlü cevap vermesine neden olmaktadır.

3. K_p ve K_d değerleri ile çıkışta bir kalıcı durum hatası mevcuttur. Bu hatayı sıfırlayana kadar K_i değeri artırılır. İntegral etkisinin yüksek olması sistemin osilasyonlu cevap vermesine neden olmaktadır.

Sistem üzerinde bulunan ilgili PID kodu aşağıda verilmektedir.

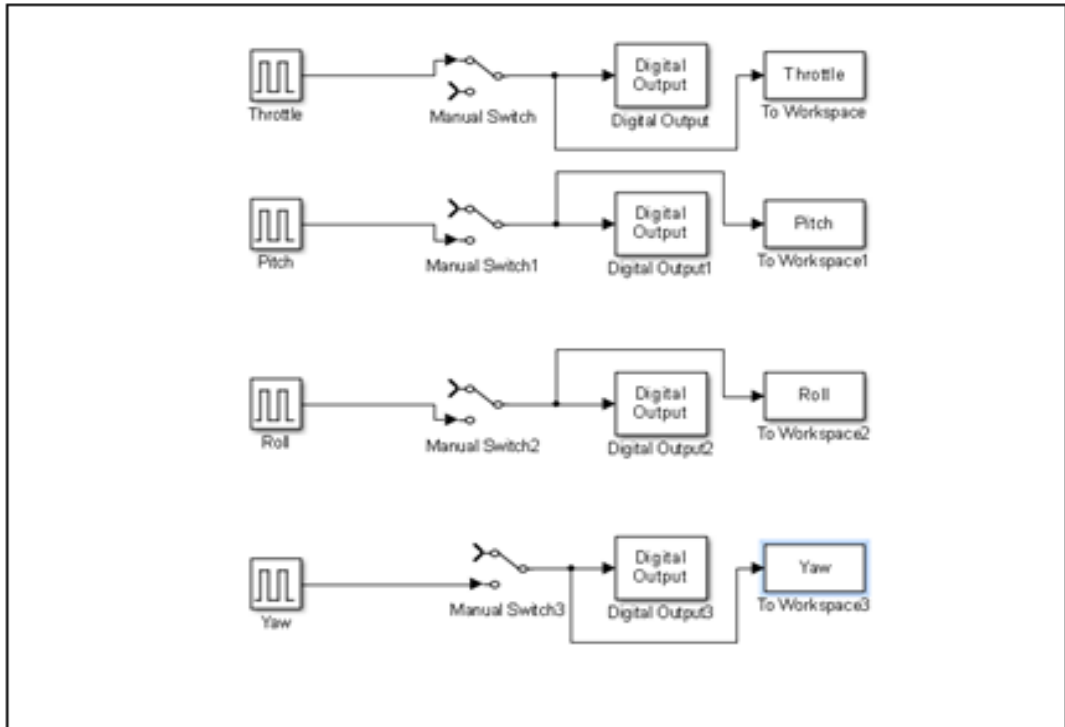
```
double update(double x,double dx)  
{  
    double command = 0.0;  
    xError = (xDesired - x);  
    xErrorIntegral+=xError;  
    if(feed)  
        command = kP*xError + kI*xErrorIntegral +kD*dx;  
    else  
        command = kP*xError + kI*xErrorIntegral +kD*(xError-xErrorPrev);  
    xErrorPrev = xError;  
    return command;  
};
```

BÖLÜM 6

DENEYSEL ÇALIŞMALAR

6.1. PID DENETLEYİCİ İLE YUNUSLAMA HAREKETİ YÖNELİMİ

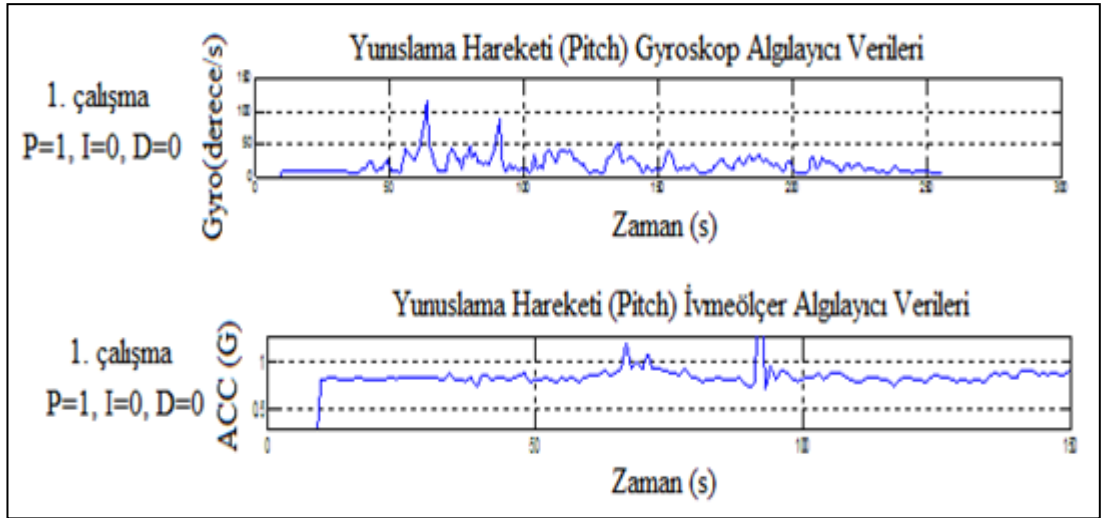
Bu çalışmada sayısal osiloskop ile ölçülen kumanda verici sinyalleri Matlab/Simulink ortamında sinyal jeneratörü yardımı ile veri alış-veriş kartı PCI 1716'nın dijital çıkışları kullanılarak, sistemin istenilen yöne hareket ettirilmesi sağlanmıştır. Bu çalışmada amaç sistemimizin kumandadan bağımsız bir şekilde bilgisayar üzerinden aktarılan sinyaller ile istenilen başlangıç pozisyonunu koruması hedeflenmektedir. Osiloskoptan ölçülen sinyal değerleri 50 Hz'lik, 0.02 saniyelik frekansta %5-%10 doluluk oranına sahip sinyallerdir. Şekil 6.1 'de görüldüğü üzere el ile anahtarlama yapılarak istenilen sinyal çıkışı aktif edilmektedir.



Şekil 6.1. Veri toplama kartından kuadrokopter için oluşturulan sinyaller.

1. Çalışma grubumuz için $P=1$, $I=0$, $D=0$ katsayıları denenmektedir.

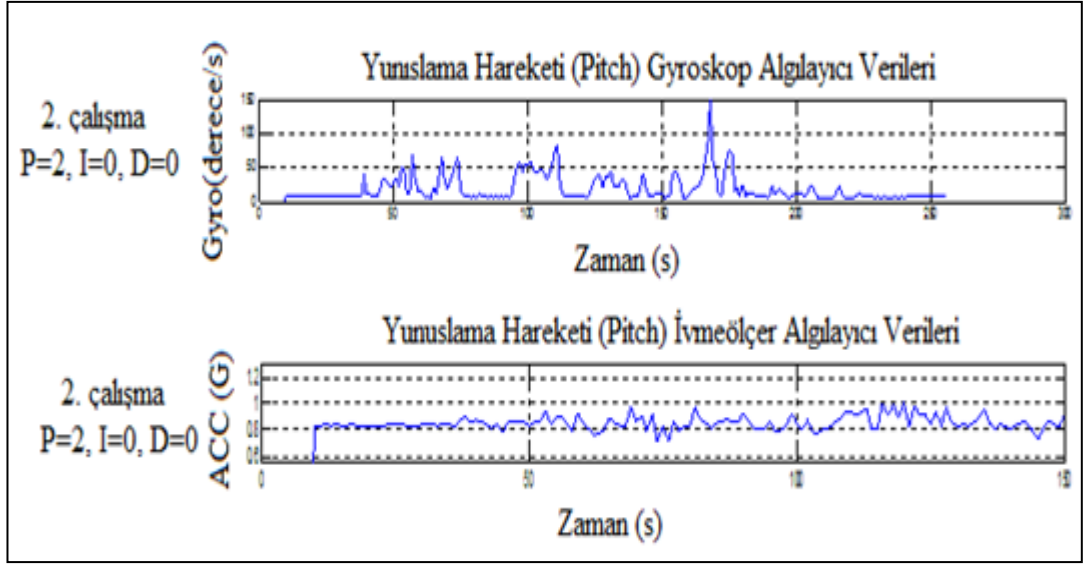
1. çalışma grubumuzda, deneysel platformumuz üzerinden su terazisi ile ölçtüğünüz 25 derecelik eğimli dört pervaneli kuadrokopter sistemimizin $P=1$, $I=0$, ve $D=0$ kontrolcü katsayıları ile sistemin dengeye gelmesi amaçlanmış ancak sistem verilen 25 derecelik eğimi 0 dereceye çekememiştir. 25 derecelik eğim verilmesinin sebebi sistem havada yönelim hareketi gerçekleştirirken 20-30 derece aralığında değişen bir açıyla yönelimini gerçekleştiriyor olmasından kaynaklanmaktadır. Acc(G) grafiği sistemimiz için X, Y ve Z eksenleri üzerindeki değişimler sonucu oluşan yerçekimi ivmesi G'nin ortalama değerini göstermektedir. Gyro(derece/s) grafiği ise 25 derece eğimde bulunan sistemimizin dengeye gelmesi için gereken değerden ani bir şekilde uzaklaşma hızını göstermektedir. Şekil 6.2 'de verildiği gibi kuadrokopterin açısal maksimum hızı 100-110 derece/sn ve etki eden ortalama yerçekimi ivmesi 1 G'nin altındadır.



Şekil 6.2. Gyro-İvmeölçer algılayıcı verileri.

2. çalışma grubumuz için $P=2$, $I=0$, $D=0$ katsayıları denenmektedir.

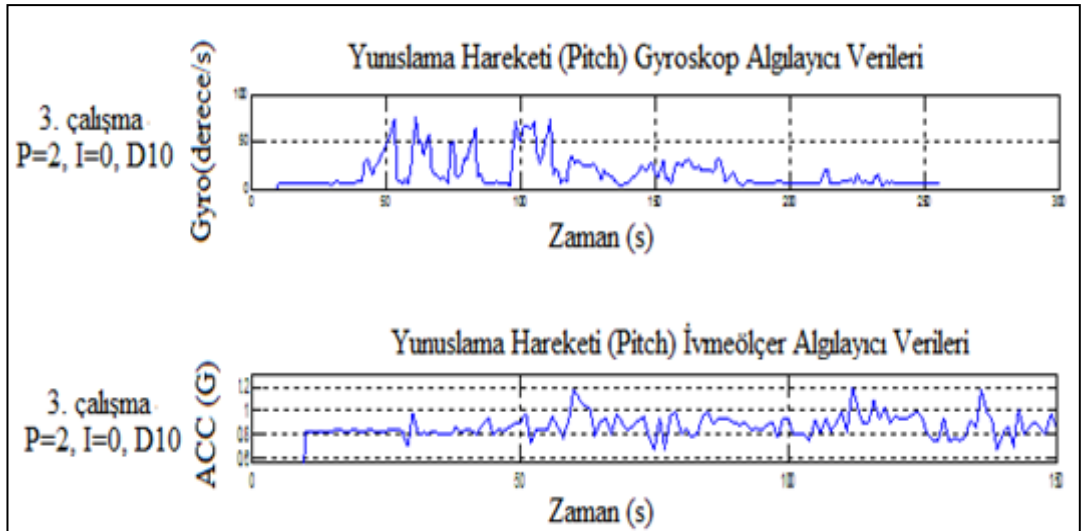
Deney düzeneğimizde sistemimiz tekrar 25 derecelik eğimde bırakılmış ve dengeye gelmesi istenmiş ancak sistem daha hızlı bir şekilde sistemin kararlı durumundan uzaklaşmıştır. Şekil 6.3 'de verildiği gibi kuadrokopterin açısal maksimum hızı 150 derece/s ve etki eden ortalama yerçekimi ivmesi 0.8 G - 1 G'dir.



Şekil 6.3. Gyro-İvmeölçer algılayıcı verileri.

3. çalışma grubumuz için $P=2$, $I=0$, $D=10$ katsayıları denenmektedir.

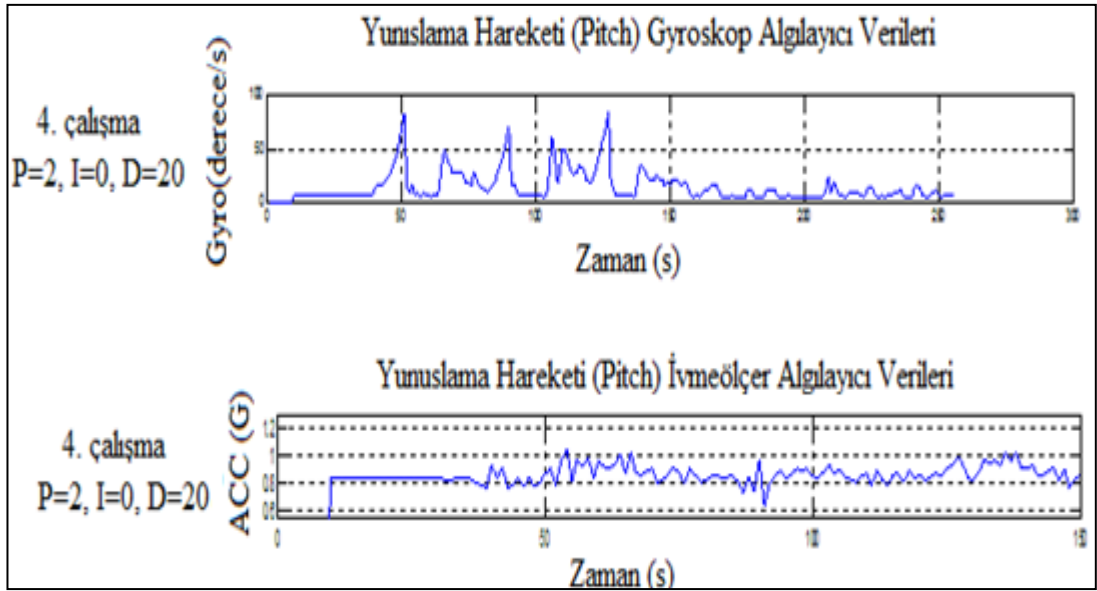
Deney düzeneğimizde sistemimiz tekrar 25 derecelik eğimde bırakılmış ve dengeye gelmesi istenmiş ancak bu P,I,D katsayı değerleri ile sistem daha yavaş bir şekilde sistemin kararlı durumuna yaklaşmaya çalışmaktadır. Şekil 6.4 'de verildiği gibi kuadropterin açılma maksimum hızı 70-80 derece/s ve etki eden ortalama yerçekimi ivmesi maksimum 1.2 G'dir.



Şekil 6.4. Gyro-İvmeölçer algılayıcı verileri.

4. çalışma grubumuz için $P=2$, $I=0$, $D=20$ katsayıları denenmektedir.

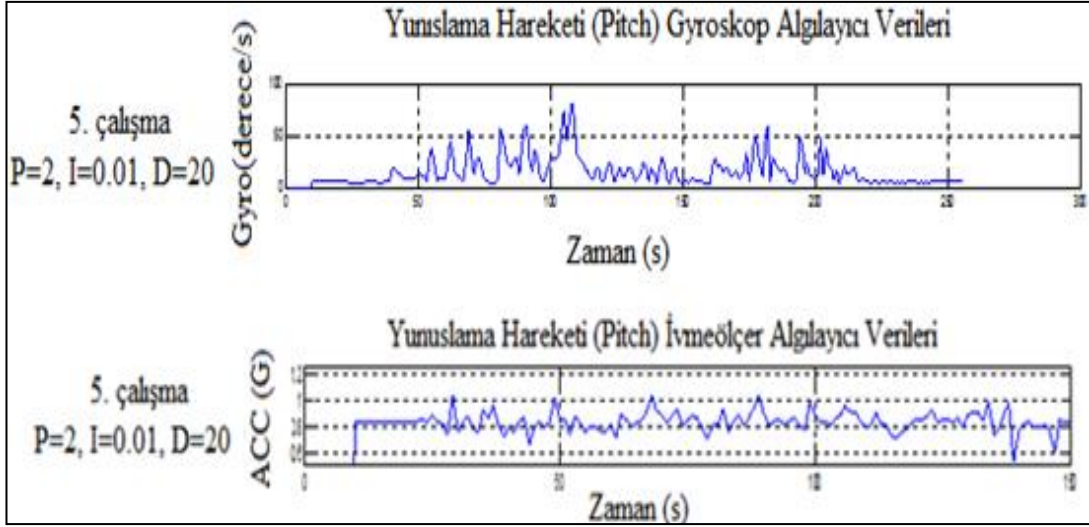
Deney düzeneğimizde sistemimiz 25 derecelik eğimli konuma getirilmeye çalışılmış ancak motorlar açısız hızları değiştirerek sistemin 15 dereceye kadar eğim vermesine müsaade etmiştir. Bu durum sistemi daha yavaş bir şekilde ve daha kararlı bir durumuna getirmiştir. Şekil 6.5 'de verildiği gibi kuadropterin açısız maksimum hızı 80-90 derece/s ve etki eden ortalama yerçekimi ivmesi maksimum 0.6 G – 1 G arasındadır.



Şekil 6.5. Gyro-İvmeölçer algılayıcı verileri.

5. çalışma grubumuz için $P=2$, $I=0.01$, $D=20$ katsayıları denenmektedir.

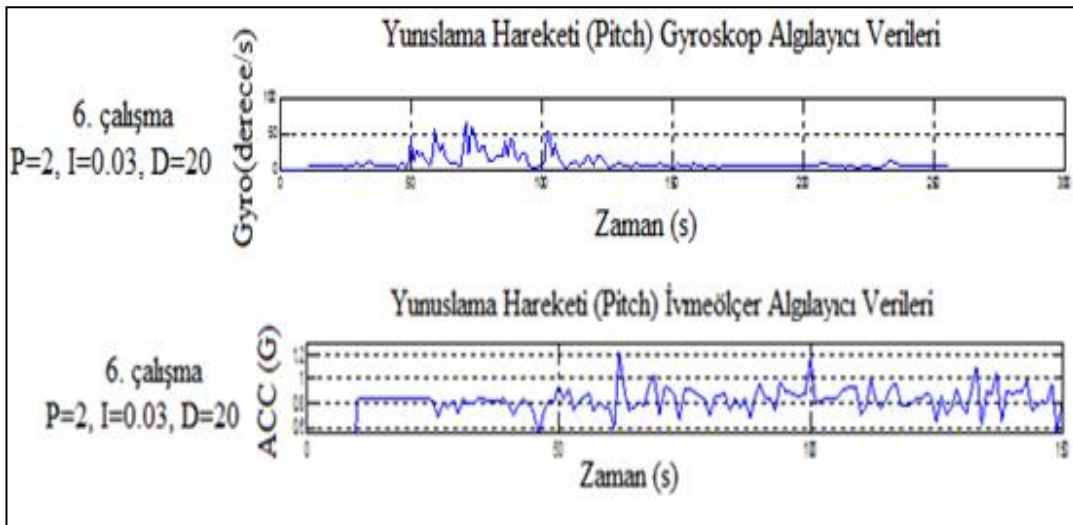
Deney düzeneğimizde sistemimiz 25 derecelik eğimli konuma getirilmeye çalışılmış ancak motorlar açısız hızları değiştirerek sistemin yaklaşık 10 dereceye kadar eğim vermesine müsaade etmiştir. Bu durum sistemi kararlı konumundan birazcık osilasyona girmesine sebep olmuştur. Şekil 6.6 'da verildiği gibi kuadropterin açısız maksimum hızı 100 derece/s ve etki eden ortalama yerçekimi ivmesi maksimum 0.5 G – 1 G arasındadır.



Şekil 6.6. Gyro-İvmeölçer algılayıcı verileri.

6. çalışma grubumuz için $P=2$, $I=0.03$, $D=20$ katsayıları denenmektedir.

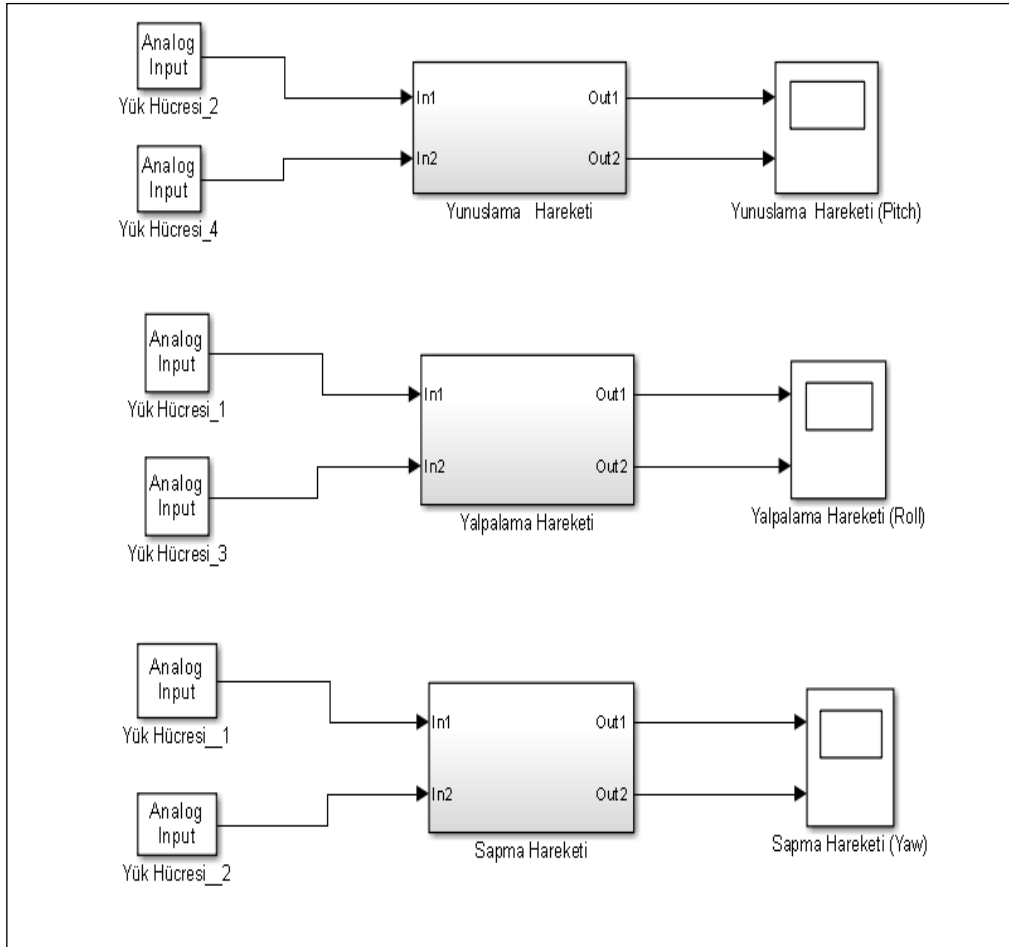
Deney düzeneğimizde sistemimiz 25 derecelik eğimli konuma getirilmeye çalışılmış ancak motorlar açısal hızları değiştirerek sistemin yaklaşık 10 dereceye kadar eğim vermesine müsaade etmiştir. Bu durum sistemi kararlı konumundan birazcık osilasyona girmesine sebep olmuştur. Şekil 6.7 'de verildiği gibi kuadropterin açısal maksimum hızı 60 - 70 derece/s ve etki eden ortalama yerçekimi ivmesi maksimum 0.5 G – 1.2 G arasındadır.



Şekil 6.7. Gyro-İvmeölçer algılayıcı verileri.

6.2. DÖRT PERVANELİ UÇABİLEN İNSANSIZ HAVA ARAÇ YÜK TAŞIMA KAPASİTESİ ÖLÇÜMLERİ

Kuadrokopter'in eksensel hareketlerinden kaynaklanan yalpalama, yunuslama ve sapma hareketlerinin ve kuadrokopter uçuş yönelim hareketlerini oluşturan açısall farklılıkların deneysel platform üzerinde motor milleriyle aynı hizada bulunan yük hücreleri ile ne kadar yük (kg) taşıyabileceği gözlemlenmiştir. Advantech PCI 1716 veri alışveriş kartı "Analog Input" pinlerinden alınan yük hücresi üzerinde oluşan kuvvetlerin Matlab/Simulink programı ile çizdirildiği kısım Şekil 6.8 'de verilmektedir.

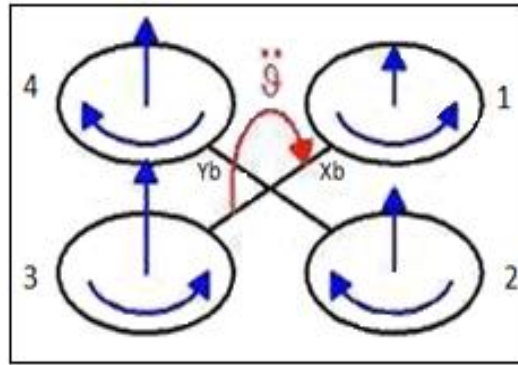


Şekil 6.8. Matlab/Simulink programı ile oluşturulan veri giriş blokları ve yük verilerin çizdirilmesi.

Deneysel çalışmamızda sistem PID kontrolcü katsayıları sistem dengeli olduğu değerlerdeki $P=2$, $I=0.03$, $D=20$ parametreler temel alınarak gerçekleştirilmiştir. Deney platformu üzerinde gözlem yaptığımız hareket çeşitleri; yunuslama hareketi, yalpalama hareketi ve sapma hareketidir.

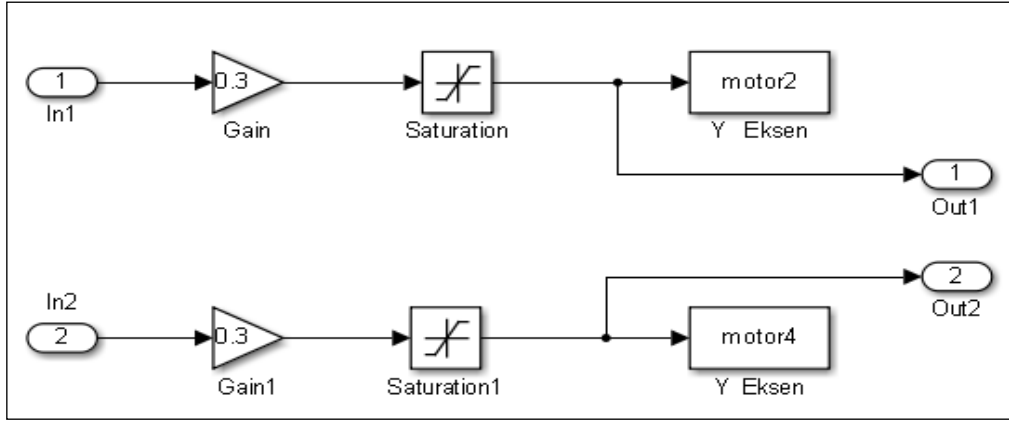
6.2.1. Yunuslama Hareketi

Yunuslama hareketinde araç Y_b eksenini etrafında döner. Bu hareketi elde etmek için 1. ve 3. motorları hızları arasında bir fark oluşturmak gerekir. Bu hız farkı motorların kaldırma kuvvetleri arasında bir farka neden olacaktır ve daha yavaş dönen rotorun bulunduğu taraf ağırlık merkezinin altına doğru yönelirken, hızlı dönen rotorun tarafı yukarı doğru eğilecektir. Yalpalama hareketinde olduğu gibi, eğer bu hareket sırasında aracın dikey yönde hareket etmemesi isteniyorsa, motorların hız değişiklikleri, toplam kaldırma kuvvetine karşı eşit olması gerekmektedir.



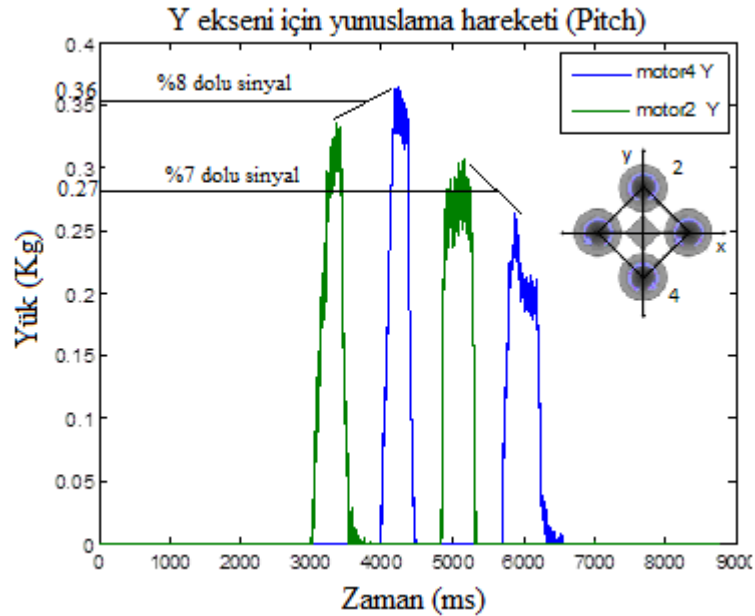
Şekil 6.9. Kuadropterin yunuslama hareketi.

Advantech PCI1716 veri toplama kartı ile alınan giriş sinyalleri aşağıda şekil Şekil6.10'da belirtildiği gibi işleme tabi tutularak çıkış elde edilmiştir. Veri kartı analog sinyal pin giriş numaraları AI4 ve AI6 olarak seçilmiştir. Kazanç (gain) değeri 0.3 seçilmesinin nedeni yük hücresi sinyal yükselticisinin çıkış gerilim değeri 0-10V aralığında olması ve yük kapasitesi 0-3 kg arasında olmasından kaynaklanmaktadır. Simulinkte saturation bloğu kullanmamızın sebebi, yük hücremizin basma-çekme mukavemetine karşı ürettiği gerilimin negatif değerlere düşmesini önleyebilmek içindir.



Şekil 6.10. Kuadrokopterin yunuslama hareketi sonucu oluşan kaldırma kuvveti Matlab/Simulink program yardımı ile gösterimi.

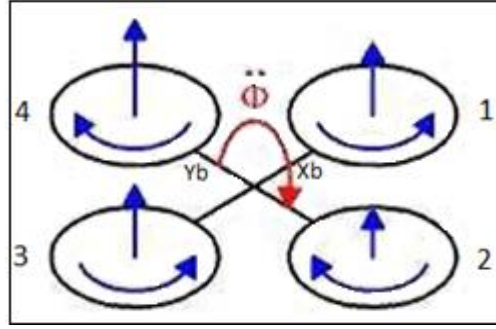
Şekil 6.11 kuadrokopterin Y ekseninde dönmesi sonucu oluşan kaldırma kuvvetidir. Yeşil ve mavi renkte çizilen grafik 3. ve 4. saniyelerde 50Hz'lik frekansta %8 doluluk oranında, ortalama 360 gr. ağırlığında yük taşıyabilmektedir. 4. ve 6.saniyeler arasında sinyalin %7' lik doluluk oranına sahip 2 ve 4 numaralı karşılıklı iki motorun kaldırabileceği yük miktarı ortalama olarak 270 gr olarak gözlemlenmiştir.



Şekil 6.11. Kuadrokopterin yunuslama hareketi sonucu oluşan eksensel kaldırma kuvveti grafiği.

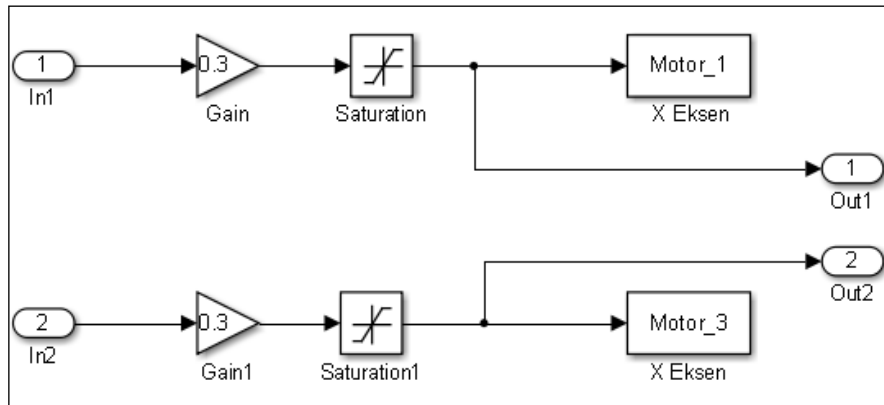
6.2.2. Yalpalama Hareketi

Yalpalama hareketinde araç Xb ekseninde döner. Bu hareketi elde etmek için 2. ve 4. rotorun hızları arasında bir fark oluşturmak gerekir. Bu hız farkı motorların kaldırma kuvvetleri arasında bir farka neden olacaktır ve daha yavaş dönen motorun bulunduğu taraf ağırlık merkezinin altına doğru yönelirken, hızlı dönen motorun tarafı yukarı eğilecektir. Eğer bu hareket esnasında aracın dikey yönde hareket etmemesi isteniyorsa, motorlardaki hız değişiklikleri toplam kaldırma kuvvetine eşit olması gerekmektedir.



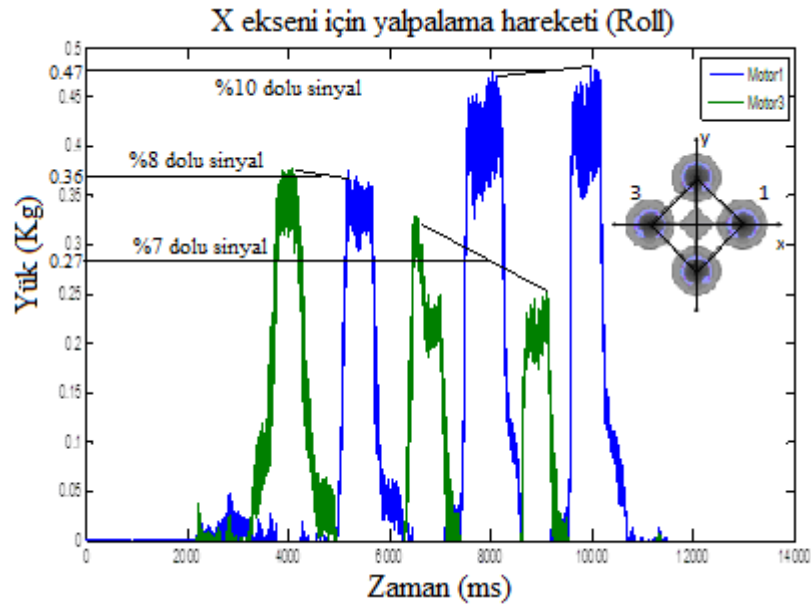
Şekil 6.12. Kuadropterin yalpalama hareketi.

Advantech PCI1716 veri toplama kartı ile alınan giriş sinyalleri Şekil 6.13'de belirtildiği gibi işleme tabi tutularak çıkış elde edilmektedir. Veri kartı analog sinyal pin giriş numaraları AI8 ve AI10 olarak seçilmiştir.



Şekil 6.13. Kuadropterin yalpalama hareketi sonucu oluşan kaldırma kuvveti Matlab/Simulink program yardımı ile gösterimi.

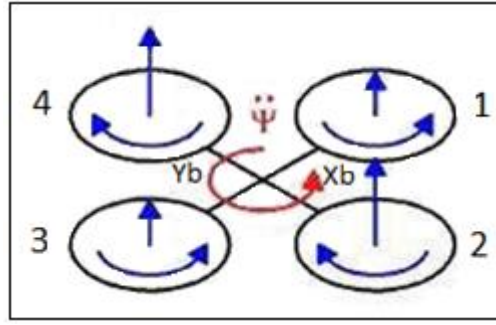
Şekil 6.14'de kuadrokopterin X eksenini etrafında dönmesi sonucu oluşan kaldırma kuvvetinin grafiksel çizimi verilmektedir. Yeşil ve mavi renkte çizilen grafik 4. ve 6. saniyelerde 50Hz'lik frekansta %8 doluluk oranında, ortalama 360 gr. ağırlığında yük taşıyabilmektedir. 6. ve 11.saniyeler arasında yeşil grafiğin %7'lik doluluk oranına sahip motorların kaldırabileceği yük miktarı ortalama olarak 270 gr olarak gözlemlenmiş ve mavi grafiğin %10 doluluk oranına sahip sinyal genişliği ile 1 ve 3 numaralı karşılıklı iki motorların kaldırabileceği yük miktarı 470 gr olarak gözlemlenmiştir.



Şekil 6.14. Kuadrokopterin yalpalama hareketi sonucu oluşan eksensel kaldırma kuvveti grafiği.

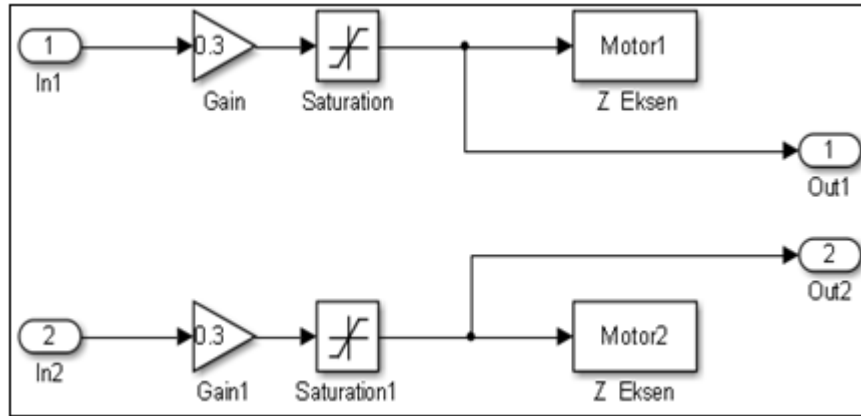
6.2.3. Sapma Hareketi

Sapma hareketinde araç Zb eksenini etrafında döner. Bu hareketi elde etmek için 1. ve 3. motorların toplam hızları ile 2. ve 4. motorların toplam hızları arasında bir fark oluşturulmalıdır. Bu motor çiftleri birbirine zıt yönlerde döndükleri için, aracı zıt yönde döndürmeye çalışan torklar üretmektedirler. Bu torklar birbirine eşit oldukları sürece araç Zb eksenini etrafında dönmez. Rotorların ürettikleri torklar T1, T2, T3 ve T4 olarak ifade edilirse $T1+T2-T3-T4 \neq 0$ olduğu sürece araç Zb eksenini etrafında dönecektir.



Şekil 6.15. Kuadrokopterin sapma hareketi.

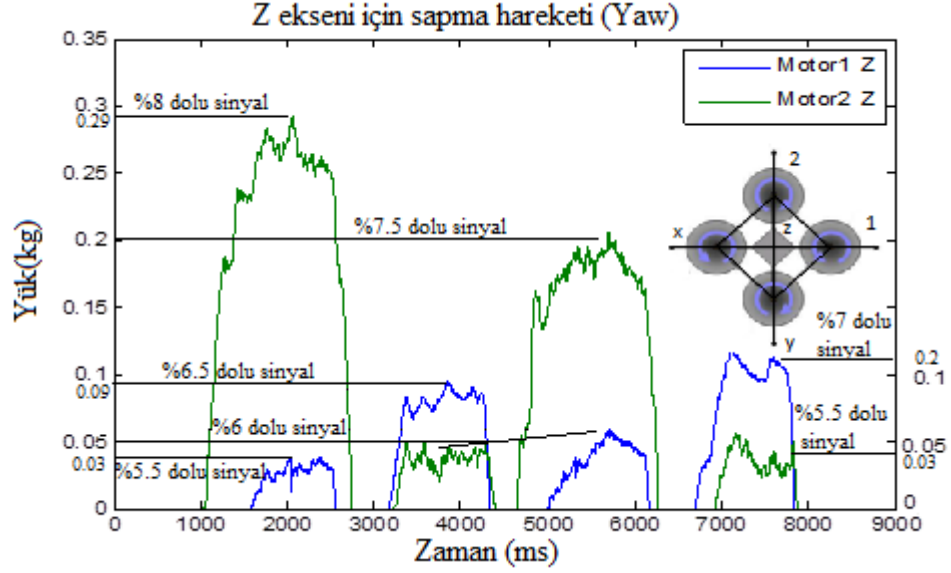
Advantech PCI1716 veri toplama kartı ile alınan giriş sinyalleri Şekil6.16'da belirtildiği gibi işleme tabi tutularak çıkış elde edilmektedir. Veri kartı analog sinyal pin giriş numaraları AI12 ve AI4 olarak seçilmiştir.



Şekil 6.16. Kuadrokopterin sapma hareketi sonucu oluşan kaldırma kuvveti Matlab/Simulink program yardımı ile gösterimi.

Şekil 6.17'de kuadrokopterin Z eksenini etrafında dönmesi sonucu oluşan kaldırma kuvvetinin grafiksel çizimi verilmektedir. Yeşil renkte çizilen grafik 1. ve 3. saniyeler arasında 50Hz'lik frekansta %8 doluluk oranında, ortalama 290 gr. ağırlığında kaldırma kuvveti oluşturmaktadır. Mavi renkte çizilen grafik ise 50Hz'lik frekansta %5.5 doluluk oranında ve 30 gr. ağırlığında yük kaldırabileceğini göstermektedir. 3. ve 4.5.saniyeler arasında yeşil grafiğin %6'lık doluluk oranına sahip ve 50 gr. ağırlığında yük kaldırma kuvveti oluşturduğu verilmekte, mavi grafiğin ise %6.5 doluluk oranına sahip 90 gr. ağırlığında yük kaldırma kuvveti oluşturduğu verilmektedir. 4.5. ve 6.5. saniyeler arasında yeşil grafiğin %7.5'lık

doluluk oranına sahip ve 200 gr. ağırlığında yük taşıyabileceği verilmektedir, mavi grafiğin %6 doluluk oranına sahip sinyal genişliği ile 50 gr. ağırlığında yük taşıyabileceği kapasite ile 1 ve 2 numaralı yanyana duran iki motorun kaldırabilecekleri yük miktarı verilmektedir.



Şekil 6.17. Kuadropterin sapma hareketi sonucu oluşan eksensel kaldırma kuvveti grafiği.

BÖLÜM 7

DENEYSEL SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME

Bu tez çalışmasında, gerçekleştirilen kuadrokoopter test platformu sayesinde 40cm – 60cm çapındaki farklı ebatlardaki kuadrokoopterlerin kapalı ortam test çalışmaları yapılabilmektedir. Bu çalışma kapsamında, test platformu üzerine yerleştirilen dört adet motoru bulunan kuadrokoopter'in kontrolü ve motorların kaldırabileceği yük değerleri belirlenebilmektedir.

Kuadrokoopterinin modellenmesinde cayroskopik etkiler göz önünde bulundurularak Newton – Euler denklemleri kullanılmıştır. Deney düzeneğimizin yapısından dolayı deneyde kullanılan kuadrokooptere veri alış-veriş kartı üzerinden sağa-sola, öne-arkaya, yukarı-aşağı ve z eksenini etrafındaki açısız hareketi sağlayacak şekilde uygun olan sinyalleri gönderilebilmektedir. Model üzerinden kuadrokoopteri kontrol etmek için PID kontrolcü tasarlanmıştır. Yunuslama hareketi üzerinde uygun olan PID katsayıları seçildikten sonra sistem dengeli bir şekilde konumunu korumaktadır. Kontrolcü olarak PID kontrolcü seçilmesinin sebebi, basit kontrol mantığı olması ve kuadrokoopteri kararlı hale getirmesidir. Kuadrokoopter'lerin kaldırabilecekleri yük miktarlarının motorlar için verilen sinyalin doluluk oranıyla orantılı bir şekilde arttığı gözlemlenmiştir.

Bu test platformu sayesinde kuadrokoopterlerin, test ve ilk kullanımlarında yalnız kontrol parametrelerinin seçilerek hasar görmesinin önüne geçilmektedir. Ayrıca, kapalı ortam kuadrokoopter çalışmalarında, kazalar ve yaralanmalar en aza indirilmektedir. Kuadrokoopter kontrol çalışmalarını daha kapsamlı kontrol edilebilmek için yapılacak ileriki çalışmalarda GPS modülü, pusula modülü, sıcaklık algılayıcıları ve barometrik basınç algılayıcısı gibi ek donanımlarla zenginleştirilebilir. Motor sayıları artırılarak sistemin kaldırabileceği yük kapasitesi artırılabilir.

KAYNAKLAR

1. Leishman, J. G. "Principles of Helicopter Aerodynamics", *Cambridge University Press*, Cambridge, US, 2: 2-5 (2006).
2. İnternet: All the World's Rotorcraft, "History of Rotorcraft" <http://avia.russian.ee/helicopters.html> (2013).
3. İnternet: Hirschberg M, J., "The American Helicopter An Overview of Helicopter Developments in America 1908-1999", http://www.iasa.com.au/folders/Publications/pdf_library/ospreypdfs/The%20American%20Helicopter.pdf (2013).
4. Anderson, F. and Seth, A., "Historical overview of V/STOL aircraft technology", *NASA Technical Memorandum 81280*, California, US, 1: 2-5 (1981).
5. Dikmen, İ. C., Arısoy, A. ve Temeltaş, H., "Dikey iniş-kalkış yapabilen dört rotorlu hava aracının (Quadrotor) uçuş kontrolü", *Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi*, İstanbul, 3: 33-40 (2010).
6. Hoffmann, D., Rajnarayan, G., Waslander, S., Dostal, L., Jang, S. and Tomlin, C., "The Stanford Testbed of Autonomous Rotorcraft for Multi-Agent Control (STARMAC)", *23rd Digital Avionics Systems Conference*, Standford, US, 23 (2): 1- 10 (2004).
7. Mahony, R., Kumar, V. and Corke, P., "Multirotor aerial vehicles modeling, estimation, and control of Quadrotor", *IEEE Robotics&Automation Magazine*, 19 (3): 20-32 (2012).
8. Min, B. C., Cho, C. H., Choi, K. M. and Kim, D. H., "Development of a micro quadrotor UAV for monitoring an indoor environment", *Advances in Robotics*, Incheon, South Korea, 262-272 (2009).
9. Hanford, S., D., Long, L. N. and Horn, J. F., "A small semi- autonomous rotary-wing Unmanned Air Vehicle (UAV)", *American Institute of Aeronautics and Astronautics, Infotech Aerospace Conference*, Pensilyanya, US, Paper No: 2005-7077 (2005).
10. İnternet: The Javiator Project, "Quadrocopter Control", <http://javiator.cs.uni-salzburg.at> (2011).
11. Hamel, T., Mahony, R., Lozano, R. and J. Ostrowski, "Dynamic modelling and configuration stabilization for an X4-Flyer", *15th IFAC Triennial World Congress*, Barcelona, Spain, 15 (1): 846-846 (2002).

12. Lim, H., Park, J., Lee, D. and Kim, H. J., "Build your own Quadrotor: Open-source projects on Unmanned Aerial Vehicles", *IEEE Robotics&Automation Magazine*, 19 (3): 33-45 (2012).
13. Velagic, J., Osmic, N., Hodsic, F. and Siljak, H., "Outdoor navigation of a mobile robot using GPS and GPRS communication system", *53. International Symposium*, Zadar, Croatia, 173-177 (2011).
14. Sanna, A., Lamberti, F., Paravati, G. and Manuri, F., "A kinect-based natural interface for quadrotor control", *Elsevier Inc. Entertainment Computing*, Torino, Italy, 4 (3): 179-186 (2013).
15. Altuğ, E., Ostrowski, J. P. and Mahony, R., "Control of a Quadrotor Helicopter using visual feedback", *Proceedings of the 2006 IEEE Conference on Robotics & Automation*, Washington, US, 72-77 (2002).
16. Earl, M. G. and D'Andrea, R., "Real-time attitude estimation techniques applied to a four rotor helicopter", *43rd IEEE Conference on Decision and Control*, Bahamas, US, 3956- 3961 (2004).
17. Nice, E. B., "Design of a four rotor hovering vehicle", Yüksek Lisans Tezi, *Cornell University*, NewYork, US, 1-4 (2004).
18. Bouabdallah, S. P. and Murrieri, S., "Design and control of an indoor micro quadrotor", *Proceedings IEEE conference on Robotics & Automation (ICRA)*, New Orleans, US, 21-24 (2004).
19. Güçlü, A., "Attitude and altitude control of an outdoor quadrotor", Yüksek Lisans Tezi, *Atılım Üniversitesi Fen bilimleri Enstitüsü*, Ankara, 1-32 (2012).
20. Selim, E., Erol, U. ve Alcı, M. "Quadrocopterin matematiksel modeli ve kontrolü", *TOK'13 Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı*, Malatya, 548-553 (2013).
21. Çetinsoy, E., "Hareketli kanatçıklarla yanal hareket edebilen dört-rotor helikopter İHA tasarımı ve uçuş testleri", *TOK'13 Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı*, Malatya, 611-616 (2013).
22. Üstündağ, B. C., Kekeç, T., Güney, M. A., Mundt, P. ve Ünel, M., "İnsansız hava araçları için donanımdan bağımsız yazılım sistemi geliştirilmesi", *TOK'13 Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı*, Malatya, 605-610 (2013).
23. Bayır, R. and Coşgun, A. E., "Dört pervaneli insansız hava araç uçuş denge kontrolü", *TOK'13 Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı*, Malatya, 589-591 (2013).
24. Micael, Ö., W., Anton, W. and Peter, N., "Quadrocopter balancing in one axis using fuzzy logic", *Malardalen University*, İsveç, 3-4 (2011).

25. Erginer B. ve Altuğ E., “Modelling and PD control of a quadrotor VTOL vehicle”, *2007 IEEE Intelligent Vehicle Symposium Publication*, İstanbul, 894-899 (2007).

ÖZGEÇMİŞ

Atıl Emre COŞGUN 1987 yılında Hatay'da doğdu; ilköğrenimini Trabzon'da, orta öğrenimini Edirne'de tamamladı. Edirne Keşan Lisesi, fen bilimlerinden mezun oldu. 2005 yılında Atılım Üniversitesi Mekatronik Mühendisliği bölümünde öğrenime başlayıp 2010 yılında mezun oldu. Aynı yıl içerisinde Odtü Teknopark'ta özel bir şirkette başladığı görevine 2011 yılında Karabük Üniversitesine araştırma görevlisi olarak başlamasıyla birlikte özel sektördeki bu görevinden ayrıldı. 2011 yılında Karabük Üniversitesi'nde göreve başladı ve halen aynı yerde çalışmaya devam etmektedir.

ADRES BİLGİLERİ

Adres : Karabük Üniversitesi
Fen Bilimler Enstitüsü/Mekatronik Mühendisliği
Balıklarkayası Mevkii / KARABÜK
Tel : (536) 672 7161
E-posta : atilcosgun@karabuk.edu.tr

