

T.C.
BOLU ABANT İZZET BAYSAL ÜNİVERSİTESİ
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI



EL JESTLERİ İLE İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI
KONTROLÜNÜN TASARIMI VE İNCELENMESİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

MUSTAFA CEM AVCI

TEZ DANIŞMANI

Doç. Dr. Fevzi Çakmak BOLAT

BOLU, TEMMUZ - 2023

KABUL VE ONAY SAYFASI

Mustafa Cem AVCI tarafından hazırlanan “**El Jestleri İle İnsansız Hava Araçları Kontrolünün Tasarımı ve İncelenmesi**” adlı tez çalışması jürimiz tarafından Makine Mühendisliği Anabilim Dalı’nda Yüksek Lisans Tezi olarak oy birliğiyle kabul edilmiştir. 16/06/2023

Jüri Üyeleri

İmza

Danışman
Doç. Dr. Fevzi Çakmak BOLAT
Kocaeli Üniversitesi

.....

Üye
Doç. Dr. Erman ASLAN
Kocaeli Üniversitesi

.....

Üye
Dr. Öğr. Üyesi Murat KARA
Bolu Abant İzzet Baysal Üniversitesi

.....

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Onayı

Prof. Dr. İbrahim KÜRTÜL
Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Müdürü

ETİK BEYAN

Bolu Abant İzzet Baysal Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Tez Yazım Kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmada;

- Tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi,
- Tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu,
- Tez çalışmada yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi,
- Kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı,
- Bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu bildirir,

aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Teze ilişkin Turnitin adlı programında enstitü müdürlüğünce belirlenen filtrelemeler uygulanarak alınmış olan benzerlik raporuna göre, tezin benzerlik oranı %30'u geçmemektedir.

.....

MUSTAFA CEM AVCI

ÖZET

**Eİ JESTLERİ İLE İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI KONTROLÜNÜN
TASARIMI ve İNCELENMESİ
YÜKSEK LİSANS TEZİ
MUSTAFA CEM AVCI
BOLU ABANT İZZET BAYSAL ÜNİVERSİTESİ
LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
(TEZ DANIŞMANI: DOÇ. DR. FEVZİ ÇAKMAK BOLAT)**

**BOLU, TEMMUZ - 2023
XI + 59**

Bu çalışma günümüzde sıkça kullanılan uzaktan kumanda kontrollü Quadcopter teleoperasyon yönteminden farklı olarak, insan el jestleri ile bir İHA'yı kablosuz kontrol etmeyi amaçlar. Bu tez çalışması Quadcopter sistem modellemesinden başlayarak, eldiven sistemi tasarımına ve programlanmasına kadar çok geniş bir yelpazeyi içerisinde barındırır. Matematik model esaslı Quadcopter sistem ve kontrol tasarımı Matlab&Simulink ortamında hazırlanmıştır. Elde edilen matematik model esaslı sistem üzerine PID kontrol uygulanmıştır. Sisteme bazı özel sinyal grupları uygulanarak kontrolcünün istenilen şekilde çalıştığı doğrulanmıştır. Kontrol sisteminin doğrulanmasının ardından tasarlanan kontrolcü elektronik donanıma gömülmüştür. Bu çalışmada mikrokontrolcü olarak Arduino Uno kullanılmıştır. Eldiven sisteminde ise yeni baştan bir devre tasarlanmış ve bu devre Atmega328P çipi ile kontrol edilmiştir. Çalışmanın temel motivasyonu bir İHA pilotluğunda kullanılan bileşenlerin, kullanıcıya yapay ve işlevsiz gelmesinin önüne geçmektir. Bu sebeple kullanıcılara, günlük hayatta birçok farklı alanda kullandıkları el jestleri ile bir İHA pilotluğu önerisinde bulunarak, kullanıcının daha iyi sonuçlar alması ve kullanım kolaylığının sağlanmasıdır. Elde edilen sonuçlar el jestleri için tasarlanan bir eldiven sisteminin, kumanda (joystick) sistemi ile benzer çıktığı ve uygulamalara göre kullanımının sağlanabileceğini göstermektedir. Ek olarak el jestlerinin kullanımında tek el seçilmiştir. Böylelikle bir uzvunu kaybeden kişilerin de pilotluk eğitimine olanak sağlanmıştır..

ANAHTAR KELİMELER: Quadcopter, Drone, İHA, El jestleri., Arduino, Matlab/Simulink, PID Kontrol

ABSTRACT

UAV CONTROL WITH HAND GESTURES DESIGN AND ANALYSIS

MSC THESIS

MUSTAFA CEM AVCI

BOLU ABANT IZZET BAYSAL UNIVERSITY

INSTITUTE OF GRADUATE STUDIES

DEPARTMENT OF MECHANICAL ENGINEERING

(SUPERVISOR: DOÇ. DR. FEVZİ ÇAKMAK BOLAT)

BOLU, JULY 2023

XI + 59

This study aims to wirelessly control a UAV with human hand gestures, unlike the remote control-controlled Quadcopter teleoperation method, which is frequently used today. This thesis covers a wide range of topics from Quadcopter system modeling to glove system design and programming. The system design was prepared in Matlab&Simulink environment and then the control design was prepared on simulink. Then, after verification of the control system, the control system is embedded in the electronic hardware. Arduino Uno was used as a microcontroller in this study. In the glove system, a new circuit has been designed and this circuit is controlled with the Atmega328P chip. The main motivation of the study is to prevent the components used in a UAV pilot from being artificial and dysfunctional to the user. For this reason, by offering a UAV pilot skill with the hand gestures people use in many different areas in daily life, the user gets better results and provides ease of use. The results show that a glove system designed for hand gestures is similar to the joystick system and can be used according to the applications. In addition, a single hand was chosen in the use of hand gestures. Thus, piloting training was provided for people who lost a limb.

KEYWORDS: Quadcopter, Drone, UAV, Hand Gestures., Arduino, Simulink, Matlab

İÇİNDEKİLER

Sayfa

KABUL VE ONAY SAYFASI	iii
ETİK BEYAN.....	iv
ÖZET.....	iii
ABSTRACT	iv
İÇİNDEKİLER	v
ŞEKİL LİSTESİ.....	vi
TABLO LİSTESİ	viii
FOTOĞRAF LİSTESİ	ix
KISALTMA VE SEMBOLLER LİSTESİ	x
TEŞEKKÜR	xi
1. GİRİŞ.....	1
2. LİTERATÜR ÖZETLERİ	3
3. MATERYAL VE YÖNTEM	15
3.1 Quadcopter Matematik Modeli.....	15
3.2 Euler Açılar ve Referans Eksenleri	16
3.2.1 Newton'un İkinci Hareket Yasası.....	19
3.2.2 Quadcopter Kuvvet ve Tork Değerleri	20
3.3 Materyal ve Elektronik Donanım	22
3.3.1 Arduino Uno	22
3.3.2 BLDC Motor, ESC ve Pervane	23
3.3.3 F450 Quadcopter Gövdesi	23
3.3.4 BNO055 IMU Sensörü	24
3.3.5 BNO055 IMU Sensörü	24
3.3.6 RF Kumanda Alıcı-Verici Sistemi	25
3.4 Sistem Elemanlarına Göre Atalet Momentinin Hesaplanması	25
3.5 PID Kontrol Tasarımı	29
3.6 Matlab&Simulink Ortamında Simülasyon Tasarımı	30
3.7 Simülasyondan Gerçek Sistem Üzerinde Uygulamaya Geçiş	35
4. BULGULAR	40
5. TARTIŞMA	53
6. SONUÇ VE ÖNERİLER	54
7. KAYNAKLAR.....	55

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1. Quadcopter “x” ve “+” modelleri.	2
Şekil 2.1. Leonardo Da Vinci’nin tasarladığı Hava Vidası [10].....	3
Şekil 2.2. Birinci Senaryodaki Sistem Tepkisi [54].....	11
Şekil 2.3. İkinci Senaryodaki Sistem Tepkisi [54]	12
Şekil 2.4. Üçüncü Senaryodaki Sistem Tepkisi [54]	13
Şekil 3.1. Quadcopter Sistem Modeli	16
Şekil 3.2. Quadcopter Sistem Modeli	17
Şekil 3.3. Atalet Koordinat Düzlemine ile Gövde Koordinat düzlemi arasında Z ekseni üzerindeki dönüşüm	17
Şekil 3.4. Atalet Koordinat Düzlemine ile Gövde Koordinat düzlemi arasında Y ekseni üzerindeki dönüşüm	18
Şekil 3.5. Atalet Koordinat Düzlemine ile Gövde Koordinat düzlemi arasında X ekseni üzerindeki dönüşüm	19
Şekil 3.6. Quadcopter Serbest Cisim Diyagramı	20
Şekil 3.7. Quadcopter Devre Şeması	25
Şekil 3.8. PID Kontrol Sistemi	29
Şekil 3.9. Matlab&Simulink ortamında Kontrol Bloğu ve Sistem Modeli Bloğunun genel gösterimi	31
Şekil 3.10. Sistem Modeli Bloğunun İç Yapısı	31
Şekil 3.11. Motor Bloğu	32
Şekil 3.12. Açısal İvme Alt Bloğu	32
Şekil 3.13. Roll İvme Alt Bloğu	33
Şekil 3.14. Pitch İvme Alt Bloğu	33
Şekil 3.15. Yaw İvme Alt Bloğu.....	33
Şekil 3.16. Kontrol Bloğu	34
Şekil 3.17. PID Kontrol Bloğu (İrtifa kontrolü için)	35
Şekil 3.18. Gömülü yazılım için hedef dosya türü seçimi	36
Şekil 3.19. Çözücü Ayarları.....	36
Şekil 3.20. Atomik Birim.....	37
Şekil 3.21. Kontrol Bloğunun oluşturduğu kütüphane ve C dosyaları	38
Şekil 3.22. Simulink Diyagramının C kodu terminal çıktısı.....	39
Şekil 4.1. Doğrulanmış Sistem Girdileri.....	40
Şekil 4.2. Doğrulanmış Sistem Çıktıları	40
Şekil 4.3. Kendi Parametrelerimizle Doğrulanmış PD ve PD kontrol altında Roll Tepkisi (Pulse Sinyal)	41
Şekil 4.4. Kendi Parametrelerimizle Doğrulanmış PD ve PID Kontrol altında Pitch Tepkisi (Pulse Sinyal)	42
Şekil 4.5. Kendi Parametrelerimizle Doğrulanmış Yaw Tepkisi (Pulse Sinyal) .	43
Şekil 4.6. Kendi Parametrelerimizle Doğrulanmış Roll Tepkisi (Sinüs Sinyal)	44
Şekil 4.7. Kendi Parametrelerimizle Doğrulanmış Pitch Tepkisi (Sinüs Sinyal)	45
Şekil 4.8. Kendi Parametrelerimizle Doğrulanmış Yaw Tepkisi (Sinüs Sinyal)	45
Şekil 4.9. Kendi Parametrelerimizle Doğrulanmış Roll Tepkisi (Karışık Sinyal)	46

Şekil 4.10. Kendi Paramerelerimizle Doğrulan Pitch Tepkisi (Karışık Sinyal)	46
Şekil 4.11. Kendi Paramerelerimizle Doğrulan Yaw Tepkisi (Karışık Sinyal)	47
Şekil 4.12. Joystick Komutları	47
Şekil 4.13. Joystick Bloğu	48
Şekil 4.14. Seri Haberleşme Bloğu	49
Şekil 4.15. El jestleri Roll Testi Sonuçları	49
Şekil 4.16. El jestleri Pitch Testi Sonuçları	50
Şekil 4.17. El jestleri Yaw Testi Sonuçları	50
Şekil 4.18. El jestleri ve Joystick Kontrolünün Yatma (Roll) Hareketi Karşılaştırılması	51
Şekil 4.19. El jestleri ve Joystick Kontrolünün Yunsulama (Pitch) Hareketi Karşılaştırılması	52



TABLO LİSTESİ

Sayfa

Tablo 2.1. Kullanılan Malzemeler ve Fiyatları [23].....	7
Tablo 2.2. 1. Durum için performans parametreleri [54]	11
Tablo 2.3. 2. Durum için performans parametreleri [54]	12
Tablo 2.4. 3. Durum için performans parametreleri [54]	12
Tablo 3.1. Quadcopter Sistem Parametreleri.....	15
Tablo 3.2. Quadcopter İtke Denklemleri	20
Tablo 4.1. PID Kontrolü ile doğrulanan modelin performans verileri (yatma kontrolü).....	42
Tablo 4.2. PID Kontrolü ile Doğrulan Modelin performans parametreleri (yunuslama kontrolü)	43
Tablo 4.3. PID Kontrolü ile Doğrulan Modelin performans parametreleri (dönme kontrolü).....	44
Tablo 4.4. El Jestleri ve Joystick Kontrolü ile Yatma Hareketinin Karşılaştırılması	51
Tablo 4.5. El Jestleri ve Joystick Kontrolü ile Yunuslama Hareketinin Karşılaştırılması	52

FOTOĞRAF LİSTESİ

Sayfa

Fotoğraf 2.1. Hewitt-Sperry Otomatik Uçağı [10].....	4
Fotoğraf 2.2. Kraliçe Arı [13]	5
Fotoğraf 2.3. Zipline [20].....	6
Fotoğraf 2.4. Öğrencilerin yaptığı RF kumanda ve Quadcopter [26]	8
Fotoğraf 2.5. PID Kontrol Test Düzenegi [56]	14
Fotoğraf 3.1. Arduino Uno.....	23
Fotoğraf 3.2. BLDC Motor, Pervane ve ESC	23
Fotoğraf 3.3. F450 Quadcopter Gövdesi.....	24
Fotoğraf 3.4. BNO055 İvmeölçer füzyon sensörü.....	24
Fotoğraf 4.1. Eldiven Sistemi	49

KISALTMA VE SEMBOLLER LİSTESİ

CGI	: Common Gateway Interface
IAE	: İyileştirilmiş Mutlak Hata İntegrali
ISE	: Integral Square Error (Integral Kare Hata)
ITSE	: Integral Time Square Error (Integral Zaman Kare Hata)
İHA	: İnsansız Hava Aracı
Li-Po	: Lithium Polymer
MEMS	: Micro Electro-Mechanical Systems
VTOL	: Vertical Take-off and Landing
Φ	: Roll açısı (Phi)
θ	: Pitch Açısı (Theta)
Ψ	: Yaw Açısı (Psi)

TEŞEKKÜR

Tez çalışması süresince tez konusu belirlenmesinden süreç içerisinde destek gerektiren koşullarda yardımlarını esirgemeyen tez danışmanım Doç. Dr. Fevzi Çakmak BOLAT'a en içten teşekkürlerimi iletiyorum.

Yine desteklerini esirgemeyen sevgili ailem, dostlarım ve Araştırma Görevlisi olarak görev yaptığım İstanbul Gelişim Üniversitesi'nin değerli öğretim üyelerine süreç içerisinde verdikleri desteklerden ötürü minnettarım.



1. GİRİŞ

Günümüzde lojistik, tarım, fotoğrafçılık ve özellikle savunma teknolojileri gibi pek çok alanda İHA sistemleri yaygın olarak kullanılmaktadır. İHA terimi “insan operatörü taşımayan ve uzaktan kumandalı ya da kumandasız olarak uçuş yapabilen bir hava aracı”; İHA sistemi ise “bileşenleri, insansız bir hava aracını kontrol etmek için gerekli ekipmanı, ağı ve personeli içeren sistem” açıklaması yapılmaktadır [1].

İnsansız Hava Araçlarının bir örneği olan Quadcopterler, çok rotorlu ve dikey iniş-kalkış yapabilme özelliğine sahip (VTOL) İHA örneklerindendir. Quadcopter sistemlerindeki teknolojik ilerleme yakın zamanda elektronik maliyetlerinin düşmesi ve mikroçiplere erişimin kolaylaşması ile ivme kazanmıştır, bununla birlikte quadcopter sistem modelinin altı serbestlik derecesine sahip olması ve dört bağımsız sistem girdisi (rotor hızları) içermesi bu modeli eksik eyleyicili bir sistem haline getirmektedir ve sistem kontrolü oldukça zordur [2].

Bu tez çalışmasında quadcopter kontrolü PID kontrol sistemi ile sağlanmıştır. PID kontrol sistemi, en çok bilinen ve robotik uygulamalarda yaygın olarak kullanılan kontrol sistemlerinden biridir, her ne kadar lineer sistemler için önerilse de doğru PID ayarlarıyla nonlineer sistemler de kontrol edilebilir [3].

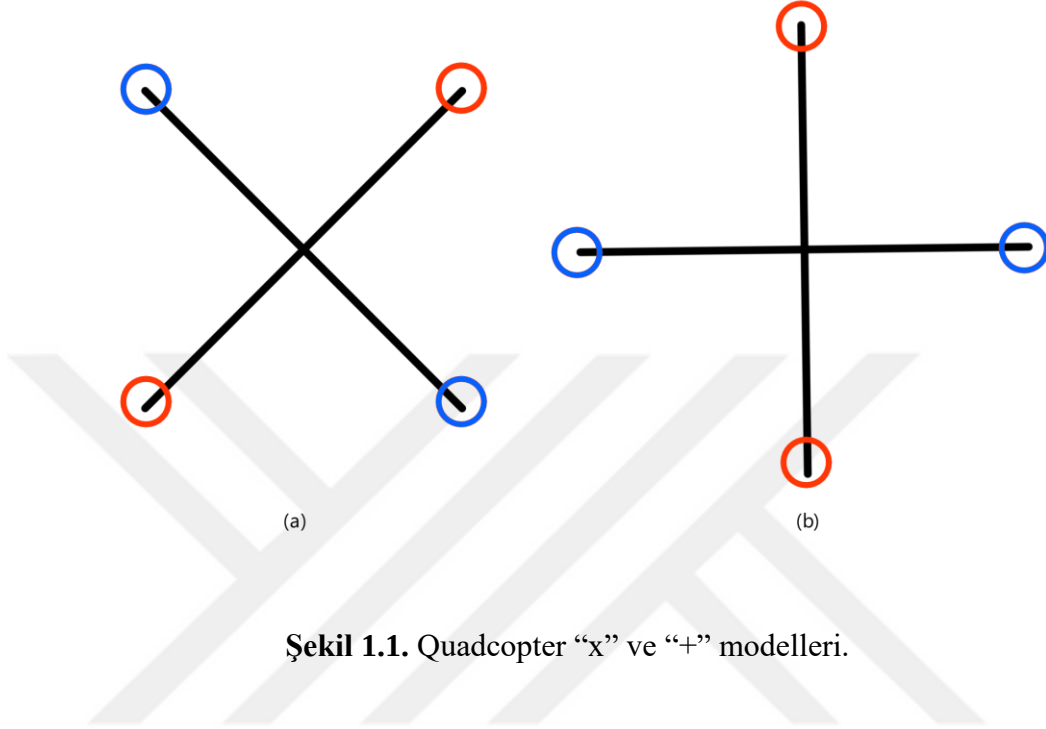
Sistem kontrolünün sağlanabilmesi için sisteme verilmesi gereken dört bağımsız girdinin (rotor hızlarının), quadcopterin belirtilen açısal ve doğrusal hareketleri yapması için gerekli rotor hızları olması gerekir. Bu nedenle Quadcopter teleoperasyonu (uzaktan kumanda komutları) sistemi için oldukça önemli bir veri kaynağıdır.

Günümüzde otonom sistemlerdeki gelişmeler insan destekli robot teleoperasyonuna olan ihtiyacı azaltsa da hala daha birçok uygulamada insan desteğine ihtiyaç duyulmaktadır, bu durum insan-makine etkileşiminde farklı metodlar beraberinde getirmiştir (joystick, giyilebilir sistemler v.b.) [4].

Tez çalışmamızda quadcopter üzerinde giyilebilir teknolojilerden faydalanarak bir teleoperasyon ünitesi geliştirilmiştir ve quadcopter kontrolü üzerinde insan-makine etkileşimi ortaya konmuştur.

Quadcopterler genellikle iki farklı konfigürasyonda karşımıza çıkar, bunlar “x” ve “+” konfigürasyonları olarak adlandırılmaktadır ve iki model için de karşılıklı motorlar aynı yönde dönerken kalan iki motor ters yönde döner,

modellerin arasındaki fark referans alınan ön (front) eksenlerinden kaynaklanır ve seçilen modelin drone performansı üzerinde bir etkisi yoktur [5]. Aşağıdaki görsel iki farklı konfigürasyonu göstermektedir. ((a): “x” konfigürasyonu, (b): “+” konfigürasyonu)



Şekil 1.1. Quadcopter “x” ve “+” modelleri.

Tez çalışmasında referans olarak “x” modeli kullanılmıştır. Bu modelin tercih nedeni literatür araştırmasında incelenen ve doğrulanan tez çalışmalarında, makalelerde ilgili konfigürasyonun tercih edilmesindendir.

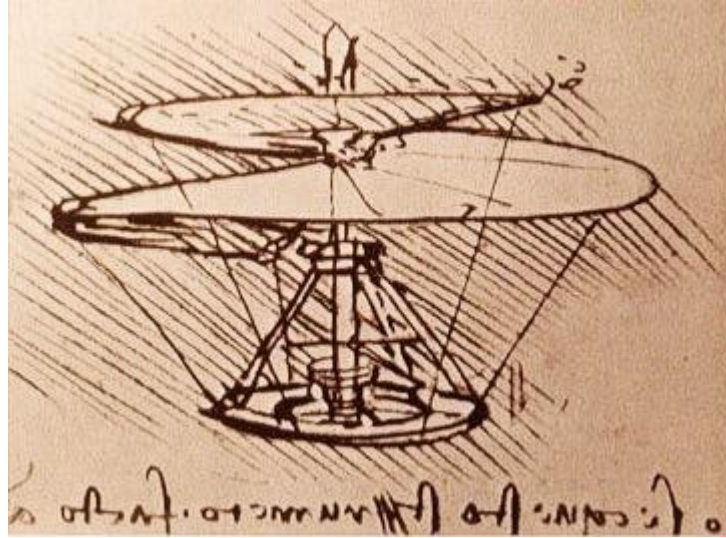
2. LİTERATÜR ÖZETLERİ

İnsansız Hava Araçları (İHA), İnsansız Hava Sistemleri (İHS), insan müdahalesi olmadan veya radyo kanalları üzerinden uzaktan kumanda kontrolünün sağlandığı uçan robotlar olarak tanımlanabilir [10].

Gelişen teknoloji beraberinde elektronik, optik ve bilgisayar sistemlerinde devasa gelişimler gösterdi, MEMS sensörleri (Atalet Ölçüm Birimleri), GPS, GNSS sistemleri ve özellikle mikrokontrolcülerde meydana gelen hızlı gelişmeler drone teknolojisinin ilerlemesinin de önünü açtı [10-11].

İnsansız Hava Araçları 20. yüzyılın başlarında geliştirilmeye başlandıysa da, insanların gökleri keşfetme merakı çok daha öncesine dayanır. 1489 yılında Leonardo Da Vinci, günümüz helikopterinin öncüsü olan Hava Vidası olarak adlandırdığı tarihte ilk uçan araç tasarımı yaptı [10-12].

Milin, aracın vidayı döndüren dört kişi tarafından çalıştırıldığını düşündüren yanlardan çıkıntı yapan direkleri vardır. Leonardo, çizime ek olarak, "Vidayla yapılan bu alet iyi yapılırsa- yani, gözenekleri nişastayla kapatılmış ketenden yapılırsa ve hızla döndürülürse, havada spiral yapacak ve yükselecektir" yorumunu yapmıştır [12].

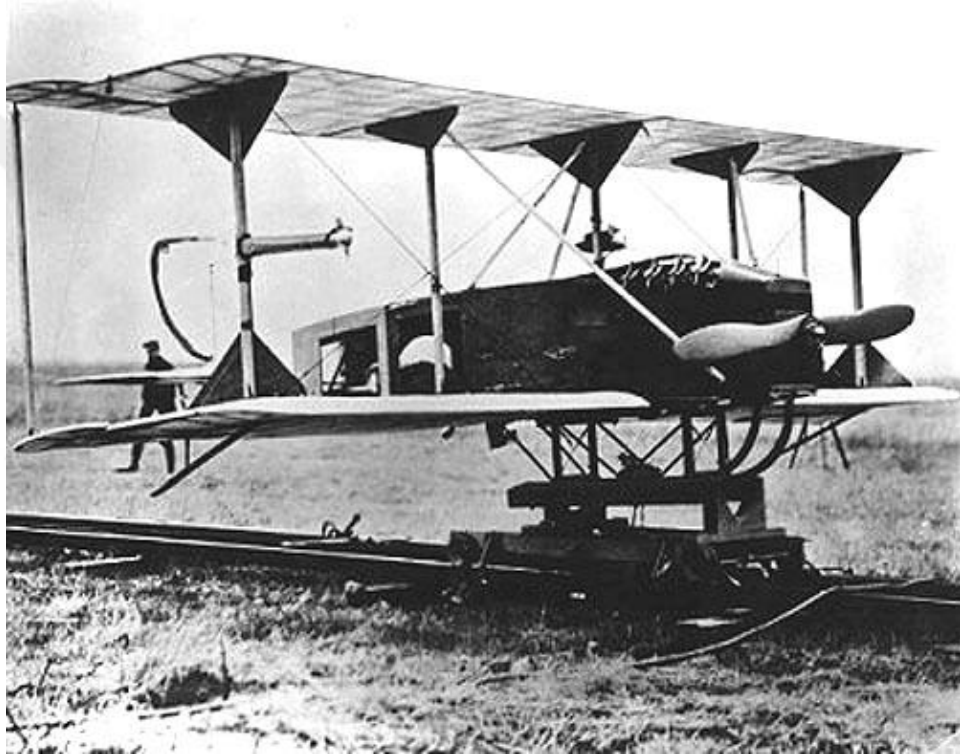


Şekil 2.1. Leonardo Da Vinci'nin tasarladığı Hava Vidası [10]

Da Vinci'nin tasarımı, zamanın çok ötesinde bir çalışmaydı. Günümüz teknolojisi ile hava vidasının gerçekte uçabilirliğini test etmek adına Leonardo Helicopters firması desteğinde 2020 VFS Student Design Competition yarışması

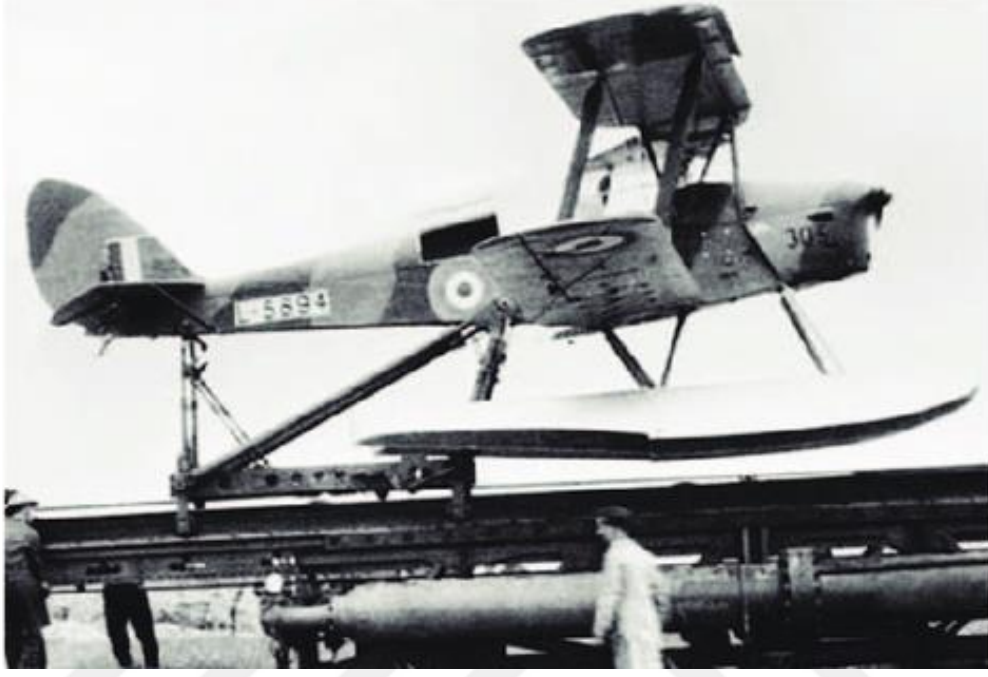
hayata geçirildi. Maryland Üniversitesi mezun öğrenci ekbinin tasarladığı Elico adlı hava aracı, Leonardo Da Vincinin tasarımının modern teknoloji ile uçuşunun mümkün olduğunu kanıtlamıştır [12].

Hava Araçlarının insansızlaştırılması, uzaktan kontrolü üzerine çalışmalar 20.yüzyıl başlarında I.Dünya Savaşı sırasında denenmiştir. 1917 yılında Elmer Sperry ve Peter Hewitt birlikte Hewitt-Sperry Otomatik Uçağı'nı geliştirdi, uçağın stabilizasyonunda Sperry Jiroskopu kullanıldı. Patlayıcı ile dolu olan Hewitt-Sperry Otomatik Uçağı'nın görevi insansız biçimde radyo kontrolü arayıcılığıyla belirli hedefe patlayıcıların gönderilmesiydi [10-11].



Fotoğraf 2.1. Hewitt-Sperry Otomatik Uçağı [10]

II.Dünya Savaşı öncesinde İngiltere’de de İHA çalışmaları yürütüldü. 1935 yılında Kraliçe Arı adıyla İngiltere’nin ilk pilotsuz uzaktan kumanda edilen uçağı üretildi. Bu uçağı daha sonradan Drone’ların annesi unvanı verildi. Fotoğraf 2.2’de uzaktan kumanda ile kontrol edilen Kraliçe Arı yer almaktadır.



Fotoğraf 2.2. Kraliçe Arı [13]

Her ne kadar 20.yüzyılın başlarındaki İHA sistemlerine giriş yapılsa da bu dönemki İHA çalışmalarında savaş alanında askerlerin can güvenliğini sağlama motivasyonu ile hareket ediliyordu, modern İHA teknolojilerinin başlangıcı ise 1970’li yıllardır [14].

Sivil İHA uygulamaları günümüzde hızla artmakta ve İHA’lara yeni kullanım alanları açmaktadır, örnek uygulamalar arasında canlı yayın programcılığı, gazetecilik, taşımacılık, film yapımı, spor müsabakaları, fotoğrafçılık, altyapı denetimi gibi alanlar sayılabilir. İHA’ların bilimsel ve teknolojik ilerlemeyi merkezine alan kamu yararına kullanılabilir araçlar olduğu bir gerçektir [14] [15].

2023 yılı şubat ayında Türkiye’de yaşanan Kahramanmaraş merkezli depremler, altyapı denetiminin ne kadar önemli olduğunu bir kez daha gözler önüne serdi. Bina, köprü, baraj ve birçok yapının denetimi İHA’lar yardımıyla kolaylıkla sağlanabilmektedir ve bu sektörde İHA kullanımı hızla ilerlemektedir. Dronelar,

insan erişimin zor ve tehlikeli olduğu noktalarda güvenli ve doğru veri elde edilmesini sağlar [16].

Deprem aynı zamanda bize ulaşımın sağlanamadığı acil durumlarda, İHA sistemleri aracılığıyla felaketin görüntülenebilmesine ve koordinasyonun yönetilmesine olanak sağlarken, kriz anlarında hızlı taşımacılığın önemini de hatırlatmıştır. 2010 yılında Haiti’de meydana gelen deprem sonucunda hasar tespiti çalışmalarında, 2013’te Filipinler’deki tayfunda arama kurtarma çalışmalarında ve 2014’te Afrika kıtasını etkisi altına alan Ebola salgınında ilaç ulaştırmak için kullanılmıştır [17].

Viviane Herdel vd. (2022), İnsan-Drone Etkileşimi üzerine kapsamlı bir araştırma ortaya çıkardı. İnsan-Drone Etkileşimi, drone sistemlerini, içerisine insanları dahil ederek anlamaya, tasarlamaya ve değerlendirmeye odaklanan bir çalışma alanı olarak değerlendiriyor. Literatürde drone uygulamalarına dair birçok çalışma incelendikten sonra aralarında elemeler yaparak 217 ana makale arasından bu çalışmayı yürütmüşlerdir. Uygulama alanları 16 başlığa bölen ekip, uygulamaların en çok %15,6 ile acil durumlar, afet ve tehlike anları için olduğu belirlenmiştir [18].

ABD’li Zipline hava taşımacılığı şirketi 2016 yılından bu yana, 3 litreye kadar ihtiyaç duyulan kan taşımamını Ruanda Hükümeti’nin ihtiyaç duyduğu noktalara dronelar yardımıyla 30 dakika içinde taşımaktadır. Benzer uygulamalar farklı şirketler tarafından geliştirilmeye çalışılıyor ancak Zipline firmasının medikal taşımacılığında düzenli drone operasyonu yapan tek firma olduğunu belirtmek gerekir [19].



Fotoğraf 2.3. Zipline [20]

Sadece Ruanda’da değil, günlük yaşamda pek çok yerde trafik yoğunluğu vb. faktörlerden kaynaklı olarak medikal yardım gecikmesi nedeniyle insanlar hayatlarını kaybetmektedir [21].

Ashok Kumar. R vd. (2019), hava ambulansı adını verdikleri droneleri ile, ambulandan daha hızlı tıbbi malzeme taşınımını sağlamışlardır. Öncelikle bir android uygulaması geliştirilmiş ve bu uygulamaya katılan hastanelerde doktorlardan, kan ihtiyacını sisteme girmeleri istenmiştir. Ardından civardaki hastanelerden ve kan bankalarından bu isteği karşılayabilecek bir yanıt beklenir. Drone, olumlu cevap veren hastaneden gerekli tıbbi malzemeleri alır ve ihtiyaç duyan hastaneye taşır. Hava ambulansının ana komponentleri düşük maliyetli Arduino Uno, GSM modem ve GPS modülüdür, bu sayede iletişim ve konum paylaşımı sağlanabilmektedir [21] [22].

Hava ambulansı gibi gelişmiş İHA projelerinde düşük maliyetli elektronik komponentlerin kullanımı literatürde yaygın olarak karşımıza çıkmaktadır. Lakshmanan, D. vd. (2020) Arduino otopilot (Ardupilot) kartı ile tasarladıkları Quadcopterlerinin performans analizi üzerinde çalışmalarda bulundu. Farklı yaw, pitch ve roll açılarında sistemin dayanıklılığını ve stabilitesini gözlemlediler elde ettikleri gözlem sonucunda düşük maliyetli elektronik komponentlerle de dayanıklı stabil İHA tasarlanabildiğini kanıtladılar [23]. Bu çalışmada kullanılan elemanların listesi Tablo 2.1’de verilmiştir.

Tablo 2.1. Kullanılan Malzemeler ve Fiyatları [23]

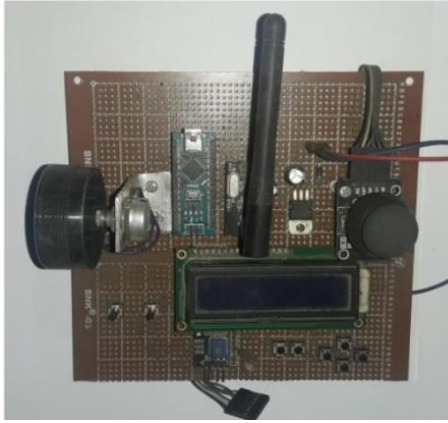
Parça No.	Elektronik Komponent	Fiyat (\$)
1	Rotobotix PCB entegreli F450 Drone Gövdesi	11.16
2	Pervane Çifti (REES52 1405)	3.66
3	Elektronik Hız Kontrolcüsü (M30-A)	8.66
4	Lityum-Polimer 3000 mAh,12V batarya	33.86
5	Ardupilot 2.8 mega uçuş kontrolcüsü	45.28
6	GPS Telemetry	43.86
7	4 x Fırçasız Motor(1400volt)/Aksesuarlar	38.01
8	Altı Kanallı RX-TX kumanda	49.71
9	4 x Servo Motor SG90	8.77
10	3 Eksenli İvmeölçer + 3 Eksenli Dönüölçer	2.66

Yine benzer bir çalışmayı Skrlec, D. vd. (2022), geliştirdikleri basit Quadcopter modeli üzerinde doğrulamışlardır. Bu çalışmada Arduino Uno anakart

olarak kullanılırken, MPU6050 (3 eksenli ivmeölçer + 3 eksenli dönüölçer) olarak kullanılmıştır [24].

Gezi fotoğrafçılığı, askeri izleme, konum takibi, arama kurtarma gibi drone içeren senaryolarda geleneksel quadcopterlerin geniş yapısı ve yüksek gürültü oluşturması birer dezavantajdır ve tehlike içermektedir. Bu sorunu çözmek için küçük form faktörüne sahip minyatür quadcopter çalışmaları gelişmiştir. Wan, J. D. vd. (2021), işte bu dezavantajları düşünerek düşük maliyetli ve uzunluğu 15 cm'den küçük gövdeli bir mini quadcopter üzerine çalışmışlardır [25].

Bazı ülkeler ve kurumlar geleceğin mühendislerini oluşturmak ve temel mühendislik bilgisi kazandırmak için lise çağındaki öğrencilere yönelik projelerde ve çalışmalarda bulunurlar, ülkemizde her sene gerçekleşen Teknofest yarışması da bunlardan biridir. Santosa, E. S.B. (2019) vd. Endonezya'da öğrencilere mikrokontrolcülerin kullanımını öğretmek amacıyla bir grup lise öğrencisiyle birlikte Arduino Nano bazlı Quadcopter çalışmasını yürüttüler. Bu çalışma içerisinde quadcopter oluşturmayı programlamayı ve kablosuz iletişim için RF kumanda tasarlamayı içermektedir. Projeye katılan öğrencilerden toplanan veriler incelendiğinde öğrencilerin mikrokontrolcülere ve programlamaya ilgisinin arttığı görülmektedir [26].



Fotoğraf 2.4. Öğrencilerin yaptığı RF kumanda ve Quadcopter [26]

Şimdiye kadar gördüğümüz örneklerde İHA'ların endüstride ne amaçla kullanıldığından ve düşük maliyetli komponentlerle de olsa İHA oluşturulabileceğinden bahsedildi. Bahsettiğimiz parçalar:

- Anakart
- MEMS
- RF Kumanda ve haberleşme sistemleri

Donanım elemanları değerli olsalar da yalnızca parçaları bir araya getirerek İHA oluşturamayız. İHA sistemleri tam otonom olmasalar bile içlerinde otopilot, kontrol algoritması barındırır, dolayısıyla dronun özü donanımdan çok yazılımdır [27].

Kontrol metodlarının her biri lineer ya da nonlinear olmak üzere ele alınabilir. Nonlinear kontrol [28-39] teorik olarak çok daha karmaşık olmasına karşılık beraberinde lineer olmayan aerodinamik etkileri de hesaba katarak daha net bir sonuç ortaya koyarken, lineer kontrol metodları [40-50] bu etkileri değerlendirmeye almaz dolayısıyla sınırlı bir kullanım alanı vardır [51].

Idrissi, Moad vd. (2022), araştırmacıların quadcopter sistemlerinde çoğunlukla kullandıkları kontrol metodlarını incelemiştir. Bu metodlar Backstepping, Gain-Scheduling, Adaptive Control, H_∞ Control, Fuzzy Logic, Linear Quadratic Regulators (LQR), Proportional Integral Derivative (PID), Sliding Mode Controllers (SMC) [51].

Jing Y. vd. (2022), quadcopter modeli üzerinde lineer ve nonlinear kontrol uygulamalarının farkını araştırmak için, Matlab&Simulink ortamında bir nonlinear kayma modu yüzey kontrolcüsü (SMC) tasarlamış ve kontrolcüyü simüle edilmiş PX4 (bir PID kontrol yazılımı) kontrollü quadcopter kullanarak doğrulamıştır. Sistemin gerçek koşullara daha yakın çıktılar vermesi için çeşitli gürültü sinyalleri oluşturuldu ve hem SMC kontrolcüsünün hem de PID kontrolcüsünün verdiği cevaplar kaydedildi. Elde edilen bulgular, SMC kontrolcüsünün PID kontrolcüsüne göre çok daha hızlı yanıt verdiğini ve daha kararlı bir yapıda olduğunu göstermektedir [52].

Imane, Bourouis Belquis vd. (2022), Jing Y.'nin çalışmasına benzer olarak nonlinear ve lineer kontrolcülerin farkını incelemiştir. Çalışmaları sonucunda PID kontrolünün lineer durumlarda optimum yanıt verdiğini ancak her durumda kontrolü sağlayamadığını tespit etmişlerdir. Quadcopterin nonlinear yapısından ötürü gain-scheduling kontrol tekniğini de test etmişlerdir ancak bu metod sistem girdilerinde bir spike oluşumuna yol açmış ve en optimum çözümü backstepping metodu ile elde etmişlerdir [53].

Santos, M. F. vd. (2017), benzer bir araştırma yaparak, Quadcopterin PID ve Integral Backstepping kontrol sistemleri altındaki yanıtlarını kontrol sistemi performans kriterlerini referans alarak incelemiş, üç farklı durum için simülasyon çalışması ele alınmıştır. Bu kriterler sırasıyla IAE (İntegral Mutlak Hata), ISE (İntegral Kare Hata) ve ITSE (İntegral Zaman Kare Hata)'dır [54].

IAE, ITSE ve ISE parametreleri, kontrol sisteminin performansını değerlendirmek için kullanılan belli başlı entegre hata kriterleridir. Bu kriterler, kontrolcünün hata miktarını, sürekliliğini ve genel performansını ölçmeye yönelik matematiksel ifadelerdir.

IAE (Integral of Absolute Error): İyileştirilmiş Mutlak Hata integrali anlamına gelir. IAE, kontrol sisteminin sürekli bir zaman aralığı boyunca gerçekleşen mutlak hataların toplamını ifade eder. Bu kriter, hata miktarının kontrol sistemi performansına olan katkısını değerlendirmek için kullanılır. IAE değeri ne kadar düşükse, kontrol sistemi o kadar iyi bir performans sergiliyor demektir.

$$IAE = \int |e(t)|dt \quad (1)$$

Burada, $e(t)$ kontrol sistemi çıkışı ile istenen referans sinyali arasındaki hata fonksiyonunu temsil eder.

ITSE (Integral of Time-weighted Squared Error): Zaman ağırlıklı Kare Hata integrali anlamına gelir. ITSE, kontrol sisteminin sürekli bir zaman aralığı boyunca gerçekleşen hataların karesinin zamana göre ağırlıklandırılarak toplamını ifade eder. Bu kriter, hataların zaman içindeki davranışını dikkate alarak kontrol sisteminin performansını ölçer. ITSE değeri ne kadar düşükse, kontrol sistemi o kadar iyi bir performans sergiliyor demektir.

$$ITSE = \int t e(t)^2 dt \quad (2)$$

ISE (Integral of Squared Error): Kare Hata integrali anlamına gelir. ISE, kontrol sisteminin sürekli bir zaman aralığı boyunca gerçekleşen hataların karesinin toplamını ifade eder. Bu kriter, hata miktarını kontrol sistemi performansının bir göstergesi olarak ele alır. ISE değeri ne kadar düşükse, kontrol sistemi o kadar iyi bir performans sergiliyor demektir.

Bu kriterler, kontrol sisteminin performansını karşılaştırmak veya kontrolcü parametrelerini ayarlamak için kullanılabilir. Genel olarak, bu kriterlerin düşük değerlere sahip olması, kontrol sisteminin daha iyi bir performans sergilediğini gösterir. Ancak, hangi kriterin öncelikli olduğu uygulama ve gereksinimlere bağlı

olarak değişebilir. Bazı durumlarda, hızlı bir yanıt için ISE veya IAE tercih edilirken, bazı durumlarda daha istikrarlı bir kontrol için ITSE kullanılabilir.

$$ITSE = \int t e(t)^2 dt \quad (2)$$

ISE (Integral of Squared Error): Kare Hata integrali anlamına gelir. ISE, kontrol sisteminin sürekli bir zaman aralığı boyunca gerçekleşen hataların karesinin toplamını ifade eder. Bu kriter, hata miktarını kontrol sistemi performansının bir göstergesi olarak ele alır. ISE değeri ne kadar düşükse, kontrol sistemi o kadar iyi bir performans sergiliyor demektir.

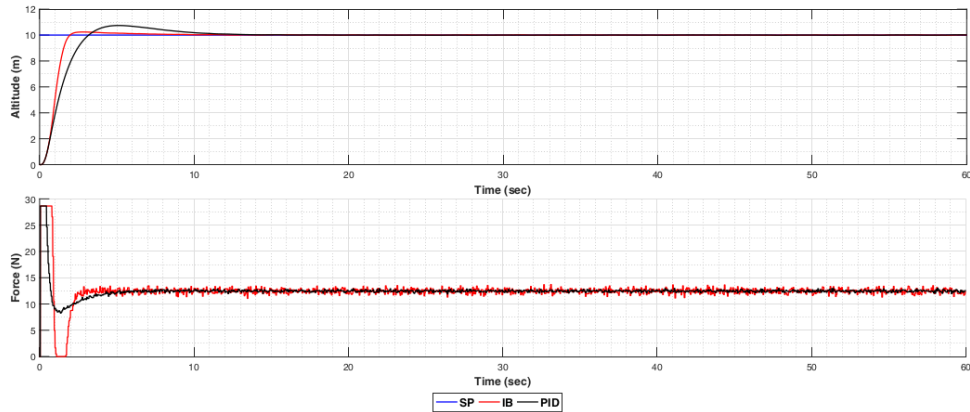
Bu kriterler, kontrol sisteminin performansını karşılaştırmak veya kontrolcü parametrelerini ayarlamak için kullanılabilir. Genel olarak, bu kriterlerin düşük değerlere sahip olması, kontrol sisteminin daha iyi bir performans sergilediğini gösterir. Ancak, hangi kriterin öncelikli olduğu uygulama ve gereksinimlere bağlı olarak değişebilir. Bazı durumlarda, hızlı bir yanıt için ISE veya IAE tercih edilirken, bazı durumlarda daha istikrarlı bir kontrol için ITSE kullanılabilir.

$$ISE = \int e(t)^2 dt \quad (3)$$

1.durumda quadcopter yerden 10m yükseklikte bir noktada açılacak konumunu bozmadan (roll, pitch ve yaw açıları değişmeden) asılı kalıyor. Bu durumda PID ve Integral Backstepping yanıtı aşağıdaki tabloda belirtilmiştir.

Tablo 2.2. 1. Durum için performans parametreleri [54]

Performans Kriteri	PID	Integral Backstepping
IAE	3.599	2.398
ISE	1.860×10^1	1.518×10^1
ITSE	1.392×10^3	0.754×10^3

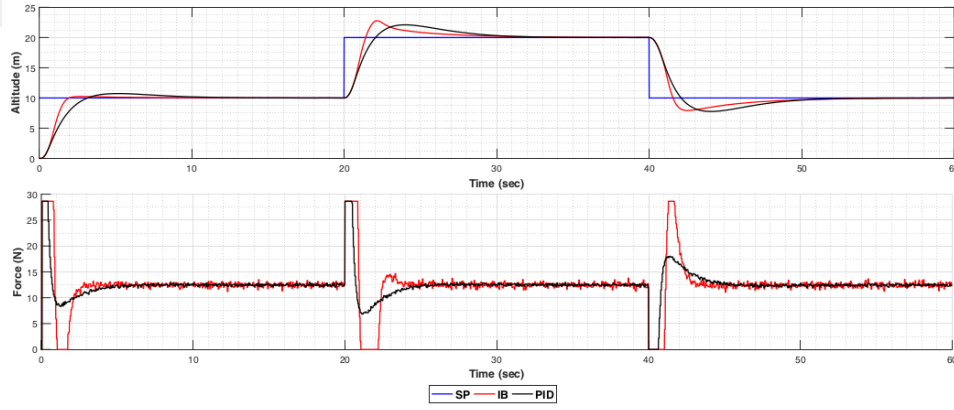


Şekil 2.2. Birinci Senaryodaki Sistem Tepkisi [54]

2. senaryoda quadcopter 10 m yükseklikte asılı kaldıktan 20 saniye sonra 20 m yükseklikte asılı kalıyor ve 40 saniye sonra yeniden 10 m irtifada asılı kalmaya devam ediyor. Bu hareket esnasında açılal konumunu değiştirmiyor.

Tablo 2.3. 2. Durum için performans parametreleri [54]

Performans Kriteri	PID	Integral Backstepping
IAE	1.21520×10^5	0.97305×10^5
ISE	5.73470×10^5	5.00341×10^5
ITSE	1.24200×10^5	1.10190×10^5

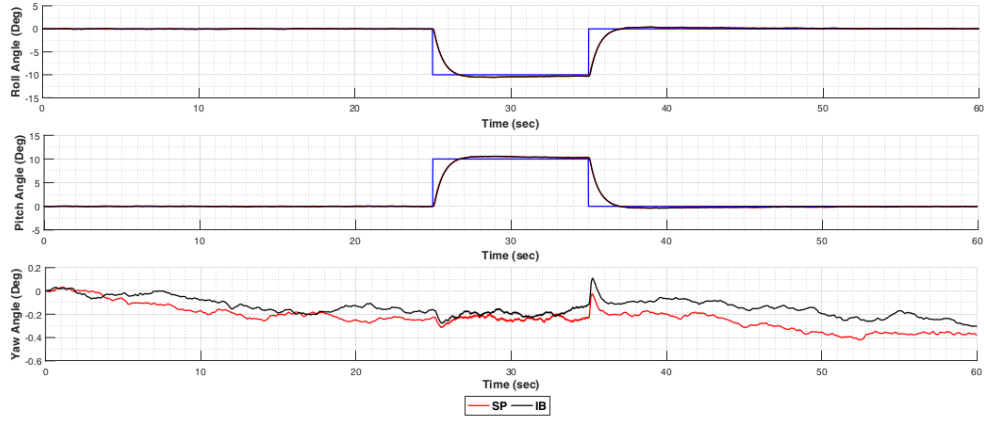


şekil 2.3. İkinci Senaryodaki Sistem Tepkisi [54]

3. senaryoda quadcopter 2. senaryodaki hareketleri tekrarlıyor ancak -10 derece roll, 10 derece pitch ve 0 derece yaw hareketi ekliyor.

Tablo 2.4. 3. Durum için performans parametreleri [54]

Performans Kriteri	PID	Integral Backstepping
IAE	1.33625×10^5	1.05285×10^5
ISE	5.87727×10^5	5.09423×10^5
ITSE	1.31170×10^5	1.15040×10^5

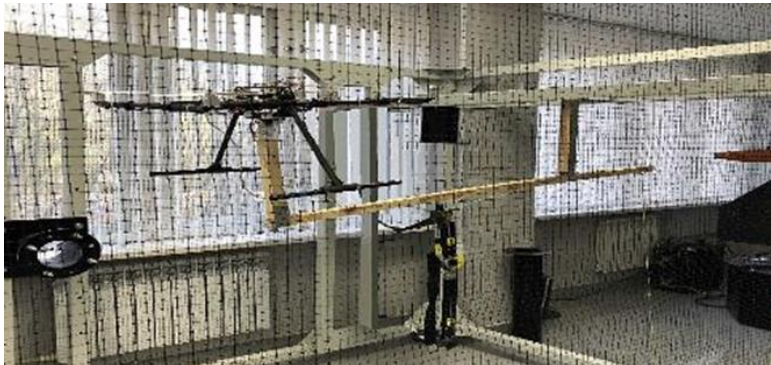


Şekil 2.4. Üçüncü Senaryodaki Sistem Tepkisi [54]

Moghazy, Abdelrahman E. vd. (2022), PID kontrol metodu uyguladıkları quadcopter sistemini öncelikle Matlab & Simulink programında modellemişlerdir, ardından Arduino Uno ve MPU6050 modüllerini kullanarak gerçek modeli oluşturmuşlardır. Quadcopterler nonlineer sistemler olmalarına karşılık bu çalışmada sistemin lineerleştirilmesi yöntemine gidilmiştir. Simülasyonda PID kontrolünün, belirlenen P, I ve D katsayılarıyla olumlu sonuç verdiği görülmüşken, gerçek sistemde bu katsayılar yeniden hesaplanmış ve stabil uçuş elde edilmiştir [55].

Literatürde birçok örnek gerçek ortamda quadcopter oluşturmadan önce simülasyon testlerine yer vermektedir. Bu tez çalışmasında da aynı şekilde ilk önce Matlab&Simulink'te sistem modeli oluşturulup sistem kontrolü sağlanmıştır.

Jatsun, S. vd. (2021), yine Matlab&Simulink ortamında Quadcopter sistem modeli ve PID kontrolü tasarımı yaptılar. Ancak gerçek modelde simülasyonda belirlenen PID kasayılarıyla elde edilen sonucun alınamadığı görülmüştür. Gerçek sistem üzerinde daha doğru PID parametrelerinin belirlenmesi için bir kafes sistemi kurulmuş ve droneun eksenlerdeki hareketi maksimum 2 m ile sınırlandırılmıştır. Sonuçta daha doğru PID ayarlaması yapılabilmektedir [56].



Fotoğraf 2.5. PID Kontrol Test Düzeneği [56]

Bu tez çalışmasında, quadcopter kontrolünün ve stabilizasyonu ile ilgili olduğu kadar, quadcopter teleoperasyonunda da yeni bir bakış açısı kazandırmak hedeflenmiştir. Şimdiye kadar bahsedilen literatür çalışmalarında drone teleoperasyonu RC joystick ile sağlanmaktadır. Ancak joystick ile İHA pilotluğu tam olarak doğal olmamakla birlikte belli bir eğitim gerektirir. Oysa günlük hayatta el jestlerimizi sık sık kullanıyoruz ve kendimizi ifade etmede anlamlı olduğuna inanıyoruz. Bu kadar aktif kullandığımız el jestlerimizi drone kumanda kontrolünde de kullanabilmek bu çalışmanın temel motivasyonudur.

El jestleri ile drone kontrolü üzerine yapılan çalışmalara bakıldığında üç ana başlık altında toplanıldığı görülmektedir. Bunlar, yapay zekâ ve derin öğrenme destekli el jesti tanıma metodları [57-62] ataletsel ölçüm birimleri ile hareket yakalama yöntemleri [63-65] ve son olarak da bu iki metodu bir arada kullanan hibrit uygulamalar [66-68].

İki yaklaşımın da birbirlerine göre avantaj ve dezavantajları vardır, bu çalışmada el jestlerinin ağır işlem yükü gerektirmeden kompakt ve hafif bir arayüz aracılığıyla işlenebilmesi amaçlanmıştır. O nedenle çalışma ataletsel ölçüm birimleri ile hareket yakalama özelinde yürütülmüştür.

3. MATERYAL VE YÖNTEM

Tez çalışmasında kullanılan materyal ve yöntemden bahsetmek için öncelikle quadcopter sistemini iyi modellemek, sistem kontrolünü belirlemek, simülasyon ortamlarını oluşturmak ve en sonunda doğru elektronik/mekanik materyalleri seçerek gerçek ortamda sistemi oluşturmak gerekir. El jestleri ile kablosuz kontrol uygulaması için de aynı adımlar geçerlidir. Quadcopter sistem modelini tasarlamadan önce kabul edilmesi gereken varsayımlar şunlardır [9]:

- Quadcopter sabit bir yapıdadır.
- Quadcopter çerçevesi ve komponentler simetriktir.
- Ağırlık merkezi quadcopter çerçevesinin orta noktası ile çakışır.
- İtke ve drag etkileri pervane hızlarının kareleri ile doğru orantılıdır.
- Dış etkenler (rüzgâr, sıcaklık v.b.) ihmal edilmiştir.

Sistem modeli için gerekli parametreler Tablo 3.1.'de verilmiştir.

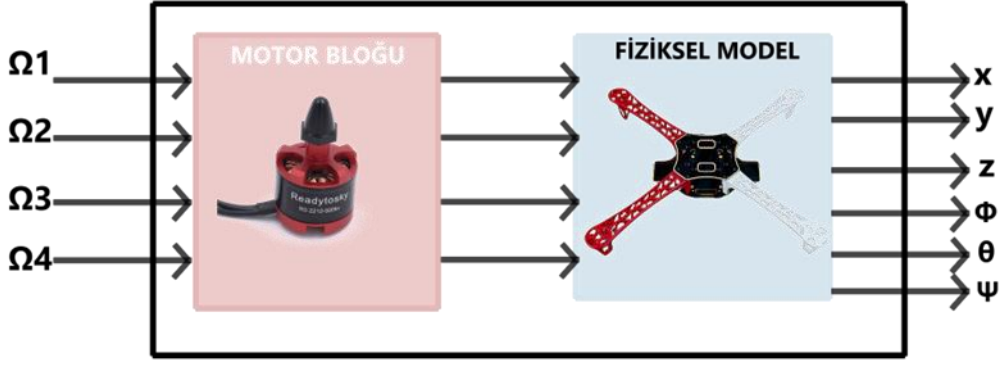
Tablo 3.1. Quadcopter Sistem Parametreleri

Sembol	Açıklama	Birim
I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	Atalet Momentleri	kgm^2
J_r	Pervane Atalet Momenti	kgm^2
l	Motor ekseninden quadcopter merkezine olan uzaklık	m
b	İtke katsayısı	N/s^2
d	Tork katsayısı	Nm/s^2

3.1 Quadcopter Matematik Modeli

Quadcopter hareketlerinin doğru analiz edilebilmesi, quadcopterin farklı etkilere karşı davranışını öngörebilme açısından oldukça değerlidir. Matematik modeli bize ihtiyacımız olan sistem girdisi ve çıktısı arasındaki bağlantıyı kurabilmemizi sağlar.

Quadcopterler, altı serbestlik derecesine (üç doğrusal, üç açısal pozisyon) sahip, çoklu girdi-çıkışı olan nonlinear eksik eyleyicili sistemlerdir ve hareketleri, motor hızlarını değiştirerek kontrol edilmektedir [6]. Şekil 2.1'de Quadcopter sistem modeli gösterilmektedir.



Şekil 3.1. Quadcopter Sistem Modeli

Şekil 3.1’de görülebildiği üzere, sistem girdileri Ω_1 , Ω_2 , Ω_3 , Ω_4 motorlara verilen açısal hız komutları olurken, sistem çıktıları doğrusal pozisyon (x,y,z) ve açısal pozisyon (Φ , θ , Ψ) olarak ifade edilir.

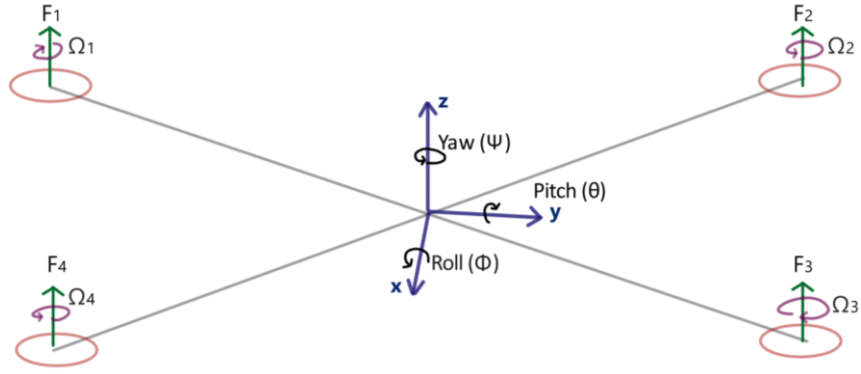
3.2 Euler Açıları ve Referans Eksenleri

Havacılık uygulamalarında ivme, hız, açısal değişimler gibi parametreler genellikle hava aracı ile ilişki içerisinde ölçülür dolayısıyla hava aracı üzerinde referans olarak kullanılabilecek bir gövde merkezli koordinat sisteminin seçilmesi ölçümlerde kolaylık sağlayacaktır [7].

Havaaraçlarının doğrusal konum bilgileri, sabit bir referans noktasına göre x,y,z koordinatlarıyla ifade edilebilir ve bu, atalet koordinat sistemi olarak adlandırılır; öte yandan İHA’nın açısal konum verileri, Φ (roll), θ (pitch), Ψ (yaw) açıları ile ifade edilir ve bu hareket, İHA’nın ağırlık merkezini referans alan gövde koordinat düzlemine göre tanımlanır [8].

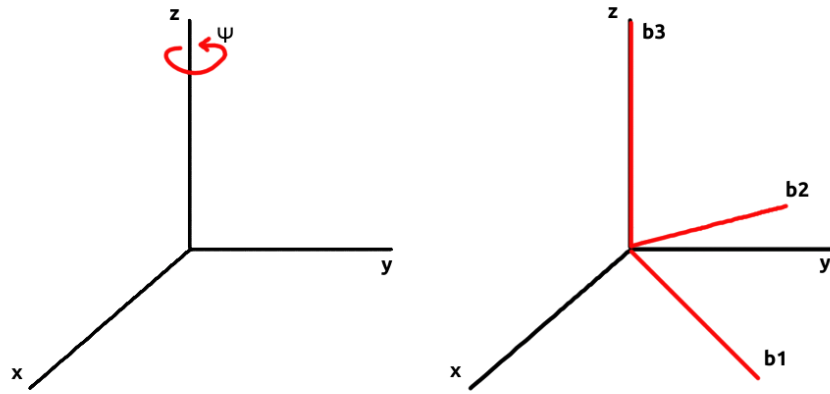
Quadcopterin gövde koordinat sistemine göre x-ekseninde yaptığı açısal hareket Φ (roll) hareketi; y-ekseninde yaptığı açısal hareket θ (pitch) hareketi, z-ekseninde yaptığı açısal hareket ise Ψ (yaw) hareketi olarak adlandırılır. Şekil 2.2’de Quadcopter modelinin yaptığı açısal hareketler, gövde ve atalet koordinat sistemleri ile pervanelerin açısal hareketleri sonucunda motorlarda üretilen tork ve kuvvet değerleri gösterilmiştir.

Açısal hareketi ifade etmede farklı metodlar olmasına karşılık Φ , θ ve Ψ euler açıları, quadcopterin davranışını incelemeye oldukça yararlı bir metoddur; bunun nedeni, aracın gövde koordinat sistemindeki son konumu hakkında atalet koordinat sisteminden bir dönüşüm matrisi yardımıyla bilgi alınabilir [8].



Şekil 3.2. Quadcopter Sistem Modeli

Sistemin üzerinde yer alan gövde koordinat sistemi, referans alınan atalet koordinat sistemine paralelken, Quadcopterin Z ekseninde yaptığı açısıl hareket ve sonucunda gövde eksenin yeni konumu Şekil3.3'te gösterilmektedir.



Şekil 3.3. Atalet Koordinat Düzlemine ile Gövde Koordinat düzlemi arasında Z eksenindeki dönüşüm

Başlangıçta birbirine paralel olan bu iki düzlem Z ekseninde belli bir açısıl hareket sonucunda bir dönüşüm geçirmiştir.

$$b_1 = x \cos(\Psi) + y \sin(\Psi) \quad (4)$$

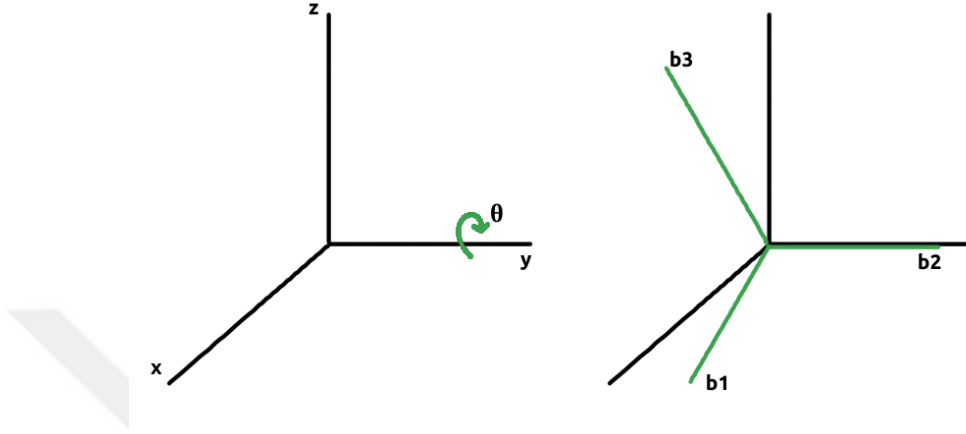
$$b_2 = -x \sin(\Psi) + y \cos(\Psi) \quad (5)$$

$$b_3 = z \quad (6)$$

$$b_3 = z \quad (7)$$

$$\begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\Psi) & \sin(\Psi) & 0 \\ -\sin(\Psi) & \cos(\Psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$$

Aynı dönüşüm Y eksenini için de uygulanırsa (Şekil3.4), yeni gövde koordinat eksen denklemleri aşağıdaki gibi olacaktır.



Şekil 3.4. Atalet Koordinat Düzlemine ile Gövde Koordinat düzlemi arasında Y eksenini üzerindeki dönüşüm

$$b_1 = x \cos(\theta) - z \sin(\theta) \quad (8)$$

$$b_2 = y \quad (9)$$

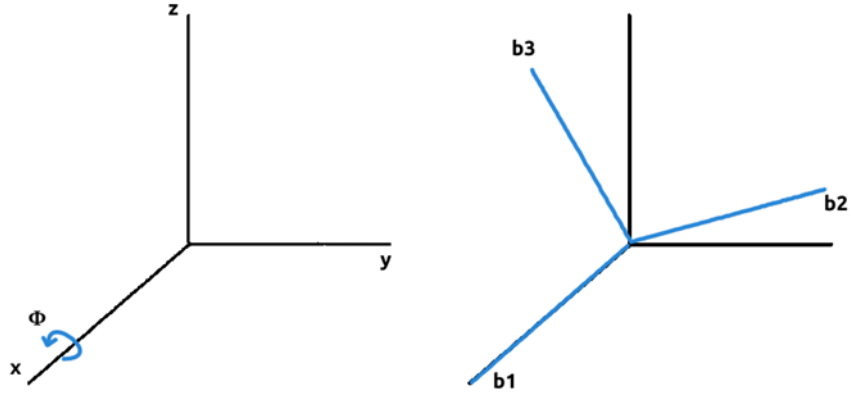
$$b_3 = x \sin(\theta) + z \cos(\theta) \quad (10)$$

$$\begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad b_1 = x \cos(\theta) - z \sin(\theta) \quad (11)$$

$$= -y \sin(\theta) + z \cos(\theta) \quad \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\theta) & \sin(\theta) \\ 0 & -\sin(\theta) & \cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\theta) & \sin(\theta) \\ 0 & -\sin(\theta) & \cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$$

Son olarak dönüşüm X eksenini için de uygulanırsa (Şekil3.5), yeni gövde koordinat eksen denklemleri aşağıdaki gibi olacaktır.



Şekil 3.5. Atalet Koordinat Düzlemine ile Gövde Koordinat düzlemi arasında X eksenini üzerindeki dönüşüm

3.2.1 Newton'un İkinci Hareket Yasası

Bir cisim üzerine uygulanan öteleme hareketi newton-euler denklemlerine göre şu şekilde tanımlanabilir:

$$\vec{F} = \frac{d\vec{P}}{dt} \quad (12)$$

Burada $\vec{P}$ cismin doğrusal momentum vektörüdür, momentum denklemini yerine yazarsak:

$$d\vec{P} = m * d\vec{V} \quad (13)$$

$$\vec{F} = m \frac{d\vec{V}}{dt} = m\vec{a} \quad (14)$$

Aynı şekilde Moment ($\vec{M}$), açısal momentum değişimini temsil eder:

$$\vec{M} = \frac{d\vec{H}}{dt} \quad (15)$$

Açısal momentumun atalet momenti (I) ve açısal hız değişimi yani açısal ivmeye ($d\Omega/dt$) çarpımına eşit olduğunu hatırlayarak:

$$d\vec{H} = I * d\vec{\Omega} \quad (16)$$

$$\vec{M} = \frac{d\vec{H}}{dt} = I \frac{d\vec{\Omega}}{dt} \quad (17)$$

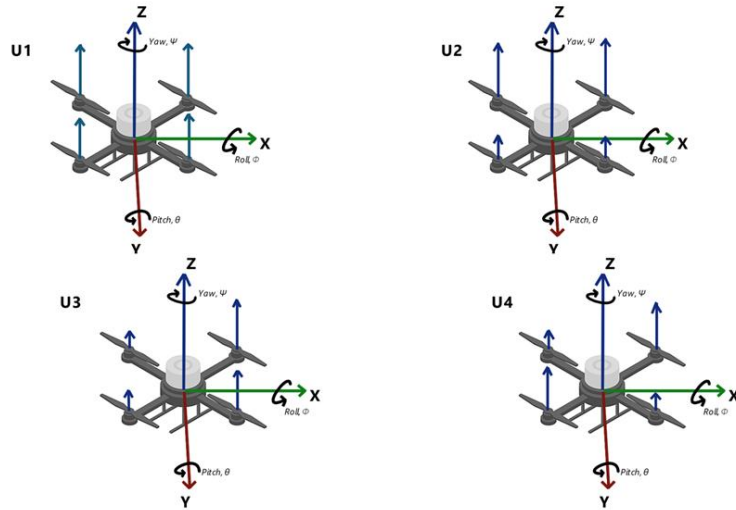
3.2.2 Quadcopter Kuvvet ve Tork Değerleri

Quadcopterin pervane hareketlerinden ve aerodinamik etkilerden dolayı motorları kuvvet üretir. Bu kuvvet itki kuvveti olarak adlandırılır ve motorları farklı hızlarda döndürerek elde edilen farklı kuvvet değerleri, quadcopterin farklı hareketleri uygulamasına neden olur. U_1 net itki değeri motorların eşit hızda dönmesinden dolayı quadcopterin dikey ekseninde hareket etmesine ve belirli bir irtifaya çıkmasına neden olurken, motor hızlarının değiştirilmesi quadcopterin roll, pitch ve yaw hareketlerini yapmasını sağlar. Bu hareketleri oluşturan itki kuvvetleri ise Tablo 3.2’de verilmiştir.

Tablo 3.2. Quadcopter İtki Denklemleri

Girdi	İtki Denklemi	Açıklama
U_1	$b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$	Net İtki
U_2	$b\sin\left(\frac{p_i}{4}\right)(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$	Roll İtkisi
U_3	$b\sin\left(\frac{p_i}{4}\right)(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 - \Omega_4^2)$	Pitch İtkisi
U_4	$d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2)$	Yaw İtkisi

Quadcopterin, uzayda serbest yer değiştirmesinden, pervane hareketinin etkisinden ve de motorların kalkış için ürettiği kuvvetten dolayı moment oluşur. Moment etkisi ile Quadcopterin yapmış olduğu açısal hareket anlamlandırılabilir.



Şekil 3.6. Quadcopter Serbest Cisim Diyagramı

Roll hareketinden doğan moment denklemi aşağıda verilmiştir:

$$I_{xx}\ddot{\Phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) + J_r\dot{\theta}\Omega_r + l(U_2) \quad (18)$$

$$\ddot{\Phi} = \frac{\dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) + J_r\dot{\theta}\Omega_r + l(U_2)}{I_{xx}} \quad (19)$$

Pitch hareketinden doğan moment denklemi aşağıda verilmiştir:

$$I_{yy}\ddot{\theta} = \dot{\Phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) - J_r\dot{\Phi}\Omega_r + l(U_3) \quad (20)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{\dot{\Phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) - J_r\dot{\Phi}\Omega_r + l(U_3)}{I_{yy}} \quad (21)$$

Yaw hareketinden doğan moment denklemi aşağıda verilmiştir:

$$I_{zz}\ddot{\psi} = \dot{\theta}\dot{\Phi}(I_{xx} - I_{yy}) + l(U_4) \quad (22)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{\dot{\theta}\dot{\Phi}(I_{xx} - I_{yy}) + l(U_4)}{I_{zz}} \quad (23)$$

Newton'un ikinci yasasında bahsettiğimiz, bir cisme uygulanan öteleme hareketinin oluşun kuvvet quadcopter için uygulanabilir.

X eksenindeki hareket için newton-euler denklemleri kullanılırsa aşağıdaki denklem elde edilir.

$$m\ddot{X} = (\sin(\Psi)\sin(\Phi) - \cos(\Psi)\sin(\theta)\cos(\Phi))U_1 - A_x\ddot{X} \quad (24)$$

Bu denklemde $(\sin(\Psi)\sin(\Phi) - \cos(\Psi)\sin(\theta)\cos(\Phi))U_1$ ifadesi aktüatörden (motor kuvveti) kaynaklı itki etkisini ifade ederken, $A_x\ddot{X}$ ifadesi aerodinamik etkinin yaratmış olduğu itkiye karşılık gelmektedir.

Denklem m ile sadeleştirilirse X eksenindeki doğrusal ivmeyi elde etmiş oluruz.

$$\ddot{X} = \frac{(\sin(\Psi)\sin(\Phi) - \cos(\Psi)\sin(\theta)\cos(\Phi))U_1 - A_x\ddot{X}}{m} \quad (25)$$

Aynı şekilde Y eksenindeki kuvvet ve Y eksenindeki doğrusal ivme ifadeleri aşağıdaki gibi elde edilebilir.

$$m\ddot{Y} = (\cos(\Psi)\sin(\Phi) + \sin(\Psi)\sin(\theta)\cos(\Phi))U_1 - A_y\dot{Y} \quad (26)$$

$$\ddot{Y} = \frac{(\cos(\Psi)\sin(\Phi) + \sin(\Psi)\sin(\theta)\cos(\Phi))U_1 - A_y\dot{Y}}{m} \quad (27)$$

Son olarak Z eksenindeki kuvvet ve Z eksenindeki doğrusal ivme ifadeleri aşağıdaki gibi elde edilebilir.

$$m\ddot{Z} = mg - (\cos(\theta)\cos(\Phi))U_1 - A_z\dot{Z} \quad (28)$$

$$\ddot{Z} = \frac{mg - (\cos(\theta)\cos(\Phi))U_1 - A_z\dot{Z}}{m} \quad (29)$$

3.3 Materyal ve Elektronik Donanım

Bu tez çalışmasında bir quadcopter modeli bir bütün olarak baştan tasarlanmış ve modellenmiştir, ek olarak quadcopter sisteminin kablosuz kontrolü için yeni bir metod olarak el jestleri yakalama ve aktarma sistemi geliştirilmiştir. Dolayısıyla materyal ve donanım elemanlarını quadcopter üzerinde ve el jestleri sisteminde yer alan cihazlar olmak üzere iki başlığa ayırmıştır.

3.3.1 Arduino Uno

Literatür özetlerinde bahsedildikten örneklerde sıkça kullanılan komponentlerden biri olan Arduino UNO, Quadcopter'in anakartı olarak kullanılmaktadır. I2C haberleşme desteğiyle IMU kartı ile veri alışverişi yapabilir, ve dijital/analog pinlerini dış ortamdan sinyal almak ve işlemek için kullanabilir. Bu pinler RF Kumanda üzerinden gelen sinyalleri ve Eldiven sistemi üzerinden gelen sinyalleri okurken, Elektronik Hız Kontrolcülerine motor hızı sinyallerini göndererek uçuş kontrolünü sağlar. Gömülü C programının Arduino için hazırlanması ilerleyen aşamalarda anlatılmıştır.



Fotoğraf 3.1. Arduino Uno

3.3.2 BLDC Motor, ESC ve Pervane

Fırçasız DC motor (BLDC Motor) ve Elektronik Hız Kontrolcüsü (ESC), iki çift olmak üzere quadcopterin mekanik hareketini sağlayan komponentlerdir. Anakarttan gelen motor hız sinyalleri, elektronik hız kontrolcüsünden geçerek fırçasız motora iletilir. Motor seçimi quadcopterin toplam ağırlığını taşıyacak ölçüde olmalıdır. Dolayısıyla motorların ürettiği net itkinin, motor seçiminde önemi oldukça büyüktür. Seçilen readytosky marka fırçasız motorları, 7-12 V DC geriliminde çalışmakta olup, 920rpm/V hız üretmektedir. Motor miline uygun olarak 1045 karbon fiber pervanelerin kullanımı uygun görülmüştür. Bu pervanelerin plastik pervanelere göre daha dayanıklı olmaları ve daha az titreşime maruz kalmaları tercih nedeni olmuştur.



Fotoğraf 3.2. BLDC Motor, Pervane ve ESC

3.3.3 F450 Quadcopter Gövdesi

Quadcopterin mekanik tasarımının baştan tasarlanabileceği gibi hazır alınan bir gövde modeli üzerine mekanik komponentlerin yerleştirilebilmesi de bir seçenektir. Bu çalışma Quadcopter otopilot yazılımı ve kablosuz iletişim üzerine olduğundan yeniden bir mekanik tasarım geliştirmek bu süreci uzatacağından gereksiz bir yöntem olarak görülmüştür. F450 modelinin kolların boyutları 0.215 x 0.038 x 0.05 m ve toplam ağırlığının 320 gram olması modelin tercih nedeni olmuştur.



Fotoğraf 3.3. F450 Quadcopter Gövdesi

3.3.4 BNO055 IMU Sensörü

İvmeölçer, dönüölçer ve manyetometre birlikte bir aracın açısal ve doğrusal hareketi hakkında bilgi verir, bu sensörlerin birlikte kullanılmasıyla birlikte 3D uzayda euler açıları elde edilebilir. BNO055 içerisinde bu üç farklı sensörü birlikte sunar ve verileri fzyonlayarak optimum euler açılarını sunar. Ancak manyetik alanın yoğun olduğu bir ortamda manyetometre üzerinde sapmalar olacağından füzyon algoritması sonuçlarında da sapmalar meydana gelecektir.



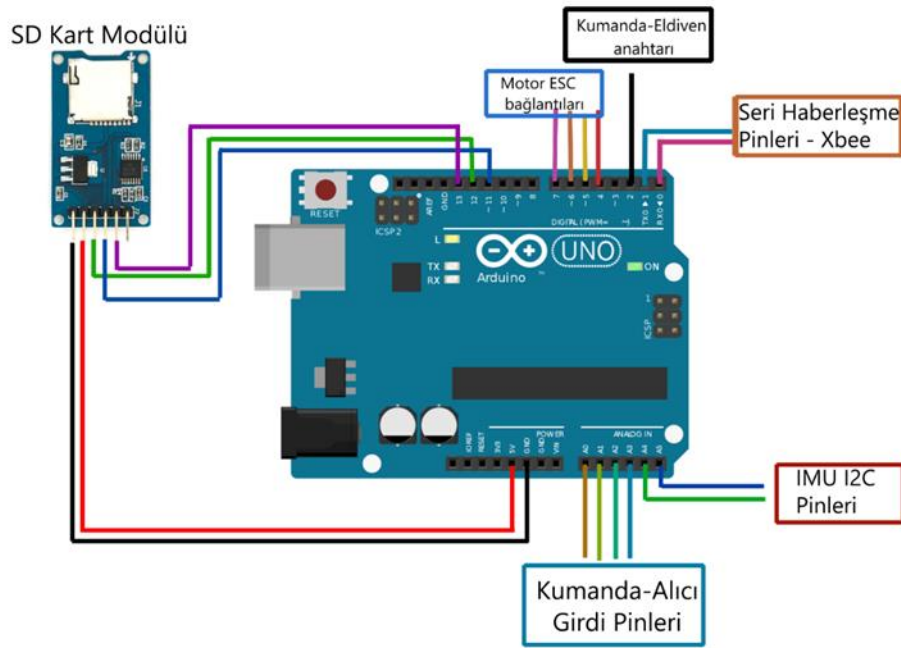
Fotoğraf 3.4. BNO055 İvmeölçer füzyon sensörü

3.3.5 BNO055 IMU Sensörü

SD Kart Modülü, uçuş verilerinin toplanması ve analiz edilmesi için gerekli en temel kayıt cihazıdır. Quadcopter zerindeki kara kutu olarak değerlendirilebilir. Sistemin kumanda girdilerini ve çıktılarını kayıt altına alır

3.3.6 RF Kumanda Alıcı-Verici Sistemi

Quadcopterlerin kablosuz teleoperasyonu için RF joystick kumandalar kullanılmaktadır. Bu tez çalışması ile teleoperasyon metodunu el jestleri ile incelemek ana hedef olsa da güvenlik açısından bu işlem hem joystick hem eldiven sistemi arasında geçişi sağlayabilecek bir anahtar mekanizması ile sağlanmıştır. Anahtar açık konumda iken RF Kumanda aktif durumda aksi halde Eldiven Sistemi aktif durumda olacaktır. Aşağıdaki şekilde quadcopter üzerindeki bağlantı şeması gösterilmektedir.



Şekil 3.7. Quadcopter Devre Şeması

3.4 Sistem Elemanlarına Göre Atalet Momentinin Hesaplanması

Atalet Momenti Hesaplamaları, Nicholas Ferry, Quadcopter Plant Model and Control System Development With MATLAB/Simulink Implementation, 2017 tez çalışmasından alınmıştır. [9]

Quadcopter Sistemi toplam ağırlık (m) = 940.28 gram = 0.94028 kg

da2a= Belirtilen elemanın Quadcopter'in ağırlık merkezine olan uzaklığı,

Motor Atalet Momenti için:

$$I_{motor,x} = 2 \left(\frac{1}{12} m_{mot} (3r^2 + h^2) \right) \quad (30)$$

$$d_{a2a} = 23cm = 0.23m \quad (31)$$

$$I_{motor,x} = 2 \left(\frac{1}{12} m_{mot} (3r^2 + h^2) \right) + 2 \left(\frac{1}{12} m_{mot} (3r^2 + h^2) + m d_{a2a}^2 \right) \quad (32)$$

$$I_{motor,x} = 2 \left(\frac{1}{12} 0.053 (3(0.0125)^2 + (0.038)^2) \right) \quad (33)$$

$$+ 2 \left(\frac{1}{12} 0.053 (3(0.0125)^2 + (0.038)^2) + 0.053x(0.23)^2 \right)$$

$$I_{motor,x} = I_{motor,y} = 5.6412 \times 10^{-3} kgm^2 \quad (34)$$

$$I_{motor,z} = 4 \left(\frac{1}{2} m r^2 + m d_{a2a}^2 \right) \quad (35)$$

$$I_{motor,z} = 5.6239 \times 10^{-3} kgm^2 \quad (36)$$

$$I_{motor,x}^b = [I_{motor,x} I_{motor,y} I_{motor,z}] \quad (37)$$

ESC Atalet Momenti için:

ESC İnce Dikdörtgen olarak hesaplanırsa (h=0.032m, w=0.024m)

$$I_{ESC,x} = 2 \left(\frac{1}{12} m_{esc} w^2 \right) + 2 \left(\frac{1}{12} m_{esc} h^2 + m_{esc} d_{a2a}^2 \right) \quad (38)$$

$$I_{ESC,x} = 2 \left(\frac{1}{12} 0.025 (0.024)^2 \right) + 2 \left(\frac{1}{12} 0.025 (0.032)^2 + m (0.13)^2 \right) \quad (39)$$

$$I_{ESC,x} = I_{ESC,y} = 8.5166 \times 10^{-4} kgm^2 \quad (40)$$

$$I_{ESC,z} = 4 \left(\frac{1}{12} m_{esc} (w^2 + h^2) + m_{esc} d_{a2a}^2 \right) \quad (41)$$

$$I_{ESC,z} = 1.6854 \times 10^{-5} kgm^2 \quad (42)$$

$$I_{ESC}^b = [I_{ESC,x} I_{ESC,y} I_{ESC,z}] \quad (43)$$

ESC Katı Cisim olarak hesaplanırsa (h=0.007 m, da2a=0.13 m, w=0.032 m)

$$I_{ESC,x} = 2 \left(\frac{1}{12} m_{esc} (w^2 + h^2) \right) + 2 \left(\frac{1}{12} m_{esc} (h^2 + d^2) + m_{esc} d_{a2a}^2 \right) \quad (44)$$

$$I_{ESC,x} = 2 \left(\frac{1}{12} 0.025 (0.024^2 + 0.007^2) \right) \quad (45)$$

$$+ 2 \left(\frac{1}{12} 0.025 (0.007^2 + 0.13^2) + 0.025 (0.13)^2 \right)$$

$$I_{ESC,z} = 4 \left(\frac{1}{12} m_{esc} (w^2 + d^2) + m_{esc} d_{a2a}^2 \right) \quad (46)$$

$$I_{ESC,x} = I_{ESC,y} = 9.18225 \times 10^{-4} \quad (47)$$

$$I_{ESC,z} = 1.703 \times 10^{-3} \quad (48)$$

$$I_{ESC}^b = [I_{ESC,x} I_{ESC,y} I_{ESC,z}] \quad (49)$$

Quadcopter Kolların Atalet Momentinin Hesaplanması ($d_{a2a} = 0.0145$ m)

Quadcopter Kollarının Katı Küboid olarak hesaplanması ($c=0.215$, $w=0.038$, $h=0.05$)

$$I_{Arm,x} = 2 \left(\frac{1}{12} m_{arm} (w^2 + h^2) \right) + 2 \left(\frac{1}{12} m_{arm} (h^2 + d^2) + m d_{a2a}^2 \right) \quad (50)$$

$$I_{Arm,x} = I_{Arm,y} = 3.9554 \times 10^{-4} \quad (51)$$

$$I_{Arm,z} = 4 \left(\frac{1}{12} m (w^2 + d^2) + m d_{a2a}^2 \right) \quad (52)$$

$$I_{Arm,z} = 3.1772 \times 10^{-3} \quad (53)$$

$$I_{Arm}^b = [I_{Arm,x} I_{Arm,y} I_{Arm,z}] \quad (54)$$

$$I_{Battery,z} = 3.528 \times 10^{-4} \quad (55)$$

$$I_{Battery}^b = [I_{Battery,x} I_{Battery,y} I_{Battery,z}] \quad (56)$$

Quadcopter Kollarının Silindir olarak hesaplanması

$$I_{Arm,x} = 2 \left(\frac{1}{12} m_{arm} r^2 \right) + 2 \left(\frac{1}{12} m_{arm} (3r^2 + L^2) + m d_{a2a}^2 \right) \quad (57)$$

$$I_{Arm,x} = I_{Arm,y} \quad (58)$$

$$I_{Arm,z} = 4 \left(\frac{1}{12} m (3r^2 + L^2) + m d_{a2a}^2 \right) \quad (59)$$

$$I_{Arm}^b = [I_{Arm,x} I_{Arm,y} I_{Arm,z}] \quad (60)$$

Merkez Birimi Atalet Momenti

Merkez birimi batarya ve uçuş kontrolcüsünü barındırır. Batarya ($h=0.0015$, $w=0.044$, $d=0.135$, $m=0.21$)

$$I_{Battery,x} = \left(\frac{1}{12} m_{bat} (w^2 + h^2) \right) \quad (61)$$

$$I_{Battery,x} = 3.391 \times 10^{-5} \text{ kgm}^2 \quad (62)$$

$$I_{Battery,y} = \left(\frac{1}{12} m_{bat} (h^2 + d^2) \right) \quad (63)$$

$$I_{Battery,y} = 3.189 \times 10^{-4} \quad (64)$$

$$I_{Battery,z} = \left(\frac{1}{12} m_{bat} (w^2 + d^2) \right) \quad (65)$$

$$I_{Battery,z} = 3.528 \times 10^{-4} \quad (66)$$

$$I_{Battery}^b = [I_{Battery,x} I_{Battery,y} I_{Battery,z}] \quad (67)$$

Flight Controller (Arduino Uno, $m = 0.025$, $w = 0.0534$, $h = 0.0154$, $d = 0.0686$)

$$I_{FC,x} = \left(\frac{1}{12} m_{fc} (w^2 + h^2) \right) \quad (68)$$

$$I_{FC,x} = 0.6434 \times 10^{-5} \quad (69)$$

$$I_{FC,y} = \left(\frac{1}{12} m_{fc} (h^2 + d^2) \right) \quad (70)$$

$$I_{FC,y} = 1.0298 \times 10^{-5} \quad (71)$$

$$I_{FC,z} = \left(\frac{1}{12} m_{fc} (w^2 + d^2) \right) \quad (72)$$

$$I_{FC,z} = 1.574 \times 10^{-5} \quad (73)$$

$$I_{FC}^b = [I_{FC,x} I_{FC,y} I_{FC,z}] \quad (74)$$

Net Atalet Momentleri:

$$I_{xx} = I_{motor,x} + I_{ESC,x} + I_{Arm,x} + I_{Battery,x} + I_{FC,x} \quad (75)$$

$$I_{xx} = 0.0019182 \text{ kgm}^2 \quad (76)$$

$$I_{yy} = I_{motor,y} + I_{ESC,y} + I_{Arm,y} + I_{Battery,y} + I_{FC,y} \quad (77)$$

$$I_{yy} = 0.0072841 \quad (78)$$

$$I_{zz} = I_{motor,z} + I_{ESC,z} + I_{Arm,z} + I_{Battery,z} + I_{FC,z} \quad (79)$$

$$I_{zz} = 0.01087 \text{ kgm}^2 \quad (80)$$

$$I_{xx} = I_{motor,x} + I_{ESC,x} + I_{Arm,x} + I_{Battery,x} + I_{FC,x} \quad (81)$$

$$I_{zz} = 0.01087 \text{ kgm}^2 \quad (82)$$

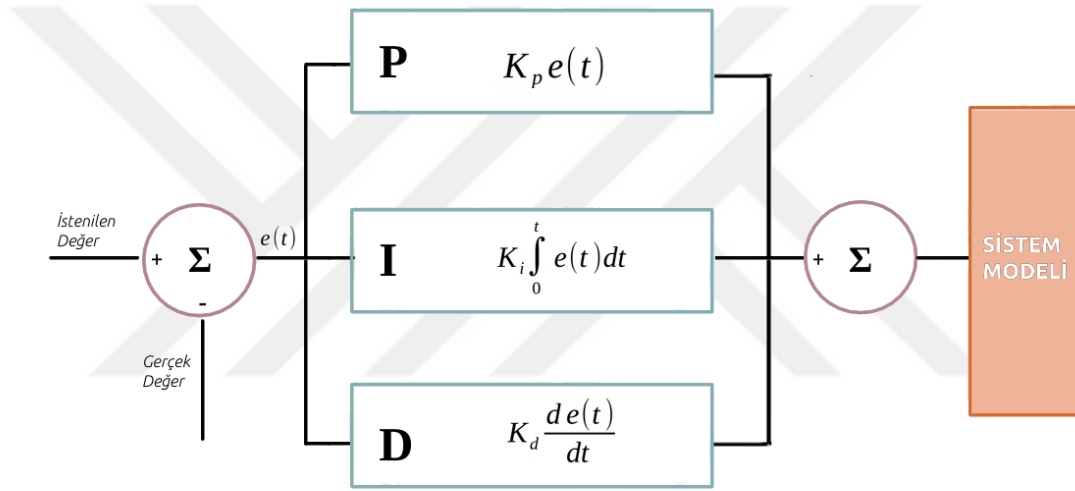
Pervane kütlesi ve yarıçapı yardımıyla atalet momenti şu şekilde hesaplanabilir:

$$J_r = \frac{1}{2} m r^2 \quad (83)$$

$$J_r = \frac{1}{2} (0.03) (0.125)^2 = 0.000234375 \text{ kgm}^2 \quad (84)$$

3.5 PID Kontrol Tasarımı

Literatür özetleri bölümünde de bahsettiğimiz üzere, quadcopter kontrol sistemleri arasında farklı pek çok yaklaşım vardır. Bu tez çalışmasında PID kontrol sistemi kullanılmıştır. PID kontrol uygulamaları kendi içerisinde farklı versiyonlarını barındırmaktır, bu çalışmayı ön plana çıkaran kontrol yaklaşımı model esaslı kontrol sistemini referans almasıdır. Model esaslı kontrol, quadcopterler için uygulanabilir genel bir PID algoritması üretmek yerine, gerçek sistem modeli parametrelerini baz alarak kontrol algoritmalarını üretir. Böylelikle kontrol algoritmaları ve sistem tepkisi belirli bir model üzerinden üretilir onun çıktıları ön görülür ve iyileştirmeler yapılır dolayısıyla daha optimum bir kontrol sağlamak mümkün olmuş olur.



Şekil 3.8. PID Kontrol Sistemi

Burada bir $e(t)$ fonksiyonun istenilen girdi değeri ile sistem sonucunda oluşan gerçek değer arasındaki farkı temsil ettiğini varsayarak bu $e(t)$ fonksiyonunu “hata fonksiyonu” olarak adlandırabiliriz. PID kontrolü bu hatayı Integral, Türev ve Doğrusal katsayılarla ele alarak sisteme istenen değeri vermeye çalışır.

$$K_i \int_0^t e(t) dt K_p e(t) K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (85)$$

Bulgular başlığı altında PID kontrol metodu performans ölçüm aşamasında kontrol tasarımının performansını değerlendirmek için yaygın olarak kullanılan bazı parametreler yardımıyla neden PID kontrol sisteminin tercih edildiği anlatılmıştır. Bu parametreler:

- Yerleşme Zamanı (Settling Time)
- Yükselme Zamanı (Rise Time)
- Aşım (Overshoot)
- Sabit Durum Hatası (Steady-State Error) olacaktır.

Yerleşme zamanı, referans giriş veya hedef değişikliği sonrasında sistem çıktılarının belirli bir hata aralığına gelmesi için geçen süreyi ifade eder. Bu süre, sistemin geçici davranışını gözlemleyerek ölçülebilir. Yükselme zamanı, sistemin çıktısının belirli bir başlangıç değerinden istenen değere ulaşması için geçen süreyi ifade eder. Daha kısa bir yükselme zamanı, daha hızlı bir yanıtı gösterir. Aşım, sistem çıktısının istenen değeri geçip ne kadar fazla uzaklaştığını ölçer. Aşırı aşım, salınımlara veya istikrarsızlığa neden olabilir ve uygulamaya bağlı olarak sınırlanması gerekebilir. Steady-state hata, sistem sabit duruma ulaştığında geriye kalan hata miktarını ifade eder. Kontrolcünün istenen çıktı değerlerini ne kadar doğru bir şekilde koruduğunu ölçer. İdeal olarak, steady-state hata minimize edilmeli veya ortadan kaldırılmalıdır.

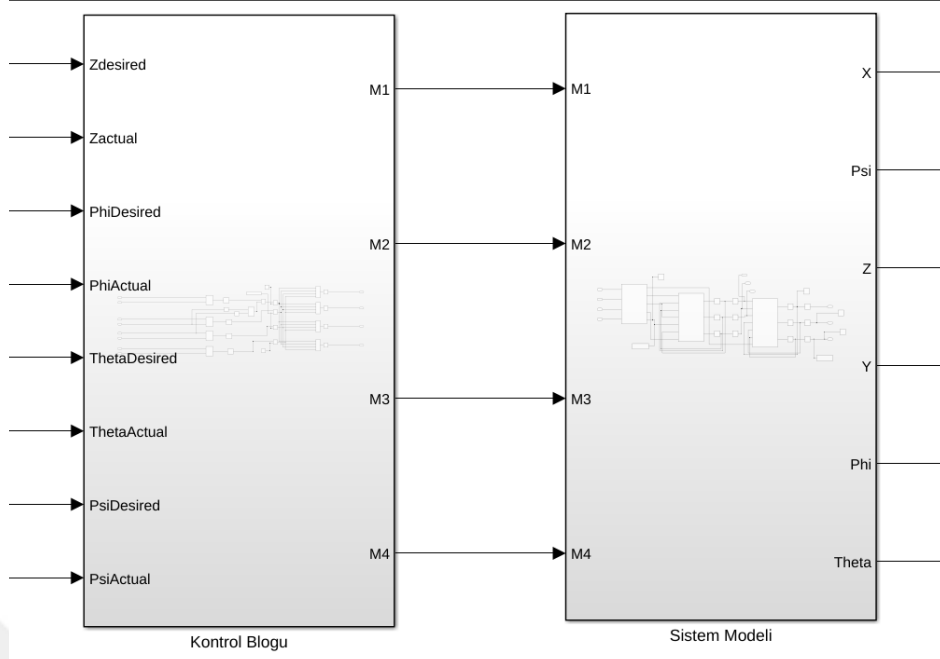
3.6 Matlab&Simulink Ortamında Simülasyon Tasarımı

Simülasyon çalışmaları, bir sistemin gerçek ortamdaki davranışları hakkında ön bilgi alınmasına, sistem tepkisinin görüntülenebilmesine olanak sağlar.

Matlab&Simulink mühendisliğin farklı alanlarında çok yaygın olarak kullanılmaktadır ve kontrol sistemleri özelinde, model tasarlanması ve kontrol optimizasyonu için pek çok uygulamada kullanılmaktadır.

Simülasyon iki ana kısımdan oluşur, bunlar:

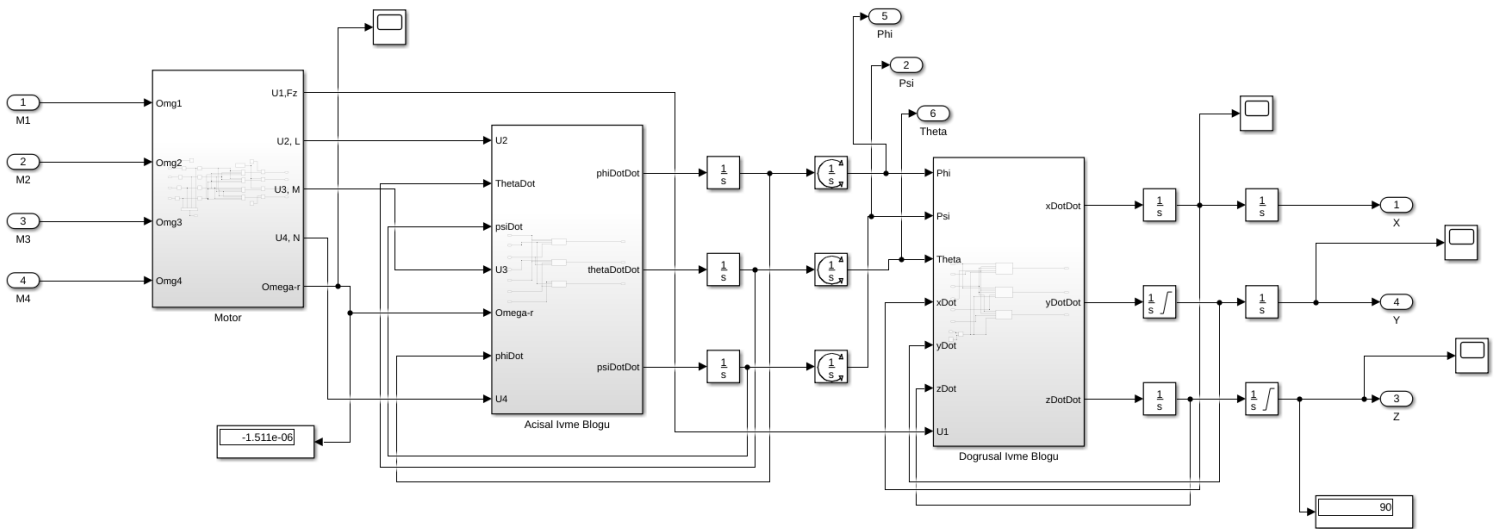
- Kontrol Bloğu
- Sistem Modeli Bloğu (Plant Model)



Şekil 3.9. Matlab&Simulink ortamında Kontrol Bloğu ve Sistem Modeli Bloğunun genel gösterimi

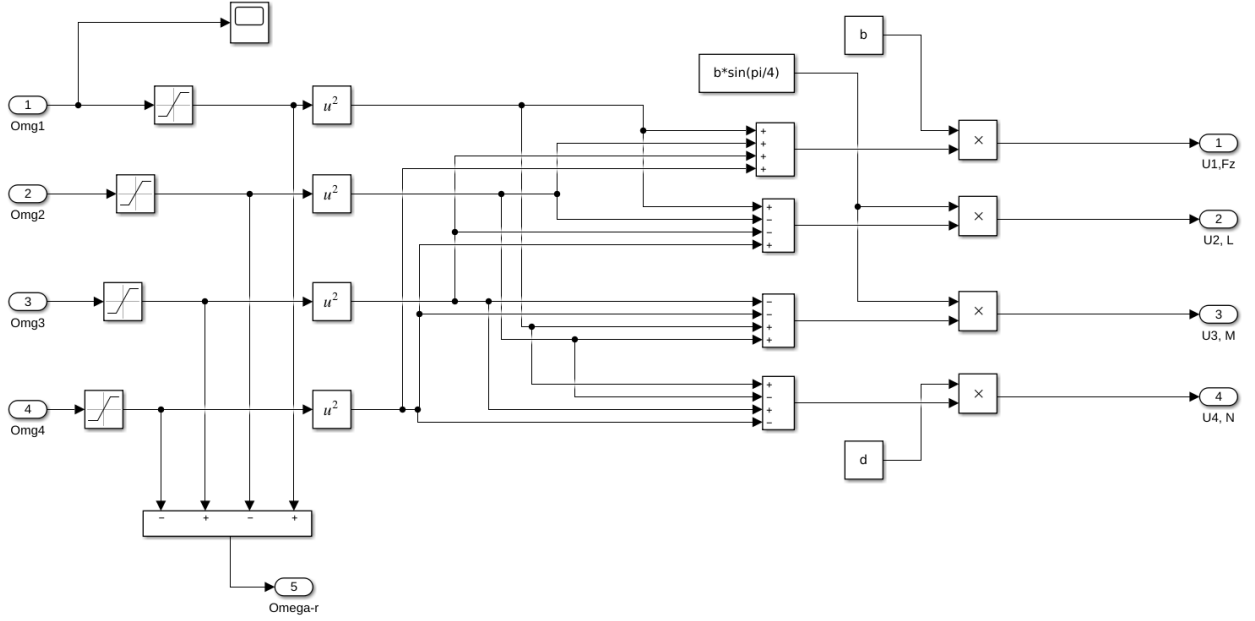
Sistem modeli içerisinde Quadcopter Matematik Modelini anlattığımız bölümde yer alan denklemleri barındırır. Matematik modelin amacı quadcopter üzerinde daha net hakimiyete sahip olmaktır.

Sistem modeli bloğu içerisinde; motor bloğunu, açısal ivme alt bloğunu ve de doğrusal ivme alt bloğunu barındırır. Şekil3.10’da sistem modelinin iç yapısı gösterilmiştir.



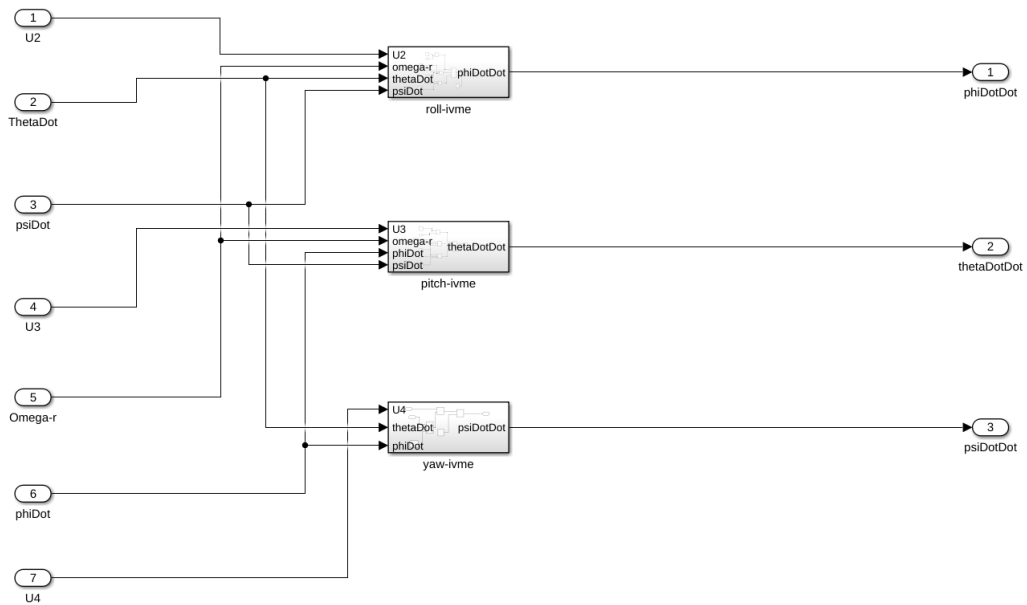
Şekil 3.10. Sistem Modeli Bloğunun İç Yapısı

Motor alt bloğu, blok girdisi olarak motor hızlarını alır ve bunları Tablo2.2’de belirtilen şekilde U1, U2, U3 ve U4 olarak itki kuvvetlerine dönüştürür. Şekil3.11’de motor bloğunun iç yapısı gösterilmektedir.

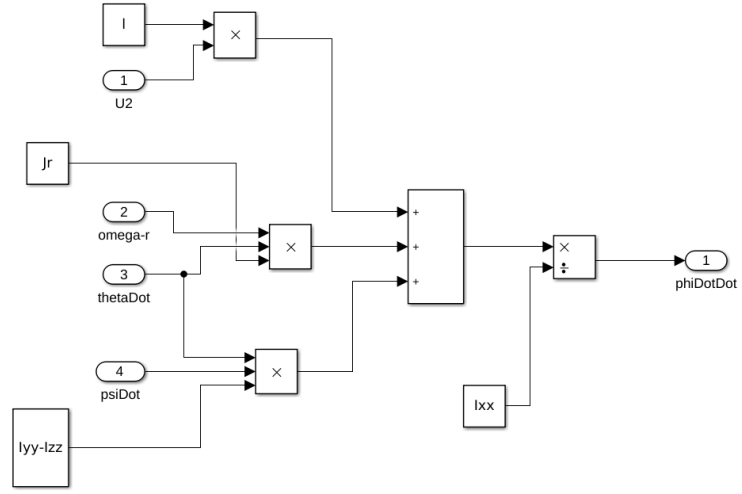


Şekil 3.11. Motor Bloğu

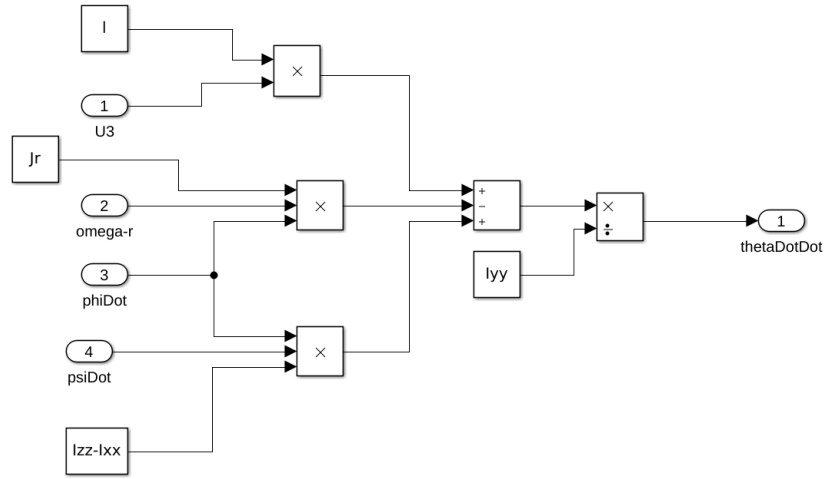
Açısal İvme alt bloğu içerisinde roll, pitch ve yaw hareketleri için alt blokları barındırır. Motor alt bloğundan çıkan Roll İtkisi, Yaw İtkisi ve Pitch İtkisi ilgili açısal ivme bloklarına girer ve matematik modellemesinde bahsettiğimiz açısal ivme denklemlerinde kullanılır.



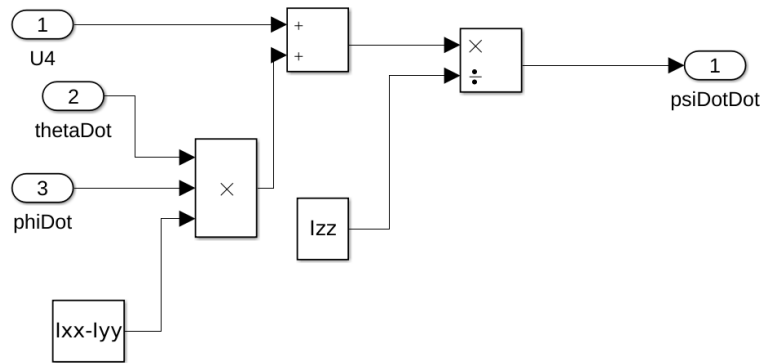
Şekil 3.12. Açısal İvme Alt Bloğu



Şekil 3.13. Roll İvme Alt Bloğu



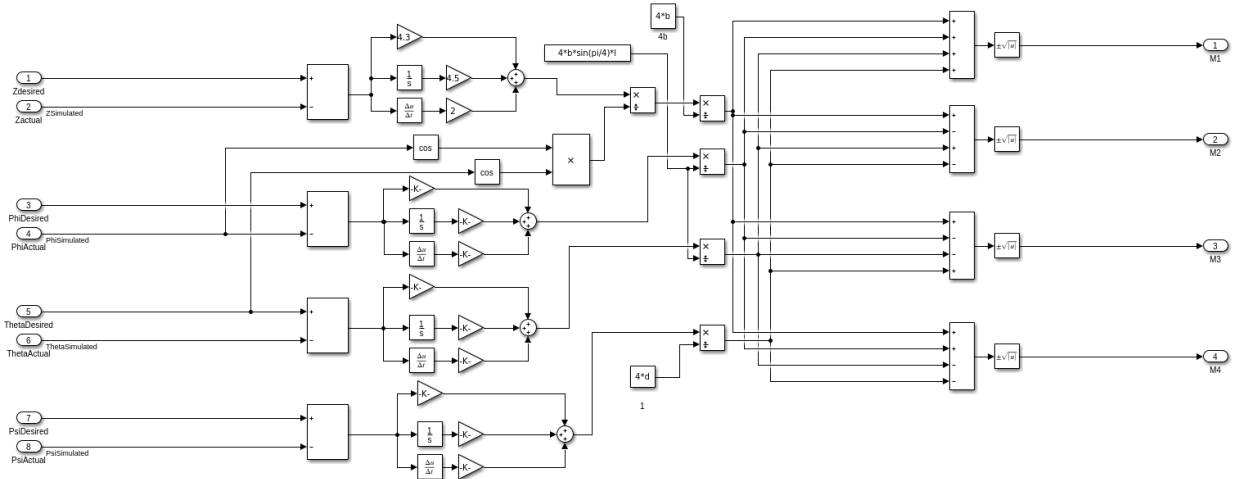
Şekil 3.14. Pitch İvme Alt Bloğu



Şekil 3.15. Yaw İvme Alt Bloğu

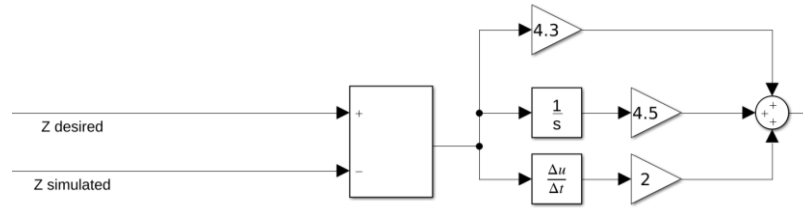
Açısal İvme alt bloğunda kullanılan atalet momentleri (I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}), Pervane atalet momenti (J_r), itki katsayısı (b) ve tork katsayısı (d) ayrıca hesaplanmış ve matlab workspace ortamına girilmiştir. Bu parametrelerin hesaplanması ilerleyen bölümlerde anlatılacaktır.

Kontrol Bloğu PID kontrolünü içeren kontrol algoritmalarını içerisinde barındırır. Kontrol bloğunun amacı belirli bir süre içerisinde sistem çıktısının sistem girdisini yakalamasıdır. Kontrolcü, kullanıcıdan istenilen irtifa (Z), istenilen roll açısı (Φ), istenilen pitch açısı (θ) ve istenilen yaw açısını (Ψ) kontrol girdisi olarak bekler. Bu blok girilen değerler ışığında sistem modeline doğru motor hızlarını ileterek sistem çıktısının aslında kullanıcının belirttiği açısal değerler ve irtifa değerinde olmasını sağlar.



Şekil 3.16. Kontrol Bloğu

Kontrol Bloğu içerisinde basit bir PID bloğu oluşturulmuştur. Kontrol edilen tüm hareketler için (açısal, doğrusal) istenilen değer ile gerçek çıktı değerinin farkı “hata” olarak bloğa PID bloğuna gelir. Blok içerisinde yer alan PID katsayıları (K_p , K_d ve K_i) “Usman M. Quadcopter Modelling and Control With MATLAB/Simulink Implementation” tez çalışmasından referans alınmış ve doğrulanmıştır. [8]



Şekil 3.17. PID Kontrol Bloğu (İrtifa kontrolü için)

3.7 Simülasyondan Gerçek Sistem Üzerinde Uygulamaya Geçiş

Matlab & Simulink ortamında oluşturulan, test edilen ve doğrulanan kontrol sistemi, artık gerçek quadcopter üzerine gömülmeye hazırdır. Quadcopter üzerinde anakart olarak Arduino Uno, C/C++ dilleriyle yazacağımız programı çalıştıracaktır. Ancak doğrulanan kontrolcüyü, sıfırdan koda çevirmek oldukça zahmetli ve zaman alan bir iş olacaktır.

Simulink ile Arduino gömülü sistemi arasında direk olarak iletişim birkaç farklı yolla yapılabilir. Bunlar arasında iki yaygın metod:

- Simulink Support Package for Arduino Hardware (Arduino Destek Kütüphanesi)
- Simulink C/ C++ Code Build özelliği

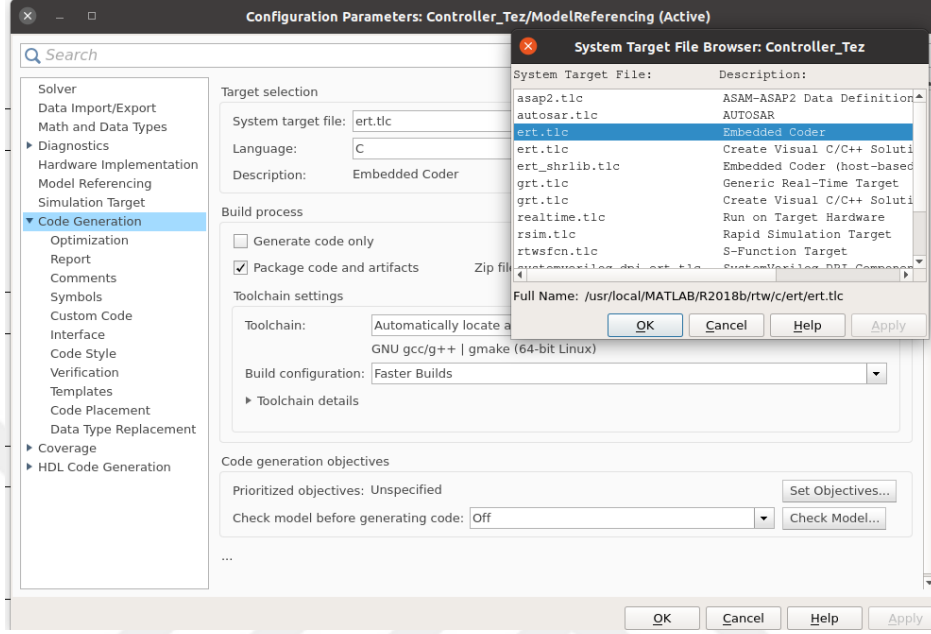
Simulink Support Package for Arduino Hardware kütüphanesi, içerisinde hazır Arduino fonksiyonlarını ve bazı özel modüllerin kütüphanesini barındırır. Bu paket küçük çaplı uygulamalar için kullanışlı olmakla beraber, daha büyük uygulamalarda yetersiz kalabilir. Çünkü büyük çaplı sistemlerde birden çok sistem girdisi olacaktır bu girdilerin farklı kaynaklardan gelmesi durumunda (örneğin bir çok farklı sensörden) Simulink Support Package her modülü barındırmadığı için kullanışsız olacaktır.

Bu durumda kontrol algoritmasını yeniden C/C++ koduna çevirmekle uğraşmamak adına Simulink'in kendi C/C++ Build özelliğinden faydalanmak oldukça yararlı olacaktır.

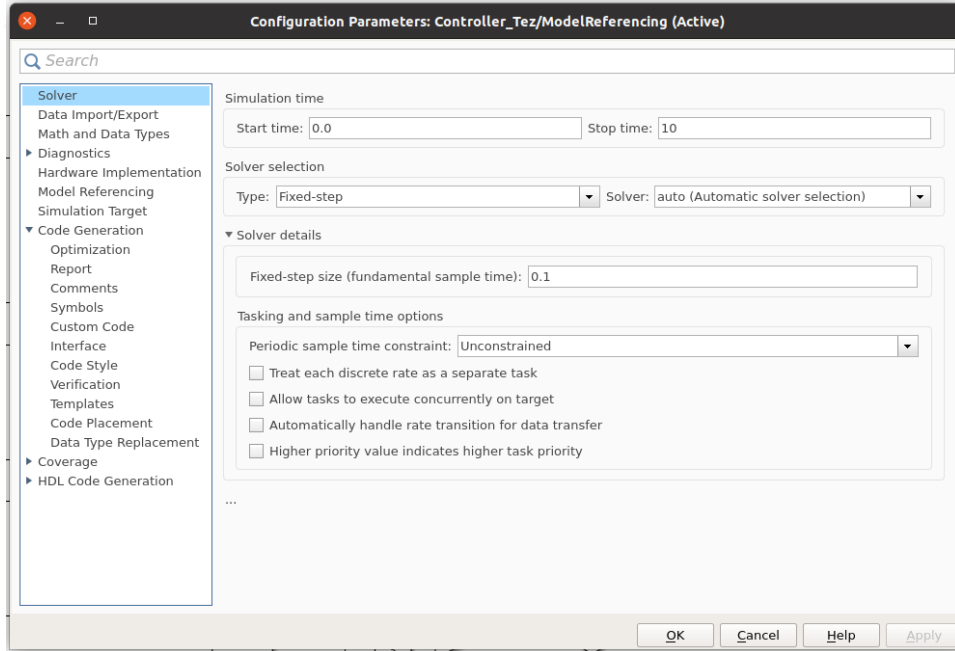
C/C++ Build özelliğinden faydalanmak ve Kontrol Bloğunu C koduna çevirmek için aşağıdaki adımlar uygulanır.

Üst sekmede yer alan ayarlar simgesi yani Model Konfigürasyon Parametreleri (Model Configuration Parameters) butonuna tıklanır.

Çözücü (Solver) sekmesinden çözücü ayarı Değişken Adım (Variable Step) değil, Sabit Adım (Fixed Step) olarak değiştirilir. Kod oluşturma sekmesinden (Code Generation) hedef dosya türü “ert.tlc” olarak tercih edilir çünkü C kodu bir mikrokontrolcüye gömülecektir.

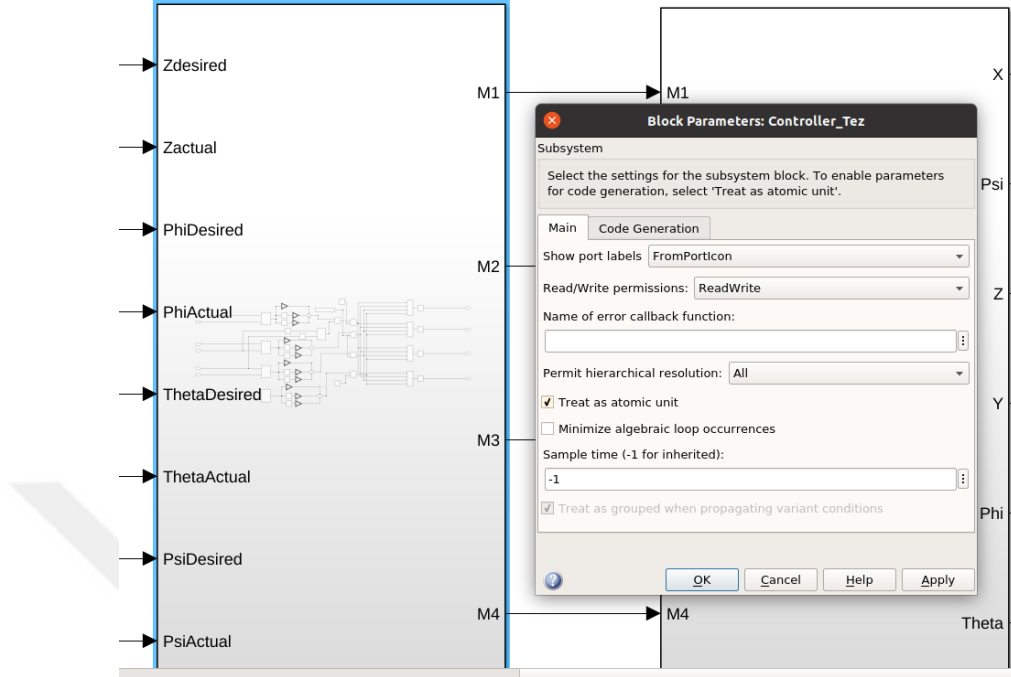


Şekil 3.18. Gömülü yazılım için hedef dosya türü seçimi



Şekil 3.19. Çözücü Ayarları

Ardından C/C++ koduna çevrilecek olan blok seçilir ve Blok Parametreleri penceresinden Atomik birim olarak işle seçeneği aktifleştirilir.

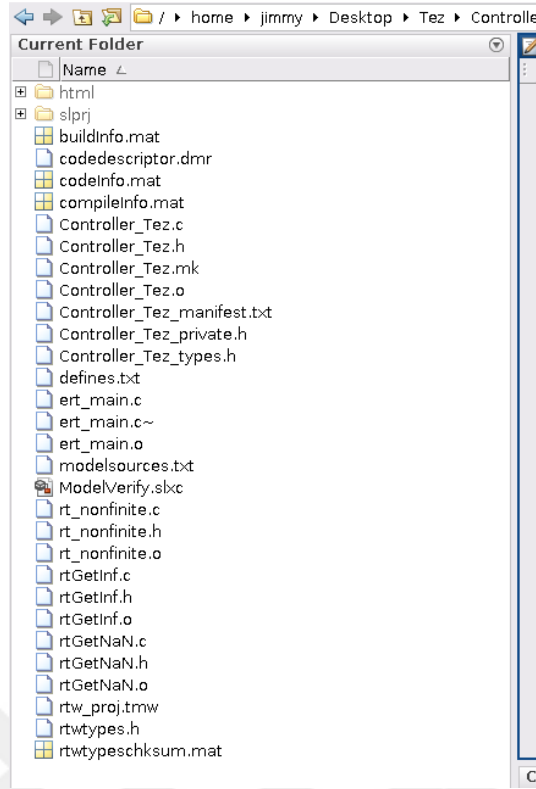


Şekil 3.20. Atomik Birim

Daha sonra seçili bloktan ayrı bir referans modeli oluşturulur. Bu adım da blok seçili iken Subsystems & Model Reference > Convert to > Referenced Model sekmeleri ile yapılır.

Çözücü ayarları yapıldıktan ve referans blok oluşturulduktan sonra bloğumuz C kodu oluşturmak için hazır hale gelir. Referans modelin içerisine girip “Build” butonuna tıkladığımızda modelimiz belirlediğimiz konfigürasyona göre kod ve kütüphaneleri oluşturacaktır.

Kütüphane ve ana kodlar oluşturulduktan sonra simulink bir de uygulama dosyası üretir. Ancak uygulama içerisinde blok girdileri belirtilmediğinden, uygulama sonsuz döngü içerisinde çalışır. Build butonu ile oluşturulan kütüphaneler ve kodlar “blok_adi_ert_rtw” adlı bir klasörde oluşurken uygulama dosyası ise bir üst dizinde oluştur. Şekil 3.21’ de dizin sistemi gösterilmektedir.



Şekil 3.21. Kontrol Bloğunun oluşturduğu kütüphane ve C dosyaları

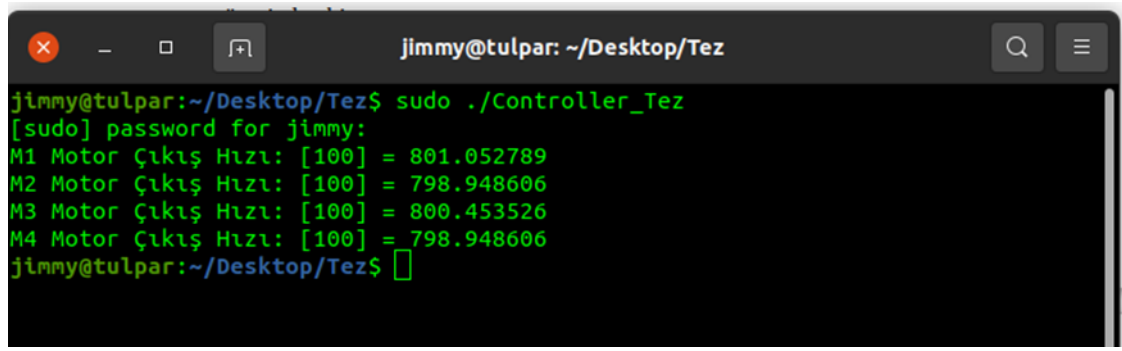
Burada ert_main.c dosyası Kontrol uygulamasını oluşturan ana dosyadır ve bu dosyanın derlenmesi (compile) sonrasında uygulama meydana gelir. Dosyanın içerisinde düzenlemeler yaparak sistem çıktılarını simulinkten ayrı üretilmiş olan bir uygulama üzerinde görebiliriz, ert_main.c dosyası düzenlendikten sonra bir üst dizindeki ana uygulama silinir, ve ert_main derlenerek (compile edilerek) kontrol uygulaması oluşturulur.

Linux işletim sistemlerinde bu işlem komut satırında aşağıdaki komutla mümkündür.

\$ sudo make -f Kontrol_Blogu_Adi.mk

Windows işletim sisteminde iste bu işlem make dosyası ile komut satırından yapılarak değil, dizinde oluşan .bat dosyası ile derlenerek mümkündür.

Sonuçta ortaya çıkan uygulama simulinkte alıncak sonucu C uygulaması üzerinden bize sunar.

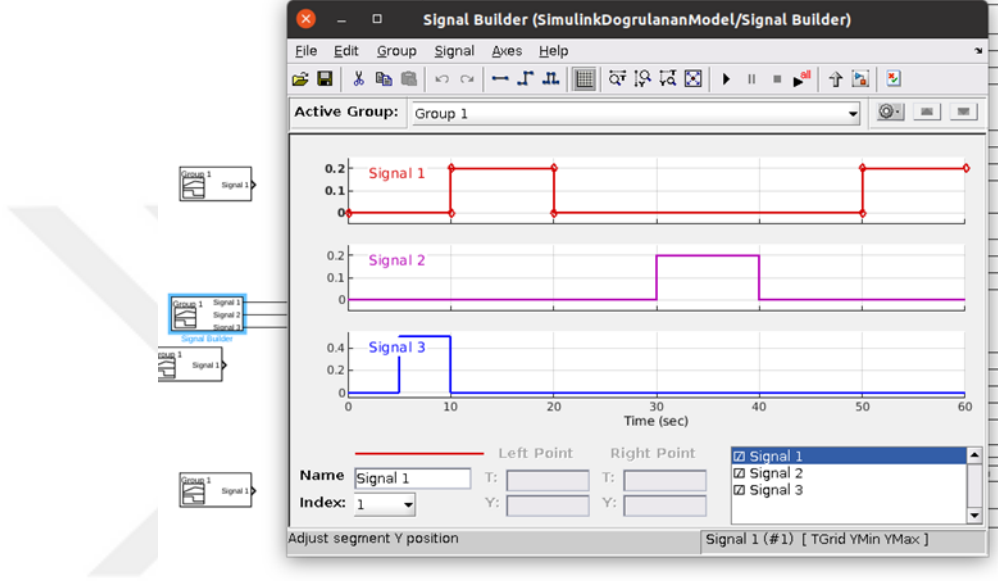


```
jimmy@tulpar: ~/Desktop/Tez
jimmy@tulpar:~/Desktop/Tez$ sudo ./Controller_Tez
[sudo] password for jimmy:
M1 Motor Çıkış Hızı: [100] = 801.052789
M2 Motor Çıkış Hızı: [100] = 798.948606
M3 Motor Çıkış Hızı: [100] = 800.453526
M4 Motor Çıkış Hızı: [100] = 798.948606
jimmy@tulpar:~/Desktop/Tez$
```

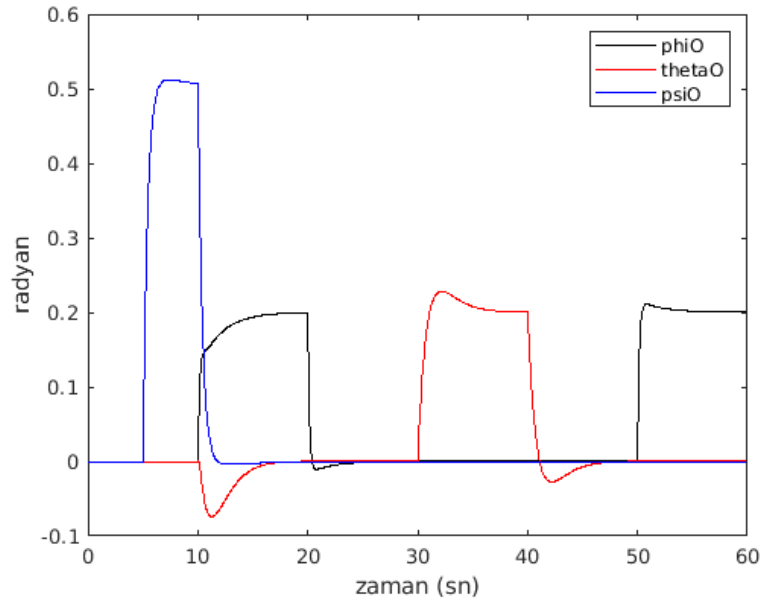
Şekil 3.22. Simulink Diyagramının C kodu terminal çıktısı

4. BULGULAR

Çalışma öncelikle referans alınan Muhammed Usman, Quadcopter Modelling and Control with MATLAB/Simulink Implementation Thesis 2020, [8] modelin ve kontrol sisteminin doğrulanmasıyla başlamıştır. Simulinkte aynı parametreler ve aynı girdi komutlarıyla elde edilen sistem çıktıları, belirtilen tez çalışmasındaki ile aynı sonuçları vermiştir, dolayısıyla model doğrulanmıştır.



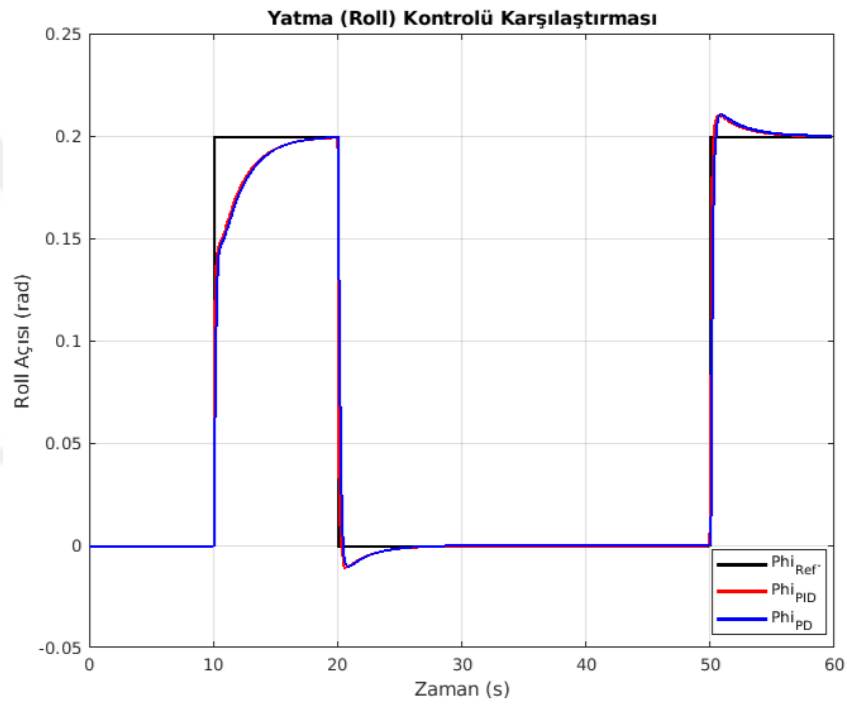
Şekil 4.1. Doğrulanın Sistem Girdileri



Şekil 4.2. Doğrulanın Sistem Çıktıları

Çalışma doğrulandıktan sonra sistem parametreleri kendi modelimiz ve komponentlerimiz için yeniden hesaplanmıştır. Bu hesaplamaların ardından kontrol sistemi yeniden doğrulanmış ve PID kontrol katsayılarında yeni bir optimizasyonun gerekli olup olmadığı değerlendirilmiştir.

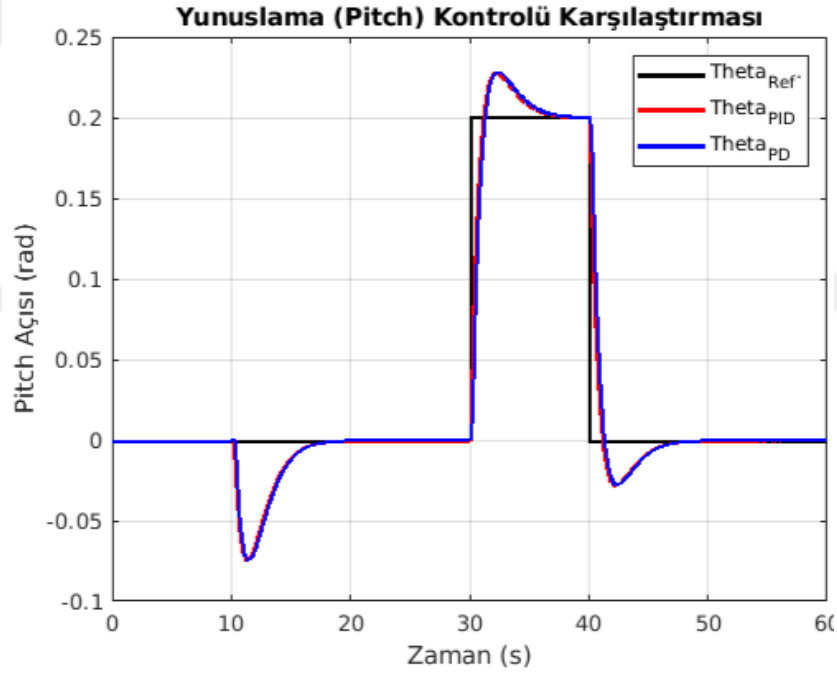
Hesaplanan sistem parametreleri atalet momentleri ve pervane atalet momentidir. Sistem Elemanlarına Göre Atalet Momentlerinin Hesaplanması başlıklı bölümde bu parametrelerin nasıl hesaplandığı anlatılmaktadır. Kontrol modelinin hesaplanan sistem modeli için verdiği çıktılar aşağıdaki şekillerde gösterilmektedir.



Şekil 4.3. Kendi Paramerelerimizle Doğrulan PD ve PD kontrol altında Roll Tepkisi (Pulse Sinyal)

Tablo 4.1. PID Kontrolü ile doğrulanan modelin performans verileri (yatma kontrolü)

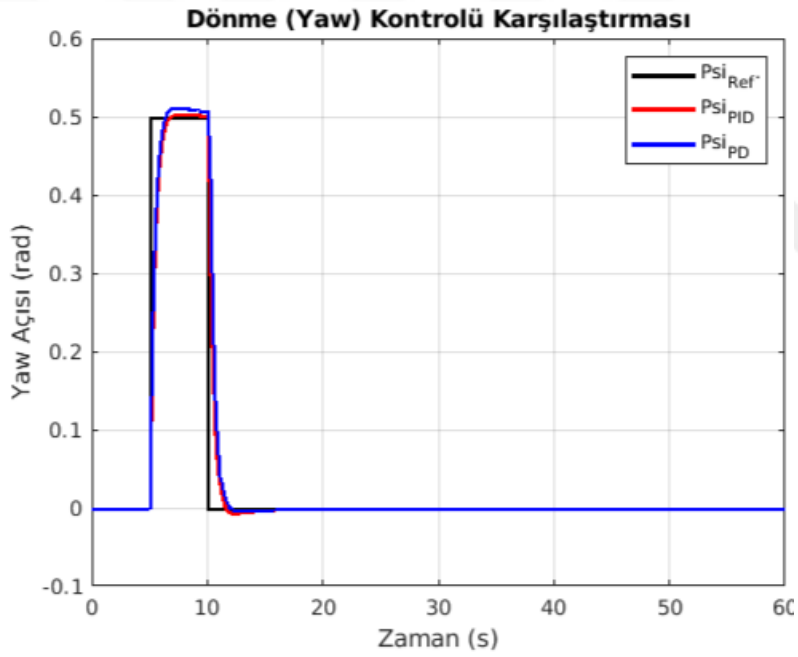
Parametre	PID_Roll	PD_Roll
Yükselme Zamanı	2.7413	2.7119
Yerleşme Zamanı	52.7568	52.7486
Aşım	5.1366	5.1367
Undershoot	5.2585	5.3782
Tepe Nokta	0.2106	0.2104
PeakTime	50.8199	50.8398
Sabit Durum Hatası	-3.5690×10^{-4}	-1.1953×10^{-4}



Şekil 4.4. Kendi Paramerelerimizle Doğrulan PD ve PID Kontrol altında Pitch Tepkisi (Pulse Sinyal)

Tablo 4.2. PID Kontrolü ile Doğrulan Modelin performans parametreleri (yunuslama kontrolü)

Parametre	PID_Pitch	PD_Pitch
Yükselme Zamanı	0.0182	6.5890×10^{-6}
Yerleşme Zamanı	11.4051	45.7180
Aşım	1.2751×10^3	7.4011×10^7
Undershoot	1.7895×10^5	2.4174×10^7
Tepe Nokta	0.5118	0.2279
PeakTime	7.3752	32.1869
Sabit Durum Hatası	2.8600×10^{-4}	-3.0787×10^{-7}



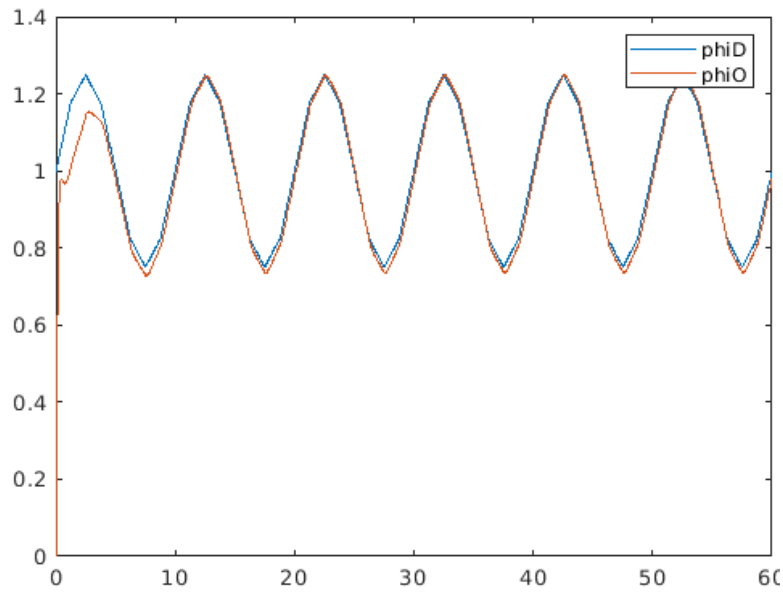
Şekil 4.5. Kendi Paramerelerimizle Doğrulan Yaw Tepkisi (Pulse Sinyal)

Tablo 4.3. PID Kontrolü ile Doğrulan Modelin performans parametreleri (dönme kontrolü)

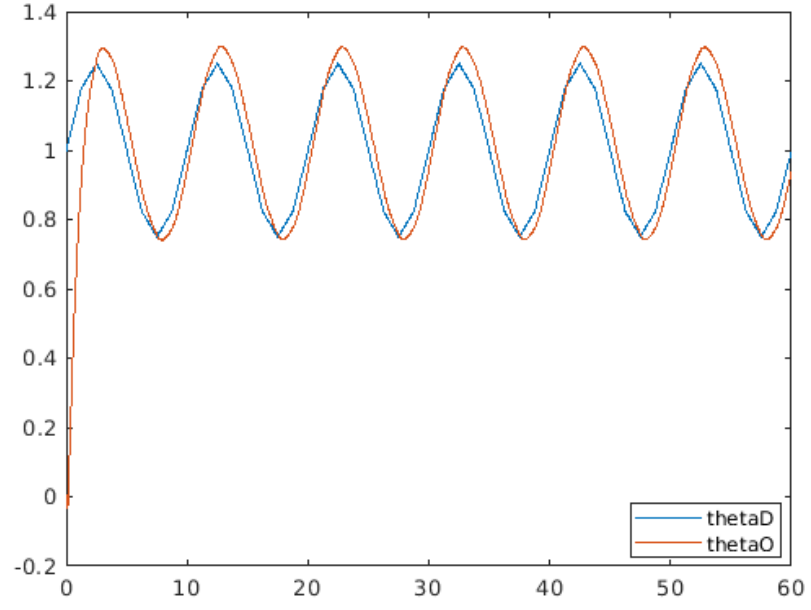
Parametre	PID_Yaw	PD_Yaw
Yükselme Zamanı	0.0182	4.0998×10^{-6}
Yerleşme Zamanı	11.4051	11.2931
Aşım	1.2751×10^3	5.5286×10^6
Undershoot	1.7895×10^5	4.2101×10^8
Tepe Nokta	0.5118	0.5032
PeakTime	7.3752	7.7278
Sabit Durum Hatası	2.8600×10^{-4}	1.1953×10^{-7}

Elde edilen veriler sonucunda PID kontrol tasarımının oluşturulan sistem modelinde kontrol sağladığı görülmektedir. Bunun ardından farklı tür sinyaller altında sistem tepkisi incelenmiş (sinüs dalgası ve karışık sinyal) ve ardından el jestleri ile joystick sistemlerinin farkı analiz edilmiştir. Bu esnada Literatürde belirtilen IAE, ITSE ve ISE parametreleri göz önüne alınmıştır.

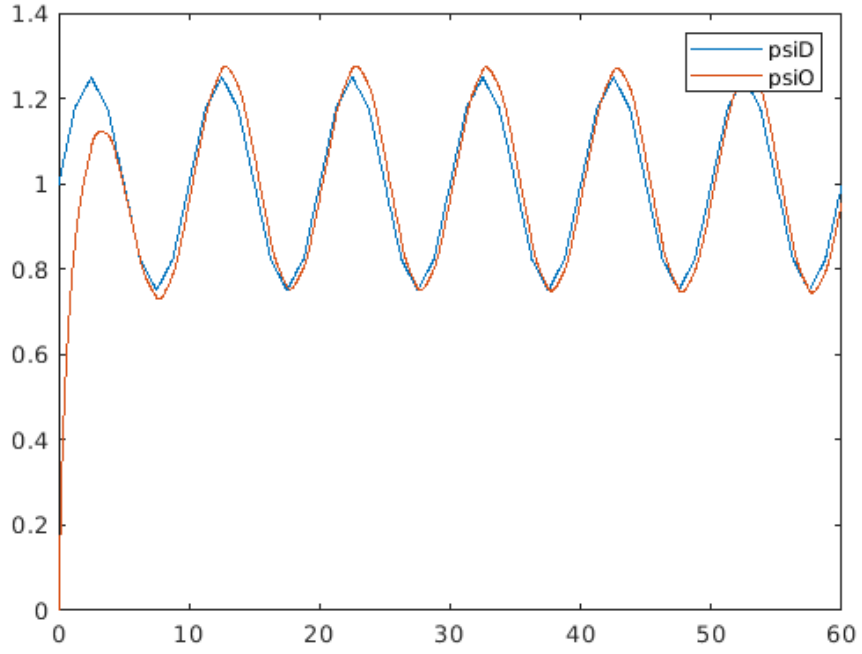
Kontrolcülerin Sinüs dalgası altında verdikleri cevap aşağıdaki şekillerdeki gibidir.



Şekil 4.6. Kendi Paramerelerimizle Doğrulan Roll Tepkisi (Sinüs Sinyal)

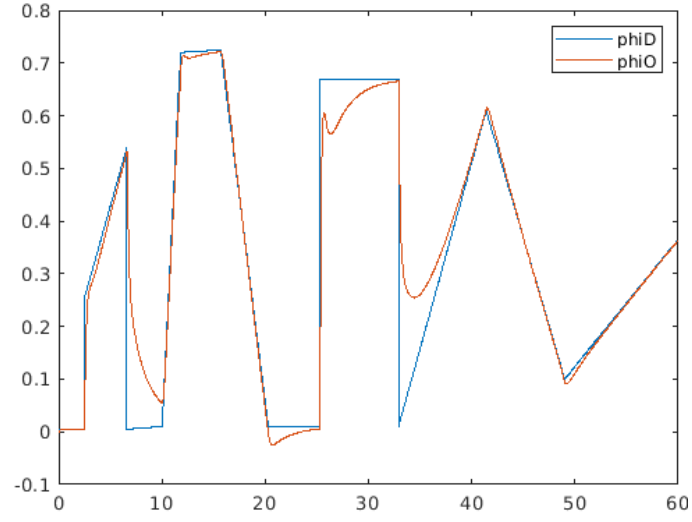


Şekil 4.7. Kendi Paramerelerimizle Doğrulan Pitch Tepkisi (Sinüs Sinyal)

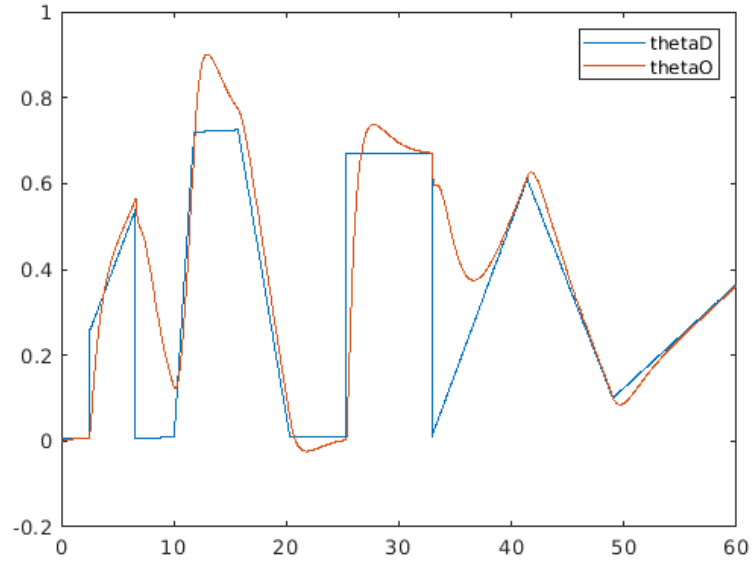


Şekil 4.8. Kendi Paramerelerimizle Doğrulan Yaw Tepkisi (Sinüs Sinyal)

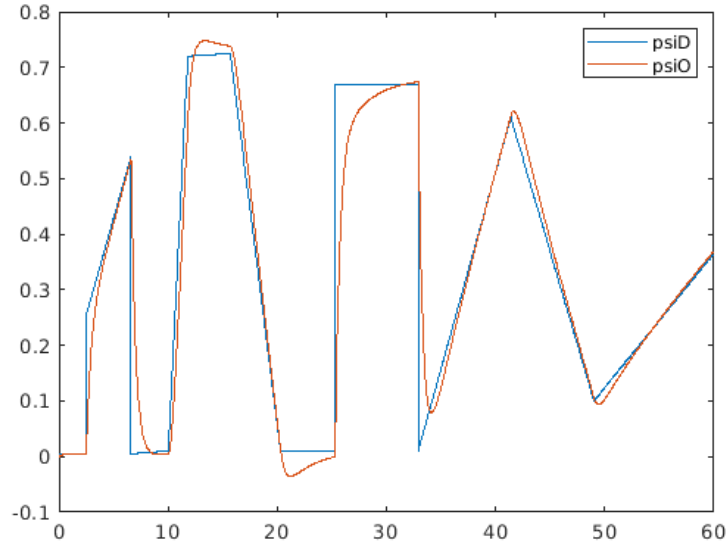
Kontrolcülerin karışık sinyal dalgası altında verdikleri tepki aşağıdaki şekillerde olduğu gibidir.



Şekil 4.9. Kendi Parametrelerimizle Doğrulan Roll Tepkisi (Karışık Sinyal)



Şekil 4.10. Kendi Parametrelerimizle Doğrulan Pitch Tepkisi (Karışık Sinyal)



Şekil 4.11. Kendi Paramerelerimizle Doğrulan Yaw Tepkisi (Karışık Sinyal)

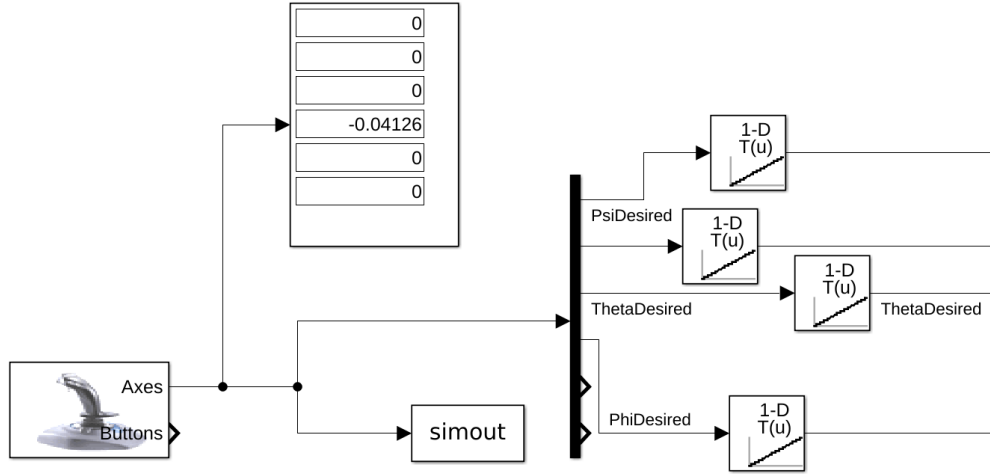
Sistem girdileri simulink üzerindeki signal generate bloğu ile oluşturulmuştur. Gerçek sisteme daha yakın sonuçlar almak için bu deneyler Simulink'in içerisinde barındırdığı Joystick bloğu ile denenmiştir. Böylece gerçek uçuşta kullanılan RF kumanda benzeri bir kaynak ile deney yapılmıştır.



Şekil 4.12. Joystick Komutları

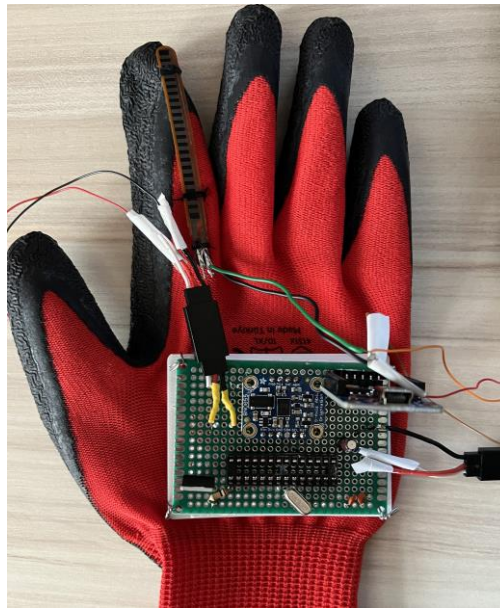
Playstation 2 kumandası, içerisinde barındırdığı analog eksenler sayesinde gerçek uçuşu kopyalayabileceğimiz komutlar üretmemizi sağlar. Ancak simulinkte Joystick verileri -1 ile 1 aralığında değişir. Simülasyon modelinde girdi

olarak verilen roll,pitch ve yaw açıları -0.2 ile 0.2 radyan arasındadır. Bu nedenle 1d look up table bloğu interpolasyon için kullanılmıştır. Roll, Pitch ve Yaw komutları $[-0.5, 0.5]$ radyan arasında değişkenlik gösterirken, İstenen irtifa değeri $[0,10]$ metre arasına sınırlandırılmıştır.

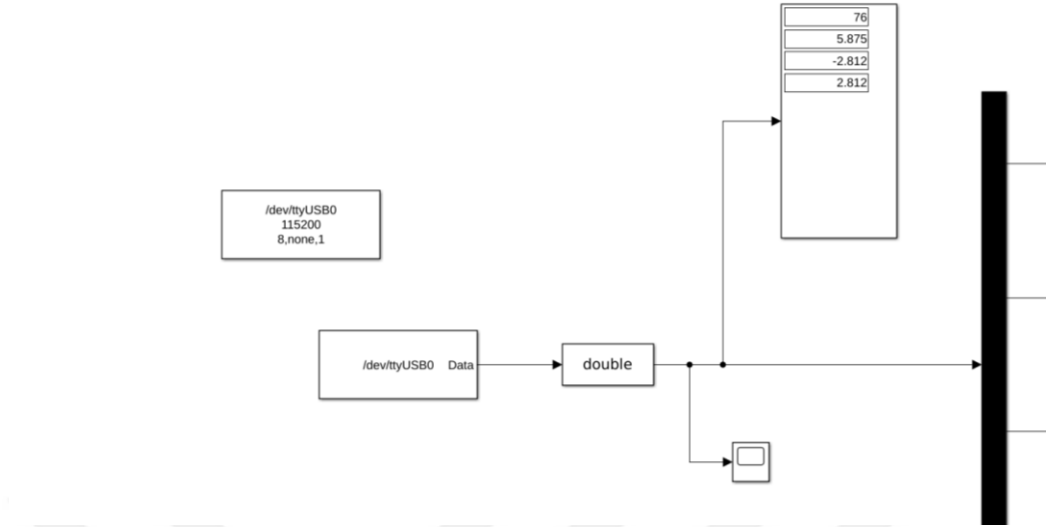


Şekil 4.13. Joystick Bloğu

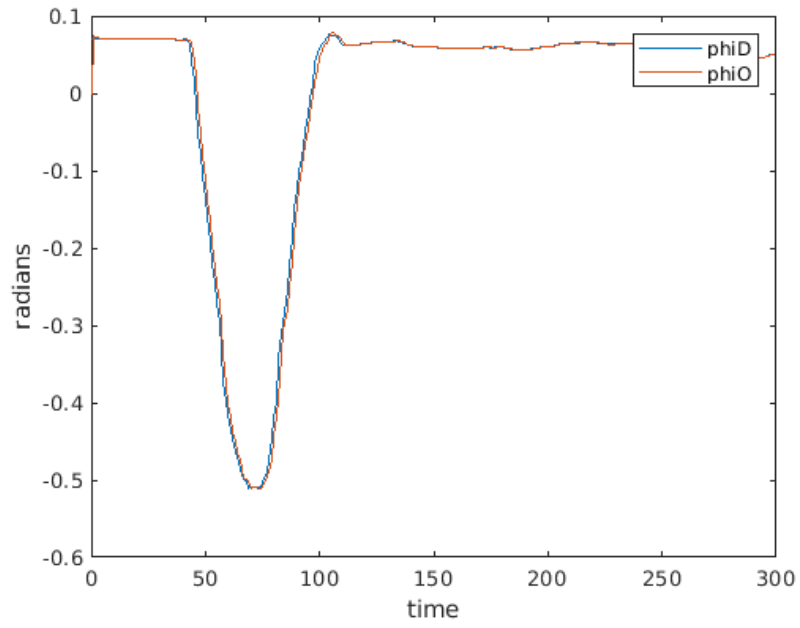
El jestleri ile de aynı testler yapılmış ve joystick kontrolü ile arasındaki farklar incelenmiştir. El jestleri için komutlar Xbee S2C haberleşme kartı aracılığıyla Atmega328PU mikroçipinin sinyalleri, kablosuz alıcıya transfer edilmiştir. Bu alıcı modülü bilgisayarın USB portlarına bağlanarak Simulink ile seri haberleşme sağlayarak verileri paylaşmaktadır.



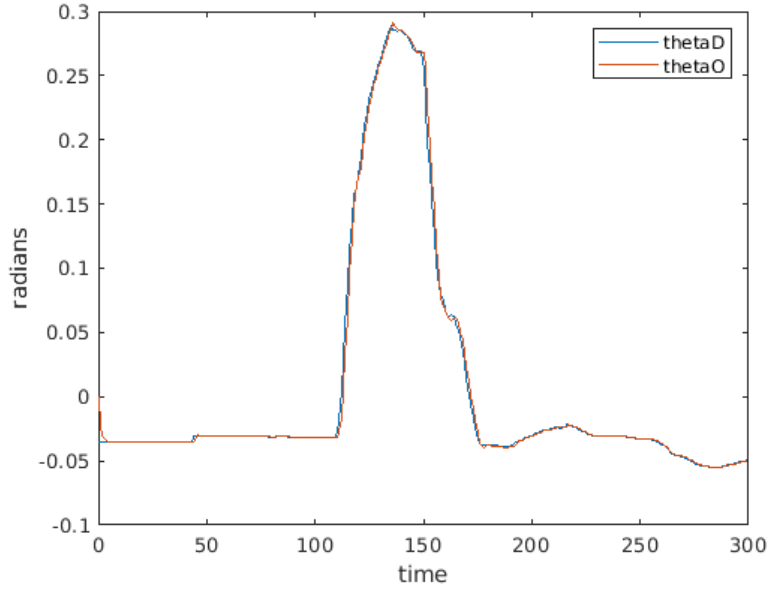
Fotoğraf 4.1. Eldiven Sistemi



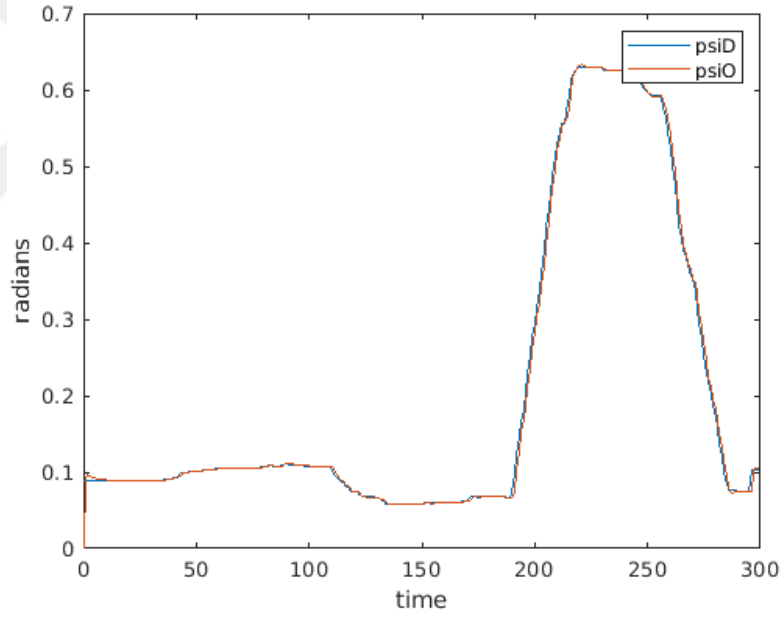
Şekil 4.14. Seri Haberleşme Bloğu



Şekil 4.15. El jestleri Roll Testi Sonuçları

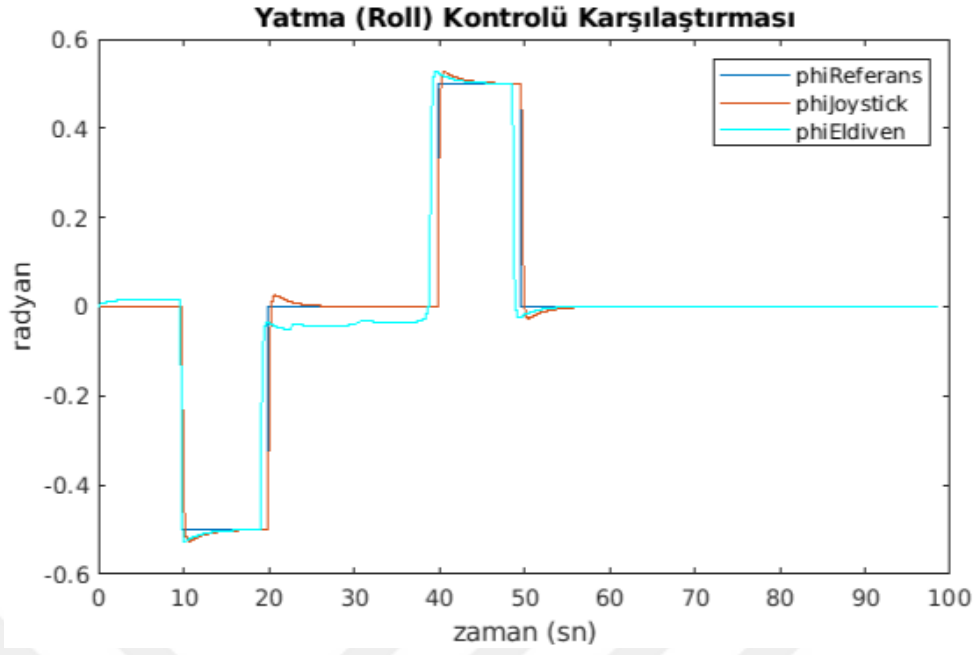


Şekil 4.16. El jestleri Pitch Testi Sonuçları



Şekil 4.17. El jestleri Yaw Testi Sonuçları

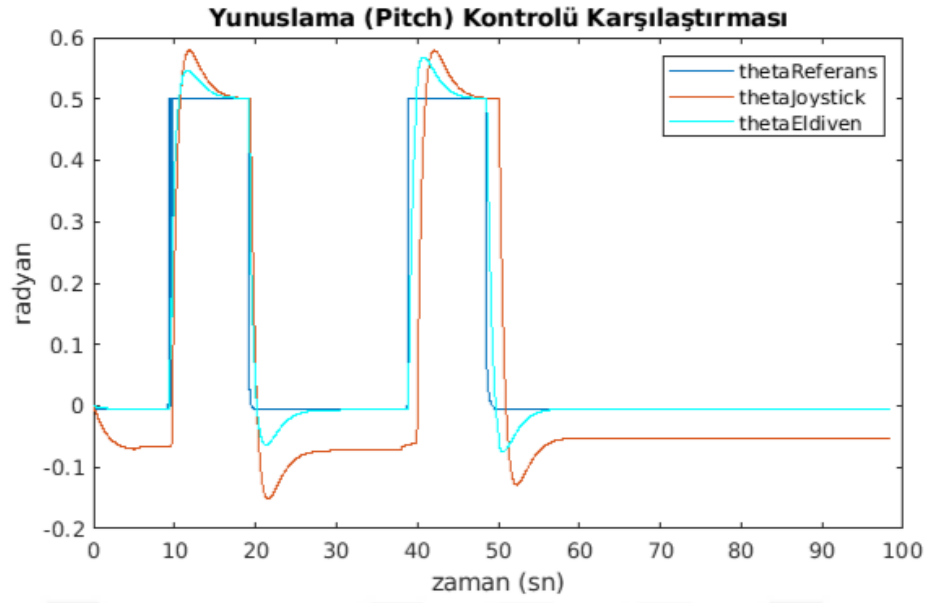
Ayrı ayrı grafiklerde elde ettiğimiz sonuçlar hem el jestleri kontrolü hem de joystick kontrolü için PID kontrolün doğrulandığını gösteriyor. Bir sonraki aşamada bu iki farklı teleoperasyon metodu ile gelen verilerin kontrol sisteminde performans parametreleri (IAE, ISE ve ITSE) göz önünde bulundurularak incelenmesine geçilmiştir.



Şekil 4.18. El jestleri ve Joystick Kontrolünün Yatma (Roll) Hareketi Karşılaştırılması

Tablo 4.4. El Jestleri ve Joystick Kontrolü ile Yatma Hareketinin Karşılaştırılması

Performans Kriteri Yatma Kontrolü	Joystick	El Jestleri
IAE	0.7805	2.3799
ISE	0.1784	0.6200
ITSE	4.4598×10^4	1.5503×10^5



Şekil 4.19. El jestleri ve Joystick Kontrolünün Yunuslama (Pitch) Hareketi Karşılaştırılması

Tablo 4.5. El Jestleri ve Joystick Kontrolü ile Yunuslama Hareketinin Karşılaştırılması

Performans Kriteri Yunuslama Kontrolü	Joystick	El Jestleri
IAE	7.6941	1.6347
ISE	1.5930	0.2795
ITSE	3.9833×10^5	6.9898×10^4

5. TARTIŞMA

El jestleri ile Quadcopter Kontrolünün adımları olan:

- Quadcopter Matematiksel Model Tasarımı
- Matlab Simulink modelinin oluşturulması
- Quadcopter PID Kontrol Tasarımı
- El Jestlerini iletecek kablosuz eldiven sistemi tasarımı

Bu tez çalışması adımları arasında el jestlerini tanıyacak ve komutları iletecek bir eldiven sistemi tasarlanmış ve Quadcoptere Xbee S2C modülü aracılığıyla iletilmiştir. Bu tasarım farklı bir yaklaşımı içerisinde barındırırken, Arduino Uno için ek bir iş yükü oluşturmuştur çünkü gelen verilerin güvenlik sebebiyle RF kumandadan da alınabiliyor olması gerekmektedir. Quadcopter bu durumda RF kumandanın 5. kanalı olan anahtarın durumuna göre verileri eldivenden ya da RF kumandadan olacak şekilde değerlendirmeye almıştır. Bu durum anahtar pozisyonunun döngü içerisinde belirli aralıklarla kontrol edilmesini gerektirmiş ve döngüyü uzatmıştır.

Ek olarak sisteme ilave edilen SD kart modülünün verileri kaydetmesi, yine arduino içerisinde dönen döngünün uzamasına neden olmaktadır.

Basit elektronik komponentlerle yapılmaya çalışılan bu düzenekte baştan hem eldiven sistemi tasarlanmış hem de quadcopter modeli oluşturulmuştur. Tezin konusunu oluşturan El Jestleri ile kontrolün sağlanması, sistemin başarısını göstermektedir. Ancak gerçek drone üzerinde istenen uçuşun sağlanamaması sistem elemanları üzerinde modifikasyonlar/güncellemeler gerektirmektedir.

6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Quadcopter teleoperasyonuna farklı bir metod kazandırmak amacıyla Xbee S2C modülü ile veri aktaran eldiven sistemi, Joystick Quadcopter kontrolü için gerekli girdi verilerini iletmış ve sistem çıktısı olarak en az Joystick sistemi kadar iyi sonuçlar alınmasını sağlamıştır. Burada ortaya çıkan ana unsur, uygulama tercihi olacaktır. Joystick ile kontrol edilmesi zor ya da kişilere yabancı gelen uygulamalarda kablosuz eldiven sistemi ile el jestlerinin komut olarak iletilmesi iyi bir alternatif olarak ortaya çıkmaktadır.

Sonuçlar kısmında da görüldüğü üzere, performans açısından Joystick sistemine karşı çok düşük bir fark oluşmuş, yatma kontrolünde el jestleri sistemi daha başarılıyken, yunuslama hareketinde joystick sistemi daha başarılı olmuştur. Bunun sebebi eldiven sisteminde yer alan IMU'nun kalibrasyon sürecinin biraz zaman alması dolayısıyla 0 derece vermesi gereken yatma hareketini 0 ila-0.1 aralığında vermesi olabilir. Şekil 4.18'de görüleceği üzere, aslında el jestlerinin sabit kalması gereken eksende negatif yönde 0.1 derece'lik bir ofset oluşmuştur.

Bununla birlikte, tez çalışmasında hedeflenen eldiven sistemi tasarımı Atmega328P çipi ve devre bileşenleri ile başarıyla üretilmiştir. Kablosuz veri haberleşmesi sağlanmış ve simulinkten veri akışı izlenmiştir. Gelen veriler kontrol sistemi girdileri olarak derhal sisteme dahil edilmiş ve sistem kontrolü gerçekleştirilmiştir. Sonuç olarak görülmüştür ki, günlük hayatımızda vazgeçemediğimiz el jestlerimiz, İHA pilotluğunda da kullanılabilecek bir metod olarak karşımıza çıkmaktadır. İlerleyen aşamalarda bu sistemlerin işlem kapasitesi daha yüksek işlemcilerle ve manyetik alandan kolay etkilenmeyen/bozulma yaşamayan IMU gibi sensörlerle yeniden oluşturulması sonucunda çok daha kullanışlı ve gürültüden uzak sonuçlar elde edilecektir. Ayrıca Quadcopter için de anakart olarak daha güçlü bir kartın kullanılması gerekecektir çünkü Arduino Uno aynı anda veri loglamak, kontrol sistemini çalıştırmak, SPI ve I2C protokollerini ek olarak UART hattından el jestleri datalarını beklemek zorunda kalmıştır. Bu kadar işlem yükünün sonucu olarak gerçek drone testinde işlem gecikmesi yaşanmıştır.

7. KAYNAKLAR

Bu tez çalışmasında Vancouver atıf sistemi kullanılmıştır.

1. Cuerno-Rejado C, García-Hernandez L, Sanchez-Carmona A, Carrio A, Sanchez-López JL, Campoy P. Evolution of the Unmanned Aerial Vehicles Until. DYRA Ing e Ind. 2015;1–11.
2. Deepak BBVL, Singh P. A survey on design and development of an unmanned aerial vehicle (quadcopter). Int J Intell Unmanned Syst. 2016;4(2):70–106.
3. Fatan M, Sefidgari BL, Barenji AV. An adaptive neuro PID for controlling the altitude of quadcopter robot. In: 2013 18th International Conference on Methods and Models in Automation and Robotics, MMAR 2013. IEEE Computer Society; 2013. p. 662–5.
4. Ibrahimov R, Tsykunov E, Shirokun V, Somov A, Tsetserukou D. DronePick: Object Picking and Delivery Teleoperation with the Drone Controlled by a Wearable Tactile Display; DronePick: Object Picking and Delivery Teleoperation with the Drone Controlled by a Wearable Tactile Display. 2019 28th IEEE International Conference on Robot and Human Interactive Communication (RO-MAN). 2019.
5. Idrissi M, Salami M, Annaz F. A Review of Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles: Applications, Architectural Design and Control Algorithms. Available from: <https://doi.org/10.1007/s10846-021-01527-7>
6. Tripathi VK, Behera L, Verma N. Design of sliding mode and backstepping controllers for a quadcopter. In: Proceedings of the 2015 39th National Systems Conference, NSC 2015. Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc.; 2016.
7. Reizenstein A. Position and Trajectory Control of a Quadcopter Using PID and LQ Controllers. Linköping Univ [Internet]. 2017;81. Available from: <http://urn.kb.se/resolve?urn=urn%3Anbn%3Ase%3Aliu%3Adiva-139498>
8. Usman M. Quadcopter Modelling and Control With MATLAB/Simulink Implementation.
9. Ferry N. Quadcopter Plant Model and Control System Development With MATLAB/Simulink Implementation. 2017.
10. Nonami K. Research and development of drone and roadmap to evolution. J Robot Mechatronics. 2018;30(3):322–36.
11. González-Jorge H, Martínez-Sánchez J, Bueno M, Arias P. Unmanned aerial systems for civil applications: A review. Drones. 2017;1(1):1–19.
12. Gessow A, Brown R. Leonardo ' s Aerial Screw : 500 Years Later. VFS 77th Annu Forum Technol Disp. 2021;
13. Dekoulis, George. (2018). Introductory Chapter: Drones. 10.5772/intechopen.76943.
14. Odido D, Madara D. Emerging Technologies: Use of Unmanned Aerial Systems in the Realisation of Vision 2030 Goals in the Counties. Int J Appl Sci Technol. 2013;3(8).
15. Harvard J, Hyvönen M, Wadbring I. Journalism from above: Drones and the media in critical perspective. Media Commun. 2020;8(3):60–3.
16. Nooralishahi P, Ibarra-Castaneda C, Deane S, López F, Pant S, Genest M, et al. Drone-based non-destructive inspection of industrial sites: A review and case studies. Vol. 5, Drones. MDPI; 2021.
17. Wang N, Christen M, Hunt M. Ethical Considerations Associated with “Humanitarian Drones”: A Scoping Literature Review. Sci Eng Ethics [Internet]. 2021;27(4):1–21. Available from: <https://doi.org/10.1007/s11948-021-00327-4>

18. Herdel V, Yamin LJ, Cauchard JR. Above and Beyond: A Scoping Review of Domains and Applications for Human-Drone Interaction. In: Conference on Human Factors in Computing Systems - Proceedings. Association for Computing Machinery; 2022.
19. Ning W. "Killing Two Birds with One Stone?" A Case Study of Development of Drone Use. IEEE Int Symp Technol Soc. 2020;1–23.
20. Annan, Augustina & Owusu, Michael & Agbavor, Bernadette & Kwarteng, Alex & Ayisi-Boateng, Nana Kwame & Ofori, Patrick & El-Duah, Philip & Yeboah, Richmond & Aryeetey, Sherihane & Asamoah, Jesse & Ekekpi, Rita Ziem & Oppong, Morrah & Gorman, Richmond & Brempong, Kofi & Nyarko-Afriyie, Emmanuella & Bonsu, Felix & Larsen-Reindorf, Rita & Adjei, Michael & Boateng, Gifty & Phillips, Richard. (2022). Using drones to transport suspected COVID-19 samples; experiences from the second largest testing centre in Ghana, West Africa. PloS one. 17. e0277057. 10.1371/journal.pone.0277057.
21. Al-Shareeda MA, Saare MA, Manickam S. Unmanned aerial vehicle: a review and future directions. Indones J Electr Eng Comput Sci. 2023;30(2):778–86. 22.
23. Lakshmanan D, Saravanan P, Vadivelu P, Nivitha D, Yaswanth MS. Performance Analysis of Medium Altitude Low-Cost Autonomous Quadcopter. In: IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. Institute of Physics Publishing; 2020.
24. Skrlec D, Simovic V, Pender A. Arduino based Quadcopter. In: 2022 45th Jubilee International Convention on Information, Communication and Electronic Technology, MIPRO 2022 - Proceedings. Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc.; 2022. p. 1522–5.
25. Wan JD, Chernikov AS. Solving environmental monitoring problems using a miniature four-axis unmanned flying platform. In: IOP Conference Series: Earth and Environmental Science. IOP Publishing Ltd; 2021.
26. Santosa ESB, Waluyanti S. Teaching Microcontrollers using Arduino Nano Based Quadcopter. In: Journal of Physics: Conference Series. Institute of Physics Publishing; 2019.
27. Nonami K. Drone technology, cutting-edge drone business, and future prospects. J Robot Mechatronics. 2016;28(3):262–72.
28. Xuan-Mung N, Nguyen NP, Nguyen T, Pham DB, Vu MT, Thanh HLNN, et al. Quadcopter Precision Landing on Moving Targets via Disturbance Observer-Based Controller and Autonomous Landing Planner. IEEE Access. 2022;10(July):83580–90.
29. Taame A, Lachkar I, Abouloifa A. Modeling of an unmanned aerial vehicle and trajectory tracking control using backstepping approach. IFAC-PapersOnLine [Internet]. 2022;55(12):276–81. Available from: <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2022.07.324>
30. Thanh HLNN, Huynh TT, Vu MT, Mung NX, Phi NN, Hong SK, et al. Quadcopter UAVs Extended States/Disturbance Observer-Based Nonlinear Robust Backstepping Control. Sensors. 2022;22(14).
31. Mathewson R, Fahimi F. Nonlinear adaptive sliding mode control with application to quadcopters. Nonlinear Eng. 2023;12(1).
32. Eltayeb A, Rahmat MF ad, Basri MAM, Eltoum MAM, Mahmoud MS. Integral Adaptive Sliding Mode Control for Quadcopter UAV Under Variable Payload and Disturbance. IEEE Access. 2022;10(July):94754–64.
33. Aliyari M, Wong WK, Bouteraa Y, Najafinia S, Fekih A, Mobayen S. Design and Implementation of a Constrained Model Predictive Control Approach for Unmanned Aerial Vehicles. IEEE Access. 2022;10(September):91750–62.

34. Esmail MS, Merzban MH, Khalaf AAM, Hamed HFA, Hussein AI. Attitude and Altitude Nonlinear Control Regulation of a Quadcopter Using Quaternion Representation. *IEEE Access*. 2022;10:5884–94.
35. Jing Y, Mirza A, Sipahi R, Martinez-Lorenzo J. Sliding Mode Controller with Disturbance Observer for Quadcopters; Experiments with Dynamic Disturbances and in Turbulent Indoor Space. *Drones*. 2023;7(5).
36. Stępień S, Superczyńska P. Modified infinite-time state-dependent riccati equation method for nonlinear affine systems: Quadrotor control. *Appl Sci*. 2021;11(22).
37. Abdulkareem A, Oguntosin V, Popoola OM, Idowu AA. Modeling and Nonlinear Control of a Quadcopter for Stabilization and Trajectory Tracking. *J Eng (United Kingdom)*. 2022;2022.
38. Antal P, Peni T, Tóth R. Nonlinear Control Method for Backflipping with Miniature Quadcopters. *IFAC-PapersOnLine*. 2022;55(14):133–8.
39. Ullah S, Khan Q, Mehmood A. Neuro-adaptive fixed-time non-singular fast terminal sliding mode control design for a class of under-actuated nonlinear systems. *Int J Control [Internet]*. 2022; Available from: <https://doi.org/10.1080/00207179.2022.2056514>
40. Kurak S, Hodzic M. Control and estimation of a quadcopter dynamical model. *Period Eng Nat Sci*. 2018;6(1):63–75.
41. Fan Y. Flight Control System Simulation for Quadcopter Unmanned Aerial Vehicle (UAV) based on Matlab Simulink. *J Phys Conf Ser*. 2022;2283(1).
42. Sheta A, Braik M, Maddi DR, Mahdy A, Aljahdali S, Turabieh H. Optimization of pid controller to stabilize quadcopter movements using meta-heuristic search algorithms. *Appl Sci*. 2021;11(14).
43. Malo Tamayo AJ, Villaseñor Ríos CA, Ibarra Zannatha JM, Orozco Soto SM. Quadrotor Input-Output Linearization and Cascade Control. 2018;51(13):437–42.
44. Leal IS, Abeykoon C, Perera YS. Design, simulation, analysis and optimization of pid and fuzzy based control systems for a quadcopter. *Electron*. 2021;10(18).
45. Xuan-Mung N, Hong SK. Improved altitude control algorithm for quadcopter unmanned aerial vehicles. *Appl Sci*. 2019;9(10).
46. Shah J, Okasha M, Faris W. Gain scheduled integral linear quadratic control for quadcopter. *Int J Eng Technol*. 2018;7(4):81–5.
47. Shauqee MN, Rajendran P. applied sciences Controller Using Improvised Grey Wolf Optimization Technique to Control Quadcopter. 2021;
48. Subudhi CS, Ezhilarasi D. Modeling and Trajectory Tracking with Cascaded PD Controller for Quadrotor. *Procedia Comput Sci [Internet]*. 2018;133:952–9. Available from: <https://doi.org/10.1016/j.procs.2018.07.082>
49. Okasha M, Shah J, Fauzi W, Hanouf Z. Gain scheduled linear quadratic control for quadcopter. *IOP Conf Ser Mater Sci Eng*. 2017;270(1).
50. Altalabani W, Alaiwi Y. Optimized Adaptive PID Controller Design for Trajectory Tracking of a Quadcopter. *Math Model Eng Probl*. 2022;9(6):1490–6.
51. Idrissi M, Salami M, Annaz F. A Review of Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles: Applications, Architectural Design and Control Algorithms. Available from: <https://doi.org/10.1007/s10846-021-01527-7>
52. Jing Y, Wang X, Heredia-Juesas J, Fortner C, Giacomo C, Sipahi R, et al. PX4 Simulation Results of a Quadcopter with a Disturbance-Observer-Based and PSO-Optimized Sliding

Mode Surface Controller. *Drones*. 2022;6(9).

53. Imane BB, Razika B, Rabia B, Moussa H, Abdellah K. Simulation of Robust Controllers for Disturbance Rejection in Quadcopter. 2022 19th IEEE Int Multi-Conference Syst Signals Devices, SSD 2022. 2022;586–94.
54. Santos MF, Pereira VS, Ribeiro AC, Silva MF, Do Carmo MJ, Vidal VF, et al. Simulation and comparison between a linear and nonlinear technique applied to altitude control in quadcopters. 2017 18th Int Carpathian Control Conf ICCC 2017. 2017;234–9.
55. Moghazy AE, Attia SS, Moghazy AE, Elghareeb AA, Saad MW, Hassan AA, et al. Self Balancing Quad-Copter Using PID Controller. In: 18th International Computer Engineering Conference, ICENCO 2022. Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc.; 2022. p. 92–6.
56. Jatsun S, Emelyanova O, Lushnikov B, Martinez Leon AS, Mosquera Morocho LM, Pechurin A, et al. Hovering control algorithm validation for a mobile platform using an experimental test bench. In: IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. IOP Publishing Ltd; 2021.
57. Patrona F, Mademlis I, Pitas I. An Overview of Hand Gesture Languages for Autonomous UAV Handling. AIRPHARO 2021 - 1st AIRPHARO Work Aer Robot Syst Phys Interact with Environ. 2021;
58. Naseer F, Ullah G, Siddiqui MA, Jawad Khan M, Hong KS, Naseer N. Deep Learning-Based Unmanned Aerial Vehicle Control with Hand Gesture and Computer Vision. ASCC 2022 - 2022 13th Asian Control Conf Proc. 2022;(20213030020160).
59. Yeh YP, Cheng SJ, Shen CH. Research on Intuitive Gesture Recognition Control and Navigation System of UAV. Proc 2022 5th IEEE Int Conf Knowl Innov Invent ICKII 2022. 2022;5–8.
60. Cocca U, Giusti A, Roveda L. Hand Gestures-Based Smooth 3D Trajectories Computation Applied to Real-Time Drone Control by Tracking 2D Hand Landmarks. Int Conf Electr Comput Commun Mechatronics Eng ICECCME 2022. 2022;(November):16–8.
61. Natarajan K, Nguyen THD, Mete M. Hand gesture controlled drones: An open source library. In: Proceedings - 2018 1st International Conference on Data Intelligence and Security, ICDIS 2018. Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc.; 2018. p. 168–75.
62. Fedoseev A, Serpiva V, Karmanova E, Cabrera MA, Shirokun V, Vasilev I, et al. DroneTrap: Drone catching in midair by soft robotic hand with color-based force detection and hand gesture recognition. In: 2021 IEEE 4th International Conference on Soft Robotics, RoboSoft 2021. Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc.; 2021. p. 261–6.
63. Ramachandran V, Macchini M, Floreano D. Arm-Wrist Haptic Sleeve for Drone Teleoperation. *IEEE Robot Autom Lett*. 2022;7(4):12054–61.
64. Bhargava Choubey S, Choubey A, Koushik CSN. Gesture controlled quadcopter for defense search operations. In: Materials Today: Proceedings. Elsevier Ltd; 2020. p. 5406–11.
65. Yang W, Xu A, Crawford K, Yang W, Xu A, Kendra C. Gesture-Controlled Quadcopter System Recommended Citation [Internet]. Available from: <https://digitalworks.union.edu/theses>
66. Lee JW, Yu KH. Wearable Drone Controller: Machine Learning-Based Hand Gesture Recognition and Vibrotactile Feedback. *Sensors*. 2023;23(5).
67. Yoo M, Na Y, Jo K, Song H, Kim G, Yun J, et al. Motion Estimation and Hand Gesture

Recognition-Based Human–UAV Interaction Approach in Real Time. *Sensors*. 2022;22(7).

68. Octavian A, Jatmiko W, Husodo AY, Jati G. Optimization of Defender Drone Swarm Battle Maneuver for Gaining Air Superiority By Combining Artificial and Human Intelligence Through Hand Gesture Control System. *Int J Innov Comput Inf Control*. 2023;19(2):

