ÇANKIRI KARATEKİN ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

DÖRT MOTORLU İNSANSIZ HAVA ARACININ TASARIMI VE KONTROL YAZILIMI

Tolga ÇATALBAŞ

ELEKTRİK - ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

ÇANKIRI
2021

Her Hakkı Saklıdır

TEZ ONAYI

Tolga ÇATALBAŞ tarafından hazırlanan **"Dört Motorlu İnsansız Hava Aracının Tasarımı ve Kontrol Yazılımı"** adlı tez çalışması 20/10/2021 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oy birliği ile Çankırı Karatekin Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı'nda **Yüksek Lisans Tezi** olarak kabul edilmiştir.

Danışman **:** Dr. Öğr. Üyesi Zafer CİVELEK

Jüri Üyeleri **:**

Başkan **:** Dr. Öğr. Üyesi Zafer CİVELEK
Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı
Çankırı Karatekin Üniversitesi

Üye **:** Dr. Öğr. Üyesi Mehmet GÜÇYETMEZ
Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı
Kırşehir Ahi Evran Üniversitesi

Üye **:** Dr. Öğr. Üyesi İsmail TOPALOĞLU
Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı
Çankırı Karatekin Üniversitesi

Yukarıdaki sonucu onaylarım

Prof. Dr. İbrahim ÇİFTÇİ

Enstitü Müdürü

ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

Çankırı Karatekin Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğine göre hazırlamış olduğum "**Dört Motorlu İnsansız Hava Aracının Tasarımı ve Kontrol Yazılımı**" konulu tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmamın hazırlık, veri toplama, analiz ve bilgilerin sunumu olmak üzere tüm aşamalarında bilimsel etik ilke ve kurallara uygun davrandığımı, tezin içerdiği yenilik ve sonuçları başka bir yerden almadığımı, tezde kullandığım eserleri usulüne göre kaynak olarak gösterdiğimi, tezin Çankırı Karatekin Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü'nden başka bir bilim kuruluna akademik amaç ve unvan almak amacıyla vermediğimi ve bu çalışmanın Çankırı Karatekin Üniversitesi tarafından kullanılan "Bilimsel İntihal Tespit Programı"yla tarandığını, "intihal içermediğini" beyan ederim. Çalışmamla ilgili yaptığım bu beyana aykırı bir durumun saptanması halinde ortaya çıkacak tüm ahlaki ve hukuki sonuçlara razı olduğumu bildiririm. Çankırı Karatekin Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca gereğinin yapılmasını arz ederim (20/10/2021).

Tolga ÇATALBAŞ

Bu çalışma Çankırı Karatekin Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Koordinasyon Birimi tarafından MF210621L06 numaralı proje ile desteklenmiştir.

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

DÖRT MOTORLU İNSANSIZ HAVA ARACININ TASARIMI VE KONTROL YAZILIMI

Tolga ÇATALBAŞ

Çankırı Karatekin Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Zafer CİVELEK

İnsansız hava araçları (İHA) insana ihtiyaç duymadan otonom bir şekilde uçuş gerçekleştirebilen veya herhangi bir yer kontrol istasyonu ile uzaktan kontrol edilebilen pilotsuz hava araçlarıdır. İHA'lar, gün geçtikçe popüler hale gelmekte ve kullanım alanları oldukça artmaktadır. Askeri, ticari, afet yönetimi, akademik platformlar gibi alanlarda yaygınca kullanılmaktadır. İHA'lar fiziksel olarak 2 kısma ayrılırlar. Bunlardan biri manevra yeteneği yüksek, dikey iniş kalkış hareketi yapabilen, faydalı yük taşıyabilen ve düşük menzil ve irtifada uçuş gerçekleştiren döner kanatlı İHA'lardır. Diğeri ise döner kanatlı İHA sistemlerine benzer özellikler gösteren fakat farklı olarak yüksek seyir hızına sahip uçuş hareketleri gerçekleştiren sabit kanatlı İHA'lardır. Yapılan araştırmalar neticesinde döner kanatlı İHA'nın bir çeşidi olan dört motorlu insansız hava araçları (DMİHA) üzerine yaptığımız çalışmada fırçasız doğru akım motorlarının (FDAM) devir sayıları ve hızları arasındaki ilişki Proportional – Integral – Derivative (PID) ve Proportional – Derivative (PD) kontrol yöntemleri ile tasarlanılıp incelenmiştir. Bu çalışmada elde edilen veriler Matlab ortamında işlenmiş ve Arduino platformunda geliştirilmiştir.

2021, 73 sayfa

ANAHTAR KELİMELER: Dört motorlu insansız hava aracı (DMİHA), Fırçasız doğru akım motorları (FDAM), Darbe genişlik modülasyonu (DGM), Matlab, PID ve PD kontrol yöntemleri

ABSTRACT

Master of Science Thesis

FOUR UNMANNED AERIAL VEHICLE DESIGN AND CONTROL SOFTWARE

Tolga ÇATALBAŞ

Çankırı Karatekin University
Graduate School of Natural and Applied Sciences
Department of Electrical and Electronics Engineering

Advisor: Asst. Prof. Dr. Zafer CİVELEK

Unmanned aerial vehicles (UAVs) are pilotless aerial vehicles that can fly autonomously without the need for humans or that can be remotely controlled by any ground control station. UAVs are becoming popular day by day and their usage areas are increasing considerably. It is widely used in fields such as military, commercial, disaster management and academic platforms. UAVs are physically divided into 2 parts. One of them is rotary - wing UAVs with high maneuverability, vertical take - off and landing movements, carrying payloads and flying at low ranges and altitudes. The other is fixed - wing UAVs, which have similar features to rotary - wing UAV systems, but differ in high cruising speed flight movements. As a result of the researches, in our study on four - engine unmanned aerial vehicles (FEUAV), which is a type of rotary - wing UAV, the relationship between the revolutions and speeds of brushless direct current motors (BLDC) was determined as Proportional - Integral - Derivative (PID) and Proportional - Derivative (PD). Designed and analyzed with control methods. The data obtained in this study were processed in the Matlab environment and developed on the Arduino platform.

2021, 73 pages

Keywords: Four unmanned aerial vehicle (FUAV), Brushless direct current motors (BLDC), Pulse width modulation (PWM), Matlab, PID and PD control methods

ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR

"Dört Motorlu İnsansız Hava Aracının Tasarlanması ve Kontrol Yazılımı'' adlı tezimiz 2021 yılında hazırlanıp Çankırı Karatekin Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsüne **Yüksek Lisans Tezi** olarak sunulmuştur. Çalışmamızın amacı, dört motorlu insansız hava araçlarında dikey iniş kalkış hareketini yalpalanmadan düzgün bir şekilde gerçekleştirebilmesi için fırçasız doğru akım motorlarının hızlarını kontrol eden yazılımlar geliştirilmiştir. Ülkemiz için büyük öneme sahip olan insansız hava araçlarının geliştirilmesi gelecekte oluşacak can ve mal kaybı gibi problemlerin önüne geçecektir.

Projenin gerçekleşmesinde her zaman yanımda olan ve engin bilgileri sayesinde çalışmanın yönlendirilmesi ve katkıları dolayısıyla değerli danışman hocam Dr. Ögr. Üyesi Zafer CİVELEK'e teşekkürlerimi sunarım. Bu çalışmanın gerçekleşebilmesi için laboratuvarını kullandığımız Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı bölüm başkanlığına teşekkür ederim. Her zaman maddi manevi bana destek olan ve yanımda olan aileme sonsuz teşekkürlerimi iletirim.

Tolga ÇATALBAŞ
Çankırı, Ekim 2021

İÇİNDEKİLER

ÖZET ..... **i**
ABSTRACT ..... **ii**
ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR ..... **iii**
İÇİNDEKİLER ..... **iv**
SİMGELER DİZİNİ ..... **vi**
KISALTMALAR DİZİNİ ..... **vii**
ŞEKİLLER DİZİNİ ..... **viii**
ÇİZELGELER DİZİNİ ..... **x**
1. GİRİŞ **1**
1.1 İnsansız Hava Araçları (İHA) **1**
1.2 Tezin Amacı ve İçeriği **2**
1.3 Literatür Özeti **3**
2. DÖRT MOTORLU İNSANSIZ HAVA ARAÇ SİSTEMİ **6**
2.1 Sistem Donanımları **7**
2.1.1 Gövde **7**
2.1.2 Motorlar **8**
2.1.3 Elektronik hız kontrolcüsü (ESC) **10**
2.1.4 Kontrol kartı **11**
2.1.5 Motor hız sensörü (HC- 89) **14**
2.1.6 Küresel konum belirleme (GPS) sensörü **14**
2.1.7 UM7 yönelim sensörü **15**
2.1.8 Pervaneler **17**
2.1.9 Batarya **19**
2.2 Sistem Dinamiği **21**
2.2.1 Dikey eksende hareket **22**
2.2.2 Yunuslama (Pitch açısı) hareketi **22**
2.2.3 Yalpalama (Roll açısı) hareketi **22**
2.2.4 Sapma (Yaw açısı) hareketi **23**
2.3 Darbe Genişlik Modülasyonu (DGM) **23**
2.4 Matematiksel Modelleme **24**

2.4.1 Euler açıları 24
2.4.2 Dönme matrisi 26
2.4.3 Quaterniyon modeli 31
3. DÖRT MOTORLU İHA İÇİN KONTROL YÖNTEMLERİ 36
2.3 PID Kontrol Yöntemi 36
3.1.1 PID ile irtifa kontrolü 38
3.1.2 PID ile pitch (Yunuslama) açı kontrolü 41
3.1.3 PID ile roll (Yalpalama) açı kontrolü 43
3.1.4 PID ile yaw (Sapma) açı kontrolü 45
3.2 PD Kontrol Yöntemi 47
3.2.1 PD ile irtifa ve açısal konum kontrolü 48
3.2.2 PD ile yunuslama ve yalpalama açı konum kontrolü 51
3.2.3 PD ile sapma açı konum kontrolü 53
3.2.4 PD ile irtifa kontrol yöntemi 54
4. BULGULAR VE TARTIŞMA 56
4.1 FDAM'ın Devir Sayısının Ölçülmesi 56
4.2 FDAM'nın Devir Sayısı ve Motor Hızı İlişkisi 57
4.3 ESC ve FDAM'ın Kalibre İşlemleri 58
4.4 Yunuslama – Yalpalama Açı Hareketlerinin Test Edilmesi 60
4.5 PID ile Açı Konum Kontrol Grafikleri 61
4.6 PD ile Açı Konum Grafikleri 63
5. SONUÇ 66
KAYNAKLAR 67
EKLER 71
ÖZGEÇMİŞ 73

SİMGELER DİZİNİ

A	Amper (Akım)
b	İtme katsayısı
C	Bataryanın deşarj olma durumu
ºC	Santigrat derece
d	Sürüklenme katsayısı
e_z	Hata fonksiyonu
gr	Gram
GND	Şase (-)
Hz	Heltz
KB	Kilo bayt
Kd	Türevsel katsayı
kg	Kilogram
Ki	Integral katsayısı
Kp	Oransal katsayı
KV	Devir Sayısı
m	Metre
MHz	Mega Heltz
mm	Milimetre
S	Bataryanın hücre sayısı
V	Volt (Gerilim)
vd	ve diğerleri
vd	ve bunun gibi
X, Y, Z	Yer koordinatları
x, y, z	Cihaz koordinatları
°	Derece
%	Yüzde
θ	Yunuslama (Pitch) açısı
ϕ	Yalpa (Roll) açısı
ψ	Sapma (Yaw) açısı

KISALTMALAR DİZİNİ

BLDC	Brushless direct current
DGM	Darbe genişlik modülasyonu
DMİHA	Dört motorlu insansız hava aracı
ESC	Elektronic speed circuit
FDAM	Fırçasız doğru akım motorları
GKF	Genişletilmiş kalman filtresi
GPS	Global positioning system
IMU	Inertial measurement unit
İHA	İnsansız hava aracı
Li – Po	Lityum polimer
MEMS	Mikro elektro mekanik sistem
PD	Proportional – Derivative
PID	Proportional – Integral – Derivative
PWM	Pulse with modulation
RPY	Roll – Pitch – Yaw
TBRS	Tutum ve başlık referans sistemi

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 1.1 Sabit kanatlı İHA tipleri 2
Şekil 1.2 Döner kanatlı İHA tipleri 2
Şekil 2.1 Çalışma kapsamında dört motorlu İHA modeli 6
Şekil 2.2 Dört motorlu İHA gövdesi 8
Şekil 2.3 Fırçasız doğru akım motoru 8
Şekil 2.4 40A ESC modelleri 11
Şekil 2.5 ESC kablo bağlantı şeması 11
Şekil 2.6 Kontrol kartı (Arduino Mega 2560) 12
Şekil 2.7 Motor hız sensörü (HC-89) 14
Şekil 2.8 Küresel konum belirleme modülü (GPS) 15
Şekil 2.9 UM7 yönelim sensörü 16
Şekil 2.10 Dört motorlu İHA pervane modeli 18
Şekil 2.11 Dört motorlu İHA pervanelerinin dönüş yönleri 18
Şekil 2.12 Pervane balans ayarı için test düzeneği 19
Şekil 2.13 3S Li-Po batarya modeli 20
Şekil 2.14 Dört motorlu İHA modeli 21
Şekil 2.15 Euler dönme açıları 25
Şekil 2.16 İki boyutlu dönme ekseni 27
Şekil 2.17 Üç boyutlu koordinat sistemi 28
Şekil 2.18 Quaterniyon modeli 34
Şekil 3.1 Kontrol yöntem modeli 36
Şekil 3.2 PID kontrol sisteminin şeması 37
Şekil 3.3 PID irtifa kontrol modeli 40
Şekil 3.4 PID ile irtifa kontrol simülasyonu 41
Şekil 3.5 PID ile yunuslama (Pitch) açı kontrol şeması 42
Şekil 3.6 PID yunuslama (Pitch) açı kontrol simülasyon sonucu 43
Şekil 3.7 PID ile yalpalama (Roll) açı kontrol diyagramı 44
Şekil 3.8 PID ile yalpalama (Roll) açı kontrol simülasyon sonucu 45
Şekil 3.9 PID ile sapma (Yaw) açı kontrol modeli 46
Şekil 3.10 PID ile sapma (Yaw) açı kontrol simülasyonu 47
Şekil 3.11 PD (Proportional - Derivative) kontrol şeması 48
Şekil 3.12 PD ile irtifa ve açısal konum kontrol diyagramı 48
Şekil 3.13 PD ile yunuslama ve yalpalama açı konum kontrol şeması 51
Şekil 3.14 PD ile yunuslama açı konum kontrol benzetim sonucu 52
Şekil 3.15 PD ile yalpalama açı konum kontrol benzetim sonucu 52
Şekil 3.16 PD ile sapma açı konum kontrol şeması 53
Şekil 3.17 PD ile sapma açı konum kontrol benzetim sonucu 54
Şekil 3.18 PD ile irtifa konum kontrol şeması 54
Şekil 3.19 PD ile irtifa konum kontrol benzetim sonucu 55

Şekil 4.1 Fırçasız doğru akım motorlarının osiloskopta farklı değerleri 57
Şekil 4.2 DMİHA-DGM eğrisi 58
Şekil 4.3 ESC ve FDAM'nın kalibre edilme süreç diyagramı 59
Şekil 4.4 Pitch - Roll açı hareket kontrolü 60
Şekil 4.5 PID ile yalpalama açı konum kontrol diyagramı 61
Şekil 4.6 PID ile yunuslama açı konum kontrol diyagramı 62
Şekil 4.7 PID ile sapma açı konum kontrol diyagramı 63
Şekil 4.8 PID ile irtifa konum kontrol diyagramı 63
Şekil 4.9 PD ile yunuslama açı konum kontrol diyagramı 64
Şekil 4.10 PD ile yalpalama açı konum kontrol diyagramı 64
Şekil 4.11 PD ile irtifa konum kontrol diyagramı..... 65
Şekil 4.12 PD ile sapma açı konum kontrol diyagramı (Kuzu 2018) 65

ÇİZELGELER DİZİNİ

Çizelge 2.1 Emax XA2212 motorunun teknik özellikleri..... 9
Çizelge 2.2 Arduino Mega 2560 temel bilgileri..... 13
Çizelge 2.3 UM7 yönelim sensörü teknik özellikleri..... 16
Çizelge 2.4 Dört motorlu İHA değişkenleri..... 26
Çizelge 2.5 Dönme matrisinin parametreleri..... 30
Çizelge 2.6 Quaterniyon modelinin parametreleri..... 35
Çizelge 3.1 PID katsayılarının etkisi..... 38
Çizelge 3.2 PID irtifa kontrol parametreleri..... 39
Çizelge 3.3 PID yükseklik kontrol parametreleri..... 40
Çizelge 3.4 PID ile yunuslama (Pitch) açı kontrol parametreleri ve değerleri..... 42
Çizelge 3.5 PID ile yalpalama (Roll) açı kontrol parametreleri ve değerleri..... 44
Çizelge 3.6 PID ile sapma (Yaw) açı kontrol parametreleri ve değerleri..... 46
Çizelge 3.7 PD ile açısal konum kontrol deney sonuçları..... 50

1. GİRİŞ

1.1 İnsansız Hava Araçları (İHA)

İnsansız hava araçlarının insanların hizmetine girmelerinin tarihi, insanlı hava araçlarından daha eskidir. Buna örnek olarak Ressam Leonardo Da Vinci'nin çizmiş olduğu İHA resimleri bu döneme ışık tutmuştur. İnsansız hava araçlarının 20. yüzyılda uzaktan kumanda edilebilen bir sistem olarak ortaya çıkması 1. ve 2. Dünya Savaşlarında ülkeler bazında etkili bir hava aracı olmuştur (Efe vd. 2018).

Günümüze kadar ulaşan bu sistemler birçok askeri ve sivil alanlarda kullanılması ve gömülü sistemler ve haberleşme alanlarındaki gelişmeler neticesinde araştırmacıların konusu olmuştur. Kendi güç sistemi olan İHA'lar uzaktan kumanda edilebilen veya otomatik olarak uçurulan pilotsuz hava araçlarıdır. 1. Dünya Savaşı ile birlikte askeri alanda sıkça kullanılan bu İHA'lar sayesinde keşif, gözetleme, istihbarat gibi önemli faydalar sağlamıştır (Özbek ve Tutsoy 2015).

Son yıllarda geliştirilen İHA'lar ile arama kurtarma, meteorolojik, zirai uygulamalar yangın söndürme, taşımacılık, veri toplama (arama, tarama, keşif ve görüntüleme vb.), tarım, robotik sistemler ve akademik uygulama alanlarında istikrar gözlenmiştir. İHA sistemlerinin bu kadar özelliklere sahip olması ve uygulama alanlarının fazla olması gelişmiş olan teknolojinin faydalarını göz önüne sermektedir.

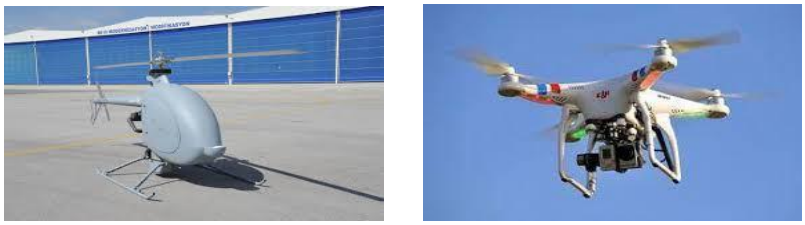
Yerden kumanda yardımıyla veya otonom bir şekilde havaya yükselen insansız hava araçları (İHA) günümüz şartlarında ne kadar ön planda olsa da kötü amaçla kullanmak isteyen güvenliğimizi tehlikeye atan insanlık için tehdit oluşturan İHA sistemleri de oluşturulmaktadır. Bunun önüne geçilebilmesi için üretilen İHA'ları tespit ve teşhis edebilecek savunma sistemleri oluşturulmaya çalışılmıştır (Genç ve Erciyes 2020). Oluşturulan metotlar sayesinde düşük seviyede İHA sistemleri teşhis-takip edilerek durdurulabiliyor. Gelecekte üst düzey İHA sınıflarının da takip edilmesi beklenilmektedir.

İHA sistemleri temel olarak sabit kanatlı İHA ve döner kanatlı İHA olarak 2 kategoriye ayrılırlar. Şekil 1.1'de görüldüğü gibi sabit kanatlı İHA'lar şekil olarak uçakların küçülmüş haline benzer ve ileriye doğru hareketi sonucu oluşan hava süratine karşı göstermiş olduğu direnç ile uçan hava araçlarıdır.



Şekil 1.1 Sabit kanatlı İHA tipleri

Şekil 1.2'de görülen döner kanatlı İHA çeşidi bizim de üzerinde çalıştığımız Dört motorlu İHA'nın bir türüdür. Dört motorlu insansız hava araçları pervanelerin ürettiği kaldırma kuvveti belirli bir tork oluşturmasıyla yerçekimini yenerek havaya kalkmayı gerçekleştirir. Döner kanatlı İHA sistemleri şekil olarak helikopteri andıran ve çalışma prensibi olarak da ona benzer özellikleri vardır. Tek motorlu ve çok motorlu (8'e kadar) olarak 2 kısma ayrılırlar. Döner kanatlı İHA'lar arasında bulunan dört motorlu insansız hava araçları, malzeme açısından ucuz olması, manevra yeteneği yüksek ve dikey iniş kalkış hareketi yapabilme özelliklerinden dolayı tercih edilmektedir.



Şekil 1.2 Döner kanatlı İHA tipleri

1.2 Tezin Amacı ve İçeriği

Bu çalışmada motor dönüş hızını ayarlayan darbe genişlik modülasyonu (DGM) ile motor hızı arasındaki ilişki incelenmiştir. Araştırmalar neticesinde fırçasız doğru akım

motorlarının üretimden kaynaklı sebeplerden dolayı aynı DGM değerinde devir sayılarının eşit olmadığını ve dikey iniş kalkış hareketini dengeli bir şekilde yapamadığı fark edilmiştir. Aynı tip malzeme kullanılmasına rağmen DGM sinyali ile FDAM'nın devir sayıları kontrol edilmiş ve değerlerin dengesiz artıp azalması nedeniyle Matlab ortamında eğri uydurma metodu kullanılarak verilerin eşitlenmesi sağlanmıştır. Elde edilen veriler sonucunda Arduino Mega 2560 ile deneysel olarak grafikler elde edilmiş ve Matlab platformunda PID ve PD kontrol yöntemleri ile işlenmiştir.

1.3 Literatür Özeti

İçinde bulunduğumuz teknoloji çağıyla artık sıfır insan kaybı ve düşük maliyetli otonom insansız hava araçları üretilmiştir. Uzaktan kontrol etmeden kendi kendine belirlenen rota güzergâhında uçuş gerçekleştiren insansız hava araçları çağımızın en önemli sistemleri olmuştur (Zhang and Eliker 2020).

Yapılan araştırmalar neticesinde döner kanatlı insansız hava araçlarının fırçasız doğru akım motorları için hız ve tork kontrolleri gerçekleştirilmiş, dikey iniş kalkış ve yükselti tutumu dengelenmiştir (Karahan 2019). Geliştirilen PID uygulaması ile elektronik hız kontrol cihazı ve motorların uyumsuzlukları telafi edilerek otonom uçuş gerçekleştirilmiştir (Hacımuhammed 2019). İvmeölçer ve jiroskop birleştirilerek atalet ölçüm birimi kullanılmış, böylece dengesiz iniş kalkış ve sapmalara karşı stabilize edilmiştir (Magsino *et al.* 2014).

Saribaş vd. (2018) çalışmasında dört motorlu insansız hava aracı için bulanık mantık yaklaşımına dayalı kontrol yöntemi oluşturularak doğrusal bir düzlemde dikey yönde iniş kalkış hareketi dengeli bir şekilde gerçekleştirilmiştir (Varga and Bogdan 2014, Manisalı 2017, Zhang *et al*. 2020).

Ökten (2016) ile dört motorlu helikopterin otonom bir şekilde hareketi, manevra kabiliyeti ve dengeli iniş kalkış yapabilen bir model üretilmiştir. Burada PD algoritması kullanılarak kontrol stratejisi geliştirilmiştir (Naidoo *et al*. 2011).

Kayma kipli kontrol, ters dinamik kontrol, PD kontrol ve geri adımlamalı kontrol yöntemleri ile lineer olmayan dört motorlu İHA'ların açısal durum dengelenmesi değerlendirilmiştir. Dolayısıyla dört motorlu İHA sisteminin irtifa kontrolü gerçekleştirilmiştir (Temeltaş vd. 2010).

Doğrusal olmayan ve kararsız sistemlerin güvenli bir şekilde eşzamanlı olarak kontrol edilmesi önem teşkil etmektedir. Dolayısıyla döner kanatlı İHA için güvenli güçlendirme mimarisi olan bariyer kontrol fonksiyonu (BKF) geliştirilmiştir (Khan *et al.* 2020).

Dört motorlu insansız hava araçları için izleme hatalarına karşın dinamik yüzey kayma yöntemi geliştirilerek rota kontrolü ve geri bildirim verileri düzenlenmiştir (Zhu *et al*. 2020, Shao *et al*. 2020, Hou *et al.* 2020).
Dört motorlu insansız hava araçlarında gözlemci tabanlı süper bükme tasarımı (Labbadi and Cherkaoui 2020). Karşılaştırmalı tutum sabitleme ve irtifa kontrolü yapılmıştır (Ahmed *et al.* 2017).

Dört motorlu İHA sistemlerinde yapay sinir ağ tabanlı sabit zamanlı geri adım kontrolü geliştirilerek yörünge takibi yapılmıştır (Wang *et al.* 2020).

Döner kanatlı insansız hava araçları için geliştirilen parçacık sürü optimizasyonu ile FDAM'nda oluşan titreşim hareketleri minumum seviyeye indirilmiştir. Elde edilen bu yöntem Matlab ortamında işlenerek motorlardaki dengesizlik düzeltilmiştir (Rendón *et al*. 2020).

Geliştirilen entegre kondansatör ile proksimal politika optimizasyonu (PPO-IC), dört motorun hız kontrolünü sağlamak için oluşturulan algoritma yöntemidir. Bu algoritma sayesinde hız izleme doğruluğu ve sağlamlığı gerçekleştirilmiştir. Güvenli ve istikrarlı bir uçuş yapabilmek için çalışılan PPO-IC öğrenme algoritması karakteristik eğri grafiği PID kontrol algoritması ile karşılaştırılıp başarılı sonuçlar elde edilmiştir (Hu and Wang 2020).

Sağlam ve Dayanıklı dört rotorlu ve döner kanatlı İHA için bulanık sistem kullanılarak doğrusal olmayan sistemin belirsizliklerinin önüne geçilmesi (Alqaisi *et al.* 2020). Hataların en aza indirgenmesi ve hava, kara ve deniz de kontrollü uçuş yapabilmesi için yüksek keşifli parçacık optimizasyonu geliştirilmiştir (Mahmoodabadi and Rezaee Babak 2020, Mahmoud and Maaruf 2020).

Kontrol yazılımları geliştirilerek elde edilen Arm mimarisine dayalı Android işlemcili dört motorlu İHA sistemi, dengeli ve otonom bir şekilde uçuşunu gerçekleştirmiştir (Özer 2016).

Dört rotorlu İHA sistemini yüzey etrafında sabit tutarak geliştirilen kayma kipli kontrol yöntemi ile translasyonel ve rotasyonel hareket edebilme yeteneği kazandırılmıştır. Kontrol tasarımlarında sıklıkla gerçekleşen kontrolcü tasarım modeli ile gerçek model arasındaki farkların kapanmasına yol açılmıştır (Cömert 2016).

Dört motorlu İHA sistemlerinin açı ve pozisyon kontrollerini denetlemek için geliştirilen PID, Kaskat PID, LQR ve Adaptif kontroller sayesinde her bir eksendeki hareket kontrol edilmiştir (Içen 2019). Matematiksel model olarak da Newton-Euler yöntemi ile sistemin fonksiyonel olarak denklemleri oluşturulmuştur (Kuzu 2018).

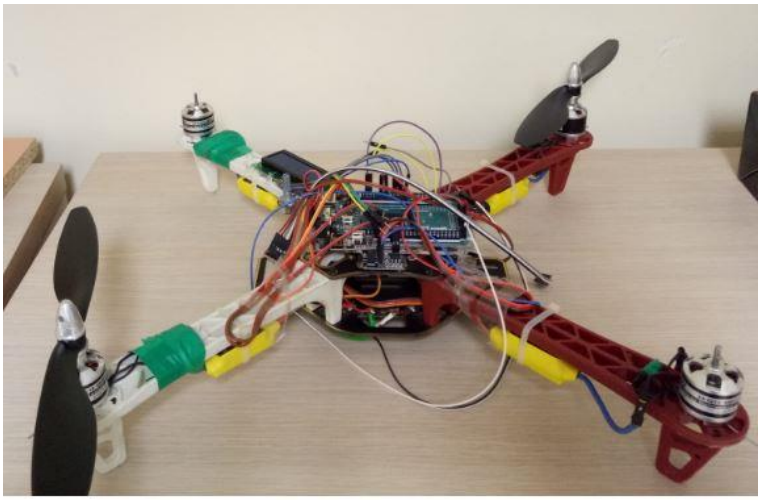
Altı rotorlu İHA ile otomatik sulama ve ilaçlama gerçekleştiren sistem Arm işlemcili mikrodenetleyici kullanılarak belirlenen parametre değerleri doğrultusunda anlık olarak takip ve görüntü elde edilmiştir (Uz 2019).

Nesneye yönelik algılama ve derin öğrenme yöntemi ile döner kanatlı İHA sisteminin erken yangın teşhisi ve tespiti gerçekleştirilmiştir (Demirtaş 2019).

Üç rotorlu İHA modeli için dikey iniş kalkış hareketi yapabilmesi, dayanıklılık seviyesinin arttırılması ve motorların titreşim hareketleri minimum hale getirilmesi amaçlanmıştır (Demirtaş 2018).

2. DÖRT MOTORLU İNSANSIZ HAVA ARAÇ SİSTEMİ

Dört motorlu insansız hava araçları quadrotor, quadcopter ve quadracopter isimleri ile adlandırılan dört motor sayesinde belirli bir ivme kazanarak havalanan İHA modelidir. Sabit kanatlı İHA sistemlerinin aksine dört motorlu İHA'lar manevra kabiliyeti yüksek, malzemeleri daha ucuz, tasarımı kolay olması nedeniyle tercih edilmektedir. Ayrıca kaldırma kuvvetini pervanelerden elde ettiği için rotor taşıtı sınıfına girmektedir. Dört motorlu İHA'ların tarih süreci 1920 yıllarında insanlı uçaklara dayanmaktadır. Bu dönemde kuyruk motorlarından kaynaklı verim kaybı ve torka bağlı kontrol sorunlarından dolayı geliştirilmek istenilen bir helikopter üretilmiştir. Günümüzde ön planda olan döner kanatlı İHA'lar helikoptere benzer yönleri olsa da mekanik bağlantılar olmaması, motorların çapları küçük olması ve kolay tasarlanan bir sistem olması nedeniyle helikopterlerden ayrılabilirler (Ökten 2016). Şekil 2.1'de görülen dört motorlu insansız hava aracı, üzerinde çalışma yaptığımız İHA modelidir. Tasarlanma aşamasında dört motorlu İHA için gövde aksamı, fırçasız doğru akım motorları, motor sürücüsü olan elektronik hız kontrolcüsü, LiPo batarya, Arduino Mega 2560 kontrol kartı, UM7 atalet ölçüm ünitesi, motor hız kontrol sensörleri, pervaneler, kablolar ve GPS gibi elektronik malzemeler kullanılmıştır.



Şekil 2.1 Çalışma kapsamında dört motorlu İHA modeli

Çalışma kapsamında fiziksel olarak elde edilen dört motorlu İHA için öncelikle hassas olan gövde kısmının birleştirilmesiyle başlanılmıştır. Daha sonra sırasıyla motorların montajı, elektronik motor hız kontrolcüsü, işlemci kartı olan Arduino Mega 2560, oryantasyon gösterimleri için UM7 IMU, uzaktan kontrol edilebilmesi için GPS ve motorların devir sayılarının kontrolü için HC-89 hız sensörünün yerleştirilmesi ve bu süreç kablolar ile birleştirilerek dört motorlu insansız hava araç modeli gerçekleştirilmiştir.

2.1 Sistem Donanımları

2.1.1 Gövde

Dört motorlu insansız hava araçlarında gövde kısmının ana malzemesi alüminyum ya da çelik alaşımından, fiberglas ve karbon fiberden meydana gelmektedir. Gövde bölümü motorları, elektronik hız kontrol sürücüsünü, LiPo bataryayı, ana uçuş kart işlemcisini ve sensörleri bir arada tutan dört koldan oluşur. Dört motorlu İHA'da gövde şekli 3 kısma ayrılır. Bunlar X, H ve + tipinde olabilmektedir. Dört motorlu bir döner kanat modelinde insansız hava araç sisteminin gövde kısmıdır (Şekil 2.2). Üzerinde çalıştığımız dört motorlu İHA modelinde gövde kısmı, motorların devir sayılarının titreşimden az etkilenmesi, pervanelerin dönüş yönlerinin stabil tutulması ve merkez noktasına gelen ana uçuş işlemci kartının dengede kalması sebebiyle X şekilde ayarlanmıştır. Şekil 2.2'de dört motorlu İHA gövde uçlarının renklerinin aynı olmasının nedeni, hem motorların dönüş yönlerinin karşılıklı sağ ve sola dönmesinde göze hitap etmesi hem de DMİHA havadayken ön ve arka kısımlarının daha kolay fark edilmesi sebebiyle bu şekilde tasarlanmıştır.



Şekil 2.2 Dört motorlu İHA gövdesi

2.1.2 Motorlar

Fırçasız doğru akım motorları (FDAM) komütatör ve fırça kısımlarının yerini yarı iletken anahtar ile doldurulmasıyla meydana gelmişlerdir. Stator kısmında bobin sargıları ve rotor kısmında mıknatıs olan FDAM insansız hava aracı araştırmacılarının da tercih etmesine neden olmuştur. FDAM'nın dört motorlu İHA'da tercih edilmesinin sebepleri; yüksek hız ve verim, güçlü tork, sessiz ve gürültüsüz çalışmaları, bakımı kolay olması, moment-hız ilişkisi gibi sebeplerden dolayı tercih edilmektedir. Şekil 2.3'te görülen Emax XA2212 fırçasız doğru akım motoru 820 KV değerinde güçlü bir devir sayısına sahip, gürültü oranı düşük ve fiyat açısından uygunluk sebebiyle tercih edilmektedir.



Şekil 2.3 Fırçasız doğru akım motoru

FDAM'ı fırçalı motorlar gibi direk bataryaya bağlanılmaz, elektronik hız kontrol sürücüsü (ESC) ile bağlantıları gerçekleştirilmelidir. Aksi takdirde motorlar zarar görebilir. FDAM iki kısımda incelenebilir. Birincisi döner kanatlı İHA modellerinde kullanılan outrunner motorlar, motorun iç kısmı sabitken dış kısmı hareketlidir. Dolayısıyla bobin sargıları sabit ve iç çeperdedir. Rotor bölümü dış tarafta ve hareketlidir. Diğeri ise inrunner motorlar, outrunner motorların çalışma prensibinin tam tersi bir şekilde çalışmaktadır. Rotor kısmı iç tarafta ve hareketlidir. Bobin sargıları dış tarafta ve sabittir. Dolayısıyla motorun iç kısmı hareketliyken dış kısmı sabit kalmaktadır.

Projede kullanılan Emax XA2212 modelinde, fırçasız doğru akım motoru pervanelerdeki sürtünmeyi minimize etmesi ve devir sayısı maksimaya ulaşması için gerekli olan güç elde edilmiştir. Motorun teknik özellikleri Çizelge 2.1'de detaylı bir şekilde anlatılacaktır.

Çizelge 2.1 Emax XA2212 motorunun teknik özellikleri

Parametreler	**Açıklama**
Model	Emax XA2212
Gerilim	7-13 V
Akım	Dakikada 24 A
Pervane Boyutu	APC 1045R
Motor Mili	0,003 m x 0,0111 m
Çap	0.0279 m
Uzunluk	43 x 16,5 mm
Ağırlık	50 g
Maksimum İtki Seviyesi	830 kg
Devir katsayısı	820 KV

Emax XA2212 Fırçasız doğru akım motorunun teknik özellikleri şunlardır:

- Fırçasız doğru akım motorların gerilim olarak verilen 7 ile 13 volt arasındaki potansiyel farkı LiPo bataryanın vermiş olduğu gerilim değerine göre ayarlanmaktadır.

- A kısaltmasıyla görülen akım değeri bir noktadan akan elektriksel yük miktarı ile tanımlanır. Emax XA2212 modeli dakikada 24A akım çekmektedir.
- Fırçasız doğru akım modeline göre kullanılması gereken pervane boyutu APC 1045R markasındadır.
- Motorun mil oranı 3 mm – 11,1 mm arasındadır.
- Çap oranı 27,9 mm olarak belirlenmiştir.
- Uzunluk 43 x 16,5 mm boyutundadır.
- Ağırlık 50 gramdır.
- Maksimum itki seviyesi (Fırçasız doğru akım motorunun en yüksek itki seviyesidir.) 830 kg olarak belirlenmiştir.
- Devir sayısı (KV) olarak verilen parametre, motorun 1V ile 1 dakikada dönebilecek devir sayısını vermektedir. Örneğin Emax XA2212 motorunun 820 KV olduğu biliniyor ve LiPo bataryadan gelen 11,1 V değeri 9102 devir / dakika olarak belirlenecektir.

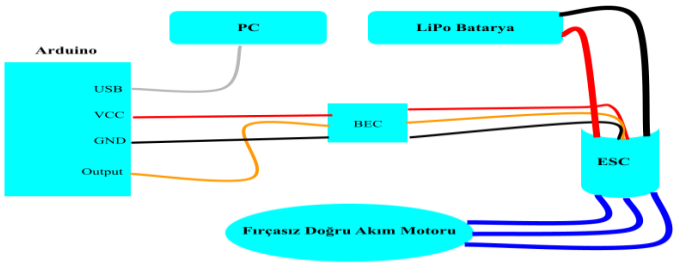
2.1.3 Elektronik hız kontrolcüsü (ESC)

İçerisinde motorun akımını yükseltme devresi, servo sinyal çözücü ve MCU işleyici bulunduran elektronik hız kontrol sürücüsü (Electronic Speed Controller), uçuş kontrolörden gelen DGM (Darbe Genişlik Modülasyonu) sinyali ile ortalama voltaj / akım değeri oluşturarak fırçasız doğru akım motorların hızını kontrol ederler. Dolayısıyla LiPo bataryadan aldığı enerjiyi ve uçuş kontrolcüsünden aldığı DGM sinyalini sürerek motorları hareket ettirmektedir. Fırçasız motorlar 3 fazlı oldukları için ESC'ler pilden aldıkları doğru akımı alternatif akıma dönüştürerek motorlara aktarırlar. ESC'ler, motorların yanmaması için fazla akımı kesmesi ve bataryanın 1V'un altına düştüğü esnada batarya boşaltma evresinin güvenli bir şekilde devam etmesi için akımı keserek motorun zarar görmesini engellemektedir. Dört motorlu insansız hava araç sisteminde fırçasız doğru akım motorlarına uygun bir motor sürücüsü için Şekil 2.4'te gösterilen 40A ESC kullanılmalıdır. Farklı akımlarda ESC modelleri olsa da 40A'lik ESC modeli döner kanatlı İHA sistemleri için ideal olarak belirlenmiştir.



Şekil 2.4 40A ESC modelleri

ESC'nin 3 tane motor kablosu, fırçasız doğru akım motorunun 3 fazına bağlanmaktadır. Giriş kısımda kırmızı kablo ile voltaj (+) ve siyah kablo ile şase (-) olarak 2 kısım bataryaya bağlanılır. BEC (Battery Eliminator Circuit) olarak adlandırılan kablo 3 kısımdan oluşur. Siyah BEC ana işlemci kartının şase (-) ucuna takılır. Kırmızı BEC ana işlemci kartının voltaj (5V) kısmına takılır. Son olarak genellikle beyaz ya da turuncu olan 3. BEC kablosu ise sinyal üretebilmek için ana işlemci kartının DGM portuna takılmalıdır. Detaylı anlatımı Şekil 2.5'te bulunan bağlantı diyagramında görülmektedir.



Şekil 2.5 ESC kablo bağlantı şeması

2.1.4 Kontrol kartı

Döner kanatlı İHA sistemlerinde uçuş gerçekleştirilmesi için kontrol kartına ihtiyaç vardır. Projemizde kullanılan kontrol kartı ATmega2560 mikrodenetleyici içeren arduino kartıdır. Arduino Mega'nın gelişmiş versiyonu olarak yerini alan Arduino Mega 2560 gerekli yazılımlar oluşturulduktan sonra motorlara verileri aktararak onların dönmesini

gerçekleştirmektedir. Dört motorlu insansız hava araçlarında uçuş gerçekleştirilebilmesi için gerekli olan sistemin beyni Şekil 2.6 ile verilen Arduino Mega 2560 kontrol kartı ile oluşturulan yazılımlar ve tasarımlar sayesinde gerçekleşmiştir.

Arduino Mega 2560 kontrol kartının beslemesi harici bir adaptör ile USB girişinden veya batarya ile gerçekleştirir. Dolayısıyla bu kontrol kartının diğer kartlardan farklı olarak FTDI serial sürücü entegresi kullanılmamış olmasıdır. Bunun yerine ATmega16U2 serial dönüştürücü entegresi kullanılmıştır.

Arduino Mega 2560 kontrol kartı reset butonu, ICSP çıkışı, adaptör girişi, USB bağlantısı, 4 tane serial port (UART), 16 MHz kristal osilatörü, 16 analog girişi ve 14 tane DGM çıkışı olmak üzere 54 tane dijital giriş ve çıkıştan oluşmaktadır (Topcuk 2016).



Şekil 2.6 Kontrol kartı (Arduino Mega 2560)

Tez çalışmasında kullanılan Arduino Mega 2560 kontrol kartı kendi yazılım platformunda C / C++ ile kontrol ve uçuş yazılımlarını geliştirerek dört motorlu İHA sisteminin dikey iniş kalkış hareketini ve yalpalanma yapmadan havalanması gerçekleştirilmiştir.

Piyasada birçok kontrol kartı olmasına rağmen projede kullanılan Arduino Mega 2560 işlemcisinin seçilmesinin nedeni diğer işlemci kartlarına göre Arduino Mega 2560 DGM çıkışları fırçasız doğru akım motorlarına göre ideal olması, fiyat açısından uygun olması, çok fazla üretimi gerçekleştiği için çabuk eline ulaşması ve yazılım gerçekleştirmek basit

ve zevkli olması gibi sebeplerden dolayı Arduino Mega 2560 kontrol kartı dört motorlu insansız hava aracı için uygun görülmüştür. Kullanılan kontrol kartı ile ilgili bilgiler Çizelge 2.2'de detaylı bir şekilde verilmiştir.

Çizelge 2.2 Arduino Mega 2560 temel bilgiler

Mikrodenetleyici Sistem	ATmega2560
Darbe Frekansı	16 MHz
EEPROM	4 KB
SRAM	8 KB
Çalışma Voltajı	5 V
Besleme Gerilimi	7 – 12 V
Kullanılan Gerilim	6 – 20 V
PWM Çıkışı	14 tane
Toplam Giriş ve Çıkış	54 Adet
Giriş ve Çıkış Pinlerin Akımı	40 mA
Analog Giriş	16 tane
Flash Bellek	256 KB

Not: Erasable programmable read only memory (EEPROM) olarak verilen parametre uzun dönemli değişkenlerin saklandığı bölüm olarak tanımlanırken, static random access memory (SRAM) ise program çalışırken değişkenlerin gerektiğinde değerlerini değiştiren bölümdür.

Döner kanatlı insansız hava araçların kontrol kartları önem teşkil etmektedir. Kontrol yazılımı gerçekleştirilirken kendi kütüphanemizi oluşturmamız ve yazılım kısmı tamamen bize ait olması gerekçesiyle oluşturulan dört motorlu insansız hava aracının tasarımı oluşturulmuştur. Yazılımın bize ait olması kod da değişiklik yapabilmek ve istenilen zamanda dört motorlu İHA sisteminin gelişim sürecinde pozitif amaçlar sunmaktadır.

2.1.5 Motor hız sensörü (HC- 89)

Şekil 2.7'de verilen motor hız sensörü (HC-89 modülü) fırçalı ya da fırçasız tüm motor çeşitleri için büyük faydası bulunmaktadır. Bu sensörler kontrol kartından motorlara gelen DGM sinyalini tespit ederek motor devir sayılarını ölçmektedir.



Şekil 2.7 Motor hız sensörü (HC-89)

Tez çalışmasında kullanılan HC-89 modülü şase (GND), Vin (5V) ve sinyal çıkışı olmak üzere 3 pinden oluşmaktadır. Algılayıcı sensörleri sayesinde motorun hızı ölçülmektedir.

2.1.6 Küresel konum belirleme (GPS) sensörü

Arduino Mega 2560 kontrol kartında bulunan UART haberleşme ile Şekil 2.8 ile gösterilen crius markalı cirocomm 0093 GPS modülünden anlık konum bilgisi alınabilmektedir. Dört motorlu İHA sistemimizde kullanılan bu sensörün enlem ve boylam olmak üzere 2 parametresi vardır. Sensör, enlem ve boylam olarak elde ettiği verileri yüksek kalitede ve hassasiyette konum takibi ve kontrolü gerçekleştirilerek bilgileri kaydetmesi ve yer kontrol istasyonuna aktarması ile bilinmektedir.



Şekil 2.8 Küresel konum belirleme modülü (GPS)

GPS modülünün şase (GND), dijital pinler (TX ve RX) ve Vin (5V) olmak üzere 4 pine sahip çalışma prensibi bulunmaktadır.

2.1.7 UM7 yönelim sensörü

Yapısında jiroskop, üç eksenli ivmeölçer ve manyetometre verileri bulunduran UM7 yönelim sensörü, tutum ve yön tahminleri üretmek için tasarlanmıştır. Jiroskop, kütle merkezi sabit olması rağmen her yere dönüş yapabilen tekerlek veya silindir şeklinde bir yapıdır. Döner kanatlı İHA sistemlerinde sıkça kullanılan jiroskop belirli bir eksende dönüş gerçekleştiren ve yön tayinleri yapan ölçüm çarkıdır. Üç eksenli ivmeölçer, konumlandırılmış kütlenin değişken yapısından faydalanması veya dik konumu referans olarak kabul etmesiyle oluşan değişiklikleri bu referans noktalarıyla kıyaslayarak bulabilir. İvmeölçer tek yönlü ölçüm gerçekleştirdiği için üç adet sensör birleşmesiyle üç eksenli ivmeölçerleri oluşturmaktadır. Manyetometre veya gauss metre, ortamın manyetik alan ölçümünü gerçekleştirerek vektörel ve skaler değerler açığa çıkartılmaktadır. UM7 yönelim sensörü saniyede 500 kez yön ve konum tahmininde bulunabilmektedir. Dolayısıyla elde edilen veriler normal bir atalet ölçüm biriminden (IMU) farklı olarak genişletilmiş kalman filtresi (EKF) kullanarak sensör verilerini birleştirip adapte eden bir mikrodenetleyiciye sahiptir. Atalet ölçüm ünitesi (IMU), ana işlemciye gönderilen açısal hız ve ivme verisini tek bir modülde toplayan ölçüm birimdir. Temelde en az 2 sensörün birleşiminden oluşmasına karşın Şekil 2.9'da gösterilen UM7 yönelim sensörü, jiroskop, 3 eksenli ivmeölçer ve manyetometre olarak 3 sensörü bir arada toplamıştır. Genişletilmiş kalman fitresi (EKF), bir dinamik sistem modelinde

önceki bilgileriyle giriş ve çıkış bilgilerinden durumlarını tahmin edebilen bir filtre çeşididir.



Şekil 2.9 UM7 yönelim sensörü

Projede kullanılan UM7 yönelim sensörü, şase (GND), maksimum besleme gerilimi olarak Vin (5V), aktif olarak kullanılması gereken gerilim değeri 3,3V, haberleşme birimi olarak sırasıyla UART TX çıkış ve UART RX giriş olmak üzere 5 pine sahip çalışma prensibi bulunmaktadır. Çizelge 2.3'te verilen UM7 yönelim sensörünün teknik özellikleri detaylı bir şekilde anlatılmaktadır.

Çizelge 2.3 UM7 yönelim sensörü teknik özellikleri

Ebat	28 mm x 28 x 9 mm
Ağırlık	7,5 g
Çalışma voltajı	4 V – 5,5 V
Giriş çıkış lojik seviye	3,3 V
EKF tahmini oran	500 Hz
Açısal çözünürlük	0,01 °
Açı tekrarlanması	0,5 °
Dinamik sapma doğruluğu	5 °
Statik sapma doğruluğu	± 3 °
Dinamik dönüş doğruluğu	± 3 °
Statik adım rulo doğruluğu	± 1 °
Çalışma akımı	50 mA
3.3 V Pin, max. çıkış akımı (Ta = 25 C)	180 mA
3.3 V Pin, max. çıkış akımı (Ta = 50 C)	120 mA
3.3 V Pin, max. çıkış akımı (Ta = 80 C)	45 mA

UM7 yönelim sensörünün teknik özelliklerine göre çalışma voltajı, çalışma akımı, sıcaklık değerlerine göre çıkış akımları, fiziksel özellikleri, dinamik veya statik sapma doğrulukları ve açı özellikleri verilmiştir.

UM7 yönelim sensörünün özellikleri:

- Yüksek gyro önyargı kararlılığı,
- Düşük gürültü,
- Harici GPS ile zaman senkronizasyonu,
- Tüm sensörlerde sıcaklık telafisine izin verir,
- Ayarlanabilir düşük geçiş filtresi ve EKF ayarları,
- Yüksek verimlilik,
- Sensör verilerinin gerçek zamanlı çizilmesi, kaydedilmesi ve yapılandırılması gibi işlevleri ile MEMS (Mikro - Elektro - Mekanik sistemler) teknolojisinden yararlanılır.

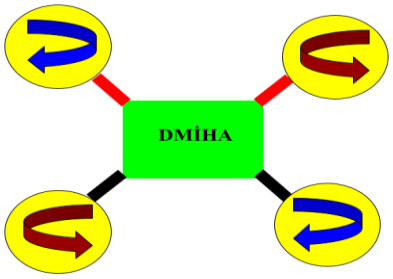
2.1.8 Pervaneler

Dört motorlu insansız hava araçlarında fırçasız doğru akım motorlarının millerine yerleştirilen, motorların hızlarına göre yerçekimine karşı belirli bir tork oluşturup itme veya çekme sağlayarak fırçasız doğru akım motorlarının yönlerine göre dönüş gerçekleştiren kanatlara pervane denir. Yani pervaneler motorlar ile uyumlu bir şekilde yerçekimi kuvvetine karşı ivme kazandırarak İHA sisteminin havalanmasını sağlamaktadır. Projede Şekil 2.10 ile görülen APC 1045R karbon fiber pervane modeli Emax XA 2212 markalı motorlara uyumlu olması sebebiyle kullanılmıştır. Pervaneler sınıflandırılırken açı (Pitch) ve boy oranına bakılmaktadır. Pitch açısı dört motorlu İHA sisteminde bir tam tur dönüş yaptıktan sonra ilerleme mesafesindeki değeri ifade eder. Örneğin 10 ile ifade edilen değer boy oranıdır ve 1 inç ile gösterilmektedir. Pitch açısı ise 4,5 inç olarak verilmiştir. Pervaneler karbon fiber, ahşap, plastik, fiberglas, ve metal gibi malzemelerden üretilmektedir. Genellikle pervane seçimi yapılırken motorların teknik özellikleri baz alınmalıdır.



Şekil 2.10 Dört motorlu İHA pervane modeli

Dört motorlu insansız hava araçlarının havalanabilmesi için fırçasız doğru akım motorlarına takılan pervanelerin sağ ve sola dönüş olmak üzere 2 farklı şekilde gerçekleştirilir. Şekil 2.11 ile verilen pervanelerin dönüş yönleri gösterilmektedir. Pervaneler dönüş yönleri olarak saat yönünde (Clockwise) ve saat yönünün tersi (Counter clockwise) istikametinde karşılıklı çift olarak gerçekleştirirler.

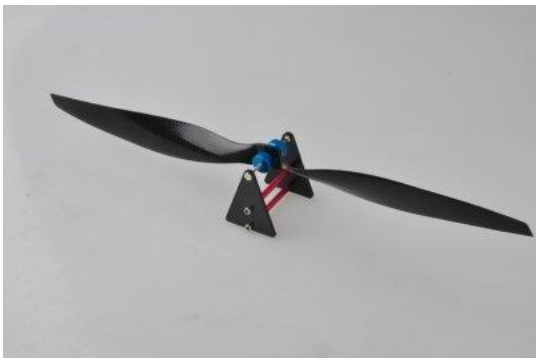


Şekil 2.11 Dört motorlu İHA pervanelerinin dönüş yönleri

Pervanelerin balans ayarları dört motorlu İHA'lar için çok büyük önem arz etmektedir. Dört motorlu İHA sisteminin dikey iniş kalkış hareketini yalpalanma olmadan gerçekleştirebilmesi için gürültü oranının çok düşük olması gerekmektedir. Bu da pervanelerin titreşim oranının az olması ile gerçekleşir. Titreşim oranının minumum seviyede kalabilmesi pervanelerin balans ayarlarının yapılması ile gerçekleşmektedir.

Dolayısıyla bir test düzeneği oluşturulmalı ve pervanelerin dengede kalıp kalmadıkları kontrol edilmelidir.

Şekil 2.12'de görüldüğü gibi pervanenin dengede kalıp kalmaması test edilmiştir. Eğer pervane dengede kalmıyorsa ağır olan taraf zımparalanarak dengede kalması gerekmektedir.



Şekil 2.12 Pervane balans ayarı için test düzeneği

2.1.9 Batarya

Lityum Polimer (Li-Po) piller teknolojinin ilerlemesi ile 1980'li yıllarda lityum iyon ve lityum metal hücrelerinin ortaya çıkmasıyla beraber lityum polimer pilleri araştırma konusu olmuştur. Döner kanatlı İHA modellerinde NiMH ve NiCad gibi bataryaların yetersiz kalması LiPo bataryaların gelişmesinde öncü olmuşlardır. LiPo pillerin diğer pillere göre avantajları şunlardır:

- LiPo piller hafif ve istenilen boyutta üretilebilmekte,
- Yüksek kapasiteli ve yoğun güç / ağırlık oranına eşit,
- Küçük boyutlarda olması ve kısa sürede deşarj edilebilme,
- Yüksek akım potansiyeline sahip ve hızlı şarj etme özelliğine sahiptir.

LiPo pillerin diğer pillere göre dezavantajları şunlardır:

- Yüksek akım potansiyeline sahip olmasından dolayı olumsuz koşullarda yangın tehlikesi oluşturabilir.
- Kısa devre durumu için bataryada aşırı boşalma durumları söz konusudur.
- Diğer bataryalara göre daha pahalıdır.
- Yaklaşık 500 şarj durumundan sonra ömrü tükenebilmektedir.
- Şarj veya deşarj olma durumlarında çok dikkatli olunmalı herhangi bir hatada kullanılmaz hale gelebilmektedir.

Çalışmada Şekil 2.13 ile görülen Lityum Polimer pil örneği üç hücreli (3S), 11,1V gerilime (3 x 3,7V = 11,1V) ve 3000 mAh (3A) enerji depolama kapasitesine sahiptir.



Şekil 2.13 3S Li-Po batarya modeli

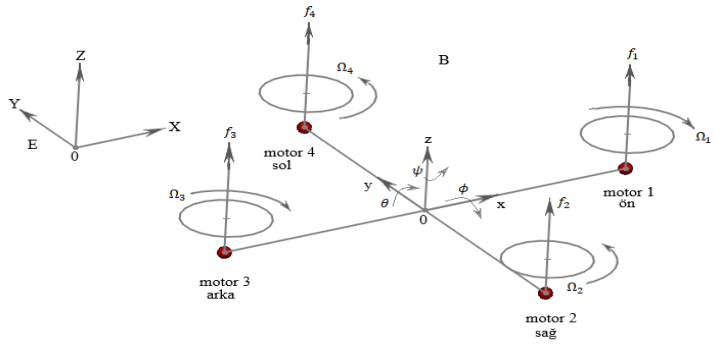
LiPo pillerin üzerinde yazılı olan "C" parametresi bataryanın deşarj olma durumunu göstermektedir. Örneğin, 3000 mAh depolama kapasitesine sahip bir batarya 25 C deşarj değeri ile çarpılırsa 75000 mA (75 A) akım verebileceğini göstermektedir.

LiPo piller belirli hücrelerden (2S-6S arasında) oluşabilir. Dolayısıyla döner kanatlı İHA modeli tasarlanırken fırçasız doğru akım motorların akım ve gerilim değerleri kontrol edilerek uygun bir LiPo batarya tercih edilmeli aksi taktirde tehlikeli sonuçlar oluşabilmektedir.

Aynı zamanda bataryaların ömürlerinin uzun olabilmesi için sarj cihazlarının da uygun olanları kullanılmalı, şarj ve deşarj durumunda değerlerin dikkatli bir şekilde verilmesi gerekmektedir (Uz 2019).

2.2 Sistem Dinamiği

Şekil 2.14'te görüldüğü gibi dört motorlu insansız hava aracı dikey yönde iniş kalkış hareketi yapabilen hava araçlarıdır. İskelet yapısının orta kısmı kütle ağırlık merkezi olan dört motorlu insansız hava aracı (DMİHA) dört tane sağlam ve hızlı fırçasız doğru akım motorlarından (FDAM) oluşmaktadır. Bu FDAM iki tanesi saat yönünde dönerken diğer ikisi saat yönünün tersinde dönüşünü tamamlar.



Şekil 2.14 Dört motorlu İHA modeli

DMİHA'nın dinamiğinde iki koordinat sistemi vardır. Birincisi sabit olan ve X, Y, Z ile gösterilen yer koordinatıdır. Diğeri ise hareketli olan ve x, y, z ile gösterilen cihaz koordinatıdır. Burada FDAM'nın hareketi için bu eksenler büyük öneme sahiptir. DMİHA açıları değiştirilirken dikey eksende dengede kalmasını sağlayan toplam itme kuvveti sabit tutulmalıdır. Yunuslama (Pitch) açısı (θ) cihaz koordinatının x ekseninde olan ön ve arka FDAM'nın değerleri ayarlanarak hızı kontrol edilir. Yalpa (Roll) açısının (ϕ) hızını azaltıp arttırabilmek için cihaz koordinatındaki y ekseninde bulunan sol ve sağ FDAM'nın değiştirilmesi gerekir. Sapma (Yaw) açısını (ψ) değiştirebilmesi için tüm FDAM'nın hızları arttırılıp azaltılmalıdır. Son olarak z eksenindeki hareketi ise FDAM'nın orantılı bir şekilde ayarlanmasıyla gerçekleşecektir (Civelek 2020).

2.2.1 Dikey eksende hareket

Dört motorlu insansız hava araçlarında dikey eksende iniş kalkış hareketi yapabilmesi için fırçasız doğru akım motorlarının orantılı bir şekilde arttırılıp azaltılmasıyla gerçekleşmektedir. Şekil 2.14 ile gösterilen z ekseni dikey iniş kalkış hareketini göstermektedir.

Dört motorlu İHA z ekseninde yukarı yönlü hareketi için dört motorun devir sayıları aynı oranda arttırılırsa motorlarda belirli bir tork oluşur, yani itki kuvveti DMİHA'nın ağırlığını geçer. Dolayısıyla yerçekimini yenen DMİHA havaya kalkışını gerçekleştirir.

DMİHA'nın z ekseninde aşağı doğru hareketi için dört motorun devir sayıları aynı oranda azaltılır ve motorlarda ki tork değeri düşer, yani DMİHA'nın ağırlığı itki kuvvetini geçer. Böylece fırçasız doğru akım motorları yavaşlama durumuna geçerek yere doğru inişini gerçekleştirir.

2.2.2 Yunuslama (Pitch açısı) hareketi

Dört motorlu İHA sisteminde pitch açısı (θ) olarak bilinen yunuslama hareketi Şekil 2.14 ile gösterilen cihaz koordinatının y ekseninde bulunan motor 2 (sağ) ve motor 4 (sol) sabit tutularak, cihaz koordinatının x ekseninde bulunan motor 1 (ön) ve motor 3 (arka) değerlerinin azaltılıp arttırılmasıyla gerçekleştirilen harekettir. DMİHA'nın arka motorunun hızı arttırılırsa ileriye doğru bir hareket gerçekleşecektir. Eğer ön motorun hızı arttırılırsa bu sefer de geriye doğru bir hareket gerçekleşecektir.

2.2.3 Yalpalama (Roll açısı) hareketi

DMİHA sistemlerinde roll açısı (ϕ) ile bilinen yalpalama hareketi yunuslama hareketinin tam tersi olarak bilinmektedir. Şekil 2.14 ile verilen dört motorlu İHA modelinde hareketli bölge olan cihaz koordinatının y ekseninde bulunan motor 2 (sağ) ve motor 4 (sol) değerlerinin değiştirilmesiyle gerçekleşen sistem hareketidir. Hareketli kısım olan

cihaz koordinatında bulunan x ekseninde ki motor 1 (ön) ve motor 3 (arka) değerlerinin sabit tutulma şartıyla, motor 2 (sağ) değeri motor 4 (sol) değerine göre fazla devir sayısında olması DMİHA'nın sola doğru yalpalama (roll) hareketi gerçekleştirmesine, aksi taktirde motor 4 (sol) değeri motor 2 (sağ) değerine göre daha fazla devir sayısı kazanırsa bu zamanda sağa doğru yalpalama (roll) hareketi gerçekleşecektir.

2.2.4 Sapma (Yaw açısı) hareketi

Döner kanatlı İHA sistemlerinde yaw açısı (ψ) z ekseninde dönme veya sapma açı hareketini göstermektedir. Şekil 2.14'te dört motorlu İHA modeli için sapma (Yaw) hareketi karşılıklı olarak aynı yönde dönen fırçasız doğru akım motorlarının belirli oranlarda azaltılıp arttırılmasıyla z ekseninde oluşan dönme hareketidir. Motor 1 (ön) ve motor 3 (arka) için değerlerin azaltılması ile motor 2 (sağ) ve motor 4 (sol) için değerlerin arttırılması sonucu saat yönünde bir sapma (Yaw) hareketi gerçekleştirilecektir. Dolayısıyla motor 1 (ön) ve motor 3 (arka) çifti için değerlerin arttırılması ile motor 2 (sağ) ve motor 4 (sol) çifti için değerlerin azaltılması sonucunda saat yönünün tersi istikametinde sapma (yaw) hareketi meydana gelmektedir.

2.3 Darbe Genişlik Modülasyonu (DGM)

Sinyal işleme tekniği olarak bilinen darbe genişlik modülasyonunun görevi sinyali cihazlara gönderip elektriğin gücünü kontrol etmektir. Dört motorlu insansız hava araçlarına gönderdiği sinyal verisi ile devir sayıları ve motor hızları ile alakalı ilişkiyi düzenleme işlemi gerçekleştirir. Dört motorlu insansız hava araçları için dört adet darbe genişlik modülasyonuna ihtiyaç vardır. Kontrol biriminden veya sensörden (HC-89) gelen veriyi işleyen DGM devir sayısı ile orantılı bir şekilde artış azalış göstermektedir (Merç ve Bayılmış 2011). Li-Po bataryaların tam şarjda olmasına rağmen kullanıldıkça zayıflama göstermesi, açısal hızın düşmesine neden olur. Bu da DMİHA için önem arz etmektedir. DGM'nin değeri sabit tutularak bataryaya ait elektriksel gücün değerleri ölçülmelidir. Aksi taktirde teknik sorunlarla karşılaşılmaktadır (Efe vd. 2018).

2.4 Matematiksel Modelleme

Dört motorlu insansız hava aracının hareket kabiliyeti ikiye ayrılır. Bunlar doğrusal yer değiştirme hareketi ve açısal dönme hareketidir. Aşağıdaki denklemlerden görüleceği üzere açısal dönme hareketi yer değiştirme hareketinden bağımsızdır. Fakat yer değiştirme hareketi açısal dönme hareketine bağımlı bir şekilde dönüşünü gerçekleştirir.

$$\left.\begin{aligned} U_1 &= b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 &= b(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\ U_3 &= b(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ U_4 &= d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \Omega_T &= \Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 \end{aligned}\right\rangle \quad (2.1)$$

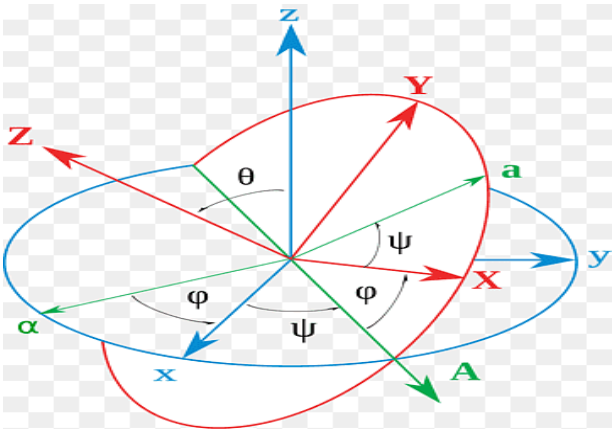
Denklem 2.1'de verilen U_1 İHA'ya motorların uyguladığı toplam itme kuvvetidir. U_2, U_3, U_4 ise DMİHA ekseninde motorlar tarafından açısal dönüş hareketine sebep olan torklardır. $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4$ sırasıyla motor hızlarıdır. Ω_T ise motorların bağıl hızlarıdır. b itme katsayısı ve d ise sürükleme katsayısıdır.

$$\left.\begin{aligned} \ddot{\phi} &= \frac{I_y - I_z}{I_x}\,\dot{\theta}\,\dot{\psi} - \frac{J_r}{I_x}\,\dot{\theta}\,\Omega_r + \frac{\ell}{I_x}\,U_2 \\ \ddot{\theta} &= \frac{(I_z - I_x)}{I_y}\,\dot{\phi}\,\dot{\psi} + \frac{J_r}{I_y}\,\dot{\phi}\,\Omega_r + \frac{\ell}{I_y}\,U_3 \\ \ddot{\psi} &= \frac{(I_x - I_y)}{I_z}\,\dot{\phi}\,\dot{\theta} + \frac{1}{I_z}\,U_4 \\ \ddot{x} &= \frac{1}{m}\,(\sin\psi\,\sin\phi + \cos\psi\,\sin\theta\,\cos\phi)\,U_1 \\ \ddot{y} &= \frac{1}{m}\,(-\cos\psi\,\sin\phi + \sin\psi\,\sin\theta\,\cos\phi)\,U_1 \\ \ddot{z} &= \frac{1}{m}\,\cos\theta\,\cos\phi\,U_1 - g \end{aligned}\right\rangle \quad (2.2)$$

2.4.1 Euler açıları

Üç boyutlu rotasyonda tek bir eksen için açı değerlerine göre dönüş gerçekleştiren terimdir. Her eksen için ayrı ayrı açılar belirlenmiştir. Denklem 2.2'de verilen θ, ψ, ϕ DMİHA hareketsiz eksene bağlı durumunu belirleyen Euler açılarıdır. Havacılık ve uzay

alanlarında sıklıkla kullanılan Euler açıları Şekil 2.15 ile verilmiştir. Euler açıları dönüş yönleri için koordinat sistemine ihtiyaç duymaktadır. 3 boyutlu rotasyonlarda düzlemi temsil eden xyz gibi harflerle ifade edilmektedir. Dolayısıyla xyz ile oluşturulan 12 farklı açı dizisi elde edilmektedir. Döner kanatlı İHA sistemleri için Euler açıları pitch, roll ve yaw açıları olarak bilinmektedir. Burada pitch açısı θ olarak, roll açısı ϕ ile gösterilir ve yaw açısı ψ matematiksel gösterimler ile ifade edilmektedir.



Şekil 2.15 Euler dönme açıları

x, y, z ifadeleri hareketsiz eksende merkezin bulunduğu konumdur. ℓ , DMİHA'nın kütle merkezi ile pervanenin dönme ekseninde ki mesafedir, m DMİHA kütlesidir. Jr, motorların eylemsizlik momenti, Ix, Iy, Iz ise DMİHA kütle merkezinin etrafındaki eylemsizlik momentleridir.

$$\left.\begin{aligned}
\Omega_1 &= \tfrac{1}{2}\left(\tfrac{U_4}{d} + \tfrac{U_1}{b} + 2\tfrac{U_3}{b}\right)^{1/2} \\
\Omega_2 &= \tfrac{1}{2}\left(-\tfrac{U_4}{d} + \tfrac{U_1}{b} - 2\tfrac{U_2}{b}\right)^{1/2} \\
\Omega_3 &= \tfrac{1}{2}\left(\tfrac{U_4}{d} + \tfrac{U_1}{b} - 2\tfrac{U_3}{b}\right)^{1/2} \\
\Omega_4 &= \tfrac{1}{2}\left(-\tfrac{U_4}{d} + \tfrac{U_1}{b} - 2\tfrac{U_2}{b}\right)^{1/2}
\end{aligned}\right\} \qquad (2.3)$$

DMİHA'nın bulunduğu yükseklikteki açısal hareket hızı istendiğinde denklem 2.3'te verilen değerler kullanılır. Ayrıca FDAM'nın ürettiği toplam tork korunması istenilirse

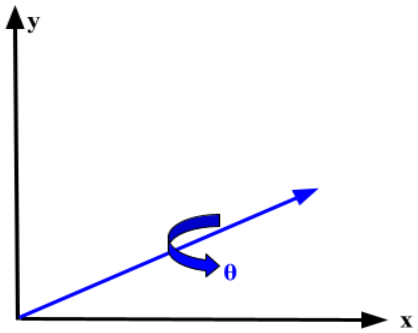
bu zamanda denklem 2.3'ten faydalanılabilir. Aşağıdaki Çizelge 2.4'te gösterilen değişken değerleri ve tanımları detaylı bir şekilde anlatılmıştır.

Çizelge 2.4 Dört motorlu İHA değişkenleri

Değişken Sembolleri	**Değer**	**Birim**	**Değişken Tanımları**
$\boldsymbol{I_x}$	0,0086	$kg\ m^2$	x ekseni eylemsizlik momenti
$\boldsymbol{I_y}$	0,0087	$kg\ m^2$	y ekseni eylemsizlik momenti
$\boldsymbol{I_z}$	0,0173	$kg\ m^2$	z ekseni eylemsizlik momenti
$\boldsymbol{J_r}$	$3{,}7405.\ 10^{-5}$	$kg\ m^2$	Motor eylemsizlik momenti
b	$3{,}12.\ 10^{-5}$	$N\ s^2$	İtme katsayısı
d	$9.\ 10^{-7}$	$N\ m\ s^2$	Sürüklenme katsayısı
m	0,4796	kg	DMİHA'nın kütlesi
$\boldsymbol{\ell}$	0,221	m	DMİHA'nın kol uzunluğu

2.4.2 Dönme matrisi

İki noktadan oluşan cismin bir noktasının sabit tutulması, diğer noktasının ise hareketli olması sonucu dönme eylemi gerçekleşir. Bu emsali koordinat sistemine taşıdığımız taktirde oluşan anlık dönme konfigürasyonu oryantasyon olarak tanımlanmaktadır. Yani bir cismin koordinat sisteminde yönü ve pozisyonu belirlenebilmesi için başka bir koordinat düzleminde tanımlanması gerekmektedir. Dolayısıyla bu olayları matematiksel olarak teyit ettiğimiz zaman dönme matrisi, formüller ve semboller ile anlatılacaktır.
x_a ve y_a olarak tanımlanan iki boyutlu koordinat düzleminde θ açısı kadar saat yönünün tersi istikamette döndürülmesi sonucu x_b ve y_b olarak tanımlı eksenler elde edilmektedir. Şekil 2.16'da gösterildiği gibi 2 boyutlu bir koordinat sisteminde dönme sonucu oluşan açıyı ve eksenleri göstermektedir.



Şekil 2.16 İki boyutlu dönme ekseni

$$A(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta \\ \sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \tag{2.4}$$

Denklem 2.4'te 2 boyutlu koordinat düzlemi için oluşan θ açısının matris gösterimi verilmiştir.

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta \\ \sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_a \\ y_a \end{bmatrix} \tag{2.5}$$

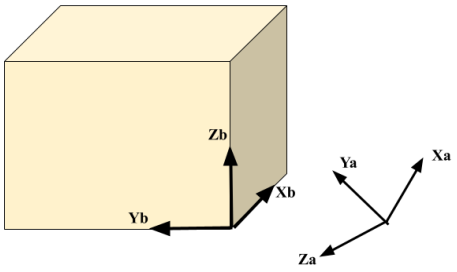
Denklem 2.5'te verilen matris gösterimi x_a ve y_a ile tanımlı koordinat düzleminin A(θ) matrisi ile çarpımı sonucu x_b ve y_b olarak oluşan başka bir koordinat düzlemini göstermektedir.

$$x_b = x_a \cos\theta - y_a \sin\theta \tag{2.6}$$

$$y_b = x_a \sin\theta + y_a \cos\theta \tag{2.7}$$

Denklem 2.5 ile verilen matris sonucu Denklem 2.6 ve Denklem 2.7 değerleri ortaya çıkmıştır.

Dört motorlu İHA sistemleri 3 eksenli (x, y, z) düzlemde oldukları için dönme matrisi Şekil 2.17 ile verilen 3 boyutlu koordinat sisteminde görülmektedir. Şekil 2.17 ile verilen X_b, Y_b, Z_bkoordinat düzleminin ana kısmı ve X_a, Y_a, Z_a ise koordinat sisteminin referans kısmı olarak belirlenilmiştir.



Şekil 2.17 Üç boyutlu koordinat sistemi

Cismin yönelimi koordinat sisteminde referans kısım ile ifade edilirken açı ve eksen hareketleri dönme matrisleri ile ifade edilmektedir. Ana kısım ve referans kısım uzayda aynı konumu gösterdiğini farz edersek, cisim z ekseninde θ açısı kadar dönmesiyle x ve y eksenleri oluşur. Elde edilen değer, y ekseninde ϕ açısı kadar döndürülmesiyle ve x ekseninde ψ açısı kadar döndürülmesiyle $A_{z,y,x}(\theta, \phi, \psi)$ şeklinde Euler açılarını oluşturmaktadır.

Havacılık ve uzay birimlerinde sıklıkla kullanılan Euler açıları ve saat yönünün tersinde dönme (z, y, x) gerçekleştiren yönelim koordinat sistemi sırasıyla Denklem 2.8, Denklem 2.9 ve Denklem 2.10 ile 3x3 matris ortamında matematiksel modellemesi gerçekleştirilmiştir.

$$A_z(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta & 0 \\ \sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

$$A_y(\phi) = \begin{bmatrix} \cos\phi & 0 & \sin\phi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\phi & 0 & \cos\phi \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

$$A_x(\psi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\psi & -\sin\psi \\ 0 & \sin\psi & \cos\psi \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

Döner kanatlı İHA sistemlerin 3 boyutlu uzayda dönme matrisleri Denklem 2.11 gösterildiği gibi çarpılması sonucu A_{ab} değeri elde edilmektedir. Burada işlemler gerçekleştirildikten sonra Denklem 2.12 ile gösterilen matris sonucu oluşmaktadır.

$$A_{ab} = A_z(\theta)\, A_y(\phi)\, A_x(\psi) \quad (2.11)$$

$$A_{ab} = \begin{bmatrix} \cos\theta\sin\phi & \cos\theta\sin\phi\sin\psi - \sin\theta\cos\psi & \cos\theta\sin\phi\cos\psi + \sin\theta\sin\psi \\ \sin\theta\sin\phi & \sin\theta\sin\phi\sin\psi + \cos\theta\cos\psi & \sin\theta\sin\phi\cos\psi - \cos\theta\sin\psi \\ -\sin\phi & \cos\phi\sin\psi & \cos\phi\cos\psi \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

Elde edilen A_{ab} değeri ortagonal bir matris olduğu için Denklem 2.13 ve Denklem 2.14'te matrisin tersi ve devriği işleme tabi tutulması sonucu birbirine eşit olduğu görülmektedir.

$$\det A = \pm 1 \quad (2.13)$$

$$A^{-1} = A^T \quad (2.14)$$

Denklem 2.15'te gösterilen 3x3 matris değerleri sonuç olarak elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlar neticesinde Denklem 2.16 ile verilen Euler açılarına dönüşüm gerçekleşmiştir.

$$A_{ab} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \tag{2.15}$$

$$\begin{Bmatrix} \theta = \arctan(A_{21}, A_{11}) \\ \phi = -\arcsin(A_{31}) \\ \psi = \arctan(A_{32}, A_{33}) \end{Bmatrix} \tag{2.16}$$

Dört motorlu İHA sistemlerinde matematiksel modelleme bölümünde gerçekleştirilen dönme matrisi ile alakalı detaylı bilgiler Çizelge 2.5'te verilmiştir.

Çizelge 2.5 Dönme matrisinin parametreleri

Değişkenler Parametresi	**Açıklamalar**
$\boldsymbol{X_a, Y_a, Z_a}$	Koordinat düzleminin referans olarak alınan eksenleridir.
$\boldsymbol{X_b, Y_b, Z_b}$	Koordinat düzleminin ana bileşenleri
$\boldsymbol{A_{z,y,x}(\theta, \phi, \psi)}$	z, y, x eksenlerinde (saat yönünün tersi istikamette) dönüş gerçekleşmesi için oluşan Euler Açıları
$\boldsymbol{A_{ab}}$	Durum uzayında 3 boyutlu sistemler için sırasıyla $A_z(\theta)\ A_y(\phi)\ A_x(\psi)$ dönme matrislerinin çarpımı sonucu oluşmaktadır.
$\boldsymbol{A_z(\theta)\ A_y(\phi)\ A_x(\psi)}$	Durum uzayında Euler açılarının z, y, x eksenlerine göre dönme matrisini ifade etmektedir.
$\boldsymbol{A^{-1}}$	Dönme matrisinin tersini ifade etmektedir.
$\boldsymbol{A^T}$	Dönme matrisinin devriği veya transpozesini ifade etmektedir.

2.4.3 Quaterniyon modeli

Quaterniyonlar q ϵ H olarak tanımlı dört boyutlu bir vektördür. Durum uzayında quaterniyon vektörü w ϵ A skaler kısımdan oluşurken, v = (x, y, z) ϵ A^3 olarak tanımlı vektör kısmından oluşmaktadır. Denklem 2.17 - 2.20 ile verilen değerler quaterniyonların matematiksel tanımlamalarını göstermektedir.

$$q = [w, v], \text{ w } \epsilon \text{ A, v} = A^3 \tag{2.17}$$

$$\text{q} = [w, (x, y, z)], \text{ w, x, y, z } \epsilon \text{ A} \tag{2.18}$$

$$\text{q} = [w + ix + jy + kz], \text{ w, x, y, z } \epsilon \text{ A} \tag{2.19}$$

$$\text{q} = [qw, qx, qy, qz], \text{ qw } \epsilon \text{ A, qx, qy, qz } \epsilon \text{ H} \tag{2.20}$$

Quaterniyonların vektörel kısımlarında bazı kartezyen işlemler mevcuttur. Bu işlemlerin çarpımı ve değerlerin sonuçları Denklem 2.21 – 2.24'te verilmiştir.

$$i^2 = j^2 = k^2 = ijk = -1 \tag{2.21}$$

$$\text{ij} = \text{k, ji} = \text{-k} \tag{2.22}$$

$$\text{jk} = \text{i, kj} = \text{-i} \tag{2.23}$$

$$\text{ki} = \text{j, ik} = \text{-j} \tag{2.24}$$

Oryantasyon hesabında quaterniyon gösterimi, dönme açıları olarak pitch (θ), roll (ϕ), yaw (ψ) ile tanımlanırsa Denklem 2.25 – 2.30 ile verilen sinüs ve kosinüs değerleri elde edilir.

$$c_1 = \cos\left(\theta/2\right) \tag{2.25}$$

$$c_2 = \cos\left(\emptyset/2\right) \tag{2.26}$$

$$c_3 = \cos\left(\psi/2\right) \tag{2.27}$$

$$s_1 = \sin\left(\theta/2\right) \tag{2.28}$$

$$s_2 = \sin\left(\emptyset/2\right) \tag{2.29}$$

$$s_3 = \sin\left(\psi/2\right) \tag{2.30}$$

Elde edilen tüm değerlerin işleme tabi tutulması sonucu Denklem 2.31 – 2.34 ile tanımlı quaterniyon eşitlikleri oluşmaktadır.

$$q_w = [c_3 * (c_1 * c_2)] - [s_3 * (s_1 * s_2)] \tag{2.31}$$

$$q_x = [c_3 * (c_1 * s_2)] + [s_3 * (s_1 * c_2)] \tag{2.32}$$

$$q_y = [c_3 * (s_1 * c_2)] - [s_3 * (c_1 * s_2)] \tag{2.33}$$

$$q_z = [s_3 * (c_1 * c_2)] - [c_3 * (s_1 * s_2)] \tag{2.34}$$

Denklem 2.35'te q_a, $q_b \in$ H olarak iki quaterniyon tanımlanmıştır. Quaterniyonların dört boyutta çarpımları sonucu Denklem 2.36 – 2.40 eşitlikleri elde edilmiştir.

$$q_a = [q_a w, q_a x, q_a y, q_a z]\ ,\ q_b = [q_b w, q_b x, q_b y, q_b z] \tag{2.35}$$

$$q_{ab} w = q_a w * q_b w - q_a x * q_b x - q_a y * q_b y - q_a z * q_b z \tag{2.36}$$

$$q_{ab}x = q_a x * q_b w + q_a w * q_b x + q_a z * q_b y - q_a y * q_b z \quad (2.37)$$

$$q_{ab}y = q_a y * q_b w - q_a z * q_b x + q_a w * q_b y + q_a x * q_b z \quad (2.38)$$

$$q_{ab}z = q_a z * q_b w + q_a y * q_b x - q_a x * q_b y + q_a w * q_b z \quad (2.39)$$

$$q_{ab} = [q_{ab}w, q_{ab}x, q_{ab}y, q_{ab}z] \quad (2.40)$$

Denklem 2.41'de verilen q_0 değeri başlangıç olarak tanımlanırsa bir cismin yönelim hesabı yapılırken; her bir dönüşün quaterniyon değeri bir önceki quaterniyon değeri ile çarpılarak kümülatif bir değer olan Denklem 2.42 ile verilen sonuç ortaya çıkmaktadır.

$$q_0 = [1 \ 0 \ 0 \ 0] \quad (2.41)$$

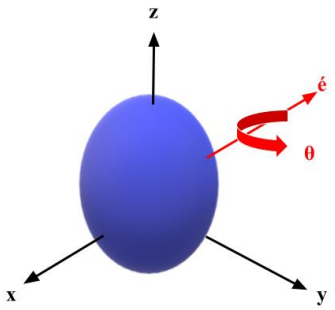
$$\left\{ \begin{array}{c} q_{n1} = q_1 \, q_0 \\ q_{n2} = q_2 \, q_{n1} \\ . \\ . \\ . \\ . \\ q_{nt} = q_t \, q_{n(t-1)} \end{array} \right\} \quad (2.42)$$

Bir cisim i tane nokta ile ifade edilirse ilk konumu k_i ve t kadar dönüşü sonucu $k_i{}'$ gibi bir değer ortaya çıkacaktır. Denklem 2.43 ile tanımlı eşitlik de $q_{nt(conj)}$ olarak verilen değer, q_{nt} değerinin eşleniği olarak tanımlanmaktadır.

$$k_i{}' = q_{nt} \, k_i \, q_{nt(conj)} \quad (2.43)$$

Şekil 2.18 ile verilen quaterniyon modelinin birim vektör ve dönüş açısı hesaba katılarak elde edilen sonuçlar neticesinde Denklem 2.44'teki q değeri oluşmuştur.

$$q = \cos(\sigma/2) + v \sin(\sigma/2) \tag{2.44}$$



Şekil 2.18 Quaterniyon modeli

Oryantasyon hesaplamalarında kullanılan quaterniyon modeli ve Euler açıları karşılaştırma yapılırken aşağıdaki değerlendirmeler göz önüne alınmalıdır. Quaterniyonlar tanımlı bir eksen etrafında bir açıyla yönelim gerçekleştirirken Euler açıları x, y, z eksenlerin her biri etrafında dönme açılarını bularak oryantasyon hesabını gerçekleştirirler. Quaterniyon hesaplamaları birim vektör üzerinden yapılırken, Euler açılarının oryantasyon hesaplamaları, koordinat sisteminde eksenlere belirli sırayla verilmesi gerekmektedir. Quaterniyon modelinde karmaşık bir yapıda olması ve açıların fiziksel karşılığı tam olarak görülememesi gibi durumlar söz konusu iken, Euler açılarının yönelim hesaplamaları kolay, anlaşılır ve herkes tarafından kullanılması nedeniyle tercih edilmektedir.

3 boyutlu yönelim için dönüşümler sonucu Euler açılarında pitch açısının 90 ° olduğu zamanda serbestlik derecesi kaybı görülürken, quaterniyonlar da herhangi bir şekilde serbestlik derecesi kaybı gözükmemektedir (Çakıcı 2019).

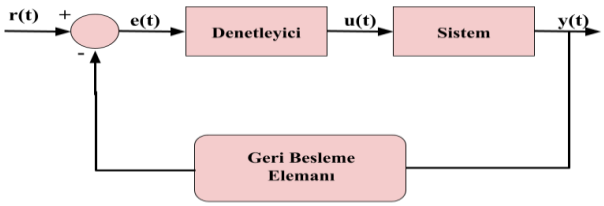
Döner kanatlı İHA modellerinde gerçekleştirilen quaterniyon matematiksel modeli ile alakalı detaylı bilgiler Çizelge 2.6 ‘da verilmektedir.

Çizelge 2.6 Quaterniyon modelinin parametreleri

q ϵ H	Durum uzayında dört boyutlu (w, x, y, z) vektörü ifade etmektedir.
w ϵ A	Quaterniyon vektörü için skaler kısmını göstermektedir.
v = (x, y, z) ϵ A^3	Quaterniyon vektörü için üç boyutlu uzayda vektör kısmını ifade etmektedir.
s_1, s_2, s_3	Euler açılarının sinüs modelini göstermektedir
c_1, c_2, c_3	Euler açılarının cosinüs modelini göstermektedir
$q_{nt(conj)}$	Bir cismin yönelim hesabı yapılırken quaterniyon değeri ile önceki quaterniyon değerinin çarpılması sonucu oluşur.
k_i	Bir cismin i tane noktası olduğu varsayılırsa, cismin ilk konumu ifade etmektedir.
$q_a, q_b \epsilon$ H	Dört boyutlu durum uzayında tanımlanan quaterniyon değişkenleri
q_{ab}	q_a, q_b quaterniyon değişkenlerinin çarpımları sonucu oluşan quaterniyon modelidir.

3. DÖRT MOTORLU İHA İÇİN KONTROL YÖNTEMLERİ

Günümüzde dört motorlu insansız hava araçları rotasyonel hareketlerin analizini yapmak, dengeli ve kararlı uçuş gerçekleştirebilmesi için bazı kontrol yöntemleri geliştirilmiştir. Dört motorlu İHA sisteminde güvenli uçuş gerçekleştirmek ve verilen görevleri uyumlu bir şekilde tamamlaması için Proportional - Integral - Derivative (Oransal - İntegral - Türev) kontrol yöntemi ve Proportional - Derivative (Oransal - Türev) denetleyicisi geliştirilmiştir. Şekil 3.1'de genel bir kontrol yöntemi görülmektedir. Burada r(t): Giriş, y(t): Çıkış, e(t): Hata ve u(t): Kontrolör yöntemi olarak belirlenmiştir.

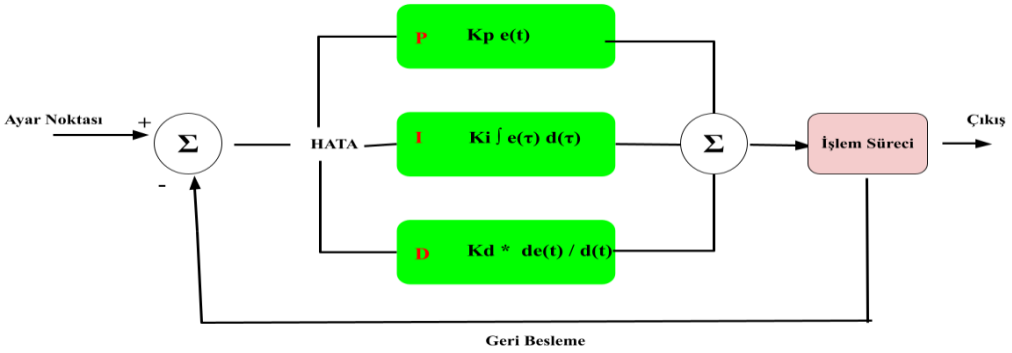


Şekil 3.1 Kontrol yöntem modeli

2.3 PID Kontrol Yöntemi

PID kontrol yöntemi oransal – integral – türev olarak üç bileşenden oluşmaktadır. Tüm zamanların en çok kullanılan ve tercih edilen PID kontrol yöntemi döner kanatlı İHA modellerinin iniş kalkış hareketleri, havadaki pozisyonu ve verilerin analiz edilmesi gibi avantajlarından dolayı sıklıkla kullanılmaktadır. PID kontrolör mantığı, değişkenin istenilen değeri ile mevcut değerin kıyas edilmesi sonucu arasındaki fark hata olarak elde edilir. Zaman açısından hatadaki değişim değerlendirilirse, oransal denetleyici o anda ki hataya bağlı, integral denetleyici geçmişteki hataların toplamı ve türevsel denetleyici gelecekteki hataların toplamı olarak hesaplanmaktadır. Değişkenin istenilen değere getirilmesi için bu kontrol yönteminden gelen hata verilerinin toplanmasıyla sonuca

yaklaştırılır. Dört motorlu İHA modelimizde kullanılan PID kontrol şeması Şekil 3.2 ile verilmiştir.



Şekil 3.2 PID kontrol sisteminin şeması

Denklem 3.1 ile verilen matematiksel modelleme ile oransal – integral – türevsel değerler toplanılarak istenilen sonuca ulaşılmıştır.

$$V(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau)\, d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt} \tag{3.1}$$

Denklem 3.1'de K_p: Oransal kazanç parametresi, V(t): Sistemin çıkışı, e: Hata, τ: İntegrasyon değişkeni, t: Zaman, K_i: İntegral kazanç parametresi ve K_d: Türevsel kazanç parametresi olarak tanımlanmaktadır.

PID kontrol denetleyiciler havacılık ve endüstri alanlarında sıklıkla kullanılmaktadır. Dolayısıyla döner kanatlı İHA modellerinde en çok tercih edilen yöntem algoritmasıdır. PID kontrolcüsünün görevi, devamlı hata değerini döndürmesiyle istenilen durumdan mevcut durumun farkını ayarlayarak hatanın durumunu minimum seviyeye ulaştırmaktır. Sistemin genel çalışma prensibi, istenilen durumdan çıkışta üretilen durumun farkı hesaplanmasıyla hata oranı elde edilir. Burada ilk kontrol sinyali oluşurken hata değeri ile oransal katsayı parametresi K_p çarpılarak elde edilir. İkinci kontrol sinyali için hatanın

integrali alınıp integral katsayısı olan K_i ile çarpılması sonucu elde edilir. Son olarak üçüncü kontrol sinyali elde edilebilmesi için hata değerinin türevi alınarak türevsel katsayı parametresi K_d ile çarpılması sonucu elde edilmektedir. Bu 3 kontrol sinyalin toplanması ile PID konfigürasyon çıkışı oluşmaktadır.

PID kontrol yönteminde K_p, K_i ve K_d gibi katsayıların meydana getirdikleri etkiler söz konusudur. Çizelge 3.1'de detaylı açıklaması verilmiştir.

Çizelge 3.1 PID katsayılarının etkisi

PID Katsayıları	**Aşım Durumları**	**Yükseliş Süreleri**	**Sürekli Hal Hataları**	**Yerleşme Süreleri**
$\boldsymbol{K_p}$	Artar	Azaltır	Azaltır	Az arttırır
$\boldsymbol{K_i}$	Artar	Kısmen azaltır	Çok azaltır	Arttırır
$\boldsymbol{K_d}$	Azalır	Kısmen değiştirir	Az azaltır	Azaltır

Oransal katsayı parametresi K_p, sistemin kalıcı hal hatasını azaltırken gürültü kirliliği oluşturmaktadır. İntegral katsayı parametresi K_i, sistemin kalıcı hal hatasını tamamen ortadan kaldırmakla görevlidir. Fakat K_i katsayısı sistemin durumunu çok çabuk bozduğundan düşük değerler seçilmelidir. Türevsel katsayı parametresi K_d ise sistemde oluşan hataya göre hızlı bir şekilde cevap oluşturarak sistemin dengesiz durumunu uyumlu bir hale getirmektedir.

3.1.1 PID ile irtifa kontrolü

Dört motorlu İHA sistemlerinde irtifa kontrolü gerçekleştirilirken ilk koşulda tüm fırçasız doğru akım motorların ve elektronik motor sürücülerin kalibre işlemleri, pervanelerin

balans ayarları, gövde sisteminin yer ile paralel olması ve diğer modüllerin eksiksiz bir şekilde çalışması kontrol edildikten sonra kontrol tasarımı gerçekleşmiştir.

Dört motorlu insansız hava araçlarında dikey iniş kalkış hareketi uyumlu bir şekilde yapılabilmesi için Şekil 2.14 ile verilen modelde z düzleminde ki hareket kontrolü ile oluşmaktadır. Burada düzgün bir aşağı ya da yukarı yönlü hareket gerçekleşmesi için tüm motorlara eşit seviyede itme kuvveti verilmesi gerekmektedir.

$$e_z = z_d - z \tag{3.2}$$

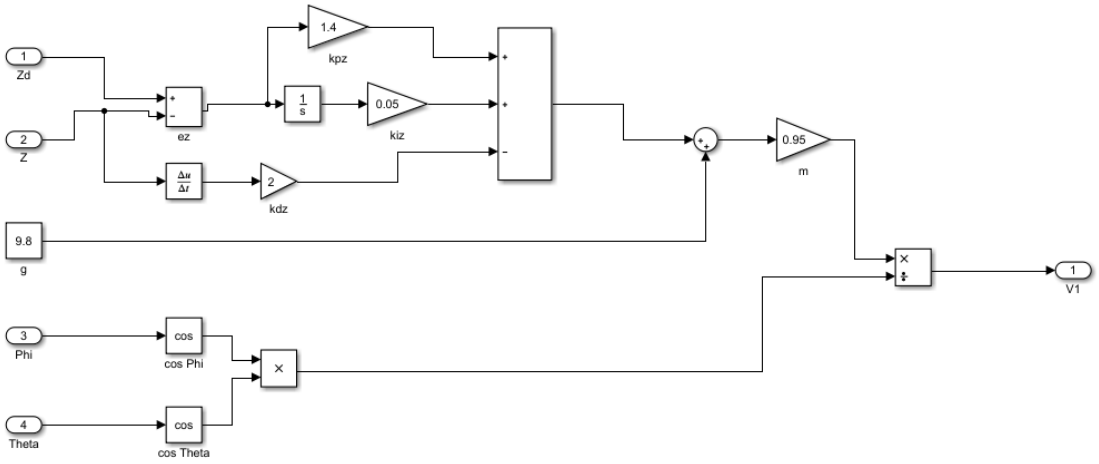
$$V_1 = \frac{m*(g+ e_z k_p\, k_i \int e_z\, d_t - k_d \frac{d}{d_t} e_z)}{cos_\varphi\, cos_\theta} \tag{3.3}$$

Dört motorlu İHA sisteminde oluşturulan PID yükseklik kontrolünde Denklem 3.2 ve Denklem 3.3'te verilen kontrol girdisi ve hata fonksiyonu görülmektedir. Denklem 3.2 ve Denklem 3.3 ile verilen matematiksel denklemin detaylı açıklaması Çizelge 3.2'de verilmiştir.

Çizelge 3.2 PID irtifa kontrol parametreleri

Değişkenler	**Değişken isimleri**
$\mathbf{e_z}$	Hata fonksiyonu
$\mathbf{z_d}$	İstenilen yükseklik
z	Yükseklik girdisi
$\mathbf{V_1}$	Kontrolcü girişi
g	9,8 değerinde bir sabit değişken
m	0,95 değerinde bir sabit değişken

Şekil 3.3'te Matlab / Simulink ortamında tasarlanmış PID irtifa kontrol modeli görülmektedir. Burada hata fonksiyonu hesaplandıktan sonra PID parametreleri işleme tabi tutulmaktadır.



Şekil 3.3 PID irtifa kontrol modeli

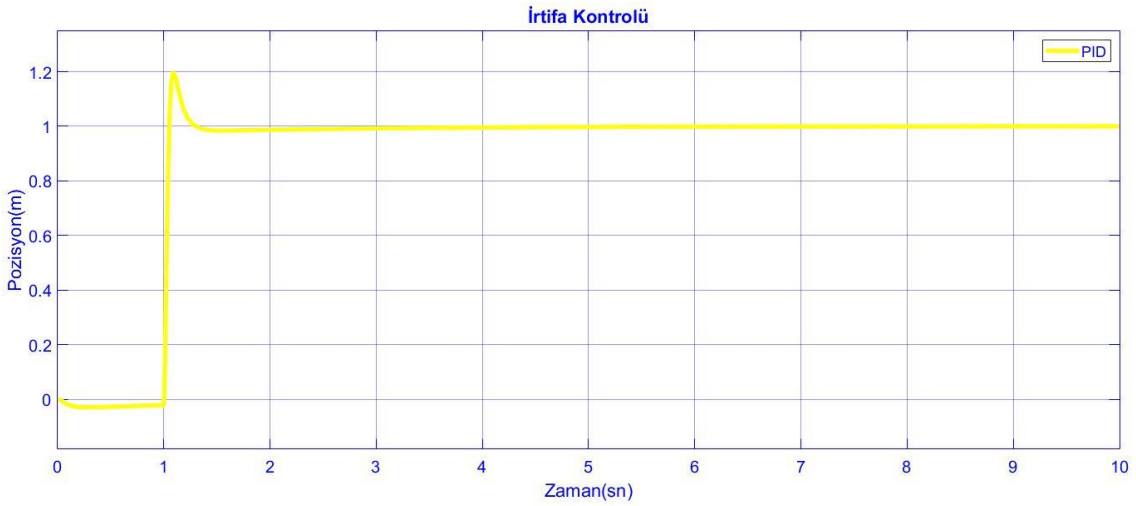
PID katsayıları için Çizelge 3.3'te bilgiler verilmiştir. Burada parametre değerleri en uygun bir şekilde belirlenmiştir. Tüm işlemler sonucunda V1 çıkışı elde edilmektedir.

Çizelge 3.3 PID yükseklik kontrol parametreleri

Parametre	Değer
Kp	1,4
Ki	0,05
Kd	2

Burada integral katsayısı olan Ki hata oranı, aşım durumunu arttırdığı için değeri çok küçük seçilmiştir. Oransal ve türevsel katsayı değerleri birbirine yakın değerler seçilmiştir. Çünkü dört motorlu İHA sisteminin dengeli ve düzenli iniş kalkış hareketi yapması için bu şekilde düşünülmüştür. Dolayısıyla dört motorlu İHA sistemi için titreşim oranı azaltılmış ve aşağı veya yukarı yönlü hareketi için uyum gerçekleştirilmiştir. PID yükseklik kontrolü için Şekil 3.4'te simülasyon sonucunu göstermektedir. Burada pozisyonun zamana göre grafiği elde edilmiş ve 0 - 1 arasında

referans değerine karşın PID eğrisi 0 – 1,2 arasında sirkülasyon gerçekleştirmektedir (Kuzu 2018).



Şekil 3.4 PID ile irtifa kontrol simülasyonu

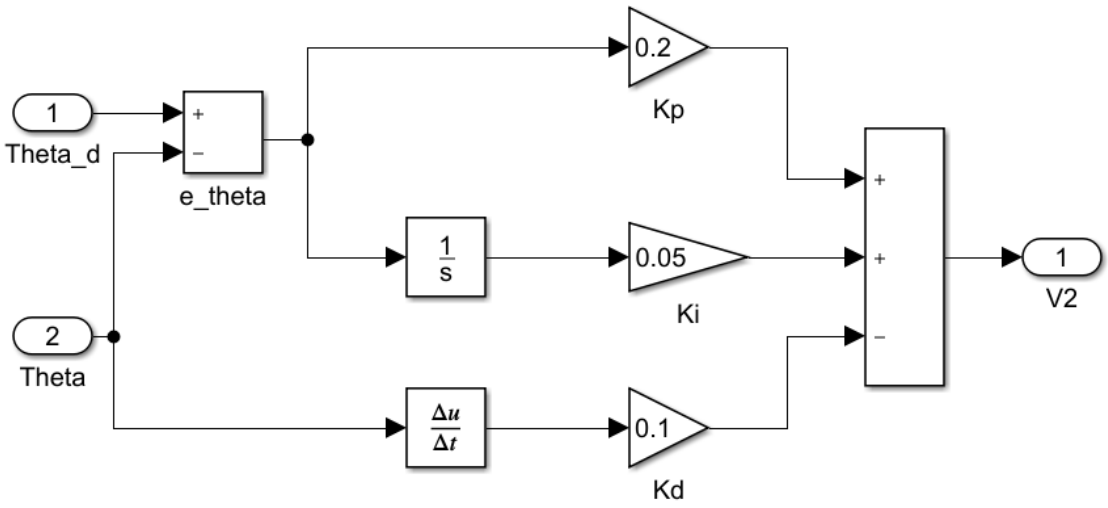
3.1.2 PID ile pitch (Yunuslama) açı kontrolü

Dört motorlu İHA sistemlerinde yunuslama açısı y ekseni etrafında yaptığı bir tam tur ile gösterilmektedir. PID ile pitch (Yunuslama) açı kontrolü gerçekleşebilmesi için hata fonksiyonun ve kontrol girdisinin bilinmesi gerekmektedir.

$$e_\theta = \theta_d - \theta \tag{3.4}$$

$$V_2 = e_\theta \, k_p + k_i \int e_\theta \, dt - k_d \frac{d}{dt} \theta \tag{3.5}$$

Denklem 3.4'te görüldüğü gibi $e_{\theta,}$ yunuslama açısı için hata fonksiyonu, θ_d, yunuslama açısı için referans değeri, θ, yunuslama açısını ifade ederken Denklem 3.5 ile gösterilen V_2, kontrol girdisini ifade etmektedir. Şekil 3.5 'te verilen PID ile yunuslama açı kontrolü, Matlab / Simulink ortamında oluşturulmuş ve V_2 kontrol girdisinin değeri kontrol edilmiştir.



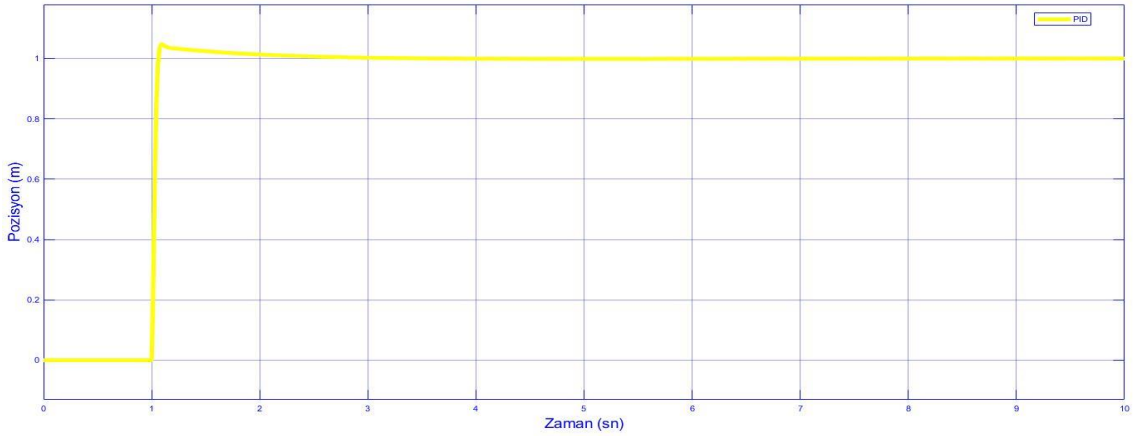
Şekil 3.5 PID ile yunuslama (Pitch) açı kontrol şeması

Çizelge 3.4'te PID yunuslama açısının kontrol parametreleri ve değerleri verilmiştir. Burada oransal katsayı değeri olan Kp, 0,2 olarak belirlenmiştir. İntegral katsayı değeri olan Ki, 0,05 olarak sürekli hal hatasını minumum seviyeye indirmek için küçük bir değer olarak seçilmiştir. Türevsel katsayı değeri olan Kd ise 0,1 olarak verilmiştir.

Çizelge 3.4 PID ile yunuslama (Pitch) açı kontrol parametreleri ve değerleri

Parametre	**Değer**
Kp	0,2
Ki	0,05
Kd	0,1

Dört motorlu İHA sistemlerinde geliştirilen PID kontrol yöntemi Matlab / Simulink ortamında oluşturulması sonucu Şekil 3.6 ile verilen PID yunuslama açı kontrol simülasyon sonucu elde edilmiştir. Burada pozisyonun zamana göre oranı olan grafikte PID eğrisi istenilen cevabı gerçekleştirmiştir.



Şekil 3.6 PID yunuslama (Pitch) açı kontrol simülasyon sonucu

3.1.3 PID ile roll (Yalpalama) açı kontrolü

Dört motorlu insansız hava araçlarında roll veya yalpalama açısı, koordinat düzleminin x ekseni etrafında dönüş gerçekleştirmesiyle oluşan ϕ açısıdır. PID ile yalpalama açı kontrolü gerçekleşebilmesi için hata fonksiyonu ve kontrol girdisinin bilinmesi gerekmektedir.

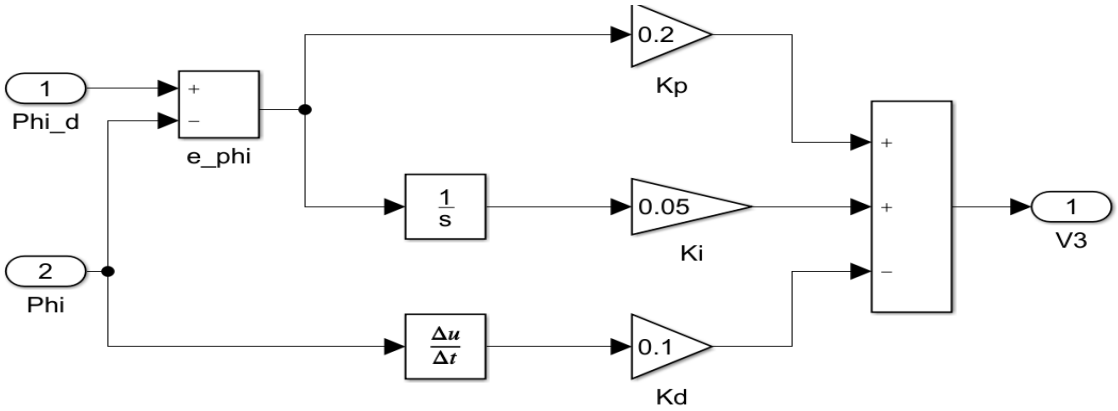
$$e_\phi = \phi_d - \phi \tag{3.6}$$

$$V_3 = e_\phi k_p + k_i \int e_\phi dt - k_d \frac{d}{dt}\phi \tag{3.7}$$

Denklem 3.6'da görüldüğü gibi referans olarak belirlenen ϕ_d açısından yalpalama açısı olan ϕ çıkartılarak hata fonksiyonu e_ϕ elde edilmiştir.

Denklem 3.7 ile verilen matematiksel modellemede oransal katsayı ile hata fonksiyonun çarpımı, integral katsayısı ile hata fonksiyonun integrali sonucunun çarpımı elde edilen değerlerin toplamı ve türevsel katsayı ile yalpalama açısının türev sonucu çarpımının farkı kontrol girdisi olan V_3 değerini vermektedir. Şekil 3.7 ile verilen PID yalpalama açı kontrol diyagramı verilmiştir. Burada Şekil 3.5'te verilen PID yunuslama açı kontrol diyagramında yapılan işlemler açı farklılığı gibi durumlar haricinde tamamı yalpalama

açı kontrol için gerçekleştirilmiştir. Dolayısıyla Matlab / Simulink ortamda elde edilen veriler işlenerek bir diyagram olarak oluşturulmuştur.



Şekil 3.7 PID ile yalpalama (Roll) açı kontrol diyagramı

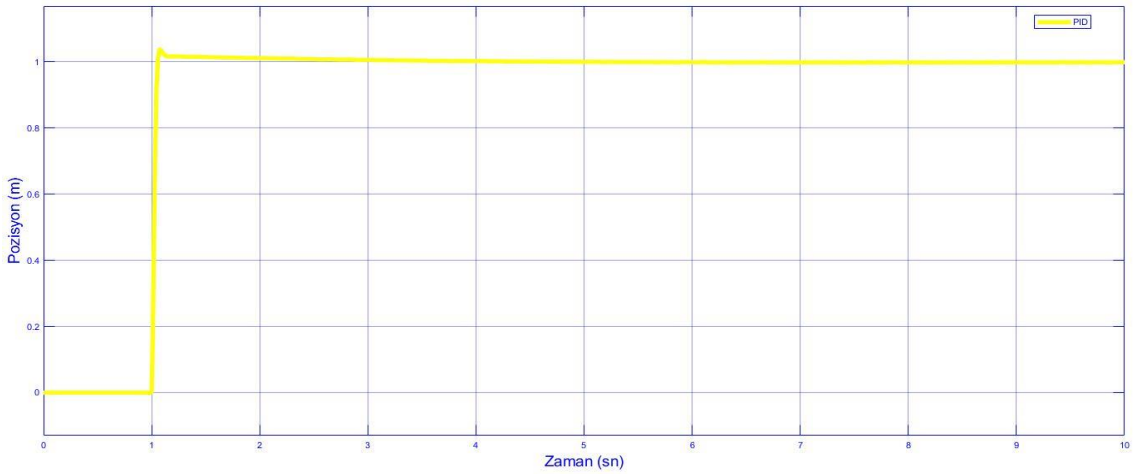
Çizelge 3.5'te verilen PID ile yalpalama açı kontrol parametreleri ve değerleri olarak oransal, integral ve türevsel katsayıların hepsi Çizelge 3.4'te verilenlerle aynı olmakla beraber elde edilen sonuçlar da eşdeğerdir. Sürekli hal hatalarını minumum seviyeye indirebilmek için değerler çok küçük seçilmiştir.

Çizelge 3.5 PID ile yalpalama (Roll) açı kontrol parametreleri ve değerleri

Parametre	Değer
Kp	0,2
Ki	0,05
Kd	0,1

Dört motorlu İHA sisteminin tasarımı gerçekleştirilirken Şekil 3.8 ile verilen PID yalpalama (Roll) açı kontrol simülasyon sonucu bazı veriler elde edilmiştir. Şekil 3.8'de PID olarak verilen eğri, Şekil 3.6'da verilen değere benzer olarak birbirine yakın değerler elde edilmiştir. Pozisyon olarak 0 ile 1 arasında oluşan eğri istenilen referans değeridir. PID eğrisi de pozisyon olarak 0 ile 1,4 arasında değer göstermektedir. Fakat zaman olarak

1,1 sn ve 2,3 sn arasında eğri gidip gelmektedir. Dolayısıyla yalpalama açı kontrol için elde edilen grafiğin emsali yunuslama açı kontrol için de geçerli olmuştur.



Şekil 3.8 PID ile yalpalama (Roll) açı kontrol simülasyon sonucu

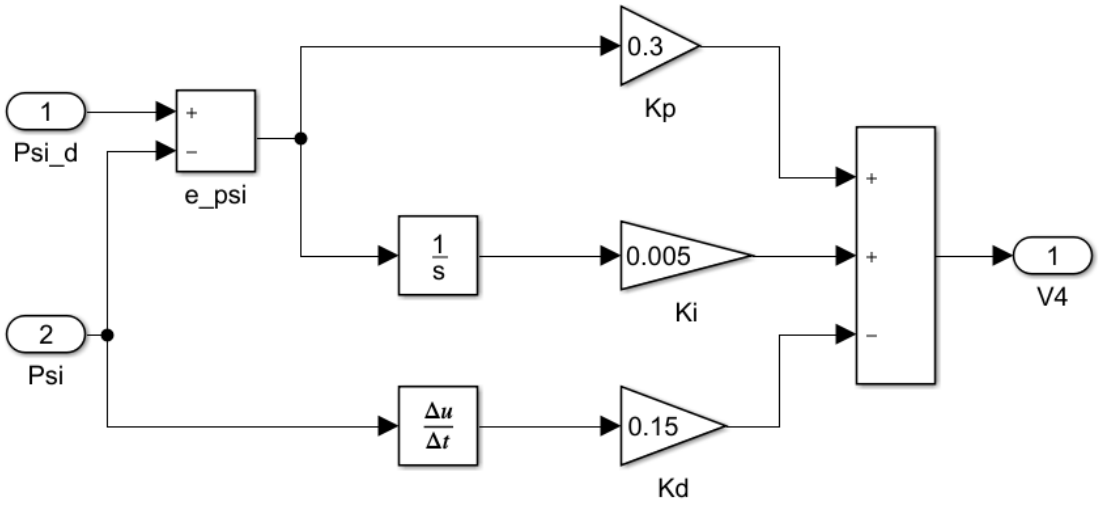
3.1.4 PID ile yaw (Sapma) açı kontrolü

Dört motorlu İHA sistemlerinde yaw açısı karşılıklı motorların tork farklılığı sonucu oluşmaktadır. Çalışmamız için geliştirilen PID ile yaw (Sapma) açı kontrol yöntemi, İHA'nın dengeli bir şekilde kalkışını göstermektedir.

$$e_\psi = \psi_d - \psi \tag{3.8}$$

$$V_4 = e_\psi k_p + k_i \int e_\psi \, dt - k_d \frac{d}{dt} \psi \tag{3.9}$$

Denklem 3.8 ile verilen matematiksel ifadelerde referans olarak belirlenen ψ_d açısından ψ (Psi) açısı çıkartılması sonucu hata fonksiyonu olan e_ψ elde edilmiştir. Aynı zamanda kontrol girdisi olan V_4 parametresi oransal, türevsel ve integral işlemleri ile PID kontrol yönteminden geçtikten sonra oluşmaktadır. Şekil 3.9 ile gösterilen modelde PID ile sapma (Yaw) açı kontrol yöntemi geliştirilmiştir.



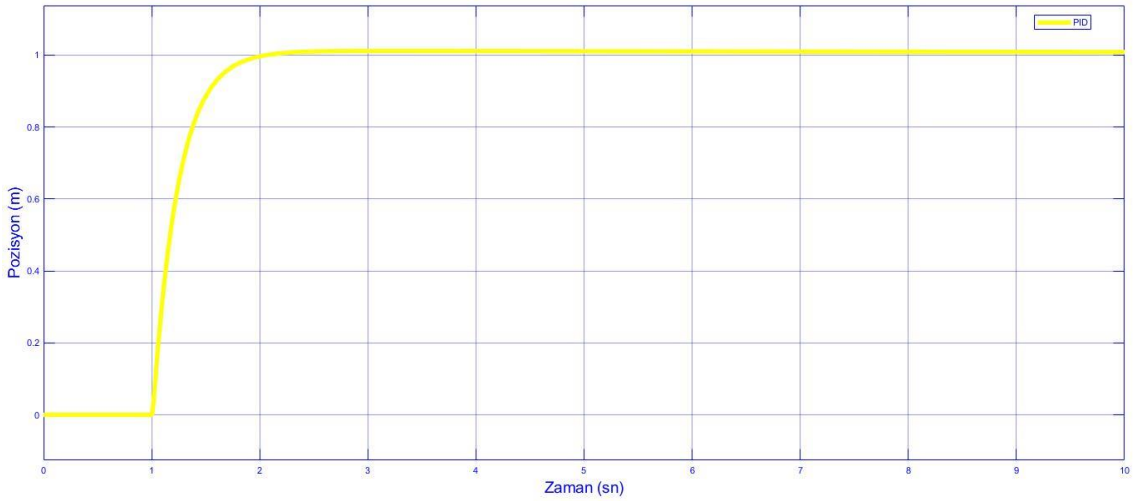
Şekil 3.9 PID ile sapma (Yaw) açı kontrol modeli

Denklem 3.9 ile verilen matematiksel ifadeler Matlab / Simulink ortamda işlenerek elde edilmiştir. Çizelge 3.6'da PID ile sapma (Yaw) açı kontrol parametreleri ve değerleri gösterilmektedir.

Çizelge 3.6 PID ile sapma (Yaw) açı kontrol parametreleri ve değerleri

Parametre	**Değer**
Kp	0,3
Ki	0,005
Kd	0,15

Oransal katsayı olarak belirlenen değer yunuslama ve yalpalama açı parametrelerine göre sürekli hal hatası nedeniyle değişiklik yapılmıştır. İntegral olarak belirlenen katsayı değeri diğer parametrelere göre dengesizliğin önüne geçilmesi için daha küçük bir sayı verilmiştir. Son olarak türevsel katsayı değer ise yunuslama ve yalpalama açı parametrelerine göre gürültü ve titreşim oranı minimum seviyeye indirilmesi için az bir farkla yükseltilmiştir. Şekil 3.10'da verilen PID ile yaw (Sapma) açı kontrol simülasyonuna göre x ekseni zamanı (saniye olarak) temsil ederken y ekseni ise metre cinsinden pozisyon kontrolünü temsil etmektedir.



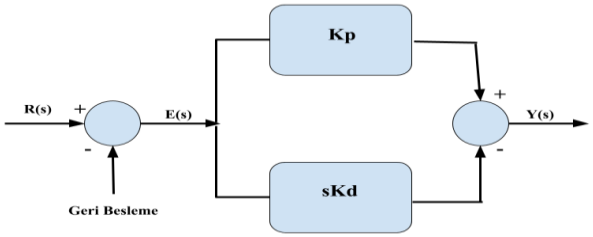
Şekil 3.10 PID ile sapma (Yaw) açı kontrol simülasyonu

Burada sarı eğri olarak belirlenen PID eğrisini ifade etmektedir. 0 ile 1 arasında oluşan bu eğri başarılı bir şekilde oluşarak sistemin verilerinin Matlab / Simulink ortamında işlenerek sonuçların elde edilmesi ile gerçekleşmiştir (Karahan 2019).

3.2 PD Kontrol Yöntemi

Dört motorlu insansız hava araçları için tasarlanan PD (Proportional - Derivative) kontrol yöntemi oransal ve türevsel olarak 2 parametre ile değerlendirilmektedir. PID kontrol yönteminden farklı olarak sürekli hal hatasını arttırdığı gerekçesiyle integral parametresi kullanılmamaktadır. DMİHA'nın havada kararlılığı için geliştirilen PD kontrol yöntemi birçok araştırmacı tarafından takip edilen bir sistemdir.

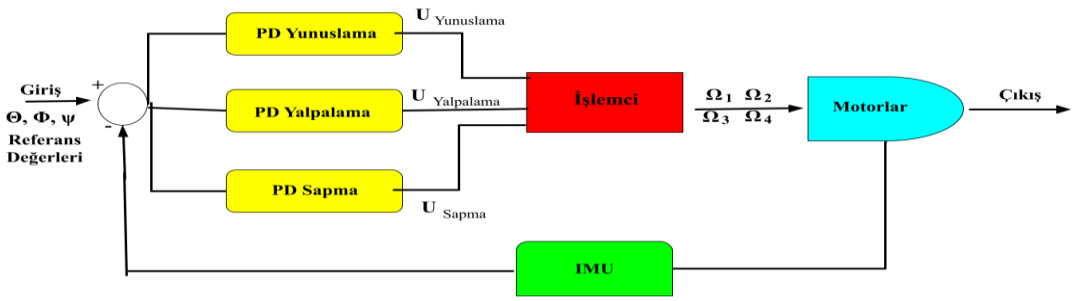
Döner kanatlı İHA sistemlerinde geliştirilen PD kontrol yöntemi Şekil 3.11 ile verilen şemada görülmektedir. Burada R(s) kontrol girdisi, E(s) hata fonksiyonu, Kp oransal katsayı oranını, Kd türevsel katsayı oranını ve Y(s) ise kontrol çıkışını temsil etmektedir. Dolayısıyla istenilen değere ulaşılabilmesi için hata fonksiyonun döndürülmesi gerekir ve burada PD kontrol yöntemi, sistemin dengesini kurması sonucu elde edilmektedir.



Şekil 3.11 PD (Proportional - Derivative) kontrol şeması

3.2.1 PD ile irtifa ve açısal konum kontrolü

DMİHA sistemleri için PD ile irtifa ve açısal konum kontrolü gerçekleştirilebilmesi için koordinat sisteminde z ekseninin dikey iniş kalkış hareketi ve x, y eksenlerinin sağa, sola, öne ve arkaya yapması gereken hareketleri kararlı bir şekilde stabilite etmesi gerekmektedir. PD kontrol yönteminin önemi verilen görevi tam isabetli bir şekilde yerine getirebilmesi ve denge faktörünü ayarlaması için gereklidir. Döner kanatlı İHA modellerinde PD ile irtifa ve açısal konum kontrol yöntemi tüm bileşenleriyle birlikte Şekil 3.12'de verilmektedir.



Şekil 3.12 PD ile irtifa ve açısal konum kontrol diyagramı

Burada yalpalama, yunuslama ve sapma açı hareketleri için geri beslemeli döngü oluşturulmuştur. IMU modülünden algılanan ve oryantasyon açılarından elde edilen verileri geri besleme yoluyla sisteme uydurması ile gerçekleşmektedir. Burada yönelim açılarının kontrolü gerçekleştiği için referans olarak belirlenen açı değerleri sıfıra eşittir. Açıların kontrolleri gerçekleştikten sonra oluşan denklemlerin çözülmesi ve fırçasız doğru akım motorlarının sürülmesi ile elde edilen tork kuvvetinin yer çekimine karşı gösterdiği etki sonucu dengeli ve düzenli bir şekilde havalanmasını sağlamaktadır.

$$U_\theta = k_p(\theta_{ref} - \theta) + k_d(-\dot{\theta}) = b({\Omega_3}^2 - {\Omega_1}^2) \tag{3.10}$$

$$U_\phi = k_p(\phi_{ref} - \phi) + k_d(-\dot{\phi}) = b({\Omega_2}^2 - {\Omega_4}^2) \tag{3.11}$$

$$U_\psi = k_p(\psi_{ref} - \psi) + k_d(-\dot{\psi}) = d({\Omega_1}^2 - {\Omega_2}^2 + {\Omega_3}^2 - {\Omega_4}^2) \tag{3.12}$$

Şekil 3.12 ile verilen diyagramda işlemci kısmı Denklem 3.10, Denklem 3.11 ve Denklem 3.12 ile verilmiştir. Burada pitch, roll ve yaw açılarının PD kontrol yöntemi sayesinde itme kuvvetleri bulunmaktadır. Matematiksel ifadelerde b, itme katsayısını, d, sürtünme katsayısını ve Ω ise motorların sırasıyla hızlarını ifade etmektedir.

Toplam itki kuvveti DMİHA sisteminin ağırlığına eşit olduğu varsayılırsa, Denklem 3.13 ile verilen matematiksel ifade elde edilmektedir.

$$b({\Omega_1}^2 + {\Omega_2}^2 + {\Omega_3}^2 + {\Omega_4}^2) = mg = 20\ N \tag{3.13}$$

Denklem 3.14 – 3.17 ile verilen ifadelerde fırçasız doğru akım motorlarının hızları hesaplanmıştır.

$$\Omega_1 = \sqrt{\frac{20}{4b} + \frac{U_{yaw}}{4d} - \frac{U_{pitch}}{2b}} \tag{3.14}$$

$$\Omega_2 = \sqrt{\frac{20}{4b} - \frac{U_{yaw}}{4d} + \frac{U_{roll}}{2b}} \quad (3.15)$$

$$\Omega_3 = \sqrt{\frac{20}{4b} + \frac{U_{yaw}}{4d} + \frac{U_{pitch}}{2b}} \quad (3.16)$$

$$\Omega_4 = \sqrt{\frac{20}{4b} - \frac{U_{yaw}}{4d} - \frac{U_{roll}}{2b}} \quad (3.17)$$

Dört motorlu İHA sistemleri için geliştirilen PD açısal kontrol yöntemi ile oluşan deneysel sonuçlar Çizelge 3.7'de verilmektedir.

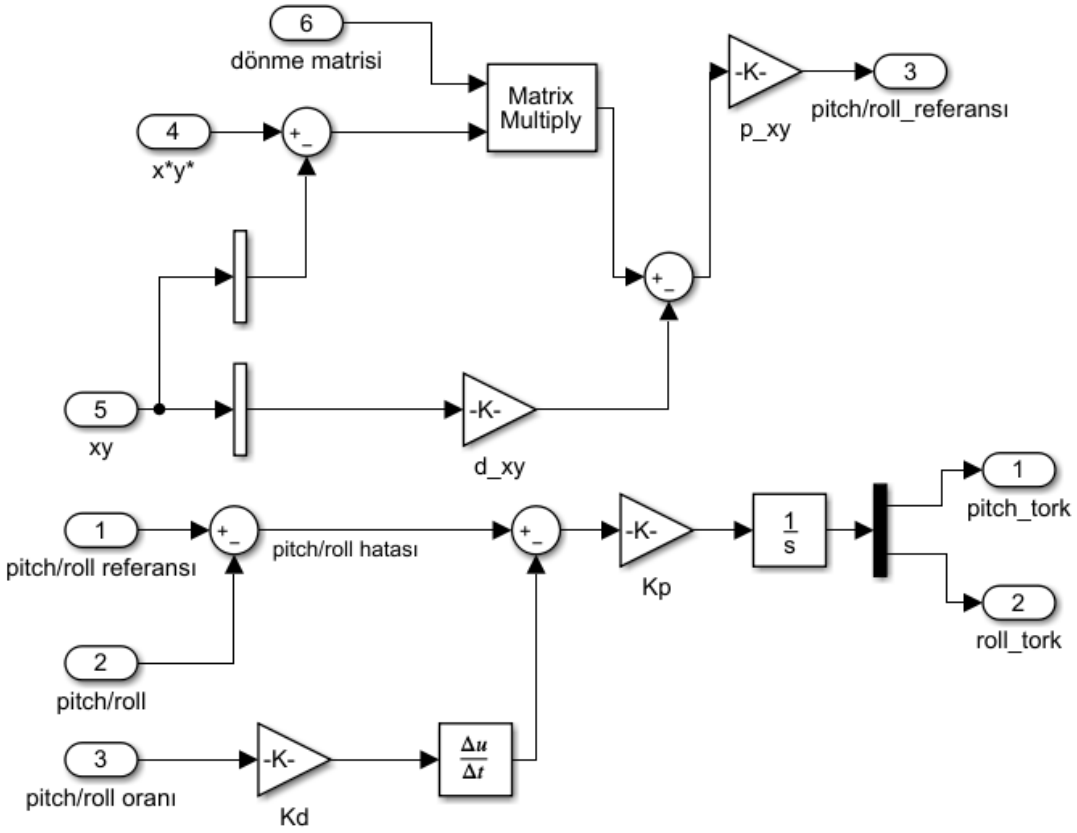
Çizelge 3.7 PD ile açısal konum kontrol deney sonuçları

	Yavaş	**Orta**	**Hızlı**
Yunuslama – Kp	9	11	13
Yunuslama – Kd	1,4	1,4	1,4
Yalpalama – Kp	9	11	13
Yalpalama – Kd	1,4	1,4	1,4
Sapma - Kp	0,3	0,5	0,7
Sapma - Kd	0,05	0,05	0,05

Burada yalpalama ve yunuslama açı hareketlerinin oransal ve türevsel katsayı değerleri birbirine eşit olmasına rağmen sapma açı hareketinin diğerlerine göre 3 kat daha az olduğu görülmektedir. Bunun sebebi denklemlerden elde edilen sonuçlar neticesinde gelişmektedir. Burada çıkış atalet algılayıcı ünitesi olan IMU ile alınırken referans işaretleri olarak oryantasyon açıları kullanılmaktadır (Bayrakçeken 2013).

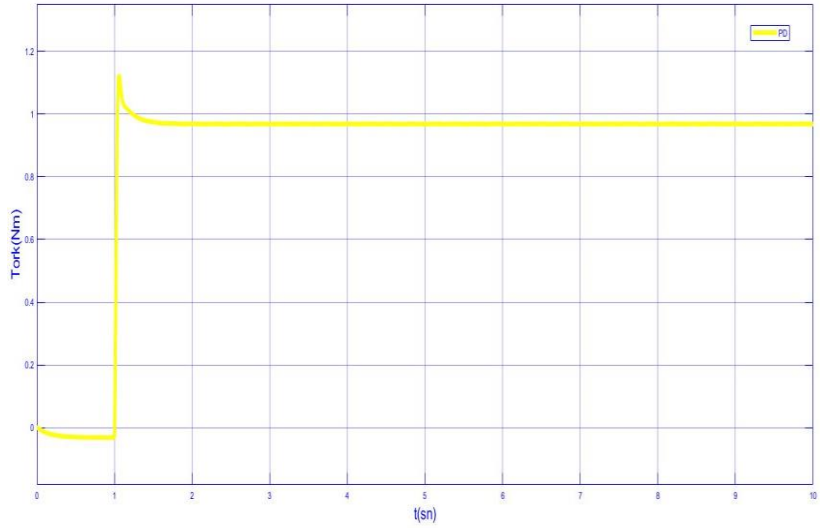
3.2.2 PD ile yunuslama ve yalpalama açı konum kontrolü

Şekil 3.13 ile gösterilen pitch / roll referansının elde edilebilmesi için x, y ve x*, y* parametrelerinin birbirinden çıkartılması sonucu oluşan konum hataları tespit edilir. Oluşan konum hatası değeri dönme matrisi ile çarpılması ve bu değerin türevsel katsayıdan çıkartılarak oransal katsayı değeri açığa çıkmaktadır. Bu değerlerin PD kontrol yöntemine sokulmasıyla pitch / roll (Yunuslama / Yalpalama) referans değeri ortaya çıkmaktadır. Burada PD denetleyicisine, elde edilen yunuslama ve yalpalama referans değeri, yunuslama ve yalpalama açı değeri ve son olarak yunuslama ve yalpalama oran değeri girişe verilmektedir. PD denetleyici, gerekli kontrol yöntemlerini geliştirerek verilen oransal katsayı 400 değeri ile türevsel katsayı 40 değerlerinin işleme tabi tutulması sonucu PD kontrol ünitesine yunuslama ve yalpalama tork değerlerini iletmektedir.

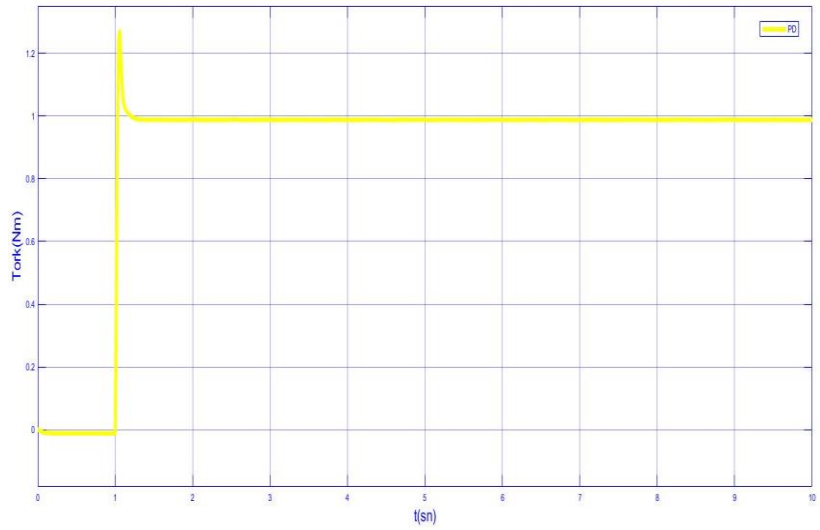


Şekil 3.13 PD ile yunuslama ve yalpalama açı konum kontrol şeması

Şekil 3.14 ve Şekil 3.15 ile verilen PD ile yunuslama ve yalpalama açı konum kontrol benzetim sonuçlarını vermektedir. Burada yunuslama (Pitch) açısının PD ile kontrolü, torkun saniye cinsinden zamana oranı -0,2 ve 1,1 arasındaki salınım ile gerçekleşmektedir. Yalpalama (Roll) açısının PD kontrolü, ortalama olarak – 0,05 ile 1,4 arasındaki salınımla 1 değerine yaklaşmaktadır.

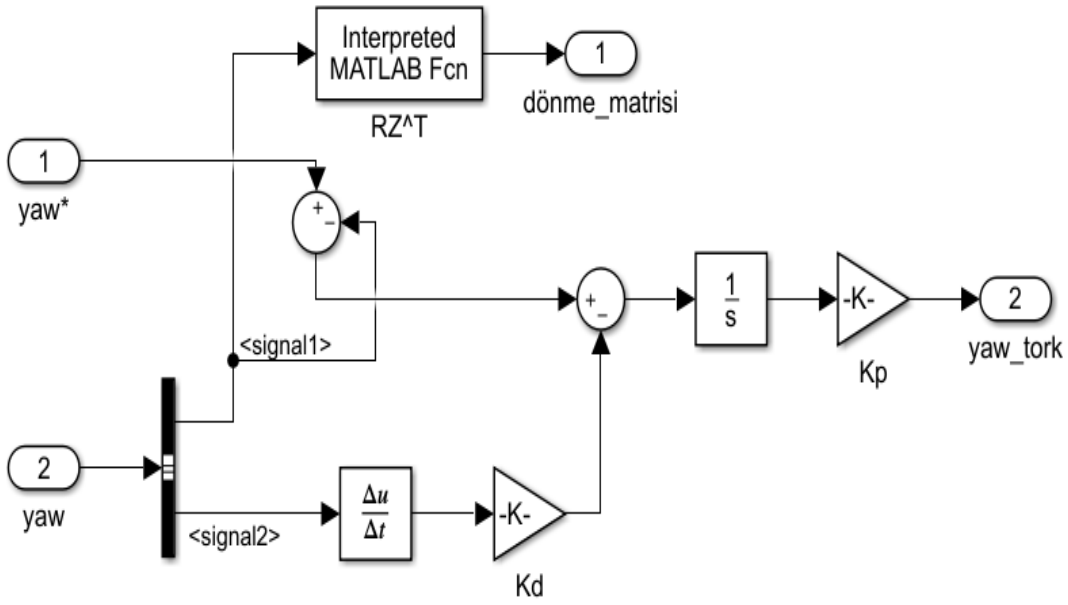


Şekil 3.14 PD ile yunuslama açı konum kontrol benzetim sonucu



Şekil 3.15 PD ile yalpalama açı konum kontrol benzetim sonucu

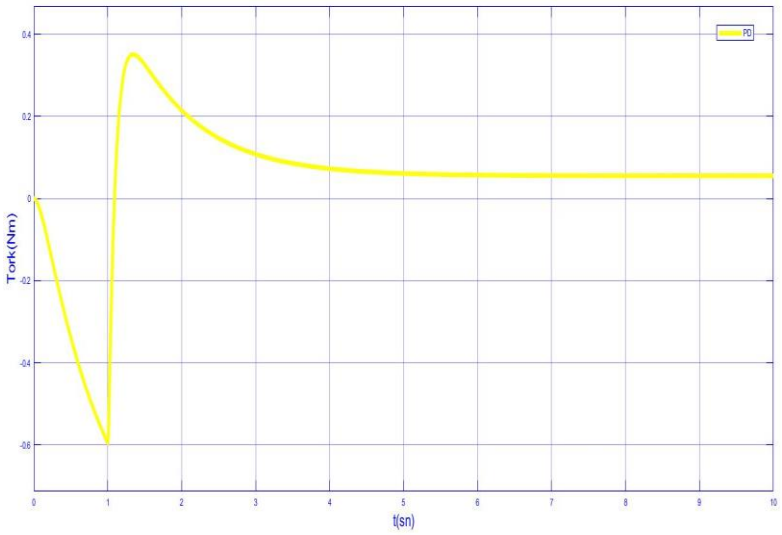
3.2.3 PD ile sapma açı konum kontrolü



Şekil 3.16 PD ile sapma açı konum kontrol şeması

Dört motorlu İHA sisteminde sapma (Yaw) açı hareketi tork üretilebilmesi için sapma hatası ve hatanın türevi parametreleri girişe eklenilmesi, PD kontrol ünitesine oransal katsayı olan 100 değeri ile türevsel katsayı değeri olan 100 değeri işleme tabi tutularak elde edilmesi ve sapma açısının dönme matrisi çarpılarak üniteye bilgilerin iletilmesiyle oluşmaktadır.

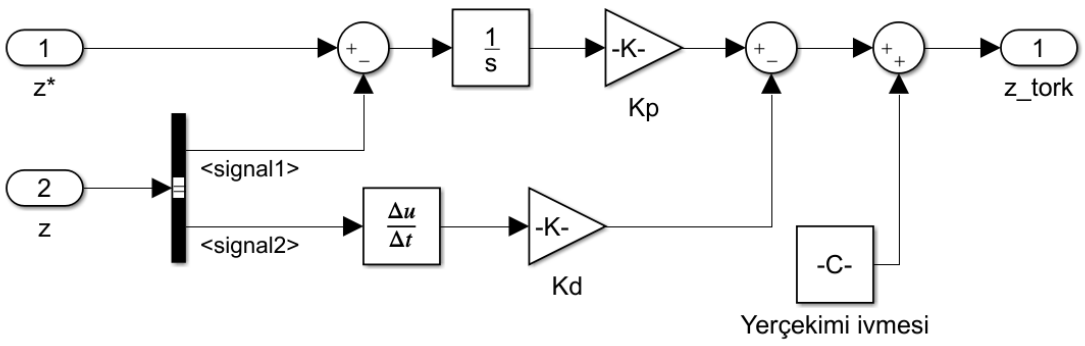
Şekil 3.17'de PD ile sapma açı konum kontrol benzetim sonucu verilmiştir. Burada -0,6 ile 0,4 arasında değer alan tork parametresinin 0 - 10 sn arasındaki zamana karşı oranı gösterilmektedir. Dolayısıyla yaklaşık değeri 4'üncü saniyede 0,1 olarak salınım değeri sabitlenmiş ve sistemin gürültü oranı azaltılmıştır.



Şekil 3.17 PD ile sapma açı konum kontrol benzetim sonucu

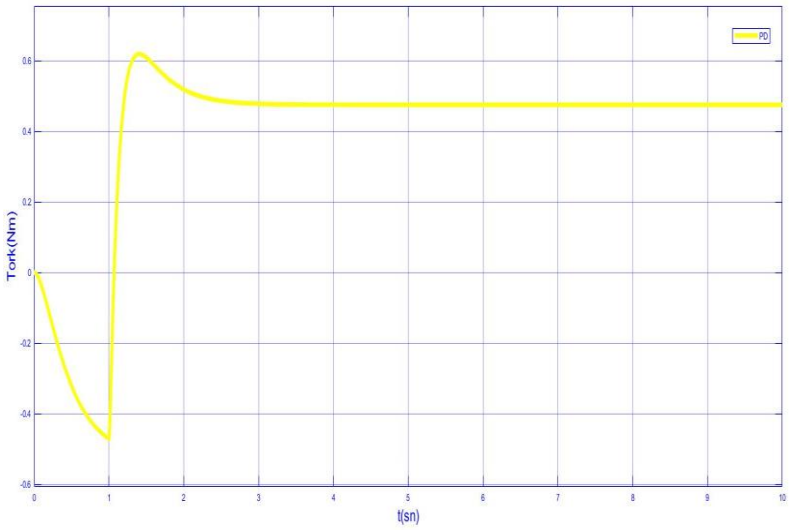
3.2.4 PD ile irtifa kontrol yöntemi

Dört motorlu İHA modellerinde irtifa kontrolü gerçekleştirilebilmesi için dikey iniş kalkış hareketi yapan z eksenin denetlenmesi gerekmektedir. Şekil 3.18'de verilen parametrelere göre hatayı bulabilmek için mevcut z değeri ile istenilen z* değerinin farkı sonucu oluşmaktadır. Burada hataya, kazanç çarpımı ve hatanın türevi eklenilerek kontrol sinyali elde edilir. Kontrol sinyali ile motor hızındaki yerçekimi ivmesi toplanarak z tork değeri bulunmuştur.



Şekil 3.18 PD ile irtifa konum kontrol şeması

Döner kanatlı insansız hava araçlarında yükseklik kontrolü yapılabilmesi için z ekseninin kalkış iniş durumuna bakılmaktadır. Şekil 3.19'da PD ile irtifa konum kontrol benzetim sonucu verilmektedir. Burada elde edilen sonuçlar sapma açısı için geliştirilen PD kontrol benzetim sonucuyla benzerlik göstermektedir. Çünkü verilen değerlerin birbirine yakın olması ve bilgilerin eşdeğer parametrelerle sabitlenmesi sonucu oluşmaktadır (Çakır 2018).



Şekil 3.19 PD ile irtifa konum kontrol benzetim sonucu

4. BULGULAR VE TARTIŞMA

DMİHA sistemlerinde fırçasız doğru akım motorların hız kontrolleri gerçekleştirilebilmesi için darbe genişlik modülasyonu (DGM) üzerinde çalışmalar yapılmıştır. Arduino ile FDAM'ına gönderilen DGM sinyali ve devir sayıları test edilmiş ve grafiklerle gösterilmiştir. Burada motorlara gönderilen DGM sinyali aynı olmasına rağmen FDAM'nın devir sayıları farklı sonuçlar vermektedir. Bu sorunun üzerinde durulmuş ve iyileştirme yollarıyla FDAM'nın devir sayıları birbirine yakınlaştırılmıştır.
Dört motorlu insansız hava araçlarında sıkça görülen gürültüden kaynaklı titreşim olması araştırma konusu olmaktadır. Çalışmamızda emsaline rastladığımız bu problem üzerinde araştırma yapmamıza sebep olmuştur.

Yapılan araştırmalar neticesinde IMU'dan alınan ham değerler Arduino Mega 2560 ile işlenerek osiloskop ile grafikleri elde edilmiştir. IMU modülünde bulunan jiroskop, ivmeölçer, basınç ve pusula gibi sensörlerin oluşturmuş olduğu gürültülerden kaynaklı verilerin işlenmesi titreşim oranını minumum seviyelere ulaştırmıştır.

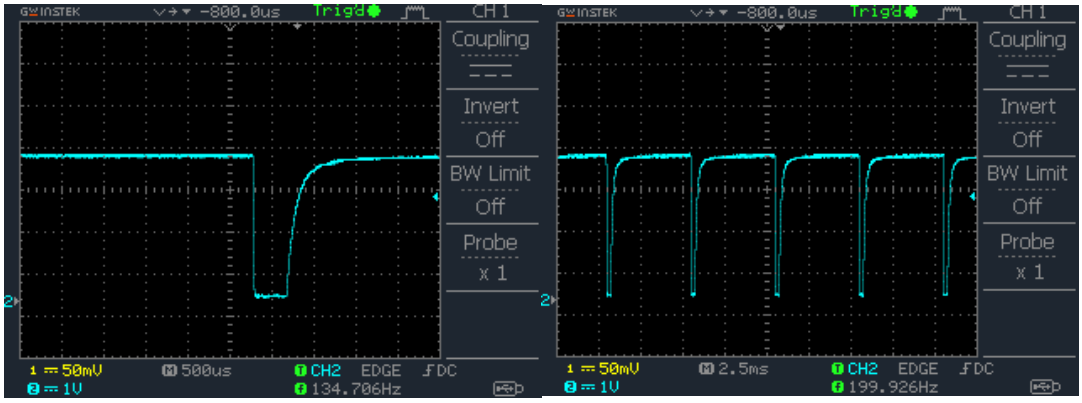
Aynı zamanda PID (Proportional – Integral - Derivative) ve PD (Propotional - Derivative) gibi kontrol yöntemleri geliştirilerek DMİHA'nın yunuslama (Pitch), yalpalama (Roll) ve sapma (Yaw) gibi açı hareketleri için dengede kalması sağlanmaktadır.

Matlab, Arduino gibi platformlarda geliştirilen kontrol yazılımları sayesinde FDAM'nın devir sayıları eşitlenmeye çalışılmış ve elde edilen bulgular ile teyit edilmiştir.
Döner kanatlı İHA sistemi için test düzeneği oluşturulmuştur. Test düzeneği üzerinden aşama aşama geliştirilen DMİHA anlatılmıştır.

4.1 FDAM'ın Devir Sayısının Ölçülmesi

Dört motorlu insansız hava araçlarında fırçasız doğru akım motorlarının hız değerlerini ölçmek için motor hız sensörlerine (HC-89) ihtiyacımız vardır. Motor hız sensörleri sayesinde elde edilen değerleri Matlab, osiloskop veya Arduino gibi ortamlarda fırçasız

doğru akım motorlarının devir sayılarını ve hızlarını görmemizi sağlıyor. Şekil 4.1'de gösterilen değerler HC-89 motor hız sensörleri yardımıyla fırçasız doğru akım motorlarının osiloskop üzerindeki farklı sonuçlarını göstermektedir. Ek-1'de detaylı açıklaması mevcuttur.



Şekil 4.1 Fırçasız doğru akım motorlarının osiloskopta farklı değerleri

FDAM'nın hızlarını yani devir sayılarını ölçmek için fotoelektrik kızıl ötesi HC-89 sensörü kullanılmıştır. HC-89 sensöründen alınan devir sinyalinin osiloskop görüntüsü diyagramda gösterilmiştir. Bu sinyal Arduino Mega 2560 da yazılan yazılım ile devir sayısına çevrilmiştir. Burada verilen osiloskop değerleri ile motorların tek tek darbe genişlik sürelerinin periyot ile oranına eşit olan duty cycle (Görev süresi) sonuçlarına ulaşılmıştır.

Elde edilen sonuçlar akabinde dört motorunda %4 ile %6,5 değerinde görev süresi değeri ortaya çıkmıştır. Bu da ölçümlerin ve motor devir sayılarının birbirine yakın olduğunu göstermektedir.

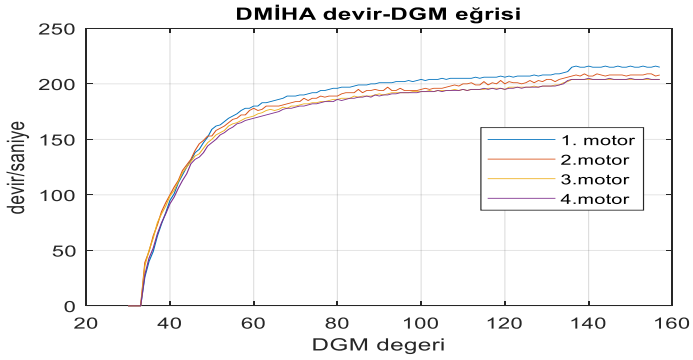
4.2 FDAM'nın Devir Sayısı ve Motor Hızı İlişkisi

Şekil 4.2'de gösterilen değerler dört motorlu İHA-Darbe genişlik modülasyonu ile devir/saniye cinsinden grafiği göstermektedir. DGM sinyalinin arttırılmasıyla FDAM'ın hızları da artmıştır. DGM'nu belirli bir değere geldikten sonra FDAM'nın hızı

artmamıştır. FDAM'nın hızları ile DGM'nu değerleri arasındaki değişim Şekil 4.2 ile verilen grafikte gösterilmiştir.

Şekil 4.2'de görüldüğü gibi dört motora aynı DGM'nu değerleri uygulandığı halde motorların bazılarının devir sayıları diğerlerinden farklı olmuştur. Bunun sebebi motor yapılarından ve sürücü elektronik devrelerinin farlılıklarından kaynaklanmaktadır.

Şekil 4.2 ile verilen grafikte motor hızları DGM değeri 30 ile 60 arasında doğrusal olarak değişmektedir. Bu da duty cycle (Görev Süresi) olarak %4 ile %6,5 arasında bir değişime karşılık gelmektedir.



Şekil 4.2 DMİHA-DGM eğrisi

Elde edilen veriler Matlab ile işlenerek FDAM'nın hızları ve devir sayıları arasındaki ilişki iyileştirilmiştir. Elde edilen veriler sayesinde motorların hızları ve darbe genişlik modülasyonu ile devir sayısındaki değerler birbirine yakınlaştırılmıştır.

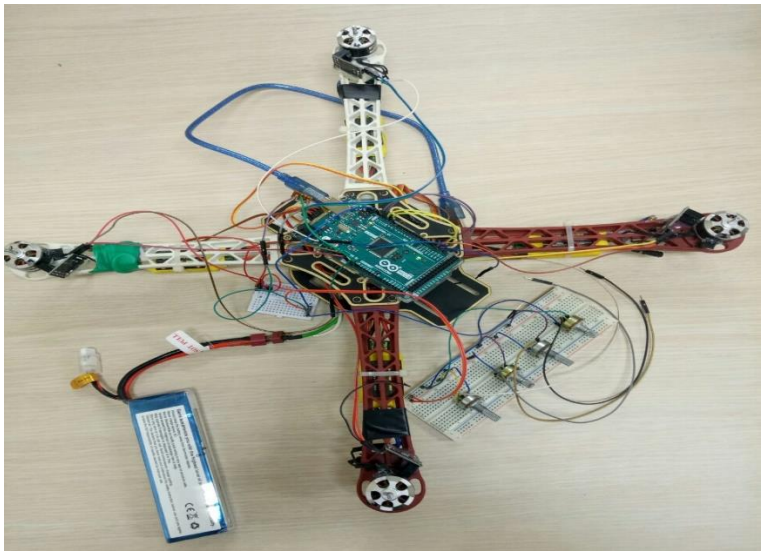
4.3 ESC ve FDAM'ın Kalibre İşlemleri

Dört motorlu insansız hava araçlarında fırçasız doğru akım motorlarının kontrol edilebilmesi için öncelikle kalibre işleminden geçmesi gerekmektedir. DMİHA sistem aşaması oluştuktan sonra öncelikle Elektronik hız kontrolcüsünün (ESC) kalibre işlemleri yapılır. Daha sonra FDAM'nın kalibre işlemleri potansiyometre yardımıyla kontrol edilir.

Ayrıca geliştirilen kontrol yazılımları sayesinde Arduino platformunda işlenerek otonom bir şekilde kalibrasyon işlemleri de gerçekleşmektedir.

ESC kalibrasyonun yapılmaması insansız hava araçlarında stabilite uçmasını olumsuz yönde etkiler. Dört motorlu İHA sistemlerinde bulunan fırçasız doğru akım motorlarına gönderilen komuta göre uygun bir şekilde çalışması ve verilen komuta göre FDAM'ın dönme hızları ayarlanmış olunur. ESC kalibrasyonu yapılmadan uçuşa başlanılırsa, dengeli bir şekilde uçuş gerçekleşmeyecektir. Aynı zamanda motorlara verilen denge sağlanamadığı için etrafa zarar vermeye başlayacaktır.

Şekil 4.3'te ESC ve FDAM'ın kalibrasyon işlemleri görülmektedir. Burada Arduino ile geliştirilen yazılım sayesinde ve potansiyometre yardımıyla FDAM'nın tek tek kalibrasyon işlemleri kontrol edilmiştir. Ayrıca FDAM'ın kalibrasyon işleminde motorların dönüş yönleri tespit edilmiştir. Burada motor 1 ve motor 3'ün dönüşü saat yönünde turunu gerçekleştirirken motor 2 ve motor 4'ün dönüşü saat yönünün tersi istikamette gerçekleştirmiştir.

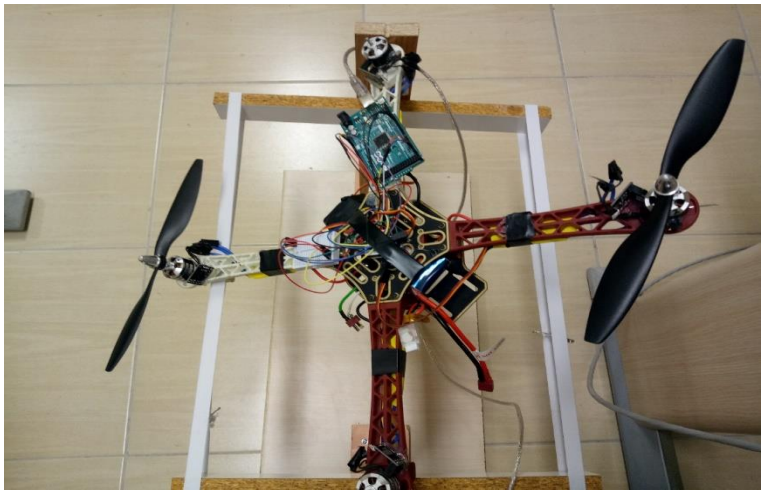


Şekil 4.3 ESC ve FDAM'nın kalibre edilme süreç diyagramı

4.4 Yunuslama – Yalpalama Açı Hareketlerinin Test Edilmesi

DMİHA sistemlerinde açı konum kontrolleri arasındaki yunuslama (Pitch) ve yalpalama (Roll) hareketleri koordinat düzleminde x ve y eksenlerinin etrafında yaptıkları açı hareketlerine göre sınıflandırılırlar. Yunuslama (Pitch) açısı theta (θ) ile gösterilirken yalpalama (Roll) açısı phi (ϕ) ile gösterilmektedir.

Şekil 4.4 ile verilen dört motorlu İHA modelinde yunuslama (Pitch) ve yalpalama (Roll) açı hareketlerinin kontrolü gerçekleştirilmiştir. Oluşturulan test düzeneğinde 2 ve 4 no'lu motorlar sabit tutularak 1 ve 3 no'lu motorlar pervaneli bir şekilde x ve y ekseni üzerinde dönme hızlarına göre konum kontrolü gerçekleştirilmiştir.



Şekil 4.4 Pitch - Roll açı hareket kontrolü

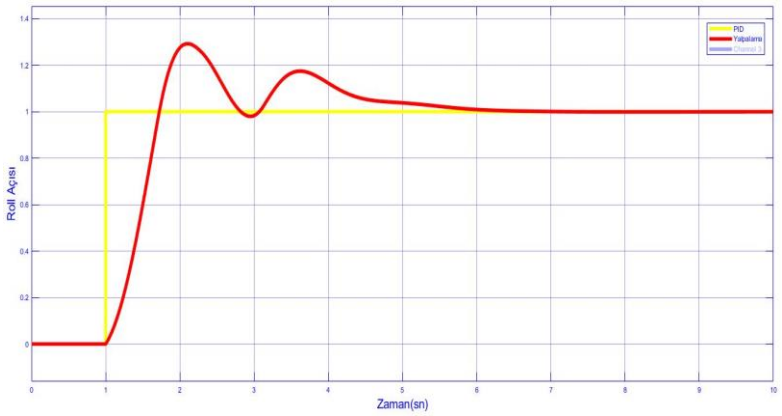
Pitch ve roll açı hareketleri UM7 atalet ölçüm ünitesinden (IMU) alınan verilerin, kontrol yazılımları sayesinde Arduino platformunda işlenerek dengede kalıp kalmaması test edilmiştir.

Arduino ile yazılım sürecinde PID ve PD kontrol yöntemleri geliştirilmiştir. Elde edilen bu yazılımlar sayesinde pitch ve roll açı konum hareketlerinin gürültü ve titreşim oranları uygun bir hal almıştır.

4.5 PID ile Açı Konum Kontrol Grafikleri

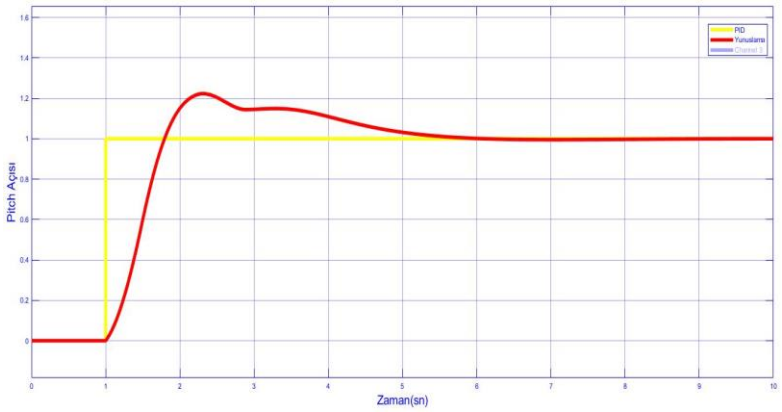
Dört motorlu İHA sistemlerinde açı konum bilgilerini aldığımız UM7 atalet ölçüm ünitesinden yunuslama (Pitch), yalpalama (Roll), sapma (Yaw) açı hareketleri ve z ekseni için yükseklik kontrolleri gerçekleşmektedir.

PID ile açı konum kontrolü hesaplanırken Matlab / Simulink ortamında DMİHA modeli geliştirilmiş ve sonuçlar grafiklerle teyit edilmiştir. Şekil 4.5'te PID ile yalpalama (Roll) açı konum hareketi için elde edilen diyagram görülmektedir. Burada oluşturulan DMİHA sisteminin Matlab / Simulink ortamda geliştirilmesi ve Arduino platformunda işlenmesi sonucu elde edilen Matlab sonuç grafiğidir. DMİHA sistem modeli için test uçuşları gerçekleştirilen Şekil 4.5 yalpalama (Roll) açı konum grafiğine göre phi (ϕ) açısına 0 ile 1 arasında referans açı değerleri verilerek roll açı hareketi kontrol edilmiş ve grafikten anlaşılacağı üzere testi başarıyla tamamlamıştır.



Şekil 4.5 PID ile yalpalama açı konum kontrol diyagramı

Şekil 4.6'da verilen PID ile yunuslama açı konum kontrol diyagramı gösterilmektedir. Burada DMİHA sistemi için test uçuşları ve analizleri gerçekleşen grafiğe göre yunuslama (Pitch) açı konum hareketleri 0 ile 1 arasında verilen referans açı değerleri ile pitch açı hareketi kontrol edilmiş ve testlerin sonucu aşağıdaki grafikte görülmektedir.

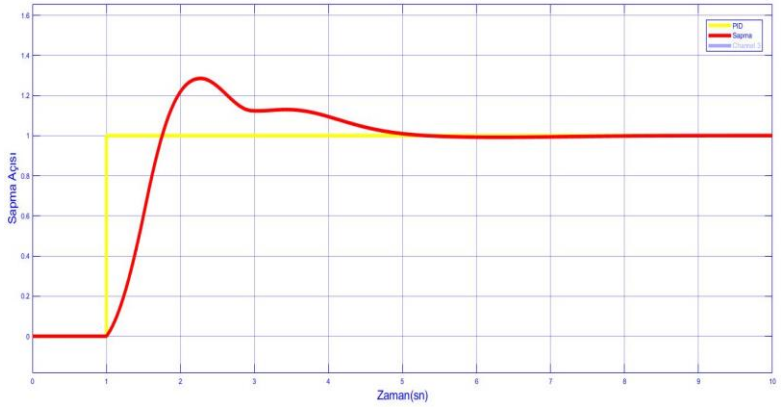


Şekil 4.6 PID ile yunuslama açı konum kontrol diyagramı

Döner kanatlı insansız hava araç modellerinde açı konum kontrolleri arasında büyük öneme sahip olan yunuslama (Pitch) açı konum kontrolleri yapılırken oluşturulan modelde referans açısı belirlenerek o açıya göre test uçuşları gerçekleştirilir. Dolayısıyla diyagramda verilen PID yunuslama (Pitch) açısı için konum kontrolleri grafikte görüldüğü gibi başarılı bir şekilde simülasyon sonucunu tamamlamıştır.

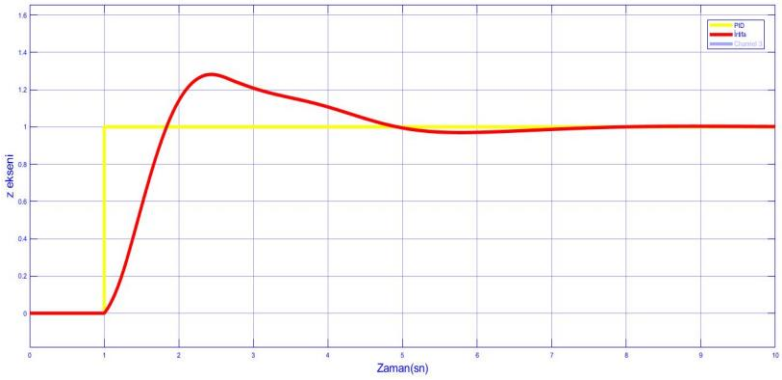
Projemiz için geliştirilen PID açı konum kontrollerinden sapma (Yaw) açı hareketi karşılıklı olarak ön ve arka motorların (1. ve 3. FDAM'ı) sabit tutulması, sağ ve sol motorların (2. ve 4. FDAM'ı) devir sayılarının arttırılması ya da tam tersi sistem uygulanması sonucu DMİHA'nın sağ veya sola yatışı gerçekleşmektedir.

Şekil 4.7 ile verilen diyagramda PID kontrol yöntemine göre sapma (Yaw) açı konum hareketi için test analizleri yapılmaktadır. Burada uygulanan test uçuşuna göre sapma açısına referans olarak 0 ile 1 arasında referans açı değeri uygulanmıştır. Dolayısıyla elde edilen grafikte sapma açı hareketinin başarılı bir sonuç ile simülasyonu gerçekleştirilmiştir.



Şekil 4.7 PID ile sapma açı konum kontrol diyagramı

DMİHA modellerinde throttle olarak bilinen gaz ayarı sistemin yukarı kalkması ve aşağı inmesi gibi görevler üstlenmektedir. Bu da irtifa kontrolü için büyük öneme sahiptir. Test uçuşu esnasında throttle (Gaz) hareketi gerçekleştirildikten sonra dikey kalkış hareketi Şekil 4.8'de verildiği gibidir. Burada PID ile irtifa kontrolü gerçekleştirilmiş ve dikey eksende kalkış hareketini kararlı bir şekilde gerçekleştirmeyi başarmıştır (Atalay 2017).

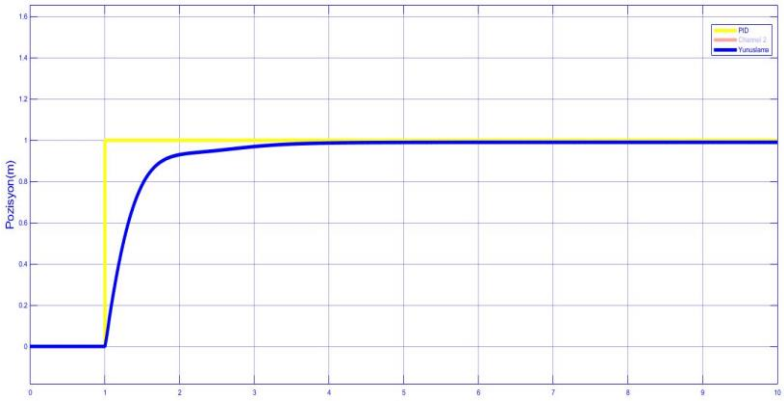


Şekil 4.8 PID ile irtifa konum kontrol diyagramı

4.6 PD ile Açı Konum Grafikleri

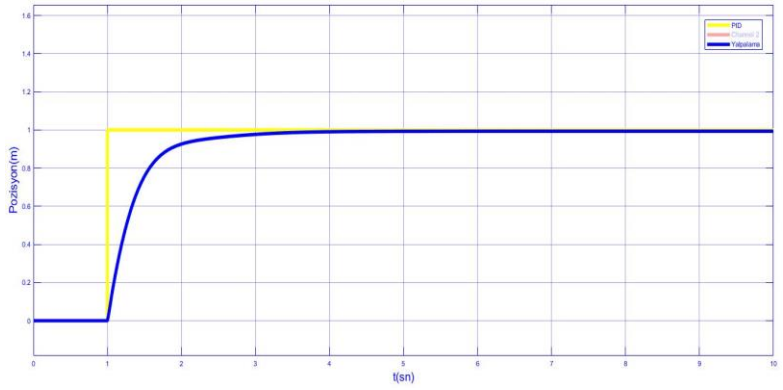
Dört motorlu insansız hava araçlarında geliştirilen Proportional – Derivative (Oransal – Türevsel) olarak bilinen kontrol yöntemi ile yunuslama (Pitch), yalpalama (Roll), sapma (Yaw) ve irtifa (Yükseklik) açı konum kontrolleri test aşamasından geçtikten sonra uçuş hareketleri analiz edilmiş ve elde edilen grafikler sayesinde sonuçlar başarılı bir şekilde

gerçekleştirilmiştir. Şekil 4.9'da verilen PD ile yunuslama (Pitch) açı konum kontrol grafiğine göre koordinat düzleminde yaptığı theta (θ) açısı pozisyonun zamana göre oranını göstermektedir. 0 ile 1 arasında pozisyona sahip olan diyagram 3 ile 4 saniye arasında dengeli bir şekilde uçuş kontrol testini geçmektedir.



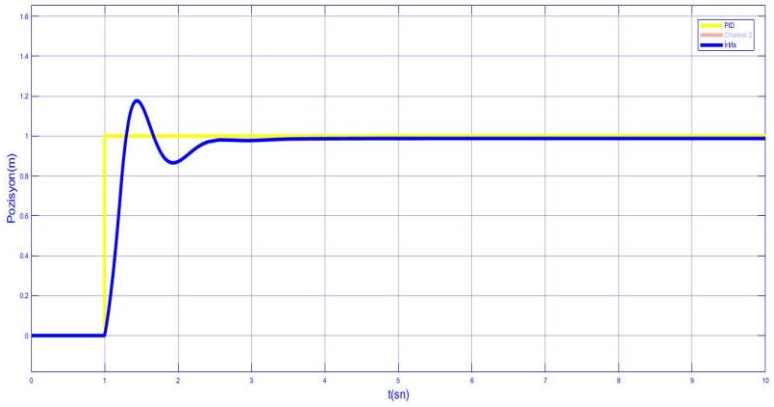
Şekil 4.9 PD ile yunuslama açı konum kontrol diyagramı

DMİHA modellerinde PD ile yalpalama (Roll) açı konum kontrolleri yapılırken Şekil 4.10 ile verilen diyagrama göre y ekseninde dönüş açısı olarak phi (ϕ), uçuş hareket testlerini başarıyla tamamlamıştır. Burada Şekil 4.9'daki grafikten farklı olarak pozisyonun zamana oranı bölümünde, zaman kısmı için 2 ile 3 saniye arasında seyrederken, pozisyon için 0 ile 1 arasında görülmektedir.



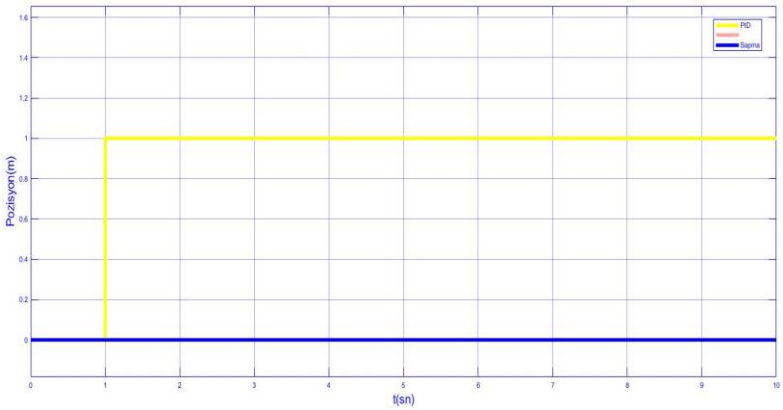
Şekil 4.10 PD ile yalpalama açı konum kontrol diyagramı

DMİHA'nda dikey iniş kalkış hareketi için gaz ayarları sonucu Şekil 4.11'de verilen PD ile yükseklik (İrtifa) kontrol grafiği gösterilmektedir. Burada dikey iniş kalkış hareketi koordinat düzleminin z ekseninde gerçekleşen ve PD ile kontrolü sonucu analiz edilen bir konum hareketidir. Kontrol test uçuşları sonucunda 1 sn ile 2,5 sn arasında ve 0,4 m ile 1,1 m arasında pozisyon salınımı başarılı bir şekilde gerçekleştirilmiştir.



Şekil 4.11 PD ile irtifa konum kontrol diyagramı

Şekil 4.12'de verilen PD kontrol yöntemi eklenerek oluşturulan açı konum kontrol diyagramı görülmektedir. Burada karşılıklı olarak fırçasız doğru akım motorların kontrolleri sonucunda test uçuş hareketi gösterilmektedir. Test uçuşu esnasında 0 ile 10 saniye arasında pozisyonun sıfır olarak görülmesi analizlerin dengeli ve düzenli bir uçuş hareketi gerçekleştirdiği anlaşılmaktadır (Kuzu 2018).



Şekil 4.12 PD ile sapma açı konum kontrol diyagramı (Kuzu 2018)

5. SONUÇ

Günümüzde insansız hava araçlarındaki talep artışı sebebiyle dört motorlu insansız hava araçları (DMİHA) için kullanım alanları hızlı bir şekilde artmıştır. Askeri ve sivil platformlarında maksimum verim, güç tasarrufu, uzun süre havada kalmak, ömürlerinin fazla olması, iniş ve kalkış faz durumlarında amacına uygun bir şekilde hareket etmesi, tehlikeli ve aşılması karışık bölgelerde güvenli bir şekilde uçuş yapabilmesi gibi gerekli ve önemli olayların kusursuz bir şekilde işleme tabi olabilmesi için dört motorlu insansız hava araçları (DMİHA) üzerinde çalışılmıştır. DMİHA için hızlı olması, torkunun güçlü ve dayanıklı olması nedeniyle fırçasız doğru akım motorları (FDAM) tercih edilmiştir. DMİHA'nda motorun dönüş hızını belirleyen darbe genişlik modülasyonu (DGM) ile motor hızı arasındaki ilişki incelenmiştir. Matlab ortamında geliştirilen Proportional – Integral – Derivative (PID) olarak bilinen oransal integral ve türevsel kontrolör ve Proportional – Derivative (PD) olarak bilinen oransal türevsel kontrol yöntemleri geliştirilmiştir. Geliştirilen bu yöntemler sayesinde DMİHA sisteminin gürültü ve titreşimden kaynaklı problemler sebebiyle irtifa kontrolü, yunuslama (Pitch) açı hareketi, yalpalama (Roll) açı hareketi ve sapma (Yaw) açı hareketi gibi oryantasyon açı hareketleri tespit edilmiş ve dengeli ve düzgün uçuş için gerekli kontroller başarılı bir şekilde tamamlanmıştır. Ülkemiz için faydalı olacağına inandığımız makalemizin gelecek dönemlerde daha donanımlı ve modern robotik uygulamalarla geliştirilecek olan sistemlerde bağımsız kontrol stratejileri kullanılarak DMİHA'nın kabiliyeti artacak ve uçuş performansı yüksek seviyeye çıkarılacaktır.

KAYNAKLAR

Ahmed, A. H., Ouda, A. N., Kamel, A. M. and Elhalwagy, Y. Z. 2017. Attitude stabilization and altitude control of quadrotor. International Computer Engineering Conference, ICENCO 2016: Boundless Smart Societies. IEEE, ss. 123–130.

Alqaisi, W., Ghommam, J., Alazzam, A., Saad, M. and Nerguizian, V. 2020. Three-loop uncertainties compensator and sliding mode quadrotor control. Computers and Electrical Engineering. Elsevier Ltd, 106 - 507.

Atalay, Y. 2017. Quadrotor insansız hava aracı için kontrol sistemi tasarım. Yüksek Lisans Tezi. Ege Üniversitesi, 50 sayfa, İzmir.

Bayrakçeken, M. K. 2013. Dikine iniş kalkış yapabilen dört rotorlu hava aracının (Quadrotor) uçuş kontrolü. Doktora Tezi. Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, 91 sayfa, Eskişehir.

Civelek 2020. Quadrotorün dikey hareketi için tasarlanan oransal- integral -türevsel kontrolörünün katsayılarının genetik algoritma ile optimizasyonu. Uluslararası Mühendislik Araştırma ve Geliştirme Dergisi, 12(3); 119 - 124.

Cömert, C. 2016. Dört rotorlu İHA sistemleri için PID ve kayan kipli kontrol tasarımı. Yüksek Lisans Tezi. TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, 53 sayfa, Ankara.

Çakıcı, E. 2019. Mini insansız hava araçları için bir fırçasız motor test sistemi geliştirilmesi. Yüksek Lisans Tezi. Eskişehir Osmangazi Üniversitesi, 70 sayfa, Eskişehir.

Çakır, O. 2018. Dönerkanat tipinde İHA için akıllı kontrolcü tasarımı. Yüksek Lisans Tezi. Şeyh Edebali Üniversitesi, 45 sayfa, Bilecik.

Demirtaş, A. 2019. Döner kanatlı İHA ile görsel verilere dayalı erken yangın algılama sistemi. Yüksek Lisans Tezi, Ankara Üniversitesi, 78 sayfa, Ankara.

Demirtaş, O. 2018. Dikey İniş Kalkış Yapabilen Üç Rotorlu Hava Aracı. Lisans Tezi. Niğde Ömer Halisdemir Üniversitesi, 25 sayfa, Niğde.

Efe, M. Ö., Önkol, M., İmamoğlu, N., Eresen, A. ve Kaynak, Ü. 2018. Dönerkanat tipinde bir insansız hava aracının anatomisi. Tübitak Yayını, 1-7 sayfa, Ankara.

Genç, Y. M. ve Erciyes, E. 2020. İnsansız hava araçları (İHA) tehditleri ve güvenlik yönetimi. Türkiye İnsansız Hava Araçları Dergisi, 2(2);36-42.

Hacımuhammed, Z. 2019. PID kontrollü otonom quadcopter tasarımı. Yüksek Lisans

Tezi, Karadeniz Teknik Üniversitesi, 63 sayfa, Trabzon.

Hou, Z., Lu, P. and Tu, Z. 2020. Nonsingular terminal sliding mode control for a quadrotor UAV with a total rotor failure. Aerospace science and technology. elsevier masson SAS, 105 - 716.

Hu, H. and Wang, Q. L. 2020. Proximal policy optimization with an integral compensator for quadrotor control. Frontiers of Information Technology and Electronic Engineering, 777–795.

Içen, M. 2019. Lqr algoritmasi ile kuadrokopter kontrolü. Yüksek Lisans Tezi. İnönü Üniversitesi, 56 sayfa, Malatya.

Karahan, M. 2019. Dört rotorlu bir insansız hava aracının modellenmesi ve PID kontrolcü tasarımı. Yüksek Lisans Tezi, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, 93 sayfa, Ankara.

Khan, M., Zafar, M. and Chatterjee, A. 2020. Barrier functions in cascaded controller: safe quadrotor control. Proceedings of the American Control Conference, 1737 - 1742.

Kuzu, F. 2018. Dört pervaneli İHA için farklı kontrol yöntemleri uygulanması. Yüksek Lisans Tezi. Fırat Üniversitesi, 75 sayfa, Elazığ.

Labbadi, M. and Cherkaoui, M. 2020. Robust adaptive nonsingular fast terminal sliding-mode tracking control for an uncertain quadrotor UAV subjected to disturbances. ISA Transactions. Elsevier Ltd, 290–304.

Magsino, E. R., Dollosa, C. M., Gavinio, S., Hermoso, G., Laco, N. and Roberto, L. A. 2014. Stabilizing quadrotor altitude and attitude through speed and torque control of BLDC motors. International Conference on Control Automation Robotics and Vision, ICARCV. IEEE, 438–443, Singopare.

Mahmoodabadi, M. J. and Rezaee Babak, N. 2020. Robust fuzzy linear quadratic regulator control optimized by multi-objective high exploration particle swarm optimization for a 4 degree-of-freedom quadrotor. Aerospace Science and Technology. Elsevier Masson SAS, 97, 105598.

Mahmoud, M. S. and Maaruf, M. 2020. Robust adaptive multilevel control of a quadrotor. IEEE Access, 8, 167684–167692.

Manisalı, M. 2017. İnsansız hava araçlarında denge sistem kontrolünün bulanık mantıklı FPGA ve gömülü sistemler ile tasarımı ve uygulaması. Yüksek Lisans Tezi,

Pamukkale Üniversitesi, 78 sayfa, Denizli.

Naidoo, Y., Stopforth, R. and Bright, G. 2011. Quadrotor unmanned aerial vehicle helicopter modelling and control. International Journal of Advanced Robotic Systems, 8(4), ss. 139–149.

Ökten, İ. 2016. Dört rotorlu döner kanat insansiz hava araci test düzeneği geliştirilmesi. Yüksek Lisans Tezi, Şeyh Edebali Üniversitesi, 82 sayfa, Bilecik.

Özbek, N.S. ve Tutsoy, Ö. 2015. Dört rotorlu dönerkanat tipi bir insansız hava aracı için bulanık mantık tabanlı PID kontrol uygulaması, TOK yayını, 1-6 sayfa.

Özer, F. 2016. Android işletim sistemli cihazlar ve 2.4 GHz kumanda ile ARM tabanlı mikrodenetleyici üzerinden quadrotor insansız hava aracının tasarımı, otonom kontrolü ve denetimi. Lisans Tezi, Karabük Üniversitesi, 40 sayfa, Karabük.

Rendón, M. A., Martins, F. and Ganimi, L. G. 2020. A Visual interface tool for development of quadrotor control strategies. Journal of Intelligent and Robotic Systems, 1 - 18 sayfa.

Saribaş, H., Tatlı, A. ve Onrat, A. 2018. İnsansız hava araçlarının öz ayarlamalı bulanık PID ile kontrolü. IEEE, 978-1-5386-1501, 1-4.

Shao, X., Liu, N., Wang, Z., Zhang, W. and Yang, W. 2020. Neuroadaptive integral robust control of visual quadrotor for tracking a moving object. Mechanical systems and signal processing. elsevier Ltd, 136, s. 106 - 513.

Temeltaş, H., Arısoy, A. ve Dikmen, C. İ. 2010. Dikey iniş kalkiş yapabilen dört rotorlu hava aracinin(quadrotor) uçuş kontrolü. Havacılık ve uzay teknolojileri, 33–40.

Topcuk, H. 2016. Üç boyutlu yazıcı. Lisans Tezi, Karabük Üniversitesi, 47 sayfa, Karabük.

Uz, U. 2019. Hexacopter yapısında bir insansız hava aracı ile elektronik ilaçlama ve sulama sisteminin oluşturulması. Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Gelişim Üniversitesi, 86 sayfa, İstanbul.

Varga, M. and Bogdan, S. 2014. Fuzzy-Lyapunov based quadrotor controller design. European Control Conference, IEEE, ss. 928–933.

Wang, M., Chen, B. and Lin, C. 2020. Fixed-Time backstepping control of quadrotor trajectory tracking based on neural network. IEEE Access, 177092–177099.

Zhang, W. and Eliker, K. 2020. Finite-time adaptive integral backstepping fast terminal sliding mode control application on quadrotor UAV. International Journal of

Control, Automation and Systems, 18(2), ss. 415–430.

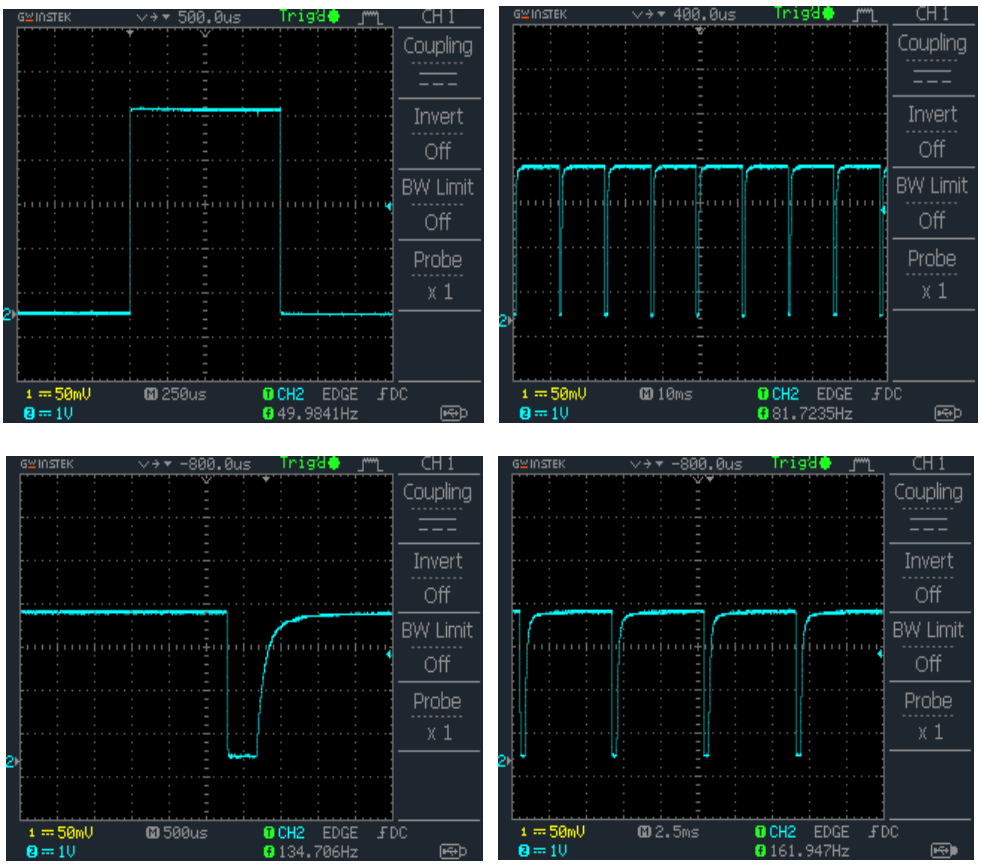
Zhang, X., Wang, Y., Zhu, G., Chen, X., Li, Z., Wang, C. and Su, C. 2020. Compound adaptive fuzzy quantized control for quadrotor and its experimental verification, IEEE transactions on cybernetics, 1–13.

Zhu, G., Wang, S., Sun, L., Ge, W. and Zhang, X. 2020. Output feedback adaptive dynamic surface sliding mode control for quadrotor UAVs with tracking error constraints. Wiley - Hindawi, 1 - 23.

EKLER

Ek 1. FDAM'ın Devir Sayılarının Ölçüm Değerleri

Ek 1. FDAM'ın Devir Sayılarının Ölçüm Değerleri



Döner kanatlı İHA modellerinde sıklıkla görülen fırçasız doğru akım motorlarında ki devir sayılarının ani yükselmesi veya düşmesi, devir sayılarının anormal bir sonuçlar vermesi gibi sebeplerden dolayı PWM değerleri ile devir sayıları iyileştirilmiştir. Arduino ve Matlab gibi platformlarda işlenen bu veriler, osiloskop ortamında değerlerin kontrolü test edilmiş ve farklı veriler ile alınan frekans cevapları karşılaştırılmıştır. Proje için oluşturulan DMİHA sisteminde FDAM'ın farklı frekansta devir sayılarının ölçüm sonucu gösterilmektedir. Burada verilen başlangıç ölçümünde yaklaşık değeri 50 frekansla başlayarak orantılı bir şekilde artması sonucu yaklaşık olarak 160 frekans cevabı ile sonlanmaktadır. Fırçasız doğru akım motorlarının pervanesiz, pervaneli, pervanenin balanslı olduğu durum, pervanenin balans ayarı yapılmadığı durum, gürültülü ve gürültüsüz ortamlarda tek tek test edilmiştir. Elde edilen veriler işlenerek yukarıda ki osiloskop sonuçları ile gösterilmiştir.

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Adı ve Soyadı : Tolga ÇATALBAŞ

Eğitim

Yüksek Lisans	Çankırı Karatekin Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Elektrik Elektronik Mühendisliği A.B.D	2019-Halen
Lisans	Yozgat Bozok Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Elektrik Elektronik Mühendisliği Bölümü	2015-2019

İş Deneyimi

Yıl	**Kurum**	**Görev**
2016	Kayseri Global Enerji Aydınlatma A.Ş	Elektrik Stajı
2017	Yozgat Türk Telekom A.Ş	Elektronik Stajı

Akademik Aktiviteler

1. Improvement of Relationship Between Rotor Speed and Number of Revolutions In Four Rotor Unmanned Aerial Vehicles (2020).