

**T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI
VE ANALİZİ**

**Hazırlayan
Erdem YILDIZ**

**Danışman
Doç. Dr. Recep EKİCİ**

Yüksek Lisans Tezi

**Eylül 2018
KAYSERİ**

**T.C.
ERCIYES ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI
VE ANALİZİ**

(Yüksek Lisans Tezi)

**Hazırlayan
Erdem YILDIZ**

**Danışman
Doç. Dr. Recep EKİCİ**

Bu çalışma, Erciyes Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Birimi tarafından FYL-2016- 6647 kodlu proje ile desteklenmiştir.

**Eylül 2018
KAYSERİ**

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK

Bu çalışmadaki tüm bilgilerin, akademik ve etik kurallara uygun bir şekilde elde edildiğini beyan ederim. Aynı zamanda bu kural ve davranışların gerektirdiği gibi, bu çalışmanın özünde olmayan tüm materyal ve sonuçları tam olarak aktardığımı ve referans gösterdiğimi belirtirim.

Erdem YILDIZ

YÖNERGEYE UYGUNLUK

“Dört Rotorlu İnsansız Hava Aracı Tasarımı ve Analizi” adlı Yüksek Lisans tezi, Erciyes Üniversitesi Lisansüstü Tez Önerisi ve Tez Yazma Yönergesi’ ne uygun olarak hazırlanmıştır.

Tezi Hazırlayan

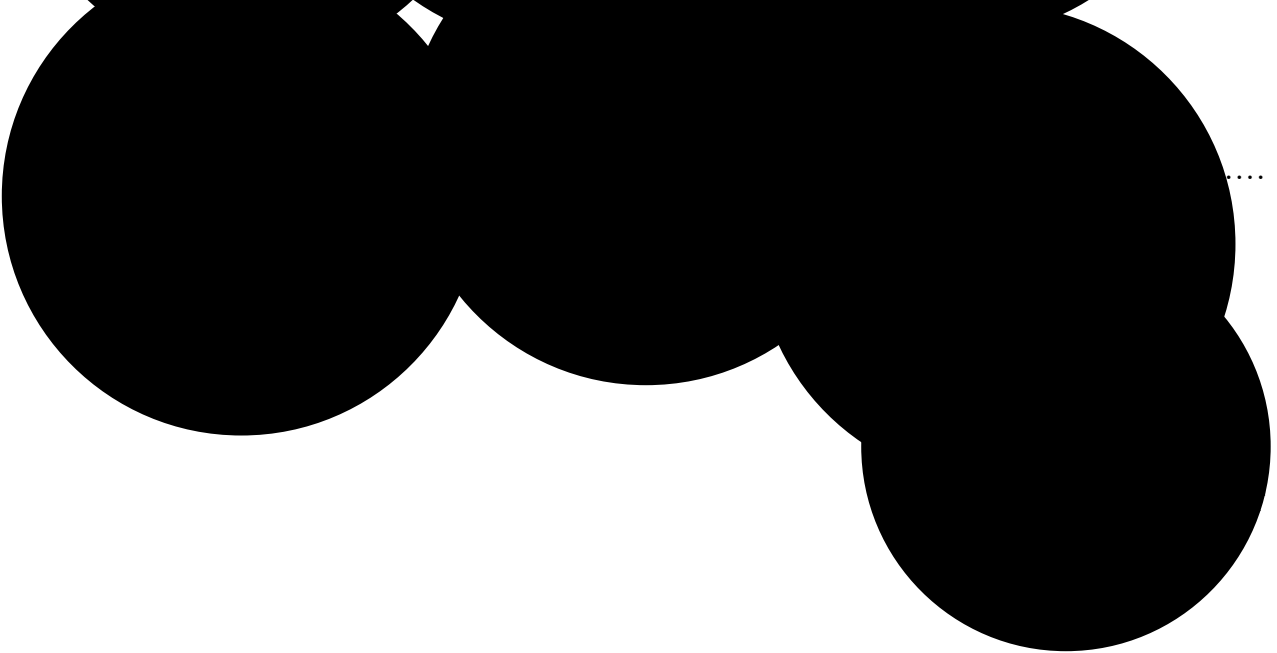
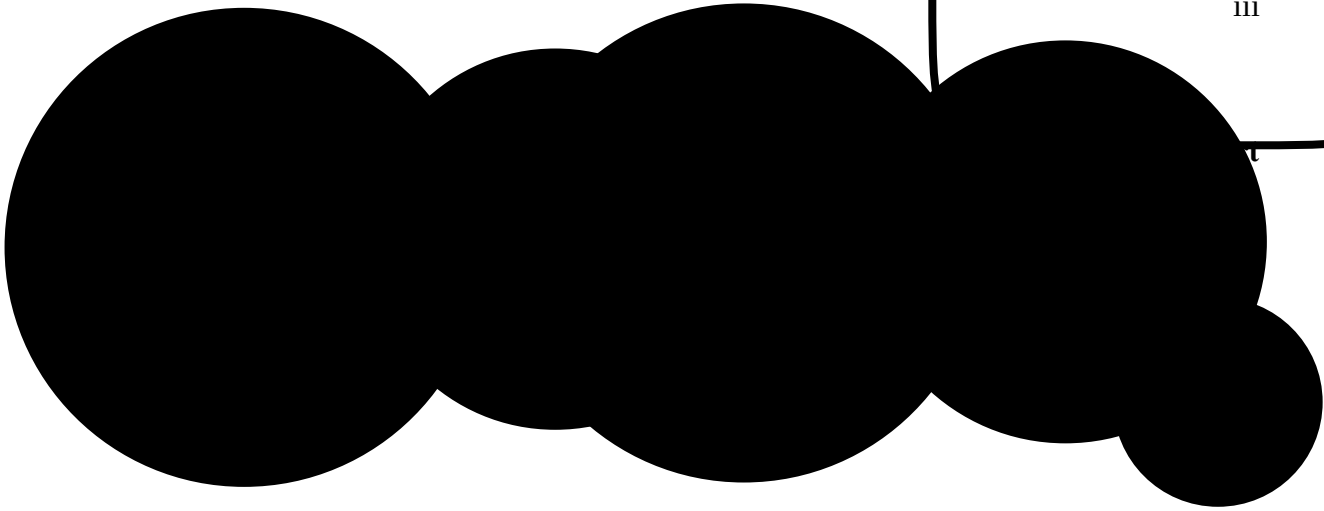
Erdem YILDIZ

Danışman

Doç. Dr. Recep EKİCİ

Makine Mühendisliği Ana Bilim Dalı Başkanı

Prof. Dr. Necdet Altuntop



TEŞEKKÜR

Tez çalışmalarım sırasında tecrübe ve desteklerini esirgemeyen değerli hocam ve tez danışmanım Sayın Doç. Dr. Recep Ekici'ye projemin yürütülmesi sırasında vermiş olduğu destekten dolayı, teşekkürlerimi sunarım.

Ayrıca tez çalışmam süresince, problemlerin çözümüne ait değişik yorumları, farklı bakış açılarıyla Java programlama dilindeki yetkinliğiyle bana elinden gelen her türlü desteği fazlasıyla veren kadim dostum Bilgisayar Mühendisi Nurettin Uğur GÜVEN'e teşekkürü bir borç bilirim.

Çalışmalarım boyunca büyük sabır göstererek maddi ve manevi her daim yanımda olan başta kardeşim Yüksek Makine Mühendisi Ercan YILDIZ olmakla birlikte beni bu günlere getiren canım aileme en içten şükranlarımı sunarım. Desteklerini her zaman yanımda hissettiğim değerli arkadaşlarıma ve tezimin ortaya çıkmasında katkısı bulunan herkese teşekkür ederim.

Erdem YILDIZ

Kayseri, Eylül 2018

DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI VE ANALİZİ

Erdem YILDIZ

Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü

Yüksek Lisans Tezi, Eylül 2018

Danışman: Doç. Dr. Recep EKİCİ

ÖZET

İnsansız hava araçları (İHA), günümüzde askeri ve sivil olmak üzere birçok alanda çok yaygın bir şekilde kullanılmaktadır. Bu hava araçları; düşük işletme maliyetleri, kullanım yerine ve amacına göre çok farklı güç ve dizayna göre seçim yapılabilmesi ve en önemlisi de hava aracında oluşabilecek beklenmedik bir arıza, hasar veya kaza durumunda pilot kaybı yaşanmaması gibi avantajları nedeniyle kullanımı her geçen gün giderek artmaktadır.

Günümüzde, diğer hava taşıtlarıyla kıyaslandığında konstrüksiyon ve kontrol kolaylıklarının yanında küçük boyutları, yakın etkileşim için güvenilirliği ve dikey iniş kalkış özelliği sayesinde hemen hemen her ortamda operasyonel bir şekilde kullanılan quadcopterlerin popüleritesi, sensörler ve kontrol sistemlerindeki gelişmelere paralel olarak her geçen gün daha da artmakta ve bunun bir sonucu olarak, quadcopterin dinamik yapısı pek çok araştırmacının dikkatini çekmekte ve profesyonel araştırma platformlarında, quadcopterler üzerinde yapılan çalışmaların sayısı günbegün artmaktadır.

Quadcopterler yüksek dinamiğe sahip elektromekanik sistemler olup, bu dinamik sistemlere kararlı bir şekilde havada kalabilme ya da hareket edebilme gibi yetileri kazandıran uçuş kontrolcüler, MEMS tabanlı sensörlerden aldıkları çıkış sinyallerini bir tür filtreleme yöntemi kullanarak bir geri besleme kontrol mekanizmasına aktarır ve böylece sistemin kararlı bir yapıda çalışmasını sağlarlar.

Bu tez çalışmasının amacı, quadcopter modelleme ve kontrolünün temellerini araştırmak ve bu temellere dayanarak tek kartlı bir bilgisayar olan Raspberry Pi ile bir uçuş kontrolcüsü tasarlamak ve tam operasyonel bir quadcopter oluşturmaktır.

Belirtilen amaca ulaşmak için, bu tez çalışmasında, quadcopter dinamiğinin matematiksel modeli incelenmiş ve bu matematiksel model ayrıntılarıyla ortaya konulmuştur. Ayrıca, uçuşun mühendislik becerilerince olabildiğince verimli hale getirilmesi için bir quadcopterde kullanılan esansiyel donanım elemanları üzerinde çeşitli araştırmalar yapılmış ve bu tez çalışmasında oluşturulan quadcopterin donanım elemanlarının seçimi çeşitli analizler sonrasında gerçekleşmiştir. Yapılan literatür araştırmalarının ardından, quadcopterin stabilizasyonu sağlayacak olan uçuş kontrolcüsü, bir Raspberry Pi tek kartlı bilgisayarı üzerinde, modüler programlama teknikleri kullanarak tasarlanmıştır. Bir quadcopterin kontrolünün sağlanması için gerekli esansiyel elemanlar olan MEMS tabanlı sensörlerden alınan çıkış verileri, üç farklı filtreleme tekniği kullanılarak test edilmiş ve yapılan testlerin ardından optimal filtreleme yöntemi olarak Kalman filtreleme yöntemi seçilmiştir. Uçuş kontrolcüsünde kullanılacak olan geri besleme mekanizması olarak ise PID kontrol döngüsü geri besleme mekanizması seçilmiş ve PID kontrol döngüsü geri besleme mekanizması üzerinde ayrıntılı çalışmalar yapılmıştır. Bu tez çalışmasında oluşturulan quadcopter üzerinde stabilizasyonun sağlanabilmesi amacıyla PID denetleyicileri kullanılarak oluşturulan uçuş kontrolcüsüyle yapılan kapsamlı testler ile PID kazanç katsayıları manuel tuning yöntemiyle belirlenmiş ve sonuç olarak, bu tez çalışmasının amacına ulaşılmış olup, quadcopter modelleme ve kontrol teknikleri temel alınarak tek kartlı bir bilgisayar olan Raspberry Pi üzerinde başarılı bir şekilde bir uçuş kontrolcüsü programlanmış ve işlevsel bir quadcopter oluşturulmuştur.

Anahtar Kelimeler: Quadcopter, Uçuş Kontrolcüsü, Raspberry Pi, PID, Kalman Filtresi

DESIGN AND ANALYSIS MUTIROTOR UNMANNED AERIAL VEHICLE**Erdem YILDIZ****Erciyes University, Graduate School of Natural and Applied Sciences****M.Sc. Thesis, September 2018****Supervisor: Assoc. Prof. Dr. Recep EKİCİ****ABSTRACT**

Unmanned aerial vehicles (UAVs) are now widely used in many areas, including military and civilian. The use of these air vehicles is increasing day by day due to low operating costs, to be able to choose according to usage and purpose for very different power and design and most importantly, the use of the airplane is increasing day by day because of the fact that there is no pilot loss in the event of an unexpected breakdown, damage or accident that may occur in the air.

Nowadays, the popularity of quadcopters, operationally used in virtually any environment due to their small sizes, reliability for close interaction and vertical landing and take-off features as well as ease of construction and control compared with other types of aircrafts, are constantly increasing parallel to the developments in sensors and control systems. Consequently, the dynamic of quadcopter is attracted the attention of many researchers and so the number of studies on quadcopters is increasing day by day on professional research platforms.

Quadcopters are electromechanical systems with high dynamics, and flight controllers that provide the ability to hover or move in the air steadily to these dynamics systems transfer the output signals which they receive from MEMS based sensors after using a filtering method to a feedback control mechanism, thereby the system can operate steadily.

The purpose of this thesis is to explore the fundamentals of quadcopter modelling and control, and to design a flight controller based on these fundamentals by using Raspberry Pi, a single-board computer, and to create a fully operational quadcopter.

To achieve the stated purpose, in this thesis, the mathematical model of the quadcopter dynamics has been examined, and introduced. In addition, to make the flight as efficient as possible with engineering skills various researches have been carried out on essential hardware elements used in a quadcopter, and the selection of the hardware of the quadcopter whose flight controller has been designed in this thesis has been carried out after various analyzes. Following literature review, the flight controller, which provides stabilization to the quadcopter, has been designed using a modular programming technique on a Raspberry Pi single-board computer. The output data from MEMS-based sensors, which are the essential elements required to achieve control of a quadcopter, have been tested using three different filtering techniques and after these tests, the Kalman filtering method has been chosen as the optimal filtering method in this thesis. As the feedback mechanism to be used in the flight controller, the PID control loop feedback mechanism has been selected, and detailed studies are made on it. To provide stabilization on the quadcopter, PID coefficients have been determined by manual tuning method with comprehensive tests performed with the flight controller created by using this feedback mechanism. In conclusion, a flight controller has been successfully programmed on a single-board computer, Raspberry Pi, and a functional quadcopter has been created, and the purpose of the thesis has been achieved.

Keywords: Quadcopter, Flight Controller, Raspberry Pi, PID, Kalman Filter

İÇİNDEKİLER

DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACI TASARIMI VE ANALİZİ

BİLİMSEL ETİĞE UYGUNLUK.....	i
YÖNERGEYE UYGUNLUK.....	ii
KABUL ONAY	iii
TEŞEKKÜR.....	iv
ÖZET	v
ABSTRACT.....	vii
İÇİNDEKİLER	ix
TABLolar LİSTESİ.....	xiv
ŞEKİLLER LİSTESİ	xv
KISALTMALAR VE SİMGELER.....	xvii
GİRİŞ.....	2

1. BÖLÜM

GENEL BİLGİLER

2. BÖLÜM

MATEMATİKSEL MODEL

2.1. Koordinat Sistemleri	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.1
2.2. Üç Boyutlu Uzayda Katı Cisimler	14
2.2.1. Yörünge Dügümü (Orbital Node)	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.5
2.2.2. Euler Açılarının Geometrik Tanımı.....	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.5
2.3. Rotasyon Matrisi.....	17

3. BÖLÜM

DİNAMİK MODEL

3.1. Kuvvetler.....	22
3.1.1. Kütle ve Açısal Hızlar	22
3.1.1. Yerçekimi Kuvveti.....	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
3.1.1. İtme Kuvveti	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
3.1.1. Sürüklenme	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
3.1.1. Bozuntu (Disturbance)	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
3.1.1. Birleştirilmiş Kuvvet Denklemi.....	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
3.2. Dönme Momentleri	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
3.2.1. İtmeden Kaynaklanan Moment	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
3.2.2. Rotorların Eylemsizlik (Atalet) Momenti	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
3.2.3. İtme Momenti ile Rotorların Eylemsizlik Momenti Arasındaki Fark .	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
3.2.4. Quadcopter Atalet Matrisi	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
3.2.5. Birleştirilmiş Moment Denklemi.....	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
3.2.6. Euler Denklemleri	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
3.2.7. Quadcopterlerin Uçuş Dinamiği	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.

4. BÖLÜM

DONANIM

4.1. Frame	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
4.2. Dönme Momentleri	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
4.3. Dönme Momentleri	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
4.4. Dönme Momentleri	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
4.4.1. Darbe Genişlik Modülasyonu (PWM)	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
4.5. Batarya	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
4.6. Sensörler	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.

- 4.6.1. İvmeölçer (Accelerometer) Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.6.2. Jiroskop (Gyroscope) Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.6.3. Atalet Ölçüm Birimi (IMU) Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.6.3.1. Atalet ölçüm biriminin quadcopterlerin navigasyon sistemlerinde kullanımı.....Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.6.4. Küresel Konumlama Sistemi (GPS) Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.7. Uçuş Kontrolcüsü Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.7.1. Raspberry Pi 3 Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.7.1.1. Master/Slave Modeli.....Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.7.1.2. I2C.....Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.7.1.3. UART Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.8. Voltaj Regülatörü.....Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.9. Receiver Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.10. Donanım Elemanlarının Birleştirilmesi Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.10.1. RPi 3 ile MPU-6050 IMU Arasındaki Bağlantının Kurulması Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.10.2. RPi 3 ile NEO-6M GPS Modülü Arasındaki Bağlantının Kurulması .Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.10.3. Raspberry Pi 3 Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.10.4. RPi 3 ile Force Up 4200 Lipo Pil Arasındaki Bağlantının Kurulması Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.10.4.1. BEC.....Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.10.5. Elektrik Motorları ile LiPo Pil Arasındaki Bağlantının Kurulması ...Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.11. Analiz.....Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.11.1. Küresel Analiz.....Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.11.2. Elektriksel Analiz Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 4.11.3. Maksimum Uçuş Süresinin Hesaplanması.Hata! Yer işareti tanımlanmamış.

5. BÖLÜM

YAZILIM

6. BÖLÜM

UYGULAMA

- 6.1. Uzaktan Kontrol Cihazı (Verici, Transmitter)...**Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 6.1.1. Konvansiyonel Quadcopterlerde Kullanılan R/C Vericileri (transmitter)**
.....Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 6.1.2. Transmitter Olarak Kullanılacak Programın Hazırlanması**Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 6.2. Uçuş Kontrolcüsü ile Uzaktan Kontrol Cihazı Arasındaki İletişimin Kurulması**
Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 6.3. GPIO Modülü** Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 6.3.1. Fırçasız DC Motorların Kontrolü** Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 6.3.2. ESC'lerin Kalibrasyonu** Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 6.4. LOG Modülü** Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 6.5. GPS Modülü** Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 6.6. IMU Modülü** Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 6.6.1. MPU-6050 ile RPi 3 Arasındaki I2C Seri İletişim Bağlantısının Kurulması**
.....Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 6.6.2. Uçuş Sırasında Kullanılacak Referans Koordinat Sisteminin Belirlenmesi**
.....Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 6.6.3. MPU-6050 Üzerinde Yapılan Testler** Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 6.7. Filtre Modülü** Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 6.7.1. Complementary Filter** Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 6.7.2. Low-Pass Filter** Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 6.7.3. Kalman Filtresi** Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
- 6.7.4. Filtre Modülünün Oluşturulması** Hata! Yer işareti tanımlanmamış.

6.7.5. MPU-6050 Üzerinde Yapılan Testler	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
6.7.5.1. Kalman parametrelerinin belirlenmesi	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
6.7.5.2. Test sonuçları	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
6.7.5.3. Kalman filtresinin diğer filtreleme yöntemleriyle karşılaştırılması	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
6.8. PID Modülü	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
6.8.1. PID Kontrol Döngüsü Geri Besleme Mekanizması	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
6.9. PID Modülü Üzerinde Yapılan Testler (Uçuş Testleri)	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
6.9.1. K_p, K_i ve K_d Kazanç Katsayılarının Belirlenmesi	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
6.9.2. Sürüklemenin (Drift) Stabilizasyon Üzerinde Meydana Getirdiği Etkiler	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
6.10. Yapılan Ek Çalışmalar ve Diğer Açıklamalar ..	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
6.10.1. Kontrol Mekanizmaları	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
6.10.2. Güvenlik Önlemleri (Exceptions Modülü)	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
6.10.3. Uçuş Kontrolcüsünde Bir SBC Kullanılmasının Getirdiği Dezavantajlar	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.
TARTIŞMA – SONUÇ VE ÖNERİLER	177
KAYNAKÇA	185
ÖZ GEÇMİŞ	192



TABLOLAR LİSTESİ

Sayfa No:

Tablo 4.1.	Flame Wheel 450 (F450) quadcopter iskeleti özellikleri.....	46
Tablo 4.2.	A2212/13T fırçasız DC elektrik motoru teknik özellikleri.....	49
Tablo 4.3.	A2212/13T Test Verileri.....	50
Tablo 4.4.	GEMFAN 1045C multikopter pervanesinin teknik özellikleri.....	53
Tablo 4.5.	HK30A UBEC ESC'nin teknik özellikleri	60
Tablo 4.6.	Force Up 4200 lityum iyon polimer pilin teknik özellikleri.....	65
Tablo 4.7.	MPU-6050 atalet ölçüm biriminin teknik özellikleri.....	84
Tablo 4.8.	u-blox NEO-6M GPS modülünün teknik özellikleri	86
Tablo 4.9.	Raspberry Pi 3 Model B SBC'nin teknik özellikleri	91
Tablo 4.10.	LM2596 150 kHz 3 A voltaj regülatörünün teknik özellikleri	98
Tablo 4.11.	RPi 3 ile MPU-6050 arasında kurulan bağlantı	100
Tablo 4.12.	RPi 3 ile NEO-6M GPS modülü arasında kurulan bağlantı	102
Tablo 4.13.	RPi 3 ile Force Up 4200 LiPo pil arasında kurulan bağlantı	103
Tablo 4.14.	RPi 3 ile HK30A UBEC ESC'ler arasında kurulan bağlantılar.....	105
Tablo 4.15.	Fırçasız DC motorları ile ESC'ler arasında kurulan bağlantılar.....	109
Tablo 4.16.	Quadcopterde kullanılan tüm donanım elemanlarının ağırlıkları	112
Tablo 4.17.	Tüm donanım elemanlarının maksimum çalışma akımları.....	114
Tablo 6.1.	pulse_t veri yapısı	152
Tablo 6.2.	Tez çalışmasında kullanılan ESC'lerin kalibrasyon ayarları.....	161
Tablo 6.3.	log_t veri yapısı	162
Tablo 6.4.	kalman_t veri yapısı.....	232
Tablo 6.5.	filter_t veri yapısı.....	234
Tablo 6.6.	PID modülü üzerinde yapılan testlerden elde edilen veriler (kısmi)	269
Tablo 6.7.	exception_t Veri Yapısı	275

ŞEKİLLER LİSTESİ

Sayfa No:

Şekil 2.1.	Eylemsiz referans çerçevesi (mavi) ve gövde koordinat sistemi (siyah)	12
Şekil 2.2.	Euler açıları	13
Şekil 2.3.	Katı bir cismin yönelimin değiştirilmesi	14
Şekil 2.4.	Yörünge düğümleri. Düzlemler birbirlerini iki noktada keserler.....	15
Şekil 2.5.	Euler açıları ve aviyonikteki uygulaması	16
Şekil 3.1.	Rotorların dönme hareketi ile gövde ekseninde oluşan kuvvetler	19
Şekil 3.2.	Bir kanat profili üzerinde hareket eden nedeniyle ortaya çıkan kuvvetler...	24
Şekil 3.3.	Quadcopterlerde taşıma (L), itmenin (T) bir bileşenidir.	25
Şekil 3.4.	Konvansiyonel bir helikopterde açısal momentumun dengelenmesi.....	34
Şekil 3.5.	İki rotorlu bir helikopterde açısal momentumun dengelenmesi.....	35
Şekil 3.6.	Bir quadcopterin roll ekseninde rotasyonun sağlanması	39
Şekil 3.7.	Bir quadcopterin pitch ekseninde rotasyonun sağlanması	40
Şekil 3.8.	Döner kanatlı hava taşıtlarında taşıma (L), itmenin (T) bileşenidir	41
Şekil 3.9.	Yanal hareket sırasında ek bir itme kuvvetine ihtiyaç duyulur	42
Şekil 3.10.	Bir quadcopterin yaw ekseninde rotasyonun sağlanması	43
Şekil 4.1.	Flame Wheel 450 (F450) quadcopter iskeleti	47
Şekil 4.2.	Değişik pulse şekilleri	48
Şekil 4.3.	A2212/13T fırçasız (brushless) DC elektrik motoru.....	48
Şekil 4.4.	GEMFAN 1045C multikopter pervane seti	52
Şekil 4.5.	İdeal bir indüktördeki PWM örneği	56
Şekil 4.6.	HK30A UBEC ESC	60
Şekil 4.7.	Force Up 4200 lityum iyon polimer pil.....	64
Şekil 4.8.	Kara kutu	66
Şekil 4.9.	InvenSense MPU-6050 atalet ölçüm birimi	85
Şekil 4.10.	u-blox NEO-6M GPS modülü.....	87
Şekil 4.11.	Raspberry Pi 3 Model B	90
Şekil 4.12.	Raspberry Pi 3 Model B için GPIO pinleri işlev şeması.....	93
Şekil 4.13.	Örnek bir I ² C veri yolu.....	95
Şekil 4.14.	Tez çalışmasında kullanılan voltaj regülatör devresi (LM2596 ADJ)	98

Şekil 4.15. Bir batarya, ESC, fırçasız motor ve radyo alıcısı arasındaki bağlantılar ...	105
Şekil 4.16. Quadcopter, tüm donanım elemanları birleştirilmiş şekilde	109
Şekil 6.1. Ana modül akış şeması.....	133
Şekil 6.2. Android paketi için tasarlanan arayüz	136
Şekil 6.3. motor.h header dosyası.....	152
Şekil 6.4. log modülünün oluşturan diğer modüllerle ilişkilendirilmesi	163
Şekil 6.5. log modülünün implementasyonu	164
Şekil 6.6. MPU-6050 atalet ölçüm cihazının I ² C adresinin belirlenmesi.....	189
Şekil 6.7. İvmeölçer çıkışındaki offset değerleri gerçek ölçüm değerlerini etkiler....	211
Şekil 6.8. Jiroskopun çıkış değerlerinde meydana gelen sapma miktarları.....	212
Şekil 6.9. Jiroskop çıkışındaki offset değerleri gerçek ölçüm değerlerini etkiler	213
Şekil 6.10. İvmeölçerin çıkışından alınan veriler ile hesaplanan açısal pozisyonlar ...	214
Şekil 6.11. İvmeölçerin çıkışından alınan verilerdeki gürültü (noise) (#1).....	215
Şekil 6.12. İvmeölçerin çıkışından alınan verilerdeki gürültü (noise) (#2).....	216
Şekil 6.13. Jiroskoptan alınan verilerle hesaplanan açısal hız değerleri (#1).....	217
Şekil 6.14. Jiroskoptan alınan verilerle hesaplanan açısal hız değerleri (#2).....	218
Şekil 6.15. Filtre modülü ile IMU modülü arasındaki iletişimin kurulması	234
Şekil 6.16. Kalman filtresinin implementasyonu	235
Şekil 6.17. Kalman filtreme yöntemiyle elde edilen sonuçlar (#1).....	239
Şekil 6.18. Kalman filtreme yöntemiyle elde edilen sonuçlar (#2).....	240
Şekil 6.19. Farklı filtreleme yöntemlerin karşılaştırılması (#1)	242
Şekil 6.20. Farklı filtreleme yöntemlerin karşılaştırılması (#2)	243
Şekil 6.21. Değişik filtrelerden alınan verilerde gözlemlenen gecikme (#1).....	244
Şekil 6.22. Değişik filtrelerden alınan verilerde gözlemlenen gecikme (#2).....	244
Şekil 6.23. PID kontrol döngüsü geri besleme mekanizması.....	247
Şekil 6.24. Bu tez çalışması için oluşturulan test ekipmanı	265
Şekil 6.25. Jiroskopun çıkış değerlerinde meydana gelen drift (sürüklenme)	271
Şekil 6.26. Kontrol döngüsü yürütme zamanları.....	281

KISALTMALAR VE SİMGELER

AC	:	Alternatif akım
AHRS	:	Attitude and heading reference system
apk	:	Android paketi
BEC	:	Pil eliminatör devresi
BL	:	Arka-sol
BR	:	Arka-sağ
CCW	:	Saat yönünün tersi
CW	:	Saat yönü
CPU	:	Merkezi işlem birimi
DC	:	Doğru akım
DHCP	:	Dynamic host configuration protocol
DLPF	:	Dijital low-pass filtresi
DMP	:	Digital motion processor
DoF	:	Degrees of freedom
DR	:	Dead reckoning
ECM	:	Elektrik komütasyonlu motor
EKF	:	Genişletilmiş Kalman filtresi
EMI	:	Elektromanyetik girişim
ESC	:	Elektronik hız kontrol devresi
FIFO	:	First in First Out
FL	:	Ön-sol
FR	:	Ön-sağ
GPIO	:	Genel amaçlı giriş çıkış
GPL2	:	GNU Genel Kamu Lisansı
GPOS	:	Genel amaçlı işletim sistemi
GPS	:	Küresel konumlanma sistemi
H_∞	:	Doğrusal olmayan H-infinity kontrol
IDE	:	Tümleşik geliştirme ortamı
IEEE	:	Elektrik ve Elektronik Mühendisleri Enstitüsü
IMU	:	Atalet ölçüm birimi

IoT	:	Nesnelerin interneti
IP	:	Internet protocol
I²C	:	Inter-integrated circuit
JSON	:	JavaScript Object Notation
LED	:	Işık yayan diyot
LiPo	:	Lityum iyon polimer
LLC	:	Logical link control
LQE	:	Lineer kuadratik tahmin
LQR	:	Doğrusal kuadratik regülatör
LSB	:	En anlamsız bit
MAC	:	Media access control
MEMS	:	Mikroelektromekanik sistem
MSB	:	En anlamlı bit
NMEA	:	National Marine Electronics Association
PID	:	Proportional-integral-derivative controller
PWM	:	Darbe genişlik modülasyonu
RC	:	Radyo kontrol
RegEx	:	Düzenli ifade
RFI	:	Elektromanyetik girişim
RPi	:	Raspberry Pi
RPM	:	Dakikadaki devir sayısı
RTOS	:	Gerçek zamanlı işletim sistemi
Rx	:	Alım sinyali
SBC	:	Tek kartlı bilgisayar
SCL	:	Seri clock
SDA	:	Seri veri hattı
SMPS	:	Anahtarlama güç kaynağı
SoC	:	Yongada sistem
SSH	:	Secure Shell
TCP	:	Transmission control protocol
TIA	:	Telekomünikasyon Endüstrisi Derneği
Tx	:	İletim sinyali
UART	:	Genelgeçer eşzamansız alıcı-verici

UAV	:	İnsansız hava aracı
UBEC	:	Ultimate pil eliminatör devresi
UDP	:	User datagram protocol
VNC	:	Virtual network computing
VTOL	:	Dikey kalkış ve iniş
A	:	Amper
<i>b</i>	:	Gövde eksen (body frame)
<i>B_C</i>	:	LiPo pilin C değeri
<u><i>B</i></u>_(k)	:	Kontrol vektörüne uygulanan uygulan kontrol-giriş modeli
cm	:	Santimetre
<i>C</i>	:	Kapasitans
<i>C_d</i>	:	Sürükleme katsayısı
<u><i>C_b</i></u>^{<i>i</i>}	:	Gövde koordinat sisteminden eylemsiz referans çerçevesine toplam dönüşüm matrisi
<u><i>C_b</i></u>^{<i>i</i>}^{<i>T</i>}	:	<u><i>C_b</i></u> ^{<i>i</i>} matrisinin transpozu
<u><i>C_i</i></u>^{<i>b</i>}	:	Eylemsiz referans çerçevesinden gövde koordinat sistemine toplam dönüşüm matrisi
<i>D</i>	:	Duty Cycle
<i>e(t)</i>	:	t anındaki hata oranı
<i>F</i>	:	Farad
<i>f(t)</i>	:	Karesel dalga fonksiyonu
<i>f_c</i>	:	Kesim (cut-off) frekansı
<i>f_{cutoff}</i>	:	Cut-off frekansının değerini belirleyen R·C katsayısı
<i>F_c</i>	:	Coriolis kuvvet vektörü
<i>F_d</i>	:	Sürükleme kuvveti
<i>F_{disturbance}</i>	:	Bozuntu vektörü
<i>F_{gb}</i>	:	Quadcopterin gövdesine kütleçekimi tarafından uygulanan net kuvvet vektörü
<u><i>F</i></u>_(k)	:	k zamanındaki durum geçiş modeli
<i>F_L</i>	:	Taşıma kuvveti
<i>F_m</i>	:	m kütleli cisme etkiyen net kuvvet vektörü

f_{PWM}	:	Darbe genişlik modülasyonu frekansı
F_S	:	Örnekleme frekansı
F_{thrust}	:	Toplam itme kuvveti
F_1	:	Birinci motor tarafından üretilen itme kuvveti (vektör)
F_2	:	İkinci motor tarafından üretilen itme kuvveti (vektör)
F_3	:	Üçüncü motor tarafından üretilen itme kuvveti (vektör)
F_4	:	Dördüncü motor tarafından üretilen itme kuvveti
g	:	Gram
g	:	Kütleçekim vektörü
GHz	:	Gigahertz
h	:	Saat
$\underline{\underline{H}}_k$	:	Gerçek durum uzayını gözlenen alana eşleyen gözlem modeli
Hz	:	Hertz
θ	:	Pitch eksenini için Euler açısı
i	:	Eylemsiz referans çerçevesi (inertial frame)
$\underline{\underline{I}}$	:	Quadcopterin atalet matrisi
I_m	:	LiPo pilin sürekli olarak verebileceği maksimum akım miktarı
I_N	:	LiPo pilin bir saat içinde nominal kapasitesinin verebileceği maksimum teorik akım miktarı
$\underline{\underline{I}}_{rotor}$	:	Rotorların atalet matrisi
K_d	:	Türev kazanç katsayısı
K_i	:	İntegral kazanç katsayısı
K_p	:	Oransal (proportional) kazanç katsayısı
$\underline{\underline{K}}_k$	:	Kalman kazanç matrisi
KHz	:	Kilohertz
kg	:	Kilogram
l	:	Motorun quadcopter merkezine olan uzaklığı
m	:	Metre
M	:	Moment (vektör)
$M_{motoriteria}$	:	Motorların ataletinden kaynaklanan moment (vektör)
M_{thrust}	:	İtme kuvvetinden kaynaklanan moment (vektör)

m_{tot}	::	Toplam kütle
M_x	:	x-ekseni çevresindeki moment
M_y	:	y-ekseni çevresindeki moment
M_z	:	z-ekseni çevresindeki moment
$\mathbf{M}_z$	:	z-ekseni çevresindeki toplam dönme momenti (vektör)
mA	:	miliAmper
MHz	:	Megahertz
mm	:	Milimetre
ms	:	Milisaniye
mV	:	Milivolt
μs	:	Mikrosaniye
N	:	Sıfır ortalamalı çokdeğişirli Gauss-tipi dağılım
ns	:	Nanosaniye
$\underline{\underline{P}}_k$	:	Tahmin kovaryans matrisi
ρ	:	Hava yoğunluğu
σ	:	Genel açı gösterimi
$\dot{\sigma}$	:	Genel açısal hız gösterimi
$\ddot{\sigma}$	:	Genel açısal ivmelenme gösterimi
$\ddot{\sigma}$	:	Toplam açısal ivmelenme vektörü
$\underline{\underline{Q}}_{(k)}$	:	Gürültünün kovaryans matrisi
R	:	Direnç
$\mathbf{r}(t)$	:	t anındaki set noktası
$\underline{\underline{R}}_{(k)}$	:	Gözlem gürültüsünün kovaryans matrisi
$\underline{\underline{R}}_{\sigma_x}(\phi)$	:	x-roll dönüşüm matrisi
$\underline{\underline{R}}_{\sigma_y}(\theta)$	:	y-pitch dönüşüm matrisi
$\underline{\underline{R}}_{\sigma_z}(\varphi)$	:	z-yaw dönüşüm matrisi
s	:	Saniye
$\underline{\underline{S}}_k$	:	İnovasyon (tahmini hata) kovaryans matrisi
S_ω	:	Katı cismin kesit alanı
T	:	Periyot
t	:	Anlık zaman (şimdiki zaman)

T_q	:	İtme kuvvetini dönme momentine çeviren sabit
τ	:	Entegrasyon değişkeni (kümülatif zaman)
$u(t)$	:	t anındaki denetleyici çıkış sinyali
$\underline{\underline{u}}_{(k)}$	:	Kontrol vektörü
V	:	Volt
v	:	Hız vektörü
$\underline{\underline{v}}_k$	:	Kovaryans ile birlikte sıfır ortalamalı Gauss beyaz gürültüsü olduğu varsayılan gözlem gürültüsü
W	:	Watt
$\underline{\underline{w}}_{(k)}$	:	Kovaryans ile birlikte sıfır ortalamalı çok değişkenli normal dağılımdan çıkarıldığı kabul edilen işlem gürültüsü
$\underline{\underline{x}}$	:	Durum matrisi
$\ddot{X}_b$	:	x-ekseni çevresindeki açısal ivmelenme (body frame)
$\bar{y}$	:	Karesel dalganın ortalama değeri
$y(t)$	:	t anındaki mevcut ölçüm değeri
$\underline{\underline{y}}_k$	:	Ölçülen ve tahmini yapılan açısal pozisyon arasındaki fark
$\ddot{Y}_b$	:	y-ekseni çevresindeki açısal ivmelenme (body frame)
y_{max}	:	Karesel dalganın maksimum değeri (Darbenin pik noktası)
y_{min}	:	Karesel dalganın minimum değeri
ϕ	:	Roll eksenine için Euler açısı
φ	:	Yaw eksenine için Euler açısı
Ω	:	Ohm
ω_{ri}	:	i. rotorun açısal hızı
ω_{rotor}	:	Rotorların açısal hız vektörü
$^\circ$	:	Derece (açı)
$^\circ\text{C}$	:	Santigrat derece
$^\circ\text{K}$	:	Kelvin
$\ddot{Z}_b$	:	z-ekseni çevresindeki açısal ivmelenme (body frame)
$\underline{\underline{z}}_k$	:	Gözlem (ölçüm) vektörü



GİRİŞ

İnsansız hava araçları; en basit tabirle uzaktan komuta edilebilen veya kendi kendisini yönlendirebilen, içerisinde bir pilota ihtiyaç duymayan hava araçları anlamına gelmektedir. Günümüzde kullanılan insansız hava araçlarının tarihçesine bakılacak olursa A. M. Low tarafından 1916 yılında gerçekleştirilmiştir. 1935 yılına gelindiğinde ise model uçak tasarımcısı olan Reginald Denny tarafından ilk ölçekli hava aracı RPV (Remote Piloted Vehicle) geliştirilmiştir. 1951 yılına gelindiğinde ise ilk jet motorlu insansız hava aracı olan ‘Firebee’ Teledyne Ryan firması tarafından geliştirilmiştir [1].

Günümüzde; keşif, gözlem, istihbarat, savunma, saldırı gibi amaçlarla askeri alanlarda; yangın kontrolü, trafik izleme, tapu kadastro, ziraat, haritalama, yaban hayatı, deniz kirliliği, acil durumlar ve afetle mücadele, sinema sektörü gibi sayısız amaçlarla sivil alanlarda kullanımları mevcuttur.

İnsansız hava araçları sınıflandırma konusunda tüm dünyaca kabul görmüş bir sınıflandırmaya sahip değildir. Dünya genelindeki en kapsamlı sınıflandırmaya ABD mevcuttur ayrıca bu sınıflandırmadan esinlenerek oluşturulan NATO sınıflandırması da her geçen gün dünya ülkelerince kabul görmektedir [2]. Yapılan sınıflandırmalarda büyüklük, irtifa, uçuş süresi ve faydalı yük kapasitelerine göre; mikro, mini, küçük, taktik, operatif ve stratejik olarak kategorize edilmiştir. Faydalı yüklerine göre; silahlı ve silahsız olarak ikiye ayrılmaktadır. Uçuş yöntemine göre; otonom uçuş ve uzaktan kontrol sağlanan uçuşa sahip olarak iki çeşittir. Uçuş yöntemine göre incelendiğinde ise sabit kanatlı ve döner kanatlı olarak ayrılırlar. Tüm bu sınıflandırmaları basite indirmek gerekirse genel anlamda, NATO ve AB ülkelerinde temel sınıflandırma kriteri ‘ağırlık’ iken Türkiye’de bu kriter ‘irtifa’ dır.

Tablo 1. İnsansız Hava Araçları Sınıflandırması [3]

Sınıf	Kategori	Operasyon İrtifası (feet)	Menzil Yarıçapı (km)	Havada Kalma Süresi (h)	Örnek Sistemler
Sınıf 1 (< 150 kg)	Mikro < 2kg	AGL + 200	5	1	Black Widow, Microbat, Arı
	Mini 2-20 kg	AGL + 3000	25	<2	ScanEagle, R- Max, Bayraktar
	Küçük>20 kg	AGL + 5000	50	3-6	Hermes 90, Phantom, Neptune
Sınıf 2 (150-600 kg)	Taktik	AGL + 10000	200	6-10	Sperwer, Armor X7, Karayel
Sınıf 3 (>600 kg)	Operatif	AGL + 45000	Sınırsız	24-48	Reaper, Predator -IT, Anka
	Stratejik	AGL + 65000	Sınırsız	24-48	Global Hawk, Pathfinder Plus, Raptor
	Taaruz	AGL + 65000	Sınırsız	>48	Pegasus
*AGL: Zemin seviyesi (Above Ground Level)					

Tüm bu kategoriler incelendiğinde ‘quadcopter’ olarak tanımlanan dört rotorlu insansız hava araçları; konstrüksiyon ve kontrol kolaylığı, dikey iniş kalkış yapabilme, askıda kalabilme (hover), istenilen boyutlarda üretilebilme, düşük hızlarda uçabilme, yüksek manevra kabiliyetine sahip olma, küçük boyutları, yakın etkileşim için güvenilirliği ve hemen hemen her ortamda operasyonel olarak kullanılabilmesi nedeniyle, profesyonel olarak araştırma platformlarında, askeri ve güvenlik güçlerince, fotoğrafçılıkta, gazetecilikte, bir sevkiyat aracı olarak taşımacılıkta, sanat ve sporda, sağlık sektörü ve daha bir çok alanda sıklıkla kullanılmaktadır.

Bir quadcopter, havada belirli bir noktada sabit durması (hover) ya da hareketine stabil olarak devam edebilmesi için gelişmiş bir kontrol sistemine ihtiyaç duyar [4]. Çünkü,

quadcopterler gövdeleri üzerine etkiyen ve çok kısa bir zaman dilimi içerisinde sürekli değişen bir bileşke kuvvete (yer çekimi kuvveti, rüzgâr, Coriolis etkisi vb. faktörlerden kaynaklanan diğer dış kuvvetler vb.) maruz kalmaktadır. Quadcopterler, çok kısa bir zaman dilimi içerisinde sürekli değişen bu bileşke kuvvete karşı dengede durabilmeleri veya stabil olarak hareket edebilmeleri için yeterli ve gerekli tepki kuvvetini yine aynı kısa zaman dilimi içerisinde üretmek zorundadırlar. Bu ise ancak ve ancak bir kontrol sisteminin varlığı ile mümkün olabilir. Bundan dolayı quadcopterler, bir kontrol döngüsü geri besleme mekanizması yardımıyla, fırçasız DC elektrikli motorları (brushless DC electric motor) tarafından döndürülen rotorlarının açısal hızlarının, birbirinden bağımsız olarak sürekli değiştirilmesiyle elde edilen itki kuvveti ile üzerine etkiyen bileşke kuvvete yeterli ve gerekli tepkiyi üretirler ve bu şekilde kontrol edilirler [5].

Bu kontrol sistemini programlamak ve her bir quadcopterin fiziksel yapısından kaynaklanan özelliklerine (ağırlık, motorların çalışmasıyla pervanelerin ürettiği itme kuvveti, üretilen tork vb.) göre ayarlamak (tune), parametrelerin çokluğu nedeniyle oldukça karmaşıktır. Quadcopterlerde kullanılan kontrol sistemleri, jiroskop, ivmeölçer, GPS vb. ölçme aygıtlarıyla elde edilen konum ve durum (attitude) gibi parametreleri kullanır [1]. Quadcopterin anlık durumunun (attitude) belirlenebilmesi amacıyla, sağlam ve güvenilir bir ölçüm elde etmek için, sensör tümleştirme (sensor fusion) ve ölçümlerdeki gürültünün (noise) olabildiğince azaltılması için ise karmaşık sinyal işleme filtreleme tekniklerinin kullanılması gereklidir [2].

Günümüzde kullanılan quadcopterlerin çoğu insansız hava taşıtı olarak kullanıldıklarından dolayı bu quadcopterlerin kontrolü genellikle bir yer istasyonu ya da pilot tarafından verilen komutlar ile sağlanmaktadır. Bu komutların quadcoptere iletilmesi, yani quadcopterin uzaktan kontrolü için ise genellikle radyo kontrol yöntemi kullanılmaktadır. Radyo kontrol yöntemi, bir cihazın uzaktan kontrolünün sağlanması için radyo sinyallerinin kullanılmasıdır. Model araçlarda radyo sinyallerinin gönderilmesi genellikle bir radyo vericisi (transmitter) ile sağlanmaktadır [3].

Quadcopterler (genel anlamda tüm hava taşıtları) üzerinde yapılacak bir çalışma çok kapsamlı olup; quadcopterlerin ana çalışma prensibinin anlaşılabilmesi, bu prensipler temel alınarak bir quadcopterin kontrol sistemleriyle operasyonel hale getirilebilmesi ve tam operasyonel bir quadcopterin oluşturulabilmesi için fizik, havacılık vb. dallarda

disiplinler arası bir çalışma yapılması gerektirmektedir. Özetle, bu tez çalışmasının yazılış sürecinde sadece bilgisayar mühendisliği alanında değil, diğer pek çok branştan pek çok terim kullanılacaktır. Disiplinler arası dallarda, özellikle de havacılık dalında kullanılan bazı terimlerin Türkçe karşılıklarının sıkça kullanılmaması nedeniyle, okuyucu tarafından quadcopterlerin çalışma prensibinin olabildiğince kolay bir şekilde anlaşılması, tez çalışmasında amaçlanan hedefe doğru giderken üzerinden geçilen adımların daha kolay bir şekilde takip edilebilmesi amacıyla, bu tez çalışması birçok bölüm ve alt bölüme ayrılmış ve bu tezin yazım sürecinde, kullanılan terimler, olabildiğince açıklanmaya çalışılmıştır.

Bir quadcopterin havalanabilmesi ve havada kalabilmesi için kendi kütlesine etkiyen yerçekimi kuvvetine karşı yeterli bir itme (veya taşıma) kuvveti üretilmesi gerekir. Bu kuvvet ise fırçasız DC elektrik motorları tarafından döndürülen rotorlar tarafından üretilir ve bu rotorların üretmesi gereken itki kuvveti quadcopterin ağırlığına bağlıdır. Fırçasız DC elektrik motorları bu itme kuvvetini üretebilmesi için bir güç kaynağına ihtiyaç duyarlar. Küçük ölçekli insansız hava taşıtlarında güç kaynağı olarak genellikle LiPo piller kullanılır ve bu LiPo pillerin kütlesi dolayısıyla üretilmesi gereken itme kuvveti bu sefer LiPo pilin ağırlığına da bağlı hale gelir. Ayrıca LiPo pillerin sınırlı kapasitesi vardır ve bu kapasite ise uçuş süresini etkiler [5]. Özetle, herhangi bir hava taşıtının esansiyel fiziksel elemanlarını seçerken quadcopterin kendi ağırlığına bağlı olarak üzerine etkiyen yerçekimi kuvvetine karşı yeterli itme kuvvetini üretebilecek kapasitede olması, uçuşun mühendislik becerilerince olabildiğince verimli hale getirilmesi için kapsamlı bir analiz yapılması gerekmektedir.

Daha önce de belirtildiği gibi quadcopterin uzaktan kontrolü yani kumanda edilebilmesi için genellikle radyo kontrol yöntemi kullanılmaktadır. Radyo kontrol yöntemi, bir cihazın uzaktan kontrolünün sağlanması için radyo sinyallerinin kullanılmasıdır. Model araçlarda radyo sinyallerinin gönderilmesi genellikle bir radyo vericisi (transmitter) ile sağlanmaktadır. The Internet of Things (IoT veya Nesnelerin İnterneti) fiziksel cihazların, araçların ve çeşitli elektronik bileşenler, yazılımlar, sensörler, aktuatörlerler gibi araçlarla gömülü diğer nesnelerin ağ bağlantısı üzerinden bilgi toplamasını ve bilgi alışverişini yapmasını sağlayan ağlar arası iletişimdir. IoT, nesnelerin mevcut ağ altyapısı boyunca uzaktan algılanmasını veya kontrol edilmesini sağlar; fiziksel dünyanın bilgisayar tabanlı sistemlere doğrudan entegrasyonu için fırsatlar yaratır ve

bunun sonucunda insan müdahalesinin azalmasına ek olarak verimlilik, veriler ile ilgili hesaplamaların doğruluğu ve ekonomik yararlar artar [6]. Bu tez çalışmasında quadcopterin uzaktan kontrolü için gerekli komutlar radyo kontrol yöntemiyle değil, IEEE 802.11 standartlarına göre wireless bağlantısı üzerinden internet alt yapısı kullanılarak gönderilecektir. Bu amaçla günümüzde hemen hemen herkes tarafından çok yaygın bir şekilde kullanılan akıllı telefonlar kullanılacaktır. Android platformu üzerinde oluşturulmuş bir yazılım, quadcopterlerin kontrolü için kullanılan geleneksel radyo vericisine benzetilecek ve komutlar internet ağ yapısı kullanılarak UDP protokolü üzerinden gönderilecektir. IEEE 802.11 standardı, IEEE 802 standardının kablosuz bağlantılar için düşünülmüş bir tür genişletilmiş ek protokolüdür (extension). IEEE 802.11 standardı, IEEE 802 gibi aynı LLC'yi (Logical Link Control) ve diğer IEEE 802 yerel ağları gibi 48-bitlik adresleme şemasını kullanmasına rağmen, kullandığı fiziksel katmanda ve MAC (Media Access Control) alt katmanında birçok değişiklikler bulundurulur. Kablosuz (wireless) bir ortamda, fiziksel bir bağlantı yoktur ve bu yüzden dış faktörler veri aktarımını etkileyebilir ve böylece internet erişimin kontrolü çok daha zor bir hale gelir. Bu zorlukların üstesinden gelebilmek için kablosuz (wireless) standartlar, ki IEEE 802.11 standardı da bir kablosuz standarttır, fiziksel bağlantının olduğu diğer standartlara göre çok daha fazla ek kontrole ihtiyaç duyar. Buraya kadar anlatılanlardan anlaşılabileceği üzere bir quadcopteri kumanda edecek komutların, quadcoptere radyo dalgaları üzerinden gönderilmesi, kablosuz internet alt yapısı üzerinden gönderilmesine nazaran çok daha avantajlıdır. Fakat bu tez çalışmasının konusu olmamakla beraber ileriki çalışmalarda quadcopterin bazı uygulamalar ile ilgili gerçek zamanlı verileri ölçmesi bu verileri gerçek zamanlı olarak aktarması, ki bu quadcopterin her daim internet bağlantısının olmasını gerektirir, yapay zekâ teknikleriyle tam otonom kontrol yeteneğinin kazandırılması ve olası bir hata durumunda quadcopterin kontrolünün pilot tarafından tekrar elde edilmesi amacıyla radyo kontrol yönteminin getirdiği menzil sınırlamasına takılmadan hemen hemen her yerden yapılabilmesi düşünülmektedir (Radyo kontrol yönteminde radyo sinyallerinin gönderilmesi ya da verilen komutların quadcopter tarafından alınabilmesi için belirli bir maksimum mesafe vardır. Ayrıca quadcopterin pilot tarafından kontrol edilebilmesi için görüş mesafesinde olması gerekir.). Quadcopter bütün operasyonel faaliyetlerinin internet alt yapısı kullanılarak gerçekleştirilmesi sayesinde, tez çalışmasında oluşturacak olan quadcopterin bir IoT cihazı olması hedeflenmektedir.

1. BÖLÜM

GENEL TANIMLAR ve LİTERATÜR ÇALIŞMASI

Bir quadcopter, ayrıca quadrotor helikopter ya da sadece quadrotor veya dört döner olarak da adlandırılır, taşıma ve itme kuvvetleri dört adet rotor tarafından üretilen bir multirotor (çok rotorlu) helikopterdir. Quadcopterler, sabit kanatlı hava araçlarının (fixed-wing aircraft) aksine, taşıma kuvvetleri bir dizi rotor takımı (dikey yönlendirilmiş pervaneler) tarafından üretildikleri için döner kanatlı hava araçları (rotorcraft) olarak sınıflandırılırlar [7].

Herhangi bir kesitindeki konum açısı sabit olan pervaneye sabit hatveli pervane denir [8].

Quadcopterler, genellikle, özdeş iki çift sabit hatveli pervane kullanılırlar ve bu özdeş sabit hatveli pervane çiftlerinden biri saat yönünde (clockwise, CW) dönerken, diğer çift ise saat yönünün tersi (counterclockwise, CCW) yönünde döner [7]. Bu sabit hatveli pervaneler quadcopterin kontrolünü sağlamak amacıyla her bir rotorun birbirinden bağımsız olan değişik hızlarını kullanılırlar; yani quadcopterlerin stabil bir şekilde havada asılı kalması (hover) veya hareket edebilmesi için her bir rotor birbirinden bağımsız hızlarda döner. Uçuş kontrolcüsü tarafından, birbirlerinden bağımsız olarak, her bir rotorun hızının değiştirilmesiyle istenilen düzeyde toplam itme kuvveti üretilir; toplam dört rotor tarafından oluşturulan ayrı itme kuvvetlerinin bileşkesi, yani itme kuvvetinin merkezinin yeri, quadcopter gövdesi üzerinde hem enine hem boyuna olacak şekilde belirlenebilir ve böylelikle quadcopter gövdesi üzerinde istenilen miktarda tork(dönüş kuvveti) oluşturulabilir. Bu kuvvetler matematiksel model bölümünde ayrıntılarıyla açıklanacaktır. Burada kısaca anlatılmak istenen şey, quadcopter üzerine etki eden bileşke torkun istenildiğinde sıfır yapılabilmesi için mutlaka ama mutlaka bu sabit hatveli pervane çiftlerinin birbirlerine göre zıt yönlerde döndürülmesi gerekmektedir. Her iki çift sabit hatveli pervane, aynı yönlerde dönerler

ise rotorların dönme hareketleri neticesiyle oluşacak bileşke tork, hiçbir zaman sıfır yapılamaz; çünkü herhangi bir sabit hatveli pervane çiftinin ürettiği torka karşı dengeleyici bir kuvvet oluşturulamaz.

Quadcopterler, pervanelerinin alçalma yükselme açısını (hatve, havacılıkta pitch olarak da adlandırılır) rotor göbeği etrafında değiştirebilen rotorları kullanan geleneksel helikopterlerden farklıdır. İlk başlarda, quadcopterler dikey uçuştaki bazı problemlere olası bir çözüm olarak görülmekteydi. Torka bağlı kontrol sorunları (kuyruk rotorundan kaynaklanan verimlilik sorunlarıyla beraber, ki kuyruk rotoru kullanışlı bir taşıma kuvveti üretmez), pervane çiftlerinin birbirlerine göre zıt yönde döndürülmesiyle (daha önce de açıklandığı gibi, quadcopterlerde, geleneksel helikopterlerin aksine, rotor çiftlerinden biri saat yönünde döndürülürken, diğeri saat yönünün tersine döndürülürler) ortadan kaldırılabilir ve ayrıca nispeten daha küçük pervaneleri üretmek çok daha kolaydır. 1920 ve 1930'larda bir dizi insanlı (manned aerial vehicle) quadcopter tasarımı ortaya çıkmış ve bu araçlar dikey kalkış ve iniş yapabilen (VTOL, Vertical Take-Off and Landing) hava taşıtlarının ilk örneklerini oluşturmuştur. Fakat bu yıllarda üretilen ilk prototipler düşük performansa sahip, daha sonraki prototipler ise zayıf stabilite arttırma özellikleri ve sınırlı kontrol yetkilerinden dolayı, pilotlara çok daha fazla yük bindirmektedir [7].

2000'li yılların sonlarında elektronik alanındaki büyük gelişmeler görece daha ucuz uçuş kontrolcüler, ivmeölçerler (IMU), GPS ve kamera sistemlerinin üretilmesine ön ayak oldu. Bu gelişmeler ise küçük ölçekli insansız hava taşıtları (unmanned aerial vehicle) için quadcopter tasarımının kullanılmasını diğer tasarımlara göre (helikopter ya da sabit kanatlı hava taşıtları tasarımlarına göre) çok daha popüler hale getirdi [7]. Örneğin, quadcopterler küçük boyutları ve yüksek manevra yetenekleri dolayısıyla sadece açık ve geniş alanlarda değil, ayrıca kapalı ve küçük iç mekanlarda da kullanılabilirken, sabit kanatlı hava taşıtları yapılarından kaynaklanan nedenlerden ötürü taşıma kuvvetini üretebilmesi için geniş bir alana ihtiyaç duyarlar ve bu yüzden gerekli alanın olmadığı küçük ve kapalı iç mekanlarda kullanılamazlar. Ayrıca helikopterlerin kontrolü kuyruk rotorlarının yapısı gereği sabit hatveli rotora sahip quadcoptere göre çok daha zordur. Bu gibi nedenlerden ötürü küçük ölçekli insansız hava taşıtları için quadcopter tasarımının kullanılması diğer küçük ölçekli insansız hava taşıtları tasarımlarından çok daha popüler bir hale gelmiştir.

Küçük boyutlarda, quadcopterler, mekanik basitliklerinden dolayı geleneksel helikopterlerden daha ucuz ve ayrıca daha sağlamdırlar. Görece daha küçük olan pervaneleri daha avantajlıdır; çünkü küçük boyuttaki pervaneler daha az kinetik enerjiye sahiptirler ve bu da pervanelerin, herhangi bir kaza durumunda, çevreye ya da insanlara verebileceği muhtemel hasarların etkilerini azaltır. Bu özellikler, küçük ölçekli quadcopterleri yakın etkileşim için daha güvenli kılar. Ayrıca quadcoptere rotorları çevreleyecek şekilde bir muhafaza takmak mümkündür ve bu da çevreye ya da insanlara verebileceği muhtemel hasar olasılığını daha da azaltmaktadır. Ancak, quadcopterlerin boyutları arttıkça, sabit hatveli pervanelere sahip quadcopterler geleneksel helikopterlere (geleneksel helikopterlerin pervaneleri sabit hatveli değildir, herhangi bir kesitindeki konum açıları değişebilir) olan avantajlarını yitirir ve dezavantajlı duruma geçerler. Pervane boyutunun artırılmasına paralel olarak fizik yasaları gereği momentum da artacaktır. Bu da pervane hızındaki değişikliğin daha fazla süre alacağı anlamına gelir ki bu artan süre ise quadcopterin kontrolünü olumsuz yönde etkiler [7]. Fakat kontrolün olumsuz yönde etkilenmesine rağmen, pervane boyutlarının artırılmasıyla, büyük boyutlu pervaneler, küçük boyutlu pervanelerin yüksek hızlarda daha küçük bir hava kütesinin yerini değiştirmesine nazaran daha küçük hızlarda daha büyük kütlede havanın yerini değiştirmesini sağladıklarından daha az enerjiye ihtiyaç duyar ve bu da verimliliği artırır. Bu nedenle, verimliliği artırırken kontrolün azalacağı yorumu yapılabilir. Geleneksel helikopterlerde ise pervane boyutlarının artırılması rotorların hatvesinin kontrolünü önemli bir şekilde etkilememesi nedeniyle bu sorunu yaşamazlar.

Konstrüksiyon ve kontrol kolaylığı nedeniyle, günümüzde, quadcopterler amatör olarak sıklıkla kullanılmalarının yanında, küçük boyutları, yakın etkileşim için güvenilirliği ve dikey iniş kalkış özelliği ile hemen hemen her ortamda operasyonel olarak kullanılabilmesi nedeniyle, profesyonel olarak araştırma platformlarında, askeri ve güvenlik güçlerince, fotoğrafçılıkta, gazetecilikte, bir sevkiyat aracı olarak taşımacılıkta, sanat ve sporda, sağlık sektörü ve daha bir çok alanda kullanılmaktadır.

Samir ve Roland, yaptığı çalışmalarda, dikey iniş kalkış (VTOL) sitemlerini ve özellikle mikro quadcopterleri incelemiştir. Mikro hava araçlarının modellenmesi, tasarımı ve kontrolü için matematiksel bir model sunmuştur. Matematiksel modele dayanarak,

çalışmaları boyunca çeşitli denetleyici denetleyicileri tasarlamak ve simüle etmek için doğrusal ve doğrusal olmayan kontrol teknikleri kullanmıştır [8].

Zhanshan, Axel ve Robert, model olarak böcek boyutlarında ve şeklinde olan bir mikro hava aracı (MAV) tasarımı üzerinde çalışmışlardır. Yeni nesil nanokompozit MEMS materyalleri geliştirmek için yusufçuk kanatlarını araştırmışlardır. Filo olarak uçuş ve iletişim kontrolleri incelendiğinde yusufçuklar mikro hava araçları için son derece ilham verici olmuştur. UAV ve MAV lar için öngörülemeyen veya düşmanca ortamlarda en uygun hareket ve strateji belirleme gibi mühendislik uygulamaları için kullanılabileceğini belirlemişlerdir [9].

Thomas ve James, insansız bir hava aracı tasarlamak için ele alınması gereken problemleri açıklamışlardır. Reynolds sayısı ve en/boy oranının (AR) sabit kanatlı araçların tasarımı ve performansı üzerindeki etkileri açıklamışlardır. Bu uçuş rejimine sahip hava araçların tasarımında kanat üzerindeki sınır tabaka davranışı bir hayli önemlidir. Laminer ayrılma kabarcıklarının etkisi de dahil olmak üzere bir dizi deneysel sınır tabaka çalışmasının sonuçları tartışılmıştır. Birkaç küçük boyutlara sahip insansız hava aracı (UAV) üzerinde deneyler yapılmıştır. Ayrıca salınan ve çırpın kanatlı tahrik için analitik modellerin kısa bir araştırması sunulmuştur. Bunlar, yarı sabit, bağlı akışın kabul edildiği en eski örneklerden, aralıksız akan vorteks uyanmasının yanı sıra çırpma kanadın akış ayrımı ve aeroelastik davranışını hesaba katanlar arasında olmuştur. Analizi tamamlayan ve başarılı bir ornitopterin tasarımını sonuçlayan deneyler yapılmıştır [10].

Bohorquez ve arkadaşları, özel imalat teknikleri kullanarak ticari kapalı bileşenlerin kullanıldığı bir mikro/ koaksiyel rotorcraft için tasarım konsepti oluşturmuşlardır. Koaksiyel rotor konfigürasyonu için küçük çapta vurgulu ve tamamen işlevsel uçuş kontrolünün elde edilebilme fizibilitesi ile ilgili sorunları ele almışlardır [11].

Meier ve arkadaşları, uçuş kontrol döngüsünde bilgisayar görme algoritmalarını kullanmak için tasarlanmış yeni bir mikro hava aracı (MAV) olan quadcopter sistemi tanımlamışlardır. Sistem tasarımı, güçlü bir yerleşik bilgisayarın entegrasyonu ve IMU ölçümlerinin bilgisayar görüş boru hattına sıkı entegrasyonunu sağlayan donanım zaman damgasıyla senkronizasyonunu sağlamaktadır [12].

Leng ve diğeri, küçük ölçekli quadrotor insansız hava araçlarının (UAV) bileşen seçimi, düzen tasarımı ve geometrik boyutlandırmasını otomatikleştirmek için yeni bir tasarım metodolojisi önermişlerdir. Çoğu döner kanatlı uçuş araçlarında kullanılan kızak plakası mekanizmasını kullanmak yerine, UAV dört sabit adımlı rotor tarafından kontrol edilmiştir. Bu tasarım optimizasyonu ile hava aracını en kompakt genel boyutlara ve optimum uçuş değerlerine gelmesi sağlanmıştır [13].

Hassanalian ve arkadaşları, son zamanlarda uygulamalarının çok geniş bir spektrumda olması ve farklı boyut ve ağırlıklardaki insansız hava araçlarından, bu spektrumun her iki ucundaki akıllı tozlara kadar değişen yeni bir hava aracının yeni tanımlanmış uygulamalar ile sınıflandırmasını yapmışlardır. Mikro hava araçlarının tasarım ve üretim zorlukları, dayanıklılıklarını arttırmak için mevcut yöntemler ve çeşitli navigasyon ve kontrol yaklaşımları ayrıntılı olarak ele alınmıştır. Mevcut dronların sınırlamalarını, yeni nesil uçaklar için önerilen çözüm ve önerileride sunarak tartışmışlardır [14].

Gerdes ve diğeri, uçuşta bir kuşun fiziksel ve aerodinamik özelliklerinin belirli uygulamalarda tipik pervane veya rotor tahrikli minyatür hava araçları tasarımlarına göre daha avantajlı olduğunu araştırmışlardır. Bir dizi araştırma grubu ve şirket bu faydalardan yararlanmaya çalışan kanatlı araçları geliştirmiştir. Yaptıkları araştırmanın amacı, çırpma kanadının minyatür hava arac tasarımlarının farklı tiplerini bildirmek ve göze çarpan özelliklerini karşılaştırmaktır. Yapılan incelemelerde, mekanizmaların ve kanatların mekanik tasarım yönlerine odaklanmışlardır [15].

Phang ve arkadaşları, otonom uçuşa olanak tanıyan mikro quadrotor insansız hava aracını (İHA) sistematik olarak tasarlamış ve sunmuşlardır. Tasarlanan mikro İHA , 8 dakikalık bir uçuş için yeterli güç kaynağı da dahil olmak üzere 40 gramdan az brüt ağırlığa sahiptir. Tasarım üç bölümde gerçekleştirilmiştir. İlk olarak, geleneksel bir quadrotorun yapısal tasarımı üzerinde araştırma yapılmıştır. Daha sonra Nastran adlı program ile simülasyon sonuçlarına dayanarak, rotorların çalışma hız aralığında potansiyel yapısal frekansların önüne geçmek için tasarlanmıştır. İkincisi, uçağın aviyonik sistemi, özellikle mikro quadrotor tasarımı için özel olarak tasarlanmış sensörler, mikro işlemciler ve dört elektronik hız kontrolörleri içeren baskılı devre kartlarının tasarımı ele alınmıştır. Son olarak ise mikro quadrotor için matematiksel bir

model Newton-Euler formalizmine dayandırılarak türetilmiştir. Ardından parametreleri belirleme yöntemleri takip edilmiştir [16].

Flores ve diğerleri, bir tilt-rotor hava aracının modellenmesi, kontrolü ve donanım uygulamalarını incelemişlerdir. Bu araç, geleneksel bir uçağın yüksek hızda seyir yeteneklerini, dört rotorunu eğerek bir helikopterin gezinme yetenekleri ile birleştirir. Havada seyir ve vurgulu uçuş modları arasında geçiş yapabilmektedir. Aracın dinamik modeli, Newtoncu yaklaşım kullanılarak hem yatay hem dikey uçuş modları için türetilmiştir [17].

Atheer ve arkadaşları, dört rotorlu, dikey iniş kalkış (VTOL) yapabilen insansız hava aracı modellemesi sunmuşlardır. Çalışmada, otonom bir dört rotorun uçuş kontrolü için yeni bir model tasarım yöntemi sunulmuştur. Quad-rotor hava aracının uçuşunda kararlılık elde etmek için bir PID (orantılı-integral-türev) kontrol yönteminin gelişmeleri açıklanmıştır. Model temel olarak her bir rotora bağlı pervane tarafından sabit açılı olarak sağlanan itme kuvveti olan dört giriş kuvvetine sahiptir [18].

2. BÖLÜM

MATEMATİKSEL MODEL

Bir quadcopterin bazı otonom özelliklere sahip olması ve bu özellikleri sağlayacak uçuş kontrolcüsünün olabildiğince kolay programlanabilmesi gerekir.

Geri bildirim mekanizmaları kullanılarak dinamik bir sistemin davranışı, bir uygulamanın gereksinimlerini karşılamak üzere değiştirilebilir; yani sistemler kararlı (stabil), duyarlı veya sabit tutulabilir [9].

Dinamik sistemler teorisi (dynamical systems theory), genellikle diferansiyel denklemler veya fark denklemleri kullanarak karmaşık dinamik sistemlerin davranışını açıklayan bir matematik dalıdır. Diferansiyel denklemler kullanıldığında, teori sürekli dinamik sistemler (continuous dynamical systems) olarak adlandırılır. Sürekli dinamik sistemler klasik mekaniğin bir tür genellemesidir. Bu genellemede tüm hareket denklemleri (equations of motion) ön koşul olarak kabul edilir. Fakat bu denklemler en az eylem ilkesinin (principle of least action) ortaya koyduğu şekilde Euler–Lagrange denklemleri olacak şekilde sınırlandırılmazlar. Fark denklemleri kullanıldığında ise teori ayrık zamanlı (discrete time) dinamik sistemler adını alır. Bazı durumlarda ise bazı sistemler diferansiyel-fark denklemleri (differential-difference equations) gibi birleştirilmiş operatörler tarafından da modellenabilir [10].

Bu teori dinamik sistemlerin uzun vadeli kalitatif (nitel) davranışları ile ilgilenmekte ve elektronik devrelerin davranışı, gezegenlerin yörüngeleri ve bunların yanı sıra biyoloji, ekonomi ve diğer pek çok alanda çoğunlukla mekanik ya da doğada herhangi bir şekilde fiziksel olarak nitelendirilebilen sistemlerin hareket denklemlerinin doğasını ve mümkün olduğunda çözümünü, araştırır [10]. Quadcopterler gibi tüm hava taşıtları da bir tür dinamik sistem olup, bu dinamik sistemlere stabil (kararlı) bir şekilde havada

kalabilme (hover) ya da hareket edebilme gibi bazı otonom yetileri kazandıran uçuş kontrolcöleri, bu kararlı uçuşu sağlamak amacıyla bir tür geri besleme kontrol mekanizması kullanırlar.

Bu tez çalışmasında, uçuş kontrolcüsü için, bir PID kontrol döngüsü geri besleme mekanizması kullanılmıştır. PID (proportional–integral–derivative) kontrol döngüsü geri besleme mekanizmasıyla ilgili gerekli teorik bilgiler, çalışma prensibi ve bu tez çalışmasındaki uygulanışı beşinci bölümde detaylarıyla anlatılacaktır.

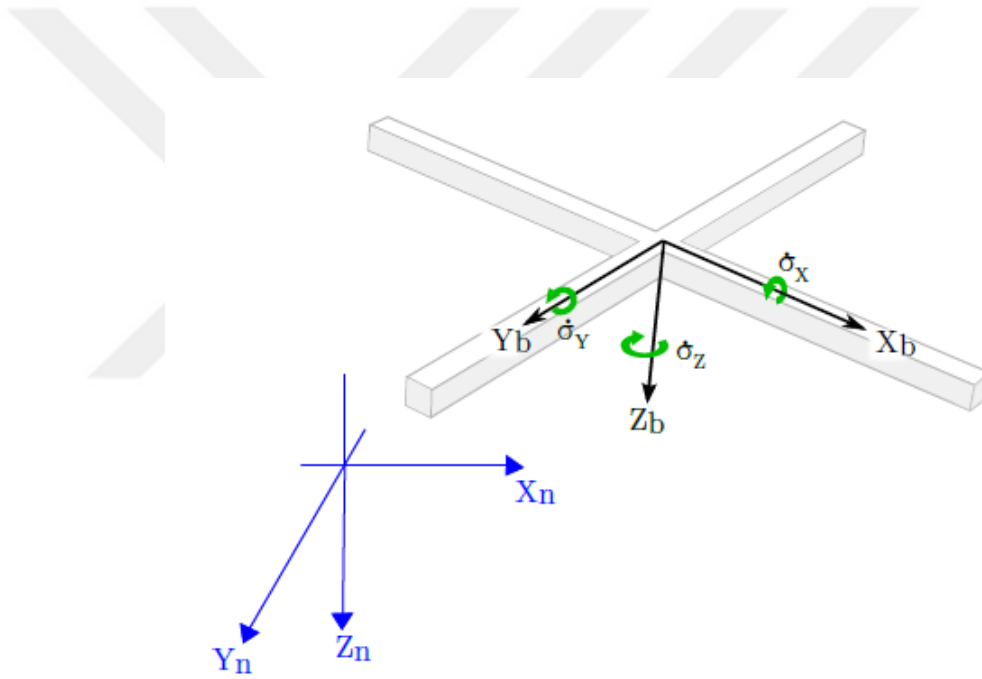
Bu bölümün girişinde, daha önce de belirtildiği üzere, bir quadcopterin bazı otonom özelliklere sahip olması ve bu özellikleri sağlayacak uçuş kontrolcüsünün olabildiğince kolay programlanabilmesi gerekir. Bu tez çalışmasında uçuş kontrolcüsü için yapılan PID kontrol döngüsü geri besleme mekanizmasının programlaması ve quadcopterin yeryüzüne göre durumunun (attitude) belirlenmesi sırasında karmaşık matematiksel ifadeler kullanılmamış olup, quadcopterin kontrolünü sağlayacak mekanizma olabildiğince basit, anlaşılır bir şekilde tasarlanmaya çalışılmıştır. Fakat bu kontrol mekanizmasının oluşturulabilmesi için öncelikle quadcopterin ve quadcopterin yeryüzüne göre olan referans geometrisinin ve ayrıca quadcopterin çalışma dinamiklerinin olabildiğince iyi bir şekilde anlaşılması gerekmektedir.

Bu amaçla, birinci bölümde, koordinat sistemleri ve referans geometri tanımlanmış olup, rotor pozisyonları ve dönüş yönlerinin neden olduğu etkiler hakkında bilgiler verilmiştir. Ayrıca bir koordinat sisteminden diğerine geçiş için gerekli geçiş denklemleri hakkındaki bilgiler de bu bölümün sonuna eklenmiştir (ki bu bilgiler mühendislik matematiği dersinin konusudur). Quadcopter dinamiği ise ikinci bölümde ele alınacaktır.

2.1. Koordinat Sistemleri

Quadcopter üç boyutlu uzayda hareketini sürdürürken iki farklı koordinat sistemi üzerinde hareketini gerçekleştirmektedir. Bu koordinat sistemlerinden biri, rotor ve pervanelerin dönme hareketlerinden kaynaklanan kuvvetlerinin etkilediği kendi fiziksel gövdesi üzerindeki koordinat sistemidir. Diğer koordinat sistemi ise yer çekimi gibi dış kuvvetlerin etkilediği hareket koordinat sistemidir [2].

Şekil 2.1.'de de gösterildiği gibi bu koordinat sistemlerinin birincisine gövde koordinat sistemi (body frame ya da body coordinate system) diğerine ise eylemsiz referans çerçevesi (inertial frame ya da navigation frame) denir. Aviyonikte (havacılık elektroniği) pozitif z-ekseni yeryüzünü işaret eder. Bu yüzden Şekil 2.1.'de pozitif z-ekseninin yönü yeryüzüne işaret edecek şekilde gösterilmiştir. Fakat genel itibariyle, matematikte pozitif z-eksenin yönü yukarıyı işaret eder. Bu tez çalışmasında, bu noktadan itibaren, daha önceden zihinlerde yer eden genel matematiksel gösterim ile aviyonikteki gösteriminin herhangi bir kafa karışıklığı yaratmaması adına z-ekseninin yönü yeryüzünden havaya doğru kabul edilecek ve böyle gösterilecektir.

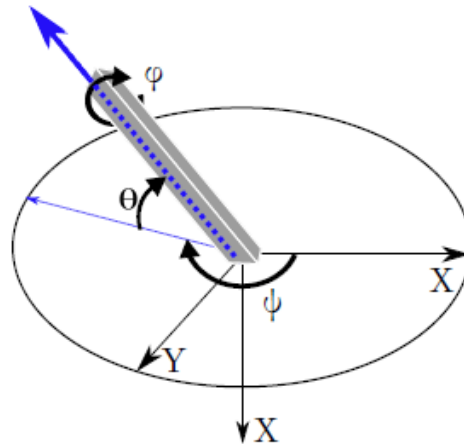


Şekil 2.1. Eylemsiz referans çerçevesi (mavi) ve gövde koordinat sistemi (siyah)

Gövde koordinat sistemi (body frame) quadcopter ile birlikte hareket eder ve bu sırada, isminden de anlaşılacağı üzere, eylemsiz referans çerçevesi quadcoptere bir referans noktası haline gelir. Aslında referans koordinat sistemi herhangi bir yer olabilir fakat quadcopter hareketine başlamadan önce bu nokta sabit bir şekilde tanımlanmak zorundadır [2] .

Quadcopterler kendi eksenleri etrafında belirli bir açısal hız (ω) ile dönme kabiliyetine sahiptirler. Bir quadcopterin dönüş yönünün açısal olarak belirlenebilmesi için quadcopterin koordinat sistemi (body frame) eylemsiz referans çerçevesi (inertial frame) ile ilişkilendirilmesi gerekir. Bu ise Euler açılarının implementasyonu ile sağlanır [2].

Euler açıları, Leonhard Euler tarafından tanımlanan, katı bir cismin yönünü sabit bir koordinat sistemine göre tanımlayan üç açıdır [11]. Bu açılar ayrıca roll (ϕ), pitch (θ) ve yaw (φ) olarak da bilinir ve sıklıkla aviyonik terimleri olarak kullanılırlar. Bir quadcopterin rigid gövdesinin eylemsiz referans çerçevesine göre yaptığı Euler açıları Şekil 2.2.'de gösterilmiştir.



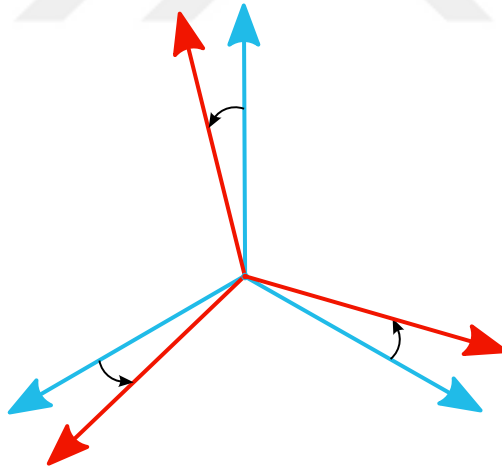
Şekil 2.2. Euler açıları

Şekil 2.2.'de de görüldüğü gibi pitch açısı (θ) quadcopterin y-ekseni etrafındaki dönüş miktarını (rotation olarak da adlandırılır), roll açısı (ϕ), x-ekseni etrafındaki dönüş miktarını, yaw açısı (φ) ise z-ekseni etrafındaki dönüş miktarını göstermektedir.

2.2. Üç Boyutlu Uzayda Katı Cisimler

Giriş bölümünde de değinildiği gibi havacılık alanında kullanılan bazı terimlerin Türkçe karşılıklarının çok yaygın bir şekilde kullanılmaması nedeniyle, okuyucu tarafından quadcopterlerin çalışma prensibinin olabildiğince kolay bir şekilde anlaşılması tezin yazım sürecinde kullanılan terimler olabildiğince açıklanmaya çalışılmıştır. Bu noktada da quadcopterin yer yüzüne göre durumu için kullanılan terimlerden olan orientation veya attitude veya açısal pozisyon terimleriyle ilgili kısa bir bilgi verilecektir.

Geometride, yönelim (orientation), durum (attitude) ya da açısal pozisyon, bir doğru, düzlem ya da katı bir cismin, uzayda nasıl konumlandığını ifade eden terimlerdir. Diğer bir deyişle herhangi bir nesneyi referans alındığı yerleşimden mevcut yerleşimine taşımak için gerekli olan imgesel bir rotasyondur [12]. Şekil 2.3.'te de gösterildiği gibi katı bir cismin yönelimini değiştirmek, ona bağlı bir referans çerçevesinin eksenlerini döndürmekle aynı anlama gelir.



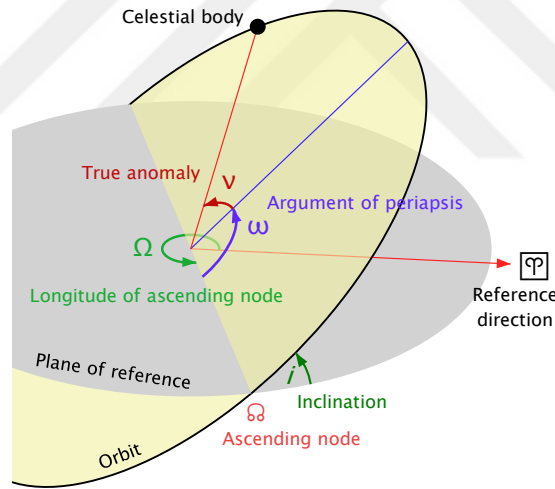
Şekil 2.3. Katı bir cismin yönelimin değiştirilmesi

Euler'in dönüşüm teorisi (Euler's rotation theorem) ise üç boyutlu uzayda herhangi bir yönelime (orientation) sabit bir eksen etrafında tek bir dönüşle ulaşılabileceğini gösterir [12]. Bu dönüşümün yapılması içinse, değişik yöntemler olmakla birlikte, bu tez çalışmasında rotasyon matrisleri kullanılacaktır.

Teoreme göre birbiri etrafında döndürebilen üç referans çerçevesi olduğu farz edilir ve sabit bir referans çerçevesiyle başlayarak şartıyla üç dönüşüm ardı ardına gerçekleştirilirse o uzaydaki diğer referans çerçeveleri elde edilebilir. Bu üç dönüşümden elde edilen değerlere ise Euler açıları denir.

2.2.1. Yörünge Dügümü (Orbital Node)

Bir yörünge düğümü (orbital node), herhangi bir yörünge, (birbirlerine eğik olduğu sürece) bir referans düzlemini kestiği iki noktadan biridir [13]. Birbirlerine paralel olan iki düzlemde herhangi bir düğüm noktası bulunmaz. Şekil 2.4.'te birbirini kesen iki düzlem iki düzlem be yörünge düğümleri gösterilmiştir.



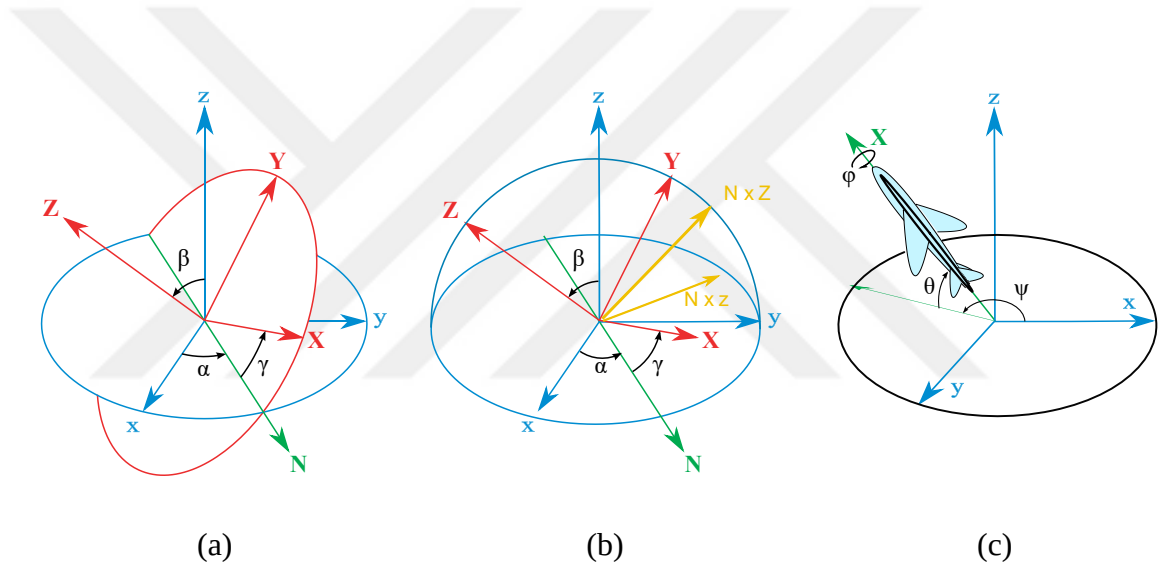
Şekil 2.4. Yörünge düğümleri. Düzlemler birbirlerini iki noktada keserler

2.2.2. Euler açılarının geometrik tanımı

Orijinal çerçevenin (frame) eksenleri x , y , z ve dönüşümü yapılacak olan çerçevenin eksenleri X , Y , Z olarak ifade edildiğinde ve N ekseni de iki eksenin yörünge düğümleri doğrultusunda uzanan eksen olarak kabul edildiğinde;

- α açısı, x eksenini ile N eksenini arasındaki açıdır.
- β açısı, z ve Z eksenleri arasındaki açıdır.
- γ açısı, N ve X eksenini arasındaki açıdır.

Şekil 2.5. (a)'da Euler açılarının geometrik tanımlaması verilmiştir. xyz düzlemi (sabit) mavi renkte ve XYZ düzlemi ise (döndürmüş düzlem) kırmızı renkte gösterilmiştir. İki eksenin kesişim düzlemindeki eksen ise (yeşil) N eksenidir [11].



Şekil 2.5. Euler açıları ve aviyonikteki uygulaması

Şekil 2.5. (b)'den de anlaşılacağı üzere, herhangi bir yönelime (orientation), belirli bir referans ekseninden başlayarak ve özel bir dönüş sırası takip edilerek (örneğin, z-y-x ya da x-y-z) ulaşılabilir.

Şekil 2.5. (c)'de Euler açılarının aviyonikteki kullanımı gösterilmiştir. Dönüş sırası özel olarak z-y-x olacak şekilde takip edildiğinde ortaya çıkan Euler açıları, aviyonikte yaw, pitch ve roll olarak adlandırılırlar. Bu dönüşüm sırasının dışına herhangi bir sıra izlenildiğine (z-x-y gibi) aviyonikte kullanılan bu tanımlamaların geçerli olmayacağına dikkat edilmelidir.

2.3. Rotasyon Matrisi

Lineer cebirde, bir rotasyon matrisi, Öklid uzayında yapılacak olan bir dönüşümü gerçekleştirmek için kullanılan matristir [14]. İki ya da üç boyutlu uzayda noktalar kullanılarak yüzey ya da yüzeyler şeklinde tanımlanmış cisimlerin döndükleri zaman tanımlama noktalarının geleceği yeni koordinatların hesaplanmasında kullanılırlar.

Dinamik bir modelin elde edilebilmesi için quadcoptere etki eden kuvvet ve momentlerin (tork) bulunması gerekmektedir [2]. Ayrıca quadcopter hangi açıda yönelmiş olursa olsun, bu kuvvetlerin quadcopteri doğru bir şekilde etki altına alabilmeleri için doğru bir şekilde yönlendirilmeleri gerekmektedir. Yer çekimi kuvveti (vektörü) yönü her zaman eylemsiz referans çerçevesinin z-eksenin negatif tarafını gösterir. Bununla birlikte quadcopterin yönelmesine bağlı olarak quadcoptere etki eden bazı vektör bileşenleri olacaktır.

Rotasyon matrisleri kullanarak, bir vektör, birbirini izleyen üç ardışık dönme hareketi ile herhangi bir konuma yönlendirilebilir. Yerçekimi vektörünün üstesinden gelebilmek yani quadcopterin havalanmasını ya da havada sabit bir şekilde kalmasını sağlayacak olan rotorların yeterli büyüklükte bir taşıma kuvveti üretmesi için quadcopter eylemsiz referans çerçevesinde uygun açıda döndürülmelidir yani quadcopterin yer yüzüne göre durumu (attitude) değiştirmelidir. Dönüşler birer birer yapılabilir. Eşitlik 2.1.'de roll (ϕ), Eşitlik 2.2.'de pitch (θ) ve Eşitlik 1.3.'te ise yaw (φ) eksenlerinde quadcopterin yeryüzüne göre durumunu (attitude) değiştirmek için kullanılabilecek rotasyon (dönüşüm) matrisleri gösterilmiştir.

$$\underline{\underline{R}}_{\sigma_x}(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

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

$$\underline{\underline{R}}_{\sigma_z}(\varphi) = \begin{bmatrix} \cos \varphi & \sin \varphi & 0 \\ -\sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

Eşitlik 2.4.'te görüldüğü gibi gövde koordinat sisteminden (body frame) eylemsiz referans çerçevesine (inertial frame veya navigation frame) toplam dönüşümü hesaplamak için, üç matris birlikte skaler olarak çarpılabilir. Yukarıda da belirtildiği üzere dönüşler teker teker ve ardışık olarak yapılabilir. Fakat çarpım işleminden çıkan sonuç tam rotasyon matrisi olacaktır. Tam rotasyon matrisi Eşitlik 2.5.'te verilmiştir [15]. Gövde koordinat sistemi üzerinde olan ve rotorlar tarafından üretilen itme, taşıma, tork kuvvetleri (vektörleri), bu döndürme matrisi ile çarpıldığında, eylemsiz referans çerçevesinde ifade edilebilir hale gelir. Kuvvetler (vektörler), eylemsiz referans çerçevesinde gösterildikten sonra, quadcopteri havada tutmak (hover) için gereken toplam itme kuvveti hesaplanabilir [2].

$$\underline{\underline{C}}_b^i = \underline{\underline{R}}_{\omega_x}(\phi) \cdot \underline{\underline{R}}_{\omega_y}(\theta) \cdot \underline{\underline{R}}_{\omega_z}(\varphi) \quad (2.4)$$

$$\underline{\underline{C}}_b^i = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \varphi & \cos \theta \sin \varphi & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta \cos \varphi - \cos \phi \sin \varphi & \cos \phi \cos \varphi + \sin \phi \sin \theta \sin \varphi & \sin \phi \cos \theta \\ \sin \phi \sin \varphi + \cos \phi \sin \theta \cos \varphi & \cos \phi \sin \theta \sin \varphi - \sin \phi \cos \varphi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

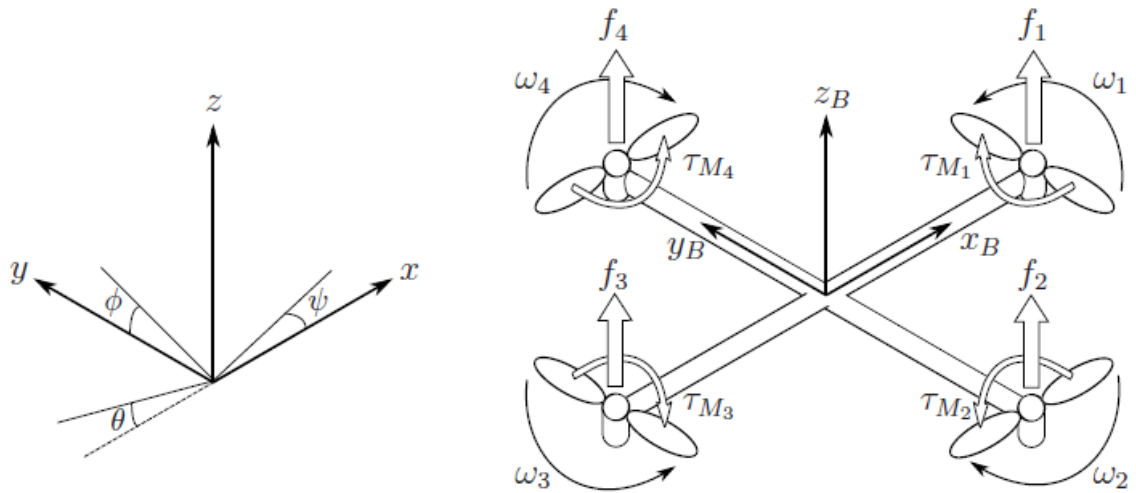
Eşitlik 2.5.'te verilen rotasyon matrisi gövde koordinat sisteminden (body frame) eylemsiz referans çerçevesine (inertial frame) dönüşüm için kullanılır. Fakat bazı durumlarda eylemsiz referans çerçevesinden gövde koordinat sistemine dönüşüm yapmak gerekebilir. Bunun için ise $\underline{\underline{C}}_b^i$ matrisinin transpoz matrisi $\underline{\underline{C}}_i^b$, ($\underline{\underline{C}}_i^b = \underline{\underline{C}}_b^i{}^T$), kullanılmalıdır [2]. $\underline{\underline{C}}_i^b$, matrisinin transpozu Eşitlik 2.6.'da verilmiştir.

$$\underline{\underline{C}}_i^b = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \varphi & \sin \phi \sin \theta \cos \varphi - \cos \phi \sin \varphi & \sin \phi \sin \varphi + \cos \phi \sin \theta \cos \varphi \\ \cos \theta \sin \varphi & \cos \phi \cos \varphi + \sin \phi \sin \theta \sin \varphi & \cos \phi \sin \theta \sin \varphi - \sin \phi \cos \theta \\ -\sin \phi & \sin \phi \cos \varphi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

3. BÖLÜM

DİNAMİK MODEL

Dinamik bir model oluşturmak için yapılması gereken ilk şey, quadcoptere etkiyen bütün dinamik kuvvetleri fonksiyonel olarak belirlemektir. Her bir rotorun dönmesi dolayısıyla oluşan bir itme ve taşıma kuvveti ve ayrıca yine rotorların dönmesinden kaynaklanan ve rotorların dönme yönlerine zıt yönde bir tork oluşur. Rotorlar dönme hareketini sürdürürken quadcopter gövdesi üzerinde oluşturdukları tüm kuvvetler Şekil 3.1.'de gösterilmiştir. Bu bölümde yer çekimi kuvveti, pervanelerin dönme hareketinden kaynaklanan itme kuvveti gibi kuvvetler tanımlanacak ve bu kuvvetlerin bir quadcopteri ne şekilde etkilediği açıklanacaktır.



Şekil 3.1. Rotorların dönme hareketi ile gövde ekseninde oluşan kuvvetler [7]

Şekil 3.1.'de de görülebileceği üzere, bir quadcopter üzerinde yer alan rotorlar ω açısal hızıyla dönerken, rotorların çevresinde dönme yönlerinin tersinde bir τ tork kuvveti

oluşur. Ayrıca rotorlar, pervanelerin dönmesinden dolayı rotorların dönme eksenlerine dik olacak şekilde bir f itme kuvveti üretirler.

Quadcopterlerde motorların dizilim sırası (çiftler halinde) ve rotorların dönüş yönü dinamik dengeyi sağlamak açısından büyük bir önem arz etmektedir. Şekil 2.1.'de verilen quadcopter taslağında birinci ve üçüncü rotorların saat yönünde dönerken, ikinci ve üçüncü rotorların ise saat yönünün tersinde döndüğüne dikkat edilmelidir.

Giriş bölümünde de kısaca değinildiği gibi, quadcopterler, genellikle, özdeş iki çift sabit hatveli pervane kullanılırlar ve bu özdeş sabit hatveli pervane çiftlerinden biri saat yönünde (clockwise, CW) dönerken, diğer çift ise saat yönünün tersi (counterclockwise, CCW) yönünde döner [7].

Konvansiyonel bir helikopterin aksine, bir quadcopterin, yaw eksenindeki hareketinin kontrol edilmesine imkân sağlayan bir kuyruk rotoru yoktur. Bunun yerine quadcopter, yaw ekseninde, gövdesine etki eden kuvvetleri kontrol etmek için, rotorlar tarafından üretilen torku, birbirlerinin tersi yönünde dönen rotor çiftleri yardımıyla ayarlamak zorundadır. Özdeş fakat birbirlerine göre zıt yönlerde dönen rotor çiftleri sayesinde, saat yönünde dönen rotor çifti tarafından üretilen tork, saat yönünün tersi yönünde dönen rotor çifti tarafından üretilen torka eşitlenebilir ve toplam bileşke tork ancak bu şekilde sıfır değerini alabilir. Böylece quadcopter yaw ekseninde çevresinde dönme hareketi yapmayacak ve bu eksen üzerinde stabil olarak hareket etmeye devam edecek; yani, rotor çiftleri tarafından üretilen torkun bileşkesi gövde merkezinde toplanacak ve quadcopter kontrolsüz bir şekilde yaw ekseninde serbest dönüş gerçekleştirmeyecektir. Bu durum her rotor çiftinin aynı torka sahip olduğu ve quadcopterin yaw eksenine herhangi bir dış kuvvet (rüzgâr gibi) etki etmediği sürece geçerlidir. Eğer rotarlardan herhangi birinin ürettiği tork azaltılırsa ve quadcoptere yaw ekseninde herhangi bir dış kuvvet etki etmez ise, quadcopter havada yaw ekseninde etrafında dönmeye başlayacaktır. Aynı şekilde rüzgâr gibi herhangi bir dış kuvvetin varlığında, bu kuvvetin quadcopter üzerindeki etkisini dengelemek amacıyla, dış kuvvetin yönüne zıt yönde tork oluşturacak uygun rotor çiftinde tork üretimi artırılır (bu esnada toplam itme kuvvetinin değişmemesi için de diğer rotor çiftinde tork üretimi aynı oranda azaltılır). Birbirlerine zıt yönde dönen rotor çiftleri kullanılmadığında ise, örneğin dört rotor da aynı yöne döndürülürse, bu rotarlara bağlı pervaneler quadcopter çerçevesinin üzerinde rotorların dönüş yönüne zıt bir tork oluşturacaktır ve bu torkların

bileşkesi hiçbir zaman quadcopterin gövde merkezinde toplanamayacağından, quadcopter, yaw ekseninde sürekli olarak kendi etrafında kontrolsüz bir şekilde dönecektir. Bu sebepten dolayı pervane takımlarının oluşturacağı tork kuvvetlerinin dengelenmesi ve yaw ekseninde stabilizasyonun sağlanması için rotor çiftlerinin mutlaka ama mutlaka birbirlerine zıt yönlerde dönmesi gerekir. Quadcopterler, yaw eksenindeki hareket davranışının kontrol edilebilmesi için, pitch ve roll eksenlerinin aksine, manyetometre gibi sensörlerden alınan daha fazla veriye ihtiyaç duyarlar. Bu tez çalışmasında yaw eksenindeki hareket davranışının (orientation, attitude ya da açısız pozisyon olarak da adlandırılır) kontrol edilmesi için ayrı bir sensör kullanılmamış olup bir ivmeölçer ve jiroskoptan oluşan standart bir IMU (Inertial Measurement Unit – Atalet Ölçüm Birimi) kullanılmıştır. Bu durumun getirdiği dezavantajlar beşinci bölümde yapılan uygulamalarla birlikte anlatılacaktır.

Bir quadcopterin tipik tasarımı, daha önce belirtildiği gibi, hareketli parça içermez. Rotorları ve pervaneleri gövde üzerine sabit olarak monte edilmiştir ve bu konfigürasyon quadcoptere kendine has bir dinamik kazandırır. Pervaneler çerçeveye sabitlendiğinden, yana doğru (pitch ya da roll ekseninde) harekete neden olmanın tek yolu tüm çerçeveyi eğmektir. Quadcopteri eğmek için ise bir eksen etrafındaki moment değiştirilmelidir. Momenti değiştirmek için, rotorlardan birinin ya da her ikisinin de itme miktarının arttırması ya da azaltılması gereklidir. Quadcopterin roll ve pitch eksenlerindeki yöneliminin (orientation, attitude ya da açısız pozisyon) değiştirilmesi, örneğin, hareket doğrultusunun sağa doğru (eylemsiz referans çerçevesinde pozitif x-eksenine doğru) değiştirilmesi, uygun rotorların dönme hızının bağımsız olarak değiştirilmesiyle sağlanır. Quadcopterin dönme eksenlerine göre birbirlerine simetrik olarak yerleştirilmiş rotorların açısız hızları değiştirerek, quadcopterin o eksen üzerindeki dönüşünü (rotation) sağlayacak toplam itme kuvveti özel olarak üretilebilir; yani quadcopterin dönme eksenlerine simetrik olarak yerleştirilmiş rotor çiftlerinin ürettiği itme kuvvetleri arasında bir fark oluşturulabilir. Herhangi bir dönme eksenine göre simetrik olarak yerleştirilmiş rotor çiftlerinin ürettiği itme kuvvetleri arasında oluşacak fark, bu dönme ekseninde bir dönme momenti (tork) oluşturarak quadcopterin roll ya da pitch eksenleri üzerinde dönüş hareketi (rotation) yapmasına imkân verir. Dönme eksenlerine göre simetrik olarak yerleştirilmiş rotorların ürettiği itme kuvvetlerin çiftler (takımlar) halinde değiştirilmesinin nedeni ise roll veya pitch

hareketi yapılırken quadcopterin yaw eksenindeki dengesinin bozulmasını önlemek içindir. Örneğin rotorlardan sadece bir tanesi itkisini (itme kuvveti) arttırsa, quadcopterin dönme eksenini çevresinde rotorların ürettiği itme kuvvetleri arasında yine bir fark oluşur ve bu fark ile de o eksen üzerinde yine bir dönme momenti oluşturabilir. Fakat dönme eksenlerine göre simetrik olarak yerleştirilmiş rotorlardan sadece bir tanesi itkiyi (itme kuvvetini) ayarlarsa, yaw eksenindeki dönme momentinde bir dengesizlik olacaktır. Bu nedenle rotorlar yaw eksenini çevresinde quadcopteri sabit tutmak için itme kuvvetlerini aynı miktarda artırıp azaltmak zorunda kalacaklardır. Bu aynı zamanda, aynı yönde dönen rotorların (saat yönünde ve saat yönünün tersinde dönen rotor çiftlerinin), yaw eksenindeki bu stabilizeyi elde edebilmek için birbirinin tersine monte edilmesinin nedenidir. Bu konunun ayrıntıları bu bölümün ilerleyen alt başlıklarında daha detaylı bir şekilde açıklanacaktır.

3.1. Kuvvetler

3.1.1. Kütle ve Açısal Hızlar

Newton'un hareket yasalarına göre eylemsiz bir referans sisteminde, bir parçacık üzerindeki net kuvvet onun çizgisel momentumunun zaman ile değişimi ile orantılıdır ($F = d(mv)/dt$). Momentum (mv), kütle ile hızın çarpımına eşittir. Kuvvet ve momentum vektörel nicelikler olduklarından, net kuvvet cisim üzerine etki eden tüm kuvvetlerin vektörel toplamı ile bulunur [16]. Bu yasa sıklıkla Eşitlik 2.1.'de gösterildiği gibi ifade edilir: Bir cisim üzerindeki net kuvvet, cismin kütlesi ile ivmesinin çarpımına eşittir.

$$F_m = m_{tot} \cdot \begin{bmatrix} \ddot{X}_b \\ \ddot{Y}_b \\ \ddot{Z}_b \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

Eşitlik 2.1.'de gösterilen, $\ddot{\sigma} = \begin{bmatrix} \ddot{X}_b \\ \ddot{Y}_b \\ \ddot{Z}_b \end{bmatrix}$ vektörü, quadcopterin gövde koordinat sistemi (body frame) üzerindeki açısal hızlarının birim zamandaki değişimlerini (ivmesini), ifade eden vektördür. Burada $\ddot{X}_b$ quadcopterin x-ekseni üzerindeki ivmesinin büyüklüğünü ifade ederken, $\ddot{Y}_b$ y-ekseni üzerinde ve $\ddot{Z}_b$ ise z-ekseni üzerindeki ivmesinin büyüklüğünü ifade eder.

3.1.2. Yerçekimi Kuvveti

Yerçekimi kuvveti (F_g), quadcopteri eylemsiz referans çerçevesinde (inertial frame) negatif z yönüne doğru çeker. Yer çekimi kuvveti, gövde koordinat sisteminde (body frame), dönüşüm matrisleri kullanılarak ifade edilebilir [2].

Newton'un hareket yasalarına göre yer çekimi kuvveti gövde koordinat sisteminde, Eşitlik 3.2. ve Eşitlik 3.3. ile gösterilmiştir. Eşitlik 3.2'de görüldüğü gibi kütleçekim ivmesinin (g) değerinin, x ve y eksenlerinde sıfır olduğuna dikkat ediniz.

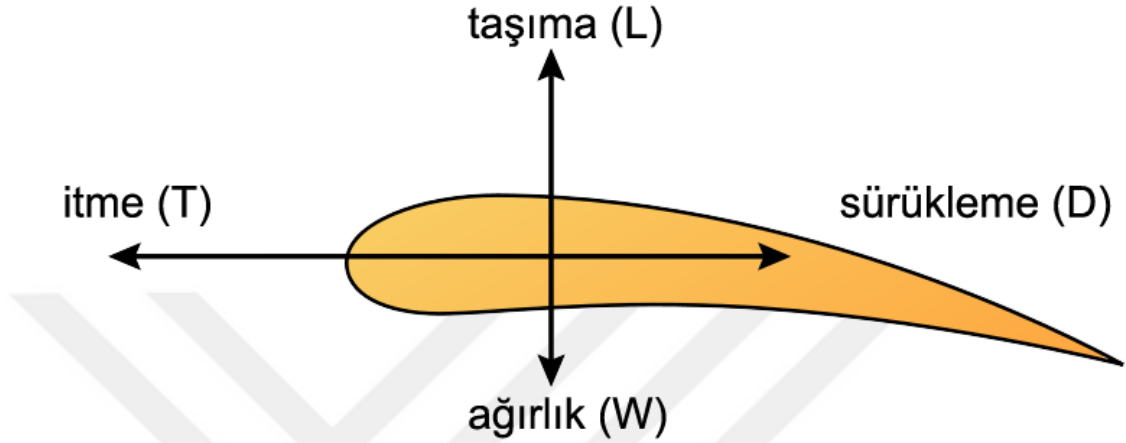
$$F_{gb} = m_{top} \cdot \underline{\underline{C_n^b}} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

$$F_{gb} = m_{top} \cdot g \cdot \begin{bmatrix} \sin \theta \\ -\sin \varphi \cdot \cos \theta \\ \cos \varphi \cdot \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

3.1.3. İtme Kuvveti

İtme, Newton'un ikinci ve üçüncü kanunları tarafından nicel olarak tanımlanan bir tepki kuvvetidir. Bir sistem kütleyi tek yönde harekete geçirdiğinde ya da ivmelendirdiğinde, ivmelenen kütle eşit büyüklükte ama sisteme zıt yönde bir kuvvet oluşturacaktır. Örneğin sabit kanatlı hava taşıtları, pervane veya jet motorlarının havayı uçuş yönünün aksi istikamette itmesi sayesinde ileri hareketlerini sağlarlar [17]. Sabit kanatlı hava

taşıtlarının hareketi sırasında kanat profillerinde meydana gelen kuvvetler Şekil 3.2.'de gösterilmiştir.



Şekil 3.2. Bir kanat profili üzerinde hareket eden nedeniyle ortaya çıkan kuvvetler [18]

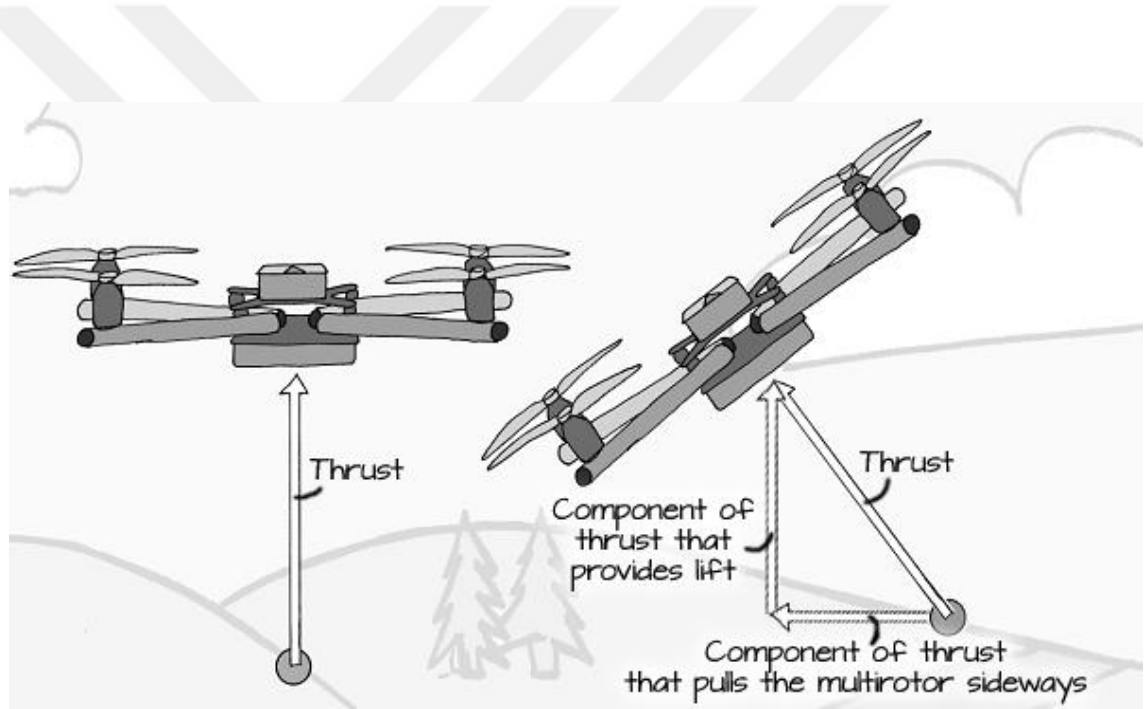
Şekil 3.2.'de de görülebileceği gibi, sabit kanatlı hava taşıtlarında, bir kanat profili üzerinde hareket eden havanın kanat profilinin üst ve alt tarafında meydana getirdiği basınç farkı nedeniyle ortaya çıkan itme ve taşıma kuvvetleri birbirlerine diktir. Sürüklenme kuvveti ise itme kuvvetine zıt yöndedir.

Aerodinamik kuvvet, akış halindeki gazların cisimler üzerindeki kuvvet etkisidir. Hareketli akışa maruz kalan her cisme aerodinamik kuvvet uygulanır [18].

Bir kanat profili hareket yönünün tersinde belli bir açı ile aerodinamik kuvvet oluşturur. Bu kuvvetler hareket yönüne paralel olan sürüklenme kuvveti ve hareket yönüne dik olan taşıma kuvvetidir [18]. Bernoulli prensibine göre bir kanat profilinin kambur olan üst kısmında havanın kat etmesi gereken yol, alt kısmından daha fazladır. Bu sebeple üstteki hava daha hızlı hareket eder. Bernoulli prensibine göre, hızı artan havanın statik basıncı düşer. Bir cismin birbirine zıt iki yüzeyinde farklı hızlarda hareket eden hava, basınç farkı oluşturarak aerodinamik bir kuvvet oluşturur. Sabit kanatlı hava taşıtları Bernoulli prensibinden kaynaklanan bu aerodinamik kuvvet (taşıma veya kaldırma kuvveti) sayesinde havada kalabilirler [19].

Döner kanatlı hava taşıtlarında oluşan taşıma kuvveti ise tasarımları gereği sabit kanatlı hava taşıtlarından farklıdır. Döner kanatlı hava taşıtlarında taşıma kuvveti, itme kuvvetinin, yer çekimi kuvveti doğrultusunda fakat zıt yönündeki bileşenidir. Yani döner kanatlı hava taşıtlarında taşıma kuvveti itme kuvveti tarafından oluşturulur.

Şekil 3.3.'te görülebileceği gibi, bir quadcopter bir tarafa doğru yuvarlanma hareketi (roll) yaptığında, itme kuvveti quadcopterin yuvarlanma yaptığı tarafa doğru kayar ve pervanelerin dönmesiyle oluşan aerodinamik kuvvetinin (taşıma) değeri azalır. (Döner kanatlı hava taşıtlarında itme kuvvetlerinin kaynağı, taşıma kuvvetinden farklı olarak, pervaneler ya da motorlardır).



Şekil 3.3. Quadcopterlerde taşıma (L), itmenin (T) bir bileşenidir [20].

Şekil 3.3'te dikkat edilmesi gereken en önemli şey, quadcopter bir yana doğru yuvarlanma (roll) ya da yunuslama (pitch) hareketi yaptığında taşıma kuvvetinin (vektörünün) değeri azalacaktır. Bu harekete başlamadan önce quadcopterin havada dengede olduğu (hover) varsayılırsa, hareket sonrası (ya da süresince), toplam itmemiktarı arttırılmazsa quadcopter irtifa kaybetmeye başlar. Çünkü itme kuvveti yer çekimine karşı koymak için yeterli kaldırma sağlayamaz [20]. (İtme kuvvetinin meydana getirdiği taşıma kuvvetinin değeri küçülür).

Pervanelerin dönmesinden kaynaklanan itme kuvveti daima gövde koordinat sisteminde (body frame) z-eksenine paralel kabul edilir [2]; yani x ve y doğrultusunda pervanelerin dönmesinden kaynaklanan herhangi bir itme kuvveti oluşmamaktadır. Bu kabul ancak ve ancak rotorlar gövdeye herhangi bir hareket oluşturmayacak şekilde tam olarak sabitlendiğinde geçerli olur. Teoride bu kabul işe yarasa bile pratikte, rotorların yüksek dönüş hızları nedeniyle hiçbir titreşim olmadan sabitlenmesi mümkün değildir; fakat bu titreşimlerden kaynaklanan kuvvetler göz ardı edilir [2]. Pervanelerin dönmesinden kaynaklanan itme kuvveti, pervanelerin boyut ve yapısına ve ayrıca rotorların RPM'lerine (Revolutions Per Minute – Bir Dakikadaki Dönme Sayısı); bir başka deyişle açısal hızlarına bağlıdır ve dolayısıyla bu parametrelerin bir fonksiyonudur. Pervanelerin dönmesinden kaynaklanan itme kuvvetleri Eşitlik 3.4'te verilmiştir.

$$\mathbf{F}_{thrust} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_{M_1} + F_{M_2} + F_{M_3} + F_{M_4} \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

3.1.4. Sürükleme

Akışkanlar dinamiğinde sürükleme, bir cismin, bir akışkan içindeki hareketine gösterdiği dirençtir [21]. Aerodinamikte, sürükleme (hava direnci olarak da adlandırılır), bir hava aracının hava içerisindeki bağıl hareketi esnasında karşılaştığı dirençtir. Taşıtın hareket yönünün aksi istikametinde gerçekleştiği için bağıl hava akışına paralel ve aynı yöndedir. Hava araçlarındaki itme gücü üreten elemanların ana görevi sürüklemeyi yenmektir [22]. Sürükleme kuvveti havadaki sürtünmeden dolayı meydana gelir [2].

Sürükleme kuvvetinin değeri Eşitlik 3.5. ile hesaplanabilir.

$$F_d = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S_w \cdot C_D$$

Eşitlik 2.5.'te kullanılan parametrelerin anlamları aşağıda gösterildiği gibidir [21]:

ρ = Hava yoğunluğu

v = Hız

S_ω = Enine kesit alanı

C_D = Sürükleme katsayısı

3.1.5. Bozuntu (Distubance)

Rüzgâr, Coriolis etkisi vb. diğer çevresel faktörlerden kaynaklanan kuvvetler bozuntu olarak adlandırılır ve $F_{disturbance}$ ile gösterilir. [2].

3.1.6. Birleştirilmiş Kuvvet Denklemi

Buraya kadar anlatılan kuvvetler birleştirildiğinde quadcopter üzerine etkisi olan bütün kuvvetlerin bileşkesi bulunabilir [2].

Newton'un hareket yasalarına göre:

$$m_{top} \cdot \ddot{\sigma} = F_g - F_{thrust} + F_{disturbance} + F_d \quad (3.6)$$

$$\ddot{\sigma} = \frac{1}{m_{top}} \cdot (F_g - F_{thrust} + F_{disturbance} + F_d) \quad (3.7)$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{X}_b \\ \ddot{Y}_b \\ \ddot{Z}_b \end{bmatrix} = \frac{1}{m_{top}} \left(g \cdot \begin{bmatrix} \sin \theta \\ -\sin \varphi \cdot \cos \theta \\ \cos \varphi \cdot \cos \theta \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_{M_1} + F_{M_2} + F_{M_3} + F_{M_4} \end{bmatrix} + F_{disturbance} + F_d \right) \quad (3.8)$$

Gövde eksenindeki (body frame) ivmelenme ise dönüşüm matrisi kullanılarak eylemsiz referans çerçevesinde ifade edilebilir:

$$\begin{bmatrix} \ddot{X}_n \\ \ddot{Y}_n \\ \ddot{Z}_n \end{bmatrix} = \underline{\underline{C}}_b^i \cdot \begin{bmatrix} \ddot{X}_b \\ \ddot{Y}_b \\ \ddot{Z}_b \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

Eşitlik 3.8. ve Eşitlik 3.9.'da gösterilen, $\ddot{\sigma} = \begin{bmatrix} \ddot{X}_b \\ \ddot{Y}_b \\ \ddot{Z}_b \end{bmatrix}$ vektörü, quadcopterin gövde koordinat sistemi (body frame) üzerindeki açısal hızlarının birim zamandaki değişimlerini (ivmesini), ifade eden vektördür. Burada $\ddot{X}_b$ quadcopterin x-ekseni üzerindeki ivmesinin büyüklüğünü ifade ederken, $\ddot{Y}_b$ y-ekseni üzerinde ve $\ddot{Z}_b$ ise z-ekseni üzerindeki ivmesinin büyüklüğünü ifade eder.

3.2. Dönme Momentleri

Bir önceki bölümde değinilen aerodinamik kuvvetler, quadcopter üzerine Yerküre tarafından uygulanan kütle çekim kuvvetini yenerek havalanmasını sağlamalarının yanında ayrıca quadcopterin dönme eksenleri çevresinde bir dönme moment (tork) oluşturlar. Genellikle quadcopterin yeryüzüne göre durumunda meydana gelecek olan (orientation, attitude ya da açısal pozisyon) bir değişiklik Eşitlik 3.10. ile açıklanır.

$$M = \underline{I} \cdot \ddot{\sigma} + \dot{\sigma} \times (\underline{I} \cdot \dot{\sigma}) \quad (3.10)$$

Eşitlik 3.10.'da kullanılan parametrelerin anlamları aşağıda gösterildiği gibidir [21]:

$$\begin{aligned} \mathbf{M} &= M_{thrust} + M_{motoriteria} \\ \underline{I} &= \text{Quadcopterin atalet matrisi} \\ \dot{\sigma} &= \text{Açısal hız} \\ \ddot{\sigma} &= \text{Açısal ivme} \end{aligned}$$

3.2.1. İtmeden Kaynaklanan Moment

Giriş bölümünde de değinildiği gibi quadcopterler iki çift sabit hatveli pervane kullanırlar; yani quadcopterlerin hareket doğrultularını değiştirmelerine sebep olacak

herhangi bir hareketli parçası yoktur. Bir quadcopter, hareket doğrultusunu herhangi bir yöne doğru (sağa-sola ya da ileriye-geriye) değiştirmek için yuvarlanma (roll) ya da yunuslama (pitch) hareketini yapması, yani eğimini değiştirmek zorunludur.

Bir quadcopterin roll veya pitch hareketini yapması, yani roll ve pitch eksenleri üzerinde bir dönüş gerçekleştirebilmesi için uygun motor çiftine daha fazla itme kuvveti oluşturacak şekilde güç verilir. Rotorların ürettiği itmelerdeki bu fark bir tork üretir.

Eşitlik 3.11. ile tanımlanan, $\mathbf{M}_{thrust}$ vektörü, pervanelerin itme kuvveti ($\mathbf{F}_{thrust}$) nedeniyle quadcopterin gövde koordinat sisteminin merkezi etrafında oluşan dönme momentidir (tork) ve değeri quadcopterin gövde merkezi ve pervanelerin merkezi arasındaki uzunluk l ile doğru orantılıdır. Tork, matematiksel olarak bir nesnenin açısal momentumundaki değişimin oranı olarak tanımlanabilir. Moment terimi ise, uygulanan bir ya da birkaç kuvvetin nesneyi bir ekseninde dönmeye zorlaması eğilimi olarak kullanılmaktadır [23].

$$\mathbf{M}_{thrust} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

Şekil 3.1.'de verilen quadcopter taslağı dikkate alındığında x-ekseni etrafında oluşacak dönme momenti Eşitlik 3.12.'de verilmiştir. Eşitlik 3.12.'de sadece ikinci ve dördüncü rotorların ürettiği itme kuvvetleri arasındaki farkın quadcopteri x-ekseni etrafında dönmesini sağlayan bir dönme momenti ürettiğine dikkat edilmelidir. x-ekseni etrafındaki dönme hareketine roll (yuvarlama) denir.

$$M_x = (F_2 - F_4) \cdot l \quad (3.12)$$

Şekil 3.1.'de verilen quadcopter taslağı dikkate alındığında y-ekseni etrafında oluşacak dönme momenti Eşitlik 3.13.'te verilmiştir. Eşitlik 3.13.'te sadece birinci ve üçüncü

rotorların ürettiği itme kuvvetleri arasındaki farkın quadcopteri y-ekseni etrafında dönmesini sağlayan bir dönme momenti ürettiğine dikkat edilmelidir. y-ekseni etrafındaki dönme hareketine pitch (yunuslama) denir.

$$M_y = (F_1 - F_3) \cdot l \quad (3.13)$$

Şekil 3.1.'de verilen quadcopter taslağı dikkate alındığında z-ekseni etrafında oluşacak dönme momentinin değeri Eşitlik 3.14.'te verilmiştir. Eşitlik 3.14.'te birinci ve üçüncü rotorların ürettiği itme kuvvetlerine karşılık ikinci ve dördüncü rotorların ürettiği itme kuvvetleri arasındaki farkın quadcopteri z-ekseni etrafında dönmesini sağlayan bir dönme momenti ürettiğine dikkat edilmelidir. z-eksenindeki bu farklılık rotorların dönme eksenleri çevresinde meydana getirdiği açısal momentumdan dolayıdır. Bu konu bir sonraki bölümde açıklanacaktır. z-ekseni etrafındaki dönme hareketine yaw (dönme) denir.

$$M_z = (F_1 - F_2 - F_3 + F_4) \cdot T_q \quad (3.14)$$

Eşitlik 3.14.'te kullanılan T_q parametresi itme kuvvetini dönme momentine çeviren sabittir.

3.2.2. Rotorların Eylemsizlik (Atalet) Momenti

Eylemsizlik momenti veya atalet momenti, dönme hareketi yapan bir cismin dönme eylemsizliğidir. Eylemsizlik momenti katı cisimlerin, kendi rotasyon (dönüş) hareketlerindeki değişime karşı eylemsizliğini gösterir. Duran bir cismin eylemsizliği cismin kütesidir; dönen bir cismin eylemsizliği ise eylemsizlik momentidir [24]. Her rotor, dönme merkezi etrafında bir itme (buna bağlı olarak da quadcopterin hareketine zıt yönde bir sürükleme) ve bir tork (dönme momenti) üretir [7]. Yani rotor

ve pervanelerin açısal hızları bir atalet momenti oluştururlar. Rotorların eylemsizlik (atalet) momenti Eşitlik 3.15.'te verilmiştir.

$$M = \omega_{rotor} \times \dot{\sigma} \cdot \underline{I}_{rotor} \quad (3.15)$$

Rotorlar z eksenine paralel olarak dönen tek parça olduğundan dolayı bu moment Eşitlik 3.16.'da verildiği gibi tanımlanır [2]. Burada rotorlar z-eksenine paralel olarak döndüklerinden dolayı açısal hızlarının x ve y eksenlerinde sıfır değeri aldığına dikkat edilmelidir.

$$M_{motoriteria} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_{ri} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \dot{\sigma}_x \\ \dot{\sigma}_y \\ \dot{\sigma}_z \end{bmatrix} \cdot \underline{I}_{rotor} \quad (3.16)$$

Eşitlik 3.16.'da verilen $\omega = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_{ri} \end{bmatrix}$ vektörü, bütün rotorların kendi dönme eksenini

etrafındaki açısal hızlarının bileşkesi olup, $\dot{\sigma} = \begin{bmatrix} \dot{\sigma}_x \\ \dot{\sigma}_y \\ \dot{\sigma}_z \end{bmatrix}$ vektörü ise quadcopterin gövde

merkezi (dönme merkezi) etrafındaki açısal hızıdır. Bu iki vektör birbirleriyle vektörel olarak çarpıldığında Eşitlik 3.17. elde edilir.

$$M_{motoriteria} = \begin{bmatrix} -\dot{\sigma}_y \cdot \omega_{ri} \\ \dot{\sigma}_x \cdot \omega_{ri} \\ 0 \end{bmatrix} \cdot \underline{I}_{rotor} \quad (3.17)$$

Eşitlik 3.17.'e i parametresi, rotor numarasını göstermektedir. Şekil 3.1.'de de görülebileceği üzere birinci ve üçüncü rotorlar saat yönünün tersine (CCW,

counterclockwise) döndüklerinden dolayı bu rotorların negatif açısal hızlara sahip olduklarına dikkat edilmelidir. Yukarıdaki denklemlerde tüm rotorların açısal hızları bir arada gösterildiğinde Eşitlik 3.18. elde edilir.

$$M_{Pi} = \begin{bmatrix} -\dot{\sigma}_y \cdot (\omega_{r1} + \omega_{r2} + \omega_{r3} + \omega_{r4}) \\ \dot{\sigma}_x \cdot (\omega_{r1} + \omega_{r2} + \omega_{r3} + \omega_{r4}) \\ 0 \end{bmatrix} \cdot \underline{I}_{rotor} \quad (3.18)$$

3.2.3. İtme Momenti ile Rotorların Eylemsizlik Momenti Arasındaki Fark

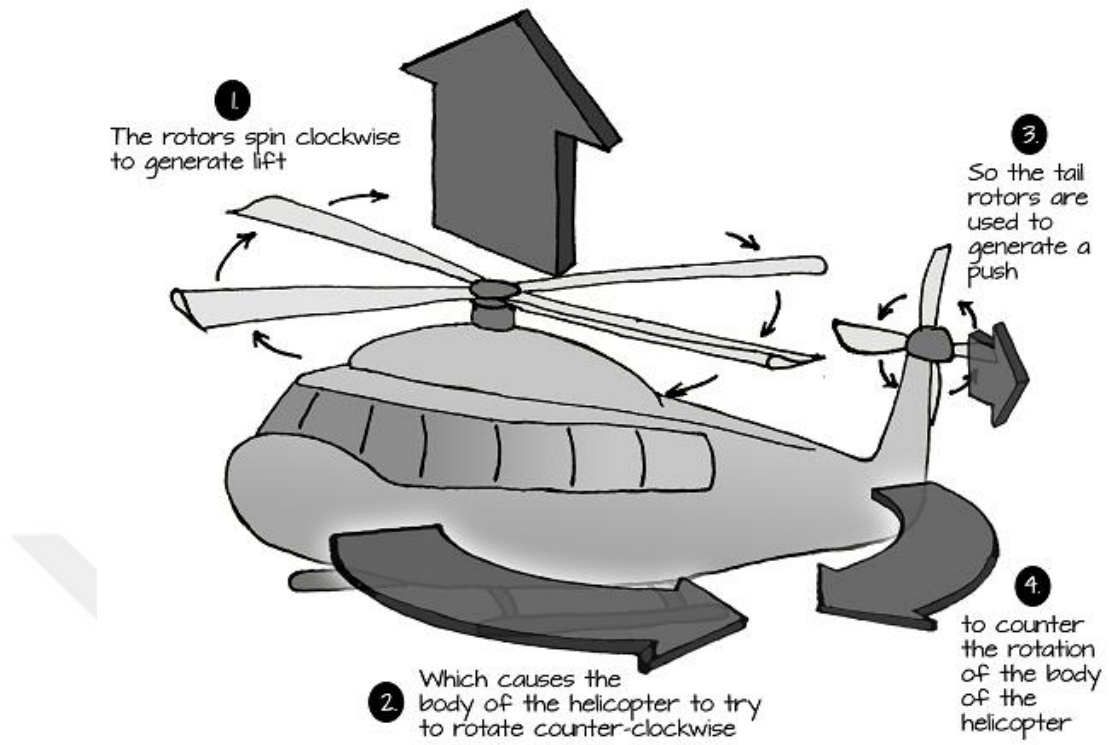
Bölüm 3.2.1. ve Bölüm 3.2.2.'de anlatılan dönme momentleri quadcopteri farklı şekillerde etkiler. Giriş bölümünde de değinildiği gibi havacılık alanında kullanılan bazı terimlerin Türkçe karşılıklarının çok yaygın bir şekilde kullanılmaması nedeniyle, okuyucu tarafından quadcopterlerin çalışma prensibinin olabildiğince kolay bir şekilde anlaşılması amacıyla tezin yazım sürecinde kullanılan terimler olabildiğince açıklanmaya çalışılmıştır. Bu noktada, bu iki dönme momenti arasındaki farkın okuyucu tarafından daha kolay anlaşılması, herhangi bir kafa karışıklığı yaratmaması amacıyla ek bir açıklama yapılması ihtiyacı hissedilmiştir. Bölüm sonunda verilecek quadcopter dinamiğiyle alakalı özet bilgiler de bu iki dönme momenti arasındaki farkın daha kolay anlaşılmasına yardımcı olabilir.

Tork (kuvvet momenti ya da dönme momenti), rotasyona (rotation) sebebiyet verir. Rotation, herhangi bir dönme hareketi olmayıp, bir cismin kendi merkezi etrafındaki dönüş hareketi olarak tanımlanır.

İtmeden kaynaklanan torkun (dönme momenti) kaynağı, quadcopterin gövde koordinat ekseninin (body frame) merkezine göre simetrik olan -ki quadcopterler üzerine etki eden kuvvetlerin kontrol edilebilmesi için quadcopterlerin simetrik bir yapıya sahip olması gerektiği daha önce açıklanmıştı- rotorların ürettiği itme kuvvetleri arasındaki farktır. Quadcopterin gövde koordinat sistemine göre simetrik olan iki rotor farklı itme kuvvetleri ürettiğinde, bu itme kuvvetleri arasındaki fark quadcopterin gövde merkezi (gövde koordinat sisteminin (body frame) merkezi etrafında bir tork (dönme momenti) oluşturur. İtme kuvvetleri arasındaki farktan kaynaklanan dönme momenti,

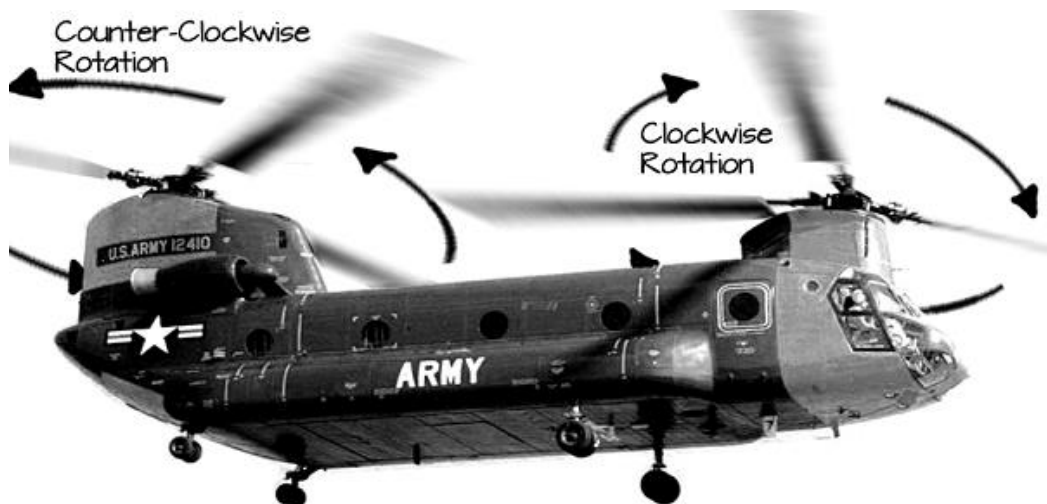
quadcopterin kendi merkezi (gövde koordinat sisteminin merkezi) etrafında dönme hareketi (rotation) yapmasına neden olur. Bu moment, quadcopterin eylemsiz referans çerçevesinde (inertial frame) roll ve pitch eksenleri üzerinde dönüş hareketi (rotation) yapmasına sebebiyet verir.

Rotorların eylemsizlik (atalet) momenti ise rotorların kendi dönüş merkezleri etrafındaki dönme hareketinden (rotation) kaynaklanır. Momentum ve açısal momentum her zaman korunur. Rotorların açısal hızı dönme hareketine başlamadan önce sıfırdır. Dolayısıyla açısal momentumlarının değeri de sıfır olur. Rotorlar kendi merkezleri etrafında dönmeye başladıklarında bir açısal hıza sahip olurlar. Bu açısal hız ise bir açısal momentum meydana getirir. Açısal momentumun her zaman korunması gerektiğinden (başlangıçta rotorların hızı sıfır olduğu için açısal momentumlarının değeri de sıfırdır) quadcoptere sabitlenmiş bu rotorlar, quadcopterin zıt yönde bir açısal hızla dönmesine, yani zıt yönde ve eşit miktarda bir açısal momentumun oluşmasına sebebiyet verirler. Bu moment, quadcopterin eylemsiz referans çerçevesinde (inertial frame) yaw eksenleri üzerinde dönüş hareketi (rotation) yapmasına sebebiyet verir. Daha öncede açıklandığı gibi, quadcopterlerdeki sabit hatveli pervane çiftlerinin zıt yönde (CW ve CCW) dönme hareketinin yapmasının sebebi de budur. Özdeş rotor çiftleri zıt yönde döndürülerek eşit miktarda (ve birbirine zıt yönde) bir açısal momentum üretmeleri sağlanır ve böylece quadcopter yaw ekseninde herhangi bir dönme hareketi (rotation) yapmadan dengede kalabilir. Bölüm 3.1.'de de değinildiği gibi konvansiyonel bir helikopter, yaw ekseninde kontrolü sağlaması için bir kuyruk rotoruna ihtiyaç duyar. Şekil 3.4.'te de görülebileceği gibi helikopterlerin taşıma kuvvetini üreten tek bir rotoru vardır ve bu rotor taşıma kuvvetini üretmek için belirli bir açısal hızda dönerken bir açısal momentum oluşur. Açısal momentumun korunması gerektiğinden helikopter bu sefer zıt yönde ve eşit miktarda açısal momentum üretmek için, rotorların dönüş yönüne zıt yönde bir açısal hızla dönme eğilimi gerçekleştirecektir. Bu esnada kuyruk rotoru, helikopterin bu dönme eğilimi dengelemek amacıyla bu momente karşı zıt yönde ve eşit miktarda bir itme kuvveti yaratır ve böylece yaw ekseninde denge sağlanmış olur.



Şekil 3.4. Konvansiyonel bir helikopterde açısal momentumun dengelenmesi

Şekil 3.5.'te de görülebileceği üzere iki rotor kullanan bazı helikopterde ise rotorlar birbirlerine zıt yönde dönerek bir rotorun oluşturduğu açısal momentumun öteki rotor tarafından oluşturulan açısal momentum ile dengeleyerek yaw ekseninde kontrolü sağlarlar.



Şekil 3.5. İki rotorlu bir helikopterde açısal momentumun dengelenmesi

Quadcopterlerde de yaw eksenindeki kontrolün sağlanması için açısal momentumu farklı rotor çiftleriyle eşitlenir.

3.2.4. Quadcopter Atalet Matrisi

Genel atalet matrisi eşitlik 3.19.'da verilmiştir.

$$\underline{I} = \begin{bmatrix} I_{11} & -I_{12} & -I_{13} \\ -I_{21} & I_{22} & -I_{23} \\ -I_{31} & -I_{32} & I_{33} \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

Yukarıda ki matris biraz karmaşık gibi görünse de quadcopterlerin simetrik bir yapıya sahip oldukları varsayılır. Bu yüzden $I_{xx} = I_{yy}$ olmak üzere, atalet momenti diyagonal bir matris ile gösterilebilir [1].

$$\underline{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

3.2.5. Birleştirilmiş Moment Denklemi

Buraya kadar verilen denklemler birleştirildiğinde rotorların kendi eksenleri etrafında dönüşünden kaynaklanan dönme momentinin ve ürettiği itme kuvvetlerinden kaynaklanan torkun quadcopter üzerindeki toplam etkileri bulunabilir [2]. Eşitlik 3.21.'den başlayan adımlar takip edildiğinde, Eşitlik 3.24. elde edilir ve bu eşitlik bir quadcopterin gövde merkezi (dönme merkezi, gövde koordinat sisteminin (body frame) orijini) etrafında meydana gelen açısal ivmelenmeyi verir.

$$M_{thrust} + M_{motoriteria} = \underline{\underline{I}} \cdot \ddot{\sigma} + \dot{\sigma} \times (\underline{\underline{I}} \cdot \dot{\sigma}) \quad (3.21)$$

$$\underline{\underline{I}} \cdot \ddot{\sigma} = M_{thrust} + M_{motoriteria} - \dot{\sigma} \times (\underline{\underline{I}} \cdot \dot{\sigma}) \quad (3.22)$$

$$\ddot{\sigma} = \underline{\underline{I}}^{-1} \cdot (M_{thrust} + M_{motoriteria} - \dot{\sigma} \times \underline{\underline{I}} \cdot \dot{\sigma}) \quad (3.23)$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{\sigma}_x \\ \ddot{\sigma}_y \\ \ddot{\sigma}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(F_4 - F_3) \cdot l}{I_{11}} \\ \frac{(F_2 - F_1) \cdot l}{I_{22}} \\ \frac{(-F_1 - F_2 + F_3 + F_4) \cdot l}{I_{33}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\dot{\sigma}_Y \cdot \frac{1}{I_{11}} (\omega_{p1} + \omega_{p2} + \omega_{p3} + \omega_{p4}) \\ \dot{\sigma}_X \cdot \frac{1}{I_{22}} (\omega_{p1} + \omega_{p2} + \omega_{p3} + \omega_{p4}) \\ 0 \end{bmatrix} \cdot \underline{\underline{I}}_{rotor} - \begin{bmatrix} \dot{\sigma}_Y \cdot \dot{\sigma}_Z \cdot \frac{(I_{33} - I_{22})}{I_{11}} \\ \dot{\sigma}_X \cdot \dot{\sigma}_Z \cdot \frac{(I_{11} - I_{33})}{I_{22}} \\ \dot{\sigma}_X \cdot \dot{\sigma}_Y \cdot \frac{(I_{22} - I_{11})}{I_{33}} \end{bmatrix} \quad (3.24)$$

3.2.6. Euler Denklemi

Quadcopterin gövde merkezi (dönme merkezi, gövde koordinat sisteminin (body frame) orijini) etrafındaki açısal hızları (yerel açısal hızlar) ile Euler açıları arasında Eşitlik 3.25'te gösterildiği gibi bir ilişki vardır [2].

$$\begin{bmatrix} \dot{\sigma}_X \\ \dot{\sigma}_Y \\ \dot{\sigma}_Z \end{bmatrix} = R_X \cdot \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R_X R_Y \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\sigma} \\ 0 \end{bmatrix} + R_X R_Y R_Z \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3.25)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\sigma}_X \\ \dot{\sigma}_Y \\ \dot{\sigma}_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\cos \theta \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ \sin \theta & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3.26)$$

Eşitlik 3.26'dan ise Euler açılarının türevi bulunabilir. Euler açılarının türevi quadcopterin eylemsiz referans çerçevesi (inertial frame) merkezi etrafındaki açısal hızını verir. Bu eşitlik, bir quadcopterin roll (yuvarlama), pitch (yunuslama) ve yaw (dönme) eksenleri etrafındaki açısal hızıdır. Roll, pitch ve yaw eksenleri aviyonikte kullanılır.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \cos \theta \sin \psi & \cos \theta \cos \psi & 0 \\ -\sin \theta \cos \psi & \sin \theta \sin \psi & \cos \theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\sigma}_X \\ \dot{\sigma}_Y \\ \dot{\sigma}_Z \end{bmatrix} \quad (3.27)$$

Eşitlik 3.27.'deki açısal hızlar uçuş kontrolcülerini tarafından, quadcopterlerin stabilizasyonun sağlanması amacıyla bir geri besleme kontrol mekanizmasında kullanılır. Bu veriler sensörler (IMU) kullanılarak elde edilir. Bir IMU'dan quadcopterin yeryüzüne göre durumu (attitude) ile ilgili verilerin alınması ve uçuş kontrolcüsünde kullanılması beşinci bölümde ayrıntılarıyla açıklanacaktır.

3.2.7. Quadcopterlerin Uçuş Dinamiği

Her rotor, kendi dönme merkezi etrafında hem bir itme kuvveti hem de bir tork üretir; ayrıca quadcopterin uçuş yönünün tersi istikamette (itme kuvvetinin zıt yönünde) bir sürükleme kuvveti meydana gelir [7].

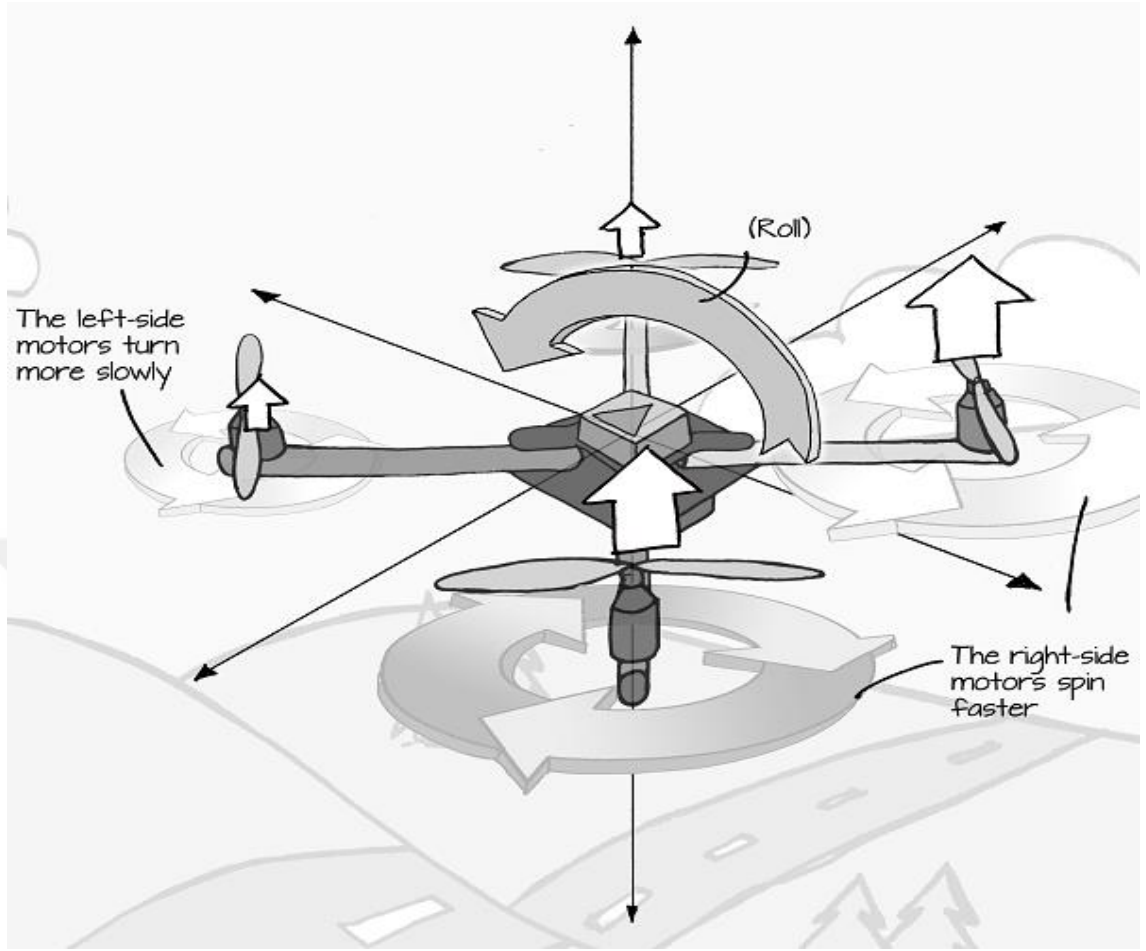
Newton'un hareket yasalarına göre kütlesi olan her cisim, cisme etki eden (sıfırdan farklı) bir net kuvvet neticesinde belirli bir ivme ile hızlanır.

Belirli bir hıza sahip ve kütlesi olan her cismin ise bir momentumu vardır. Çizgisel momentum ve açısal momentum her zaman korunur (Çizgisel momentumun korunumu yasası, açısal momentumun korunumu yasası).

Bir quadcopterin yeryüzüne göre durumunu (attitude) gövde merkezi (gövde koordinat sisteminin merkezi) çevresinde oluşan momentler belirler.

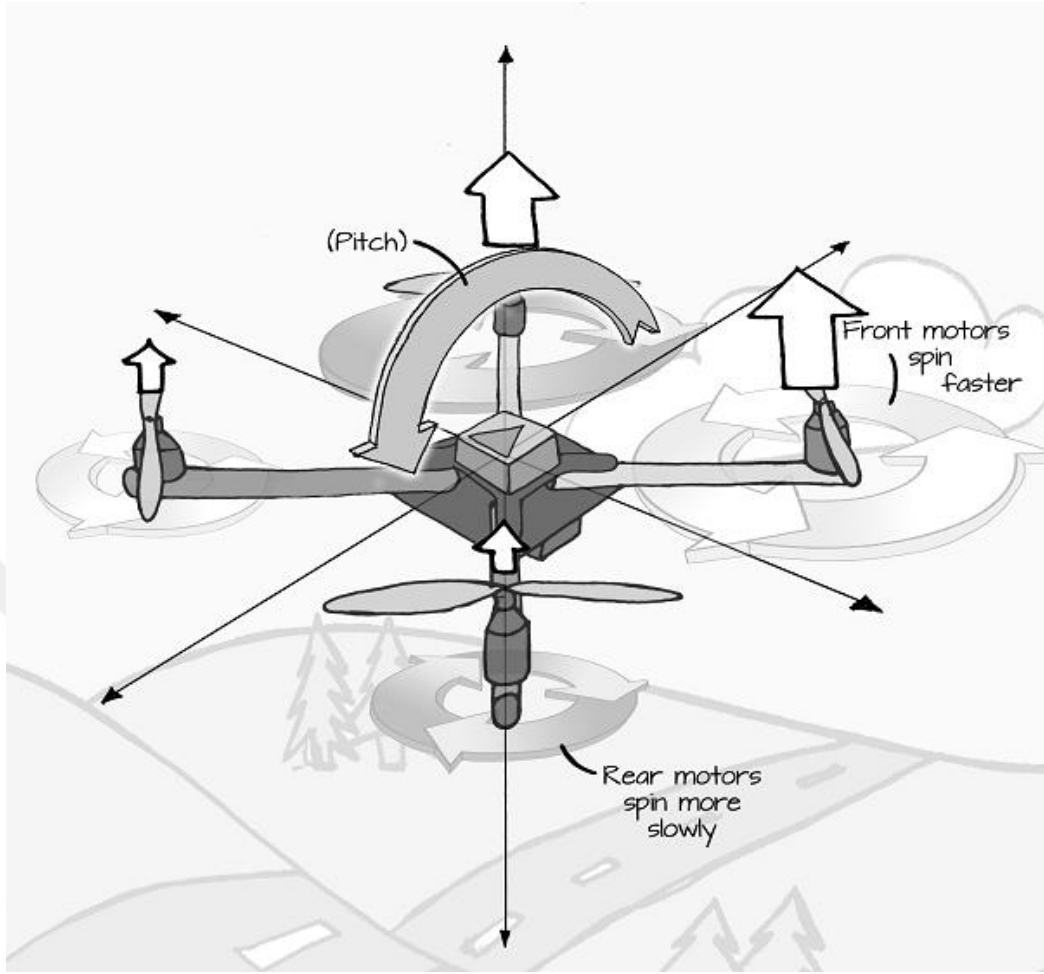
Yanal hareket (lateral movement) yeryüzüne paralel olan herhangi bir hareketi ifade eder [20]. Yani quadcopterde yanal hareket, roll ve pitch eksenleri çevresinde yaptığı dönüş hareketleridir (rotation). Quadcopter gibi multirotor hava taşıtlarında yanal hareket rotor çiftlerinin ürettikleri itme kuvveti farkı sonucunda oluşan tork (dönme momenti) ile sağlanır.

Bir quadcopterin roll eksenine göre simetrik olarak yerleştirilmiş rotor çiftlerinin ürettikleri itme kuvvetleri arasında bir fark olduğunda, quadcopterin roll eksenini etrafında dönmesini sağlayacak bir tork (dönme momenti) oluşur. Şekil 2.6.'da görüldüğü gibi roll ekseninin sağ tarafında kalan rotor çiftlerinin açısal hızları artırılır ve buna karşın roll ekseninin sol tarafında kalan rotor çiftlerinin açısal hızları aynı derecede azaltılırsa; eksenin sağ tarafındaki itme kuvvetinin sol tarafındaki itme kuvvetinden daha fazla olması sağlanır ve bu itme kuvvetleri arasında oluşan fark neticesinde roll eksenini etrafında meydana gelen tork (dönme momenti) quadcopteri roll eksenini çevresinde saat yönünün tersi yönünde dönmeye zorlar. Bu harekete aviyonikte roll (yuvarlanma) denir.



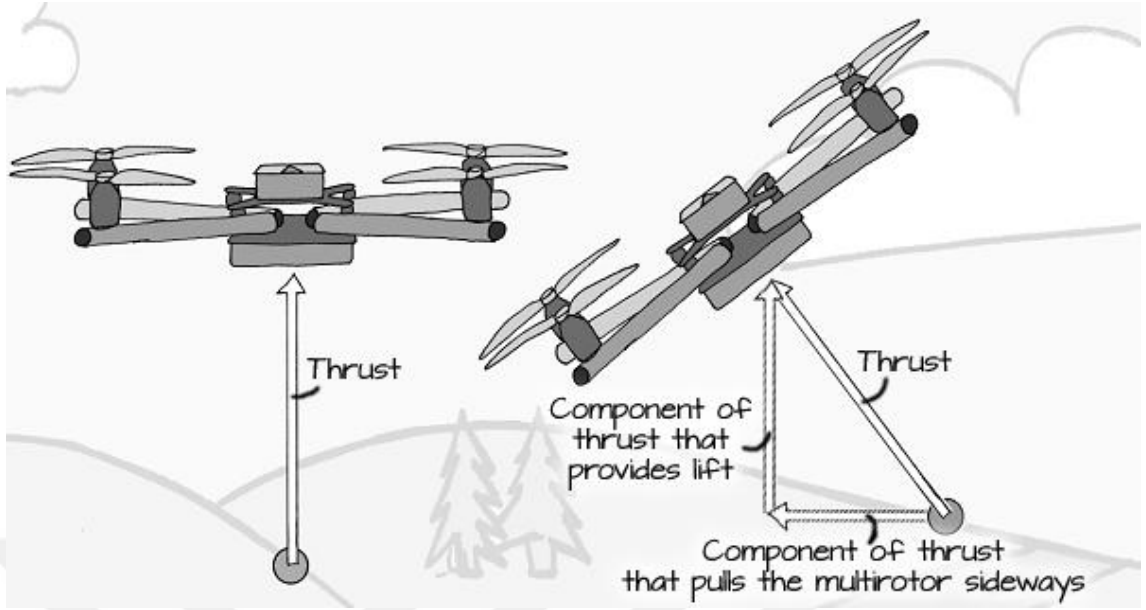
Şekil 3.6. Bir quadcopterin roll eksenini etrafında rotasyonun sağlanması

Bir quadcopterin pitch eksenine göre simetrik olarak yerleştirilmiş rotor çiftlerinin ürettikleri itme kuvvetleri arasında bir fark olduğunda, quadcopterin pitch eksenini etrafında dönmesini sağlayacak bir tork (dönme momenti) oluşur. Şekil 3.7.'de görüldüğü gibi pitch ekseninin sağ tarafında kalan rotor çiftlerinin açısal hızları artırılır ve buna karşın pitch ekseninin sol tarafında kalan rotor çiftlerinin açısal hızları aynı derecede azaltılırsa; eksenin sağ tarafındaki itme kuvvetinin sol tarafındaki itme kuvvetinden daha fazla olması sağlanır ve bu itme kuvvetleri arasında oluşan fark neticesinde pitch eksenini etrafında meydana gelen tork (dönme momenti) quadcopteri pitch eksenini çevresinde saat yönünün tersi yönünde dönmeye zorlar. Bu harekete aviyonikte pitch (yunuslama) denir.



Şekil 3.7. Bir quadcopterin pitch ekseninde rotasyonun sağlanması

Şekil 3.8.'de de görülebileceği üzere bir quadcopter bütün rotarlara eşit itme kuvveti uygulayarak havada sabit olarak durur (hover) veya yüksekliğini ayarlar. Fakat bir quadcopterin bir yana doğru yuvarlanma (roll) ya da yunuslama (pitch) hareketi yaptığı sırada taşıma kuvvetinin (vektörünün) değeri azalacağına dikkat edilmelidir. Bu harekete başlamadan önce quadcopterin havada dengede olduğu (hover) varsayılırsa, hareket sonrası (ya da süresince), toplam itme miktarı arttırılmazsa quadcopter irtifa kaybetmeye başlar. Çünkü itme kuvveti yer çekimine karşı koymak için yeterli kaldırma sağlayamaz [20]. (İtme kuvvetinin meydana getirdiği taşıma kuvvetinin değeri küçülür)



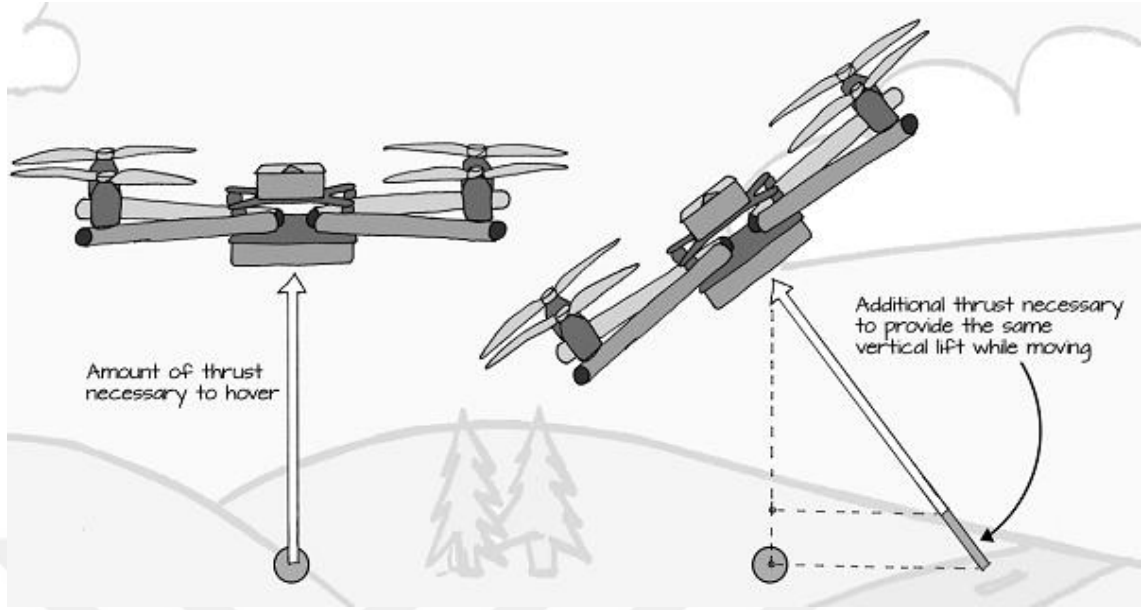
Şekil 3.8. Döner kanatlı hava taşıtlarında taşıma (L), itmenin (T) bileşenidir

Şekil 3.9.'dan da anlaşılabileceği gibi quadcopterin irtifa kaybetmesinin önlenmesi için roll ve pitch hareketleri esnasında rotorların açısal hızları artırılarak toplam itme miktarı artırılır ve böylece itme kuvvetinin yerçekimi kuvvetinin zıt yönündeki bileşeni olan taşıma kuvvetinin (vektörünün) değeri değişmemiş olur. Yani yanal hareket sırasında irtifa kaybının yaşanmaması için ek bir itme kuvvetine ihtiyaç duyulur. Taşıma kuvvetinin değerinin değişmemesi için gerekli olan itme kuvvetinin büyüklüğü Eşitlik 3.28.'de verildiği gibi cos fonksiyonuyla hesaplanır.

$$F_T = \frac{F_L}{\cos \alpha} \quad (2.28)$$

Eşitlik 3.28.'de kullanılan parametrelerin anlamları aşağıda gösterildiği gibidir:

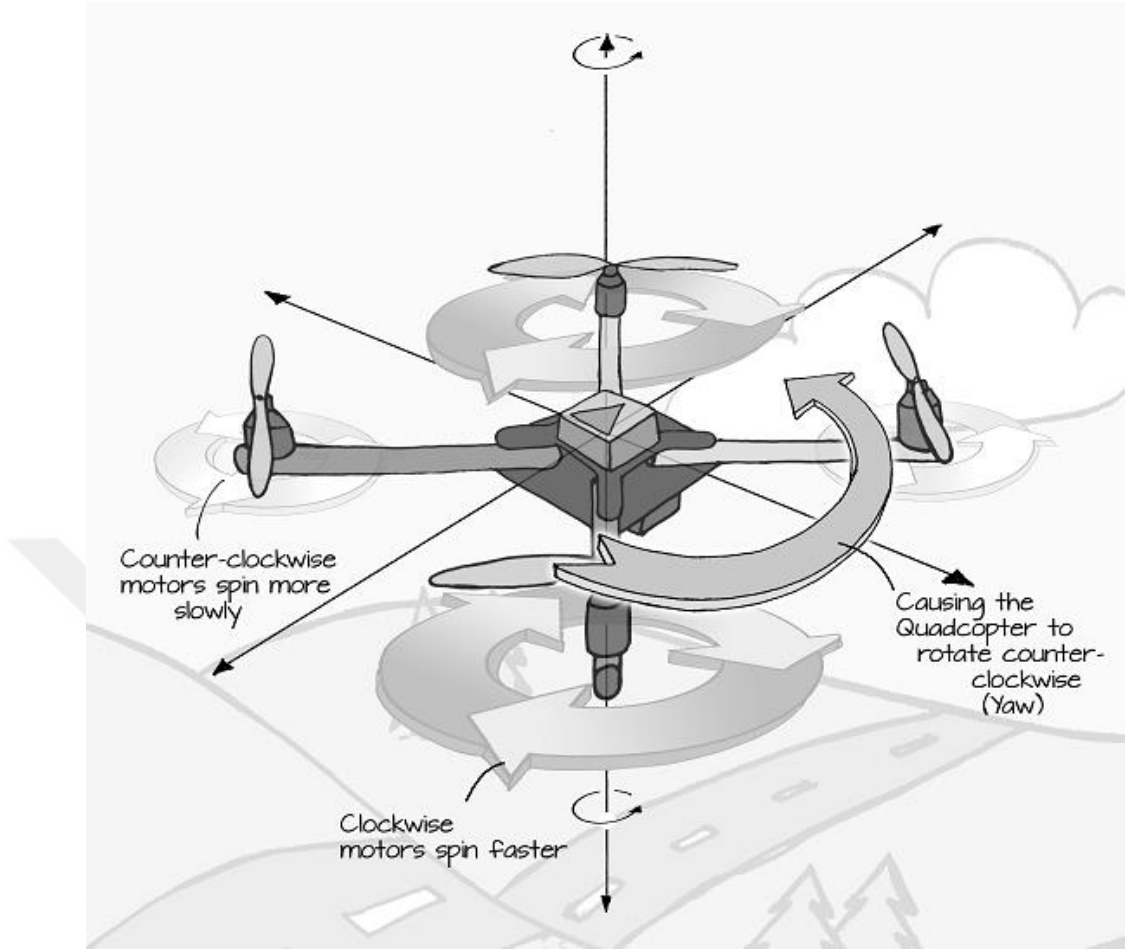
- F_L = Quadcopterin yanal harekete başlamadan önceki taşıma kuvveti
- α = İtme vektörü ile, taşıma vektörü arasındaki açı



Şekil 3.9. Yanal hareket sırasında ek bir itme kuvvetine ihtiyaç duyulur

Tüm rotorlar aynı açısal hızda, fakat özdeş rotor çiftleri birbirlerine göre zıt yönlerde dönerken net aerodinamik tork yani yaw eksenini etrafındaki açısal hızlanma sıfır olur. Net aerodinamik torkun bu yöntemle sıfır değerine ulaşması, quadcopterlerin geleneksel helikopterlerde olduğu gibi bir kuyruk rotoruna ihtiyaç duymadığı anlamına gelir.

Şekil 3.10'da da görülebileceği üzere, bir quadcopterlerin yaw eksenini etrafındaki dönüşü ise rotorların ve pervanelerin kendi dönme eksenleri etrafında oluşturdukları açısal momentumdan faydalanılarak kontrol edilir. Daha önce de belirtildiği üzere bir quadcopterdeki rotor çiftlerinden biri saat yönünde dönerken, diğer rotor çifti açısal momentumu dengelemek için saat yönünün tersi yönünde döner. Eğer kasıtlı olarak, saat yönünde dönen rotorların açısal hızları arttırılır ve saat yönünün tersi yönünde dönen rotorların açısal hızları azaltılır ve böylece açısal momentumun dengesi bozulursa; açısal momentumun korunumu yasasından dolayı quadcopter yaw eksenini etrafında saat yönünün tersi yönünde dönmeye başlar. Bu harekete aviyonikte yaw (sapma) hareketi denir.



Şekil 3.10. Bir quadcopterin yaw ekseninde rotasyonun sağlanması

4. BÖLÜM

DONANIM

İkinci bölümde yapılan dinamik modelden de anlaşılabileceği gibi bir quadcopterin havalanabilmesi ve havada kalabilmesi için kendi kütlesine etkiyen yerçekimi kuvvetini yenebilecek ölçüde bir taşıma kuvveti üretebilecek yeteneğe sahip olması gerekir. Bu taşıma kuvvetinin üretilmesi ise doğru güç ve ağırlıkta fırçasız DC elektrik motorları ve uygun ölçülerde pervane seçimiyle sağlanır. Fırçasız DC elektrik motorları bu taşıma (veya itme) kuvvetini üretebilmesi için bir güç kaynağına ihtiyaç duyarlar. Küçük ölçekli insansız hava taşıtlarında güç kaynağı olarak genellikle LiPO piller kullanılır ve bu LiPO pillerin kütlesi, quadcopterin toplam ağırlığını etkileyen bir değişkendir. Dolayısıyla üretilmesi gereken itme kuvveti bu sefer LiPO pil ve quadcopterin ağırlığına da bağlı hale gelir. Ayrıca LiPO pillerin sınırlı kapasitesi vardır ve bu kapasite ise uçuş süresini etkiler. Özetle herhangi bir hava taşıtının esansiyel fiziksel elemanlarını seçerken quadcopterin kendi ağırlığına bağlı olarak üzerine etkiyen yerçekimi kuvvetine karşı yeterli taşıma kuvvetini üretebilecek kapasitede olması, uçuşun mühendislik becerilerince olabildiğince verimli hale getirilmesi için kapsamlı bir analiz yapılması gerekmektedir. Bu bölümde tez çalışmasında tasarlanacak uçuş kontrolcüsünün kullanılacağı quadcopterin esansiyel fiziksel elemanları tanıtılacak, uçuş kontrolcüsünün quadcopteri kumanda etmesi için gereken parametreleri sağlayan sensörler ve bu sensörlerin genel çalışma prensipleri anlatılacak ve bölüm sonunda da quadcopterin tüm donanımsal elemanlarını kapsayan kütle ve elektriksel bir analiz yapılacaktır.

Bir quadcopterin tasarımı için gerekli temel mekanik parçalar, ana iskelet (frame olarak da adlandırılır), pervaneler (sabit hatveli ya da değişken hatveli, ki quadcopterlerde genellikle sabit hatveli pervanelerin kullanıldığı daha önceki bölümlerde anlatılmıştı) ve fırçasız DC elektrik motorlarıdır [7].

Bir quadcopterin tasarımı için gerekli olan temel elektronik bileşenler ise elektronik hız kontrol modülü (ESC), onboard bir bilgisayar ya da bir mikro denetleyici ve bu elektronik elemanları besleyecek bir güç kaynağıdır [7]. Ayrıca konvansiyonel quadcopterlerde, quadcopterin bir yer istasyonu ya da bir pilot tarafından kontrol edilmesine imkân tanımak amacıyla bir radyo vericisine (radio transmitter) ihtiyaç duyulur.

Ayrıca yukarıda anlatılan temel elemanlara ek olarak, bir quadcopterin tasarımında kullanılacak en önemli bileşenler sensörlerdir. Quadcopterler yapıları itibariyle dengesizdir. Bu, ikinci bölümde anlatılan quadcopter dinamikleriyle ilgili problemlerin çözüm yöntemlerinin bulunmasına ek olarak, stabil bir uçuş için yüksek doğruluğa sahip birden çok sensör ve ayrıca hızlı ve kararlı bir kontrol sistemi ihtiyacını doğurur. Beşinci bölümde de anlatılacağı üzere quadcopterin stabil olarak operasyonel faaliyetlerini yerine getirebilmesi için tasarlanacak olan uçuş kontrolcüsü, quadcopterin anlık davranışını (yeryüzüne göre durumu, attitude) belirleyebilmesi için yüksek doğrulukta sensör verilerine ihtiyaç duymaktadır ve bu amaçla kullanılacak bazı sensörler gürültüye (noise) çok duyarlıdır. Bu gürültünün azaltılması ve olabildiğince daha yüksek doğrulukta verilerin elde edilebilmesi için ise programlama düzeyinde sinyal işleme yöntemleri kullanılarak değişik filtreme metotları denenmiş ve uygulanmıştır. Bu konunun ayrıntıları da beşinci bölümde anlatılacaktır.

4.1. Frame

Bir quadcopterde taşıma kuvvetini sağlayan pervanelere sahip dört rotor genellikle iki kırıştan yapılmış çapraz bir iskelete (frame), quadcopterin ağırlık merkezi bu çapraz kırışların tam ortasında olacak şekilde sabitlenir. Bu konfigürasyon, giriş bölümde de değinildiği gibi, quadcoptere (küçük boyutlarda), mekanik basitliklerinden dolayı geleneksel helikopterlere sabit kanatlı hava araçlarına göre bir avantaj sağlar. Küçük ölçekli quadcopterlerde bu avantaj, x-z ve y-z düzlemlerini özdeş olacak şekilde (identical) yakınlaştırma (birbirine benzetme) olanağıdır. Kesitleri olabildiğince özdeş hale getirerek, kontrol sisteminin dinamik modellemesi ve programlanması daha kolay olacaktır [2]. (Büyük ölçeklerde, giriş bölümünde de anlatıldığı üzere, pervane boyutunun arttırılmasına paralel olarak fizik yasaları gereği momentum da artacaktır.

Bu da pervane hızındaki değişikliğin daha fazla süre alacağı anlamına gelir ki bu artan süre ise quadcopterin kontrolünü olumsuz yönde etkileyecektir [7].)

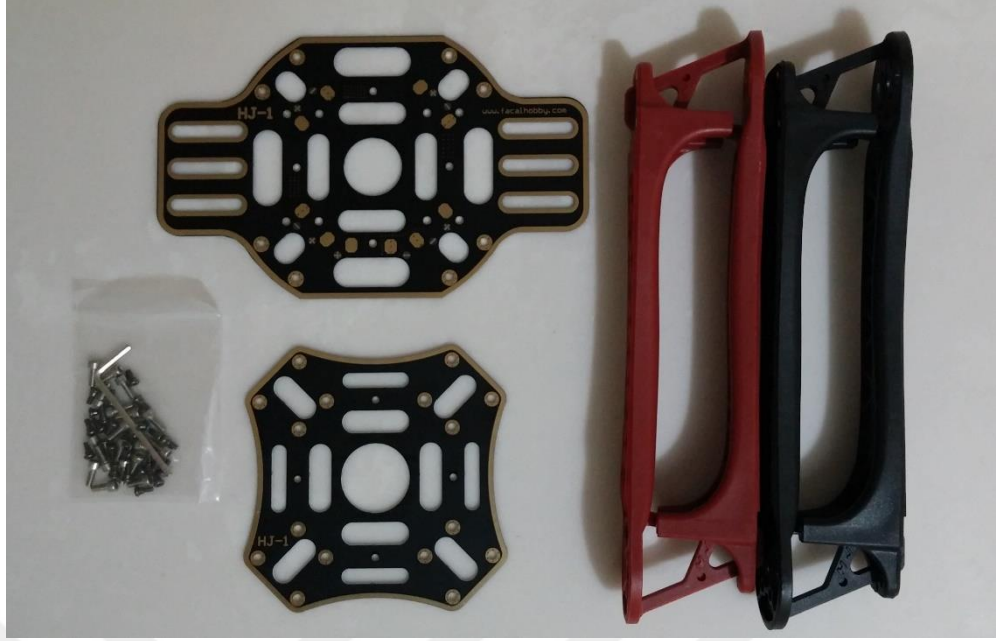
En iyi performans ve en basit kontrol algoritmaları için, motorlar ve pervaneler eşit mesafelerde quadcopter iskeleti üzerinde (frame) simetrik bir şekilde yerleştirilmelidir.

Bu tez çalışmasında kullanılacak quadcopter iskeleti DJI firmasının ürettiği Flame Wheel 450 (F450) modeli olarak seçilmiştir. Bu bölümün alt başlıklarında ve bölüm sonunda yapılacak analizler için F450 quadcopter iskeletinin teknik özellikleri Tablo 4.1.'de gösterilmiştir [26].

Tablo 4.1. Flame Wheel 450 (F450) quadcopter iskeleti özellikleri

Özellik Adı	Değer
İskelet Ağırlığı	282 g
Diyagonal Dingil Mesafesi	450 mm
Kalkış Ağırlığı	800 g ~ 1600 g
Önerilen Pervane Boyutları	10 × 3.8 inç; 8 × 4.5 inç
Önerilen Batarya (Pil)	3S~4S LiPo (S, hücre sayısını belirtir)
Önerilen Motor Boyutları	22 × 15 mm veya 22 × 12 mm
Önerilen ESC	15A OPTO

Bu tez çalışmasında kullanılacak olan Flame Wheel 450 quadcopter iskeleti Şekil 4.1.'de gösterilmiştir. Şekilde görülen siyah plakalar iskeleti desteklemenin haricinde, quadcopterin elektronik bileşenleri ve LiPo pil ve ESC'ler (dolayısıyla fırçasız DC elektrik motorları) arasında köprü görevini üstlenecek iletken plakalardır.



Şekil 4.1. Flame Wheel 450 (F450) quadcopter iskeleti

4.2. Fırçasız (Brushless) DC Elektrik Motorları

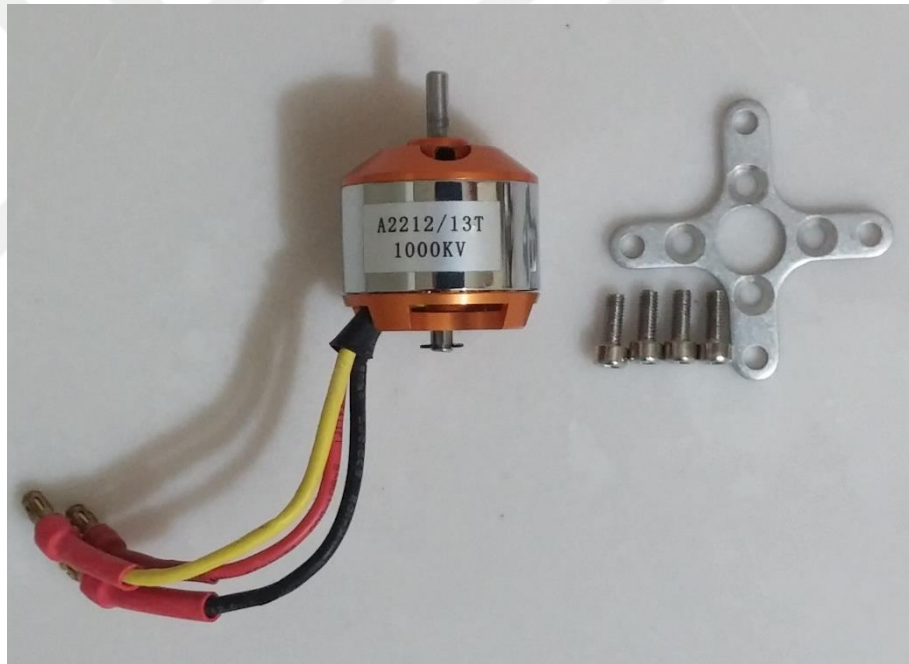
Elektrikli komütasyonlu motorlar (ECM'ler, EC motorlar) veya senkron DC motorlar olarak da bilinen fırçasız DC elektrik motoru (BLDC motorlar, BL motorları), DC elektrikle çalışan bir invertör (doğru akımı alternatif akıma çeviren güç çeviricisi) veya motorun her fazını bir kapalı döngü denetleyicisiyle yönlendirerek AC elektrik akımı üreten SMPS anahtarlamalı güç kaynakları ile çalışan senkron motorlardır [27].

Kapalı döngü denetleyicisi, motor sargılarına motorun hızını ve torkunu kontrol eden pulse (akım darbelerini) üretir. Sinyal işleme de pulse, bir sinyalin bir amplitüdünde (genlik) temel değerden daha yüksek veya daha düşük bir değere hızlı, geçici bir değişiklik ve bunu takiben temel değere hızlı bir dönüş ya da bir sinyalin bazı karakteristiklerinde (örneğin, faz veya frekans) bir temel değerden daha yüksek veya daha düşük bir değere hızlı bir değişim ve bunu takiben temel değere hızlı bir dönüş anlamına gelir [28]. Şekil 4.2.'de değişik fonksiyonlara bağlı darbe (pulse) şekilleri (sırasıyla karesel, cosinus, dirac, sinus, gauss) gösterilmiştir.



Şekil 4.2. Değişik pulse şekilleri

Buraya kadar olan bölümlerde genel olarak rotor terimi kullanılmıştır. Rotor elektrik motorunda, elektrik jeneratöründe veya alternatörde gibi elektromanyetik bir sistemin hareketli bir bileşenleri için kullanılan terimdir. Rotorların dönüşü, sargıların ve rotor eksenini etrafında bir tork üreten manyetik alanlar arasındaki etkileşimden kaynaklanmaktadır [29]. Her elektrik motoru biri sabit (stator) ve diğeri kendi çevresinde dönen (rotor ya da endüvi) iki ana parçadan oluşur [30]. ESC'ler rotorların hızlarını kontrol etmek için darbe genişlik modülasyonu (PWM, Pulse-Width Modulation) tekniğini kullanırlar [31]. Darbe genişlik modülasyonu (PWM) bir mesajı bir sinyal darbesine (pulse) dönüştürmek (encode) için kullanılan bir modülasyon tekniğidir. PWM ve pulse üretimi ESC'ler anlatılırken detaylı bir şekilde açıklanacaktır.



Şekil 4.3. A2212/13T fırçasız (brushless) DC elektrik motoru

Tablo 4.1.'de verilen Flame Wheel 450 (F450) quadcopter çerçevesinin teknik özellikleri göze alınarak bu tez çalışmasında kullanılacak fırçasız DC elektrik motoru A2212/13T modeli olarak belirlenmiştir. A2212/13T fırçasız DC elektrik motoru Şekil 4.3.'te gösterilmiştir. Bölüm sonunda yapılacak analizler için A2212/13T fırçasız elektrik DC motorunun teknik özellikleri Tablo 4.2.'de gösterilmiştir [32].

Tablo 4.2. A2212/13T fırçasız DC elektrik motoru teknik özellikleri

Özellik Adı	Değer
Desteklenen Hücre Sayısı ve Pil Türü	2-3 S LiPo ya da 6-10 S NiCd/NiMH
KV	1000 RPM/V
Maksimum Verim	%80
Maks. Verimlilikte Çektiği Akım	4-10 A (>%75)
Çalışma Akımı (Rotorlar dönmüyorken)	0.5 A @ 10 V
Direnç	0.090 Ω
Maksimum Akım	13 A (60 saniye boyunca)
Maksimum Güç	150 W
Ağırlık	52.7 g
Boyut	28 × 28 mm
Mil (Şaft) Çapı	3.2 mm
Kutup Sayısı	14
Model Ağırlığı	300-800 g

Tablo 4.2.'de verilen model ağırlığı tek bir A2212/13T fırçasız DC elektrik motorunun üretebileceği (pervane boyutlarına göre değişir) itki kuvvetini göstermektedir. Quadcopterlerde dört adet fırçasız DC elektrik rotoru kullanıldığından toplam üretilecek itki kuvveti bu değerın dört katı olacaktır. Tek bir A2212/13T fırçasız DC elektrik motoru için değişik hücre sayısına sahip piller ile değişken akım altında farklı pervane boyutları ile yapılan test verileri Tablo 4.3.'te verilmiştir. Tablo 4.3.'te de görülebileceği gibi 10×5 inç boyutlarında bir pervane ile 10.9 V ve 13 A'lık akım altında 802 g'lık bir itki kuvveti elde edilmiştir [33].

Tablo 4.3. A2212/13T Test Verileri

Pervane	Volt	Amper	Watt	RPM	Hız (mph)	İtme (g)
GWS HD 8x4	7	3.35	23	6630	25.1	226
	7.9	4.1	32	7410	28.1	287
	8.9	4.85	43	8220	31.1	347
	9.9	5.65	55	8940	33.9	420
	10.9	6.5	70	9660	36.6	495
GWS HD 9x5	6.9	5.5	37	6000	28.4	348
	7.9	6.7	52	6660	31.5	436
	8.9	7.85	69	7290	34.5	526
	9.9	9.25	91	7920	37.5	627
APC E 10x5	6.9	7	48	5610	26.6	406
	7.9	8.45	66	6120	29.0	505
	8.9	9.9	88	6690	31.7	604
	9.9	11.45	113	7170	34.0	702
	10.9	13	141	7650	36.2	802
GWS HD 10x6	6.9	7.2	49	5610	31.9	424
	7.9	8.7	68	6180	35.1	526
	8.9	10.1	89	6690	38.0	617
	9.9	11.7	115	7200	40.9	722
	10.9	13.25	144	7680	43.6	817
	10.8	18.2	196	6390	48.4	733

Tablo 3.2.'de verilen değerlerden KV, fırçasız DC elektrik motorunun volt başına devir sayısını göstermektedir. Daha sonraki bölümlerde de anlatılacağı üzere bu tez çalışmasında kullanılacak quadcopter konfigürasyonu için gerekli spesifikasyonun sağlamak amacıyla 3 hücreli bir LiPo pil kullanılacaktır. 3 hücreli LiPo piller 11.1. V değerine sahiptir. Yani teorik olarak A2212/13T fırçasız DC elektrik motoruna, 3 hücreli (3S) bir LiPo pil ile güç verirse 11100 RPM'lik bir hızda dönüş yapabilir. **(11.1 × 1000 = 11100)**. RPM (Revolutions Per Minute), dönme sıklığının, spesifik olarak sabit bir eksen etrafında bir dakikadaki dönme sayısının ölçüsüdür. Mekanik bileşenin dönme hızının ifade etmek için kullanılır [34].

Tablo 3.2.'de dikkat edilmesi gereken bir diğer özellik ise maksimum akım değeridir. Bir fırçasız elektrik DC motorunun belirli bir süre boyunca çekebileceği maksimum akım değeridir. Fırçasız DC elektrik motoru, çekebileceği maksimum akım değerinde fakat limit sürenin üzerinde bir akıma maruz kalır ya da bu değerden daha yüksek bir akım üzerinde çalışmaya zorlanırsa işlevini yitirecektir.

Bir fırçasız DC elektrik motorunun kutup sayısı bu motorlarla kullanılacak olan ESC'lerin başlangıç PWM frekansını belirler. Bu değer Eşitlik 3.1. ile bulunabilir.

$$f_{PWM} = KV \times Volt \times Kutup Sayısı / 20 \quad (4.1)$$

Motorlar için kullanılacak ESC'lerin çalışma frekansı f_{PWM} değerine eşit ya da daha büyük olmalıdır.

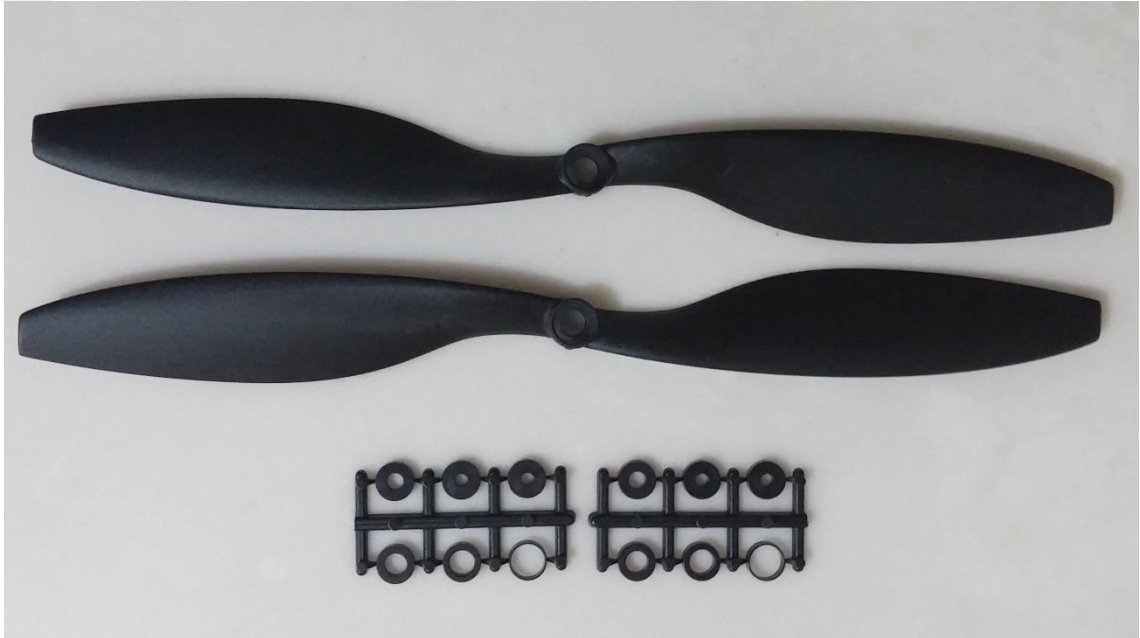
4.3. Pervaneler

Tablo 4.3.'ten de görülebileceği gibi A2212/13T fırçasız DC elektrik motoru üzerinde yapılan testlerde, motorun ihtiyaç duyduğu akım, DC motoru besleyen voltaj değerleri sabit kalmak şartıyla pervane boyutları büyüdükçe artmaktadır. Fırçasız DC elektrik motorları çok yüksek hızlarda çalışırlar ve yüksek hızlarda zorlandıkları oranda çektikleri akım miktarı artar. Yani pervane boyutları arttıkça motor daha fazla zorlanacağı için motorun çekeceği akım miktarı Tablo 4.3.'te verilen maksimum akım değerine daha çok yaklaşacaktır.

Ayrıca giriş bölümünde de bahsedildiği gibi pervane boyutunun arttırılmasına paralel olarak fizik yasaları gereği momentum da artacaktır. Bu da pervane hızındaki değişikliğin daha fazla süre alacağı anlamına gelir ki bu artan süre ise quadcopterin kontrolünü olumsuz yönde etkiler [7]. Fakat kontrolün olumsuz yönde etkilenmesine rağmen, pervane boyutlarının arttırılmasıyla, büyük boyutlu pervaneler, küçük boyutlu pervanelerin yüksek hızlarda daha küçük bir hava kütlelerinin yerini değiştirmesine nazaran daha küçük hızlarda daha büyük kütlede havanın yerini değiştirmesini

sağladıklarından daha az enerjiye ihtiyaç duyar ve bu da verimliliği artırır. Bu nedenle, verimliliği artırırken kontrolün azalacağı yorumu yapılabilir.

Yukarıda verilen bilgiler göz önüne alındığında, tez çalışmasında oluşturulacak olan quadcopter için GEMFAN firmasının ürettiği 1045C (10×4.5 inç) pervanelerinin kullanılmasına karar verilmiştir. Tablo 4.3.'te ki veriler göz önüne alındığında GEMSAN 1045C pervaneleriyle çalışacak olan dört adet A2212/13T fırçasız DC elektrik motorunun, 3S LiPo pilin beslemesi altında (11.1 V), quadcoptere toplamda en az 1600 g'lık bir itki (thrust) üretmesi düşünülmektedir. GEMFAN 1045C multikopter pervane seti Şekil 4.4.'te gösterilmiştir.



Şekil 4.4. GEMFAN 1045C multikopter pervane seti

Quadcopterlerin sabit hatveli pervane çiftlerinden birinin saat yönünde (CW), diğerinin ise saat yönünün tersinde (CCW) dönmesi gerektiği önceki bölümlerde belirtilmişti.

Şekil 4.4.'te görülen pervane çiftlerinden CW yönünde dönen fırçasız DC elektrik motoruna, diğerinin ise CCW yönünde dönen fırçasız DC elektrik motoruna monte edilmesi gerekmektedir. Bu seçim, Şekil 3.2.'te verilen kanat profili dikkate alınarak yapılabilir. Bir kanat profilinin kambur olan kısmına hücum kenarı denir. Pervanenin fırçasız DC elektrik motoruna montesi, pervanenin hücum kenarının (kambur tarafı) akışkanın (hava) bağlı yönüne doğru hareket etmesine imkân verecek bir şekilde

yapılmalıdır. Yani pervanelerin hücum kenarı (kambur tarafı) CW yönünde dönen fırçasız DC elektrik motoru için CW yönünde, CCW yönünde dönen fırçasız DC elektrik motoru için CCW yönünde dönmesi gerekmektedir. Aksi bir yerleşimde, üretilen itme kuvvetinin (vektörünün) yönü yer çekimi kuvvetiyle aynı yönde olacaktır. Çünkü Bölüm 3.1.3.'te de değinildiği üzere taşıma kuvveti, bir kanat profili üzerinde hareket eden havanın kanat profilinin üst ve alt tarafında meydana getirdiği basınç farkı nedeniyle ortaya çıkar. Yanlış yapılacak bir yerleşimde kanat profilinin alt tarafında alçak basınç üst tarafında ise yüksek basınç oluşacağından, oluşacak olan taşıma kuvveti, quadcopteri yere doğru itecektir.

GEMFAN 1045C multikopter pervanesine ait teknik özellikler Tablo 4.4.'te verilmiştir.

Tablo 4.4. GEMFAN 1045C multikopter pervanesinin teknik özellikleri

Özellik	Değer
Malzeme	Karbon, Naylon (Kompozit malzeme)
Boyut	10 × 4.5 inç
Ağırlık	8.8 g
Mil Çapı	6.0 mm
Önerilen Dingil Mesafesi	550-700 mm

Tablo 4.2.'te de görülebileceği gibi A2212/13T fırçasız DC elektrik motorunun mil (şaft) çapı 3.2 mm; Tablo 4.4.'te de görülebileceği GEMFAN 1045C multikopter pervanesinin mil çapı ise 6.0 mm'dir. Şekil 4.4.'te görülen küçük aparatlar şaft çapının 6.0 mm'den 3.2 mm'ye düşürmek için kullanılmaktadır. Bu küçük aparatlardan bir tanesi pervane merkezine yerleştirilerek şaft çapı 3.2 mm'ye yaklaştırılır.

4.4. ESC (Electronic Speed Controller)

ESC (Electronic Speed Controller), bir elektrik motorunun hızını, bazen yönünü değiştirmek ve kimi zaman da muhtemel bir fren görevi yapmak amacıyla oluşturulmuş elektronik bir devredir. ESC'ler genellikle fırçasız DC elektrik motorları için elektronik olarak üretilmiş düşük voltajlı üç fazlı elektrik gücü kaynağı sağlarlar [31] (PWM

yöntemiyle). Üç fazlı elektrik gücü (Three-phase electric power) alternatif akım (AC) elektrik enerjisi üretimi, iletimi ve dağıtımı için kullanılan ortak bir yöntemdir [35].

Aslında ESC'ler elektrikli motorlar için PWM denetleyicileridir denilebilir. Fırçasız ESC sistemleri, bir DC güç kaynağından gelen sınırlı voltaj girişini üç fazlı bir AC güç çıkışına çevirerek, fırçasız motorlara bir dizi AC sinyali gönderir ve fırçasız motorları istenilen RPM değerinde sürerler [31].

Modern ESC'lerin çoğu, bir pil eliminatör devresini (BEC) içermektedir. Pil eliminatör devresi (BEC, Battery Eliminator Circuit), birden fazla pil gerekmeden diğer elektronik devrelere elektrik gücü iletmek üzere tasarlanmış elektronik bir devredir [36]. Uçuş kontrolcüsü tarafından motorların hızını ayarlamak için gönderilecek komutlar ESC'lere BEC devresi üzerinden iletilir.

4.4.1. Darbe Genişlik Modülasyonu (PWM)

Darbe genişliği modülasyonu (PWM) bir mesajı bir sinyal darbesine (pulse) dönüştürmek (encode) için kullanılan bir modülasyon tekniğidir. Ana kullanım amacı, elektrikli cihazlara, özellikle de motorlar gibi atalet yüklerine verilen gücün kontrol edilmesine izin vermektir [37].

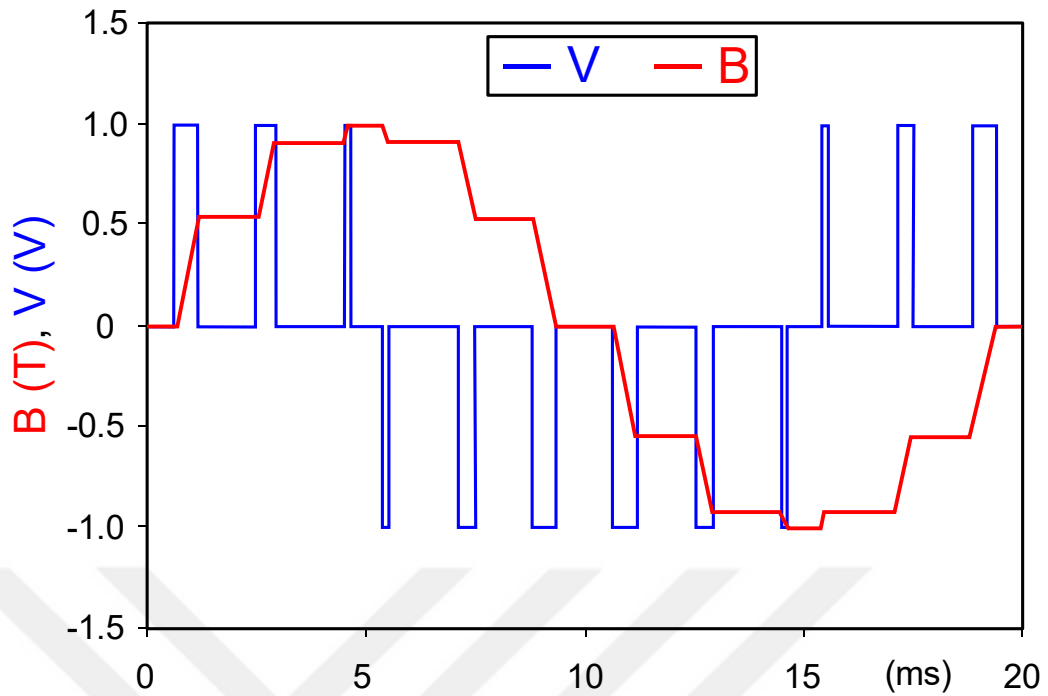
Elektrikli DC motorlarda (fırçalı motorlar) motor hız kontrolü, voltaj kontrolü ile gerçekleşir [38]. Ancak motora giden voltajı lineer regülasyon ile tamamen orantılı bir biçimde düşürmenin büyük zorlukları ve dezavantajları vardır. Lineer regülatörler elektrik akımının fazla voltajını bir geçiş transistörü üzerinde ısı enerjisine çevirir. Bu nedenle de verimlilikleri sadece %30-40 civarındadır. Dahası ortaya büyük miktarda ısı çıkar [39].

Multikopter sistemlerinde kullanılan fırçasız DC motorlar olarak bilinen motorlar 3 fazlı motorlardır. Bu motorlarda ESC'ler, pilden aldığı DC gerilimi 3 fazlı AC (Alternatif akım) gerilime çevirerek ve uçuş kontrolcüsünden gönderilen kontrol sinyaline göre devri değiştirerek motoru sürerler. Fırçasız DC elektrik motorlarda kullanılan bu ESC'ler motor devrini PWM (pulse width modulation) yöntemiyle değiştirirler. Bu yöntem sayesinde fırçalı motorlarda kullanılan voltaj-hız ilişkisi ile devir değiştiren ESC'lerin (fırçalı motorlarda kullanılan ESC'ler) meydana getirdiği ısı problemi ve verimlilik sorunu kısmen ortadan kalkar. PWM metodu darbe genişlik modülasyonu

olarak bilinir. Uçuş kontrolcüsünden alınan dijital sinyalin pulse genişliği değiştirilerek, motora giden gerilim değeri dolaylı yünden frekans kontrolü ile yapılır. Pulse genişliğini değiştirme işlemi ESC'nin çıkış akımını sürekli açıp kapatmasıyla gerçekleşir. Yani motora giden voltaj çıkış akımının ne kadar süre gönderilip ne kadar süre kesildiğiyle alakalıdır [38]. Akımın, birim sürenin kaçta kaçında açık, kaçta kaçında kapalı olduğuna bağlı olarak motora ulaşan ortalama voltaj belli bir değere inecektir. Bu durumun daha iyi anlaşılabilmesi için bir örnek vermek gerekirse; motorları besleyen bataryanın 10 voltluk gerilime sahip olduğunu varsayalım. Uçuş kontrolcüsü tarafından ESC'lere motorların %20 hızla döndürülme komutu verilmiş olsun. Bu durumda ESC, akımı, saniyenin 2/10'unda açacak, 8/10'unda kapatacaktır. Bunun sonucunda motor üzerine düşen gerilimin ortalaması da 2 V olacaktır. Aslında devre açıkken motor üzerine 10 V'luk bir gerilim düşmektedir; ancak devre çok hızlı bir şekilde açılıp kapandığından motor ne 10 V'luk gerilim altındaki hızına çıkmaya, ne de durmaya vakit bulabilir ve bunun sonucu olarak motor ortalama değer olan 2 V'luk gerilim altındaki hızında döner [39].

Voltajın (ve akımın) ortalama değeri, pil ve motor arasındaki anahtar devresi (ESC) hızlı bir oranda açıp kapatarak kontrol edilir. Açma / kapama sürelerine kıyasla açma ne kadar uzunsa, yüke verilen toplam güç o kadar yüksek olur [37].

Duty Cycle terimi devrenin açık olan zamanının tüm periyoda oranı olarak tanımlanır ve yüzde şeklinde ifade edilir [37]. Örneğin duty cycle, %100'lük bir değer aldığında karesel dalganın genliği tüm periyot boyunca maksimum değerini alır.



Şekil 4.5. İdeal bir indüktördeki PWM örneği

Şekil 4.5.'te görülebileceği gibi, bir dizi karesel pulse (darbe) ile modüle edilen voltaj kaynağı (mavi) ile çalıştırılan indüktörde (kırmızı) sinüs benzeri bir akım ile oluşturur. Akımın, gerilimin bir integrali olduğu göz önünde bulundurulursa, anahtarlama frekansı arttıkça, karesel voltaj darbeleri (pulse), indüktörde daha düzgün (ayrık olmayan, eğrisel) bir akım dalga formu meydana getireceği yorumu yapılabilir [37].

PWM anahtarlama frekansı, gücü kullanacak olan cihaz (fırçasız DC elektrik motoru) tarafından algılanan sonuç dalga biçiminin olabildiğince pürüzsüz olması için belirli bir eşik değerinin üzerinde olmalıdır. Anahtarlama frekansı gücü kullanacak olan cihaza ve uygulamaya bağlı olarak değişebilir. Anahtarlama, bir elektrikli ocakta dakikada birkaç kez yapılabilecekken, bir aydınlatma sistemi için 120 Hz, bir motor sürücüsü için birkaç kHz'den onlarca kHz'e, amplifikatörlerde ve bilgisayar güç kaynaklarında ise onlarca hatta yüzlerce kHz'lik frekanslarda yapılmalıdır [37]. Fırçasız DC elektrik motorlarının kare dalga sinyal formunu pürüzsüz (kesintisiz) algılayabilmesi için gerekli olan minimum frekans değeri Bölüm 4.2.'de verilen Eşitlik 4.1. kullanılarak hesaplanabilir.

Darbe genişlik modülasyonu, bir karesel dalganın, sinyal darbesinin genişliğini modüle ederek dalga formunun ortalama değerini değerinin değişmesini sağlar [37].

- $f(t)$ = Karesel dalganın fonksiyonu
 $\bar{y}$ = Karesel dalganın ortalama değeri
 D = Duty Cycle
 y_{min} = Karesel dalganın minimum değeri
 y_{max} = Karesel dalganın maksimum değeri (Darbenin pik noktası)
 T = Periyot

olmak üzere, bir karesel dalganın ortalama değeri Eşitlik 4.2. ile hesaplanabilir [37]:

$$\bar{y} = \frac{1}{T} \int_0^T f(t) dt \quad (4.2)$$

$f(t)$, karesel dalganın fonksiyonu olmak üzere, $0 < t < D \cdot T$ için y_{max} anahtarlama anında devre açıkken gücü kullanacak olan cihaz üzerine düşen gerilim, $D \cdot T < t < T$ için y_{min} anahtarlama sırasında devre kapalıyken gücü kullanacak olan cihaz üzerine düşen gerilim olarak alınır. Eşitlik 4.2., Eşitlik 4.3. haline dönüşür [37].

$$\begin{aligned}
 \bar{y} &= \left(\int_0^{DT} y_{max} dt + \int_{DT}^T y_{min} dt \right) \\
 &= \frac{1}{T} (D \cdot T \cdot y_{max} + T(1 - D)y_{min}) \\
 &= D \cdot y_{max} + (1 - D)y_{min}
 \end{aligned} \quad (4.3)$$

Eşitlik 4.3.'te yer alan son ifade çoğu durumda ($y_{min} = 0$ olmak üzere), $\bar{y} = D \cdot y_{max}$ şeklinde haline getirilebilir. Bu ifadeden, sinyalin ortalama değerinin ($\bar{y}$) duty cycle'a (D) bağımlı olduğu görülebilir [37].

Giriş bölümünde de anlatıldığı üzere bir quadcopter, havada belirli bir noktada sabit durması (hover) ya da hareketine stabil olarak devam edebilmesi için gelişmiş bir kontrol sistemine ihtiyaç duyar [1]. Çünkü, quadcopterler gövdeleri üzerine etkiyen ve çok kısa bir zaman dilimi içerisinde sürekli değişen bir bileşke kuvvete (yer çekimi kuvveti, rüzgâr, Coriolis etkisi vb. faktörlerden kaynaklanan diğer dış kuvvetler vb.) maruz kalmaktadır. Quadcopterler, çok kısa bir zaman dilimi içerisinde sürekli değişen bu bileşke kuvvete karşı dengede durabilmeleri veya stabil olarak hareket edebilmeleri için yeterli ve gerekli tepki kuvvetini yine aynı kısa zaman dilimi içerisinde üretmek zorundadırlar. Bu ise ancak ve ancak bir kontrol sisteminin varlığı ile mümkün olabilir. Bundan dolayı quadcopterler, bir kontrol döngüsü geri besleme mekanizması yardımıyla, fırçasız DC elektrikli motorları (brushless DC electric motor) tarafından döndürülen rotorlarının açısal hızlarının, birbirinden bağımsız olarak sürekli değiştirilmesiyle elde edilen itki kuvveti ile üzerine etkiyen bileşke kuvvete yeterli ve gerekli tepkiyi üretirler ve bu şekilde kontrol edilirler [2].

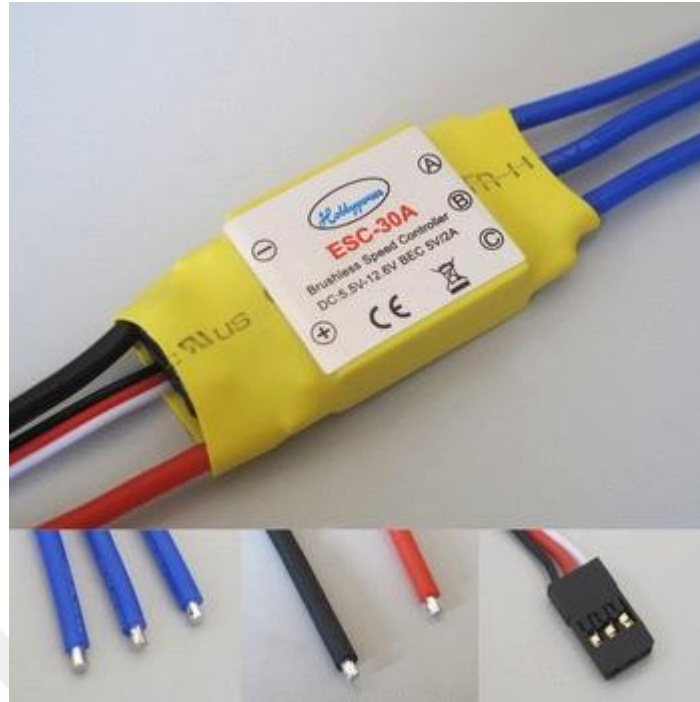
Beşinci bölümde programlanacak uçuş kontrolcüsü PID kontrol geri besleme mekanizmasıyla beraber, darbe genişlik modülasyonu (PWM) tekniğini kullanarak fırçasız DC elektrik motorlarının açısal hızlarını çok hızlı bir şekilde (yaklaşık olarak 10 ms.'de bir, yani saniyede ~100 defa) değiştirecek ve quadcopterin stabil bir şekilde havada durmasını (hover) ya da havada hareket etmesini sağlayacaktır. Bu yüzden, giriş bölümünde de belirtildiği gibi, beşinci bölümde anlatılacak olan uygulamalar esnasında okuyucuya gerekli temeli sağlaması ve okuyucu tarafından daha kolay anlaşılması amacıyla, PWM hakkında buraya kadar verilen bilgiler, PWM prensiplerinden (teoriden) sapmadan olabildiğince sade bir şekilde anlatılmaya çalışılmıştır. Fakat bu konunun anlaşılabilirliğini daha da arttırmak, PWM prensiplerinin uygulamadaki etkilerini daha da sade bir dille anlatabilmek amacıyla uygulama sırasında yapılacak çalışmalarla ilgili aşağıdaki örnek verilebilir.

Eşitlik 4.3.'te de görülebildiği üzere, sinyalin ortalama değerinin ($\bar{y}$) duty cycle'a (D) bağımlı olduğu daha önce anlatılmıştı. Uçuş kontrolcüsünden kontrolcüsünün bir fırçasız DC elektrik motorunu, sahip olabileceği en yüksek açısal hızın %20 oranında bir devirle sürmesini istediğinde, uçuş kontrolcüsü BEC devresi üzerinden ESC'ye PWM tekniğini kullanarak karesel bir komut sinyali gönderecektir. Bu komut sinyalinde duty cycle %20 olarak belirlenir. Bu komutu alan ESC yine PWM tekniğini kullanarak fırçasız DC elektrik motoru ve pil arasında çok yüksek frekansta anahtarlama yaparak

karesel dalganın ortalama değerini %20 olacak şekilde modüle eder ve fırçasız DC elektrik motoru %20'lik bir güç ile sürülür. Konunun daha iyi anlaşılabilmesi amacıyla, diyelim ki fırçasız DC elektrik motoru 3S'lik bir LiPo batarya ile beslensin. 3S'lik LiPo batarya $3 \times 3.7 = 11.1 \text{ V}$ 'luk bir gerilime sahiptir (bu konu bir sonraki bölümde açıklanacaktır). Uçuş kontrolcüsü ESC'lere 490 Hz frekansında karesel kontrol sinyalleri göndersin. Bu durumda karesel dalganın periyodu ~ 0.002 saniye olur ($T = 1/f$). Duty cycle %20 olarak belirlendiğinde fırçasız DC elektrik motoru üzerindeki gerilim 0.0004 saniye ($0.002 \cdot \%20$) yani 0.4 ms boyunca 11.1 V, 0.0016 saniye ($1 - 0.0004$) yani 16 ms boyunca 0 V değerinde olacaktır. Eşitlik 4.3. göz önüne alındığında, periyot boyunca fırçasız DC elektrik rotoru üzerine ortalama gerilim ise 2.22 V ($D \cdot y_{max} = \%20 \cdot 11.1$) değerinde olacaktır.

Fırçasız DC elektrik rotorunun açısal hızı ise motoru besleyen bataryanın gerilimi ve motorun KV değeriyle ilgilidir. Eğer ki rotoru zorlayıcı dış etkenler (pervanelerin hava ve motor ile etkileşimi sonucu oluşturduğu sürtünme kuvveti, motorun stator ve rotoru arasında oluşacak sürtünme kuvveti, ısı vs.) ihmal edilirse, 1000 KV değerine sahip bir fırçasız DC elektrik motoru 3 hücreli bir LiPo pil (11.1 V) ile beslendiğinde, motor üzerine düşen ortalama gerilim %20'lik duty cycle değeriyle 2.22 V olacağından, motor 2220 RPM'lik ($2.22 \cdot 1000$) bir devirde dönecektir (Bölüm 4.2.'de KV ifadesinin, volt başına devir sayısını temsil ettiği belirtilmişt.).

Tablo 4.2.'de verilen A2212/13T fırçasız DC elektrik motorunun teknik özellikleri göze alınarak, bu tez çalışmasında kullanılacak ESC, HobbyKing firmasının ürettiği HK30A UBEC modeli olarak belirlenmiştir. HK30A UBEC ESC Şekil 4.6.'de gösterilmiştir. Bu alt bölümde ve ana bölüm sonunda yapılacak analizler için HK30A UBEC ESC'nin teknik özellikleri Tablo 4.5.'de gösterilmiştir [40].



Şekil 4.6. HK30A UBEC ESC

Tablo 4.5. HK30A UBEC ESC'nin teknik özellikleri

Özellik Adı	Değer
Sürekli Akım	30 A
Maksimum Anlık Akım	40 A (10 s)
BEC Çıkışı (V/A)	5.5 V / 1-3 A
BEC Modu	SBEC/UBEC
Desteklediği Hücre Sayısı (LiPo)	2-4 S
Desteklediği Hücre Sayısı (NC)	5-12 S
Boyut	54 × 26 × 11 mm
Ağırlık	32 g
Çalışma Frekansı	8 kHz / 16 kHz

Tablo 4.2.'den de görülebileceği gibi A2212/13T fırçasız DC elektrik motorunun çekebileceği maksimum akım miktarı 13 A'dır. Fırçasız DC elektrik motorunun açısal hızı ESC ile kontrol edildiğinden, motorun ihtiyaç duyduğu tüm akım ilk önce ESC üzerinden geçecektir. Bu sebeple, ESC seçimi yapılırken, ESC'lerin süreceği motorun

çekebileceği maksimum akım miktarı dikkate alınmalıdır. Diğer bir deyişle motoru sürececek ESC seçimi yapılırken, ESC'nin sürekli akım kapasitesi, süreceği motorun çektiği akım değerinden küçük olur ise ESC devresi yüksek akımdan dolayı ısınacak ve bir süre sonra kullanılamaz hale gelecektir (ya da aniden yanacaktır [41]). Tablo 4.5.'te de görüldüğü üzere HK30A UBEC ESC'nin sürekli akım değeri 30 A'dır. Genelde ESC seçimi yapılırken, ESC'nin sürekli akım kapasitesi, fırçasız DC elektrik motorunun maksimum güçte (maksimum devirde) çekebileceği maksimum akım değerinin %20 fazlası olacak şekilde yapılır. Tablo 4.2.'den de görülebileceği gibi A2212/13T fırçasız DC elektrik motorunun çekebileceği maksimum akım miktarı 13 A olduğundan, bu motorları sürececek ESC'lerin en az 20 A'lık sürekli akım değerine sahip olması gerekir.

Tablo 4.5.'te görülen bir diğer önemli özellik ise ESC'nin çalışma frekansıdır. Tablo 4.5.'te de görülebileceği üzere HK30A UBEC ESC, 8 kHz ve 16 kHz olmak üzere iki çalışma frekansına sahiptir. Bölüm 4.1.'de de anlatıldığı üzere bir fırçasız DC elektrik motorunun kutup sayısı bu motorlarla kullanılacak olan ESC'lerin başlangıç PWM frekansını belirler. A2212/13T fırçasız DC elektrik motorunun kutup sayısı 14 olup KV değeri ise 1000'dir. Bu tez çalışmasında tasarlanacak olan quadcopteri beslemek amacıyla 3 hücreli (11.1 V) bir LiPo pil kullanılacaktır. Eşitlik 4.1. göz önüne alındığında A2212/13T fırçasız DC elektrik motoru sürmek için kullanılacak ESC'nin çalışma frekansı en az 7.77 kHz olması gerekir.

$$\begin{aligned}
 f_{PWM} &= KV \times Volt \times Kutup Sayısı / 20 \\
 &= 1000 \times 11.1 \times 14 / 20 \\
 &= 7770 \text{ Hz}
 \end{aligned}$$

Yukarıdaki hesaplardan görülebileceği üzere HK30A UBEC ESC, A2212/13T fırçasız DC elektrik motorunu sürebilecek minimum çalışma frekansına sahiptir. Burada dikkat edilmesi gereken nokta, A2212/13T fırçasız DC elektrik motorunun hem 8 kHz hem de 16 kHz frekans altında çalışabileceğidir. HK30A UBEC ESC'nin kutup sayısı ikiden fazla olan fırçasız DC elektrik motorlarının 16 kHz frekansta çalıştırılması üretici firma tarafından tavsiye edilmektedir. Bununla birlikte 16 kHz frekansta çok daha fazla

elektromanyetik girişim oluşturacağından (RF noise) dolayı HK30A UBEC ESC'sinin varsayılan çalışma frekansı üretici firma tarafından 8 kHz olarak belirlenmiştir [40].

Elektromanyetik girişim (EMI – Electromagnetic interference ya da RFI – radio-frequency interference olarak da adlandırılır), elektromanyetik dalgalar arasında olan girişim olayıdır. Bu girişim bir elektromanyetik dalganın istenilen yere ulaşmamasına sebep olabileceği gibi bir kaynaktan yayılan elektromanyetik dalgaların başka bir cihazda istenmeyen akımlar indüklemesine sebep olur [42]. Quadcopterlerde, uçuş kontrolcüsü, sensör gibi önemli elektronik bileşenlerde istenmeyen akımların indüklenmesinin önünde geçilmesi için ESC'ler bu elektronik elemanlara olabildiğince uzak bir şekilde yerleştirilmedir. Elektromanyetik girişim, özellikle IMU gibi quadcopterin yeryüzüne göre durumunu (attitude) belirleyen önemli sensörlerden yanlış verilerin elde edilmesine sebep olabilir.

4.5. Batarya

Lityum iyon polimer (LiPo) pil sıvı elektrolitler yerine polimer elektrolit kullanan ve lityum iyon teknolojisini kullanan şarj edilebilir özelliğe sahip pillerdir. Bu tür piller, diğer lityum pil türlerine göre daha yüksek kapasitede enerji sağlar ve tablet bilgisayarlar, akıllı telefonlar veya radyo kontrollü hava taşıtı gibi pil ağırlığının kritik bir özellik gösterdiği olan uygulamalarda kullanılır [43].

Lityum iyon polimer piller, bir veya daha fazla elektrokimyasal hücreden oluşan bir bataryadır. Her bir LiPo hücresinin nominal voltajı 3.7 V olup ve bu hücreler tam şarjda maksimum 4.2 V'ye kadar erişebilirler [43]. Seri bağlı hücreler S harfi ile gösterilirken paralel bağlı hücreler ise P harfi ile gösterilirler. Seri bağlı hücreler lityum iyon polimer pilin toplam nominal voltajını artırır. Örneğin, tek hücreli (1S) bir LiPo pil 3.7 V nominal voltaja sahipken, iki hücreli (2S) bir LiPo pil 7.4 V, üç hücreli bir LiPo pil ise 11.1 V nominal voltaja sahiptir. Paralel bağlı hücreler ise, pilin deşarj kapasitesini (birim zamanda verebileceği maksimum akım miktarını) artırır. Örneğin, 3S2P (6 hücreli) bir LiPo pil, 3S bir LiPo pil ile aynı nominal voltaja sahipken (11.1 V) deşarj kapasitesi 3S LiPo'dan iki kat daha fazladır.

Lityum iyon polimer piller nominal kapasitelerinin verebileceği maksimum teorik akım ve C değerleri tanımlanarak üretilirler. C değeri (C rate), bir pilin deşarj oranının

(hızının) bir ölçüsüdür. C rate bulunurken pilin deşarj akımı, pilin bir saat içinde nominal kapasitesinin verebileceği maksimum teorik akım miktarına bölünür [44]. Bu ifadeden de anlaşılabileceği gibi, bir lityum iyon polimer pilin sürekli bir şekilde verebileceği maksimum akım miktarı Eşitlik 4.4. ile hesaplanabilir.

$$I_m = I_N \cdot B_C \quad (4.4)$$

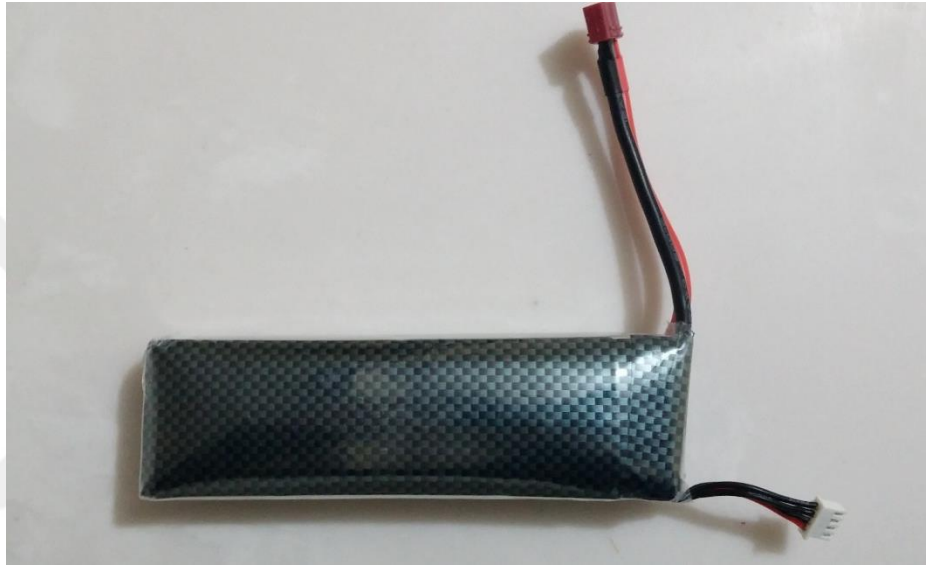
Eşitlik 4.4.'te kullanılan parametrelerin anlamları aşağıda gösterildiği gibidir:

I_m	=	Bir LiPo pilin sürekli olarak verebileceği maksimum akım miktarı (mA)
I_N	=	LiPo pilin bir saat içinde nominal kapasitesinin verebileceği maksimum teorik akım miktarı (mA/h)
B_C	=	LiPo pilin C değeri

Bölüm 4.2.'de de değinildiği üzere, bu tez çalışmasında kullanılacak fırçasız DC elektrik motoru A2212/13T modeli olarak belirlenmiştir. Tablo 4.2.'den de görülebileceği gibi A2212/13T modeli fırçasız elektrik motorunun çekebileceği maksimum akım miktarı 13 A'dır. Quadcopterler dört rotorlu hava taşıtlarıdır ve dolayısıyla bu tez çalışmasında oluşturulacak quadcopter için dört adet A2212/13T modeli fırçasız elektrik motoru kullanılacaktır. Tüm motorların ihtiyaç duyacağı maksimum akım miktarı ise toplam $(13 \cdot 4)$ 52 A'dır. Dolayısıyla, sadece dört fırçasız DC elektrik motoruna (diğer elektronik elemanların ihtiyaç duyacağı enerji miktarı hariç -tam elektriksel analiz ana bölüm sonunda yapılacaktır-) enerji sağlayacak bir LiPo pilin en az 52 A'lık sürekli akım verme kapasitesi olması gerekmektedir. LiPo piller enerji sağladıkları tüm elektronik bileşenlerin çekebileceği maksimum akım miktarından daha yüksek bir kapasitede deşarj hızına sahip olmalıdır. Çünkü, LiPo pillerden, LiPo pillerin sürekli olarak verebileceği maksimum akım miktarından (deşarj kapasitesi) daha yüksek elektrik akımı çekildiklerinde ısınır ve kullanılmaz hale gelir. Ayrıca patlama riskleri de

vardır. Test raporları, piller talimatlara uygun olarak kullanılmadığında patlama riskleri konusunda uyarmaktadır [43].

Tablo 3.2.'de verilen A2212/13T fırçasız DC elektrik motorunun teknik özellikleri göze alınarak, bu tez çalışmasında kullanılacak olan lityum iyon polimer pil, Force Up firmasının ürettiği üç hücreli (3S) bir LiPo pil olan Force Up 4200 modeli olarak belirlenmiştir. Force Up 4200 model, lityum iyon polimer pil ESC Şekil 3.7.'de gösterilmiştir.



Şekil 4.7. Force Up 4200 lityum iyon polimer pil

Bu alt bölümde ve ana bölüm sonunda yapılacak analizler için Force Up 4200 lityum iyon polimer pilinin teknik özellikleri ise Tablo 4.6.'da gösterilmiştir.

Tablo 4.6. Force Up 4200 lityum iyon polimer pilin teknik özellikleri

Özellik	Değer
Hücre Sayısı	3S
Nominal Voltaj	11.1 V
Kapasite	4200 mA
C değeri (C rate)	25 C
Ağırlık	400 g
Boyut	157 × 46 × 21 mm

Eşitlik 4.4. kullanılarak Force Up 4200 lityum iyon polimer pilinin sürekli olarak verebileceği maksimum akım değeri bulunabilir:

$$\begin{aligned} I_m &= I_N \cdot B_C \\ &= 4200 \cdot 25 \\ &= 105000 \text{ mA} \end{aligned}$$

Yukarıdaki hesaplardan da görülebileceği gibi Force Up 4200 lityum iyon polimer pili güç sağlayacağı bileşenlere sürekli olarak 105 A değerinde bir akım sağlayabilir

LiPo pillerin kullanımında dikkat edilmesi gerekenler [45]:

- LiPo piller özel olarak üretilmiş balanslı şarj aletleri kullanarak şarj edilmedir. Bu tez çalışmasında kullanılan Force Up 4200 lityum iyon polimer pilinin şarj edilmesi için IMAX B6AC balanslı şarj cihazı kullanılmıştır. IMAX B6AC balanslı şarj cihazı hakkında detaylı bilgi bu tez çalışmasında verilmeyecektir.
- LiPo piller 1C değerindeki akım ile şarj edilmelidir. Örneğin 4200 mAh 3S 25C bir pil için 1C, 4.2A dir.
- LiPo piller kullanılırken hücre başına gerilim değeri 3 V'un altına düşürülmelidir. Programlı ESC'ler hücrelerin 3 V'un altına düşmesini engellemektedir.
- LiPo pillerde hücre başına gerilim 4.2 V'den yüksek olmamalıdır. LiPo piller için üretilmiş balanslı şarj cihazları hücrelerin 4.2 V'un üstüne çıkmasını engellemektedir.

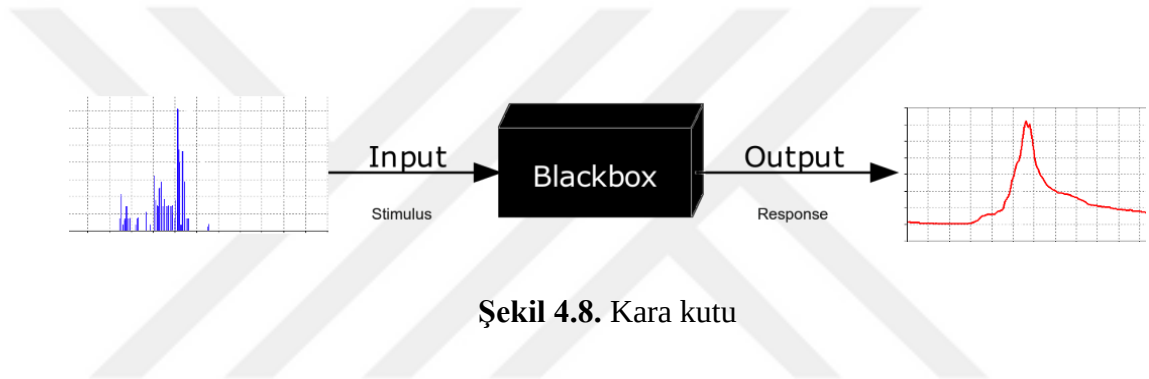
4.6. Sensörler

En geniş anlamda bir sensör, ortamdaki olayları veya ortamdaki değişiklikleri tespit eden ve bu bilgileri başka bir elektronik cihaza, sıklıkla bir bilgisayara gönderen

elektronik bir bileşen, modül veya alt sistemdir. Bir sensör daima başka bir elektronik cihazla birlikte kullanılır [46].

Bir sensörün hassaslığı, ölçülen girdi miktarı değiştiğinde sensörün çıkışının ne kadar değişeceğini belirtir. Örneğin, cıvalı bir termometrede, sıcaklık $1\text{ }^{\circ}\text{C}$ değiştiğinde cıva 1 cm hareket ederse, termometrenin hassaslığı $1\text{ cm}/^{\circ}\text{C}$ olur [46].

Bilim, bilgi işlem ve mühendislikte, bir kara kutu, iç (dahili) işleyişi hakkında herhangi bir bilgi sahibi olmaksızın, girdileri ve çıktılarına (veya transfer karakteristikleri) dayanarak gözlemlenebilen bir cihaz, sistem veya nesnedir. Bir transistör, bir algoritma veya bir insan beyni gibi hemen hemen her şeye bir kara kutu denebilir [47].



Mühendislikte, bir transfer fonksiyonu (aynı zamanda bir graf ya da transfer eğrisi olarak gösterildiğinde sistem fonksiyonu veya ağ fonksiyonu olarak da adlandırılır) kara kutu modellerinin giriş ve çıkışlarına uyacak veya tanımlayacak bir matematiksel temsildir [48].

Çoğu sensör lineer bir transfer fonksiyonuna sahiptir. Sensörün hassasiyeti çıkış sinyali ile ölçülen özellik arasındaki oran olarak tanımlanır. Örneğin, bir sensör sıcaklık (Kelvin) ölçer ve çıkış sinyali olarak elektriksel bir çıkış üretirse (Volt), sensörün hassasiyeti V/K olur. Hassasiyet ayrıca, transfer fonksiyonunun eğimidir. Sensörün elektriksel çıktısını (V) ölçülen birime (K) dönüştürmek için elektriksel çıkış transfer fonksiyonunun eğimine bölünür. Ayrıca, çoğu durumda bir offset değeri bu çıkış değerine eklenir veya çıkarılır. Örneğin, 0 V'luk bir çıkış -40 K 'e karşılık geliyorsa, çıkış değerine -40 eklenmelidir.

Sensörler alınan çıkış değerleri ideal bir transfer fonksiyonuna benzetilemediğinden, sensörün doğruluk derecesini etkileyen birkaç sapma türü olabilir [46]:

- Çıkış sinyali her zaman belirli bir aralıkta olduğundan, ölçülen değer bu sınırları aştığında çıkış sinyali en sonunda bir minimum ya da maksimum değere erişecektir. Full scale range (tam ölçek aralığı) ölçülen değerlerin maksimum ve minimum değerlerini belirtir.
- Duyarlılık (hassasiyet), pratikte belirtilen değerden farklı olabilir. Buna hassaslık hatası (sensitivity error) denir. Bu hata, lineer transfer fonksiyonunun eğiminde meydana gelen bir hatadır.
- Çıkış sinyali doğru değerden sabit bir değer kadar farklıysa sensör bir offset hatasına veya bir sapmaya (bias) sahiptir. Bu hata, lineer transfer fonksiyonunun y-kesitinde meydana gelen bir hatadır.
- Ölçülen özelliğin zaman içindeki hızlı değişimlerinden kaynaklanan sapma dinamik bir hatadır. Çoğu zaman, bu davranış, hassaslık hatasını (sensitivity error) ve faz kaymasını (phase shift) periyodik bir giriş sinyalinin frekansının bir fonksiyonu olarak ifade eden bir Bode diyagramı ile açıklanır. Bode diyagramlarında yatay ekseninde logaritmik olarak ölçeklenmiş olan frekans vardır. Düşey eksenlerin birincisinde (desibel cinsinden) genlik, ikincisinde ise derece cinsinden faz açısı vardır [49].
- Çıkış sinyali, ölçülen özellikten bağımsız olarak yavaş yavaş değişirse, bu sapma drift (sürükleme) olarak tanımlanır. Telekomünikasyonda, drift, bir sistemin veya ekipmanın bir özellik, değer veya operasyonel parametresinde nispeten uzun vadeli bir değişiktir [50]. Aylar ya da yıllar boyunca süren uzun vadeli sürükleme, sensördeki fiziksel değişikliklerden kaynaklanır.
- Gürültü (noise), zaman içinde değişen sinyalin tesadüfi bir sapmasıdır.
- Sensörün dijital çıkışa sahip olması durumunda, çıktı aslında ölçülen özelliğin yaklaşık bir değeridir. Bu hataya nicemleme gürültüsü (quantization error) denir.
- Sinyal dijital olarak izlenirse, örnekleme frekansı (sampling frequency) dinamik bir hataya neden olabilir veya girdi değişkeni/gürültü örnekleme hızına çok yakın bir frekansta periyodik olarak değişirse, örtüşme hatası (aliasing error) oluşabilir.
- Sensör, ölçülmesi istenen olan özellik dışındaki özelliklere bir dereceye kadar duyarlı olabilir. Örneğin çoğu sensör, çevrenin sıcaklığından etkilenir.

Bütün bu sapmalar sistematik hatalar veya rasgele hatalar olarak sınıflandırılabilir. Sistematik hatalar çoğu zaman bir çeşit kalibrasyon stratejisi ile önlenabilir. Gürültü (noise) ise sensörün dinamik davranışının kısıtlamak pahasına da olsa filtreleme gibi sinyal işleme yoluyla azaltılabilen rastgele bir hatadır [46].

Beşinci bölümde sensörlerdeki gürültünün azaltılması için bazı filtreleme teknikleri kullanılacaktır.

Bir sensörün çözünürlüğü ise ölçtüğü değer üzerinde algılayabileceği en küçük değişiklik miktarıdır. Dijital çıkışlı bir sensörün çözünürlüğü genellikle dijital çıkışın çözünürlüğüdür. Çözünürlük (resolution), hassasiyetle (precision) ilgilidir; ancak bunlar aynı şey değildir. Bir sensörün doğruluğu (accuracy) çözünürlüğünden (resolution) önemli ölçüde daha kötü olabilir [46].

4.6.1. İvmeölçer (Accelerometer)

Bir ivmeölçer (accelerometer olarak da bilinir) bir cisme uygulanan ivmeyi (proper acceleration) ölçen cihazlardır [51]. Temelleri 1905 yılında Albert Einstein tarafından yayımlanmaya başlayan görelilik kuramına göre, proper acceleration, cisim tarafından hissedilen fiziksel ivmelenmedir [52], yani cismin kendisi gözlemcidir. Yani yerçekimi atalet gözlemcisi üzerine etki ettiğinden herhangi bir proper acceleration'a neden olmaz [52] (gözlemci tarafından hissedilmez). Bu yüzden bir cisme uygulanan ivme (proper acceleration) ölçülürken, koordinat ivmesi (referans ivmesinin) bilinmesine gerek yoktur [53] (Birinci bölümde iki tür koordinat sisteminin tanımlandığını ve eylemsiz referans çerçevesinin (sisteminin) quadcopter için referans koordinat sistemi olduğunu hatırlayınız). Referans ivmesinin yerine, bir ivmeölçer, cisim üzerine uygulanan kütle kaynaklı kuvvetleri ölçer. Örneğin, dünya üzerinde deniz seviyesine yakın bir bölgede düz bir yüzey üzerinde ivmeölçerin gösterdiği değer, Dünya'nın yerçekimi nedeniyle (tanım gereği) yaklaşık olarak $9,81 \text{ m/s}^2$ olurken ($g \approx 9.81 \text{ m/s}^2$), serbest düşüş halindeki bir cisim üzerinde ya da boş uzayda göstereceği değer 0 m/s^2 olacaktır [51] [53].

İvmeölçerler, endüstriyel ve bilimsel çalışmalarda çok geniş bir alanda kullanılırlar. Yüksek hassasiyetli ivmeölçerler, uçaklar ve füzelerin seyrüsefer sistemlerinin önemli bir bileşeni olarak kullanılmaktadır. Ayrıca ivmeölçerler, dönen bir makinada dönüş

titreşimini algılamak ve bu titreşimi izlemek için kullanılırlar [51]. Örneğin, tablet bilgisayarlarda ve akıllı telefonlarda ekranın cihazın pozisyonuna göre döndürülmesini sağlayan bileşen ivmeölçerlerdir.

Quadcopterlerde (genel anlamda bütün küçük ölçekli hava taşıtlarında) ivmeölçerler, quadcopterlerin stabilizasyonunun sağlanması için kullanılırlar. Bu hava taşıtlarında ivmeölçerler, hava taşıtına uygulanan ivmeyi (proper acceleration), gravitasyon alanının gradyanını ölçmek için kullanılabilirler [51].

4.6.2. Jiroskop (Gyroscope)

Bir jiroskop, dönüş ekseninin kendi kendine herhangi bir yönü kabul etmekte özgür olduğu dönen bir çark veya disk'tir [55]. Bir jiroskop dönerken, bu eksenin yönü, açısal momentumun korunmasına yasasına göre dayanağın eğilmesi veya döndürülmesinden etkilenmez [56]. Bu nedenle, Jiroskoplar yön ölçümü için kullanılırlar. Elektronik jiroskoplarda ise açısal hız ölçülür.

Jiroskoplar Hubble teleskobu gibi manyetik pusulaların çalışmadığı, ya da bir deniz altının çelik gövdesinden dolayı manyetik pusulaların yeterince kesin sonuçlar üretemeyeceği atalet seyrüsefer sistemlerinde kullanılırlar [56]. Yüksek kesinlik doğruluk değerlerinden dolayı, gemiler, hava taşıtları, uzay araçları gibi taşıtlarda stabilizasyonun sağlanması ya da atalet seyrüsefer sisteminin bir parçası olarak, manyetik pusulaların bir bileşeni ya da destekleyicisi olarak kullanılan cayro (gyrocompass) yapımında da kullanılırlar [56]. Gyrocompasslar Dünya'nın dönüş hareketlerinden yararlanarak manyetik kuzey yerine gerçek kuzeyi bulmaya yarayan aletlerdir [57].

Üç eksenli MEMS (microelectromechanical systems-mikroelektromekanik sistemler) tabanlı jiroskoplar tabletler, akıllı telefonlar ve akıllı saatler gibi elektronik cihazlarda da kullanılmaktadır. MEMS tabanlı jiroskoplar bu tür elektronik cihazlarda, üç eksenli ivmeölçerlerle birleşerek, x, y, z eksenleri üzerindeki hareketlerinden kaynaklanan ivmelenmeyi ve cihazın uzaydaki dönüş oranını (roll, pitch, yaw) elde etmeye yarayan altı eksenli (6DoF) hareket algılama özelliği sunarlar [56]. Bu tür cihazlara IMU denir. IMU hakkında detaylı bilgi bir sonraki bölümde verilecektir. Fakat bu noktada küçük bir bilgi verilmesi istenirse, bir jiroskop ile bir ivmeölçer arasındaki ilişki şu şekilde

açıklanabilir. Bir cismin ivmesini belirlenir ve bu ivmenin zamana göre integrali alınırsa bu cismin hızı hesaplanabilir. Bu hesaplanan değerin tekrar integrali alınırsa da cismin konumu belirlenebilir.

4.6.3. Atalet Ölçüm Birimi (IMU)

Bir Atalet ölçüm birimi (IMU, Inertial Measurement Unit), bir cisim üzerine etki eden bazı temel kuvvetleri, cismin açısal hızını ve bazen de cismi çevreleyen manyetik alanı ölçen ve bu ölçüm değerleri elektronik yollarla rapor eden, bir ivmeölçer ve jiroskop ve bazen de bir manyetometre kombinasyonundan oluşan elektronik bir cihazdır [58] (sensördür). Kısacası, atalet ölçüm birimleri, bünyesinde birkaç sensör ihtiva eden elektronik cihazlardır.

Atalet ölçüm birimleri genel olarak insansız hava araçları, uzay araçları, uydular gibi hava taşıtlarının manevralarında stabilizasyonu sağlamak için kullanılırlar [58].

Elektronik alanında yakın zamanda ortaya çıkan son gelişmelerle birlikte atalet ölçüm birimleri, yukarıda belirtilen ivmeölçerler, jiroskoplar ve manyetometrelerin yanında bünyesinde GPS cihazları da barındırmaya başlamışlardır [58].

4.6.3.1. Atalet ölçü biriminin quadcopterlerin navigasyon sistemlerinde kullanımı

Bir quadcopterin navigasyon sisteminde, atalet ölçüm biriminden (IMU) elde edilen veriler (output), quadcopterin durumunu (attitude), açısal hızı ve konumunu hesaplamak için bir işlemciye gönderilir [58] (bu tez çalışmasında, bu veriler uçuş kontrolcüsü olarak kullanılacak Raspberry Pi 3'e gönderilecektir). IMU kullanarak bir quadcopterin konumunun hesaplanması için dead reckoning (DR) adı verilen bir seyrüsefer yöntemi kullanılması gerekir ki dead reckoning bu tez çalışmasında yer alan bir konu olmadığından ayrıntılarıyla bahsedilmeyecektir. Fakat bu tez çalışması temel alınarak ileride yapılabilecek olası çalışmalar için dead reckoning (DR) ile kısa bir bilgi vermek gerekirse; Dead reckoning (DR); istikamet, sürat, mesafe, zaman ve rüzgâr gibi verileri kullanarak harita üzerinde yapılan seyrüsefer hesabıdır. Dead reckoning kavramı, İngilizce *deduced reckoning* kavramından oluşturulmuştur ve bu kavram birebir çevrildiğinde "*mantıklı çıkarım yaparak hesaplama yapmak*" anlamına gelir. En basit

tanımıyla dead reckoning (DR), belirli bir süre önce nerede olduğu kesin olarak bilinen bir taşıtın, şu an nerede olması gerektiğinin hesabıdır. Tarihi neredeyse pusulanın icadı ile yaşıt olan dead reckoning (DR) yöntemi denizciler tarafından bulunmuş, havacılığın keşfi ile havacılar tarafından da kullanılmaya başlanmıştır [59]. Giriş bölümünde de değinildiği gibi bu tez çalışmasında kullanılan bazı terimlerin Türkçe karşılıkları ya yoktur ya da çok seyrek kullanılmaktadır ve bu sebepten dolayı, yine giriş bölümünde de belirtildiği gibi, tez çalışması boyunca kullanılan/kullanılacak terimler okuyucu tarafından anlaşılabilirliğinin olabildiğince arttırmak amacıyla, bu terimlerin kullanımı sırasında, olabildiğince anlaşılabilir bir şekilde ayrıntılarıyla anlatılmaya çalışılmış/anlatılmaya çalışılacaktır. Dead reckoning teriminin de literatürde herhangi bir Türkçe karşılığı bulunmamaktadır.

Atalet ölçüm biriminde (IMU), Strap Down Inertial System – Strap Down Atalet Sistemi (strap down, kayışla bağlamak anlamına gelir) olarak adlandırılan tipik bir implementasyon ile jiroskoptan alınan açısal hız değerlerinden açısal pozisyon hesaplanır [58] (daha önce de bahsedildiği üzere açısal hızın integralinin açısal pozisyonu verdiğini hatırlayınız). Quadcopterin yeryüzüne göre durumunun belirlenebilmesi için (attitude estimation), bir Kalman filtresi yardımıyla (bu tez çalışmasında ivmeölçerdeki gürültünün -noise- azaltılması amacıyla Kalman Filtresi kullanılmıştır. Kalman Filtresi beşinci bölümde ayrıntılarıyla açıklanacaktır), jiroskoptan alınan veriler, ivmeölçer tarafından ölçülen yerçekimi vektörü ile kaynaştırılır [58]. Bu işleme *sensor fusing* denir. Fuse, kaynaştırmak anlamına gelir.

İvmeölçerler ve jiroskoptan gelen verilerin kaynaştırılarak, tek başına ivmeölçer verilerinin kullanılmasına nazaran daha iyi bir durum tahmini (attitude estimation) yapılabilir [54].

Sensor fusion için, kalman filtresinin haricinde, complementary filtresi, low-pass filtresi gibi değişik fusion algoritmaları kullanılabilir. Hemen hemen her atalet ölçüm birimi, roll ve pitch eksenlerindeki çıkışın kesinliğini arttırmak için bir fusion algoritması kullanır.

Sensor fusion, bir tür filtreleme tekniği olduğu için ayrıntıları beşinci bölümde ivmeölçerlerden çıkışından elde edilen verilerdeki gürültünün azaltılması amacıyla kullanılacak filtre tekniklerinden bahsedilirken anlatılacaktır.

Bölüm 3.5.3.1.'de de belirtildiği gibi quadcopterler de altı serbestlik derecesine sahip (6DoF) mekanik sistemler oldukları için, quadcopterlerin yeryüzüne göre durumunun (attitude) ve davranışının analiz (açısal hızı) analiz edilebilmesi için bir quadcopterin atalet seyrüsefer sistemlerinde (ya da uçuş kontrolcüsünde) en az 6DoF serbestlik derecesine sahip bir atalet ölçüm birimi kullanılmalıdır.

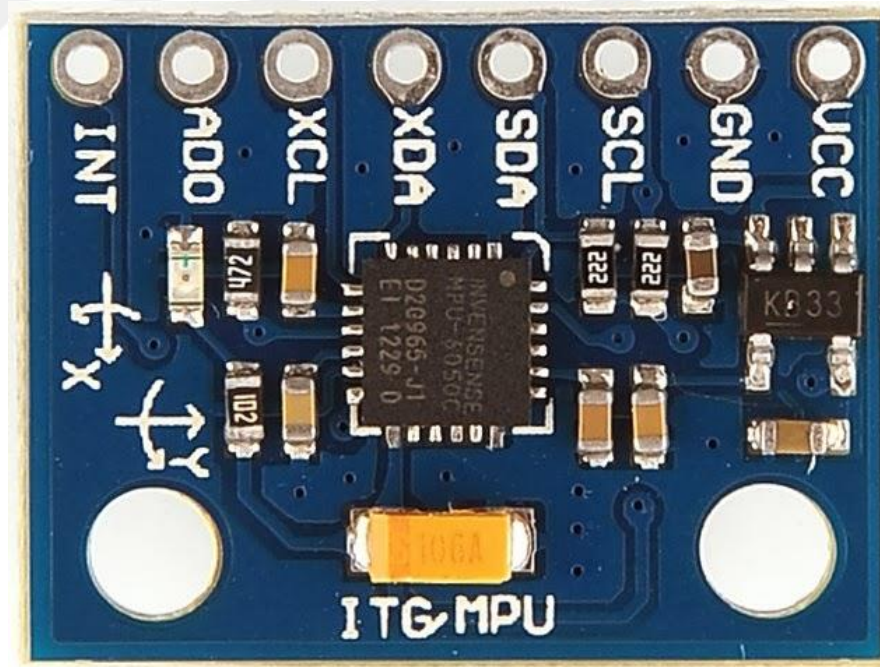
Bu tez çalışmasında kullanılacak atalet ölçüm birimi ise InvenSense firmasının ürettiği MPU-6050 model atalet ölçüm birimidir. MPU-6050 atalet ölçüm birimi üç eksenli bir jiroskop ve üç eksenli bir ivmeölçer kombinasyonundan oluşan 6DoF serbestlik derecesine sahip elektronik bir hareket izleme cihazıdır. Ayrıca sahip olduğu I²C seri veri yolu ile direkt olarak harici bir elektronik pusuladan (compass) çıkış verilerini alarak 9DoF serbestlik derecesine ulaşabilir (sensor fusion ile). Ayrıca hem jiroskop hem de ivmeölçer için Dijital Low Pass filtresini kullanarak çıkış jiroskoptan ve ivmeölçerlerden alınan çıkış verilerinin doğruluğu sensor fusing tekniğiyle arttırabilir. Üçüncü bölüm sonunda yapılacak analizler ve beşinci bölümde yapılacak uygulamalar için MPU-6050 atalet ölçüm biriminin bazı teknik özellikleri Tablo 3.7.'de gösterilmiştir [60].

Tablo 4.7. MPU-6050 atalet ölçüm biriminin teknik özellikleri

	Özellik	Değer
IMU	Boyut / Ağırlık	4 × 4 × 0.9 mm / 15 g
	Desteklenen ara yüz	I ² C (400 kHz)
	Çalışma Voltajı / Normal Çalışma Akımı	2.375-3.46 V / 3.9 mA
Jiroskop	Full-Scale Range	± 250 °/s ± 500 °/s ± 1000 °/s ± 2000 °/s
	Duyarlılık (Sensitivity Scale Factor)	131 LSB/(°/s) 65.5 LSB/(°/s) 32.8 LSB/(°/s) 16.4 LSB/(°/s)
	Zero-Rate Output	± 20
	Drift (Sürükleme) [1-10 Hz arasında]	~ 0.033 °/s

İvmeölçer	Full Scale Range	$\pm 2 \text{ g}$ $\pm 4 \text{ g}$ $\pm 8 \text{ g}$ $\pm 16 \text{ g}$
	Duyarlılık (Sensitivity Scale Factor)	16384 LSB/g 8192 LSB/g 4096 LSB/g 2048 LSB/g
	Zero-G Output	$\pm 50 \text{ mg}$ (x ve y eksenleri için) $\pm 80 \text{ mg}$ (z eksenini için)
	Noise (Gürültü) [10 Hz için]	$400 \mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$

InvenSense MPU-6050 atalet ölçüm birimi Şekil 4.9.'te gösterilmiştir.



Şekil 4.9. InvenSense MPU-6050 atalet ölçüm birimi

4.6.4. Küresel Konumlama Sistemi (GPS)

Küresel konumlama sistemi (Global Positioning System; GPS), Dünya üzerinde herhangi bir engelsiz görüş hattında, en az üç ama genellikle dört veya daha fazla uydusu ile her türlü hava koşulunda konum ve zaman bilgileri sağlayabilen uzay tabanlı bir küresel navigasyon sistemidir [61].

GPS, düzenli olarak kodlanmış bilgi yollayan bir uydu ağıdır ve uydular arasındaki mesafenin ölçülerek küresel konumlama sistemi kullanan herhangi bir cihazın Dünya üzerindeki kesin yerini tespit etmeyi mümkün kılar. GPS uyduları bir tür radyo sinyali yayarlar ve yeryüzündeki GPS alıcıları bu sinyalleri alıp yorumlayarak Dünya üzerindeki konumunu hesaplayabilir [61] (yani konum hesaplaması GPS alıcısında gerçekleşir). Orta Dünya yörüngesinde (Medium Earth orbit) bulunan GPS uydularında oldukça hassas atomik saatler bulunur. Bu saatler, diğer uydular ve yeryüzünde bulunan saatler ile senkronize olarak çalışmaktadır ve herhangi bir sapma günlük olarak düzeltilmektedir.

Uydular, yörüngede bulundukları konumu ve bu hassas saat bilgisini sürekli olarak Dünya'ya göndermektedirler. Dünya üzerindeki herhangi bir GPS alıcısı çalıştırıldığında, kapsama alanında GPS uydularından en az 3 tanesinden bu sinyalleri alır bulunan ve gelen saat bilgilerinin mutlak zamandan ne kadar sapma yaptığını hesaplayarak her bir uydudan uzaklığını ölçen GPS alıcısı, bu bilgiler ile dünya üzerindeki konumunu ± 5 metrelik bir yanılma payıyla hesaplayabilmektedir. Eğer ki yükseklik bilgisi (irtifa) da hesaplanmak isteniyorsa GPS alıcısı en az dört GPS uydusundan gelen verileri kullanmalıdır. (2016 yılı itibarıyla Orta Dünya yörüngesinde 31 adet GPS uydusu bulunur ki GPS alıcısının konumuna bağlı olarak aynı anda bu uyduların maksimum 12 tanesi kapsama alanında bulunabilir).

Bu tez çalışmasında kullanılacak olan GPS alıcısı ise u-blox firmasının ürettiği NEO-6M modeli GPS alıcısı modülüdür. Bölüm sonunda yapılacak analizler ve beşinci bölümde yapılacak uygulamalar için NEO-6M GPS modülünün bazı teknik özellikleri Tablo 4.8.'de gösterilmiştir [62].

Tablo 4.8. u-blox NEO-6M GPS modülünün teknik özellikleri

Özellik	Değer
Boyut	16.0 × 12.2 × 2.4 mm
Desteklenen ara yüz	UART (9600 baud)
Ağırlık	12 g
Çalışma Voltajı	3.3 - 6 V
Çalışma Akımı	50 mA
Konum Güncelleme Frekansı	5 Hz

Tablo 4.8.'de de görülebileceği gibi NEO-6M GPS modülünün konum güncelleme frekansı 5 Hz'dir. Yani NEO-6M GPS modülü her 0,25 saniyede bir konum güncellemesi yapabilecek kabiliyettedir.

Yine Tablo 4.8.'de de görülebileceği gibi, NEO-6M GPS modülü konum bilgilerini aktarmak için UART protokolünü kullanmaktadır. NEO-6M GPS modülü bu aktarımı yaparken NMEA-0183 (National Marine Electronics Association-0183) mesaj formatını kullanmaktadır. NMEA-0183 hakkında ayrıntılı bilgi beşinci bölümde verilecektir.

U-blox NEO-6M GPS modülü Şekil 4.10.'da gösterilmiştir.

**Şekil 4.10.** u-blox NEO-6M GPS modülü

4.7. Uçuş Kontrolcüsü

Bölüm 4.5.'te sensörler hakkında verilen detaylı bilgilerden de anlaşılabileceği gibi, quadcopterlerde kullanılan sensörler (ya da bir atalet ölçüm birimi), çıkış değerlerini (sensörün duyarlılığına bağlı ölçüm verilerini), quadcopterin yeryüzüne göre durumunun ve istikamet yönünün hesaplanması için bir veri işleme ünitesine (processing unit) sahip ek bir cihaza göndermelidir. Yani sensörler yaptıkları ölçüm ile ilgili bir çıkış üretir ve veri işleme ünitesine sahip bir cihaz bu çıkış değerlerini, sensörün duyarlılık ölçeğini göz önünde bulundurarak (sensitivity scale factor) quadcopterin yeryüzüne göre durumunu (roll, pitch, yaw açılarını, eksenler çevresindeki açısal hızını) ve istikamet yönünü hesaplar.

Bir hava taşıtına roll, pitch, yaw gibi durum (attitude) bilgilerini sağlamak için üç eksenli sensörler içeren sistemlere AHRS (Attitude and Heading Reference System) denir. Bir IMU ile AHRS arasındaki temel fark, AHRS durum ve istikamet yönü (rota) sağlayan on-board bir işleme ünitesine sahipken, IMU'lar ise durum ve istikamet yönü ile alakalı verileri hesaplanmak üzere ek bir cihaza iletir [63]. Yani AHRS döngüsü (AHRS loop) sensörlerin ölçüm yaptığı, çıkış verilerini ürettiği (data), bu çıkış değerlerini bir veri işleme ünitesine yolladığı ve bu verilerin bu veri işleme ünitesinde işlenerek quadcopterin durumu (attitude) ile ilgili anlamlı bilgilerin (information) üretildiği (roll, pitch, yaw açıları, quadcopterin eksenler çevresindeki açısal hızı vb.) döngüdür (data -veri- ile information -bilgi- terimlerinin anlamları arasındaki farklılığa dikkat ediniz).

Bu noktada, AHRS ile uçuş kontrolcüsü terimleri birbirlerine karıştırılmamalıdır. Bölüm 2.'de de değinildiği üzere, quadcopterler gibi tüm hava taşıtları da bir tür dinamik sistem olup, bu dinamik sistemlere stabil (kararlı) bir şekilde havada kalabilme (hover) ya da hareket edebilme gibi bazı otonom yetileri kazandıran uçuş kontrolcüleri, bu kararlı uçuşu sağlamak amacıyla bir tür geri besleme kontrol mekanizması kullanırlar. AHRS döngüsüyle elde edilen anlamlı bilgiler, yer istasyonundan ya da bir pilottan alınan komuta bilgileriyle birlikte, quadcopterlerin (ya da herhangi bir hava taşıtının) stabilizasyonunun sağlanması amacıyla bir geri besleme kontrol mekanizmasına iletilir. Bu giriş (input) verileriyle, geri besleme kontrol mekanizmasından bir çıkış (output) verisi üretilir. Bu çıkış verisiyle de her bir fırçasız DC elektrik motorlarına verilmesi gereken güç ESC'lere BEC girişleri üzerinden PWM

tekniki ile iletilir. Buraya kadar (kısaca, ayrıntılarına girilmeden) anlatılan tüm işlemleri gerçekleştiren cihaza uçuş kontrolcüsü denir. Yani elektronik uçuş kontrol sistemleri, AHRS içeren sistemlerdir.

Bu tez çalışmasının spesifik konusuna karar verilmeden önce tez çalışmasında kullanılacak SBC olarak Raspberry Pi seçilmiş ve daha sonra bir SBC üzerinde gerçekleştirilecek proje olarak tam operasyonel bir quadcopter tasarımı üzerinde karar kılınmıştır.

Aslında konvansiyonel quadcopterler, uçuş kontrolcüsü olarak bir mikrodnetleyici (veya mikrodnetleyici tabanlı bir geliştirme ortamı) kullanılırlar. Raspberry Pi ise bir mikrodnetleyici olmayıp, bir mikrobilgisayardır.

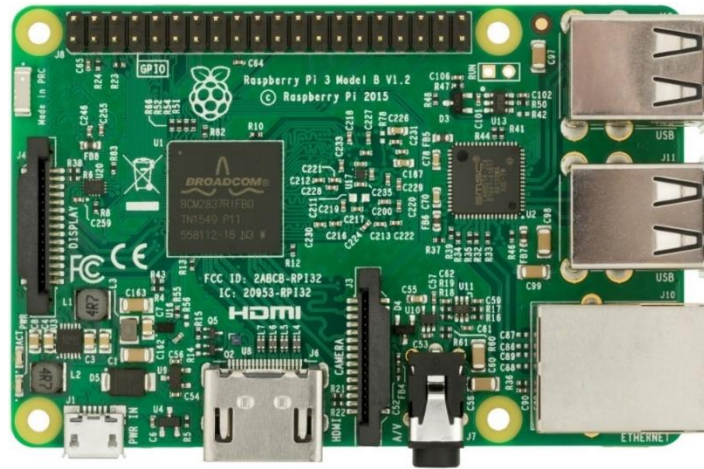
Raspberry Pi gibi tek kartlı bilgisayarların, Arduino gibi mikrodnetleyici tabanlı geliştirme kitleriyle karşılaştırıldığında çok daha yüksek işlem gücüne (processing power) sahip olmasına rağmen, konvansiyonel quadcopterlerde uçuş kontrolcüsü olarak mikrodnetleyicilerin kullanılmasının sebebi mikrobilgisayarlarda oluşabilecek latency, timing gibi sorunlardır. Raspberry Pi tek kartlı bir bilgisayar (SBC) olması nedeniyle üzerinde Linux işletim sistemi çalıştırır ve çoğu çok görevli işletim sisteminin (multitasking operation system) olduğu gibi yaklaşık olarak her 10 ms.'de bir task polling/switching yapar, yani bir interrupt (kesme) isteği yapar [63]. Yani Raspberry Pi gibi tek kartlı bir bilgisayarla oluşturulacak olan uçuş kontrolcüsü, quadcopterin uçuşu esnasında, ana tasarım amacı olan uçuş kontrolünün yanında işletim sistemi düzeyinde başka bir görev (task) gerçekleştirse, bunun anlamı uçuşun en az 10 ms.'lik kısmında uçuş kontrol kodunun (AHRS döngüsü, PID döngüsü vs.) kesintiye uğrayacak olmasıdır (10 ms.'lik zaman dilimi çok kısa gibi görünse de, quadcopterler gibi tüm hava taşıtlarının yüksek dinamiğe sahip bir sistemler olduğunu unutmayınız.). Öte yandan mikrodnetleyiciler (ya da mikrodnetleyici tabanlı geliştirme kitleri) ya bir RTOS (Real Time Operating System, Gerçek Zamanlı İşletim Sistemi) ile ya da kodun kritik bölümlerinde düşük gecikmeli (latency) çalışma garantisi veren bir düşük seviye interrupt-driven komut kümesi ile çalışmaktadır [63]. (Bilgisayar bilimlerinde, polling terimi genel amaçlı işletim sistemleri -GPOS; General Purpose Operating System- için kullanılırken; interrupt-driven gerçek zamanlı -RTOS- işletim sistemleri için kullanılır.)

Aslında Raspberry Pi gibi tek kartlı bir bilgisayar ve Arduino gibi mikrodnetleyici tabanlı bir geliştirme kiti birlikte kullanılarak genel amaçlı işletim sistemlerinden

kaynaklanabilecek latency, timing gibi sorunların önüne geçilip, aynı zamanda bir SBC'nin de yüksek işlem gücünden de yararlanılabilir. AHRS ve PID gibi düşük gecikme gerektiren görevler mikroişlemci tabanlı bir geliştirme kiti olan Arduino ile yerine getirilip, Arduino; Raspberry Pi'ye slave cihaz olarak bağlanıp (master-slave mimarisi Bölüm 4.6.1.1.'de anlatılacaktır) yüksek seviye navigasyon ve süreçler arası iletişim işlemleri Raspberry Pi'nin yüksek işlem gücüyle halledilebilir [64]. Fakat yukarıda da değinildiği gibi bu tez çalışmasının ana konusunu bir SBC (single-board computer) üzerinde yapılan çalışmalar oluşturduğundan, bu tez çalışmasındaki uçuş kontrolcüsü tasarımında sadece Raspberry Pi SBC kullanılmıştır. Giriş bölümünde de değinildiği gibi ileri de yapılması düşünülen ek çalışmalara ön ayak olması bakımından bu tez çalışmasında quadcopterin komutası için gerekli komutlar, internet alt yapısı üzerinden yapılması amacıyla deneysel bir çalışma gerçekleştirilecektir. Aslında yukarıdaki paragraflarda da açıklanmaya çalışıldığı gibi, konvansiyonel quadcopterlerin uçuş kontrolcülerini için mikroişlemcilerin kullanılması nedeniyle, bir SBC kullanılarak tasarlanan bir uçuş kontrolcüsü üzerinde yapılacak çalışmaların hepsi deneysel bir çalışmadır.

4.7.1. Raspberry Pi 3

Raspberry Pi, okullarda ve gelişmekte olan ülkelerdeki temel bilgisayar bilimleri öğretimini teşvik etmek için Raspberry Pi Foundation tarafından İngiltere'de geliştirilen küçük, single-board bir bilgisayardır [65].



Şekil 4.11. Raspberry Pi 3 Model B

Bu tez çalışmasının temelini oluşturacak uçuş kontrolcüsünün tasarımı amacıyla kullanılan Raspberry Pi 3 modeli Şekil 4.11.'de gösterilmiştir. Bu alt bölümde ve ana bölüm sonunda yapılacak analizler için Raspberry Pi 3 Model B SBC'nin teknik özellikleri Tablo 4.9.'da gösterilmiştir.

Tablo 4.9. Raspberry Pi 3 Model B SBC'nin teknik özellikleri [65]

Özellik	Değer
Boyut	85.6 × 56.5 × 17 mm
Ağırlık	45 g
Çalışma Voltajı	5 V (MicroUSB ya da GPIO pini üzerinden)
Ortalama Çalışma Akımı	300 mA
Mimari	ARMv8-A (64/32-bit)
SoC (System on Chip)	Broadcom BCM2837
CPU	1.2 GHz 64-bit quad-core ARM Cortex-A53
Bellek	1 GB
Network	10/100 Mbit/s Ethernet (2.4 GHz) 802.11n Wireless (150 Mbit/s) Bluetooth 4.1 (24 Mbit/s)
GPIO konektörü	40 × GPIO pini
Desteklenen Seri Veri Yolu	UART, I ² C SPI

Tablo 4.9.'da belirtilen ortalama çalışma akımı Raspberry Pi'nin idle durumundaki çalışma akımını göstermektedir. Bu akım değeri, Raspberry Pi ile çalışacak olan çevresel cihazların çalışma akımına bağlı olarak değişecektir. Raspberry Pi ile birlikte çalışan monitör, klavye ve fare gibi çevresel aygıtlarla, wireless bağlantısının olduğu bir durumda maksimum stres altında Raspberry Pi 3 Model B SBC'nin 1.4 A değerinde bir çalışma akımına ulaştığı rapor edilmiştir [65].

Tablo 4.9.'da da görüldüğü üzere Raspberry Pi 3 Model B 1.2 GHz frekans hızına sahip dört çekirdekli ARM tabanlı bir işlemciye sahiptir. Bölüm 4.6.'da da belirtildiği üzere

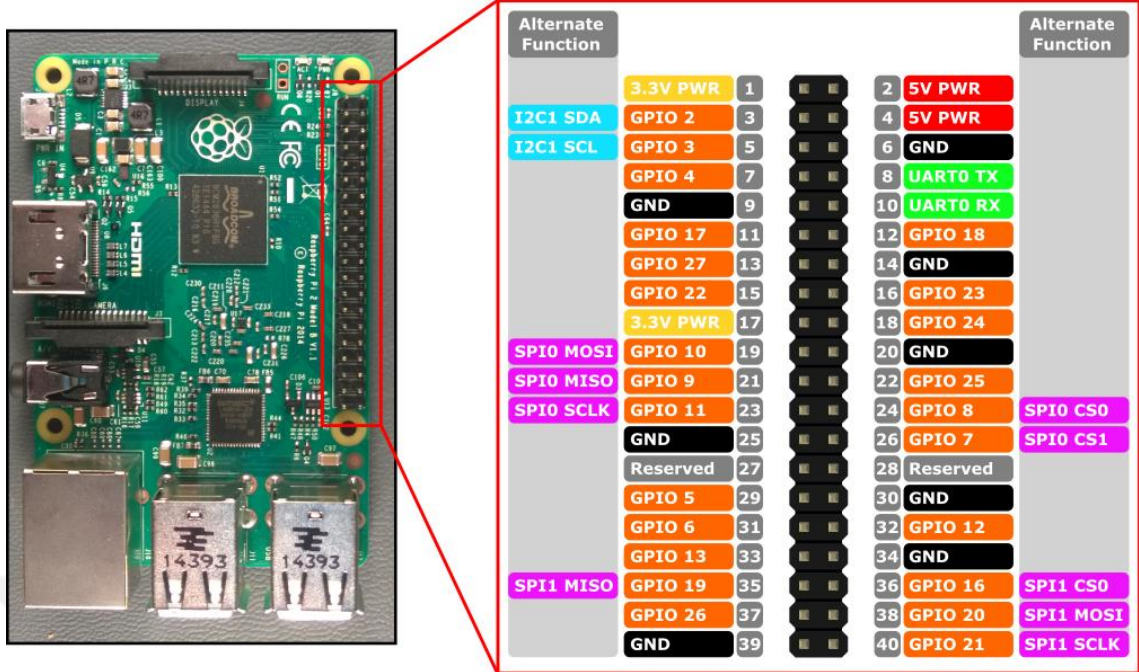
quadcopterler yüksek dinamiğe sahip bir sistem olup, Raspberry Pi 3'ün çok çekirdekli işlemcisi uçuş kontrolcüsünün programlaması sırasında thread yapısının kullanılmasına imkân tanımaktadır. Thread yapılarının kullanılması ile beraber ise (teorik olarak) uçuş kontrolcüsünün her iterasyonunun farklı görevler arasında yapılan daha efektif zaman paylaşımı nedeniyle daha kısa sürede tamamlayabileceği anlamına gelmektedir. Thread yapısının kullanılmasının avantajları beşinci bölümde ayrıntılarıyla açıklanacaktır.

Giriş bölümünde de değinildiği üzere, bu tez çalışmasında, deneysel olarak, quadcopterin uzaktan kontrolü için gerekli komutlar radyo kontrol yöntemiyle değil, IEEE 802.11 standartlarına göre wireless bağlantısı üzerinden internet alt yapısı kullanılarak gönderilecektir. Raspberry Pi 3 Model B SBC, sahip olduğu 802.11n wireless bağdaştırıcısı sayesinde bu amaç için de kullanılmaya uygundur bir SBC'dir.

Raspberry Pi 3 sahip olduğu 40 GPIO (General Purpose Input-Output – Genel Amaçlı Giriş-Çıkış) pinleriyle I²C, SPI (Serial Peripheral Interface Bus), UART (Universal asynchronous receiver/transmitter) kanallarıyla diğer elektronik cihazları kontrol edebilme (slave device) veya onlar ile iletişime geçebilme, dijital giriş dinleme ve digital çıkış üretebilme (3.3V logic sinyal), ayrıca bu pinler üzerinde PWM (Pulse-width modulation) tekniğiyle ile karesel sinyal üretebilme yeteneklerine sahip single-board bir bilgisayardır.

Raspberry Pi 3 Model B SBC üzerinde yer alan GPIO pinlerinin işlev şeması Şekil 4.12.'de gösterilmiştir.

Şekil 4.12.'de de görülebileceği gibi, GPIO pinleri üzerinde kullanılan iki tür numaralandırma sistemi vardır. Bunlar "Board" ve "Broadcom SOC channel" numaralandırma sistemleridir. Örneğin, Şekil 4.12. dikkatlice incelenirse, board üzerinde yer alan 3 numaralı pin "Broadcom SOC channel" numaralandırma sisteminde 2 numaralı pine karşılık gelmektedir.



Şekil 4.12. Raspberry Pi 3 Model B için GPIO pinleri işlev şeması

Şekil 4.12.'de de görülebileceği gibi Raspbery Pi 3 üzerinde bir adet I2C, bir adet UART ve iki adet SPI iletişim kanalı mevcuttur. SPI0 ile iki adet slave cihaz; SPI1 kanalının aktive edilmesiyle birlikte üç adet slave cihaz SPI veri yolu üzerinden kontrol edilebilir.

Tablo 4.7. ve Tablo 4.8.'de de görülebileceği üzere InvenSense MPU-6050 model atalet ölçüm biriminin desteklediği seri iletişim protokolü I²C iken, u-blox NEO-6M GPS modülünün desteklediği seri iletişim protokolü ise UART'tır.

Bir gömülü sistem, geniş kapsamlı bir mekanik sistem içerisinde özel bir işleve sahip bir bilgisayar sistemidir [66]. Raspberry Pi tam olarak bir gömülü sistem değildir; daha öncede belirtildiği gibi tek kartlı bir bilgisayardır (SBC, Single Board Computer). Fakat bir SBC olmasının avantajıyla (küçük boyutlar) sahip olduğu GPIO pinleri sayesinde tek bir amaca yönelik bir gömülü sistem olarak tasarlanabilir; gömülü sistem uygulamalarında kullanılabilir. Gömülü sistemler diğer çevre birimleri ile RS-232, RS-422, RS-485 gibi seri iletişim protokolleri, I²C, SPI gibi geliştirilmiş senkron seri iletişim protokolleri, UART gibi asenkron seri haberleşme donanımları, ethernet protokolü gibi internet tabanlı iletişim protokolleri vb. iletişim kanalları üzerinden iletişim kurarlar. Bu noktada bu tez çalışmasında kullanılacak I²C ve UART seri iletişim

ara yüzleri ve bu ara yüzlerde kullanılan master/slave modeli ile ilgili gerekli teorik bilgiler verilecektir.

4.7.1.1. Master/Slave Modeli

Master/slave modeli, bir cihazın bir veya daha fazla cihaz üzerinde tek yönlü kontrole sahip olduğu bir iletişim modelidir.

Bu tez çalışmasında kullanılacak cihazlardan Raspberry Pi her zaman master cihaz olup, kendisiyle slave cihaz olarak iletişime geçecek olan MPU-6050 atalet ölçüm birimini ve NEO-6M GPS modülünü I²C ve UART protokolleri vasıtasıyla kontrol edecektir.

4.7.1.2. I²C

I²C (Inter-Integrated Circuit) Philips Semiconductor tarafından geliştirilmiş, multi-master/multi-slave iletişim modeline dayanan, paket anahtarlama (packet switching), tek uçlu sinyalleşme (single-ended signaling) yöntemini kullanan seri bir veri yoludur [67].

Paket anahtarlama (packet switching), uygun boyuttaki bloklar içerisinde tüm verilerin aktarıldığı bir dijital ağ iletişimi yöntemidir. Aktarılan verinin küçük parçalara bölünmüş hali paket olarak isimlendirilir [68].

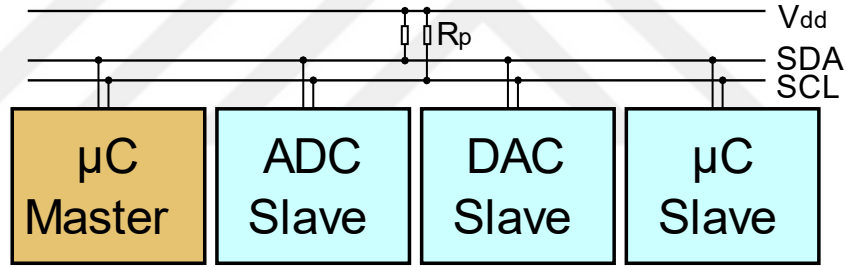
Tek uçlu sinyalleşme ya da toprağa referanslı sinyalleşme (single-ended signaling), iletken teller üzerinden elektrik sinyallerinin iletilmesinde kullanılan en basit ve en yaygın yöntemidir. Bir tel, sinyali temsil eden değişken bir voltaj taşırken, diğer tel referans voltajına, genellikle toprağa (ground) bağlanır [69].

I²C protokolünde 16 adet özel amaçlı adres içeren 7-bit adres bölgesi mevcuttur. Dolayısıyla aynı veriyolu üzerinden en fazla 112 adet cihaz birbiriyle haberleşebilir [70].

I²C haberleşmesinde, haberleşmeyi kontrol eden bir master cihaz bulunur. Her haberleşmede bir tane master bulunmalıdır. Haberleşmenin sağlanabilmesi için haberleşme hattına en az bir adet slave cihaz bağlanmalıdır. Hatta bağlanan birden fazla

slave cihazlardan hangisinin veri aktaracağına, master cihaz karar verir. Böylece hat sayısında bir değişiklik olmadan birden fazla cihazla haberleşme sağlanır [71].

I²C protokolünde haberleşme için toprak hattı dışında SDA ve SCL olmak üzere iki hatta ihtiyaç duyulmaktadır. Master ve slave cihazların aynı besleme hattına bağlanmasına gerek yoktur. Fakat iletişimin sağlanması için toprak hatlarının aynı olması gerekir. Bunun yanında veri aktarımı için SDA (Serial Data Line) ve SCL (Serial Clock) olmak üzere iki adet haberleşme hattı bulunur. Bu hatlardan SDA, cihazlar arasındaki veri aktarımının sağlandığı hattır. Bu hatta çift yönlü veri aktarımı olur. Hatta aktarılan verilerin senkronizasyonu, SCL hattı tarafından gerçekleştirilir. SCL hattında master cihaz tarafından üretilen saat sinyalini taşır. SDA hattındaki haberleşme, bu sinyale göre düzenlenir. Şekil 4.13.'da bir master, üç adet slave cihaz ile pull-up dirençlerinden (R_p) oluşan örnek bir I²C veriyolu verilmiştir [71].



Şekil 4.13. Örnek bir I²C veri yolu

Haberleşmenin tüm hat boyunca hatasız bir şekilde sağlanabilmesi için SDA ve SCL hatları, pull-up dirençlerle VCC hattına bağlanmalıdır [71].

4.7.1.3. UART

UART (Universal asynchronous receiver/transmitter – Evrensel asenkron [eşzamanız] alıcı/verici) asenkron seri iletişim için kullanılan ve iletim hızı ile veri format ayarlanabilen bir bilgisayar donanımdır. Elektrik sinyal seviyeleri ve metotları (örneğin, diferansiyel sinyalleme UART'ın dışındaki bir sürücü devresi tarafından işlenir [72].

UART yaygın olarak TIA'nın (Telecommunications Industry Association- Telekomünikasyon Endüstrisi Birliği) RS-232, RS-422 veya RS-485 iletişim standartlarıyla birlikte kullanılır [72].

Raspberry Pi 3 Model B SBC ise RS-422 iletişim standardını kullanmaktadır. Bu standartta diferansiyel sinyalleme, veriyi 10 Mbit/s gibi yüksek bir hızda iletebilir veya 1500 metre gibi uzun mesafelerde kablolar üzerinden gönderebilir [73].

Diferansiyel sinyalleme (differential signaling), elektrik sinyallerini iletilmesinde iki tamamlayıcı sinyal kullanan bir yöntemdir. Teknik, tek bir sinyali, bir diferansiyel sinyal çifti şeklinde, her biri kendi kondüktöründe (iletken tel) bulunacak şekilde gönderir iki kanal üzerinden gönderir. Alıcı devre, tek kondüktör ile toprak arasındaki fark yerine iki kondüktördeki sinyaller arasındaki elektriksel farka tepki verir. Karşıt tekniğe tek uçlu sinyalleme ya da toprağa referanslı sinyalleşme (single-ended signaling) denir [74].

4.8. Voltaj Regülatörü

Bölüm 4.4.'te, Tablo 4.2.'de verilen A2212/13T fırçasız DC elektrik motorunun teknik özellikleri göze alınarak, bu tez çalışmasında kullanılacak olan lityum iyon polimer pilin Force Up firmasının ürettiği üç hücreli (3S) bir LiPo pil olan Force Up 4200 modeli olarak belirlendiğine değinilmişti.

Yine Bölüm 4.4.te değinildiği gibi her bir LiPo hücresinin nominal voltajı 3.7 V olup ve bu hücreler tam şarjda maksimum 4.2 V'ye kadar erişebilirler [43]. Yani herhangi bir elektronik eleman Force Up 4200 modeli üç hücreli LiPo pil ile beslendiğinde, bu batarya ile beslenen elektronik elemana, LiPo pilin şarj durumuna bağlı olarak yaklaşık 11.1 V ile 12.6 V arasında bir gerilim ile beslenecektir. (Bu durum fırçasız DC elektrik motorları çalışmıyorken geçerlidir. Fırçasız DC elektrik motorları operasyonel haldeyken ihtiyaç duyacağı güce bağlı olarak elektronik elemana 11.1 V değerinden daha az bir gerilim değeri düşebilir.)

Tablo 4.9.'da verilen Raspberry Pi 3 Model B SBC'nin teknik özellikleri göz önüne alındığında ise Raspberry Pi'nin çalışma voltajının 5V olduğu görülebilir. Yine Tablo 4.9.'da görülebileceği gibi Raspberry Pi 3 Model B SBC'nin ortalama çalışma akımı

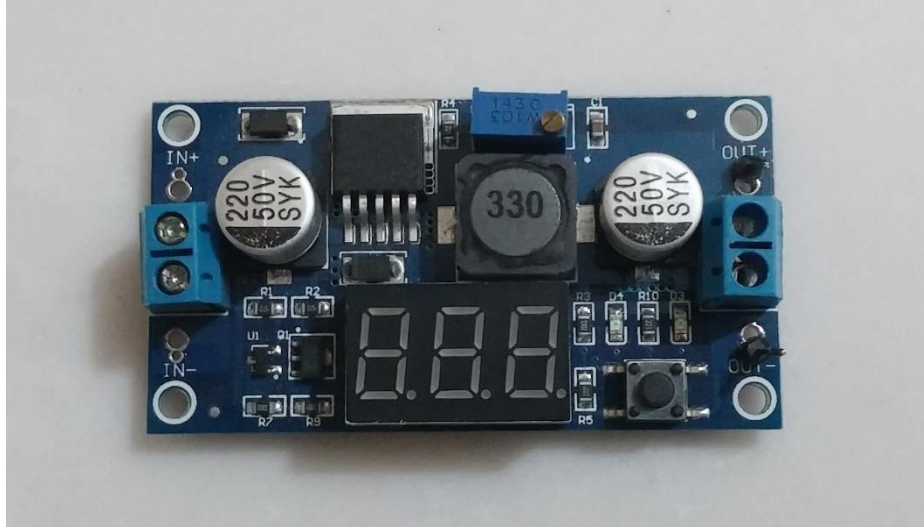
(idle durumundayken) 300 mA seviyesindedir fakat Bölüm 4.6.1.'de de değinildiği gibi bu değer Raspberry Pi 3 Model B SBC ile birlikte çalışacak çevre birimlerine göre değişecektir. Raspberry Pi Model B SBC'lerinin güvenli çalışması için önerilen güç kaynağının 4.75 V ile 5.25 V arasında bir voltaj değerine ayrıca sürekli olarak 700 mA ile 1500 mA'lık akım verme kapasitesine sahip olması gerekmektedir [75]. Raspberry Pi 3 Model B SBC 5.25 V'nin üzerindeki bir değerdeki bir gerilim kaynağı ile beslendiğinde, Raspberry Pi 3 Model B SBC'nin elektronik devreleri yüksek gerilimden dolayı yanacaktır.

Yukarıda anlatılan sebeplerden ötürü Raspberry Pi 3 Model B SBC'nin beslenmesi için 5 V gerilim değerine sahip ve 700 mA ile 1500 mA arasında sürekli akım sağlayacak bir güç kaynağı kullanılabilir. Fakat ikinci bölümde yapılan dinamik modelden de anlaşılacağı gibi bir quadcopterin havalanabilmesi ve havada kalabilmesi için kendi kütlesine etkiyen yerçekimi kuvvetini yenebilecek ölçüde bir taşıma kuvveti üretebilmesi gerekir ve bu yüzden quadcopterin toplam kütlesi uçuşu etkileyen parametrelerin başında gelir. Raspberry Pi 3 Model B SBC'nin beslenmesi için 5 V gerilim değerine sahip ve 700 mA ile 1500 mA arasında sürekli akım sağlayacak ayrı bir enerji kaynağı kullanmak quadcopterin toplam ağırlığını arttıracaktır.

Bu sorunun önüne geçmek için bu tez çalışmasında Raspberry Pi 3 Model B SBC'nin beslenmesi için ayrı bir güç kaynağı kullanılmamış olup bir voltaj regülatör devresi kullanılması düşünülmüştür. Bir regülatör devresi ile Force Up 4200 modeli üç hücreli LiPo pilden aldığı 11.1 V ile 12.6 V aralığındaki gerilimi sahip olduğu potansiyometre sayesinde 5 V'luk bir gerilim değerine düşürülebilir ve Raspberry Pi 3 Model B SBC, ayrı bir güç kaynağı kullanılmadan beslenebilir.

Potansiyometre, dışardan fiziksel müdahalelere ile değeri değiştirilebilen dirençlerdir. Potansiyometreler devrelerde akımı sınırlamak ya da gerilimi bölmek amacıyla kullanılırlar [76].

Bu tez çalışmasında ise LM2596 ADJ entegresi kullanan yedi segment LED görüntü modülüne sahip ayarlanabilen bir voltaj regülatör devresi kullanılmıştır. LM2596 ADJ entegresine sahip bu voltaj regülatör devresi Şekil 3.20.'de gösterilmiştir. Bu alt bölümde ve üçüncü bölüm sonunda yapılacak analizler için ise LM2596 150 kHz 3 A voltaj regülatörünün teknik özellikleri ise Tablo 4.10.'da verilmiştir [77].



Şekil 4.14. Tez çalışmasında kullanılan voltaj regülatör devresi (LM2596 ADJ)

Tablo 4.10. LM2596 150 kHz 3 A voltaj regülatörünün teknik özellikleri

Özellik	Değer
Boyut	56 × 36 mm
Ağırlık	20 g
Uygulanabilir giriş voltaj aralığı (DC)	4-40 V
Çıkış voltajı (DC)	0-30 V ($\pm 5\text{mV}$ tolerans)
Maksimum çıkış akımı	3 A

Tablo 4.10.'da da görülebileceği üzere LM2596 voltaj regülatör devresi üç hücreli bir LiPo pilden aldığı 11.1-12.6 V aralığındaki bir giriş voltajını bünyesinde barındırdığı dahili potansiyometresi sayesinde 5 V değerine düşürebilir. Ayrıca yine Tablo 4.10.'da görülebileceği üzere LM2596 voltaj regülatörü, Raspberry Pi 3 Model B SCB'nin ihtiyaç duyduğu 700-1500 mA'lık sürekli akım değerini de karşılayabilecek kapasiteye sahiptir.

MPU-6050 atalet ölçüm birimi ile NEO-6M GPS modülünün beslenmesi ise Raspberry Pi 3 Model B SBC üzerinden dolaylı olarak yine bu voltaj regülatör devresi üzerinden sağlanacaktır.

4.9. Receiver

Giriş bölümünde de değinildiği gibi konvansiyonel quadcopterlerin uzaktan kontrolü için genellikle radyo kontrol yöntemi kullanılmaktadır. Fakat bu tez çalışmasında quadcopterin uzaktan kontrolü için gerekli komutlar radyo kontrol yöntemiyle değil, IEEE 802.11 standartlarına göre wireless bağlantısı üzerinden internet alt yapısı kullanılarak gönderilecektir. Bu amaçla günümüzde hemen hemen herkes tarafından çok yaygın bir şekilde kullanılan akıllı telefonlar kullanılacaktır. Android platformu üzerinde oluşturulmuş bir yazılım, quadcopterlerin kontrolü için kullanılan geleneksel radyo vericisine benzetilecek ve komutlar internet ağ yapısı kullanılarak UDP protokolü üzerinden gönderilecektir. Bu çalışmaların ayrıntıları beşinci bölümde verilecektir.

4.10. Donanım Elemanlarının Birleştirilmesi

4.10.1. RPi 3 ile MPU-6050 IMU Arasındaki Bağlantının Kurulması

Bölüm 4.5.3.2.'de verilen Tablo 4.7.'deki MPU-6050 atalet ölçüm biriminin teknik özellikleri incelendiğinde, MPU-6050'nin bir slave cihaz olarak herhangi bir master cihazla yapacağı iletişim için desteklediği seri iletişim protokolü I²C senkron seri iletişim protokolü olduğu görülmektedir. Bir master cihazın, I²C seri iletişim protokolü ile programlama düzeyinde bir slave cihazı kontrol edebilmesi için gerekli adımlar altıncı bölümde anlatılacaktır. Bu bölümde ise Raspberry Pi 3 Model B SBC ile InvenSense MPU-6050 atalet ölçüm birimi arasında tez çalışmasında yapılan bağlantılar gösterilecektir.

Şekil 4.18.'de gösterilen Raspberry Pi 3 Model B için GPIO pinleri işlev şeması dikkatlice incelendiğinde, Raspberry Pi 3 Model B'nin I²C seri iletişim protokolü için kullandığı GPIO pinlerinin Board numaralandırma sistemine göre üçüncü ve beşinci pinler olduğu görülebilir. Ayrıca Bölüm 4.6.1.2.'de anlatıldığı gibi I²C seri iletişim protokolü tek uçlu sinyalleşme (ya da toprağa referanslı sinyalleşme; single-ended signaling) yöntemini kullanmaktadır. Yani I²C seri iletişim protokolü ile yapılacak olan bir iletişimde haberleşmenin tüm hat boyunca hatasız bir şekilde sağlanabilmesi için SDA ve SCL hatları, pull-up dirençlerle V_{CC} hattına bağlanırken iletişimin sağlanması için toprak hatlarının aynı olması gerekir. Raspberry Pi 3 Model B SBC'de I²C seri iletişim protokolü için kullanılan pinler daimî bir pull-up direncine sahiptir. Tablo

4.7.'de de görülebileceği gibi MPU-6050 atalet ölçüm biriminin çalışma voltajı 2.375-3.46 V arasındadır. Bu sebepten dolayı V_{cc} hattı için, Şekil 4.18.'de gösterilen Raspberry Pi 3 Model B için verilen GPIO pinleri işlev şemasında yer alan 3 V gerilime sahip iki GPIO pininden biri kullanılmalıdır. Toprak hattı için ise Raspberry Pi 3 Model B için verilen GPIO pinleri işlev şemasında yer alan herhangi bir Ground pini seçilebilir.

Bu tez çalışmasında Raspberry Pi 3 Model B SBC ile InvenSense MPU-6050 atalet ölçüm birimi arasında yapılan bağlantı Tablo 4.11.'de gösterilmiştir.

Tablo 4.11. RPi 3 ile MPU-6050 arasında kurulan bağlantı

Raspberry Pi 3 Model B SBC		MPU-6050 IMU	
Pin No (Board)	Pin No (Broadcom SoC Channel)		Pin İsmi
Pin #1	(3.3V PWR)		VCC
Pin #9	(GND)		GND
Pin #3	SDA1 (GPIO02)		SDA
Pin #5	SCL1 (GPIO02)		SCL

4.10.2. RPi 3 ile NEO-6M GPS Modülü Arasındaki Bağlantının Kurulması

Bölüm 4.5.4.'de verilen Tablo 4.8.'deki NEO-6M GPS modülünün teknik özellikleri incelendiğinde, NEO-6M GPS modülünün bir slave cihaz olarak herhangi bir master cihazla yapacağı iletişim için RS-422 seri iletişim protokolünü kullanan UART donanımının kullanılması gerekmektedir. Bir master cihazın, UART donanımı üzerinden programlama düzeyinde bir slave cihazı kontrol edebilmesi için gerekli adımlar beşinci bölümde anlatılacaktır. Bu bölümde ise Raspberry Pi 3 Model B SBC ile u-blox NEO-6M GPS modülü arasında tez çalışmasında yapılan bağlantılar gösterilecektir.

Şekil 4.18.'de gösterilen Raspberry Pi 3 Model B için GPIO pinleri işlev şeması dikkatlice incelendiğinde, Raspberry Pi 3 Model B'nin UART veri yolu için kullandığı GPIO pinlerinin Board numaralandırma sistemine göre sekizinci ve onuncu pinler

olduğu görülebilir. Ayrıca Bölüm 4.6.1.3.'te de anlatıldığı gibi RS-422 seri iletişim protokolü diferansiyel sinyalleşme (differential signaling) yöntemini kullanmaktadır. Yani RS-422 seri iletişim protokolü kullanan bir UART donanımı üzerinden yapılacak seri bir iletişimde haberleşmenin sağlanabilmesi için master ve slave cihaz arasında iki adet veri kanalı (TX ve RX), slave cihazı beslemek için ise bir adet V_{cc} hattı ve toprak hattı kurulmalıdır. Bu noktada farklı seri iletişim protokolleri arasında herhangi bir kafa karışıklığının oluşmaması amacıyla, I²C, protokolünün single-ended signaling tekniğini kullandığından tek veri kanalı (SDA) kullanıldığına dikkat ediniz. Diğer kanal (SCL) master cihaz tarafından üretilen saat sinyali (clock) taşır ve bu saat sinyali cihazlar arasındaki senkronizasyonu sağlar. UART, ise asenkron bir alıcı/vericidir (receiver/transmitter) ve bu iletişimde herhangi bir saat sinyali kullanılmaz (bunun yerine her iki donanımında veri aktarım hızları birbirine eşitlenir; beşinci bölümde anlatılacaktır). Tablo 4.8.'de de görülebileceği gibi NEO-6M atalet ölçüm biriminin çalışma voltajı 3.3-6 V arasındadır. Bu sebepten dolayı V_{cc} hattı için, Şekil 4.18.'de gösterilen Raspberry Pi 3 Model B için verilen GPIO pinleri işlev şemasında yer alan 5 V gerilime sahip iki GPIO pininden biri kullanılmalıdır. Toprak hattı için ise Raspberry Pi 3 Model B için verilen GPIO pinleri işlev şemasında yer alan herhangi bir Ground pini seçilebilir.

Bu tez çalışmasında Raspberry Pi 3 Model B SBC ile u-blox NEO-6M GPS modülü arasında yapılan bağlantı Tablo 4.12.'de gösterilmiştir.

Tablo 4.12. RPi 3 ile NEO-6M GPS modülü arasında kurulan bağlantı

Raspberry Pi 3 Model B SBC		MPU-6050 IMU
Pin No (Board)	Pin No (Broadcom SoC Channel)	Pin İsmi
Pin #1	(3.3V PWR)	VCC
Pin #9	(GND)	GND
Pin #3	SDA1 (GPIO02)	SDA
Pin #5	SCL1 (GPIO02)	SCL

Burada dikkat edilmesi gereken husus şudur ki; UART üzerinden haberleşen cihazlar, SPI, I²C gibi diğer seri iletişim protokollerin aksine, senkronizasyonun sağlanması

amacıyla herhangi bir saat sinyali taşımazlar (üretmezler). Bunun yerine her iki cihazda veri iletim hızlarını eşitleyerek (bu işlem programlama düzeyinde beşinci bölümde anlatılacaktır), differential signaling yöntemiyle birbirlerini dinlerler. Bunun anlamı şudur ki; UART üzerinden haberleşen cihazlardan biri için veri aktarım kanalı olarak görev yapan iletişim hattı, diğer cihaz için veri alım kanalı olarak görev yapmaktadır. Yani bu iletişim hatları üzerinden yapılan veri aktarımı tek yönlüdür. Bu sebepten dolayı Tablo 4.12.'de de gösterildiği gibi master cihaz olan RPi 3'ün TXD0 çıkışı, NEO-6M GPS modülünün RX girişine bağlanmasına (vice versa) dikkat edilmelidir.

4.10.3. RPi 3 ile Force Up 4200 LiPo Pil Arasındaki Bağlantının Kurulması

Bölüm 4.7.'de de anlatıldığı gibi Raspberry Pi 3 Model B SBC'yi besleyecek güç kaynağı olan Force Up 4200 üç hücreli (3S) lityum iyon polimer pil arasında bir voltaj regülatör devresi kurulması gerekmektedir. Bu voltaj regülatör devresi ise LM2596 150 kHz 3 A voltaj regülatörü olarak belirlenmiştir.

Bu voltaj regülatörünün, Raspberry Pi 3 Model B SBC ile Force Up 4200 lityum iyon polimer pil arasında bir köprü görevi görebilmesi için, ilk önce bir T-plug yüksek akım konektörü yardımıyla (Force Up 4200 lityum iyon polimer pili dişi T-plug konektöre sahiptir), LM2596 voltaj regülatör devresine güç verilmiş daha sonra, LM2596 üzerinde yer alan dahili potansiyometre yardımıyla çıkış voltajı 5 V olarak ayarlanmıştır. Tablo 4.9.'da da görülebileceği gibi Raspberry Pi 3 Model B SBC üzerindeki elektronik devrelerin yanmaması yüksek voltaj nedeniyle yanmaması için bu işlemin RPi 3 ile yapılacak bağlantının öncesinde gerçekleştirilmesi gerekmektedir.

Tablo 4.9.'da da görülebileceği gibi Raspberry Pi 3 Model B SBC, microUSB portu ya da GPIO pinleri üzerinden beslenebilir. Raspberry Pi 3 Model B SBC'nin beslenmesi amacıyla Şekil 4.18.'de verilen Raspberry Pi 3 Model B için verilen GPIO pinleri işlev şemasında yer alan 5V PWR pinlerinden herhangi birisi (Board numaralandırma sistemine göre ikinci ve dördüncü GPIO pinleri) kullanılabilir.

Bu tez çalışmasında Raspberry Pi 3 Model B SBC ile Force Up 4200 üç hücreli (3S) lityum iyon polimer pil arasında yapılan bağlantı Tablo 4.13.'te gösterilmiştir.

Tablo 4.13. RPi 3 ile Force Up 4200 LiPo pil arasında kurulan bağlantı

Raspberry Pi 3 Model B SBC		NEO-6M GPS
Pin No (Board)	Pin No (Broadcom SoC Channel)	Pin İsmi
Pin #2	(5V PWR)	VCC
Pin #6	(GND)	GND
Pin #8	TXD0 (GPIO14)	RX
Pin #10	RXD0 (GPIO15)	TX

4.10.4. RPi 3 ile ESC' ler Arasındaki Bağlantının Kurulması

Bölüm 4.4.'te de belirtildiği gibi Modern ESC'lerin çoğu, bir pil eliminatör devresini (BEC) içermektedir.

Uçuş kontrolcüsü tarafından motorların hızını ayarlamak için gönderilecek komutlar ESC'lere BEC devresi üzerinden iletilir. (Bölüm 4.4.1.'de ayrıntıları açıklandığı gibi, bu komutların, ESC'lere, darbe genişlik modülasyonu (PWM) kullanılarak karesel sinyaller şeklinde iletildikleri unutulmamalıdır.)

4.10.4.1. BEC

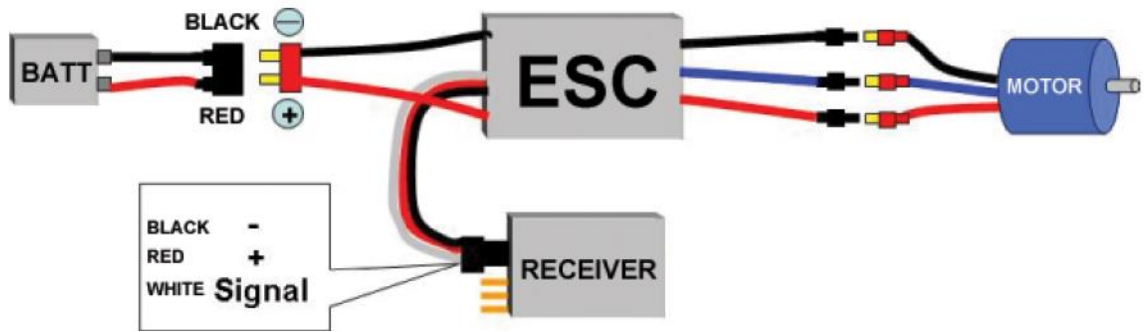
Pil eliminatör devresi (BEC, Battery Eliminator Circuit), birden fazla pil gerekmeden diğer elektronik devrelere elektrik gücü iletmek üzere tasarlanmış elektronik bir devredir [36].

Pil eliminatör devresi (BEC), elektronik hız kontrolcüsünün (ESC) bir parçasıdır [36]. ESC'lerde, uçuş kontrolcüsü tarafından belirlenen değere göre fırçasız DC elektrik motorunun açısal hızını ayarlamak amacıyla, PWM tekniği kullanarak motorlar üzerine düşen ortalama gerilim miktarını yani motorların uçuş kontrolcüsü tarafından belirlenen devirde çalışması için LiPo pilden çekeceği güç miktarını ayarlayan bir hız kontrol devresi bulunurken; uçuş kontrolcüsünden, fırçasız DC elektrik motorunun hangi açısal hızda (yada devirde) çalışacağını belirleyen komutu alan bir de alıcı (receiver) devresi

bulunur. Bu alıcı devreleri ise ESC'lerle aynı voltaj değerinde çalışmazlar. İşte bu alıcı devresinin beslenmesi amacıyla LiPo pilden aldığı yüksek voltajı (3S bir pil için 11.1 V), 5 V değerine düşüren voltaj regülatör devrelerine BEC (battery eliminator circuit) ya da UBEC denilmektedir. Ayrıca vericiden gönderilen komut sinyallerin alıcıya iletebilmesi için ESC'lerin BEC çıkışında bir dişi jag mevcuttur.

BEC (Battery Eliminator Circuit), lineer bir regülatörken, UBEC (Ultimate Battery Eliminator Circuit) anahtarlama bir regülatördür; yani UBEC'lerin çalışma voltajı istenilen bir değere düşürülebilir. Yani BEC'lerde devrenin ihtiyacı için enerji kaynağından çekilen fazla güç ısı enerjisine dönüşecekken, UBEC'ler tam olarak devrenin ihtiyacı olan güç miktarını enerji kaynağından çekebilir. Bunun sonucu olarak anahtarlama bir regülatör olan UBEC, lineer bir regülatör olan BEC ile kıyaslandığında daha verimli çalışacaktır.

Şekil 4.15.'de konvansiyonel quadcopterlerde kullanıldığı üzere, bir HK30A UBEC ESC, bir batarya, bir fırçasız DC elektrik motoru ve bir radyo alıcısından oluşan elektromekanik bir sistemde kurulması gereken bağlantılara ait devre şeması verilmiştir [40]. (Bu tez çalışmasında radyo alıcısı kullanılmayacaktır.)



Şekil 4.15. Bir batarya, ESC, fırçasız motor ve radyo alıcısı arasındaki bağlantılar

Bu tez çalışmasında Raspberry Pi 3 Model B SBC ile HK30A UBEC ESC'ler arasında bağlantılar Tablo 4.14.'te gösterilmiştir.

Tablo 4.14. RPi 3 ile HK30A UBEC ESC'ler arasında kurulan bağlantılar

Fırçasız DC Elektrik Motoru	Raspberry Pi 3 Model B SBC		UBEC Girişi	HK30A UBEC ESC
Motor Referans No/Adı	Pin No (Board)	Pin No (Broadcom)	Pin İsmi	ESC Referans No/Adı
#1/FR	Pin #18	GPIO24	WHITE	#1/FR
	Pin #20	(GND)	BLACK	
#2/BL	Pin #16	GPIO23	WHITE	#2/BL
	Pin #30	(GND)	BLACK	
#3/FL	Pin #33	GPIO13	WHITE	#3/FL
	Pin #34	(GND)	BLACK	
#4/BR	Pin #37	GPIO26	WHITE	#4/BR
	Pin #39	(GND)	BLACK	

Şekil 4.15.'de de görüldüğü gibi, HK30A UBEC ESC'nin BEC çıkışında bulunan üç uçlu dişi jagdaki beyaz (WHITE) kablo sinyal kablosudur. Uçuş kontrolcüsünden gelen komut sinyallerinin ESC'lere ulaşabilmesi için bu devrelerin RPi 3 ve HK30A UBEC ESC'de bulunan topraklama (ground) pinleri ile tamamlanması gerekir. Bölüm 4.7.'den de anlaşılabileceği üzere, Raspberry Pi 3 Model B SBC'nin, konvansiyonel quadcopterlerde kullanıldığı şekli ile Şekil 4.15.'de görülen radyo alıcısının aksine, ESC üzerinde yer alan pil eliminatör devresi (UBEC) tarafından değil; LM2596 voltaj regülatörü üzerinden beslenmektedir. Yani, bu tez çalışmasında, konvansiyonel quadcopterlerde olduğunun aksine, ESC'ler üzerinde yer alan pil eliminatör devrelerinin (UBEC), voltaj regülatörü olarak değil, sadece uçuş kontrolcüsü tarafından üretilen komuta sinyallerini ESC'lere ileten bir iletişim kanalı olarak görev yaptığına dikkat edilmelidir. Bu yüzden ESC'lerin BEC çıkışında bulunan üç uçlu dişi jagdaki 5.5 V değerindeki gerilim çıkışı boş bırakılmış olup, bu çıkış üzerinden Raspberry Pi 3 Model B SBC ile herhangi bir bağlantı yapılmamıştır.

Motor ve ESC'lere verilen referans numaraları ve isimlere ait gerekli bilgiler ise bir sonraki bölümde anlatılacaktır.

4.10.5. Elektrik Motorları ile LiPo Pil Arasındaki Bağlantının Kurulması

Şekil 4.15.'de de görülebileceği gibi fırçasız DC elektrik motorları ile bu motorları besleyecek batarya arasındaki bir bağlantı ESC devreleri üzerinden sağlanır.

Bir, quadcopter dört rotorlu yani dört adet fırçasız DC elektrik motoruna sahip döner kanatlı bir hava taşıtıdır. Bu dört adet fırçası elektrik DC motorunun tek enerji güç kaynağı ile beslenmesi ise quadcopter iskeletlerinin (frame) bir parçası olan iletken plakalar sayesinde gerçekleştirilir.

Bölüm 4.1.'de söz edildiği gibi bu tez çalışmasında kullanılacak olan Flame Wheel 450 quadcopter iskeleti kullanılacaktır. Şekil 4.1.'de görülen siyah plakalar iskeleti desteklemenin haricinde, quadcopterde yer alan ve LiPo pil ve ESC'ler (dolayısıyla fırçasız DC elektrik motorları) arasında köprü görevini üstlenecek iletken plakalardır.

Bu tez çalışmasında kullanılan dört adet A2212/13T fırçasız DC elektrik motorunun aynı anda Force Up 4200 3S lityum iyon polimer pil ile beslenmesi amacıyla, her bir HK30A UBEC elektronik hız kontrol devresi, bu iletken plakalara lehimlenmiştir. Ayrıca Force Up 4200 3S lityum iyon polimer pilin bu ESC'lere gerekli gücü sağlaması amacıyla bir adet erkek T-plug konektör de (Force Up 4200 3S lityum iyon polimer pilinin dişi T-plug konektöre sahip olduğu unutulmamalıdır) bu iletken plakaya lehimlenmiş olup, böylece Force Up 4200 3S lityum iyon polimer pili ile ESC'ler arasında kapalı bir elektriksel devre oluşturulmuştur.

Şekil 4.15.'de de görülebileceği gibi HK30A UBEC elektronik hız kontrol devrelerin her birinde, fırçasız DC elektrik motorlarıyla yapacakları bağlantı için A, B ve C olarak isimlendirilmiş üç adet çıkış bulunur. ESC'lerde PWM tekniğiyle üretilen karesel sinyaller bu çıkışlar vasıtasıyla fırçasız DC elektrik motorlarına iletilirler. Bu üç çıkış 3.5mm banana konektörler vasıtasıyla fırçasız elektrik DC motorlarında yer alan farklı renkler ile refere edilmiş üç girişe bağlanır.

Burada dikkat edilmesi gereken çok önemli bir husus vardır:

Daha önce de belirtildiği gibi çizgisel ve açısal momentum her zaman korunur (çizgisel momentumun korunumu kanunu, açısal momentumun korunumu kanunun). Fırçasız DC elektrik motorlarının açısal hızı dönme hareketine başlamadan önce sıfırdır. Dolayısıyla açısal momentumlarının değeri de sıfır olur. Fırçasız DC elektrik motorlarının rotorları

kendi merkezleri etrafında dönmeye başladıklarında bir açısal hıza sahip olurlar. Bu açısal hız ise bir açısal momentum meydana getirir. Açısal momentumun her zaman korunması gerektiğinden (başlangıçta rotorların hızı sıfır olduğu için açısal momentumlarının değeri de sıfırdı) quadcoptere sabitlenmiş bu rotorlar, quadcopterin zıt yönde bir açısal hızla dönmesine, yani zıt yönde ve eşit miktarda bir açısal momentumun oluşmasına sebebiyet verirler. Bu moment, quadcopterin eylemsiz referans çerçevesinde (inertial frame) yaw eksenleri üzerinde dönüş hareketi (rotation) yapmasına sebebiyet verir. Daha öncede belirtildiği gibi, quadcopterlerdeki sabit hatveli pervane çiftlerinin zıt yönde (CW ve CCW) dönme hareketinin yapmasının sebebi de budur. Özdeş rotor çiftleri zıt yönde döndürülerek eşit miktarda (ve birbirine zıt yönde) bir açısal momentum üretmeleri sağlanır ve böylece quadcopter yaw ekseninde herhangi bir dönme hareketi (rotation) yapmadan dengede kalabilir.

Bu tez çalışmasında, programlama aşamasında, fırçasız DC elektrik motorlarının uçuş kontrolcüsü tarafından kontrol edilebilmesi için, bu motorlara birer referans ismi verilmiştir. Quadcopterin yeryüzüne göre durumunu belirleyecek (roll, pitch ve yaw eksenlerindeki açısal pozisyonu ve bu eksenler çevresindeki açısal hızı) eleman atalet ölçüm birimi olduğundan, MPU-6050 IMU referans alınarak, bu fırçasız DC elektrik motorlarına saat yönünde olacak şekilde sırasıyla FR (Front-Right), BR (Back-Right), BL (Back-Left) ve FL (Front-Left) referans isimleri verilmiştir.

Motorlara atanan referans isimleri seçildikten sonra, saat yönünde (clockwise; CW) dönme hareketi yapacak motor çifti olarak, FR (motor #1) ve BL (motor #2) isimleriyle refere edilen motorlar seçilmiş, aynı şekilde; saat yönünün tersi yönünde (counterclockwise, CCW) dönme hareketi yapacak motor çifti olarak ise FL (motor #3) ve BR (motor #4) isimleriyle refere edilen motorlar olacak şekilde seçilmiştir. Bu yerleşim düzeni Tablo 3.15.'te net bir şekilde görülebilir.

Yukarıdaki ifadelerden de anlaşılabileceği gibi, bu fırçasız DC elektrik motorlarının ESC'ler ile yapılan bağlantısı yapılırken, her bir motor çiftinin kendi ESC'leriyle yapacağı bağlantı şekli kendi aralarında eş olmak zorundadır.

CW yönünde dönme hareketi yapan bir motorun, CCW yönünde döndürülmesi için ise motor girişlerinin, ESC'ler üzerinde yer alan A, B ve C çıkışlarıyla yaptıkları bağlantıların herhangi ikisinin yer değiştirilmesi ile sağlanır (vice versa) [40]. Bu işlem

ESC ve motor arasında yapılan elektriksel bağlantının faz açısını 180 derece değiştireceğinden dolayı motor zıt yönde dönecektir.

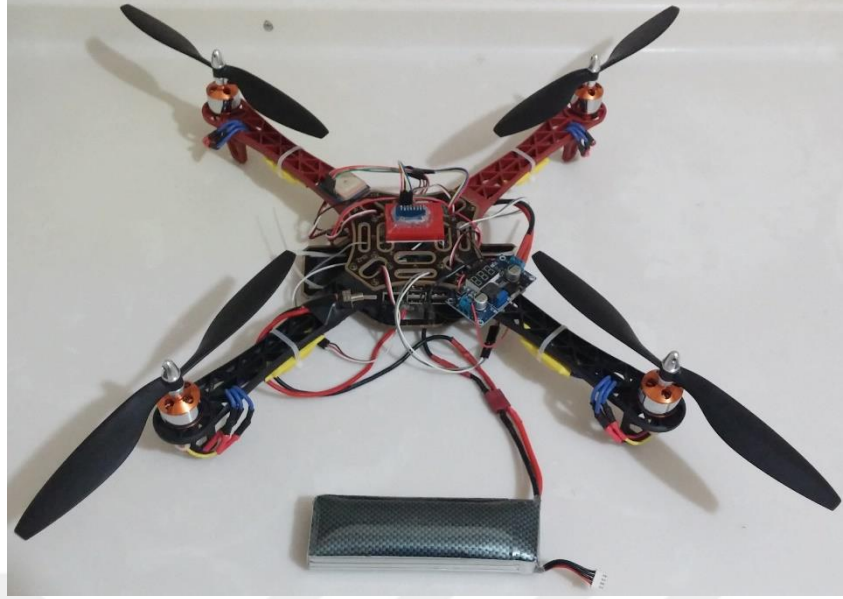
Doğru yönde itme, dolayısıyla taşıma kuvvetinin üretilebilmesi amacıyla bu tez çalışmasında kullanılacak olan GEMFAN 1045C multikopter pervanelerinin A2212/13T fırçasız DC elektrik motorlarına, bu motorların dönüş yönüne bağlı olarak nasıl monte edilecekleri ise Bölüm 4.3.'de anlatılmıştı.

Bu tez çalışmasında, A2212/13T fırçasız DC elektrik motorlar ile HK30A UBEC elektronik kontrol sistemleri arasında yapılan bağlantılar ise Tablo 4.15.'te verilmiştir.

Tablo 4.15. Fırçasız DC motorları ile ESC'ler arasında kurulan bağlantılar

Fırçasız DC Elektrik Motoru		HK30A UBEC ESC	
Motor Çifti	Giriş Referans Rengi	Çıkış Referans Rengi	ESC
CW FR (#1) / BL (#2)	YELLOW	A	FR (#1) / BL (#2)
	BLACK	B	
	RED	C	
CWW FL (#3) / BR (#4)	YELLOW	C	FL (#3) / BR (#4)
	BLACK	B	
	RED	A	

Bu tez çalışmasında uçuş kontrolcüsünün tasarlanacağı quadcopter, tüm donanım elemanları birleştirilmiş şekilde Şekil 4.16.'de gösterilmiştir.



Şekil 4.16. Quadcopter, tüm donanım elemanları birleştirilmiş şekilde

Şekil 4.22.'de görülen Force Up 4200, uçuş esnasında, quadcopter üzerindeki kelepçeler yardımıyla alt plakaya monte edilmektedir.

Bölüm 4.4.1.'de de değinildiği gibi quadcopterlerde, uçuş kontrolcüsü, sensör gibi önemli elektronik bileşenlerde istenmeyen akımların indüklenmesinin önünde geçilmesi için ESC'ler bu elektronik elemanlara olabildiğince uzak bir şekilde yerleştirilmedir. Yüksek frekansta çalışan ESC'lerin oluşturduğu elektromanyetik girişim (EMI), özellikle IMU gibi quadcopterin yeryüzüne göre durumunu (attitude) belirleyen önemli sensörlerden yanlış verilerin elde edilmesine sebep olabilir.

4.11. Analiz

Üçüncü bölümde yapılan dinamik modelden de anlaşılabileceği gibi bir quadcopterin havalanabilmesi ve havada kalabilmesi için kendi kütesine etkiyen yerçekimi kuvvetini yenebilecek ölçüde bir taşıma kuvveti üretebilmesi gerekir ve bu yüzden quadcopterin toplam kütesi uçuşu etkileyen parametrelerin başında gelir. Ayrıca quadcopterler sınırlı kapasitede enerji kaynaklarına sahip oldukları için, uçuşun verimlilik oranı, quadcopterin toplam kütesine bağlı olmakla beraber (daha fazla ağırlık, Newton'un hareket yasalarına göre, quadcopter üzerine etkiyen daha yüksek yerçekimi kuvveti demektir ki, bu kütle çekimi kuvvetini yenebilecek ölçüde bir taşıma kuvvetinin

üretilebilmesi ise daha fazla güç tüketimi anlamına gelir) quadcopterde kullanılan elektronik elemanların özelliklerine de bağlıdır.

Özetle herhangi bir hava taşıtının esansiyel fiziksel elemanlarını seçerken quadcopterin kendi ağırlığına bağlı olarak üzerine etkiyen yerçekimi kuvvetine karşı yeterli itme kuvvetini üretebilecek kapasitede olması, uçuşun mühendislik becerilerince olabildiğince verimli hale getirilmesi için kapsamlı bir analiz yapılması gerekmektedir.

Bu bölümün alt başlıklarında bu tez çalışmasıyla oluşturulacak olan quadcopterde kullanılan donanım elemanlarına dair ilk önce kütleli, daha sonra da elektriksel bir analiz yapılacak ve bölüm sonunda da donanım elemanlarına bağlı olarak maksimum uçuş süresi hesaplanacaktır.

4.11.1. Kütleli Analiz

Bölüm 4.1.'de de belirtildiği gibi bu tez çalışmasında tasarlanacak olan quadcopterin ana gövdesi için Flame Wheel 450 (F450) quadcopter iskeleti kullanılacaktır. Tablo 4.1.'de de görülebileceği üzere Flame Wheel 450 (F450) quadcopter iskeletinin kalkış ağırlığı, iskeletin kendi ağırlığı ile birlikte 800 -1600 g aralığındadır. Yani ana gövdesi için Flame Wheel 450 (F450) iskeletini kullanacak olan bir quadcopterin toplam ağırlığı 1.6 kg'ın üstünde olmamalıdır.

Ayrıca bu tez çalışmasında kullanılacak A2212/13T fırçasız DC elektrik motorları için değişik pervane türleri ve değişik voltaj aralıklarında yapılan test verileri Bölüm 4.2.'de verilmişti. Tablo 4.3.'te yer alan test verileri dikkatlice incelendiğinde tek bir A2212/13T fırçasız DC elektrik motoru 10x5 inç boyutlarında bir pervane ile 10.9 volt gerilim değerinde 802 g'lık bir itme kuvveti üretebilmektedir. Bu tez çalışmasında kullanılacak olan 10x4 inçlik pervanelerle birlikte dört A2212/13T fırçasız DC elektrik motorunun 11.1 V gerilim değeri altında en az (3S bir LiPo pilin maksimum doluluk oranında 12.6 V'luk gerilim değerine sahip olduğu unutulmamalıdır) 1.6 Kg'lık bir itme kuvveti üreteceği tahmin edilmektedir. Tahmin edilen bu minimum değer ise Flame Wheel 450 (F450) quadcopter iskeletinin kalkış ağırlığı aralığıyla örtüşmektedir.

Kütleli analiz için, quadcopterde kullanılacak tüm donanım elemanlarının ağırlıkları bir arada olacak şekilde Tablo 4.16.'da verilmiştir.

Tablo 4.16.'da görülebileceği gibi bu tez çalışmasında kullanılacak tüm donanım elemanlarının toplam ağırlığı 1148 g'dir. Kullanılacak ek gereçlerin (jumperlar, plastik kelepçeler vs.) ağırlıkları da düşünüldüğünde quadcopterin toplam ağırlığı maksimum 1200 g mertebesinde olacaktır ki bu değer Flame Wheel 450 (F450) quadcopter iskeleti ve dört adet A2212/13T fırçasız DC elektrik motoru ile birlikte 10x4.5 inç pervane seti kullanan bir quadcopter için kalkış değerinin yaklaşık 400 g altındadır.

Tablo 4.16. Quadcopterde kullanılan tüm donanım elemanlarının ağırlıkları

Donanım Elemanı	Ağırlık
1 × Flame Wheel 450 (F450) (İskelet)	282 g
4 × A2212/13T (Fırçasız DC Elektrik Motoru)	210.8 g
4 × GEMFAN 1045C (Pervane)	35.2 g
4 × HK30A UBEC (ESC)	128 g
4 × Force Up 4200 (3S LiPo Pil)	400 g
1 × MPU-6050 (IMU)	15 g
1 × NEO-6M (GPS Modülü)	12 g
1 × Raspberry Pi 3 Model B (Uçuş Kontrolcüsü)	45 g
1 × LM2596 (Voltaj Regülatörü)	20 g
TOPLAM	1148 g

4.11.2. Elektriksel Analiz

Bölüm 4.2.'de de belirtildiği üzere tez çalışmasında tasarlanacak olan quadcopterin havalanabilmesi ve havada stabil şekilde operasyonel faaliyetlerini yerine getirebilmesi için quadcopterin kendi ağırlığından dolayı Dünya tarafından üzerine uygulanan yerçekimi kuvvetini yenecek gerek itmeyi (taşımayı) üretebilecek kapasiteye sahip elektrik motoru olarak A2212/13T modeli fırçasız DC elektrik motoru seçilmiştir.

Tablo 4.2.'de de görüldüğü gibi A2212/13T 7.4-11.1 V voltaj aralığında çalışabilme yeteneğine sahiptir. Ayrıca yine bu tablodan da görülebileceği gibi A2212/13T fırçasız DC elektrik motorunun maksimum çalışma akımı 13 A'dır. Bu sebeplerden dolayı

A2212/13T fırçasız DC elektrik motorunun hızını kontrol edebilecek bir ESC 2S ya da 3S'lik bir LiPo pil ile çalışabilme kabiliyetine sahip olması daha da önemlisi sürekli akım değerinin en az 20 A değerinde olması gerekmektedir. Bu yüzden, bu tez çalışmasında A2212/13T fırçasız DC elektrik motorunun devrini (açısal hızı) kontrol edecek elektronik hız kontrol devresi olarak, 30 A'lık sürekli akım değerine sahip ve aynı zamanda 5.5-12.6 V gerilim değeri altında çalışabilme yeteneğine sahip bir ESC olan HK30A UBEC elektronik hız kontrol devresi seçilmiştir. Bu 30 A'lık ESC, lineer eliminatör devresinin aksine, anahtarlamalı bir pil eliminatör devresi olan (UBEC) kullandığından herhangi bir verimlilik sorunu meydana getirmeyecektir (elektriksel olarak). Fakat bu noktada 20 A'lık bir ESC'nin kullanılması daha avantajlıdır (kütlesel olarak). Bu tez çalışmasına yönelik donanım elemanlarının temini sırasında uygun şartları sağlayan 20 A'lık bir ESC temin edilememiş olup, bunun yerine 30 A'lık HK30A UBEC elektronik hız kontrol devresi tercih edilmiştir.

Tez çalışmasında uçuş kontrolcüsü olarak kullanılacak olan Raspberry Pi 3 Model B SBC ise bu tez çalışmasında kullanılacak üç hücreli lityum iyon polimer pil olan Force Up 4200'ün voltaj değerinin aksine 5 V'luk bir çalışma voltajına sahiptir. Bu sorun, Bölüm 3.7.'de anlatıldığı üzere bir voltaj regülatör devresi kullanılarak halledilmiştir. Quadcopterde kullanılacak sensörlerin beslemesi ise Raspberry Pi 3 Model B SBC üzerinden yapılacaktır. (Bu sensörler dolaylı olarak Raspberry Pi 3 Model B SBC ve LM2596 voltaj regülatörü üzerinden Force Up 4200 lityum iyon polimer pili üzerinden beslenmektedir; yani asıl enerji kaynağının Force Up 4200 olduğu unutulmamalıdır.)

Bölüm 4.4.'te donanım elemanlarını besleyecek enerji kaynağının, donanım kaynaklarının ihtiyaç duyduğu maksimum sürekli akımı devamlı sağlayabilecek akım verme kapasitesine sahip olması gerekmektedir. Bu elektrik analizin en önemli konusudur.

Elektriksel analiz için, quadcopterde kullanılacak tüm donanım elemanlarının maksimum çalışma akımları, bir arada olacak şekilde Tablo 4.17.'de verilmiştir.

*HK30A UBEC ESC'ler üzerinden geçecek akım miktarı A2212/13T fırçasız DC elektrik motorunun ihtiyaç duyduğu akım miktarına bağlıdır. Tablo 4.17.'de verilen 8 A'lık akım değeri dört adet ESC'nin UBEC çıkışına ait toplam maksimum akım değeridir. Bu tez çalışmasında pil eliminatör devresi üzerinden (UBEC) herhangi bir ek elektronik elemanın beslenmediğine dikkat ediniz.

** LM2596 voltaj regülatörü, anahtarlama bir voltaj regülatörü olduğundan Force Up 4200 lityum iyon polimer pilden alınan 11.1-12.6 V aralığındaki gerilim değerini Raspberry Pi 3 model B SBC'nin ihtiyaç duyduğu 5 V'luk gerilim değerine düşürürken voltaj regülatör devresi üzerinde herhangi bir güç kaybı yaşanmaz (eser miktarda oluşacak güç kaybı ihmal edilebilir). Yani LM2596 anahtarlama voltaj regülatörü üzerinden geçecek akım miktarı Raspberry Pi 3 Model B SBC'nin ihtiyaç duyduğu akım miktarına bağlıdır.

Tablo 4.17. Tüm donanım elemanlarının maksimum çalışma akımları

Donanım Elemanı	Akım
4 × A2212/13T (Fırçasız DC Elektrik Motoru)	52 A
4 × HK30A UBEC (ESC)	8 A (UBEC)*
1 × MPU-6050 (IMU)	3.9 mA
1 × NEO-6M (GPS Modülü)	50 mA
1 × Raspberry Pi 3 Model B (Uçuş Kontrolcüsü)	~2 A
1 × LM2596 (Voltaj Regülatörü)	**
TOPLAM	~54.054 A

Tablo 4.17.'de de görülebileceği gibi bu tez çalışmasında kullanılacak donanım elemanlarının maksimum stres altında çekebilecekleri toplam akım yaklaşık 54 A değerindedir. Bu yüzden, quadcopterde kullanılan tüm donanım elemanlarını besleyecek olan bir lityum iyon polimer pilin en az 60 A'lık (gerekli maksimum akımın yaklaşık %10 fazlası) sürekli akım verebilme kapasitesine sahip olması gerekmektedir.

Tablo 4.6.'dan da görülebileceği üzere Force Up 4200 lityum iyon polimer pilinin C değeri (C rate) 25 C mertebesinde.

Bölüm 4.4.'te de belirtildiği üzere, C değeri (C rate), bir pilin deşarj oranının (hızının) bir ölçüsüdür. C rate bulunurken pilin deşarj akımı, pilin bir saat içinde nominal kapasitesinin verebileceği maksimum teorik akım miktarına bölünür [44]. Bir lityum iyon polimer pilin sürekli bir şekilde verebileceği maksimum akım miktarı Bölüm

4.4.'te verilen Eşitlik 4.4. ile hesaplanabilir. Eşitlik 4.4. kullanıldığında Force Up 4200 lityum iyon polimer pilinin anlık olarak verebileceği maksimum akım miktarı:

$$\begin{aligned} I_m &= I_N \cdot B_C \\ &= 4200 \cdot 25 \\ &= 105000 \text{ mA} \end{aligned}$$

olarak bulunacaktır. Yukarıda yapılan hesaplama da görülebileceği gibi Force Up 4200 lityum iyon polimer pilin sürekli olarak verebileceği akım miktarı olan 105 A lik akım değeri, quadcopterin tüm donanım elemanlarının maksimum stres altında ihtiyaç duyabileceği toplam akım miktarı olan 60 A'den çok daha yüksektir. Bu noktada, daha düşük kapasitede üç hücreli bir lityum iyon pilinin seçilmesi daha uygun olacaktır. Çünkü lityum iyon polimer pillerde kapasite arttıkça, pilin ağırlığı da aynı oranda artacaktır. Pilin kapasitesinin artması uçuş süresini arttıracak bir faktör olarak düşünülebilir, fakat quadcopterin toplam ağırlığının artmasıyla birlikte fırçasız DC elektrik motorlarının quadcopterin toplam ağırlığından dolayı Dünya tarafından kendisine uygulanan yerçekimi kuvvetini yenebilecek ölçüde bir itme (taşıma) kuvveti üretmesi için daha fazla güce ihtiyaç duyacaktır. Quadcopterlerde ağırlık parametresi, ikinci bölümde anlatılan dinamik modellemelerden de anlaşılabilir olduğu gibi daha önemli bir faktördür. Örneğin 2800 mAh kapasiteli 25 C değerindeki ProFuse 3S LiPo pili, 70 A'lık bir sürekli akım verme kapasitesine sahipken, Force Up 4200 LiPo pilinden 170 g daha hafiftir. Bu tez çalışmasına yönelik donanım elemanlarının temini sırasında daha uygun şartları sağlayan üç hücreli bir lityum iyon polimer pil temin edilememiş olup, bunun yerine Force Up 4200 lityum iyon polimer pili tercih edilmiştir.

4.11.3. Maksimum Uçuş Süresinin Hesaplanması

C değeri (C rate), bir pilin deşarj akımının, pilin bir saat içinde nominal kapasitesinin teorik olarak verebileceği maksimum akım miktarına oranı olarak tanımlanır. Yani pilin deşarj oranının (hızının) bir ölçüsüdür. 1 C deşarj oranında çalışan bir pil nominal

kapasitesine 1 saat için de verecektir. Aynı şekilde 2 C deşarj oranında çalışan bir pil ise nominal kapasitesini 2 katı daha hızlı bir şekilde, yani 30 dakika içerisinde verecektir [44].

Bölüm 4.10.2.'de yapılan elektriksel analiz sonucunda, Bölüm 4.'te tanımlanan donanım elemanlarıyla konfigüre edilmiş bir quadcopterin maksimum stres altında anlık ~54 A'lık bir akım miktarına ihtiyaç duyduğu hesaplanmıştır.

54 A'lık sürekli akım sağlayan Force Up 4200 lityum iyon pilinin deşarj oranı Eşitlik 3.4. kullanılarak hesaplanabilir:

$$\begin{aligned} I_m &= I_N \cdot B_C \\ B_C &= I_M / I_N \\ &= 54000 / 4200 \\ &\approx 12,86 \end{aligned}$$

12,86 C deşarj oranında çalışan bir LiPo pil nominal kapasitesini yaklaşık 4,67 dakikada (60/12,86) verecektir ki fazla deşarjdan dolayı LiPo hücrelerinin zarar görmemesi için (Bölüm 4.4.'te anlatılmıştı) uçuş için bu sürenin sadece %80'i kullanılması gerekmektedir.

Yukarıdaki açıklamalardan da anlaşılabileceği gibi Bölüm 4.'te anlatılan donanım konfigürasyonu ile tasarlanmış bir quadcopter ile (maksimum stres altında teorik olarak) elde edilebilecek maksimum uçuş süresi yaklaşık 3,73 dakikadır.

Optimum şartlar altında teorik olarak elde edilebilecek uçuş süresi hesaplanmak istendiğinde ise Tablo 4.4.'te A2212/13T fırçasız DC elektrik motoruna ait test verileri incelenebilir.

Bölüm 4.10.1.'de yapılan kütleli analizde Bölüm 3.'te anlatılan donanım elemanlarıyla oluşturulmuş bir quadcopterin toplam ağırlığının yaklaşık olarak 1200 g olduğu hesaplanmıştı. Tablo 4.4. dikkatlice incelendiğinde 1200 g'ın üzerinde bir itme kuvvetinin üretilmesi için her bir A2212/13T motorunun ihtiyaç duyacağı akım

miktarının yaklaşık olarak 6.5 A seviyesinde olacağı yorumu yapılabilir (bu tez çalışmasında 10x4.5 inçlik pervane setinin kullanılacağını unutmayınız). Bu durumda quadcopterin tüm donanım elemanlarının anlık olarak ihtiyaç duyduğu sürekli akım miktarı yaklaşık olarak 28 A seviyesinde olacağı düşünülebilir. Eşitlik 4.4. bu senaryo için yeniden kullanıldığında, Force Up 4200 lityum iyon polimer pilinin bu senaryo altındaki deşarj oranı:

$$I_m = I_N \cdot B_C$$

$$B_C = I_M / I_N$$

$$= 28000 / 4200$$

$$\approx 6,67$$

olacaktır. 6,67 C deşarj oranında çalışan bir LiPo pil nominal kapasitesini yaklaşık olarak 9 dakikada (60/6,67) verecektir ki fazla deşarjdan dolayı LiPo hücrelerinin zarar görmemesi için (Bölüm 4.4.'te anlatılmıştı) uçuş için bu sürenin sadece %80'i kullanılması gerekmektedir.

Yukarıdaki açıklamalardan da anlaşılacağı gibi Bölüm 4.'te anlatılan donanım konfigürasyonu ile tasarlanmış bir quadcopter ile bu senaryo altında elde edilebilecek optimum uçuş süresi (teorik olarak) yaklaşık 7,72 dakika civarında olabileceği yorumu yapılabilir.

5. BÖLÜM

YAZILIM

Üçüncü bölümde anlatılan bir quadcopterin dinamik modeli göz önüne alınarak, üçüncü bölümde yapılan kütle ve elektriksel analiz sonrası bahsedilen donanım elemanlarıyla konfigüre edilmiş bir quadcopterde Raspberry Pi 3 Model B SBC'nin bir uçuş kontrolcüsü olarak programlanabilmesi için bazı ek yazılımlara, çevresel birimlerini kontrol etmek amacıyla gerekli elektriksel sinyalleri üretebilmek için bazı ek kütüphanelere ihtiyaç duyulacaktır. Ayrıca Bölüm 3.6.1.'de de belirtildiği gibi Raspberry Pi tam olarak bir gömülü sistem değildir; daha öncede belirtildiği gibi tek kartlı bir bilgisayardır (SBC, Single Board Computer). Fakat bir SBC olmasının avantajıyla (küçük boyutlar) sahip olduğu GPIO pinleri sayesinde tek bir amaca yönelik bir gömülü sistem olarak tasarlanabilir; gömülü sistem uygulamalarında kullanılabilir. Bu tez çalışmasında kullanılan Raspberry Pi 3 Model B SBC de bir gömülü sistem olarak (uçuş kontrolcüsü olarak) tasarlanacaktır. Bu noktada, bir gömülü sistem olarak kullanılacak Raspberry Pi 3 Model B SBC'ye uzaktan erişimin sağlanabilmesi için, bazı uzaktan erişim protokollerinin kullanılması gerekmektedir. Bu tez çalışmasında Raspberry Pi 3 Model B SBC'ye uzaktan erişim için kullanılan uzaktan erişim protokolleri ile bu iletişim protokollerini temel alan ve Raspberry Pi 3 Model B SBC'ye uzaktan erişim için gerekli olan tüm (tez çalışmasında kullanılan) ek yazımlar ile ilgili temel bilgiler bu bölümün alt başlıklarında verilecektir.

Raspberry Pi 3 Model B SBC'nin bir uçuş kontrolcüsü olarak kullanılabilecek yüksek donanım gücüne sahip olmasında rağmen, Raspberry Pi'nin, Raspberry Pi Foundation tarafından İngiltere'de geliştirilen okullarda ve gelişmekte olan ülkelerdeki temel

bilgisayar bilimleri öğretimini teşvik etmek için küçük, single-board bir bilgisayar olduğuna Bölüm 4.6.1.'de değinilmişti.

Raspberry Pi'nin üretilmesindeki temel amacın okullarda ve gelişmekte olan ülkelerdeki bilgisayar bilimleri öğrenimi teşvik etmek olmasından dolayı, Raspberry Pi ile yapılan projelerde bir literatür taraması yapıldığında, bu projelerde genel olarak, doğal dil unsurlarını kullanabilen, yüksek seviye soyutlama imkânı sunan ve bu sayede program geliştirme aşamasını daha kolay ve daha anlaşılabilir kılan yüksek seviye dillerden biri olan Python programlama dilinin kullanıldığı görülebilir [77].

Bu tez çalışmasında ise Raspberry Pi 3 Model B SBC'nin uçuş kontrolcüsü olarak programlanması sırasında orta seviyeli bir dil olan C programlama dili kullanılmıştır. Bunun nedeni ise C programlama dili, programlama diliyle makine dili arasında bulunan düşük soyutlama katmanı nedeniyle (ki C dili ile assembly dili arasında hemen hemen hiçbir ara katman yoktur) makine komutlarını efektif bir şekilde haritalayabilen düşük-seviye (low-level) erişim kabiliyetine sahiptir ve bundan dolayı donanım elemanlarına erişimde yüksek seviyeli dillere kıyasla çok daha hızlı bir şekilde çalışır. (Aslında C dilinin düşük-seviye özellikleri nedeniyle, Python gibi yüksek seviyeli programlama dilleri bile, çoğu zaman, C dili ile oluşturulmuş kitaplıkları (library), bu kitaplıklar için oluşturulmuş bir arayüz katmanı (interface) sayesinde kullanır [79].)

Üçüncü bölümde quadcopterler hakkında yapılan dinamik modellemelerden de anlaşılacağı üzere, quadcopterler çok yüksek dinamiğe sahip elektromekanik sistemlerdir ve bu yüzden quadcopterin stabilizasyonun sağlanabilmesi için çok yüksek hızda çalışan bir kontrol sistemine ihtiyaç duymaktadır (altıncı bölümde programlaması anlatılacak olan uçuş kontrolcüsü, kontrol döngüsünün her bir iterasyonunu yaklaşık olarak 10 ms.de tamamlayacaktır). Uçuş kontrolcüsünün programlanması sırasında yüksek seviyeli bir dilin kullanıldığında ise, çok fazla soyutlama katmanının neden olduğu işleme süresindeki yavaşlama nedeniyle, quadcopterin stabilizasyonu için gerekli olan bu yüksek kontrol hızına ulaşılamayacaktır. (Bu tez çalışmasında, C dilinin kullanılmasına karar verilmeden önce, Python programlama dilinde uçuş kontrolcüsünün kullanacağı bazı fonksiyonlara ait (ESC'lere PWM tekniği kullanarak karesel sinyallerin gönderilmesi gibi) birtakım denemeler yapılmıştır fakat tatmin edici sonuçlar alınamamıştır. Python programlama dili ile tam operasyonel bir uçuş kontrolcüsü oluşturulmadığından dolayı, bu tez çalışmasında, uçuş kontrolcüsünün, C

programlama dili ile Python programlaması arasındaki farka dair herhangi bir test değeri verilmeyecektir.

Beşinci bölümde de anlatılacağı üzere, PID kontrol döngüsü geri besleme mekanizmasının oransal, integral ve türevsel sabitlerinin belirlenmesi esnasında quadcopterin anlık durumunun (attitude) gerçek zamanlı olarak izlenebilmesi ihtiyacı doğmuştur (quadcopterin uçuşu sırasında uçuş verilerine ait bilgiler kayıt altına (log) alınmaktadır; ancak bu veriler sadece uçuş sonrasında incelenebilir). Bu yüzden, bu tez çalışmasında, Java programlama dili kullanılarak, quadcopterin anlık durumuyla ilgili verilerin görsel bir arayüz üzerinden gerçek zamanlı olarak izlenebilmesi amacıyla ek bir yazılım da programlanmıştır. (Bu yazılımın sadece quadcopterin anlık durumuyla (attitude) ilgili verilerin görsel bir arayüz üzerinden izlenebilmesine olanak tanıdığına dikkat ediniz. Java programlama dili de yüksek seviye bir dil olması nedeniyle, uçuş kontrolcüsünü programlaması sırasında tercih edilmemelidir. Bu tez çalışmasında, C dilinin kullanılmasına karar verilmeden önce, Java programlama dilinde de uçuş kontrolcüsünün kullanacağı bazı fonksiyonlara ait (ESC'lere PWM tekniği kullanarak karesel sinyallerin gönderilmesi gibi) birtakım denemeler yapılmıştır fakat tatmin edici sonuçlar alınamamıştır. Java programlama dili ile tam operasyonel bir uçuş kontrolcüsü oluşturulmadığından dolayı, bu tez çalışmasında, uçuş kontrolcüsünün, C programlama dili ile Java programlaması arasındaki farka dair herhangi bir test değeri verilmeyecektir.)

Bu bölümün alt başlıklarında, bu tez çalışmasında kullanılan tüm yazılım araçları, bu yazılım araçlarının kullandığı protokoller ve ilgili teknolojiler ile alakalı tanıtıcı ve teorik bilgiler mümkün olan en kısa şekilde verilecektir. Tez çalışmasının ana konusundan uzaklaşmamak amacıyla, bu yazılım ya da protokollerin, Raspberry Pi 3 Model B SBC üzerinde nasıl kullanılacağına ait herhangi bir uygulamaya ise (örneğin, PuTTY yazılımı kullanılarak, SSH protokolü ile üzerinde Windows işletim sistemi çalışan uzak bir bilgisayardan, üzerinde Raspbian (Linux) işletim sistemi çalıştıran Raspberry Pi 3 Model B SBC'ye uzaktan erişim sırasında gerçekleştirilmesi gereken adımlar) bu bölümde yer verilmeyecektir.

6. BÖLÜM

UYGULAMA

Bu bölüm uçuş kontrolcüsünün programlanacağı, sensörlerden okunan ham verilerle quadcopterin yeryüzüne göre durumu (rigid body attitude estimation) ve açısal hızlarının hesaplanacağı, uçuş kontrolcüsünün quadcoptere stabil bir uçuş yetisi verebilmesi için bu verilerdeki gürültülerin (noise) çeşitli sinyal işleme filtreleme yöntemleriyle azaltılacağı ve quadcopterler gibi yüksek dinamiğe sahip hava taşıtlarının ihtiyaç duyduğu bir kontrol döngüsü geri besleme mekanizmasıyla quadcopterin uçuş yeteneklerinin test edileceği bu tez çalışmasının ana bölümünü oluşturulacaktır.

Yapılan çalışmaların okuyucu tarafından daha kolay bir şekilde takip edilebilmesini sağlamak amacıyla, bu bölüme kadar değinilmeyen fakat uçuş kontrolcüsünün programlaması sırasında kullanılması gereken bazı teknikler ve bu teknikler ile ilgili teorik bilgiler de uygulamalar sırasında yeri geldiğinde alt başlıklar altında anlatılacaktır.

Bir uçuş kontrolcüsü, bir quadcopterin stabilizasyonunu sağlarken birbirleriyle ilişkili fakat çok fazla sayıda değişik görev yürütmesi gerekir. Modülerleştirme, çok büyük ve çok sayıda göreve sahip programları, belirli görevlere sahip fakat çok daha küçük olan farklı program parçalarının (modül) bir araya getirilmesiyle düzenlemek amacıyla kullanılan bir yöntemdir [80].

Her modül sağladığı hizmetlere diğer modüller tarafından nasıl erişileceğini belirten iyi tanımlanmış bir arayüze (interface) sahiptir. Ayrıca her modül, kullanılan kodu ve uygulama ayrıntılarını diğer modüllerden soyutlayan bir implementasyona sahiptir [80].

Özellikle büyük ve karmaşık programlarda modülerleştirme birkaç avantaja sahiptir [80]:

- Modüller, birden fazla projede yeniden kullanılabilir.
- Bir modülün uygulama ayrıntılarının değiştirilmesiyle, arayüz değişmediği sürece, bu modülleri kullanan istemci modüllerin değiştirilmesini gerektirmez.
- Yalnızca üzerinde değişiklik yapılan modüller yeniden derlenmesi gerektiğinden, daha hızlı bir derleme süresi sağlar.
- Arayüz, modülü kullanmak için bilinmesi gereken her şeyi belirttiği için, kendiliğinden dokümantasyon sağlar.
- Modül bağımlılıkları açıkça belirtildiği ve her bir modül ayrı ayrı test edilebildiğinde, daha kolay hata ayıklama (debugging) imkânı verir.

Bu tez çalışmasında, mühendislik eğitiminin gerektirdiği üzere, daha etkin bir proje kontrolü sağlanması amacıyla, uçuş kontrolcüsünün programlaması sırasında modüler programlama tekniği kullanılmıştır. Dördüncü bölümde de nedenleri belirtildiği gibi bu tez çalışmasındaki uçuş kontrolcüsünün programlanması C dili ile yapılacaktır. Basitçe ifade edilmesi gerekirse, C programlama dilinde modüler programlama, belirli bir görevi yapacak her modülün, bu modüllerin arayüzlerini (interfaces) belirten bir header dosyası (örneğin moduler1.h) ve bu header dosyasıyla ilişkili uygulama kodlarının bulunduğu bir kaynak dosyasının (örneğin module1.c) oluşturulması ile yapılır.

Header dosyası (*.h) sabitler (constants), veri tipleri, global değişkenler ve bu modülü kullanacak istemci modüllerin (ya da istemci programların) bu modüle erişimini sağlayan fonksiyon prototiplerini (tanımlamalarını) içerir. Modülün yapısındaki diğer öğeler ise kaynak dosyasında (*.c) yer alır [80].

Bir quadcopteri ya da genel olarak herhangi bir sabit hatveli multirotor hava taşıtının anlık durumunu (attitude) belirleyen; bu durum baz alınarak yer istasyonu ya da pilot tarafından istenilen duruma getirilmesini ve stabil olarak hareket etmesini ya da havada asılı olarak kalmasını (hover) sağlayacak olan uçuş kontrolcüsü, genel olarak aşağıdaki algoritmayı izler:

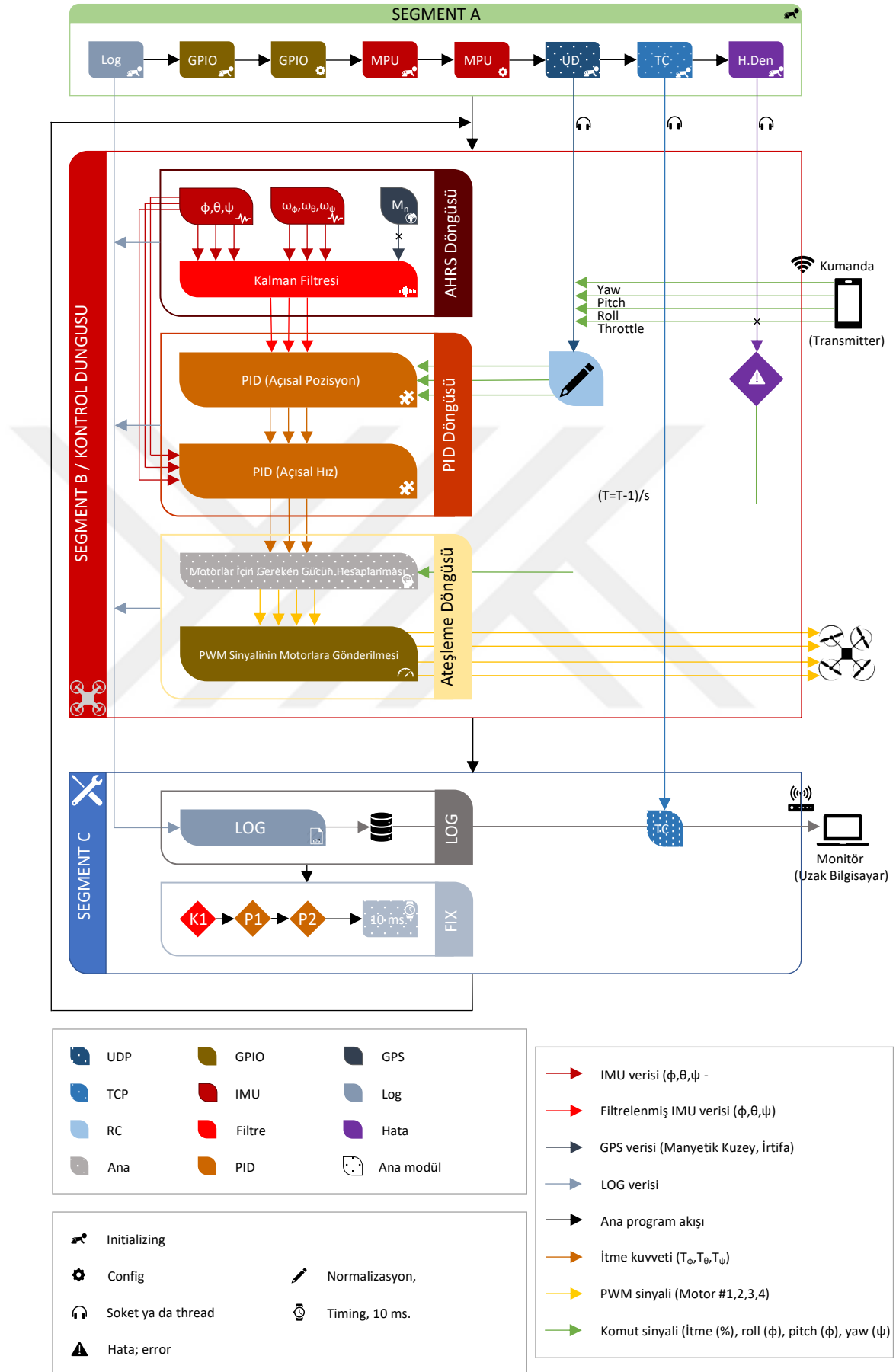
1. Atalet ölçüm biriminden (IMU- Inertial Measurement Unit) alınan ham veriler ile quadcopterin yaw, pitch ve roll eksenlerindeki anlık Euler açılarının hesaplanması ve bu eksenlerdeki açısal hızların belirlenmesi

2. Atalet ölçüm birimine ait ivmeölçerin titreşime çok hassas olması nedeniyle ham verilerin elde edilmesi sırasında ortaya çıkan gürültünün (noise) bir filtreleme yöntemi kullanılarak filtrelenmesi
3. Uzaktan kontrol cihazından (kumanda, transmitter) gelen sinyallerin alınması ve bu sinyallerin decode edilerek yer istasyonu ya da pilot tarafından verilen komutların belirlenmesi
4. Bir kontrol döngüsü geri besleme mekanizması ile quadcopterin anlık durumu baz alınarak pilot ya da yer istasyonu tarafından istenilen duruma stabil olarak ulaşabilmesi ya da durumda hareketine devam edebilmesi için her bir rotora bağımsız olarak verilecek gücün hesaplanması
5. Belirlenen bu güç miktarına göre her bir fırçasız DC elektrik motoru kontrol eden ESC'lere gerekli elektriksel sinyallerin gönderilmesi

Yukarıdaki algoritma temel alınarak, uçuş kontrolcüsünün tasarımı aşamasında taslak bir algoritma oluşturulmuş, bu algoritma parçalara ayrılarak kullanılacak olan modüller ve bu modüllerin birbirleriyle olan ilişkileri belirlenmiştir.

Tez çalışmasının bu bölümünde yapılan çalışmalar, bu modüller ve bu modüller arasındaki ilişkiler göz önüne alınarak, sıralı bir düzende (sequential order) yapılmış olup, bu tez çalışmasının okuyucu tarafından olabildiğince daha kolay bir şekilde anlaşılabilmesi amacıyla, bu bölümde yapılan tüm çalışmalar ve bu çalışmalar üzerinde gerçekleştirilen testler, ilerleyen bölümlerde de bu sıra göz önüne alınarak anlatılacaktır.

Bu tez çalışmasında uçuş kontrolcüsünün izleyeceği algoritma, tasarlanan modüller ve bu modüllerin birbirleriyle ilişkileri Şekil 6.1.'de gösterilmiştir. Şekil 6.1.'de görülebileceği ana modül (main.c) bazı modüllere program akışı boyunca birden fazla kez erişim sağlamaktadır. Bu sebeple, bu tez çalışmasının anlaşılabilirliğini olabildiğince arttırmak amacıyla, ana program akışı üç farklı bölüme, ikinci ve üçüncü bölüm ise kendi içinde farklı bölümlere ayrılmıştır (AHRS döngüsü, PID döngüsü vs.) ve ilerleyen bölümlerde de bu bölüm ya da döngü adlarına referans gösterilecektir.



Şekil 6.1. Ana modül akış şeması

6.1. Uzaktan Kontrol Cihazı (Verici, Transmitter)

Konvansiyonel quadcopterlerin uzaktan kontrolü yani kumanda edilebilmesi için genellikle radyo kontrol yöntemi kullanılmaktadır. Radyo kontrol yöntemi, bir cihazın uzaktan kontrolünün sağlanması için radyo sinyallerinin kullanılmasıdır. Model araçlarda radyo sinyallerinin gönderilmesi genellikle bir radyo vericisi (transmitter) ile sağlanmaktadır.

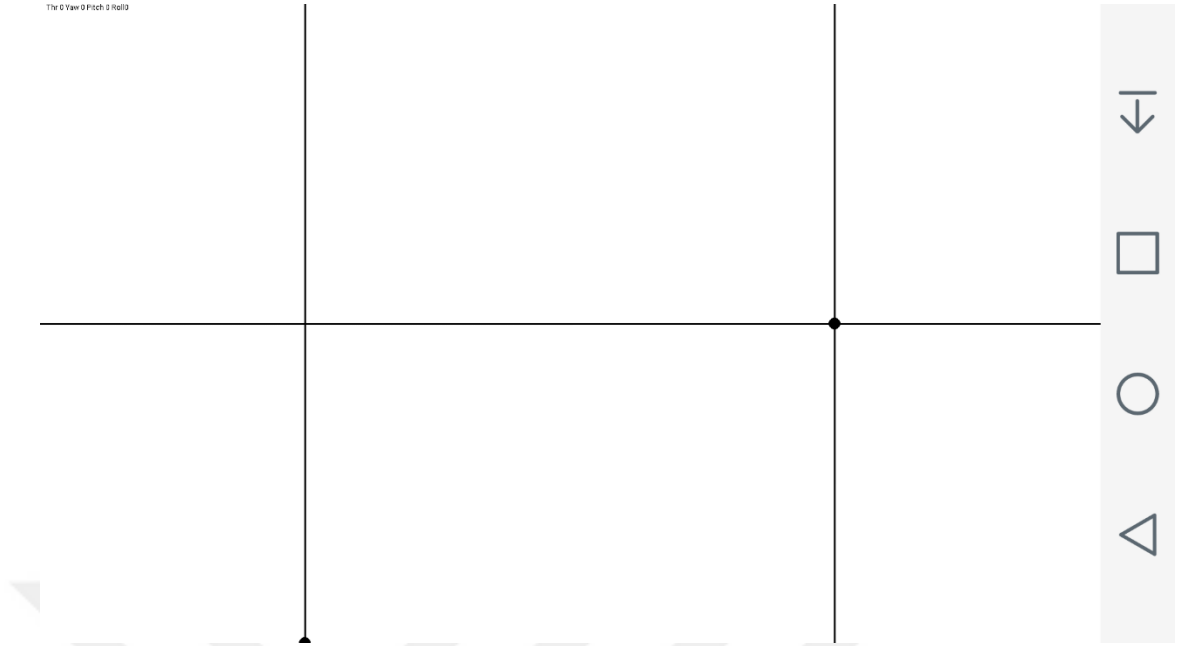
Bu tez çalışmasında ise, giriş bölümünde belirtilen amaçlara ulaşılabilmesi için, tez çalışmasında tasarlanan quadcopterin uzaktan kontrolü için gerekli komutlar radyo kontrol yöntemiyle değil, IEEE 802.11 standartlarına göre wireless bağlantısı üzerinden internet alt yapısı kullanılarak gönderilecektir. Bu amaçla günümüzde hemen hemen herkes tarafından çok yaygın bir şekilde kullanılan akıllı telefonlar kullanılacaktır. Android platformu üzerinde oluşturulmuş bir yazılım, quadcopterlerin kontrolü için kullanılan geleneksel radyo vericisine benzetilecek ve komutlar internet ağ yapısı kullanılarak UDP protokolü üzerinden gönderilecektir. Bu benzetimin yapılabilmesi için ise konvansiyonel quadcopterlerde kullanılan R/C vericilerinin, quadcopterin kontrolünü sağlayacak komutları iletirken hangi yöntemleri ve bu yöntemleri nasıl kullandıklarının bilinmesi gerekir.

6.1.1. Transmitter Olarak Kullanılacak Programın Hazırlanması

İnternet alt yapısı kullanılarak, quadcopterin bir pilot ya da yer istasyonu tarafından kontrol edilmesini sağlamak amacıyla bir Android paketi (apk) oluşturulmuştur.

Bu Android paketi (programı) konvansiyonel quadcopterde kullanılan R/C vericilerinin bir benzetimi olup, uçuş komutlarını (throttle, roll, pitch ve yaw) bir UDP datagramı içinde paketleyerek uçuş kontrolcüsüne iletmektedir.

Android paketinin programlanmasının ilk aşamasında, bu programın konvansiyonel quadcopterde kullanılan R/C kumandalarının bir benzetimi olması amacıyla bir ara yüz oluşturulmuştur. Şekil 6.3.'te bu Android paketi için tasarlanan bu arayüz gösterilmektedir.



Şekil 6.2. Android paketi için tasarlanan arayüz

Şekil 6.2.'te de görülebileceği gibi bu arayüzde iki eksen tanımlanmıştır. Sol taraftaki eksen, konvansiyonel quadcopterlerde kullanılan R/C kumandalarında olduğu gibi throttle-yaw eksenini, sağ taraftaki eksen ise roll-pitch eksenini temsil etmektedir.

Quadcopterlerin uçuşu sırasında stabilizasyonun korunması için, quadcopterin yer yüzüne göre durumunu yani açısal pozisyonu değiştirecek uçuş komutlarının (yaw, roll ve pitch) değer aralığı -45° ile $+45^\circ$ arasında belirlenmiş olup, throttle komutu değer aralığı ise oluşturulacak toplam itme kuvvetinin bir oranını belirtmesi amacıyla %0 ile %100 arasında belirlenmiştir.

Bu Android paketi (programı), quadcopterin bir pilot tarafından kontrol edilmesine imkân sağlayacak olan bu uçuş komutlarını UDP protokolünü kullanarak 7000 numaralı port üzerinden yayın yapacak şekilde tasarlanmıştır. Uçuş komutlarının gönderilmesinde kullanılacak veri formatı ise, dilden bağımsız (language-independent) bir veri değişim formatı olan JSON seçilmiştir.

Bu tez çalışması için pilot tarafından verilecek olan uçuş komutlarının internet alt yapısı üzerinden yine bu tez çalışmasında quadcopterin stabilizasyonunu sağlamak amacıyla oluşturulacak olan uçuş kontrolcüsüne iletilmesi görevini üstlenmesi amacıyla

programlanmış Android paketi, üzerinde Android işletim sistemi çalıştıran herhangi bir akıllı telefona ya da tablete kurulabilir.

NOT: Tez çalışmasında transmitter görevi üstlenecek bu Android paketinin programlanması sırasında Dr. Gareth Owenson'un yapmış olduğu bir çalışma temel olarak alınmış ve bu çalışma bu tez çalışmasında yapılacak uygulamaların ihtiyaçlarına göre revize edilmiştir.

6.1.2. Transmitter Olarak Kullanılacak Programın Hazırlanması

JSON (JavaScript Object Notation) hafif bir veri değişim (data-exchange) formatıdır. İnsanların okuyup yazabilmesi kolaydır. Makinaların tarayıp, yaratabilmesi kolaydır. JavaScript Programlama Dili, Standard ECMA-262 versiyonunun alt kümesi üzerine kurulmuştur. JSON, tamamen programlama dillerinden bağımsız, ancak C türevi dillere (C, C++, C#, Java, JavaScript, Perl, Python ve daha pek çoğu), yazılış bakımından çok benzeyen bir veri tanımlama formatıdır. Bu özellikler, JSON'u veri değiş tokuşu için ideal hale getirmektedir [99].

Bu tez çalışmasında programlaması yapılan vericinin, uçuş kontrolcüsü için UDP protokolü kullanarak 7000 numaralı port üzerinden yayınlayacağı JSON veri formatı ile düzenlenmiş uçuş komutlarına ait bir örnek aşağıda verilmiştir. Bu komut quadcopterin %30'luk bir güçle (quadcopterin üretebileceği maksimum itme kuvveti değerinin %30'u ile) 15°'lik bir roll açısıyla ileriye doğru gitmesini sağlayacak olan uçuş komutudur (Quadcopterlerin ileri/geri veya sağa/sola hareket etmesi için açisal pozisyonlarını değiştirmesi gerektiği Bölüm 3.2.7.'de anlatılmıştı).

```
{"type": "rcinput", "thr": "30", "yaw": "0", "pitch": "0", "roll": "15"}
```

JSON veri formatı ile yayını yapılan bu uçuş komutunun düzenli bir ifade olması dolayısıyla, alıcı tarafında bu mesajın çözümlenmesi için standart RegEx (Regular Expression) fonksiyonları kullanılabileceği gibi, herhangi bir JSON parser (ayrıştırıcı) kütüphanesi de kullanılabilir.

6.2. Uçuş Kkontrolcüsü ile Uzaktan Kontrol Cihazı Arasındaki İletişimin Kurulması

Bir iletişimdeki uç noktalara (end-point) soket denir. Yani bir iletişim kanalı üzerinden herhangi bir verinin gönderilebilmesi için en az iki adet uç noktanın (soketin) olması gerekir. Bu sebeple istemci olarak görev yapacak uzaktan kontrol cihazı ile server olarak görev yapacak uçuş kontrolcüsü arasında veri alış-verişinin yapılabilmesine imkân sağlayacak bir iletişim kanalının oluşturulabilmesi için, uçuş kontrolcüsü üzerinde de bir UDP soketinin oluşturulması gerekir.

İstemcinin UDP 7000 portu üzerinden “herhangi bir veriyi” sunucuya gönderebileceğine dikkat edilmelidir (ki UDP protokolü, TCP protokolünün aksine, istemci ile sunucu arasında bir bağlantının kurulmasını gerektirmez). Sunucu tarafında UDP 7000 portu üzerinden bir veri alındıktan sonra, bu verinin uçuş kontrol bilgisi olup olmadığının çözümlenmesi gerekir.

6.3. GPIO Modülü

Bölüm 4.2.’de de belirtildiği üzere, ESC’ler rotorların hızlarını kontrol etmek için bir mesajı bir sinyal darbesine (pulse) dönüştürmek (encode) için kullanılan bir modülasyon olan darbe genişlik modülasyonu (PWM, Pulse-Width Modulation) tekniğini kullanırlar.

Bu bölümde Raspberry Pi 3 Model B SBC üzerinde yer alan ve fırçasız DC motorlarının kontrolü için ESC’lere PWM tekniğiyle karesel sinyallerin gönderilmesini sağlayan GPIO pinlerinde PWM tekniğini aktivite edilmesi, PWM parametrelerinin ayarlanması ve ESC’lere GPIO pinleri üzerinden karesel sinyallerin gönderilmesini yani uçuş kontrolcüsüne fırçasız DC elektrik motorları üzerinde kontrol yetisini sağlayacak modülün tasarımı ve modül üzerindeki işlemler anlatılacaktır.

Daha önce de belirtildiği gibi bu tez çalışmasında, quadcopter üzerindeki fırçasız DC elektrik motorlarının birbirinden bağımsız olarak kontrol edilebilmelerini sağlamak için bu motorlara saat yönünde olacak şekilde sırasıyla FR (Front-Right), BR (Back-Right), BL (Back-Left) ve FL (Front-Left) referans isimleri verilmiştir.

GPIO modülünün programlanmasından önce, bu motorları temsil edecek bir veri tipi bir **enum sabiti** ile tanımlanmış ve bu sabitler “*motor.h*” isminde bir arayüze yerleştirilmiştir. *motor.h* header dosyasında ayrıca fırçasız DC motorları ile ilgili diğer sabitlerde bulunmaktadır. Bu tez çalışması için uçuş kontrolcüsünün fırçasız DC motorları üzerinde bağımsız olarak kontrolünü sağlamasına olanak tanıyacak *motor* arayüzü Şekil 6.3.’de gösterilmiştir.

enum sabiti, bir değişkenin alabileceği değerlerin sabit olduğu durumlarda programı daha okunabilir hale getirmek için kullanılır. Şekil 6.3.’de görülen ve motor referans isimlerine atanmış değerler, bu motorlar (daha doğru bir ifadeyle, bu motorları kontrol edecek ESC’ler ile) ile Raspberry Pi 3 Model B SBC arasındaki bağlantının hangi GPIO pinleri üzerinden gerçekleştirildiğini belirtmektedir. Bölüm 6.5.’te de değinildiği gibi, bu tez çalışmasında uçuş kontrolcüsü tarafından ESC’lere PWM tekniği kullanılarak gönderilen karesel komut sinyallerinin oluşturulması sırasında PIGPIO kütüphanesi kullanılacaktır ve PIGPIO kütüphanesi “Broadcom SOC channel” numaralandırma sistemi temel almaktadır. Dolayısıyla motor referans isimlerine verilen bu değerlerde “Broadcom SOC channel” numaralandırma sistemine göre atanmıştır. Bu değerlerin “Board” numaralandırma sistemine göre karşılıkları ise Şekil 4.12.’de verilmiştir.

```
#ifndef MOTOR_H
#define MOTOR_H

#define MOTORS_SHUTDOWN_THROTTLE 1000.0
#define MOTORS_FULL_THROTTLE 2000.0
#define MOTORS_MIN_OPERATING_THROTTLE 1100.0
#define MOTORS_MAX_OPERATING_THROTTLE 2000.0
#define MOTORS_MIN_PID_THROTTLE 1200.0

typedef enum {
    FR=24,
    BL=23,
    FL=13,
    BR=26
} motor_t;

#endif
```

Şekil 6.3. motor.h header dosyası

Quadcopterler dört rotora sahip bir hava taşıtıdır ve bir quadcopterde kullanılan uçuş kontrolcüsü, quadcopterin stabilizasyonu sağlamak için bu dört rotora birbirinden bağımsız olarak kontrol sinyalleri göndermelidir. Spesifik bir motor için karakteristiği uçuş kontrolcüsü tarafından belirlenecek ve PWM metodu ile üretilecek karesel sinyali temsil etmek GPIO modülünün arayüzünde (*gpio.h*), “*pulse_t*” isminde yeni bir veri yapısı tanımlanmış ve *pulse_t* veri yapısının içeriği ve oluşturulduğu veri tipleri Tablo 6.1.’te gösterilmiştir.

Tablo 6.1. *pulse_t* veri yapısı

Veri tipi	Alan adı	Veri türü
motor_t	motorName	Application-specific
double	value	Basic

pulse_t veri yapısında yer alan *value* alanı *motorName* ile belirlenen fırçasız DC elektrik motoruna gönderilecek karesel sinyalin uzunluğunu milisaniye (ms) cinsinden ifade eden değişkendir. Yani bu değerin aralığı 1000.0 ile 2000.0 arasındadır. Şekil 6.7.’de kaynak kodu gösterilen *motor.h* header dosyasında yer alan diğer sabitlerde ana modülün akışında yer alan kontrol bloklarında kullanılacak sabitlerdir ki bu sabitlerinde bir motora gönderilecek karesel sinyallerin uzunluğu (genişliği) ile alakalı sabitler olduğuna dikkat edilmelidir.

6.3.1. Fırçasız DC Motorların Kontrolü

Uçuş kontrolcüsünün kontrol döngüsü geri besleme mekanizmasında her bir motor için üretilmesi gereken itme kuvvetinin hesaplanmasının ardından fırçasız DC elektrik motorlarına gerekli gücün iletilebilmesi için, GPIO modülünü bir fonksiyon daha eklenmiştir. Bu fonksiyonun GPIO arayüzünde yer alan prototipi aşağıda gösterildiği gibidir:

```
void *sendPulse(void *arg);
```

Fonksiyon prototipinden de anlaşılabilceği gibi fırçasız DC motorlarına kontrol döngüsü sırasında gerekli PWM sinyallerinin gönderilmesi için bir thread yapısı kullanılmıştır. Bu thread, spesifik bir motora belirli bir gücün verilmesini sağlamak amacıyla parametre olarak Bölüm 6.3.'te anlatılan *pulse_t* tipinde bir pointer almaktadır. Bu tez çalışmasında thread kullanımını etkileri ve avantajları ileriki bölümlerde anlatılacaktır.

Bu implementasyon Şekil 6.1.'de de görülebileceği gibi ana modül akışının B segmentinde Ateşleme Döngüsü sırasında gerçekleştirilecektir.

6.3.2. ESC'lerin Kalibrasyonu

Konvansiyonel quadcopterlerde kullanılan ESC'ler, bu ESC'leri karesel kontrol sinyallerini gönderen R/C vericileri ile kalibre edilmelidir. ESC'ler daima teorik olarak 1000 μ s ile 2000 μ s genişliğindeki karesel sinyal darbeleriyle çalışsa da pratik olarak bu değerler belirli bir oranda sapma eğilimi gösterir ki bu sapma aynı firma tarafından üretilen aynı tür ESC'ler için de geçerlidir. İkinci bölümde anlatılan quadcopter dinamiğinin getirdiği şartlar nedeniyle bir quadcopterin dengeli bir şekilde uçabilmesi için her bir ESC'ye eşit uzunlukta verilen sinyal darbeleriyle, her bir ESC her bir motoru eşit açısal hızlarda döndürmesi gerekir. Bu yüzden quadcopterlerde kullanılan her bir ESC bu ESC'lere kontrol sinyali gönderecek cihaz uçuş öncesinde ile kalibre edilmelidir. Bir uçuş kontrolcüsün, kalibre edilmeyen ESC'lerle kontrol edilen fırçasız DC elektrik motorlarıyla bir quadcopteri kontrol etmesi mümkün değildir.

Bu tez çalışmasında, tez çalışmasının ana konusundan uzaklaşmamak amacıyla ESC kalibrasyonu ve ESC konfigürasyonu ile ayrıntılı bilgi verilmeyecektir. Fakat bu tez çalışmasında kullanılan HK30A UBEC ESC'ler multirotor gibi döner kanatlı hava taşıtlarında kullanılabileceği gibi, helikopter gibi tek ana rotora sahip hava taşıtlarında ve uçaklar gibi sabit kanatlı hava taşıtlarında da kullanılabilir. HK30A UBEC ESC'ler ile quadcopter gibi bir multirotor hava taşıtının kontrolünü sağlamak için bu ESC'lerin bazı ayarları yeniden konfigüre edilmelidir. Bu tez çalışmasında kullanılan ESC'lerin konfigürasyon ayarları Tablo 6.2.'de gösterilmiştir.

Tablo 6.2. Tez çalışmasında kullanılan ESC'lerin kalibrasyon ayarları

Özellik	Değer	Varsayılan Değer
Brake	Off	Off
Battery Type	LiPo	LiPo
Cutoff Mode	Soft-Cut	Soft-Cut
Cutoff threshold	Medium	Medium
Start mode	Normal	Soft
Timing	High	Medium

6.4. LOG Modülü

GPIO modülünün oluşturulmasının ardından tez çalışmasının bu aşamasında, ilerleyen bölümlerde oluşturulacak modüller üzerinde yapılacak testlerden alınan verilerin kaydedilmesini ve böylece bu tez çalışması sırasında üzerinde çalışılan quadcopterin operasyonel faaliyetleri sırasındaki dinamik davranışlarının analiz edilebilmesine imkân sağlayacak log modülü tasarımı ve modül üzerindeki işlemler anlatılacaktır.

Hatırlanacağı üzere, bu tez çalışmasında uçuş kontrolcüsünün izleyeceği algoritma, tasarlanan modüller ve bu modüllerin birbirleriyle ilişkileri Şekil 6.1.'de gösterilmiştir.

Beşinci bölümün girişinde de değinildiği gibi, bu tez çalışmasında kullanılan modüller programlama tekniğinin getirdiği avantajlardan yararlanılarak, bu tez çalışmasında oluşturulan log modülü, Şekil 6.1.'de gösterilen her yeni modülün oluşturulmasının ardından yeniden revize edilecek ve böylece her bir modül tarafından gerçekleştirilen işlemler sonrası quadcopterin ve quadcopterde yer alan sensörlerin davranışları ile ilgili bir analiz yapılabilecektir. Ayrıca, log modülü, bu tez çalışmasının bitiminde bir kara kutu görevinde kullanılacak olup, her bir farklı uçuş sırasında quadcopter ve sensörler üzerinde meydana gelen değişiklikleri kaydeden diğer bir deyişle uçuş kayıtlarını tutulmasını sağlayan modül görevini üstlenecektir.

Bu tez çalışmasında, her bir farklı modül tarafından gerçekleştirilen işlemler ile ilgili verilerin bir arada tutulması amacıyla log modülün ara yüzünde *log_t* isminde yeni bir veri tipi tanımlanmıştır. Tez çalışmasının bitiminde (Şekil 6.1.'de görülen her bir

modülün oluşturulmasından sonra) log modülünün arayüzünde tanımlanmış *log_t* veri yapısının içeriği ve oluşturulduğu veri tipleri Tablo 6.8.’de gösterilmiştir.

Tablo 6.3. *log_t* veri yapısı

Veri tipi	Alan adı	Veri türü
char [24]	filePath	Array
double *	deltaT_ptr	Pointer (double)
mpu6050_t *	mpu6050_ptr	Pointer (mpu6050_t)
filter_t[3] *	filter_ptr	Array (pointer)
command_t *	command_ptr	Pointer (command_t)
pidStabilization_t[3] *	pidStabilization_ptr	Array (pointer)
pidRate_t[3] *	pidRate_ptr	Array (pointer)
pulse_t[4] *	pulse_ptr	Array (pointer)

Tablo 6.3.’den de görülebileceği üzere log modülü için oluşturulan *log_t* veri yapısında genel olarak pointer yapısı kullanılmış ve böylece ana program akışında bu verilerin ilgili değişkene geçirilmesi sırasında herhangi bir işlem zamanı harcanmamıştır. Tablo 6.3.’de görülen bu application-specific veri yapıları Şekil 6.1. ile verilen ana modül akışının A segmentinde (Şekil 6.1.’de “Log 1” etiketi ile gösterilmiştir) Şekil 6.4.’da gösterilen implementasyon sayesinde log modülü için oluşturulan *log_t* tipindeki bir değişken ile sadece bir kez ilişkilendirilmiştir.

```
log_t log = {"", &deltaT, &mpu6050, {&filter[X_AXIS], &filter[Y_AXIS], &filter[Z_AXIS]}, &command, {&pidStabilizationOn[X_AXIS],
&pidStabilizationOn[Y_AXIS], &pidStabilizationOn[Z_AXIS]}, {&pidRateOn[X_AXIS], &pidRateOn[Y_AXIS], &pidRateOn[Z_AXIS]},
{&pulseForMotor[0], &pulseForMotor[1], &pulseForMotor[2], &pulseForMotor[3]}};
```

Şekil 6.4. log modülünün oluşturan diğer modüllerle ilişkilendirilmesi

6.5. GPS Modülü

Bu bölümde uçuş kontrolcüsü görevini yürütecek olan Raspberry Pi 3 Model B SBC ile bu tez çalışmasında GPS alıcısı olarak kullanılan u-blox NEO-6M arasında, UART asenkron seri iletişim yolu ile bir seri iletişim kanalı kurulacak ve bu iletişim kanalı üzerinden RPi 3'ün (uçuş kontrolcüsü), NEO-6M GPS alıcısı tarafından hesaplanan, quadcopterin küresel konumu ile ilgileri verileri almasına imkân tanıyacak modülün tasarımı ve modül üzerindeki işlemler anlatılacaktır.

Bölüm 4.5.4.'te de belirtildiği üzere, NEO-6M GPS alıcısı, GPS uydularından aldığı veriler ile hesapladığı konum bilgilerini aktarmak için UART protokolünü kullanmaktadır. NEO-6M GPS alıcısı bu aktarımı yaparken ise çoğu GPS modülü gibi, NMEA-0183 (National Marine Electronics Association-0183) mesaj formatını kullanmaktadır.

Bu bölümde ilk önce, UART seri iletişim yolu üzerinden, Raspberry Pi 3 Model B SBC ile NEO-6M GPS modülü arasında iletişim kurulması sağlanacak ve NEO-6M GPS modülünün, GPS uydularına bağlanarak hesapladığı veriler neticesinde quadcopterin pozisyonu ilgili bilgilere erişilecektir. Daha sonra bu ilgili verilerin, uçuş kontrolcüsünde kullanılabilmesi amacıyla, Şekil 6.1.'de gösterilen GPS modülünün arayüzünde NMEA-0183 mesaj formatı kullanılarak oluşturulmuş veri yapıları oluşturulacak (bu sırada NMEA-0183 mesaj formatı hakkında ayrıntılı bilgiler verilecektir) ve UART kanalından gelen NMEA formatındaki bu verilerin ilgili veri yapılarında depolanması için yapılan ayrıştırma (parsing) yöntemleri anlatılacaktır.

Daha önce de belirtildiği gibi bu tez çalışmasında bir manyetometre kullanılmamıştır. Konvansiyonel quadcopterlerde kullanılan atalet ölçüm birimleri, aynı zamanda jiroskoplardaki drift eğilimi nedeniyle başlangıç referans noktası olarak kullanılmak üzere bir manyetometre de içerir ve drift'in (sürüklemenin) yarattığı etkilerin önlenmesi için amacıyla, jiroskoptan elde edilen çıkış değerleri bir manyetometreden elde edilen çıkış değerleri ile kaynaştırılır. Bu bölüm sonunda yapılacak açıklamalar ile bu tez çalışmasında neden bir manyetometrenin kullanılmadığı anlaşılacaktır.

6.6. IMU Modülü

Bu bölümde uçuş kontrolcüsü görevini yürütecek olan Raspberry Pi 3 Model B SBC ile bu tez çalışmasında atalet ölçü birimi (IMU) olarak kullanılan InvenSense MPU-6050 arasında, I²C seri iletişim protokolünü temel alarak, master-slave mimarisinde bir seri iletişim kanalı kuracak ve bu iletişim kanalı üzerinden RPi 3'ün (master cihaz) MPU-6050 (slave cihaz) üzerinde denetim sağlamasını ve bu sayede RPi 3'e MPU-6050'nin quadcopterin roll, pitch ve yaw eksenlerin çevresindeki açısal pozisyonu ve açısal hızı ile ilgili ölçtüğü ham verilerden (raw data) quadcopterin yeryüzüne göre durumunu (attitude) hesaplamasına imkan tanıyacak modülün tasarımı ve modül üzerindeki işlemler anlatılacaktır.

Bu bölümün değinilecek konuların anlaşılabilirliğini olabildiğince arttırmak amacıyla, bu tez çalışması için programlaması yapılan uçuş kontrol programının diğer bir deyişle ana modülün ("*main.c*"), bu bölümde oluşturulacak IMU modülü üzerinden gerçekleştirileceği işlemler aşağıda sırası ile verilmiştir:

1. RPi 3 ile MPU-6050 arasında I²C seri iletişim protokolü temel alınarak master-slave mimarisinde bir iletişim kanalının kurulması
2. MPU-6050'nin RPi 3 tarafından aktifleştirilmesi
 - a. MPU-6050 atalet ölçü birimin ihtiva ettiği jiroskop ve ivmeölçerlerin tam ölçek erimlerinin (full scale range) belirlenmesi
 - b. MPU-6050 üzerinde dijital low-pass filtresinin aktifleştirilmesi
3. MPU-6050'nin uçuş sırasında kullanılacak referans koordinat sistemini belirlemesi (İvmeölçer kalibrasyonu)
4. Quadcopterin her uçuş eksenini çevresindeki (roll, pitch, yaw) açısal hızının hesaplanması
 - a. Her bir ekseninde birbirinden bağımsız olarak, açısal hızları ifade eden ham verilerin (raw data), MPU-6050 üzerinde yer alan ve bu eksenle çevresindeki açısal hızlarla ilgi bu ham verilerin depolandığı registerlara erişilerek üzerinde bit operasyonlarının yapılması (MPU-6050, herhangi bir eksene ait sensör verilerini 8'er bitlik iki register üzerinde depolar. Anlamlı bir verinin elde edilebilmesi için bu iki 8-bitlik veri (High Byte ve Low Byte) üzerinde bit düzeyinde operasyonlar yapıp 16-bitlik anlamlı bir verinin oluşturulması gerekir.)

- b. Her bir ekseninde birbirinden bağımsız olarak, 16-bit haline getirilmiş bu ham veri üzerinde Bölüm 4.5.2.'de verilen eşitlikler kullanılarak bu ham verilerden quadcopterin roll, pitch ve yaw eksenleri çevresindeki açısal hızlarının (ω_ϕ , ω_θ , ω_ψ) hesaplanması
- 5. Quadcopterin her uçuş eksenini çevresindeki (roll, pitch, yaw) açısal pozisyonunun hesaplanması
 - a. Her bir ekseninde birbirinden bağımsız olarak, bu eksenler üzerine uygulanan ivmeyi (proper acceleration; proper acceleration hakkında detaylı bilgi Bölüm 4.5.1.'de verilmiştir) ifade eden ham verilerin (raw data), MPU-6050 üzerinde yer alan ve bu eksenler üzerinde uygulanan ivmelenme kuvvetlerinin büyüklükleri ile ilgili ham verilerin depolandığı registerlara erişilerek üzerinde bit operasyonlarının yapılması (MPU-6050, herhangi bir eksene ait sensör verilerini 8'er bitlik iki register üzerinde depolar. Anlamlı bir verinin elde edilebilmesi için bu iki 8-bitlik veri (High Byte ve Low Byte) üzerinde bit düzeyinde operasyonlar yapıp 16-bitlik anlamlı bir verinin oluşturulması gerekir.)
 - b. Her bir ekseninde birbirinden bağımsız olarak, 16-bit haline getirilmiş bu ham veri üzerinde Bölüm 4.5.1.'de verilen eşitlikler kullanılarak bu ham verilerden quadcopterin roll, pitch ve yaw eksenleri çevresindeki açısal pozisyonlarının (ϕ , θ , ψ) hesaplanması (bu sonuçların birimi radyandır)
 - c. Sonuçların dereceye çevrilmesi

Yukarıda verilen algoritmanın üçüncü adımı, algoritmanın beşinci adımının belirli bir sayıda art arda uygulanmasıdır. Bu uygulamadan sonra, her eksen çevresindeki açısal pozisyonlara ait (ϕ , θ , ψ) bir ortalama değer belirlenir ve bu ortalama değer bu eksenlerdeki offset değerleri olarak kabul edilir.

Algoritmanın birinci, ikinci ve üçüncü adımları Şekil 6.1.'de de görülebileceği üzere ana modül akışının A segmentinde gerçekleştirilmiştir (MPU1 ve MPU 2 olarak refere edilmiştir). Algoritmanın dördüncü ve beşinci adımları ise ana modül akışının B segmentinde (kontrol döngüsünde) gerçekleşmektedir (AHRS döngüsünün birinci adımı olarak refere edilmiştir).

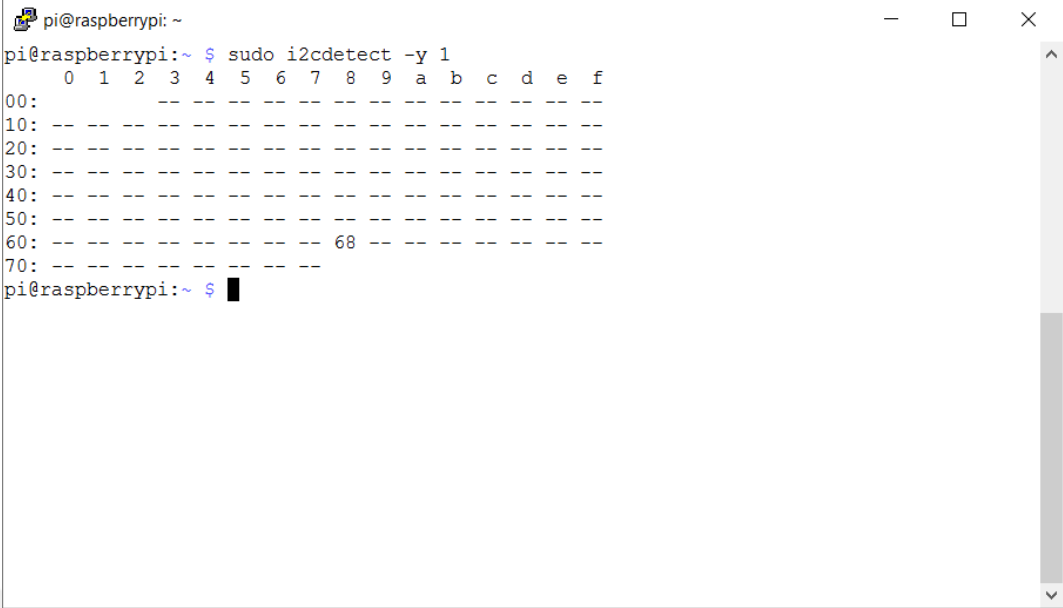
IMU modülü tasarımının ilk aşamasında, master cihazın (RPI 3) slave cihaz (MPU-6050) üzerinde denetim sağlamasına imkân sağlayacak, slave cihazın konfigürasyonunu değiştirmesine izin verecek ve bu slave cihaz üzerinde anlık olarak (belirli bir frekansta) yapılan sensör ölçüm verilerine ulaşmasını sağlayacak MPU-6050 registerlarını belirtecek sembolik sabitler (**#define**) MPU-6050 register haritası temel alınarak IMU modülü arayüzünde (*“mpu6050.h”*) tanımlanmıştır.

6.6.1. IMU-6050 ile RPi 3 Arasında I²C Seri İletişim Bağlantısının Kurulması

Raspberry Pi 3 Model B SBC ile MPU-6050 arasında I²C protokolüne dayanan bir seri iletişimin kurulması için ilk önce RPi 3 üzerinde I²C arayüzünün aktif hale getirilmesi gerekir. RPi 3 üzerinde I²C arayüzünün nasıl aktif hale getirileceğine ait adımlara ve I²C arayüzü üzerinde yapılacak konfigürasyona ait detaylar, bu tez çalışmasının ana konusundan uzaklaşmamak amacıyla, bu tez çalışmasında değinilmeyecektir.

Bölüm 4.6.1.2. belirtildiği üzere, I²C protokolünde 16 adet özel amaçlı adres içeren 7-bit adres bölgesi mevcuttur. Dolayısıyla aynı veriyolu üzerinden en fazla 112 adet cihaz birbiriyle haberleşebilir [70].

Yukarıdaki paragraftan da anlaşılabileceği üzere bir master cihazın birden fazla slave cihazla I²C protokolüyle haberleşmesi için, I²C veri yolu üzerinden master cihaza bağlanan her slave cihazın bir I²C adresi mevcut olmalıdır. Master cihaz olarak iletişimi kontrol edecek RPi 3 ile MPU-6050 arasındaki iletişim sağlanması için de MPU-6050'nin I²C adresinin belirlenmesi gerekir. Şekil 6.13.'te görülebileceği üzere, RPi 3'e I²C portu üzerinden bağlanan MPU-6050 atalet ölçüm cihazının I²C adresi Linux Bash'te *“sudo i2cdetect -y 1”* komutu verilerek belirlenebilir.



```

pi@raspberrypi: ~
pi@raspberrypi:~ $ sudo i2cdetect -y 1
    0  1  2  3  4  5  6  7  8  9  a  b  c  d  e  f
00:  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --
10:  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --
20:  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --
30:  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --
40:  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --
50:  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --
60:  --  --  --  --  --  --  --  68  --  --  --  --  --  --  --  --
70:  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --  --
pi@raspberrypi:~ $

```

Şekil 6.6. MPU-6050 atalet ölçüm cihazının I²C adresinin belirlenmesi

Şekil 6.6.’de görülebileceği gibi bu tez çalışmasında atalet ölçüm birimi olarak kullanılan InvenSense MPU-6050 cihazının I²C adresi 0x68’dir.

Bu noktadan sonra IMU modülün arayüzü “**#define MPU6050_ADDRESS 0x68**” sembolik sabitini içerecek şekilde revize edilmiştir.

C programlama dili altında, herhangi bir cihaz ile I²C seri iletişim protokolü ile bağlantı kurulabilmesine imkân tanıyan birçok kütüphane olmasına rağmen, Bölüm 4.5.’te de belirtildiği üzere, bu tez çalışmasında, I²C protokolüyle Raspberry Pi 3 Model B SBC ile MPU-6050 IMU arasında yapılan seri iletişimin sağlanması için I²C kütüphanesi kullanılacaktır.

Linux ağ katmanı soket arayüzü (interface) “*sys/socket.h*” header dosyasında bulunur ve varsayılan (default) parametrelerle oluşturulan bir soketin istenilen özelliklerinin konfigüre edilmesi için bu arayüzde tanımlanmış *setsockopt()* fonksiyonu kullanılır. Linux ağ katmanı arayüzünde tanımlanmış *setsockopt()* fonksiyonunun prototipi aşağıda görüldüğü gibidir [81]:

int setsockopt(int sockfd, int level, int optname, const void *optval, socklen_t optlen);

Raspberry Pi SBC'nin (herhangi bir model RPi), kendisine I²C portu üzerinden bağlanmış herhangi bir slave cihazla iletişime geçebilmesi için I²C arayüzünde tanımlanmış *i2cOpen()* fonksiyonu kullanılır. I²C arayüzde tanımlanmış *i2cOpen()* fonksiyonunun prototipi aşağıda verilmiştir [105]:

int i2cOpen(unsigned i2cBus, unsigned i2cAddr, unsigned i2cFlags);

Bu fonksiyon başarı halinde, I²C veri yolu üzerinden bağlanmış cihaz için bir dosya betimleyicisi (file descriptor); başarısızlık halinde PI_I2C_OPEN_FAILED, PI_BAD_I2C_BUS, PI_BAD_I2C_ADDR veya PI_BAD_FLAGS, PI_NO_HANDLE hatalarından birini döndürür. *i2cBus* parametresi RPi 3 üzerinde yer alan fiziksel I²C veriyolunu belirler. Bu değer bu tez çalışmasında “1” dir. *i2cAddr* parametresi ise iletişime geçilecek slave cihazın I²C adresini belirtir. Bu tez çalışmasında bu değer daha önce de belirtildiği gibi “0x68” dir. *i2cFlags* parametresi ise *i2cOpen()* fonksiyonunu modifiye edecek bayrakları belirtir. I²C kütüphanesinde, *i2cFlags* parametresi için şu anda herhangi bir bayrak tanımlanmamıştır [105]; “0” değeri gönderilir.

6.6.2. Uçuş Sırasında Kullanılacak Referans Koordinat Sisteminin Belirlenmesi

Bölüm 2.1.’de de belirtildiği gibi, gövde koordinat sistemi (body frame) quadcopter ile birlikte hareket eder ve bu sırada, isminden de anlaşılacağı üzere, eylemsiz referans çerçevesi quadcoptere bir referans noktası haline gelir. Aslında referans koordinat sistemi herhangi bir yer olabilir fakat quadcopter hareketine başlamadan önce bu nokta sabit bir şekilde tanımlanmak zorundadır [2].

Referans koordinat sisteminin belirlenmesi, Bölüm 6.6.’da sözü edilen adımların belirli bir sayıda iterasyonunun yapılması ve bu iterasyon sonuçlarının ortalamasının hesaplanmasıyla, roll ve pitch eksenlerindeki offset değerlerinin belirlenmesinden ibarettir. Aslında bu işlem MPU-6050 üzerinde yer alan ivmeölçerin kalibrasyonudur. İvmeölçerin çıkış verilerindeki gürültü miktarı (noise) dikkate alınmazsa, kalibrasyon işleminin ardından roll ve pitch eksenleri için hesaplanan offset değerleri, Şekil 6.7.’de de görülebileceği üzere, Bölüm 6.6.’da bulunan roll ve pitch açılarından çıkartılarak,

quadcopter gövde koordinat sistemi (body frame) referans koordinat sistemi ile paralel hale getirilmiş olur. (Yani quadcopter hareketsiz haldeyken açısal pozisyonu roll ve pitch eksenlerinde 0° 'yi işaret eder.)

```
mpu6050->rotationOn [X_AXIS] = mpu6050->rotationOn [X_AXIS] - mpu6050->rotationOffsetValueOn[X_AXIS];
mpu6050->rotationOn [Y_AXIS] = mpu6050->rotationOn [Y_AXIS] - mpu6050->rotationOffsetValueOn[Y_AXIS];
mpu6050->rotationOn [Z_AXIS] = mpu6050->rotationOn [Z_AXIS] - mpu6050->rotationOffsetValueOn[Z_AXIS];
```

Şekil 6.7. İvmeölçer çıkışıındaki offset değerleri gerçek ölçüm değerlerini etkiler

İvmeölçer kalibrasyonunun, aynı zamanda referans koordinat sisteminin seçilmesi anlamına geldiği şu örnekle açıklanabilir:

Farz edelim ki, kalibrasyon işleminden önce, quadcopterin x ya da y-ekseni (eğimsiz bir yüzeyde) yeryüzü ile 45° lik bir açı yapacak şekilde yerleştirilmiş olsun. Bu şekilde yerleştirilen bir quadcopterin üzerinde bulunan ivmeölçer, kalibrasyon işlemine tabi tutulduğunda, quadcopterin referans koordinat sisteminin z-ekseni ile Dünya'nın quadcoptere uyguladığı yerçekimi kuvveti (vektörü) arasında 45° 'lik bir açı meydana gelir ki bu durum ikinci bölümde quadcopter dinamiğiyle ilgili verilen denklemleri kullanılamaz hale getirir. Dolayısıyla bu denklemleri temel alarak quadcopterin stabilizasyonunu sağlayacak olan geri besleme kontrol mekanizması, quadcopterin stabilizasyonu sağlayamaz. Bu nedenlerden dolayı, herhangi bir quadcopter üzerinde yer alan ivmeölçer, mutlaka ama mutlaka, quadcopter eğimsiz bir yüzeyde sabit bir şekilde dururken, yani, quadcopter, quadcopter üzerine Dünya tarafından etki eden yer çekimi kuvveti (vektörü) ile quadcopterin gövde koordinat sisteminin (body frame) z-ekseni paralel olacak bir pozisyonda iken kalibrasyon edilmesi gerekir. Özetle, referans olarak seçilecek koordinat sistemin z-ekseni Dünya'nın herhangi bir cisme uyguladığı yer çekimi kuvvetinin yönü ile paralel olmalıdır.

İvmeölçerler nakliye sırasında oluşabilecek ani bir şok veya titreşim, sıcaklıktaki oluşabilecek herhangi bir değişim vb. çok çeşitli faktörlerden etkilenebilir. Konvansiyonel quadcopterlerde ivmeölçerlerin kalibrasyonunun, normal şartlar altında, her altı ayda bir ya da elli saatlik uçuş süresi sonunda yeniden yapılır [82]. Kalibrasyon işlemlerinde yaşanacak (referans koordinat sisteminin seçilmesinde) herhangi bir

sorunun, tez çalışması süresince öngörülemediği varsayılmış ve bu tez çalışmasındaki kalibrasyon işlemlerinin her uçuş öncesi yapılmasına karar verilmiştir.

İvmeölçer üzerindeki kalibrasyon işlemini tamamlandıktan ve referans koordinat sistemi seçildikten sonra, quadcopter üzerinde yer alan jiroskobunda ayrı bir kalibrasyon işlemine tabii tutulması gerekir. Şekil 5.8’de de görülebileceği gibi, ivmeölçerin kalibrasyonun tamamlanmasından, yani referans koordinat sisteminin seçilmesinden sonra, quadcopter hareketsiz haldeyken, yani referans koordinat sistemindeki roll, pitch ve yaw eksenleri çevresindeki açısal hızları 0 °/s iken, jiroskobtan roll ekseninde yaklaşık-2.55 °/s, pitch ekseninde yaklaşık-1.17 °/s ve yaw ekseninde yaklaşık 0.61 °/s ‘lik açısal hız değerlerinin hesaplandığı görülebilir. Quadcopter sabit iken, bu sonuçların alınmasının nedeni, jiroskobun Zero-Rate Output değeri, ham veriler üzerindeki gürültü (noise) vs. olduğu gibi, Dünya’nın kendi ekseninde yaptığı dönme hareketinin de bu sonuçlara etkisi olduğu unutulmamalıdır. Burada dikkat edilmesi gereken en önemli şey ise bu sonuçlarda Bölüm 3.5.’te sözü edilen “drift” (sürüklenme) etkisinin olmadığıdır. MPU-6050 atalet ölçüm cihazı, kalibrasyon işlemine başlamadan hem önce aktif hale gelir ki, henüz jiroskop üzerinden alınan çıkış verileriyle hesaplanan açısal hız değerlerinde kayda değer bir drift etkisi yoktur.

```

pi@raspberrypi: ~/Thesis
pi@raspberrypi:~/Thesis $ sudo ./drone
Calibrating Gyroscope...
1.angularVelocityOn
[X_AXIS] -> -2.580153
[Y_AXIS] -> -1.213740
[Z_AXIS] -> 0.618321
2.angularVelocityOn
[X_AXIS] -> -2.557252
[Y_AXIS] -> -1.198473
[Z_AXIS] -> 0.633588
3.angularVelocityOn
[X_AXIS] -> -2.557252
[Y_AXIS] -> -1.183206
[Z_AXIS] -> 0.641221
4.angularVelocityOn
[X_AXIS] -> -2.541985
[Y_AXIS] -> -1.175573
[Z_AXIS] -> 0.618321
5.angularVelocityOn
[X_AXIS] -> -2.541985
[Y_AXIS] -> -1.190840
[Z_AXIS] -> 0.618321
6.angularVelocityOn
[X_AXIS] -> -2.541985

```

Şekil 6.8. Jiroskobun çıkış değerlerinde meydana gelen sapma miktarları

MPU-6050 üzerinde yer alan jiroskobun kalibrasyonu, aynı ivmeölçerde olduğu gibi, Bölüm 5.6.3.’te sözü edilen adımların belirli bir sayıda iterasyonunun yapılması ve bu

iterasyon sonuçlarının ortalamasının hesaplanmasıyla, roll, pitch ve yaw eksenleri çevresindeki offset değerlerinin belirlenmesinden ibarettir.

Jiroskop çıkış verilerindeki gürültü miktarı (noise) dikkate alınmazsa, kalibrasyon işleminin ardından roll, pitch ve yaw eksenleri için hesaplanan offset değerleri, Şekil 6.9.'te de görülebileceği üzere, Bölüm 6.6.'da bulunan roll, pitch ve yaw eksenleri çevresindeki açısal hız değerlerinden çıkartılarak, quadcopterin, roll, pitch ve yaw eksenleri çevresindeki gerçek açısal hız değerleri bulunmuş olur. (Bölüm 4.5.'te, çoğu durumda, sensörlerden alınan çıktı değerlerine bir offset değerinin eklendiğinden ya da çıkarıldığından bahsedildiğini hatırlayınız.)

```
mpu6050->angularVelocityOn [X_AXIS] -= mpu6050->angularVelocityOffsetValueOn [X_AXIS];
mpu6050->angularVelocityOn [Y_AXIS] -= mpu6050->angularVelocityOffsetValueOn [Y_AXIS];
mpu6050->angularVelocityOn [Z_AXIS] -= mpu6050->angularVelocityOffsetValueOn [Z_AXIS];
```

Şekil 6.9. Jiroskop çıkışındaki offset değerleri gerçek ölçüm değerlerini etkiler

6.6.3. MPU-6050 Üzerinde Yapılan Testler

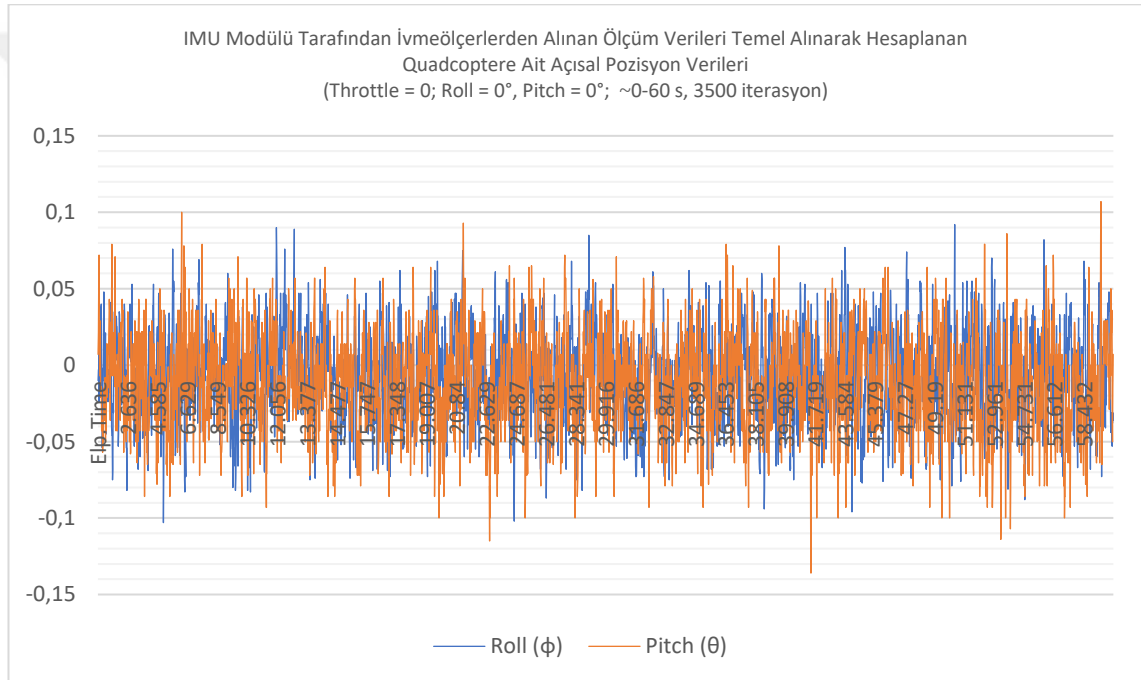
Bölüm 4.5.'te de belirtildiği üzere sensörlerin doğruluk derecesini etkileyen birkaç sapma türü vardır.

Bir ivmeölçerin temel amacı eksenleri üzerine düşen yer çekimi kuvvetini ölçmektir fakat ivmeölçerler diğer kuvvetlerin neden olduğu ivmelenmeyi de ölçerler. Bunun nedeni, Bölüm 4.5.1.'de bahsedildiği gibi, Einstein'ın eşdeğerlilik ilkesidir. Eşdeğerlilik ilkesine göre bir ivmeölçer sadece yer çekimi kuvvetini değil üzerine etki eden diğer kuvvetlerin (örneğin, mekanik hareketler neticesinde oluşan titreşim gibi) ivmesel etkilerini de ölçecektir. Bu sebeple, ivmeölçer üzerine etkileyen her küçük kuvvet, ivmeölçerin çıkışından alınacak doğru değeri saptırır (bu küçük kuvvetlerin etkilerinden dolayı bir gürültü -noise- oluşur). Bu sebeplerden dolayı ivmeölçerler mekanik harekete çok duyarlı sensörlerdir.

Bu bölüme kadar anlatılan ve aralarında Şekil 6.1.'de de görülebileceği üzere mantıksal ilişkiler kurulan modüller ile kısmen (bu noktada, geri besleme kontrol mekanizması için herhangi bir modül oluşturulmadığından uçuş kontrol programı quadcopterin stabilizasyonunu sağlayamaz) oluşturulmuş uçuş kontrol programı tarafından quadcopter üzerinde bulunan dört fırçasız DC elektrik motora yaklaşık % 0'lık bir güç

gönderilerek yani quadcopter üzerinde fırçasız DC elektrik motorlarının dönme hareketlerinden kaynaklanan herhangi bir titreşim yokken, IMU modülü tarafından ivmeölçerden alınan ölçüm verileri temel alınarak hesaplanan quadcoptere ait açısıl pozisyon verileri Şekil 6.10.'te gösterilmiştir.

Şekil 6.10.'te gösterilen ölçüm değerlerinin quadcopter düz bir zeminde sabit bir şekilde hareketsiz halde duruyor iken alındığına dikkat ediniz.



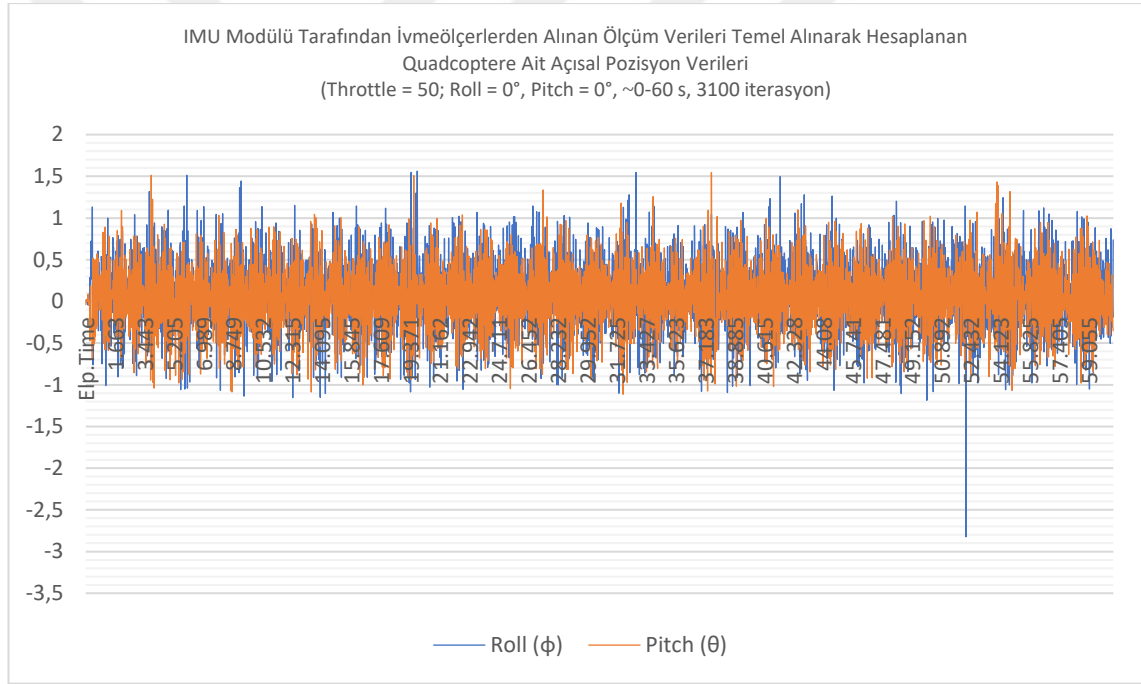
Şekil 6.10. İvmeölçerin çıkışından alınan veriler ile hesaplanan açısıl pozisyonlar

Şekil 6.10.'te de görülebileceği üzeri, ivmeölçer üzerine, motorların dönme hareketlerinden kaynaklanan herhangi bir titreşim etki etmediğinde, roll ekseninde yaklaşık $[-0.103, 0.092]$ derece, pitch ekseninde ise $[-0.136, 0.107]$ derece aralığında değişen bir açısıl pozisyon hesaplaması yapılmıştır.

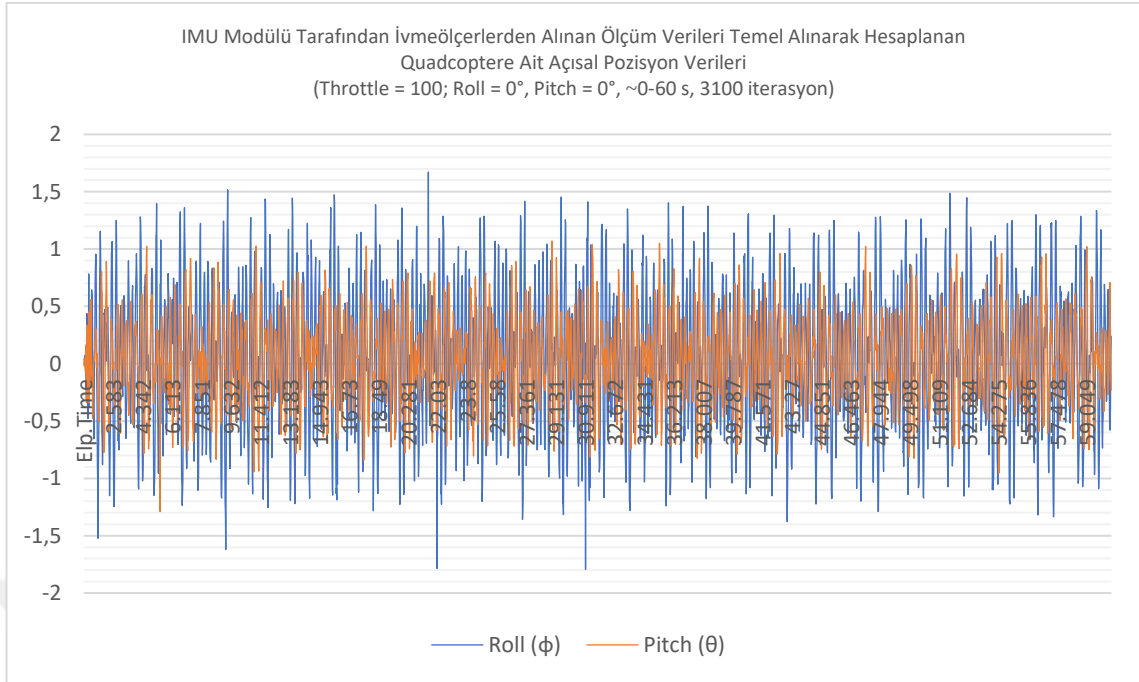
Şekil 6.11. ve Şekil 6.12.'da ise motorlar dönme hareketlerinden kaynaklanan mekanik titreşimlerin ivmeölçerden alınan ölçüm verileri üzerinde yarattığı etkiler görülebilir.

Şekil 6.11. ve Şekil 6.12.'da gösterilen verilerin IMU modülü tarafından hesaplanması sırasında, quadcopterin düz bir yüzeyde sabit bir şekilde hareketsiz bir halde durduğuna, yani, quadcopterin roll ve pitch eksenleri üzerinde gerçek açısal pozisyonunun 0° olduğuna dikkat ediniz.

Şekil 6.11.'te görülebileceği gibi, motorlar %50 güçle çalışırken IMU modülü tarafından roll eksenini için hesaplanan değerler $[-2.823, 1.562]$, pitch eksenini için ise $[-1.114, 1.544]$ derece aralığında değişmiştir. Şekil 5.26.'da ise, motorlar %100 güçle çalışırken IMU modülü tarafından hesaplanan bu değerlerin sırasıyla $[-1.793, 1.672]$ ve $[-1.290, 1.070]$ derece aralığında olduğu gözükmemektedir.



Şekil 6.11. İvmeölçerin çıkışından alınan verilerdeki gürültü (noise) (#1)



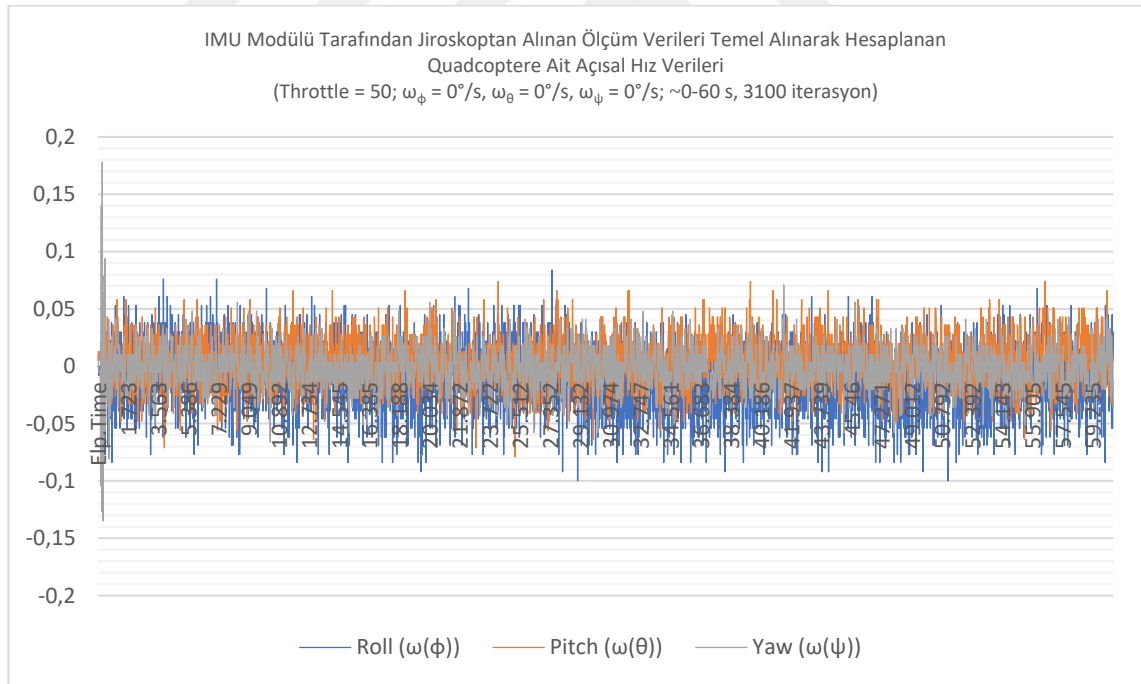
Şekil 6.12. İvmeölçerin çıkışından alınan verilerdeki gürültü (noise) (#2)

Bir jiroskop ise ivmeölçerler gibi lineer mekanik hareketlere karşı çok fazla duyarlı değildir. Dolayısıyla jiroskoplarda mekanik hareketler neticesinde oluşan titreşimler sonucu kayda değer bir gürültü oluşmaz. Fakat MEMS tabanlı jiroskoplar, açısal hızı, açısal pozisyonun zamana göre integralini alarak hesapladıklarından dolayı, Bölüm 4.5.'te de bahsedilen sürükleme (drift) gibi başka sapma türlerinden etkilenirler. Yani quadcopter, orijinal konumuna geri döndüğünde, jiroskop tarafından ölçülen ve quadcopterin uçuş eksenleri çevresindeki açısal hızları ile ilgili ölçüm verileri (jiroskobun output'u), drift (sürükleme) nedeniyle sıfır değerine dönmez. Drift'in çıkış değerinde yarattığı etkilerin önlenmesi için amacıyla, jiroskoptan elde edilen çıkış değerleri bir manyetometreden elde edilen çıkış değerleri ile kaynaştırılır (sensor fusing). Fakat ikinci bölümde de değinildiği gibi bu tez çalışmasında yaw eksenindeki hareket davranışının (orientation, attitude ya da açısal pozisyon olarak da adlandırılır) kontrol edilmesi için ayrı bir sensör kullanılmamış olup bir ivmeölçer ve jiroskoptan oluşan 6DoF derecesine sahip standart bir IMU (Inertial Measurement Unit – Atalet Ölçüm Birimi) kullanılmıştır. Manyetometrenin kullanılmamasının getirdiği dezavantajlar ilerleyen bölümlerde anlatılacaktır.

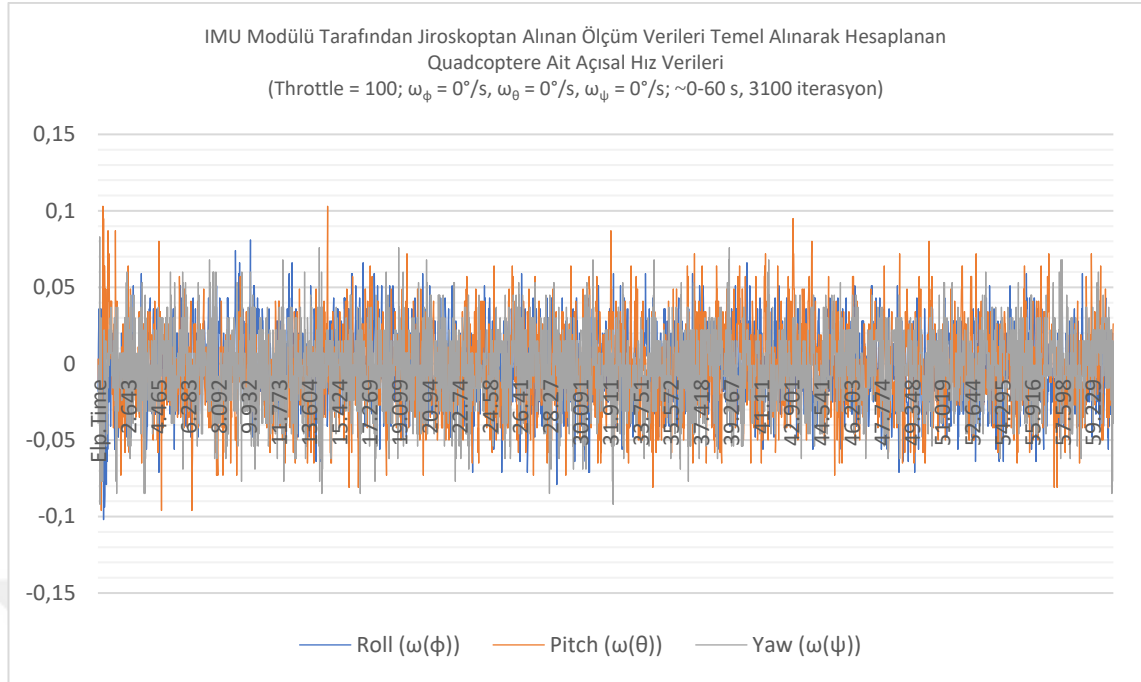
Şekil 6.13. ve Şekil 6.14.'de de görülebileceği üzere, motorlar %50 ve %100 oranındaki güç altında çalışırken motorların dönme hareketleri nedeniyle oluşan mekanik titreşimler jiroskobun çıkış değerlerinde (output) kayda değer bir değişiklik yaratmaz.

Şekil 6.13.'de IMU modülünün jiroskoptan alınan çıkış değerleri temel alınarak quadcopterin roll, pitch ve yaw eksenleri çevresinde açısal hızlarına dair hesapladığı değerler sırasıyla $[-0.100, 0.084]$, $[-0.087, 0.074]$ ve $[-0.135, 0.178]$ °/s aralığında değişmektedir. Bu değerler Şekil 5.28.'de ise sırasıyla $[-0.102, 0.081]$, $[-0.096, 0.103]$ ve $[-0.092, 0.083]$ °/s aralığındadır.

Şekil 6.13.'de verilen açısal hız değerlerinin, Şekil 6.11.'te verilen açısal pozisyon değerlerin alınması amacıyla yapılan testten, Şekil 6.14.'de verilen açısal hız değerlerinin ise Şekil 6.12.'da verilen açısal pozisyon değerlerinin alınması amacıyla yapılan aynı testten elde edildiğine dikkat ediniz.



Şekil 6.13. Jiroskoptan alınan verilerle hesaplanan açısal hız değerleri (#1)



Şekil 6.14. Jiroskoptan alınan verilerle hesaplanan açısal hız değerleri (#2)

6.7. Filtre Modülü

İvmeölçerden alınan verilerin filtrelenmesi için birçok değişik filtreleme yöntemi bulunmaktadır. Bu tez çalışmasının sonunda oluşturulacak quadcopter için, tasarım aşamasından önce yapılan literatür taramasında konvansiyonel quadcopterlerde kullanılan ivmeölçerlerden alınan çıkış verilerinin filtrelenmesinde çoğunlukla complementary, low-pass veya anlaşılmaması ve implementasyonu diğerlerine göre çok daha zor olsa da Kalman filtrelerden herhangi birinin kullanıldığı görülmüştür.

İvmeölçerler ve jiroskoptan gelen verilerin kaynaştırılarak (fusion), tek başına ivmeölçer verilerinin kullanılmasına nazaran daha iyi bir durum tahmini (attitude estimation) yapılabilir.

Yukarıda sözü edilen filtreleme teknikleri de genel olarak ivmeölçer ve jiroskoptan aldıkları verileri kaynaştırarak tek bir açısal pozisyon verisi elde etmeyi amaçlamaktadır. Bölüm 4.5.3.2’de de değinildiği gibi bu işleme sensor fusion adı verilmektedir. Yani konvansiyonel quadcopterlerde kullanılan kalman filtresi, complementary filtresi, low-pass filtresi aslında birer fusion algoritmasıdır. Hemen hemen her atalet ölçüm birimi, roll ve pitch eksenlerindeki çıkışın kesinliğini arttırmak

için bir fusion algoritması kullanır ki Bölüm 6.6.'da MPU-6050 atalet ölçüm cihazı üzerinde yapılan testlerden alınan çıkış verilerin de MPU-6050'de yer alan dahili dijital low-pass filtresinin aktif hale getirilmesinden elde edilen çıkış verileri olduğuna dikkat edilmelidir.

Bu tez çalışmasında, tez çalışması öncesinde yapılan literatür çalışması neticesinde, ivmeölçerden alınan verilerin gürültülerinin azaltılmasında hem complementary hem low-pass hem de Kalman filtresi ayrı ayrı uygulanmış olup, yapılan testlerin neticesinde kullanılacak filtreleme yöntemi olarak Kalman filtresinde karar kılınmıştır.

Bu bölümde, tez çalışmasında kullanılan complementary ve low-pass filtrelerine ait detaylı bilgiler anlatılmayacak olup sadece tez çalışmasında bu filtreler ile ilgili kullanılan denklemler verilecektir. Uçuş kontrolcüsünde kullanılacak filtreleme yöntemi olarak karar verilen Kalman filtresi ise ayrıntılarıyla anlatılacak ve bölüm sonunda filtre modülü ile birlikte MPU-6050 üzerinde yapılan testlerde, bu üç filtreleme tekniğinin kullanılmasıyla alınan sonuçlar birbirleriyle karşılaştırılacaktır.

6.7.1. Complementary Filter

Mekanik titreşimler nedeniyle ivmeölçerden alınan çıkış verilerindeki gürültünün (noise) azaltılması amacıyla bu tez çalışmasında Filtre modülüne implementasyonu sağlanan complementary filtresi için temel alınan denklem Eşitlik 6.3.'te verilmiştir [83]:

$$\sigma'_{axis} = C_1 \cdot (\sigma_{axis} + \dot{\sigma}_{axis} \cdot dt) + C_2 \cdot \sigma_{axis}' \quad (6.3)$$

Eşitlik 6.3.'te kullanılan parametrelerin anlamları aşağıda gösterildiği gibidir:

σ'	=	Roll ya da pitch ekseninde tahmini yapılacak açısal pozisyon (°) [i.iterasyon]
σ	=	Bir önceki iterasyonda tahmini yapılmış açısal pozisyon (°) [(i-1).iterasyonda complementary filtresinde hesaplanan değer]
$\dot{\sigma}$	=	Roll ya da pitch eksenini çevresindeki açısal hız değeri (°/s) [i.iterasyonda jiroskop yardımıyla hesaplanan değer]
dt	=	(i-1). iterasyon ile i.iterasyon arasında geçen zaman miktarı (s)

$$\begin{aligned}
C_1 &= \text{Açısal hızın ağırlık katsayısı, } (0 \leq C_1 + C_2 \leq 1) \\
&\quad \text{(Bu tez çalışmasında } C_1 \text{ 'in değeri 0.90 olarak alınmıştır.)} \\
C_2 &= \text{Açısal pozisyonun ağırlık katsayısı, } (0 \leq C_1 + C_2 \leq 1) \\
&\quad \text{(Bu tez çalışmasında } C_1 \text{ 'in değeri 0.10 olarak alınmıştır.)}
\end{aligned}$$

6.7.2. Low-Pass Filter

Mekanik titreşimler nedeniyle ivmeölçerden alınan çıkış verilerindeki gürültünün (noise) azaltılması amacıyla bu tez çalışmasında Filtre modülüne implementasyonu sağlanan low-pass filtresi için temel alınan denklemler Eşitlik 6.4., Eşitlik 6.5. ve Eşitlik 6.6.'da verilmiştir [84] [85]:

$$f_c = \frac{1}{2\pi f_{cutoff}} \quad (6.4)$$

$$\alpha = \frac{dt}{dt + rc}, 0.0 \leq \alpha \leq 1.0 \quad (6.5)$$

$$\sigma'_{axis} = \sigma'_{axis} + (\sigma'_{axis} - \sigma_{axis}) * \alpha \quad (6.6)$$

Eşitlik 6.4., Eşitlik 6.5. ve Eşitlik 6.6.'da kullanılan parametrelerin anlamları aşağıda gösterildiği gibidir:

$$\begin{aligned}
f_c &= \text{Low-pass filtresinin cut-off (kesim) frekansı (Hz)} \\
f_{cutoff} &= \text{Cut-off frekansının değerini belirleyen R·C katsayısı} \\
&\quad \text{(Bu tez çalışmasında } f_{cutoff} \text{ 'un değeri } 5 \text{ } \Omega \cdot \text{F olarak alınmıştır.)} \\
\alpha &= \text{Düzeltilme ya da yumuşatma faktörü (smoothing factor)} \\
dt &= \text{(i-1). iterasyon ile i.iterasyon arasında geçen zaman miktarı (s)} \\
\sigma' &= \text{Roll ya da pitch ekseninde tahmini yapılacak açısal pozisyon (°)} \\
&\quad \text{[i.iterasyon]} \\
\sigma &= \text{Bir önceki iterasyonda tahmini yapılmış açısal pozisyon (°)} \\
&\quad \text{[(i-1).iterasyonda low-pass filtresinde hesaplanan değer]}
\end{aligned}$$

6.7.3. Kalman Filtresi

Lineer kuadratik tahmin (LQE, Linear Quadratic Estimation) olarak da bilinen Kalman filtreleme yöntemi, istatistiksel gürültü (noise) ve diğer sapmaları içeren bir dizi ölçüm değerinin kullanıldığı bir algoritma olup, bu algoritma, her bir zaman aralığı için bir dizi değişken üzerinde bir bileşik olasılık dağılımı (joint probability distribution) tahmini ve Bayesci sonuç çıkarımı (Bayesian inference) yaparak, bilinmeyen değişkenlerin değerlerine ait, tek bir ölçümle elde edilen sonuçlara kıyasla, daha doğru olma eğiliminde olan bir tahmini sonuç üretir [86].

Genişletilmiş Kalman filtresi (EKF, Extended Kalman Filter) ise, kovaryans ve mevcut ortalama değer etrafında doğrusallaşan, Kalman filtresinin doğrusal olmayan sistemler için geliştirilmiş bir türevidir [87].

İyi tanımlanmış bir modelde, genişletilmiş Kalman filtresi, doğrusal olmayan durum tahminleri, navigasyon ve GPS sistemlerinde fiili bir standart (de facto) olarak kabul edilmiştir [87].

Lineer Kalman filtresi, belirli bir örnekleme zamanı içinde birbirini tekrar eden altı adımdan oluşur. Bu adımlar alt başlıklar halinde gösterilecektir:

6.7.4. Filtre Modülünün Oluşturulması

Bölüm 6.6.6.'da MPU-6050 üzerinde yapılan testlerden de sonuçlarında da görülebileceği gibi ivmeölçerler mekanik titreşimlere karşı çok hassas sensörlerdir ve quadcopterin stabilizasyonun bir geri besleme kontrol mekanizması ile sağlanabilmesi Şekil 6.25. ve Şekil 6.26.'da quadcopterin açısız pozisyonu ile ilgili verilerde yer alan ve mekanik titreşimler nedeniyle oluşan bu gürültü (noise), mutlaka ama mutlaka bir filtreleme yöntemi kullanılarak azaltılmalıdır.

Bu bölümde ivmeölçerden alınan ham verilerle (output) hesaplanan açısız pozisyon değerleri üzerindeki gürültünün azaltılması amacıyla, temel olarak Bölüm 6.7.3.'te anlatılan Kalman filtreleme yöntemlerini kullanacak olan filtre modülünün tasarım aşamaları açıklanacaktır. Bu bölümde, Bölüm 6.7.'de de belirtildiği üzere, uçuş kontrolcüsünde kullanılacak filtreleme yöntemi olarak karar verilen Kalman filtresinin uçuş kontrolcüsüne implementasyonu üzerinde yoğunlaşılacak olup filtre modülünün

kullandığı diğer filtreleme yöntemlerinin (complementary ve low-pass) implementasyonu hakkında detaylı bilgiye yer verilmeyecek fakat Bölüm 6.7.5.'te filtre modülü ile birlikte MPU-6050 üzerinde yapılacak olan testlerde, bu üç filtreleme tekniğinin kullanılmasıyla alınan sonuçlar birbirleriyle karşılaştırılacaktır.

Temelleri Bölüm 6.7.3.'te anlatılan Kalman filtresinin, filtre modülüne implementasyonun sağlanması amacıyla, filtre modülünün arayüzünde (*filter.h*), Kalman filtresinin kullandığı parametreleri ifade eden *kalman_t* isminde yeni bir veri yapısı tanımlanmış olup, *kalman_t* veri yapısının içeriği, C dilinde oluşturulduğu standart veri tipleri ve veri yapısının sahip olduğu her bir alanın (değişkenin) temsil ettiği Kalman filtresi parametresi Tablo 6.4.'de gösterilmiştir.

Tablo 6.4. *kalman_t* veri yapısı

Veri tipi	Alan adı	Veri türü	Temsil Ettiği Parametre ya da Matris
double	Qangle	Basic	$q_1, (\underline{\underline{Q}}_k)$
double	Qbias	Basic	$q_2, (\underline{\underline{Q}}_k)$
double	Rmeasure	Basic	$r_1, (\underline{\underline{R}}_k)$
double	angle	Basic	$\theta, (\underline{\underline{x}}_k)$
double	rate	Basic	$\dot{\theta}, (\underline{\underline{x}}_k)$
double	bias	Basic	$\dot{\theta}_b, (\underline{\underline{x}}_k)$
double [2][2]	P	Array	$(\underline{\underline{P}}_k)$
double [2]	K	Array	$(\underline{\underline{K}}_k)$
double	y	Basic	$(\underline{\underline{y}}_k)$
double	S	Basic	$(\underline{\underline{S}}_k)$

Tablo 6.42. incelendiğinde, *kalman_t* veri yapısında, Bölüm 6.7.3.'te gösterilen matrislerden $\underline{\underline{z}}_k$, $\underline{\underline{v}}_k$, $\underline{\underline{H}}_k$ ve $\underline{\underline{F}}_k$ matrislerini temsil edecek herhangi bir alanın (değişkenin) bulunmadığı görülebilir. Fakat gözlem (ölçüm) vektörü olan $\underline{\underline{z}}_k$ 'nın ivmeölçerden alınan çıkış verileriyle hesaplanan açısız pozisyon değeri ve jiroskoptan alınan çıkış değerleriyle hesaplanan açısız hız değerlerini ifade ettiğini, $\underline{\underline{H}}_k$ matrisinin birim matris olduğunu, $\underline{\underline{F}}_k$ matrisinin ise iki iterasyon arasındaki geçen zamanı ifade ettiğini göz önünde bulundurunuz. $\underline{\underline{z}}_k$ matrisini ifade eden açısız pozisyon ve açısız hız değerleri ile iki iterasyon arasındaki geçen zamanı ifade eden $\underline{\underline{F}}_k$ matrisini ifade eden değişken hali hazırda IMU modülünde kullanılmaktadır ve IMU modülünün arayüzünde tanımlanmış *mpu6050_t* veri yapısında sırasıyla *rotationOn*, *angularVelocityOn* ve *dt_rotation* alanlarıyla (değişkenleriyle) ifade edilmektedir. $\underline{\underline{v}}_k$ matrisinin değeri ise çok küçük olduğundan ihmal edilmektedir.

Ana modül akışını ifade eden Şekil 6.1.'den ve yukarıdaki paragraftan da anlaşılabileceği üzere, bu tez çalışmasında oluşturulan IMU modülü ile filtre modülü arasında bir ilişki vardır. IMU modülündeki çıkış değerlerinin filtre modülüne geçirilebilmesi amacıyla filtre modülünün arayüzünde *filter_t* isminde yeni bir veri yapısı tanımlanmış ve böylece filtre modülünün implementasyonu sırasında gerekli parametrelerin bir arada tutulması sağlanmıştır.

filter_t veri yapısının içeriği ve oluşturulduğu standart veri tipleri Tablo 6.5.'te gösterilmiştir.

Tablo 6.5.'te de görülebileceği gibi *filter_t* veri yapısında bulunan *kalman* pointerı kalman filtresinin implementasyonu için gerekli olan parametreleri içeren *kalman_t* tipinde bir değişkeni gösterirken, *angularVelocity_ptr*, *rotation_ptr* ve *dt_rotation_ptr* pointerları *mpu6050_t* veri tipinde oluşturulan ve IMU modülündeki hesaplamalarda kullanılacak bir veri yapısının filtre modülü implementasyonunda kullanılması gerekli olan alanlarını (değişkenlerini) işaret etmektedir. *filter_t* veri yapısında bulunan *angle* alanı Kalman filtresiyle hesaplanan açısız pozisyon değerini saklayan değişkenken, Tablo 6.43.'te gösterilen diğer alanlar complementary ve low-pass filtrelerin implementasyonun da kullanılacak parametrelerdir.

Tablo 6.5. *filter_t* veri yapısı

Veri tipi	Alan adı	Veri türü
kalman_t *	kalman	Pointer (kalman_t)
double *	angularVelocity_ptr	Pointer (double)
double *	rotation_ptr	Pointer (double)
struct timespec *	dt_rotation_ptr	Pointer (timespec)
double	angle	Basic
double	previous_rotation_for_Complementary_Filter	Basic
double	previous_rotation_for_LowPass_Filter	Basic
double	angle_Complementary	Basic
double	angle_LowPass	Basic

Şekil 6.15’da da görülebileceği gibi, IMU modülü hesaplamalarında kullanılacak *mpu6050_t* tipindeki bir değişken ana modül akışının A segmentinde tanımlanmış ve yine ana modül akışının A segmentinde filtre modülü hesaplamalarında kullanılacak *filter_t* tipindeki bir değişken ile aralarındaki ilişki pointer kullanımı ile kurulmuştur.

```
filter_t filter[3] = {
    {&kalman[0], &(mpu6050.angularVelocityOn[X_AXIS]), &(mpu6050.rotationOn[X_AXIS]), &(mpu6050.dt_angularVelocity),
    &(mpu6050.dt_rotation), 0.0},
    {&kalman[1], &(mpu6050.angularVelocityOn[Y_AXIS]), &(mpu6050.rotationOn[Y_AXIS]), &(mpu6050.dt_angularVelocity),
    &(mpu6050.dt_rotation), 0.0},
    {&kalman[2], &(mpu6050.angularVelocityOn[Z_AXIS]), &(mpu6050.rotationOn[Z_AXIS]), &(mpu6050.dt_angularVelocity),
    &(mpu6050.dt_rotation), 0.0}
};
```

Şekil 6.15. Filtre modülü ile IMU modülü arasındaki iletişimin kurulması

Kalman filtresinin, Bölüm 6.7.3.’teki değinilen Kalman filtreleme tekniğinin matematiksel modeli temel alınarak, bu tez çalışmasında oluşturulan filtre modülüne programlama düzeyinde uygulanışı ise Şekil 6.16.’da gösterilmiştir.

```

void *kalmanFilter(void *arg){
    filter_t *filter_ptr = (filter_t *) arg;

    filter_ptr->kalman->rate = *(filter_ptr->angularVelocity_ptr) - filter_ptr->kalman->bias;
    filter_ptr->kalman->angle = filter_ptr->kalman->angle + (filter_ptr->kalman->rate * ((double)filter_ptr->dt_rotation_ptr->tv_nsec / 1000000000L));

    filter_ptr->kalman->P[0][0] = filter_ptr->kalman->P[0][0] +
    (
        (filter_ptr->kalman->P[1][1] * ((double)filter_ptr->dt_rotation_ptr->tv_nsec / 1000000000L) -
        filter_ptr->kalman->P[0][1] -
        filter_ptr->kalman->P[1][0] +
        filter_ptr->kalman->Qangle
        ) * ((double)filter_ptr->dt_rotation_ptr->tv_nsec / 1000000000L)
    );

    filter_ptr->kalman->P[0][1] = filter_ptr->kalman->P[0][1] - (filter_ptr->kalman->P[1][1] * ((double)filter_ptr->dt_rotation_ptr->tv_nsec / 1000000000L));
    filter_ptr->kalman->P[1][0] = filter_ptr->kalman->P[1][0] - (filter_ptr->kalman->P[1][1] * ((double)filter_ptr->dt_rotation_ptr->tv_nsec / 1000000000L));
    filter_ptr->kalman->P[1][1] = filter_ptr->kalman->P[1][1] + (filter_ptr->kalman->Qbias * ((double)filter_ptr->dt_rotation_ptr->tv_nsec / 1000000000L));

    filter_ptr->kalman->S = filter_ptr->kalman->P[0][0] + filter_ptr->kalman->Rmeasure;
    filter_ptr->kalman->K[0] = filter_ptr->kalman->P[0][0] / filter_ptr->kalman->S;
    filter_ptr->kalman->K[1] = filter_ptr->kalman->P[1][0] / filter_ptr->kalman->S;

    filter_ptr->kalman->y = *(filter_ptr->rotation_ptr) - filter_ptr->kalman->angle;

    filter_ptr->kalman->angle = filter_ptr->kalman->angle + (filter_ptr->kalman->K[0] * filter_ptr->kalman->y);
    filter_ptr->kalman->bias = filter_ptr->kalman->bias + (filter_ptr->kalman->K[1] * filter_ptr->kalman->y);

    filter_ptr->kalman->P[0][0] = filter_ptr->kalman->P[0][0] - (filter_ptr->kalman->K[0] * filter_ptr->kalman->P[0][0]);
    filter_ptr->kalman->P[0][1] = filter_ptr->kalman->P[0][1] - (filter_ptr->kalman->K[0] * filter_ptr->kalman->P[0][1]);
    filter_ptr->kalman->P[1][0] = filter_ptr->kalman->P[1][0] - (filter_ptr->kalman->K[1] * filter_ptr->kalman->P[0][0]);
    filter_ptr->kalman->P[1][1] = filter_ptr->kalman->P[1][1] - (filter_ptr->kalman->K[1] * filter_ptr->kalman->P[0][1]);

    filter_ptr->angle = filter_ptr->kalman->angle;
}

```

Şekil 6.16. Kalman filtresinin implementasyonu

Şekil 6.16.'da filtre modülüne implemente edilen fonksiyon (thread yapısı) için, Kristian Lauszus tarafından yapılan ve GPL2 (General Public License version 2) lisansı ile yayımlanan, Kalman filtresinin C++ dilinde programlaması ile ilgili bir çalışma temel alınmış olup [88], bu çalışma, bu tez çalışmasının gereksinimlerine göre tekrar revize edilmiştir.

6.7.5. MPU-6050 Üzerinde Yapılan Testler

Bölüm 6.7.'de de değinildiği üzere, bu tez çalışmasında, tez çalışması öncesinde yapılan literatür çalışması neticesinde, ivmeölçerden alınan verilerin gürültülerinin azaltılmasında hem complementary hem low-pass hem de Kalman filtresi ayrı ayrı uygulanmış olup, yapılan testlerin neticesinde kullanılacak filtreleme yöntemi olarak Kalman filtresinde karar kılınmıştır.

Bölüm 6.7.3.'te anlatılan Kalman filtreleme yönteminin matematiksel modeli temel alınarak, bu tez çalışmasında oluşturulan filtre modülüne programlama düzeyinde implementasyonu Şekil 6.16.'da gösterilmiştir. Kalman filtreleme yönteminin matematiksel modeli ve bu tez çalışmasında oluşturulacak olan uçuş kontrolcüsüne

implementasyonu göz önüne alındığında, filtre modülü kullanılarak ivmeölçerden alınan ve quadcopterin uçuş eksenlerindeki açısal pozisyonunu belirleyen veriler üzerindeki gürültünün azaltılması için ilk yapılması gereken işlemin Kalman filtre parametrelerinin belirlenmesi olduğu açıkça görülebilir.

6.7.5.1. Kalman parametrelerinin belirlenmesi

Bölüm 6.7.3.'te anlatılan Kalman filtresinin matematiksel modeli göz önüne alındığında, Kalman filtresinin bir quadcopterin (ya da herhangi bir döner kanatlı hava taşıtı modelinin) uçuş kontrolcüsüne implementasyonu için, söz konusu quadcopterde kullanılan atalet ölçüm biriminin, quadcopterin uçuş eksenleri çevresinde açısal pozisyon ve açısal hız değerleri ile ilgili elde ettiği veriler dikkate alınır.

Bölüm 6.7.3.1.'den de hatırlanacağı üzere, Kalman filtresinin bir uçuş kontrolcüsünde uygulanabilmesi için belirlenmesi gereken ilk parametre, $\underline{Q}_{(k)}$, gürültü (noise) kovaryans matrisi, yani diğer bir deyişle sistemdeki gürültüyü temsil eden matris değeridir.

Kovaryans matrisi (veya varyans-kovaryans matrisi veya varyans matrisi) istatistik ve olasılık kuramında, bir rassal vektörün elemanları arasındaki kovaryansların bir matris olarak ifade edilmesidir. Kovaryans matrisi, bir skaler-değerli rassal değişken için varyans kavramının, çoklu değişken bulunması halinde çoklu boyutlara doğal olarak genelleştirilmesidir [89].

Kovaryans, olasılık teorisi ve istatistikte, iki değişkenin birlikte ne kadar değiştiklerinin ölçüsüdür. Kovaryans, iki rastgele değişkenin beraber değişimlerini inceleyen bir istatistiktir. Özel bir hal olarak iki değişken birbirine özdeşlerse, kovaryans, özdeş değişkenin varyansı olur [90].

Varyans ise, olasılık teorisi ve istatistikte, bir rassal değişken, bir olasılık dağılımı veya örneklem için istatistiksel yayılımın, mümkün bütün değerlerin beklenen değer veya ortalamadan uzaklıklarının karelerinin ortalaması şeklinde tanımlanır. Ortalama bir dağılımın merkezsiz konum noktasını bulmaya çalışırken, varyans değerlerin ne ölçekte veya ne derecede yaygın olduklarını tanımlamayı hedef alır. Bir reel sayı halinde olan rassal değişkenin varyansı, o rassal değişkenin ikinci merkezsiz momenti ve aynı zamanda ikinci kümülantı olur. Eğer varyans değeri var ise, ortalama değeri de vardır.

Ama bunun aksi doğru değildir. Varyans için ölçüm birimi, orijinal değişkenin biriminin karesidir. Varyansın kare kökü standart sapma olarak adlandırılır; bunun ölçme birimi orijinal değişkenle aynı birimde olur ve bu nedenle daha kolayca yorumlanabilir [91].

Yukarıdaki açıklamalardan da anlaşılabileceği gibi, $\underline{\underline{Q}}_{(k)}$ matrisi, ivmeölçer ve jiroskoptan her bir eksen için (roll ya da pitch) ölçülen gürültülü ölçüm verilerinin varyans değerleri ile ilişkilidir. Bu tez çalışmasında, $\underline{\underline{Q}}_{(k)}$ parametresinin değerlerinin belirlenmesi amacıyla, IMU modülü kullanılarak, MPU-6050 atalet ölçüm cihazı üzerinde, farklı throttle seviyelerinde (daha önce de belirtildiği gibi, motorlar, dönme hareketinden dolayı mekanik titreşimlere sebep olur ve bu mekanik titreşimlerin büyüklüğü motorların dönme hızlarına, yani throttle komutuna bağlıdır), her biri altmış saniye süren bir takım testler yapılmış ve her bir eksen için alınan gürültülü verilerin varyansları hesaplanarak, $\underline{\underline{Q}}_{(k)}$ matrisinin q_1 ve q_2 elemanlarının değerleri belirlenmiştir.

Yapılan testlerde, ortalama olarak, roll eksenini üzerinde alınan açısal pozisyon verilerinde, 0,210369 değerinde bir varyans hesaplanmış olup, bunun sonucunda roll eksenini için, q_1 parametresi 0,210369 olarak belirlenmiştir. Yine yapılan testlerde, ortalama olarak, roll eksenini üzerinde alınan açısal hız verilerinde, 0,00088 değerinde bir varyans hesaplanmış olup, bunun sonucunda roll eksenini için q_2 parametresi 0,00088 olarak belirlenmiştir.

Aynı testlerden alınan ölçüm değerleri temel alınarak, pitch eksenini için ise, q_1 parametresi 0.17058; q_2 parametresi ise 0.000513 olarak belirlenmiştir.

Bölüm 6.7.3.'te matematiksel modeli anlatılan Kalman filtresindeki q_1 parametresinin, Şekil 6.30.'da gösterilen bu matematiksel model temel alınarak oluşturulan programlama düzeyinde implementasyonunda $Qangle$ değişkeniyle; q_2 parametresinin ise $Qbias$ değişkeniyle temsil edildiğine dikkat ediniz.

Bölüm 6.7.3.3.'ten de hatırlanacağı üzere, Kalman filtresinin bir uçuş kontrolcüsünde uygulanabilmesi için belirlenmesi gereken ikinci parametre ise, $\underline{\underline{R}}_{(k)}$, gözlem gürültüsünün (noise) kovaryans matrisinin değeridir. $\underline{\underline{R}}_{(k)}$, matrisinin $\underline{\underline{Q}}_{(k)}$ 'dan farklı olarak doğrudan kullanılan sensörün kalitesiyle (white noise) ilişki olduğunu hatırlayınız.

Bu tez çalışmasında, Kalman filtresinde yer alan ve kullanılan sensörün ölçüm kalitesiyle doğrudan ilişkili olan r_1 parametresi, her iki ekseninde de (roll ve pitch), InvenSense firmasının MPU-60X0 model atalet ölçüm cihazları için yayımladığı “MPU-6000 and MPU-6050 Product Specification Revision 3.3” kitapçığında yer alan gürültü değerleri temel alınarak 0.01 ile 0.1 arası bir alması beklenmiş, MPU-6050 üzerinde yapılan testler neticesinde, r_1 parametresinin değeri 0,1 olarak belirlenmiştir.

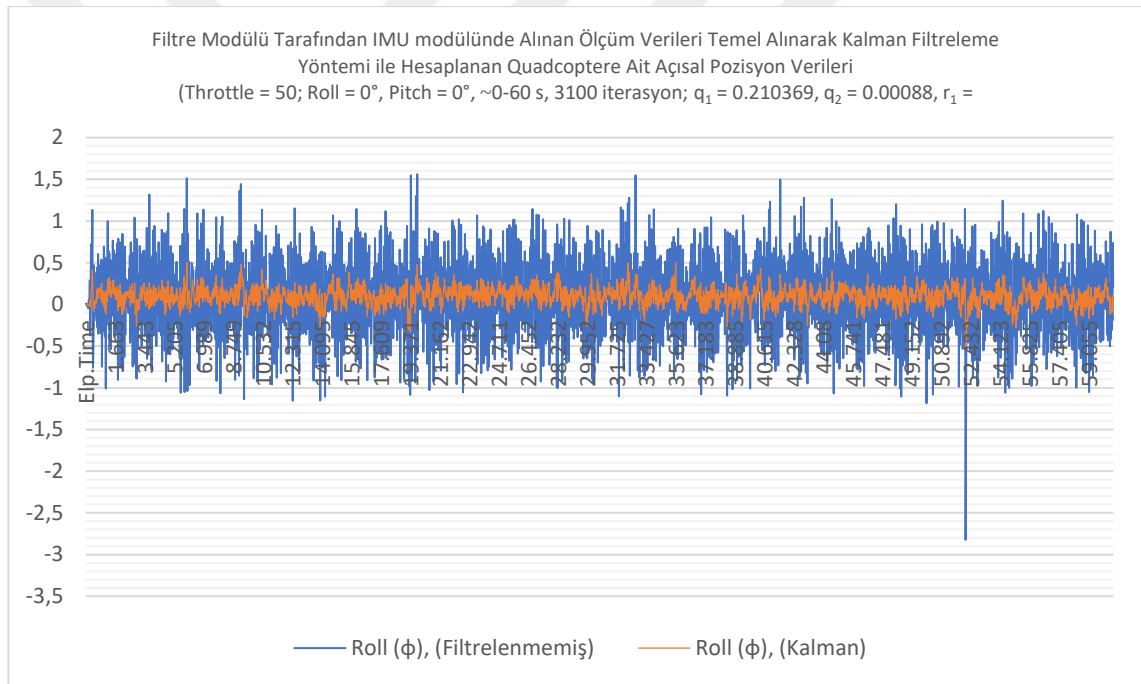
Dikkat edileceği üzere bu tez çalışmasında Kalman filtresinin implementasyonu için, q_3 ve r_2 parametreleri belirlenmemiştir. Bölüm 6.7.3.3.’te de değinildiği gibi, jiroskoptan alınan açısal hız değerlerine ait ölçümler bir sapma (bias) içerdiğinden ve bu sapma miktarı ölçülemeyeceğinden dolayı, ölçüm değerlerinin içerdiği sapma miktarının belirlenmesi Kalman filtresine bırakılır. q_3 parametresi ise açısal hızdaki sapma miktarı ile ilgilidir. Dolayısıyla, q_3 parametresinin Kalman filtresinin hesaplamalarında herhangi bir etkisinin olmaması amacıyla “0” değeri alacak şekilde uygulanmış bu sebeple Şekil 5.30.’da verilen implementasyonda q_3 değerini ifade eden herhangi bir değişken yer almamaktadır. Ayrıca Bölüm 6.6.6.’da MPU-6050 üzerinde yapılan test sonuçlarından da görülebileceği gibi, motorlar %50 ve %100 oranındaki güç altında çalışırken motorların dönme hareketleri nedeniyle oluşan mekanik titreşimler jiroskobun çıkış değerlerinde (output) kayda değer bir değişiklik yaratmamaktadır. Bu sebeple, jiroskoptan kaynaklanan beyaz gürültünün (white noise) etkisi çok daha az olacaktır. Dolayısıyla, r_2 parametresinin Kalman filtresinin hesaplamalarında herhangi bir etkisinin olmaması amacıyla “0” değeri alacak şekilde uygulanmış bu sebeple Şekil 6.30.’da verilen implementasyonda r_2 değerini ifade eden herhangi bir değişken yer almamaktadır.

Şekil 6.30.’dan da görülebileceği üzere, Kalman filtresinin implementasyonunda, q_3 ve r_2 parametrelerinin kullanılmaması sebebiyle (bu matris değerlerinin sıfıra eşit olması sebebiyle), programlama düzeyinde hesaplama karmaşıklığı azalmıştır.

Implementasyonda $\underline{\underline{Q}}_{(k)}$ ve $\underline{\underline{P}}_{(k)}$ matrislerinin 2x2; $\underline{\underline{K}}_{(k)}$ matrisinin ise 1x2’lik bir matris olduğuna, Bölüm 6.7.3.’te anlatılan Kalman filtreleme yöntemine ait matematiksel modellemede ise bu matrislerin sırasıyla 3x3, 3x3 ve 1x3’lük matrisler olduğuna dikkat ediniz.

6.7.5.2. Test sonuçları

Hatırlanacağı üzere Bölüm 6.6.6.'da yapılan testlerde, motorlar %50 güçle çalışırken IMU modülü tarafından roll eksenini için hesaplanan değerlerin, Şekil 6.25.'te de görülebileceği üzere, $[-2.823, 1.562]$ aralığında olduğu gözlemlenmişti. IMU modülü tarafından hesaplanan roll eksenindeki açısal pozisyona ait bu değerler, filtre modülüne, filtre modülünün arayüzünde tanımlanan *filter_t* veri yapısında oluşturulmuş bir değişken geçirilip ve Bölüm 6.7.5.1.'de roll eksenini üzerindeki ölçümlerde kullanılması için belirlenen Kalman parametreleriyle filtre edildiğinde ise bu değerlerin Şekil 6.17.'de de görülebileceği üzere $[-0.519, 0.503]$ aralığına düştüğü görülebilir.



Şekil 6.17. Kalman filtreleme yöntemiyle elde edilen sonuçlar (#1)

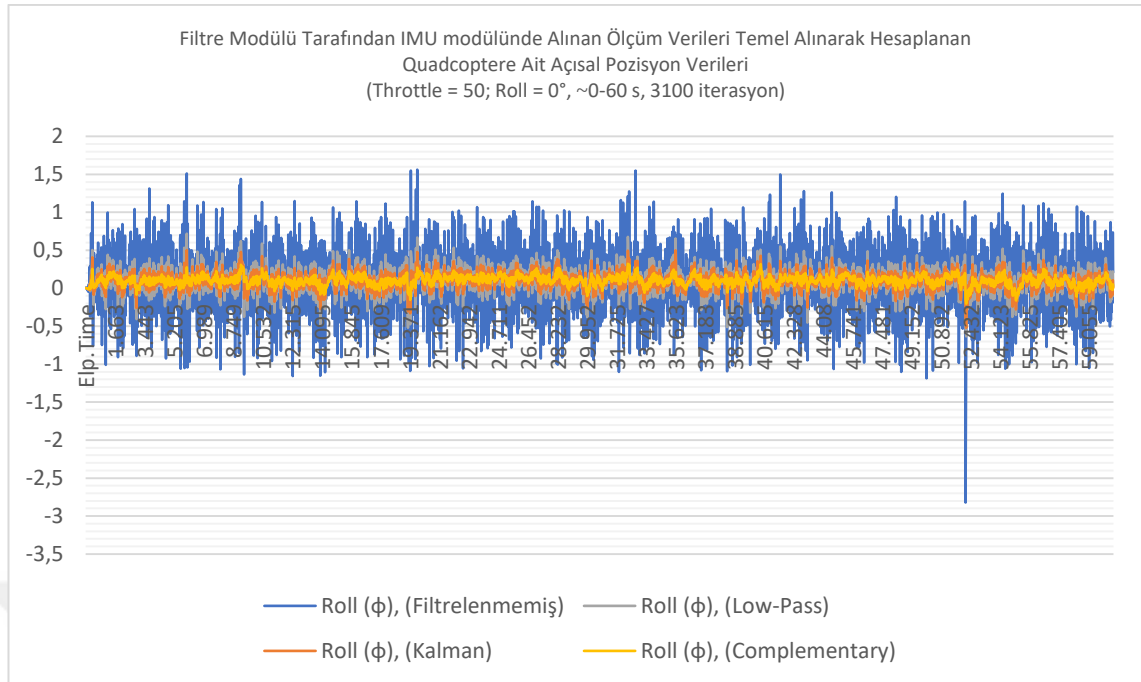
Yine Bölüm 6.6.6.'da yapılan testlerden hatırlanabileceği üzere, motorlar %50 güçle çalışırken IMU modülü tarafından pitch eksenini için hesaplanan değerlerin, Şekil 6.11.'te de görülebileceği üzere, $[-1.114, 1.544]$ aralığında olduğu gözlemlenmişti. IMU modülü tarafından hesaplanan roll eksenindeki açısal pozisyona ait bu değerler, filtre modülüne, filtre modülünün arayüzünde tanımlanan *filter_t* veri yapısında oluşturulmuş bir değişken geçirilip ve Bölüm 6.7.5.1.'de pitch eksenini üzerindeki ölçümlerde kullanılması

azaltılmasında hem complementary hem low-pass hem de Kalman filtresi ayrı ayrı uygulanmış olup, yapılan testlerin neticesinde kullanılacak filtreleme yöntemi olarak Kalman filtresinde karar kılınmıştır.

Bu bölümde, filtre modülü ile birlikte MPU-6050 üzerinde yapılan testlerde, bu üç filtreleme tekniğinin kullanılmasıyla alınan sonuçlar birbirleriyle karşılaştırılacaktır.

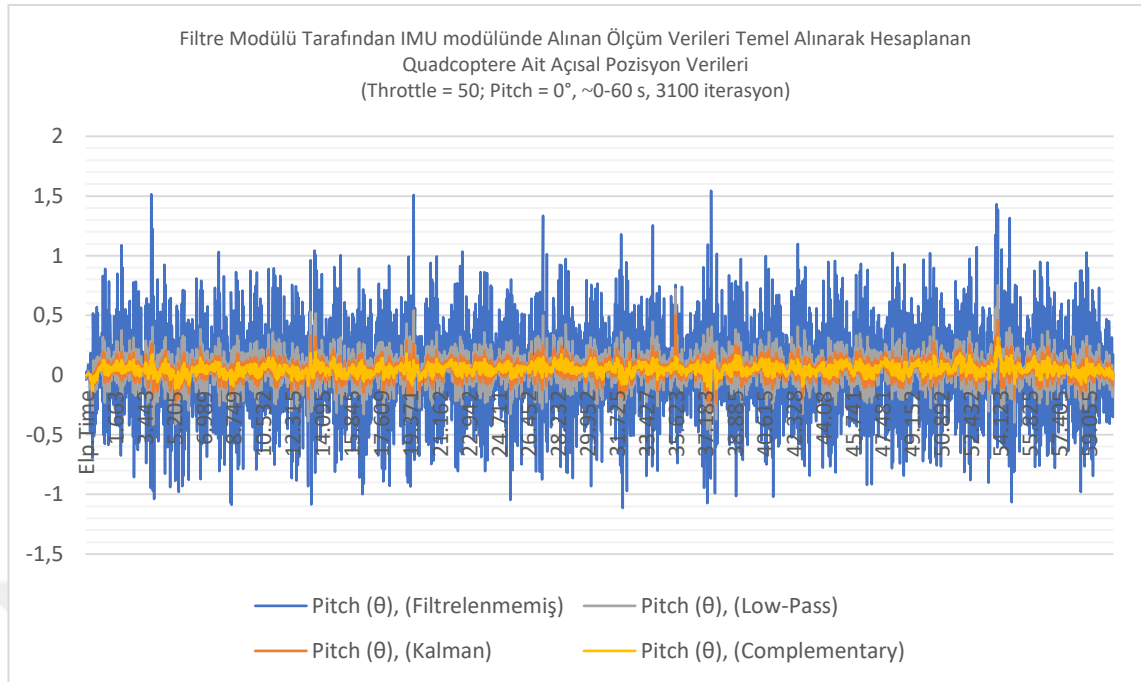
Bölüm 6.7.4.'te de değinildiği üzere, Kalman filtreleme tekniği ile birlikte ayrıca low-pass ve complementary filtreleme yöntemlerinin kullanılmasını sağlayacak gerekli veri yapısı filtre modülünün arayüzüne eklenmiş ve bu filtreleme yöntemlerinin kullanılmasını sağlayacak fonksiyonlar, Bölüm 6.7.1. ve Bölüm 6.7.2.'de bu filtreleme yöntemleriyle ilgili matematiksel denklemler temel alınarak tanımlanmıştır.

Hatırlanacağı üzere, Şekil 6.31. ile sonuçları verilen testlerde, motorlar %50 güçle çalışırken IMU modülü tarafından roll eksenini için hesaplanan değerlerin $[-2.823, 1.562]$ aralığında olduğu gözlemlenmiş ve bu değerlerler filtre modülüne implemente edilen Kalman filtreleme yöntemi ile $[-0.519, 0.503]$ aralığına düşürülmüştü. Bu filtreleme işlemi, Şekil 6.33.'te de görülebileceği üzere, low-pass filtresi kullanılarak $[-0.632, 0.718]$ aralığına, complementary filtreleme yöntemi kullanılarak ise $[-0.206, 0.322]$ aralığına kadar düşürülmüştür.



Şekil 6.19. Farklı filtreleme yöntemlerin karşılaştırılması (#1)

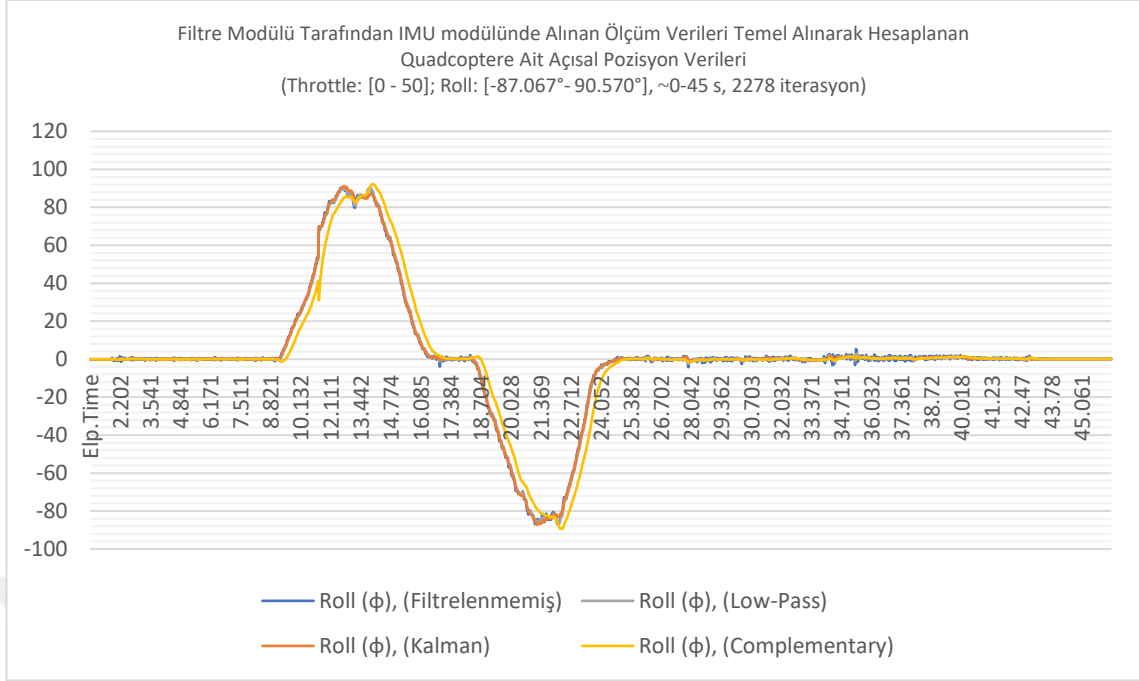
Şekil 6.18. ile sonuçları verilen testte ise, motorlar %50 güçle çalışırken IMU modülü tarafından pitch eksen için hesaplanan değerlerin $[-1.114, 1.544]$ aralığında olduğu gözlemlenmiş ve bu değerler filtre modülüne implemente edilen Kalman filtreleme yöntemi ile $[-0.282, 0.503]$ aralığına düşürülmüştü. Bu filtreleme işlemi, Şekil 6.20.'te de görülebileceği üzere, low-pass filtresi kullanılarak $[-0.493, 0.752]$ aralığına, complementary filtreleme yöntemi kullanılarak ise $[-0.144, 0.312]$ aralığına kadar düşürülmüştür.



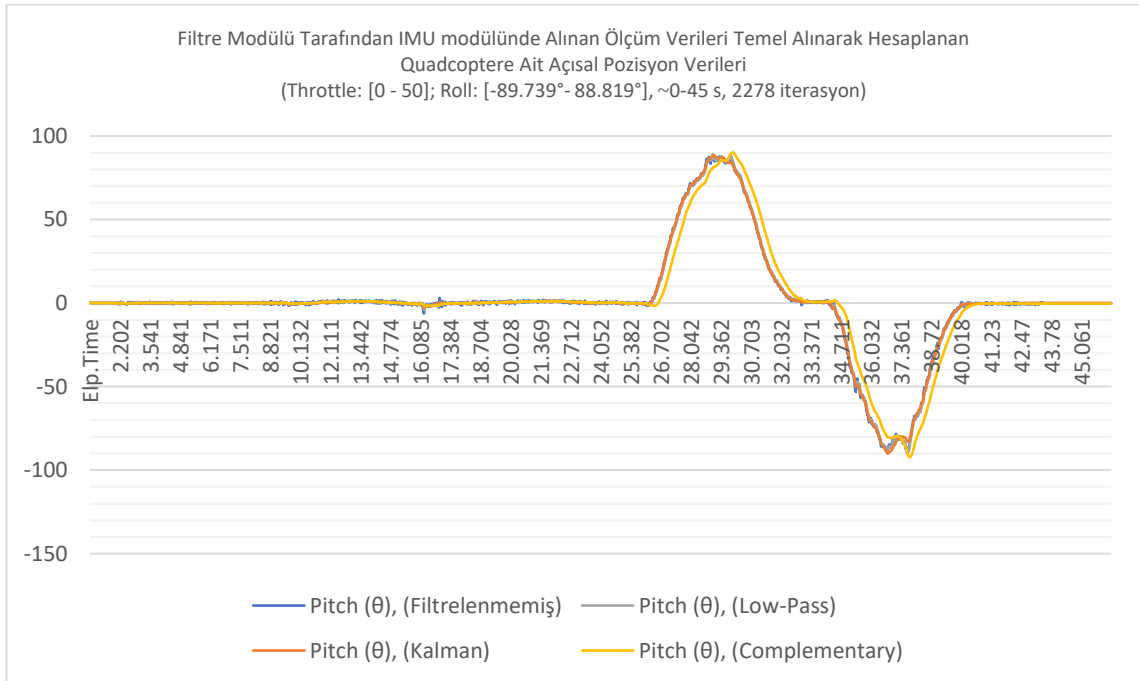
Şekil 6.20. Farklı filtreleme yöntemlerin karşılaştırılması (#2)

Şekil 6.19. ve Şekil 6.20. göz önüne alındığında, ivmeölçerden alınan çıkış verileriyle IMU modülü tarafından hesaplanan açısız pozisyon değerlerinin filtrelenmesinde, complementary filtreleme tekniğinin, filtre modülüne eklenen diğer filtreleme tekniklerinden (Kalman ve low-pass) daha başarılı olduğu düşünülebilir. Fakat, bu testlerin quadcopterin düz bir zeminde sabit bir şekilde hareketsiz haldeyken, yani, roll ve pitch açılarında herhangi bir değişimin olmadığı durumda gerçekleştirildiğine dikkat edilmelidir.

Şekil 6.21. ve Şekil 6.22.'de da görülebileceği üzere, roll ve pitch açılarında herhangi bir değişim söz konusu olduğunda ise, bu tez çalışmasında kullanılan complementary filtresinden alınan verilerin, bir quadcopterin stabilizasyonun sağlanmasına imkân vermeyecek oranda gecikme (latency) içerdiğine dikkat edilmelidir. Elbette ki bu gecikme süresi, Bölüm 6.7.1.'de matematiksel denklemi verilen, complementary filtresine ait parametrelerin değiştirilerek düşürülebilir. Fakat gecikme süresinin düşürülmesiyle, Şekil 6.19. ve Şekil 6.20'te görülen filtreleme sonuçlarındaki (roll = 0° ve pitch = 0°) başarının azalacağı unutulmamalıdır.



Şekil 6.21. Değişik filtrelerden alınan verilerde gözlemlenen gecikme (#1)



Şekil 6.22. Değişik filtrelerden alınan verilerde gözlemlenen gecikme (#2)

Şekil 6.21. ve Şekil 6.22. göz önüne alındığında, MPU-6050 üzerinde yapılan testlerde Kalman filtresi ile low-pass filtresinin açısız pozisyon değişimlerine hemen hemen aynı oranda tepki verdiği görülmektedir. Şekil 6.19. ve Şekil 6.20. ile verilen test sonuçlarında ise Kalman filtresinden, low-pass filtresine kıyasla daha başarılı filtrelemenin sağlandığı görülebilir.

Filtre modülünün oluşturulmasının ardından, bu bölümde incelenen her üç filtreleme yöntemi ile eş zamanlı olarak yapılan testlerin neticesinde, yukarıda verilen test sonuçları birbirleriyle kıyaslanıp yorumlanmış ve bu tez çalışmasında kullanılacak filtreleme yöntemi olarak Kalman filtreleme tekniği seçilmiştir.

6.8. PID MODÜLÜ

Tüm hava taşıtları gibi quadcopterler de yüksek dinamiğe sahip elektromekanik sistemler olup, bu dinamik sistemlere stabil (kararlı) bir şekilde havada kalabilme (hover) ya da hareket edebilme gibi bazı otonom yetileri kazandıran uçuş kontrolcüler, bu kararlı uçuşu sağlamak amacıyla bir tür kontrol mekanizması kullanırlar.

Kontrol sistemleri mühendisliği alanında kontrol teorisi, sürekli olarak çalışan dinamik sistemlerin kontrolü ile ilgilenir. Bu teorinin, amacı, dinamik bir sistemi gecikmeden veya geciktirmeden, optimal bir şekilde kontrol etmek ve kontrolün istikrarını sağlamak amacıyla bir kontrol modeli geliştirmektir [92].

Quadcopterler gibi yüksek dinamiğe sahip sistemler üzerinde ise her biri kontrol teorisinin bir alt dalı tarafından ilgilenilen kontrol mekanizmalarından, geri basamaklamalı (backstepping) kontrol metodu, doğrusal olmayan H_∞ metodu (nonlinear H-infinity method), LQR (Linear–quadratic regülatör) denetleyicileri, PID kontrol döngüsü geri besleme mekanizması gibi birçok değişik kontrol modeli üzerinde çeşitli araştırmalar yapılmıştır [1].

Bu tez çalışmasında, uçuş kontrolcüsü için, bir PID kontrol döngüsü geri besleme mekanizması kullanılacak olup, PID (proportional–integral–derivative) kontrol döngüsü geri besleme mekanizmasıyla ilgili gerekli teorik bilgiler, çalışma prensibi ve bu tez çalışmasındaki uygulaması bu bölümde detaylarıyla anlatılacaktır.

Fakat bu noktada dikkat edilmesi gereken bir husus vardır. Bölüm 6.1.1.1.'de de belirtildiği üzere bir ivmeölçerin z-ekseni, yerçekimi ivmesi (vektörü) ile paralel olacak şekilde yerleştirilirse, ivmeölçerden z-ekseni etrafında dönüşü hesaplamak mümkün değildir [55]. Fakat Bölüm 6.6.4.'te de belirtildiği üzere, bu tez çalışmasında, bu değer Eşitlik 4.8. ve Eşitlik 4.9. temel alınarak hesaplanmış ve ivmeölçerin kalibrasyonu sırasında offset değerinin bulunmasının ardından sıfıra eşitlenmiştir. z-ekseni üzerinde hesaplanan bu değer, ivmeölçer üzerinde yapılan testler (filtre testleri) için kullanılmış olup, quadcopterin açısal pozisyonuna bağlı olarak, quadcopterin stabilizasyonunu sağlamak amacıyla her eksen üzerinde üretilmesi gereken toplam itme kuvvetini hesaplayacak olan kontrol döngüsü geri besleme mekanizmasına parametre olarak gönderilmeyecek; yaw eksenindeki stabilizasyon sadece quadcopterin yaw eksenindeki açısal hız değişimi temel alınarak yapılacaktır. Bu noktada Şekil 6.20.'de gösterilen implementasyon revize edilmiş ve quadcopteri yaw eksenindeki açısal pozisyon değişimi Eşitlik 6.24. ile verilen hareket denklemi kullanılmıştır.

$$\Delta\varphi = \dot{\varphi} \cdot \Delta t \quad (6.24)$$

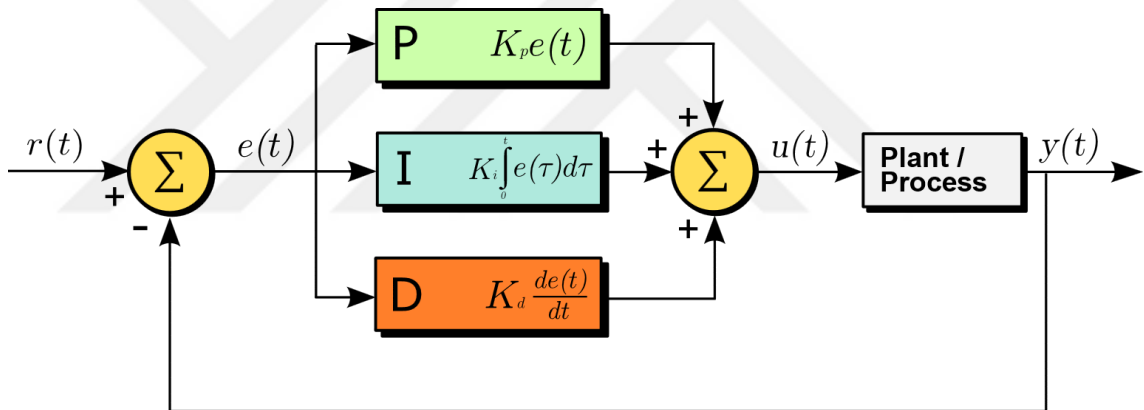
6.8.1. PID Kontrol Döngüsü Geri Besleme Mekanizması

Bir PID kontrolör (denetleyici), endüstriyel kontrol sistemlerinde ve sürekli kontrol gerektiren diğer çeşitli uygulamalarda yaygın olarak kullanılan bir kontrol döngü geri besleme mekanizmasıdır. PID denetleyici ismini proportional, yani orantısal; integral, yani tümlevsel ve derivative, yani türev kelimelerinden alır [93].

Bir PID denetleyicisi, herhangi bir değişkenin (elemanın) arzu edilen bir değere ulaşması amacıyla, değişkenin istenen değeri ve bu değişken ile ilgili mevcut değer arasındaki farkı hesaplayarak sürekli olarak bir **e(t)** hata değeri hesaplar ve ismini aldığı oransal, integral ve türev sabitlerini (ki bu sabitler sırasıyla **K_p**, **K_i** ve **K_d** terimleriyle gösterilirler) temel alarak bir düzeltme uygulayarak, değişkenin istenilen değere ulaşmasını sağlar. Diğer bir deyişle, bir PID denetleyicisi, bir kontrol fonksiyonuna kesin ve hassas bir tepki vererek bir düzeltme uygular.

PID kontrol döngüsü geri besleme mekanizmasına ait ilk teorik analiz ve pratik uygulamalar, 1920'lerde gemiler için tasarlanan kumanda sistemlerinde kullanılmış olup daha sonraları pnömatik (pnömatik, gaz basıncını mekanik harekete çevirme amaçlı eğitim ve uygulamaları içeren endüstriyel bir bilim dalıdır [94]) ve elektronik alanlarında kullanılan denetleyicilerde, otomatik proses kontrolü için kullanılmıştır. Günümüzde ise, PID kontrol döngüsü mekanizması, sürekli kontrol gerektiren uygulamalarda evrensel bir şekilde kullanılmaktadır [93].

Bir PID denetleyicisini ayırt edici özelliği, kontrol ünitesi çıkışında (output) doğru (accurate) ve optimal kontrolü uygulamak amacıyla, oransal, integral ve diferansiyel etkiyi temsil eden üç kontrol teriminin kullanılmasıdır. Şekil 6.23.'de verilen blok diyagram, bu terimlerin nasıl üretildiğini ve uygulama ilkelerini göstermektedir [93].



Şekil 6.23. PID kontrol döngüsü geri besleme mekanizması

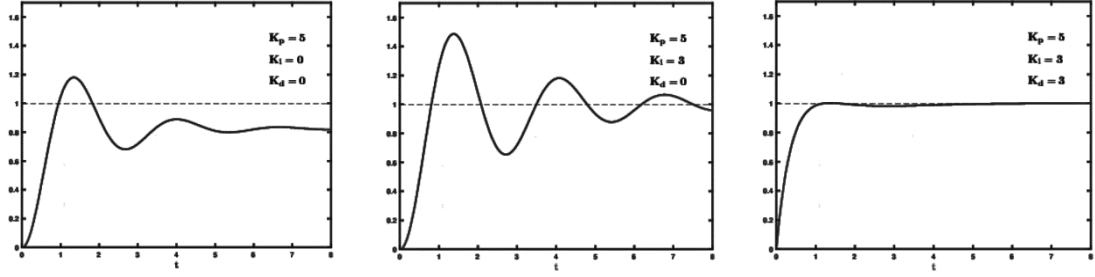
Şekil 6.23.'de görülebileceği gibi, bir PID denetleyicisi, kontrol ünitesi çıkışında, üzerinde kontrol sağlanması istenilen bir eleman (kontrol değişkeni) için belirlenmiş bir set noktası (ayar noktası) $r(t)$ ve bu elemanın ölçülmüş değeri $y(t)$ arasındaki farkı olarak sürekli olarak bir $e(t)$ hata oranı hesaplar ve bu hata oranına K_p , K_i ve K_d sabitlerini temel alarak (bu sabitler kazanç katsayılarıdır, gain factor) oransal, integral ve türev terimlerine dayalı (**P**, **I**, **D**) bir düzeltme uygular. Denetleyici, kontrol değişkeninin değerini, kontrol terimlerinin (**P**, **I**, **D**) ağırlık toplamı $u(t)$ ile belirlenen yeni değere ayarlayarak, zamanla hatayı ($e(t)$) en aza indirmeye çalışır [93].

P terimi, mevcut hata değeri $e(t)$ ile orantılıdır. Örneğin, kontrol ünitesi girişindeki hata $e(t)$ pozitif büyük bir değer ise, K_p kazanç katsayısı ile orantısal olarak kontrol çıkışı da pozitif ve büyük bir değere sahip olacaktır. Bir PID denetleyicisinde, orantısal kontrolün (**P**) tek başına kullanılması, set noktası ($r(t)$) ve mevcut işlem değeri ($y(t)$) arasında her zaman bir hata oluşturacaktır. Çünkü bir hataya orantısal bir tepkinin verilebilmesi için, bir hata değerinin var olması gerekir; eğer ki hata değeri sıfır ise herhangi bir düzeltici tepki de oluşturulamaz [93].

I terimi, geçmiş hata değerlerinin zamana göre integralini alarak kontrol ünitesi çıkışında bir değer üretir. Örneğin oransal kontrolden sonra (**P**) kalan herhangi bir hata değeri varsa (artık hata, rezidüel hata), ki sadece oransal kontrolün tek başına uygulanması sonrasında her zaman bir hatanın oluşacağı yukarıdaki paragrafta anlatılmıştı, **I** terimi kontrol döngüsü boyunca meydana gelen hataların kümülatif değerine (toplam değerine) bağlı olarak kontrol ünitesi çıkışına bir etkisi uygulayarak oransal kontrolden sonra kalan rezidüel hatayı ortadan kaldırmaya çalışır [93].

D terimi ise kontrol değişkeni (elemanı) üzerindeki mevcut değişim oranını temel alarak, kontrol ünitesi çıkışında, gelecekteki hata eğilimine yönelik bir değer üretir. **D** terimi, kontrol değişkeni üzerinde hatanın etkisini azaltmak adına etkin bir şekilde rol aldığından dolayı ayrıca “öngörülen hata kontrolü” (anticipatory control) olarak da adlandırılır [93].

Bir PID denetleyicisinde, optimal kontrol fonksiyonunun üretilmesi amacıyla, yukarıda sözü edilen **P**, **I** ve **D** kontrollerinin her birinin kontrol ünitesi çıkışında birbirlerinden bağımsız olarak yarattıkları etkileri arasında bir denge kurulması gerekir. Bu denge, döngü uyumlaması (loop tuning) yapılarak sağlanır. Döngü uyumlaması ise uygulamanın karakteristiğine bağlı olarak her bir kontrol uygulaması için farklı kazanç katsayılarının belirlenmesiyle yapılır. Değişen PID parametrelerinin (K_p , K_i , K_d) bir sistemin basamak tepkisi (step response) üzerindeki etkileri Şekil 6.24.’de gösterilmiştir [93].



Şekil 6.24. PID parametrelerinin bir sistemin basamak tepkisi üzerindeki etkileri

Şekil 6.23.'de verilen blok diyagram göz önüne alındığında, bir PID geri besleme kontrol mekanizmasına ait genel kontrol fonksiyonu, matematiksel olarak Eşitlik 6.25.'te gösterildiği gibi ifade edilebilir [93].

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (6.25)$$

Eşitlik 6.25.'te kullanılan parametrelerin anlamları aşağıda gösterildiği gibidir [93]:

- K_p = Oransal (proportional) kazanç katsayısı
- K_i = İntegral kazanç katsayısı
- K_d = Türev kazanç katsayısı
- $u(t)$ = Denetleyici çıkışı
- $e(t)$ = Hata oranı, ($e(t) = r(t) - y(t)$)
- t = Anlık zaman (şimdiki zaman)
- Entegrasyon değişkeni (Kontrol döngüsünün başlangıcından itibaren geçen toplam zaman, yani, 0'dan "t" anına kadar geçen süre)

Bir quadcopterin uçuş kontrolcüsünde kontrol döngüsü geri besleme mekanizması olarak kullanılacak bir PID denetleyicisinin Eşitlik 6.25.'te yer alan kazanç

katsayılarının değiştirilmesi, genel olarak, quadcopterin davranışında aşağıdaki bahsedilen etkilere neden olacaktır:

Bir quadcopter, diğer iki parametre olmaksızın, sadece **P** kazanımı (orantısal kontrol kazanımı) ile stabilize olabileceğinden dolayı, **K_p** kazanç katsayısının değeri, bir quadcopter sisteminde kullanılan PID denetleyicisi için temel faktördür. Bu katsayı PID denetleyicisinin, hata oranı üzerindeki düzeltme gücünü belirler. Katsayı ne kadar yüksek olursa, quadcopter açısız pozisyon değişimine daha duyarlı ve daha güçlü tepki verecektir. Fakat, katsayı düşük tutulursa, quadcopter açısız pozisyon değişimine daha yavaş ve yumuşak bir şekilde tepki vereceğinden, sabit bir şekilde kalması zorlaşacaktır. **K_p** kazanç katsayısının değeri çok yüksek olduğunda ise (optimal değerinden yüksek) quadcopter, açısız pozisyon değişimleri ne karşı çok hassas olacak ve bu nedenle aşırı düzeltmeden kaynaklanan (overshoot) salınımlar gibi olumsuz etkiler meydana gelecektir [95].

Bir quadcopter sisteminde kullanılan PID denetleyicisinin **I** kazanımı ise (integral kontrol kazanımı), kalıcı etkilerin (örneğin, quadcopterin gövde koordinat sisteminin merkezinde olmayan kütle merkezi) ve dış değişkenlerin (örneğin, rüzgâr) quadcopter üzerinde meydana getirdiği sapma (bias) etkilerinin azaltılmasına yardımcı olur [95]. Yani **K_i** kazanç katsayısı, quadcopterin açısız pozisyonunu set noktasına (ayar noktası) doğru hareket etmesini hızlandırır [93]. Bununla birlikte, **I** kazanımı, geçmişteki hataların kümülatif değerine tepki gösterdiğinden, aşırı yüksek değere sahip bir **K_i** kazanç katsayısı mevcut açısız pozisyonun, set noktasını aşmasına (overshoot) sebep olabilir.

Bir quadcopter sisteminde kullanılan PID denetleyicisinin **D** kazanımı ise (türev kontrol kazanımı), **P** kazanımının (orantısal kontrol kazanımının) neden olduğu aşırı düzeltmeyi (overshoot) azaltan bir sönümleyici olarak görev yapar ve potansiyel olarak propwash salınımlarını (propwash, havacılıkta, pervanelerin neden olduğu aşınma anlamına gelmektedir) en aza indirir [95]. Fakat, yüksek **K_d** kazanç katsayısı, sistemdeki proses gürültüsünü (kontrol ünitesinin çıkışından alınan toplam kontrol çıktısındaki gürültü) yükselteceğinden dolayı, quadcopterde titreşime neden olabilir. Bu sebepten dolayı, **D** kazanımı, yüksek frekanstaki gürültü bileşenlerinin giderilmesi amacıyla, genellikle bir low-pass filtresiyle filtrelendir. Fakat low-pass filtreleme ile **D** kazanımı birbirlerini sönümleyebileceklerinden dolayı, **D** kazanımında yer alan yüksek frekanstaki

gürültünün filtreleme miktarı sınır miktarda olacaktır [93]. Bütün bunlarla birlikte, yüksek değerdeki bir K_d kazanç katsayısı, quadcopterin açısal pozisyon değişimlerine karşı vereceği tepki süresinde bir gecikmeye (latency) neden olur (P kazanımının neden olduğu düzeltmeyi azaltan bir sönümleyici olarak görev yaptığından dolayı kontrol çıkışının set noktasına ulaşması daha uzun sürer).

PID denetleyicilerini diğer kontrol döngüsü geri besleme mekanizmalarından ayıran önemli bir avantajı, iki PID denetleyicinin, daha iyi dinamik performans sağlamak adına birlikte kullanılabilmesidir. İki PID denetleyicinin birlikte kullanılmasına kademeli (kaskat) PID kontrolü denir. Bir başka deyişle, kademeli denetimde, bir PID denetleyicisinin, diğer PID denetleyicisinin de yer alan set noktasını (ayar noktasını) kontrol ettiği iki PID denetleyicisi kullanılır. Kademeli denetimde, bir PID denetleyicisi, fiziksel parametreyi kontrol eden dış döngü denetleyicisidir (outer loop PID). Diğer denetleyici ise dış döngü denetleyicisinin çıkışını set noktası olarak okuyan iç döngü denetleyicisidir (inner loop PID). İç döngü denetleyicisi, genellikle çok daha hızlı değişen bir parametreyi kontrol eder. Kaskat PID denetleyicilerinin birlikte kullanılmasıyla kontrol mekanizmasının çalışma frekansının arttığı matematiksel olarak kanıtlanmıştır [93].

6.9. PID Modülü Üzerinde Yapılan Testler (Uçuş Testleri)

Bir uçuş kontrolcüsü, bir quadcopterin (ya da herhangi bir hava taşıtının) stabilizasyonunu, sensörlerden aldığı quadcopterin mevcut durumu (attitude) ile ilgili verileri (ki çoğu zaman bu veriler, çeşitli fusion algoritmalarıyla kaynaştırılır) bir kontrol mekanizmasında (ki quadcopter yüksek dinamiğe sahip bir elektromekanik sistem olduğundan kullanılacak olan kontrol mekanizması geri beslemeli bir kontrol mekanizması olmalıdır) kullanarak kontrol ünitesi çıkışından elde edilen kontrol sinyalleri (output) sayesinde gerçekleştirir.

Bölüm 6.8.1.'de belirtildiği üzere, bir PID denetleyicisinde, optimal kontrol fonksiyonunun üretilmesi amacıyla, P , I ve D kontrollerinin her birinin kontrol ünitesi çıkışında birbirlerinden bağımsız olarak yarattıkları etkileri arasında bir dengenin kurulması gerekir. Bu denge, döngü uyumlaması (loop tuning) yapılarak

sağlanır. Döngü uyumlaması ise uygulamanın karakteristiğine bağlı olarak her bir kontrol uygulaması için farklı kazanç katsayılarının belirlenmesiyle yapılır.

Bir PID denetleyicisini K_p , K_i ve K_d kazanç katsayılarının belirlenmesi (loop tuning) için kullanılan Ziegler–Nichols, Tyreus Luyben, Cohen–Coon, Åström–Hägglund gibi çeşitli yöntemler kullanılabilir [93]. (Cohen–Coon yöntemi çevrimdışı (offline) bir yöntemdir, yani PID parametreleri ayarlanırken, sistem (quadcopter) çevrimdışı hale getirilmelidir.)

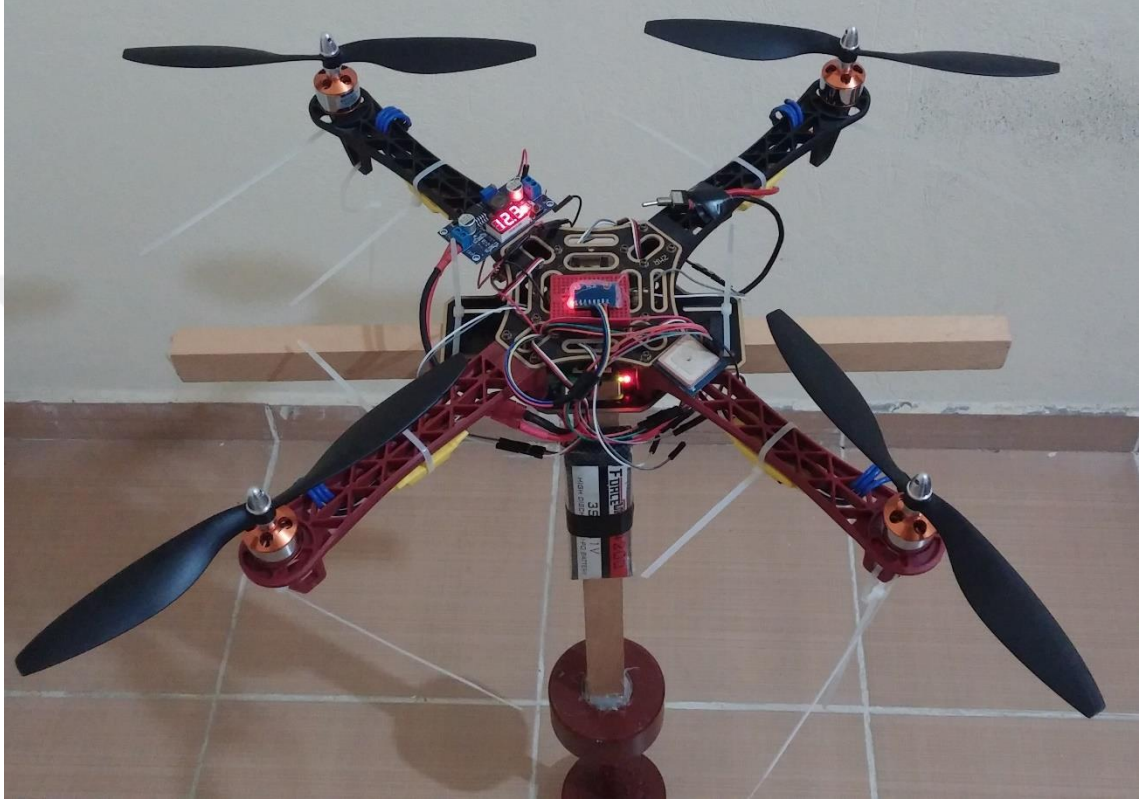
Bu tez çalışmasında ise yukarıda bahsedilen ve genellikle karmaşık matematiksel işlemlere gerek duyan loop tuning yöntemlerinden hiçbirinin implementasyonu yapılmamış olup, K_p , K_i ve K_d kazanç katsayıları belirlenmesi manuel yöntemle yapılmıştır.

Manuel ayarlama (manual tuning) yönteminde, sistemin çevrimiçi kalması gerekiyorsa (quadcopter operasyonel halde çalışmasına devam ediyorsa) ilk adım olarak K_i ve K_d kazanç katsayıları sıfır değerine getirilir. İkinci adım olarak, K_p sabiti kontrol çıkışında bir salınım gözlemlenene kadar artırılır ve ardından bu değer kontrol çıkışında çeyrek genlik sönümü (quarter amplitude decay) tipinde bir tepkinin oluşması için yaklaşık olarak yarı değerine indirilir [93]. Daha sonra, orantısal kontrolün, kontrol çıkışında meydana getireceği offset değerinde (Bölüm 6.8.1.'de bahsedildiği üzere, bir PID denetleyicisinde, orantısal kontrolün (P) tek başına kullanılması, set noktası ($r(t)$) ve mevcut işlem değeri ($y(t)$) arasında her zaman bir hata oluşturacaktır) yeterli düzelme sağlanana kadar K_i katsayısı artırılır [93]. Fakat dikkat edilmelidir ki çok yüksek bir K_i değeri kontrol çıkışında bir kararsızlığa yol açacaktır. Son olarak, eğer ki gerekliyse sistemin set noktasına ulaşma hızını kabul edilebilir bir hıza ulaştırmak için, sistem çıkışında herhangi bir düzensizlik (kararlı durumundan sapma) gözlemleninceye kadar K_d kazanç katsayısı artırılır [93]. Fakat yine dikkat edilmelidir ki çok yüksek bir K_d değeri sistemin aşırı tepki (overshoot) vermesine neden olacaktır.

6.9.1. K_p , K_i ve K_d Kazanç Katsayılarının Belirlenmesi

Uçuş kontrolcüsünün quadcopter üzerinde stabil bir kontrol sağlaması için kullanacağı PID denetleyicilerinin K_p , K_i ve K_d sabitlerinin belirlenmesi amacıyla PID modülü üzerinde yapılacak testlerin öncesinde, söz konusu testlerin her bir uçuş eksenini için ayrı

ayrı yapılabilmesine imkân tanıyacak bir test ekipmanı oluşturulmuştur. Oluşturulan bu test ekipmanı Şekil 6.24.'te gösterilmiştir.



Şekil 6.24. Bu tez çalışması için oluşturulan test ekipmanı

Şekil 6.24.'te de görülebileceği üzere, oluşturulan bu test ekipmanı sayesinde, quadcopterin (test ekipmanına yerleştirildiği pozisyona bağlı olarak) sadece tek bir uçuş eksenini çevresinde (roll ya da pitch) hareket edebilmektedir. Dolayısıyla, oluşturulan bu test ekipmanı sayesinde, PID modülü üzerinde yapılacak testlerle belirlenecek PID kazanç katsayılarının, her bir eksen için birbirlerinden bağımsız olarak belirlenebilmesine olanak sağlanmıştır. (Quadcopterin yüksek dinamiğe sahip yapısı nedeniyle, aynı anda iki eksen üzerinde değiştirilen PID kazanç katsayılarının birbirlerini etkileyebileceğine dikkat ediniz.)

Bölüm 6.8.1.'de de belirtildiği üzere, bu tez çalışmasında kullanılacak PID kontrol döngüsü geri besleme mekanizması tekniği olarak, daha iyi bir dinamik performans

sağlamak amacıyla ilk implementasyon tekniği olan kademeli (kaskat) PID kontrolü yöntemi seçilmiştir.

PID parametrelerinin belirlenmesine ilk önce iç döngü denetleyicisinden başlanmış olup, iç döngü denetleyicisi üzerinde yapılan testler sırasında, dış döngü denetleyicisinin (her uçuş ekseninde) K_p , K_i ve K_d kazanç katsayıları 0.0 değerine ayarlanmıştır.

İç döngü denetleyicisi üzerinde yapılan testlerde, ilk önce roll ekseninde stabilizasyonu sağlayacak yapacak PID denetleyicisinin kazanç katsayılarının belirlenmesiyle başlanmış ve bu sırada pitch ve yaw eksenleri üzerinde kontrolü sağlayacak PID denetleyicilerinin K_p , K_i ve K_d kazanç katsayıları 0.0 değerine ayarlanmıştır. Bölüm 6.9.'da belirtilen manuel tuning teknikleri kullanılarak yapılan testlerin ardından, roll ekseninde stabilizasyonu sağlayacak iç döngü denetleyicisinin K_p kazanç katsayısı 0.7, K_i kazanç sayısı 0.45 ve K_d kazanç katsayısı ise 0.015 olarak belirlenmiştir.

Daha sonra pitch ekseninde yapılan testlere geçilmiş (bu sırada da roll ve yaw eksenleri üzerinde kontrolü sağlayacak PID denetleyicilerin K_p , K_i ve K_d katsayıları 0.0 değerine ayarlanmıştır) ve Bölüm 6.9.'da belirtilen manuel tuning teknikleri kullanılarak yapılan testlerin ardından, pitch ekseninde stabilizasyonu sağlayacak iç döngü denetleyicisinin K_p kazanç katsayısı 0.75, K_i kazanç katsayısı 0.5 ve K_d kazanç katsayısı ise 0.02 olarak belirlenmiştir.

Bölüm 6.9.'da belirtilen manuel tuning teknikleri kullanılarak yaw ekseninde yapılan testlerin ardından ise (bu testlerde Şekil 6.44.'te gösterilen test ekipmanı kullanılmamıştır), yaw ekseninde stabilizasyonu sağlayacak iç döngü denetleyicisinin K_p kazanç katsayısı 2.7, K_i kazanç katsayısı ise 0.3 olarak belirlenmiş olup K_d parametresi 0.0 değerine ayarlanmıştır.

Her bir uçuş eksenine için iç döngü denetleyicisinden başlanmış olup, iç döngü denetleyicilerinde kullanılan PID kazanç katsayılarının belirlenmesinin ardından dış döngü denetleyicisinin PID kazanç katsayılarının belirlenmesine geçilmiş, fakat bu testlerde iç döngü denetleyicisinin kazanç katsayıları sıfır değerine ayarlanmamıştır (Bölüm 6.8.1.'de dış döngü denetleyicisi tarafından üretilen kontrol çıktıının (output),

iç döngü denetleyicisi için set noktasını oluşturacağından bahsedildiğini hatırlayınız ($u_1(t) = r_2(t)$)).

Dış döngü denetleyicisi üzerinde yapılan testlerde, ilk önce roll ekseninde stabilizasyonu sağlayacak yapacak PID denetleyicisinin kazanç katsayılarının belirlenmesiyle başlanmış ve bu sırada pitch ve yaw eksenleri üzerinde kontrolü sağlayacak PID denetleyicilerinin (kaskat bir şekilde) K_p , K_i ve K_d kazanç katsayıları 0.0 değerine ayarlanmıştır. Bölüm 6.9.'da belirtilen manuel tuning teknikleri kullanılarak yapılan testlerin ardından, roll ekseninde stabilizasyonu sağlayacak dış döngü denetleyicisinin K_p kazanç katsayısı 3.0 değerini alacak şekilde belirlenmiş, K_i ve K_d kazanç katsayıları ise 0.0 değerine ayarlanmıştır.

Daha sonra pitch ekseninde yapılan testlere geçilmiş (bu sırada da roll ve yaw eksenleri üzerinde kontrolü sağlayacak PID denetleyicilerin K_p , K_i ve K_d katsayıları kaskat bir şekilde 0.0 değerine ayarlanmıştır) ve Bölüm 6.9.'da belirtilen manuel tuning teknikleri kullanılarak yapılan testlerin ardından, pitch ekseninde stabilizasyonu sağlayacak dış döngü denetleyicisinin K_p kazanç katsayısı da 3.0 değerini alacak şekilde belirlenmiş, K_i ve K_d kazanç katsayıları ise 0.0 değerine ayarlanmıştır.

Bölüm 6.9.'da belirtilen manuel tuning teknikleri kullanılarak yaw ekseninde yapılan testlerin ardından ise (bu testlerde Şekil 6.44.'te gösterilen test ekipmanı kullanılmamıştır), yaw ekseninde stabilizasyonu sağlayacak dış döngü denetleyicisinin K_p kazanç katsayısı 4.5 değerini alacak şekilde belirlenmiş, K_i ve K_d kazanç katsayıları ise 0.0 değerine ayarlanmıştır.

Uçuş kontrolcüsünün quadcopterin mevcut durumunu temel olarak (attitude) stabilizasyonunu sağlamak amacıyla PID modülünün tarafından oluşturulan kontrol çıktıları yardımıyla, her bir motora verilen güç miktarını bağımsız olarak nasıl değiştirdiğine bir örnek olması adına PID modülü üzerinde yapılan testlerden elde edilen verilerin bir kısmı Tablo 6.6.'da gösterilmiştir.

Sonuçları Tablo 6.6. ile verilen test, iç ve dış döngü denetleyicileri için belirlenen kazanç katsayıları ile yapılmış olup, bu testin icrası sırasında quadcopterin oluşturulan test ekipmanı üzerinde yer aldığına dikkat edilmelidir.

Bu bölümde PID modülü üzerinde yapılan testler neticesinde, her bir farklı uçuş eksen için, K_p , K_i ve K_d kazanç katsayıları ayarlanan (tuning) kaskat PID denetleyicileri ile yapılan uçuş testlerinde, bu tez çalışması için oluşturulan uçuş kontrolcüsünün yine bu tez çalışmasında donanım elemanları belirlenen quadcopterin havalanmasını sağlayabildiği ve bazı istisnalar dışında quadcopterin uçuş esnasındaki stabilizasyonunu genel olarak sağlayabildiği gözlemlenmiştir. Söz konusu bu istisnalar, jiroskopun çıkış verilerinde biriken drift (sürüklenme) sapması (bias) ve işletim sisteminin task polling/switching sırasında yaptığı interrupt (kesme) istekleridir. Bölüm 9.9.'da jiroskopun çıkış verileri üzerinde biriken sürüklemenin (drift) quadcopterin stabilizasyonu üzerindeki etkileri tartışılacak olup, uçuş kontrolcüsü olarak bir SBC'nin (single-board computer) kullanılmasının stabilizasyon üzerinde yarattığı etkiler ise ileriki bölümlerde anlatılacaktır.

Tablo 6.6. PID modülü üzerinde yapılan testlerden elde edilen veriler (kısmi)

Elp.Time	Roll (ϕ)	Pitch (θ)	Yaw (ψ)	Thr	M_FR (ms)	M_BL (ms)	M_FL (ms)	M_BR (ms)
2.135	0.099	0.029	0.015	49	1488.767	1491.057	1485.767	1494.41
2.146	0.104	0.019	0.015	49	1490.755	1488.944	1491.03	1489.27
2.155	0.082	0.045	0.016	49	1491.13	1488.271	1493.613	1486.986
2.165	0.079	0.055	0.016	50	1500.454	1498.979	1499.953	1500.614
2.175	0.126	0.017	0.016	50	1499.847	1499.833	1495.209	1505.111
2.185	0.114	-0.012	0.017	50	1498.275	1501.319	1500.906	1499.5
2.195	0.082	0.018	0.017	50	1501.725	1497.611	1504.295	1496.369
2.206	0.083	0.037	0.018	50	1501.185	1498.181	1499.985	1500.649
2.215	0.12	0.017	0.018	50	1500.097	1499.472	1496.462	1503.969
2.225	0.133	-0.013	0.018	50	1498.861	1500.705	1498.772	1501.662
2.235	0.1	0.011	0.019	50	1500.821	1498.614	1504.212	1496.353
2.245	0.079	0.033	0.019	50	1500.528	1498.899	1501.267	1499.306
2.255	0.097	0.021	0.019	50	1500.082	1499.423	1497.307	1503.187
2.266	0.147	-0.011	0.019	50	1500.484	1499.016	1496.544	1503.956
2.275	0.136	0.009	0.02	50	1500.957	1498.539	1503.853	1496.651
2.286	0.095	0.044	0.02	50	1500.341	1499.321	1503.332	1497.006
2.295	0.115	0.025	0.019	50	1499.846	1499.903	1495.896	1504.355
2.305	0.17	-0.002	0.019	50	1501.428	1498.282	1496.631	1503.659
2.315	0.18	0.014	0.019	50	1501.662	1498.008	1502.418	1497.912
2.325	0.115	0.046	0.019	50	1498.902	1500.769	1504.67	1495.659
2.335	0.107	0.039	0.019	50	1499.88	1499.75	1497.609	1502.761
2.345	0.153	-0.001	0.019	50	1500.409	1499.135	1495.318	1505.138
2.355	0.191	0.012	0.019	50	1503.274	1496.352	1501.085	1499.289

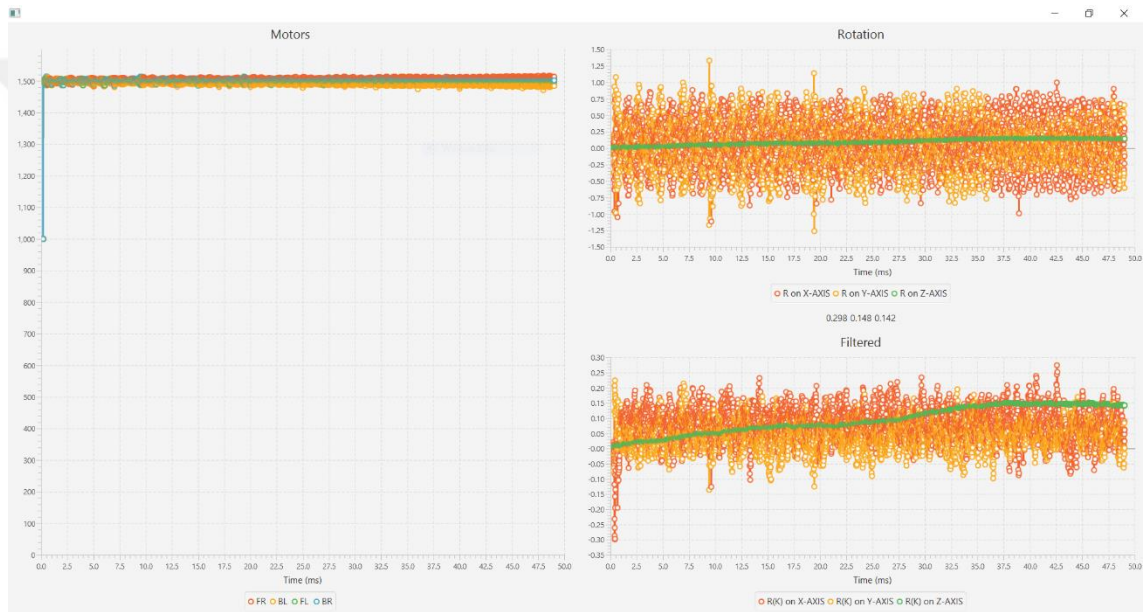
2.365	0.139	0.046	0.019	50	1499.148	1500.563	1504.822	1495.467
2.375	0.085	0.044	0.019	50	1497.855	1501.773	1500.308	1500.064
2.385	0.098	-0.004	0.019	50	1499.139	1500.446	1495.24	1505.175
2.395	0.148	-0.021	0.019	50	1502.849	1496.734	1498.193	1502.224
2.405	0.131	0.03	0.019	50	1502.492	1497.261	1505.522	1494.725
2.415	0.05	0.062	0.019	50	1497.542	1502.087	1503.84	1496.531
2.425	0.045	0.021	0.02	50	1498.038	1501.42	1495.07	1505.472
2.435	0.104	-0.029	0.02	50	1501.122	1498.373	1495.199	1505.307
2.445	0.142	0.015	0.02	50	1505.237	1494.296	1503.957	1496.511
2.456	0.086	0.08	0.02	50	1499.796	1499.691	1506.042	1494.472
2.465	0.026	0.052	0.021	50	1494.542	1504.812	1497.802	1502.843
2.475	0.046	-0.012	0.021	50	1499.135	1500.21	1494.657	1505.998
2.485	0.124	-0.005	0.021	50	1505.895	1493.527	1499.378	1501.2
2.495	0.138	0.084	0.022	50	1504.702	1494.713	1506.617	1493.967
2.505	0.066	0.107	0.022	50	1495.255	1504.154	1502.476	1498.115
2.516	0.034	0.023	0.022	50	1494.444	1505.044	1494.368	1506.144
2.525	0.098	-0.017	0.023	50	1504.112	1495.331	1496.433	1504.124
2.536	0.14	0.061	0.023	50	1506.942	1492.539	1505.596	1494.923

5.9.2. Sürüklemenin (Drift) Stabilizasyon Üzerinde Meydana Getirdiği Etkiler

Hatırlanacağı üzere, mekanik titreşimler nedeniyle ivmeölçerden alınan çıkış verilerinde meydana gelen gürültü, filtre modülünde kullanılan Kalman filtreleme yöntemleriyle yüksek oranda azaltılmıştır. Fakat MEMS tabanlı jiroskoplar, açısal hızı, açısal pozisyonun zamana göre integralini alarak hesapladıklarından dolayı, sürüklenme (drift) gibi başka sapma türlerinden etkilenirler. Yani quadcopter, orijinal konumuna geri döndüğünde, jiroskop tarafından ölçülen ve quadcopterin uçuş eksenleri çevresindeki açısal hızları ile ilgili ölçüm verileri (jiroskobun output'u), drift (sürüklenme) nedeniyle sıfır değerine dönmez. Drift'in çıkış değerinde yarattığı etkilerin önlenmesi için amacıyla, jiroskoptan elde edilen çıkış değerleri bir manyetometreden elde edilen çıkış değerleri ile kaynaştırılır (sensor fusing). Fakat bu tez çalışmasında yaw eksenindeki hareket davranışının (orientation, attitude ya da açısal pozisyon olarak da adlandırılır) kontrol edilmesi için ayrı bir sensör kullanılmamış olup bir ivmeölçer ve jiroskoptan oluşan 6DoF derecesine sahip standart bir IMU (Inertial Measurement Unit – Atalet Ölçüm Birimi) kullanılmıştır.

Daha önce de belirtildiği gibi, bir ivmeölçerin z-ekseni, yerçekimi ivmesi (vektörü) ile paralel olacak şekilde yerleştirilirse, ivmeölçerden z-ekseni etrafında dönüşü

hesaplamak mümkün değildir [55]. Bu nedenle bu tez çalışmasında, yaw eksenindeki açısal pozisyonunun belirlenmesinde Bölüm 6.8.'de verilen Eşitlik 6.24. temel alınarak, sadece jiroskoptan alınan çıkış değerleri kullanılarak hesaplanmıştır. Tablo 6.46.'da verilen kısmi test sonuçlarında yaw eksenini çevresindeki açısal pozisyon değerleri dikkatlice incelenirse, jiroskopun çıkış verileri üzerinde meydana gelen sürüklenme etkisi görülebilir. Jiroskopun sürüklenme (drift) eğilimi nedeni ile yaw eksenini çevresinde ölçülen açısal pozisyon değerleri üzerindeki sapmanın daha net görülebilmesi amacıyla, Tablo 6.46.'da sadece bir kısmı verilen test sonuçlarının tamamı Şekil 6.45'te gösterilmiştir.



Şekil 6.25. Jiroskopun çıkış değerlerinde meydana gelen drift (sürüklenme)

Şekil 6.25.'te görülebileceği üzere, MEMS tabanlı jiroskopta meydana gelen sürüklenme eğilimi neticesinde, yaw eksenini çevresinde hesaplanan açısal pozisyon değeri, sadece 49.037 saniyelik bir zaman zarfında 0.142° derecelik bir sapma eğilimi göstermiştir. Bu test yapıldığında, quadcopterin, oluşturulan test ekipmanında sabit olarak durduğuna dikkat edilmelidir. Uçuş sırasında yapılacak bir testte, oluşturulan PID denetleyicileri neticesinde, test verilerinde gözlemlenen bu sapma miktarı düzeltilenektir fakat bu düzeltmenin yapılabilmesi için, pilot tarafından istenen yaw değeri 0° derece olmasına rağmen jiroskopta meydana gelen sürüklenme neticesinde PID denetleyicisinden çıkan kontrol sinyalleriyle uçuş kontrolcüsü, quadcopterin yaw eksenini çevresindeki pozisyonunu (49.137.sn'ye kadar quadcopterin yerde sabit bir şekilde durduğu farz

edilirse ve 49.137.sn'de havalanmaya başladığı düşünülürse) 0.142° değiştirecektir ve bu değişim (teorik olarak) her 49.137 saniyede bir 0.142° olarak gözlemlenecektir.

NOT: Şekil 6.25.'te görülebileceği gibi, quadcopterin gerçek açısal pozisyonunun roll, pitch ve yaw eksenleri üzerinde 0° olmasına rağmen, zaman içinde FR ve BL motorlarına gönderilen sinyal genişlikleri (pulse width) bir fark gözlemlenmektedir. Bunun sebebi yine jiroskopta meydana gelen sürüklenme eğilimidir. Bölüm 6.8.'de oluşturulan iç döngü denetleyicisinde jiroskop tarafından gelen açısal hız değerlerinin kullanıldığı ve roll eksenini için K_i kazanç katsayısının 0.45 olarak belirlendiği göz önüne alınırsa, jiroskopta meydana gelen sürüklenme etkisi iç döngü denetleyicisinin I denetiminde kullanılan kümülatif hatada sürekli bir artış meydana getirecektir. (Aynı sorun pitch ekseninde yani FL ve BR motorlarına gönderilen sinyal darbelerinde de vardır fakat Şekil 6.25.'te verilen grafiğin ölçeği nedeniyle bu durum fazla belirgin gözükmemektedir.) Fakat, bu testin yaw eksenini çevresinde ölçülen açısal pozisyonundaki sapmanın gözlemlenebilmesi için, quadcopterin test ekipmanı üzerinde sabit bir şekilde yerleştirilmişken yapıldığına dikkat edilmelidir. Normal şartlar altında, quadcopter, kümülatif hatanın bu kadar belirgin bir şekilde birikmesinden çok daha önce havalanacaktır.

5.10. Yapılan Ek Çalışmalar ve Diğer Açıklamalar

Bu bölümde Şekil 6.1.'de verilen ana modül akışının C segmentinde yapılan ve bir uçuş kontrolcüsünde olması gereken bazı kontrol aşamaları, uçuş sırasında bu tez çalışmasında kullanılan teknikler nedeniyle oluşabilecek bazı istisnai durumlar sırasında meydana gelebilecek güvenlik sorunları için alınan önlemler ile Raspberry Pi 3 Model B SBC'nin dört çekirdekli yapısı sayesinde efektif bir şekilde kullanılabilen thread yapılarının uçuş kontrolcüsünde kullanımın getirdiği avantajlar hakkında bilgiler verilecek ve yine bu tez çalışmasında uçuş kontrol cihazı olarak bir mikrodenetleyici yerine üzerinde genel amaçlı bir işletim sistemi çalıştıran (GPOS) tek kartlı bir bilgisayar olan Raspberry Pi kullanılmasının getirdiği bazı dezavantajlar, quadcopter üzerinde yapılan testlerden elde edilen sonuçlara dayanılarak gösterilecektir.

6.10.1. Kontrol Mekanizmaları

Bölüm 6.8.1.'de de değinildiği üzere, bir PID denetleyicisinin integral kontrol aşamasında kümülatif hata toplamı kullanılmaktadır. Şekil 6.45.'te de görülebileceği üzere, quadcopter yüzeyde sabit bir şekilde durduğunda (tüm uçuş eksenlerindeki gerçek açısal pozisyonu 0° olacak şekilde) jiroskoplarda meydana gelen sürüklenme eğilimi nedeniyle bu kümülatif hata miktarı daha da artmakta ve böylece uçuş kontrolcüsü tarafından fırçasız DC elektrik motorlara verilen güç miktarları arasında gözle görülür bir fark meydana gelmektedir. Dolayısıyla quadcopterin ilk havalanma hareketini daha yüksek bir stabilizasyonda yapabilmesi için, quadcopter yerdeyken kümülatif hatadan doğan etkilerin PID kontrol ünitesi çıkışına yansıtılmaması gereklidir. Bu amaçla Şekil 6.7.'de de görülebileceği üzere *motor.h* header dosyasında bir sembolik sabit (**#define** MOTORS_MIN_PID_THROTTLE 1200.0) tanımlanmış ve motorların %20 ve altında güç ile çalıştığı her kontrol döngüsünde Bölüm 6.8.'de oluşturulan her bir PID denetleyicisinin (her bir eksen için üçer adet iç döngü ve dış döngü denetleyicisi) kümülatif hata toplamını sıfırlamak adına ana modülün C segmentinde bir *if* bloğu eklenmiştir. (Bu kontroller Şekil 6.1.'de “P1” ve “P2” etiketleri ile gösterilmiştir.)

Bu tez çalışmasında, ivmeölçerin çıkış verilerinde mekanik titreşimler nedeniyle oluşan gürültünün uçuş kontrolcüsünün quadcopterin stabilizasyonu sağlayabilecek düzeyde düşürülmesi için kullanılan Kalman filtreleme teknikleri ise, Bölüm 6.7.3.'te verilen matematiksel modellemelerden de anlaşılacağı gibi bir estimator (tahminci) olarak çalışmaktadır. Yani Kalman filtresi, quadcopterin önceki durumlarını (açısal pozisyon) göz önünde bulundurarak mevcut durumunu tahmin eden bir filtreleme tekniğidir. Kalman filtresi söz konusu bu tahmini yaparken $\underline{Q}_{(k)}$, gürültü (noise) kovaryans matrisini kullanmaktadır. Fakat quadcopter havalanmamışken, yani fırçasız DC elektrik motorların dönme hareketlerinden kaynaklanan mekanik titreşimler, motorlar daha düşük güçte çalışacağı için görece daha az olacak; dolayısıyla, sensörlerden alınan çıkış sinyalindeki gürültü miktarı da azalacak ve gürültü kovaryans matrisinin değeri değişecektir. Bu sırada, filtre modülünde implementasyonu yapılan Kalman filtresi ise tahmin kovaryansı $\underline{P}_k$, Kalman kazancı $\underline{K}_k$ ve hata tahmini $\underline{S}_k$ gibi ara işlem değişkenlerini mevcut parametrelerle değiştirmeye devam edecek, dolayısıyla uzun vadede Kalman filtresinden alınan filtrelenmiş veriler bir sapmaya uğrayacaktır. Bu amaçla Şekil 6.7.'de de görülebileceği üzere *motor.h* header dosyasında bir sembolik sabit (**#define** MOTORS_MIN_OPERATING_THROTTLE 1100.0) tanımlanmış ve

motorların %20 ve altında güç ile çalıştığı her kontrol döngüsünde Bölüm 6.7.4.’te oluşturulan her bir Kalman filtresi için (roll ve pitch), filtrelerdeki tüm parametrelerin ($\underline{Q}_k$ ve $\underline{R}_k$ hariç), sıfırlamak adına ana modülün C segmentinde, bir *if* bloğu eklenmiştir. (Bu kontrol Şekil 5.1.’de “K1” etiketi ile gösterilmiştir.)

6.10.2. Güvenlik Önlemleri (Exceptions Modülü)

Giriş bölümünde de değinildiği gibi bu tez çalışmasında deneysel bir yöntem olarak, uçuş komutları, konvansiyonel quadcopterlerde olduğunun aksine, radyo kontrol yöntemiyle değil IEEE 802.11 standartlarına göre wireless bağlantısı üzerinden internet alt yapısı kullanılarak UDP protokolü üzerinden gönderilmiştir.

Bu tez çalışmasında, Bölüm 6.1.’de tasarlanan uzaktan kontrol cihazı tarafından RPi 3’e gönderilen uçuş komutları, uçuş kontrolcüsüne RPi 3’te yer alan dahili kablosuz ağ bağdaştırıcı yardımıyla iletilmektedir. Dolayısıyla, iki cihaz arasında kurulacak bir iletişim ancak sınırlı bir alanda yapılabilir. İlerleyen çalışmalarda bu iletişimin 4G LTE kablosuz veri aktarım teknolojisi kullanılarak yapılması dolayısıyla menzil sınırlamasının ortadan kaldırılması planlansa da kablosuz (wireless) bir ortamda, fiziksel bir bağlantının olmadığı ve bu yüzden dış faktörlerin veri aktarımını etkileyebileceği unutulmamalıdır. Bu zorlukların üstesinden gelebilmek için kablosuz (wireless) standartlar fiziksel bağlantının olduğu diğer standartlara göre çok daha fazla ek kontrole ihtiyaç duyar. Dolayısıyla her iki durumda da uçuş kontrolcüsü ile uzaktan kontrol cihazı arasındaki iletişimin kopma ihtimali devam etmektedir.

Uzaktan kontrol cihazı ile uçuş kontrolcüsü arasındaki bağlantının kopması durumunda ise uçuş kontrolcüsü quadcopteri, kendisine gelen en son uçuş komutundaki güç oranına göre uçurmaya devam edecek ve eğer ki bağlantı yeniden kurulamazsa quadcopter, LiPo pil nominal kapasitesini harcayana kadar uçmaya devam edecek ve LiPo pilden gelen gücün bitmesinin ardından yere çakılacaktır. Bu durum özellikle canlılar için büyük tehlike arz etmektedir.

Ayrıca kullanılan kablosuz iletişim standartlarının doğası gereği, iki düğümlü bir ağda (uçuş kontrolcüsü olan RPi 3 ve uzaktan kontrol cihazı olan bir Android telefon) çok seyrek de olsa, uçuş kontrolcüsü ile uzaktan kontrol cihazı arasındaki iletişimde

yaklaşık olarak 0.25 ile 1 saniye civarında bir iletişim kopukluğu meydana geldiği gözlemlenmiştir. Meydana gelen bu iletişim kopukları uçuşun stabilizasyonunu etkilemese de (bu sırada hala kontrol döngüsü çalışmaya devam ettiğine ve her bir kontrol döngüsü iterasyonunun yaklaşık olarak 10 ms.'de bir gerçekleştiğine dikkat ediniz) yukarıdaki paragrafta da belirtildiği üzere uçuş kontrolcüsü ile uzaktan kontrol cihazı arasında daha uzun bir süre meydana gelecek bir iletişim kopukluğu ciddi sonuçların doğmasına sebep olacaktır. Dolayısıyla uçuş anında yaşanabilecek kısa süreli iletişim kopuklukları ile uzun süre oluşacak iletişim kopuklukları birbirlerinden ayırt edilme ve ikisine de aynı stratejide yaklaşılmaması gereklidir.

Bu kontrollerin yapılması ve -uçuş kontrolcüsünün bu tez çalışmasında tamamlandığı haliyle (ileriki çalışmalarda, uzun süreli iletişim kopukluklarında, quadcopter, GPS verileri kullanılarak belirli bir irtifada sabit bir şekilde tutulabilir)- uçuş sırasında quadcoptere bir güvenlik tedbiri sağlaması amacıyla *exceptions* isimli bir modül oluşturulmuştur.

Oluşabilecek bağlantı kopukluklarının belirlenmesi ve uzun süreli iletişim kopukluklarında motorlara giden gücün kademeli olarak kesilmesi amacıyla *exceptions* modülünün ara yüzünde tanımlanan *exception_t* isimli veri yapısı ve oluşturulduğu standart veri tipleri Tablo 6.7.'de gösterilmiştir.

Tablo 6.7. *exception_t* Veri Yapısı

Veri tipi	Alan adı	Veri türü
int16_t *	throttle_ptr	Pointer (int16_t)
int	noCommandFlag_ptr	Pointer (int)
int	newCommandFlag_ptr	Pointer (int)

Tablo 6.7.'de görülebileceği üzere *throttle_ptr* UDP 7000 portundan alınan uçuş komutlarına ait throttle komutunu gösteren bir pointer olup *noCommandFlag_ptr* ve *newCommandFlag_ptr* ise ana modülde tanımlanan kontrol bayraklarıdır.

5.10.3. Uçuş Kontrolcüsünde Bir SBC Kullanılmasının Getirdiği Dezavantajlar

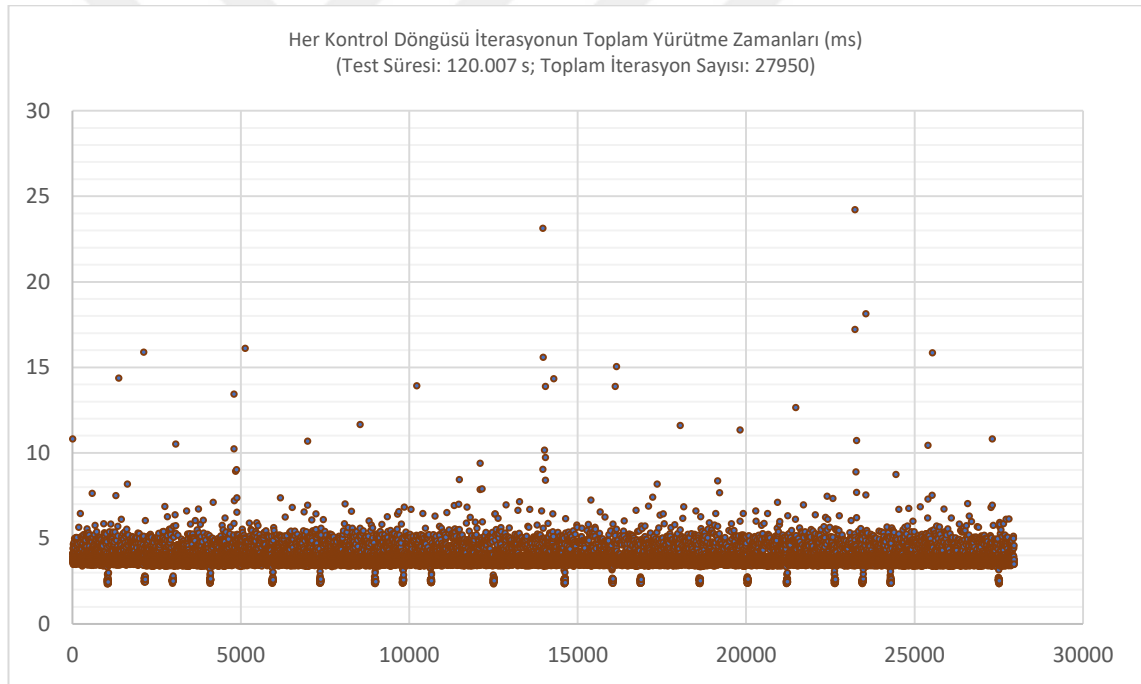
Bölüm 4.6.'da da belirtildiği üzere, aslında konvansiyonel quadcopterler, uçuş kontrolcüsü olarak bir mikrodnetleyici (veya mikrodnetleyici tabanlı bir geliştirme ortamı) kullanılırlar. Raspberry Pi ise bir mikrodnetleyici olmayıp, bir mikrobilgisayardır.

Raspberry Pi gibi tek kartlı bilgisayarların, Arduino gibi mikrodnetleyici tabanlı geliştirme kitleriyle karşılaştırıldığında çok daha yüksek işlem gücüne (processing power) sahip olmasına rağmen, konvansiyonel quadcopterlerde uçuş kontrolcüsü olarak mikrodnetleyicilerin kullanılmasının sebebi mikrobilgisayarlarda oluşabilecek latency, timing gibi sorunlardır. Raspberry Pi tek kartlı bir bilgisayar (SBC) olması nedeniyle üzerinde Linux işletim sistemi çalıştırır ve çoğu çok görevli işletim sisteminin (multitasking operation system) olduğu gibi yaklaşık olarak her 10 ms.'de bir task polling/switching yapar, yani bir interrupt (kesme) isteği yapar [64]. Yani Raspberry Pi gibi tek kartlı bir bilgisayarla oluşturulacak olan uçuş kontrolcüsü, quadcopterin uçuşu esnasında, ana tasarım amacı olan uçuş kontrolünün yanında işletim sistemi düzeyinde başka bir görev (task) gerçekleştirse, bunun anlamı uçuşun en az 10 ms.'lik kısmında uçuş kontrol kodunun (AHRS döngüsü, PID döngüsü vs.) kesintiye uğrayacak olmasıdır (10 ms.'lik zaman dilimi çok kısa gibi görünse de, quadcopterler gibi tüm hava taşıtlarının yüksek dinamiğe sahip bir sistemler olduğunu unutmayınız.). Öte yandan mikrodnetleyiciler (ya da mikrodnetleyici tabanlı geliştirme kitleri) ya bir RTOS (Real Time Operating System, Gerçek Zamanlı İşletim Sistemi) ile ya da kodun kritik bölümlerinde düşük gecikmeli (latency) çalışma garantisi veren bir düşük seviye interrupt-driven komut kümesi ile çalışmaktadır [64]. (Bilgisayar bilimlerinde, polling terimi genel amaçlı işletim sistemleri -GPOS, General Purpose Operating System- için kullanılırken; interrupt-driven gerçek zamanlı -RTOS- işletim sistemleri için kullanılır.)

Bölüm 6.10.3.'te belirtildiği üzere, RPi 3 kullanılarak oluşturulan uçuş kontrolcüsünde, bu tez çalışmasında kullanılan teknikler ile kontrol döngüsünün her bir iterasyonu için gereken yürütme zamanı yaklaşık olarak 4 ms. mertebesine düşürülmüş ve bu sayede uçuş kontrolcüsünün 200 Hz mertebesinde bir frekansta çalışmasının önü açılmıştır. Fakat bu tez çalışmasında oluşturulan uçuş kontrolcüsü, yukarıda belirtilen nedenler sebebiyle 100 Hz frekansında çalışacak şekilde ayarlanmak zorunda kalmıştır. Bu konunun daha iyi anlaşılabilmesi için, Şekil 6.48.'de uçuş kontrol programının

çalıştırılması gereken frekans değerinin belirlenmesi için, uçuş kontrolcüsü üzerinde yapılan bir teste, her bir kontrol döngüsü iterasyonunun toplam yürütme zamanları ile ilgili verilere ait dağılım grafiği gösterilmiştir.

Yaklaşık 120 saniye süren (29750 iterasyon) ve sonuçları Şekil 6.26. ile verilen testte, Şekil 6.1.'de gösterilen ana modül akışındaki kontrol döngüsü için ortalama yürütme zamanı 3.82 ms. mertebesinde olmasına rağmen, Şekil 6.26'de de görülebileceği üzere, RPi 3 üzerinde çalışan genel amaçlı işletim sisteminin task polling/switching işlemleri sırasında yapmış olduğu interrupt (kesme) istekleri neticesinde, zaman zaman, söz konusu kontrol döngüsü iterasyonlarının yürütme zamanlarının 3.82 ms.'den çok daha fazla sürdüğü gözlemlenmiştir.



Şekil 6.26. Kontrol döngüsü yürütme zamanları

Şekil 6.26. dikkatlice incelenirse kontrol döngüsü iterasyonları için, 10 ms. sınırının üstünde meydana gelen yürütme zamanlarının, uçuş programının toplam çalışma süresine kıyasla çok daha seyrek meydana geldiği görülebilir. Bu sebeple ana modüle, ana modülün en son komutu olarak bir *if* bloğu eklenmiş ve Şekil 6.1.'de de

görülebileceği üzere her bir kontrol döngüsü iterasyonun 10 ms sürmesi sağlanmış, yani uçuş kontrolcüsünün genel olarak 100 Hz frekansında çalışması sağlanmıştır. Bölüm 6.6.2.'de de hatırlanacağı gibi MPU-6050 atalet ölçüm cihazının örnekleme hızının (sample rate) 100 Hz mertebesinde konfigüre edilmesinin sebebi de uçuş kontrolcüsünün genel olarak 100 Hz frekans altında çalışacak şekilde ayarlanmasıdır.

Yukarıda belirtildiği üzere uçuş kontrolcüsü 100 Hz frekansında sağlanarak, genel amaçlı işletim sisteminin task polling/switching işlemleri sırasında yapmış olduğu interrupt (kesme) isteklerini elimine edilmiştir. Fakat 10 ms. üzerinde meydana gelen kesme (interrupt) istekleri neticesinde oluşacak sorun hala devam etmektedir.

Bölüm 6.8.'de oluşturulan PID modülü, quadcopterin stabilizasyonunu sağlayacak kontrol çıkışları üretebilmesi amacı ile, Bölüm 6.7.'de IMU modülü ile senkronize çalışması gerekmektedir. Yani, PID modülüne, IMU modülü tarafından quadcopterin durumu (attitude) ile ilgili iletilen veriler, diğer bir deyişle PID kontrol döngüsü geri besleme mekanizmasının girişi (input), quadcopterin t anındaki gerçek durumunu (attitude) belirtmesi gerekir. 10 ms. üzerinde meydana gelen isteklerde ise IMU modülü ile PID modülü arasındaki senkronizasyonun bir süre sonra bozulma ihtimali hala mevcut halde durmaktadır. Dolayısıyla, ana modülün en son kısmına eklenen ve uçuş kontrolcüsünün çalışma frekansının 100 Hz olmasını sağlayan *if* kontrol mekanizması, 10 ms. üzerinde meydana gelecek kesme isteklerinde, senkronizasyonun bozulması adına, bu bekleme süresine, kesme isteğinin süresine göre, 10 ve 10'un katları şekilde arttıracak şekilde yeniden konfigüre edilmiştir. Örneğin 15 ms. süren bir yürütme zamanında, kontrol döngüsü iterasyonu 20 ms; 22 ms süren bir yürütme zamanında ise, kontrol döngüsü iterasyonu 30 ms. sürecektir. MPU-6050'nin örnekleme hızı 100 Hz olarak ayarlandığı için (10 ms.'de bir yeni bir örnek), yapılan bu kontrol implementasyonu sayesinde, PID ve IMU modülleri arasındaki senkronizasyon bozulmayacaktır.

Uçuş kontrolcüsünün çalışma frekansı ne kadar yüksek olursa, quadcopterlerin yüksek dinamiğe sahip yapıları nedeniyle, uçuş kontrolcüsü tarafından stabilizasyonun sağlanmasının daha etkin bir şekilde icra dikkat edilmelidir. Şekil 6.48'de verilen test sonuçlarında ortalama yürütme hızının 3.82 ms. olduğu düşünülürse, kontrol döngüsünün 200 Hz frekansında çalıştırılmasının operasyonel olarak mümkün olduğu

düşünülebilir (ki 200 Hz frekansında, stabilizasyonun daha etkin bir şekilde sağlandığı gözlemlenmiştir). Fakat, daha önce de belirtildiği gibi, bu tez çalışmasında konvansiyonel quadcopterlerde olduğunun aksine, deneysel olarak, uçuş komutları radyo kontrol yöntemi ile değil internet alt yapısı ile gönderilmiş ve bu tez çalışmasında yapılan testler iki düğümlü bir ağda (uçuş kontrolcüsü RPi 3 ile uçuş kontrol cihazı olarak kullanılan Android tabanlı bir smart phone) gerçekleştirilmiştir. Bu sebeple, çok düğümlü bir ağda kablosuz iletişimde yaşanabilecek gecikme (latency) süresi düşünülerek söz konusu frekans değeri, bu tez çalışmasında, 100 Hz olarak bırakılmıştır.

Eğer ki, ileride yapılacak çalışmalar da bu frekans değerinin arttırılması düşünülürse, kullanılacak olan atalet ölçüm cihazının örnekleme hızının da aynı oranda arttırılması gerektiği unutulmalıdır. 200 Hz frekansında çalışan bir kontrol döngüsü (PID), 100 Hz örnekleme hızı ile gelen veriler ile beslenirse, her iki kontrol döngüsü iterasyonunda bir farklı kontrol çıkışı üreteceğine dikkat edilmelidir.

Atalet ölçüm cihazının örnekleme hızı arttırıldığında ise, sensörlerden elde edilen veriler üzerinde yer alan gürültü (noise) miktarı artacaktır. Bu tez çalışmasında 100 Hz, 125 Hz, 200 Hz ve 250 Hz örnekleme hızları ile yapılan testlerde ise Bölüm 6.7.'de oluşturulan Kalman filtreleme yönteminin kullanılmasında herhangi bir sorun olmadığı gözlemlenmiştir. (Bu tez çalışmasında, ilgili bölümlerde sadece 100 Hz örnekleme hızı ile yapılan test sonuçları verildiğine dikkat edilmelidir.). 500 Hz ve 1000 Hz örnekleme hızı ile yapılan testlerde ise, filtre modülünden (Kalman filtresinden) alınan sonuçlarda gürültünün hissedilebilir bir şekilde arttığı gözlemlenmiş, fakat bu örnekleme hızlarında, Kalman filtresinin ilgili parametreleri değiştirilerek, uzun süreli bir çalışma yapılmamıştır.

Uçuş kontrolcüsünün 100 Hz frekansında çalıştırılmasının quadcopterin stabilizasyonu üzerinde yaptığı etkiler ise sonuç bölümünde tartışılacaktır.

7. BÖLÜM

TARTIŞMA – SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında konvansiyonel quadcopterler üzerinde daha önce yapılan çalışmalar incelenmiş, bir quadcopterin stabilizasyonunun sağlanması için gerekli olan sensörler hakkında çalışmalar yapılmış, sensör çıkışlarında oluşan gürültünün azaltılması amacıyla çeşitli filtreleme yöntemleri kullanılarak denemeler yapılmış, yüksek dinamiğe sahip bir sistemin kontrolünün sağlanması için gerekli olan bir kontrol döngüsü geri besleme mekanizmasıyla beraber bir quadcopterin matematiksel modeli ve yapılan araştırmalar neticesinde öğrenilen uçuş dinamikleri temel alınarak, deneysel olarak, Raspberry Pi tek kartlı bilgisayar kullanılarak bir uçuş kontrolcüsü tasarlanmış ve bu uçuş kontrolcüsü, donanım elemanları yapılan analizler sonunda dikkatlice seçilerek tasarlanan bir quadcopterde kullanılarak operasyonel faaliyetlerini yerine getirebilen dört rotorlu döner kanatlı bir hava aracı oluşturulmuştur.

İvmeölçer üzerinde yapılan çalışmalarda, bir ivmeölçerden alınan çıkışların, Albert Einstein'ın eşdeğerlik ilkesi (equivalence principle) sebebiyle, quadcopterde kullanılan yüksek devirli fırçasız DC elektrik motorlarının dönme hareketleri nedeniyle oluşan mekanik titreşimlere çok hassas olduğu gözlemlenmiş ve yüksek dinamiğe sahip bir elektromekanik sistem olan quadcopterlerin stabilizasyonunun sağlanmasını imkansızlaştıran mekanik titreşimler nedeniyle ivmeölçer çıkışında gözlemlenen sapmalar (gürültü), konvansiyonel quadcopterlerde kullanılan üç filtreleme yöntemi ile filtrelenmiş ve yapılan testler sonucunda bu tez çalışmasında oluşturulan quadcopterin uçuş kontrolcüsünde Kalman filtreleme yönteminin kullanılmasına karar verilmiştir. Kalman filtreleme yöntemi ile ivmeölçer çıkışında yer alan gürültünün çok büyük bir

oranda azaltıldığı gözlemlenmiş ve bu tez çalışmasında oluşturulan quadcopterin stabilizasyonun sağlanması için gerekli ilk engel başarıyla aşılmıştır.

Fakat Bölüm 4.5.1.'de de değinildiği üzere, bir ivmeölçerin z-ekseni, yerçekimi ivmesi (vektörü) ile paralel olacak şekilde yerleştirilirse, ivmeölçerden z-ekseni etrafında dönüşü hesaplamak mümkün değildir. Bu sebeple, quadcopterin yaw eksenindeki açısız pozisyonun hesaplanması sırasında ivmeölçer kullanılamamış olup quadcopterin yaw eksenini çevresindeki açısız hızının hesaplanması için sadece jiroskoptan alınan açısız hız verileri Eşitlik 6.24. ile verilen hareket denklemi kullanılarak hesaplanmak zorunda kalmıştır. MEMS tabanlı jiroskoplardaki sorun ise bu tür jiroskopların sürüklenme (drift) eğilimine sahip olmasıdır.

Nedenleri Bölüm 6.5.4.'te anlatıldığı üzere, bu tez çalışmasında, jiroskopun çıkış değerlerindeki sürüklenme eğilimin engellenmesi amacıyla bir manyetometre kullanılmamıştır. Quadcopterin yaw eksenini çevresindeki açısız pozisyonunun hesaplanması sırasında herhangi bir sensör kaynaştırma (fusing) uygulanamadığından dolayı, uçuş sırasında, yaw ekseninde yaklaşık 0,5 °/s'lik bir sapma gözlemlenmiştir. Dolayısıyla, bu tez çalışmasında oluşturulan quadcopterin yaw eksenindeki stabilizasyon tam olarak sağlanamamış, fakat, yaw eksenindeki bu sapma miktarının quadcopterin dengesinde uçuşu engelleyecek bir stabilizasyon kaybına neden olmadığı gözlemlenmiştir. Lakin, anlaşılabileceği üzere, bir quadcopterde yaw eksenindeki stabilizasyonun tam olarak sağlanabilmesi amacıyla, jiroskopun çıkış verilerinde zühür eden sürüklenme etkisinin engellenebilmesi için bir manyetometre (ya da bir GPS) ile manyetik kutup noktası referans alınmalı ve bu iki sensörden alınan çıkış verileri kaynaştırılmalıdır (fusing). İlerleyen çalışmalarda bu implementasyonun yapılması düşünülmektedir.

Uçuş kontrolcüsünde kullanılacak kontrol mekanizması olarak ise PID kontrol döngüsü geri besleme mekanizması seçilmiş ve bu tez çalışmasında her üç ekseninde de kademeli (kaskat) PID kontrol denetim tekniği kullanılmış olup, yapılan testlerin neticesinde, uçuş kontrolcüsüne eklenen bu PID denetleyicilerinin kazanç katsayıları belirlenmiş ve söz konusu bu PID denetleyicilerinin uçuş kontrolcüsüne implementasyonu başarıyla sağlanmıştır.

Bu tez çalışmasında kullanılan modüler programlama tekniği ve thread yapıları sayesinde PID kontrol döngülerinin 200 Hz frekansında çalışmasının önü açılmış, fakat,

bu tez çalışmasında uçuş kontrol komutlarının iletilmesi için deneysel olarak oluşturulan uzaktan kontrol cihazında kullanılan IEEE 802.11 kablosuz bağlantı standartının verdiği kısıtlamalar nedeniyle PID kontrol döngülerinin frekans hızı 100 Hz mertebesinde bırakılmıştır. Buna rağmen, Bölüm 6.10.4.'te de açıklandığı gibi, bu tez çalışmasında kullanılan tekniklere ile PID kontrol döngülerin çalışma frekansı hala 200 Hz mertebesine çekilmesinin önü açıktır. Yapılan testler neticesinde, 200 Hz çalışma frekansı altında stabilizasyonun daha etkin bir şekilde yapıldığı gözlemlenmiş, fakat 100 Hz çalışma frekansında da bu tez çalışmasında oluşturulan quadcopterin operasyonel (uçuş) faaliyetlerini yerine getirebildiği gözlemlenmiştir. Stabilizasyonun, 100 Hz çalışma frekansında daha etkin bir şekilde sağlanabilmesi amacıyla, Filtre ve PID modülleri üzerinde bazı testler gerçekleştirilmiş olup, tez çalışması süresince bu konuda herhangi bir ilerleme kaydedilememiştir. Dolayısıyla, daha etkin bir stabilizasyonun sağlanabilmesi için, PID döngülerin çalışma frekansının 200 Hz mertebesine çekilmesi tavsiye edilmektedir. Fakat unutulmalıdır ki, bu tez çalışmasında PID döngülerinin çalışma frekansının 100 Hz mertebesinde bırakılmasının tek nedeni kullanılan IEEE 802.11 standartının verdiği kısıtlamalar değildir. Diğer neden ise bu tez çalışmasında uçuş kontrolcüsü olarak kullanılan Raspberry Pi 3 Model B SBC'nin, konvansiyonel quadcopterlerde kullanılanların aksine, bir mikrodenetleyici değil, üzerinde genel amaçlı bir işletim sistemi çalıştıran tek kartlı bir bilgisayar (SBC; single-board computer) olmasıdır.

Bölüm 6.10.4.'te yapılan testler neticesinde de gösterildiği üzere, PID döngüleri sırasında, Raspberry Pi 3 Model B SBC üzerinde çalışan genel amaçlı çok görevli işletiminin (general purpose multitasking operation system) task polling/switching işlemleri sırasında yapmış olduğu kesmeler (interrupt) neticesinde, her bir PID döngüsü iterasyonu\ belirlenen 100 Hz frekansı altında kararlı bir şekilde çalışmamak da ve dolayısı bu durum, yüksek dinamiğe sahip bir elektromekanik sistem olan quadcopterin stabilizasyonunun sağlanmasında büyük sorunlar oluşturmaktadır. Bölüm 6.10.5.'te de değinildiği üzere bu sorunun etkilerinin azaltılması için, bu tez çalışmasında uçuş kontrolcüsü olarak tasarlanan process'e Linux işletim sistemi altında en yüksek öncelik değeri verilmiş ve böylece işletim sistemi tarafından bu process'e verilen CPU zamanı oranı arttırılmış ve PID döngüleri sırasında işletim sistemi kesmeleri (interrupt) nedeniyle oluşan yürütme zamanındaki uzamalar mümkün olan en az seviyeye indirilmeye çalışılmıştır. Yapılan testler neticesinde, PID döngüleri sırasında oluşan bu

aksamaların uçuşun stabilizasyonunda bir etkisi olduğu görülmüş fakat kullanılan teknikler nedeniyle görece kısa süren bu aksamalar neticesinde, bu tez çalışmasında oluşturulan quadcopterin, kendi stabilizasyonunun kritik eşiğe ulaşmadan tekrar sağladığı gözlemlenmiştir. Bununla birlikte, PID döngüleri sırasında çok daha uzun süren kesmelerin oluşabileceğinin farkında olunmalı ve görece çok daha uzun süren bu kesmeler sırasında oluşabilecek aksamaların quadcopterin stabilizasyonunda büyük kayıplar yaşanmasına ve PID kontrol döngüsünün yeterli bir zaman zarfında quadcopterin stabilizasyonunu tekrar sağlayamamasına neden olabileceği güvenlik açısından asla ve kat'a unutulmamalıdır. Ayrıca, quadcopterin yüksek dinamiğe sahip yapısı gereği, bu tür durumlarda quadcopterin stabilizasyonu tekrar sağlayacak olan PID denetleyici girişlerine, uzun bir süre (daha öncede bahsedildiği gibi, quadcopterin yüksek dinamiğe sahip yapısı gereği, uzun süreden kastın milisaniyeler mertebesinde olduğuna dikkat ediniz), quadcopterin mevcut durumu (attitude) ile ilgili verilerin (input) aktarılamayacağı ve dolayısıyla kontrol çıkışında yüksek oranda osilasyon meydana geleceği ve bu durumun da yine büyük bir güvenlik riski oluşturacağı unutulmamalıdır. Dolayısıyla, herhangi bir quadcopterde uçuş kontrolcüsü olarak kullanılacak ve üzerinde genel amaçlı bir işletim sistemi çalıştıracak bir bilgisayarda, uçuş kontrolcüsü olarak görev yapacak ilgili process'e mutlaka mümkün olan en yüksek öncelik değeri verilmedir ki bu tez çalışmasında da bu yöntem uygulanarak kesmeler sırasında yaşanacak stabilizasyon kaybı mümkün olan en az seviyeye düşürülmeye çalışılmıştır.

Yukarıda ki açıklamalardan da anlaşılabileceği gibi, uçuş kontrolcüsü olarak görev yapacak cihazın, konvansiyonel quadcopterlerde olduğu üzere, bir mikrodenetleyici ya da mikrodenetleyici tabanlı bir geliştirme ortamı olarak seçilmesi daha yerinde olacaktır. Fakat, uçuş kontrolcüsünde, tek kartlı bir bilgisayar olan Raspberry Pi'nin mikrodenetleyicilere kıyasla çok daha yüksek işlem gücünden yararlanmak adına, Raspberry Pi üzerinde gerçek zamanlı bir işletim sistemi (RTOS) kullanılarak, genel amaçlı işletim sisteminden (GPOS) kesmelerinden kaynaklanan bu tür timing sorunlarının önüne geçilebileceği düşünülmektedir ki ilerleyen çalışmalarda, uçuş kontrolcüsünün gerçek zamanlı bir işletim sistemi üzerinde çalışacak şekilde yeniden tasarlanması planlanmaktadır.

Daha önce de belirtildiği gibi, bu tez çalışmasında, uçuş kontrolcüsü olarak bir mikrodenetleyici yerine bir mikrobilgisayar kullanılmasının yanında bir deneysel

çalışma daha yapılmış ve konvansiyonel quadcopterde olduğunun aksine, uçuş komutları, uçuş kontrolcüsüne radyo kontrol yöntemi ile değil, IEEE 802.11 standartlarına göre wireless bağlantısı üzerinden internet alt yapısı kullanılarak gönderilmiştir.

Bölüm 6.10.2.'de de belirtildiği üzere, kullanılan kablosuz iletişim standartlarının doğası gereği, iki düğümlü bir ağda çok seyrek de olsa, uçuş kontrolcüsü ile uzaktan kontrol cihazı arasındaki iletişimde yaklaşık olarak 0,25 ile 1 saniye civarında bir iletişim kopukluğu meydana geldiği gözlemlenmiştir. Meydana gelen bu iletişim kopukları sırasında PID denetleyicileri, hali hazırda mevcut giriş verilerine göre operasyonel olarak çalıştıkları için, meydana gelen bu iletişim kopuklukları uçuşun stabilizasyonunu etkilemese de çok düğümlü bir ağda bu tür iletişim kopukluklarının meydana gelmesi yüksek bir olasılıktır. Bu nedenle, daha önce de belirtildiği üzere, bu tez çalışmasında PID denetleyicilerinin çalışma frekansının 100 Hz olarak sınırlandırılmasının nedenlerinden biri de budur. İlerleyen çalışmalarda bu iletişimin 4G LTE kablosuz veri aktarım teknolojisi kullanılarak yapılmasının planlandığı, fakat bu tez çalışmasında, çok düğümlü bir ağda herhangi bir testin yapılmadığı unutulmamalıdır. Uçuş kontrolcüsünün programlanması sırasında kullanılan thread yapıları neticesinde, PID denetleyicilerin çalışma frekansının hala 200 Hz mertebesine yükseltilme olanağının bulunduğu dikkat edilmelidir.

Fiziksel bir bağlantının bulunmadığı, kablosuz bir iletişimde dış faktörlerin veri aktarımını çok fazla etkileyebileceği ve bu tür bir iletişimde her zaman birtakım aksaklıkların meydana gelebilme ihtimalinin bulunduğu unutulmamalıdır. Bu tez çalışmasında kullanılan IEEE 802.11 kullanılan kablosuz iletişim standardı dolayısıyla, uzaktan kontrol cihazı ile uçuş kontrolcüsü arasındaki bağlantı sadece belirli bir mesafede gerçekleştirilebilir. Söz konusu iletişimin menzil sınırlaması ya da dış faktörler nedeniyle uzun süreli ya da tamamen kopması durumunda ise uçuş kontrolcüsünün, quadcopteri kendisine gelen en son uçuş komutundaki güç oranına göre uçurmaya devam edeceği ve eğer ki bağlantı yeniden kurulamaz ise quadcopterin, quadcopter üzerinde yer alan motorları besleyen güç kaynağı nominal kapasitesini harcayana kadar kontrolsüz bir uçmaya devam edeceği ve güç kaynağından motorlara gelen akımın kesilmesiyle beraber kontrolsüz bir şekilde yere çakılacağı; bu durumun özellikle canlılar için büyük bir tehlike arz ettiği kesinlikle unutulmamalıdır.

Bölüm 6.10.2.'de de belirtildiği üzere, bu tez çalışmasında, oluşabilecek bağlantı kopukluklarının belirlenmesi ve uzun süreli iletişim kopukluklarında motorlara giden gücün kademeli olarak kesilmesi amacıyla bir modül oluşturulmuş, bu sayede uçuş komutlarının uzaktan iletimi için kullanılan IEEE 802.11 kablosuz iletişim standartının getirdiği kontrol komutlarının çokluğu nedeniyle ortaya çıkabilecek kısa süreli aksamalar ile güvenlik riski oluşturabilecek uzun süreli iletişim kopuklukları birbirinden ayrılmış dolayısıyla bu modül ile hem kısa süreli aksamalarda yaşanabilecek stabilizasyon kaybı önlenmiş hem de uzun süreli iletişim kopukluklarında meydana gelebilecek güvenlik riski bu tez çalışmasının mevcut hali ile olabildiğince önlenmeye çalışılmıştır. Unutulmalıdır ki, ileride yapılacak çalışmalarda, (özellikle canlıların güvenliği için **mutlaka** yapılması gereken çalışmalar ile) uzun süreli iletişim kopukluklarında, quadcopter, GPS verileri kullanılarak belirli bir irtifada sabit bir şekilde tutulmalı ya da bu stratejiden daha güvenli başka bir strateji uygulanmalıdır.

Söz konusu güvenlik modülüne yazılım mühendisliği gözüyle baktığımızda ise Şekil 6.46. ile implementasyonu verilen bu modülde birtakım sorunların oluşabileceği tahmin edilebilir. Şekil 6.46. dikkatlice incelenirse, bu modül, iletişimde yaşanacak aksaklıkların belirlenmesi için (ana modül ile birlikte) standart kontrol bloklarıyla birlikte kullanılan iki adet bayrak (flag) kullanır. Standart kontrol blokları ile bu şekilde yapılan bir implementasyon ile söz konusu güvenlik modülü (exceptions modülü), oluşabilecek her herhangi bir (kısa süreli ya da uzun süreli) iletişim aksaklığının belirlenmesi için dinlemedeyken “*busy waiting*” yapar. Dolayısıyla bu güvenlik thread'i, uçuş kontrolcüsüne yapıldığı mevcut implementasyonu ile dinleme halindeyken, RPi 3 üzerinde yer alan işlemcilerden birini sürekli işgal ederek bu işlemci üzerinde sürekli olarak %100'lük bir CPU time kullanır. Yani güvenlik modülüne Şekil 6.46.'da görüldüğü haliyle yapılan bu implemenatasyon neticesinde ortaya çıkan “*busy waiting*” nedeniyle Raspberry Pi üzerinde yer alan dört çekirdekten bir tanesi sürekli kullanımdadır ve uçuş modülü için yazılan diğer threadler sadece üç çekirdek üzerinde context switch yapılabilir ve dolayısıyla bu durum her bir kontrol döngüsü iterasyonunun yürütme süresini arttırır. Bu tez çalışmasında, bu şekilde yapılan bir implementasyonun, güvenlik modülünün, bitirme tezinin zaman kısıtlılığından dolayı, olabildiğince hızlı bir şekilde uçuş kontrolcüsüne entegre edilmesini amacıyla yapıldığına dikkat edilmelidir. Çünkü güvenlik esastır. “*Busy waiting*” durumunun önlenmesi için, söz konusu güvenlik threadi, ana uçuş modülü ile birlikte paralel

çalışacak şekilde oluşturulduktan sonra (create), bekleme durumuna alınmalı (wait ya da sleep), herhangi bir iletişim aksaklığının oluşması durumunda ise ana modülden gönderilecek bir koşul sinyali ile uyandırılmalı (wake-up), iletişimin kısa süre içerisinde tekrar sağlanması halinde ise tekrar bekleme durumuna alınmalıdır (wait). Bu tür bir implementasyonda, “*busy waiting*” durumu ortadan kalkacak, dolayısı ile uçuş kontrolcüsü için tasarlanan diğer modüller RPi’nin sağladığı dört çekirdek üzerinde de yürütülebilecektir. Bu durum ise *context switch* sırasında *dispatch latency* nedeniyle ekstra bir zaman kaybı yaratmasına rağmen, bu zaman kaybı CPU kullanımına bağlı olarak 25 ile 75 μ s arasında ölçülmüştür, genel olarak, kontrol döngülerinin her bir iterasyonunun yürütme zamanını kısaltacaktır. Bölüm 6.10.4.’te de belirtildiği gibi kontrol döngüsünün daha yüksek frekansta çalışmasının quadcopterin stabilizasyonun daha etkin bir şekilde sağlayacağı unutulmalıdır. Bu tür bir implementasyon ise *semaphore* veya *mutual exclusion* yapıları kullanılarak yapılabilir ki ilerleyen çalışmalarda, söz konusu güvenlik modülü, bu tez çalışmasında kullanılan modüler programlama tekniklerinin verdiği avantaj ile, verimliliğin daha da artırılması ve kontrol döngülerinin çalışma frekansının artırılması ve daha etkin bir kontrolün sağlanması amacıyla, *mutual exclusion* yapıları kullanılarak revize edilecektir.

Bu noktada, ileride yapılabilecek bağımsız çalışmalara bir tavsiye niteliğinde olması açısından ve bir quadcopterin uçuş kontrolcüsünde RPi kullanımı cesaretlendirebilecek bir etken olması için tez çalışması sonrasında, yani tez çalışmasının yazım sürecinde gerçekleştirilen bazı uygulamalar ile ilgili şu yorumlarda bulunulabilir:

Yukarıdaki paragraflarda da belirtildiği üzere, yüksek dinamiğe sahip elektromekanik bir sistem olan quadcopterlerde uçuş kontrolcüsü olarak görev yapacak cihazın, konvansiyonel quadcopterlerde olduğu üzere, bir mikrodenetleyici ya da mikrodenetleyici tabanlı bir geliştirme ortamı olarak seçilmesi ya da RPi üzerinde gerçek zamanlı bir işletim sisteminin çalıştırılması daha yerinde olacaktır. Fakat bu tez çalışması sonrasında, tez çalışmasının yazım sürecinde işletim sistemi düzeyinde gerçekleştirilen bazı uygulamalar ile uçuş modüllerinde yapılan birtakım revizyonlar sonrası, kontrol döngüleri yaklaşık olarak 1.2 KHz çalışma frekansına çekilmiş, yapılan testler sonrasında ise, RPi üzerinde hali hazırda çalışan genel amaçlı işletim sisteminin task polling/switching işlemleri sırasında yaptığı kesme istekleri neticesinde, kontrol döngüsü iterasyonlarının yürütme zamanlarında meydana gelebilecek gecikme zamanları da göz önüne alındığında, kontrol döngülerinin minimum 800 MHz frekans

değeri ile sürekli olarak çalışabileceği gözlemlenmiştir (yapılan testler sınırlıdır). Fakat bu tez çalışması için üçüncü bölümde seçilen ve analizi yapılan donanım elemanları göz önünde alındığında, bu tez çalışmasında oluşturulan quadcopterin stabilizasyonunun maksimum 400 Hz frekans değeri altında etkin olarak kontrolünün sağlanabileceği, 400 Hz frekans değerinin üstünde çalışan uçuş kontrolcüsünün ise quadcopterin stabilizasyonunu önemli ölçüde arttırmayacağı unutulmalıdır. 400 Hz frekans değeri üzerinde çalışabilecek bir uçuş kontrolcüsü ile stabilizasyonu sağlanacak bir quadcopterin donanım elemanları, yapılacak yeni analizlerle yeniden belirlenmelidir. Ayrıca dikkat edilmelidir ki, bu durumda bile, IEEE 802.11 kablosuz iletişim standartının getirdiği kontrol komutlarının çokluğu nedeniyle ortaya çıkabilecek uzun süreli aksamalar dolayısıyla meydana gelebilecek güvenlik riski devam etmekte ve RPi üzerinde halen gerçek zamanlı bir işletim sistemi çalışmakta dolayısı ile işletim sisteminden gelebilecek kesme istekleri nedeniyle uçuş kontrolcüsü ile stabilizasyonun sağlanması sırasında daha uzun süreli bir aksaklık oluşabilme ihtimali devam etmektedir (yapılan testlerin sınırlı olduğu unutulmamalıdır). İşletim sistemi düzeyinde yapılan bu çalışmalar ve bu çalışmalar sonucu elde edilen gözlemler ile ilgili test verileri, bir takım teknik aksaklıklar ve zaman kısıtlılığı nedeniyle bu tez çalışmasına eklenememiştir. Söz konusu uygulamaların, bu tez çalışmasının sonrasında, tez çalışmasının yazım sürecinde gerçekleştirildiğine dikkat ediniz. İlerleyen zamanlarda PID parametelerinin bir tür yapay zeka algoritması yardımıyla belirlenmesi için yeni çalışmalar yapılması planlanmakta ve işletim sistemi düzeyinde yapılan bu uygulamaların ise söz konusu yeni çalışmaya eklenmesi düşünülmektedir.

Sonuç olarak, bu tez çalışmasında anlatılan tekniklerin uygulanması ile başarılı bir şekilde en az 100 Hz çalışma frekansında işlevel faaliyetlerini yerine getirebilen bir quadcopter tasarlanmış olup, giriş bölümünde de belirtildiği üzere bu quadcopterin bir IoT cihazı olarak kullanılmasının önü açılmıştır.

KAYNAKÇA

1. Unmanned Aerial Vehicle, Wikipedia,
www.en.wikipedia.org/wiki/unmanned_areial_vehicle
2. Mallick, P., 1993. Fiber reinforced composites. Department of Mechanical Engineering University of Michigan-Deaborn, Michigan.
3. Mallick, P., 2008. Fiber reinforced composites, materials, manufacturing and design (3rd ed.), USA: CRC Press.
4. Şahin, Y., 2006. Kompozit Malzemelere Giriş (Genişletilmiş 2. basım), İstanbul: Beta Basım Yayım Dağıtım.
5. Internet of Things, Wikipedia, https://en.wikipedia.org/wiki/Internet_of_things.
6. Shivakumar, K., Elber, W., and Illg, W., 1985. Prediction of low velocity impact damage in thin circular laminates, AIAA Journal, 23:442-449
7. Prof. Dr. M. A. YÜKSELEN, Pervane Teorisi, Aerodinamik Ders Notları, s. 2, İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi Uçak Mühendisliği Bölümü, İstanbul.
8. Feedback, Wikipedia, <https://en.wikipedia.org/wiki/Feedback>.
9. Dynamical Systems Theory, Wikipedia,
https://en.wikipedia.org/wiki/Dynamical_systems_theory.
10. Euler angles, Wikipedia, https://en.wikipedia.org/wiki/Euler_angles.
11. Orientation (geometry), Wikipedia,
[https://en.wikipedia.org/wiki/Orientation_\(geometry\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Orientation_(geometry)).
12. Orbital node, Wikipedia, https://en.wikipedia.org/wiki/Orbital_node.
13. Rotation matrix, Wikipedia, https://en.wikipedia.org/wiki/Rotation_matrix.
14. C. Jekeli, Inertial navigation systems with geodetic applications., Walter de Gruyter GmbH & co, 2000.

15. Newton'un Hareket Yasaları, Wikipedia,
https://tr.wikipedia.org/wiki/Newton%27un_hareket_yasaları.16.
17. Thrust, Wikipedia, **<https://en.wikipedia.org/wiki/Thrust>**.
18. Aerodinamik kuvvet, Wikipedia,
https://tr.wikipedia.org/wiki/Aerodinamik_kuvvet.
19. Kanat profili, Wikipedia, **https://tr.wikipedia.org/wiki/Kanat_profil**.
20. Using Lift to Control Movement, Parallax Inc.,
<http://learn.parallax.com/tutorials/robot/elev-8/understanding-physics-multirotor-flight/using-lift-control-movement>.
21. Drag (physics), Wikipedia, **[https://en.wikipedia.org/wiki/Drag_\(physics\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Drag_(physics))**.
22. Sürüklenme, Wikipedia, **<https://tr.wikipedia.org/wiki/Sürüklenme>**.
23. Tork, Wikipedia, **<https://tr.wikipedia.org/wiki/Tork>**.
24. Eylemsizlik momenti, Wikipedia,
https://tr.wikipedia.org/wiki/Eylemsizlik_moment.
25. Using Rotation and Angular Momentum to Control Movement, Parallax Inc.,
<http://learn.parallax.com/tutorials/robot/elev-8/understanding-physics-multirotor-flight/using-rotation-and-angular-momentum>.
26. Flame Wheel Arf Kit, Dà-Jiāng Innovations Science and Technology Co., Ltd.,
<http://www.dji.com/flame-wheel-arf/spec>.
27. Brushless DC electric mototr, Wikipedia,
https://en.wikipedia.org/wiki/Brushless_DC_electric_motor.
28. Pulse (signal processing),
Wikipedia,**[https://en.wikipedia.org/wiki/Pulse_\(signal_processing\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Pulse_(signal_processing))**.
29. Rotor (electric), Wikipedia, **[https://en.wikipedia.org/wiki/Rotor_\(electric\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Rotor_(electric))**.
30. Elektrik motoru, Wikipedia, **https://tr.wikipedia.org/wiki/Elektrik_motoru**.

31. Revolutions per minute, Wikipedia ,
https://en.wikipedia.org/wiki/Electronic_speed_control.
32. A2212/13T TECHNICAL DATA, rhydoLABZ - Embedding Intelligence,
http://www.rhydolabz.com/documents/26/BLDC_A2212_13T.pdf.
33. A2212/13T TECHNICAL DATA, Battery Heated Clothing,
<http://www.batteryheatedclothing.com/pages/a2212-13t-technical-data.html>.
34. Revolutions per minute, Wikipedia,
https://en.wikipedia.org/wiki/Revolutions_per_minute.
35. Three-phase electric power, Wikipedia, **https://en.wikipedia.org/wiki/Three-phase_electric_power.**
36. Battery eliminator circuit, Wikipedia,
https://en.wikipedia.org/wiki/Battery_eliminator_circuit.
37. Pulse-width modulation, Wikipedia, **https://en.wikipedia.org/wiki/Pulse-width_modulation.**
38. ESC (Elektronik Hız Kontrolcüsü) Nedir?, Gökhan Göl - Aircraft Maintenance Engineer & Electrical and Electronics Engineer,
<http://www.gokhangol.com/multikopter/esc-elektronik-hiz-kontrolcusu/>.
39. ESC nedir, ne işe yarar, nasıl seçilir, nasıl kullanılır?, Erenhobi,
<https://erenhobi.wordpress.com/2014/09/01/esc-nedir-ne-ise-yarar-nasil-secilir-nasil-kullanilir/>.
40. 20A UBEC 30A UBEC User Manual, HobbyKing, Hong Kong, China, 2015.
41. ESC ile Brushless Motor Kontrolü, Hakan Çakıroğlu Kişisel Blog,
<http://www.hakancakiroglu.com/wordpress/?p=24>.
42. Elektromanyetik girişim, Wikipedia,
https://tr.wikipedia.org/wiki/Elektromanyetik_girişim.
43. Lithium polymer battery, Wikipedia,
https://en.wikipedia.org/wiki/Lithium_polymer_battery.

44. Battery (electricity), Wikipedia,
[https://en.wikipedia.org/wiki/Battery_\(electricity\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Battery_(electricity)).
45. Lipo Piller ve Özellikleri, oku, izle, öğren, **<http://www.okuizleogren.com/lipo-pil-ve-ozellikleri/>**.
46. Sensor, Wikipedia, **<https://en.wikipedia.org/wiki/Sensor>**.
47. Black box, Wikipedia, **https://en.wikipedia.org/wiki/Black_box**.
48. Transfer function, Wikipedia, **https://en.wikipedia.org/wiki/Transfer_function**.
49. Bode diyagramı, Wikipedia, **https://tr.wikipedia.org/wiki/Bode_diyagramı**.
50. Drift (telecommunication), Wikipedia,
[https://en.wikipedia.org/wiki/Drift_\(telecommunication\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Drift_(telecommunication)).
51. Accelerometer, Wikipedia, **<https://en.wikipedia.org/wiki/Accelerometer>**.
52. Proper acceleration, Wikipedia,
https://en.wikipedia.org/wiki/Proper_acceleration.
53. İvmeölçer, Wikipedia, **<https://tr.wikipedia.org/wiki/İvmeölçer>**.
54. J. D. Brock, R. Bruce, CSCI 373/EGM 360 Mechatronics Design Lecture Notes about I2C & IMU, University of North Carolina, Chapel Hill, North Carolina, USA, 2013.
55. Jiroskop, Wikipedia, **<https://tr.wikipedia.org/wiki/Jiroskop>**.
56. Gyroscope, Wikipedia, **<https://en.wikipedia.org/wiki/Gyroscope>**.
57. Gyrocompass, Wikipedia, **<https://en.wikipedia.org/wiki/Gyrocompass>**.
58. Inertial measurement unit, Wikipedia,
https://en.wikipedia.org/wiki/Inertial_measurement_unit.
59. Dead reckoning, Wikipedia, **https://tr.wikipedia.org/wiki/Dead_reckoning**.
60. MPU-6000 and MPU-6050 Product Specification Revision 3.3, InvenSense Inc., Sunnyvale, California, USA, 2012.

61. GPS, Wikipedia, <https://tr.wikipedia.org/wiki/GPS>.
62. NEO-6 u-blox 6 GPS modules Datasheet, u-blox America, Inc., New York, USA, 2015.
63. Attitude and heading reference system, Wikipedia,
https://en.wikipedia.org/wiki/Attitude_and_heading_reference_system.
64. Which one is better to build a drone, a microcontroller like Arduino, a microcomputer like Raspberry Pi or another one?, Quora,.
<https://www.quora.com/Which-one-is-better-to-build-a-drone-a-microcontroller-like-Arduino-a-microcomputer-like-Raspberry-Pi-or-another-one>.
65. Raspberry Pi, Wikipedia, https://en.wikipedia.org/wiki/Raspberry_Pi.
66. Embedded system, Wikipedia, https://en.wikipedia.org/wiki/Embedded_system.
67. I²C, Wikipedia, [https://en.wikipedia.org/wiki/I²C](https://en.wikipedia.org/wiki/I%C2%B2C).
68. Paket anahtarlama, Wikipedia, https://tr.wikipedia.org/wiki/Paket_anahtarlama.
69. Single-ended signaling, Wikipedia, https://en.wikipedia.org/wiki/Single-ended_signaling.
70. I²C, Wikipedia, [https://tr.wikipedia.org/wiki/I²C](https://tr.wikipedia.org/wiki/I%C2%B2C).
71. I2C Protokolü, Turkcell Teknoloji Araştırma ve Geliştirme A.Ş.,
<https://gelecegiyazanlar.turkcell.com.tr/konu/arduino/egitim/arduino-401/i2c-protokolu>.
72. Universal asynchronous receiver-transmitter, Wikipedia,
https://en.wikipedia.org/wiki/Universal_asynchronous_receiver-transmitter.
73. RS-422, Wikipedia, <https://en.wikipedia.org/wiki/RS-422>.
74. Differential signaling, Wikipedia,
https://en.wikipedia.org/wiki/Differential_signaling.

75. Rpi Hardware, eLinux.org, **http://elinux.org/Rpi_Hardware#Power**.
76. Potansiyometre, Wikipedia, **<https://tr.wikipedia.org/wiki/Potansiyometre>**.
77. LM2596 SIMPLE SWITCHER® Power Converter 150-kHz 3-A Step-Down Voltage Regulator, Texas Instruments, Dallas, Texas, USA, 2015.
78. Resources, Raspberry Pi Foundation, **<https://www.raspberrypi.org/resources/>**.
79. C (programming_language), Wikipedia,
[https://en.wikipedia.org/wiki/C_\(programming_language\)](https://en.wikipedia.org/wiki/C_(programming_language)).
80. Modular Programming in C, embedded - cracking the code to systems development,**<https://www.embedded.com/design/prototyping-and-development/4023876/Modular-Programming-in-C>**.
81. setsockopt(2) - Linux man page, die.net,
<https://linux.die.net/man/2/setsockopt>.
82. The How and Why of Drone Calibration, Agribotix LLC,
<https://agribotix.com/blog/2015/12/02/all-about-drone-calibration/>.
83. Reading a IMU Without Kalman: The Complementary Filter, Pieter-Jan.com - Creativity In Automation & More, <http://www.pieter-jan.com/node/11>.
84. Low-pass filter, Wikipedia, **https://en.wikipedia.org/wiki/Low-pass_filter**.
85. ArduPilot, GitHub, Inc,
<https://github.com/ArduPilot/ardupilot/blob/master/libraries/Filter/LowPassFilter.cpp>.
86. Kalman filter, Wikipedia, **https://en.wikipedia.org/wiki/Kalman_filter**.
87. Extended Kalman filter, Wikipedia,
https://en.wikipedia.org/wiki/Extended_Kalman_filter.
88. GitHub, Inc.,
<https://github.com/RomainGoussault/quadcopter/blob/master/quad/Kalman.h>.

89. Kovaryans matrisi, Wikipedia,
https://tr.wikipedia.org/wiki/Kovaryans_matrisi.
90. Kovaryans, Wikipedia, **<https://tr.wikipedia.org/wiki/Kovaryans>**.
91. Varyans, **<https://tr.wikipedia.org/wiki/Varyans>**.
92. Control theory, Wikipedia, **https://en.wikipedia.org/wiki/Control_theory**.
93. PID controller, Wikipedia, **https://en.wikipedia.org/wiki/PID_controller**.
94. Pnömatik, Wikipedia, **<https://tr.wikipedia.org/wiki/Pnömatik>**.
95. PID Tuning and Quadcopter Flight Behaviour, OscarLiang.com - Share Knowledge and Ideas, **<https://oscarliang.com/quadcopter-pid-explained-tuning/>**.

ÖZ GEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı, Soyadı : Erdem YILDIZ

Uyruğu : Türkiye (TC)

Doğum Tarihi ve Yeri:

Medeni Durumu :

Tel :

E-mail :

Yazışma Adresi

EĞİTİM

Derece	Kurum	Mezuniyet Tarihi
Lisansüstü	Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Enerji Sistemleri Mühendisliği ABD	2017
Lisansüstü	Erciyes Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği Ana Bilim Dalı	(Tez Döneminde)
Lisans	Erciyes Üniversitesi, Makine Mühendisliği Bölümü	2014
Lisans	University of Debrecen / HUNGARY Mechanical Engineering	2013
Lise	NKV Beypazarı Anadolu Lisesi	2008

YABANCI DİL

İngilizce, Almanca, Macarca

İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görev
2014-2015	TUBİTAK	Proje Asistanı
2015- 2016	Simfer	Arge Mühendisi
2017-2018	Hava Kuvvetleri Komutanlığı	Mühendis Asteğmen
2018-	Henkel	Bakım Mühendisi

