



**T.C.**

**NECMETTİN ERBAKAN ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**MİNİ BİR KÜRESEL HELİKOPTERİN TASARIMI, İMALATI  
VE UÇUŞ DİNAMİKLERİNİN DENETİMİ**

**MEHMET EMİN ÖRS**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Makine Mühendisliği Anabilim Dalı**

**EKİM - 2018**

**KONYA**

**Her Hakkı Saklıdır**

## TEZ KABUL VE ONAYI

MEHMET EMİN ÖRS tarafından hazırlanan "MİNİ BİR HELİKOPTERİN TASARIMI, İMALATI VE UÇUŞ DİNAMİKLERİNİN DENETİMİ" adlı tez çalışması 20/07/2018 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından oy birliği / oy çokluğu ile Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı'nda YÜKSEK LİSANS Tezi olarak kabul edilmiştir.

### Jüri Üyeleri

#### Başkan

Dr. Öğr. Üyesi Hulusi KARACA

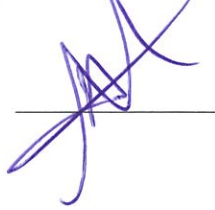
#### Danışman

Prof. Dr. Mehmet KARALI

#### Üye

Doç. Dr. Mehmet Akif ERİŞMİŞ

### İmza



Yukarıdaki sonucu onaylarım.

Prof. Dr. Ahmet AVCI

FBE Müdürü

## TEZ BİLDİRİMİ

Bu tezdeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edildiğini ve tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada bana ait olmayan her türlü ifade ve bilginin kaynağına eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

### DECLARATION PAGE

I hereby declare that all information in this document has been obtained and presented in accordance with academic rules and ethical conduct. I also declare that, as required by these rules and conduct, I have fully cited and referenced all material and results that are not original to this work.



MEHMET EMİN ÖRS

Tarih: 20/07/2018

# ÖZET

## YÜKSEK LİSANS TEZİ

### MINİ BİR KÜRESEL HELİKOPTERİN TASARIMI, İMALATI VE UÇUŞ DİNAMİKLERİNİN DENETİMİ

MEHMET EMİN ÖRS

Necmettin Erbakan Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. Mehmet KARALI

2018, 75 Sayfa

Jüri

Prof. Dr. Mehmet KARALI

Doç. Dr. Mehmet Akif ERİŞMİŞ

Dr. Öğr. Üyesi Hulusi KARACA

Kargo taşımacılığında zaman kazanmak, maliyeti düşürmek ve güvenlik amacı ile seyyar insansız hava araçlarının (İHA) kullanımı gün geçtikçe artmaktadır. Teknolojik gelişmelere paralel olarak daha pratik ve fonksiyonel cihazların geliştirme çabası devam etmektedir. Bu çalışmada mini bir küresel helikopterin tasarımı, imalatı ve uçuş dinamiklerinin denetimi ele alınmıştır. Bu çalışmada mekanik yapı ve kontrol sistemi itibarı ile daha önce yapılmış benzerlerinden bir takım farkları olan bir tasarım gerçekleştirilmiştir. Sistemin tasarımında küresel bir yapı tercih edilmiştir ve bu güvenlik açısından bir takım artı yönler sağlamıştır. Yapılan çalışma ile ortaya çıkan ürün kaldırma kuvvetleri tek pervane ile ve fırçasız bir DA motor ile sağlanırken, yönlendirme servo motor ile yapılmıştır. Ayrıca tek kanatlı motorun kontrolü de servo motor ile sağlanmıştır. Mini küresel helikopterin motorunun itmesi ile ağırlığı arasındaki bağlantı için kontrol sistemi tasarlanmaya çalışılmış ve uygulanması planlanmıştır. Sistem bazı noktalarda tek- kopterlere benzese de yatay ekseninde hareketi sağlayan mekanizma farklılık göstermektedir. Kargo amacı ile kullanılan

İHA sistemlerinde genellikle *quadcopter* kullanılmakta iken bir takım avantajları nedeniyle farklı bir sistem tasarlanmıştır. Sonuç olarak önerdiğimiz bu modelin bu konuda gelecekte yapılacak ileri çalışmalara katkı sağlayacağı düşünülmektedir.

**Anahtar Kelimeler:** GPS, Helikopter, İHA, İvmeölçer, Kontrol, Küresel



# **ABSTRACT**

**MSc THESIS**

**DESIGN AND PRODUCTION OF MINI SPHERICAL HELICOPTER AND  
CONTROL OF ITS DYNAMICS**

**MEHMET EMİN ÖRS**

**THE GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCE OF  
NECMETTİN ERBAKAN UNIVERSITY  
THE DEGREE OF MASTER OF SCIENCE IN MECHANICAL  
ENGINEERING**

**Advisor: Prof. Dr. Mehmet KARALI**

**2018, 70 Pages**

**Jury**

**Advisor Prof. Dr. Mehmet KARALI**

**Assoc. Prof. Mehmet Akif ERİŞMİŞ**

**Assist. Prof. Hulusi KARACA**

In cargo transportation, for gaining time, reduce costs and safety purpose, usage of unmanned aerial vehicle ( UAV) increasing by time. Effort of improving more functional and practical UAVs are still continuing within the technological developments. Spherical mini helicopters are used in many different areas nowadays. In this thesis, design, production and control of the mini helicopters dynamics are involved. In this work, mini helicopter is manufactured but some similar mini helicopters are produced before, however its mechanical design is different from them in some aspects. In this mini helicopter design, spherical structure is preferred and this provide some advantages. This mini helicopter has lift force with main motor and steering is adjusted with two servo motors. These two motors also support to control main motor. As a result of the experiments and simulations, a control system is tried to design which include the relation between thrust force and weight of the mini

helicopter. Because of its one of the usage purpose is cargo transportation, it is planned to have a lifting force much more than normal unmanned aerial vehicle. As a result, we think that this model that we have designed will contribute to the further work in future.

**Keywords:** Accelerometer, GPS, Helicopter, Spherical, UAV



# ÖNSÖZ

Tez çalışmasının planlanmasında ve yürütülmesinde ve oluşumunda her aşamasında ilgi ve desteğini esirgemeyen sayın hocam Prof. Dr. Mehmet KARALI' ya sonsuz teşekkürlerimi sunarım. Ayrıca eşim Havva'ya tez sürecinde hep yanımda olduğu ve beni desteklediği için teşekkür ederim.

MEHMET EMİN ÖRS

KONYA-2018



# İÇİNDEKİLER

ÖZET .....	iv
ABSTRACT .....	vi
ÖNSÖZ .....	viii
ŞEKİLLER LİSTESİ .....	xi
TABLolar LİSTESİ .....	xiii
SİMGELER VE KISALTMALAR .....	xiv
1. GİRİŞ .....	1
1.1. Kullanım Alanları ve Ticarileşebilirlik .....	2
2. KAYNAK ARAŞTIRMASI .....	4
3. MATERYAL VE YÖNTEM .....	6
3.1. Mekanik Çalışmalar .....	7
3.1.1. İki Eksenli Servo Mekanizmasının Tasarımı ve İmalatı .....	8
3.1.2. Küresel Kafes Tasarımı .....	9
3.1.3. Anti Titreşim Özelliği .....	11
3.2. Elektrik ve Elektronik Çalışmaları .....	13
3.2.1. Elektrik ve Güç Yönetimi Çalışmaları .....	13
3.2.1.1. Anti kıvılcım özelliği .....	15
3.2.2. Algılayıcılar .....	16
3.2.3. Eyleyiciler .....	17
3.2.4. ESC' lerin Kalibrasyonu .....	18
3.2.5. Helikopter Kumandası .....	19
3.2.6. Kablosuz Haberleşme ve Telemetri .....	20
3.3. Yazılım Çalışmaları .....	21
3.3.1. Algılayıcıların Kalibrasyon Çalışmaları .....	22
3.3.1.1. Pusula algılayıcısının kalibrasyonu .....	22
3.3.1.2. İvmeölçer ve jiroskop algılayıcısının kalibrasyonu .....	23
3.3.1.3. Sonar algılayıcısının kalibrasyonu .....	25
3.3.2. Kararlılık Kontrol Kod Kısmı .....	26
3.3.3. İniş Kontrol Algoritması ve Kod Kısmı .....	26

3.3.4. Kalkış Kontrol Kod Kısmı.....	28
3.3.5. Belirlenen Hedefe En Kısa Rotadan Gitme Kod Kısmı.....	29
3.3.6. Havada Askıda Kalma Algoritması ve Kod Kısmı .....	29
3.3.7. Python ile Veri Okunması .....	30
3.3.8. Motor Seçimi.....	32
3.3.9. İtki Hesabı.....	32
3.3.10. Denge Motoru İçin İtki Hesabı.....	34
3.4. Mini Küresel Helikopterin Hareket Modeli .....	35
3.5. Uçuş Modları .....	36
3.5.1. Manuel Uçuş Modu.....	36
3.5.2. Belirlenen Rotayı Takip Modu .....	36
3.5.3. Havada Asılı Kalma Modu .....	37
3.5.4. İniş Modu .....	37
4. DENEYSEL ÇALIŞMALAR .....	38
4.1. Öntestler .....	38
4.2. Düşme Testi.....	38
4.2.1. Küresel Kafesin Onarılabilirliği.....	39
4.3. Yükseklik Testi .....	39
4.4. Ana Motor' un Ters Yönde Oluşturduğu Momenti Dengeleme .....	40
5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER .....	42
5.1. Sonuçlar.....	42
5.2. Öneriler .....	45
KAYNAKLAR .....	46
EK A.EKLER .....	48
ÖZGEÇMİŞ .....	58

## ŞEKİLLER LİSTESİ

<u>Şekil</u>	<u>Sayfa</u>
1.1 Üretimi tamamlanmış küresel İHA örnekleri .....	2
1.2 Ticari İHA .....	3
3.1 İki eksenli mekanizmanın parçalarından biri .....	9
3.2 İki eksenli servo mekanizmasının CAD modeli .....	9
3.3 Mini küresel helikopterin özelliklerini gösteren şema .....	10
3.4 Kafes örneklerinden biri. Kullanılmaya uygun bulunmamıştır. ....	11
3.5 Titreşim önleyici aparat .....	11
3.6 Uçuş yönlerini gösteren resimler .....	12
3.7 Elektronik sistemi gösteren şema .....	14
3.8 Ana motorun ESC' sini besleyen Li-Po batarya .....	15
3.9 Altı hücreli pilin voltajını 6 volta düşüren DC- DC dönüştürücü olan UBEC .....	15
3.10 Yan motorlara elektriksel güç veren dağıtım kartı .....	15
3.11 Arducopter ve Pixhawk için tasarlanmış ortalama 5.3 volt üreten güç dağıtım modülü .....	16
3.12 Arducopter uçuş kartının açılmış hali .....	16
3.13 Anti kıvılcım özelliğe sahip konnektör .....	17
3.14 Sistemde kullanılan 270 RPM/ v ( devir/ volt) gücüne sahip fırçasız DC motor .....	17
3.15 İki eksenli servo mekanizmasında kullanılan servo motor .....	18
3.16 19x 12 ahşap pervane .....	18
3.17 Ana motoru kontrol etmeyi sağlayan 100A ESC .....	19
3.18 Helikopter yönetme kumandası .....	20
3.19 Telemetri ekipmanları ( 1) .....	21
3.20 Telemetri ekipmanları ve bağlantısı ( 2) .....	21
3.21 Mikrodenetleyici Arduino' ya bağlanan uçuş sensörleri .....	23
3.22 Sistemin giriş ve çıkışlarını gösteren diyagram .....	26
3.23 İniş kontrol algoritması .....	27
3.24 Havada asılı kalma algoritması .....	31
3.25 Açık kaynak kodlu grafiksel arayüz .....	33
3.26 RPM- itme kuvveti grafiği .....	33

3.27 Yan motor ve esc bağlantısı .....	35
3.28 Mini helikopterin hareket diyagramı .....	35
3.29 APM' in GPS bağlantısı yapılmış hali .....	37
4.1 Yükseklik testi ve deneyi sonucu elde edilen grafik .....	40
4.2 PPM lerin karşılaştırılması .....	40
5.1 Küresel mini helikopterin nihai hali .....	44



# TABLolar LİSTESİ

<u>Tablo</u>	<u>Sayfa</u>
3.1 Kullanılan malzeme listesi .....	7
A.1 Parametre listesi tablosu .....	50
A.2 Karbon matrisli epoksi malzeme özellikleri tablosu .....	51
A.3 Epoksi reçinenin özellikleri ve kullanımıyla alakalı tablo .....	52
A.4 Alüminyum malzemenin özelliklerini gösteren tablo .....	53

# SİMGELER VE KISALTMALAR

## Simgeler

$F_k$ - Ana motorun uyguladığı itme kuvveti

$m$ - Küresel mini helikopterin kütlesi

$v$ - Çarpma hızı

$g$ - Yerçekimsel ivme

$h$ - Düşme yüksekliği

$\ddot{y}$ - Dikey yöndeki ivme

$\ddot{x}$ - Yatay yöndeki ivme

$\theta$ - Pervanenin açısı

$E_k$ - Kinetik enerji

$E_p$ - Potansiyel Enerji

$E_s$ - Sönümlenen enerji

## Kısaltmalar

**UAV-** Unmanned Aerial Vehicle

**İHA-** İnsansız Hava Aracı

**IMU-** (Ataletsel Ölçüm Ünitesi) Inertial Measurement Unit

**PDB-** (Güç Dağıtım Kartı) Power Distribution Board

**PDM-** (Güç Dağıtım Modülü) Power Distribution Module

**GPS-** ( Küresel Konumlama Sistemi) Global Positioning System

**CNC-** ( Bilgisayardan Nümerik Kontrol) Computer Numerical Control

**CAD-** ( Bilgisayar Destekli Tasarım) Computer Aided Design

**ESC-** ( Elektronik Hız Kontrolörü) Electronic Speed Controller

**PWM-** ( Dalga Genişlik Modülasyonu) Pulse Width Modulation

**UBEC-** ( Nihai Batarya Elimine Etme Devresi) Ultimate Battery Eliminating Circuit

**Li- Po-** Lityum Polimer

**DC-** ( Doğru Akım) Direct Current

**APM-** ArduPilot Mega

**PPM-** ( Dalga Konum Modülasyonu) Pulse Position Modulation

**RPM-** ( Dakikadaki Devir Sayısı) Revolution Per Minute

**RC-** ( Radyo Kontrol) Radio Control

**IDE-** ( Birleştirilmiş Geliştirme Ortamı) Integrated Development Environment

**ABS-** Acrylonitrile Butadiene Styrene

# 1. GİRİŞ

İnsansız hava aracı (İHA) hava akımı ve tahrik kuvvetlerinden yararlanarak uçabilen, yerden kumanda edilen ya da otonom yani belli bir uçuş planı üzerinden otomatik hareket eden, uçuş için içerisinde bir pilota ihtiyaç duymayan hava aracı tipidir. İHA 'lara yerden kumandalı hava aracı manasına gelen "drone" da denilmektedir. Günümüzde İHA kategorisi içerisinde dikey iniş- kalkış yapabilmesi, basit yapısı ve havada asılı kalmasından dolayı multicopter sistemleri rağbet görmektedir. Drone, İngilizcede UAV (unmanned aerial vehicle), türkçede ise İHA (insansız hava aracı) kısaltmaları yerine geçen bir sözcüktür. Herhangi bir markayı veya herhangi bir markaya ait bir ürünü temsil etmemektedir. İHA'larda uçuş esnasında sistemin havadaki durumunu tespit eden bazı algılayıcılar bulunmaktadır. Bunlar altimetre, jiroskop, ivmeölçer, ultrasonik algılayıcı ve Küresel Konumlama Sistemi ( GPS) gibi algılayıcılardır. Bu tez çalışmasında tasarlanan İHA, dikey iniş kalkış gerçekleştirebilen mini bir küresel helikopterdir. Bahsi geçen mini küresel helikoptere dünya çapında en yakın ürün tek-copter olarak tanımlanmaktadır ve bu ürünlere ait bazı örnekler Şekil 1.1' de verilmiştir. Tek- kopterler, iki eksenli eğik plaza mekanizması ve kuyruk rotoru ile mini küresel helikopterlere benzerlik göstermektedir. Mini küresel helikopterlerin tek-copterlerden farklı olduğu yönü ise dört adet kanatçık sisteminin olmamasıdır. Küresel mini helikopterde ise iki adet denge motorunun aynı hızlarda dönmesi planlanmıştır. Bu durum sistemde Y tipi bağlantı aracılığıyla yapılacağından aynı elektrik işareti her iki motora da gönderilecektir. Yan denge motorlarına farklı hızlarda PWM ve besleme voltajını gönderme işlemleri ise ilerleyen çalışmalarda yapılması planlanmıştır. Geniş olmayan kapalı alanlarda böceklerden esinlenerek tasarlanan İHA'lar havada asılı kalma ve duvara dayanarak durma gibi görevleri gerçekleştirebilmektedir.

Küresel hava araçları diğer hava araçlarına göre birtakım farklı özelliklere sahiptir. Söz konusu bu farklılıklar; küresel hava araçlarının dışında bulunan katman ve küresel hava aracının içindeki pervanedir. Ayrıca dıştaki küre karbon fiberden yapılmaktadır ve bu kürenin yarıçapı pervanenin yarıçapı ile doğrudan ilgilidir. Helikopterlerde dönen ana rotorun ürettiği dengelenmesi gereken moment,



**Şekil 1.1. Üretimi tamamlanmış küresel İHA örnekleri**

ana problemlerden biridir. Bu moment helikopter gövdesini rotorun dönüş yönünün tersine olmak üzere döndürmeye çalışır. Bu zorluk başlangıçta ters yönde dönen diğer bir rotorla dengelenmiş, bunun sonucu olarak değişik görünümünde modeller imal edilmiştir.

### **1.1. Kullanım Alanları ve Ticarileşebilirlik**

İHA' lar günümüzde sivil, askeri, ticaret gibi alanlarda sıklıkla kullanılmaktadır. Piyasada kullanılan binlerce İHA bu amaçlara yönelik olarak üretilmiştir. Bu çalışmada bahsedilen İHA kargo amacıyla tasarlanmıştır. Kargo amacıyla kullanılan İHA' lara amazonun prime adlı İHA' sı örnek verilebilir (Şekil 1.2). Kargo alanında yüksek bir potansiyele sahip olması beklenen bu İHA, hava araçları pazarında ticarileştirilmesi halinde önemli bir yer edineceği düşünülmektedir. Örneğin bir noktaya bir taşıdığı yükü bırakıp geri tekrar başlangıç noktasına dönme görevini yapabilecek şekilde tasarlanması hedeflenmiştir. Mesafesi bilinen noktalar için bu yöntem kullanılabileceği gibi mesafesi bilinmeyen noktalar için GPS koordinatları kullanılması planlanmıştır. Kargo için kullanılan İHA' lar için yüksek bir ticari potansiyel bulunduğundan yapılan mini helikopter de bu alana katkıda bulunacaktır. Şekil 1.2' da amazon'un prime adlı İHA' sı verilmiştir. Bu İHA amazon tarafından kullanılmaktadır ve maliyeti ciddi oranda düşürmektedir.



**Şekil 1.2. Ticari İHA**

## 2. KAYNAK ARAŞTIRMASI

(Erzincanlı 2008) , insansız eşeksenli mini helikopterin tasarımı ve dizaynı alanında çalışmalar yapmıştır. Havada askıda kalabilme yeteneğine sahip olan mini helikopterin arama kurtarma faaliyetlerinde kullanılabileceğini göstermiştir. Bu çalışma mini helikoptere havada asılı kalma algoritması açısından bazı konularda benzerlik göstermektedir. Erzincanlı, yaptığı çalışmada eşeksenli mini helikopter sistemini basit haliyle terazi mantığında dengede tutmuş ve kontrol yöntemi mini helikopter sistemine katkıda bulunmuştur.

(Ceren 2010), görsel servolama sistemi ile yön bulma noktasında çalışmalar yapmış ve bunu GPS ve ataletli seyrüsefer sistemi kullanarak desteklemiştir. Bu sayede düşük maliyet ile yüksek dayanım sağlamıştır. Mini helikopter sisteminde de benzer yön bulma algoritmaları kullanılması planlandığından çalışmanın mini helikopter sistemine katkısı olmuştur.

(Ateş 2009) , otonom olarak iniş kalkış yapabilen bir hava aracının tasarlanabileceğini göstermiş ve bununla ilgili kontrol sistemleri ve oto- pilot dizaynı konusunda çalışmalar yapmıştır. algılayıcılardan alınan verilerin kontrolcüye aktarılması ve toplanan verilerin işlenmesini sağlayan bir algoritma geliştirmiştir. Mini helikopter sisteminde de algılayıcı füzyonu algoritması bulunduğuundan Ateş' in yaptığı çalışma bu tez çalışması ile ortak yanlar taşımaktadır .

(Bayraktar 2013) , çalışmada yapılması planlanan ve kullanılacak olan algılayıcı ve algoritmalara benzer yöntemler kullanmıştır. Bununla ilgili olarak kontrol sistemi tasarımı, filtre tasarımı gibi çalışmalar yapmıştır .

(Liu 2006) , mini helikopterin tanımlanması ve kontrol sistemi tasarımı konusunda çalışmalar yapmıştır. Helikopterin nonlinear modeli göz önünde bulundurulmuş ve hesaba birçok parameter katılmıştır. Henüz mini helikopter sisteminin matematiksel modeli oluşturulmamış olsa da ilerleyen aşamalarda gerçek zamanlı kontrol yapılması planlanmaktadır. Bu noktada Liu' nun yaptığı çalışmaların katkısının olacağı düşünülmektedir.

(Liu 2012) , yılında yayınladığı makalede minimum aralıktaki tüm engelleri en kısa sürede belirleyebilen bir algoritma tasarlamış ve bunu pratiksel olarak hayata geçirmiştir. Mini helikopter sisteminde de engelden kaçma algoritması yapılması planlandığından bu noktada katkılarının olması kaçınılmazdır. Bunu sağlayan ise engelden kaçma algoritması noktasındaki benzerliklerdir .

(Sun 2013) , Küresel helikopterin yapısal özelliklerini incelemiş ve dinamik davranışlarını test etmiştir. Aynı zamanda hava aracının kararlılığını uçuş hareketlerini detaylıca anlatmıştır. Mini helikopter sisteminde kullanılan algoritma kararlılık algoritması bakımından bu çalışmaya benzerlik göstermiş fakat daha farklı ve sade bir kod yapısı kullanılmaya çalışılmıştır .

(Zhu 2015) , Küresel helikopterlerde kullanılan kürenin mekanik ve geometrik özelliklerini incelemiş ve küre seçiminin neden önemli olduğuna değinmiştir. Bu konudan tezin giriş kısmında bahsedilmiş olup yapılması planlanan çarpışma testinde de bu çalışmanın bir kere daha ispatlanması planlanmıştır .

(Briod 2014) , tamamen özel bir tasarımdan yola çıkılarak karbon fiber kafest- en oluşan ve özel bir kontrol algoritmasına sahip olan küresel İHA' yı üretmiş ve bunun testlerini gerçekleştirmiştir. Bu çalışma yapılan çalışmaya en çok benzeyen çalışma olup Briod' un kullandığı 2 eksenli gimball mekanizması yerine 2 eksenli servo mekanizması kullanılmıştır. Mini helikopter sisteminde kullanılan iki eksenli servo mekanizmasının bu sistemde kullanılan gimbal mekanizmasına birçok noktada benzerlik gösterdiği gözlemlenmiştir. Ayrıca bu tezin giriş kısmında karşılaştırılması yapılan tek- kopterle birebir aynı olduğu düşünülmektedir. Fakat daha önce de bahsedildiği gibi mini helikopter sistemi tek pervane kullanılması dışında birkaç noktada tek- kopter sisteminden ayrılmaktadır .

(Seow 2017) , küresel bir kafese sahip İHA' nın mekanik özelliklerini incelemiştir.

(Ozdemir 2014) , Turaç insansız hava aracının aerodinamik modellemesini, matematiksel modellerini oluşturmuş gerekli analizleri yapmıştır. Aynı zamanda yerli ve yabancı birçok İHA' yı turaçla karşılaştırmıştır .

(Çakıcı 2012) , Çalışmasında döner rotorlu bir İHA' dan bahsetmiş, kavramsal tasarımını yapmış, kontrolcü tasarlamış ve gerçek bir prototip için öngörülerde bulunmuştur .

### 3. MATERYAL VE YÖNTEM

Bu çalışmada günümüzde bir çok farklı alanda kullanılan insansız hava araçlarına bir örnek olan mini küresel helikopterden bahsedilmektedir. Kullanım amacı kargo taşıma olduğundan taşıyacağı faydalı yük miktarının fazla olması sağlanmıştır. Küresel mini helikopterin toplam ağırlığı yaklaşık 2.9 kg' dır. Mini küresel helikopterin tasarım ve imalat basamaklarının ilki olarak CAD model oluşturulmuştur. Ardından da prototipleme çalışmaları yapılmıştır. Küresel mini helikopterin benzer İHA' lar gibi engelden kaçma ve çarpışma dayanıklılığı gibi özelliklere sahip olması planlanmıştır. Mini helikopter sisteminin çarpışma dayanıklılığı karbon fiber matrisli epoksi malzeme kullanılmasından dolayı daha fazla olmaktadır. Bu durum hareket esnasındaki çarpışmalardan korunmayı sağlamaktadır. Bunun sonucunda kapalı alanlarda kullanım için uygun olmaktadır.

Mini küresel helikopterlerin kullanım alanlarının başında kargo taşımacılığı gelmektedir. Bu durum, tasarlanacak olan mini küresel helikopterin taşıyabileceği faydalı yük kapasitesinin artırılması manası taşımaktadır. Ayrıca kafesin, epoksi resin ile kaplanması sistemin çarpışmalara karşı dayanıklı olmasını da sağlamıştır.

Küresel mini helikopterin tasarımına ağırlık hesabının yapılması ile başlanmıştır. Bunun için sistem bileşenlerinin ağırlıkları belirlenmiştir. Ardından sistemin uçuş görevi tanımlanmıştır. Tasarımın ardından tüm sistem bileşenlerinin bilgisayar destekli teknik çizimleri (CAD) gerçekleştirilmiştir. Bilgisayar ortamında yapılan benzetim çalışmaları sonrasında sistem laboratuvar ortamında imal edilmiştir.

İHA' larda konum, tutum, yükseklik, açı, eğilme ve dönme gibi durumların analiz edilmesi tasarımı iyileştirecektir. Bu nedenle mini küresel helikopterin herhangi bir andaki konumu, yüksekliğinin ölçülmesi planlanmıştır. X, Y ve Z eksenlerinde dönme öteleme gibi hareketleri gözlemlenebilmesi hedeflenmiştir. Aynı zamanda gözlemlenen bu bilgilere uygun komutlar kablosuz iletişim aracılığıyla gönderilmiştir. Kullanılan iki adet denge motoru ana motorun dönerken ters yönde oluşturacağı momenti dengeleyen bir unsurdur. Aynı zamanda denge motorlarının konumlanması da buna uygundur. Yan denge motorları küresel kafesin sağ ve sol yanına 3D yazıcıda imal edilen bir parça aracılığıyla bağlanmış ve bu plastik

**Tablo 3.1. Kullanılan malzeme listesi**

Malzeme	Birim	Büyükük	Malzeme Adedi
Fırçasız Ana Motor	RPM/ v	270	1
Fırçasız Ana Motor Sürücüsü ESC	A	100	1
Fırçasız Denge Motoru	RPM/ v	1400	2
Fırçasız Denge Motoru Sürücüsü ESC	A	20	2
Servo Motor	kg.cm	12	2
Alüminyum Servo Tutacağı	gr	200	3
Li-Po	mAh	5800	1
Li-Po	mAh	1800	1
Kumanda alıcısı	-	-	1
USB Telemetri	-	-	2
Ardupilot Uçuş Kontrol Kartı	-	-	1
GPS Alıcısı	-	-	1
Karbon Fiber Çubuk ve İp	-	-	-
Güç Dağıtım Devresi	-	-	1

parçalar hafif ve kısmen dayanıklı olmasından dolayı kullanılmıştır.

Mini helikopter sisteminin otomatik kontrol yöntemleriyle hareket ettirilmesi amaçlanmıştır. Bu nedenle sistemi kontrol edecek bir mikrodnetleyici kullanılmıştır. Bu amaçla üç farklı uçuş kontrol sistemi denenmiştir. Bunlar Arduino, Arducopter ve Pixhawk' tır. Mikrodnetleyici yazılımı gömülü sisteme yüklendikten sonra bir takım parametreler ( servo açıları, hızları) değiştirilmiştir. Bunun yapımı Mission Planner ve QGroundControl uygulaması aracılığıyla yapılmıştır. Mission Planner Arducopter için, QGroundControl Pixhawk için kullanılmıştır. Arduino için ise kendi IDE' si kullanılmıştır. Bu tasarımın mikrodnetleyici yazılımının yüklenmesi sırasında bazı problemlerle karşılaşmıştır. Bu problemler mini küresel helikopter sisteminin hazır bir helikopter, quadcopter, oktacopter vs. yazılımıyla çalışmamasıdır. Karşılaşılan problemler sırasıyla çözülmüştür. Bu problemler daha çok yazılımsal olup yazılım geliştirme programının hazır hale getirilmesi hedeflenmiştir.

Küresel konumlama Sistemi ( GPS) aracılığıyla gideceği yer belirlenip o noktaya gitmesi için çeşitli algoritmalar kullanılarak rota planlaması yapılması planlanmıştır. GPS' in kullanılmasının ana nedeni mini helikopterin kargo amaçlı kullanılacak biçimde üretilmesidir. GPS' in başka bir kullanılma amacı da otonom uçuşta diğer algılayıcılarla birleşerek hassas konum tahmini yapılmasıdır.

### 3.1. Mekanik Çalışmalar

Bu bölümde sistemin mekanik aksamalarını teşkil eden dış kafes, ana güç motorunu yönlendirecek mekanizmalar, servo sürücülü kontrol mekanizması ve yönlendirme mekanizmasını içeren kısımlardan bahsedilmiştir. Aynı zamanda ağırlığı azaltmak ve motorun itmesini artırmaya yönelik çalışmalar yapılmaya çalışılmıştır. Örneğin; beş hücreli pil yerine altı hücreli pil kullanılması motorun itme kuvvetini artırmıştır. Altı hücreli pillerin daha hafif olanlarının kullanılması, kafesin hafif materyalden yapılması ise ağırlığın azalmasını sağlamıştır. Ağırlığın az olması daha düşük bir akım oranıyla mini helikopterin uçuşuna sebep olmaktadır. Bu durumun daha uzun süreli bir uçuşa sebep olacağı öngörülmektedir.

#### 3.1.1. İki Eksenli Servo Mekanizmasının Tasarımı ve İmalatı

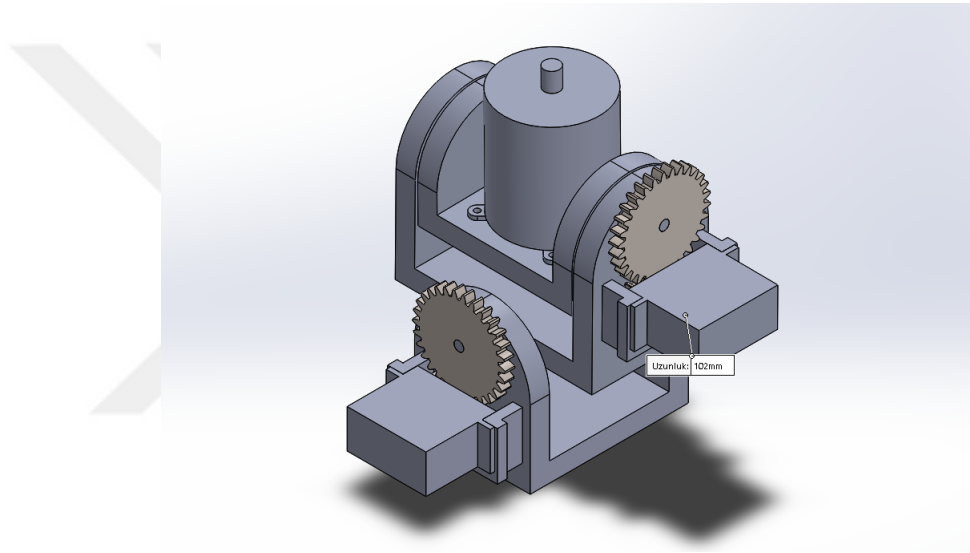
Helikopter sistemlerinde ana rotor ve pervaneyi yönlendiren bir eğik plaka mekanizması bulunmaktadır. Eğik plaka mekanizmasının bir örneği olan mekanizma mini helikopter sisteminde kullanılmıştır. Bu sistem iki eksenli servo mekanizmasıdır. Mini helikopterin yatay yöndeki hareketi iki eksenli mekanizmanın yönlendirmesi sonucu gerçekleşmektedir. Şekil 3.2 de görülen iki eksenli servo mekanizması ana motorun X ve Y ekseninde dönme hareketini sağlamaktadır. Bu mekanizmada servoların millerine bağlı 1 : 3 oranında dişli kullanılmıştır. Bu mekanizma iki farklı biçimde pleksiglas materyalinden ve alüminyum materyalinden üretilmiştir. Fakat nihai sistemde alüminyum kullanılmıştır. Bu materyaller hafiflik ve dayanım açısından bazı özellikler sağlamaktadır.

Pleksiglastan yapılan birinci üretimde mekanizmayı güçlendirmek için bir takım pratik çalışmalar yapılmıştır. Örneğin; Pleksiglasın içine açılan deliklerden cam çivisi geçirilmiş bu da sistemin yükünün bu çivilere yüklenmesini sağlamıştır. İki eksenli mekanizmanın parçalarının büküm noktalarının arasına fazladan pleksiglas madde eklenerek sistemin dayanıklılığı artırılmıştır. İki eksenli mekanizma için dişli üretmek yerine yerine servonun kendi aparatları sisteme monte edilerek kullanılmıştır. Bu aparatlar servonun kendi parçalarıdır. Hazır parça bulunması durumu zaman açısından tasarruf sağlamıştır.

Alüminyumdan yapılan ikinci üretimde; ilk aşamada oluşturulan mekanik



**Şekil 3.1. İki eksenli mekanizmanın parçalarından biri**



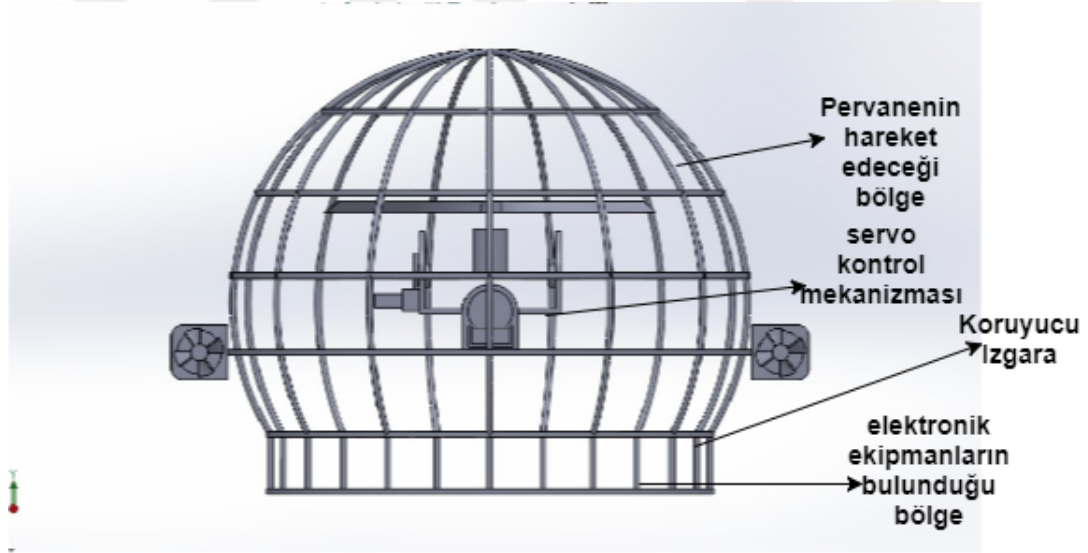
**Şekil 3.2. İki eksenli servo mekanizmasının CAD modeli**

çizimlerle sistemin boyutunun ve çalışma uzayının analizi yapılmıştır. İlk olarak üretilen iki eksenli alüminyum mekanizma prototipinde kesme ve delme işlemi uygulanmıştır. Üretilen sistemin değişmesinin sebebi hareket kısıtlamalarındaki farklılıklardır. Alüminyum hafifliği ve malzeme özellikleri bakımından bu sistem için uygundur. Alüminyum malzemenin özelliklerinin bir kısmı ekte verilmiştir.

Şekil 3.2' de verilen CAD model ise ana motoru tutan iki eksenli servo mekanizmasının modelidir. Bu mekanizmada kullanılan servolar 4.8 voltta 10 kg.cm torka sahiptir ve bu da 2 cm mesafe olması durumunda 5 kg' a düşmektedir. Aynı zamanda iki eksenli mekanizmanın kütlesi bilgisayar ortamında teorik olarak hesaplanmıştır. Bunun için uygun materyal ve CAD model SolidWorks ortamında seçilmiştir. Yaklaşık 180 gr olarak bulunmuştur. Mekanizmanın bir kısmı Şekil 3.1' de verilmiştir.

### 3.1.2. Küresel Kafes Tasarımı

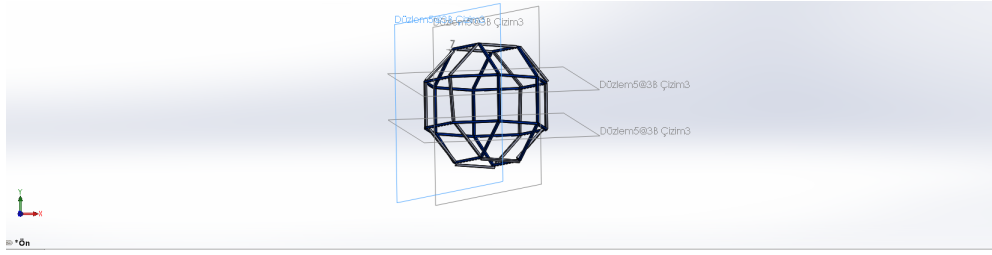
Küresel hava araçlarında kullanılan kafesler farklı materyallerden yapılmaktadır. Genel olarak bu materyaller karbon fiber, cam elyaf ve plastiktir. Mini küresel helikopter sistemindeki küresel kafes ise karbon fiber çubukların dairesel olarak eğilmesi ve sabitlenmesi ile oluşturulmuştur. Daha sonra bağlantı noktalarına bağlanan karbon fiber iplerle sağlamlaştırılmıştır. Ardından da epoksi resin yapıştırıcı ile mukavemeti yüksek, aerodinamik olarak uygun bir kafes prototipi elde edilmiştir. Kullanılan epoksi resin yapıştırıcı ve karbon fiber matrisli epoksi materyalinin özellikleri ekler kısmında verilmiştir. Bu kafes çalışmaya adını veren küresel şekle sahiptir. Üretilen mini helikopter prototipinde kullanılan karbon fiber matrisli kompozit aynı zamanda kafesin darbe sönümleme özelliği de kazanmasını sağlamıştır. Aynı zamanda altında da elektronik ekipmanların koyulması için de bir silindirik gövde mevcut olacak şekilde tasarlanmıştır. Elektronik ekipmanların koyulacağı kısmın doğru planlanması ağırlık merkezinin dengelenmesini sağlayan önemli bir unsurdur. Şekil 3.3’ de verilen şemada CAD model üzerinde küresel kafese sahip helikopterin bazı özellikleri gösterilmiştir.



Şekil 3.3. Mini küresel helikopterin özelliklerini gösteren şema

Üretilen fakat nihai sistemde kullanılmayan başka bir kafes modelinde ise karbon fiber çubuklar ABS eklem noktalarına ısıtılarak basılmıştır. Eklem noktalarında ABS materyalinden üretilmiş küreler kullanılmıştır. Bu üretim 3D yazıcı aracılığıyla tamamlanmıştır. Fakat kafes arasındaki boşluklar ve ağırlığın fazla olmasından dolayı bu kafes nihai sistemde kullanılmamıştır. Şekil 3.4’ da verilen

kafes CAD modeli Solidworks ortamında tasarlanmıştır. Bu çizim sistemin hareket kısıtlarının belirlenmesinde kullanılmıştır.



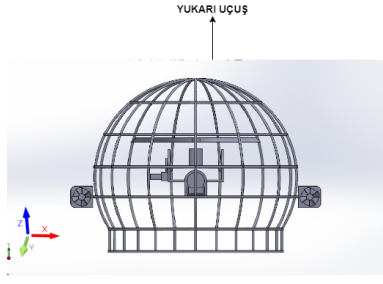
**Şekil 3.4. Kafes örneklerinden biri. Kullanılmaya uygun bulunmamıştır.**

### 3.1.3. Anti Titreşim Özelliği

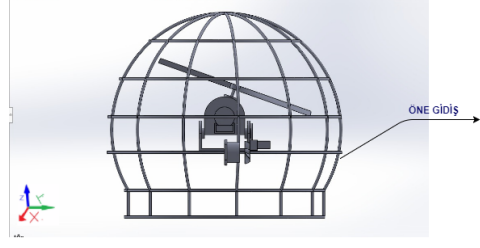


**Şekil 3.5. Titreşim önleyici aparat**

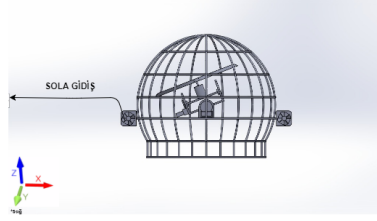
Şekil 3.5' de verilen plastik ve kauçuktan oluşan ekipman arducopterin titreşimini sönmölemekle böylece elektronik sistemdeki gürültü azalmaktadır. Bunu sağlayan ekipmandaki plastik ve kauçuğun sönmöleme etkisidir.



(a) Yukarı yönde uçuş için küresel helikopterin ve servoların pozisyonu



(b) Öne doğru uçuş için küresel helikopterin ve servoların pozisyonu



(c) Sol yönde uçuş için küresel helikopterin ve servoların pozisyonu

### Şekil 3.6. Uçuş yönlerini gösteren resimler

Mini helikopter sisteminde yükselmenin yanında sağa sola hareket edebilmek için de aynı pervaneyi kullanması hedeflenmiştir. Bu da tasarım kolaylığı sağlamaktadır. Şekil 3.6' de verilen CAD modellerde uçuş yönleri ve mekanizmanın yönleri gösterilmiştir. 3.6a' de verilen Z eksenindeki dikey hareketi göstermektedir. 3.6b' de ise Y ekseninde yatay uçuş verilmiştir. Aynı zamanda 3.6c' de X ekseninde yatay uçuş için verilmiştir.

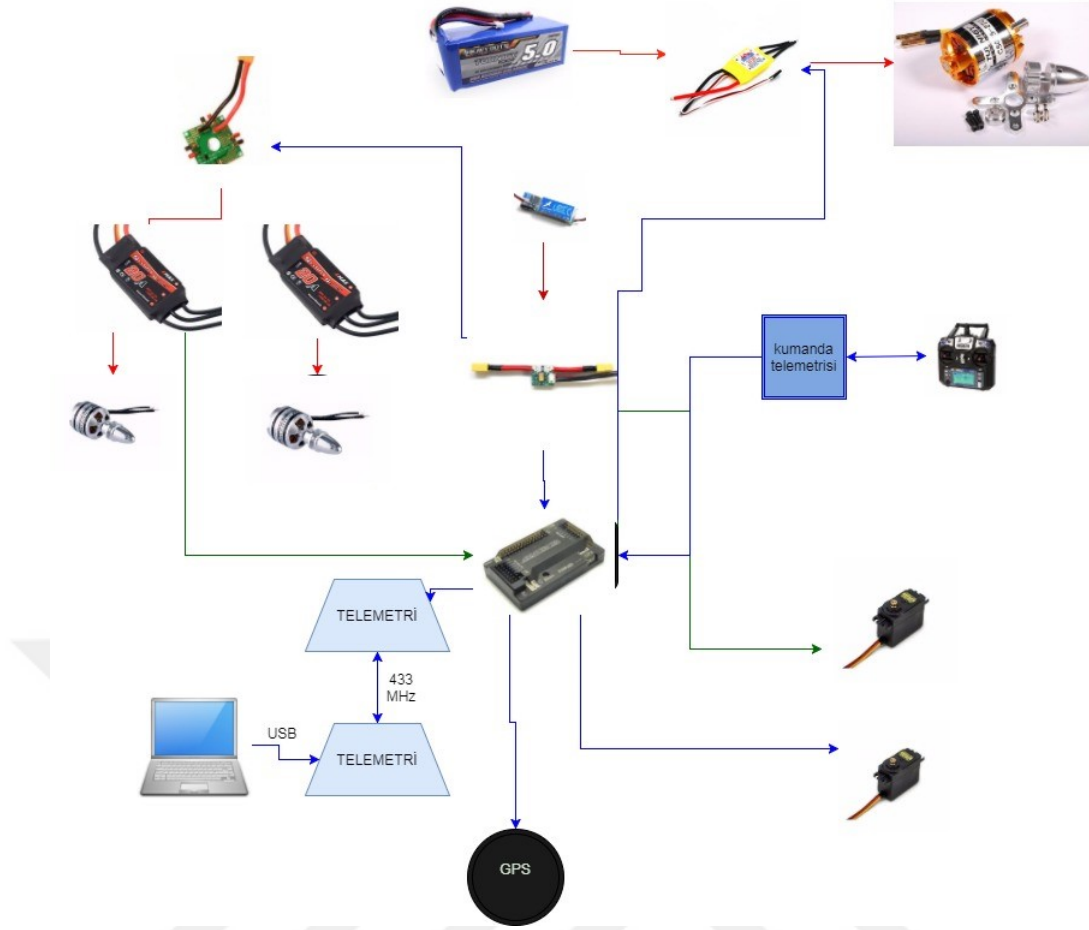
## 3.2. Elektrik ve Elektronik Çalışmaları

Elektronik çalışmalar kapsamında sisteme elektriksel gücün nasıl dağıtıldığı, algılayıcılar ve kullanılan elektronik ekipmanları içermektedir. Yapılan çalışmalardan bazıları pil ömrünü artırmaya yönelik çalışmalar, soket basılması gibi pratik çalışmalardır. Bu çalışmalara bir örnek de gürültünün filtrelenmesi amacıyla sonar algılayıcısına lehimlenen direnç ve kapasitördür.

Mini helikopter sisteminde mikrodenetleyici olarak Atmega2560 kullanılmıştır. Bu mikrodenetleyici uçuş sistemlerinde kullanılan algılayıcılarla bütünleşerek arducopter uçuş kontrol kartını oluşturmaktadır. Aynı zamanda diğer denemelerde kullanılan Arduinoda da aynı mikrodenetleyici mevcuttur. Kısaca Arduino ile uçuş algılayıcıları ve bazı elektronik parçaların birleşimi ile Arducopter olduğu açıktır. Fakat Arducopter bazı özellikler bakımından farklıdır. Uygulaması oldukça hızlı ve pratik olacak biçimde üretilmiş Arducopter kartı hava aracı uygulamalarında yaygın olarak kullanılmaktadır. Arducopter' in bazı özellikleri şunlardır; iki yönlü telemetri desteği (MAVLink protokolü), Otonom kalkış, iniş ve özel komutlar, 8-kanal PWM, S-BUS, PPM ve spektrum satellite alıcı desteği, 4MB dahili bellek (data-logging için), 6-DOF MPU6000 algılayıcısı, 3-DOF HMC5883L-TR manyetometre algılayıcısı (pusula), MS5611-01BA03 barometrik basınç algılayıcısı (irtifa sabitlemek için) ve harici GPS bağlantısıdır. Mini helikopter sisteminin elektrik ve elektronik olarak bağlantı şeması şekil 3.7' te verilmiştir.

### 3.2.1. Elektrik ve Güç Yönetimi Çalışmaları

Elektrik ve güç yönetimi çalışmaları kapsamında bir çok farklı alternatif durum uygulanmış ve tecrübe edilmiştir. Bir çok farklı güç ve büyüklükte pil sistemde denenmiştir. En başta sistemin tüm enerji ihtiyacının 6s yani 6 hücreli Li-Po aracılığıyla karşılanması planlanmıştır. Altı hücreli Li-Po pil Şekil 3.8' de verilmiştir. Bu durumda iki farklı seçenek ortaya çıkmaktadır. Bunlardan biri uçuş kontrol kartı ve yan denge motorlarına UBEC aracılığıyla enerji verilmesidir. Diğeri ise fazladan üç hücreli Li-Po pil kullanılmasıdır. Şekil 3.9' da verilen UBEC aracılığıyla 6S 5000 mAh Li-Po pilin geriliminin 6 volta düşürülmektedir. Çünkü Arducopter (Şekil 3.12) veya Pixhawk sistemi için 6 Volt yeterli gelmek-



**Şekil 3.7. Elektronik sistemi gösteren şema**

tedir. Ve bu da ucuna entegre edilmiş XT- 60 konnektörü aracılığıyla güç dağıtım modülünü beslemekte bu da Arducopter veya Pixhawk' ın ihtiyacı olan 5.3 Volt'a düşürmektedir. Şekil 3.9' da verilen UBEC ekipmanı Li- Po pile bağlanarak Arducopter mikrodenetleyici kitine de enerji vermektedir. Fakat bahsedildiği gibi UBEC' le sistem çalıştırılmamıştır. UBEC' ten gelen akımın düşük olmasından dolayı üç hücreli pil kullanılmıştır. Dolayısıyla nihai sistemde ek pille çalışılmıştır. Altı hücreli pil bu durumda sadece ana motoru beslemektedir. Bu durum sistemin çalışma zamanını artırmaktadır. Aynı zamanda bu durumun gürültüyü azaltacağı öngörülmektedir. Bunun sebebi kablo sayısının azalmasıdır. UBEC'le çalışılabilme ihtimali ilerki çalışmalarda tekrar gözden geçirilecektir.

Şekil 3.10' de verilen dört çıkışlı olarak quadcopterler için üretilen bir elektronik malzemedir. Bu malzeme (PDB) denge motorlarına güç vermek için kullanılmaktadır. Güç dağıtım görevini ESC' ler aracılığıyla yapmaktadır. Bu durum tasarımda kolaylık sağlamıştır. Bu modüle kullanılan ikinci pil olan üç hücreli Li-Po' nun çıkışı bağlanmaktadır. Bu bağlantı motorların sadece kumandadan veri al-

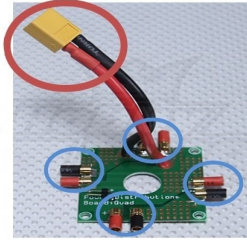


**Şekil 3.8. Ana motorun ESC' sini besleyen Li-Po batarya**



**Şekil 3.9. Altı hücreli pilin voltajını 6 volta düşüren DC- DC dönüştürücü olan UBEC**

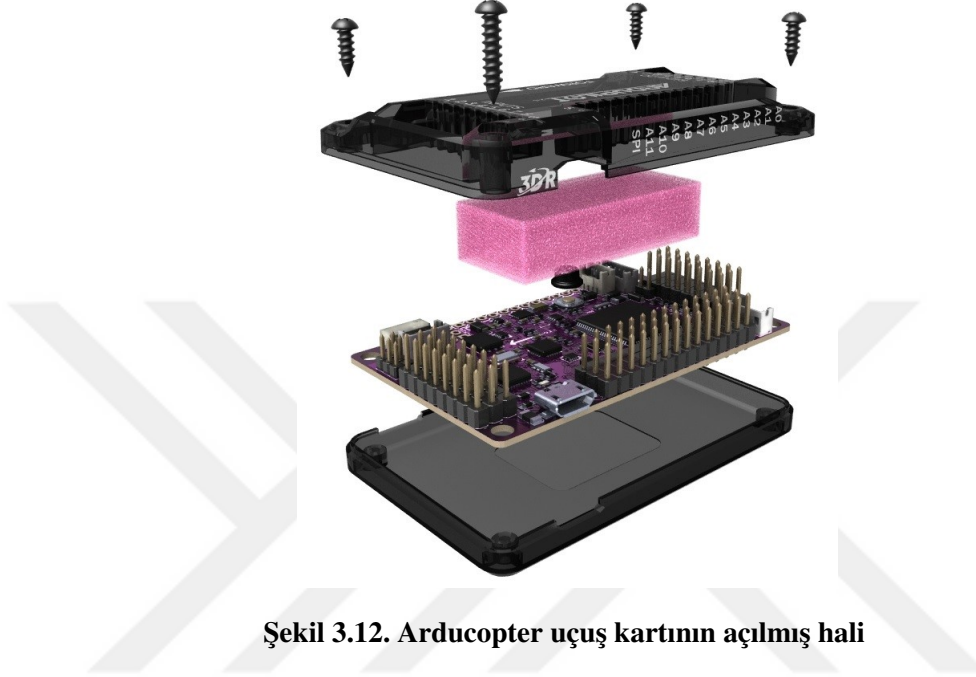
ması durumunda direk yapılmaktadır. Mikrodenetleyici ile çalışılması gerektiğinde PDM (Güç dağıtım modülü) kullanılması zorunludur. PDM Şekil 3.11' de verilmiştir. Bu cihazın üzerinde akım ve voltaj algılayıcısı da mevcuttur. Güç dağıtım modülü ve güç dağıtım kartı farklı materyallerdir.



**Şekil 3.10. Yan motorlara elektriksel güç veren dağıtım kartı**



Şekil 3.11. Arducopter ve Pixhawk için tasarlanmış ortalama 5.3 volt üreten güç dağıtım modülü



Şekil 3.12. Arducopter uçuş kartının açılmış hali

### 3.2.1.1. Anti kıvılcım özelliği

Sistemde yaşanan problemlerden biri de altı hücreli pilin takılması sırasında yaşanan kıvılcımdır. Bunun çözümü için anti- kıvılcım XT- 90S konnektörü ( Şekil 3.13) kullanılmıştır. Bu problem mini helikopterin çalışması için bir engel teşkil etmemesine rağmen elektronik malzemelerin güvenliği açısından riskli olmasından dolayı kullanılmıştır.

### 3.2.2. Algılayıcılar

İHA' ların güvenliği ve kararlılığı, otomatik sistem özelliği kazanması için algılayıcılar oldukça önemli bir yer tutmaktadır. Üretilen mini küresel helikopterde kullanılan algılayıcılar barometre, jiroskop, ivmeölçer, pusula, GPS, ve ultrasonik algılayıcısıdır. Bu algılayıcılar Arducopter' in yazılım platformunda zaten bulunan sensor füzyonu ve kalman filtresi ile işlenerek hassas konum, yön ve tutum du-



**Şekil 3.13. Anti kıvılcım özelliğe sahip konnektör**

rumu incelenmiş ve sisteme gönderilecek değerlerin bu verilere göre belirlenmesi planlanmıştır. Aynı zamanda bu algılayıcıların kalibrasyonu yapılmıştır.

### **3.2.3. Eyleyiciler**

Eyleyiciler enerjiyi harekete dönüştüren sistemlerdir. Yapılan prototipte Arducopter kartına beş adet aktüatör bağlıdır. Bunların ikisi servo üçü ise fırçasız doğru akım motorudur. Sistemde ana eyleyici olarak bir adet düşük RPM/ v oranında Turnigy Outrunner 270 RPM/ v 6 kg yük kaldırabilme kapasitesine sahip motor ( Şekil 3.14) kullanılmıştır. Bu motor 5 kg yük kaldırabilmeyi 19x12 inch pervane aracılığıyla yapmaktadır( Şekil 3.16). Bu motorun RPM/ v oranı genel olarak kullanılan fırçasız motorlardan düşüktür. Bu sebeple daha fazla itme sağlanmaktadır.



**Şekil 3.14. Sistemde kullanılan 270 RPM/ v ( devir/ volt) gücüne sahip fırçasız DC motor**

Şekil 3.16 ' da verilen pervane ana motorla uyumludur. Aynı zamanda sis-

temin yüksek itmeye sahip olmasında payı vardır. Bu elektrik motorundan daha düşük RPM/ v oranına sahip olan elektrikli, benzinli ve nitrolu motorlar ise daha da yüksek itme kuvvetine sahiptir. Bunun sebebi de kullanılan pervanenin büyümesi ve RPM/ v oranının düşmesidir. Aynı zamanda iki adet 1400 RPM/ v fırçasız motor yan denge motoru olarak kullanılmıştır. İki eksenli mekanizma için servolar da kullanılmıştır. Kullanılan servo motor şekil 3.15’ da verilmiştir.



**Şekil 3.15. İki eksenli servo mekanizmasında kullanılan servo motor**

Servolar bahsedilen iki eksenli kontrol mekanizmasını hareket ettirmektedir. Şekil 3.15’ da verilen servo motor yüksek hızlı ve hafiftir. Bu sebeple İHA’ lar için uygun bir servodur. 4.8 voltta 10 kg.cm torka sahip olan bu servo 6 voltta ise 12 kg.cm tork üretmektedir. Ana motor, pervane ve iki eksenli mekanizmanın ağırlığının oluşturacağı momenti karşılayacak torku bu servolar karşılayabilmektedir.



**Şekil 3.16. 19x 12 ahşap pervane**

### 3.2.4. ESC' lerin Kalibrasyonu

ESC' ler fırçasız doğru akım motorlarının kullanılması için gereksinimdir. Bu sistemin tasarımında Mystery 100A ESC kullanılmıştır. Bu ESC sistemde kullanılan ana motor 80 A çektiği için yeterli akımı sağlayabilecek bir ekipmandır. Aynı zamanda altı hücreli Li-Po ile de uyumludur. ESC'lerin çalışabilmesi için kalibrasyon işlemi gerekmektedir. Kalibrasyon işlemi için öncelikle APM kitinin giriş pinlerine servo kablolarıyla FlySky Fs- iA6B kumandasının ve ESC' nin bağlantıları yapılmıştır. Daha sonra Mission Planner uygulaması ve uzaktan kumanda aracılığıyla kalibrasyon tamamlanmıştır. Bu işlem yapılırken telemetri ekipmanları da aktif olarak çalışmaktadır. Kalibrasyon işlemi ise all- at- once metoduyla yapılmıştır. Bu yöntemle kalibrasyon yaparken; öncelikle kumanda veya yönetme kolu gaz konumu en yükseğe alınmış ve ardından batarya bağlanmıştır. Yönetme kolu en düşük konuma alınarak kalibrasyon tamamlanmıştır. Kullanılan bu yöntem ESC' lerin kalibrasyonunda kullanılmakta olup uygulanan işlemler mevcut ayarların kaydedilmesini sağlamaktadır. Daha sonra ana motorun devir kazanması için gerekli PWM' ler gönderilebilmektedir.



Şekil 3.17. Ana motoru kontrol etmeyi sağlayan 100A ESC

Kullanılan ESC 3.17'de verilmiştir.

Kullanılan ikinci ESC tipi ise yan denge motorları içindir. Yan denge motoruna bağlı ESC' ler 20 Amperdir. Bahsedilen all-at-once yöntemiyle ikinci tür ESC' lerin kalibrasyonu da tamamlanmıştır. Bu ESC' lere üç hücreli Li- Po pil' den voltaj gelmektedir. 3S Li-Po pil gücünü denge motorlarına dağıtan PDB ' dir.

### 3.2.5. Helikopter Kumandası



Şekil 3.18. Helikopter yönetme kumandası

İHA sistemlerinde uçuş için kumanda kolu kullanılması gerekmektedir. Çalışmada kumandanın kontrol için FlySky FS-İA6B (Şekil 3.18) kumandası kullanılmıştır. Bu kumandanın alıcı devresi mikrodenetleyiciye bağlanmıştır. Kumandanın sisteme dahil edilmesinin sebebi otonom uçuşun yanısıra manuel uçuşun da devrede olmasıdır. Aynı zamanda bu durum güvenlik açısından bazı faydalar sağlamaktadır. Helikopter kumandasında manuel uçuş için bazı ayarların yapılması gerekmektedir. Bu ayarların ilki helikopter alıcısı ile kumandanın bind (bağlama) işlemidir. İkinci işlem ise servo ve fırçasız doğru akım motorları için orta nokta ayarı, en yüksek ve en düşük değer ayarlamalarıdır. Üçüncü işlem ise kumanda üzerindeki butonların konumu ile gaz oranı grafiğinin çizilmesidir. Bu kumanda ile yapılabilecek başka ayarlar da mevcuttur.

### 3.2.6. Kablosuz Haberleşme ve Telemetri

Kablosuz Haberleşme için Bilgisayara seri port aracılığıyla takılan telemetri ekipmanı kullanılmaktadır. Bağlantı hızı bilgisayara USB ile bağlanırken 115200,

kablosuz olarak bağlanırken 57600 seçilmiştir. Bu hızlar tavsiye edilen değerlerdir. Şekil 3.19 ve bağlantı şekli 3.20’ de verilen bu ekipmanlarla, bilgisayara USB aracılığıyla bağlanan yönetim kolları telemetri aracılığıyla mini küresel helikopteri kontrol edebilmektedir. Mission Planner ve QgroundControl arayüzleri yönetim kollarının mini küresel helikopteri kontrol etmesi için gerekli çözümlemeyi yapmaktadır.



Şekil 3.19. Telemetri ekipmanları ( 1)



Şekil 3.20. Telemetri ekipmanları ve bağlantısı ( 2)

### 3.3. Yazılım Çalışmaları

Mini helikopter sisteminin kontrolü, kararlı çalışması ve giriş- çıkışlara sayısal kısıtlar konması için yazılım çalışmaları yapılması gerekmektedir. Bu çalışmalar kapsamında python, C++ ve Arduino ile algılayıcı kalibrasyonu için gereken yazılımlar, uçuş modlarının kodları ve açıklamaları verilmiştir. Geliştirilmesi hedeflenen uçuş kontrol algoritması ile sistemin kararlı bir biçimde otonom ve manuel olarak kontrol edilmesi amaçlanmıştır. Python ile yapılan çalışmalar ise daha çok uygulamaya kod parçası gömülmesine yöneliktir. Dolayısıyla direk olarak mikrodenetleyiciye yüklenmemiştir. Yazılan kodlar C++ ile Arduino için yazılmıştır. Python ile geliştirilen kısımların Mission Planner uygulamasına entegre edilmesi ve telemetri

aracılığıyla sistemin çalışması bir miktar gecikmeye sebep olmaktadır. Bu durum tehlikeli olabilmektedir. Dolayısıyla Python ile yazılan kod sadece algılayıcıların testlerinde kullanılmıştır. Verilen kodlar Arduino ile uyumlu çalışacak biçimde yazılmıştır. Daha sonra geliştirilen kodların mikrodenetleyiciye gömülmesi hedeflenmiştir.

### 3.3.1. Algılayıcıların Kalibrasyon alışmaları

Kalibrasyon çalışmalarında algılayıcıların doğru çalışabilmesi için bazı ayarlamalar yapılmıştır. Bu ayarların yapılmasıyla mini helikopter sisteminin kontrol edilebilmesi amaçlanmıştır. Aynı zamanda kalibrasyon çalışmaları ham bilgiler yerine gerçekçi bilgilerin işlenmesi ve değerlendirilmesini sağlamaktadır. Kalibrasyon alışmaları Mission Planner arayüzünde otomatik olarak görsel arayüz aracılığıyla yapılabilmektedir. Fakat mikrodenetleyiciye yüklenen kodlar aracılığıyla (manuel) yapılacak kalibrasyona değinilmiştir. Ayrıca 3.21’ de verilen bağlantı dört farklı sensörü içeren sensör modülünün Arduino’ ya bağlantı şeklidir.

#### 3.3.1.1. Pusula algılayıcısının kalibrasyonu

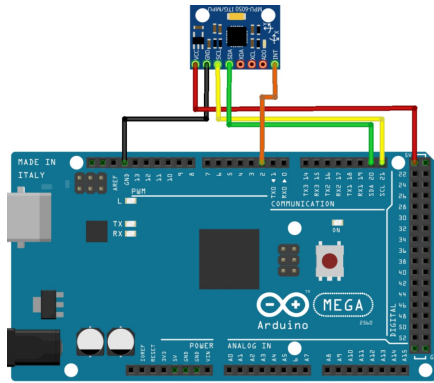
0° – 360° derece arası veri çıkışı olan ve yn belirlemek için kullanılan bu algılayıcı 0° de kuzey yönünü göstermektedir. Bu değerlerin alınabilmesi için gerekli kalibrasyon algoritması yazılmış ve bu kod kısmı aşağıda verilmiştir. Bu kod kısmı ile, algılayıcıdan alınan ham bilgilerin programda kullanılabilir hale gelmesi amaçlanmıştır.

```
#include <Wire.h>
#define sensor_adresi 0x21
void setup(){
Wire.begin();
Serial.begin(9600);
while(!Serial);
kalibrasyon();}
void kalibrasyon(){
Serial.println("Kalibrasyon_Modu");
```

```

delay(1000); //baslamadan once 1 saniye gecikme
Serial.println("basla");
Wire.beginTransmission(sensor_adresi);
//algilayicinin adresi ile
//iletisimi baslat
Wire.write(0x43); //adrese hexadecimal 0x43
\\degerini gonder
Wire.endTransmission();
for(int sn=0;sn<15;sn++){
//15 saniye
Serial.println(sn);
//gecen saniyeyi ekrana yazdir
delay(1000);
}
Wire.beginTransmission(sensor_adresi);
Wire.write(0x45);
Wire.endTransmission();
Serial.println("yapildi");
}

```



Şekil 3.21. Mikrodenetleyici Arduino' ya bağlanan uçuş sensörleri

### 3.3.1.2. İvmeölçer ve jiroskop algılayıcısının kalibrasyonu

İvmeölçer ve jiroskop algılayıcılarının kalibrasyonu yapılırken; algılayıcılar için verilen adreslere veri gönderilmiştir. Ardından gerçek değerleri içeren veriler

alınması sağlanmıştır. İvmeölçer ve jiroskop algılayıcısı X,Y ve Z eksenlerinde açısal konum ve ivmeyi vermektedir.

```
#define gyro_sensorunun_adresi 0x6A

void setup()
{Wire.begin();
Serial.begin(9600);
Wire.beginTransmission(gyro_sensorunun_adresi);
Wire.write(0x20);
Wire.write(0x0F);
Wire.endTransmission();
Wire.beginTransmission(gyro_sensorunun_adresi);
Wire.write(0x23);
Wire.write(0x30);
Wire.endTransmission();
delay(300);}

void loop(){
unsigned int veri[6];
for(int sira_no = 0; sira_no < 6; sira_no++)
{Wire.beginTransmission(gyro_sensorunun_adresi);
Wire.write((40 + sira_no));
Wire.endTransmission();
Wire.requestFrom(gyro_sensorunun_adresi , 1);
if(Wire.available() == 1)
{veri[sira_no] = Wire.read();
}
}

int xJiroskop = veri[1] * 256 + veri[0];
int yJiroskop = veri[3] * 256 + veri[2];
int zJiroskop = veri[5] * 256 + veri[4];
Serial.print("X_ksenindeki_donme:");
Serial.println(xJiroskop);
Serial.print("Y_Eksenindeki_donme:");
Serial.println(yJiroskop);
Serial.print("Z_ksenindeki_donme:");
```

```
Serial.println(zJiroskop);  
delay(300);}
```

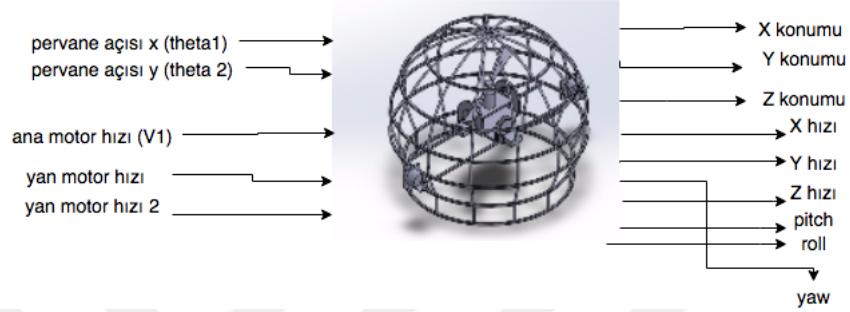
### 3.3.1.3. Sonar algılayıcısının kalibrasyonu

Altimetre ile birlikte kullanılması planlanan ultrasonik veya sonar algılayıcısının ölçüm ve kalibrasyon yazılımı aşağıda verilmiştir. Bu kod kısmı Arduino programlama dilindedir.

```
int tetik_pini = 3;  
int yansitma_pini = 2;  
long gecen_sure , cm, inc;  
  
void setup() {  
  Serial.begin (9600);  
  pinMode(tetik_pini , OUTPUT);  
  pinMode(yansitma_pini , INPUT);  
}  
  
void loop()  
{  
  /digitalWrite(tetik_pini , LOW);  
  delayMicroseconds(5);  
  digitalWrite(tetik_pini , HIGH);  
  delayMicroseconds(10);  
  digitalWrite(tetik_pini , LOW);  
  pinMode(yansitma_pini , INPUT);  
  gecen_sure = pulseIn(yansitma_pini , HIGH);  
  sonar_bilgisi = (gecen_sure/2) / 29.1;  
  delay(250);  
}
```

### 3.3.2. Kararlılık Kontrol Kod Kısmı

Sistemin kararlı bir davranış gösterebilmesi için sistemin dinamiğine etki eden eyleyici kuvvetlerinin denetleç yardımı ile ayarlanması gerekmektedir. Bunun sebebi sistemin hata oranının en kısa sürede en düşüğe ve en isabetli değere ayarlanması gereksinimidir. Verilen kod kısmı mini helikopterin Z ekseninde dönmesini engelleyecek biçimde geliştirilmiştir.



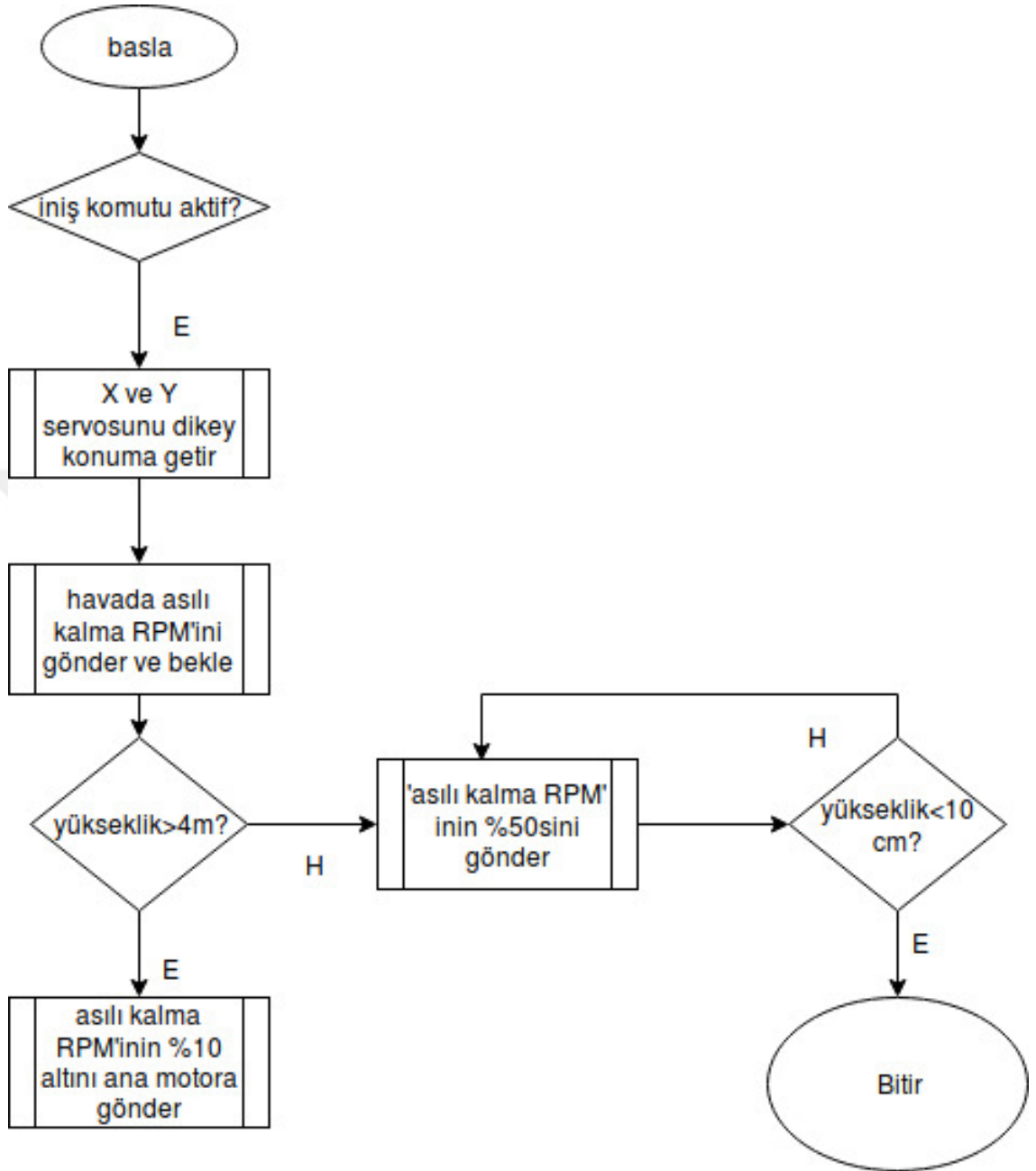
Şekil 3.22. Sistemin giriş ve çıkışlarını gösteren diyagram

```
void kararlilik () {  
    in=acceleration.z;  
    double a=millis ();  
    double ref;  
    if (input>referans_noktasi) {  
        double ayar=(in-ref)*Kp+(in-ref)*kd/dt+(in-ref)*dt*Ki;  
        yan_motor.write(ayar);  
        public x=now.millis ();  
        dt=x-a;  
    }  
}
```

### 3.3.3. İniş Kontrol Algoritması ve Kod Kısmı

Sistemin kararlı bir biçimde belirlenen konuma inebilmesi için aşağıda verilen algoritma geliştirilmiştir. Geliştirilen iniş kontrol yazılımı komut gönderildiği anda bulunduğu yere inmesini sağlamak amacıyla geliştirilmiştir. Başlangıç noktasına inme durumu için rota algoritması ve inme algoritmasının birleştirilerek ve

uyumlu hale getirilerek kullanılması gerekmektedir. Bunun sebebi iniş kontrol algoritmasının GPS ile alakalı bir kod içermemesidir.



Şekil 3.23. İniş kontrol algoritması

```

void inis(){
if (inme_dugmesi== true){
/*iki eksenli mekanizmanın
dikey konuma gelmesini sağla*/
iki_ksenli_X.write(90);
iki_ksenli_Y.write(90);
ana_motor.write(4100*(2000-1000)/5994)
//havada asili kal
if(sonar_bilgisi >=40){
/*yere 40 cm mesafe kalana kadar motor egrisinde
model ağırlığının 0,005 N altı olan noktaya
denk gelen RPM değerini ana motora gönder*/
ana_motor.write(3900*(2000-1000)/5994);
}
if (sonar_bilgisi <40); //yere 40 cm den yakın ise
ana_motor.write(35/100)*(2000-1000); //%35 PWM gönder
}
}

```

### 3.3.4. Kalkış Kontrol Kod Kısmı

Mini helikopterin uçuşunda kararlı bir biçimde yerden havalanması gerekmektedir. Bunun için bir yazılım çalışması yapılmıştır. Kalkış kontrolü için yazılan kodlar aşağıda verilmiştir. Dikey olarak havalanmama durumunda kodun birçok kısmı değişecektir.

```

void kalkis(){
kalkis_yuksekligi=200; //cm cinsinden
/*iki eksenli mekanizmanın dikey
konuma gelmesini sağla*/
iki_ksenli_X.write(90);
iki_ksenli_Y.write(90);
if(sonar_bilgisi <=10&& sonar_bilgisi <>190){
ana_motor.write(4200*(2000-1000)/5994)

```

```

/* asili kalma rpmine
ekstradan 100 RPM eklerek kalkis saglanabilir
tirmanma ivmesi ise ivmeolcerden alinan bilgiden
cm/s^2 cinsinden verilebilir*/
}
if (sonar_bilgisi >=195 && sonar_bilgisi <=205){
ana_motor.write(1684); // asili kalma RPMini gonder
}

```

### 3.3.5. Belirlenen Hedefe En Kısa Rotadan Gitme Kod Kısmı

Verilen algoritma ile mini helikopterin GPS algılayıcısından alınan bilgilerle kullanıcı tarafından yazılımda belirtilen enlem ve boylama en kısa yoldan ( rotada engel olmadığı varsayılarak) gitmesi amaçlanmıştır.

```

<GPS.h>
<Servo.h>
GPS uydu_verisi;
servo ana_motor;
servo iki_ksenli_X;
servo iki_ksenli_Y;
gidilecek_konum_X=37.880234; \\ enlem
gidilecek_konum_Y= 32.425674 \\ boylamda
while(True){ float enlem uydu_verisi.get(latitude);
float boylam uydu_verisi.get(longtitude);
if(enlem<=gidilecek_konum_X){
iki_ksenli_X.write(135);}
if(enlem>=gidilecek_konum_X){
iki_ksenli_X.write(45);}
if boylam<=gidilecek_konum_Y){
iki_ksenli_Y.write(135);}
if boylam>=gidilecek_konum_Y){
iki_ksenli_Y.write(45);}
}

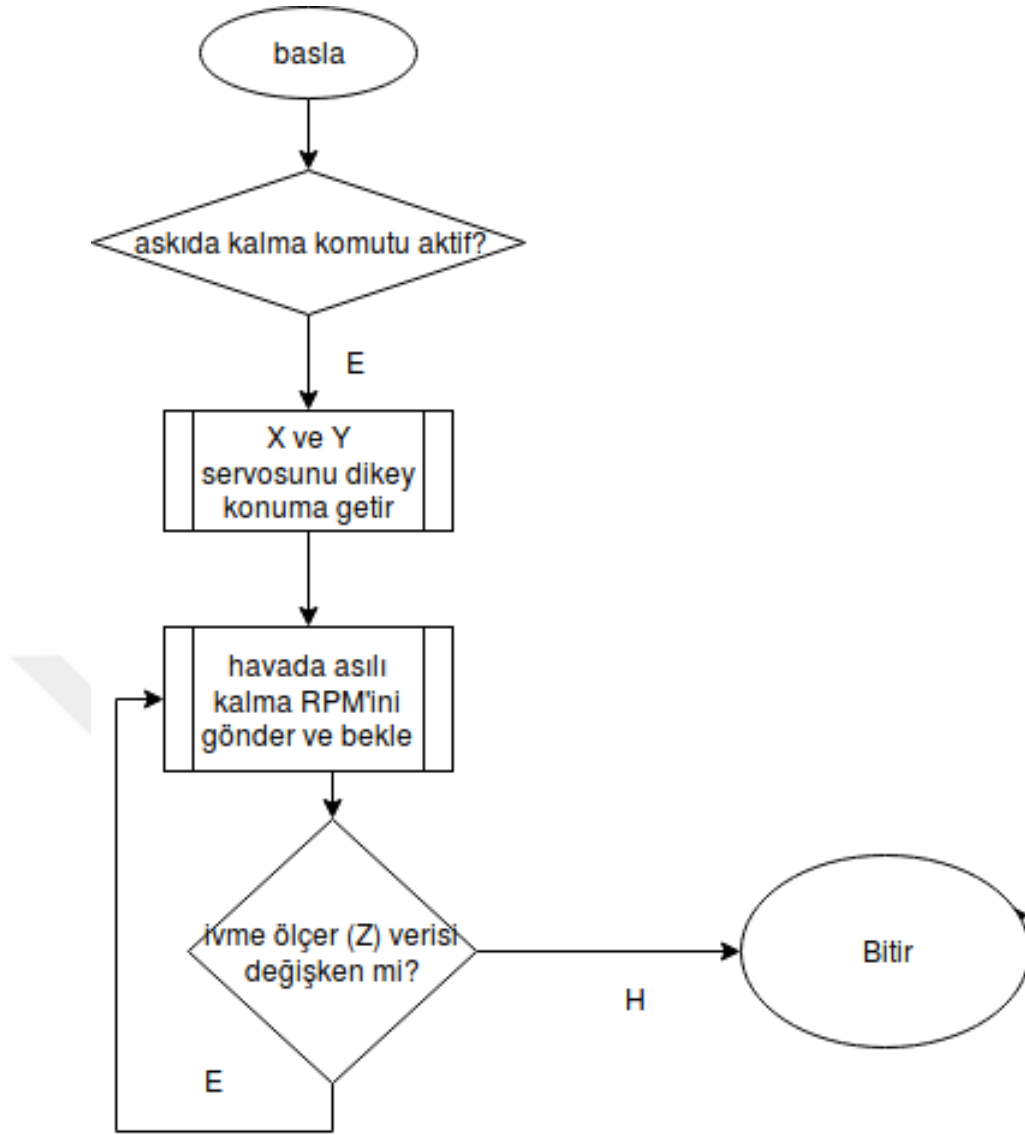
```

### 3.3.6. Havada Askıda Kalma Algoritması ve Kod Kısmı

Mini helikopterin havada askıda kalabilmesi için ağırlığı ile ana motorun uyguladığı itme kuvvetinin aynı olması gerekmektedir. Askıda kalma algoritması 3.24’de verilmiştir. Motor RPM’ i ve itme kuvveti eğrisinden model ağırlığına denk itme kuvveti 0,2993 N bulunmuştur. Bu değer de 4100 RPM’ e denk gelmektedir. bulunan bu değer ile birlikte gönderilebilecek en düşük ESC PWM değeri ( mikro-saniye cinsinden) 1000, en yüksek PWM değeri ise 2000 olduğundan ( bu datasheet’ te verilmektedir) gönderilecek değerın hesaplanması için yazılması gereken formül ;

$$PWM_{min} + \frac{RPM_{askı} \cdot (PWM_{max} - PWM_{min})}{RPM_{max}} \quad (3.1)$$
$$1000 + \frac{4100 * (2000 - 1000)}{5994} \cdot \frac{rpm.\mu s}{rpm}$$
$$= 1684 \mu s$$

```
static double sabitlenecekyukseklık_cm=100;
public void askıda_kalma(double yukseklik){
while(sonarbilgisi <=yukseklık)
{ //yukseklık girilen sabitleme yuksekligini
//asmayacak bicimde
anamotor.write(1684);
delay_ms(200); //mini helikopterin
//200 ms boyunca yukselmesini
//sagladık
}
anamotor.write(4100*(2000 – 1000)/motor_maksimum_rpm);
//bu da askıda
//kalma için gerekli isareti
//ESC’ye gönderiyor
}
askıda_kalma(sabitlenecekyukseklık_cm);
```



Şekil 3.24. Havada asılı kalma algoritması

### 3.3.7. Python ile Veri Okunması

Python programlama dili sade ve hızlıdır. Mission Planner uygulamasının bir özelliği python kod kısımlarının arayüze gömülebilmesidir. Geliştirilen kod kısmı ile altimetreden alınan değerler okunmaktadır. Yazılan bu kod kısmı daha sonra şekil 3.21’ de arayüzü verilen Mission Planner uygulaması ile bütünleştirilmiştir. Ardından veriler toplanmıştır. Fakat elde sonuçlar mini helikopterin kararlı bir biçimde uçmasını sağlamamaktadır. Sadece algılayıcı testleri için kullanılmıştır. Testler sonucu elde edilen algılayıcı değerleri okunup işlenerek sonuca varılması hedeflenmiştir.

Ek’ te verilen python kütüphanesi parametrelerinde; ivmeölçer, jiroskop,

GPS, magnetometre, altimetre, kumanda, giriş ve çıkışlar, başlangıç koordinatları gibi bilgilerin herbiri için bir parametre tanımlıdır. Aynı zamanda bir takım matematiksel ifadeler ve dönüşümleri içermektedir. Fakat, daha önce de bahsedildiği gibi Mission Planner uygulamasına python kod kısmı entegre edilerek uçuş yapılması bir miktar gecikmeye sebep olmaktadır. Bu da risklidir. Dolayısıyla uçuş testinde kullanılmamış sadece deney ortamında python parametreleri kullanılmıştır. Verilen kod kısmı altimetreden veri okuyup ortalamasını ekrana yazdıran bir uygulamadır. Ek' te verilen ise bu kodun genişletilmiş hali olup altimetre verilerini ekrana yazdırırken aynı zamanda metin belgesine yazdırmaktadır. Daha sonra bu verilerle elde edilen grafikler deneysel çalışmalar kısmında verilmiştir.

```
import time
print 'Start_Script'
while True:
    suma=0
    for k in range(1,5):
        a=cs.alt //python kutuphanesinden
        //yukseklık verisini sec
        suma=suma+a //her a degerini toplama ekle
    print suma/5 // toplanan bes degerin
    //ortalamasini al
    Script.sleep(1);
    ##f.write(a)
    ##f.write('\n')
    ##Script.Sleep(100)
    ##break
print 'Ortalama_filtresi_tamam'
```

### 3.3.8. Motor Seçimi

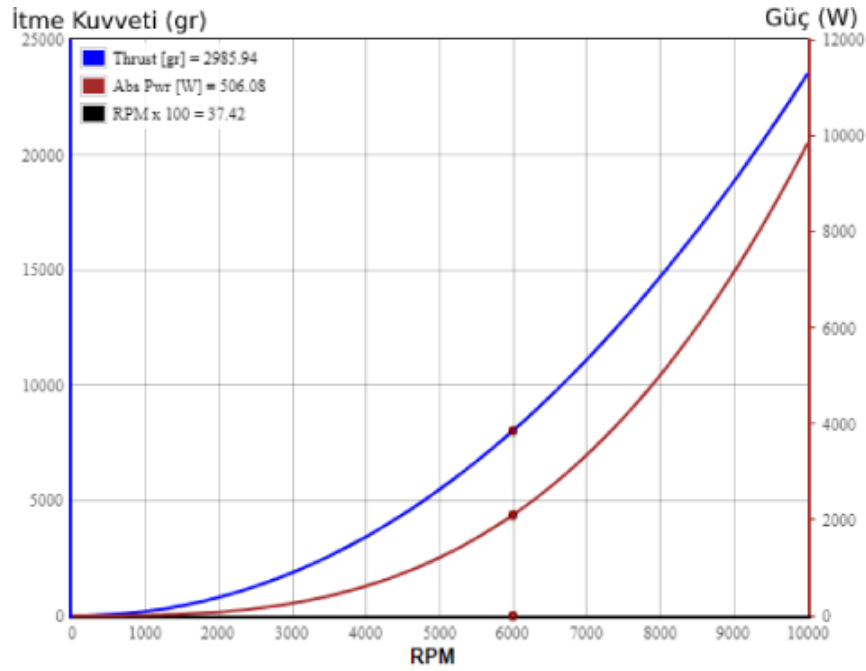
Mini küresel helikopterin tasarımında motor olarak 270 RPM/v oranına sahip motor seçilmiştir. Bu motorun seçimi için kalkış ağırlığı referans alınmıştır. Daha sonra pervane seçilmiştir.



Şekil 3.25. Açık kaynak kodlu grafiksel arayüz

### 3.3.9. İtme Hesabı

Motor RPM' i, pervane hatvesi, açısı ve pil gücü verileri kullanılarak motorun statik itme kuvveti hesaplanabilmektedir. Bu hesaplamaların sonucunu grafiksel olarak gösteren hazır bir arayüz mevcuttur. Şekil 3.26' de verilen grafik bu arayüz aracılığıyla çizdirilmiştir. Elde edilen grafikte motor tarafından uygulanan itme değerinin model ağırlığına eşit, fazla veya düşük olduğu noktalardaki RPM değerleri baz alınarak mikrodenetleyici kodlama işleminin tamamlanması planlanmıştır. Bu yöntem küresel mini helikopterin hareketlerinin matematiksel olarak ifade edilmesini ve mini helikopterin parametrelerinin tespitini kolaylaştırmaktadır.



Şekil 3.26. RPM- itme kuvveti grafiği

$$F = 4,392399 * 10^{-8} * v * \frac{d^{3,5} * (4,23333 * 10^{-4} * v * (pitch) - V_0)}{\sqrt{pitch}} \quad (3.2)$$

Burada;

F: İtme kuvveti ( N)

v: Pervanenin dakikadaki devri( RPM)= 6750

d: Pervane çapı ( in)= 19 in

pitch: Pervane açığı mesafesi ( in) = 12 in

$V_0$ : Pervaneden geçen ileri yöndeki havanın hızı ( m/s) = 0

Formül sonucu itme 87,6 N bulunur.

### 3.3.10. Denge Motoru İçin İtme Hesabı

Denge motorlarının seçiminde ana pervanenin uyguladığı dönme momentini karşılayacak motor ve pervaneler seçilmesi gerekmektedir. İşlemler sonucu seçilen motor ve ESC ikilisi Şekil 3.27' de verilmiştir. Denge motorlarına 5,5 x 4,5 in' lik pervaneler bağlanmıştır.

$$F = 4,392399 * 10^{-8} * v * \frac{d^{3,5} * (4,23333x10^{-4} * v * (pitch) - V_0)}{\sqrt{pitch}} \quad (3.3)$$

Buradan;

v: 16800 rpm

d: 5,5 in

pitch: 4,5 in

$V_0$ : 0

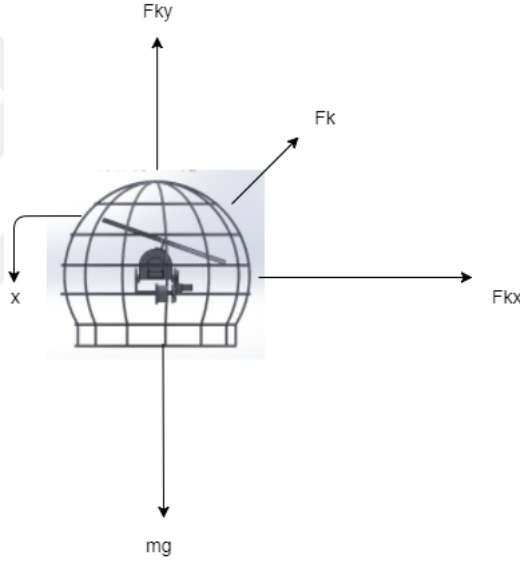
Bu formül sonucu itme kuvveti 4.33 N bulunur.



Şekil 3.27. Yan motor ve esc bağlantısı

### 3.4. Mini Küresel Helikopterin Hareket Modeli

Mini helikopterin yatay ve dikey yöndeki ivmelerinin hesabı için temel fizik denklemleri kullanılarak bir model geliştirilmiştir. Denklemler aşağıda verilmiştir.



Şekil 3.28. Mini helikopterin hareket diyagramı

$$F_k \cdot \sin \theta = mg + m\ddot{y} \quad (3.4)$$

$$F_k \cos \theta = m\ddot{x} \quad (3.5)$$

yatay yöndeki hareket denklemi;

$$\ddot{x} = \frac{F_k \cos \theta}{m} \quad (3.6)$$

dikey yöndeki hareket denklemi;

$$\ddot{y} = \frac{F_k \sin \theta}{m} - g \quad (3.7)$$

### 3.5. Uçuş Modları

Mini helikopterin çeşitli uçuş modları mevcuttur. Bu uçuş modları kumandanın ve mikrodenetleyicinin özellikleri ile doğrudan alakalıdır. Örneğin GPS olmayan bir sistemde rota planlamasından bahsedilmesi oldukça zordur. Önceki kısımda verilen algoritmalar bu kısımdaki uçuş modlarının gerçekleşmesini sağlamaktadır. Manuel uçuş modu için kumanda alıcısına sadece servo ve ESC'lerin bağlanması yeterli gelmektedir. Bu durumu sağlayan kumandada yapılan ayarlar ve kumandanın hafıza ve mikrodenetleyicisidir.

#### 3.5.1. Manuel Uçuş Modu

Manuel uçuş modu kumanda ve kişi kontrolünde sağlanmaktadır. Bu modda kumanda alıcısına sadece ESC'lerin ve servoların işaret kabloları bağlanmaktadır. Elde edilen komutlar direk motorlara verilebilmektedir. Aynı zamanda servo ve ESC işaretleri mikrodenetleyici aracılığıyla da motorlara verilebilmektedir. Servo ve ESC işaretlerinin mikrodenetleyici aracılığıyla gönderilmesi için ise tek PPM'den alınan çıkışlar yeterli gelmektedir. PPM çıkışı kumandadan gelen tüm işaretleri toplayıp tek bir çıkıştan vermektedir. Flysky fs-ia6b kumandanın PPM çıkışı mevcuttur. Aynı işaretin farklı milisaniyelerdeki büyüklüğü elde edilerek manuel uçuş dijital olarak tamamlanmıştır.

#### 3.5.2. Belirlenen Rotayı Takip Modu

Bu modda yazılım kısmında bahsedilen GPS'li uçuş modu ile belirtilen enlem ve boylam noktalarına en kısa yoldan gitmeyi sağlamaktadır. Bunu sağlamak için birçok yol mevcut olmasına rağmen sistemdeki servo motorlar hem X hemde Y yönünde aynı anda eğilebildiğinden en kısa yoldan gidebilmesi planlanmıştır. Örneğin iki saniye boyunca kuzey yönünde ortalama bir RPM'le ilerle bir saniye en yüksek RPM'de git benzeri komutlar sisteme verilmekte bu komutlar da ana motor, yan motor ve servoları yönlendirmektedir. Şekil 3.29'de verilen uçuş kontrol kartına i2c portundan bağlanan GPS modülüdür.



**Şekil 3.29. APM' in GPS bağlantısı yapılmış hali**

GPS'le yapılan görev tanımlarında hedeflenen noktaya giderken mini helikopterin yükselip alçalabilmesi özelliği bulunması planlanmıştır. Bu yöntem uygulanırken algılayıcılardan alınan veriler işlenmekte ve kullanılmaktadır. Mini helikopterin tasarımında 10 metre ileri, 5 metre sağa, 3 metre geri git gibi komutlar verilebilmesi hedeflenmiştir. Bu özellik için üç boyutlu GPS verisi alınması gerekmektedir. Bir diğer gereksinim algılayıcıların hepsini içeren gerçek dünya konumunu ve değişikliklerini algılayacak yazılım sisteminin geliştirilmesidir. Tanımlanan noktaların gerçek dünyadaki haritalar aracılığıyla belirlenmesi hedeflenmiştir. Fakat harita ile gerçek zamanlı konumlama yöntemi bütünleştirilememiştir. Bunun sebebi geliştirilen yazılımın Mission Planner uygulaması ile bütünleştirilememesidir.

### **3.5.3. Havada Asılı Kalma Modu**

Sistemde kullanılan MS5611 barometrik yükseklik algılayıcısının bir özelliği de yüksek çözünürlük modunda 10 cm hassasiyet göstermesidir. Bu değer irtifa sabitleme durumu için yeterli değildir. Bu sebeple barometrik yükseklik algılayıcısı ile birlikte ( özellikle kapalı alanlar için) sonar algılayıcısı kullanılmasına karar verilmiştir. Sonardan ölçülen yükseklik değeri barometrik ölçümden daha hassastır. Bu sebeple yükseklik sabitleme modu için algılayıcısının üst limiti olan yüksekliğe kadar sonardan ölçülen değer kullanılması planlanmıştır.

### **3.5.4. İniş Modu**

İniş modunda yükseklik önceden kalibre edilmiş başlangıç yüksekliğine gelene kadar gaz oranını azaltarak inmektedir. İniş hızı cm/s cinsinden verilmektedir.

## 4. DENEYSEL ÇALIŞMALAR

DeneySEL çalışmalar çerçevesinde yükseklik testi, altimetreden alınan verilerin incelenmesi, gönderilen PPM'lerin oranı gibi durumlar incelenmiştir. Aynı zamanda uçuş öncesi son öntestler ile düşme testi gözlemlenmiştir.

### 4.1. Öntestler

Mini helikopter sisteminde motorlara güç verilmeden önce tüm algılayıcılardan veri alındığından emin olunması gerekmektedir. Bunun sebebi ise uçuş esnasında kaybolan bir verinin kazaya sebep olma ihtimalidir. Aynı zamanda uçuştan önce GPS'ten gelen veri kaybolursa bile diğer algılayıcılarla konum hesaplanabilmektedir. Bu sebeple mini helikopterin başlangıç noktasına dönmesi kolaylaşacaktır. Bu durum tehlikeli koşulları önleyecektir. Ayrıca son durumda çıkılması gereken irtifa, gidilecek enlem ve boylam, bu enlem ve boylamın yerden yüksekliğinin öntestlerde bilinmesi önemlidir. Aksi halde mini helikopter sisteminin farklı bir yöne doğru uçuşması mümkün olabilir.

### 4.2. Düşme Testi

Mini helikopter sisteminin uçuş testinde 3 m' de motorları durmuş ve yere düşmüştür. Daha sonra kafesin elastik özelliğinden dolayı bir miktar zıplamış ve yerde kalmıştır. Bu durumda motorları durduğu andaki potansiyel enerjisi ile yere düşme hızına bağlı kinetik enerjisi eşit olduğundan;

$$\frac{1}{2}mv^2 = mgh \quad (4.1)$$

$$v^2 = 2gh \quad (4.2)$$

$$\sqrt{2 * 9,81 * 3} \text{ m/s} \quad (4.3)$$

$$v = 7,65 \text{ m/s} \quad (4.4)$$

Bu durumda yere çarpıp zıplayıp 50 cm yükseldiğinde kafes tarafından sönmömlenen ve kafesin zarar görmesine neden olan enerji;

$$E_k = E_s + E_p \quad (4.5)$$

$$\frac{1}{2}mv^2 = mgh + E_s \quad (4.6)$$

Sönmömlenen enerji;

$$E_s = \frac{1}{2} * 2,9 * 7,65^2 - 2,9 * 9,81 * 0.5 \quad (4.7)$$

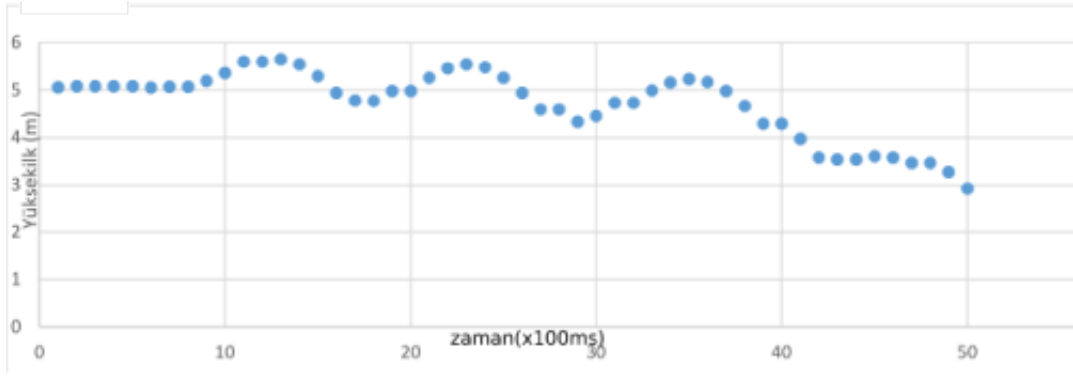
$$E_s = 71,1 \text{ Joule} \quad (4.8)$$

#### 4.2.1. Küresel Kafesin Onarılabilirliği

Küresel kafes, düşme testi sonrası sağlam kalmıştır. Zarar gören kısım kafesin içindeki parçalardan biridir. Onarılması sonucu tekrar kullanılabilmiştir. Daha yüksek noktalardan düşmesi durumunda hasar oranı artabilecektir. Yatay hareket sonucu çarpma hızına bağılı olarak çoğunlukla zarar görmeyeceğı öngörülmektedir.

#### 4.3. Yükseklik Testi

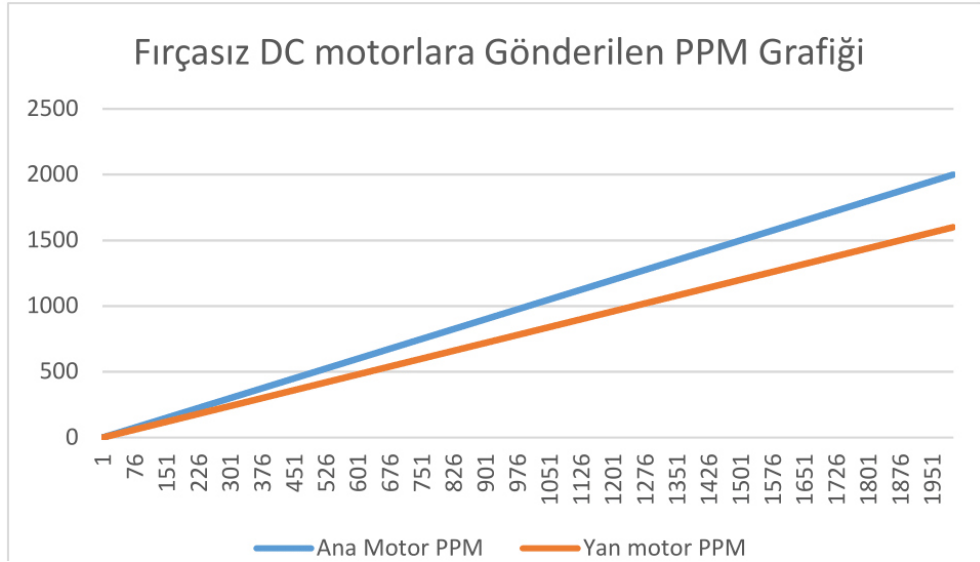
Yükseklik testi için altimetreden farklı yükseklikte alınan değerlerin grafiğı elde edilmiş ve gürültünün filtrelenmesi için bazı çalışmaların yapılması hedeflenmiştir. Ortalama alma filtresi kullanılan dijital filtrelerden biridir ( Moving Average Filter) . Uçuş kontrol kartının elle indirilip kaldırılması sonucu yukarıdaki grafik elde edilmiştir. Şekil 4.1' de verilen grafikte uçuş kontrol kartı test ve veri toplama moduna alınmış ve dikey eksen de iniş kalkış hareketi elle yapılmıştır. Bunun sonucunda dalgalanan bir grafik ortaya çıkmıştır. Bunun sebebi dikey eksen deki harekettir.



Şekil 4.1. Yükseklik testi ve deney sonucu elde edilen grafik

#### 4.4. Ana Motor' un Ters Yönde Oluşturduğu Momenti Dengeleme

Mini helikopter yükselmeden fakat ana pervane mini helikopterin yükselmesi için gereken hıza yakın dönerken iki adet yan motora % 80 gaz verildiğinde dengede durmaktadır. Bu kumandanın gönderilen gaz oranını yüzde olarak gösterme özelliğinden anlaşılmaktadır. Bu deney, helikopter tavana iplerle sabitlenerek yapılmıştır.



Şekil 4.2. PPM lerin karşılaştırılması

Deney sonucunda mikrodenetleyiciden gönderilmesi gereken sayısal değer de hesaplanabilmektedir. Bunu sağlayan daha önce de bahsedildiği gibi kumandanın ekranında sayısal olarak açık çevrim kontrol ile gönderilen gazın görülebilmesidir. Bahsedilen servo işareti fırçasız doğru akım motorlarına gönderilmektedir.

Sıradan servolara açılı ve işaret ( zamana bağlı) gönderilebilmektedir. Grafikte (Şekil 4.2) bahsedilen ana motor ve yan motorlara gönderilen PPM miktarlarının oranını göstermektedir. Bu sonuca göre yaklaşık % 80 lik bir oran olduğu görülmektedir. Bu durum, deneme yanılma yöntemiyle bulunmuş fakat mini helikopter sisteminin ana pervanesinin yüksek RPM' leri için kesin bir değere varılamamıştır. Kısaca, itme kuvveti- RPM grafiği lineer olmadığından mini helikopterin yükselme anında denge motorlarının RPM'inin ciddi oranda artırılması öngörülmektedir.



## 5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

### 5.1. Sonuçlar

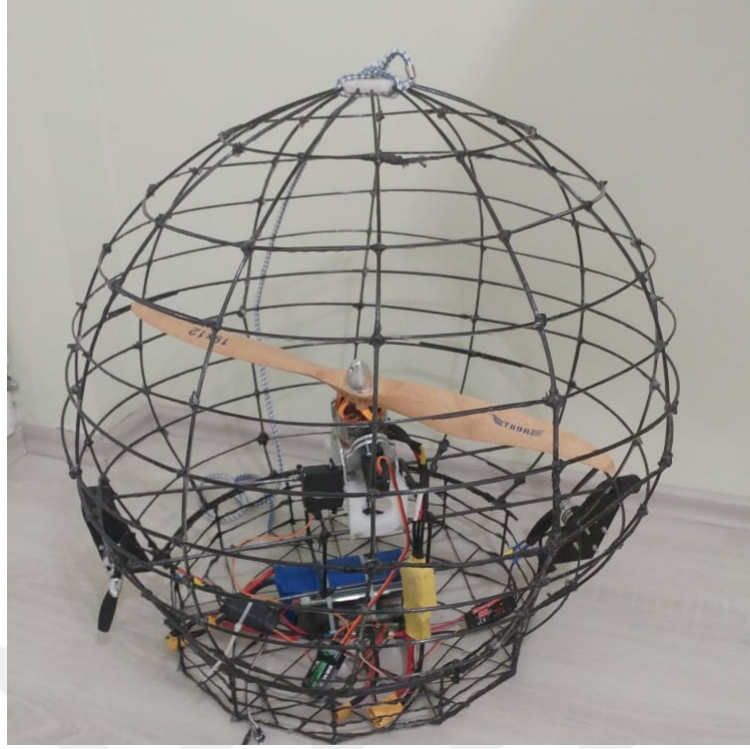
Bu tez çalışmasında kargo alanında hizmet verebilecek, yüksek faydalı yük taşıma kapasitesine sahip küresel bir mini helikopterin tasarımı, yazılım çalışmaları ve prototip imalatı gerçekleştirilmiştir. Çalışmaya ilk olarak küresel mini helikopterin toplam kalkış ağırlığı tahmini ile başlanmıştır. Toplam kalkış ağırlığı, motor, batarya ve pervane seçimi için İHA' larda en önemli tasarım parametresidir. Toplam kalkış ağırlığına bağlı olarak en ideal motor, batarya ve pervane seçimi yapılmıştır. Küresel mini helikopter için en uyumlu algılayıcılar helikopterin uygun kısımlarına yerleştirilmiştir. Tez çalışmasının önemli kısmını ise uçuş kontrol kartı yazılımı ve geliştirmesi oluşturmaktadır. Uçuş kontrol kartları, İHA'ları istenilen hedefe gidebilmesi için yönlendiren, hız, irtifa, ivme ve yörünge gibi parametreleri hesaplayıp İHA'ya yön veren otomatik bir pilottur. Bu tez çalışmasında da üç farklı uçuş kontrol kartı üzerinde çalışmalar yapılmıştır. Bu kartlar, Ardupilot, Arducopter ve Pixhawk' tır. Söz konusu uçuş kontrol kartlarının açık kaynak kodları kullanılarak daha önce seçilmiş motor, batarya ve algılayıcılara göre kalibrasyon çalışmaları gerçekleştirilmiştir. Bunun için her bir uçuş kontrol kartının açık koduna bazı algoritmalar entegre edilerek kodlar güncellenmiştir. Üç uçuş kontrol kartı arasından nihai sistemde Arducopter kullanılmıştır.

Sistemin tasarım ve üretim aşamalarında, iki eksenli servo mekanizması tasarımı ve imalatı hem pleksiglas materyal hem de alüminyum materyali için yapılmıştır. Küresel kafes tasarımı 16x8' lik pervane ile uyumlu olacak şekilde 3D yazıcı kullanılarak üretilmiştir. Fakat bu kafes tasarımının sistemin bütünlüğü açısından dengesiz olduğuna karar verilmiş ve bunun yerine 19x12' lik pervane ile uyumlu olan kafes sistemi üretimi gerçekleştirilmiştir. Bu kafes son sistemde epoksi resin hızlandırıcı ile kaplanmış karbon fiber çubuklar kullanılmıştır. Yine 3D yazıcı kullanılarak yan motor yuvaları PLA malzemesi kullanılarak üretilmiştir ve kar-

bon fiber çubuklara monte edilmiştir. Sistemin nihai haline ulaşmadan önce test amaçlı plastik malzemeden tek-kopter üretilmiştir. Test sistemi üzerinde yapılan çalışmalar sonucu motorun ürettiği itme kuvvetinin yetersiz olduğu görüldüğü için motor seçiminde değişime gidilmiştir. Bununla birlikte Pixhawk 32 bit mikro-denetleyiciye özel bir mixer dosyası hazırlanmıştır. Fakat bu uçuş kontrol kartının bazı algılayıcılarının kalibrasyonu tamamlanamadığı için diğer uçuş kontrol kartları daha sonraki test cihazlarında kullanılmıştır.

Arducopter ile bütünleşmiş altimetre algılayıcısından veri alınıp işlenmiştir. GPS algılayıcısından gelen veriler kullanılarak helikopterin konumu harita üzerinde görüntülenmiştir. Telemetri ekipmanları ile kablosuz iletişim sağlanıp algılayıcılardan alınan değerler gerçek zamanlı olarak Mission Planner arayüzünde görüntülenmiştir. Sonar ve ultrasonik algılayıcısından Arducopter üzerinden veri alınmaya çalışılmıştır fakat veriler sadece Arduino üzerinden alınabilmiştir. İki eksenli mekanizmanın altına bağlanan on serbestlik dereceli ataletsel ölçüm ünitesi ile kararlı bir şekilde çalışan sistem tasarımı gerçekleştirilmiştir. Daha sonra küresel mini helikopter kumanda alıcısına ana motor, yan motorlar ve servo motorlar direk RC çıkışından bağlanarak kontrol tamamen kumanda üzerinden gerçekleştirilmiştir. Sistemi dengeleyen yan motorların soketleri PDB ile uyumlu olacak biçimde değiştirilerek daha verimli çalışabilir hale getirilmiştir. Ayrıca batarya soketinde bulunan XT-90 tipi soket daha kararlı bir çalışma yapısı için XT-90S soket ile değiştirilmiştir. Kumandanın alıcısının girişlerine tek giriş verecek PPM çıkış PPM dönüştürücü aracılığı ile bağlanmıştır. Bununla beraber motorun hız kontrolü ile ivmeölçer ve gyro bağlantıları yapılmıştır. Kablosuz bağlantıları Xbee aracılığı ile gerçekleştirilmiştir. Python ve C++' da geliştirilen algoritmalar aracılığıyla algılayıcılardan veri alınmış, eyleyicilere veri gönderilmiştir. Fakat kararlı bir uçuş sağlanamamıştır. Test amacıyla helikopter kumandasının RC girişlerine direk motorlar bağlanmış fakat kontrol mekanik aksaklıklardan dolayı sağlanamamıştır. Çalışmanın başında planlanan Xbee, C++ tabanlı arayüz tasarımı, Arduino ve 10 serbestlik dereceli ataletsel ölçüm ünitesi yerine bu sistemleri zaten bünyesinde bulunduran arducopter kullanılmıştır. Fakat yazılım sistemi üzerinde yapılan düzenlemeler yeterli olmamıştır. Şekil 5.1' de küresel mini helikopter verilmiştir.

Geliştirilmesi amaçlanan küresel mini helikopterin tasarımının havacılık sanayine ve üniversitenin bilgi birikimine olan katkılarının olması elbette projenin getirdiği kazanımlardan olacaktır. Tasarladığımız ürünün, gelecekte bu konudaki



**Şekil 5.1. Küresel mini helikopterin nihai hali**

çalışmalar için yön verici bir prototip çalışma olduğu düşünülmektedir.

## 5.2. Öneriler

Tasarlanması hedeflenen mini helikopterde otuz iki bit mikrodenetleyiciye geçilmesi sistemin çözünürlüğünü artıracığından cevap zamanı, hız ve kararlılığın daha optimize olacağı düşünülmektedir. Ayrıca mini helikopter sisteminde iki adet pil kullanılmıştır. Bunun bire düşürülmesinin sistemin ağırlığını azaltması ve güç tüketimini düşürmesi öngörülmektedir. Üretilen sistemde ağırlık merkezi ile ana motorun konumu arasındaki mesafenin daha hassas hesaplanması gerekmektedir. İlerde üretilmesi planlanan prototiplerde ise yakıtlı motor kullanılması ve bunun da düşük RPM/ V oranından dolayı mini helikopterin kaldırabileceği faydalı yük kapasitesini daha da artıracığı öngörülmektedir.



## KAYNAKLAR

- [1] Erzincanlı, B., Aslan, A.R., 2007, Design and Performance Analysis of a Mini Unmanned Coaxial Helicopter, Ankara International Aerospace Conference, 10–12 September , METU, Ankara.
- [2] Ceren Z., 2010, Görsel Servo Kontrol Yöntemi İle Bir İnsansız Hava Aracının Kontrol Edilmesi. Doktora Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul
- [3] Ateş, S., 2009, Küçük Bir Hava Aracı İçin Otopilot Sistemi Tasarımı. Yüksek Lisans Tezi. İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul
- [4] Bayraktar, E., 2013. Otonom Hava Aracı (zeplin) Tasarımı Ve Kontrolü, Doktora Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul
- [5] Liu, X. X., Zhang, W. G., Li, G. W., & Li, A. J. 2006, Discussion on autonomous formation flight control technique of UAV. Dianguang yu Kongzhi(Electronics, Optics & Control), 13(6), 28-31.
- [6] Liu, Y., Mejias, L., & Li, Z. 2012, Fast power line detection and localization using steerable filter for active UAV guidance.
- [7] Bose, S., Verma, R., Garuda, K., Tripathi, A., & Clement, S. (2014, March). Modeling, analysis and fabrication of a thrust vectoring spherical VTOL aerial vehicle. In Aerospace Conference, 2014, IEEE (pp. 1-6). IEEE.
- [8] Cruz, R. V., & Sandoval Góes, L. C. 2010, Results of short-period helicopter system identification using output-error and hybrid search-gradient optimization algorithm. Mathematical Problems in Engineering, 2010.

- [9] Sun, H., Hou, K., & Jia, Q. 2013, Development, analysis and control of a spherical aerial vehicle. *Journal of Vibroengineering*, 15(2).
- [10] Gao, X. Z., Hou, Z. X., Zhu, X. F., Zhang, J. T., & Chen, X. Q. 2013, The shortest path planning for manoeuvres of UAV. *Acta Polytechnica Hungarica*, 10(1), 221-39.
- [11] Briod, A., Kornatowski, P., Zufferey, J. C., & Floreano, D. 2014, Collision-resilient Flying Robot. *Journal of Field Robotics*, 31(4), 496-509.
- [12] Seow, M. K., Chung, H. J., Chua, M. Y. J., Lai, Z. Y., & Voon, J. J. X. 2017, Spherical shaped UAV.
- [13] Ozdemir, U., Aktas, Y. O., Vuruskan, A., Dereli, Y., Tarhan, A. F., Demirbag, K., Erdem, A., Kalaycioglu, G.D., Ozkol, I., Inalhan, G. 2014, Design of a commercial hybrid VTOL UAV system. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 74(1-2), 371-393.
- [14] Çakıcı, F., & Leblebicioğlu, M. K. 2012, Modeling and simulation of a small-sized Tiltrotor UAV. *The Journal of Defense Modeling and Simulation*, 9(4), 335-345.
- [15] Copter Home <http://ardupilot.org/copter/index.html> [ Ziyaret Tarihi: 30 Mayıs 2017]
- [16] Dynamic Thrust Calculation <https://www.flitetest.com/articles/propeller-static-dynamic-thrust-calculation> [Ziyaret Tarihi: 24 Nisan 2017]
- [17] Young, H. D., Freedman, R. A., Ford, A. L., & Sears, F. W. 2004, *Sears and Zemansky's university physics: With modern physics*. San Francisco: Pearson Addison Wesley.
- [18] Estimate Propeller Static Thrust [https://rcplanes.online/calc\\_thrust.htm](https://rcplanes.online/calc_thrust.htm) [Ziyaret Tarihi: 10 Mart 2017]

## A. EKLER

### A.1. Python'da Yazılan Algılayıcı Test Algoritması

Python dilinde yazılan yükseklik testi algoritması verilmiştir. Değerler metin belgesine yazılan kodla aktarılmış olup daha sonra grafiğe dönüştürülmüştür.

```
import time\\
print 'Start_Script'\\
t0 = time.clock()\\

with open('datalogging2842314.txt', 'w') as f:\\

for t in range(0,50):\\

with open("Output.txt", "w") as {textfile}:\\
textfile.write("Purchase_Amount:_{0}".format(cs.alt))\\

t2=time.clock()\\
i = (t2- t0) //1\\
print str(i)\\
tend=time.time()+5\\
while(time.time())>5:\\
if (x ==i):\\
tinit=time.time()+0.1\\
while(time.time())>tinit:\\
while True:\\
```

```

suma=0;\\
for k in range(1,5): \\5 tane deger alinmasi icin
a=cs.alt \\burada okunan yukseklik(altitude)
\\degeri a degiskenine atandi

suma=suma+a \\ Okunan 5 adet yukseklik degeri toplandi
print suma/5\\
\\toplanan yukseklik degerleri
\\ortalama alma filtresi (moving average filter)
\\ile 5 e bolunup ekrana yazdirildi.\\
Script.Sleep(100);\\
print (chr(27) + "[2J") \\
Script.Sleep(1);\\

f.write(a)\\
f.write('n')\\
Script.Sleep(100)\\
tinit=tinit*10
break

t1=time.clock()
print 'Roll complete'

```

...

## A.2. Arducopter Python Kütüphanesi

**Tablo A.1. Parametre listesi tablosu**

Method	Type	Description
Roll	float	Roll (deg)
Pitch	float	Pitch (deg)
Yaw	float	Yaw (deg)
Lat	float	Latitude (deg)
Lng	float	Longitude (deg)
Groundcourse	float	Ground Course (deg)
Alt	float	Altitude (dist)
Altoffsethome	float	Altitude Home Offset (dist)
Gpsstatus	float	GPS Status
Gpshdop	float	GPS HDOP
Satcount	float	Satellite Count
altd100	float	Altitude / 100
altd1000	float	Altitude / 1000
Airspeed	float	Airspeed (speed)
Targetairspeed	float	Airspeed Target (speed)
Groundspeed	float	Ground Speed (speed)
Verticalspeed	float	Vertical Speed (speed)
winddir	float	Wind Direction (deg)
windvel	float	Wind Velocity (speed)
ax, ay, az	float	Acceleration Values in x,y,z
navroll	float	Roll Target (deg)
navpitch	float	Pitch Target (deg)
navbearing	float	Bearing target (deg)
targetbearing	float	Bearing Target (deg)
wpdist	float	Distance to Next Waypoint (dist)
current	float	battery Current (Amps)
HomeAlt	float	Home Altitude (meters)
DistToHome	float	Absolute Pressure Value
pressabs	float	Absolute Pressure Value
sonarrange	float	Sonar Range (meters)
sonarVoltage	float	Sonar Voltage (volt)

### A.3. Karbon Matrisli Epoksi Malzeme Özellikleri

Tablo A.2. Karbon matrisli epoksi malzeme özellikleri tablosu

Fibres @ 0° (UD), 0/90° (fabric) to loading axis, Dry, Room Temperature, Vf = 60% (UD), 50% (fabric)

	Sym bol	Unit	Std CF Fabr ic	HM CF Fabr ic	E glas s Fabr ic	Kev lar Fabr ic	Std CF UD	HM CF UD	M55 ** UD	E glas s UD	Kevl lar UD	Bor on UD	Ste el S9 7	Al - L6 5	Tit. dtd 517 3
Young's Modulus 0°	E1	GPa	70	85	25	30	135	175	300	40	75	200	207	72	110
Young's Modulus 90°	E2	GPa	70	85	25	30	10	8	12	8	6	15	207	72	110
In-plane Shear Modulus	G12	GPa	5	5	4	5	5	5	5	4	2	5	80	25	
Major Poisson's Ratio	$\nu_{12}$		0.10	0.10	0.20	0.20	0.30	0.30	0.30	0.25	0.34	0.23			
Ult. Tensile Strength 0°	Xt	MPa	600	350	440	480	1500	1000	1600	1000	1300	1400	990	460	
Ult. Comp. Strength 0°	Xc	MPa	570	150	425	190	1200	850	1300	600	280	280			
Ult. Tensile Strength 90°	Yt	MPa	600	350	440	480	50	40	50	30	30	90			
Ult. Comp. Strength 90°	Yc	MPa	570	150	425	190	250	200	250	110	140	280			
Ult. In-plane Shear Stren.	S	MPa	90	35	40	50	70	60	75	40	60	140			
Ult. Tensile Strain 0°	ext	%	0.85	0.40	1.75	1.60	1.05	0.55		2.50	1.70	0.70			
Ult. Comp. Strain 0°	exc	%	0.80	0.15	1.70	0.60	0.85	0.45		1.50	0.35	1.40			
Ult. Tensile Strain 90°	eyt	%	0.85	0.40	1.75	1.60	0.50	0.50		0.35	0.50	0.60			
Ult. Comp. Strain 90°	eyc	%	0.80	0.15	1.70	0.60	2.50	2.50		1.35	2.30	1.85			
Ult. In-plane shear strain	es	%	1.80	0.70	1.00	1.00	1.40	1.20		1.00	3.00	2.80			
Thermal Exp. Co-ef. 0°	Alpha1	Strain/K	2.10	1.10	11.60	7.40	0.30	0.30	0.30	6.00	4.00	18.00			
Thermal Exp. Co-ef. 90°	Alpha2	Strain/K	2.10	1.10	11.60	7.40	28.00	25.00	28.00	35.00	40.00	40.00			
Moisture Exp. Co-ef 0°	Beta1	Strain/K	0.03	0.03	0.07	0.07	0.01	0.01		0.01	0.04	0.01			

## A.4. Epoksi Reçine ve Özellikleri

Tablo A.3. Epoksi reçinenin özellikleri ve kullanımıyla alakalı tablo

Sertifika	German Federal Aviation
Uygulama Alanı	Planör, motorlu planör, motorlu uçak, bot, gemi, spor aletleri, model uçaklar, kalıp ve genel uygulamalar
Çalışma Sıcaklığı	-60 °C / +50 °C Isıl işlem uygulanmadan -60 °C / +80 °C Isıl işlem uygulanarak
Proses Sıcaklığı	+10 °C / +50 °C
Özellikleri	Çok üst düzey uyumluluk Çok iyi mekanik ve ısıl özellikler 45 dak. dan 4-5 saate kadar çalışma süresi
Depolama	Açılmamış ambalajında 24ay

### Karışım oranları

	Laminasyon Reçinesi L160 - Sertleştirici H160-H163-H260S
Ağırlıkça	100 :25+2/100 :28+2/100 :36+2
Hacimce	100 :30+2/100 :34+2/100 :43+2

### Laminasyon Reçinesi MGS L160 özellikler:

Yoğunluk g/cm <sup>3</sup>	1,13-1,17
Vizkosite mPas	700-900
Epoksi eşdeğeri gr/eşdeğer	166-182
Epoksi değeri eşdeğer/100gr	0,55-0,60
Refraktör indeksi	1,5480-1,5530

### Sertleştirici özellikleri:

	H160	H163	H260S
Yoğunluk (gr/ cm <sup>3</sup> )	0,96-1,00	0,94-0,97	0,93-0,97
Vizkosite (mPas)	10-50	10-60	80-100
Amin değeri (mgr KOH/gr)	550-650	520-580	450-500
Refraktör indeksi	1,5200-1,5210	1,5108-1,5115	1,4980-1,4985

## A.5. Alüminyum Malzemenin Özellikleri

Tablo A.4. Alüminyum malzemenin özelliklerini gösteren tablo

1050				
Temper	Akma Mukavemeti (Mpa) min-max	Çekme Mukavemeti (Mpa) min-max	Uzama (%50) min-max	Sertlik(Brinel) min-max
O/H111	20 -35	65 – 80	38	20 – 21
HX2	60 – 85	90 – 100	-	30
HX4	90 -105	110 – 115	9	35 – 36
HX6	120	0 – 130	-	39
HX8	110 -140	130 – 150	5	43
HX9	130 – 170	100 – 180	3	48 – 51

## A.6. Yükseklik PID Kontrolcü Algoritması

Bu ekte çalışmanın en başında yapılan Arduino ile uçuş kontrol kartı tasarımı noktasında yükseklik sabitlemek için kullanılan PID algoritması verilmektedir. Fakat nihai sistemde kullanılamamıştır. Daha çok bir kod taslağı olup geliştirilmeye açıktır.

```
#define PIN_INPUT 0
#define PIN_OUTPUT 3

unsigned long lastTime;
double Input, Output, Setpoint;
double ITerm, lastInput;
double kp, ki, kd;
float k_vz = -0.0001;
float k_h_est = -0.008;
int SampleTime = 1000;
double outMin, outMax;
Adafruit_LSM303_Accel_Unified accel = Adafruit_LSM303_Accel_Unified
Servo myservo;
\\twelve servo objects can be created on most boards
int s;
int pos = 0;
int i=0;

//Define the aggressive and conservative Tuning Parameters
double aggKp=4, aggKi=0.2, aggKd=1;
double consKp=1, consKi=0.01, consKd=40;
```

```

PID myPID(&Input , &Output , &Setpoint , consKp , consKi , consKd , DIREC

Adafruit_BMP085_Unified bmp = Adafruit_BMP085_Unified(10085);

        void displaySensorDetails(void)
    {
        sensor_t sensor;
        bmp.getSensor(&sensor);
        Serial.println("-----");
        Serial.print ("Sensor:_____"); Serial.println(sensor.name);
        Serial.print ("Driver_Ver:___"); Serial.println(sensor.version);
        Serial.print ("Unique_ID:_____"); Serial.println(sensor.sensor_id);
        Serial.print ("Max_Value:_____"); Serial.print(sensor.max_value); S
        Serial.print ("Min_Value:_____"); Serial.print(sensor.min_value); S
        Serial.print ("Resolution:___"); Serial.print(sensor.resolution);
        Serial.println("-----");
        Serial.println("");
        delay(500);
    }

    void setup() {
        Serial.begin(9600);
        myservo.attach(9);
        myservo.write(22);
        delay(3000);
        Setpoint = 1145;
        myPID.SetMode(AUTOMATIC);
        if (!accel.begin())
        {
            /* There was a problem detecting the ADXL345 ... check your
            Serial.println("Ooops, _no_LSM303_detected_..._Check_your_wifi
            while (1);

```

```

}

bmp.begin(BMP085_MODE_ULTRAHIGHRES);
if (!bmp.begin(BMP085_MODE_ULTRAHIGHRES)) {
    Serial.println("Could not find a valid BMP085 sensor, check
while (1) {}
    displaySensorDetails();
    //turn the PID on
}
}

void loop() {
now = millis();
float AltitudeSum = 0;
float AltitudeSum5 = 0;
//This section loops 50 times to capture the data for the 50 and 25
sensors_event_t event;
accel.getEvent(&event);
/* Display the results (acceleration is measured in m/s^2) */
sensors_event_t event;
bmp.getEvent(&event);
/* Display the results (barometric pressure is measure in hPa) */
if (event.pressure)
{
/* Display atmospheric pressue in hPa */
Serial.print("Pressure: ");
Serial.print(event.pressure);
Serial.println(" hPa");

float temperature;
bmp.getTemperature(&temperature);
Serial.print("Temperature: ");
Serial.print(temperature);

```

```

Serial.println("_C");

float seaLevelPressure = 1024.9;
Serial.print("Altitude: _ _ _ _");
Serial.print(bmp.pressureToAltitude(seaLevelPressure,
event.pressure));
Serial.println("_m");
Serial.println("");
for (int i=0; i < 50; i++)
{
AltitudeSum +=bmp.pressureToAltitude(seaLevelPressure, event.pressure);
delay(1);
if (i == 24)
AltitudeSum5 = AltitudeSum;
}

//This section prints the data in csv format to the terminal
Serial.print(AltitudeSum5/25);
Serial.print(",");
Serial.print(AltitudeSum/50);
Serial.print(",");
Serial.print(bmp.pressureToAltitude(seaLevelPressure,
event.pressure));
Serial.println();
double bar_alt=AltitudeSum/50;

Serial.println("input_for_altitude");
Serial.println(bar_alt); //distance away from setpoint

//tell the PID to range the output from 0 to 4000

```

```

//Serial.print("X: "); Serial.print(event.acceleration.x); Serial.p
");
//Serial.print("Y: "); Serial.print(event.acceleration.y); Serial.p
");
Serial.print("Z ivmesi: "); Serial.print(event.acceleration.z); Ser
delay(500);
myservo.write(22);
myservo.write(35);
myservo.write(36);
int a=myservo.read();
Serial.print("servo acisi");
Serial.println(a);

// myservo.write(Output);
//Serial.print("PID output");
Serial.println("sent to servo");

//myservo.write(33);
//myservo.write(34);
//myservo.write(Output);
//Serial.print(Output);
float acc_z = event.acceleration.z;
float dt = (lasttime - now);
float vz_est = vz_est + acc_z*dt;
float h_est = h_est + vz_est*dt;
vz_est = vz_est + k_vz*(h_est - bar_alt);
h_est = h_est*k_h_est*(h_est - bar_alt);

```

# ÖZGEÇMİŞ

## KİŞİSEL BİLGİLER

**Adı Soyadı :** MEHMET EMİN ÖRS  
**Uyruğu :** T.C.  
**Doğum Yeri ve Tarihi :** ERZURUM 1990  
**Telefon :** +905303058200  
**Faks :**  
**e-mail :** 90.mehmetemin@gmail.com

## EĞİTİM

Derece	Adı	Bitirme Yılı
Lise	Meram Fen Lisesi	2007
Yüksek Lisans	Necmettin Üniversitesi	Erbakan

## İŞ DENEYİMLERİ

Yıl	Kurum	Görevi
2017-2018	OKTALİFT MÜHENDİSLİK	MAKİNE Sistem Geliştirme
2014-2015	Atiker Yazılım	AR-GE mühendisi

## UZMANLIK ALANI

Sistem Geliştirme

## YABANCI DİLLER

YÖKDİL(78.75)

## BELİRTMEK İSTEDİĞİNİZ DİĞER ÖZELLİKLER

Belirtmek istenenler.

## YAYINLAR

Yayımlar.