





**T.C.  
NİĞDE ÖMER HALİSDEMİR ÜNİVERSİTESİ  
MÜHENDİSLİK FAKÜLTESİ  
MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ BÖLÜMÜ**

**DİNAMİK BİR SİSTEMİN MATLAB SİMULİNK ORAMINDA MODELENMESİ  
KONTROLÜ VE SİSTEMİN MEKANİK TASARIMININ YAPILMASI**

**AYKUT KIRER**

**140607010**

**BİTİRME TEZİ**

**Dr.Öğr.Üyesi MEHMET KÜRŞAT YALÇIN**

**NİĞDE, 2018**

**T.C.**  
**NİĞDE ÖMER HALİSDEMİR ÜNİVERSİTESİ**  
**MÜHENDİSLİK FAKÜLTESİ**  
**MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ BÖLÜMÜ**  
**BİTİRME TEZİ KABUL VE ONAY BELGESİ**

Bölümümüz 140607010 numaralı öğrencisi AYKUT KIRER'ın, "Dinamik Bir Sistemin Matlab Simulink Ortamında Modellenmesi Kontrolü Ve Mekanik Tasarımı " başlıklı Bitirme Tezi çalışması aşağıdaki jüri üyeleri tarafından Mekatronik Mühendisliği Bölümü'nde Bitirme Tezi olarak Oy Birliği/Oy Çokluğu ile kabul edilmiştir.

Danışman: Dr.Öğr.Üyesi MEHMET KÜRŞAT YALÇIN

İmzası

Üye: Dr.Öğr.Üyesi . İLYAS KACAR

İmzası

Üye: Unvanı Adı Soyadı: Öğrt. Gör. Dr. M. Ali EROĞLU

İmzası

Tezin savunulduğu Tarih:

Bitirme Tezi dersi kapsamında yapılan bu çalışma, ilgili jüriler tarafından değerlendirme sonucunda Mekatronik Mühendisliği Bölümü'nde Bitirme Tezi çalışması olarak kabul edilmiştir...../...../.....:

İmza

Bölüm Başkanı

Dr.Öğr.Üyesi . İLYAS KACAR

**T.C.**  
**NİĞDE ÖMER HALİSDEMİR ÜNİVERSİTESİ**  
**MÜHENDİSLİK FAKÜLTESİ**  
**DOĞRULUK BEYANI**

Bitirme tezi olarak sunduğum bu çalışmayı tüm akademik kurallara ve Niđe Ömer Halisdemir Üniversitesi Yayın Etiđi Komisyonu Yönergesi 'ne uygun olarak gerçekleştirdiğimi ve sunduğumu; bu kurallar ve ilkelere aykırı hiç bir yol ve yardıma başvurmaksızın bizzat hazırladığımı beyan ederim.

Tezimle ilgili yaptığım beyana aykırı bir durum saptanırsa ortaya çıkacak tüm ahlaki ve hukuki sonuçlara katlanacağımı bildiririm. ... /.../...

İmza  
Aykut KIRER

## **TEŞEKKÜR**

Öncelikle bu projede benden hiçbir yardımını esirgemeyen değerli danışman hocam Dr. Öğr. Üyesi M. Kürşat YALÇIN'a ve Ansys analizi yardımları için Dr. Öğr. Üyesi İlyas KACAR'a, tork ve itki ölçümleri için Dr. Öğr. Üyesi Yahya Erkan AKANSU'ya, yine Ansys yardımlarından dolayı Fevzi OLCAY'a ve Mekatronik Mühendisliği Bölümü hocalarımıza bütün yardımlarından dolayı teşekkür ederim.

Özellikle hayatımın her aşamasında her konuda yanımda olan aileleme sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Aykut KIRER

## ÖZET

Bu çalışmamızda dinamik bir sistemin Matlab-Simulink ortamında modellenmesi ve kontrolü üzerine durduk. Kendimize hedef olarak seçtiğimiz dinamik sistem bir quadcopterdi. Son yıllarda kargo taşımacılığı, fotoğrafçılık, haritalandırma, askeri uygulamalar gibi birçok alanda quadcopterler kullanılmaktadır. Bizde çalışmamızda quadcopterlerin matematiksel modellenmesi ve kontrolcü tasarımlarını Matlab-Simulink ortamında yaptık. Bu çalışmadan edindiğimiz bilgilerimizle uçan bir kaykay olan Arkaboard tasarımı yapmaya çalıştık. Arkaboardun dünya üzerindeki konunu belirlemek için ivme sensöründen , dönme ve ilerleme hareketlerini yapması için esler ile sürülen ducted fanlı motorlardan yararlandık. İmu verilerinin okunması eslerin pwm sinyalleri ile sürülmesi ve laptoptaki Matlab-Simulink yazılım ile wifi üzerinden haberleşebilmesi için de Raspberry Pi mini bilgisayarını kullandık.

Anahtar Kelimeler: Uçan platform, Esc ,Matlab , Simulink, Matematiksel Model

## **ABSTRACT**

In this work, we worked on modeling and control of a dynamic system in Matlab-Simulink environment. The dynamic system we have chosen as our target is a quadcopter. In the years, many underground quadcopters like cargo transportation, photography, mapping, military applications are used. In our work, we made quadcopterin mathematical modeling and control designs in Matlab-Simulink environment. We tried to design an ArkaBoard which is a skateboard flying with the information we obtained without this work. From the imu sensor we used the ducted fan motors driven by ESCs to make rotational and advancing movements to determine the position of the Arcaboard on the earth. Reading the imu data We used the Raspberry Pi mini computer so that the ESCs could be driven by pwm signals and communicated via wifi on Matlab-Simulink software on the laptop.

Anahtar Kelimeler: Uçan platform, Esc ,Matlab , Simulink, Matematiksel Modeli

## İÇİNDEKİLER

TEŞEKKÜR .....	iv
ÖZET.....	v
İÇİNDEKİLER.....	vii
ŞEKİL LİSTESİ .....	ix
TABLO LİSTESİ .....	xi
ÖNSÖZ.....	xii
BÖLÜM 1 GİRİŞ .....	13
1.1 Giriş.....	13
1.1 Çalışmanın Amacı.....	14
1.3 Proje İçin Planlanan İş Paketleri .....	14
BÖLÜM 2 LİTERATÜR TARAMASI .....	15
2.1 Literatür Taraması .....	15
BÖLÜM 3 PROJENİN YAPIMI .....	16
3.1 Quadcopter Çalışma Prensibi .....	18
3.2 Matematiksel Modell.....	18
3.2.1 Dinamik Model .....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
3.2.1.1 Dönme Dinamiği.....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
3.2.1.2 İlerleme Dinamiği .....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
3.3 Kontrolcü Tasarımı .....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
3.3.1 Açık Çevrim Sitem.....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
3.3.2 Kapalı Çevrim Sistem .....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
3.2.1 Pid Kontrolcü Tasarımı .....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
3.3 Atitude pid kontrolcü. ....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
3.3. heder t pid kontrolcü.....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>



3.3. position pid kontrolcü.....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
3.4 -Raspberry Pi .....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
3.4.1.1 Pwm sinylleri Üretimi .....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
3.4.1.2 İmu Veri okuma .....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
3.4.1.3 İmu verilerini açilari hesaplama.....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
3.3 Mekanik Tasarım.....	27
BÖLÜM 4 BÜTÇE .....	35
4.1 Bütçe Tablosu.....	35
BÖLÜM 5 SONUÇLAR.....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
5.1 Sonuçlar.....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
KAYNAKLAR.....	36
EKLER .....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>

## ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 1.1. Sistemin Şemas .....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
Şekil 3.1 Drone Hareketleri.....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
Şekil 3.2 Drone Üzerindeki Eksen Takımı.....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
Şekil 3.3 Rotasyon Matriksi .....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
Şekil 3.4 Motor İtkileri.....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
Şekil 3.5 Kontrol Giriş Vektörleri.....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
Şekil 3.6 Geribelemel Çevrim.....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
Şekil 3.7 PID Kontrolcü .....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
Şekil 3.8 Yükselme Kontrolcüsü.....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
Şekil 3.9 Dönme Kontrolcüler .....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
Şekil 3.10 X Y Eksen Kontrolcüler.....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
Şekil 3.11 Raspberry Pi.....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
Şekil 3.12 Pwm Sinyali .....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
Şekil 3.13 Pwm Bloğu.....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
Şekil 3.14 İ2c Read Bloğu.....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
Şekil 3.15 İmu Regesterlar .....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
Şekil 3.16 İmu İvme Eksenleri.....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
Şekil 3.17 Açı Hesaplama Modeli.....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
Şekil 3.18 Tork ve İtki Ölçümleri .....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>
Şekil 3.19 Pleksiglass Gövde .....	<b>Hata! Yer işareti tanımlanmamış.</b>



## TABLO LİSTESİ

Tablo 1.1 İş- zaman çizelgesi.....	14
Tablo 4.1 Bütçe Planı.....	35

## ÖNSÖZ

Hazırlanan bu projede ilk olarak çalışmanın amacından bahsedilip özetlenmiştir.

Daha sonra, Niğde Ömer Halisdemir Üniversitesi tez yazım kuralları dikkate alınarak, giriş, literatür taraması, Sistemin yapım aşamaları, üretim ve bütçe hesabı gibi kısımlar detaylıca açıklanmıştır. Projede kullanılan tüm yazılım kodları Ek halinde bu belgenin sonuna eklenmiştir.

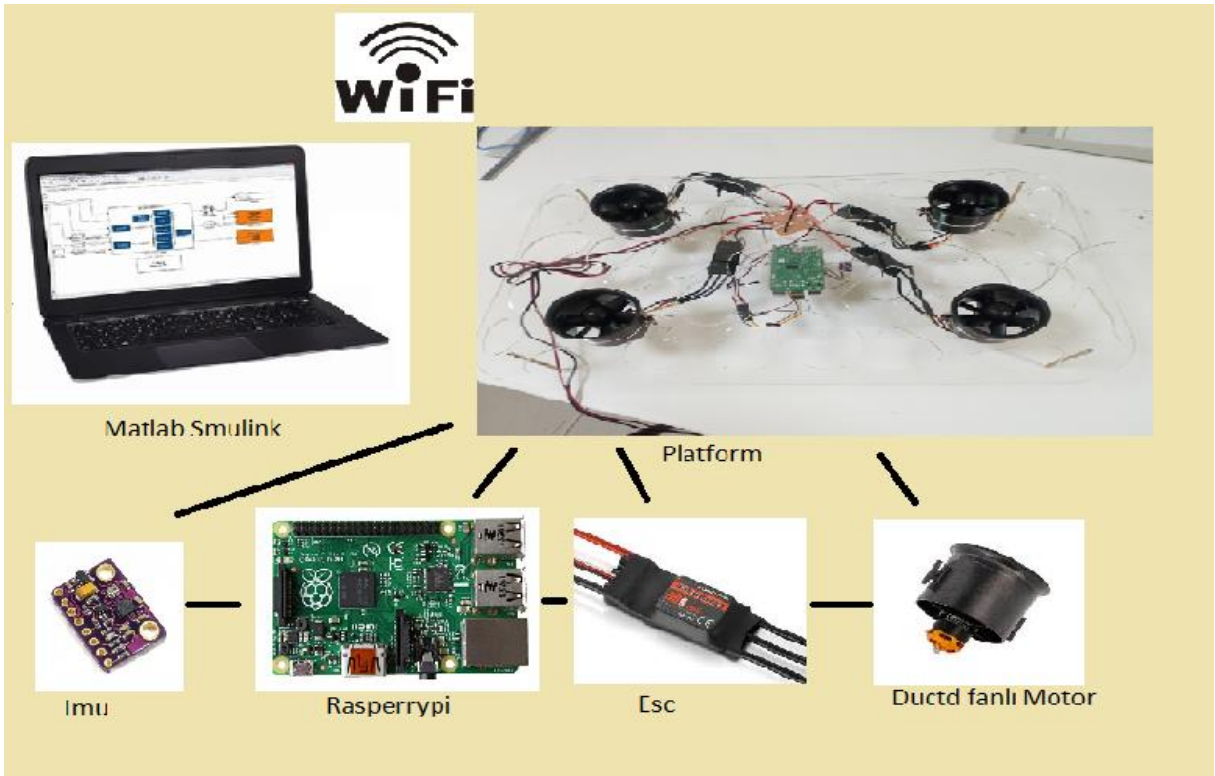
Daha sonra yapılacak geliştirme çalışmaları için detaylı bir açıklayıcı belge olduğu kanaatindeyiz.

## BÖLÜM 1

### 1.1 Giriş

Son yıllarda bir çok kullanım alanı bulan dronlar hareket kabiliyetleri manevra yeteneklerin yüksek uçan teknolojik cihazlardandır. Uçarak fotoğraf çekebilmeleri fotoğrafçılık ve gözetleme, üzerine faydalı yük konularak taşınması kargo taşımacılığı gibi alanlarda tercih edilme sebeplerindedir. Bizde drone dinamiğini öğrenmek ve kontrol algoritmalarını gerçek sistem üzerinde denemeden önce simülasyon ortamında test etmek için Matlabın Smulink yazılım paketinden yararlandık. Simulink ortamında bir quadcopterin modellenmesi ve kontrolcü tasarımlarını yaptık. Bu modelleme ve kontrolcü tasarımından edindiğimiz bilgilerle bir uçan kaykay olan Arcaboard basit bir versiyonunu mekanik olarak tasarlamaya çalıştık.

Sistemin uçabilmesi ve manevra hareketlerini yapabilmesi için escler ile sürülen Ducted fanlı motorlardan yararlandık. Dünya üzerindeki konumu ve dönme sırandaki açı değerlerini okumak içinde Gy91 ivme sensor kullandık. Aldığımız ducted fanların matematiksel modelleri yani sistemin girişine verdiğimiz pwm girişlerinde ne kadar itki ve tork ürettiğini bilmediğimiz için Aerodinamik laboratuvarında ducted fanın tork ve itki ölçümlerini yaptık.



## 1.2 Çalışmanın Amacı

Bu çalışma ile dinamik bir sistemin Matlab-Simulink ortamında matematiksel olarak modellenmesi ve kontrolü üzerine çalıştık. Bu çalışmalar yapılırken kontrol derslerindeki bilgiler geri hatırlamak ve kendimizi modelleme kontrolcü tasarıları gibi konularda geliştirmek hedeflenmiş ve lisans derslerinde öğrendiğimiz bilgiler gerçek bir sistem üzerinde gerçek zamanlı çalışmada denemek hedeflenmiştir.

## 1.3 Proje İçin Planlanan İş Paketleri

Proje için planlanan iş paketleri ve zaman çizelgesi Tablo 1.1 de verilmiştir. İş paketleri planlığı şekilde gerçekleştirilmiştir.

KONU	Eylül	Ekim	Kasım	Aralık	Ocak	Şubat	Mart	Nisan	Mayıs	Haziran
Literatür Taraması	■	■								
Matematiksel Model Oluşturulması			■	■	■					
Simulinkte Blok Diagramları ile Modelleme				■	■					
Kontrolcü Tasarımları					■	■	■			
Ducted Fan Tork İtki Ölçümleri						■	■			
Mekanik Tasarım								■	■	■
Gerçek Sistem Üzerinde Kontrolcü Tasarımı									■	■

**Tablo 1.1** İş- zaman çizelgesi

## BÖLÜM 2

### 2.1 Literatür Taraması

Kıvrak [1] çalışmasında, dört motorlu uçuş aracı için doğrusal olmayan durum denklemlerini çıkararak, denetim sistemlerini detaylı olarak incelemiştir. Sistemin yönelim kararlılığı için Lineer Quadratik Regülatör tasarlanarak Matlab/Simulink ortamında geliştirilmiştir. Gerçek zamanlı uygulama ise Simulink Real Time Windows Target vasıtasıyla gerçekleştirilmiştir.

Bouabdallah [2] çalışmasında, dikey kalkış ve iniş yapabilen minyatür bir uçan robot tasarımı yaparak kontrolünü gerçekleştirmiştir. Araştırmacı tasarladığı ve OS4 adını verdiği otonom quadrotor için 5 farklı denetleyici geliştirmiştir. Bunlardan ilki yönelim kontrolü için Lyapunov teorisine dayanmaktadır. İkinci ve üçüncü denetleyiciler PID ve Lineer Quadratik tekniklerdir ve son olarak dördüncü ve beşincide ise geri adımlamalı ve kayma kipli kontrol yaklaşımlarına gidilmiştir. Dikmen ve ark. [3] çalışmalarında, bir quadrotorun istenilen bir noktada kararlılık, süzülüş kontrolü ile yönelim kontrolüne yer vermişlerdir. Bu kontrolü doğrusal ve doğrusal olmayan kontrol teknikleriyle gerçekleştirmişlerdir. PD, geri beslemeli lineerizasyon ve kayma kipli kontrol gibi farklı tipte kontrol yöntemleri uygulanmıştır. Andreas [4] çalışmasında, bir quadrotor sisteminin modellenmesi ve tanınması üzerinde durmuştur. Bu süreçte sistem dinamikleri çıkarılarak denetleyici tasarımı yapılmıştır. Optimal kontrol algoritmaları temel alınarak LQR yöntemi kullanılmıştır. Ayrıca durum kestirimi için Kalman filtresi yardımıyla gözleyici tasarımı yapılmıştır. Eresen [5] çalışmasında, quadrotorun dinamik modelini kullanarak üç boyutlu sanal ortam Google Earth'te belirlenen bir başlangıç noktasından hedef noktasına engellere çarpmadan otonom uçuşunu sağlamaya yönelik uygulamalar yapmıştır. Maki [6] Quadrotoru modellemiş ve lineer PID kontrolcü ve lineer olmayan kayan kipli kontrolcü Simulink ortamında tasarlamıştır.



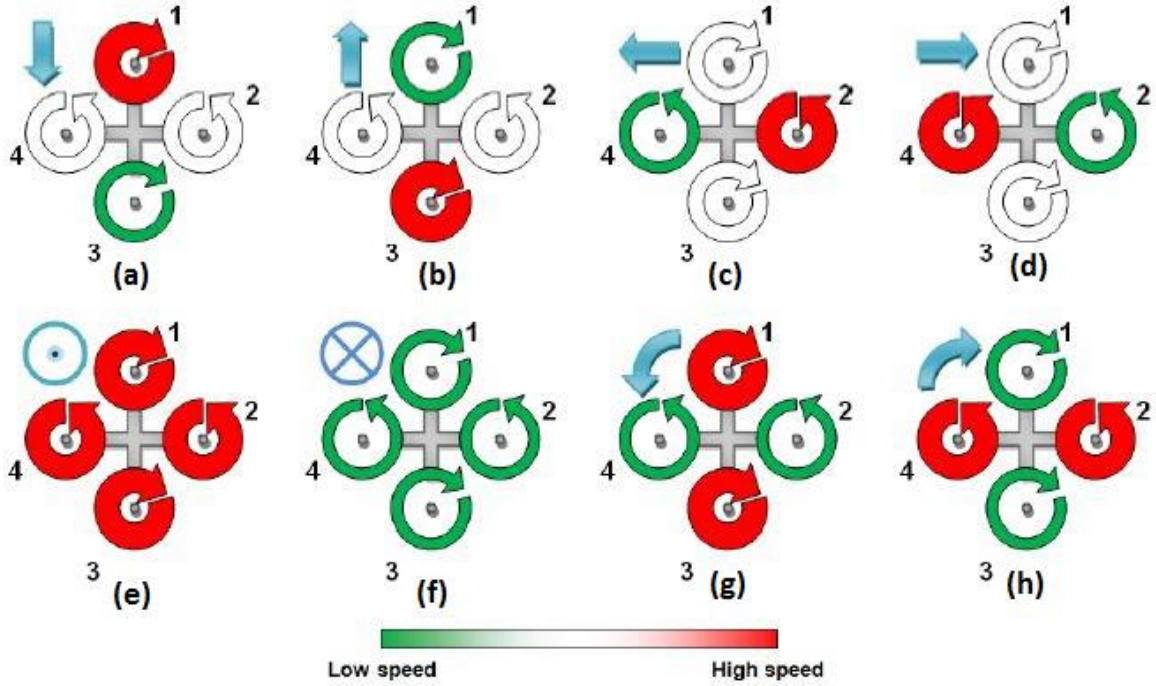
## BÖLÜM 3

### 3.1 Quadcopter Çalışma Prensibi

Quadrotorun motor hızlarına ve dönüş yönlerine göre hareket yönleri aşağıda görülmektedir. Ön ve arka motorlar saat yönünün tersine, sağ ve sol motorlar saat yönünde dönmekte olup kalın oklar hızlı, ince oklar yavaş dönüşü göstermektedir. Karşılıklı rotorların hızları arttırıldığında sapma hareketi oluşur.

Karşılıklı rotor çiftlerinden birinin hızı arttırıldığında, yunuslama ve yalpa hareketleri oluşmaktadır. 2. veya 4. motorlardan birinin hızını arttırmak şekilde görüldüğü gibi yalpa hareketine neden olmaktadır. Benzer şekilde 1. ve 3. motorlardan birinin hızını arttırmak Şekil yunuslama hareketine neden olmaktadır. Bu hareketlerin yönü de yine açılal hızı daha az olan rotorun yönündedir.

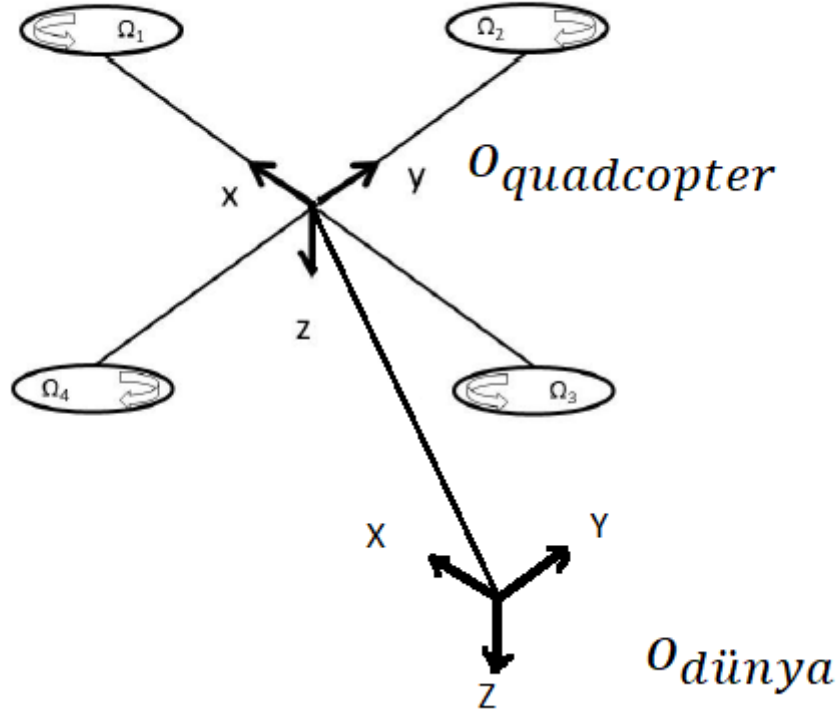
Karşılıklı rotor çiftlerinin hızlarının döndükleri yönde arttırılmasıyla havalanma , azaltılmasıyla da alçalma hareketi gerçekleşir.



Şekil 3.1 Drone Hareketleri

### 3.1 Matematiksel Model

Klasik helikopterlere göre avantajları olan quadcopterler, günümüzde araştırmacılar arasında oldukça popüler bir konudur. Quadcopterlerin fiziksel yapıları diğer uçan platformlara göre basittir. Fakat yine de uçan platform olmasından dolayı kararsız yapıdadır. Quadcopterin kararlı davranışı göstermesi kontrolcu tasarlanarak sağlanabilir. Kontrolcu tasarımı yapabilmenin ilk aşaması ise sistem modelinin oluşturulmasıdır. Ancak sistem tanımlandıktan sonra kontrolcu tasarımı yapılabilir. Bu çalışmada doğası gereği kararsız olan quadcopterin Newton yasalarına göre hareket ve dönüş denklemleri çıkarılarak matematiksel matematiksel modeli belirlenmiştir.



Şekil 3.2 Drone Üzerindeki Eksen Takımı

#### Rotasyon matrisi

Orjinleri çakışık olan iki eksen takımı arasındaki dönmeleri tanımlar. Bizim modelimizde de drone üzerindeki eksen takımı ile dünya eksen takımı arasındaki dönmeyi tanımlamıştır.

$$R = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\theta c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\theta c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix}$$

Şekil 3.3 Rotasyon Matriksi

### 3.1.1 Dinamik Model

#### 3.1.1.1 Dönme Dinamiği

Dönme dinamiği Newton-Euler denklemlerinden yararlanılarak çıkartılmıştır

$$M = J\dot{\omega}$$

$$J = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}$$

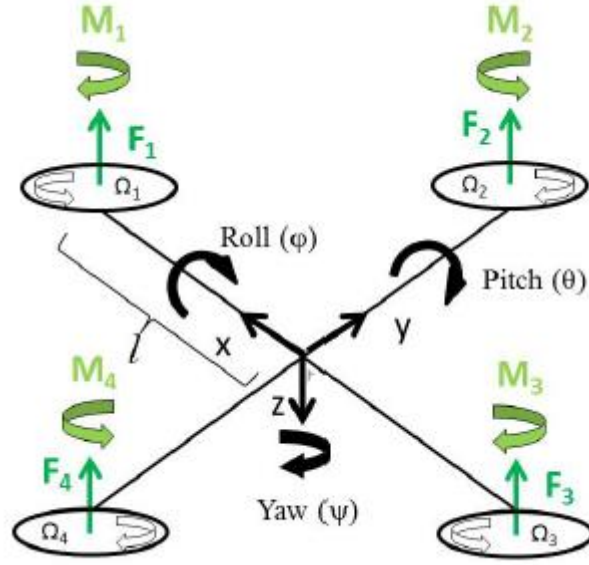
$I_{xx}$   $I_{yy}$   $I_{zz}$  Quadcopter gövdesinin atalet momentleri.

Motorların ürettikleri kuvvet ve moment değerleri açısal hızlarının sabit bir katı kadardır.

$$M = K_m \omega^2$$

$$F = K_f \omega^2$$

Her bir eksen için dönme denklemleri atadığımız eksen takımını yardımı ile çıkartılır.



Şekil 3.4 Motor İtkileri

Roll eksenindeki moment denklemi

$$\begin{aligned}
 M_x &= -F_2 \cdot l + F_4 \cdot l \\
 &= -(K_f \omega_2^2)l + (K_f \omega_4^2)l \\
 &= K_f l (-\omega_2^2 + \omega_4^2)
 \end{aligned}$$

Pitch eksenindeki moment denklemi

$$\begin{aligned}
 M_y &= -F_1 \cdot l + F_3 \cdot l \\
 &= -(K_f \omega_1^2)l + (K_f \omega_3^2)l \\
 &= K_f l (-\omega_1^2 + \omega_3^2)
 \end{aligned}$$

Yaw eksenindeki moment denklemi

$$\begin{aligned}
 M_z &= M_1 - M_2 + M_3 - M_4 \\
 &= (K_m \omega_1^2) - (K_m \omega_2^2) + (K_m \omega_3^2) - (K_m \omega_4^2) \\
 &= K_m (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2)
 \end{aligned}$$

Bulunan bu moment denklemlerinden roll pitch yaw eksenindeki açısal ivmelere geçilirken Newton Euler kuralları kullanılmıştır.

$$M = J\alpha$$

$$I_{xx} \cdot \ddot{\theta} = K_f l (-\omega_1^2 + \omega_3^2)$$

$$I_{yy} \cdot \ddot{\theta} = K_f l (-\omega_2^2 + \omega_4^2)$$

$$I_{zz} \cdot \ddot{\psi} = K_m (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2)$$

$$\ddot{\theta} = K_f (-\omega_1^2 + \omega_3^2) l / I_{xx}$$

$$\ddot{\theta} = K_f (-\omega_2^2 + \omega_4^2) / I_{yy}$$

$$\ddot{\psi} = K_m (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) / I_{zz}$$

$$b_1 = l / I_{xx}$$

$$b_2 = l / I_{yy}$$

$$b_3 = 1 / I_{zz}$$

### 3.1.1.2 İlerleme Dinamiği

X Y Z eksenlerindeki ilerleme denklemleri Newton hareket denklemi kullanılarak türetilmiştir. Quadcopter'in roll ve pitch eksenlerinde dönme olmadığı için sadece z ekseninde ivmelenme olmaktadır. Bu eksenlerdeki ilerlemeleri hesaplamak için quadcopterin üzerinde eksenlerindeki eksen takımının z si yönündeki motor oluşturduğu kuvvetler toplamı rotasyon matrisi ile çarpılarak Dünya düzlemindeki x y z eksenlerindeki ilerlemeler hesaplanır.

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} + R \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -K(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \end{bmatrix}$$

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & c_\psi c_\theta s_\theta & s_\psi s_\theta + c_\psi c_\theta s_\theta \\ c_\psi c_\theta & c_\psi c_\theta + c_\psi c_\theta s_\theta & c_\psi c_\theta \\ c_\psi c_\theta & c_\psi c_\theta & c_\psi c_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -K(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \end{bmatrix}$$

### 3.1.1.3 Kontrol Giriş Vektörü

Dönme ve ilerleme denklemleri kontrol giriş vektörler cinsinden yazılırsa

$$\begin{aligned} U &= [U_1 \ U_2 \ U_3 \ U_4] \\ U_1 &= K_f(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ U_2 &= K_f(-\omega_2^2 + \omega_4^2) \\ U_3 &= K_f(\omega_1^2 + \omega_3^2) \\ U_4 &= K_m(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{aligned}$$

Matriksel formda yazarsak

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_f & K_f & K_f & K_f \\ 0 & -K_f & 0 & -K_f \\ K_f & 0 & K_f & 0 \\ K_m & -K_m & K_m & -K_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix}$$

Motor hızlarının kontrol giriş vektörler cinsinden yazılmış hali.

$$\begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{4K_f} & 0 & \frac{1}{2K_f} & \frac{1}{4K_f} \\ \frac{1}{4K_f} & \frac{-1}{2K_f} & 0 & \frac{-1}{4K_f} \\ \frac{1}{4K_f} & 0 & \frac{-1}{2K_f} & \frac{1}{4K_f} \\ \frac{1}{4K_f} & \frac{1}{2K_f} & 0 & \frac{-1}{4K_f} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix}$$

$$\omega_1 = \sqrt{\frac{U_1}{4K_f} + \frac{U_3}{2K_f} + \frac{U_3}{4K_f}}$$

$$\omega_2 = \sqrt{\frac{U_1}{4K_f} - \frac{U_2}{2K_f} - \frac{U_4}{4K_f}}$$

$$\omega_3 = \sqrt{\frac{U_1}{4K_f} - \frac{U_3}{2K_f} + \frac{U_4}{4K_f}}$$

$$\omega_4 = \sqrt{\frac{U_1}{4K_f} + \frac{U_2}{2K_f} - \frac{U_4}{4K_f}}$$

### 3.1.1.4 İlerleme Dönme Denklemlerini Kontrol Giriş Vektörü Cinsinden Yazma

Dönme ve ilerleme denklemleri kontrol giriş vektörleri yani  $U_1, U_2, U_3, U_4$  cinsinden yazılır.

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & c_\psi c_\theta s_\theta & s_\psi s_\theta + c_\psi c_\theta s_\theta \\ c_\psi c_\theta & c_\psi c_\theta + c_\psi c_\theta s_\theta & c_\theta s_\psi s_\theta + c_\psi s_\theta \\ -s_\theta & c_\theta s_\theta & c_\theta c_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -U_1 \end{bmatrix}$$

$$\ddot{x} = -U_1 (\sin\theta \sin\psi + \cos\theta \cos\psi \sin\theta) / m$$

$$\ddot{y} = -U_1 (\sin\theta \sin\psi \sin\theta - \cos\psi \sin\theta) / m$$

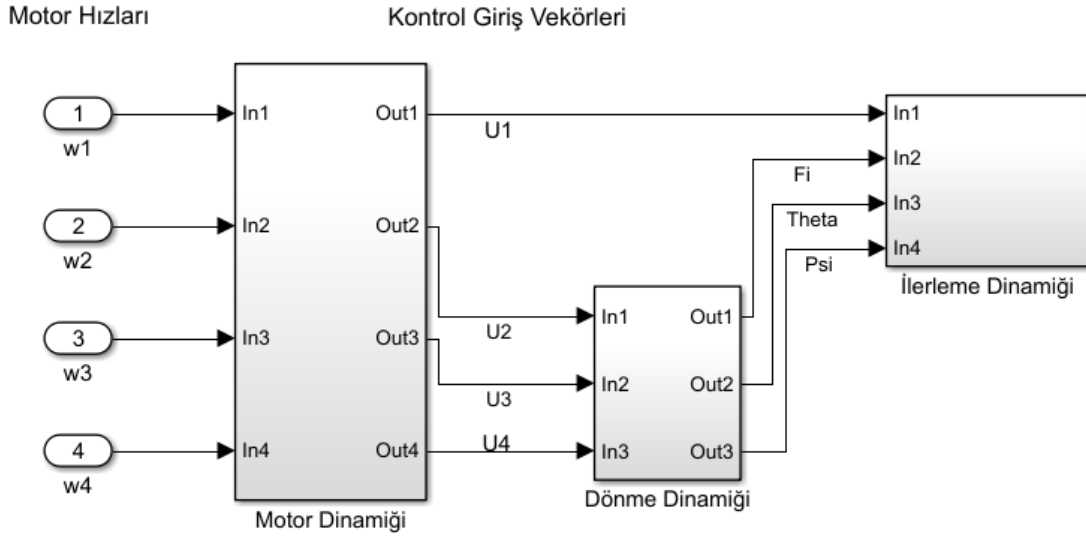
$$\ddot{z} = g - U_1 (\cos\theta \cos\theta) / m$$

## 3.3 Kontrolcü Tasarımı

Daha önceki bölümlerde modellemesini anlattığımız Quadcopterimize bu bölümde kontrolcü tasarımlarını anlatacağız

### 3.3.1 Açık Çevrim Sistem

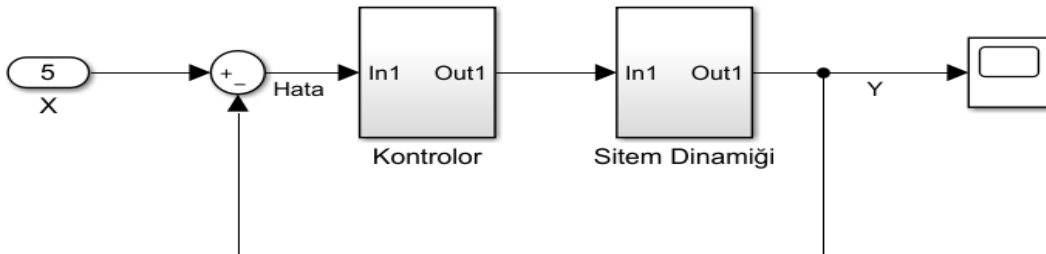
Açık çevrim model sistem girdileri olan motor dönme hızlarının sistem çıkışları olan roll pitch yaw eksenlerinde dönme ve x y z eksenlerinde ilerlemeler arasındaki ilişkiyi tanımlar. Sistemin dinamiğini anlamamıza yardımcı olur.



Şekil 3.5 Kontrol Giriş Vektörleri

### 3.3.2 Kapalı Çevrim Sistem

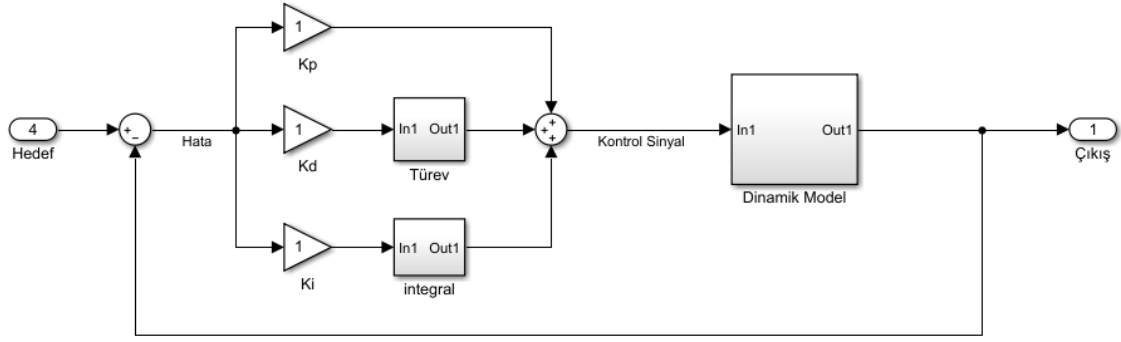
Açık çevrimli kontrol sistemlerinin hatasız ve adaptif kontrolü için gerekli olan şey, sistemin çıkışlarından girişine bir bağlantının oluşturulması, ya da geri beslemedir. Daha hatasız bir kontrol elde etmek için,  $y$  kontrol edilen işaret geribeslemeli ve referans işaretle karşılaştırılmalı, giriş-çıkış işaretleri farkı ile orantılı bir sürücü işaret, hatayı gidermek üzere, sisteme uygulanmalıdır. Burada tanımlandığı üzere bir veya daha çok geribesleme yoluna sahip bir sisteme kapalı çevrimli sistem denir.[7]



Şekil 3.6 Geribeslemeli Çevrim



PID kontrolcü kontrol uygulamalarında sıklıkla kullanılan bir kontrol yöntemidir. Temel olarak hatanın belirli bir katının, hatanın türevini belirli bir katının, hatanın integralinin belirli bir katının hepsinin toplanıp sistem girişine verilmesini temel alır.



Şekil 3.7 PID Kontrolcü

$$Kontrol\ Sinyali = K_p (Hata) + K_d (\dot{Hata}) + K_i \left( \int hata . dt \right)$$

Oransal kontrol, hata miktarına ve  $K_p$  katsayısına bağlı olarak oransal kontrol, denetleyici çıkışını üretir. Sistemin statik doğruluğunu ve dinamik cevabını artırır. Oransal kontrol, hatanın ve oransal kontrol katsayısının doğrudan fonksiyonudur.

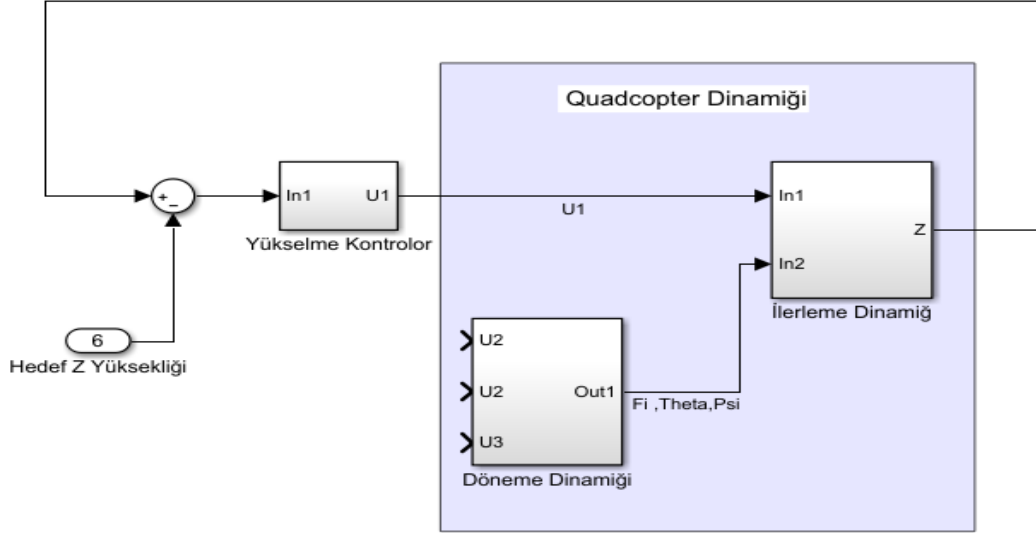
İntegral kontrolde,  $K_i$  kontrol katsayısına ve hata miktarına göre denetleyici çıkışı ayarlanır. Dinamik cevaptan feragat ederek statik doğruluk miktarını artırır. İntegral kontrol, hata birikiminin ve integral denetleyici katsayısının fonksiyonudur.

Türevsel kontrolde ise hatanın değişme hızına ve  $K_d$  türevsel kontrol katsayısına bağlı olarak, denetleyici çıkışı ayarlanır. Dinamik cevabı artırır veya geliştirir. Türevsel kontrol, hatanın değişme hızının ve türevsel kontrol katsayısının doğrudan fonksiyonudur

### 3.3.2.1 Yükselme Kontrolcüsü

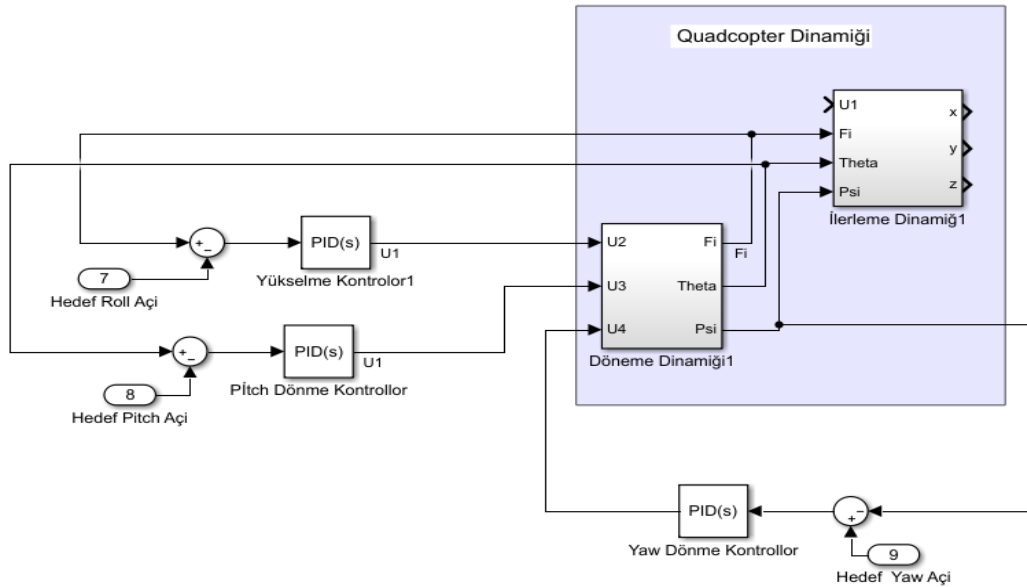
Quadcopter'in Z eksenindeki yükselmesi Yükselme kontrolcüsü tarafından denetlenmektedir.

Bu kontrolcün çıkışı sistemin motor hızlarını karelerinin sabit bir katı olan motor itkilerdir



Şekil 3.8 Yükselme Kontrolcüsü

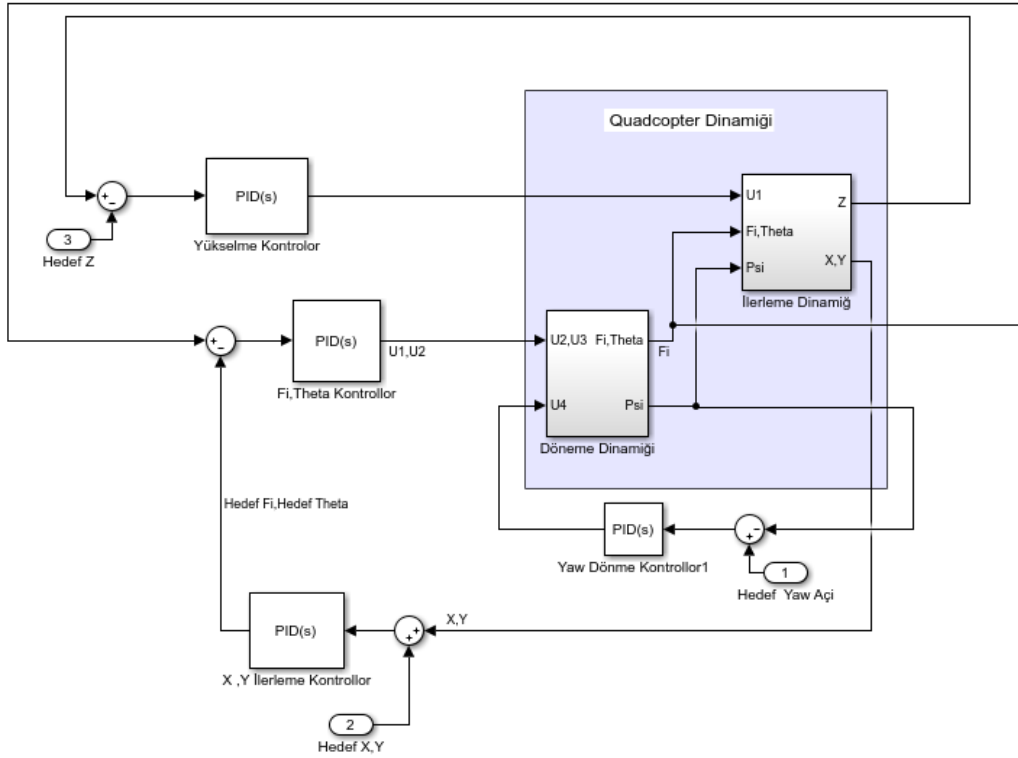
### 3.3.2.2 Roll ve Pitch Yaw Eksen Dönme Kontrolcüleri



Şekil 3.9 Dönme Kontrolcüleri

### 3.3.2.4 X ve Y eksen Pozisyon Kontrolcüsü

Sistem eksik tahrikli olduğu için x ve y eksenindeki ilerlemelerinin kontrol edilebilmesi için önce bu ilerlemeye sağlayacak olan açı değerleri kontrol edilir. Fi ve Theta değerleri üzerinden X ve Y eksenindeki ilerlemeler hesaplanır.



Şekil 3.10 X Y Eksen Kontrolcüler

$$\ddot{x} = -U_1(\sin\theta_d \sin\psi + \cos\theta_d \sin\theta_d \cos\psi) / m$$

$$\ddot{y} = -U_1(\cos\theta_d \sin\theta_d \sin\psi - \sin\theta_d \cos\psi) / m$$

$$\ddot{x} = -U_1(\theta_d \sin\psi + \theta_d \cos\psi) / m$$

$$\ddot{y} = -U_1(\theta_d \sin\psi - \theta_d \cos\psi) / m$$

$$\begin{bmatrix} -\sin\psi & -\cos\psi \\ \cos\psi & -\sin\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta_d \\ \theta_d \end{bmatrix} = \frac{m}{U_1} \begin{bmatrix} \ddot{x}_d \\ \ddot{y}_d \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\theta}_d \\ \dot{\phi}_d \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -\sin\psi & -\cos\psi \\ \cos\psi & -\sin\psi \end{bmatrix}^{-1} \frac{m}{U_1} \begin{bmatrix} \ddot{x}_d \\ \ddot{y}_d \end{bmatrix} \\ &= \frac{m}{U_1} \begin{bmatrix} \ddot{x}_d \sin\psi & \ddot{y}_d \\ \ddot{x}_d \cos\psi & -\ddot{y}_d \end{bmatrix} \end{aligned}$$

### 3.4 Raspberry Pi

Raspberry Pi, İngilterde bulunan Raspberry Pi Vakfı tarafından desteklenen; öğrenci, amatör ve hobicilerin kullanımına sunulan kredi kartı büyüklüğünde, tek bir boarddan oluşan mini bilgisayardır.

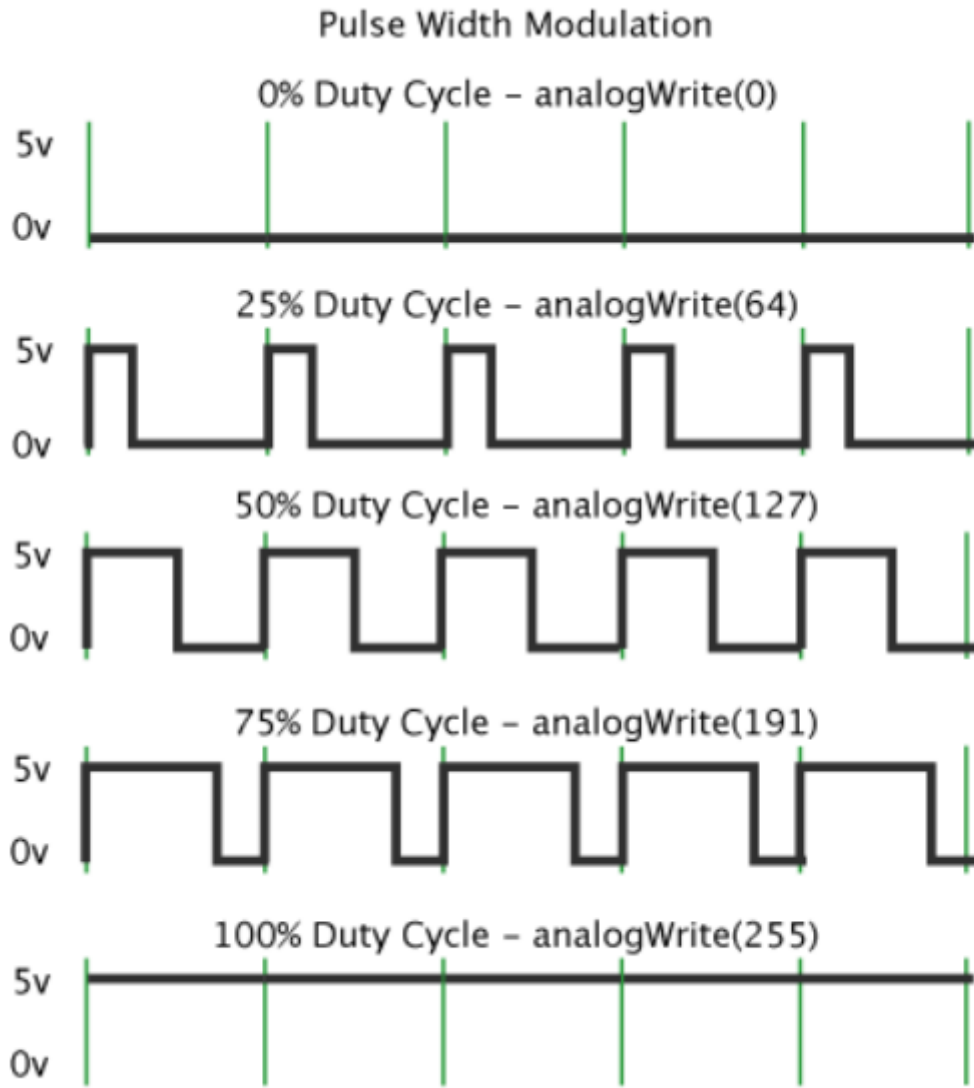
Raspberry Pi sistem için hazırlanırken bir sd karta Matlab Raspbian işletim istemini boot etmesi sağlanır. Bu işlem sırasında Raspberry Pi ye statik bir ip ataması yapılır..Hazırlık aşaması bittikten sonra Simulinkte oluşturduğumuz modelleri Raspberry Pi 'ye boot ederiz. Bu sayede Simulink üzerinde Raspberry Pi'nin pinlerini kontrol edebilir ve pinlerine bağladığımız sensörlerden veri okuyabilir ve external modta Simulinkte kazanç(gain) ve sabit(constant) bloklarını gerçek zamanlı olarak değiştirebiliriz.



Şekil 3.11 Raspberry Pi

#### 3.4.1 Pwm Sinyalleri Üretimi

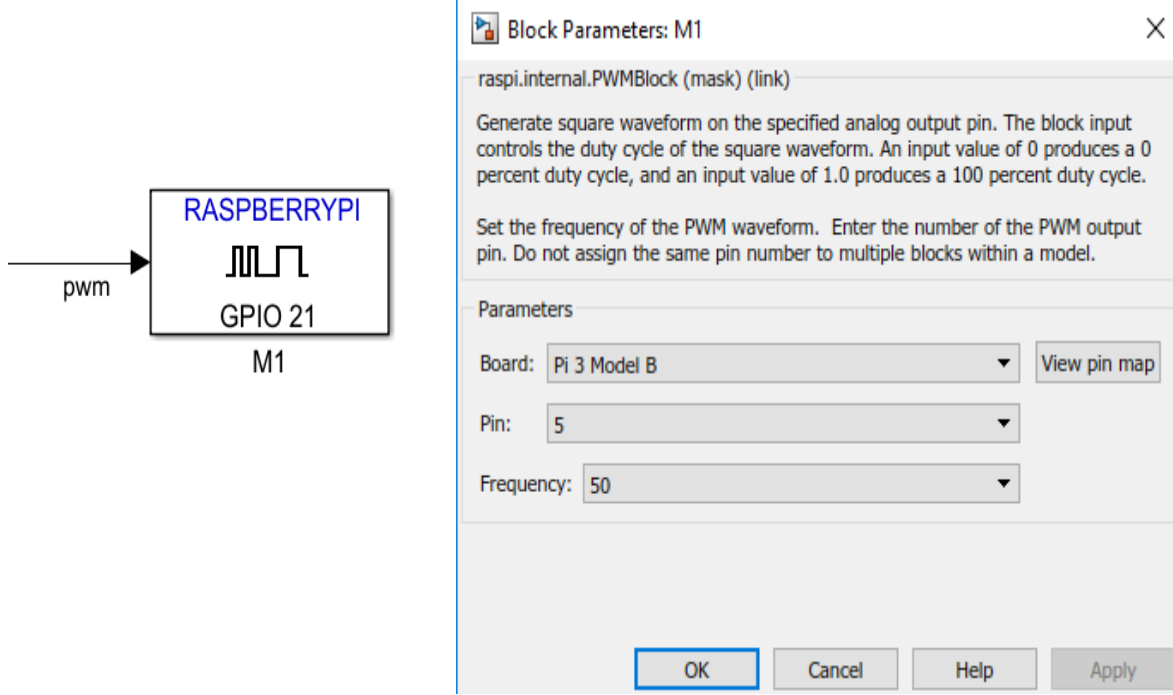
Pwm ile dijital değerler analog değerlere dönüştürülebilmektedir. Bunun yanı sıra özellikle kontrol için ihtiyaç olan kare dalga üretiminde gerçekleştirilir. Kare dalga lojik 1 ve 0 olarak çalışır. Pwm Sinyalinin Duty yani doluluk oranı değiştirilerek analog değer değiştirilmiş olur.



**Şekil 3.12** Pwm Sinyali

Simulink üzerinde Raspberry Pi ile istenilen duty ve istenilen frekansta pwm sinyaller üretmek için pwm bloklarından yararlanılmıştır. Pwm bloklarının girişi 0 ile 1 arasında değer vermekte bu değerler sinyalin doluluk oranı belirlemektedir.

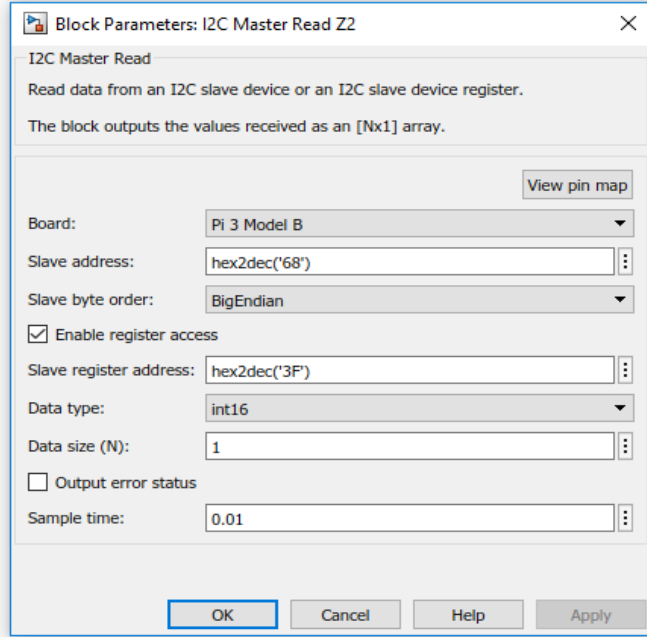
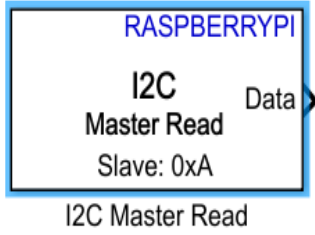
Escler 50Hz pwm sinyali ile sürüldüğü için frekans 50Hz girilmiştir.



Şekil 3.13 Pwm Bloğu

### 3.4.2 İmu Veri Okuma

Gy91 içinde 3 eksen ivmeölçer 3 eksen,3 eksen gyroskop,3 eksen magnetometre ve barometre bulunan bir sensordür. İmu Raspbery Pi ile haberleşirken i2c haberleşme protokolünü kullanmaktadır. İmu ivme ve gyro değerleri veri sayfalarındaki registrlardan okunarak ele edilmiştir. Simulink'ten İmu'nun registrlarını okuma için Raspbery Pi için i2c Read blokları kullanılmıştır.



Şekil 3.14 İ2c Read Bloğu

Slave address imunun adresi olan 0x68 dir.

X eksen ivme değeri register 3B Y eksen ivme registerı 3D Z eksen ivme registerı3F dir.

Addr (Hex)	Addr (Dec.)	Register Name	Serial I/F	Bit7	Bit6	Bit5	Bit4	Bit3	Bit2	Bit1	Bit0
3B	59	ACCEL_XOUT_H	R								ACCEL_XOUT_H[15:8]
3C	60	ACCEL_XOUT_L	R								ACCEL_XOUT_L[7:0]
3D	61	ACCEL_YOUT_H	R								ACCEL_YOUT_H[15:8]
3E	62	ACCEL_YOUT_L	R								ACCEL_YOUT_L[7:0]
3F	63	ACCEL_ZOUT_H	R								ACCEL_ZOUT_H[15:8]
40	64	ACCEL_ZOUT_L	R								ACCEL_ZOUT_L[7:0]
41	65	TEMP_OUT_H	R								TEMP_OUT_H[15:8]
42	66	TEMP_OUT_L	R								TEMP_OUT_L[7:0]
43	67	GYRO_XOUT_H	R								GYRO_XOUT_H[15:8]
44	68	GYRO_XOUT_L	R								GYRO_XOUT_L[7:0]
45	69	GYRO_YOUT_H	R								GYRO_YOUT_H[15:8]
46	70	GYRO_YOUT_L	R								GYRO_YOUT_L[7:0]
47	71	GYRO_ZOUT_H	R								GYRO_ZOUT_H[15:8]
48	72	GYRO_ZOUT_L	R								GYRO_ZOUT_L[7:0]

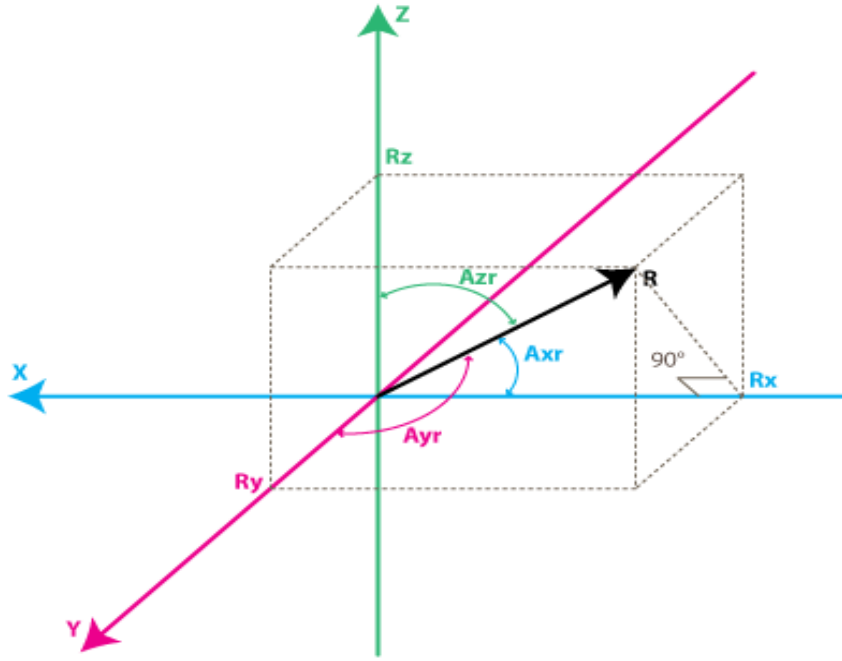
Şekil 3.15 İmu Registurları

### 3.4.2 İmu ile Dönme Açılımları Hesaplamak

İmu 3 eksen ivme ölçmektedir. İmu sabit hareketsiz durduğu anda sadece dünya yüzeyinden içeri yönde bir yerçekimi ivmesi üzerine etki etmektedir. X,Y,Z eksen takımları üzerinden

incelersek hareketsiz sabit durduğu anda sadece z ekseninde ivme ölçülmektedir. Buda 9.81 yani 1G değeridir. Biz İmu'yu roll pitch eksenlerinde hareket ettirdiğimizde sadece Z eksen doğrultusunda olan yerçekimi ivmesi diğer eksenlerdede değerler almaktadır.

Y ve X eksen takımlarını üzerine düşen yerçekimi ivme değerleri hesaplanarak İmu'nun roll ve pitch eksenlerindeki aldığı açılar hesaplanır.



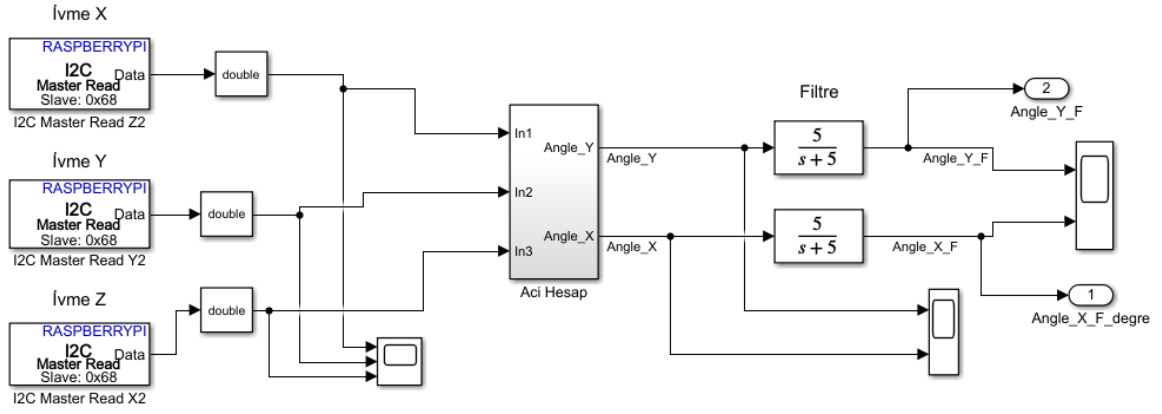
Şekil 3.16 İmu İvme Eksenleri

$$R^2 = R_x^2 + R_y^2 + R_z^2$$

$$\cos(\text{Roll}_{\text{açısı}}) = R_x/R \quad \text{Roll}_{\text{açısı}} = \text{acos}(R_x/R)$$

$$\cos(\text{Pitch}_{\text{açısı}}) = R_y/R \quad \text{Pitch}_{\text{açısı}} = \text{acos}(R_y/R)$$

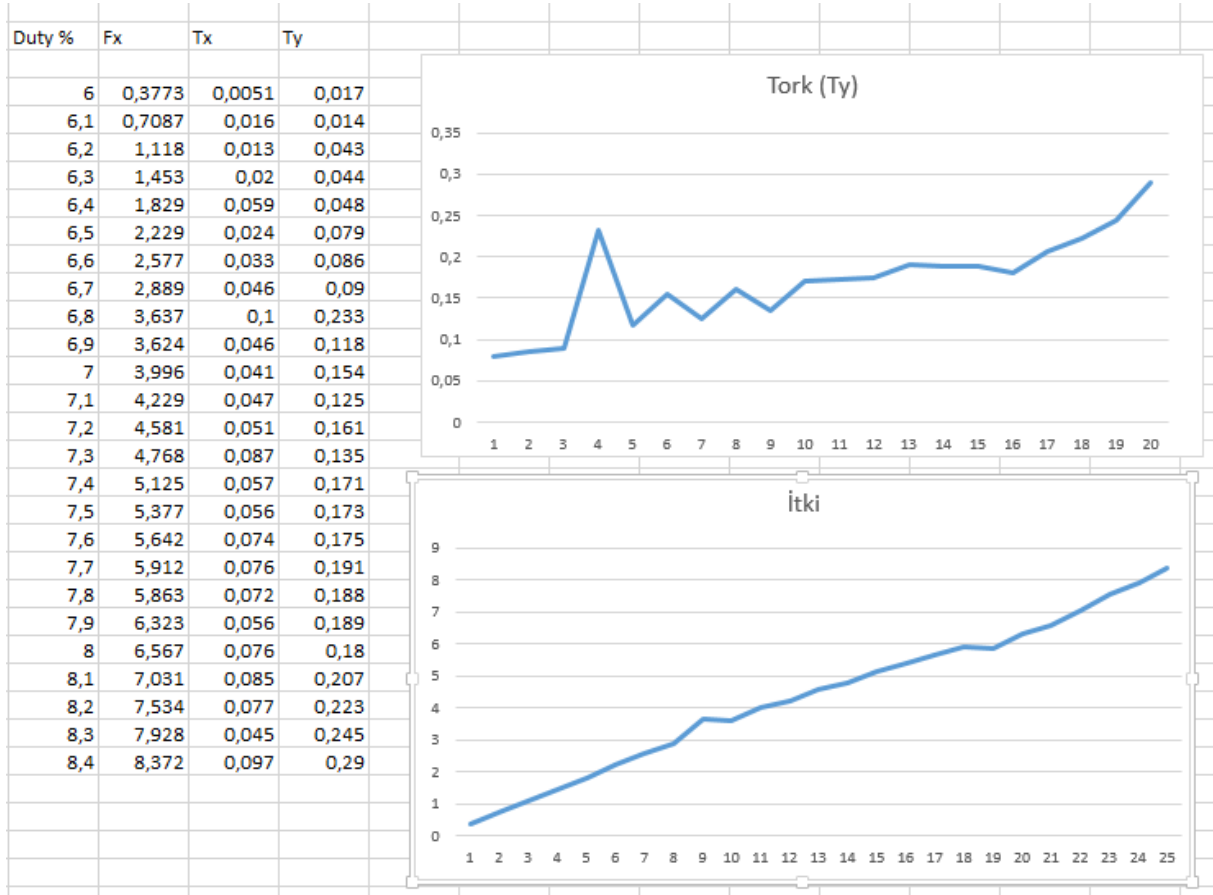




Şekil 3.17 Açı Hesaplama Modeli

### 3.5 Ducted Fan Torque and Power Measurements

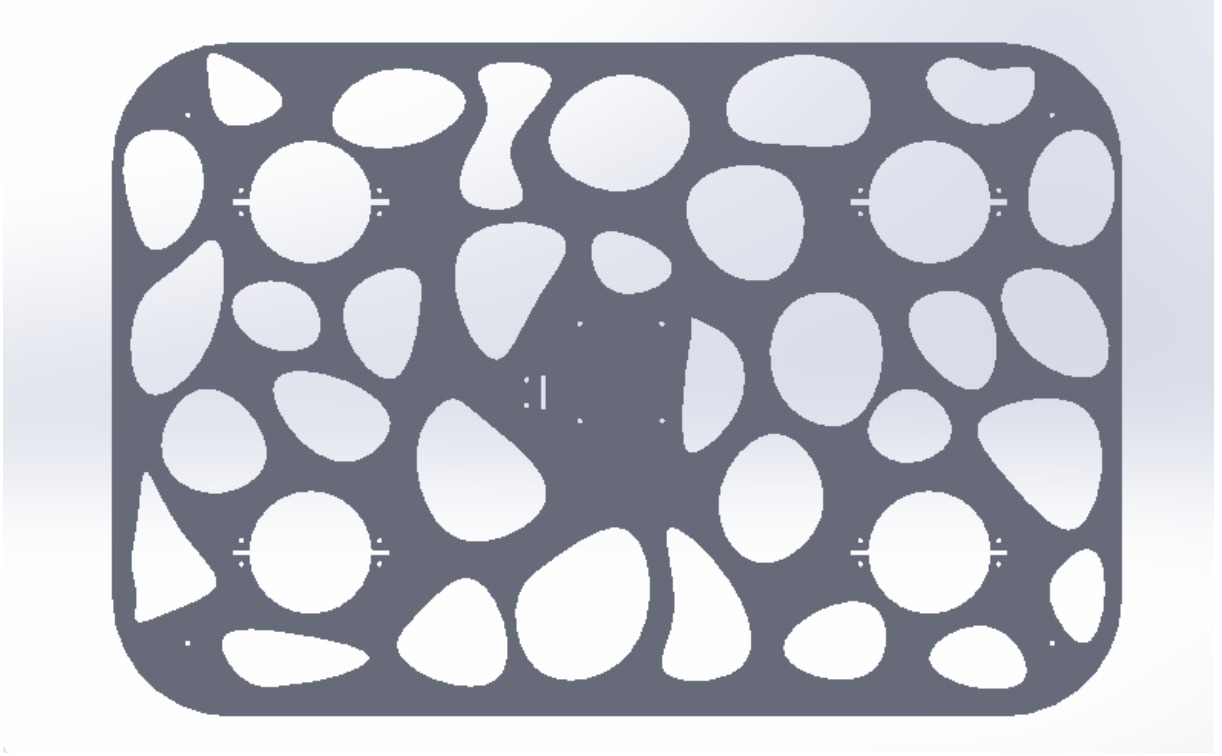
Çin'den aldığımız ducted fanların matematiksel modelleri yani sistemlerin girişlerine verilen pwm sinyalleri ile ürettikleri tork ve itki değerlerini bilinmemektedir. Bunu için ducted fan için basit bir tutucu tasarlanarak Aerodinamik laboratuvarında yük hücresi (loadcell) ölçüm sisteminde motorların itki ve tork değerleri ölçülmüştür.



Şekil 3.18 Tork ve İtki Ölçümleri

### 3.6 Mekanik Tasarım

Motor üretikleri itkiler sınırlı olduğu için gövde olarak hafif ve sağlam bir malzeme seçmemiz gerekiyordu. Bunu için hem dayanıklı hemde hafifi olan pleksiglass seçilmiştir.



**Şekil 3.19** Pleksiglass Gövde

## BÖLÜM 4

### 4.1 Bütçe Tablosu

<b>BÜTÇE PLANI</b>			
<b>ÜRÜN ADI</b>	<b>ÜRÜN AÇIKLAMASI</b>	<b>ÜRÜN ADEDİ</b>	<b>ÜRÜN FİYATI</b>
<b>Duted Fanlı Motor</b>	<b>Elektronik Komponent</b>	<b>4 ADET</b>	<b>21 \$</b>
<b>Gy91</b>	<b>İmu</b>	<b>1 ADET</b>	<b>4.24 \$</b>
<b>Rasbbery Pi</b>	<b>Mini Bilgisayar</b>	<b>1 ADET</b>	<b>243₺</b>
<b>Esc</b>	<b>Motor Sürücü</b>	<b>1 ADET</b>	<b>11.8 \$</b>
<b>Pleksiglass+İşlem Ücreti</b>		<b>1 ADET</b>	<b>160 ₺</b>

**Tablo 4.1** Bütçe Planı

## KAYNAKLAR

- [1] Kıvrak, A.Ö., “Design of Control Systems for a Quadrotor Flight Vehicle Equipped With Inertial Sensors”, *Yüksek Lisans Tezi*, Atılım Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, 2006.
- [2] Bouabdallah, S., “Design and control of quadrotors with application to autonomous flying”, *Doktora Tezi*, Abou Bekr Belkaid Üniversitesi, Tlemcen, Cezayir, 2007.
- [3] Dikmen, İ.C., Arısoy, A., Temeltaş, H., “Dikey iniş kalkış yapabilen dört rotorlu hava aracının (quadrotor) uçuş kontrolü”, *Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi*, 4, 33-40, 2009.
- [4] Andreas, R., “Dynamics Identification & Validation and Position Control of a Quadrotor”, *Sömestr Tezi*, İsviçre Federal Teknoloji Enstitüsü, Zürih, İsviçre, 2010.
- [5] Eresen, A., “Dönerkanat tipinde bir insansız hava aracının görüntü tabanlı kontrolü”, *Yüksek Lisans Tezi*, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, 2010.
- [6] Habib, Maki K., Wahied Gharieb Ali Abdelaal, and Mohamed Shawky Saad. (2014)"Dynamic modeling and control of a Quadrotor using linear and nonlinear approaches".
- [7] Otomatik Kontrol Sistemleri 7. Basım'dan Çeviri Benjmin C.Kuo, Atilla Bir(Çevirmen).

