

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**İNSANSIZ DÖRT ROTORLU HAVA ARAÇLARI İÇİN DEĞİŞKEN
SERBESTLİK DERECELİ YERE SABİT DENEY DÜZENEGİ VE
DENETLEYİCİ TASARIMI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Ahmet KIRLI**

Anabilim Dalı : Makina Mühendisliği

Programı : Sistem Dinamiği ve Kontrol

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Ata MUĞAN

Haziran 2010

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**İNSANSIZ DÖRT ROTORLU HAVA ARAÇLARI İÇİN DEĞİŞKEN
SERBESTLİK DERECELİ YERE SABİT DENEY DÜZENEGİ VE
DENETLEYİCİ TASARIMI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Ahmet KIRLI

(503081601)

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 06 Mayıs 2010

Tezin Savunulduğu Tarih : 07 Haziran 2010

Tez Danışmanı : Prof. Dr. Ata MUĞAN (İTÜ)

Eş Danışman : Yrd. Doç. Dr. Vasfi Emre

ÖMÜRLÜ(YTÜ)

Diğer Jüri Üyeleri : Doç. Dr. Şeniz ERTURUL (İTÜ)

Yrd. Doç. Dr. İlker Murat KOÇ (İTÜ)

Prof. Dr. Faruk YİĞİT (YTÜ)

Haziran 2010

ÖNSÖZ

İnsansız hava araçları (İHA) kapsamında dört rotorlu helikopterler (quadrotor), yüksek hareket kabiliyetleri ve farklı kontrol tekniklerinin uygulanabilirliği açısından son yıllarda üzerinde dikkate değer araştırmalar yapılmış konulardandır. Yapılan çalışmalar daha çok kontrol ve modelleme ağırlıklı olup, tasarım ve haberleşme konularında da çalışmalar yapılmaktadır. Bu çalışmada, farklı kontrol tekniklerinin denenmesi amacıyla, yere sabit, sınırlı/kontrollü serbestlik derecesine sahip dört rotorlu bir helikopter (quadrotor) deney düzeneğinin tüm tasarımı ve imalatı gerçekleştirilmiş, temel kontrol algoritmaları ile karmaşık kontrol algoritmalarının uygulanabilirliği ve performansı gösterilmiştir.

Beni yetiştiren ve kendimi geliştirmemde bana her zaman destek olan babama ve anneme, sevgili kardeşlerime ve aileme saygı ve sevgilerimi iletirim.

Bu çalışmamda büyük katkıları olan, eğitim hayatımın değerli öğretmenlerine ve tez çalışmamda bana gösterdiği hoşgörü ve değerli yardımları için Sayın Prof. Dr. Ata Muğan'a teşekkürlerimi ve saygılarımı sunarım.

YTÜ Mekatronik Müh. Bölüm Başkan Yardımcısı değerli hocam Sayın Yrd. Doç. Dr. Vasfi Emre Ömürlü'ye gösterdiği destek, değerli yardımları, güveni ve teşvikleri için çok teşekkür eder, saygılarımı sunarım.

Kendisiyle çalışmaktan her zaman keyif aldığım ve gurur duyduğum değerli arkadaşım ve saygıdeğer hocam Mak. Yük. Müh. Utku Büyüksahin'e tezin her aşamasındaki yardımları ve desteği için teşekkür ederim.

Benim çocukluktan gençliğe, çevremi ise analogtan dijitale geçtiği zamanlardan beri, arkadaşlık kavramımı dolduran ve mana veren, değerli dostum Emre Metin'e, hayatı yorumlamakta ki değer yargılarına yaptığı büyük katkılardan dolayı ve arkadaşlığı ve paylaştığı değerli fikirleri için teşekkür ederim. Avagadro ve değerli yumurtası, M ve H&H ile ilgili yaptığımız akademik düzeydeki grafikli çalışmaları ve Türk Edebiyatına önemli bir katkı niteliğindeki atasözlerinin yine grafikli açıklamaları çalışmalarımızı da ayrıca saygıyla anıyorum.

Mayıs 2010

Ahmet Kırılı
(Makina Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	iii
KISALTMALAR	vii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	ix
ŞEKİL LİSTESİ.....	xi
SEMBOL LİSTESİ.....	xiii
ÖZET.....	xv
SUMMARY	xvii
1. GİRİŞ	1
1.1 Tezin Amacı	2
1.2 Literatür Özeti	2
2. 4 ROTORLU HAVA ARACININ TANITIMI.....	9
2.1 Giriş.....	9
2.2 Hava Aracının Çalışma Prensibi	10
2.3 Hava Aracının Matematik Modeli.....	12
3. 4 ROTORLU HAVA ARACI DENEY DÜZENEĞİ	17
3.1 Amaç	17
3.2 Deney Düzeneği Mekanik Yapısı	18
3.3 Deney Düzeneği Mekatronik Yapısı	23
3.3.1 Eyleyici, motorlar.....	25
3.3.2 Geri besleme, algılayıcılar	26
3.3.3 Denetleyici	27
4. MEKANİK VE MEKATRONİK İYİLEŞTİRMELER.....	29
4.1 Sistem Parametrelerinin Tespiti	29
4.2 Eğimölçer İçin Filtre Tasarımı	35
4.2.1 Eğimölçer için tasarlanan deney düzeneği.....	35
4.2.2 Alçakgeçiren filtre tasarımı.....	35
4.3 Yeni Mekanik Yapı	40
5. DENETLEYİCİ TASARIMI	43
5.1 Denetleyici Yapıları	43
5.1.1 PID denetleyici yapısı	43
5.1.2 Bulanık mantık PD denetleyici yapısı.....	44
5.1.3 Kendinden ayarlamalı bulanık mantık PD denetleyici yapısı	46
5.1.4 PID ile kendinden ayarlamalı BM PD denetleyici yapısı	47
5.2 4 Rotorlu Hava Aracı İçin Tasarlanan Denetleyiciler	47
5.2.1 PID denetleyiciler	48
5.2.2 Bulanık mantık denetleyiciler	51
5.2.3 Birlikte/paralel denetleyiciler.....	54
6. SONUÇLAR	57
6.1 Kontrol Arayüzü.....	57
6.2 Birinci Deney Düzeneği Kontrolü.....	59
6.3 İkinci Deney Düzeneği Kontrolü	61

6.4 Sonuç ve Öneriler.....	63
KAYNAKLAR.....	65
EKLER.....	69

KISALTMALAR

İHA	: İnsansız Hava Aracı
UAV	: Unmanned Aerial Vehicle
PID	: Oransal-İntegral-Türev denetleyici
BM	: Bulanık Mantık
BMD	: Bulanık Mantık Denetleyici
GPS	: Global Positioning System
PIC	: Peripheral Interface Controller
PWM	: Pulse Width Modulation
DSC	: Digital Signal Controller
LQR	: Linear Quadratic Regulator
DC	: Direct Current
VDC	: Volt Direct Current
rpm	: revolutions per minute
TTL	: Transistor-Transistor Logic
FFT	: Fast Fourier Transform
A	: Amper
Hz	: Hertz
kg	: kilogram
m	: metre
cm	: santimetre
mm	: milimetre
sn	: saniye
nb	: negatif büyük
nm	: negatif orta
ns	: negatif küçük
z	: sıfır
ps	: pozitif küçük
pm	: pozitif orta
pb	: pozitif büyük

ÇİZELGE LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 5.1 : Ziegler-Nichols metodu.....	49
Çizelge 5.2 : Ziegler-Nichols yunuslama denetleyicisi	50
Çizelge 5.3 : Ziegler-Nichols yalpalama denetleyicisi	50
Çizelge 5.4 : BMD yunuslama, yalpalama üyelik fonksiyonları.....	53
Çizelge 5.5 : BMD sapma üyelik fonksiyonları	53
Çizelge 5.6 : Kendinden ayarlamalı BMD	53

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1	: 4 rotorlu hava aracı.....	1
Şekil 2.1	: 4 rotorlu hava aracı modeli.....	9
Şekil 2.2	: 4 rotorlu hava aracı çalışma prensibi - dönmeler.	10
Şekil 2.3	: 4 rotorlu hava aracı çalışma prensibi - ötelenmeler.	11
Şekil 2.4	: Hava aracına etkiyen kuvvetler ve açılar.	12
Şekil 3.1	: Hava aracı hareketleri ve düzlemler.....	18
Şekil 3.2	: 4 rotorlu İHA deney düzeneği – 1	19
Şekil 3.3	: Bağlantı mekanizması	20
Şekil 3.4	: Sadece yükseklik kontrolü.	20
Şekil 3.5	: Sapma kontrolü	21
Şekil 3.6	: Yunuslama ve yalpalama kontrolü.	21
Şekil 3.7	: Uzaysal hareket	22
Şekil 3.8	: Temel elektrik- elektronik bağlantı diyagramı.....	23
Şekil 3.9	: Elektrik bağlantı devresi.....	24
Şekil 3.10	: Fırçasız DC motor	25
Şekil 3.11	: Sürücünden motora giden kontrol sinyali.	26
Şekil 3.12	: Geri besleme algılayıcıları.....	27
Şekil 4.1	: Pervanelerin ürettiği kuvvetler.	30
Şekil 4.2	: Pervane itki kuvveti ölçme deneyi	30
Şekil 4.3	: Pervanelerin yanal itki kuvveti ve dönel ivmeleri.....	31
Şekil 4.4	: İtki kuvveti / PWM %görev yüzdesi	32
Şekil 4.5	: Yanal itki kuvveti / PWM %görev yüzdesi.....	32
Şekil 4.6	: Motor 1 için itki kuvvetleri / PWM % görev yüzdesi	33
Şekil 4.7	: Motorların itki kuvveti modeli.	33
Şekil 4.8	: Motorların açısal hız / PWM % görev yüzdesi.	34
Şekil 4.9	: Motorların açısal hız modeli.....	34
Şekil 4.10	: Eğimölçer için alçak geçiren filtre tasarımı deney düzeneği.	35
Şekil 4.11	: Alçakgeçiren filtre tasarımı deney düzeneği	36
Şekil 4.12	: Alçakgeçiren filtre tasarlama programı.....	36
Şekil 4.13	: Alçakgeçiren filtre 1.....	37
Şekil 4.14	: Alçakgeçiren filtre 1 - frekans cevabı.	37
Şekil 4.15	: Alçakgeçiren filtre 1 - basamak cevabı.	37
Şekil 4.16	: Alçakgeçiren filtre 2.....	38
Şekil 4.17	: Alçakgeçiren filtre 2 – frekans cevabı.....	38
Şekil 4.18	: Alçakgeçiren filtre 2 – basamak cevabı.	38
Şekil 4.19	: Tasarlanan alçakgeçiren filtre.	39
Şekil 4.20	: Tasarlanan alçakgeçiren filtre.	39
Şekil 4.21	: Tasarlanan alçakgeçiren filtre.	39
Şekil 4.23	: Tasarlanan filtre FFT.....	40
Şekil 4.24	: Yeni mekanik yapı.....	41
Şekil 4.25	: Yeni deney düzeneği elektriksel devre ve kontrol kartı.	42
Şekil 5.1	: PID denetleyici yapısı.	43

Şekil 5.2	: Giriş ve çıkışları ile BMD yapısı.....	45
Şekil 5.3	: Bulanık mantık kontrol elemanları.....	46
Şekil 5.4	: Bulanık mantık PD denetleyici yapısı.....	46
Şekil 5.5	: Kendinden ayarlamalı BM PD denetleyici yapısı.....	47
Şekil 5.6	: Kendinden ayarlamalı BM PD + PID denetleyici yapısı.....	47
Şekil 5.7	: Yunuslama ve yalpalama PID kontrol.....	49
Şekil 5.8	: Ziegler-Nichols deneyi.....	49
Şekil 5.9	: Ziegler-Nichols PI denetleyici.....	50
Şekil 5.10	: Ziegler-Nichols PID denetleyici.....	50
Şekil 5.11	: Yunuslama ve yalpalama PID denetleyici.....	51
Şekil 5.12	: Yunuslama ve yalpalama PID denetleyici gürültü altında.....	51
Şekil 5.13	: Bulanık mantık denetleyici.....	52
Şekil 5.14	: BMD ile yunuslama, yalpalama kontrolü.....	54
Şekil 5.15	: Kendinden ayarlamalı BMD ile yunuslama ve yalpalama kontrolü.....	55
Şekil 5.16	: Kendinden ayarlamalı BMD + PID ile yunuslama ve yalpalama kontrolü.....	55
Şekil 5.17	: BMD + PID ile sapma kontrolü.....	55
Şekil 5.18	: BMD + PID ile sapma kontrolü 30 derece.....	56
Şekil 5.19	: BMD + PID ile sadece sapma kontrolü.....	56
Şekil 6.1	: Kontrol arayüzü.....	57
Şekil 6.2	: Geri besleme sinyalleri ve giriş - çıkışlar.....	58
Şekil 6.3	: Kontrol bloğu iç yapısı.....	58
Şekil 6.4	: Denetleyici bloğu iç yapısı.....	59
Şekil 6.5	: Sapma kontrolü – bozucu etki.....	59
Şekil 6.6	: Sapma kontrolü – 25 derece.....	60
Şekil 6.7	: Sapma kontrolü – 80 derece.....	60
Şekil 6.8	: Yunuslama ve yalpalama kontrolü.....	60
Şekil 6.9	: Yunuslama ve yalpalama kontrolü – bozucu etki.....	61
Şekil 6.10	: Sapma kontrolü – bozucu etki.....	61
Şekil 6.11	: Yunuslama ve yalpalama kontrolü.....	62
Şekil 6.12	: Yunuslama ve yalpalama kontrolü – bozucu etki.....	62
Şekil 6.13	: Tüm kontrol - sırasız.....	62
Şekil 6.14	: Tüm kontrol - sıralı.....	63

SEMBOL LİSTESİ

Θ	: Yunuslama açısı [radyan]
$\emptyset$	: Yalpalama açısı [radyan]
Ψ	: Sapma açısı [radyan]
b	: Pervane dikey itki faktörü [Ns^2]
d	: Pervane yanal itki faktörü [Nms^2]
$I \in R^{(3 \times 3)}$	: Hava aracı atalet matrisi
V	: Gövde çizgisel hız vektörü
Ω	: Gövde açısal hız vektörü
F_{NE}	: Gövdedeki toplam kuvvet
τ_{NE}	: Gövdedeki toplam tork
e	: Hareket hatası
$\dot{e}$	: Hareket hatasının türevi
g_a	: Kendinden ayarlama parametresi
g_e	: Hata için bulanık mantığın ayarlama parametresi
g_{de}	: Hatanın türevi için bulanık mantığın ayarlama parametresi
I_x	: 4 rotorlu hava aracının x eksenindeki ataleti [Nm^4]
I_y	: 4 rotorlu hava aracının y eksenindeki ataleti [Nm^4]
I_z	: 4 rotorlu hava aracının z eksenindeki ataleti [Nm^4]
A	: Zemin düzlemi
B	: 4 rotorlu hava aracı düzlemi
a_F	: Hava aracının ivmesi
R_{aF}	: a_F ivmesinin A düzlemine etkisi
g	: Yerçekimi ivmesi
J	: Hava aracına etkiyen jiroskopik etki
F_i	: Motorların itki kuvveti [N]
ω_i	: Motorların açısal hızı [rad/s]
τ_G	: Jiroskopik tork
τ_B	: 4 rotorlu hava aracı torku
τ_a	: Motorların oluşturduğu tork
k_p	: Oransal Kontrol Katsayısı
k_i	: İntegral Kontrol Katsayısı
k_d	: Türevsel Kontrol Katsayısı
l	: 4 rotorlu hava aracının kanat uzunluğu [m]
m	: 4 rotorlu hava aracının ağırlığı [kg]
$L_{x,y,z}$	: x, y ve z eksenlerindeki açısal momentumlar
U	: Denetleyici çıkışı
U_1	: Dikey itki [N]
U_2	: Yalpalama torku [Nm]
U_3	: Yunuslama torku [Nm]
U_4	: Sapma torku [Nm]
U_{cl}	: Kendinden ayarlama etkisi
U^{PD}	: Bulanık mantık PD çıkışı

İNSANSIZ DÖRT ROTORLU HAVA ARAÇLARI İÇİN DEĞİŞKEN SERBESTLİK DERECELİ YERE SABİT DENEY DÜZENEGİ VE DENETLEYİCİ TASARIMI

ÖZET

İnsansız hava araçları (İHA) kapsamında dört rotorlu helikopterler (quadrotorlar), yüksek hareket kabiliyetleri ve farklı kontrol tekniklerinin uygulanabilirliği açısından son yıllarda üzerinde dikkate değer araştırmalar yapılmış konulardandır. Yapılan çalışmalar daha çok kontrol ve modelleme ağırlıklı olup, tasarım ve haberleşme konularında da çalışmalar yapılmaktadır.

Bu çalışmada, farklı kontrol tekniklerinin denenmesi amacıyla, yere sabit, sınırlı/kontrollü serbestlik derecesine sahip dört rotorlu bir helikopter deney düzeneğinin bütün tasarımı ve imalatı gerçekleştirilmiş, temel kontrol algoritmaları ile daha gelişmiş ve karmaşık kontrol algoritmalarının uygulanabilirliği ve performansı gösterilmiştir. Sistemin serbestlik derecesi sınırlandırılarak, yunuslama, yalpalama ve sapma hareketlerinin birbirinden bağımsız kontrolüyle, kontrol algoritmalarının etkilerinin daha net incelenebileceği düşünülmüştür.

Deney sisteminin tasarımında mekanik-mekatronik bakımdan deney düzeneği düşünülmüş ve ayrıca yazılım yönünden de kararlı bir yapı elde edilmeye çalışılmıştır. Mekanik tasarımdan maksat yere sabit bu uçuş kontrol sisteminde eksenlerin birbirinden bağımsız kontrol edilebilmesini sağlamaktır. Mekatronik bakımdan sistem performansının yüksek tutulması için elektrik bağlantıları, elektronik devreler, geri besleme algılayıcıları, motorlar ve sürücüler ve son olarak mikro denetleyici ön plana çıkmaktadır. Yazılım olarak, Matlab&Simulink kullanılmıştır. Gerek kullanılan denetleyici ve geri besleme algılayıcılarının donanımsal entegrasyonu gerekse kontrol programı için yazılımsal olarak kullanıcı dostu ara yüzü ile kuvvetli ve çok sayıda işlem kapasitesi açısından seçilen yazılım programı öne çıkmaktadır.

Yapılan çalışma sürecinde birbirini takip eden ve birbirine ışık tutan 3 ana iyileştirme yapılmıştır. Bu araştırma ve geliştirme çalışmaları tez için hedeflenen başarıya ulaşmak için düşünülmüş ve uygulanmıştır.

Tez kapsamında mekanik, mekatronik ve yazılım bazında tasarım anlatılacak ve sistemde farklı serbestlik derecelerinde ve farklı kontrol algoritmaları altındaki yapılan deney sonuçları açıklanacaktır. Tez sürecinde yapılan geliştirmeler de sebepleri ve sonuçları ile birlikte açıklanacaktır.

DESIGN AND CONTROL OF AN EXPERIMENTAL STATIONARY QUADROTOR WITH VARIABLE DEGREE OF FREEDOM

SUMMARY

Unmanned air vehicles (UAV) and especially quadrotors have drawn great attention in recent years due to their high maneuverability and feasibility of different control techniques. Vast majority of the works concentrate mostly on control; yet, design and communication are also points of interest.

In this research, a stationary, four-rotor air vehicle with limited/controlled degree of freedom is designed and constructed so that various control algorithms and their changing effects with varying vehicle dynamics can be studied on the ground in consideration with the safety purposes. Ascending/descending, pitch/yaw/roll motions can be limited/controlled by setting the vehicle's degree of freedom mechanically, resulting a better net observability of the control algorithms on the vehicle's dynamic performance.

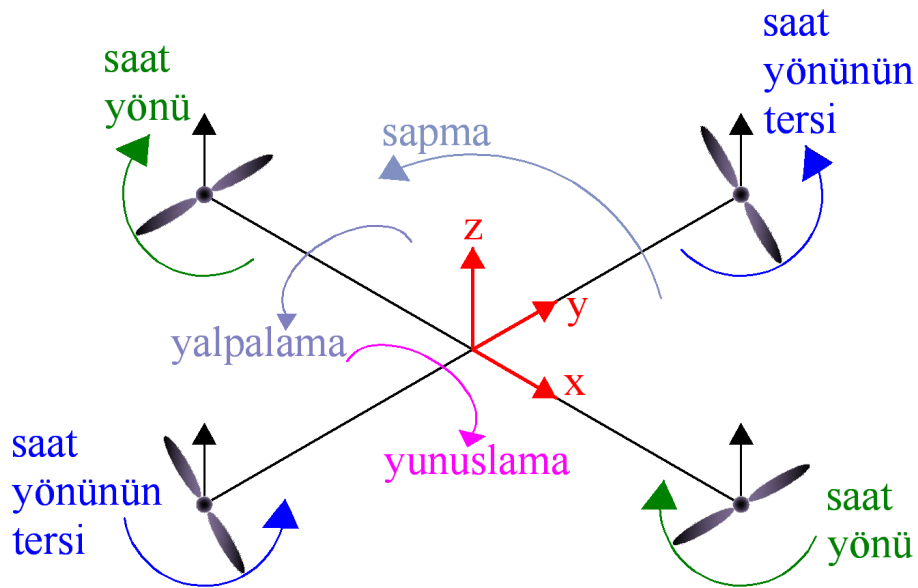
Mechanic, mechatronic and software are the main concerns of the design. Also a stable software has been aimed to achieve. Objective of the mechanic design is to decouple different axes of the vehicle so that control algorithm effects can be observed. The mechatronic design searches for the best combination of the system control components, electric connections and electronic circuits, feedback systems and the microcontroller. Matlab&Simulink is the preferred software due to its user-friendly interface, powerful process library and easy integration with the hardware.

In this research process, 3 main developments are achieved in order to optimize the mechanic, mechatronic and software designs to fulfill the main goal of the thesis.

In this thesis; design, in terms of mechanics, mechatronics and software will be explained and the usability of the system will be presented. In addition, the experiments with their results of various control algorithms for varying degree of freedom will be presented and explained along with the improvements and their purposes.

1. GİRİŞ

Dikey kalkış yapabilen hava taşıtlarının ilk akla geleni olan helikopterler, bilindiği üzere, Leonardo Da Vinci'nin ilk tasarımını yaptığı günden bugüne sürekli olarak gelişmektedir ve farklı konfigürasyonlar üzerinde çalışılmaktadır. Şüphesizdir ki bu konfigürasyonlar arasında dört pervaneliler, en rağbet görenlerdendir ki bir dört pervanelinin kontrolünde tüm yönlendirmeler, motorların devir sayılarının değişimiyle sağlanmaktadır. Pal açıları yerine devir kontrolü, mekanik açıdan kolaylık sağlasa da sistemi dengede tutmak ve yönlendirme kontrolleri, buna mukabil, iyi bir kontrol problemidir. Yönlendirme amacıyla değiştirilen motor devir sayıları tabii ki kaldırma kuvvetini etkilemektedir ve dolayısıyla ciddi bir kontrol problemini de beraberinde getirmektedir. Ayrıca dört rotorlu hava taşıtları klasik 2 pervaneli helikopterler/hava araçları ile kıyaslandığında hareket ve manevra kabiliyetleri açısından öne çıkmaktadır. Son zamanlarda teknolojik gelişmeler ve araştırmalar, insansız taşıtlar üzerinde yoğunlaşmıştır. İHA, insansız hava taşıtları gerek sivil gerekse askeri amaçlar için kullanılmaktadırlar. 4 rotorlu İHA'lar çok çeşitli uygulama alanı olan ve son zamanlarda üzerinde çokça araştırmanın yapıldığı bir konudur.



Şekil 1.1 : 4 rotorlu hava aracı

1.1 Tezin Amacı

4 rotorlu İHA sistemi karşılıklı simetrik olarak yerleştirilmiş 4 motor-pervane çiftinden oluşmaktadır. Şekil 1.1’de görüldüğü gibi karşılıklı yerleştirilmiş pervaneler aynı yönde, komşu pervaneler ise ters yönde dönerek kaldırma kuvveti oluşturmaktadır. Hava aracının tüm yönlendirmeleri motor devrinin kontrol edilmesiyle sağlanmaktadır. Motorların birlikte ve istenen değerde çalışması da kontrol açısından çalışmaya değer bir konudur.

Bu tezin amacı 4 rotorlu İHA için bir deney düzeneği yapmak ve bu düzenekte yapılacak çalışmalar ışığında İHA’yı mekanik, mekatronik ve kontrol açısından iyileştirmek ve istenilen düzeye getirmektir.

Uzaysal hareket kabiliyeti olan düşük maliyetli, yapılacak deneyler açısından sayıca ve kapsam olarak birçok imkân sunan bir deney düzeneğinin İHA’lar açısından çok faydalı olacağı düşünülmüştür.

Örnek olarak üzerinde denenen bir denetleyicinin iyi çalışmaması durumunda, hava aracı, kendisine ve/veya çevresine zarar verebilir. Ayrıca pil yerine sistemin yere bağlı olmasından faydalanarak elektrik beslemesinin şebeke üzerinden yapılması deney süreleri için olumlu bir etki oluşturmuştur. Yine sistemin yer ile bağlantısından faydalanarak istenen değerler kolayca ölçülebilmekte, bu da yapılan deneylerin ve iyileştirmelerin sonuçlarını gözlemleme noktasında çok kolaylık sağlamaktadır.

Tez kapsamında ve tezin amacı doğrultusunda yapılan araştırma ve çalışmalarda deney düzeneği, hava aracı, elektrik ve elektronik donanım ve kontrol yazılımı yapılan deneyler sonucunda ve ışığında iyileştirilmiş ve hedeflenen sonuç elde edilmiştir.

1.2 Literatür Özeti

Ömürlü ve diğerleri[1] yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu insansız hava araçları için sınırlı/kontrollü, uzaysal hareket yapabilen bir deney düzeneği tasarlamış; mekanik, mekatronik ve yazılım açısından sistemlerini açıklamışlardır. Deney düzeneklerinde hava aracının sapma kontrolünü PID ile kontrol etmişlerdir. PID denetleyici deney düzeneğinden alınan verilerle Ziegler-Nichols yaklaşımıyla tasarlanmış ve iyileştirilmiştir. Yapılan benzetimlerde alınan sonuçlar ile gerçekleştirilen

deneylerin istenen değerleri sağladığı gözlemlenmiştir.

Hoffmann ve diğerleri [2] yapmış oldukları çalışmada verilen rotayı takip eden minyatür bir araç tasarlamış ve gerçeklemişlerdir. İki araçlık oluşturdukları ve çalıştırdıkları test düzeneklerinde her aracın diğer araçtan kaçınan uygun rotayı, “Nash Uyuşma” formülasyonu ile hesaplamaktadırlar. Hava araçları “Draganfly 3” isimli piyasada bulunan bir modeldir. Kablosuz radyo teknolojisi ile haberleşmekte ve GPS kullanılmaktadırlar. Dış ortamda yapılan bu testlerde yükseklik sabit tutulmuştur. alışmalarında yüksekliğin bozucu etkilerle birlikte değiştiğini ve kontrol algoritmalarının sürekli olarak motor güçlerini değiştirmek zorunda kaldığını görmüşlerdir.

Altuğ ve diğerleri [3] yapmış oldukları çalışmada ana algılayıcı olarak görsel geribildirim kullanan otonom bir Dört Rotorlu Hava Aracı kontrolü sunmuşlardır. Sistemlerinde pozisyon ve hareketi hesaplamak için bir yer kamerası kullanmışlardır. Yol tabanlı geri bildirimlerin doğrusallaştırıldığı seri tabanlı kontrol ve geri adımlamalı kontrol yasası olmak üzere iki çeşit kontrol üzerinde çalışmışlardır. Dikey ve dönme hareketleriyle sınırlandırılmış HMX4 isimli model ile deneyleri yapmışlardır. Benzetimlerini Matlab ve Simulink ile yaptıkları çalışmalarında geri adımlamalı denetleyicinin geri beslemeli dengeleme kontrolünden daha iyi çalıştığını görmüşlerdir. Sistemin dış kameralara bağımlı olmasından dolayı tamamen otonom olamayacağını belirtmiş ve ileride araç üstü kameralar kullanılmasını hedeflemişlerdir.

Pounds ve diğerleri [4] yapmış oldukları çalışmada düşey kalkıp inen iç alan uygulamalarında kullanılan dört rotorlu hava robotu olarak “X4 Flyer” modeli kullanmışlardır. Sistemin modeli verilmiş ve pilotaj kontrolü tasarımı üzerinde durulmuştur. Modellemeler Simulink ile yapılmıştır. Yapılan testler iç çevrim denetleyicinin düzgün çalıştığını göstermiştir.

Efe [5] çalışmasında “draganfly” marka dört motorlu döner kanat sisteminin dinamik modeli, bu model üzerine uygulanan doğrusal olmayan kontrolün performansının ve davranış testleri üzerinde durmuştur. Testlerde geri beslemeli doğrusal olmayan kontrolün performansı gürültülü gözlemler için de tatmin edici olduğu bulunmuştur. Dört motorlu döner kanat sistemi için yükseklik kontrolünü doğrusallaştıran bir denetleyici gerçekleştirilmiştir.

Bouabdallah ve diğerleri [6] yapmış oldukları çalışmada “OS 4” isimli otonom

robotun mekanik tasarımı, dinamik modellenmesini, algılayıcıları ve iç ortam kontrollerini yapmışlardır. Yaptıkları deney düzeneği ile yüksekliği sabitleyerek gerçekleştirdikleri testlerde dönme, yuvarlanma ve yunuslama açılarını kontrol etmişleridir. Test sonuçlarında dönme kontrolünün iyi çalıştığı görülmüştür. Gelecekteki amaçlarının tam otonom bir araç geliştirmek olduğunu belirtmişlerdir.

Baran ve diğerleri [7] yapmış oldukları çalışmada insansız hava araçları için kontrol algoritmalarının test edilebileceği bir düzenek üzerinde durmuşlardır. Düzenekte yapılan testler ile modellemenin örtüştüğünü belirtmişlerdir. Altı serbestlik derecesine sahip olan deney düzeneğine aracın doğrudan bağlanması sebebiyle aracın hareketleri ile ilgili bir ölçüm alınamamaktadır.

Pongpaibul [8] yaptığı çalışmada bilgisayar kontrollü ufak ölçekli uçan araç tasarımı ve mekanik yapı üzerinde durmuştur. Laboratuarda yapılan deneyler sonucunda güvenliğin en önemli nokta olduğunu ortaya çıkarmıştır. İki pervaneli sistem olarak kurduğu test düzeneğinde iki çeşit test yapmıştır. Birinci testte düşey yükseklik kararlılığı PID ile kontrol edilmiştir. Bu testte yükseldikçe kablo ağırlıklarının sistem üzerinde büyük etkiler yaptığı görülmüştür. İkinci testte farklı kontrol parametreleri ile pozisyon kontrolü tekrarlanmıştır. Bu çalışmanın eksikliği gerçek itiş güçleri altında çalışılmadığından dolayı aracın tamamen test edilememiş olmasıdır.

Patel ve diğerleri [9] çalışmalarında “draganfly” kullanarak ufak bir dört rotorlu hava aracı için koruma kafesi olan bir test düzeneği yapmışlardır. PIC ile sürmüş oldukları hava araçları motorlarının ısınmasından dolayı, 3 metrede 5 dakika kadar durabilmiştir. Dönme, yuvarlanma, yunuslama, açısız oran ve açısız hızları ölçmüşlerdir. Tuğla bir duvar veya benzer bir engelle çarpışma durumu için bir test düzeneği hazırlamışlardır. Engelle çarpıştıktan sonra sistem korunabilmiştir ve matematiksel hesaplamalarla birlikte çarpışma sonrası daha iyi bir kontrol sağlanabilmiştir.

Çetinsoy ve diğerleri [10] yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu bir İHA'nın modellenmesini ve kontrolünü gerçekleştirmişlerdir. Tasarlanan sistemin dikey kalkış yapabilmesi ve sonrasında yatay uçuşa geçebilmesi sağlanmıştır. Dikey uçuşta yönelim ve irtifa kontrolü için PID tabanlı bir denetleyici tasarlanmış ve pozisyon kontrolü için LQR tabanlı bir denetleyici tasarlamışlardır. Yapılan çalışmada hava aracının dinamik modeli de oluşturulmuş ve benzetimler gerçekleştirilmiştir.

Orsag ve diğeri[11] yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu İHA'lar için modelleme ve

kontrol üzerinde durmuşlardır. Çok kullanılan bir dinamik modeli iyileştirmişler ve PID tabanlı klasik denetleyicinin çeşitli kombinasyonları ile melez bir denetleyici elde etmişlerdir. Hava aracının kontrolünü 3 aşamada ele almışlardır. Sırasıyla yükseklik, x, y eksenlerindeki pozisyon ve son olarak ta sapma açısını kontrol etmeyi düşünmüşler ve her bir aşama için farklı denetleyici tasarlamışlardır.

Liu ve diğerleri [12] yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu hava araçları için gerçek zamanlı kontrol yapabilen gömülü bir sistem tasarlamışlar ve deneysel sonuçlar elde etmişlerdir. Kullandıkları doğru akım motorlarını elektronik gömülü bir devre ile kontrol etmişlerdir. Tasarlamış oldukları iki farklı denetleyici ile hava aracının havada asılı konumda iken kararlılığını sağlamaya çalışmışlardır. Yaptıkları deneyler sonucunda doğrusal olmayan bir denetleyicinin doğrusal denetleyiciden daha iyi çalıştığı gözlemlenmiştir.

Erginer ve diğeri[13] yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu hava aracı için jiroskopik etkileri de kattıkları bir dinamik model elde etmişlerdir. Elde edilen matematik model için bir PD denetleyici tasarlanmış ve MATLAB Simulink programında yapılan benzetimlerle denetleyici katsayıları iyileştirilmiş, hava aracının kontrolü sağlanmıştır. Ayrıca görüntü tabanlı bir kontrolde tasarlanmış, hava aracı üzerindeki kamera ile yerde çizilen bir rotayı takip eden bir kontrol sağlamışlardır.

Bouabdallah ve diğeri [14] yapmış oldukları çalışmada OS4 isimli projelerin aerodinamik değişimleri, motor ve geri besleme dinamiklerini de kattıkları bir modelini oluşturmuş ve benzetim ortamında hava aracının tüm kontrolünü sağlamışlardır. Denetleyici tasarımında farklı teknikler denemişler ve integral geri adımlamalı denetleyicinin daha iyi sonuç verdiğini gözlemlemişlerdir. Bu çalışmada da hibrit ve doğrusal olmayan denetleyicilerin doğrusal ve tekil denetleyicilerden daha iyi çalıştığı görülmüştür. Yaptıkları dinamik modelin de iyi çalıştığını; benzetim ortamındaki denetleyici değişkenlerinin, değiştirilmeden gerçek sistemde çalışmasından tespit etmişlerdir.

Soumelidis ve diğerleri [15] yapmış oldukları çalışmada mini 4 rotorlu İHA'lar için mikro bilgisayar tabanlı bir tasarım yapmışlardır. Çalışmalarında gömülü bir denetleme sistemi öngörmüşlerdir. Hava aracı ekipmanlarının dinamiklerini tespit etmek için çeşitli deneyler yapmışlardır. Sistem elemanlarının bağlantılarının tasarımı üzerinde durmuşlar ve verimli ve etkin bir sistem için gerekli mikro bilgisayar bağlantılarını ve haberleşmeyi açıklamışlardır.

Cowling ve diğerleri [16] yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu İHA'lar için otonom hareket eden gerçek zamanlı bir kontrol algoritması tasarlamışlardır. Geliştirdikleri kontrol sistemi hem rota belirlemeyi yapabilmekte hem de rotayı takip edebilmektedir. Rotayı belirlemek için ayrıca çalışmalar yapılmış ve en uygun rota senaryosu zaman ve motor yükleri temelinde aranmıştır. Tasarladıkları LQR denetleyicinin gürbüzlüğünü sınamak için sisteme gerçekçi bozucu etkiler eklenmiştir. Rota belirleme için düşünülen yaklaşımın istenilen sonuçları verdiği, yapılan benzetim senaryolarında gözlemlenmiştir.

Morel ve diğeri [17] yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu bir İHA için kinematik modeli elde etmiş ve bu modelin hareket kontrolü için, uyarlanabilen bir denetleyici tasarlamışlardır. Tasarladıkları doğrusal olmayan denetleyiciyi Lyapunov fonksiyonunu araştırarak gerçekleştirmişleridir.

Madani ve diğeri [18] yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu bir İHA için doğrusal olmayan dinamik modeli elde etmiş ve bu modelin hareket kontrolü için geri adımlamalı bir denetleyici tasarlamışlardır. Tasarladıkları doğrusal olmayan denetleyiciyi Lyapunov kararlılık teorisini kullanarak gerçekleştirmişlerdir. Kontrolü üç alt yapıya ayırmışlardır; eksik tahrikli alt sistemi, tam-tahrikli alt sistemi ve pervane alt sistemi. Tasarlanan geri adımlamalı denetleyicinin yapılan benzetimlerde iyi çalıştığı gözlemlenmiştir.

Coza ve diğeri [19] yapmış oldukları çalışmada yeni, gürbüz uyarlamalı bulanık bir denetleyici tasarlamışlardır. Belirsiz bir yük altındaki hava aracına, benzetiminde, dalgalı rüzgâr etkisi, bozucu olarak verilmiştir ve yapılan deneylerde yeni denetleyicinin tüm bozucu etkiler altında bile kabul edilebilir bir sonuç verdiği gözlemlenmiştir. Farklı denetleyicilerle kıyaslama yapılmış ve yeni tasarımın avantajları belirtilmiştir.

Guenard ve diğerleri [20] yapmış oldukları çalışmada "X4-flyer" isimli hava aracının modelini motor dinamiklerine bağlı jiroskopik etkiyi de katarak elde etmişlerdir. Araç hareketlerini belli sınırlar altında tutarak ve motor dinamiklerinin etkisini de yok sayarak geliştirdikleri doğrusal model yaklaşımlarının tasarladıkları geri adımlamalı doğrusal olmayan iki aşamalı denetleyici ile kontrol etmişlerdir. Yapılan hesaplamalar sonunda elde ettikleri denetleyiciyi "X4-flyer" isimli hava aracında kullanmışlar ve yaptıkları deneyler ile bu yaklaşımın başarılı olduğunu gözlemlenmiştir.

Bouabdallah ve diğeri [21] yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu mikro bir hava aracı için doğrusal olmayan 2 farklı denetleyici tekniğini kullanmışlardır. Açık ve kapalı çevrim olmak üzere birçok farklı benzetim yaparak denetleyicileri sınamışlardır. Hava aracı hareketleri için farklı ve aşamalı denetleyiciler öngörmüşlerdir. Tasarlanan geri adımlamalı denetleyici ile kayan tipli denetleyici için önce benzetimler yapılmış, sonrasında da gerçek sistem üzerinde deneyler yapılmıştır. Deneyler sonucunda geri adımlamalı denetleyicinin, kayan kipli denetleyiciden daha iyi kontrol sağladığı gözlemlenmiştir.

Castillo ve diğerleri [22] yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu mini bir İHA için denetleyici tasarlamış ve Draganfly firmasının Draganfly 3 hava aracı üzerinde uygulamışlardır. Önce hava aracı modelini Lagrange yaklaşımı ile modellemişler, sonrasında Lyapunov analizine dayanan doğrusal olmayan bir denetleyiciyi tasarlamışlardır. Yunuslama, yalpalama ve de sapma-yükseklik kontrolü için ayrı çalışmalar yapmışlardır. Yapılan deneylerde hava aracının istenen pozisyona gittiği ve kararlı davrandığı gözlemlenmiştir.

Chen ve diğerleri [23] yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu bir İHA için deney düzeneği ve denetleyici tasarlamışlardır. Draganfly 3 hava aracının doğrusal olmayan modelini elde etmişlerdir. Hava aracı için bir deney düzeneği geliştirmişler ve aracın parametrelerini tanımlamak için kullanmışlardır. Tasarladıkları Hinf döngü algoritmasının elde ettikleri doğrusal olmayan modelde yaptıkları benzetimlerde başarılı olduğunu gözlemlemişlerdir.

Amir ve diğerleri [24] yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu bir İHA için dinamik doğrusal olmayan bir matematik model elde etmişlerdir. Jiroskopik etkileri ve hava sürtünmesinin hava aracı üzerindeki etkisini katmadıkları modeli momentum teorisi ile elde etmişlerdir. Modeli alt sistemlerden oluşturmuşlar ve girişi gerilim olarak kabul etmişlerdir.

Dikmen ve diğerleri [25] yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu bir İHA için PD denetleyici, ters dinamik kontrol, geri adımlamalı kontrol ve kayan kipli kontrol teknikleri ile tasarladıkları denetleyicilerini, doğrusal olmayan hava aracı modeli üzerinde denemişler ve yaptıkları benzetim çalışmaları ile tasarlanan denetleyicileri karşılaştırmışlardır. Elde ettikleri uygun denetleyicileri, deneysel çalışma için 4 rotorlu hava aracı platformunda uygulamışlardır. Bilgisayar ortamında elde edilen denetleyicinin deneysel platformda gömülü sistemde kullanılması öngörülmüştür.

Ayrıca laboratuvar ortamında motor, pervane çiftlerinin ürettikleri kuvvetleri ölçebilecek düzenekleri de kullanmayı düşünmüşlerdir.

Kontrol probleminin ve deneyler sırasında hata yapılması durumunda meydana çıkabilecek kayıpların büyüklüğü göz önüne alındığında dört rotorlu hava araçlarının kontrolü ile ilgili çalışmaların gerçek ve uzayda serbest bir sistem üzerinde yapılmasındansa yere sabitlenmiş bir deney düzeneği üzerinde yapılmasının büyük kazançlar sağlamakta olduğu aşikârdır. Ayrıca yapılan çalışmalarda doğrusal olmayan ve birlikte/paralel denetleyicilerin doğrusal ve tekil denetleyicilerden daha iyi çalıştığı gözlemlenmektedir.

Aşamalı ve her eksen için ayrı tasarlanmış denetleyicilerin daha kararlı olduğu gözlemlenmektedir. Yapılan çalışmalarda; yunuslama, yalpalama açısı, x;y eksenindeki pozisyon, sapma açısı- yükseklik 3 ayrı unsur olarak ele alınmış ve her biri için ayrı denetleyiciler yapılmıştır. Sistemin kararlılığını sağlamak için belirtilen unsurların aşamalı kontrolü gerçekleştirilmiştir.

Bu çalışmada, farklı kontrol tekniklerinin denenmesi amacıyla, yere sabit, sınırlı/kontrollü ve uzaysal hareket serbestlik derecesine sahip dört rotorlu bir hava aracı deney düzeneğinin bütün tasarımı ve imalatı gerçekleştirilmiş, temel kontrol algoritmaları ile daha gelişmiş ve karmaşık kontrol algoritmalarının uygulanabilirliği ve performansı gösterilmiştir. Sistemin serbestlik derecesi sınırlandırılarak, yunuslama, yalpalama ve sapma hareketlerinin birbirinden bağımsız kontrolüyle, birlikte kontrolü gerçekleştirilmiştir.

2. 4 ROTORLU HAVA ARACININ TANITIMI

2.1 Giriş

Son günlerde kendi başına hareket edebilen insansız hava araçları (İHA) ticari, askeri ve akademik alanlarda artan bir ilgiye sahiptirler. Özellikle askeri uygulamalar insansız hava araçları pazarında en büyük payı oluşturmaktadır. 4 rotorlu hava araçları üzerinde yapılan çalışmalar giderek büyüyen bir endüstri yaratmaktadır. 4 rotorlu hava araçları mekanik olarak basit olmalarına karşın kontrol açısından zor problemler ihtiva ederler. 4 rotorlu hava aracı, içinde bir operatör olmadan kendi başına uçabilen insansız bir hava aracıdır. Bu sebepten dolayı, 4 rotorlu hava araçları klasik helikopterlere kıyasla daha küçük boyutlara sahiptirler. “Artı işareti” şeklinde birbirine dik olarak yerleştirilmiş iki şafttan oluşurlar. Şekil 2.1 ’de görüldüğü üzere bu şaftların her bir ucuna yerleştirilmiş dört adet motor bulunmaktadır.

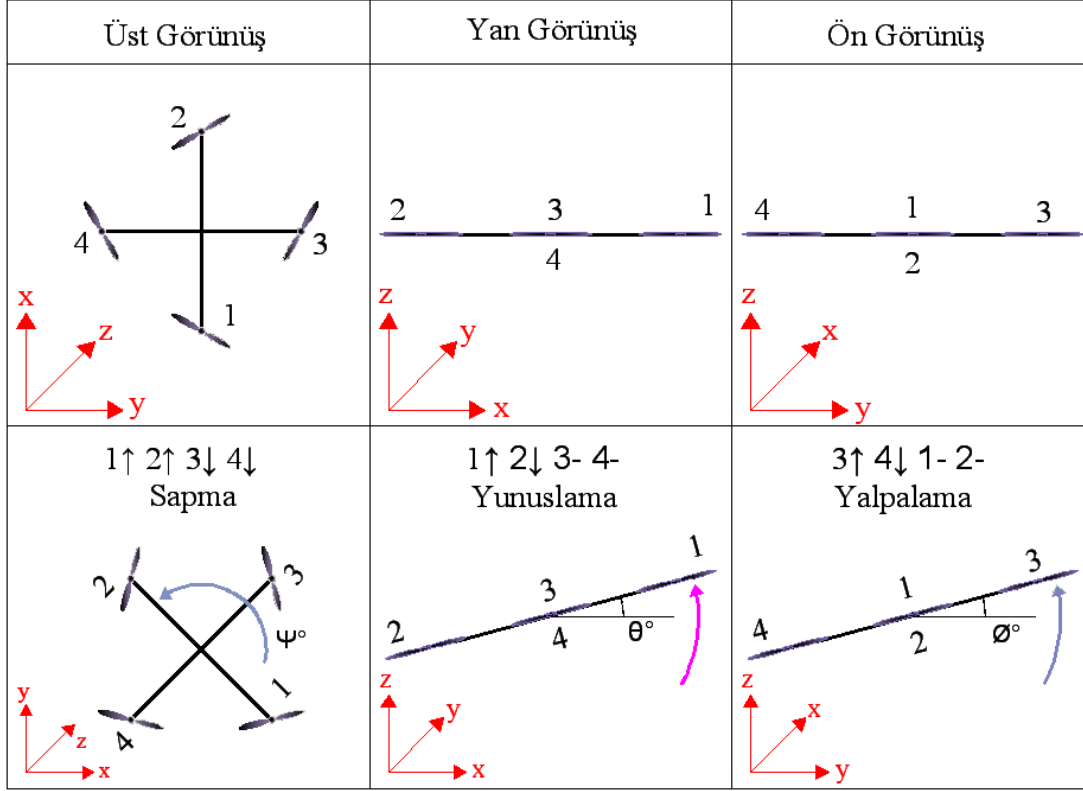


Şekil 2.1 : 4 rotorlu hava aracı modeli

4 rotorlu hava araçlarının güvenlik ya da askeri amaçlı fotoğraf çekme ve video kaydetme gibi nedenlerle kullanılabilirler. Ayrıca bu hava araçlarının sanayide diğer taşıt ya da robotlarla birlikte çalışarak düşük ağırlıklı yük taşıma gibi geniş bir kullanım alanı ihtimali de mevcuttur.

2.2 Hava Aracının Çalışma Prensibi

4 rotorlu hava araçları dikey kalkış ve iniş yapabilen, tüm yönlendirme kontrollerinin, pervanelerin devir sayılarının değiştirilerek yapıldığı sistemlerdir. Pervane pal açıları yani pervanelerin yatay ile yaptıkları açı (yunuslama), sabittir. 4 rotorlu hava araçları sabit kanatlı sistemlerdirler.



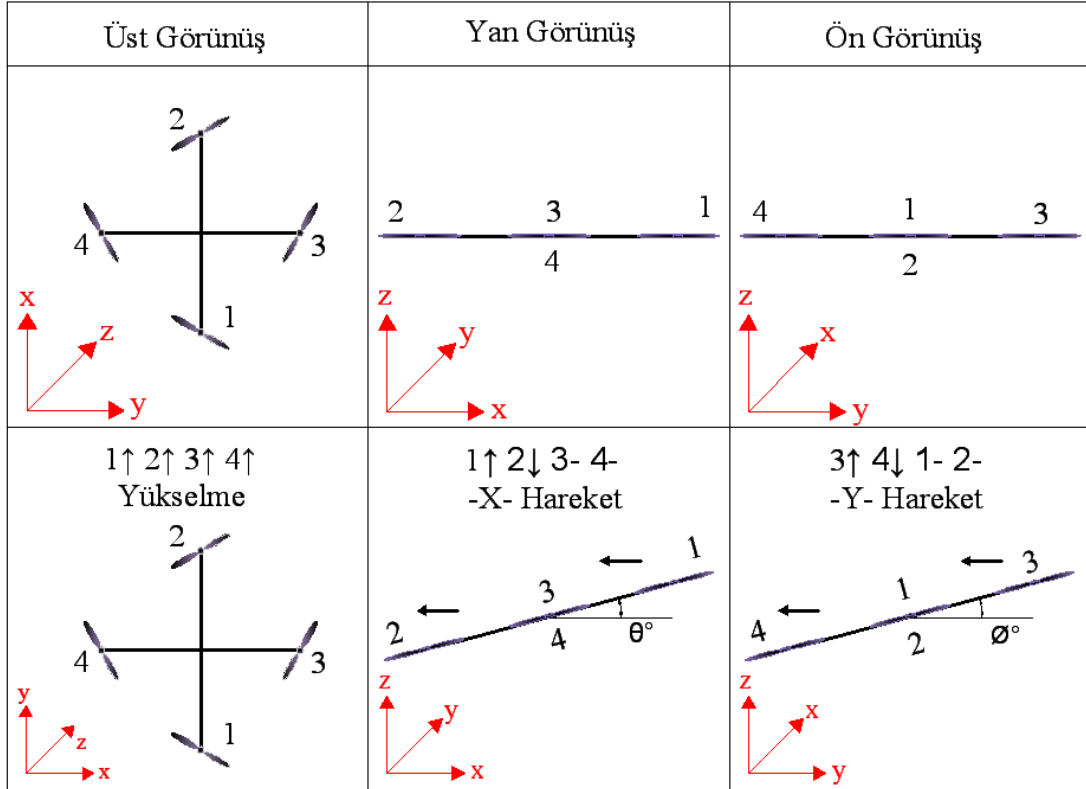
Şekil 2.2 : 4 rotorlu hava aracı çalışma prensibi – dönmeler

Hava aracında z eksenini etrafındaki dönme açısına sapma denir ve ψ simgesi ile temsil edilir. Hava aracının y eksenini etrafındaki dönme açısına yunuslama denir ve θ simgesi ile temsil edilir. Hava aracının x eksenini etrafındaki dönme açısına yalpalama denir ve ϕ simgesi ile temsil edilir.

Hava aracında Şekil 2,2’de görüldüğü üzere sapma açısı 1 ve 2 numaralı motorların devirlerinin artırılması ile aynı zamanda 3 ve 4 numaralı motorların devirlerinin azaltılması ile sağlanmaktadır. Yunuslama açısı 1 ile 2 numaralı motor devirleri ile yalpalama ise 3 ve 4 numaralı motor devirleri ile kontrol edilmektedir.

Burada dikkat edilmesi gereken nokta karşılıklı pervanelerin aynı, komşu pervanelerin ters yönde dönüyor olmasıdır. Aynı şekilde karşılıklı pervaneler aynı,

komşu pervaneler ise ters helisli yapıdadırlar. Bu da 2 çift motorun farklı yönde dönmesine rağmen aşağı yönde itki kuvveti oluşturmaya sebep olmaktadır. Aynı zamanda pervanelerin hava aracının orta noktasına göre oluşturdukları momentler/torklar birbiriyle zıt olmaktadır. Bu da klasik helikopterlerde kuyruk pervanesinin aracın kendi eksenini etrafında dönmesini engellemesi gibi 4 rotorlu hava aracının sapma kontrolünü sağlamakta yani kendi eksenini etrafında dönmesini engellemektedir.



Şekil 2.3 : 4 rotorlu hava aracı çalışma prensibi – ötelenmeler

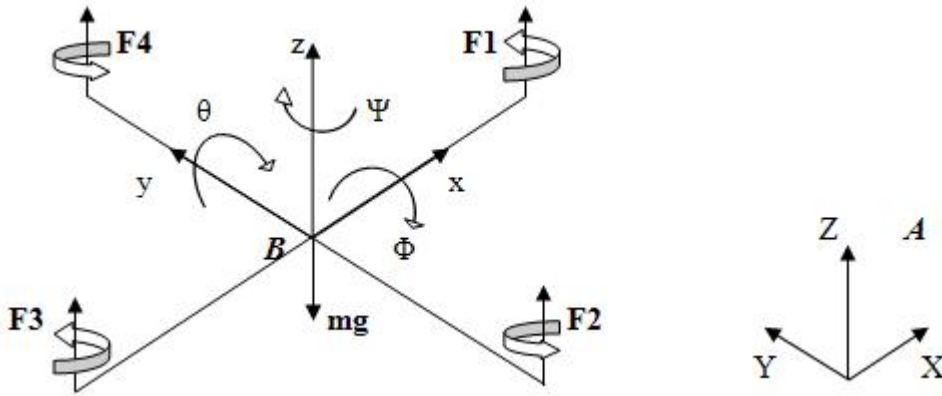
4 rotorlu hava araçları x ve y koordinatında ötelenme hareketini klasik bir uçak gibi doğrudan sağlayamazlar. Bunun yerine yalpalama ve yunuslama açılarının kontrolü ile x ve y de ötelenme gerçekleştirmektedirler.

Şekil 2,2’de dönmelerin, şekil 2.3’de ise ötelenmelerin motor devirlerinin artması ya da azalması durumunda nasıl değişeceği oklarla gösterilmiştir. Dikey kalkış ve iniş yapabilen 4 rotorlu hava araçları havada asılı kalabilmekte ve kendi eksenleri etrafında dönebilmektedirler.

2.3 Hava Aracının Matematik Modeli

Bu bölümde, Newton-Euler denklemleri kullanılarak 4 rotorlu hava aracının davranışları matematiksel olarak incelenecektir. 4 rotorlu insansız hava araçları için aşağıdaki denklem ifadeleri aracın modeli olarak kullanılmaktadır. Tez kapsamında hava aracının modeli ile ilgili ayrıca bir çalışma yapılmamıştır. Çalışma deneysel temelli olup hava aracının kontrolü üzerinde durulmuştur.

Şekil 2.4 'te görüldüğü üzere ; Θ , Φ , Ψ açıları sırasıyla yunuslama, yalpalama ve sapma açılarıdır. A sabit eksen takımı, B ise hareketli eksen takımıdır.



Şekil 2.4 : Hava aracına etkiyen kuvvetler ve açılar

4 hava aracı için oluşturulan matematik model Bouabdallah S., Siegwart, R [14] yayını temel alınarak yapılmıştır.

Euler açıları ifadesi kullanılarak ($R(x,y,z)$ formu) C kosinüs, S sinüs olmak üzere rotasyon matrisi aşağıdaki gibi tanımlanabilir:

$$R = \begin{bmatrix} C\psi C\theta & C\psi S\theta S\phi - S\psi S\phi & C\psi S\theta C\phi + S\psi S\phi \\ S\psi S\theta & S\psi S\theta S\phi - C\psi C\phi & S\psi S\theta C\phi + C\psi S\phi \\ -S\theta & C\theta S\phi & C\theta C\phi \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

Newton-Euler denlemlerine göre kütle merkezinde dış kuvvetlere maruz kalan bir katı cismin dinamiği gövde ekseninde şu şekilde ifade edilir.

$$\begin{bmatrix} m \mathbf{I}_3 & 0 \\ 0 & \mathbf{J} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{V}} \\ \dot{\mathbf{\Omega}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{\Omega} \times m \mathbf{V} \\ \mathbf{\Omega} \times \mathbf{\Omega} \mathbf{V} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{NE} \\ \mathbf{\tau}_{NE} \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

Bu ifadelerde $\mathbf{I} \in R^{(3 \times 3)}$ hava aracının atalet matrisi, $\mathbf{V}$ gövde çizgisel hız vektörü ve $\mathbf{\Omega}$ gövde açısal hız vektörüdür. F_{NE} gövdedeki toplam kuvvet, τ_{NE} gövdedeki toplam tork, J hava aracına etkiyen jiroskopik etki ve m de hava aracının ağırlığıdır.

ω_i her motorun açısal hızı ($i: 1...4$) ve b düşey doğrultudaki itki katsayısı olmak üzere, her bir motorun ürettiği düşey doğrultudaki itki kuvveti bileşeni F_i şu şekilde ifade edilebilir:

$$F_{T_i} = b\omega_i^2 \quad (2.3)$$

Bu durumda toplam itki kuvvetinin düşey doğrultudaki bileşeni aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$F_T = b \sum_{i=1}^4 \omega_i^2 \quad (2.4)$$

m hava aracının kütlesi olmak üzere, bu kuvvet tarafından sağlanan düşey doğrultudaki ivme değeri aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$a_F = \frac{b}{m} \sum_{i=1}^4 \omega_i^2 \quad (2.5)$$

a_F ivmesinin A eksen takımına etkisi R_{aF} olarak ifade edilirse, g yerçekimi ivmesi olmak üzere düşey doğrultuda ki ivme dengesi şu şekilde ifade edilebilir:

$$\dot{v} = -g + R_{aF} \quad (2.6)$$

Bu denklem çözülürse ötelenme hareketlerinin dinamiği elde edilir:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= (\cos \phi \sin \theta \cos \Psi + \sin \phi \sin \Psi) \frac{b}{m} (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ \ddot{y} &= (\cos \phi \sin \theta \cos \Psi - \sin \phi \sin \Psi) \frac{b}{m} (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ \ddot{z} &= -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{b}{m} (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \end{aligned} \quad (2.7)$$

x , y ve z eksenlerindeki atalet momentleri şu şekilde ifade edilebilir:

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

Bu durumda x, y ve z eksenlerindeki açısal momentumlar şu şekilde ifade edilebilir:

$$\mathbf{L}_{x,y,z} = \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} \quad (2.9)$$

4 rotorlu hava aracının torku ise şu şekilde ifade edilebilir:

$$T_B = \dot{\mathbf{L}} \quad (2.10)$$

$$T_B = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} \quad (2.11)$$

4 rotorlu hava aracının ve motorların kendi eksenini etrafında dönmesinden oluşan jiroskopik tork şu şekilde ifade edilebilir:

$$T_G = \sum_{i=1}^4 J(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{e}_z) \omega_i (-1)^i \quad (2.12)$$

Motorların ürettiği düşey doğrultudaki itki kuvveti 4 rotorlu hava aracı üzerinde bir tork oluşturur. Bir eksene ait tork, diğer iki eksene ait torkun farkına eşittir. l hava aracının bir şaftının boyu yani moment kolu, d yanal itki kuvvet katsayısı olmak üzere, bu torklar şu şekilde ifade edilebilir:

$$T_a = \begin{bmatrix} \frac{l}{2}b(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ \frac{l}{2}b(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ d(-\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

Bu durumda tork dengesi şu şekilde ifade edilebilir:

$$T_g + T_b = T_a \quad (2.14)$$

Tork ve ivme ifadeleri için bulunan ifadeler düzenlenirse, aşağıdaki dönme hareketlerinin dinamiği elde edilir:

$$\begin{aligned}
\phi &= \iint \left(\dot{\psi} \dot{\theta} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{J}{I_x} \dot{\theta} (-\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4) + \frac{lb}{2I_x} (-\omega_2^2 + \omega_4^2) \right) d^2t \\
\theta &= \iint \left(\dot{\psi} \dot{\phi} \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) - \frac{J}{I_x} \dot{\phi} (-\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4) + \frac{lb}{2I_y} (-\omega_1^2 + \omega_3^2) \right) d^2t \\
\psi &= \iint \left(\dot{\theta} \dot{\phi} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{d}{I_z} (-\omega_1^2 + \omega_3^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) \right) d^2t
\end{aligned} \tag{2.15}$$

U_i girişler olmak üzere U_1 toplam taşıma kuvveti, U_2 yalpalama hareketi, U_3 yunuslama hareketi, U_4 ise sapma hareketi için kontrol girdileridir.

$$\begin{aligned}
U_1 &= b \cdot (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\
U_2 &= l \cdot b \cdot (-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\
U_3 &= l \cdot b \cdot (-\Omega_1^2 + \Omega_3^2) \\
U_4 &= d \cdot (-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2)
\end{aligned} \tag{2.16}$$

2.16 bağıntısındaki ifadeler 2.7 ile 2.15 de yerine yazılırsa aşağıdaki konum denklem sistemi zamana bağlı olarak elde edilir.

$$\begin{aligned}
x &= \iint (\cos \phi \cos \psi \sin \theta + \sin \phi \sin \psi) \frac{1}{m} U_1 d^2t \\
y &= \iint (\cos \phi \cos \theta \sin \psi + \sin \psi \sin \phi) \frac{1}{m} U_1 d^2t \\
z &= \iint -g + (\cos \theta \cos \phi) \frac{1}{m} U_1 d^2t
\end{aligned} \tag{2.17}$$

$$\begin{aligned}
\phi &= \iint \left(\dot{\psi} \dot{\theta} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{J}{I_x} \dot{\theta} (-\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4) + \frac{l}{2I_x} U_2 \right) d^2t \\
\theta &= \iint \left(\dot{\psi} \dot{\phi} \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) - \frac{J}{I_x} \dot{\phi} (-\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4) + \frac{l}{2I_y} U_3 \right) d^2t \\
\psi &= \iint \left(\dot{\theta} \dot{\phi} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{l}{2I_y} U_4 \right) d^2t
\end{aligned} \tag{2.18}$$

3. 4 ROTORLU HAVA ARACI DENEY DÜZENEĞİ

3.1 Amaç

Tasarlanan hava aracı deney düzeneğinden istenen özellikler yere sabit olması ile aynı zamanda uzaysal hareket yapabilme imkânına sahip olmasıdır. Deney düzeneği çeşitli denetleyicileri çalıştırmaya ve uygun denetleyici aramaya uygun olacak şekilde düşünülmüştür. Ayrıca literatürdeki çalışmalarda görülmüştür ki aşamalı/sıralı kontrol iyi performans vermiştir dolayısıyla deney düzeneğinin istenen eksen kontrol etmek için uygun mekanik altyapıya sahip olması tasarlanmıştır.

Şekil 3.1' de görüldüğü üzere 4 rotorlu hava aracı düzlemindeki hareketler; +A: -X- eksen etrafında pozitif dönme yani yalpalama, +B: -Y- eksen etrafında pozitif dönme yunuslama, +C: -Z- eksen etrafında pozitif dönme-yani sapma olarak kabul edildiğinde sabit eksen takımı de X_e , Y_e , Z_e olarak belirlenmiştir.

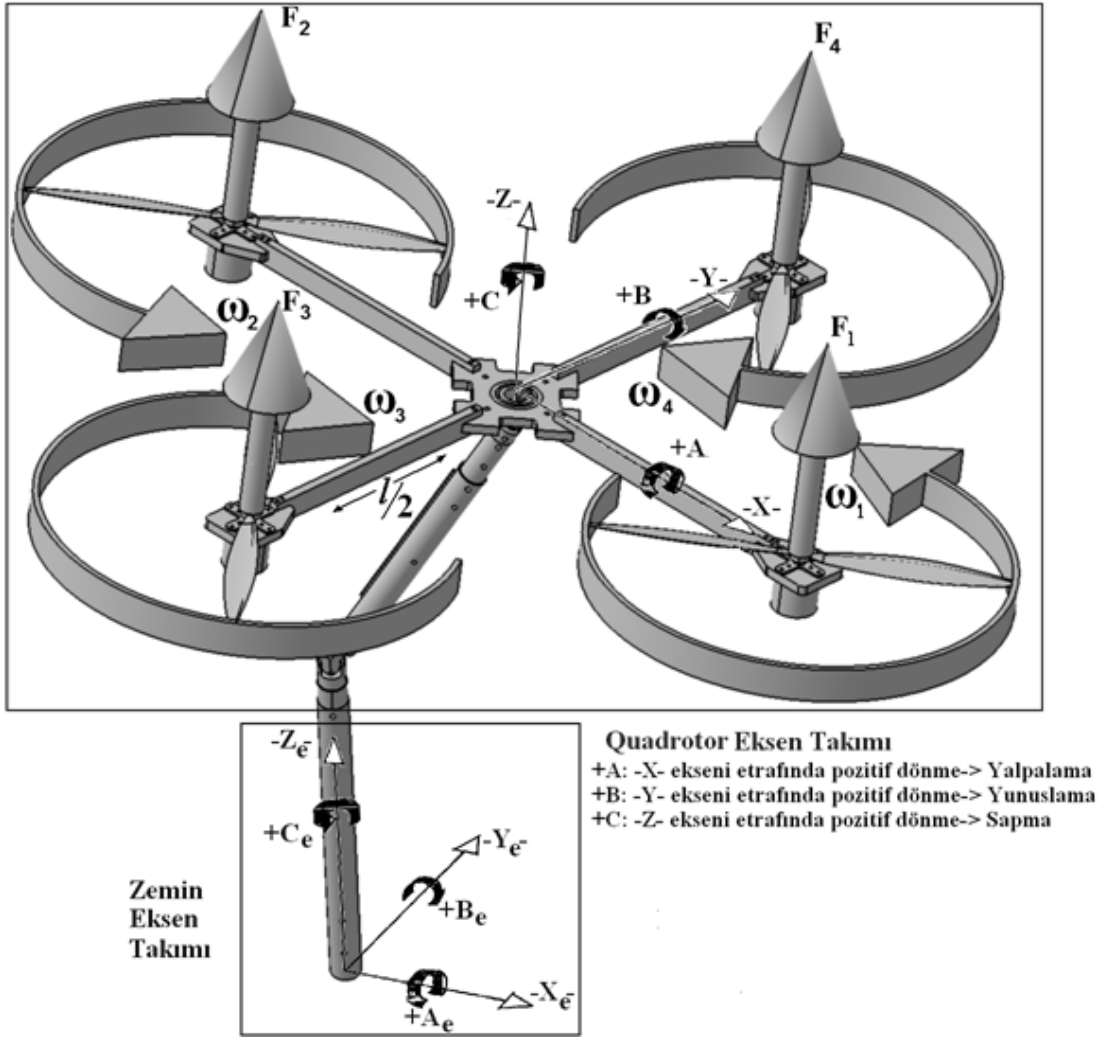
X ve Y eksenlerindeki ötelenme hareketleri yunuslama ve yalpalama hareketleri ile kontrol edildiği için, yunuslama ve yalpalama için ayrı bir denetleyici tasarlanmış, yapılan deneyler ile bu denetleyici iyileştirilmiştir.

Tez kapsamında yükselme kontrolü yapılmadığı için yükselme için bir denetleyici tasarımına gidilmemiştir.

Üçüncü aşama olarak hava aracının sapma kontrolü için ayrı bir denetleyici tasarlanmış ve yapılan deneyler ile bu denetleyici de iyileştirilmiştir.

Burada dikkat edilmesi gereken husus yapılan denetleyicilerin birbirinden bağımsız olmaları ve bu bağımsız çalışmalar için yapılan deneylerde diğer hareketlerin kilitlenmiş olmasıdır. Son olarakta yunuslama, yalpalama ve sapmanın birlikte kontrolü için kilitler açılarak denetleyici denenmiştir.

Birlikte kontrol içinde iki ayrı algoritma denenmiştir. Bunlardan ilki tüm denetleyicilerin sürekli aktif olması ikincisi ise denetleyicilerin belli hata değerleri altında aktif olduğu sıralı kontrol yapısıdır.



Şekil 3.1: Hava aracı hareketleri ve eksen takımları

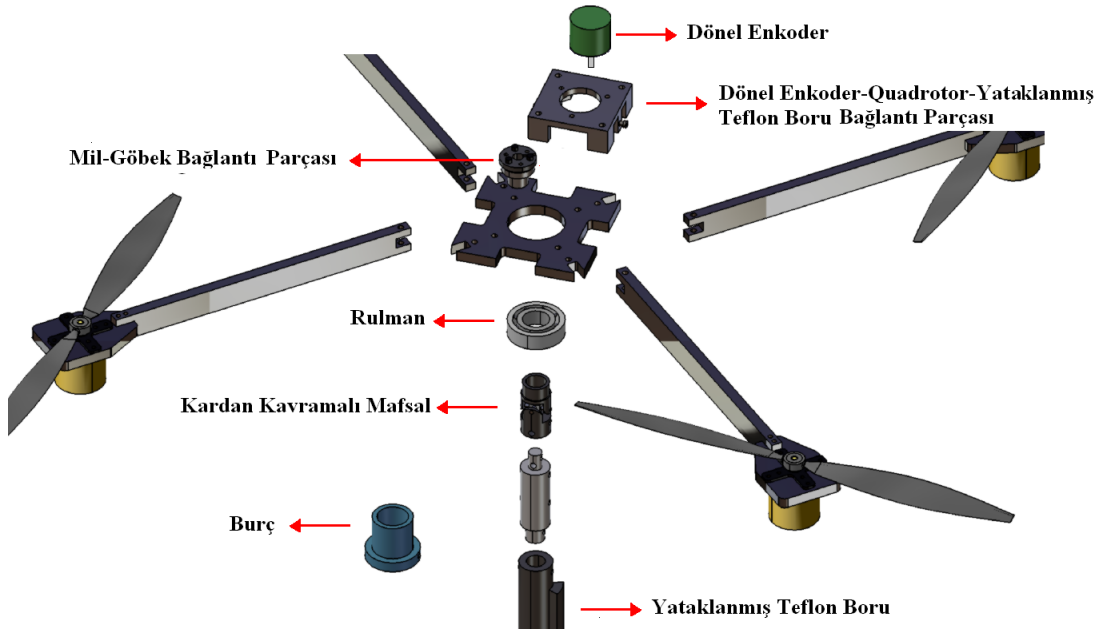
3.2 Deney Düzeneği Mekanik Yapısı

Mekanik yapı deneysel çalışmaya uygun, mekatronik sistem için gerekli altyapıya sahip, geliştirilebilir, hafif ve kararlı olacak bir yapıda tasarlanmıştır, Şekil 3.2’ de görüldüğü üzere sistemin hafif ve kararlı olması için mekanik yapı malzemesi olarak Alüminyum 6067 seçilmiştir. Yapılan hesaplamalarda hava aracı ağırlığının yaklaşık 3 kg. olduğu tespit edilmiştir. Deney düzeneğinde yataklanmış olan sırasıyla 20 ve 30’ar cm’lik iki adet (teflon malzeme) içi boş boru, birbirine kardan kavramalı mafsallarla bağlanmıştır. Yere sabit ayaklar üzerine monte edilmiş yataklarda hareket eden teflon borular, dört rotorlu hava aracına sistemdeki diğer kardan kavramalı mafsalları ve rulman üzerinden bağlanmıştır. Deney düzeneğinde farklı kontrol algoritmalarının uygulanabilmesi için sistemde serbestlik derecelerinin mekanik olarak kilitlenebilmesi sağlanmıştır.

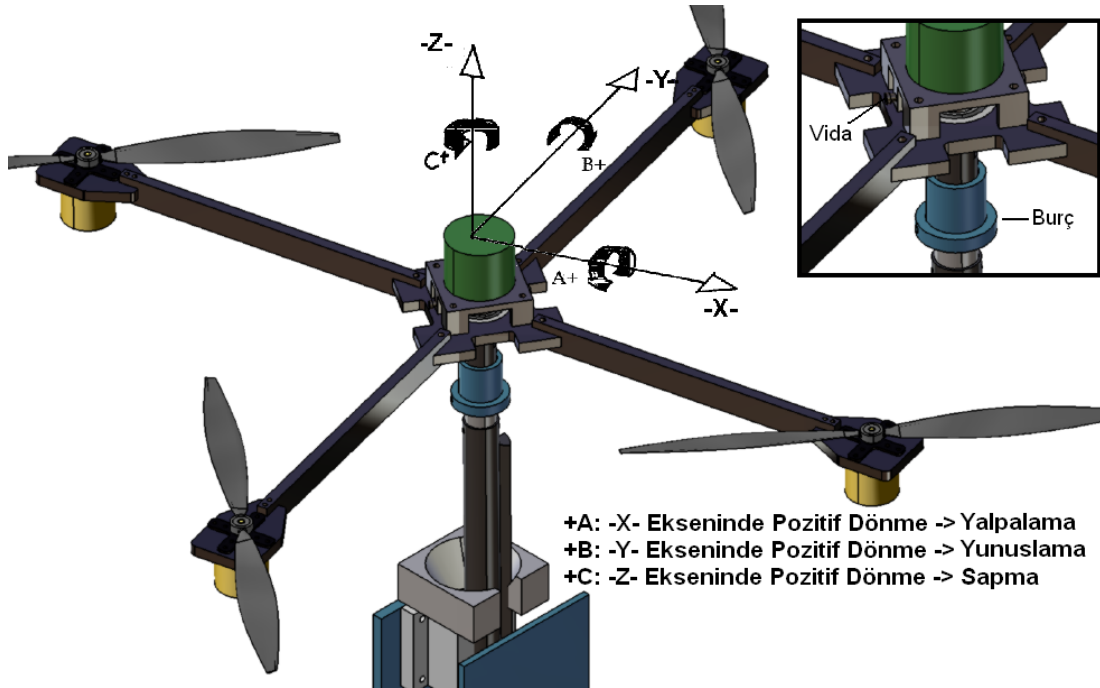


Şekil 3.2: 4 rotorlu İHA deney düzeneği – 1

Kartezyen koordinat eksenleri, x , y ve z , etrafındaki dönme hareketi sırasıyla yalpalama, yunuslama, ve sapma olarak isimlendirilmektedir. Şekil 3.3’de görüldüğü üzere mekanik tasarımda bu hareketler kardan kavramalı mafsallarla ve rulmanlar ile sağlanmaktadır. Kardan kavramalı mafsallar yunuslama ve yalpalama hareketini sağlarken rulmanlar ise sapma hareketini sağlamaktadır. Kardan kavramalı mafsalların sisteme kazandırdığı hareket kabiliyeti burçlar kullanılarak kontrol edilebilmektedir. İki farklı boyda üretilen ve sistem üzerinde iki seviyede durabilen bu burç sayesinde yunuslama ve yalpalama hareketi; tamamen kısıtlı, yarı kısıtlı ve tam açık olacak şekilde mekanik olarak ayarlanabilmektedir. Yine aynı şekilde rulmanların sisteme sağladığı hareket kabiliyeti karşılıklı yerleştirilmiş vidalar ile açılıp kapatılabilmektedir.

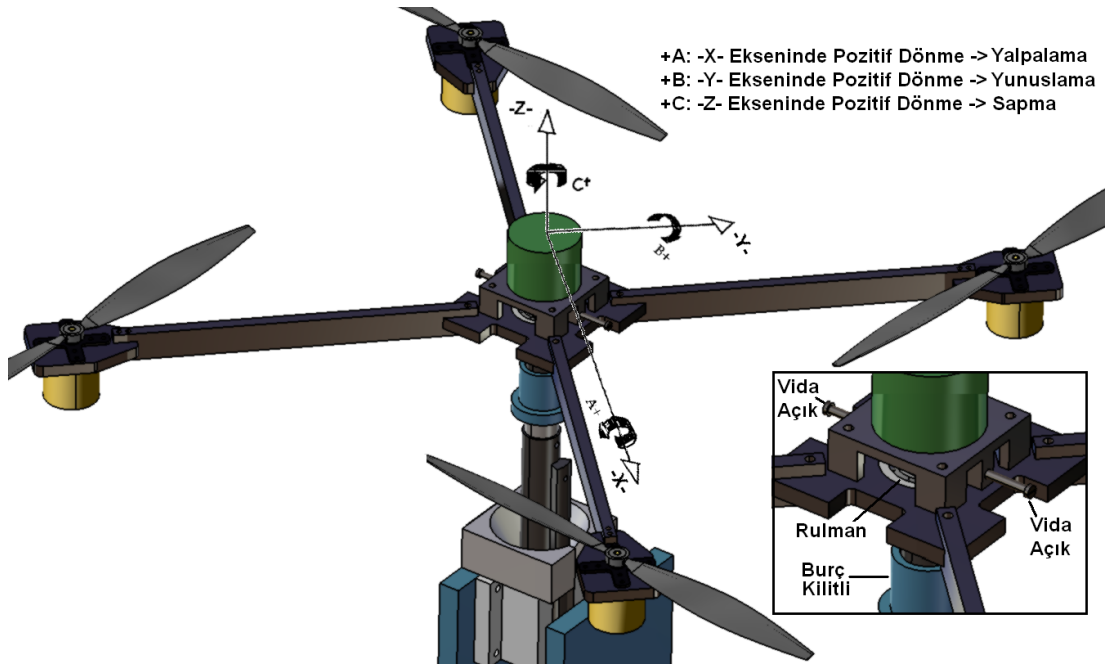


Şekil 3.3: Bağlantı mekanizması



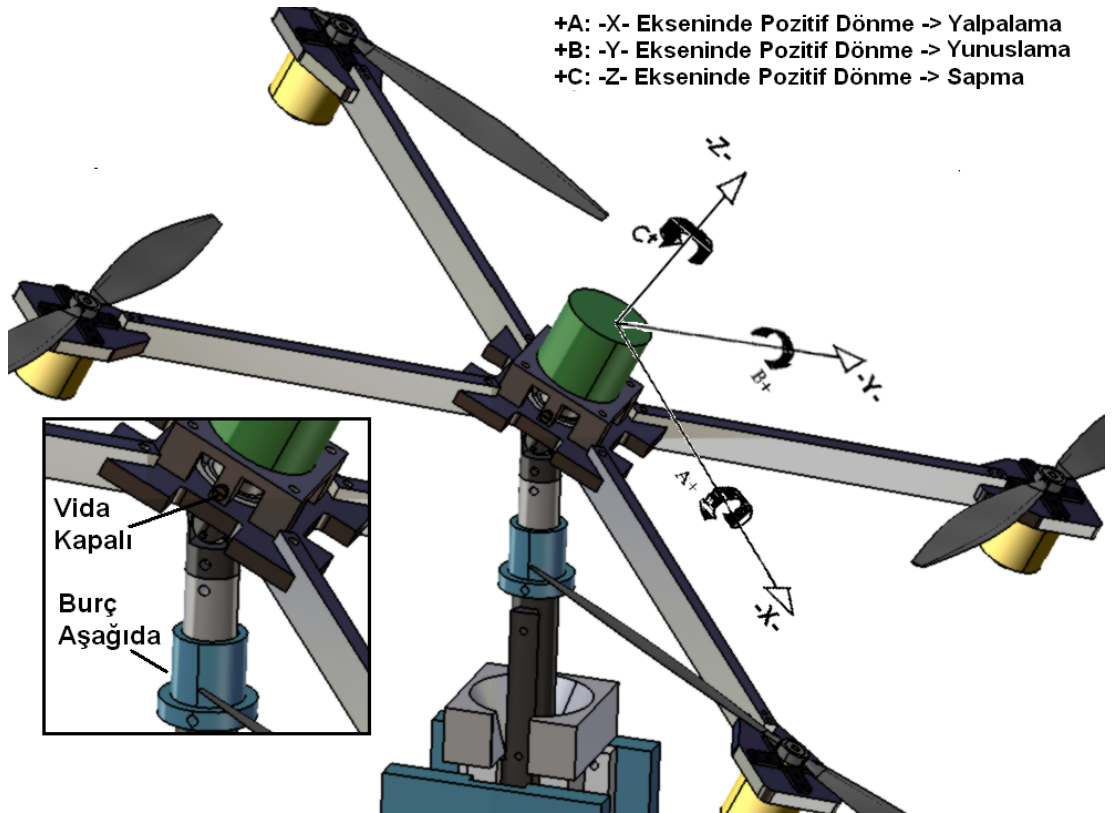
Şekil 3.4: Sadece yükseklik kontrolü

Şekil 3.4'te görüldüğü gibi burç ve vidalar kullanılarak yunuslama, yalpalama ve sapma hareketi kilitlendiğinde, sadece yükseklik kontrolü yapılabilmektedir ama bu tez kapsamında yükselme kontrolü yapılamamıştır.



Şekil 3.5: Sapma kontrolü

Şekil 3.5'te görüldüğü gibi burç kullanılarak yunuslama ve yalpalama hareketi kısıtlandığında, sapma kontrolü yapılabilmektedir.



Şekil 3.6: Yunuslama ve yalpalama kontrolü

Şekil 3.6’da görüldüğü gibi vidalar kullanılıp sapma hareketi kısıtlandığında, yunuslama ve yalpalama kontrolü yapılabilmektedir. Tasarlanan ve üretilen burçların yüksekliğine bağlı olarak yunuslama ve yalpalama hareketi belli değerlerde kilitlenebilmektedir. Deneylerde kullanılan burç ile yunuslama ve yalpalama hareketi -15 ile +15 derece arasında sınırlandırılmıştır.



Şekil 3.7: Uzaysal hareket

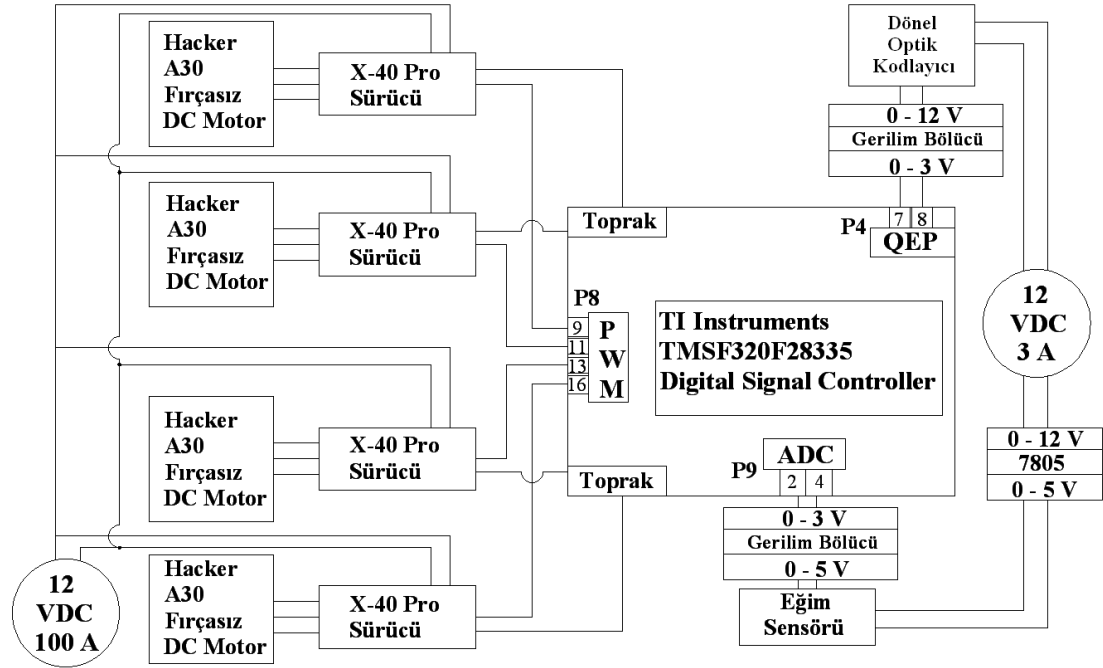
Ayrıca tasarlanan ve üretilen sistemde kullanılan ve iki teflon boruyu birbirine bağlayan ikinci kardan mafsalları ile dört rotorlu hava aracı sınır yükseklik olan 20 cm yüksekliğe ulaştığında, deney düzeneğinde hava aracına Şekil 3.7’de görüldüğü üzere uzaysal hareket yaptırılabilir ve kontrol uygulanabilmektedir.

Deney düzeneğinin kontrolü için gerekli geri bildirimleri yapması için düşünülen dönel ve doğrusal optik kodlayıcılar, mekanik yapının tasarım kısmında düşünülmüş ve hem deney düzeneğinin mekanik yapısından istenen hareket kabiliyetine uygun olacak hem de kontrol için gerekli verileri hassas ve doğru olarak toplayabilecek şekilde konumlandırılmışlardır.

Yataklanmış boruların yataklarından tamamen çıkmalarını ve serbest kalmalarını önlemek için de bir kilit sistemi yapılmıştır. Böylece deney düzeneğinin z eksenindeki doğrusal hareketi 80 cm ile sınırlandırılmıştır. Kardan kavramalı mafsalları yapısı gereği yunuslama ve yalpalama hareketleri de 45 derece ile sınırlıdır. Bu sınır; deney düzeneğinin uzaysal harekete başlaması ile ortadan kalkmaktadır.

3.3 Deney Düzeneği Mekatronik Yapısı

Sistem bağlantılarını ve temel elemanları gösterir şematik blok diagram Şekil 3.8’ de verilmiştir. Texas Instruments firmasının TMS320F28335 tipi, son sınıf, ayrık sinyalli denetleyicisi (DSC) mikrodenetleyici olarak, yüksek çalışma frekansı ve analog sinyal işleme hızı, yan yardımcı ekipmanları dolayısıyla tercih edilmiş ve kullanılmıştır. Projede kullanılan modüller; QEP optik kodlayıcı okuma, ADC analog sinyal okuma ve PWM tahrik modülleridir.

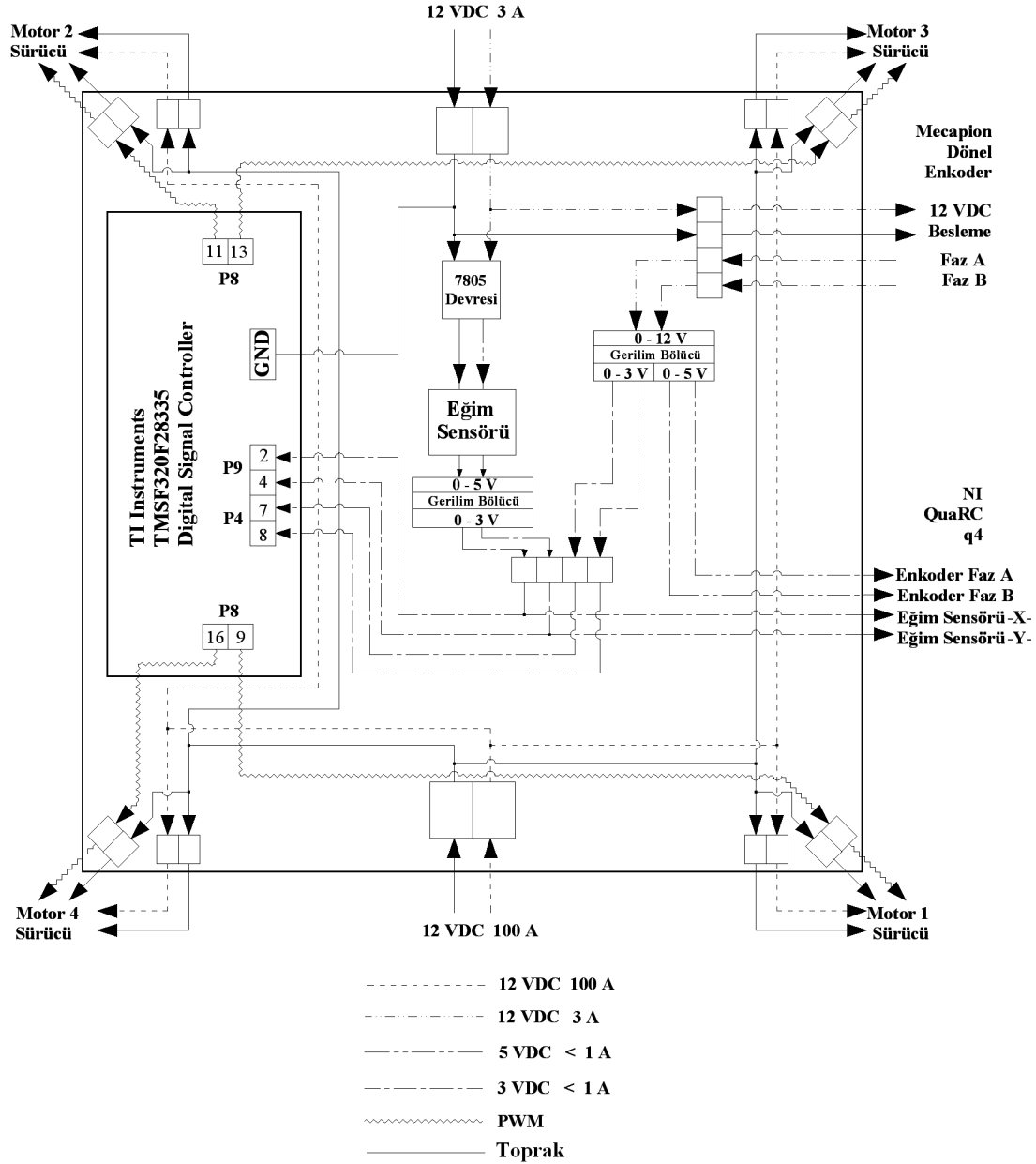


Şekil 3.8: Temel elektrik-elektronik bağlantı diyagramı

Dört rotorlu hava araçları dört eksenindeki hareketi kontrol edebildiğinden, her ne kadar uzaysal hareket yapıyor ve altı serbestlik dereceli gibi görünüyor olsa da, dört serbestlik derecesine sahiptirler. Bunun sebebi x eksenini etrafındaki dönme ile y eksenini yönündeki ilerlemenin ve y eksenini etrafındaki dönme ile x eksenini yönündeki ilerlemenin birbirlerinden bağımsız olmayışlarıdır. Dolayısıyla kontrol edilebilir hareketler x eksenini etrafındaki dönme (y eksenini yönünde ilerlemeyi sağlar), y eksenini etrafındaki dönme (x eksenini yönünde ilerlemeyi sağlar), z eksenini boyunca yükselme ve z eksenini etrafında dönmedir. Tasarlanan uçuş kontrol sisteminde bu hareketler kontrol edileceğinden, ilgili algılayıcılar düşünülmüştür.

Güç kaynağı olarak, bu tip insansız dört rotorlu hava araçlarında genel olarak, performans/ağırlık oranlarının yüksek olmasından dolayı, LiPo (Lityum-Polimer) piller kullanılmaktadır ki yakıt kapsamında muamele edilmesi, patlayıcı özelliğinden

dolayı, önerilmektedir. Bu çalışmada, yere sabit bir uçuş kontrol sistemi tasarlandığından ve yukarıda anılan pillerin kullanım ömürleri düşük ve şarj süreleri de, buna mukabil, çok uzun olduğundan, deney setinin üzerindeki çalışmanın sürekliliğini korumak adına, motor sürücülerine uygun LiPo pil çıkış özelliklerine sahip, değişken yüksek akım (100 A) ve sabit voltaj (12V) çıkışlı bir güç kaynağı kullanılmıştır.



Şekil 3.9: Elektrik bağlantı devresi

Ayrıca olası elektriksel sıkıntılardan sakınmak için denetleyici ve algılayıcı ayrı ve daha düşük akımlı bir güç kaynağından beslenmiştir. İlgili elektrik bağlantıları şekil 3.9'da gösterilmiştir.

3.3.1 Eyleyici, motorlar

4 rotorlu hava aracı deney düzeneğinde Hacker A30 isimli fırçasız DC motorlar kullanılmıştır. Şekil 3.10’ da görüldüğü üzere 0,143kg ağırlığındaki motorlar 490 Watt’ a kadar güç üretebilmektedir. 12 VDC gerilim ile beslenen motor sürücüleri nominal olarak 25 Amper ile çalışmaktadırlar.

Hacker A30 14L



A30 Outrunner Series	A30 14L
Kv (rpm/V)	800
Max Power (W)	490W
Max Amp (15sec)	35A
Max Efficiency	85%
Io (No load A)	1.6A
Rm (Resistance)	0.036Ohm
Shaft Diameter	5mm
Gearbox	N/A
Motor Diameter	37.2mm
Motor Length	42.85mm
Motor Weight	143g
Built in Fan	Sold Separately
Max Rpm	18,000
Poles	14
Case	Outrunner
ESC Timing	20-25 deg
ESC Switching Freq.	8-16KHz

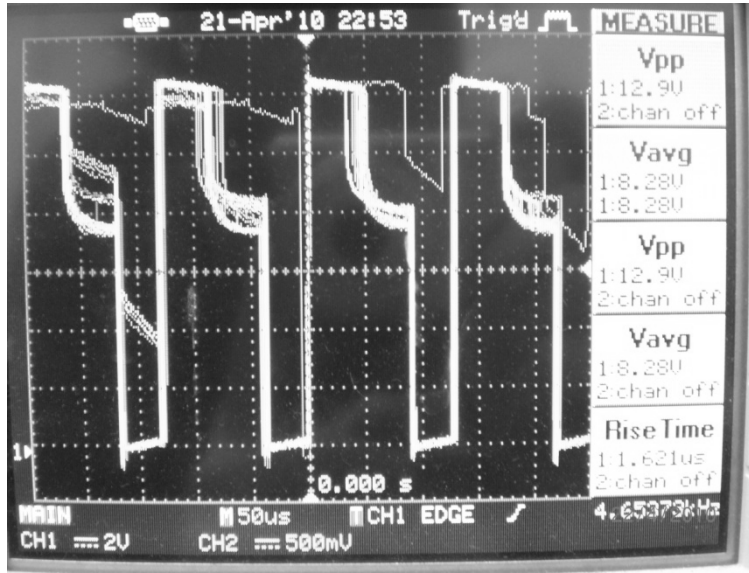
Şekil 3.10: Fırçasız DC Motor

Kullanılan Hacker X40 Pro DC servo motor sürücüleri Şekil 3.11’de görüldüğü üzere, tahrik sinyali olarak, %10-20 PWM görev yüzdelerinde, minimum ve maksimum hız yaptıklarından ve bu %10 luk görev yüzde aralığı motorda 0-18000 rpm hız aralığına denk geldiğinden, PWM hassasiyeti önem arz etmektedir.

Motorlar % 8 PWM görev yüzdesinde çalışmaya hazır konuma gelmekte ve minimum devirde dönmeye % 10 PWM görev yüzdesinde başlamaktadırlar.

Motorlar için yapılan deneylerde % 10 PWM görev yüzdesinde her bir motorun 5 Amper akım çektiği, % 20 PWM görev yüzdesinde her bir motorun 20 Amper değerinin üzerine çıktığı gözlemlenmiştir.

Yüksek değerlerdeki akım taşınması için kullanılan bağlantı kablolarının kalın olması sistem üzerine etkiyen en büyük bozucu etkilerden biridir.



Şekil 3.11: Sürücünden motora giden kontrol sinyali

3.3.2 Geri besleme, algılayıcılar

Hava aracının x ve y eksenleri etrafındaki eğimlerini hisseden SCA100T tipi eğim sensörü 0-5 V arası gerilim ürettiğinden, bir gerilim bölücü ile DSC'nin 0-3V ADC girişlerine uygun sinyaller sağlanmış ve 12bit çözünürlükte ve 80ns lik bir hızda analog sinyaller okunabilmiştir. SCA100T-D02 eğimölçer 0.0025° hassasiyette geri beslemeyi analog olarak yapabilmektedir ama eğimölçer 12 bit çözünürlükte okunduğu zaman basit bir hesaplama ile $180/(2^{12})=0.044^{\circ}$ hassasiyette yunuslama ve yalpalama açılarının kontrolünde geribeslendiği ortaya çıkmaktadır. 2 eksenli eğimölçer -90° ve $+90^{\circ}$ arasındaki açıları ölçebilmekte ve çıkış olarak 0 ile 5 arasında değişen gerilim üretmektedir. Bu durumda eğim 0° iken algılayıcı 2.5 Volt çıkış vermektedir. Aynı şekil de -90° iken 0 volt $+90^{\circ}$ derecede iken +5 VDC çıkış vermektedir.

Şekil 3.12 'deki açı sensörü iki eksenle açısal hareketi 0.044° hassasiyetle ölçmek için kullanılmıştır ve bu sensör aynı zamanda gerçek insansız hava araçlarında da kullanılagelmiş algılayıcılardandır.

Deney setinin yere sabit olmasından faydalanılarak bir dönüşte 2000 darbe üreten, TTL sinyal çıkışlı, dönel bir optik kodlayıcı, z eksen etrafındaki açısal hareketi ölçmek için kullanılmıştır. Yine aynı şekilde optik kodlayıcı sinaylide bir gerilim bölücü ile 0-3 VDC'ye dönüştürülmüştür.



**VTI SCA100T
2 Eksen Eğimölçer**



**Mecapion S-48 Tipi
Dönel Arttırımsal
Optik Kodlayıcı**

Şekil 3.12: Geribesleme algılayıcıları

Tabiidir ki yerden bağımsız bir hava aracında bu son tip algılayıcının (dönel optik kodlayıcı) kullanımı mümkün değildir. Fakat deney setinden maksadın hava aracının uçuş kontrol algoritmalarının geliştirilmesi olduğu dikkate alınırsa, yere sabit kullanılabilecek ve doğrudan kontrol edilen değişkenlerin ölçülmesini sağlayacak algılayıcılar tercih edilmiştir.

3.3.3 Denetleyici

4 rotorlu hava aracının kontrolünü sağlamak için kullanılan mikrodenetleyici Texas Instruments firmasının TMS320F28335 tipi, son sınıf, ayrık sinyalli (DSC) mikrodenetleyicisidir. Bu mikrodenetleyicinin seçilmesinde etken olan bazı önemli özellikler aşağıdaki gibidir:

- 32 bit –kayan noktalı – veri kullanma imkânı
- 150 MHz işlem hızı
- 18 adet PWM çıkışı(6 tanesi yüksek çözünürlük)
- ADC kullanımında yüksek hız (12 bit ve 80 ns okuma)
- 2 adet özelleşmiş optik kodlayıcı okuma arayüzü
- Code composer studio / C ve Matlab&Simulink ile uyumlu

4. MEKANİK VE MEKATRONİK İYİLEŞTİRMELER

Tez kapsamında yapılan çalışmada iki adet deney düzeneği yapılmıştır ve üç ana iyileşmeye gidilmiştir.

İlk çalışmada, birinci deney düzeneğinde PID denetleyici ile kontrol sağlanmaya çalışılmış ve sadece sapma kontrolü başarılmıştır.

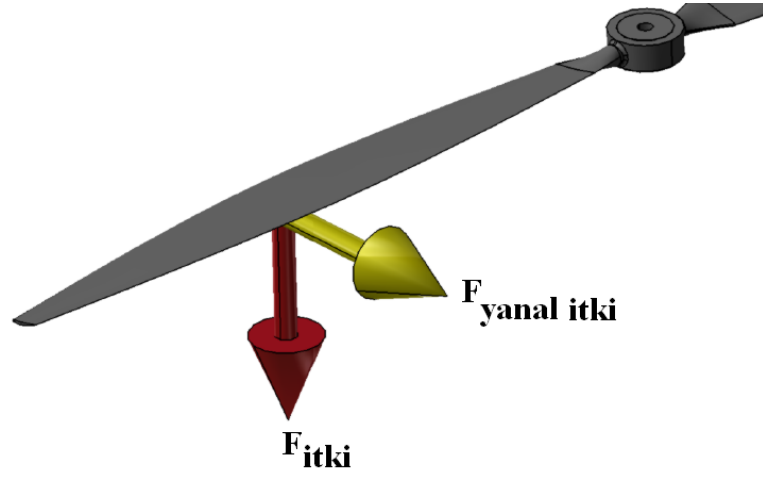
İkinci çalışmada önce deney düzeneğindeki parametrelerin tespiti için deneyler yapılmış ve buradan elde edilen bilgiler ışığında motor konumları iyileştirilmiştir. Ayrıca ikinci çalışmada bulanık mantık denetleyici, kendinden ayarlamalı bulanık mantık denetleyici ile PID denetleyicinin birlikte çalıştığı denetleyiciler denenmiştir. Bu çalışmada sapma ile yunuslama ve yalpalama kontrolü ayrı ayrı gerçekleştirilmiş fakat birlikte kontrol sağlanamamıştır.

Üçüncü çalışmada yeni bir deney düzeneği yapılmıştır. Bunun sebebi birinci deney düzeneğinin mekanik olarak istenen kararlılıkta davranmaması ve ayrıca kabloların bozucu etkisidir. Yapılan yeni deney düzeneği daha kararlı bir yapıdadır. Ayrıca üçüncü çalışmada eğimölçer algılayıcısı için filtre tasarımına gidilmiştir. Bunun için de ayrı bir deney düzeneği tasarlanmış ve gerçekleştirilmiştir.

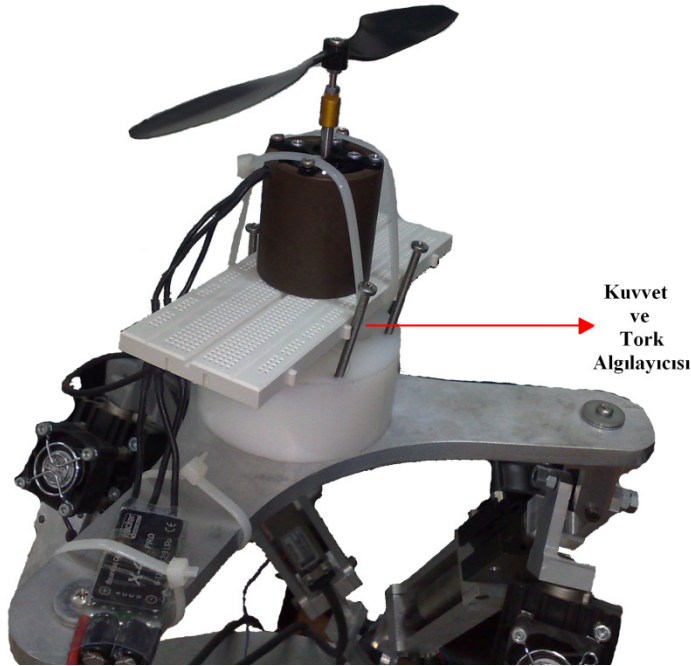
4.1 Sistem Parametrelerinin Tespiti

Sistem parametrelerinin tespiti için motor dinamikleri incelenmiştir. Hava aracında tüm kontrol motor devirleri ile yapıldığı için ve de motor devirleri PWM %görev yüzdesi ile kontrol edildiği için yapılan deneylerde girdi PWM %görev yüzdesi çıkış ise pervanenin ürettiği aşağı yönde itki kuvveti ile yanal itki kuvveti olmuştur. (Şekil 4.1)

Pervanelerin aşağı yönde itki kuvvetini ölçmek için Şekil 4.2’ de görüldüğü gibi motorlar sırası ile bir kuvvet&tork algılayıcısı üzerine konulmuş ve %10-20 aralığında PWM görev yüzdesi karşılığında ürettiği kuvvet ölçülmüştür.



Şekil 4.1: Pervanelerin ürettiği kuvvetler

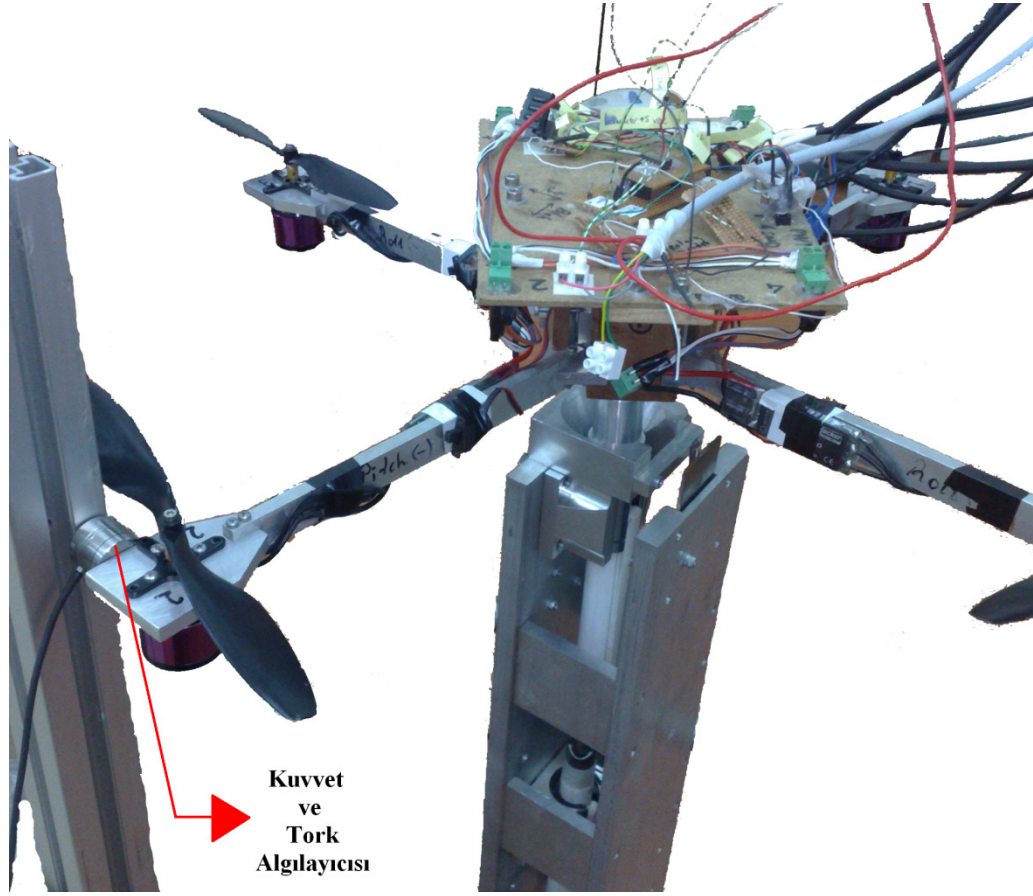


Şekil 4.2: Pervane itki kuvveti ölçme deneyi

Şekil 4.2’ de görüldüğü üzere motor ile algılayıcı arasında bir elektriksel çalışma tablası konulmuştur. Bunun sebebi motorun çalışmasından dolayı oluşan elektriksel gürültüyü engellemektir.

Pervanelerin yanal itki kuvvetlerini ölçmek için ise farklı deneyler yapılmıştır. Şekil 4.3’te görüldüğü gibi kuvvet ve tork algılayıcısı bir yere sabitlenip ölçümler gerçek sistem üzerinden alınmıştır. Bu da elde edilen verilerin çok daha verimli olduğu

anlamına gelmektedir. Çünkü yapılan deneylerde gerçek sistem kullanılmış bu da mekanik sürtünmelerin, mekanik asimetrinin ve de en çok kablolarının yaptığı bozucu etkinin alınan verilerde varolmasından kaynaklanmaktadır.



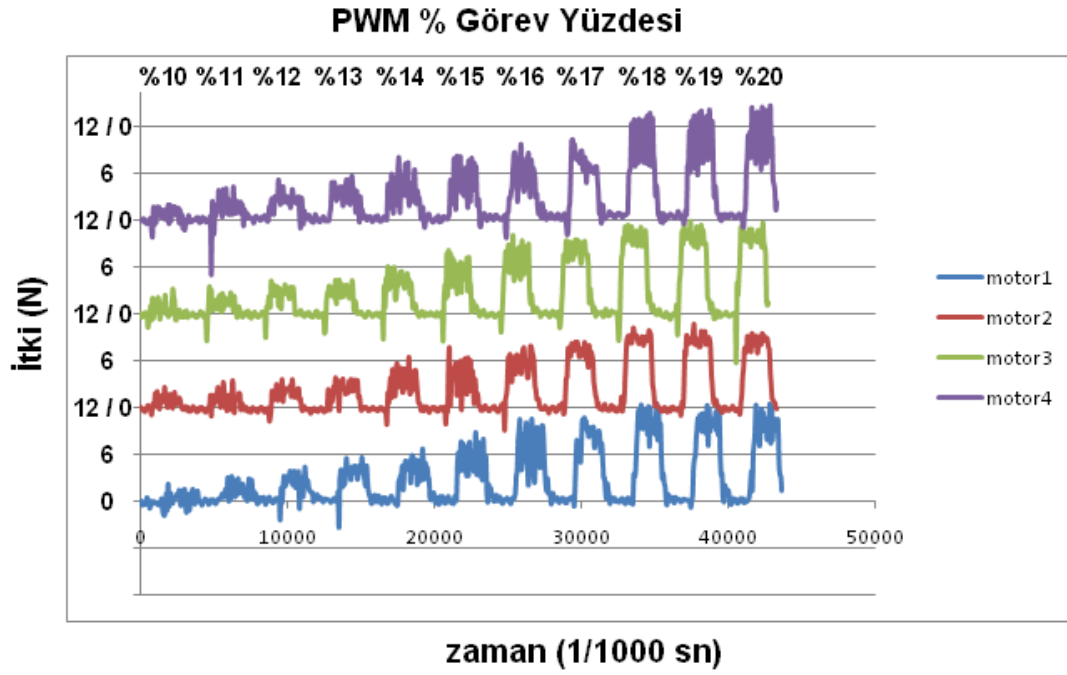
Şekil 4.3: Pervanelerin yanal itki kuvveti ve açısal ivmeleri

Ayrıca deneylerin gerçek sistem üzerinde yapılmasından faydalanarak yanal optik kodlayıcı verisi de elde edilmiş ve sistem üzerinde açısal ivmeler hesaplanmıştır.

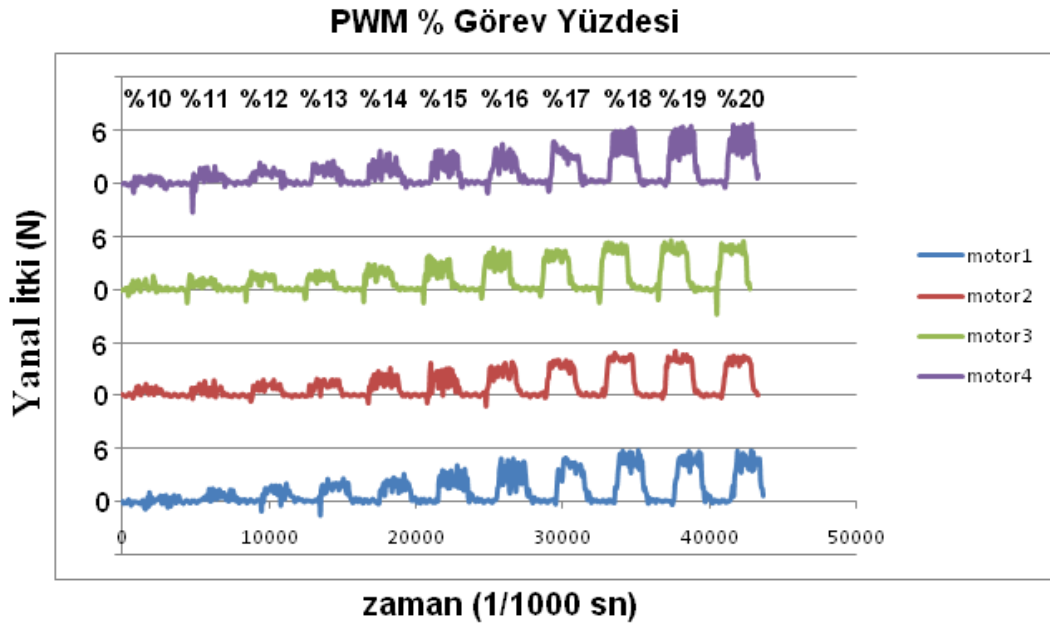
Yapılan bu iki tip deney sonrasında her bir motor için aşağı yönde itki kuvveti / PWM %görev yüzdesi, yanal itki kuvveti/ PWM %görev yüzdesi ve açısal ivme/ PWM %görev yüzdesi bilgilerine ulaşılmıştır.

Yapılan her bir deneyde elde edilen veriler saklanmış ve eldeki bu veriler ışığında motor dinamikleri için grafikler takip eden sayfalardaki gibi çizdirilmiştir.

Şekil 4.4'te motor kontrol sinyali değiştiğinde motorların ürettiği aşağı yönde itki kuvvetinin nasıl değiştiği görülmektedir. Buradan elde edilen veriler yardımıyla motorların dinamik modeli elde edilmeye çalışılmıştır.

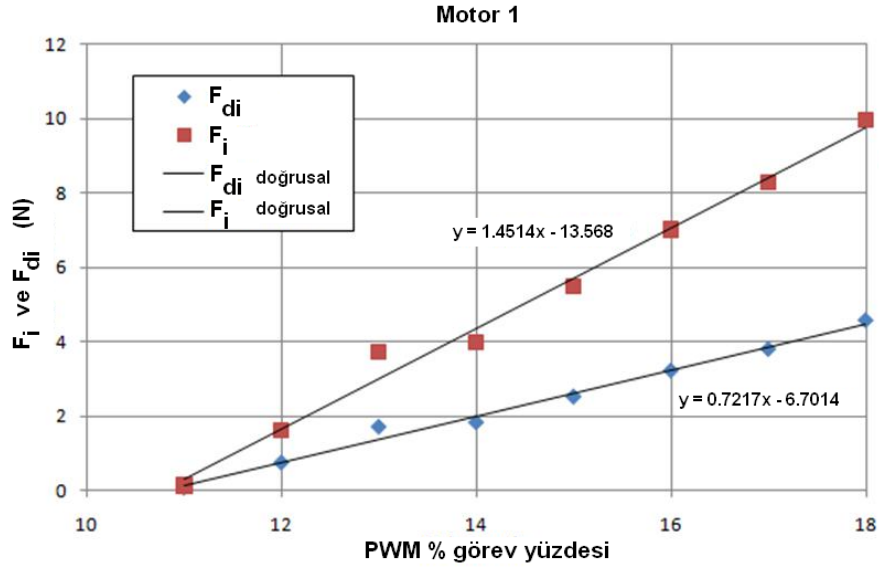


Şekil 4.4: İtki kuvveti / PWM %görev yüzdesi



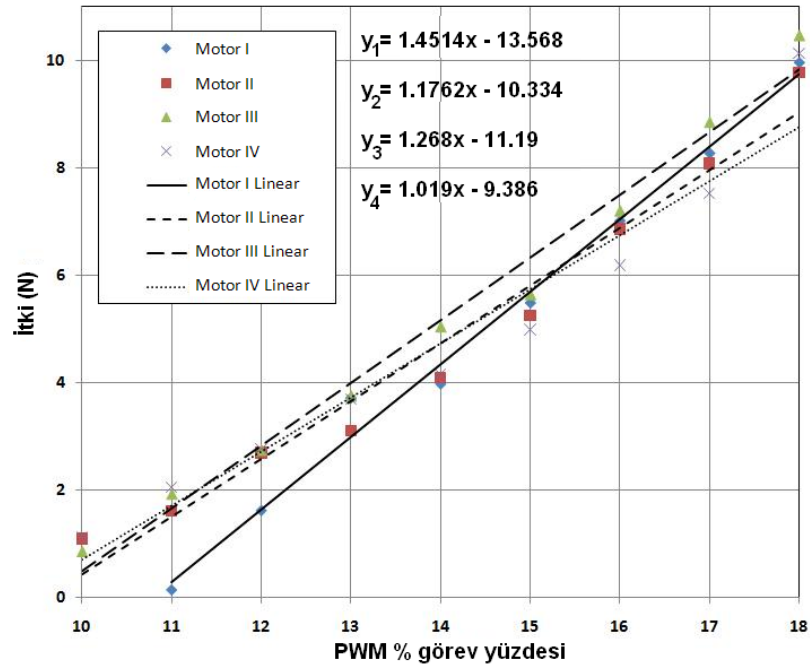
Şekil 4.5: Yanal itki kuvveti / PWM %görev yüzdesi

Şekil 4.5'te motor kontrol sinyali değiştikçe yanal itki kuvvetinin nasıl değiştiği görülmektedir. Buradan elde edilen veriler yardımıyla motorların dinamik modeli elde edilmeye çalışılmıştır. Burada giriş PWM % görev yüzdesi (motor kontrol sinyali) çıkış ise Newton'dur (yanal itki kuvveti).

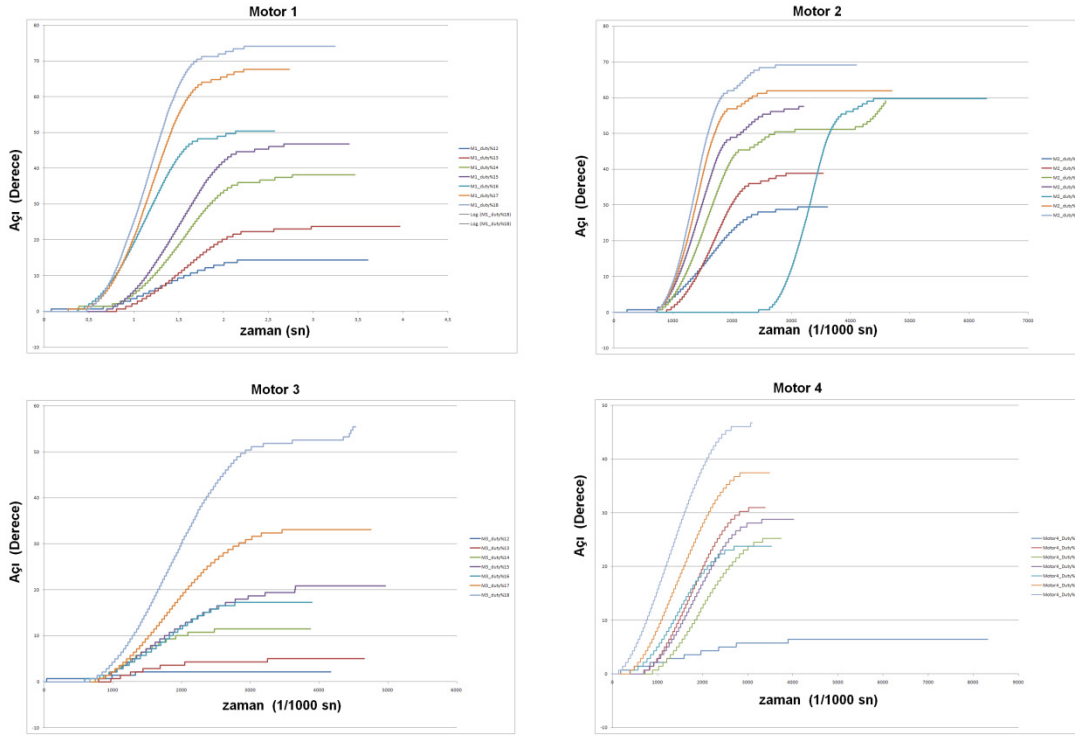


Şekil 4.6: Motor 1 için itki kuvvetleri / PWM % görev yüzdesi

Alınan ölçümler ile çizdirilen motor itki ve motor yanal itki /PWM % görev yüzdesi grafikleri üzerine eğri oturtularak birinci dereceden doğrusal motor modelleri her bir motor için elde edilmiştir. Deneyler sonucunda matematik modeller hem itki hemde yanal itki için hesaplanmıştır. (Şekil 4.6, Şekil 4.7)

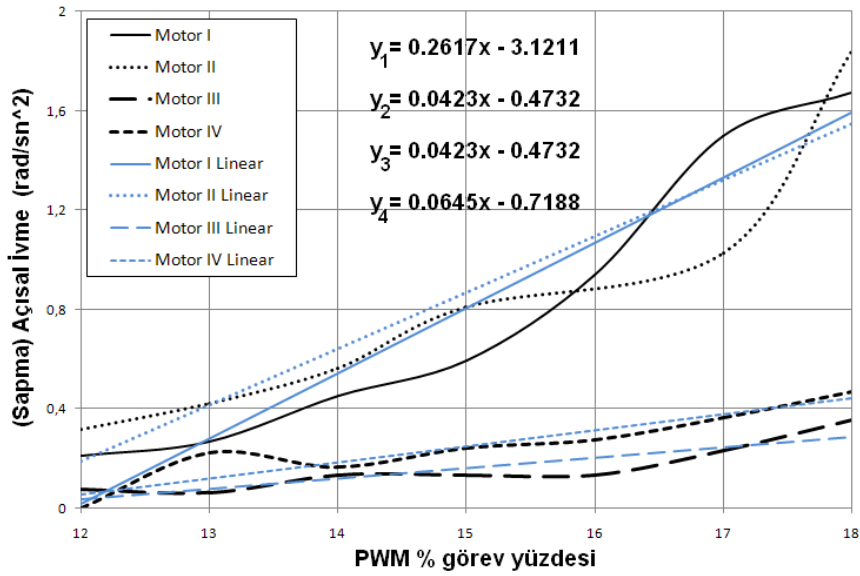


Şekil 4.7: Motorların itki kuvveti modeli



Şekil 4.8: Motorların açısal hız / PWM % görev yüzdesi

Yapılan ikinci tip deneylerde bahsedildiği üzere sistem üzerinden daha gerçekçi bilgiler elde edilmiştir. Ayrıca optik kodlayıcı bilgileride kullanılarak hava aracında sapma için motorların açısal hız modelleri de oluşturulmuştur. (Şekil 4.8, Şekil 4.9)



Şekil 4.9: Motorların açısal hız modeli

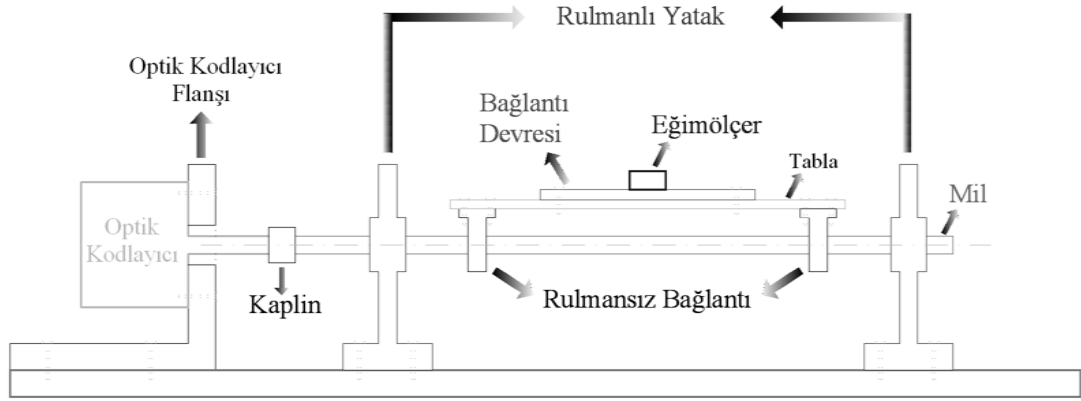
Bu çalışmalar sonucunda her bir motor için bir normalleştirme katsayısı elde edilmiştir. Ve motorların hava aracı üzerindeki yerleri yani hangi iki motor çiftinin karşılıklı hangi ikisinin de yan yana olmasının daha uygun olduğu tespit edilmiştir.

4.2 Eğimölçer İçin Filtre Tasarımı

Kullanılan iki eksen eğimölçer algılayıcısı analog bir algılayıcıdır. -90 ile +90 arasında değişen açıya karşılık 0-5 VDC analog sinyal üretmektedir. Eğimölçer algılayıcısı ivmeölçer tabanlı çalıştığı için ani pozisyon değişikliklerinden ve analog çalışan bir sensör olduğu için elektriksel gürültüden fazlaca etkilendiği için çok verimli bir geri besleme sinyali üretememektedir. Buna çözüm olarak uygun bir alçakgeçiren filtre tasarımı düşünülmüştür.

4.2.1 Eğimölçer için tasarlanan deney düzeneği

Tasarlanan filtrenin nasıl çalıştığını gözleyebilmek için Şekil 4.10'da şematik gösterimi yapılan ayrı bir deney düzeneği yapılmıştır.

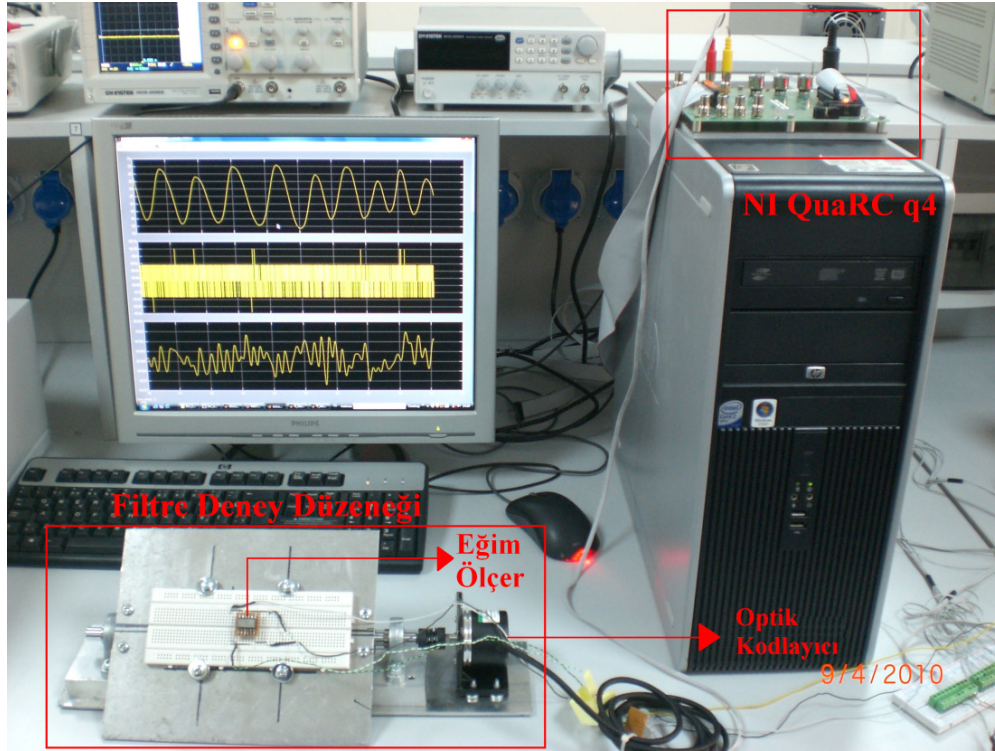


Şekil 4.10: Eğimölçer için alçak geçiren filtre tasarımı deney düzeneği

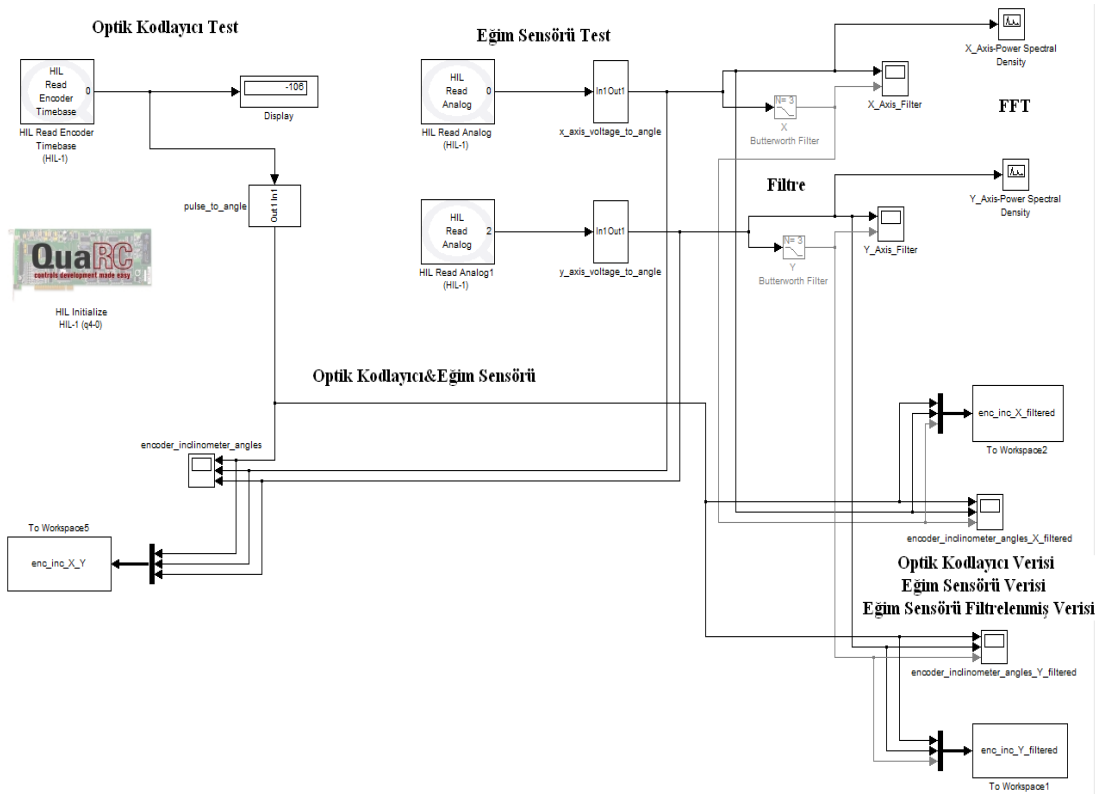
Sistemde kullanılan optik kodlayıcı bir tam dönüşte yani 360 derecede 10000 darbe üreten bir algılayıcıdır. Bu da $360/10000$ gibi basit bir hesaptan 0.036 derece gibi bir çözünürlükte açı okuma imkanı sağlamaktadır. Eğimölçerin üzerinde durduğu tablanın hareketi ile hem eğimölçer çıkışı hemde optik kodlayıcı çıkışı ekrandan takip edilebilmektedir. (Şekil 4.11). Burada optik kodlayıcıdan okunan açı değerinin mutlak doğru açı değeri olduğu kabul edilmiştir.

4.2.2 Alçakgeçiren filtre tasarımı

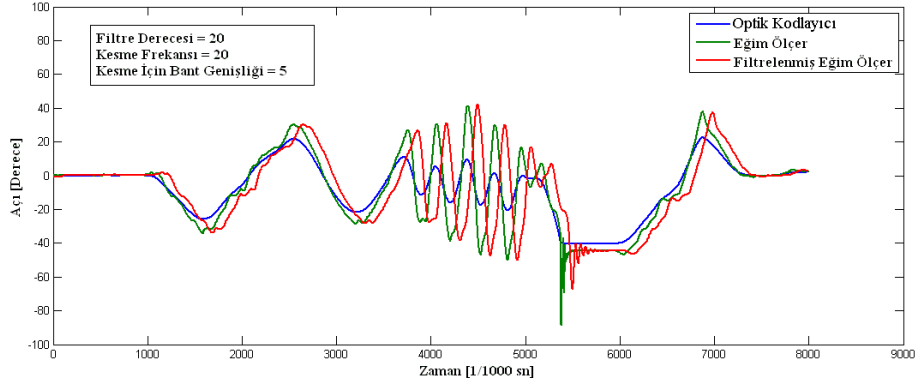
Kullanım kolaylığı yüzünden ve imkân dâhilindeki filtre tasarımı deney düzeneğinden de faydalanarak uygun bir alçakgeçiren filtre, deneme yanılma yoluyla şekil 4.12'de ki model kullanılarak Matlab&Simulink programındaki "Butterworth Filter" bloğunda tasarlanmıştır.



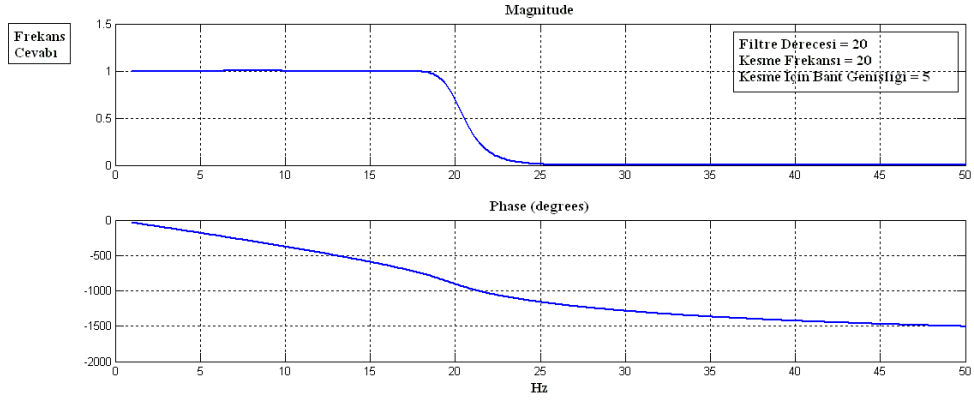
Şekil 4.11: Alçakgeçiren filtre tasarımı deney düzeneği



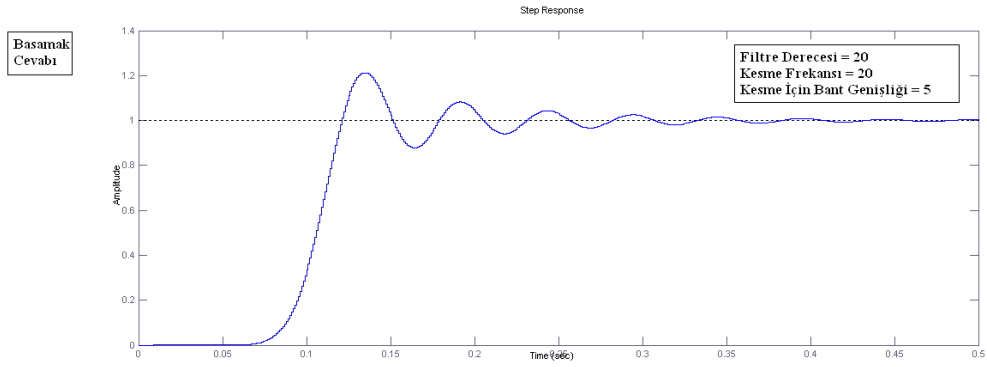
Şekil 4.12: Alçakgeçiren filtre tasarlama programı



Şekil 4.13: Alçakgeçiren filtre 1



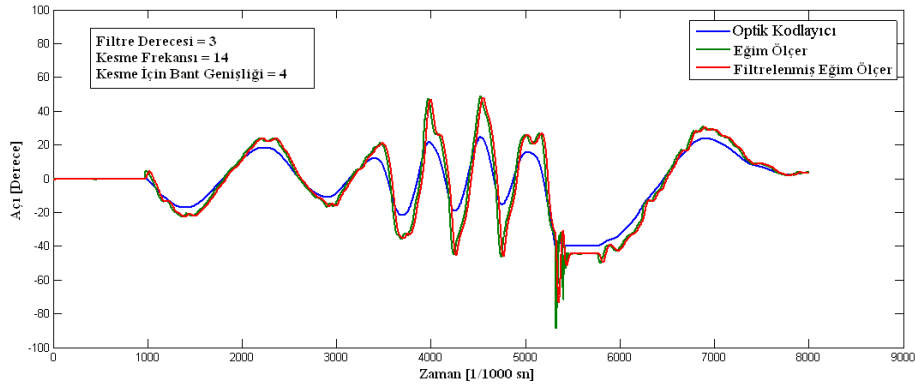
Şekil 4.14: Alçakgeçiren filtre 1 - frekans cevabı



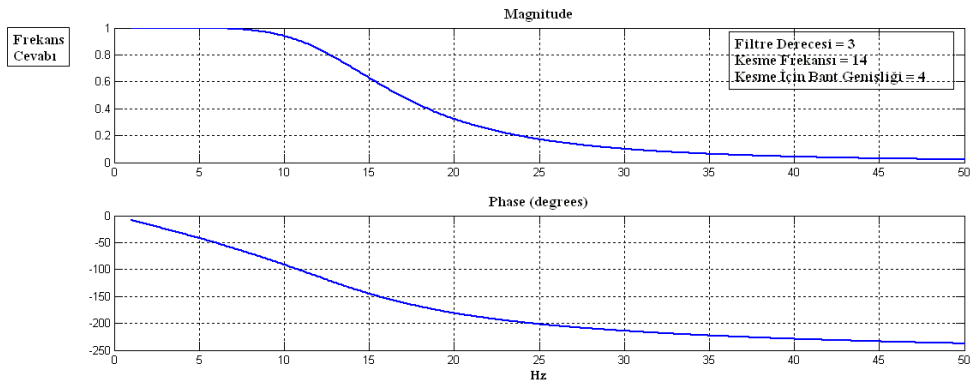
Şekil 4.15: Alçakgeçiren filtre 1 - basamak cevabı

Yapılan çalışmalarda dikkat edilmesi gereken 3 unsur tespit edilmiştir. Tasarlanan filtrenin kesme frekansının olabildiğince yüksek, buna mukabil derecesinin olabildiğince düşük ve frekans cevabının olabildiğince keskin olması gerekmektedir. Şekil 4.13, 4.14, 4.215'te görüldüğü üzere yapılan birinci filtre tasarımında filtre derecesi yüksek olduğu için filtrelenmiş eğimölçer ile filtrelenmemiş eğimölçer arasında bir faz farkı oluşmuştur, buna mukabil frekans cevabının ideale daha yakın olduğu görülmektedir.

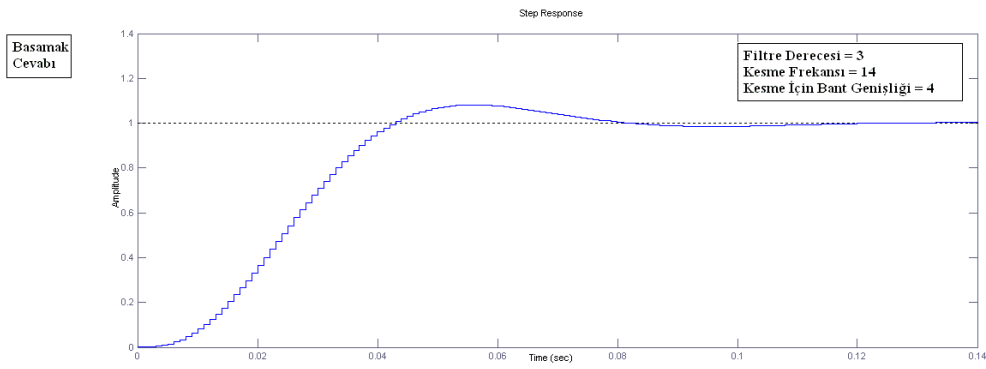
Yapılan bir çok deney ile kullanılan eğimölçerde her 3 ana unsur için en uygun değerler aranmıştır.



Şekil 4.16: Alçakgeçiren filtre 2

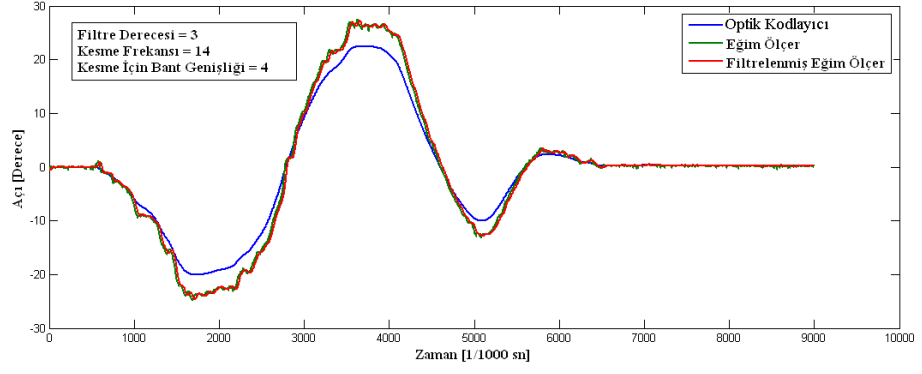


Şekil 4.17: Alçakgeçiren filtre 2 – frekans cevabı

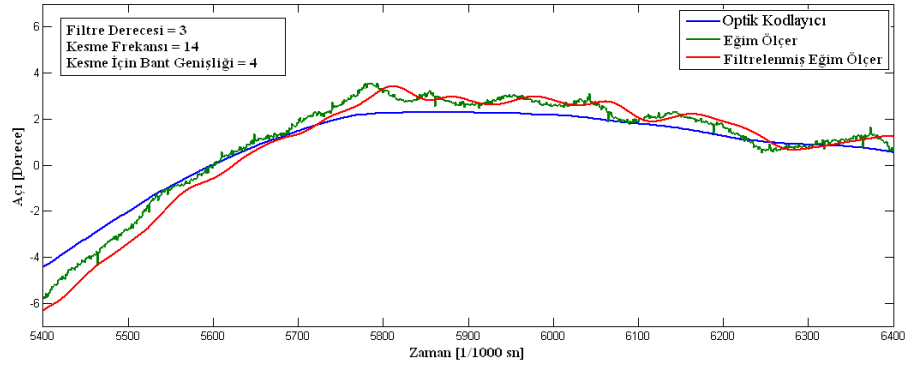


Şekil 4.18: Alçakgeçiren filtre 2 – basamak cevabı

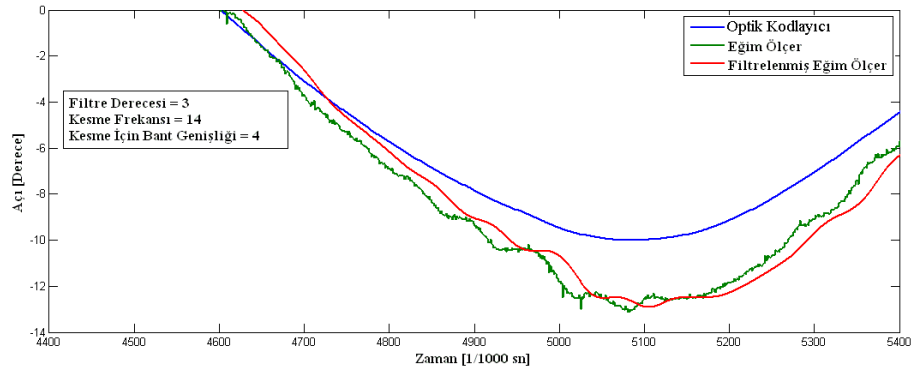
Derecesinin 3, kesme frekansının 14 Hz ve kesme için bant genişliğinin 4 Hz olduğu alçak geçiren filtre, şekil 4.16, 4.17, 4.18'de görüldüğü gibi ortaya çıkmıştır.



Şekil 4.19: Tasarlanan alçakgeçiren filtre



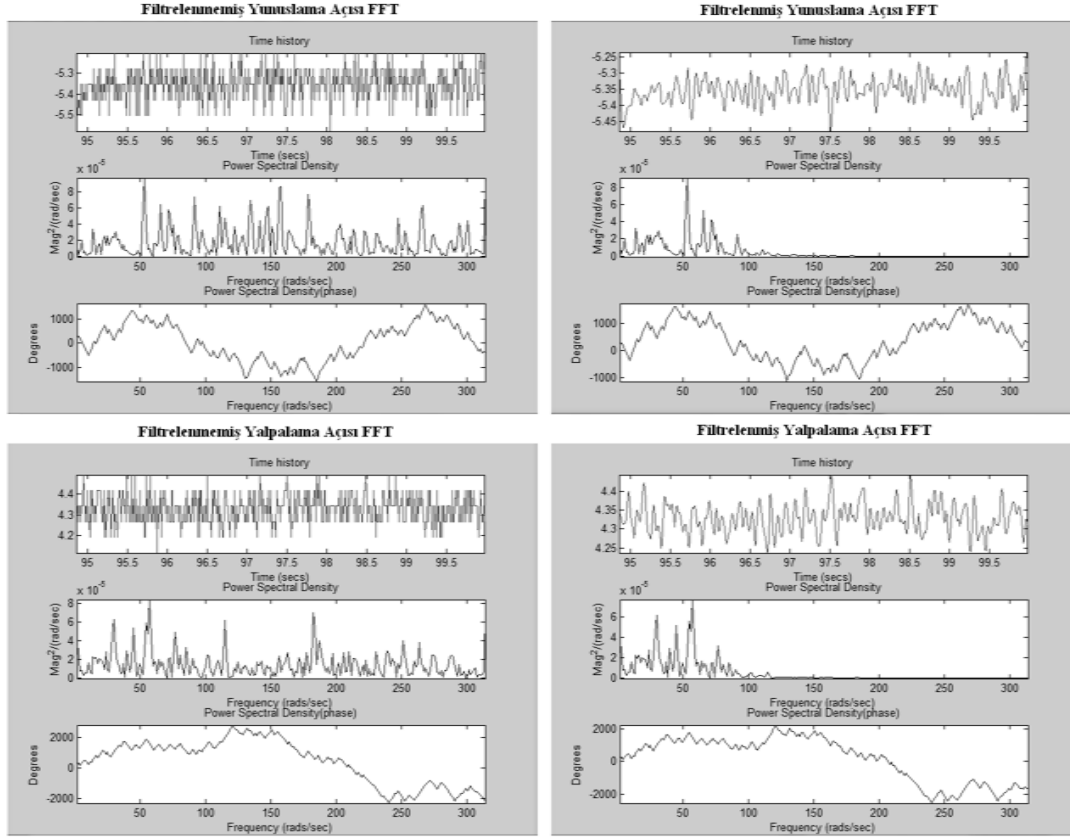
Şekil 4.20: Tasarlanan alçakgeçiren filtre



Şekil 4.21: Tasarlanan alçakgeçiren filtre

Şekil 4.19, 4.20, 4.21’de görüldüğü üzere filtrelenmiş eğimölçer verisi ile filtrelenmemiş eğimölçer verisi ve optik kodlayıcı verisi yani mutlak doğru veri karşılaştırılmıştır.

Sunuçlarda da görüldüğü gibi gürültü azalmış olmasına karşın gecikme azdır. Bu da sistemde yapılan ölçmenin ideal bir geribesleme sinyaline daha yakın olmasını sağlamaktadır..



Şekil 4.22: Tasarlanan filtre FFT

Ayrıca filtrelenmiş eğimölçer verisi ile filtrelenmemiş eğimölçer verisinin FFT'si alınarak karşılaştırmada şekil 4.22'de görüldüğü gibi yapılmıştır.

Hava aracı üzerinden alınan değerlerin FFT'si alındığında kesme frekansının 100 rad/sn² olduğu görünmektedir. $2\pi f = 100$ olduğundan kesme frekansının $100/2\pi = 16$ olduğu ortaya çıkmaktadır. Bu da filtre derecesinin 3 olmasından kaynaklanmaktadır. Tam kesme 16 Hz'te başlamaktadır.

4.3 Yeni Mekanik Yapı

İmal edilen ve kullanılan birinci deney düzeneğindeki sorunlar yapılan çalışmalar sırasında ortaya çıkmıştır. Birinci deney düzeneğinde kabloların açıktan gitmesi, elektriksel devrelerin ve denetleyici kartın konulacağı yerler düşünülmemiş olması gibi sorunlar mevcuttur. Ayrıca tasarlanan mekanik yapının imal sonrası istenen hassasiyette olmadığı gözlemlenmiştir.

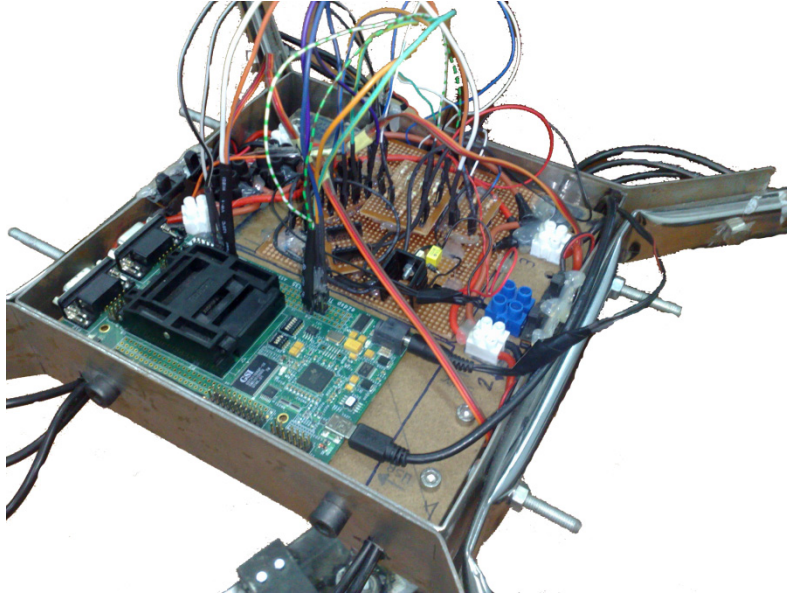
Motor flanşlarının ve kanatların bağlantı noktalarında tam kararlı olmaması ve esneme yapması hava aracı kontrolünü kötü etkilemektedir. Optik kodlayıcının hava

aracı üzerinde olması fazladan bir ağırlığın da hava aracına yüklenmesi anlamına gelmektedir.

Elektriksel devrelerin, motor sürücülerinin ve kontrol kartının hava aracının ortasına yerleştirildiği, kabloların açıktan gitmediği bir tasarım düşünülmüş ve imal edilmiştir. Ayrıca yeni mekanik yapının, daha hafif olması düşünülmüş, içi boş krom malzeme kullanılmış ve optik kodlayıcı hava aracından bağımsız konumlandırılmıştır. Tüm ek sistem ve ekipmanlarla birlikte hava aracı ağırlığının yaklaşık 2.5 kg olduğu hesaplanmıştır. Yeni sistemin kanat açıklığı 1m olarak düşünülmüştür. Bu mesafenin 60 cm olduğu eski sisteme göre ilerisi için daha büyük pervane ve dişli çark sistemi kullanımı da düşünülmüştür. Yeni mekanik yapı fonksiyonellik olarak önceki sistemle birebir aynıdır. (Şekil 4.23, 4.24)



Şekil 4.23: Yeni mekanik yapı



Şekil 4.24: Yeni deney düzeneği elektriksels devre ve kontrol kartı

Şekil 4.24; şekil 3.9 ‘da gösterilen tasarlanmış şematik bağlantı devresinin gerçekleşmiş halidir. Görüldüğü üzere geribesleme ve kontrol kartı bağlantıları için uygun devreler hava aracının ortasına yerleştirilmiş böylelikle ağırlık merkezinin hava aracının ortasında olmasına çalışılmıştır. Ayrıca motor sürücüleri bu devrenin altındadır.

Yapılan yeni mekanik ve mekatronik yapı sonrasında hem mekanik olarak hem de elektriksels olarak daha kararlı bir sistem ortaya çıkmıştır, bu da yapılan deneyler sonrasında elde edilen bilginin tekrarlanabilirliğini sağlamıştır.

5. DENETLEYİCİ TASARIMI

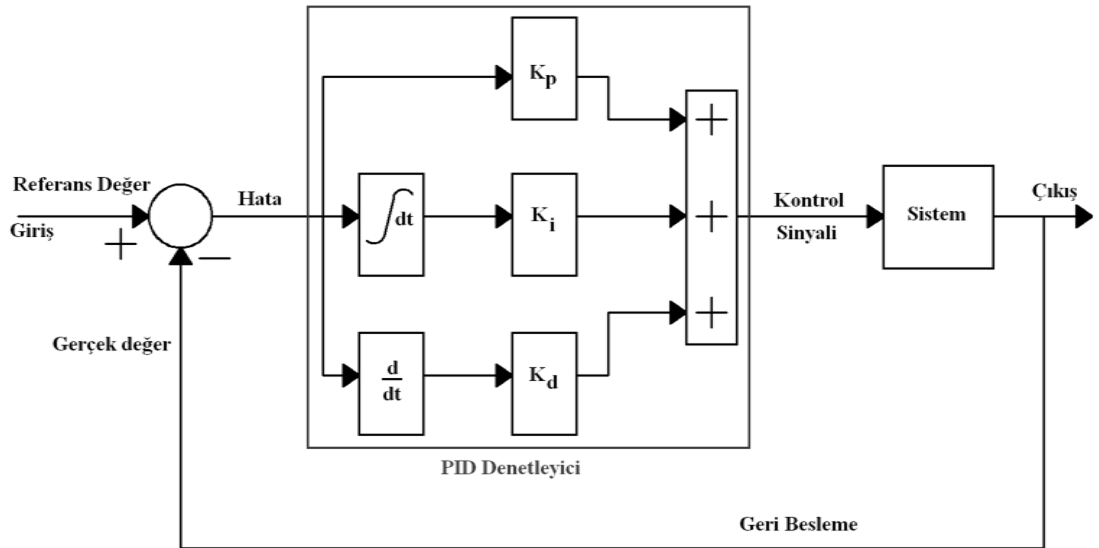
Tez kapsamında yapılan 3 ana iyileştirmeden ikisi Bölüm 4’te anlatılan mekanik ve mekatronik iyileştirme iken diğeri de yazılım temelinde yapılan denetleyici tasarımıdır. Bu bölümde her iki deney düzeneği için tasarlanan denetleyiciler deney sonuçları ile birlikte açıklanacaktır.

5.1 Denetleyici Yapıları

Yapılan çalışmada PID denetleyici, bulanık mantık PD denetleyici, kendinden ayarlamalı bulanık mantık PD denetleyici ve PID ile kendinden ayarlamalı bulanık mantık PD denetleyici birlikte/paralel kullanılmıştır.

5.1.1 PID denetleyici yapısı

Klasik PID denetleyici yapısı şekil 5.1’de görüldüğü üzere kontrolün; hatanın yani sistemden istenen değer ile sistemin o anki gerçek değerinin farkının kendisi, zamana bağlı türevi ve zamana bağlı integrali üzerinden yapıldığı denetleyici yapısıdır.



Şekil 5.1.: PID denetleyici yapısı

PID kontrol algoritmasını matematiksel olarak incelendiğinde, t zaman olmak üzere PID denetleyicinin çıkışı aşağıdaki gibi ifade edilebilmektedir:

$$U(t) = P_u + I_u + D_u \quad (5.1)$$

5.1'deki ifadede, P_u , I_u , D_u ifadeleri her bir PID teriminin çıkışa olan etkilerini temsil etmektedir.

K_p oransal katsayı, e hata ve t zaman olmak üzere, oransal terim aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$P_u = K_p e(t) \quad (5.2)$$

K_i integral katsayısı, e hata, τ integrasyon değişkeni ve t zaman olmak üzere, integral terimi aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$I_u = K_i \int_0^t e(\tau) d\tau \quad (5.3)$$

K_d integral katsayısı, e hata ve t zaman olmak üzere, türev terimi aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$D_u = K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (5.4)$$

Sonuç olarak PID denetleyicinin çıkışı; oransal terim, integral terimi ve türev teriminin toplamının alınmasıyla hesaplanmaktadır.

$$U(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (5.5)$$

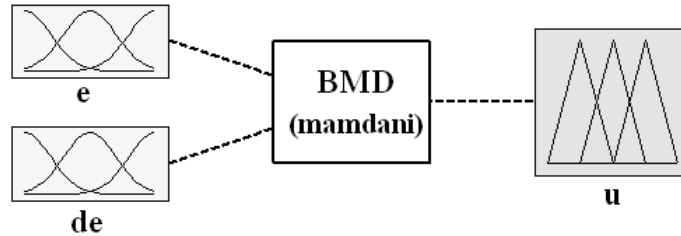
5.1.2 Bulanık mantık PD denetleyici yapısı

Bulanık mantık PD denetleyici yapısı hatanın kendisi ve türevine bağlı olarak çıkış veren bir algoritmadır. Bulanık mantık denetleyicilerde belirlediğiniz hata, hatanın türevi ve çıkış fonksiyonlarınız üzerinden kontrol yapılmaktadır. Burada tanımlanan üyelik fonksiyonları sisteme bağlı olarak değişmektedir. Bulanık mantık (BM), sisteme ait uzman kişinin, bilgisini sözel olarak ifadelendirerek kontrol kuralları için bu bilgidan yararlanmasına izin verir. BM sistemler konusundaki son ilerlemeler ve güç sistemlerindeki uygulamaları giderek artmaktadır.

BM teorisinde kesin olarak belirlenmesi zor olan büyüklükler için sıfır ve bir

arasında olası değere sahip sayısal bölgeler belirlenmeye çalışılır. Bulanık mantık büyük, küçük gibi belirsiz ya da net olmayan büyüklükler ile veya yorumlanması gereken veriler ile çalışılmasını sağlar. Bulanık sistemler alanındaki son ilerlemeler ve güç sistemlerindeki başarılı birkaç fiziksel uygulama, giriş verisindeki kabul yaklaşım, belirsizlik ve olası bilgiyle ilgilenildiğinde, mantığın etkin olarak kullanılabileceğini göstermiştir. Eksik bilgi, duyarsızlık ve niteliksel bilginin içerilmesi ile ilgili kapasiteleri açısından bulanık mantık sistemleri güç sistemlerindeki uygulamalar için büyük bir potansiyel oluşturmaktadır. Mevcut BM denetleyicilerinin çoğu, bir sistemin herhangi bir matematiksel modelini kullanmadan tasarlanır. Bulanık mantık denetleyiciler (BMD), alışlagelmiş denetleyicilerin, sistemlerin matematiksel modeline bağımlı olmasından ve bu modellerin türetilmesinde karşılaşılan güçlükler ve davranış sınırlamaları için çözüm olmaktadır.

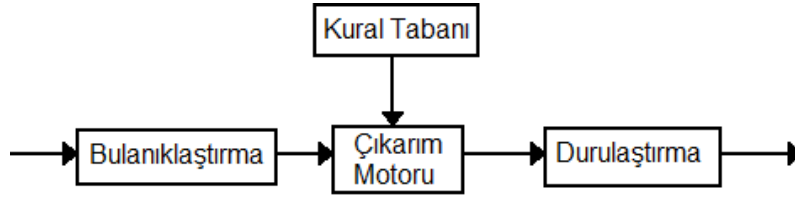
Temel olarak, BMD bloğu girişler olarak parametredeki hata ve bu hatanın değişimini, bulanık denetleyici ve çıkışları içerir. Denetleyicilerin giriş parametreleri, ölçekleme çarpanları ve kontrol kuralları, bulanık denetleyici çıkışını etkileyen temel faktörlerdir.



Şekil 5.2: Giriş ve çıkışları ile BMD yapısı

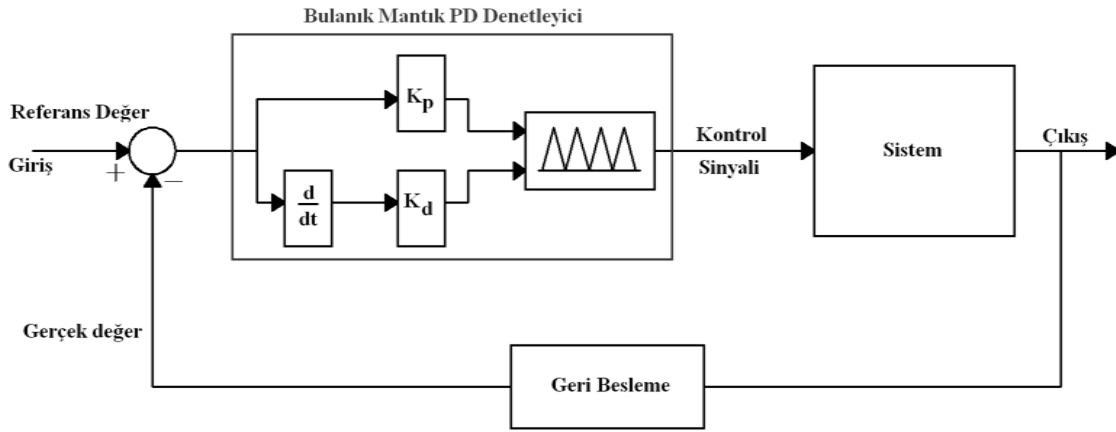
Bir BMD tasarlamak için, kontrol edilecek sistemin dinamik davranışını gösterebilecek parametreler kontrolörün girişleri olarak seçilmelidir. BMD'nin temel yapısı dört bileşenden oluşur: Bulanıklaştırma ara yüzü (fuzzification), kural tabanı (fuzzy rules), çıkarım motoru (Inference Engine); durulama (defuzification). Bulanık mantık kontrolünde, bulanıklaştırma süreci giriş üyelik fonksiyonlarıyla sağlanır. Aynı şekilde durulama süreci de çıkış üyelik fonksiyonları ve kural tabanı sayesinde sağlanır. Üyelik fonksiyonları üçgen ya da Gaus eğrisi şeklinde tanımlanabilirler.

Tasarlanan bulanık mantık denetleyicilerde üçgen tip üyelik fonksiyonu kullanılmıştır. Durulandırmada ise ağırlık merkezi tekniği kullanılmıştır.



Şekil 5.3: Bulanık mantık kontrol elemanları

Bulanık mantık denetleyici yapısı tanımladığınız üyelik fonksiyonu sayısı ile isimlendirilmektedir. Hava aracı için tasarlanan bulanık mantık denetleyiciler 7x7 yani 7 hata, 7 hatının türevi ve 7 çıkış üyelik fonksiyonundan oluşmaktadır. (Şekil 5.2)



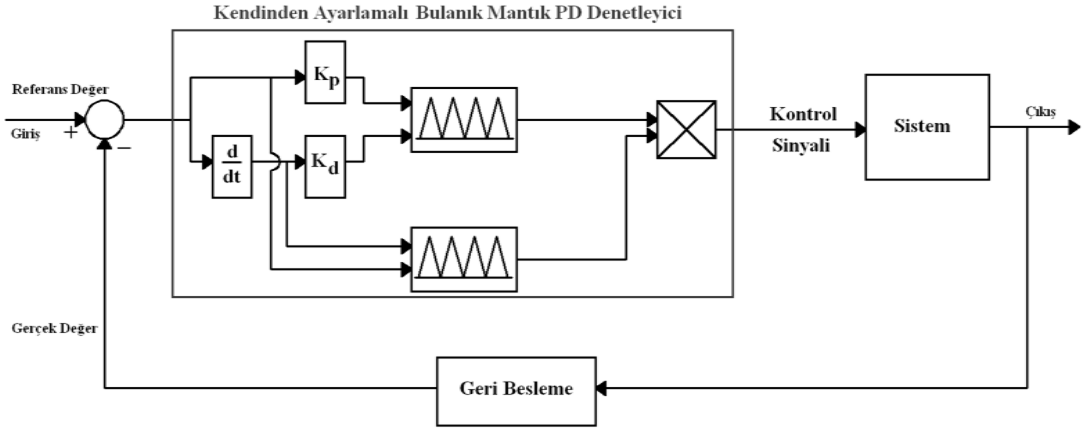
Şekil 5.4: Bulanık mantık PD denetleyici yapısı

5.1.3 Kendinden ayarlamalı bulanık mantık PD denetleyici yapısı

Kendinden ayarlamalı denetleyici, bulanık mantık denetleyicinin çıkışının başka bir bulanık mantık denetleyici ile çarpılması durumudur.

Burada ikinci denetleyicinin çıkışı 0 ile 1 arasında değiştiğinden tanımladığınız hata ve hatanın türevi fonksiyonlarına bağlı olarak kontrol sinyali güçlendirilmekte ya da zayıflatılmaktadır. (Şekil 5.5)

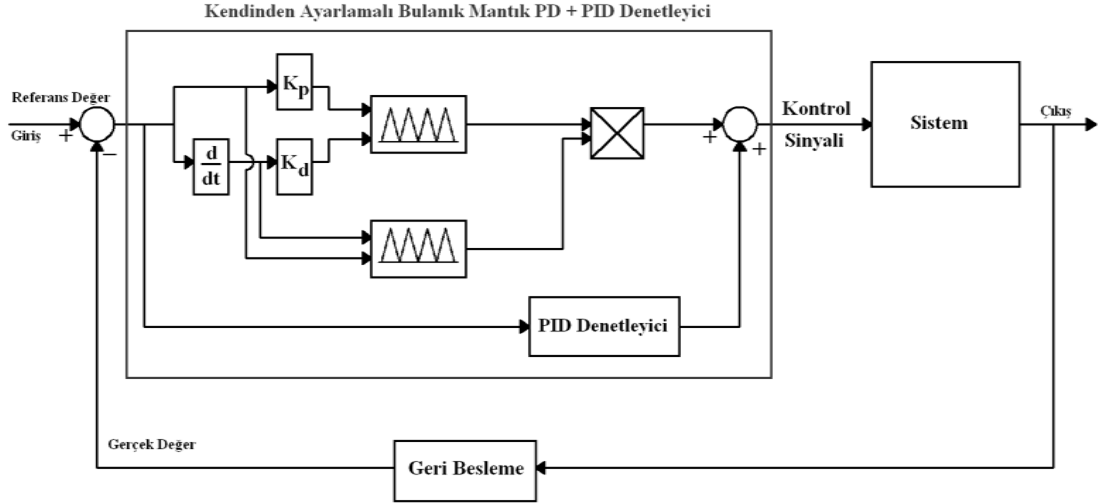
Tasarlanan iki bulanık mantık denetleyici yapısında da aynı üyelik fonksiyonları kullanılmıştır. Kendinden ayarlamalı bulanık mantık denetleyici bloğu hata ve hatanın türevine bağlı dinamik bir kazanç gibi davranmaktadır.



Şekil 5.5: Kendinden ayarlamalı BM PD denetleyici yapısı

5.1.4 PID ile kendinden ayarlamalı BM PD denetleyici yapısı

Bu denetleyici yapısında bir önceki yapıya ek olarak paralel bir PID denetleyici mevcuttur. Kalıcı rejim hatasını engellemek için PD yapısındaki bulanık mantık denetleyicisine ek olan PID denetleyicisi, integral terim içermesinden dolayı düşünülmüştür. Tasarlanan denetleyicilerde kontrol sinyali PID ile kendinden ayarlamalı bulanık mantık denetleyicilerin toplamına eşittir.



Şekil 5.6: Kendinden ayarlamalı BM PD + PID denetleyici yapısı

5.2 4 Rotorlu Hava Aracı İçin Tasarlanan Denetleyiciler

Yapılan çalışmada önce basit PID denetleyici ile deneyler yapılmış sonra sırasıyla bulanık mantık denetleyici, kendinden ayarlamalı bulanık mantık denetleyici ve son olarakta PID denetleyici ile birlikte/paralel kendinden ayarlamalı bulanık mantık PD denetleyici denenmiştir. Hava aracının kontrolünde deneysel düzeneğin farklı

serbestlik dereceli olmasından faydalanarak önce yunuslama ve yalpalama kontrolü sağlanmaya çalışılmıştır.

Birinci mekanik yapıda PID ile sadece sapma kontrolü sağlanabilmiştir. Sapma kontrolünde sistem parametrelerinin tespiti için yapılan deneylerden faydalanılmıştır. Çünkü sapma için yapılan deneyler gerçek sistem üzerinden yapılmıştır. Sapma kontrolünü başaran PID denetleyicide motorların dinamik modeli temel alınarak oransal bir kontrol katsayı belirlenmiştir. Sonrasında kalıcı rejim hatasını engellemek ve kontrol hızını arttırmak için integral ve türevsel kontrol katsayıları da eklenerek bir PID denetleyici tasarlanmıştır.

PID denetleyici birinci mekanik yapıda yunuslama ve yalpalama kontrolünü sağlayamamıştır. Yunuslama ve yalpalama yapılan deneyler sonrasında PID denetleyici ile birlikte/paralel kendinden ayarlamalı bulanık mantık PD denetleyici ile kontrol edilebilmiştir.

Birinci mekanik yapıda sapma ile yunuslama ve yalpalama birlikte kontrol edilememiştir.

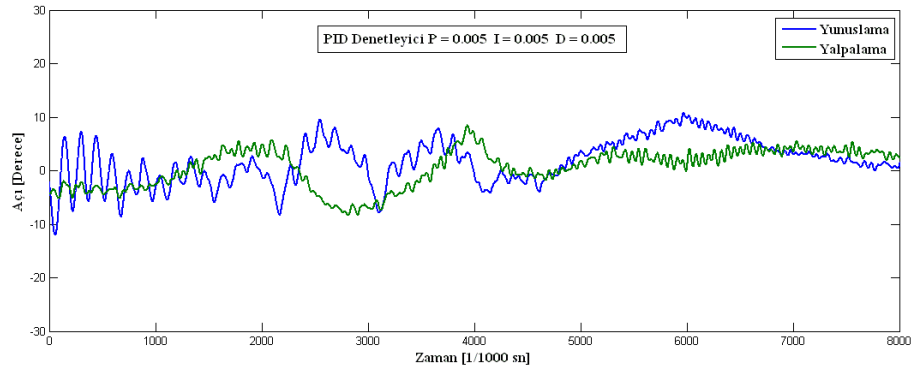
İkinci mekanik yapıda ise tüm kontrol birlikte gerçekleşmiştir. Sapma kontrolü PID denetleyici ile birlikte/paralel bulanık mantık PD denetleyici ile kontrol edilmiş yunuslama ile yalpalama ise PID denetleyici ile birlikte/paralel kendinden ayarlamalı bulanık mantık PD denetleyici ile kontrol edilmiştir. PID ile yunuslama ve yalpalama kontrol edilmeye çalışılmış ve kısmen başarılı olunmuştur. Ama PID ile kontrol dışarıdan yapılan bozucu etkilere karşı iyi sonuç vermemiştir.

Bu deneylerde başarılı denetleyici için belirlenen hata toleransı 3-4 derecedir. Hatanın pozitifte ve negatifte 3-4 derece arasında kalması başarı olarak kabul edilmiştir.

Tasarlanan denetleyicilerde giriş hatadır. Hata açısal pozisyon yada açısal hızdır. Çıkış ise -5 ile +5 arasında değişen PWM %görev yüzdesidir.

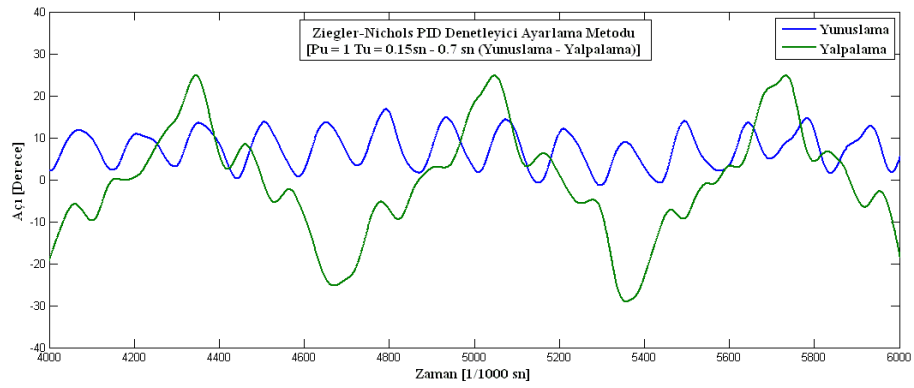
5.2.1 PID denetleyiciler

Önce PID ile sistem kontrol edilmeye çalışılmıştır. İkinci deney düzeneğinde yunuslama ve yalpalama için PID denetleyici tasarlanmıştır. Başlangıç değer olarak tüm katsayıların 0.005 olması durumunda sistem şekil 5.7’de görünen cevabı vermiştir.



Şekil 5.7: Yunuslama ve yalpalama PID kontrol

Daha sonrasında Ziegler-Nichols metodu kullanılarak uygun kontrol katsayıları bulunmaya çalışılmıştır. (Şekil 5.8, çizelge 5.1)



Şekil 5.8: Ziegler-Nichols deneyi

Çizelge 5.1 : Ziegler-Nichols metodu

Kontrol Tipi	Kp	Ki	Kd
P	$P_u/2$	-	-
PI	$P_u/2.2$	$T_u/1.2$	-
PID	$P_u/1.7$	$T_u/2$	$T_u/8$

Yapılan deneyler sonrasında Ziegler-Nichols metodunun önerdiği kontrol katsayıları yapılan deneyler ile elde edilmiştir. Bu deneylerde belirlenen bir P kontrol katsayısı ile başlanarak kritik P değeri aranmış ve böylece kritik periot da elde edilmiştir. Ziegler-Nichols metodunun önerdiği PID kontrol katsayılar hesaplanır ak sistem üzerinde denenmiştir. (Çizelge 5.2, 5.3)

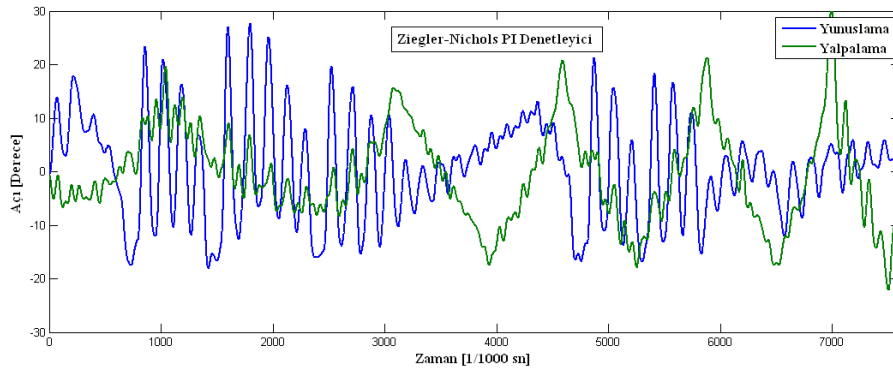
Çizelge 5.2 : Ziegler-Nichols yunuslama denetleyicisi

Kontrol Tipi	Kp	Ki	Kd
PI	0.4545	0.125	-
PID	0.5882	0.075	0.01875

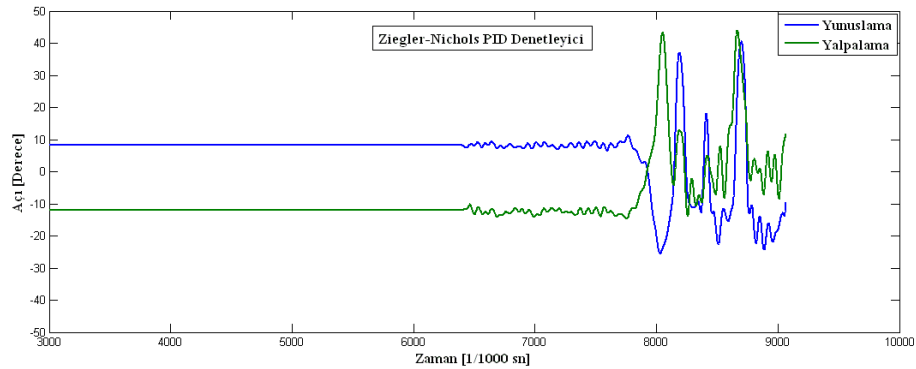
Çizelge 5.3 : Ziegler-Nichols yalpalama denetleyicisi

Kontrol Tipi	Kp	Ki	Kd
PI	0.4545	0.5833	-
PID	0.5882	0.35	0.0875

Şekil 5.9 ve şekil 5.10 da görüldüğü üzere elde edilen kontrol katsayıları kullanılarak tasarlanan denetleyiciler iyi bir kontrol sağlamamıştır.

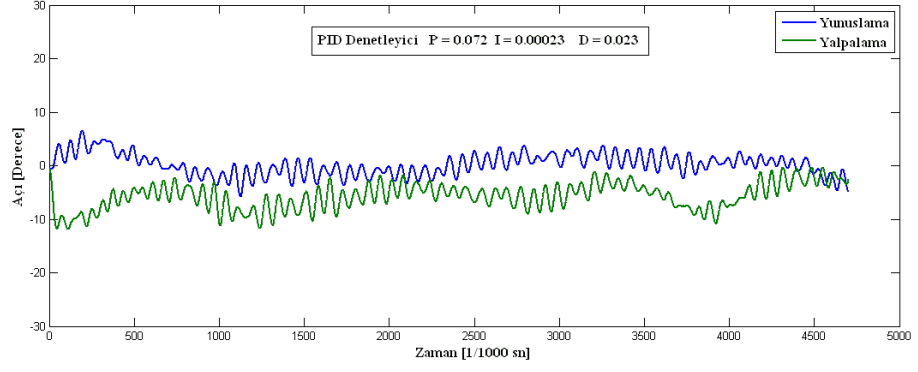


Şekil 5.9: Ziegler-Nichols PI denetleyici



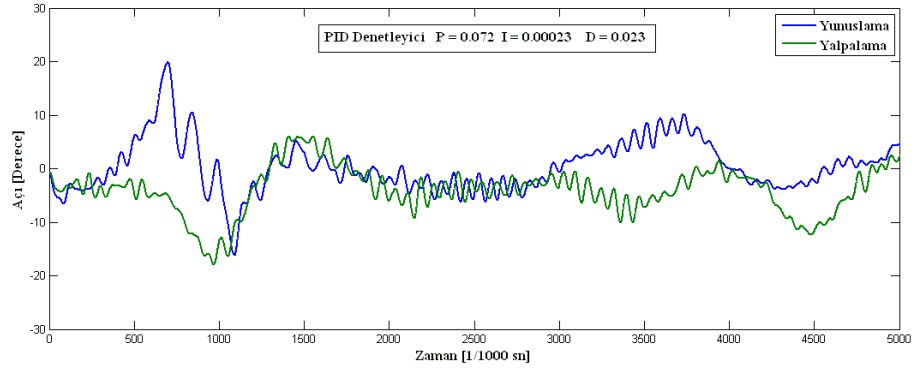
Şekil 5.10: Ziegler-Nichols PID denetleyici

Deneme yanılma yöntemi ile yapılan birçok deney sonrasında PID ile sağlanan en iyi kontrol şekil 5.11' de görüldüğü gibidir.



Şekil 5.11: Yunuslama ve yalpalama PID denetleyici

Bu denetleyicinin şekil 5.12’ de görüldüğü üzere darbe şeklindeki bir gürültü altında iyi çalışmadığı gözlemlenmiştir.

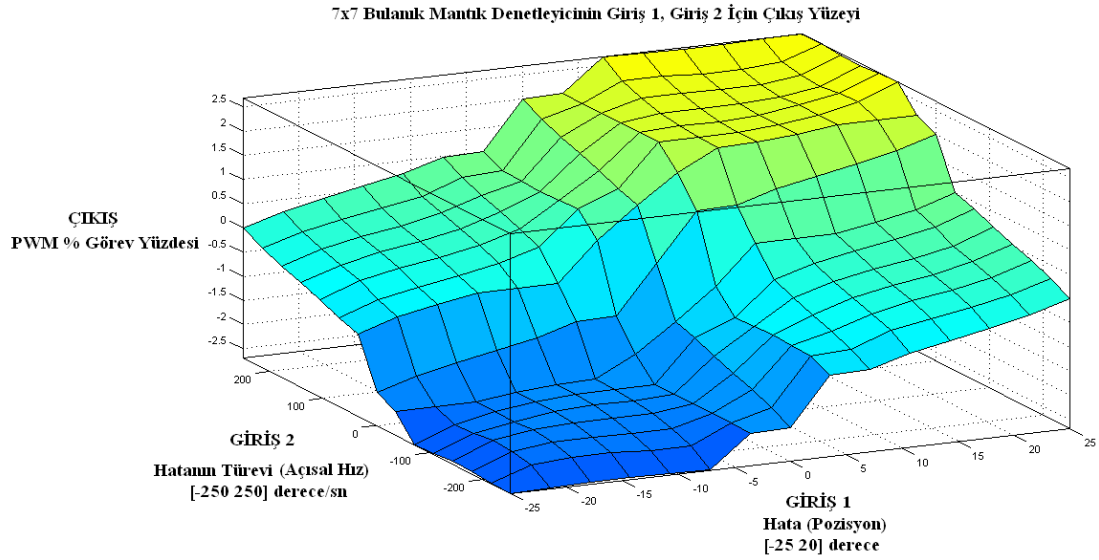
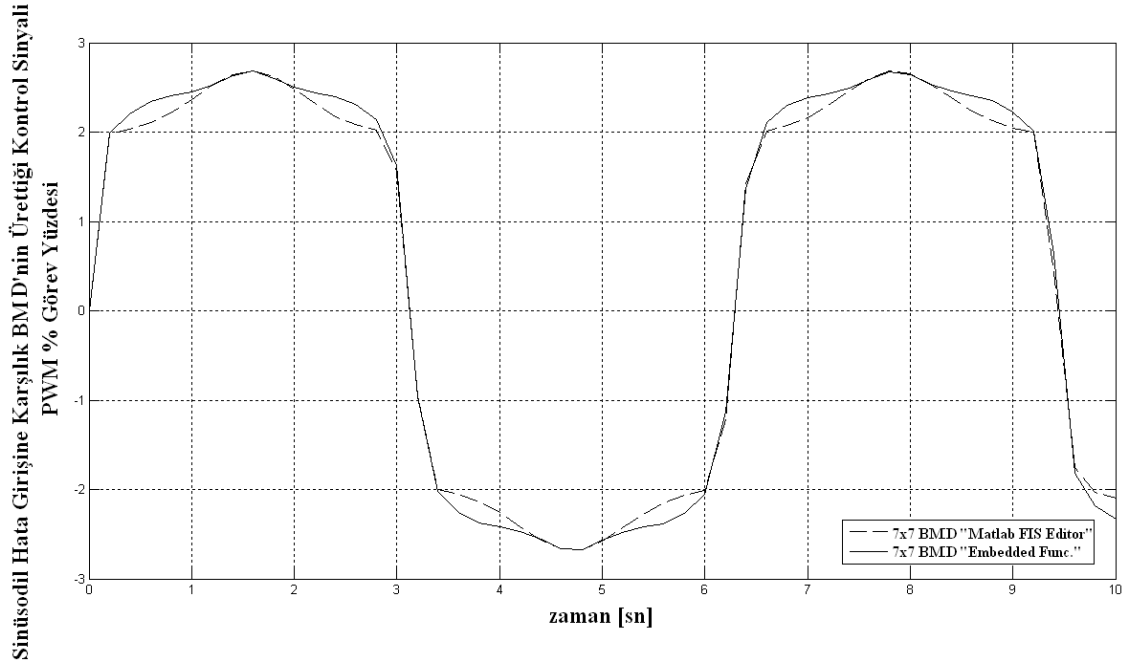


Şekil 5.12: Yunuslama ve yalpalama PID denetleyici gürültü altında

5.2.2 Bulanık mantık denetleyiciler

PID denetleyiciden sonra bulanık mantık denetleyiciler denenmiştir. Kullanılan mikrodnetleyici Matlab&Simulink programının “FIS Editor” modülü kullanılarak yapılan denetleyicileri, hafıza problemi nedeniyle desteklememektedir. Bunun üzerine “Matlab Embedded Function” kullanılarak bulanık mantık denetleyici elde edilmiştir.

Benzetim ortamında deneyleri yapılan bulanık mantık denetleyici, kod tabanlı olarak elde edilmeye çalışılmıştır. Yapılan deneyler akabinde Matlab&Simulink programının “FIS Editor” modülü kullanılarak tasarlanan denetleyiciler Şekil 5.13’de görüldüğü gibi kod tabanlı elde edilmiştir.



Şekil 5.13: Bulanık mantık denetleyici

Şekil 5.13'te "Matlab Embedded Function" kullanılarak hazırlanan BMD'nin Matlab&Simulink programının "FIS Editor" bloğuyla hazırlanan BMD ile karşılaştırılması görülmektedir. Ayrıca "Matlab Embedded Function" kullanılarak hazırlanan BMD'nin giriş 1 yani hata ve giriş 2 yani hatanın türevine karşılık çıkışını alansal olarak gösteren grafikte şekil 5.13'te mevcuttur.

Çizelge 5.4 : BMD yunuslama, yalpalama üyelik fonksiyonları

BMD	Giriş 1 Hata	Giriş 2 Hatanın Türevi	Çıkış
nb	-25	-250	-3.75
nm	-7	-50	-2.5
ns	-3	-15	-1.25
z	0	0	0
ps	3	15	1.25
pm	7	50	2.5
pb	25	250	3.75

Çizelge 5.5 : BMD sapma üyelik fonksiyonları

BMD	Giriş 1 Hata	Giriş 2 Hatanın Türevi	Çıkış
nb	-20	-30	-3.75
nm	-8	-12	-2.5
ns	-3	-5	-1.25
z	0	0	0
ps	3	5	1.25
pm	8	12	2.5
pb	20	30	3.75

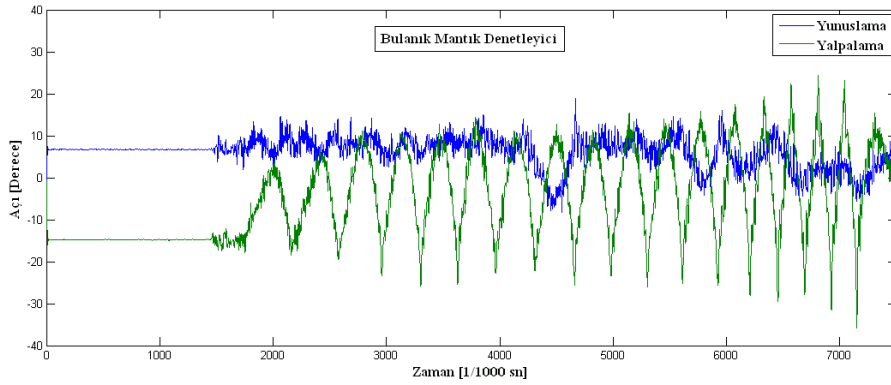
Çizelge 5.6 : Kendinden ayarlamalı BMD

BMD	Giriş 1 Hata	Giriş 2 Hatanın Türevi	Çıkış
nb	-25	-250	1
nm	-7	-50	0.82
ns	-3	-15	0.7
z	0	0	0

Çizelge 5.6: Kendinden ayarlamalı BMD (devam)

BMD	Giriş 1 Hata	Giriş 2 Hatanın Türevi	Çıkış
ps	3	15	0.7
pm	7	50	0.82
pb	25	250	1

Çizelge 5.4, 5.5 ve 5.6’de tasarlanan BMD’nin üyelik fonksiyon tanımları görünmektedir.



Şekil 5.14: BMD ile yunuslama, yalpalama kontrolü

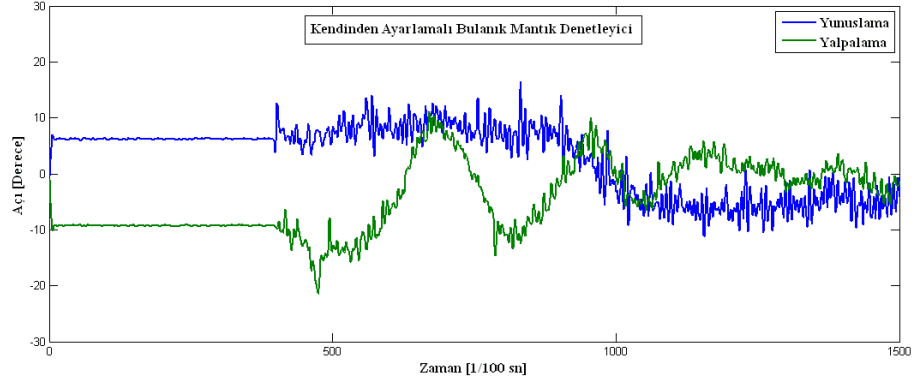
Sadece BMD ile kontrol şekil 5.14’de görüldüğü gibi gerçekleştirilememiştir. Tasarlanan bulanık mantık denetleyicilerde üyelik fonksiyonlarının tanımları ve sayıları değiştirilerek iyileştirilmeye çalışılmıştır. (Şekil 5.14)

5.2.3 Birlikte/paralel denetleyiciler

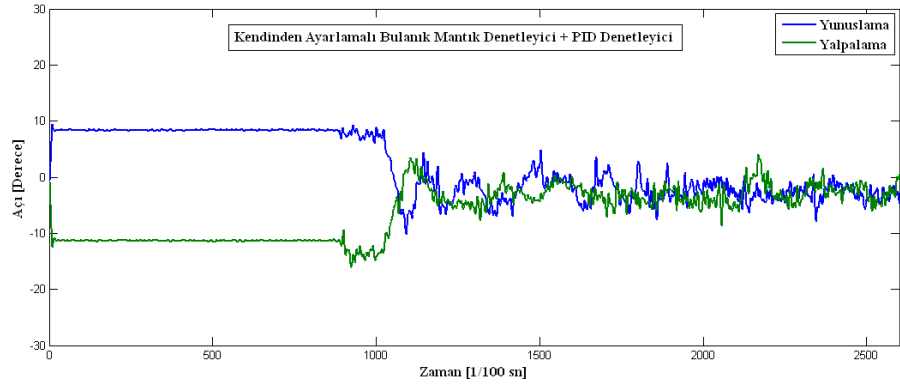
Önce kendinden ayarlamalı BMD denenmiştir ve şekil 5.15’de ki kontrol sağlanmış ama bu kontrolde gürültü karşısında zayıf kalmıştır ve cevap süresi yavaştır.

Kendinden ayarlamalı BMD başlangıç değerinde verilen hatayı düzeltebilmiştir, buna mukabil el ile uygulana ani bozucu etki karşısında tepkisi yavaş kalmış ve kontrol sağlanamıştır.

Bunun üzerine paralel denetleyici yapısında bir PID denetleyici de eklenerek deneylere devam edilmiştir.

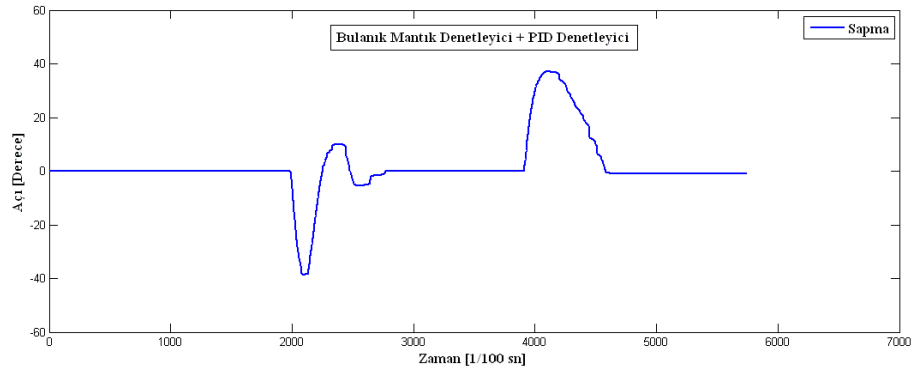


Şekil 5.15 Kendinden ayarlamalı BMD ile yunuslama ve yalpalama kontrolü

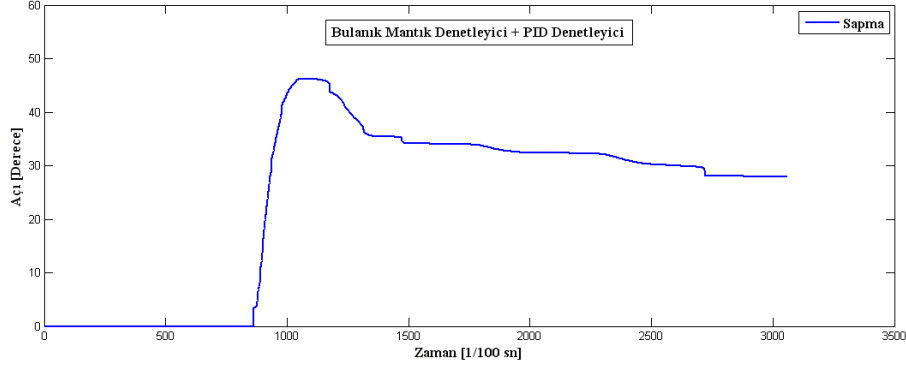


Şekil 5.16: Kendinden ayarlamalı BMD + PID ile yunuslama ve yalpalama kontrolü

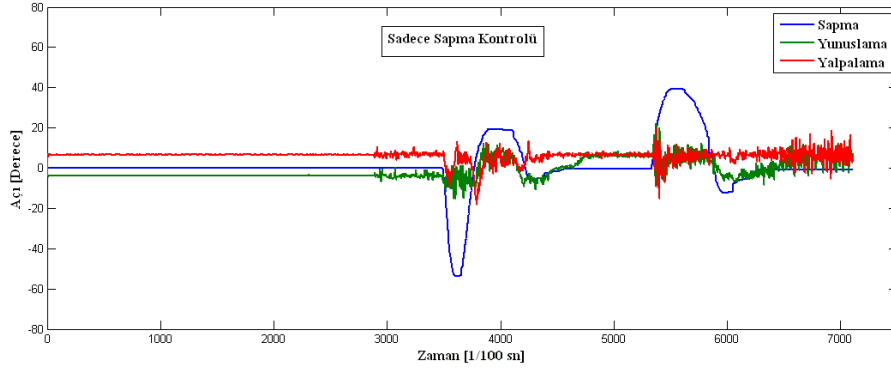
Şekil 5.16' da görüldüğü üzere kendinden ayarlamalı BMD + PID ile yunuslama ve yalpalama kontrolü istenen şekilde, belirlenen hata değerli içinde sağlanmıştır. Burada istenen değerden kasır hatanın -4 ile +4 arasındaki değerlerde kalmasıdır.



Şekil 5.17: BMD + PID ile sapma kontrolü



Şekil 5.18: BMD + PID ile sapma kontrolü 30 derece



Şekil 5.19: BMD + PID ile sadece sapma kontrolü

Şekil 5.17, 5.18, 5.19'da görüldüğü üzere sapma kontrolü BMD + PID ile sağlanmıştır. Yunuslama ve yalpalama kontrolü kapatıldığında da sistem tepkisi görünmektedir.

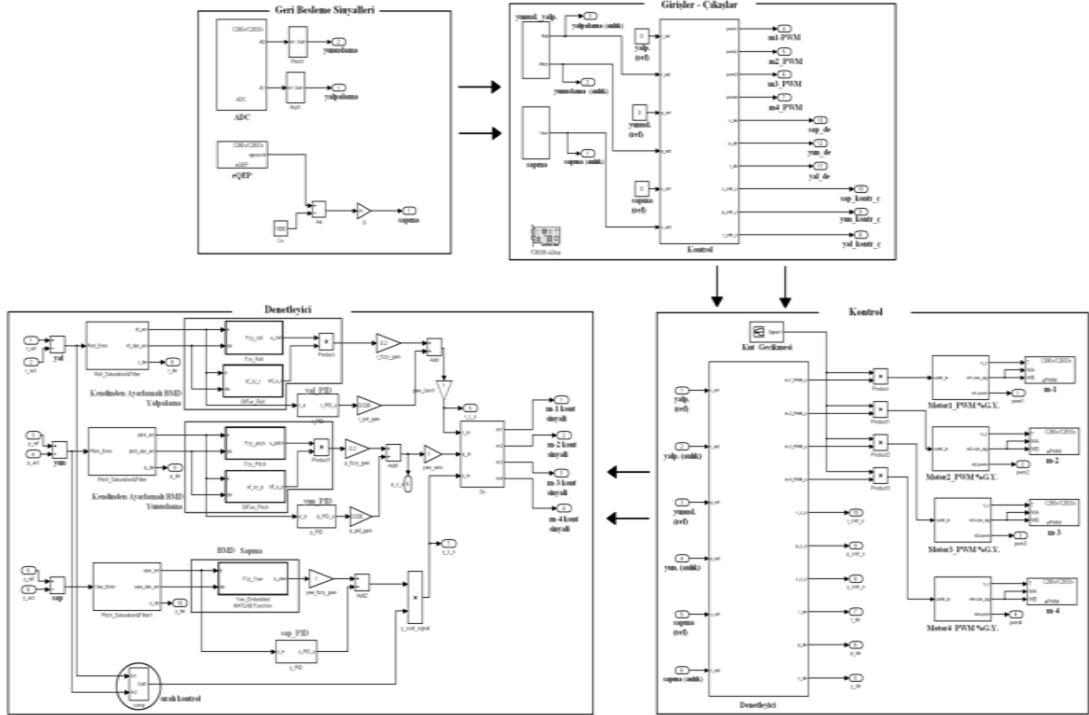
Hava aracı için tasarlanan en uygun denetleyiciler altıncı bölümde açıklanacaktır. Bu bölümde bu denetleyicilerin nasıl tasarlandığı üzerinde durulmuştur.

6. SONUÇLAR

4 rotorlu insansız hava araçları (quadrotor) için değişken serbestlik dereceli deney düzeneğinde aracın kontrolü yapılmaya çalışılmış bunun için birçok deney yapılmış ve farklı denetleyiciler sistem üzerinde denenmiştir. Uygun bulunan denetleyicilere dışarıdan darbe şeklindeki gürültü eklendiğinde hava aracının cevabı da incelenmiştir.

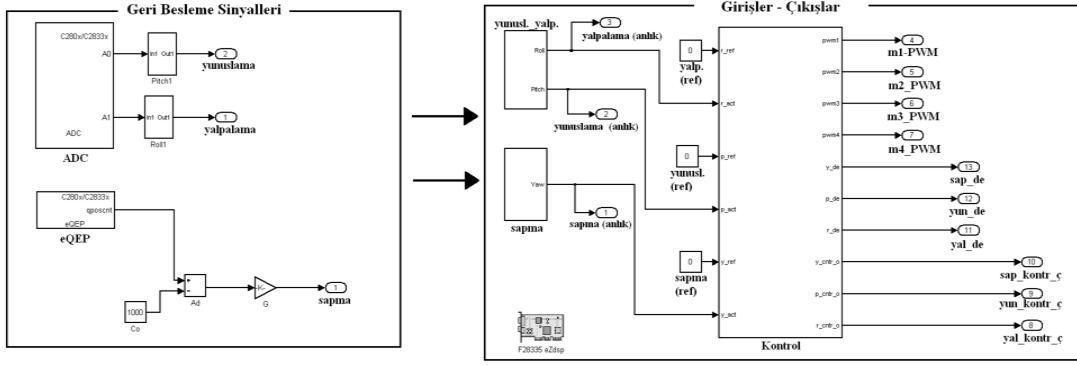
6.1 Kontrol Arayüzü

Kontrol için tüm programlar Matlab&Simulink programında yazılmıştır. Bölüm 5.2.2’de de belirtildiği üzere BMD için ayrıca “Embedded Function” ile program yazılmıştır.

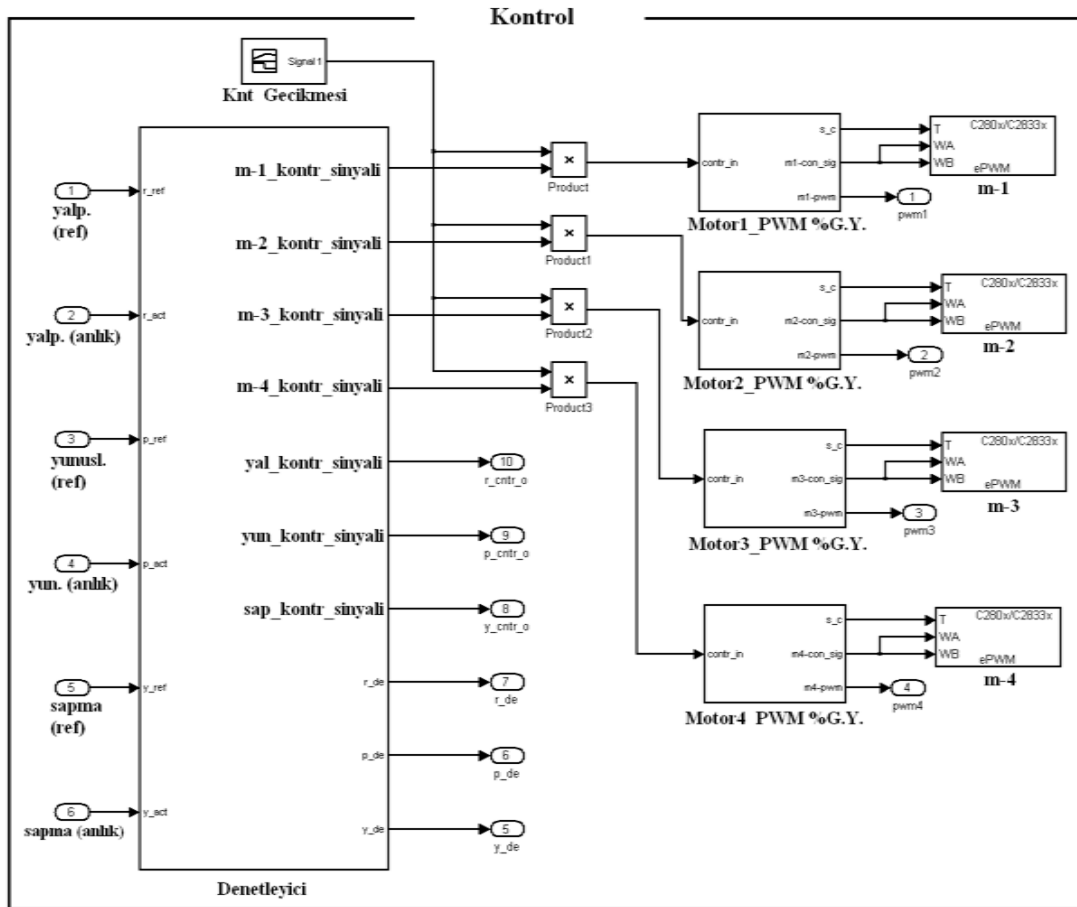


Şekil 6.1 Kontrol arayüzü

Şekil 6.1’de gösterilen tüm program, detayları ile birlikte şekil 6.2, 6.3 ve 6.4 ‘ te gösterilmiştir.Şekil 6.2 geri besleme sinyalleri ile ilgili; şekil 6.3 kontrol ile ilgili; şekil 6.4 ise denetleyici yapıları ile ilgili blokları ihtiva etmektedir.



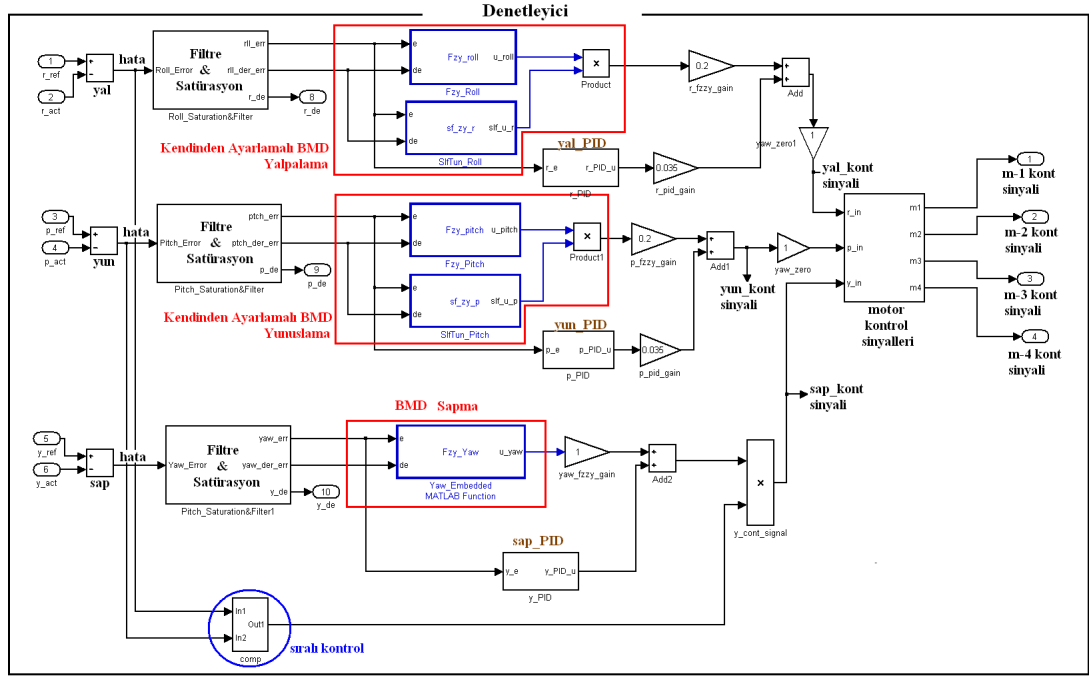
Şekil 6.2: Geri besleme sinyalleri ve giriş - çıkışlar



Şekil 6.3: Kontrol bloğu iç yapısı

Şekil 6.2’de yazılım ile donanımın entegrasyonunu yapan bağlantı ve programlar görünmektedir.

Şekil 6.3’te geribesleme, denetleyici ve eyleyici sistemlerinin bağlantıları ve ilgili programları görünmektedir.



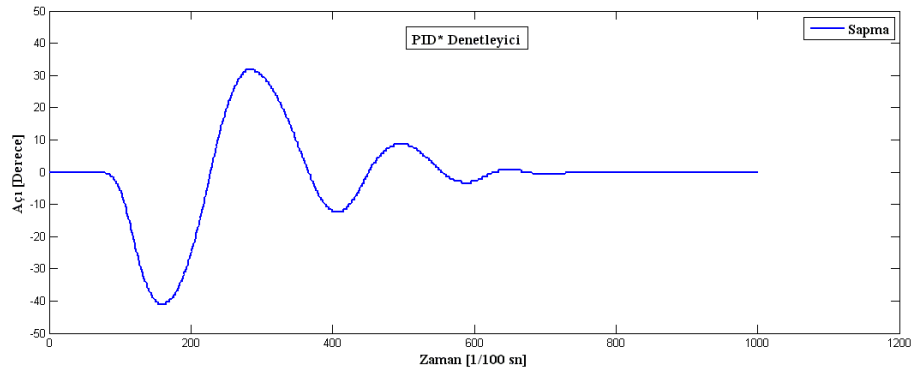
Şekil 6.4: Denetleyici bloğu iç yapısı

Şekil 6.4'te hata, denetleyici yapısı, kontrol sinyali arasındaki bağlatıları ve ilgili programları görünmektedir.

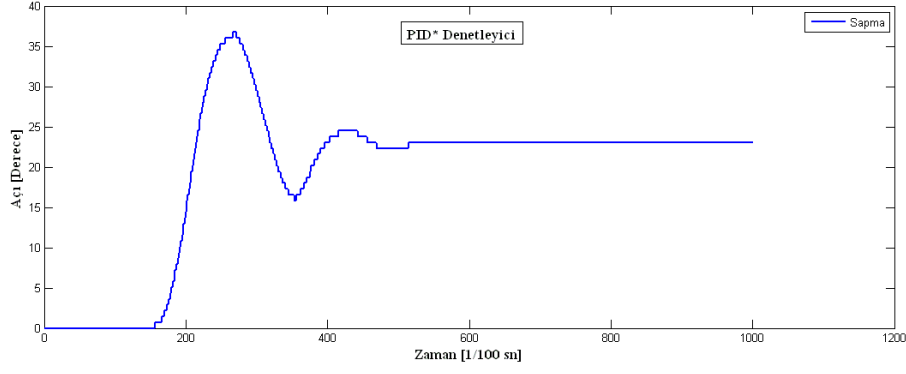
Uygulanan filtre ve kesicilerde ayrıca denetleyici yapısı içinde yer almaktadır.

6.2 Birinci Deney Düzeneği Kontrolü

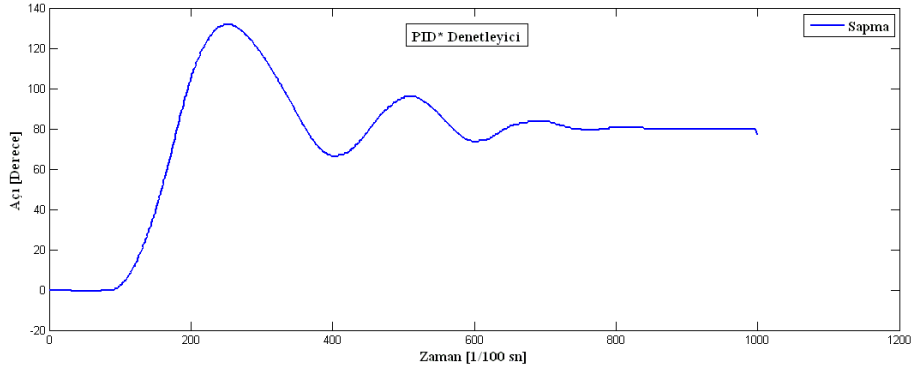
Yapılan birinci deney düzeneğinde sapma kontrolü PID ile gerçekleştirilmiş yunuslama ve yalpalama kontrolü ise kendinden ayarlanmalı BMD + PID ile sağlanabilmektedir. Birinci mekanik yapıda sapma ile yunuslama ve yalpalama kontrolü aynı anda sağlanamamıştır.



Şekil 6.5 Sapma kontrolü – bozucu etki



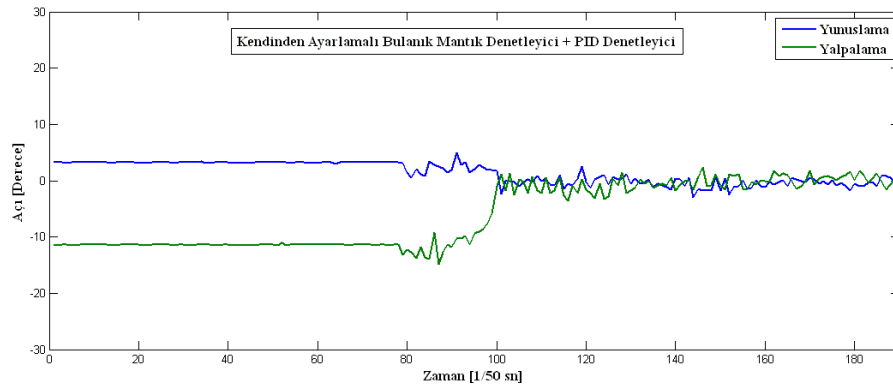
Şekil 6.6: Sapma kontrolü – 25 derece



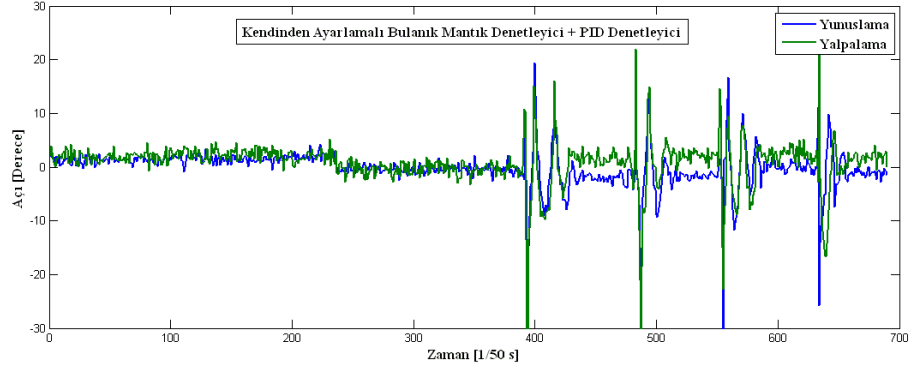
Şekil 6.7: Sapma kontrolü – 80 derece

Şekil 6.5’te sapma kontrolünün bozucu bir etki karşında davranışı, şekil 6.6 ve 6.7’de belirlenen bir konuma gitmesi davranışı incelenmiştir. Sistem cevabının başarılı olduğu gözlemlenmektedir.

Burada başarıdan kasıt kalıcı rejim hata değerinin -4 ile +4 derece arasında bir değerde kalmasıdır.



Şekil 6.8: Yunuslama ve yalpalama kontrolü

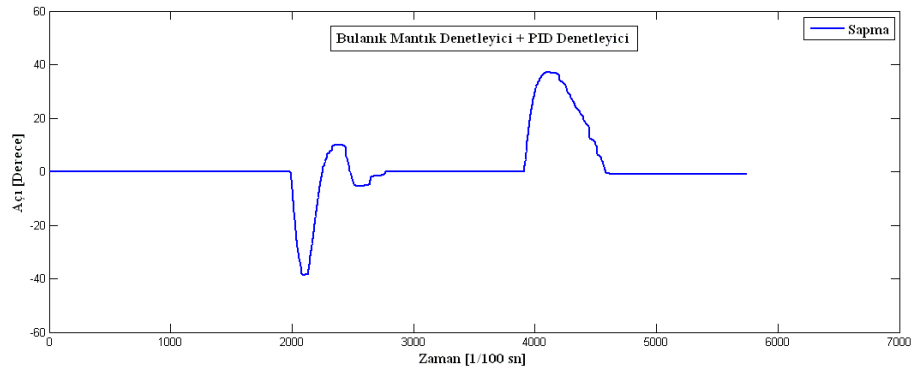


Şekil 6.9: Yunuslama ve yalpalama kontrolü – bozucu etki

Şekil 6.8’de hava aracı belli bir hata değerinde iken kontrol devreye girmiş ve aracı 0 konumuna getirmiştir. Şekil 6.9’da ise hava aracına bozucu bir etki verildiğinde kontrolün davranışı incelenmiştir.

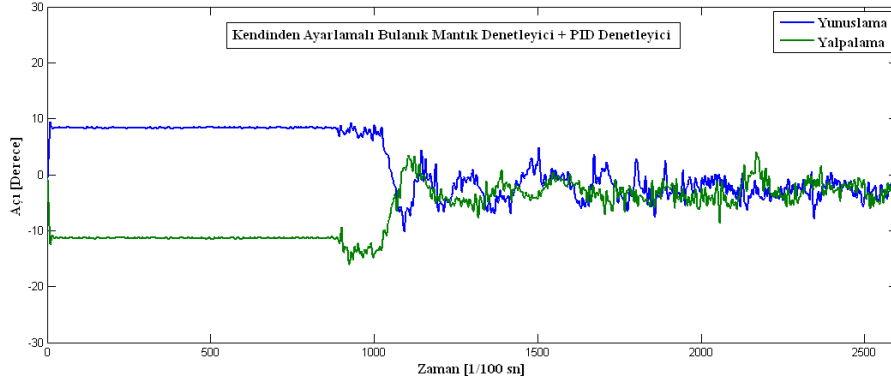
6.3 İkinci Deney Düzeneği Kontrolü

Yapılan ikinci deney düzeneğinde sapma kontrolü PID + BMD ile gerçekleştirilmiş yunuslama ve yalpalama kontrolü ise kendinden ayarlanalı BMD + PID ile sağlanabilmiştir. İkinci mekanik yapıda sapma ile yunuslama ve yalpalama kontrolü aynı anda sağlanamamıştır. Birlikte kontrol aşamalı ve de aynı anda olmak üzere iki şekilde gerçekleştirilmiş ve sıralı kontrolün daha başarılı olduğu gözlemlenmiştir.

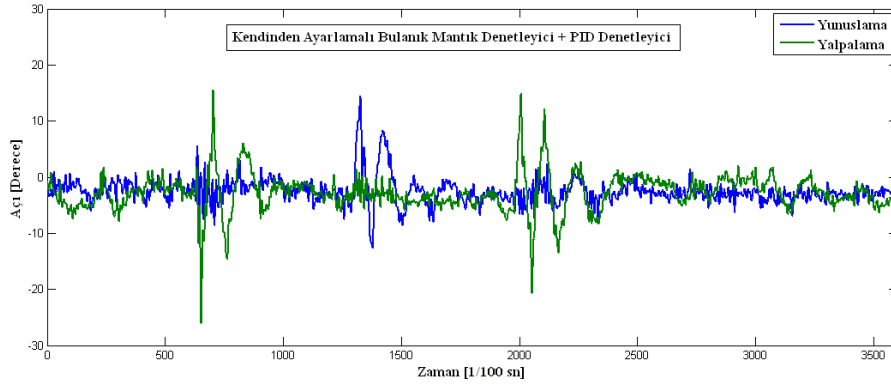


Şekil 6.10: Sapma kontrolü – bozucu etki

Şekil 6.10’da sapma kontrolünün bozucu bir etki karşısında davranışı, şekil 5.18’de ise belirlenen bir konuma gitmesi davranışı incelenmiştir. Sistem cevabının başarılı olduğu gözlemlenmektedir.

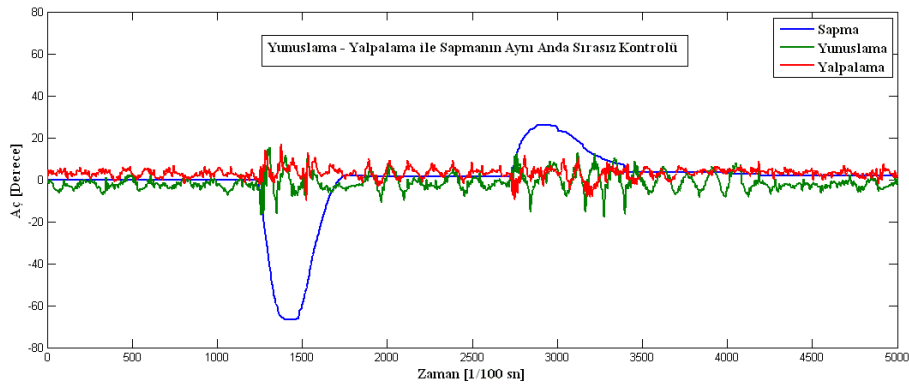


Şekil 6.11: Yunuslama ve yalpalama kontrolü



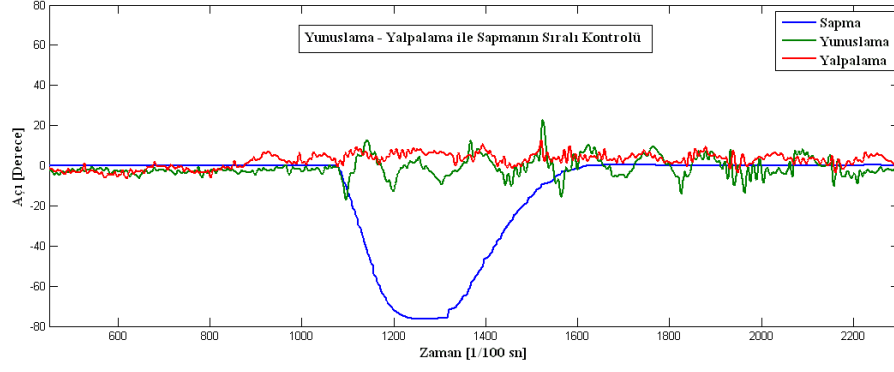
Şekil 6.12: Yunuslama ve yalpalama kontrolü – bozucu etki

Şekil 6.11’de hava aracı belli bir hata değerinde iken (başlangıç konum) kontrol devreye girmiş ve aracı 0 konumuna (referans değer) getirmiştir. Şekil 6.12’de ise hava aracına bozucu bir etki verildiğinde kontrolün davranışı incelenmiştir.



Şekil 6.13: Tüm kontrol – sırasız

Şekil 6.13’te her eksen için tüm denetleyiciler aktiftir. Bu da sistemde istenmeyen salınımlara neden olmuştur.



Şekil 6.14: Tüm kontrol – sıralı

Şekil 6.13'te tüm kontrolün sırasız, şekil 6.14'te ise tüm kontrolün sıralı yapılması durumunda davranışları gözükmemektedir. Sıralı kontrolden maksat denetleyicinin yunuslama ve yalpalama için belirlenen hata değerinin sağlanmadan sapma kontrolü yapmamasıdır.

6.4 Sonuç ve Öneriler

Tez için yapılan çalışma boyunca iki farklı deney düzeneği tasarlanmıştır. İkinci sistem birinci sistemdeki sorunlar temel alınarak bu sorunları çözecek şekilde tasarlanmış ve imal edilmiştir.

Sonuç olarak 4 rotorlu insansız hava aracı olan 4 rotorlu hava aracı için mekanik, mekatronik ve yazılım olmak üzere, bu 3 ana unsur için uygun bir yapı aranmıştır. Ayrıca hava aracı için uygun bir denetleyici ve bir kontrol algoritması tasarlanmaya çalışılmıştır.

Literatürdeki çalışmalar da göz önüne alındığında 6 serbestlik derecesi olan hava aracında farklı eksenler için farklı denetleyiciler tasarlanmış ve kontrol algoritmasının da sıralı olması öngörülmüştür.

Yapılan deneyler sonrasında farklı eksenler için farklı kontrol yapılarının daha uygun olduğu tespit edilmiştir. Ayrıca tasarlanan denetleyicilerde farklı kontrol yapılarının birlikte/paralel çalışmasının daha iyi sonuç verdiği gözlemlenmiştir.

Hava aracının dinamik modelinin doğrusal olmayışı ve sistemdeki öngörülemez bozucu etkilerin fazlalığından dolayı böyle bir sistem için sınırlı/kontrollü serbestlik dereceli ve yere sabit bir deney düzeneğinin çok faydalı olduğu görülmüştür. İlerki çalışmalarda elde hava aracı matematik modeli ile gerçek sistemin örtüşmesi

sağlanılmaya çalışılabilir ve denetleyici tasarımı benzetim ortamında gerçekleştirilerek gerçek sistemdeki sonuçları gözlenlenebilir.

KAYNAKLAR

- [1] **Ömürlü V. E., Engin Ş. N., Kırılı A., Kurtoğlu S., Büyüksahin U.**, 2009: İnsansız Dört Rotorlu Hava Araçları İçin Değişken Serbestlik Dereceli Yere Sabit Uçuş Kontrol Sistemi. TOK'09 Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, İstanbul.
- [2] **Hoffmann, G., Rajnarayan, D.G., Waslander, S.L., Dostal, D., Jang, J.S., Tomlin, C.J.**, 2004: The Stanford Testbed Of Autonomous Rotorcraft For Multi Agent Control (Starmac). Digital Avionics Systems Conference, Salt Lake City, UT.
- [3] **Altug, E., Ostrowski, J.P., Mahony R.**, 2002: Control of a Quadrotor Helicopter Using Visual Feedback. *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, ICRA, Washington, DC
- [4] **Pounds, P., Mahony, R., Hynes, P., Roberts, J.**, 2002: Design of a Four-Rotor Aerial Robot. Australasian Conference on Robotics and Automation, Auckland.
- [5] **Efe, M.Ö.**, 2007: Dört Motorlu Bir Dönerkanat Sisteminin Dinamik Modeli ve PD Kontrolör İle Yörünge Kontrolü. TOK'07 Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, İstanbul.
- [6] **Bouabdallah, S., Murrieri, P., Siegwart, R.**, 2004: Design and Control of an Indoor Micro Quadrotor. *IEEE International Conference on Robotics and Automation*,
- [7] **Baran, E.A., Hançer, C., Çalıkoğlu, E., Duman, E., Çetinsoy, E., Ünel, M., Aksit, M.F.**, 2008: İnsansız Hava Araçları için Test Düzenegi Tasarımı ve Üretimi. TOK'08 Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, İstanbul.
- [8] **Pongpaibul, B.**, 2003: Experimental Flying Autonomus Vehicle. MEng Cybernetics.
- [9] **Patel, C. A., Rao, S. K. & Driessen, B. J.**, 2006: A testbed for mini quadrotor unmanned aerial vehicle with protective shroud. 2nd Annual Symposium on Graduate Research and Scholarly Projects. Wichita State University, Wichita.
- [10] **Çetinsoy E., Sırımoğlu E., Öner K. T., Ayken T., Hançer C., Ünel M., Aksit M.F., Kandemir I., Gülez K.** 2009: Yeni Bir İnsansız Hava

- [11] **Orsag M., Bogdan S.**, 2009: Hybrid Control of Quadrotor. 17th Mediterranean Conference on Control and Automation, Thessaloniki.
- [12] **Liu X., Zhao X., Gu H., Sanchez A.**, 2009: Application and Design of Real-time Control System for the Quad-rotor Helicopter. International Conference on Measuring Technology and Mechatronics Automation, Zhangjiajie, Hunan.
- [13] **Erginer B., Altuğ E.**, 2007: Modeling and PD Control of a Quadrotor VTOL Vehicle. IEEE Intelligent Vehicles Symposium, Istanbul
- [14] **Bouabdallah S., Siegwart R.**, 2007: Full Control Of A Quadrotor. International Conference on Intelligent Robots and Systems, IROS IEEE/RSJ, San Diego, CA.
- [15] **Soumelidis A., G'asp'ar P., Bauer P., Lantos B., Proh'aszka Z.**, 2007: Design Of An Embedded Microcomputer Based Mini Quadrotor UAV. ECC'07 Control Applications, European Control Conference 2007
- [16] **Cowling I. D., Yakimenko O. A., Whidborne J. F., Cooke A. K.**, 2007: A Prototype of an Autonomous Controller for a Quadrotor UAV. ECC'07 Aerospace, European Control Conference
- [17] **Morel Y., Leonessa A.**, 2006: Direct Adaptive Tracking Control of Quadrotor Aerial Vehicles. Florida Conference on Recent Advances in Robotics, FCRAR
- [18] **Madani T., Benallegue A.**, 2006: Backstepping Control for a Quadrotor Helicopter. IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems
- [19] **Coza C. , Macnab C.J.B.**, 2006: A New Robust Adaptive-Fuzzy Control Method Applied to Quadrotor Helicopter Stabilization. Fuzzy Information Processing Society, 2006 NAFIPS
- [20] **Guenard N., Hamel T., Moreau V.**, 2005: Dynamic Modeling And Intuitive Control Strategy For An "X4-flyer". Control and Automation, ICCA '05 International Conference, Hungary
- [21] **Bouabdallah S., Siegwart R.**, 2005: Backstepping and Sliding-mode Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor. IEEE International Conference on Robotics and Automation

- [22] **Castillo, P. Lozano, R. Dzul, A.** 2005: Stabilization of a Mini Rotorcraft with Four Rotors. *IEEE Transactions On Control Systems Technology*, Vol. 12, No. 4, July 2004
- [23] **Chen M., Huzmezan M.**, 2003: A Simulation Model and Hinf Loop shaping Control of a Quad Rotor Unmanned Air Vehicle. Proceedings of IASTED International Conference on Modelling, Simulation and Optimization, pp:320-325, 2003
- [24] **Amir M. Y., Abbass V.**, 2008: Modeling of Quadrotor Helicopter Dynamics. Smart Manufacturing Application. International Conference on Smart Manufacturing Application, pp:100-105
- [25] **Dikmen İ. C., Arısoy A., Temeltaş H.** 2010: Dikey İniş-Kalkış Yapabilen Dört Rotorlu Hava Aracının(Quadrotor) Uçuş Kontrolü. Havacılık Ve Uzay Teknolojileri Dergisi Ocak 2010 Cilt 4 Sayı 3

EKLER

EK A : BMD “Embedded Function” Kodları Yunuslama ve Yalpalama

EK B : BMD “Embedded Function” Kodları Sapma

EKC : Kendinden Ayarlamalı BMD “Embedded Function” Kodları Yunuslama ve Yalpalama

EK A : BMD “Embedded Function” Kodları Yunuslama ve Yalpalama

```
function u_roll = Fzy_roll(e, de)
%% UYELIK FONKSIYONLARININ VE KURALLARIN TANIMLANMASI

%Giris (e)
enb = [-25 -25 -7]; % e negative big
enm = [-25 -7 -3]; % e negative medium
ens = [-7 -3 0]; % e negative small
ez = [-3 0 3]; % e zero
eps = [0 3 7]; % e positive small
epm = [3 7 25]; % e positive medium
epb = [7 25 25]; % e positive big

%Giris (de)
denb = [-250 -250 -50]; % de negative big
denm = [-250 -50 -15]; % de negative medium
dens = [-50 -15 0]; % de negative small
dez = [-15 0 15]; % de zero
deps = [0 15 50]; % de positive small
depm = [15 50 250]; % de positive medium
depb = [50 250 250]; % de positive big

%Cikis
onb = [-3.75 -3.75 -2.5]; % output negative big
onm = [-3.75 -2.5 -1.25]; % output negative medium
ons = [-2.5 -1.25 0]; % output negative small
oz = [-1.25 0 1.25]; % output zero
ops = [0 1.25 2.5]; % output positive small
opm = [1.25 2.5 3.75]; % output positive medium
opb = [2.5 3.75 3.75]; % output positive big

% Kural Tablosu

% denb denm dens dez deps depm depb
RT = [-3 , -3 , -2 , -2 , -1 , -1 , 0; %enb
      -3 , -2 , -2 , -1 , -1 , 0 , 1; %enm
      -2 , -2 , -1 , -1 , 0 , 1 , 1; %ens
      -2 , -1 , -1 , 0 , 1 , 1 , 2; %ez
      -1 , -1 , 0 , 1 , 1 , 2 , 2; %eps
      -1 , 0 , 1 , 1 , 2 , 2 , 3; %epm
      0 , 1 , 1 , 2 , 2 , 3 , 3]; %epb

%onb: -3
%onm: -2
%ons: -1
%oz: 0
%ops: 1
%opm: 2
%opb: 3

if (e>epb(3)) e=epb(3); end
if (e<enb(1)) e=enb(1); end
if (de>depb(3)) de=depb(3); end
if (de<denb(1)) de=denb(1); end
if (de==Inf) de=denb(3); end
if (de== -Inf) de=denb(1); end

%% UYELIK DERECELERININ BELIRLENMESI
```

```

mfe = [enb;enm;ens;ez;eps;epm;epb];           %Membership functions
(e)
mfde = [denb;denm;dens;dez;deps;depm;depb];    %Membership functions
(de)
mde = zeros(1,7);                             %Membership degrees (e)
mdde = zeros(1,7);                             %Membership degrees
(de)
for i = 1:7
    if (e == mfe(i,2))      mde(i) = 1;
    elseif (e == mfe(i,1)||e == mfe(i,1)) mde(i) = 0;
    elseif (e > mfe(i,2))   mde(i) = (mfe(i,3)-e)/(mfe(i,3)-
mfe(i,2));
    else                    mde(i) = (e-mfe(i,1))/(mfe(i,2)-
mfe(i,1));
    end
    if (mde(i)>1 || mde(i)<0) mde(i)=0; end
end

for j = 1:7
    if (de == mfde(j,2))      mdde(j) = 1;
    elseif (de == mfde(j,1)||de == mfde(j,1)) mdde(j) = 0;
    elseif (de > mfde(j,2))   mdde(j) = (mfde(j,3)-de)/(mfde(j,3)-
mfde(j,2));
    else                    mdde(j) = (de-mfde(j,1))/(mfde(j,2)-
mfde(j,1));
    end
    if (mdde(j)>1 || mdde(j)<0) mdde(j)=0; end
end

%% AKTIF KURALLARIN VE KURALLARIN KESINLIKLERININ BELIRLENMESI

AM=zeros(2,2);           %AR:Active Memberships

for k=1:7
    if mde(k)>0
        if AM(1,1)==0
            AM(1,1)=k;
        else
            AM(1,2)=k;
        end
    end
end

for l=1:7
    if mdde(l)>0
        if AM(2,1)==0
            AM(2,1)=l;
        else
            AM(2,2)=l;
        end
    end
end

AR = zeros(1,4);        %AR: Active Rules
ARP = zeros(1,4);       %ARC: Active Rule Precision

AR(1)= RT(AM(1,1),AM(2,1));

%Yontem 1

```

```

%ARP(1)= mde(AM(1,1)) * mdde(AM(2,1));

%Yontem 2
if (mde(AM(1,1))< mdde(AM(2,1)))
    ARP(1)= mde(AM(1,1));
else
    ARP(1)= mdde(AM(2,1));
end

if (AM(2,2)>0)
    AR(2) = RT(AM(1,1),AM(2,2));

%Yontem 1
%ARP(2)= mde(AM(1,1)) * mdde(AM(2,2));

%Yontem 2
if (mde(AM(1,1))< mdde(AM(2,2)))
    ARP(2)= mde(AM(1,1));
else
    ARP(2)= mdde(AM(2,2));
end
end

if (AM(1,2)>0)
    AR(3) = RT(AM(1,2),AM(2,1));

%Yontem 1
%ARP(3)= mde(AM(1,2)) * mdde(AM(2,1));

%Yontem 2
if (mde(AM(1,2))< mdde(AM(2,1)))
    ARP(3)= mde(AM(1,2));
else
    ARP(3)= mdde(AM(2,1));
end
end

if (AM(1,2)>0) && (AM(2,2)>0)
    AR(4) = RT(AM(1,2),AM(2,2));

%Yontem 1
%ARP(4)= mde(AM(1,2)) * mdde(AM(2,2));

%Yontem 2
if (mde(AM(1,2))< mdde(AM(2,2)))
    ARP(4)= mde(AM(1,2));
else
    ARP(4)= mdde(AM(2,2));
end
end

%% CIKISIN HESAPLANMASI

AAR = zeros(1,4); %AAR: Area of Active Rules
mfo = [onb;onm;ons;oz;ops;opm;opb]; %mfo: Output Membership
Functions

for b=1:4
    tb=mfo(AR(b)+4 , 3) - mfo(AR(b)+4 , 1); %tb: Base of mfo Triangle

```

```

%Yontem 1
AAR(b)= tb*(ARP(b)-(ARP(b)^2)/2);
%Yontem 2
%AAR(b)= tb*ARP(b)/2;
end

if (AAR(1) + AAR(2) + AAR(3) + AAR(4) == 0)
    u_roll=0;
else
    u_roll= (mfo(AR(1)+4,2)* AAR(1) ...
            + mfo(AR(2)+4,2)* AAR(2) ...
            + mfo(AR(3)+4,2)* AAR(3) ...
            + mfo(AR(4)+4,2)* AAR(4))...
            / (AAR(1) + AAR(2) + AAR(3) + AAR(4));
end
end

```

EK B : BMD “Embeded Function” Kodları Sapma

```

function u_yaw = Fzy_Yaw(e, de)
%% UYELIK FONKSIYONLARININ VE KURALLARIN TANIMLANMASI

%Giris (e)
enb = [-20 -20 -8]; % e negative big
enm = [-20 -8 -3]; % e negative medium
ens = [-8 -3 0]; % e negative small
ez = [-3 0 3]; % e zero
eps = [0 3 8]; % e positive small
epm = [3 8 20]; % e positive medium
epb = [8 20 20]; % e positive big

%Giris (de)
denb = [-30 -30 -12]; % de negative big
denm = [-30 -12 -5]; % de negative medium
dens = [-12 -5 0]; % de negative small
dez = [-5 0 5]; % de zero
deps = [0 5 12]; % de positive small
depm = [5 12 30]; % de positive medium
depb = [12 30 30]; % de positive big

%Cikis
onb = [-3.75 -3.75 -2.5]; % output negative big
onm = [-3.75 -2.5 -1.25]; % output negative medium
ons = [-2.5 -1.25 0]; % output negative small
oz = [-1.25 0 1.25]; % output zero
ops = [0 1.25 2.5]; % output positive small
opm = [1.25 2.5 3.75]; % output positive medium
opb = [2.5 3.75 3.75]; % output positive big

% Kural Tablosu

% denb denm dens dez deps depm depb
RT = [-3 , -3 , -2 , -2 , -1 , -1 , 0; %enb
      -3 , -2 , -2 , -1 , -1 , 0 , 1; %enm
      -2 , -2 , -1 , -1 , 0 , 1 , 1; %ens
      -2 , -1 , -1 , 0 , 1 , 1 , 2; %ez

```

```

-1 , -1 , 0 , 1 , 1 , 2 , 2; %eps
-1 , 0 , 1 , 1 , 2 , 2 , 3; %epm
0 , 1 , 1 , 2 , 2 , 3 , 3];%epb

%onb: -3
%onm: -2
%ons: -1
%oz: 0
%ops: 1
%opm: 2
%opb: 3

if (e>epb(3)) e=epb(3); end
if (e<enb(1)) e=enb(1); end
if (de>depb(3)) de=depb(3); end
if (de<denb(1)) de=denb(1); end
if (de==Inf) de=denb(3); end
if (de== -Inf) de=denb(1); end

%% UYELIK DERECELERININ BELIRLENMESI

mfe = [enb;enm;ens;ez;eps;epm;epb]; %Membership functions
(e)
mfde = [denb;denm;dens;dez;deps;depm;depb]; %Membership functions
(de)
mde = zeros(1,7); %Membership degrees
(e)
mdde = zeros(1,7); %Membership degrees
(de)
for i = 1:7
    if (e == mfe(i,2)) mde(i) = 1;
    elseif (e == mfe(i,1) || e == mfe(i,1)) mde(i) = 0;
    elseif (e > mfe(i,2)) mde(i) = (mfe(i,3)-e)/(mfe(i,3)-
mfe(i,2));
    else mde(i) = (e-mfe(i,1))/(mfe(i,2)-
mfe(i,1));
    end
    if (mde(i)>1 || mde(i)<0) mde(i)=0; end
end

for j = 1:7
    if (de == mfde(j,2)) mdde(j) = 1;
    elseif (de == mfde(j,1) || de == mfde(j,1)) mdde(j) = 0;
    elseif (de > mfde(j,2)) mdde(j) = (mfde(j,3)-de)/(mfde(j,3)-
mfde(j,2));
    else mdde(j) = (de-mfde(j,1))/(mfde(j,2)-
mfde(j,1));
    end
    if (mdde(j)>1 || mdde(j)<0) mdde(j)=0; end
end

%% AKTIF KURALLARIN VE KURALLARIN KESINLIKLERININ BELIRLENMESI

AM=zeros(2,2); %AR:Active Memberships

for k=1:7
    if mde(k)>0
        if AM(1,1)==0
            AM(1,1)=k;
        else

```

```

        AM(1,2)=k;
    end
end
end

for l=1:7
    if mdde(l)>0
        if AM(2,1)==0
            AM(2,1)=1;
        else
            AM(2,2)=1;
        end
    end
end

AR = zeros(1,4);    %AR: Active Rules
ARP = zeros(1,4);    %ARC: Active Rule Precision

AR(1)= RT(AM(1,1),AM(2,1));

%Yontem 1
%ARP(1)= mde(AM(1,1)) * mdde(AM(2,1));

%Yontem 2
if (mde(AM(1,1))< mdde(AM(2,1)))
    ARP(1)= mde(AM(1,1));
else
    ARP(1)= mdde(AM(2,1));
end

if (AM(2,2)>0)
    AR(2) = RT(AM(1,1),AM(2,2));

%Yontem 1
%ARP(2)= mde(AM(1,1)) * mdde(AM(2,2));

%Yontem 2
if (mde(AM(1,1))< mdde(AM(2,2)))
    ARP(2)= mde(AM(1,1));
else
    ARP(2)= mdde(AM(2,2));
end
end

if (AM(1,2)>0)
    AR(3) = RT(AM(1,2),AM(2,1));

%Yontem 1
%ARP(3)= mde(AM(1,2)) * mdde(AM(2,1));

%Yontem 2
if (mde(AM(1,2))< mdde(AM(2,1)))
    ARP(3)= mde(AM(1,2));
else
    ARP(3)= mdde(AM(2,1));
end
end

if (AM(1,2)>0) && (AM(2,2)>0)
    AR(4) = RT(AM(1,2),AM(2,2));
end

```

```

%Yontem 1
%ARP(4)= mde(AM(1,2)) * mdde(AM(2,2));

%Yontem 2
if (mde(AM(1,2))< mdde(AM(2,2)))
    ARP(4)= mde(AM(1,2));
else
    ARP(4)= mdde(AM(2,2));
end
end
%% CIKISIN HESAPLANMASI

AAR = zeros(1,4); %AAR: Area of Active Rules
mfo = [onb;onm;ons;oz;ops;opm;opb]; %mfo: Output Membership
Functions

for b=1:4
    tb=mfo(AR(b)+4 , 3) - mfo(AR(b)+4 , 1); %tb: Base of mfo Triangle
    %Yontem 1
    AAR(b)= tb*(ARP(b)-(ARP(b)^2)/2);
    %Yontem 2
    %AAR(b)= tb*ARP(b)/2;
end

if (AAR(1) + AAR(2) + AAR(3) + AAR(4) == 0)
    u_yaw=0;
else
    u_yaw= (mfo(AR(1)+4,2)* AAR(1) ...
            + mfo(AR(2)+4,2)* AAR(2) ...
            + mfo(AR(3)+4,2)* AAR(3) ...
            + mfo(AR(4)+4,2)* AAR(4))...
            / (AAR(1) + AAR(2) + AAR(3) + AAR(4));
end
end

```

EK C :Kendinden Ayarlamalı BMD “Embeded Function” Kodları Yunuslama ve Yalpalama

```

function slf_u_p = sf_zy_p(e, de)
%% UYELIK FONKSIYONLARININ VE KURALLARIN TANIMLANMASI

%Giris (e)
enb = [-25 -25 -7]; % e negative big
enm = [-25 -7 -3]; % e negative medium
ens = [-7 -3 0]; % e negative small
ez = [-3 0 3]; % e zero
eps = [0 3 7]; % e positive small
epm = [3 7 25]; % e positive medium
epb = [7 25 25]; % e positive big

%Giris (de)
denb = [-250 -250 -50]; % de negative big
denm = [-250 -50 -15]; % de negative medium
dens = [-50 -15 0]; % de negative small
dez = [-15 0 15]; % de zero

```

```

deps = [0 15 50];      % de positive small
depm = [15 50 250];    % de positive medium
depb = [50 250 250];   % de positive big

%Cikis
onb = [1 1 0.82];      % output negative big
onm = [1 0.82 0.7];    % output negative medium
ons = [0.82 0.7 0];    % output negative small
oz = [0.7 0 0.7];      % output zero
ops = [0 0.7 0.82];    % output positive small
opm = [0.7 0.82 1];    % output positive medium
opb = [0.82 1 1];      % output positive big

% Kural Tablosu
%      denb      denm      dens      dez      deps      depm      depb
RT = [-3 ,   -3 ,   -2 ,   -2 ,   -1 ,   -1 ,   0; %enb
      -3 ,   -2 ,   -2 ,   -1 ,   -1 ,   0 ,   1; %enm
      -2 ,   -2 ,   -1 ,   -1 ,   0 ,   1 ,   1; %ens
      -2 ,   -1 ,   -1 ,   0 ,   1 ,   1 ,   2; %ez
      -1 ,   -1 ,   0 ,   1 ,   1 ,   2 ,   2; %eps
      -1 ,   0 ,   1 ,   1 ,   2 ,   2 ,   3; %epm
      0 ,   1 ,   1 ,   2 ,   2 ,   3 ,   3]; %epb

%onb: -3
%onm: -2
%ons: -1
%oz: 0
%ops: 1
%opm: 2
%opb: 3

if (e>epb(3)) e=epb(3); end
if (e<enb(1)) e=enb(1); end
if (de>depb(3)) de=depb(3); end
if (de<denb(1)) de=denb(1); end
if (de==Inf) de=denb(3); end
if (de== -Inf) de=denb(1); end

%% UYELIK DERECELERININ BELIRLENMESI

mfe = [enb;enm;ens;ez;eps;epm;epb];      %Membership functions
(e)
mfde = [denb;denm;dens;dez;deps;depm;depb]; %Membership functions
(de)
mde = zeros(1,7);                        %Membership degrees (e)
mdde = zeros(1,7);                       %Membership degrees
(de)
for i = 1:7
    if (e == mfe(i,2))      mde(i) = 1;
    elseif (e == mfe(i,1)||e == mfe(i,1)) mde(i) = 0;
    elseif (e > mfe(i,2))   mde(i) = (mfe(i,3)-e)/(mfe(i,3)-
mfe(i,2));
    else                    mde(i) = (e-mfe(i,1))/(mfe(i,2)-
mfe(i,1));
    end
    if (mde(i)>1 || mde(i)<0) mde(i)=0; end
end

for j = 1:7
    if (de == mfde(j,2))      mdde(j) = 1;
    elseif (de == mfde(j,1)||de == mfde(j,1)) mdde(j) = 0;

```

```

elseif (de > mfde(j,2)) mdde(j) = (mfde(j,3)-de)/(mfde(j,3)-
mfde(j,2));
else
mdde(j) = (de-mfde(j,1))/(mfde(j,2)-
mfde(j,1));
end
if (mdde(j)>1 || mdde(j)<0) mdde(j)=0; end
end

%% AKTIF KURALLARIN VE KURALLARIN KESINLIKLERININ BELIRLENMESI

AM=zeros(2,2); %AR:Active Memberships

for k=1:7
if mde(k)>0
if AM(1,1)==0
AM(1,1)=k;
else
AM(1,2)=k;
end
end
end

for l=1:7
if mdde(l)>0
if AM(2,1)==0
AM(2,1)=l;
else
AM(2,2)=l;
end
end
end

AR = zeros(1,4); %AR: Active Rules
ARP = zeros(1,4); %ARC: Active Rule Precision

AR(1)= RT(AM(1,1),AM(2,1));

%Yontem 1
%ARP(1)= mde(AM(1,1)) * mdde(AM(2,1));

%Yontem 2
if (mde(AM(1,1))< mdde(AM(2,1)))
ARP(1)= mde(AM(1,1));
else
ARP(1)= mdde(AM(2,1));
end

if (AM(2,2)>0)
AR(2) = RT(AM(1,1),AM(2,2));

%Yontem 1
%ARP(2)= mde(AM(1,1)) * mdde(AM(2,2));

%Yontem 2
if (mde(AM(1,1))< mdde(AM(2,2)))
ARP(2)= mde(AM(1,1));
else
ARP(2)= mdde(AM(2,2));
end
end

```

```

end

if (AM(1,2)>0)
    AR(3) = RT(AM(1,2),AM(2,1));

%Yontem 1
%ARP(3)= mde(AM(1,2)) * mdde(AM(2,1));

%Yontem 2
if (mde(AM(1,2))< mdde(AM(2,1)))
    ARP(3)= mde(AM(1,2));
else
    ARP(3)= mdde(AM(2,1));
end
end

if (AM(1,2)>0) && (AM(2,2)>0)
    AR(4) = RT(AM(1,2),AM(2,2));

%Yontem 1
%ARP(4)= mde(AM(1,2)) * mdde(AM(2,2));
%Yontem 2
if (mde(AM(1,2))< mdde(AM(2,2)))
    ARP(4)= mde(AM(1,2));
else
    ARP(4)= mdde(AM(2,2));
end
end

%% CIKISIN HESAPLANMASI

AAR = zeros(1,4); %AAR: Area of Active Rules
mfo = [onb;onm;ons;oz;ops;opm;opb]; %mfo: Output Membership
Functions

for b=1:4
    tb=mfo(AR(b)+4 , 3) - mfo(AR(b)+4 , 1); %tb: Base of mfo Triangle
    %Yontem 1
    AAR(b)= tb*(ARP(b)-(ARP(b)^2)/2);
    %Yontem 2
    %AAR(b)= tb*ARP(b)/2;
end

if (AAR(1) + AAR(2) + AAR(3) + AAR(4) == 0)
    slf_u_p=0;
else
    slf_u_p= (mfo(AR(1)+4,2)* AAR(1) ...
        + mfo(AR(2)+4,2)* AAR(2) ...
        + mfo(AR(3)+4,2)* AAR(3) ...
        + mfo(AR(4)+4,2)* AAR(4))...
        / (AAR(1) + AAR(2) + AAR(3) + AAR(4));
end
end

```


ÖZGEÇMİŞ

Ad Soyad: Ahmet KIRLI

Doğum Yeri ve Tarihi: İstanbul / 30.07.1984

Adres: İcadiye mah. Üsküdar / İstanbul

Lise: Hüseyin Avni Sözen Anadolu Lisesi

Lisans: Dumlupınar Üniversitesi

Yüksek Lisans: İstanbul Teknik Üniversitesi

İş Tecrübesi: Yıldız Teknik Üniversitesi
Mekatronik Mühendisliği
Bölümü Araştırma Görevlisi



Yayın Listesi:

- Şenel M., **Kırlı A.**, Kurşun A.: Düşük Hızlı Darbe Deney Düzenegi İçin Geri Sekme (Rebound) Frenleme Ve Kontrol Sistemi (Rebound Braking And Control System For Low Velocity Impact Test Machine). *IATS 09 (International Advanced Technologies Symposium)*, Karabük, Türkiye, 2009
- Ömürlü V. E., Engin Ş. N., **Kırlı A.**, Kurtoğlu S., Büyüksahin U.: İnsansız Dört Rotorlu Hava Araçları İçin Değişken Serbestlik Dereceli Yere Sabit Uçuş Kontrol Sistemi. *TOK'09 Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı*, İstanbul, Türkiye
- Ömürlü V. E., Engin Ş. N., **Kırlı A.**, Kurtoğlu S., Büyüksahin U.: Design of Ground Fixed Quadrotor Flight Control Test Bench for Unmanned Aerial Vehicles With Variable Degrees of Freedom. *Turk J Elec Eng & Comp Sci*, Türkiye (Basımda)