

Dikine İniş Kalkış Yapabilen Dört Rotorlu Hava Aracının (Quadrotor) Uçuş Kontrolü

Mehmet Kemal Bayrakçeken

**DOKTORA TEZİ**

Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Şubat 2013

Flight Control of a Four Rotor VTOL (Quadrotor) Aircraft

Mehmet Kemal Bayrakçeken

**DOCTORAL DISSERTATION**

Department of Electrical and Electronics Engineering

February 2013

# Dikine İniş Kalkış Yapabilen Dört Rotorlu Hava Aracının (Quadrotor) Uçuş Kontrolü

Mehmet Kemal Bayrakçeken

Eskişehir Osmangazi Üniversitesi  
Fen Bilimleri Enstitüsü  
Lisansüstü Yönetmeliği Uyarınca  
Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı  
Kontrol Bilim Dalında  
DOKTORA TEZİ  
Olarak Hazırlanmıştır

Danışman: Prof.Dr. Abdurrahman Karamancıoğlu  
Eş Danışman: Yrd.Doç.Dr.Hv.Müh.Alb. Aydemir Arısoy (HHO)

Şubat 2013

## ONAY

Elektrik Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı Doktora öğrencisi Mehmet Kemal Bayrakçıken'in DOKTORA tezi olarak hazırladığı "Dikine İniş Kalkış Yapabilen Dört Rotorlu Hava Aracının (Quadrotor) Uçuş Kontrolü" başlıklı bu çalışma, jürimizce lisansüstü yönetmeliğin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

**Danışman** : Prof.Dr. Abdurrahman Karamancıoğlu

**İkinci Danışman** : Yrd.Doç.Dr.Hv.Müh.Alb. Aydemir Arısoy

### **Doktora Tez Savunma Jürisi:**

**Üye** : Prof.Dr. Abdurrahman Karamancıoğlu

**Üye** : Yrd.Doç.Dr.Hv.Müh.Alb. Aydemir Arısoy

**Üye** : Yrd.Doç.Dr. Ahmet Yazıcı

**Üye** : Yrd.Doç.Dr.Hv.Müh.Yb. Ersin Göse

**Üye** : Yrd.Doç.Dr. M.Kürşat Yalçın

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun ..... tarih ve ..... sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Prof. Dr. Nimetullah BURNAK

Enstitü Müdürü

## ÖZET

Bir hava aracının gerçekleştirebileceği görevin niteliği ve etkinliği o aracın manevra kabiliyeti ile doğrudan ilgilidir. İstenen düzeyde manevra kabiliyeti ise ancak başarılı bir uçuş kontrol sistemi ile elde edilir. Uçuş faaliyeti, kendi doğası gereği hesaplanamayan parametreler ve doğrusal olmayan dinamiklere sahiptir. Diğer yandan kullanılan platformun yapısal tipine göre problemin zorluğu önemli ölçüde değişmektedir. Kanatlı uçaklarda belli hız ve irtifada herhangi bir itki kuvveti olmaksızın kararlı uçuş mümkün iken, helikopter gibi dikine iniş kalkış yapabilen hava araçlarında, hareket değişkenleri önemli ölçüde birbirine bağlı olmakta ve en basit manevra gibi gözüken sabit irtifada asılı kalma esnasında bile karmaşık hesaplamalar yapılması gerekmektedir.

Dikine iniş-kalkış yapan hava araçları çok alçak irtifalarda ve ulaşılması zor bölgelerde görev yapabilme özellikleri ile diğer hava araçlarına üstünlük sağlamaktadırlar. Deprem, sel ve yangın gibi doğal afetlerden sonra hasar tespiti için görüntü çekme, iletişim sağlama, trafik kontrolü, sınır emniyeti için gözetleme, orman yangınları, zirai mücadele gibi sivil ve askeri pek çok uygulama sahası mevcut ve potansiyel kullanım alanlarına örnek olarak verilmektedir.

Bu tez çalışmasında, dikine iniş-kalkış yapabilen dört rotorlu hava aracının dinamik modelinin oluşturulması, gerçek zamanlı oryantasyon kontrol amaçlı donanımlı benzetim tekniğini esas alan deney düzeneğinin tasarlanarak imal edilmesi ve doğrusal/doğrusal olmayan kontrol yöntemlerinin deney düzeneği üzerinde gerçekleştirilerek farklı kontrolör yapılarının performans analizinin yapılması ana hedefler olarak belirlenmiştir. Ana hedefler doğrultusunda deney düzeneğinin yapısal parametrelerinin belirlenmesi, ataletsel algılayıcı tasarımı ve imalatı ile itki ve denge deney düzenekleri kurulması gibi yan çalışmalar da icra edilmiştir. Diğer yandan deney düzeneği lisans ve lisansüstü kontrol mühendisliği eğitiminde kullanılmış, buna ilişkin öğrenme hedefleri konu bazında belirlenmiş ve öğrenme çıktılarının

değerlendirilmesine yönelik kıstaslar ortaya konmuştur.

Tez çalışmasının geniş kapsamlı uygulama içermesi nedeni ile ilk bölümde literatür araştırmasına ek olarak ticari ve akademik amaçla üretilmiş benzer platformların incelenmesine de yer verilmiştir. İkinci bölüm quadrotor oryantasyon kontrolüne yönelik dinamik modelin oluşturulmasına ve kullanılacak hareket denklemlerinin belirlenmesine ayrılmıştır. Üçüncü bölümde; deney düzeneğinin tasarımı ve imalatı detaylı olarak anlatılmış, kazanılan tecrübeler yer verilmiştir. Dördüncü bölümde; PD (Proportional Derivative), bulanık mantık ve kayma kipli kontrol yöntemleri kullanılarak kontrolör türetilmiş, uygulamaya yönelik detaylar aktarılmıştır. Beşinci bölümde; bir önceki bölümde anlatılan kontrol yöntemlerine ait deneysel sonuçlar karşılaştırmalı olarak verilmiş, performans analizleri yapılmıştır. Altıncı bölümde quadrotor deney düzeneğinin lisans ve lisansüstü eğitimde kullanılmasına yönelik öğrenme hedef ve çıktıları listelenmiş, uygulama neticesinde yapılan öğrenci anketleri değerlendirilmiştir. Son bölümde; elde edilen sonuçların irdelenmesi ve gelecek çalışmaların değerlendirmesi yapılmıştır.

**Anahtar Kelimeler:** Dikine İniş Kalkış Yapabilen Sistemler, Uçuş Kontrol Sistemleri, Doğrusal/Doğrusal Olmayan Kontrol, Donanımlı Benzetim Tekniği, Kontrol Mühendisliği Eğitimi.

## SUMMARY

Mission effectiveness and quality of an aerial vehicle is strictly dependent on its maneuver capability. Such desired maneuvers are achieved with robust flight controllers. Due to its nature, flight activity incorporates nonlinear and unpredictable dynamics. Additionally, the difficulty of the flight problem varies greatly with the type of aerial platform used. While a fixed wing aircraft stabilizes easily at a constant airspeed and altitude even without a thrust, the vertical take-off and land (VTOL) aerial vehicles can perform the simplest maneuver, hanging in the air, only with the aid of complex calculations.

The VTOL aerial vehicles are superior to other types of platforms in such missions involving low altitude terrain, dangerous and inaccessible environments. Border security and surveillance, traffic control, forest fires, agricultural pesticide, search and rescue operations after natural disasters like flood and earthquake are examples of such missions.

The main achievements of the thesis include dynamic modeling of a four rotor VTOL aerial vehicle (quadrotor), the design and build of a real time quadrotor experimental setup and experimental results of linear and nonlinear control methods on the setup. Additionally, system identification and determination of mass parameters of the setup, design and build of a 6 DOF inertial sensor, a thrust control setup and a 1 DOF rotor stabilized lever experimentation platform are side achievements of the thesis. All platforms are used in undergraduate and graduate level control education. The learning objectives and desired outcomes are listed according to course topics.

Thesis includes a considerable amount of practical study, hence in addition to the literature research, a review of commercial quadrotor platforms is added to the first section. In the second section a short derivation of the dynamic model and the equations of motion are given. The design and build of the quadrotor experimentation platform is

given in the next section together with the gained experiences and materials used. The details of the control methods (PD, fuzzy, sliding mode) are included in the fourth section and their experimental results with comparisons are given in the fifth section. The sixth section is reserved for the educational aspect of the quadrotor experimentation platform. The learning objects/outcomes and an analysis of survey results based on student feedback are given. The final section includes a discussion of the results and future prospects.

Keywords: Vertical Take-Off and Land (VTOL), Automatic Flight Control Systems, Linear and Nonlinear Control, HIL (Hardware-In-The-Loop) Simulation, Control Education.



## TEŞEKKÜR

Çalışmalarında bana danışmanlık ederek her türlü desteği sağlayan danışmanım Prof.Dr.Abdurrahman KARAMANCIOĞLU, eş danışmanım Yrd.Doç.Dr.Hv.Müh.Alb. Aydemir ARISOY, tez çalışmalarım süresince beni yönlendiren değerli tez izleme kurulu üyeleri Yrd.Doç.Dr. Ahmet YAZICI ve Yrd.Doç.Dr.Hv.Müh.Yb. Ersin GÖSE, uygulamalı çalışmalarda yardımlarından ötürü Yrd.Doç.Dr. M.Kürşat YALÇIN, teknik çizim konusunda desteğinden ötürü Ümit KOÇER, Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Elektrik Elektronik Mühendisliği Bölümü, Hava Harp Okulu Elektronik Mühendisliği Bölümü ile tüm doktora eğitimim boyunca sabır ve desteğini hiçbir zaman esirgemeyen eşim Derya BAYRAKÇEKEN'e teşekkürlerimi sunarım.

## İÇİNDEKİLER

<b>ÖZET</b> .....	<b>v</b>
<b>SUMMARY</b> .....	<b>vii</b>
<b>TEŞEKKÜR</b> .....	<b>ix</b>
<b>İÇİNDEKİLER</b> .....	<b>x</b>
<b>ŞEKİLLER DİZİNİ</b> .....	<b>xii</b>
<b>ÇİZELGELER DİZİNİ</b> .....	<b>xiv</b>
<b>1. GİRİŞ</b> .....	<b>1</b>
1.1. Çalışmanın Amacı .....	1
1.2. Çalışmanın Katkısı .....	2
1.3. Tarihçe .....	3
1.4. Literatür Araştırması .....	5
<b>2. SİSTEMİN MODELLENMESİ</b> .....	<b>10</b>
2.1. Kabuller ve Varsayımlar .....	12
2.2. Hareket Denklemleri .....	12
2.3. Parametrelerin Belirlenmesi .....	14
<b>3. QUADROTOR ORYANTASYON KONTROL DENEY DÜZENEĞİNİN TASARIMI VE İMALATI</b> .....	<b>17</b>
3.1. Fonksiyonel ve Elektriksel Mimari .....	17
3.2. Yazılım Mimarisi .....	19
3.3. Tasarım ve İmalat .....	19
3.4. Mekanik .....	24
3.5. Elektrik .....	25
3.6. Montaj .....	25
<b>4. KONTROL YÖNTEMLERİ</b> .....	<b>26</b>
4.1. PD (Proportional - Derivative) Kontrol .....	26
4.2. Bulanık Mantık .....	30
4.3. Kayma Kipli Kontrolör .....	34
<b>5. DENEYSEL SONUÇLAR</b> .....	<b>37</b>
5.1. PD Kontrol .....	37
5.1.1. Yalpa ve Sapma Eksenleri Basamak Cevabı .....	39
5.1.2. Yalpa ve Sapma Eksenleri Sinüs Cevabı .....	39
5.1.3. Tüm Eksenler Sinüs Cevabı .....	42
5.2. Bulanık Mantık .....	44
5.2.1. Yalpa ve Sapma Eksenleri Basamak Cevabı .....	44

5.2.2.	Yalpa ve Sapma Eksenleri Sinüs Cevabı .....	45
5.2.3.	Motor Kontrol İşareti .....	46
5.3.	Kayma Kipli Kontrolör .....	47
<b>6.</b>	<b>QUADROTOR DENEY DÜZENEĞİNİN KONTROL MÜHENDİSLİĞİ EĞİTİMİNDE KULLANILMASI .....</b>	<b>51</b>
6.1.	Lisans Düzeyi Kontrol Mühendisliği Eğitimi .....	53
6.1.1.	Ders İçi Uygulamalar .....	53
6.1.2.	Laboratuvar Dersleri .....	58
6.2.	Öğrenci Geribeslemeleri Analizi.....	60
<b>7.</b>	<b>SONUÇ VE ÖNERİLER.....</b>	<b>62</b>
<b>8.</b>	<b>KAYNAKLAR DİZİNİ .....</b>	<b>65</b>
	<b>EKLER .....</b>	<b>69</b>
	<b>ÖZGEÇMİŞ .....</b>	<b>75</b>

## ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 1.1 Gyroplane No:1 (1907).....	3
Şekil 1.2 Octopus (1923) .....	4
Şekil 1.3 OS4 Quadrotor.....	8
Şekil 2.1 Quadrotor deney düzeneğinin koordinat sistemi .....	11
Şekil 2.2 Temel manevralara karşılık gelen rotor hızları.....	11
Şekil 2.3 Eylemsizlik momentlerine ait logaritmik histogramlar: a) x ve y eksenleri momentleri ( $I_{xx}=I_{yy}$ ) b) z eksen momentleri ( $I_{zz}$ ) c) Motorun eylemsizlik momentleri ( $J_r$ )	16
Şekil 3.1 Fonksiyonel mimari diyagramı.....	17
Şekil 3.2 Donanım bağlantı şeması.....	18
Şekil 3.3 Quadrotor deney düzeneği yazılım mimarisi.....	20
Şekil 3.4 Tüm malzemelerin resimli gösterimi.....	22
Şekil 3.5 Quadrotor deney düzeneği imalat aşamaları .....	24
Şekil 4.1 Temel PD kontrol şeması .....	26
Şekil 4.2 Detaylı PD kontrol şeması.....	28
Şekil 4.3 PD kontrol Simulink diyagramı.....	30
Şekil 4.4 Bulanık mantık kontrolör Simulink diyagramı.....	31
Şekil 4.5 Yalpa ve yunuslama eksenlerine ait a) Hata üyelik fonksiyonu b) Hatanın türevi üyelik fonksiyonu c) Çıkış üyelik fonksiyonu.....	32
Şekil 4.6 Sapma eksenine ait a) Hata üyelik fonksiyonu b) Hatanın türevi üyelik fonksiyonu c) Çıkış üyelik fonksiyonu.....	33
Şekil 5.1 a) Yalpa b) sapma basamak cevapları .....	40
Şekil 5.2 (a) Yalpa (b) sapma eksenlerine basamak işareti uygulanması.....	41
Şekil 5.3 a) Yalpa b) sapma PD kontrol sinüs cevapları .....	42
Şekil 5.4 Tüm eksenlere aynı anda sinüs işareti uygulanması.....	43
Şekil 5.5 a) Yalpa b) Sapma bulanık mantık ve PD basamak cevapları.....	45

Şekil 5.6 a) Yalpa b) Sapma bulanık mantık ve PD kontrol sinüs cevapları.....	46
Şekil 5.7 Bulanık mantık ve PD kontrol işareti karşılaştırması .....	47
Şekil 5.8 PD ve kayma kipli kontrolörlerin yalpa ekseninde konumlanma kontrolü .....	48
Şekil 5.9 PD ve kayma kipli kontrolörlerin yalpa ekseninde konumlanma kontrolü için ürettikleri gerekli kontrol işaretleri .....	48
Şekil 5.10 PD ve kayma kipli kontrolörlerin sapma ekseninde konumlanma kontrolü..	49
Şekil 5.11 PD ve kayma kipli kontrolörlerin sapma ekseninde konumlanma kontrolü için ürettikleri gerekli kontrol işaretleri .....	49
Şekil 5.12 PID ve kayma kipli kontrolörlerin sapma ekseninde kontrol işaretleri yakınlaştırılmış gösterim.....	50
Şekil 5.13 PID ve kayma kipli kontrolörlerin yalpa ekseninde dayanıklılık performansları .....	50
Şekil 6.1 Quadrotor deney düzeneği eğitim ortamı .....	51
Şekil 6.2 Quadrotor deney düzeneği açılış ve kapanış süreleri .....	52
Şekil 6.3 ControlDesk arayüzü .....	53
Şekil 6.4 2012 Eğitim öğretim yılı otomatik kontrol dersi anket sonuçları.....	61

## ÇİZELGELER DİZİNİ

Çizelge 1.1 Ticari dört rotorlu platformlar .....	5
Çizelge 1.2 Farklı quadrotor donanım mimarileri .....	9
Çizelge 2.1 İtki ( $b$ ) ve sürüklenme ( $d$ ) parametreleri çizelgesi.....	14
Çizelge 2.2 Belirlenen Parametreler .....	15
Çizelge 3.1 Malzeme listesi .....	21
Çizelge 3.2 İmalat işlem maddeleri .....	22
Çizelge 4.1 Yalpa ve yunuslama eksenine ait kural tablosu.....	31
Çizelge 4.2 Sapma eksenine ait kural tablosu.....	34
Çizelge 5.1 PD kontrol katsayı çizelgesi .....	37
Çizelge 5.2 PD kontrol deneyleri özeti.....	38
Çizelge 5.3 Bulanık mantık kontrol deney özeti.....	44
Çizelge 6.1 Ders içi uygulamalar öğrenme hedefleri ve çıktıları .....	54
Çizelge 6.2 Laboratuvar dersleri öğrenme hedefleri ve çıktıları .....	58

## BÖLÜM 1

### GİRİŞ

#### 1.1. Çalışmanın Amacı

Olduğu yerden iniş kalkış yapabilen hava araçları operasyonel avantajları nedeni ile geleceğin insanlı/insansız uçan sistemlerinin yerini almaya adaydır. Bu alanda literatürde quadrotor olarak adlandırılan dört pervaneli uçan sistemler basit mekanik yapıları ile araştırmacılar için oldukça uygun bir çalışma platformu oluşturmaktadırlar. Diğer yandan bu platformların yüksek performanslı uçuş kontrol sistemleri ve buna bağlı olarak karmaşık kontrol problemleri içermesi yine araştırmacıları çeken önemli faktörler olarak karşımıza çıkmaktadır. Bu tez çalışmasında, dikine iniş-kalkış yapabilen dört rotorlu hava aracının dinamik modelinin oluşturulması, gerçek zamanlı deney düzeneğinin tasarlanarak imal edilmesi ve doğrusal/doğrusal olmayan kontrol yöntemleri kullanılarak türetilen kontrolörlerin gerçek zamanlı donanımlı benzetim deney düzeneği üzerinde uygulanması ana hedefler olarak belirlenmiştir. Bu hedef silsilesi bir başka açıdan bakıldığında yeni bir hava aracının fikir aşamasından, ürün aşamasına kadar geçmesi gereken tüm süreçleri kapsamaktadır. Öyle ki quadrotor deney düzeneğinin yapısal parametrelerinin belirlenmesi, ataletsel algılayıcı tasarımı ve imalatı, itki ve denge deney düzenekleri kurulması, gerçek zamanlı donanımlı benzetim oryantasyon kontrol deney düzeneğinin tasarlanması ve kurulması gibi çalışmalar bahsedilen hedeflere ulaşma esnasında alt hedefler olarak ortaya çıkmış ve gerçekleştirilmiştir. Bununla birlikte böyle bir çalışmanın, öğrencileri geleceğin savaş uçağı pilotları olan bir yüksek öğretim kurumunda gerçekleştiriliyor olması, eğitime yönelik kurumsal hedefler belirlenmesini zorunlu kılmıştır. Bu kapsamda quadrotor deney düzeneğinin, öğrencilerin ders motivasyonunu arttırıcı ve öğrenmeyi kolaylaştırıcı yönünün araştırılarak ortaya konması, eğitime yönelik hedefler olarak belirlenmiştir.

## 1.2. Çalışmanın Katkısı

Tez çalışmasının başında temel olarak dört rotorlu (quadrotor) bir hava aracının uçuş kontrolü hedeflenmiştir. Bu hedef doğrultusunda yürütülen çalışmalarda gelinen nokta itibari ile sistemin modellenmesi ve kontrolü, deney düzeneği tasarım ve imalatı ile eğitim alanlarında katkı sağlanmıştır. Bu katkıların detayları takip eden paragraflarda verilmiştir.

Dört rotorlu platformların modellenmesi ve hareket denklemlerinin türetilmesi literatürde farklı çalışmalarda yer almıştır [1-4]. Tez çalışmasında bu denklemler kullanılarak doğrusal ve doğrusal olmayan kontrol yöntemleri başarılı bir şekilde uygulanmıştır. Sistemin tasarlanması ve parametrelerin belirlenmesi aşamalarında PD kontrol yöntemi kullanılmıştır. Sistemin tasarım ve imalatı tamamlandıktan sonra ise bulanık mantık ve kayma kipli kontrol gibi doğrusal olmayan kontrol yöntemleri başarı ile uygulanmıştır. Özellikle tez çalışmasında türetilen kayma kipli kontrolör dört rotorlu hava araçları için ilk defa kullanılmış ve başarılı sonuçlar alınmıştır. Diğer yandan sistemin kontrol mimarisi Şekil 4.1 ve Şekil 4.3'te görüldüğü üzere Simulink tabanlı oluşturulmuş, böylece farklı kontrol yöntemleri kısa sürede ve kolayca adapte edilebilmiştir.

Quadrotor deney düzeneğinin tasarım ve imalat aşamaları beraberinde başka alt çalışmaları da getirmiştir. Bu kapsamda değerlendirilebilecek denge deney düzeneğinin kurulması EK-B'de anlatılmıştır. Donanımlı benzetim tekniği esas alınarak kurulan gerçek zamanlı oryantasyon kontrol deney düzeneği bu çalışmanın en önemli katkısıdır. Diğer bir öne çıkan katkı da doğrusal ve doğrusal olmayan kontrol yöntemleri geliştirilmesidir. Sistemin hızlı prototipleme özelliği ile bilgisayar benzetiminden daha hızlı bir şekilde gerçek deneysel verilere ulaşılabilmekte ve kısa sürede kontrol yöntemleri optimize edilebilmektedir. Bu sayede tez çalışmasının devam ettiği süre içerisinde, deney seti üzerinde farklı kontrol yöntemlerinin ele alındığı 2 yüksek lisans tezi tamamlanmıştır.

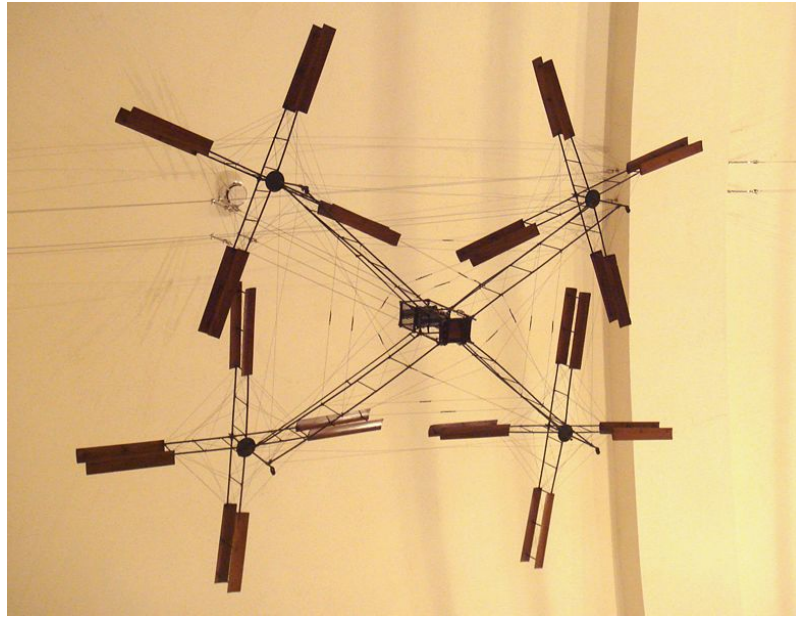
Öğrencilerinin pilot adayları olduğu ve mezunlarının da Hava Kuvvetlerinin



muhtelif yerlerinde görev yaptığı bir eğitim kurumunda yapılan ve eğitim ortamına dahil edilen her akademik çalışma öğrencilerin öğrenme düzeyine önemli ölçüde katkıda bulunmaktadır. Quadrotor gibi Hava Kuvvetleri görev alanı ile doğrudan ilgili olan sistemler bu katkıyı daha da arttırmaktadır. Buradan hareketle quadrotor deney düzeneği lisans ve lisansüstü seviyede gerek teorik gerekse laboratuvar ders programlarına azami ölçüde dahil edilmiştir. Konu başlığı bazında öğrenme hedefleri ve çıktıları belirlenmiş, quadrotor deney düzeneğinin öğrenmeye katkısını değerlendirebilme yöntemleri önerilmiştir. Nihai olarak öğrenci geribeslemelerinin analizi yapılmış ve öğrenmeye katkının varlığı ortaya konmuştur.

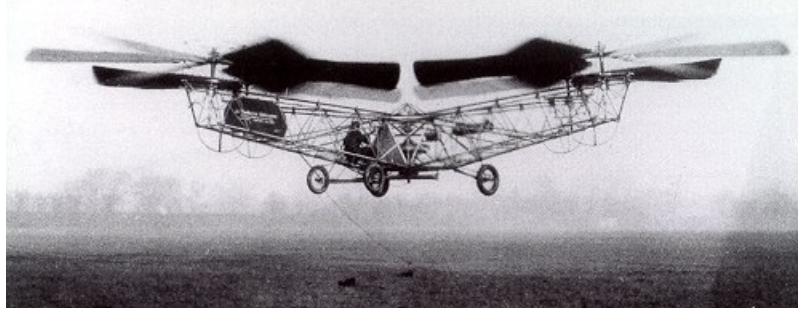
### 1.3. Tarihçe

Dört rotorlu İnsansız Hava Aracı (İHA) çalışmaları yirminci yüzyıl başlarına rastlar. İlk dört rotorlu hava aracı prototipi Fransız araştırmacılar Louis ve Jacques Breguet tarafından 1907 yılında “Gyroplane No.1” ismiyle üretilmiştir. Şekil 1.1’deki çalışma aynı zamanda bilinen en eski döner kanatlı uçan hava aracı tasarımıdır.



Şekil 1.1 Gyroplane No:1 (1907)

Diğer bir çalışma da Amerika'nın Ohio eyaletinden George de Bothezat isimli bir araştırmacı tarafından 1923 yılında gerçekleştirilmiştir. Octopus adı verilen araç ile başarılı bir uçuş gerçekleştirilememiş olsa da günümüzde “quadrotor” olarak bilinen hava aracı tasarımlarına ilham kaynağı olan temel yapı ortaya çıkmış ve Şekil 1.2’de görüldüğü üzere yerden havalanma gerçekleştirilmiştir.












**Şekil 1.2** Octopus (1923)

Döner kanatlı hava araçları üzerinde yapılan araştırma ve geliştirme çalışmaları özellikle 1950-1960 yılları arasında yoğunlaşmıştır. Olduğu yerden iniş kalkış yapabilme hayali dönemin havacılık endüstrisini farklı tasarımlara yönlendirmiştir. Seri üretime geçemeyen sayısız prototip bu dönemden günümüze kadar imal edilmiştir [5]. Günümüzde de, yük ve personel taşıma amaçlı üretilmiş sivil veya askeri kullanımda olan dört rotorlu hava aracı bulunmamaktadır. Ancak 2000’li yılların başından itibaren özellikle yüksek hızlı fırçasız motorlar, MEMs (Micro Electromechanical Sensor) içeren ataletsel ölçüm üniteleri ve yüksek akım sağlayabilen li-po pillerin gerek maliyet gerekse teknoloji yönüyle hızlı mesafe katetmesi mini ve mikro boyutlarda elektrikli döner kanat platformlarının her alanda kullanımını yaygınlaştırmıştır [6, 7]. Sivil alanda dağlık ve ormanlık alanlarda keşif faaliyetleri, yangınlar, meteorolojik araştırmalar, tarımsal ilaçlama, veri iletişimi, askeri alanda ise keşif ve gözetleme gibi uygulamalar öne çıkmıştır [8]. Özellikle doğal koşullar nedeni ile ulaşılamayan ve insan hayatı için tehlikeli olabilecek bölgeler döner kanat platformlarının kullanım sebeplerini arttırmaktadır. Verilen uygulama örneklerindeki görev tanımları dikkate alındığında gelişen teknoloji ile birlikte geleceğin sivil ve askeri İHA filolarının bu tip platformlardan oluşturulabileceği değerlendirilmektedir.

#### 1.4. Literatür Araştırması

Günümüzde quadrotor tipi platformların ticari alanda temini oldukça kolaylaşmıştır. Her amaca ve bütçeye uygun ürünler bulmak mümkündür. Çizelge 1.1’de görülen ticari dört rotorlu platformların fiyat, faydalı yük ve uçuş süresi özellikleri arasındaki büyük fark kullanım esnekliği konusunda önemli fikir vermektedir.

**Çizelge 1.1** Ticari dört rotorlu platformlar

	Model	Kullanım Amacı	Faydalı Yük	Uçuş süresi	Fiyat
	Silverlit X-Ufo	Oyuncak	-	-	150\$
	Parrot ArDrone	Amatör	-	15dk	350\$
	Xaircraft 450X	Amatör, hobi	200g	7dk	400\$
	Gauai 500X	Amatör, hobi	350g	7dk	600\$
	Arducopter	Amatör, video, hobi	500g	10dk	900\$
	AscTec Hummingbird	Profesyonel güvenlik, gözetleme, video	200g	20dk	6000\$
	QuadroKopter XL	Profesyonel güvenlik, gözetleme, video	1kg	25dk	8.000\$
	Draganfly X4-ES	Profesyonel güvenlik, gözetleme, video	700g	15dk	15.000\$
	Microdrone md4-200	Profesyonel güvenlik, gözetleme, video	200g	35dk	10.000\$
	Microdrone md4-1000		1.2kg	88dk	40.000\$

Dört rotorlu hava araçlarının (quadrotor) en belirgin özelliği bulunduğu yerden kalkış yapabilmesidir. VTOL (Vertical Take-off and Land) olarak adlandırılan bu özellik gerek sivil gerekse askeri amaçlı olarak kullanılan geleneksel helikopter mimarisinde hâlihazırda bulunmaktadır. Ancak geleneksel helikopterlerin önemli bir dezavantajı karmaşık mekanik yapı nedeni ile uçuş ve bakım maliyetlerinin yüksek olmasıdır. İnsansız helikopterler için de benzer durum söz konusudur. Mekanik yapının basitleştirilmesi ile bu dezavantaj önemli ölçüde ortadan kaldırılabilir. Quadrotor tipindeki rotorlu hava araçları bu noktada klasik helikopter mimarisine iyi bir alternatif oluştururlar. Hareketli mekanik parçalardan oluşan helikopter mimarisinin yerini basit ve hareketli parçası bulunmayan şasilerin almış olması, yüksek itki gücüne bağlı ileri manevra kabiliyeti bu hava aracı yapısının öne çıkan özellikleri arasındadır. Bu avantajların yanında doğrusal olmayan ve modellenmesi zor uçuş dinamikleri ile uçuş koşullarına göre değişkenlik arz eden sistem parametrelerinin uçuş performansını doğrudan etkilemesi gibi dezavantajlar da mevcuttur. Quadrotor deney düzeneğinin bu durumda gerçekleştireceği görevin etkinliği kullanılan kontrol yönteminin başarısı ile doğru orantılı olmaktadır [9]. Bu sayede dinamik performans ve manevra kabiliyeti en üst seviyede gerçekleştirilebilmektedir. Bu nedenle quadrotor tipi mimariler sadece maliyet yönüyle değil, görev etkinliği yönüyle de helikopterlere rakip olabilmektedir. Bu hedef doğrultusunda günümüzde pek çok araştırmacı ve akademisyen için iç ve dış bozuculara dayanıklı quadrotor uçuş kontrolü, ilgi çekici bir çalışma konusu olarak cazibesini korumaktadır. Gerek benzetim gerekse gerçek platform üzerinde önerilen yöntemlerin değerlendirildiği pek çok çalışma literatürde bulunmaktadır [1-4, 10-13].

Literatürdeki quadrotor deney düzeneği çalışmalarının en belirleyici özelliklerinden biri çalışmanın hangi ortamda uygulanmış olduğudur. Benzetimin yanında gerçek platform üzerinde yapılan testler çalışmanın değerini arttırmaktadır. Bir kontrol sisteminin başarımı ancak gerçek bir sistemde anlaşıldığından, takip eden çalışmalar bu kritere uyanlar arasından seçilmiştir.

Holger Voos çalışmasında, doğrusal olmayan hava aracı dinamiklerini geribesleme doğrusallaştırma yöntemi ile yenmeye çalışmıştır. Yöntemini ticari bir mikro İHA üzerinde gömülü mikrokontrolör kullanarak gerçekleştirmiştir [14]. Tayebi

ve McGilvray çalışmalarında farklı bir geribesleme kontrol yöntemi kullanarak Coriolis ve cayroskopik momentlerin bastırılması ile kararlı uçuş kontrolünü sağlamaya çalışmışlardır. Önerdikleri kontrolörü küçük ölçekli dört rotorlu araç ile deneysel olarak test etmişlerdir [4]. Bouabdallah ve arkadaşları makalelerinde dikey iniş kalkış yapabilen dört rotorlu hava aracının Euler açı parametrelerine dayalı durum kontrolünü detaylı olarak açıklamışlardır. Doğrusal olmayan PI kontrolör ve geri adımlama (backstepping) yöntemlerinin kombinasyonu temel alınarak kontrol stratejileri oluşturulmuştur. Parametrelerin hassasiyetinin düşük olması bu yöntemlerde zorluk olarak tanımlanmıştır. Önerilen yaklaşım gerçek zamanlı olarak OS4-Flyer projesinde de deneysel olarak uygulamaya konulmuştur [15]. Doğrusal ve doğrusal olmayan kontrol yöntemlerinin yanında İHA üzerine monteli kamera ile elde edilen görüntü bilgisine dayalı kontrol çalışmaları da bu alanda görülmektedir. Duran hedef görüntüleri ile algılanan görüntü arasındaki hataya bağlı olarak İHA hedeflenmesi çalışması [16] ile sunulmuştur. [17] ile modelleme hatası ve rüzgâr bozuntuları için kararlılık sağlayacağı düşünülen yapay sinir ağı tabanlı kontrol yöntemi önerilmiştir. Döner kanatlı platformlar yatay sürüklenmeye karşı zayıftır, bu nedenle şiddetli ve ani rüzgarlar büyük problem teşkil etmektedir. Dört rotorlu hava aracı iç dinamikleri ve ayrışamayan hareket denklemleri ile iç ve dış bozuculara karşı kontrolü zor bir sistemdir. [18] ile bu sistemlerin zorluğu yalnızca kendi dinamikleri olmayıp aynı zamanda dış bozucular olduğu görülmektedir. [19] ile bu iç dinamiklerin tersi kontrolör tasarımında kullanılmış ve bilgisayar benzetimi ile önerilen yöntem gösterilmiştir.

Pek çok araştırmacı çalışmalarını gerçeklemek üzere quadrotor prototipleri tasarlamış ve üretmiştir. Bu çalışmalar araştırmacının hedefleri doğrultusunda aerodinamik, donanım ve yazılım yönüyle önemli farklar arz etmektedir. Örnek olarak Tayebi ve Mc Gilvrey'in Quadrotoru, Draganfly tarafından üretilen Draganfly-III'ün modifiye edilmiş versiyonudur. Sadece mekanik aksam, motorlar ve PWM motor sürücü devreleri korunmuş olup algılayıcılar sonradan eklenmiştir. Bu çalışmada quadrotor havada uçuş gerçekleştirmemiştir. İrtifa bilgisi yapılan manevralara uygun olarak benzetimle elde edilmiştir [4]. Castello Dzul ve Lozano da kendi çalışmalarında [20] Draganfly-III'ü kullanmışlardır. Ancak onlar sistemin kendi ataletsel algılayıcılarını kullanmışlar, ek olarak Polhemus 3 boyutlu konumlandırma sisteminden

faaydalanmışlardır. Diğer bir çalışma da Avusturalya niversitesinde Pounds, Mahony, Hynes ve Roberts tarafından X-4 Flyer üzerinde gerçekleştirilmiştir. Bu sistemin tüm geliştirme aşamaları ve imalat süreci detaylı olarak [14]'te verilmiştir. Sistem algılayıcılar ve mikroışlemci devresi içermektedir. X-4 Flyer daha sonraları pek çok bilim adamının çalışmalarında da kullanılmıştır [16, 21].

OS4 ise Bouabdallah, Becker ve Siegwart tarafından bilimsel araştırmalar için geliştirilmiş zgn bir quadrotordur. Sistem genel olarak çok amaçlı mimaride tasarlandığından farklı kombinasyonlu algılayıcı tipleri, kontrol algoritmaları, uçuş dış koşulları ve dinamik modelleri ile çalışabilmektedir. Kendi içinde mikroışlemci devresine sahip olan ve kablosuz iletişimle dışarıdan kontrol sinyalleri alabilmektedir.



**şekil 1.3** OS4 Quadrotor

İlgili paragraflarda verilen quadrotor prototiplerine ek olarak izelge 1.2'de farklı mimariler ve bu mimarilere ait donanımsal özellikler verilmiştir.

**Çizelge 1.2** Farklı quadrotor donanım mimarileri

No	Ana İşlemci	Veriyolu (Bus)	Navigasyon	Haberleşme	Harici Algılayıcı	Batarya	Ana Tema
[22]	Phytec MPC555	CAN	Crossbow MNAV	PAN	Ultrasonik	11.1V 4Ah	Geliştirme Düzenegi
[13]	Stargate, Robostix	Seri	Microstrain 3DMG, GPS	WLAN	Ultrasonik, Video, Lazer	4200mAh	Oryantasyon Kontrolü
[15]	Kontron X-Board	I <sup>2</sup> C, RS232, USB	XSens AHRS	WLAN, RC, Bluetooth	Ultrasonik, Kamera	11V 3.3Ah	Minyatür Uçan Robotlar
[23]	Stargate	RS232	Crossbow MNAV100	WLAN, RC	-	-	Oryantasyon Kontrolü
[24]	COTS	CAN, Seri	CSIRO Eimu IMU	Bluetooth, Telemetry	Kamera	120Wh	Büyük (5kg) Quadrotor
[25]	Gumstix	Seri	Crossbow MNAV100CA	Telemetry	Kamera	-	Görsel Navigasyon
[26]	Kontron, J-rex PM	Seri	Procerus Kestrel	WLAN	Kamera	50Wh	İHA
[27]	Geode GX1	PC-104	Crossbow VG400CC200	WLAN, RC	Ultrasonik, Kamera, GPS, Baro, Video	Yakıtlı Motor	İHA

Çalışmaların ana temaları ve donanım yapıları incelendiğinde işlemci tipinden algılayıcılara, haberleşme altyapısından motor ve enerji kaynağına kadar oldukça geniş bir yelpazede tasarım girdilerinin bulunduğu görülmektedir. Örneklerin çeşitliliği ve güncelliği de dikkate alındığında VTOL hava araçlarının oldukça hareketli bir çalışma alanı olduğu görülmektedir.

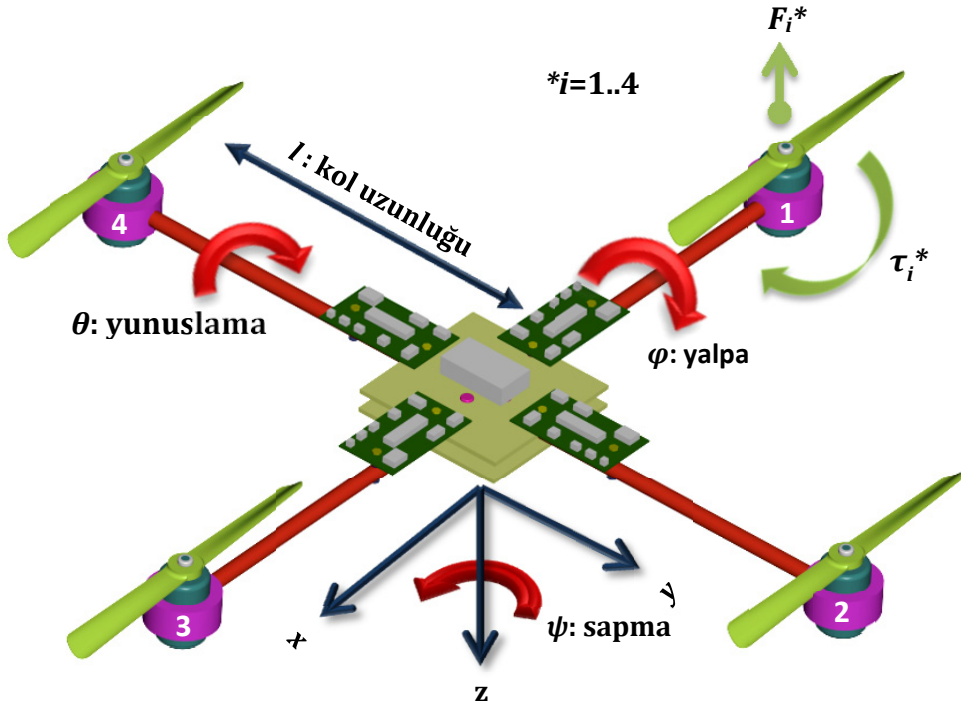
## BÖLÜM 2

### SİSTEMİN MODELLENMESİ

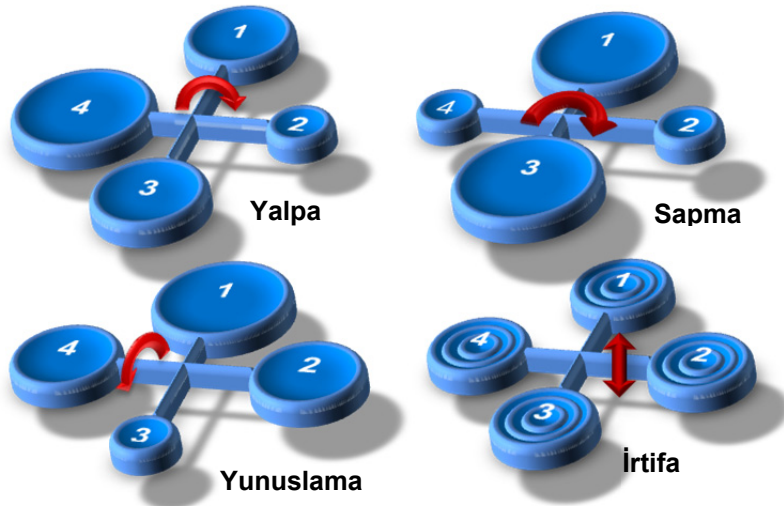
Uçabilen bir quadrotorun dinamikleri katı bir cismin uzaydaki altı serbestlik dereceli (6DOF: six degree-of-freedom) hareketine benzemektedir [4]. Bu altı serbestlik derecesi oryantasyonu tanımlayan yalpa, yunuslama ve sapma eksenleri ile 3 boyutlu uzayda doğrusal hareketi tanımlayan x, y ve z eksenleri tarafından temsil edilmektedir. Tez çalışmasında üzerinde durulan quadrotor yapısı ise çok yönlü hareket edebilen küresel mafsallı bir kaide üzerine sabitlenmiş olduğundan üç serbestlik derecesi bulunmaktadır. Bu üç serbestlik derecesi Euler açıları olarak da tabir edilen yalpa, yunuslama ve sapma eksenlerinde yapılan hareketle temsil edilir. Konum değişikliğine yönelik x, y veya z eksenlerinde hareket, diğer bir deyişle konum değişikliği (translational motion) kabiliyeti bulunmamaktadır. Gövdeye etkiyen kuvvetler Şekil 2.1’de görüldüğü üzere dört rotor tarafından üretilen itki ile diğer aerodinamik kuvvet ve bozuculardan oluşmaktadır. Motorların numaralandırılması, eksenler ve yönlerinin tanımlanması ataletsel algılayıcıya göre belirlenmektedir. Oklar pozitif yönleri işaret etmektedir.

Quadrotor deney düzeneğinin  $\pm 12^\circ$  yalpa ve yunuslama ile  $\pm 360^\circ$  sapma hareketi serbestliği bulunmaktadır. Sapma ekseninde tam serbest dönüş mümkün olmakla birlikte kablo uzunlukları ile sınırlanmıştır. Z ekseninde hareket bulunmamaktadır. Bu kısıtlı yapı oryantasyon kontrolü için idealdir. Çünkü kullanılmayan x, y ve z eksenleri ile dinamik denklemler önemli ölçüde sadeleşmektedir [4]. Yalpa, yunuslama ve sapma hareketleri rotor hızlarının uygun bir şekilde değiştirilmesi ile sağlanmaktadır. Bu durum Şekil 2.2’de gösterilmiş olup hızlı rotorlar daha büyük daire ile simgelenmiştir. Yalpa ve yunuslama hareketleri karşılıklı rotorların hızlandırılması ve yavaşlatılması (1-3 ve 2-4) ile gerçekleştirilmektedir. Buradaki rotor hızı gösterimi yaklaşıktır çünkü bağımlı ve modellenemeyen dinamikler bulunmaktadır. Yatay ve dikey düzlemde sabit kalabilmek için rotor hızları (13)-(16)’da verilen denklemlere göre matematiksel olarak hesaplanmaktadır.





Şekil 2.1 Quadrotor deney düzeneğinin koordinat sistemi



Şekil 2.2 Temel manevralara karşılık gelen rotor hızları

## 2.1. Kabuller ve Varsayımlar

Fiziksel yapı tam simetrik olmadığı gibi plastik ve karbon fiber malzemelerden ötürü de kısmen elastiktir. Bu nedenle dinamik modele pek çok hesaplanamayan parametre dahil olmaktadır. Quadrotorun matematiksel modelinin oluşturulması esnasında bazı kabuller bulunmaktadır [3, 28]. Fiziksel ve aerodinamik kabuller aşağıda liste halinde verilmiştir:

- Karbon fiber gövdenin simetrik ve sert olduğu, buna bağlı olarak moment matrisinin de simetrik olduğu varsayılmıştır.
- Ağırlık merkezi ve gövde eksenlerinin birleşme noktası (orijin) kesişmektedir.
- Gövde çok yönlü mafsala tam olarak sabitlenmiştir, z ekseninde hareket bulunmamaktadır.
- Pervane çarpıntısı ve sürtünme ihmal edilmiştir.
- Her bir rotor tarafından üretilen itki kuvveti açısız hızın karesi ile doğru orantılıdır.
- Yüzey etkisi ihmal edilmiştir. Pervanelerin yerden yeterince uzakta olduğu varsayılmıştır.
- Yalpa ve yunuslama hareketlerinin en fazla  $\pm 12^\circ$  olduğu kabul edilmiştir.

## 2.2. Hareket Denklemleri

Quadrotor deney düzeneğinin koordinat düzlemi Şekil 2.1’de verilmiştir. Oklar pozitif yönü göstermektedir. Bu gösterim deney düzeneği üzerinde kullanılan ataletsel algılayıcının koordinat düzlemi ile aynıdır. Uçabilen ve 6 ekseninde hareket kabiliyetine sahip quadrotor deney düzeneğinin dinamik denklemlerinin türetilmesi [29]’da verilmiştir. Aynı denklem kümesi [1-4]’de de kullanılmıştır. Uçma hareketi bulunmayan 3 serbestlik dereceli quadrotor deney düzeneğinin dinamik denklemleri (1)-(3)’de verilmiştir.

$$\ddot{\theta} = \frac{I_{rotor}\dot{\theta}(\Omega_1 + \Omega_3 - \Omega_2 - \Omega_4)}{I_{xx}} + \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}}\dot{\psi}\dot{\theta} + \frac{bl(\Omega_2^2 - \Omega_4^2)}{I_{xx}}, \quad (1)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{I_{rotor}\dot{\phi}(-\Omega_1 - \Omega_3 + \Omega_2 + \Omega_4)}{I_{yy}} + \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}}\dot{\psi}\dot{\phi} + \frac{bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2)}{I_{yy}}, \quad (2)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{d(-\Omega_2^2 - \Omega_4^2 + \Omega_3^2 + \Omega_1^2)}{I_{zz}} + \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}}\dot{\theta}\dot{\phi}, \quad (3)$$

Burada  $\phi$ ,  $\theta$  ve  $\psi$  sırası ile yalpa, yunuslama ve sapma açılarını göstermektedir. Rotor hızları  $\Omega_{1-4}$ , itki parametresi  $b$ , sürüklenme parametresi  $d$  ve kol uzunluğu  $l$  ile temsil edilmektedir.  $b$  ve  $d$  parametreleri sıcaklık, basınç, nem ve pervane şekli gibi etkenlere bağlıdır [30]. Gövde atalet momentleri  $I_{rotor}$ ,  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$  ve  $I_{zz}$  ile gösterilmiştir. Gövdenin simetrik olduğu varsayımı ile  $I_{xx}$  ve  $I_{yy}$  birbirine eşit olmaktadır [29]. Şekil 2.1'de gösterilen kuvvet ve momentler aşağıda verilmiştir.

$$F_i = b\Omega_i^2, \quad (4)$$

$$\tau_i = d\Omega_i^2, \quad (5)$$

$$\tau_\phi = l(F_2 - F_4) = bl(\Omega_2^2 - \Omega_4^2), \quad (6)$$

$$\tau_\theta = l(F_3 - F_1) = bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2), \quad (7)$$

$$\tau_\psi = \sum_{i=1}^4 \tau_i = (\tau_1 - \tau_2 + \tau_3 - \tau_4) = d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2), \quad (8)$$

Burada  $F_i$  ve  $\tau_i$  ( $i = 1..4$ ) olmak üzere her rotor tarafından üretilen dikey itki ve yatay momentleri ifade etmektedir. Oryantasyon açıları doğrultusunda oluşan açılal momentler ise  $\tau_\phi$ ,  $\tau_\theta$  ve  $\tau_\psi$  olarak gösterilmiştir.

### 2.3. Parametrelerin Belirlenmesi

Hareket denklemlerinin (1)-(3) içerdiği parametrelerin kimisi ölçüm, kimisi hesaplama, kimisi de istatistiksel analiz ile belirlenmiştir.  $l$  uzunluğundaki çubuklar cetvel ile istenen ölçüde kesilmiş,  $b$  ve  $d$  ise (4)-(5) denklemleri ve hassas kuvvet algılayıcıları kullanılarak hesaplanmıştır. Tüm motorların aynı tipte olması nedeni ile  $b$  ve  $d$  hesaplanması için tek bir motor verisi yeterli kabul edilmiştir.

**Çizelge 2.1** İtki ( $b$ ) ve sürüklenme ( $d$ ) parametreleri çizelgesi

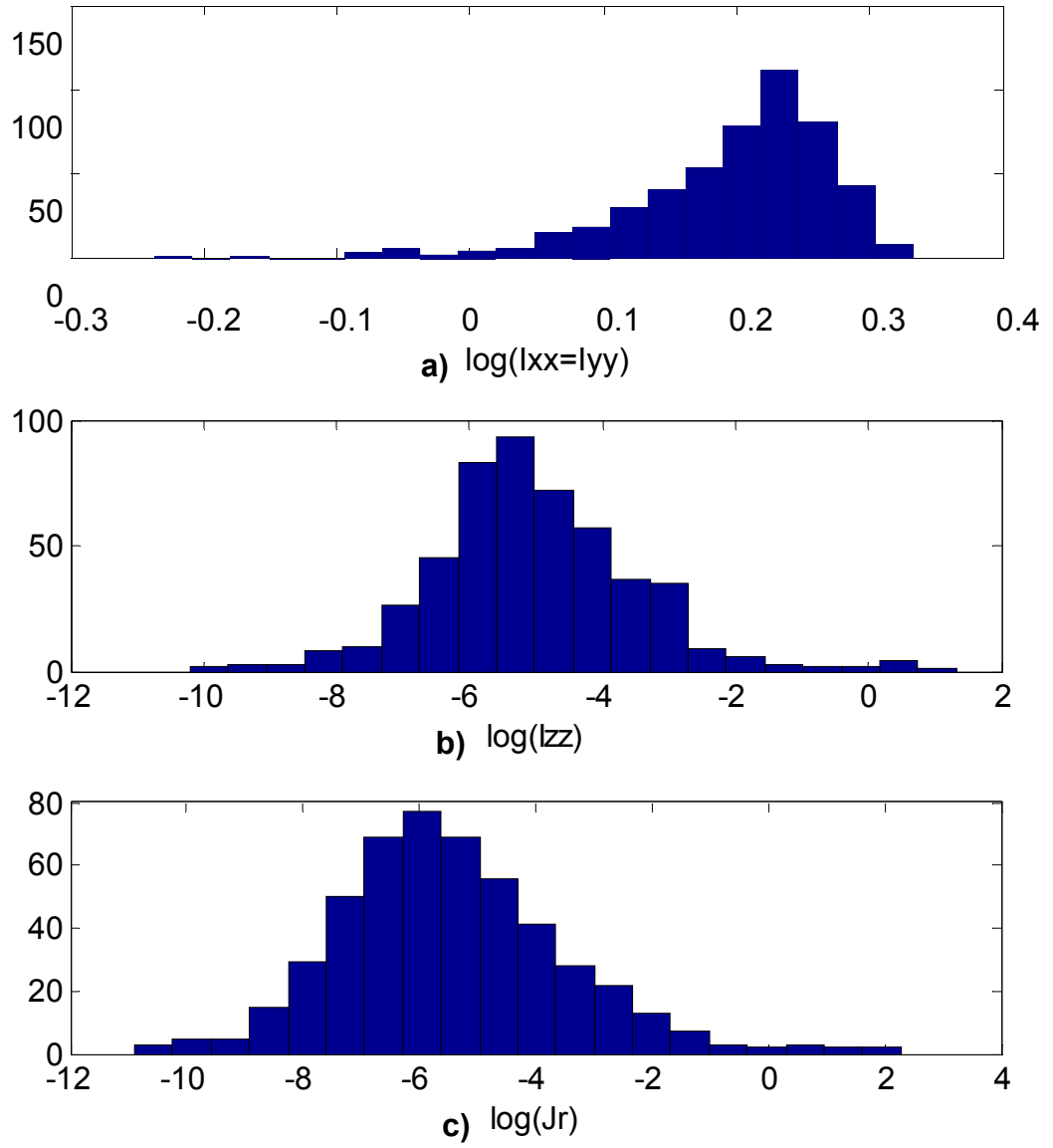
$\Omega_i (s^{-1})$	$F_i (N)$	$\tau_i (Nm)$	$b (Ns^2)$	$d (Nms^2)$
75	0,56898	0,0055	1,012E-04	9,778E-07
83	0,73575	0,0069	1,059E-04	9,936E-07
92	0,92214	0,0084	1,097E-04	9,997E-07
100	1,12815	0,0101	1,128E-04	1,010E-06
108	1,35378	0,0121	1,154E-04	1,031E-06
117	1,59903	0,0150	1,175E-04	1,102E-06
125	1,81485	0,0177	1,162E-04	1,133E-06

İtki ( $b$ ) ve sürüklenme ( $d$ ) parametreleri istenen motor hızlarının (13)-(16) denklemleri kullanılarak hesaplanması için gerekmektedir. Bu işlem Şekil 4.1 ve Şekil 4.2’de görülen denklem çözme bloğunda gerçekleştirilmektedir. Motorun üretici verilerine göre en verimli olduğu bölgede yedi farklı hız değerine karşılık gelen itki ve moment ölçümleri alınmıştır.  $b$  ve  $d$  parametrelerinin hassasiyeti motorların doyuma ulaşmadan en verimli aralıkta sürülmesini sağlayarak kontrolör performansını arttırmaktadır.  $b$  ve  $d$  parametrelerinin hesaplanmasından sonra hareket denklemlerinde (1)-(3)  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$ ,  $I_{zz}$  ve  $I_{rotor}$  olmak üzere dört bilinmeyen eylemsizlik moment parametresi kalmaktadır.  $I_{xx}$  ve  $I_{yy}$  eşitliği dikkate alındığında bilinmeyen parametrelerin sayısı üçe düşer ve bu parametreler doğrudan (1)-(3) denklemlerinin çözülmesi ile bulunabilmektedir.

Oryantasyon açıları  $(\phi, \theta, \psi)$  ve onların türevleri  $(\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})$  doğrudan deney düzeneği üzerine monte edilmiş olan ataletsel algılayıcıdan alınabilmektedir. Oryantasyon açılarının ikinci türevleri  $(\ddot{\phi}, \ddot{\theta}, \ddot{\psi})$  ise ataletsel algılayıcı tarafından sağlanamadığından açısal hızların türevlenmesi ile elde edilir. Motor hızları doğrudan motora entegre kodlayıcı üzerinden alınmıştır. 10 saniyelik 200 Hz’de örneklenmiş veri paketi analiz edilmiş ve bilinmeyen  $I_{xx(yy)}$ ,  $I_{zz}$  ve  $I_{rotor}$  parametreleri hesaplanmıştır. Hesaplanan değerler geniş bir aralıkta yer aldığından en uygun değeri saptamak için Şekil 2.3’de görülen logaritmik histogramlardan faydalanılmıştır. Her üç grafik için seçilen tepe değer aralığına göre  $I_{xx(yy)}$ ,  $I_{zz}$  ve  $I_{rotor}$  parametreleri sırası ile 1.26  $\text{kgm}^2$ , 0.0050  $\text{kgm}^2$  and 0.00258  $\text{kgm}^2$  olarak belirlenmiştir. Tüm ölçülen ve hesaplanan parametreler Çizelge 2.2’de verilmiştir. Belirlenen parametreler incelendiğinde özellikle  $I_{xx(yy)}$  momentinin benzer çalışmalardakilere [1, 3, 11, 31] oranla büyük olduğu görülmektedir. Mevcut quadrotor deney düzeneğinin motorlarının uçabilen sistemlerin motorlarına göre %50-%100 daha ağır olması toplam ağırlığın merkezden uzakta yoğunlaşmasına neden olmaktadır. Motor ağırlıkları toplamının 1200g olduğu ve bunun toplam ağırlığın %55’ini oluşturduğu düşünülürse  $I_{xx(yy)}$  momentinin büyük çıkması beklenen bir sonuç olmaktadır.

**Çizelge 2.2** Belirlenen Parametreler

Parametre	Açıklama	Değer	Değer
$I_{xx} = I_{yy}$	x ve y ekseni momenti	1.26	$\text{kgm}^2$
$I_{zz}$	z ekseni momenti	0.0050	$\text{kgm}^2$
$I_{rotor}$	motor momenti	0.00258	$\text{kgm}^2$
$b$	itki parametresi	0,0001128	$\text{Ns}^2$
$d$	sürüklenme parametresi	0,00000101	$\text{Nms}^2$
$l$	kol uzunluğu	0.3	m
$m$	toplam ağırlık	2.2	kg



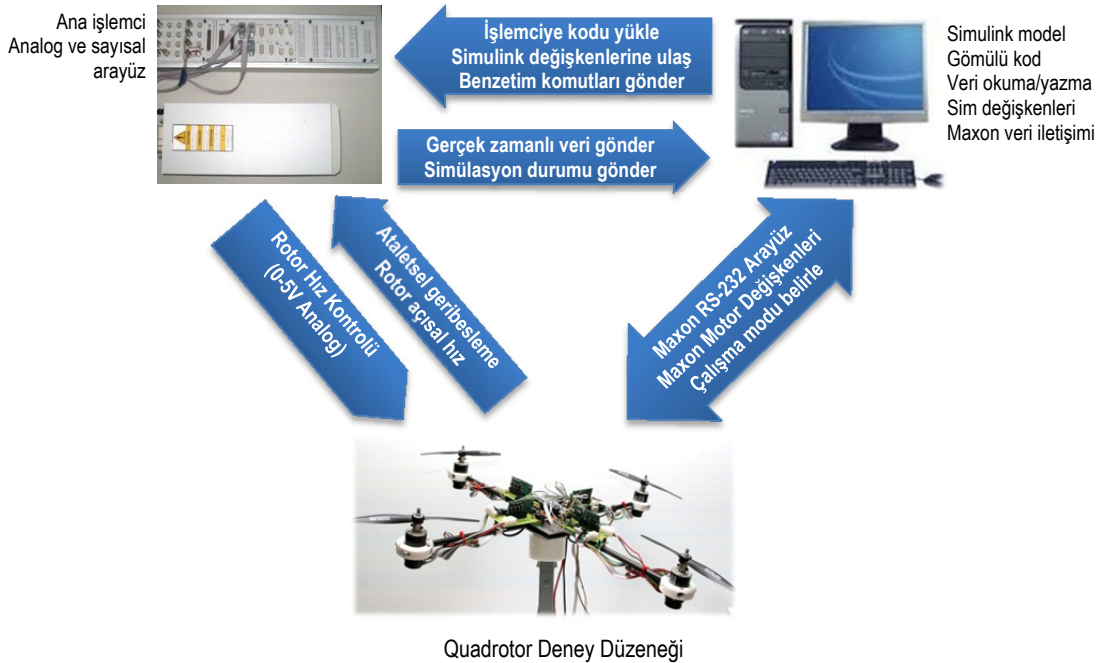
**Şekil 2.3** Eylemsizlik momentlerine ait logaritmik histogramlar: a) x ve y eksenleri momenti ( $I_{xx}=I_{yy}$ ) b) z eksenli momenti ( $I_{zz}$ ) c) Motorun eylemsizlik momenti ( $J_r$ )

## BÖLÜM 3

### QUADROTOR ORYANTASYON KONTROL DENEY DÜZENİĞİNİN TASARIMI VE İMALATI

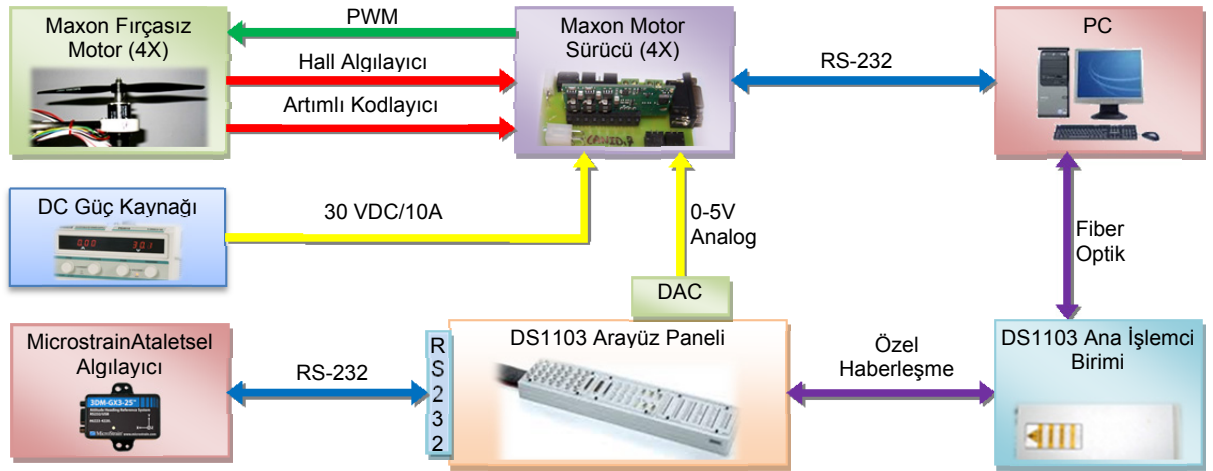
#### 3.1. Fonksiyonel ve Elektriksel Mimari

Quadrotor oryantasyon kontrol deney düzeneği; yazılım ve donanım bileşenlerinden oluşan gerçek zamanlı bir kontrol sistemi geliştirme ve test ortamıdır. Sistemin bilgisayar benzetimi ile kıyaslandığında gerçeğe yakın bir ortam sunması öne çıkan özelliğidir [28]. Fonksiyonel mimari Şekil 3.1’de verilmiştir. Burada unsur gerçek zamanlı kontrol sistemi geliştirme ürünü olan dSpace ds1103 görülmektedir. Motor ve sürücüler Maxon fırçasız tip olup ataletsel algılayıcı olarak Microstrain 3DM-GX3-25 kullanılmıştır.



Şekil 3.1 Fonksiyonel mimari diyagramı

Tüm yazılım Simulink ortamında hazırlanmıştır ve ds1103 üzerinde gerçek zamanlı olarak çalıştırılmaktadır. Simulink modelinden doğrudan sayısal koda geçebilme imkanı geliştirme safhasında önemli avantaj sağlamaktadır. dSpace tarafından sağlanan ControlDesk yazılımı ile grafiksel arayüz üzerinden işlemcide çalışmakta olan kodun Simulink değişkenlerine doğrudan müdahale edilebilmektedir. Bu işlemin gerçek zamanlı olarak yapılabilmesi kodlama ve test aşamasında önemli zaman tasarrufu sağlamaktadır. Ataletsel algılayıcıya ait RS-232 dahil tüm analog ve sayısal veri arayüzü Şekil 3.2’de görüldüğü üzere ds1103 üzerinden sağlanmaktadır.



Şekil 3.2 Donanım bağlantı şeması

Quadrotor deney düzeneğinde kullanılan ataletsel algılayıcı ünitesi üç eksenli ivme, hız ve pusula MEMS (Micro Electromechanical Sensor) algılayıcılarına sahiptir. İçerdiği yazılım ile başta sıcaklık olmak üzere çeşitli bozucu etkiler filtrelenmekte ve algılayıcılardan gelen veri harmanlanarak oryantasyon ve konum bilgisi sağlanmaktadır. Gerek ds1103 gerekse ataletsel algılayıcı ünitesinin tazeleme ve veri transfer hızı kısıtları çerçevesinde sistemin tazeleme hızı en fazla 200 Hz olabilmektedir. Quadrotor platformunda kullanılan DC fırçasız motorlar güç/ağırlık oranı düşük olduğundan uçabilen bir platform için uygun değildir. Diğer yandan yüksek tork, kontrol edilebilirlik ve güvenilirlik özellikleri çok yüksek olduğundan ve hassas rotor hızı ölçümü için kullanılan artımlı kodlayıcıya sahip olmaları nedeniyle tercih edilmişlerdir.



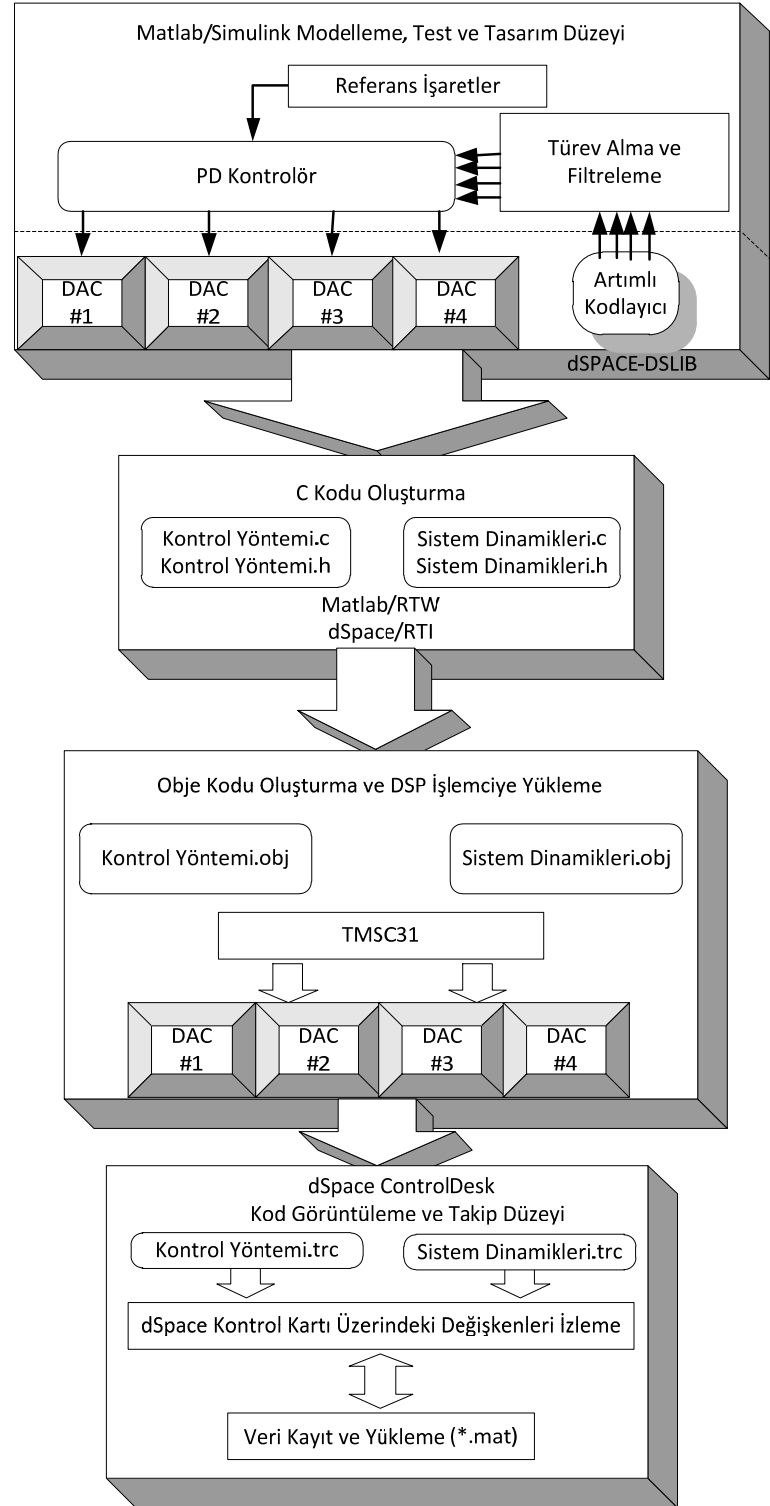
Motor ve sürücüler ile Microstrain ataletsel algılayıcının detaylı teknik özellikleri EK-A'da verilmiştir.

### **3.2. Yazılım Mimarisi**

Deney düzeneğinin yazılımı temel olarak Simulink ortamında oluşturulmaktadır. Blok diyagramlar kullanılarak hazırlanan yazılım Şekil 4.3'te görüldüğü üzere kontrol sistemlerinin tasarlanması ve gerçekleştirilmesinde büyük kolaylık sağlamaktadır. Simulink modelinin derlenmesi ile başlayan ve ControlDesk arayüzü üzerinden Simulink değişkenleri ile test, kayıt ve diğer çalışmalar yapılmasına kadar devam eden süreç Şekil 3.3'te detaylı olarak verilmiştir. İlk etapta Simulink modeli Matlab ve dSpace kütüphaneleri kullanılarak C koduna dönüştürülür. Ardından C kodu derlenerek obje kodu oluşturulur ve dSpace kontrol kartına yüklenir. Bu aşamada gerçek zamanlı olarak çalışmaya başlayan kodun Simulink değişkenlerine PC üzerinde çalışan ControlDesk grafiksel arayüzü ile erişilir ve gerçek zamanlı olarak çalışmalar icra edilir. Bu işlem esnasında ihtiyaç duyulan yüksek bant genişlikli ağ ise Şekil 3.2'de görülen fiber optik hattı ile karşılanır.

### **3.3. Tasarım ve İmalat**

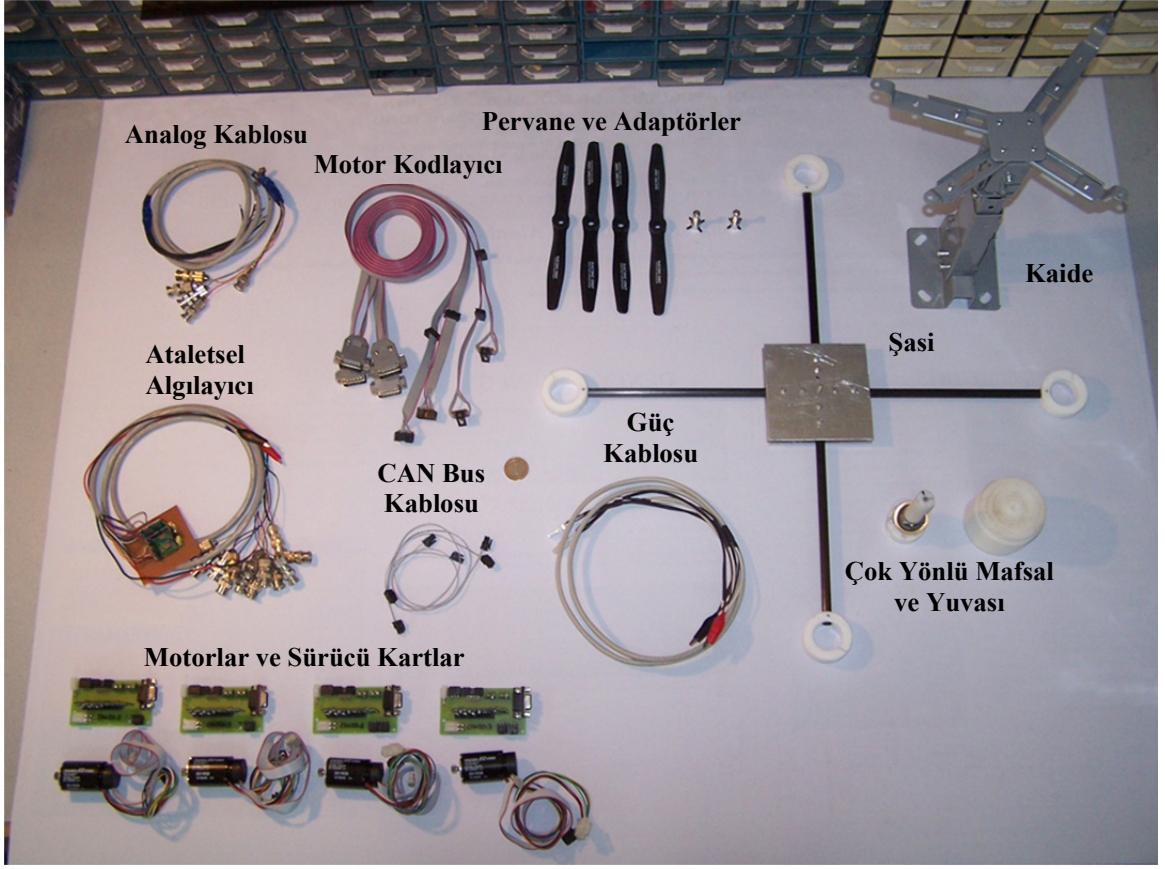
Quadrotor deney düzeneği için tasarımdan imalat aşamasına kadar uzun süre kullanılacak, dayanıklı aynı zamanda modüler bir mimari hedeflenmiştir. Bu nedenle kullanılan malzemeler ve imalat teknik ve teçhizatlar üzerinde ayrı ayrı durulmuştur. Kullanılan malzemeler ve fiyatları Çizelge 3.1'de verilmiştir. Tüm malzemelerin resimli gösterimi ise Şekil 3.4'te verilmiştir.



Şekil 3.3 Quadrotor deney düzeneği yazılım mimarisi

**Çizelge 3.1** Malzeme listesi

Malzeme	Adet	Birim Fiyat	Toplam Fiyat
dSpace ds1103 kontrol sistemi geliştirme ortamı	1	\$14.250	\$14.250
Microstrain 3DM-GX3-25 RS-232 algılayıcı	1	\$1895	\$1895
Maxon 303487 fırçasız motor + kodlayıcı (Muadil no: 225780)	4	\$312	\$1248
Maxon EPOS2 kontrolör 36/2, 2 A, 11 - 36 VDC (EPOS2 kontrolör + anakart)	4	\$291 (\$513)	\$1164 (\$2052)
Çok yönlü mafsal	1	\$20	\$20
Karbon fiber tüp 10x8 mm	2m	\$7	\$14
Master Airscrew 8.5x6 pervane MA8560NE	2	\$2.3	\$5
Master Airscrew 8.5x6 itici pervane MA8560NEP	2	\$2.3	\$5
Pervane adaptörü	4	\$3	\$12
Metal yükseltme cıvatası 35 cm	1	\$15	\$15
Taban suntası 50x50x15 mm	1	\$13	\$13
Alüminyum levha 15x15x3 mm	2	\$1.5	\$3
Teflon tüp 30x40 mm	15 cm	-	\$14
Muhtelif kablo ve konnektör	-	-	\$110
Muhtelif vida, somun ve cıvata	-	-	\$38
		Total	\$18806



Şekil 3.4 Tüm malzemelerin resimli gösterimi

İmalat işlemi 3 bölüm altında toplam 15 işlem maddesine bölünmüştür. Çizelge 3.2’de işlem maddeleri Şekil 3.5’de ise imalat sırasına göre resimli gösterim verilmiştir.

Çizelge 3.2 İmalat işlem maddeleri

	No	İşlem maddeleri	Beceri Düzeyi	Avadanlık	Süre
Mekanik	1	Karbon fiber tüpler, alüminyum levha ve teflon parçaların kesilmesi	Yüksek	Hassas hızar veya elektrikli testere	2s
	2	Deliklerin delinmesi	Yüksek	Hassas matkap	3s
	3	Karbon fiber çubuklar, alüminyum levhalar ve motor bağlantı parçalarının şasi olarak	Orta	El aletleri, Cyanoacrylate yapıştırıcı (japon)	3s

		birleştirilmesi		ve su terazisi	
	4	Çok yönlü mafsalın montajı	Düşük	El aletleri	3s
	5	Sunta taban üzerine kaide montajı	Düşük	El aletleri	2s
Elektrik	6	Motor sürücüleri için kart tasarlanması ve imalatı	Yüksek	Baskı devre makinası	10s
	7	Güç, CAN veriyolu, RS-232 ve analog işaretler için kabloların tasarımı ve imalatı	Orta	Havya, ısı tabancası, muhtelif kablo aletleri	6s
Montaj	8	PC üzerine ds1103 istasyonu kurulması	Düşük	--	2s
	9	Matlab, ControlDesk ve EPOS kurulumu	Düşük	--	2s
	10	Motorların şasi üzerine montajı	Düşük	El Aletleri	4s
	11	Pervanelerin adaptör üzerine montajı ve ayarlanması	Orta	El aletleri, pervane ekipmanları	2s
	12	Ataletsel algılayıcının tablası ile birlikte şasi üzerine montajı	Orta	El aletler, su terazisi	2s
	13	Tüm kablo ve konnektörlerin montajı	Düşük	El aletleri	1s
	14	Kabloların düzenlenmesi ve takatsiz son kontrolü	Düşük	El aletleri, kablo bağı	1s
	15	Sisteme takat verilmesi ve pervanelerin montajı	Düşük	El aletleri	1s
				Toplam süre:	44s



Şekil 3.5 Quadrotor deney düzeneği imalat aşamaları

### 3.4. Mekanik

Mekanik yapının imalatı esnasında dikkat edilmesi gereken bazı püf noktalar bulunmaktadır. Basit gibi görünen delme, vidalama gibi işlemler bile büyük özen istemektedir. Aksi takdirde yapının en baştan yapılması kaçınılmaz olmaktadır. Örnek olarak karbon fiber tüplerle çalışırken lif uçları hiçbir zaman serbest bırakılmamalı, delme işlemi uygulandıktan sonra mutlaka cyanoacrylate (japon) yapıştırıcı uygulanmalıdır. Benzer olarak, gereğinden fazla sıkılmış vidalar her an kırılmaya meyilli eklem noktaları oluşturmakta, gevşek bağlantılar ise titreşim nedeni ile daha da gevşek hale gelmektedir. Deneysel çalışmalarda kullanılan bu tip yüksek hızda çalışan

parçalar içeren düzenekler ciddi yaralanmalara sebep olabilmektedir. Aşağıda bazı montaj ipuçları verilmiştir:

- Motor tutucuları için kullanılan malzeme kritik olmayıp, poliamid, kestamid kullanılabilir. Burada motor ısınması sonucu oluşabilecek gevşemelere karşı yüksek sıcaklıklara dayanıklı teflon içerikli malzeme tercih edilmiştir.
- Mermer veya grafit çalışma masası hatasız şasi imalatı için önem arz etmektedir.
- Şekil 3.5’de görülen çok yönlü mafsalın farklı çeşitleri de uygun olup, deney düzeneğinin ağırlık merkezi ile aynı yatay düzlemi paylaşması gerekmektedir.

### **3.5. Elektrik**

Quadrotor deney düzeneği Şekil 3.5’de görüldüğü üzere hareketli parçalardan sabit parçalara uzanan kablo demetleri içermektedir. Bu kabloların uzunluğu, kalınlığı, esnekliği ve ağırlığı üstlendikleri işleve göre belirlenmiş olup özellikle esneklik ve ağırlık tasarım girdisi olarak öne çıkmaktadır. Burada AWG (American Wire Gauge) standardı [32] esas alınmıştır. 6 numaralı işlem maddesinde üretilen Maxon motor sürücüsü ana kartı kullanılmadığı takdirde, Çizelge 3.1’de belirtilen ve üretici tarafından sağlanan ana kart daha ağır olmasına karşın problemsiz kullanılabilir.

### **3.6. Montaj**

Sistem elemanlarının montajı safhası tüm yapının sağlamlığı, hassasiyeti ve güvenilirliği açısından önem arz etmektedir. Motor sürücü kartlarının montajı Şekil 3.5’te görüldüğü üzere özel olarak hazırlanmış alüminyum parçalar gerektirmektedir. Ayrıca ataletsel algılayıcı montajı esnasında her üç boyutta da kayma olmaması için 3 eksenli su terazisi kullanılması gereklidir.

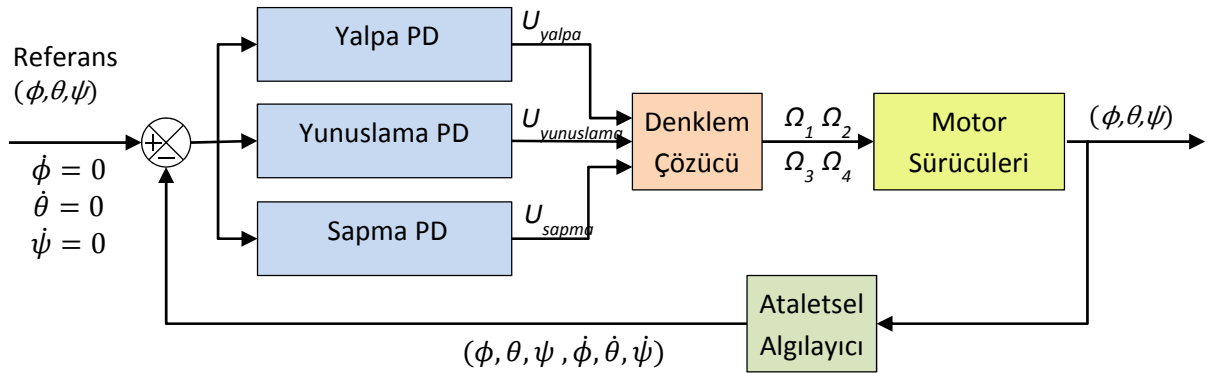
## BÖLÜM 4

### KONTROL YÖNTEMLERİ

Bu tez çalışmasında önerilen gerçek zamanlı oryantasyon kontrolü deney düzeneğinin başarımını ortaya koymak üzere farklı kontrol yöntemleri ele alınmıştır. Zorlayıcı dinamiklere sahip olan bu tip hava platformlarına uygun kontrolörlerin belirlenmesi adına da doğrusal ve doğrusal olmayan kontrol yöntemlerini temsilen PD ve kayma kipli kontrol yöntemleri ile kontrol sistem tasarımı ele alınmıştır. Özellikle son yıllarda öne çıkan kural tabanlı, uzman sistemler ve yapay sinir ağları (soft computing) gibi yöntemlerden bulanık mantık (fuzzy logic) kontrolör tasarlanmıştır.

#### 4.1. PD (Proportional - Derivative) Kontrol

Doğrusal kontrol ana başlığı altında incelenebilecek olan PD kontrol yönteminin quadrotor tipi platformlara uygulanmış örnekleri literatürde mevcuttur [4, 29]. Kullanılan PD kontrolörün temel bileşenleri içeren özet diyagramı Şekil 4.1'de görülmektedir.



Şekil 4.1 Temel PD kontrol şeması



Yalpa, yunuslama ve sapma eksenlerinin her biri için ayrı bir geribeslemeli döngü kurulmuştur. Ataletsel algılayıcıdan gelen oryantasyon açıları doğrudan geribesleme bilgisi olarak uygulanmıştır. Açısal hız referansları sıfıra eşittir çünkü sadece oryantasyon açılarının kontrolü yapılmaktadır. Diğer yandan ataletsel algılayıcıdan alınan açısal hız geribeslemeleri ile harici türev alma işleminden kaçınılmış ve kontrol döngüsünde doğrudan algılayıcı verisi kullanılmıştır. Bilindiği üzere gürültü barındıran işaretlerin türevlenmesi gürültü genliğinin artmasına neden olabilmektedir. Tüm kontrol bileşenlerini içeren detaylı diyagram ise Şekil 4.2’de verilmiştir.

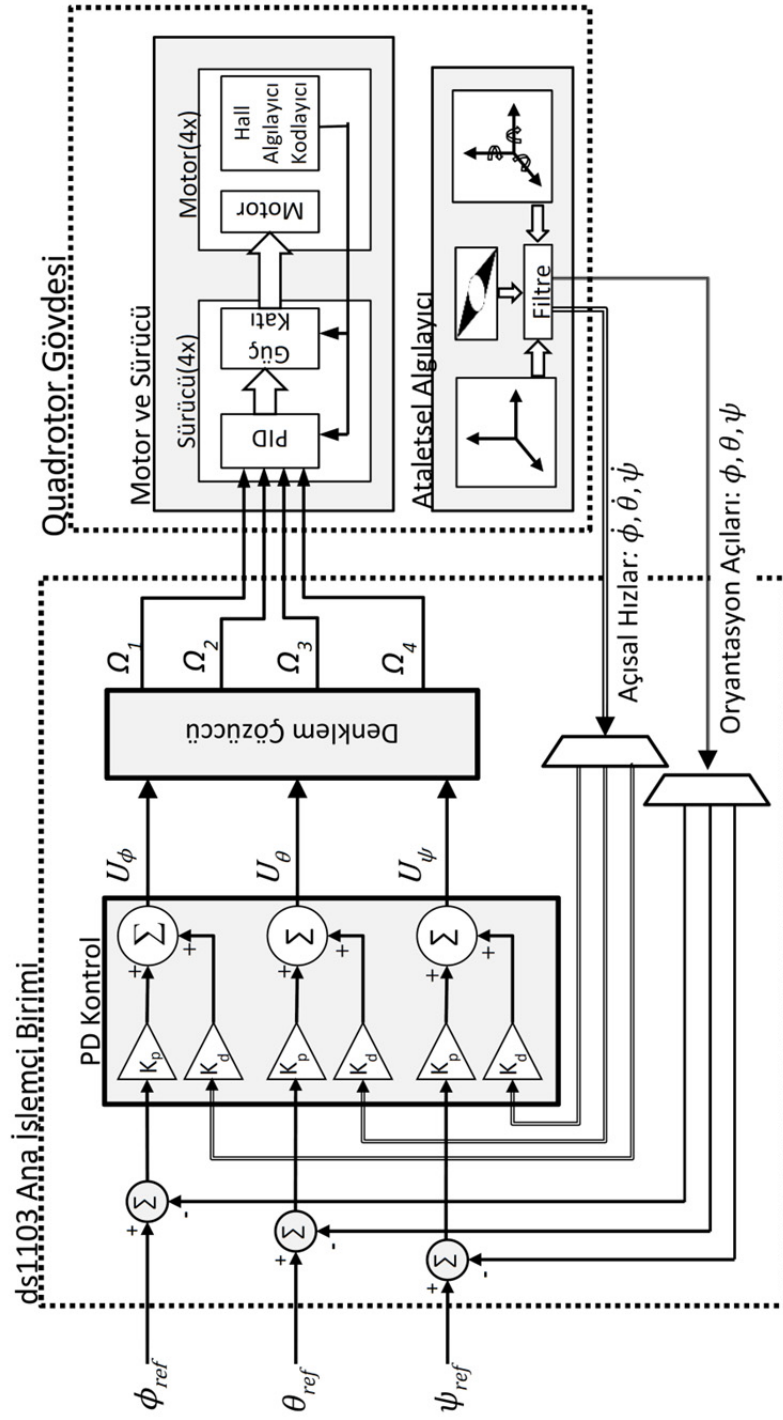
Burada ds1103 ana işlemci birimi, ataletsel algılayıcı, motor ve sürücülerin kontrol döngüsü içinde nerelerde yer aldığı ve hangi görevi yerine getirdiği gösterilmiştir. Motor sürücüleri kendi içlerinde ayrı bir PID döngüsü ile hız kontrolünü gerçekleştirmektedirler. Oryantasyon açıları ve onların türevleri doğrudan ataletsel algılayıcıdan alınmakta ve herhangi bir filtrelemeye tabi tutulmaksızın geribesleme olarak karşılaştırma birimine uygulanmaktadır. PD kontrol bloğunun çıkışında okunan kontrol işaretleri ( $U_\phi$ ,  $U_\theta$  ve  $U_\psi$ ) (9)-(11) ilgili ekseninde istenen açısal momente (tork) eşit olmaktadır (6)-(8).

$$U_\phi = K_{p:\phi}(\phi_{ref} - \phi) + K_{d:\phi}(-\dot{\phi}) = bl(\Omega_2^2 - \Omega_4^2), \quad (9)$$

$$U_\theta = K_{p:\theta}(\theta_{ref} - \theta) + K_{d:\theta}(-\dot{\theta}) = bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2), \quad (10)$$

$$U_\psi = K_{p:\psi}(\psi_{ref} - \psi) + K_{d:\psi}(-\dot{\psi}) = d(\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2). \quad (11)$$

Quadrotor deney düzeneğinde kullanılan motor sürücüleri açısal hız kontrolü yapacak şekilde programlanmıştır. Böylece her motor için hesaplanan sürücü işaret istenen açısal hız değeri olmaktadır. Bu işlemi gerçekleştirebilmek için (9)-(12) denklemlerini  $\Omega_1$ ,  $\Omega_2$ ,  $\Omega_3$ , ve  $\Omega_4$  için çözecek hesaplama bloğu eklenmiştir. Burada toplam itkinin quadrotor deney düzeneğinin ağırlığına eşit olduğu varsayılmıştır. Uçan bir sistemde benzer durum herhangi bir irtifada asılı kalma anlamına gelmektedir [4]. Bu varsayımın denklem olarak ifadesi aşağıdaki gibidir.



Şekil 4.2 Detaylı PD kontrol şeması

$$b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) = mg, \quad (12)$$

$$= 22 \text{ N.}$$

Burada (9)-(12) denklemleri çözüldüğünde  $\Omega_{1-4}$  aşağıdaki gibi bulunur.

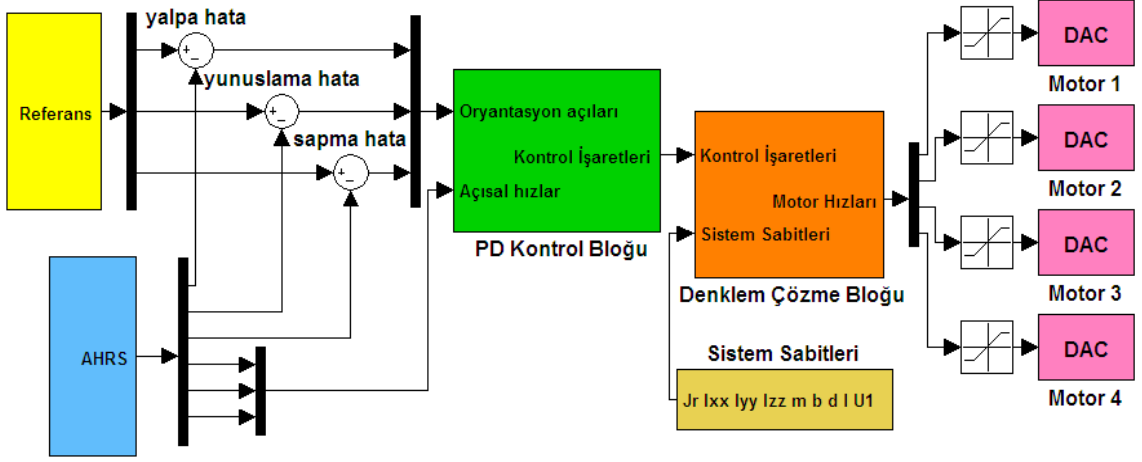
$$\Omega_1 = \sqrt{\frac{22}{4b} + \frac{U_{yaw}}{4d} - \frac{U_{pitch}}{2b}}, \quad (13)$$

$$\Omega_2 = \sqrt{\frac{22}{4b} - \frac{U_{yaw}}{4d} + \frac{U_{roll}}{2b}}, \quad (14)$$

$$\Omega_3 = \sqrt{\frac{22}{4b} + \frac{U_{yaw}}{4d} + \frac{U_{pitch}}{2b}}, \quad (15)$$

$$\Omega_4 = \sqrt{\frac{22}{4b} - \frac{U_{yaw}}{4d} - \frac{U_{roll}}{2b}}. \quad (16)$$

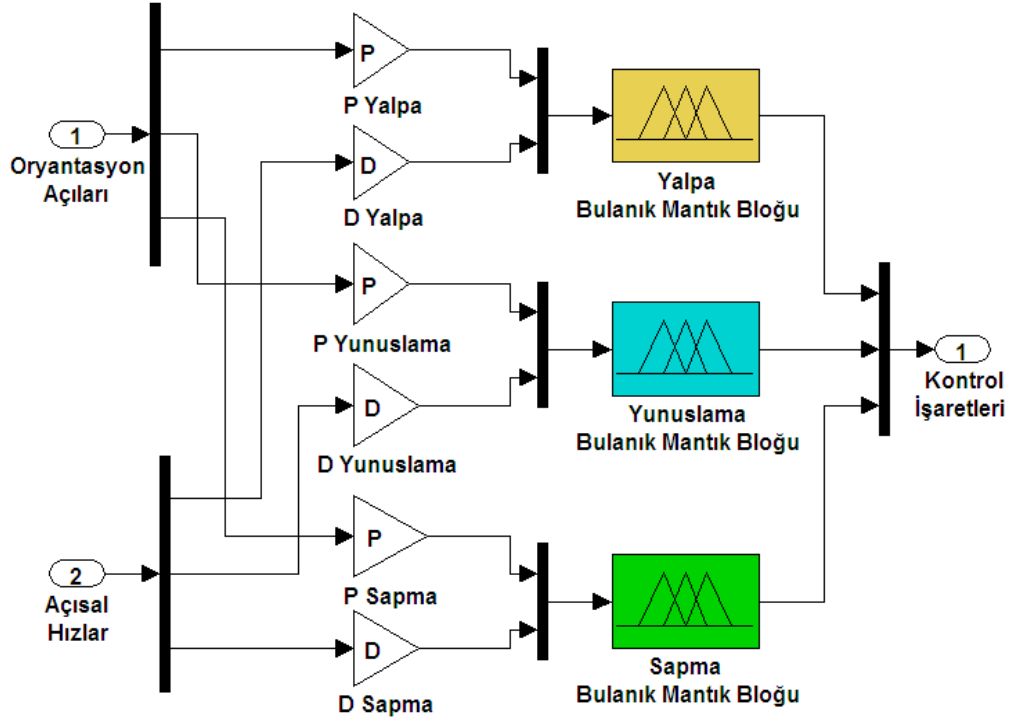
Gerçekleştirilen PD kontrolörün Simulink diyagramı Şekil 4.1’de görülmektedir. Modelin hem görsel hem de fonksiyonel olarak farklı kontrol yöntemlerinin hızlı ve kolay bir şekilde entegre edilebileceği bir yapıda olması hedeflenmiştir. Bu nedenle kontrolör tamamen izole bir blok olarak Şekil 4.1’deki yapıya uygun olarak tasarlanmıştır. Motor sürücü girişlerinde görülen satürasyon blokları kontrol döngüsü ile doğrudan ilgili olmayıp motor sürücü kartlarını korumak için kullanılmıştır.



Şekil 4.3 PD kontrol Simulink diyagramı

## 4.2. Bulanık Mantık

Bulanık mantık tabanlı kontrol sistemlerinin ilk uygulamaları bilgisayar teknolojisinin gelişimine paralel olarak 90'lı yılların başlarından itibaren önemli artış göstermiştir [33]. Son yıllarda insansız hava araçlarında bulanık mantık kontrolörlere sıkça rastlamak mümkün olmaktadır [34]. Dört rotorlu quadrotor tipi platformlarda bulanık mantık uygulamaları ise oldukça yenidir [1, 35-39]. İlgili kaynaklar incelendiğinde bulanık mantık yönteminin genellikle PID, yapay sinir ağı ve kayma kipli kontrolörle birleşmiş bir yapıda kullanıldığı görülmektedir. Mevcut bulanık mantık kontrol uygulamasında quadrotor deney düzeneği [36, 39]'daki çalışmalara benzer olarak PD kontrolör ile birleşmiş bir şekilde kullanılmaktadır. Şekil 4.4'deki Simulink diyagramından görüldüğü üzere yalpa, yunuslama ve sapma eksenlerine ait PD katsayı blokları aynen korunmuş ve arkasından Simulink bulanık mantık blokları eklenmiştir. Şekil 4.4'deki kontrol bloğu Şekil 4.3'te verilen Simulink diyagramındaki PD kontrol bloğunun yerini almıştır.

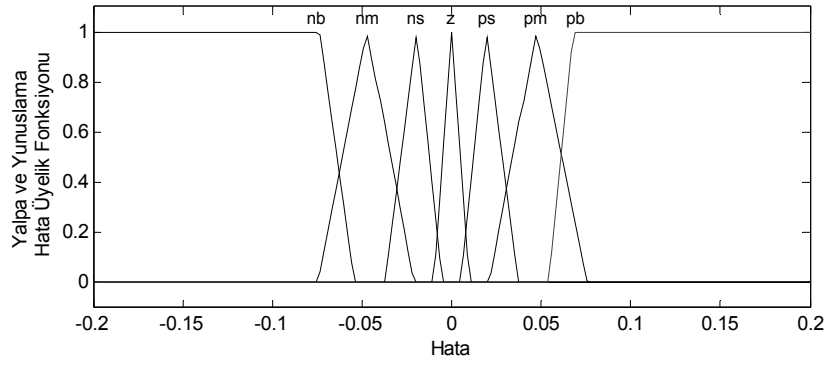


Şekil 4.4 Bulanık mantık kontrolör Simulink diyagramı

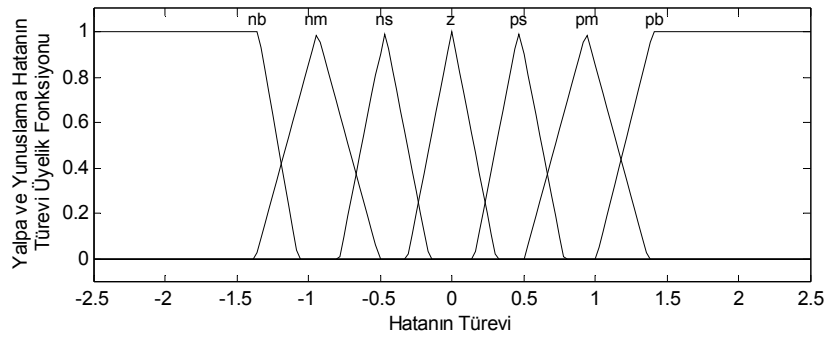
Bulanık mantık kontrolör bloklarına hata ve hatanın türevi her üç eksen için ayrı ayrı uygulanmakta ve tek çıkıştan kontrol işareti alınmaktadır. Üyelik fonksiyonları üçgen olarak seçilmiş; kural sayısı, kural tabloları ve sabit katsayılar deneysel olarak belirlenmiştir. Buna göre yalpa ve yunuslama eksenlerine ait hata, hatanın türevi ve çıkış üyelik fonksiyonları Şekil 4.5'te, kural tablosu Çizelge 4.1'de verilmiştir. Sapma eksenine ait hata, hatanın türevi ve çıkış üyelik fonksiyonları ise Şekil 4.6'de, kural tablosu ise Çizelge 4.2'de verilmiştir.

Çizelge 4.1 Yalpa ve yunuslama eksenine ait kural tablosu

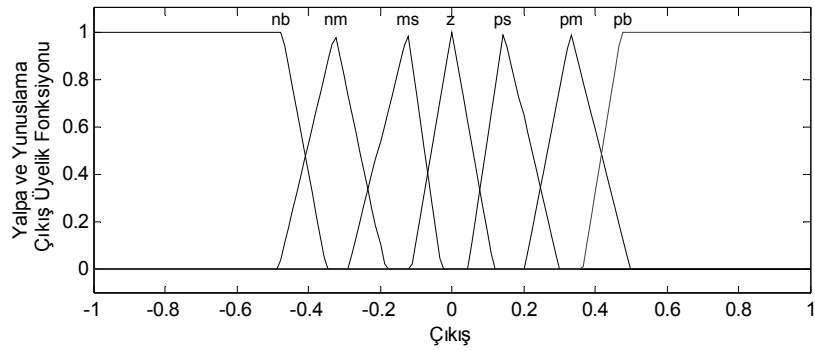
	NB	NM	NS	Z	PS	PM	PB
NB	NB	NB	NB	NB	NM	NS	Z
NM	NB	NB	NB	NM	NS	Z	PS
NS	NB	NB	NM	NS	Z	PS	PM
Z	NS	NM	NS	Z	PS	PM	PB
PS	NM	NS	Z	PS	PM	PB	PB
PM	NS	Z	PS	PM	PB	PB	PB
PB	Z	PS	PM	PB	PB	PB	PB



a)

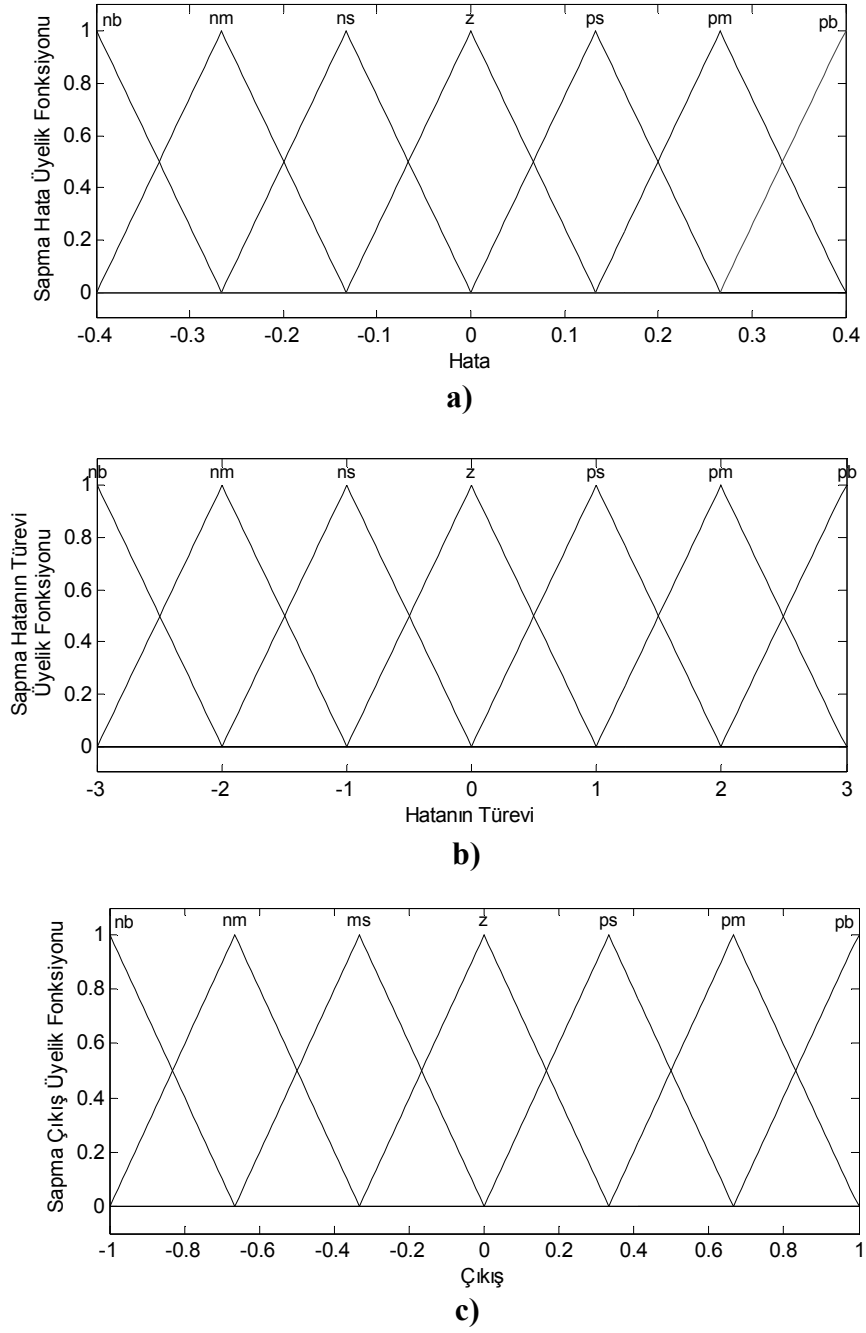


b)



c)

**Şekil 4.5** Yalpa ve yunuslama eksenlerine ait a) Hata üyelik fonksiyonu b) Hatanın türevi üyelik fonksiyonu c) Çıkış üyelik fonksiyonu



**Şekil 4.6** Sapma eksenine ait a) Hata üyelik fonksiyonu b) Hatanın türevi üyelik fonksiyonu c) Çıkış üyelik fonksiyonu

Çizelge 4.2 Sapma eksenine ait kural tablosu

	<b>NB</b>	<b>NM</b>	<b>NS</b>	<b>Z</b>	<b>PS</b>	<b>PM</b>	<b>PB</b>
<b>NB</b>	NB	NB	NB	NB	NM	NS	Z
<b>NM</b>	NB	NB	NB	NM	NS	Z	PS
<b>NS</b>	NB	NB	NM	NS	Z	PS	PM
<b>Z</b>	NB	NM	NS	Z	PS	PM	PB
<b>PS</b>	NM	NS	Z	PS	PM	PB	PB
<b>PM</b>	NS	Z	PS	PM	PB	PB	PB
<b>PB</b>	Z	PS	PM	PB	PB	PB	PB

### 4.3. Kayma Kipli Kontrolör

Bu bölümde; yalpa, yunuslama ve sapma eksenlerinde dört rotorlu hava aracının hareket kontrolü için türetilen kayma kipli kontrol (KKK) kuralı anlatılmıştır. Kayma yüzeyi; sistem durum değişkenleri ve dinamikleri arasındaki ilişkiyi tanımlayacak şekilde seçilmiştir. Buna göre durum yörüngelerini kayma yüzeyine çekecek ve orada sınırlandırarak kontrolör tasarlanmıştır. Kontrolör, dört rotorlu hava aracının durum-uzay dinamik denklemlerine göre tasarlanmıştır. Sistem durum değişkenleri aşağıdaki gibi seçilmiştir.

$$\begin{aligned}
 x_1 &= [\phi \quad \theta \quad \psi]^T \\
 x_2 &= [\dot{\phi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi}]^T
 \end{aligned} \tag{17}$$

Sistem dinamik modeline göre hareket kontrolünü tanımlayan sistem çıkış ifadesi aşağıdaki gibi yazılmıştır.

$$y = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \tag{18}$$

Sistem durum uzay gösterimi ele alındığında aşağıdaki matematiksel türetme kullanılarak çattırsız (chattering-free) KKK algoritması türetilmiştir. Buna göre;



$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= f + bu \end{aligned} \quad (19)$$

$f$ ; sistem dinamik denkleminde gelen doğrusal olmayan fonksiyon,  $b$ ; kontrol işareti katsayısı olmak üzere kayma kipli yüzey aşağıdaki gibi seçilebilir.

$$\sigma = Ce + \dot{e} \quad (C > 0) \quad (20)$$

Burada  $e = x_1^r - x_1$  ve  $\dot{e} = \dot{x}_2^r - \dot{x}_2$  olarak kullanılmıştır. Hata dinamiklerinin kararlılığının garanti edilebilmesi için Lyapunov fonksiyonu aşağıdaki gibi karesel bir ifade olarak seçilmiştir.

$$\begin{aligned} V &= \frac{1}{2} \sigma^T \sigma > 0 \\ \dot{V} &= \sigma^T \dot{\sigma} \leq 0 \end{aligned} \quad (21)$$

Belirlenen Lyapunov fonksiyonunun türevini negatif yapacak kayma yüzeyi fonksiyonunun türevi  $D > 0$  için aşağıdaki gibi seçilir.

$$\dot{\sigma} = -D\sigma \quad (22)$$

(22) denklemi (21) denkleminde yerine konur ve aşağıdaki gibi yazılır.

$$\dot{V} = \sigma^T \dot{\sigma} = -\sigma^T D\sigma < 0 \quad (23)$$

Her iki tarafta bulunan  $\sigma^T$  terimlerinin yok edilmesi ile (24) bulunur.

$$\dot{\sigma} + D\sigma = 0 \quad (24)$$

(20) eşitliğinin zamana göre türevi alınıp, sistem denklemlerinin yerine konması ile (25) türetilir.

$$\dot{\sigma} = C\dot{e} + \ddot{e} = C\dot{e} + \dot{x}_2^r - f - bu \quad (25)$$

Buna göre aşağıdaki ifadeyi sağlayacak eşdeğer kontrol ifadesi hesaplanır.

$$\dot{\sigma} = 0 \rightarrow u = u_{eş} \quad (26)$$

$$u_{eş} = \frac{1}{b}(\dot{x}_2^r - f + C\dot{e})$$

Eşdeğer kontrol (26) olarak bulunur. (25) denkleminde aşağıda verilen eşitlik bulunur.

$$\dot{\sigma} = b(u_{eş} - u) \quad (27)$$

Seçilen (22) eşitliği de kullanılarak (28) yazılır.

$$b(u_{eş} - u) + D\sigma = 0 \quad (28)$$

(27) ve (28) ifadeleri sırasıyla ayrıklaştırılırsa;

$$\frac{\sigma(k) - \sigma(k-1)}{T} = b[u_{eş}(k-1) - u(k-1)] \quad (29)$$

$$b[u_{eş}(k) - u(k)] + D\sigma(k) = 0$$

(29) eşitlikleri elde edilir. Bu ifadelerden  $u_{eş}(k)$  ve  $u_{eş}(k-1)$ , (29) kullanılarak çözülebilir.

$$u_{eş}(k-1) = u(k-1) + \frac{\sigma(k) - \sigma(k-1)}{bT} \quad (30)$$

$$u_{eş}(k) = u(k) - \frac{D}{b}\sigma(k)$$

$u_{eş}(k)$  ortalama kontrol işareti olarak yani, kontrol işaretinin bir periyotta değişmediği kabul edilebilir.

$$u_{eş}(k-1) = u_{eş}(k) \quad (31)$$

Sonuç olarak;  $u_{eş}(k-1) = u_{eş}(k)$  olduğu kabulüne göre gerekli düzenlemelerle uygulanacak kontrol algoritması (32) bulunur.

$$u(k) = u(k-1) + \frac{1}{bT}[\sigma(k)(1+DT) - \sigma(k-1)] \quad (32)$$

## BÖLÜM 5

### DENEYSEL SONUÇLAR

Bu bölümde quadrotor platformunun oryantasyon kontrolü için tasarlanan PD, bulanık mantık ve kayma kipli kontrolör performansları ele alınmıştır. Kontrolörlerin performans değerlendirmesi için basamak ve sinüs fonksiyonları referans test işareti olarak kullanılmıştır. Basamak işareti platformun ani yönlenme hareketini benzetmek amacıyla kullanılmıştır. Sinüs işareti ise hava araçlarının uçuş esnasında maruz kalabileceği zorlayıcı hareketlere karşı dayanımını test etmek üzere seçilmiştir.

#### 5.1. PD Kontrol

Deneysel sonuçlar quadrotor deney düzeneği üzerinde gerçek zamanlı olarak alınmıştır. Kullanılan PD kontrolörün katsayıları deneysel olarak belirlenmiş ve pek çok test yapılarak doğrulanmıştır. Bu kapsamda deney çalışmasına dahil edilen katsayılar Çizelge 5.1’de verilmiştir.

**Çizelge 5.1** PD kontrol katsayı çizelgesi

		Yavaş	Optimize	Agresif
Yalpa	$K_p$	10	12	14
	$K_d$	1.5	1.5	1.5
Yunuslama	$K_p$	10	12	14
	$K_d$	1.5	1.5	1.5
Sapma	$K_p$	0.2	0.4	0.6
	$K_d$	0.05	0.05	0.05

Burada sapma katsayılarının, yalpa ve yunuslamaya göre 1/3 daha küçük olduğu görülmektedir. Bunun sebebi matematiksel olarak açıklanabilmektedir. (9)-(11) denklemlerinde yalpa ve sapma için en sağdaki terimin alabileceği en büyük değerler  $0.00003384 \Omega_{\max}^2$  ve  $0.000002022 \Omega_{\min}^2$  olmaktadır. Bu sayıların oranı ise yaklaşık olarak  $K_p$  katsayılarının oranına (16.75) denk gelmektedir.

Deneylerde referans işaretleri olarak istenen oryantasyon açıları kullanılmakta, çıkış ise ataletsel algılayıcıdan alınmaktadır. Üç farklı referans işaret paketi kullanılmıştır. İlk iki pakette genliği 0.1 radyan ( $5.7^\circ$ ) olan basamak ve sinüs işaretleri her üç eksene ayrı ayrı uygulanmıştır. Burada her bir eksenin bağımsız cevabını ve işaret uygulanmayan eksenin diğer eksenlerden nasıl etkilendiğini görmek amaçlanmıştır. İşaretlerin frekansları yalpa ve yunuslama için 0.75 Hz, sapma için ise 0.25 Hz olarak seçilmiştir. Bu değerler quadrotor deney düzeneğinin takip edebildiği en büyük frekanslardır. Üçüncü pakette ise her üç eksene de aynı anda farklı frekans ve fazlarda sinüs işareti uygulanmıştır. Tüm deneylerin özeti Çizelge 5.2’de verilmiştir.

**Çizelge 5.2** PD kontrol deneyleri özeti

Deney No	Deney Ekseni	Referans İşareti	Şekil Gösterimi	Şekil No
1	yalpa	basamak	yalpa $K_p$ : 10, 12, 14	Şekil 5.1
2	sapma	basamak	sapma $K_p$ : 0.2, 0.4, 0.6	
3	yalpa	basamak	yalpa, yunuslama, sapma $K_p$ :12	Şekil 5.2
4	sapma	basamak	yalpa, yunuslama, sapma $K_p$ :0.4	
5	yalpa	sinüs (0.75 Hz)	yalpa $K_p$ : 10, 12, 14	Şekil 5.3
6	sapma	sinüs (0.25 Hz)	sapma $K_p$ : 0.2, 0.4, 0.6	
7	yalpa	yalpa: 0.75 Hz	yalpa + $U_{yalpa}$	Şekil 5.4
	yunuslama	yunuslama: 0.75 Hz, $45^\circ$	yunuslama + $U_{yunuslama}$	
	sapma	sapma: 0.25 Hz	sapma + $U_{sapma}$	
			Motor hızları	

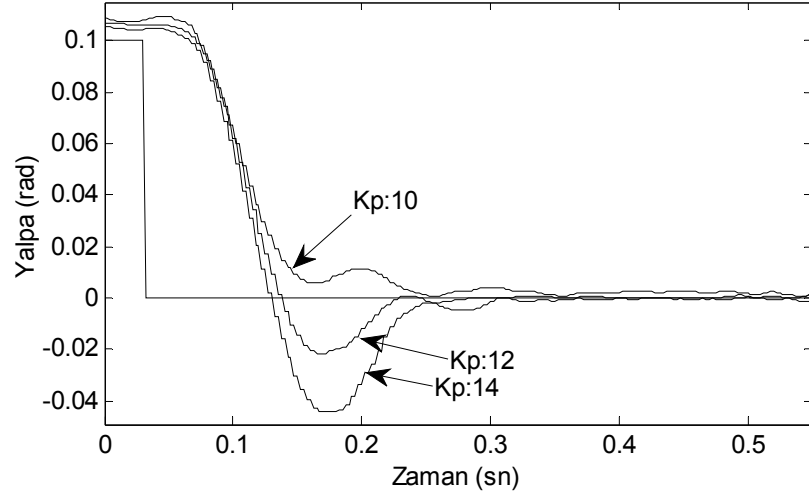
### 5.1.1. Yalpa ve Sapma Eksenleri Basamak Cevabı

Yunuslama eksenini tümüyle yalpa eksenini simetrisi olduğundan deneysel çalışmalara dahil edilmemiştir. Yalpa ve sapma eksenlerinin basamak cevabı Şekil 5.1'de verilmiştir. Yalpa cevabında  $K_p$  arttırılınca kararlı hal hatası azalmakta ancak aşım artmaktadır.  $K_p$  14'ün üzerine çıkarıldığında ise sistem kararsız olmaktadır. Sapma açısında ise biraz daha farklı bir durum gözlemlenmektedir. Burada  $K_p$  ne kadar arttırılırsa arttırılsın büyük atalet momenti nedeni ile aşım gözlemlenmemektedir. Diğer bir deyişle sapma ekseninde açısal ivme bastırılmıştır. Zaman eksenine bakıldığında sapma eksenindeki tepki süresi yalpa eksenindeki üç katıdır. Tepki süresi, giriş işareti ile deney düzeneğinin beklenen oryantasyon açısına gelinceye kadar geçen süre olarak tanımlanmıştır.

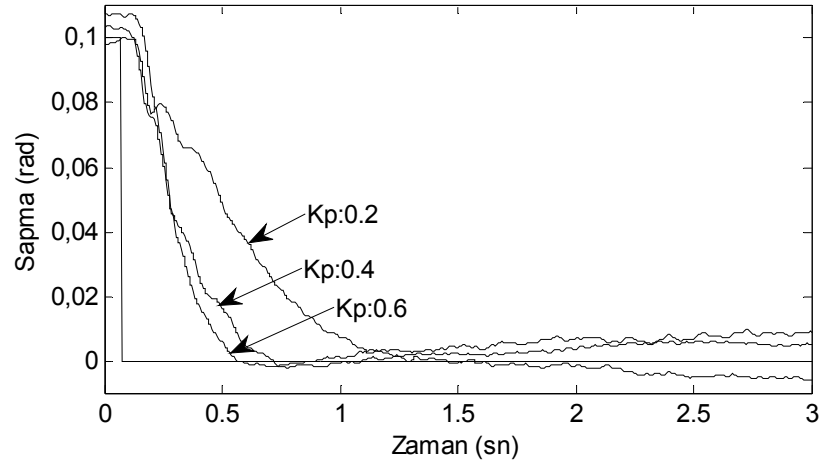
Yalpa ve sapma eksenlerinde girişe uygulanan basamak işaretine karşılık diğer eksenlerdeki çıkış Şekil 5.2'de görülmektedir. Burada yalpa ekseninde uygulanan giriş işaretinin saptmaya göre etkisi daha çok olmaktadır. Coriolis etkisi açısal hızların çarpım ifadesi ile ortaya çıkmakta, (1)-(2) denklemlerinin orta terimleri ve (3) denkleminin son teriminden kaynaklanmaktadır [4]. Coriolis etkisi içinde bulunduğu denklem kümesinin değişkenlerini birbirine bağımlı yapar ve çözümü zorlaştırır. Sapma ekseninde belirgin bir coriolis olmamasının nedeni ise matematiksel olarak (3) denklemi ile açıklanabilir. Bu denklemde son terim  $I_{xx}$  ve  $I_{yy}$  eşitliği nedeni ile kaybolmakta ve Coriolis etkisini yok etmektedir.

### 5.1.2. Yalpa ve Sapma Eksenleri Sinüs Cevabı

Yalpa ve sapma eksenlerinin sinüs işareti cevapları Şekil 5.3'te verilmiştir. Her iki eksen için de  $K_p$  katsayısı arttırıldığında tepki süresi beklendiği gibi azalmaktadır. Ayrıca Şekil 5.1'de verilen basamak cevabında olduğu gibi aşım gözlenmemiştir. Diğer yandan  $K_p$  katsayısının artmasıyla beraber çıkış işaretinde bozulma ve gürültü gözlemlenmiştir. Bu durumun da algılayıcı gürültüsü ve mekanik kusurlardan kaynaklandığı değerlendirilmektedir.

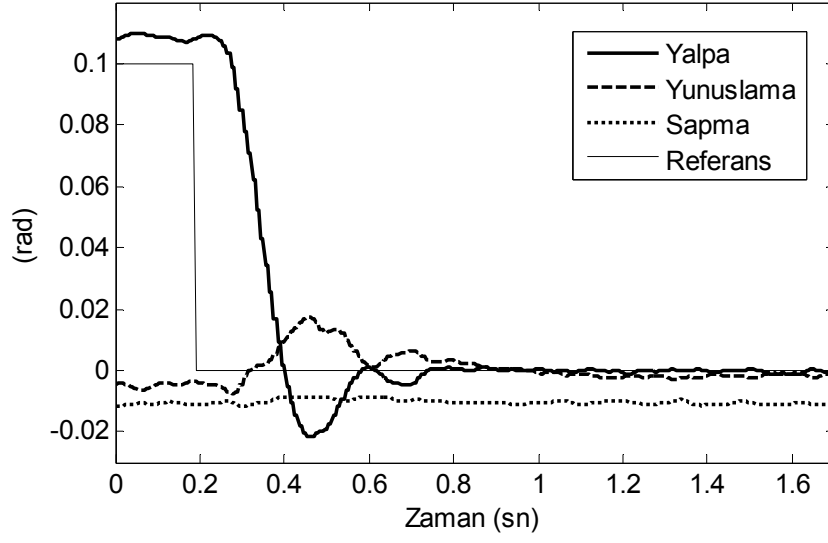


a)

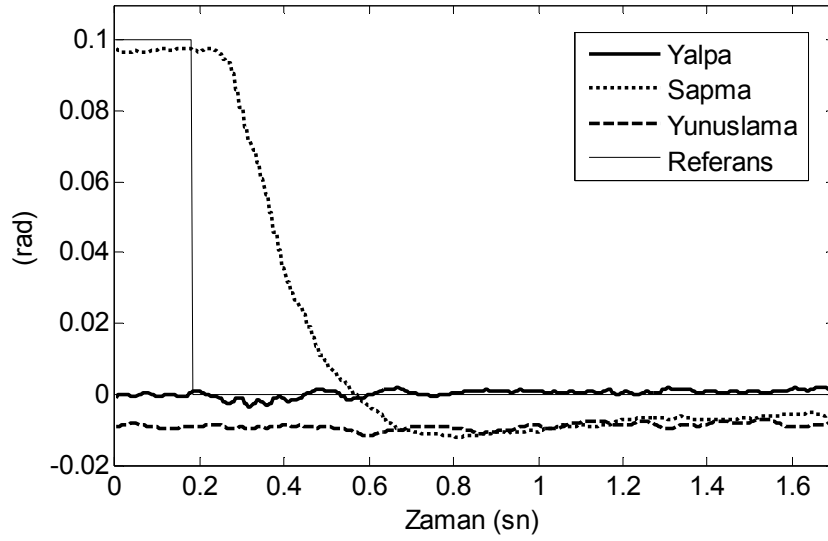


b)

Şekil 5.1 a) Yalpa b) sapma basamak cevapları

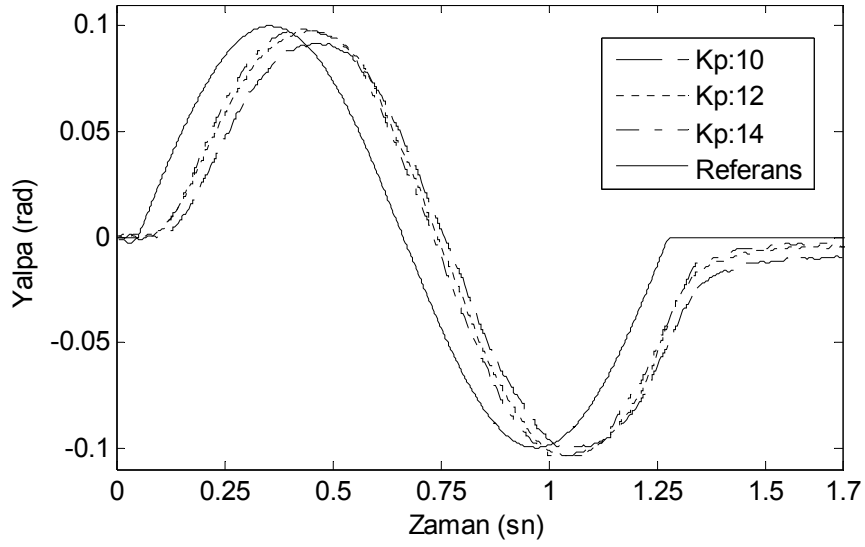


a)

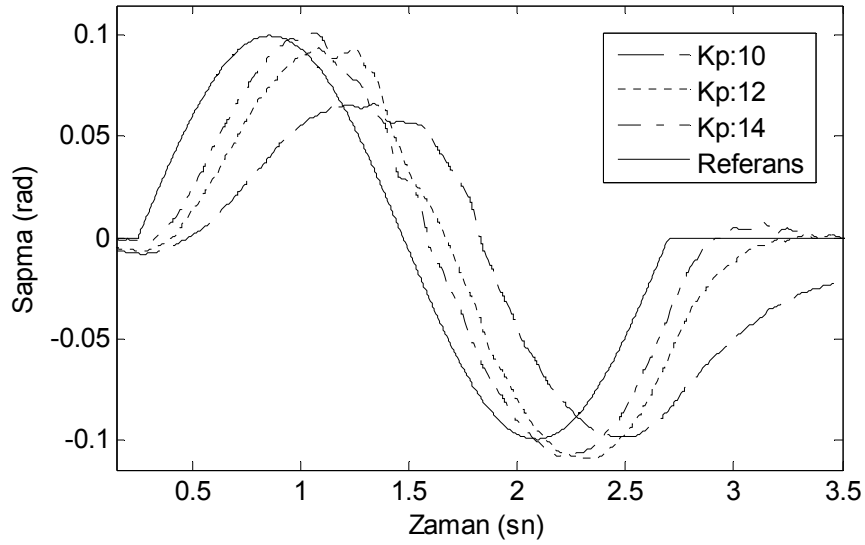


b)

Şekil 5.2 (a) Yalpa (b) sapma eksenlerine basamak işareti uygulanması



a)



b)

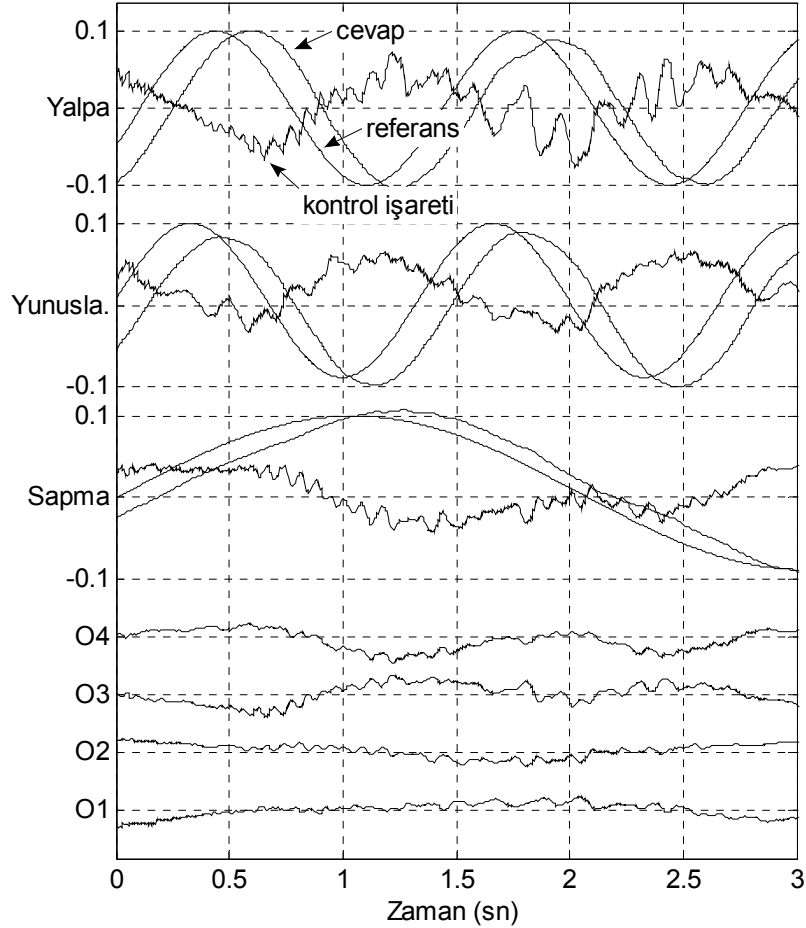
Şekil 5.3 a) Yalpa b) sapma PD kontrol sinüs cevapları

### 5.1.3. Tüm Eksenler Sinüs Cevabı

Tüm eksenlere aynı anda farklı frekans ve fazlarda sinüs işareti uygulandığında alınan cevap Şekil 5.4'te verilmiştir. Sadece yalpa eksenleri isimlendirilmiştir. Aşağı doğru yunuslama ve sapma eksenleri devam etmektedir. O1-O4 motor hızlarını göstermektedir. Eksenler arası bozucu etkileşim gözlenmemektedir. Tepki süresi yalpa



ve yunuslama için 125 ms, sapma için 200 ms olarak ölçülmüştür. Beklendiği üzere üretilen kontrol işaretleri referans işaretlerinin evrilmiş şeklidir. Burada kontrol işaretleri görselliği arttırmak için y-ekseni boyunca taşınmış ve boyutları değiştirilmiştir. Ancak zaman ekseninde (x eksen) değişiklik yapılmamıştır. Şekil 5.4 dikkatlice incelendiğinde 3 ve 4 numaralı motor hızlarının yalpa ve yunuslama hareketlerini takip ettiği, 1 ve 2 numaralı motor hızlarının ise istenen sapma açısını takip edecek şekilde değişiklik gösterdiği fark edilmektedir. Diğer bir önemli gözlem de rotor hızlarının titreşim seviyesinin düşük olmasıdır. Bu verimli çalışmanın göstergesidir.



**Şekil 5.4** Tüm eksenlere aynı anda sinüs işareti uygulanması

## 5.2. Bulanık Mantık

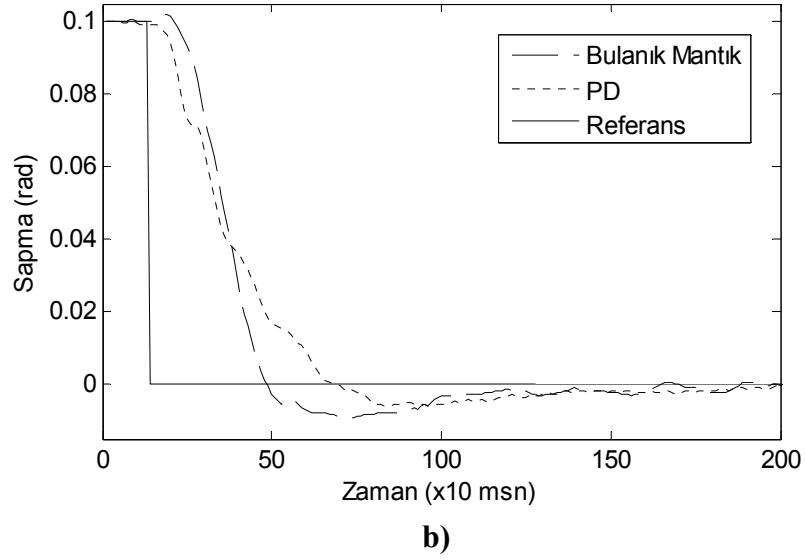
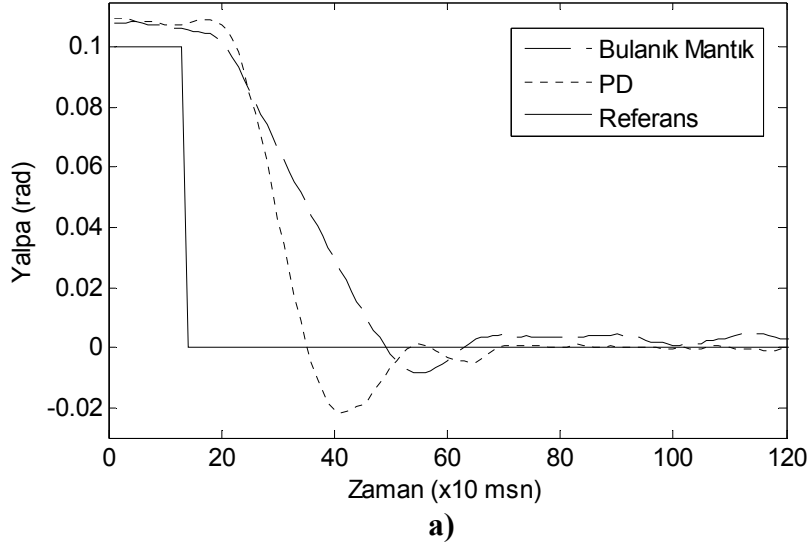
Bulanık mantık deneylerinde de PD kontrolör deneylerine benzer bir yaklaşım takip edilmiştir. Referans işaret genlikleri 0.1 radyan ( $5.7^\circ$ ) olarak seçilmiştir. Yunuslama cevapları quadrotor deney düzeneğinin simetrik yapısı nedeni ile yalpa ile aynı olmaktadır. Bu nedenle yunuslama eksenini sadece gözlenen eksen olarak deneylere dahil edilmiştir. Yapılan deneylerin özeti Çizelge 5.3'te verilmiştir. Burada ilk dört deneyde tek eksenin cevapları PD kontrolör ve bulanık mantık kontrolör performansları karşılaştırmalı olarak gösterilirken, beşinci deneyde yalpa eksenine basamak işareti uygulandığında PD ve bulanık mantık kontrol yöntemlerinin uygulanması esnasında elde edilen motor kontrol işaretleri karşılaştırılmıştır.

**Çizelge 5.3** Bulanık mantık kontrol deney özeti

Deney No	Deney Ekseni	Referans İşareti	Şekil Gösterimi	Şekil No
1	yalpa	basamak	yalpa (Bulanık M. + PD)	Şekil 5.5
2	sapma	basamak	sapma (Bulanık M. + PD)	
3	yalpa	sinüs (0.75 Hz)	yalpa (Bulanık M. + PD)	Şekil 5.6
4	sapma	sinüs (0.25 Hz)	sapma (Bulanık M. + PD)	
5	yalpa	basamak	motor kontrol işareti (Bulanık M. + PD)	Şekil 5.7

### 5.2.1. Yalpa ve Sapma Eksenleri Basamak Cevabı

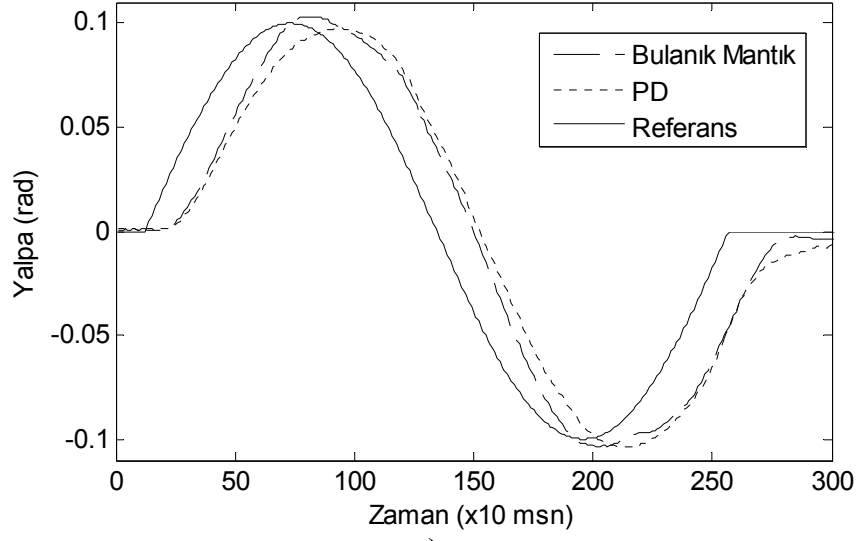
Şekil 5.5'te bulanık mantık ile PD kontrolörü karşılaştırmalı olarak görülmektedir. Yalpa eksenini basamak cevabında PD daha hızlı tepki verirken, bulanık mantık daha az aşım ile yerleşmeye başlamıştır. Sapma ekseninde PD bozulmaya uğramış ancak bulanık mantık belirgin bir şekilde daha düzgün ve hızlı cevap vermiştir.



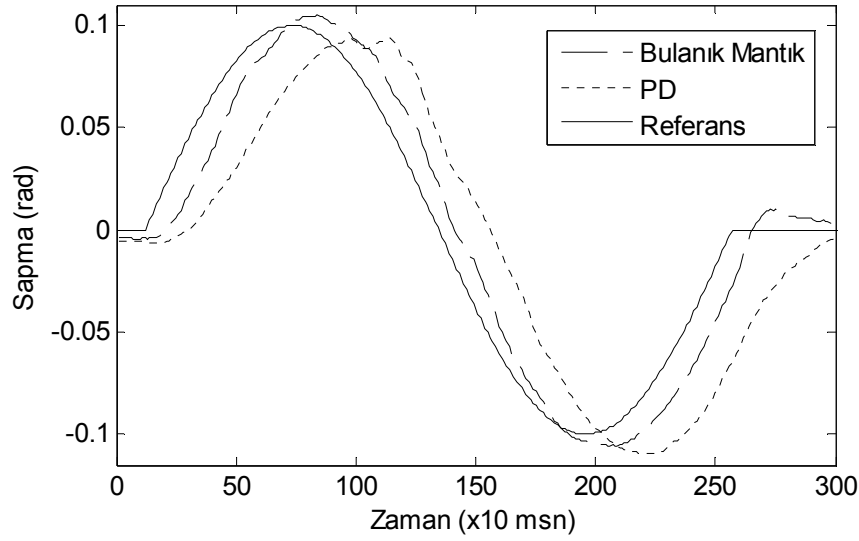
Şekil 5.5 a) Yalpa b) Sapma bulanık mantık ve PD basamak cevapları

### 5.2.2. Yalpa ve Sapma Eksenleri Sinüs Cevabı

Şekil 5.6'da bulanık mantık ve PD kontrolörleri yalpa ve sapma eksenlerinde karşılaştırmalı olarak verilmiştir. Sinüs cevabı takip performansını ortaya koymaktadır. Yalpa ekseninde bulanık mantık PD kontrolör ile neredeyse aynı cevabı vermiştir. Ancak sapma eksenine bakıldığında bulanık mantık belirgin bir şekilde daha kısa tepki süresi vermiştir.



a)



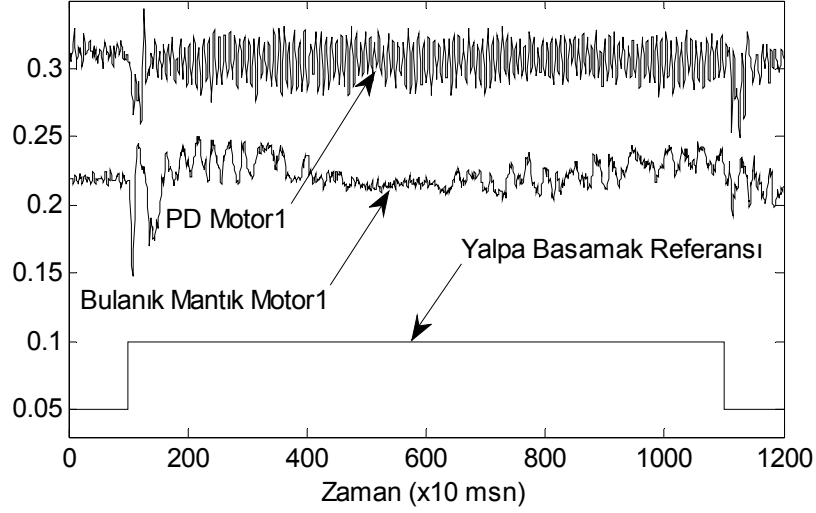
b)

Şekil 5.6 a) Yalpa b) Sapma bulanık mantık ve PD kontrol sinüs cevapları

### 5.2.3. Motor Kontrol İşareti

Şekil 5.7'de yalpa eksenine basamak referansı uygulandığında bir motora giden kontrol işareti karşılaştırmalı olarak gösterilmiştir. Burada PD işaretinin bulanık mantığa göre oldukça fazla titreşim sergilediği görülmektedir. Enerjinin verimli

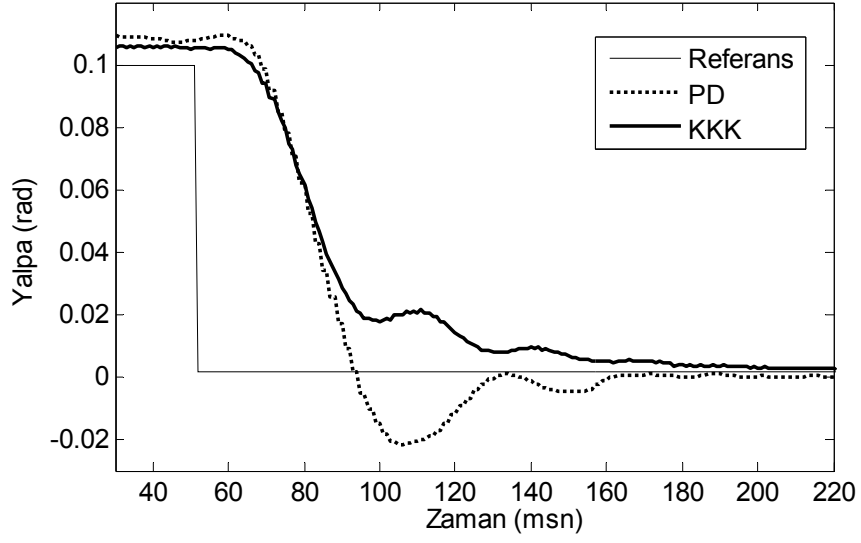
kullanılması açısından bakıldığında bulanık mantık kontrolör PD kontrolöre göre oldukça iyi bir performans sergilemektedir.



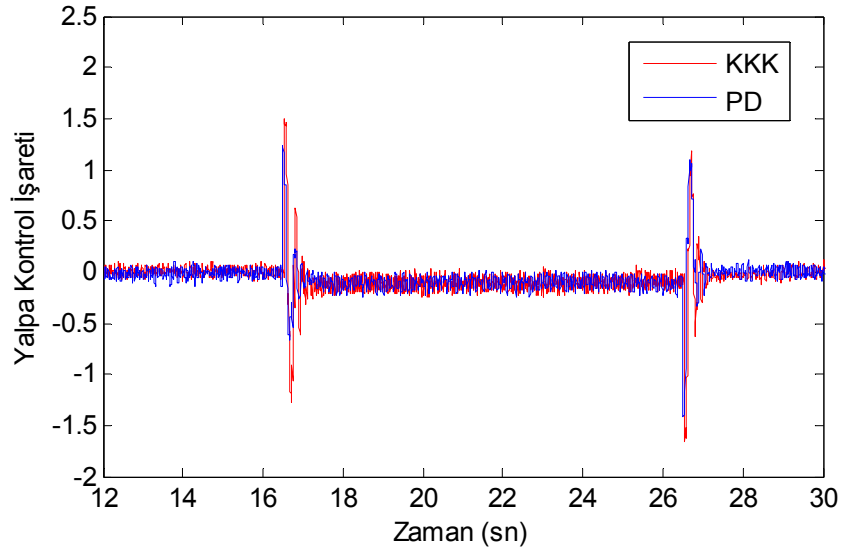
Şekil 5.7 Bulanık mantık ve PD kontrol işareti karşılaştırması

### 5.3. Kayma Kipli Kontrolör

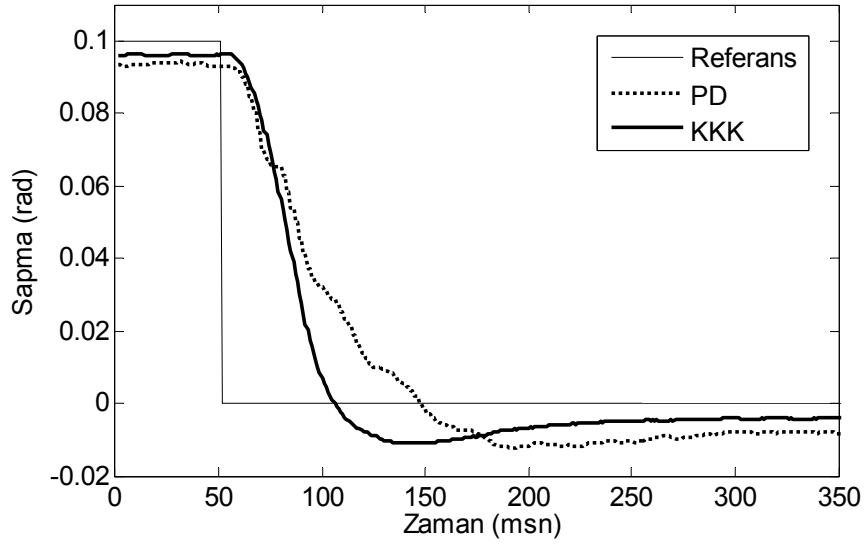
Kayma kipli kontrol yöntemi ile oluşturulan kontrolörler öncelikle basamak fonksiyonu referansı için denenmiştir. Kayma kipli kontrolör için gerek duyulan parametreler quadrotor deney düzeneği kullanılarak gerçek zamanlı olarak ayarlanmıştır. Şekil 5.8'de her iki kontrolörün yalpa ekseninde konumlanma performansı görülmektedir. Şekil 5.9'da ise kontrol işaretlerini gösteren grafikler verilmiştir. Şekil 5.10'da her iki kontrolörün sapma ekseninde konumlanma performansı görülmektedir. Şekil 5.11'de ise kontrol işaretlerini gösteren grafikler verilmiştir. Şekil 5.12 kontrol işaretlerinin genliklerini göstermek için yakınlaştırılmış gösterimi vermektedir.



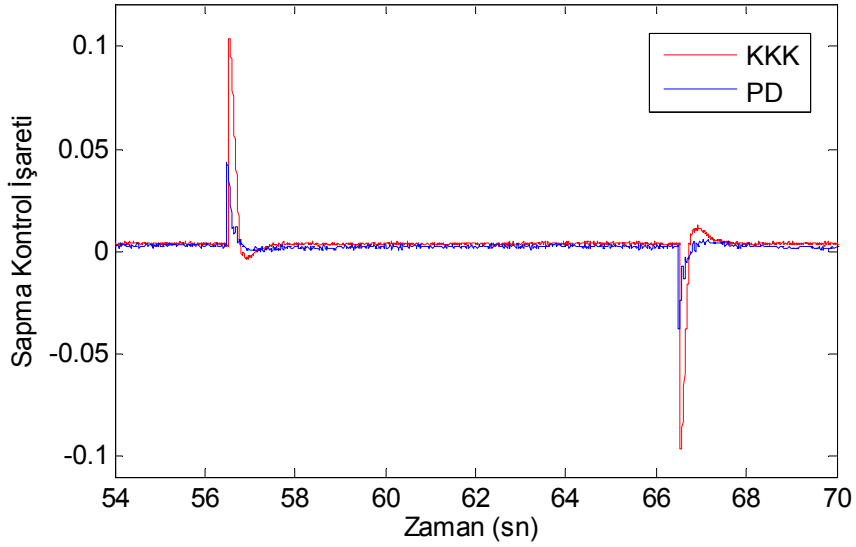
Şekil 5.8 PD ve kayma kipli kontrolörlerin yalpa ekseninde konumlanma kontrolü



Şekil 5.9 PD ve kayma kipli kontrolörlerin yalpa ekseninde konumlanma kontrolü için ürettikleri gerekli kontrol işaretleri

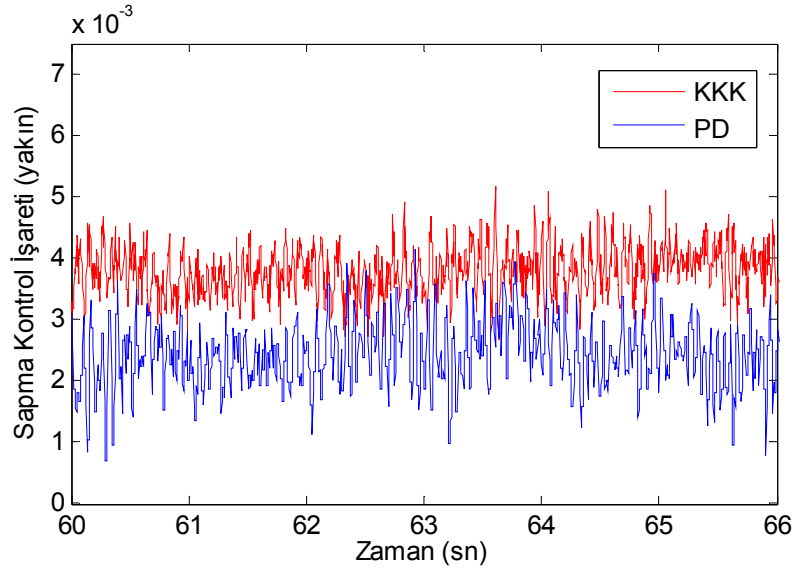


Şekil 5.10 PD ve kayma kipli kontrolörlerin sapma ekseninde konumlanma kontrolü

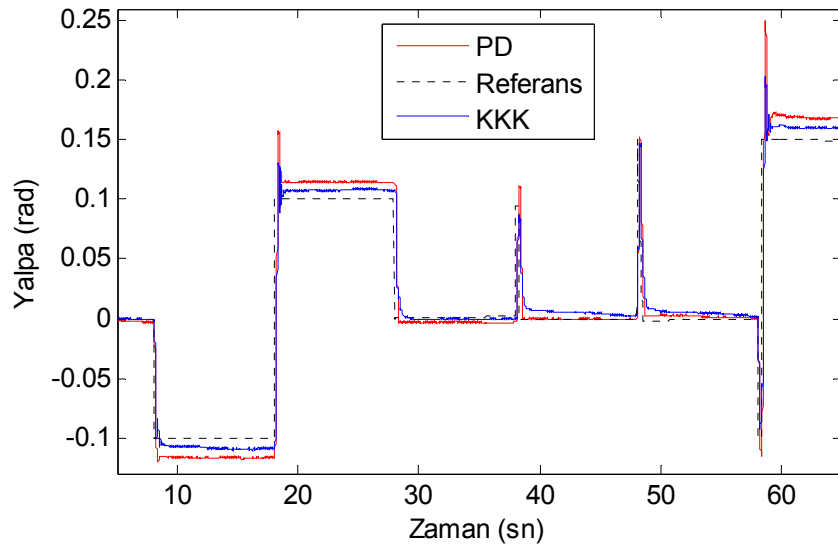


Şekil 5.11 PD ve kayma kipli kontrolörlerin sapma ekseninde konumlanma kontrolü için ürettikleri gerekli kontrol işaretleri

PD ve Kayma Kipli Kontrol yaklaşımlarının performansları dayanıklılık açısından da denenmiştir. Bu amaçla zorlayıcı hareketler tanımlanmış ve darbe fonksiyonu da içeren bir referans işarete karşılık kontrolör performansları Şekil 5.13'te verilmiştir.



Şekil 5.12 PID ve kayma kipli kontrolörlerin sapma ekseninde kontrol işaretleri yakınlaştırılmış gösterim.



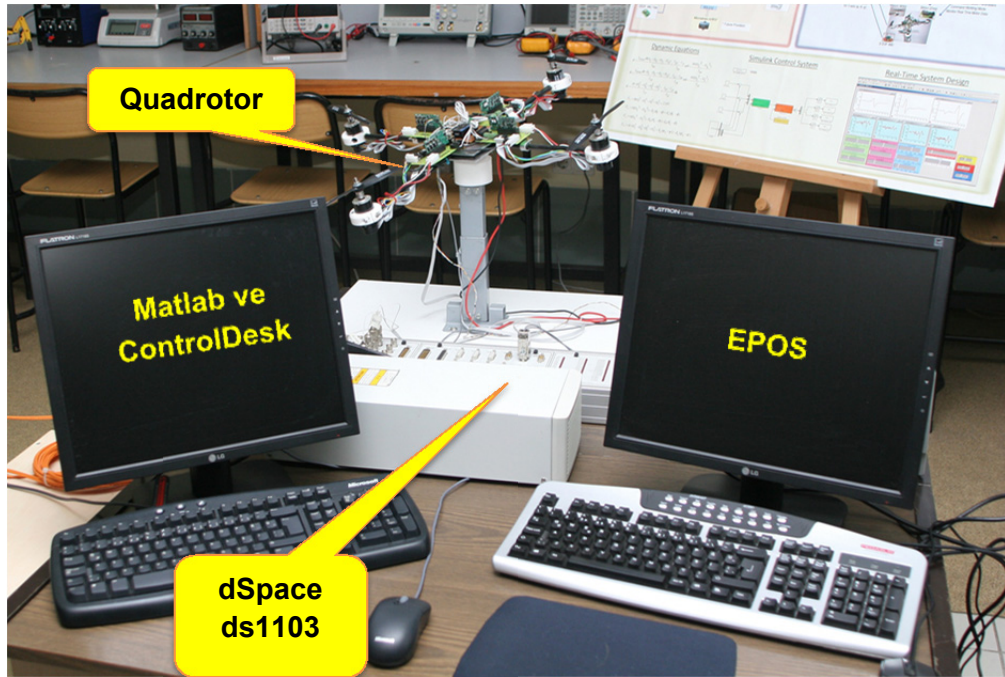
Şekil 5.13 PID ve kayma kipli kontrolörlerin yalpa ekseninde dayanıklılık performansları



## BÖLÜM 6

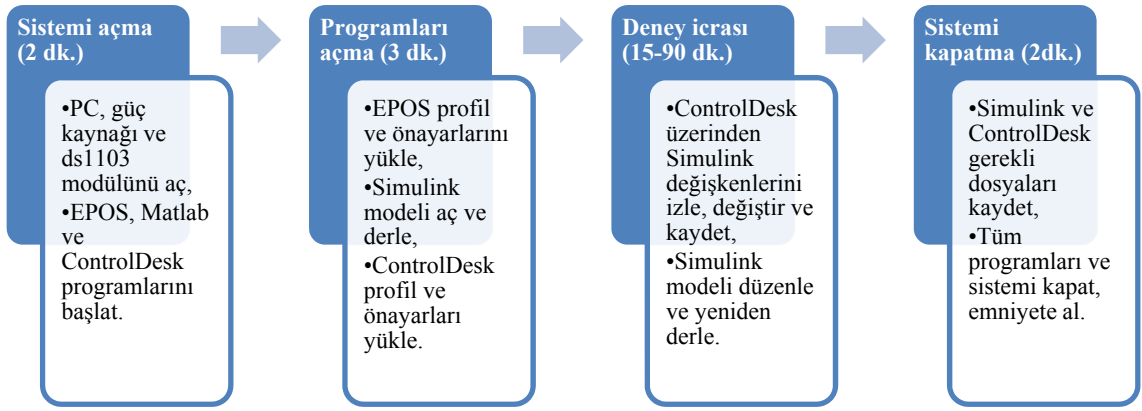
### QUADROTOR DENEY DÜZENEĞİNİN KONTROL MÜHENDİSLİĞİ EĞİTİMİNDE KULLANILMASI

Quadrotor deney düzeneği lisans ve lisansüstü kontrol mühendisliği eğitiminde farklı öğrenme hedefleri doğrultusunda kullanılmaktadır. Kolay ve pratik çalışma ortamı ile dayanıklı teknik altyapı eğitim sistemlerinde büyük önem arz ettiğinden quadrotor deney düzeneğinin tasarımı ve imalatının her aşamasında bu koşullara dikkat edilmiştir. Çalışma ortamı Şekil 6.1’de görülmektedir. Burada çift bilgisayar kullanımının amacı 2-3 öğrencinin paralel çalışmasını sağlayabilmektir. Bilgisayarlardan birisine Maxon motor sürücü yazılımı (EPOS) diğerine de ControlDesk yüklenmiştir. Her iki bilgisayarda da Matlab yazılımı yüklenmiş bulunması analiz işlemlerini hızlandırmaktadır. Ayrıca arka plandaki tüm süreci özetleyen poster önemli ve hızlı bir başvuru kaynağı olmaktadır.



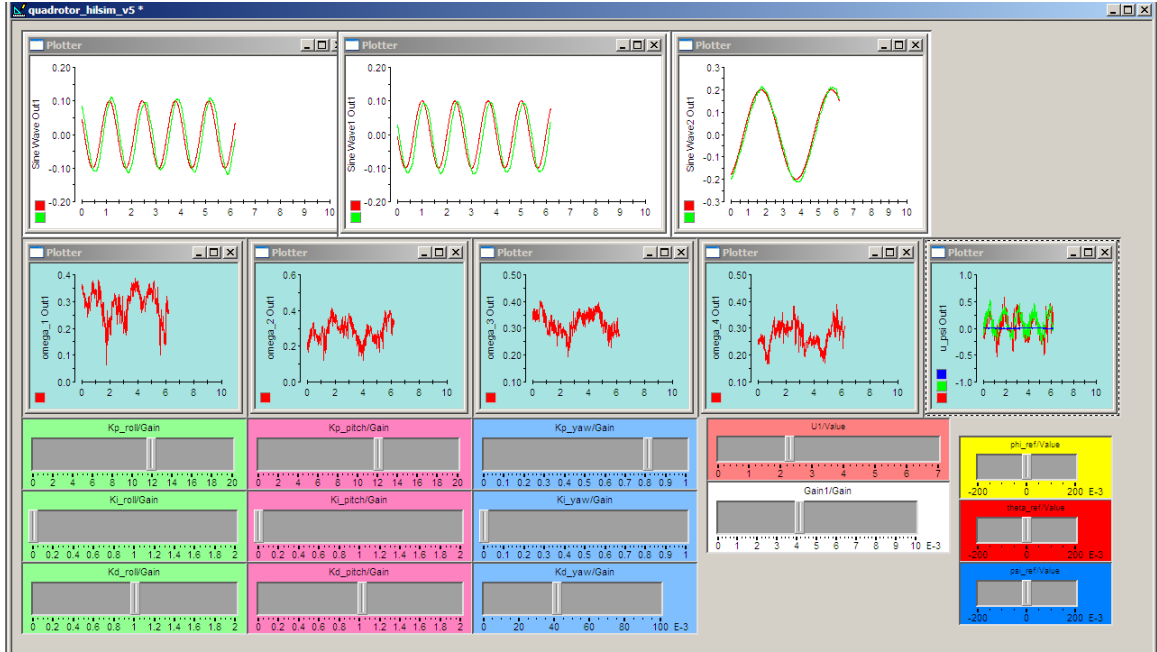
Şekil 6.1 Quadrotor deney düzeneği eğitim ortamı

Sistemin bir diğer önemli özelliği beş dakika gibi kısa bir zaman içerisinde tamamen çalışmaya hazır hale gelebilmesidir. Bu özellik sınırlı ders saati içerisinde uygulama ve gösteri deneyi yapmayı mümkün hale getirmektedir. Laboratuvar derslerinde de donanım ile harcanan süre en aza indirilerek Çizelge 6.2’de verilmiş olan öğrenme hedeflerine ayrılan süre arttırılmaktadır. Quadrotor deney düzeneğinin açma kapama süreleri Şekil 6.2’de gösterilmiştir.



Şekil 6.2 Quadrotor deney düzeneği açılış ve kapanış süreleri

Öğrenciler esas olarak Simulink ve ControlDesk yazılımlarının grafiksel arayüzleri ile çalışmaktadırlar. Laboratuvar deneylerinde ve ders içi uygulamalarda kullanılan örnek ControlDesk arayüzü Şekil 6.3’de görülmektedir. Ana temanın PD kontrol olduğu sayfada en üstteki üç grafik soldan başlayarak sırası ile yalpa, yunuslama ve sapma eksenlerindeki giriş ve ataletsel algılayıcıdan gelen işaretleri aynı grafik üzerinde göstermektedir. Bir alt sırada motor hızları ( $\Omega_1, \Omega_3, \Omega_2$  ve  $\Omega_4$ ) yer almaktadır. Bu satırda en sağda her üç kontrol işareti aynı grafik üzerinde görülmektedir. En alt 3 satır ise PID (I=0) katsayılarının deneysel olarak bulunması için tasarlanmıştır. Üçlü gruplardan oluşan yeşil, pembe ve mavi renkli cetvel blokları sırası ile yalpa, yunuslama ve sapma PID katsayılarını temsil etmektedir. Bu ve benzeri ControlDesk sayfalarındaki tüm göstergeler ve ayarlar gerçek zamanda çalışmaktadır.



Şekil 6.3 ControlDesk arayüzü

Quadrotor deney düzeneği lisans seviyesi kontrol mühendisliği eğitimi de kendi içinde ders içi uygulamalar ve laboratuvar dersleri olarak iki gruba ayrılmaktadır. Öğrenme hedefleri ve çıktıları ile öğrencinin derse katılım seviyesi her uygulama tipinde farklıdır.

## 6.1. Lisans Düzeyi Kontrol Mühendisliği Eğitimi

### 6.1.1. Ders İçi Uygulamalar

Ders içi uygulamalar eğitmen tarafından 45 dakikalık ders saati içinde uygulanmakta, öğrenci sayısına göre uygulama tekrarı yapılabilir. Eğitim düzeneğinin tüm yazılım ve donanım bileşenleri uygulamalarda kullanılmaktadır. Temel olarak kuramsal anlatımdan önce ve sonra olmak üzere iki tip uygulama gerçekleştirilmektedir. Kuramsal anlatım öncesi uygulamalar sorunu gösterip merak uyandırmak, kuramsal anlatım sonrası uygulamalar ise bilgilerin daha iyi yerleşmesi ve

gerçek hayatla bağlantı kurma amacıyla gerçekleştirilmektedir. Kuramsal anlatım sonrası uygulamanın bir faydası da yorucu bir anlatım sonrası öğrencilerin zihinsel manada dinlenebileceği bir ortam sağlaması ve konsantrasyonun yeniden kazanılmasına yardımcı olmasıdır. Otomatik kontrol dersinde gerçekleştirilen ders içi uygulamalar Çizelge 6.1’de özetlenmiş takip eden paragraflarda ise detaylı olarak anlatılmıştır. Dersin ana kitabı Farid Golnaraghi ve Benjamin C Kuo’nun Prof.Dr. Atilla Bir tarafından Türkçe’ye de çevrilmiş olan “Otomatik Kontrol Sistemleri” isimli kitabıdır [40].

**Çizelge 6.1** Ders içi uygulamalar öğrenme hedefleri ve çıktıları

Konu	No	Öğrenme hedefleri (Öğrenci...)	önce/sonra	Öğrenme çıktılarını denetleyici sorular
Geri Besleme Temelleri	1	geribeslemenin ne olduğunu bilir.	önce	Geri beslemeyi tanımlayın. Geri besleme örnekleri verin
	2	geribeslemenin kontrol sistemlerine nasıl uygulandığını bilir.	sonra	Çevrenizde açık ve kapalı çevrim kontrol sistemlerine örnekler verin. Basit açık ve kapalı çevrim kontrol sistemleri tasarlayın.
Dinamik Modelleme	3	dinamik modelin ne olduğunu bilir.	önce	Dinamik modelin çıkış noktası olan fiziksel bağıntılar nelerdir? Bir sistemin dinamik modeli ile davranışları arasında nasıl bir benzetim kurulabilir?
	4	dinamik model değişkenlerini bilir.	sonra	Sistem değişkenleri nasıl elde edilebilir? Herhangi bir sistem değişkeninin sistem üzerindeki etkisi nasıl bulunur?
Kararlılık	5	kararlılığın ne olduğunu bilir. kararlı olma veya olmama belirtilerini bilir.	önce	Bir sistemin davranışlarını gözlemleyerek o sistemin kararlılığı hakkında nasıl bilgi edinilir? Kararlılık analizi neden gereklidir?
Zaman Tanım Bölgesi Analizi	6	geçici ve kararlı hal yanıtlarını bilir.	önce	Geçici ve kararlı hal cevapları nasıl ayırt edilir?
	7	kararlı hal hatalarına nelerin neden olduğunu bilir.	sonra	Gerçek hayattan kararlı hal hatalarına örnekler verin.

Kontrol Sistem Tasarımı	8	bir kontrolörün tasarım gereksinimlerini tanımlar	önce	farklı sistem davranışlarını sonuç veren kontrolör farklılıkları nelerdir?
	9	kontrolör katsayılarının performansı nasıl etkilediğini bilir.	sonra	farklı kontrolör katsayılarının neden olduğu sistem cevaplarını karşılaştırın
				sistem davranışlarından yola çıkarak kontrolör katsayılarını tahmin edin. (gözleme dayalı)
10	kontrolör tipleri arasındaki farkları bilir.	sonra	verilen kontrolör gereksinimlerine uygun bir kontrolör tipi önerin.	

### **Geri besleme temelleri**

Kuramsal anlatım öncesinde geribeslemenin ne olduğunun anlaşılmasına dair bir öğrenciden gözleri kapalı olarak çizgi üzerinde yürümesi istenir. Çizgiden mutlaka sapılacağı ve bu işin gözlerden gelen geribesleme olmaksızın yapılamayacağı vurgulanır. Takiben quadrotor deney düzeneği ataletsel algılayıcı olmaksızın çalıştırılır. Benzer şekilde kontrol komutalarının sisteme ulaştığı ancak denge sağlanmadığı yapılan manevralarla görülür.

Kuramsal anlatım sonrasında ise Şekil 4.1'deki PD kontrol şeması ve Şekil 4.3'teki Simulink diyagramı perdeye yansıtılır. Geribesleme deneyi şekiller üzerinde de gösterilerek tekrar uygulanır. Ardından geribesleme içeren ve içermeyen kontrol sistemlerine örnekler verilmesine yönelik tartışma başlatılır.

### **Dinamik modelleme**

Kuramsal anlatım öncesi Şekil 2.1'deki quadrotor koordinat sistemi ve (1)-(3) numaralı denklemler perdeye yansıtılır. Ardından rasgele manevralar icra edilerek öğrencilerden manevralar ile dinamik denklemler arası ilişki kurmaları istenir.

Kuramsal anlatım sonrası (1)-(3) numaralı denklemlerin içerdiği parametreler ve terimlerin sisteme etkisi gösterilir. Amaç öğrencilerin dinamik denklemler ile sistemin

davranışları arasında bağ kurabilmesini sağlamaktır. Bunun için ControlDesk arayüzü üzerinden gerçek zamanlı olarak  $b$ ,  $d$ ,  $l$ ,  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$ ,  $I_{zz}$ , ve  $I_{rotor}$  parametreleri ile  $\frac{I_{yy}-I_{zz}}{I_{xx}}\dot{\psi}\dot{\theta}$ ,  $\frac{I_{zz}-I_{xx}}{I_{yy}}\dot{\psi}\dot{\phi}$  ve  $\frac{I_{xx}-I_{yy}}{I_{zz}}\dot{\theta}\dot{\phi}$  coriolis terimleri değiştirilebilir. Ardından yapılacak muhtelif manevralarla da bu değişimlerin sistem üzerindeki etkisi gözlemlenir.

### **Kararlılık**

Kararlılık konulu ders içi uygulama hem kararlı olma hem de kararlı olmama durumlarını göstermeyi hedeflemektedir. Kuramsal anlatım öncesinde quadrotor deney düzeneği denge konumunda başlatılır. Şekil 6.3'teki ControlDesk arayüzü perdeye yansıtılır ve bu ekrandan yalpa ekseninde 0.1 radyan basamak giriş işareti uygulanır. Yalpa grafiği kararlılık örneği olarak gösterilir. Daha sonra Çizelge 5.1'te yalpa eksenine ait  $K_p$  katsayısı 17'ye çıkarılarak aynı deney yapılır ve bir süre salınımdan sonra kararlı duruma geçtiği gösterilir. Devamında  $K_p$  katsayısı 20'ye çıkarılır ve sistemin artan genlikle salınma girdiği ve kararsızlığa gittiği gösterilir. Deneyi durdurmadan  $K_p$  katsayısı tekrar normal değeri olan 12'ye çekildiğinde sistem yeniden kararlılığa ulaşır. Bu durum üzerine öğrencilerin kararlı ve kararsız sistemlere örnekler vermeleri istenir.

### **Zaman tanım bölgesi analizi**

Kuramsal anlatım öncesinde Şekil 6.3'teki ControlDesk arayüzü perdeye yansıtılır ve yalpa ekseninde 0.1 radyan basamak işareti uygulanır. Simülasyon dondurulur ve yalpa grafiği perdeye yansıtılır.  $K_p$  katsayısının 8 ve 16 değerleri için de aynı işlem tekrarlanır. Ekrandaki üç grafik en büyük aşım, yükselme zamanı ve yerleşme zamanı gibi zaman tanım bölgesi özellikleri ile karşılaştırılır.

Kuramsal anlatım sonrası kararlı hala hatasına neden olan ve doğrusal olmayan etkenler gösterilir. Eyleyicilerin doyuma ulaşmış ve ölü çalışma bölgeleri oluşturmak için ControlDesk üzerinden motor sürücü analog işaretlerine 0.25V eklenir ve çıkarılır. Kuvantalama hatası oluşturmak için ataletsel algılayıcının tazeleme hızı 200 Hz'den 50 Hz'e düşürülür. Bu gösterimlerden sonra öğrencilere kararlı hala hatasından etkilenen sistemlere örnekler vermeleri ve bu sistemlere çözümler önermeleri istenir.

### **Kontrol sistem tasarımı**

Kuramsal anlatım öncesinde öğrencilerden sivil yolcu uçağı, savaş uçağı, insansız hava aracı ve hava-hava füzesinin manevra zarflarını ve uçuş kontrol sistemlerini düşünmeleri istenir. Takiben quadrotor deney düzeneğı denge konumunda çalıştırılır ve farklı  $K_p$  değerleri için yalpa manevraları yapılır. Yüksek  $K_p$  değerlerinde hızlı ancak kararsızlığa meyilli bir sistem görüntüsü var iken, düşük  $K_p$  değerlerinde de yavaş ancak aşırı ve kararlı bir yapı ortaya çıkar. Bu sonuçlara bakarak paragrafın başında verilen hava araçlarının hangi tip kontrol sistemine sahip olabileceğine yönelik tartışma başlatılır.

Kontrol sistem tasarımı ders içi uygulama paketi ile öğrencilerin uygulama bilgi ve becerisi ile tasarıma yönelik sezgisel bakış açısı kazanmaları hedeflenmiştir. PID kontrolör tasarımı kuramsal anlatımından sonra quadrotor deney düzeneğı üzerinde P ve D katsayıları değiştirilerek kararlı bir sistem oluşturulur. Bu işlem ControlDesk ekranındaki gerçek zamanlı grafikler kullanılarak deneme yanılma yöntemi ile bulunur.

İkinci uygulamada mevcut PD kontrol bloğunun yerine bulanık mantık ve kayma kipli kontrol blokları eklenmiştir. Bu konular lisans müfredatında yer almadığından kuramsal bilgilere atıf yapılmamıştır. Amaç; öğrencilerin farklı kontrol yöntemleri ile tanışması ve bu yöntemlerin temel özelliklerini ve sonuçlarını karşılaştırabilmesidir. Uygulamanın ardından bu tip yöntemlerin kullanım alanlarına yönelik tartışma başlatılır.

### 6.1.2. Laboratuvar Dersleri

Laboratuvar dersleri tamamen deneysel çalışmaya adanmış ders saatleri olup 2-3 kişilik gruplar halinde icra edilmektedir. Quadrotor deney düzeneği ile 2 farklı deney senaryosu tanımlanmıştır. Öğrencilerin bu deneyleri gerçekleştirebilmek için “Otomatik Kontrol Sistemleri” veya benzer içerikli bir ders almış olmaları gerekmektedir. Ayrıca orta düzeyde Matlab Simulink bilgisi de deneylerde zaman tasarrufu sağlamaktadır. Deneylerde takip edilen bir ana ders kitabı bulunmamakla birlikte temel bilgilerin zaman zaman bakılacağı bir başucu otomatik kontrol kitabı tavsiye edilmektedir. Deneylerde geçen bulanık mantık ve kayma kipli gibi doğrusal olmayan kontrol yöntemleri lisans düzeyine uygun olup teorik altyapı gerektirmemektedir. Öğrenme hedefleri ve çıktıları Çizelge 6.2’de özetlenmiş olup, deneylerin detaylı anlatımı takip eden paragraflarda verilmiştir

**Çizelge 6.2** Laboratuvar dersleri öğrenme hedefleri ve çıktıları

Deneyin Konusu	No	Öğrenme Hedefleri (Öğrenci ...)	Öğrenme Çıktıları Denetleyici Sorular ve Ödevler
P ve PD Kontrolör Katsayıları Ayarlama	1	kontrolör tasarım gereksinimlerini deneysel yaklaşımla belirler.	1.1) Deneysel yaklaşımla bir kontrolör tasarlayın.
		benzetimde, gerçek sistemde P ve PD kontrolör katsayılarının nasıl belirleneceğini bilir.	1.2) Kontrolör gereksinimlerine göre bir PD kontrolör tasarlayın.
		herhangi bir kontrolörde P ve PD katsayılarının işlevini bilir.	1.3) Sistem cevabında PD kontrolör etkilerini gözlemleyin.
		beklenen ve beklenmeyen hususları bilgi ve sezgi ile analiz eder.	1.4) Benzetim ve gerçek sistem arasındaki farkları belirtin.
			1.5) Teorik ve pratik sonuçlar arasında ne tür farklar vardır?
PD, bulanık mantık ve kayma kipli kontrolör karşılaştırması	2	neden farklı kontrol yöntemlerine gerek olduğunu bilir.	2.1) Sistem gereksinimlerine karşılamak üzere uygun kontrolör nasıl seçilir?
		değişik yöntemler arasındaki temel farklılıkları bilir.	2.2) PD, bulanık mantık ve kayma



		farklı kontrolörlerin birbirlerine hangi yönleri ile üstün olduklarını bilir.	kipli kontrolör yöntemleri arasındaki farkları deneysel yöntemlerle bulun. 2.3) Quadrotor deney düzeneği için en uygun kontrol yöntemi hangi yöntemdir?
--	--	-------------------------------------------------------------------------------	------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------

### **1. Deney: PD kontrolör analizi**

PD kontrolör analizi deneyine önceden belirlenmiş PD katsayıları ile yalpa ekseninde alınmış basamak cevabı grafiği üzerinden başlanır. Öğrencilerden bu grafiğe bakarak kendilerince farklı zaman tanım bölgesi kriterleri belirlemeleri istenir. Bu kriterler en büyük aşım, yerleşme zamanı, yükselme zamanı, doğal frekans ve sönümlenme katsayısı olabilir. Bu işlemi takiben belirlenen yeni kriter(ler)i yakalayabilmek için P ve D katsayıları ControlDesk arayüzü üzerinden gerçek zamanlı olarak değiştirilir ve yalpa basamak cevabı incelenir. Mevcut teorik bilgiden faydalanılarak PD katsayıları belirlenme işlemi matematiksel olarak gerçekleştirilir. Deney sonuç raporu aşağıdaki sorulara da cevap verecek şekilde hazırlanır.

- 1) Teorik ve pratik sonuçlar arasındaki farklar nelerdir?
- 2) Deney esnasında beklenmedik bir durum ortaya çıkmış mıdır?

### **2. Deney: Farklı kontrol yöntemlerinin karşılaştırılması**

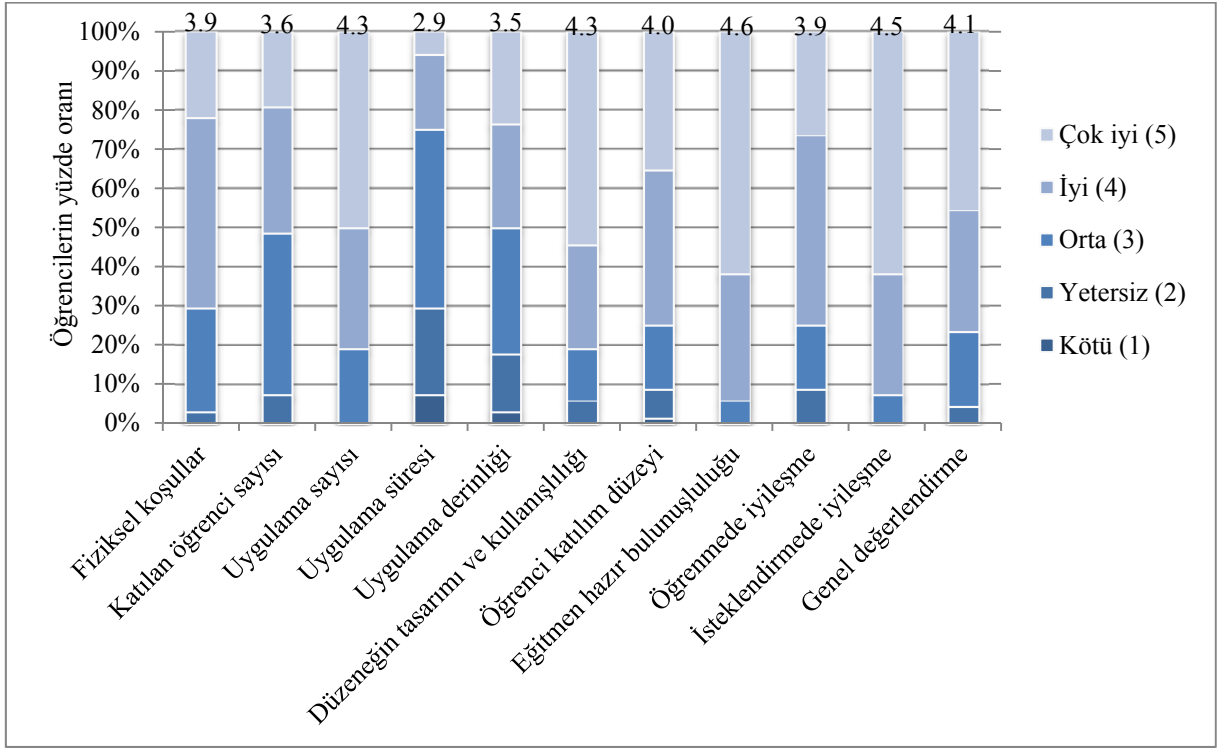
Şekil 4.3'te verilen Simulink diyagramındaki PD kontrol bloğu farklı kontrolörler ile kolayca değiştirilebilmektedir. Diğer yandan yalpa, yunuslama ve sapma eksenlerinin farklı kontrol döngülerine sahip olması her eksene farklı bir kontrol yöntemi uygulanmasını mümkün kılmaktadır. Deneyin başlangıcında öğrencilere Şekil 4.3'teki Simulink diyagramı kontrol bloğu çıkarılmış olarak verilir. PD, bulanık mantık ve kayma kipli kontrolörler ayrı bir Simulink dosyası içinde toplanmıştır. Öğrencilerden her kontrolör tipi için basamak ve sinüs işareti cevapları almaları ve karşılaştırmaları

istenir. PD kontrol sonuçlarının alınmasından sonra bulanık mantık Simulink modelinin derlenmesi ve dSpace işlemciye yüklenmesi istenir. Ancak burada örnekleme periyotunun olması gerekenden düşük olması nedeni ile hata alınır ve dSpace kütüphanesi tarafından model derlenemez. Örnekleme zamanının uygun bir değere yükseltilmesi ile derleme gerçekleşir. Karmaşık kontrol yöntemlerinin getirdiği işlem yükünün donanım kısıtlarına takılabileceği tasarımcıların dikkate alması gereken önemli bir husustur. Gerçek bir deneysel sistem üzerinde çalışmanın avantajı ile bu durum gözlemlenebilmiştir. Deney sonuç raporuna 1'inci deneyin sorularına verilen cevaplar da eklenir.

## 6.2. Öğrenci Geribeslemeleri Analizi

Öğrenci geribeslemeleri öğrenme hedeflerine ne kadar ulaşıldığını ölçmede önemli bir veri kaynağı olmaktadır. Sınav sonuçları analizi öğrencilerin kavrama düzeyini ölçmede yeterli sayılabilmekte ancak dersin ne derece isteklendirildiği konusunda yetersiz kalmaktadır. Ders sonrası anketler bu açığı bir ölçü de kapatabilmekte ancak onlar da öğrencilerin içinde buldukları ruh hali ve arkadaş ortamından etkilenmeye açık olduğundan tek başına yeterli olmamaktadır. Eğitimcilerin dikkatli gözlemleri ile geriye kalan açık noktaların da kapatılabileceği değerlendirilmektedir. Ders içi uygulamalar öğrencilerle doğrudan iletişim kurulduğu için öğrencilerin derse olan ilgi ve isteklerini devamlı takip edilebileceği bir faaliyet olmaktadır.

Otomatik kontrol dersinde 2012 yılında yapılan ders içi uygulamaların öğrenciler tarafından değerlendirilmesi Şekil 6.4'te verilmiştir. Buna göre sadece 8 öğrenci uygulamaları beğenmemiştir. Bu karşın “yetersiz” cevapları ilgili konularda iyileştirme ihtiyacı olduğunu belirtmektedir. Anket sonuçlarına ek olarak 2011 ve 2012 yıllarında eğitimcilerin gözlemleri düzeneğin Otomatik Kontrol dersine yönelik isteklendirmeyi artırdığını işaret etmektedir. Diğer yandan, ders içi uygulamalar esnasında öğrencilerle yakın iletişimde bulunulmakta, gerek öğrenme amaçlarına ulaşılma derecesi gerekse öğrencilerin isteklendirme seviyesi gözlemlenebilmektedir.



Şekil 6.4 2012 Eğitim öğretim yılı otomatik kontrol dersi anket sonuçları

## BÖLÜM 7

### SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında dört rotorlu (quadrotor) bir hava aracının uçuş kontrol sistemi tasarımı ve gerçekleşmesi hedeflenmiştir. Öncelikle, ele alınan dört rotorlu hava aracının dinamik modeli irdelenmiştir. Bir hava aracının uçuş kontrolü; öncelikle platformun yalpa, yunuslama ve sapma eksenlerindeki hareketleri ile tanımlanmıştır. Platformun x, y ve z eksenlerindeki yer değiştirme hareketi de uçuş kontrol sistemi içinde yer almaktadır. Platformun yalpa, yunuslama ve sapma eksenlerindeki oryantasyon kontrolündeki başarımları, doğrudan uçuş kontrol sistemi performansını etkilemektedir. Kontrol edilen sistem olarak ele alınan dört rotorlu hava aracı dinamik denklemleri incelendiğinde, bu üç eksendeki ayrışamayan ve yüksek doğrusal olmayan dinamik yapı oryantasyon kontrolünün önemini göstermektedir. Bu doğrultuda oryantasyon kontrol deney düzeneği oluşturulması ihtiyacı ortaya çıkmıştır.

Oryantasyon kontrol deney düzeneği; yalpa, yunuslama ve sapma eksenlerinde hareket kabiliyeti bulunan dört rotorlu bir platform içerecek şekilde tasarlanmıştır. Deney düzeneğinde farklı kontrol yöntemlerinin gerçekleşmesi, kontrol parametrelerinin değerlendirilmesi ve yöntem performanslarının karşılaştırılabilmesi için yüksek işlemci hızına sahip kontrol kartı bulunduran ve gerçek zamanlı geliştirme ortamı sağlayan ds1103 kullanılmıştır. Donanım ve yazılım bileşenleri ile güçlü bir kontrol sistemi geliştirme ortamı sunan ds1103'ü verimli bir şekilde kullanmak üzere donanım yönüyle sağlam ve dayanıklı, yazılım yönüyle de esnek ve kullanımı kolay bir deney düzeneği oluşturulmuştur. Ayrıca, doğrusal ve doğrusal olmayan kontrolörlerin tasarımı için gerekli olan yapısal parametre bilgileri yüksek doğrulukla elde edilmiştir.

Gerçek zamanlı oryantasyon kontrolü deney düzeneğinin başarımını ortaya koymak üzere farklı kontrol yöntemleri ele alınmıştır. Zorlayıcı dinamiklere sahip olan bu tip hava platformlarına uygun kontrolörlerin belirlenmesi adına da doğrusal ve

doğrusal olmayan kontrol yöntemlerini temsilen PD ve kayma kipli kontrol yöntemleri kullanılarak kontrol sistem tasarımı gerçekleştirilmiştir. Burada PD kontrolör sistem dinamiklerinden bağımsız olarak çalışırken, kayma kipli kontrolör sistem dinamik denklemleri kullanılarak türetilmiştir. Bu yöntemlere ek olarak kural tabanlı, uzman sistemler ve yapay sinir ağları (soft computing) gibi yöntemlerden bulanık mantık (fuzzy logic) kontrolör tasarlanmıştır. Sistem dinamiklerinden bağımsız olmakla birlikte sistem davranışları hakkında detaylı bilgi sahibi olmayı gerektiren bulanık mantık kontrol yöntemi, son yıllarda yaygın olarak kullanılmaktadır.

Quadrotor platformunun oryantasyon kontrolü için tasarlanan PD, bulanık mantık ve kayma kipli kontrolörlerin performans değerlendirmesi için basamak ve sinüs fonksiyonları referans test işareti olarak kullanılmıştır. Basamak işareti platformun ani yönlenme hareketini benzetmek amacıyla, sinüs işareti ise hava araçlarının uçuş esnasında maruz kalabileceği zorlayıcı hareketlere karşı dayanımını test etmek üzere seçilmiştir. Her üç yöntem kullanılarak alınan sonuçlar kendi içlerinde genel bir başarıyı göstermektedir. Karşılaştırmalı analiz yapılacak olursa doğrusal olmayan bulanık mantık ve kayma kipli kontrol yöntemlerinin doğrusal bir kontrol yöntemi olan PD'ye göre daha iyi sonuç verdiği ancak beklentinin altında kaldığı görülmüştür. Bu durumun quadrotor deney düzeneğinin yapısal kısıtlarından kaynaklandığı değerlendirilmiştir. Örnek verilecek olursa bir robot kolunun oldukça geniş bir hareket alanı ( $>60^\circ$ ) olması mümkün iken quadrotor platformunun açisal hareket alanı oldukça dardır ( $<12^\circ$ ). Ayrıca dinamik denklem değişkenlerinin birbirine bağlı olması kontrol işaretlerini ve doğal olarak ta sistem çözümünü sınırlamaktadır. Bu durumun kısmen de olsa ortadan kaldırılması için öncelikle quadrotor platformu için hareket serbestliği daha geniş ( $>70^\circ$ ) olan bir mekanik yapı oluşturulması, sonrasında da sisteme daha hızlı tepki veren ve daha fazla itki üreten motor pervane çiftleri entegre edilmesi gerekmektedir.

Deney sonuçlarına genel olarak bakıldığında üç farklı kontrolör yapısı ile başarılı sonuçlar alındığı görülmektedir. Bu sonuçlara göre, tümüyle belirlenen hedefler doğrultusunda tasarlanıp üretilen quadrotor deney düzeneğinin gerçek zamanlı kontrol yöntemi geliştirme ve test ortamı olma niteliğine sahip olduğu değerlendirilmektedir. Bu özellik deney düzeneğinin gerek lisans gerekse lisansüstü kontrol mühendisliği

eğitimde verimli bir şekilde kullanılabilceğini göstermiştir. Bu kapsamda gerek teorik gerekse uygulamalı derslerde deney düzeneğinin kullanımına yönelik öğrenme hedefleri belirlenmiş, öğrenme çıktılarının ölçülebilmesine yönelik kriterler ortaya konmuştur. Bunlara ek olarak bu çalışmanın öğrencilerinin pilot adayları olduğu ve mezunlarının da Hava Kuvvetlerinin muhtelif yerlerinde görev yaptığı bir eğitim kurumunda gerçekleştiriliyor olması bir eğitim yönü için ayrı bir motivasyon kaynağı olmaktadır. Bu açıdan bakıldığında tezin eğitim yönünün önemi ortaya çıkmakta ve gelecek çalışmalarda da eğitim yönünün aynı motivasyonla vurgulanması gerektiği değerlendirilmektedir.

Quadrotor deney düzeneği ve benzeri döner kanatlı sistemlerin askeri ve sivil alanda uygulama alanı giderek genişlemektedir. Şimdilik sadece insansız olarak düşünülen bu sistemler belki de geleceğin insan ve yük taşıyan hava araçlarına dönüşecektir. Tez çalışması esnasında döner kanatlı sistemler konusunda önemli bilgi ve tecrübe birikimi oluşmuştur. Buradan hareketle quadrotor deney düzeneğinin sadece bir kontrol yöntemi geliştirme ortamının ötesinde uçabilen sistemlere de altyapı oluşturması beklentisi ve arzusu meydana gelmiştir. Dört rotorlu sistemlere ek olarak üç, altı, sekiz rotorlu ve farklı konfigürasyona sahip döner kanatlı sistemler de bu paralelde değerlendirilmektedir.

## KAYNAKLAR DİZİNİ

- [1] C. Nicol, C. J. B. Macnab, and A. Ramirez-Serrano, "Robust adaptive control of a quadrotor helicopter," *Mechatronics*, vol. 21, pp. 927-938, Sep 2011.
- [2] T. S. Kim, K. Stol, and V. Kecman, "Control of 3 DOF quadrotor model," in *Robot Motion and Control 2007*, Tiergartenstrasse 17, Heidelberg, D-69121, Germany, 2007, pp. 29-38.
- [3] S. Bouabdallah and R. Siegwart, "Full control of a quadrotor," in *2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, IROS 2007, October 29, 2007 - November 2, 2007*, San Diego, CA, United states, 2007, pp. 153-158.
- [4] A. Tayebi and S. McGilvray, "Attitude Stabilization of a VTOL Quadrotor Aircraft," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 14, pp. 562-571, 2006.
- [5] S. B. Anderson, "Historical Overview of V/STOL Aircraft Technology," *NASA TM-281280*, 1981.
- [6] M. K. Bayrakceken, M. Ilarslan, and A. Arisoy, "HILSim for Attitude Control of a Quadrotor " in *International Workshop on Unmanned Vehicles Istanbul*, 2010, pp. 151-155.
- [7] I. C. Dikmen, A. Arisoy, and H. Temeltas, "Attitude control of a quadrotor," in *Recent Advances in Space Technologies, 2009. RAST '09. 4th International Conference on*, 2009, pp. 722-727.
- [8] V. Mistler, A. Benallegue, and N. K. M'Sirdi, "Exact linearization and noninteracting control of a 4 rotors helicopter via dynamic feedback," in *Robot and Human Interactive Communication, 2001. Proceedings. 10th IEEE International Workshop on*, 2001, pp. 586-593.
- [9] P. Castillo, R. Lozano, and A. E. Dzul, "Modelling and Control of Mini-Flying Machines," ed: Springer London, 2005, pp. 81-119.
- [10] P. Pounds, R. Mahony, and P. Corke, "Modelling and control of a large quadrotor robot," *Control Engineering Practice*, vol. 18, pp. 691-699, 2010.
- [11] J. Kim, M.-S. Kang, and S. Park, "Accurate modeling and robust hovering control for a quad-rotor VTOL aircraft," *Journal of Intelligent and Robotic Systems: Theory and Applications*, vol. 57, pp. 9-26, 2010.

- [12] A. Das, F. Lewis, and K. Subbarao, "Backstepping approach for controlling a quadrotor using lagrange form dynamics," *Journal of Intelligent and Robotic Systems: Theory and Applications*, vol. 56, pp. 127-151, 2009.
- [13] G. M. Hoffmann, H. Huang, S. L. Waslander, and C. J. Tomlin, "Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment," in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference 2007, August 20, 2007 - August 23, 2007*, Hilton Head, SC, United states, 2007, pp. 1670-1689.
- [14] H. Voos, "Nonlinear control of a quadrotor micro-UAV using feedback-linearization," in *Mechatronics, 2009. ICM 2009. IEEE International Conference on*, 2009, pp. 1-6.
- [15] S. Bouabdallah, M. Becker, and R. Siegwart, "Autonomous miniature flying robots: Coming soon! - Research, development, and results," *IEEE Robotics and Automation Magazine*, vol. 14, pp. 88-98, 2007.
- [16] N. Guenard, T. Hamel, and R. Mahony, "A practical visual servo control for an unmanned aerial vehicle," *IEEE Transactions on Robotics*, vol. 24, p. 331+, 2008/04// 2008.
- [17] C. Nicol, C. J. B. Macnab, and A. Ramirez-Serrano, "Robust neural network control of a quadrotor helicopter," in *IEEE Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering, CCECE 2008, May 4, 2008 - May 7, 2008*, Niagara Falls, ON, Canada, 2008, pp. 1233-1237.
- [18] C. Nicol, C. J. B. Macnab, A. Ramirez-Serrano, and Ieee, "Robust neural network control of a quadrotor helicopter," in *2008 Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering, Vols 1-4*, ed New York: Ieee, 2008, pp. 1178-1182.
- [19] A. Das, K. Subbarao, and F. Lewis, "Dynamic inversion with zero-dynamics stabilisation for quadrotor control," *Iet Control Theory and Applications*, vol. 3, pp. 303-314, Mar 2009.
- [20] P. Castillo, A. Dzul, and R. Lozano, "Real-time stabilization and tracking of a four-rotor mini rotorcraft," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 12, pp. 510-516, Jul 2004.
- [21] O. Bourquardez, R. Mahony, N. Guenard, F. Chaumette, T. Hamel, and L. Eck, "Image-Based Visual Servo Control of the Translation Kinematics of a Quadrotor Aerial Vehicle," *IEEE Transactions on Robotics*, vol. 25, pp. 743-749, Jun 2009.
- [22] A. Soumelidis, P. Gaspar, G. Regula, B. Lantos, and Ieee, *Control of an experimental mini quad-rotor UAV*. New York: Ieee, 2008.



- [23] J. S. Jang, D. Liccardo, and Ieee, *Automation of small UAVs using a low cost mems sensor and embedded computing platform*. New York: Ieee, 2006.
- [24] P. Pounds, R. Mahony, and Ieee, "Design Principles of Large Quadrotors for Practical Applications," in *Icra: 2009 Ieee International Conference on Robotics and Automation, Vols 1-7*, ed New York: Ieee, 2009, pp. 1325-1330.
- [25] F. Kendoul, K. Nonami, and Ieee, *A Visual Navigation System for Autonomous Flight of Micro Air Vehicles*. New York: Ieee, 2009.
- [26] D. Erdos, S. E. Watkins, and Ieee, *UAV autopilot integration and testing*. New York: Ieee, 2008.
- [27] S. Taamallah, A. J. C. De Reus, and J.-F. Boer, "Development of a rotorcraft Mini-UAV system demonstrator," in *24th DASC: 24th Digital Avionics Systems Conference, October 30, 2005 - November 3, 2005*, Washington, DC, United states, 2005, pp. 11.A.2-1-11.A.2-15.
- [28] M. K. Bayrakceken, M. K. Yalcin, A. Arisoy, and A. Karamancioglu, "HIL simulation setup for attitude control of a quadrotor," in *Mechatronics (ICM), 2011 IEEE International Conference on*, Istanbul, 2011, pp. 354-357.
- [29] S. Bouabdallah, "Design and control of quadrotors with application to autonomous flying," PhD, STI School of Engineering, EPFL, Lausanne, 2007.
- [30] S. Salazar, H. Romero, R. Lozano, and P. Castillo, "Modeling and real-time stabilization of an aircraft having eight rotors," *Journal of Intelligent and Robotic Systems: Theory and Applications*, vol. 54, pp. 455-470, 2009.
- [31] G. M. Hoffmann, H. Huang, S. L. Waslander, and C. J. Tomlin, "Precision flight control for a multi-vehicle quadrotor helicopter testbed," *Control Engineering Practice*, vol. 19, pp. 1023-1036, 2011.
- [32] ASTM, "Standard Practice for Selection of Wire and Cable Size in AWG or Metric Units," ed. ASTM International, West Conshohocken, PA, 2008.
- [33] C. C. Lee, "FUZZY-LOGIC IN CONTROL-SYSTEMS - FUZZY-LOGIC CONTROLLER .1," *Ieee Transactions on Systems Man and Cybernetics*, vol. 20, pp. 404-418, Mar-Apr 1990.
- [34] A. Mokhtari, N. K. M'Sirdi, K. Meghriche, and A. Belaidi, "Feedback linearization and linear observer for a quadrotor unmanned aerial vehicle," *Advanced Robotics*, vol. 20, pp. 71-91, 2006/01/01 2006.
- [35] S. Zeghlache, D. Saigaa, K. Kara, A. Harrag, and A. Bouguerra, "Backstepping sliding mode controller improved with fuzzy logic: Application to the quadrotor helicopter," *Archives of Control Sciences*, vol. 22, pp. 315-342, 2012.

- [36] T. Sangyam, P. Laohapiengsak, W. Chongcharoen, and I. Nilkhamhang, "Path tracking of UAV using self-tuning PID controller based on fuzzy logic," in *SICE Annual Conference 2010, Proceedings of*, 2010, pp. 1265-1269.
- [37] X. Chen, D. Li, Y. Bai, and Z. Xu, "Modeling and Neuro-Fuzzy adaptive attitude control for Eight-Rotor MAV," *International Journal of Control, Automation, and Systems*, vol. 9, pp. 1154-1163, 2011.
- [38] C. Coza, C. Nicol, C. J. B. Macnab, and A. Ramirez-Serrano, "Adaptive fuzzy control for a quadrotor helicopter robust to wind buffeting," *Journal of Intelligent & Fuzzy Systems*, vol. 22, pp. 267-283, 2011.
- [39] B. Erginer and E. Altu, "Design and implementation of a hybrid fuzzy logic controller for a quadrotor VTOL vehicle," *International Journal of Control, Automation, and Systems*, vol. 10, pp. 61-70, 2012.
- [40] B. C. Kuo, *Automatic Control Systems*, 9 ed.: Wiley, 2009.

Dikine İniş Kalkış Yapabilen Dört Rotorlu Hava Aracının (Quadrotor) Uçuş Kontrolü

Mehmet Kemal Bayrakçeken

**DOKTORA TEZİ**

**EKLER**

EK.A Malzemeler Ait Teknik Özellikler

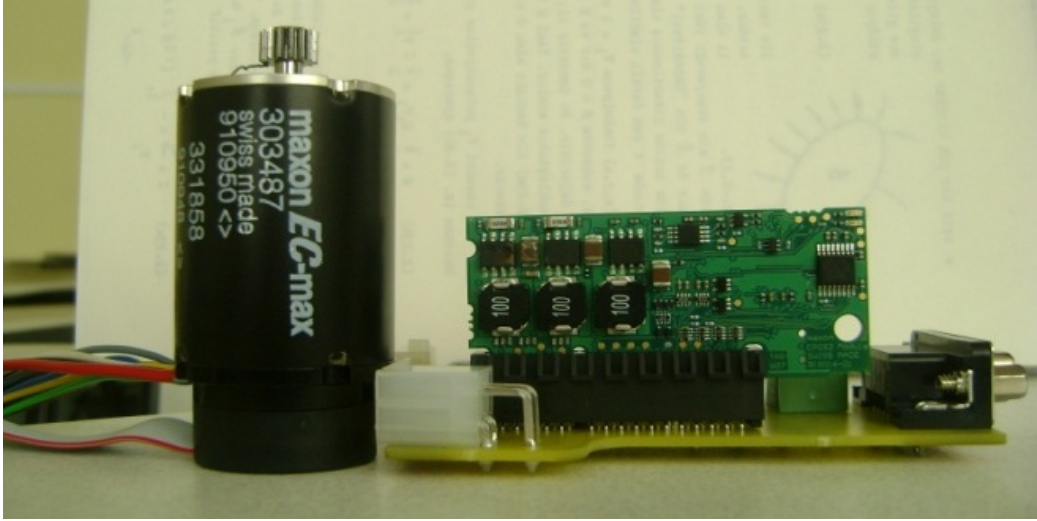
EK.B Denge Deney Düzeneği

Şubat 2013

## EK-A

### Maxon Motor ve Kontrol Kartı

Maxon motor ve kontrol kartı Şekil A.1’de görülmektedir. Motor özellikleri Çizelge A.1’de verilmiştir.



Şekil A.1 Maxon ECmax motor ve sürücü kartı

Çizelge A.1 Motor teknik özellikleri

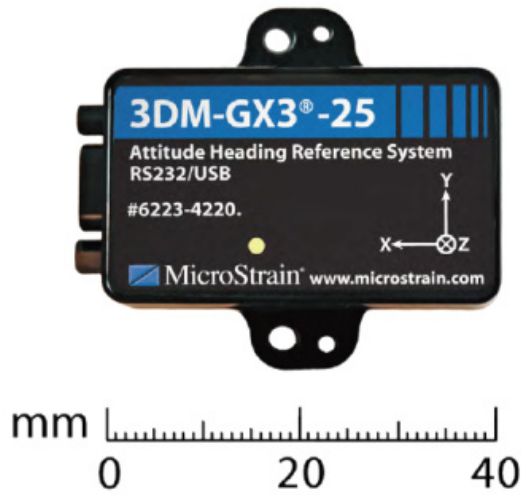
1	Nominal voltage	48.0 V
2	No load speed	9270 rpm
3	No load current	55.9 mA
4	Nominal speed	7190 rpm
5	Nominal torque (max. continuous torque)	34.0 mNm
6	Nominal current (max. continuous current)	0.743 A
7	Stall torque	157 mNm
8	Starting current	3.24 A
9	Max. efficiency	76 %
10	Terminal resistance phase to phase	4.8 Ohm
11	Terminal inductance phase to phase	1.24 mH

12	Torque constant	48.6 mNm/A
13	Speed constant	197 rpm/V
14	Speed / torque gradient	59.9 rpm/mNm
15	Mechanical time constant	6.90 ms
16	Rotor inertia	11.0 gcm <sup>2</sup>

Motorun arka kısmında 1/1000 artımlı kodlayıcı mevcuttur. Aynı zamanda 1:111 oranlı redaktör bağlama imkanı da bulunmaktadır. Bu sayede motor hassas robotik uygulamalarda da kullanılabilir hale gelmektedir.

### Microstrain 3DM-GX3-25 Ataletsel Algılayıcı

Microstrain ataletsel algılayıcı Şekil A.2’de görülmektedir. Algılayıcının öne çıkan özellikleri Çizelge A.1’de belirtildiği üzere geniş çalışma sıcaklık aralığı, 1kHz’e kadar tazeleme oranı ve çıkış işareti yelpazesidir.



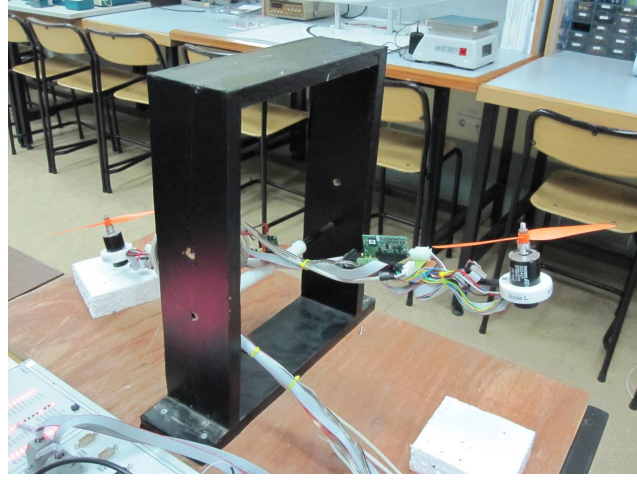
Şekil A.2 Microstrain 3DM-GX3-25 ataletsel algılayıcı

**Çizelge A.1** Algılayıcı teknik özellikleri

Orientation range	360° about all axes
Accelerometer range	± 5 g standard
Accelerometer bias stability	± 0.005 g for ± 5 g range, ± 0.003 g for ± 2 g range ± 0.010 g for ± 18 g range, ± 0.050 g for ± 50 g range
Accelerometer nonl.	0.2 %
Gyro range	± 300°/sec
Gyro bias stability	± 0.2°/sec for ± 300°/sec
Gyro nonlinearity	0.2 %
Magnetometer range	± 2.5 Gauss
Magnetometer nonl.	0.4 %
Magnetometer bias stab.	0.01 Gauss
A/D resolution	16 bits (SAR) (oversampled to 17 bits)
Orientation Accuracy	± 0.5° typical for static test conditions ± 2.0° typical for dynamic (cyclic) test conditions & for arbitrary orientation angles
Orientation resolution	<0.1°
Repeatability	0.2°
Output modes	acceleration, angular rate and magnetic field, deltaAngle and deltaVelocity, Euler angles, rotation matrix
Interface	RS232
Data rate	1 Hz to 1,000 Hz
Filtering	sensors sampled at 30 kHz coning and sculling integrals computed at 1 kHz.
Baud rate	115,200 baud to 921,600 baud
Supply voltage	4.4 to 6 volts
Power consumption	80 mA @ 5 volts
Connectors	micro-DB9
Operating temp.	-40 °C to +75 °C
Dimensions	44 mm x 25 mm x 11 mm - excluding mounting tabs, width across tabs 37 mm,
Weight	18 grams
Shock limit	1000 g (unpowered), 500g (powered)

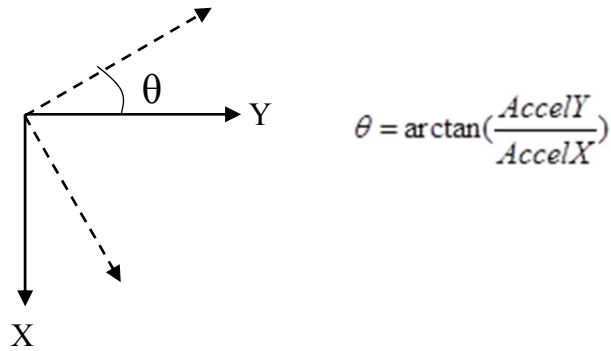
## EK-B

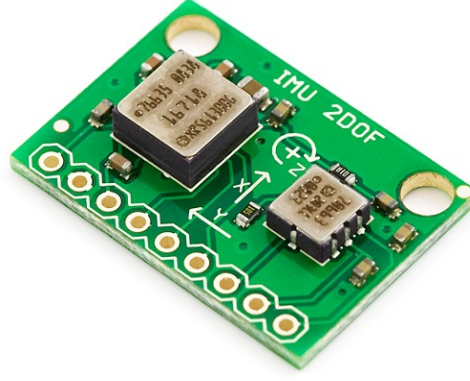
Denge deney düzeneği Şekil B.1’de görülmektedir. Her iki kolda karbon çubuklar kullanılmış ve tüm sistem ahşap bir kaideye monte edilmiştir. Kullanılan motorlar quadrotor deney düzeneğindeki motorlarla aynı ancak pervaneler farklıdır.



Şekil B.1 Denge deney düzeneği

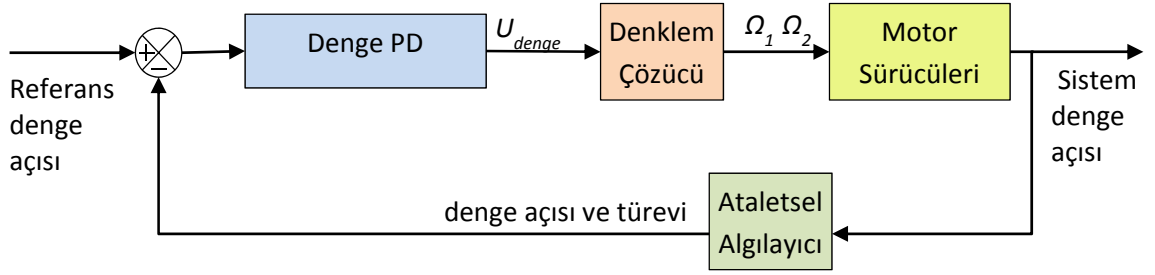
Şekil B.2’de görülen Spark Fun 2 serbestlik dereceli ataletsel algılayıcı hareketli kısmın orta noktasına monte edilmiştir. Algılayıcı x ve y eksenlerinde ivmelenme ve x-y düzleminde açısal hız verileri sağlamaktadır. Denge düzeneği eğim açısı aşağıdaki formülle hesaplanmakta ve ardından açısal hız bilgisi ile birlikte 1 durumlu Kalman filtresinden geçirilerek nihai açı bilgisi elde edilmektedir.





Şekil B.2 Sparkfun 2 serbestlik dereceli ataletsel algılayıcı

Tek ekseninde hareket eden sistemin PD kontrol şeması Şekil B.3'te verilmiştir.



Şekil B.3 Denge deney düzeneği kontrol şeması



## ÖZGEÇMİŞ

Mehmet Kemal Bayrakçeken 1977 yılında İstanbul'da doğdu. İlk, orta ve lise öğrenimini İstanbul'da tamamladı. 1999 yılında Hacettepe Üniversitesi Elektrik-Elektronik Mühendisliği Bölümünden mezun oldu. Yüksek Lisansını Eskişehir Osmangazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalında "Kesintisiz Konuşma Metinlerinde Anahtar Sözcük Yakalama" konulu tez çalışmasıyla 2005 yılında tamamladı. Halen Hava Harp Okulu Elektronik Mühendisliği Bölümünde öğretim görevlisi olarak görev yapmaktadır.

## TEZ ÇALIŞMASI KAPSAMINDA YAPILAN YAYINLAR

### Uluslararası Makaleler

**Bayrakceken, M.K.**; Arisoy, A.; , " An Educational Setup for Nonlinear Control Systems: Enhancing the motivation and learning in a targeted curriculum by experimental practices" *Control Systems, IEEE* , (Nisan 2013'te basılmak üzere kabul edildi)

Ilarslan, M.; **Bayrakceken, M.K.**; Arisoy, A.; , "Avionics system design of a mini VTOL UAV," *Aerospace and Electronic Systems Magazine, IEEE* , vol.26, no.10, pp.35-40, Oct. 2011 (doi: 10.1109/MAES.2011.6065657)

### Uluslararası Bildiriler

**Bayrakceken, M.K.**; Kızılkaya M.Ö.; Arisoy, A.; , " Enhancing Control Education with Real-time Experiments" *AFASES, 2012 International Conference on Academic research and Education in the Air Force* , May 2012, Bucharest.

Duymaz E.; Kahraman R.; **Bayrakceken, M.K.**; Arisoy, A.; , " Electronics Engineering Education in Turkish Air Force Academy" *AFASES, 2012 International Conference on Academic research and Education in the Air Force* , May 2012, Bucharest.

Arisoy, A., **Bayrakceken M.K.**, Gokasan, M., Bogosyan, "Real-Time Simulator for Underactuated Robotic Systems, in *Proc. Electrimacs2011*, Paris, France.

Arisoy, A.; **Bayrakceken, M.K.**; Basturk, S.; Gokasan, M.; Bogosyan, O.S.; , "High order sliding mode control of a space robot manipulator," *Recent Advances in Space Technologies (RAST), 2011 5th International Conference on* , vol., no., pp.833-838, 9-11 June 2011(doi: 10.1109/RAST.2011.5966960)

**Bayrakceken, M.K.**; Yalcin, M.K.; Arisoy, A.; Karamancioglu, A.; , "HIL simulation setup for attitude control of a quadrotor," *Mechatronics (ICM), 2011 IEEE International Conference on* , vol., no., pp.354-357, 13-15 April 2011, doi: 10.1109/ICMECH.2011.5971309

**Bayrakceken, M.K.**, Ilarslan, M., Arisoy, A., Karamancioglu, A., HILSim for Attitude Control of a Quadrotor, Unmanned Vehicles Workshop, *UVW 2010, Proceedings of the International Workshop on Unmanned Vehicles*, Istanbul/TURKEY, pages:151-155, 10-12 June 2010.

## **Ulusal Bildiriler**

**M. K. Bayrakçeken** , A. Arısoy, " Dört Rotorlu Hava Aracı Deney Setinin Kontrol Eğitiminde Kullanılması", *Türkiye Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, TOK 2012*, Niğde, Türkiye, 2012

A. Arısoy, **M. K. Bayrakçeken** , " Kayma Kipli Kontrol Yöntemi ile Dört Rotorlu Hava Aracının Kontrolü", *Türkiye Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, TOK 2012*, Niğde, Türkiye, 2012

**M. K. Bayrakçeken** and A. Arısoy, "Dört Rotorlu Hava Aracının (Quadrotor) Durum Kontrolü İçin Donanımlı Simülatör Düzeneği Kurulması," *Türkiye Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, TOK 2011*, İzmir, Türkiye, 2011, pp. 654-659.