

**YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**DÖRT ROTORLU İNSANSIZ HAVA ARACININ  
MODELLENMESİ VE SİMÜLASYONU**

Makine Mühendisi M. Nurullah TURGUT

**FBE Makine Mühendisliği Anabilim Dalı Makine Teorisi ve Kontrol Programında  
Hazırlanan**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Tez Danışmanı : Yrd. Doç. Dr. V. Emre ÖMÜRLÜ (YTÜ)**

**İSTANBUL, 2011**

# İÇİNDEKİLER

	Sayfa
SİMGE LİSTESİ .....	iv
KISALTMA LİSTESİ .....	v
ŞEKİL LİSTESİ .....	vi
ÇİZELGE LİSTESİ .....	viii
ÖNSÖZ .....	ix
ÖZET .....	x
ABSTRACT .....	xi
1. GİRİŞ .....	1
1.1 Geçmişteki Çalışmalar .....	1
1.2 Tezin Amacı .....	7
2. DÖRT ROTORLU HAVA ARACI DENEY DÜZENEGİ .....	9
3. QUADROTORUN MATEMATİKSEL MODELİNİN ELDE EDİLMESİ .....	12
3.1 Quadrotorun Uzaysal Hareketleri .....	12
3.1.1 Dikey Hareket .....	13
3.1.2 Yalpalama Hareketi .....	14
3.1.3 Yunuslama Hareketi .....	14
3.1.4 Sapma Hareketi .....	15
3.2 Newton Euler Modeliyle Quadrotorun dinamik denklemlerinin çıkarımı .....	15
3.2.1 Rotasyon Matrisi .....	16
3.2.2 Transformasyon Matrisi .....	17
3.3 Motor Modeli .....	24
4. KONTROLCÜ TASARIMI .....	28
4.1 PID kontrolcüler .....	28
4.1.1 Oransal kontrolün etkisi .....	29
4.1.2 İntegral kontrolün etkisi .....	30
4.1.3 Türev kontrolün etkisi .....	31
4.2 Bulanık Mantık .....	32
4.2.1 Bulanık Küme Teorisi .....	33
4.2.2 Bulanık Kümeler Üzerinde İşlemler .....	34
4.2.2.1 Birleşim (Union): .....	34
4.2.2.2 Kesişim (Intersection): .....	34
4.2.2.3 Tümleneyen (Complement): .....	34
4.2.3 Bulanık Kümelerin Özellikleri .....	35
4.2.3.1 Birleşme Özelliği .....	35
4.2.3.2 Dağılıma Özelliği .....	35

4.2.3.3	Eşitlik Özelliği .....	35
4.2.3.4	Özdeşlik İlkesi .....	36
4.2.3.5	Değilinin Değili Özelliği .....	36
4.2.3.6	Değişme Özelliği .....	36
4.2.4	Üyelik Fonksiyonları: .....	36
4.2.4.1	Sayısal Tanımlama: .....	36
4.2.4.2	Fonksiyonel Tanımlama: .....	36
4.3	Bulanık Mantık Denetleyici.....	39
4.3.1	Sistem Değişkenleri ve Bulanık Parametreler: .....	40
4.3.2	Bulanıklaştırma.....	41
4.3.3	Bilgi Tabanı .....	41
4.3.4	Veri Tabanının Oluşturulması .....	42
4.3.4.1	Evrensel Kümenin Bölümlendirilmesi ve Normalizasyonu .....	42
4.3.4.2	Giriş/Çıkış Aralıklarının Bulanık Bölümlendirilmesi .....	42
4.3.5	Kural Tabanının Oluşturulması: .....	42
4.3.6	Bulanık Kontrol Kurallarının Oluşturulması İçin Kullanılan Kaynaklar: .....	43
4.3.7	Bulanık Muhakeme Teknikleri .....	44
4.3.7.1	MAX-MİN bulanık muhakeme metodu .....	44
4.3.7.2	MAX-DOT bulanık muhakeme metodu .....	45
4.3.8	Durulaştırma .....	45
4.3.8.1	Ağırlık merkezi (Centroid of area) yöntemi .....	46
4.3.8.2	Alan açıortayı (Bisector of area) yöntemi .....	46
4.3.8.3	Maksimum ortalama (Mean of maximum) yöntemi.....	46
4.3.8.4	Maksimumun en küçüğü (Smallest of maximum) yöntemi .....	46
4.3.8.5	Maksimumun en büyüğü (Largest of maximum) yöntemi.....	47
5.	SİMÜLASYON .....	48
5.1	PID Denetleyicisi ile Simulasyon Sonuçları .....	48
5.2	Bulanık Mantık Denetleyici: .....	51
5.2.1	Bulanık Kontrol Algoritması ve Bulanık Kontrol Karar Mekanizması.....	52
5.2.2	Üyelik Fonksiyonlarının ve Kuralların Tanımlanması .....	52
5.2.3	Üyelik derecelerinin belirlenmesi.....	56
5.2.4	Aktif Kuralların ve Kuralların Kesinliğinin Belirlenmesi .....	58
5.2.5	Çıkışın Hesaplanması .....	62
5.2.6	Bulanık Mantık Denetleyicisinin Simülasyon Sonuçları.....	65
5.3	PID ve Bulanık Mantık Denetleyicilerinin Karşılaştırılması.....	67
6.	SİMÜLASYON ve DENEY SONUÇLARININ KARŞILAŞTIRILMASI.....	71
6.1	Sapma açısı deneyleri .....	71
6.2	Yalpalama açısı deneyleri.....	72
6.3	Yunuslama açısı deneyleri.....	73
7.	SONUÇ.....	75
	KAYNAKLAR.....	76
Ek 1	Bulanık Denetleyicide Kullanılan Kodlar .....	79
	ÖZGEÇMİŞ.....	94

## SİMGE LİSTESİ

$b$	Pervane itme katsayısı [ $Ns^2$ ]
$d$	Pervane sürüklenme katsayısı [ $Nms^2$ ]
$\mathbf{F}^B$	Gövde eksenine göre kuvvet vektörü [ $N$ ]
$I_x$	Quadrotorun $x$ eksenine göre atalet momenti [ $kgm^2$ ]
$I_y$	Quadrotorun $y$ eksenine göre atalet momenti [ $kgm^2$ ]
$I_z$	Quadrotorun $z$ eksenine göre atalet momenti [ $kgm^2$ ]
$J_p$	Quadrotorun $z$ eksenine göre atalet momenti [ $kgm^2$ ]
$\mathbf{V}^B$	Gövde eksenine göre quadrotor lineer hız vektörü [ $m \ s$ ]
$\boldsymbol{\omega}^B$	Gövde eksenine göre quadrotor açısal hız vektörü [ $rad \ s$ ]
$\boldsymbol{\zeta}$	Hibrit eksene göre quadrotor genel konum vektörü
$\boldsymbol{\xi}$	Yer eksenine göre quadrotor genel konum vektörü
$\boldsymbol{\Gamma}^E$	Yer eksenine göre quadrotor lineer konum vektörü [ $m$ ]
$\boldsymbol{\Theta}^E$	Yer eksenine göre quadrotor açısal konum vektörü [ $rad$ ]
$\mathbf{v}$	Gövde eksenine göre quadrotor genel hız vektörü
$\boldsymbol{\Lambda}$	Gövde eksenine göre genel kuvvet vektörü
$\boldsymbol{\tau}^B$	Gövde eksenine göre tork vektörü [ $Nm$ ]
$\Omega$	Ön pervane hızı [ $rad \ s$ ]
$\Omega_1$	Ön pervane hızı [ $rad \ s$ ]
$\Omega_2$	Sağ pervane hızı [ $rad \ s$ ]
$\Omega_3$	Arka pervane hızı [ $rad \ s$ ]
$\Omega_4$	Sol pervane hızı [ $rad \ s$ ]

## KISALTMA LİSTESİ

İHA	İnsansız Hava Aracı
UAV	Unmanned Air Vehicle (İnsansız Hava Aracı)
PID	Oransal – İntegral – Türev Denetleyici
BM	Bulanık Mantık
PWM	Pulse Width Modulation (Darbe Genişliği Modülasyonu)
nb	Negatif Büyük
nm	Negatif Orta
ns	Negatif Küçük
z	Sıfır
pb	Pozitif Büyük
pm	Pozitif Orta
ps	Pozitif Küçük

## ŞEKİL LİSTESİ

	Sayfa
Şekil 2.1	Quadrotor deney düzeneği ..... 9
Şekil 2.2	Bağlantı mekanizması ..... 10
Şekil 2.3	Yunuslama, yalpalama ve sapma kontrolü ..... 11
Şekil 3.1	Quadrotorun genel şeması..... 12
Şekil 3.2	Quadrotora ait bazı hareketlerin rotor hızına göre quadrotora etkisi..... 13
Şekil 3.3	Quadrotorun dikey hareketi ..... 14
Şekil 3.4	Quadrotorun yalpalama hareketi..... 14
Şekil 3.5	Quadrotorun sapma hareketi ..... 15
Şekil 3.6	Quadrotorun sapma hareketi ..... 15
Şekil 3.7	Eksen takımları ve quadrotora etkiyen kuvvetler ..... 16
Şekil 3.8	İtki kuvveti / PWM %görev yüzdesi..... 25
Şekil 3.9	Sürüklenme kuvveti / PWM %görev yüzdesi..... 25
Şekil 3.10	Motorların itki kuvveti modeli..... 26
Şekil 3.11	Motorların sürüklenme kuvveti modeli ..... 27
Şekil 4.1	Geri beslemeli sistem..... 28
Şekil 4.2	PID denetleyici uygulanmış sistem..... 29
Şekil 4.3	Oransal kontrolün etkisi..... 30
Şekil 4.4	İntegral kontrolün etkisi..... 31
Şekil 4.5	Türev kontrolün etkisi..... 32
Şekil 4.6	A ve B kümelerinin birleşim kümesi $A \cup B$ ..... 34
Şekil 4.7	A ve B kümelerinin kesişim kümesi $A \cap B$ ..... 35
Şekil 4.8	A kümesinin tümleyeni $A^{-1}$ ..... 35
Şekil 4.9	Üçgen üyelik fonksiyonu ..... 37
Şekil 4.10	Yamuk üyelik fonksiyonu..... 37
Şekil 4.11	Gauss üyelik fonksiyonu..... 38
Şekil 4.12	Genelleştirilmiş çan üyelik fonksiyonu ..... 39
Şekil 4.13	Bir bulanık mantık denetleyicisinin yapısı ise Şekil 4.14'te verildiği gibidir. . 39
Şekil 4.14	Bulanık Mantık Denetleyicisinin Blok Diyagramı Konfigürasyonu ..... 39
Şekil 4.15	MAX-DOT metodu ile çıkarım işlemi..... 45
Şekil 4.16	Durulama yöntemlerinin karşılaştırılması..... 47
Şekil 5.1	PID denetleyicili sistem modeli ..... 48
Şekil 5.2	Sapma açısının karşılaştırılması..... 49
Şekil 5.3	Yalpalama açısının karşılaştırılması ..... 50
Şekil 5.4	Yunuslama açısının karşılaştırılması ..... 51
Şekil 5.5	Bulanık Mantık kontrol simulink diyagramı..... 52
Şekil 5.6	Çıkış Üyelik Fonksiyonu ..... 55
Şekil 5.7	Hatanın değişimi üyelik fonksiyonu ..... 55
Şekil 5.8	Hata üyelik fonksiyonu ..... 56
Şekil 5.9	0,25 kesinlik derecesi için birinci yöntem ile hesaplanmış alan ..... 63
Şekil 5.10	0,25 ve 0,75 kesinlik dereceleri için ikinci yöntem ile hesaplanmış alanlar..... 63
Şekil 5.11	Bulanık Mantık Denetleyici ile yalpalama açısı kontrolü..... 65
Şekil 5.12	Bulanık Mantık Denetleyici ile yunuslama açısı kontrolü..... 66
Şekil 5.13	Bulanık Mantık Denetleyici ile sapma açısı kontrolü..... 67
Şekil 5.14	yalpalama açısının PID ve Bulanık Mantık denetleyicisi ile yapılan kontrolünün karşılaştırılması ..... 68
Şekil 5.15	yunuslama açısının PID ve Bulanık Mantık denetleyicisi ile yapılan

	kontrolünün karşılaştırılması .....	69
Şekil 5.16	sapma açısının PID ve Bulanık Mantık denetleyicisi ile yapılan kontrolünün karşılaştırılması .....	70
Şekil 6.1	Sapma açısı kontrolünde benzetim ve deney düzeneği sonuçlarının karşılatırılması.....	72
Şekil 6.2	Yalpalama açısı benzetim ve deney düzeneği sonuçlarının karşılatırılması...	73
Şekil 6.3	Yunuslama açısı benzetim ve deney düzeneği sonuçlarının karşılatırılması ..	74

## ÇİZELGE LİSTESİ

	Sayfa
Çizelge 3.1 Bir helikoptere etki eden ana fiziksel etkenler.....	18
Çizelge 5.1 Üyelik fonksiyonlarını isimlendirmede kullanılan kısaltmaların açıklamaları.	64

## ÖNSÖZ

Başta savunma sanayi olmak üzere insan hayatı için risk teşkil eden alanlarda kullanılan insansız hava taşıtı olarak dört rotorlu hava araçlarının önemi gün geçtikçe artmaktadır. Bu öneme binaen bu konuda birçok araştırma ve çalışma yapılmıştır ve daha iyisi için de yapılmaya devam edecektir.

Dört rotorlu hava araçlarının tasarımı ve kontrolü hakkında deneyim kazanmak ve konunun derinliklerine haiz olabilmek için bu çalışmada quadrotorun matematiksel olarak modellenmesi ve denetleyici yöntemlerinin araştırılması faydalı görülmüştür.

Bu çalışmanın hazırlanmasında;

Tez hocam Yrd. Doç. Dr. Vasfi Emre Ömürlü'ye, maddi, manevi desteklerini esirgemeyen sayın hocalarım Prof. Dr. Faruk Yiğit'e ve Dr. Utku Büyüksahin'e ve her zaman yanımda olan kardeşlerim, Samet Cömert'e, M. Hakan Demir'e, Ahmet Kırılı'ya ve Dr. İbrahim Yıldız'a sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Ocak 2011

## ÖZET

Günümüzde giderek önemi artan insansız hava araçları, (İHA) insanın çalışmasının tehlikeli olduğu ya da insansız çalışma gerektiren pek çok alanda kullanılmaktadır. Birçok avantajından dolayı dört rotorlu hava aracı olan quadrotor insansız hava araçlarında tercih edilmektedir. Akademik çevrelerce araştırma konusu olan ve güncelliğini koruyan quadrotor ile ilgili birçok modelleme ve kontrol uygulamaları yapılmaktadır.

Bu çalışmada, dört rotorlu insansız hava aracının matematik modeli Newton – Euler metodu ile incelenmiş, bilgisayar ortamında matematik model kurulmuştur. Aracın kontrolü için PID ve bulanık mantık denetleyicileri model üzerinde denenmiştir.

Ayrıca bu çalışma kapsamında, Yıldız Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği'ne bağlı Araştırma Laboratuvar'ında kurulu olan İnsansız Dört Rotorlu Hava Araçları için Değişken Serbestlik Dereceli Yere Sabit Deney Düzeneği üzerinde çalışılmış, quadrotorun kontrolü için tasarlanan denetleyiciler deney düzeneği üzerinde de denenmiştir.

Son olarak bilgisayar ortamındaki tasarlanan denetleyicilerin benzetim sonuçları ile deney düzeneği üzerindeki sonuçları karşılaştırılmıştır.

**Anahtar kelimeler:** Dört Rotorlu Hava Aracı, İnsansız Hava Aracı, Modelleme, Kontrol, PID, Bulanık Mantık.

## **ABSTRACT**

Recently, unmanned air vehicles (UAV) becoming increasingly important, have been used in many areas which are dangerous for human beings or required unmanned operations. Due to its numerous advantages quadrotor as unmanned air vehicle is preferred for unmanned air vehicle. Many modelling and control studies and researches have been done regarding quadrotor which is research subject in academic area and keeps its up to date

In this work, four rotor air vehicle's mathematical model has been examined using Newton – Euler method and it has been simulated in computer. For vehicles control, PID and fuzzy logic controllers have been tested on the model.

Moreover, as part of this work, researches have been done on Experimental Stationary Quadrotor with Variable Degree of Freedom set up in Research Laboratory affiliated to Yıldız Technical University Mechanical Engineering Department and designed controllers for quadrotor have been tested on this test bed.

Lastly, results of designed controllers implemented on computer have been compared for those implemented on test bed.

**Keywords:** For Rotor Air Vehicle, Quadrotor, Modelling, Control, PID, Fuzzy Logic

## 1. GİRİŞ

Gün geçtikçe insansız hava araçlarının pek çok alanda kullanımı artmaktadır. Özellikle savunma sanayinde kullanılan insansız hava araçları, gelecekte bir merkezden kontrol edilebilen savaş araçları olarak kullanılabilme düşüncesi bu araçlara olan ilginin güncelliğini sürekli olarak koruyacağına göstergesidir. Savunma sanayi haricinde insanın müdahale etmesinin tehlikeli olduğu ortamlarda izleme, gözetleme ve arama kurtarma gibi faaliyetleri yapabilme yeteneği olması da bu araçların tercih edilme sebebi olarak sayılabilir.

İnsansız hava araçları içinde çok tercih edilen araç olan dört rotorlu helikopter (quadrotor), altı uzaysal hareketi yapabilmektedir. Dört serbestlik dereceli dört giriş ile kontrol edilir. Dikey iniş ve kalkış yapabilme özelliği, dört motorun sadece hızlarını değiştirerek bütün uzaysal hareketlerini yapabilme kabiliyeti insansız hava araçlarında en çok tercih edilen araçlardan biri olmasının sebepleri olarak sayılabilir. Bu avantajlarından ötürü akademik çevrelerce oldukça ilgi görmüş ve quadrotorla ilgili pek çok modelleme ve kontrol uygulamaları yapılmıştır ve yapılmaktadır.

### 1.1 Geçmişteki Çalışmalar

Mills (2001) yapmış olduğu çalışmada yeni tasarlanan hava aracı tanıtılmış ve aracın dinamik modellenmesi tanımlamıştır. İlk olarak simülasyonlar üzerinde bulanık mantık denetleyicisi oluşturulmuş daha sonra da oluşturulan model üzerinden fiziksel araç üretilmiştir. Bu geliştirilen bulanık mantık denetleyicisinin setlerinin ayarlayıcıyla optimizasyonu sonucunda tasarlanan İHA'nın askı halindeki kararlılığını hızlı bir şekilde sağlamıştır.

Pounds vd. (2002) yapmış oldukları çalışmada dikey olarak kalkıp inebilen prototip bir dört rotorlu hava aracı tasarlanıp üretilmiştir. Pounds ve arkadaşları sistemin dinamik modelini vermişler ve pilotaj kontrolü tasarımı üzerinde durmuşlardır. Modellemeleri Simulink ile yapmışlardır. Yapılan testler iç çevrim denetleyicinin düzgün çalıştığını göstermiştir.

Bouabdallah vd. (2004a) yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu İHA'ya uygulanan 2 model tabanlı kontrol tekniğinin sonuçlarını vermiştir. Klasik yaklaşım olan PID basitleştirilmiş dinamik modele, modern teknik olan LQ kontrol yöntemini modelin tamamına uygulamışlardır. LQ kontrol yöntemiyle ortalama sonuçlar elde edilirken klasik kontrol yöntemi küçük sapmaların varlığında oryantasyon açılarının kontrol edilebilirliğini açıklamışlardır.

Bouabdallah vd. (2004b) yapmış oldukları çalışmada “OS4” isimli mikro otonom robotun minyatürleştirme açısından var olan diğer mikro dikey havalanma ve inme araçlarıyla (VTOL) karşılaştırması incelemiştir. Sistemin mekanik tasarımı, dinamik modellenmesini, algılayıcı sistemi ve iç ortam kontrollerini yapmışlardır. Yaptıkları deney düzeneği ile yüksekliği sabitleyerek gerçekleştirdikleri testlerde dönme, yuvarlanma ve yunuslama açılarını kontrol etmişlerdir. Test sonuçlarında dönme kontrolünün iyi çalıştığı görülmüştür.

Castillo vd. (2004) yapmış oldukları bu çalışmada mini 4 rotorlu İHA'nın dinamik modeli Lagrange modeli yaklaşımı kullanarak elde etmişlerdir. Amaçlanan denetleyici bir iç içe doyma algoritması kullanarak Lyapunov analizine dayandırılmıştır. Kapalı çevrim sistemin global kararlılık analizini sunmuşlardır. Gerçek zamanlı deneyler denetleyicinin kalkış, askıda kalma ve iniş görevlerinde otonom olarak uygulanabilirliğini göstermişlerdir.

Castillo vd. (2005) yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu mini bir İHA için denetleyici tasarlamışlar ve uygulamalarını Draganfly 3 hava aracı üzerinde yapmışlardır. Hava aracı modelini Lagrange yaklaşımı ile çıkarmışlardır. Denetleyici olarak ta Lyapunov analizine dayanan doğrusal olmayan bir denetleyiciyi tasarlamışlardır. Yunuslama, yalpalama ve de sapma-yükseklik kontrolü için ayrı çalışmalar yapmışlardır. Yapılan deneylerde hava aracının istenen pozisyona gittiği ve kararlı davrandığı gözlemlenmiştir.

Guenard vd. (2005) yapmış oldukları çalışmada “X4-flyer” olarak bilinen uzaktan kontrollü 4 rotorlu dikey iniş kalkış yapabilen hava aracının sezgisel kontrol stratejisini tanımlamışlardır. Rotor dinamiklerinden oluşan jiroskopik etkileri içeren bir yarı-durağan uçuş dinamik modellenmesi yapmışlardır. Doğrusal olmayan denetleyici ile aracın idaresi basitleştirilmiştir. Araç hareketlerini belli sınırlar altında tutarak ve motor dinamiklerinin etkisini de yok sayarak geliştirdikleri doğrusal model yaklaşımlarının tasarladıkları geri adımlamalı doğrusal olmayan iki aşamalı denetleyici ile kontrol etmişlerdir. Yapılan hesaplamalar sonunda elde ettikleri denetleyiciyi “X4-flyer” isimli hava aracında kullanmışlar ve yaptıkları deneyler ile bu yaklaşımın başarılı olduğunu gözlemlemişlerdir.

Rongier vd. (2005) yapmış oldukları çalışmada mini 3 rotorlu İHA için kontrolcü tasarlamışlar ve uygulamışlardır. Yeni düşük maliyetli tilt açısı sensörü tanımlanmış dinamik ve kinematik modeller çıkarılmıştır. İHA'nın askı halinde kararlı bir şekilde kalabilmesini sağlayacak otopilot sistemini geliştirmeyi amaçlamışlardır.

Coza ve Macnab (2006) yapmış oldukları çalışmada İHA'nın sinüzoidal rüzgâr kuvvetinin bozucu etkisinde kararlılığını, yeni bir metot olarak gürbüz, uyarlamalı bulanık kontrol ile gerçekleştirmişlerdir. Yapılan deneylerde yeni denetleyicinin tüm bozucu etkiler altında bile kabul edilebilir bir sonuç verdiği gözlemlenmiştir. Farklı denetleyicilerle kıyaslama yapmışlar ve yeni tasarımın avantajları belirtmişlerdir.

Madani ve Benallegue (2006) yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu bir İHA için geri adımlamalı denetleyici tasarımına uygun İHA'nın doğrusal olmayan dinamik modelini elde etmişlerdir. Tasarladıkları doğrusal olmayan denetleyiciyi Lyapunov kararlılık teorisini kullanarak gerçekleştirmişlerdir. Kontrolü üç alt yapıya ayırmışlardır. Birinci eksik-tahrikli alt sistemi temsil eder ve yatay yer değiştirmenin dinamik bağıntılarını verir. İkinci tam-tahrikli alt sistemi temsil eder ve dikey yer değiştirmenin dinamik bağıntılarını verir. Son alt sistem pervane kuvvetlerinin dinamik bağıntılarını verir. Tasarlanan geri adımlamalı denetleyicinin yapılan benzetimlerde iyi çalıştığı gözlemlenmiştir.

Mokhtari vd. (2006a) yapılan bu çalışmada lineer olmayan 4 rotorlu insansız hava aracına lineer  $GH^\infty$ 'li karmaşık gürbüz geri beslemeli lineerleştirilme yapmışlardır. En kötü kontrolcü tasarımı durumunda, eyleyici doyma ve sınırında olan durum uzay çıktısının analizi tanıtılmıştır. Sonuçlar, sistemin ağırlık fonksiyonları mantıklı seçildiğinde sistemin gürbüz olduğunu göstermiştir.

Mokhtari vd. (2006b) yapmış oldukları bu çalışmada hava aracının dinamik modelini çıkarmışlar ve hava aracına klasik denetleyici ile birlikte uygulanan Luenberger gözlemcisinin performansı ve karakterizasyonunu analiz etmişlerdir. Gözlemciyi bozucu etkiler altında sensörlerle iletişim güçlüklerini ortadan kaldırıp daha verimli hale getirilmesi için kullanmışlardır. Yapmış oldukları analizleri geçici ve kalıcı durum halindeki takip hatalarına ve sistemdeki belirsizliklere bağlı olarak performans ve gürbüzsüzlüklere dayandırmışlardır. Simülasyon sonuçları ile deney sonuçlarını birbirine yakınlık gösterdiğini belirtmişlerdir.

Morel ve Leonessa (2006) yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu bir İHA için kinematik ve dinamik model elde etmiş ve bu modelin İHA için yörünge takip probleminin çözümünde uyarlanabilir bir denetleyici tasarlamışlardır. Tasarladıkları doğrusal olmayan denetleyiciyi Lyapunov fonksiyonunu kullanarak gerçekleştirmişlerdir. Simülasyondan elde edilen verileri gerçek verilerle karşılaştırmışlardır.

Pounds vd. (2006) yapmış oldukları bu çalışmada çoğu çalışmada kullanılan hava araçlarının deneysel robotik platformlar için uygun olmadığından yeterince sağlam bir hava aracı geliştirmişler ve hava aracını belirli yunuslama, yalpalama ve sapma değerlerinde dengede tutmuşlardır. Bu araç, uçuşu kararlı durumda tutabilecek ayarlanabilir araç dinamikleri ile birlikte yerleşik gömülü davranış kontrolcüsü kullanmıştır. İHA'nın davranışını düzenleyecek lineer SISO kontrolcüsü tasarlamışlardır.

Tayebi ve McGilvray (2006) yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu İHA'nın dikey kalkış ve inişinin eksponansiyel davranış kararlılığı için yeni bir quaternian tabanlı geri beslemeli kontrolü amaçlamışlardır. Bu kontrolcüde Coriolis ve jiroskopik torkların kompanzasyonuna ve quaternian vektörünün oransal etkisi, gövdenin açışal hızının ve quaternian vektörün hızının 2. derece türevinin olduğu  $PD^2$  geri besleme yapısının kullanımına dayandırmışlardır. Ayrıca quaternian vektörün oransal etki ve gövde açışal hızının türevini içeren kompanzatorsüz, model bağımsız PD denetleyici ele alınan problem için asimptotik kararlılık sağlamıştır. Deneysel sonuçlara göre kontrolcülerin yakınsaklık ve bozucu etkiye karşı koyma bakımından benzer sonuçlar verdiğini görmüşlerdir.

Yang vd. (2006) yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu İHA'nın kaldırma kuvvetlerinin değiştirilmesiyle askı durumunun zaman iyileştirilmeli kontrol problemini ele almışlardır. Sistemin dinamik denklemlerini çıkarmışlar ve yüksek dereceden lineer olmayan denklemlerin çözümünde lineer olmayan programlama metotlu genetik algoritma kullanmışlardır. Metodun yapılabirliğini göstermek için simülasyon sonuçlarından yararlanmışlardır.

Bouabdallah ve Siegwart (2007) yapmış oldukları çalışmada OS4 isimli projelerinin modelleme ve kontrol sonuçlarını özetlemişlerdir. Araç hareketi nedeniyle aerodinamik katsayıların değişimleri, motor ve geri besleme dinamiklerini de katarak bir model oluşturmuş ve bu modelde bulunan kontrol parametreleri İHA üzerinde tekrar ayarlama yapılmadan başarılı olarak uygulamışlardır. Denetleyici tasarımında farklı teknikler denemişler ve integral geri adımlamalı denetleyicinin daha iyi sonuç verdiğini gözlemlemişlerdir. Bu çalışmada da hibrid ve doğrusal olmayan denetleyicilerin doğrusal ve tekil denetleyicilerden daha iyi çalıştığı görülmüştür.

Bouadi vd. (2007) Bu çalışmada uçan yapının dinamiklerini etkileyen çeşitli fiziksel olaylar gibi yeni bir sinoptik kontrol şeması geliştirmek amacıyla yüksek derecede holonomik olmayan kısıtlar hesaba katılarak dinamik modeli çıkarmışlardır. Bu da yeni bir durum uzayı gösterimi ve yeni bir kontrol şeması oluşmasına imkân sağlamıştır. Lyapunov kararlılığını ve yörünge takibini sağlayacak değişken mod tekniğine dayalı bir kontrol algoritması geliştirmişlerdir. Uygulanan denetleyicinin performansını simülasyon sonuçlarıyla göstermişlerdir.

Efe (2007) yapmış olduğu çalışmasında “draganfly” marka dört motorlu döner kanat sisteminin dinamik modelinin ve bu model üzerine uygulanan doğrusal olmayan kontrolün performansının ve davranış testleri üzerinde durmuştur. Bu sistem için yükseklik kontrolü, lineerleştiren bir denetleyici ile gerçekleştirilmiş, kartezyen uzaydaki konumlamayı sağlayan açıların istenen değerlerine getirilmesini de PD tipi denetleyiciler ile gerçekleştirmiştir.

Erginer ve Altuğ (2007) yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu hava aracı dinamik modeli elde etmişlerdir. Sistem için görüntü tabanlı bir kontrol işlemi tasarlamış ve hava aracı üzerindeki kamera ile yerde çizilen bir rotayı takip eden bir kontrol sağlamışlardır. Elde edilen matematik model için bir PD denetleyici tasarlamışlar ve MATLAB-Simulink programında yapılan benzetimlerle denetleyici katsayıları iyileştirilmiş, hava aracının kontrolü sağlamışlardır.

Amir ve Abbass (2008) yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu bir İHA için dinamik doğrusal olmayan bir matematik model elde etmişlerdir. Modelleme kısmında momentum teorisi kullanılarak modeli basitleştirmişlerdir. Bu basit modelde hava aracı üzerindeki hava sürtünmesi ve jiroskopik etkiler ihmal etmişlerdir. Hava aracının askı halinin kararlılığı için denetleyici tasarlanmasında basitleştirilmiş modelden yararlanmışlardır.

Öner vd. (2008) yapmış oldukları çalışmada döner kanat mekanizmalı yeni bir dört rotorlu hava aracının dinamik modelini oluşturmuşlardır. Dinamik modellemeyi Newton-Euler denklemlerini kullanarak yapmışlardır. Dikey uçuş modu için LQR denetleyicisi geliştirmişler ve denetleyicinin performansını çeşitli simülasyonlarla test etmişlerdir. Testler sonucunda iyi bir pozisyon takibi performansı elde etmişlerdir.

Çetinsoy vd. (2009) yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu helikopter gibi dikine kalkış ve iniş yapabilen aynı zamanda uçak gibi uzun menzil yatay uçuş yeteneğine sahip yeni bir insansız otonom hava aracının mekanik ve aerodinamik tasarımı, algılayıcı-eyleyici sistem entegrasyonu ve uçuş deneylerini yapmışlardır. Yapılan ölçümlere gerekli analog filtrelemeler ve Kalman filtresi uygulanarak sağlıklı aç değerleri elde etmişlerdir.

Efe vd. (2009) yapılan bu çalışmada bir döner kanat sisteminin bileşenleri, eyleyici modeli ve sensörlerini incelemiştir. Sistem tanıtıldıktan sonra dinamik modeli çıkarılmış ve PID denetleyici, geri beslemeli doğrusallaştırmaya dayalı denetleyici, kayan kipli denetim tekniği, integral kayan kipli denetim tekniği ve geri adımlamalı denetim tekniği model üzerinde uygulanmış ve en etkili çözümün PID ile elde edildiği sonucuna varmışlardır. Uygun denetleyici seçildikten sonra görüntü tabanlı kontrol uygulanarak yörünge takibi yapmışlardır. Bu çalışmalar gerçek zamanlı deneylerle doğrulamamışlardır.

Orsag ve Bogdan (2009) yapmış oldukları çalışmada PID tabanlı klasik denetleyicilerin çeşitli kombinasyonlarını içeren ayrık otomat sistemine dayanan İHA kontrol problemine hibrit kontrol sistemi oluşturularak çözüm sunmuşlardır. Çok bilinen ve geniş kullanım alanına sahip bir dinamik modeli iyileştirmişler ve hava aracının kontrolünü 3 aşamada ele almışlardır. Sırasıyla yükseklik, x ve y eksenlerindeki pozisyon ve son olarak da sapma açısını kontrol etmeyi düşünmüşler ve her bir aşama için farklı denetleyici tasarlamışlardır.

Ömürlü vd. (2009) yapmış oldukları çalışmada serbestlik derecesi değiştirilerek farklı eksenlerin kontrolleri için algoritmik çalışmalar yapılmasına olanak tanıyan yere sabit 4 rotorlu insansız hava araçları için uçuş kontrol deney sistemi geliştirmişlerdir. Mekanik, mekatronik ve yazılım açısından sistemlerini açıklamışlardır. Deney düzeneklerinde hava aracının sapma kontrolünü PID ile kontrol etmişler ve PID denetleyicisinin ayarlanmasını Ziegler-Nichols yaklaşımıyla yapmış ve iyileştirilmiştir. Yapılan benzetimlerde alınan sonuçlar ile gerçekleştirilen deneylerin istenilen düzeyde birbirlerini sağladığı gözlemlenmiştir.

Öner vd. (2009) bu çalışmada doner-kanat mekanizmasına sahip yeni bir dört-rotorlu hava aracının dinamik modeli Newton-Euler denklemleriyle çıkarılmışlar ve Aracın dikey uçuş modunda yönelim ve irtifa kontrolü için PID tabanlı denetleyici ve pozisyon kontrolü için LQR denetleyicisi kullanmışlardır. LQR tabanlı denetleyicinin benzetim ortamında bütün sapma açıları için başarılı sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir. PID tabanlı denetleyicilerin performansları ise simulasyon ortamında ve deneysel olarak incelenmiş ve manevraların istenen şekilde gerçekleştirildiği görmüşlerdir.

Stingu ve Lewis (2009) yapmış oldukları çalışmada kontrolsüz çevrede uçan, ucuz sensörlerle donatılmış 6 serbestlik dereceli 4 rotorlu İHA'nın uçuşu için basit kontrol algoritmalarının pratik olarak uygulanmasını tanımlamışlardır. quaternian formülleri, çoklu koordinat sistemlerinden ve kontrol değişkenlerinden doğal ifadelerinin basit dönüşümlerine izin vermiştir. Çalışmada uçuş kontrolünü PID tipi denetleyici kullanılarak yapmışlardır. Ayrıca pratik uygulama doğru yapıldığında klasik bir PD denetleyiciyle de askı durumundaki kararlılığın sağlandığı göstermişlerdir.

Dikmen vd. (2010) yapmış oldukları çalışmada 4 rotorlu hava aracının durumsal ve askı denetleyicileri üzerinde durmuşlardır. Klasik PD kontrol, ters dinamik kontrol, geri adımlamalı kontrol ve kayma kipli kontrol teknikleri doğrusal olmayan sistem için benzetim çalışmasında matematiksel modeline; deneysel çalışmada ise 4 rotorlu hava araç platformuna uygulamışlardır. Bu kontrol teknikleri bilgisayarlı benzetim ortamında 4 rotorlu hava aracın durum kontrolüne; önceden belirlenen hedefler doğrultusunda uygulamışlar ve sonuçları karşılaştırmışlardır.

## 1.2 Tezin Amacı

Bu çalışmada, dört rotorlu insansız hava aracının matematik modeli Newton – Euler metodu ile incelenmesi ve hava aracı için uygun kontrolcünün bulunması amaçlanmıştır.

Bu amaçlar doğrultusunda hava aracının bilgisayar ortamında matematik model kurulmuştur. Aracın kontrolü için PID ve bulanık mantık denetleyicileri model üzerinde denenmiştir.

Ayrıca bu çalışma kapsamında, Yıldız Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği'ne bağlı Araştırma Laboratuvar'ında kurulu olan İnsansız Dört Rotorlu Hava Araçları için Değişken Serbestlik Dereceli Yere Sabit Deney Düzeneği üzerinde çalışılmış, quadrotorun kontrolü için tasarlanan denetleyiciler deney üzerinde de denenmiştir.

Son olarak bilgisayar ortamındaki tasarlanan denetleyicilerin benzetim sonuçları ile deney düzeneği üzerindeki sonuçları karşılaştırılmıştır.

## 2. DÖRT ROTORLU HAVA ARACI DENEY DÜZENEĞİ

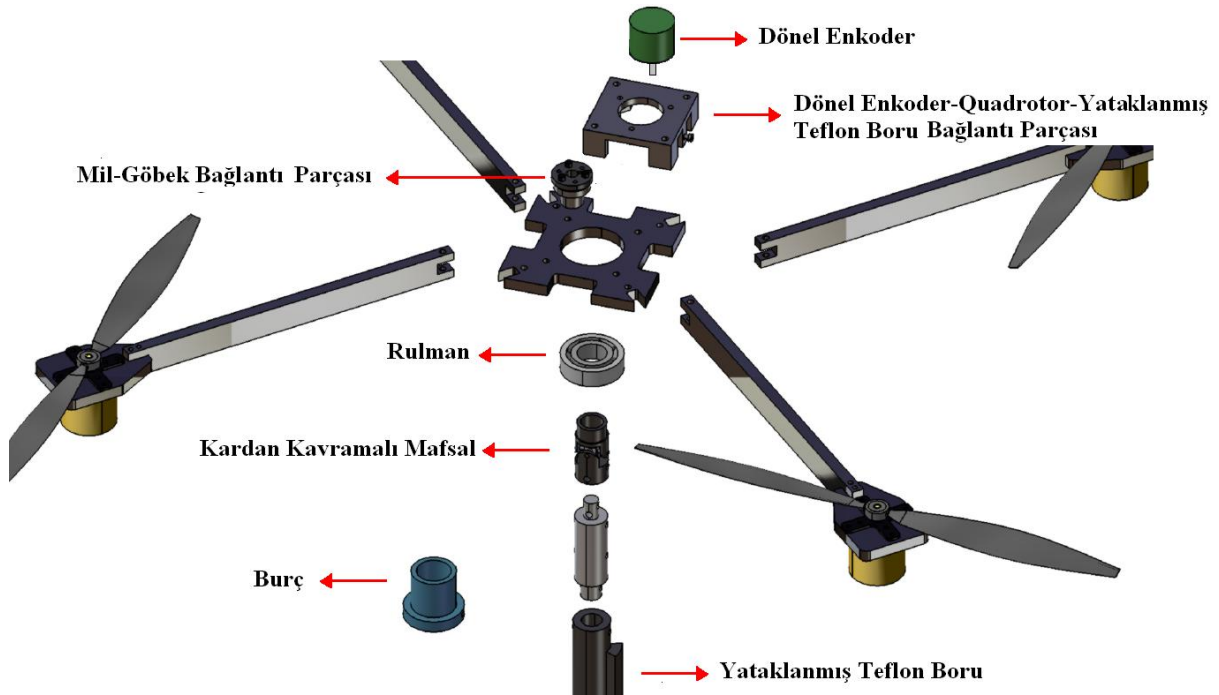
Quadrotor aerodinamik ve mekanik olarak çok karmaşık bir sistemdir. Sistem üzerine uygulanacak kontrolcü tasarımlarında yardımcı olması yere sabit bir sistem düşünülmüştür. Bu sistemin avantajı istenilen eksenlerdeki hareketleri kısıtlama imkanı sağlamaktadır. Deneysel düzeneği çeşitli denetleyicileri çalıştırmaya ve uygun denetleyici aramaya uygun olacak şekilde düşünülmüştür. Tasarlanan deney düzeneğinde istenen eksenleri kontrol etmek için uygun mekanik altyapıya sahip olmasına dikkat edilmiştir.



Şekil 2.1 Quadrotor deney düzeneği

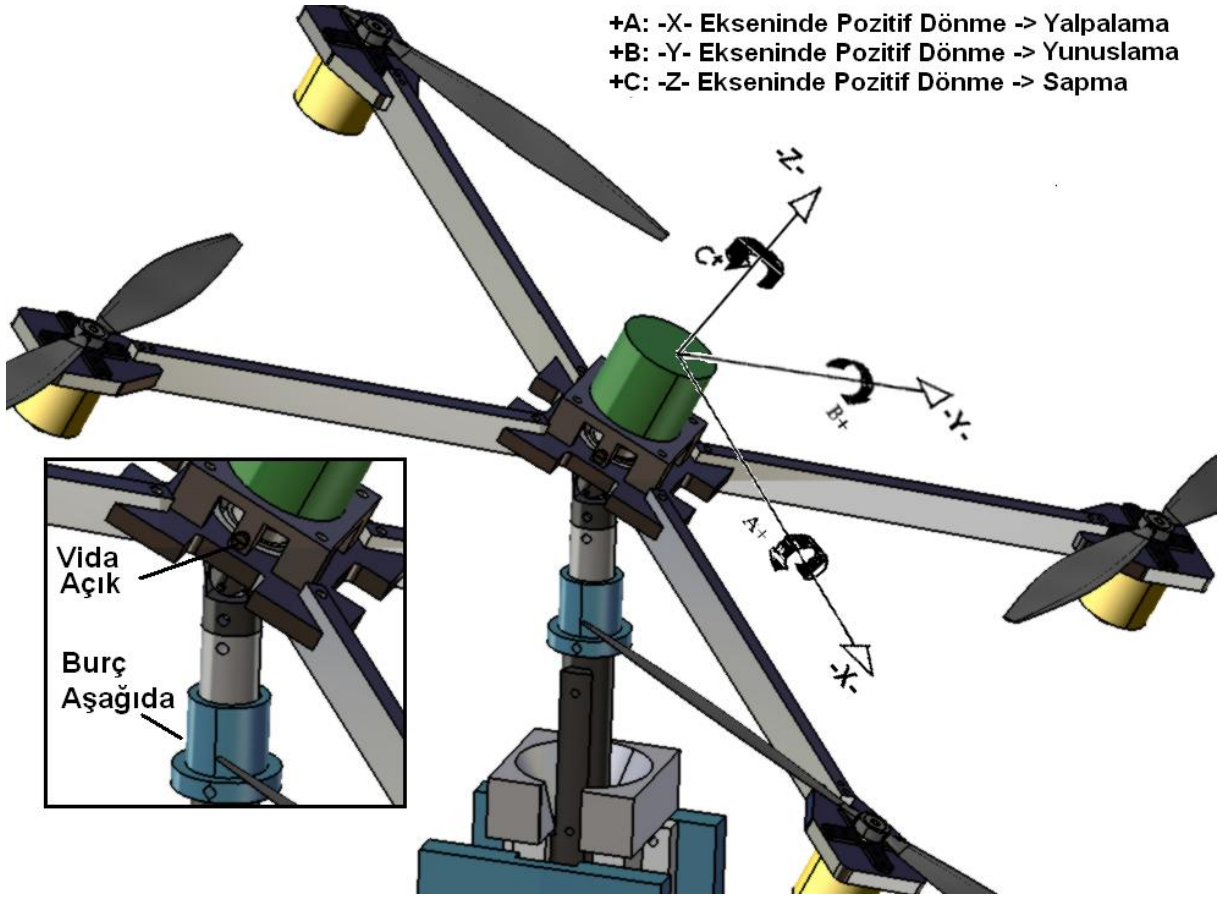
Üç eksenlerdeki rotasyon hareketleri (yunuslama, yalpalama, sapma) kardan kavramalı mafsallarla ve rulmanlarla sağlanmaktadır. Yunuslama ve yalpalama hareketlerini kardan kavramalı mafsallarla sağlanmaktadır.

sağlarken sapma hareketini ise rulman sağlamaktadır. Kardan kavramalı mafsalsın sisteme kazandırdığı hareket kabiliyeti burç kullanılarak kontrol edilebilmektedir. İki farklı boyda üretilen ve sistem üzerinde iki seviyede durabilen bu burç sayesinde yunuslama ve yalpalama hareketi; tamamen kısıtlı, yarı kısıtlı ve tam açık olacak şekilde mekanik olarak ayarlanabilmektedir. Yine aynı şekilde rulmanın sisteme sağladığı hareket kabiliyeti karşılıklı yerleştirilmiş vidalar ile açılıp kapatılabilmektedir.



Şekil 2.2 Bağlantı mekanizması

Deney senaryolarından biri olan düzeneğin sadece yunuslama, yalpalama ve sapma hareketlerine izin verecek şekilde modifiye edilmesi için sapmayı engelleyen burç ve rulman serbest bırakılır. Sistemin modifiye edilmiş hali şekil 2.3’de gösterilmiştir.



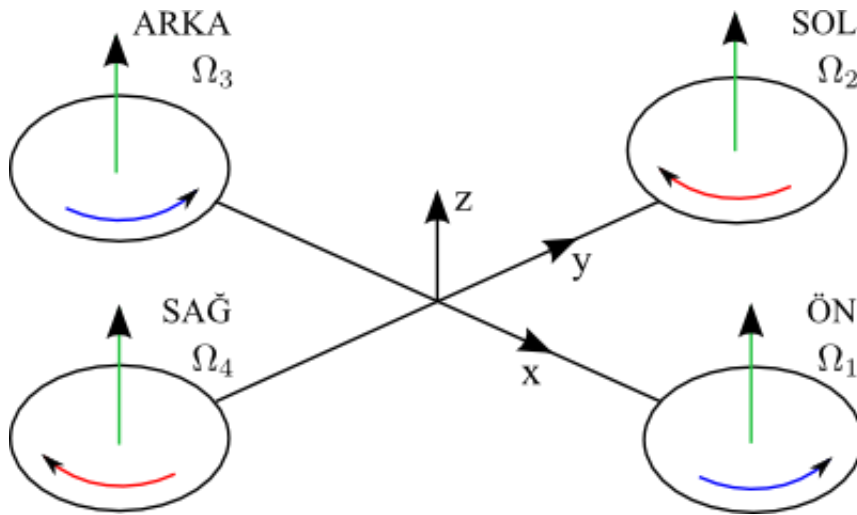
Şekil 2.3 Yunuslama, yalpalama ve sapma kontrolü

### 3. QUADROTORUN MATEMATİKSEL MODELİNİN ELDE EDİLMESİ

Quadrotor dört motorun çapraz yapılandırma ile modellenmiştir. Bu yapı diğer helikopter türlerine göre daha dengelidir. Motorlara bağlı pervaneler sabit ve motorun dönüş yönüne paralel olarak dönmektedirler. Ayrıca pervaneler sabit hatveli (fixed-pitch) olup hava akımı aşağı yöndedir, bu da yukarı doğru kaldırma kuvvetinin oluşmasını sağlar. Quadrotor dört serbestlik derecesine sahiptir, bunlardan üçü dönme ve biri yerçekimi doğrultusundaki öteleme hareketidir. Diğer doğrultulardaki (x,y) öteleme hareketi, yunuslama ve yalpalama hareketlerinin kontrolü ile sağlanmaktadır.

#### 3.1 Quadrotorun Uzaysal Hareketleri

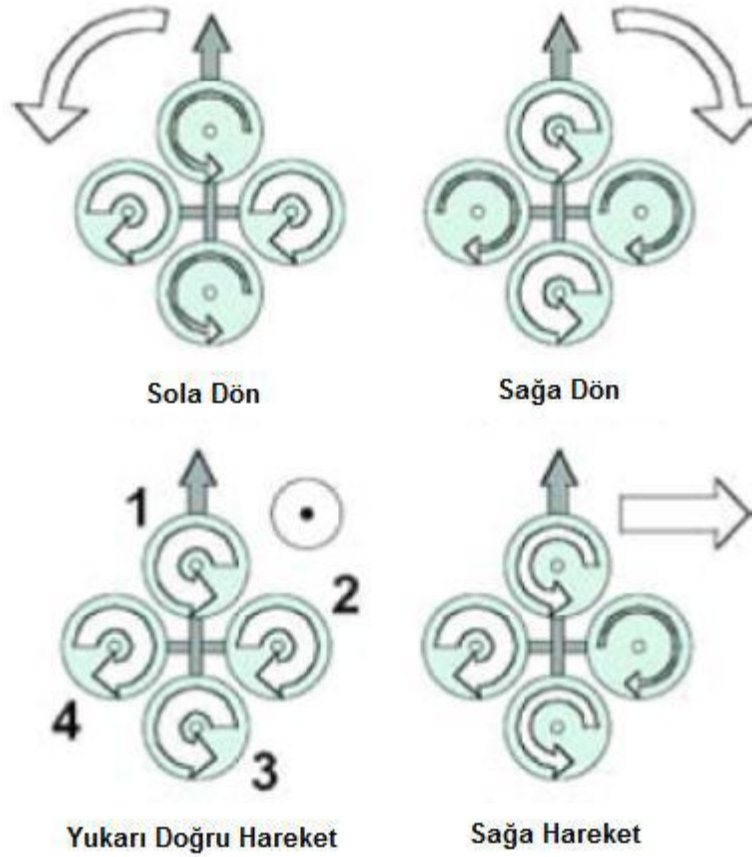
Quadrotorun bütün hareketi pervanelerin dönüş hızlarının birbirine göre arttırılıp azaltılmasıyla sağlanır. Ön ve arka pervaneler saat yönünün tersine dönerken, sağ ve sol pervaneler ise saat yönünde dönmektedirler. Bu motor çiftlerinin zıt yönde dönme yapılandırması, geleneksel helikopterlerde gerekli olan kuyruk rotor ihtiyacını ortadan kaldırır. Şekil 3.1’de quadrotorun genel yapısı gösterilmektedir.



Şekil 3.1 Quadrotorun genel şeması

Şekil 3.1’de görüldüğü gibi bütün pervanelerden oluşan kuvvetler yerçekiminin tersi yönünde yani yukarı doğrudur. Pervane hızlarının değişimi bu kuvvetlerin yönünü değiştirmez. Ön ve arka pervanelerin dönüş yönü saat yönünün tersinde, sağ ve sol pervaneler diğer pervane çiftinin tersi yönde yani saat yönünde dönmektedir. Hava aracının y-ekseni etrafında dönmesi

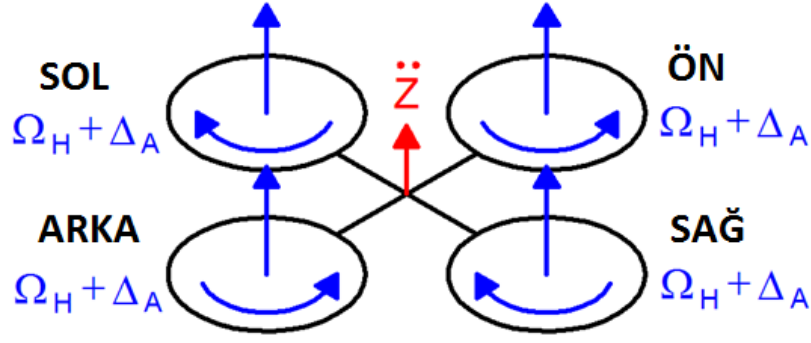
yunuslama (pitch) açısı ile ifade edilir, aynı zamanda x yönünde yer değişimi bu açı değişimi ile kontrol edilir. x-ekseni etrafında dönme, yalpalama (roll) açısı ile ifade edilir, yalpalama açısı ile y yönünde yer değişimi kontrol edilir. z-ekseni etrafında hava aracının dönmesi sapma (yaw) açısı olarak adlandırılır.



Şekil 3.2 Quadrotora ait bazı hareketlerin rotor hızına göre quadrotora etkisi

### 3.1.1 Dikey Hareket

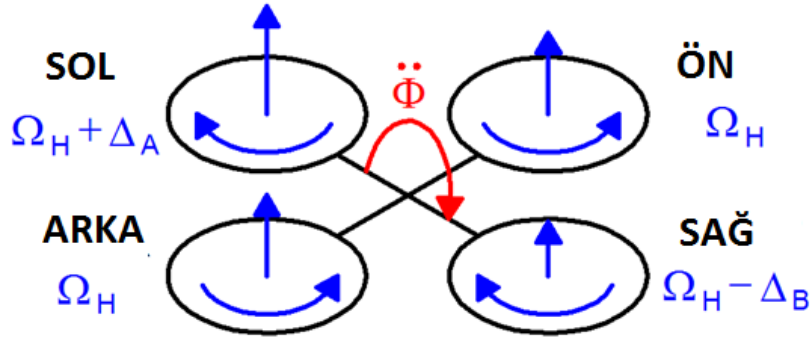
Bu hareket bütün pervanelerin hızlarının aynı anda arttırılıp veya azaltılmasıyla elde edilir. Bütün hızlar aynı olup eşit şekilde değiştirildiği için ve ikili pervanelerin helis açıları birbirlerinden farklı olduğundan, pervanelerin birbirlerine göre oluşturdukları torkları engellenir yani dönmeye zorlayıcı bir kuvvet yoktur. Bütün pervanelerden sadece kaldırma kuvveti meydana gelir ki bu da hareket hava aracının kendi eksen takımına göre z doğrultusundadır.



Şekil 3.3 Quadrotorun dikey hareketi

### 3.1.2 Yalpalama Hareketi

Yalpalama hareketi aracın x eksenini etrafında dönme hareketini ve y eksenini boyunca öteleme hareketini sağlar. Bu hareket sağ ve sol pervane hızlarının birbirlerine göre değiştirilmesiyle elde edilir. Pervane hızlarının bu hız farkı rotorların kaldırma kuvvetleri arasında bir farka neden olacaktır ve bu kuvvet farkı x eksenine göre tork farkı oluşturur ki quadrotorun yalpalama hareketi sağlanır. Pervane hızlarının değişimi dikey hareket olmayacak şekilde ayarlanır. Non-lineerlik sistemi etkilediği için hız farkları çok büyük seçilemezler.

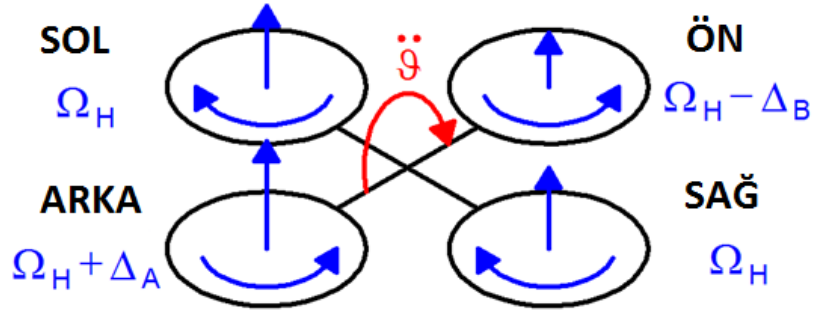


Şekil 3.4 Quadrotorun yalpalama hareketi

### 3.1.3 Yunuslama Hareketi

Yunuslama hareketi aracın y eksenini etrafında dönme hareketini ve x eksenini boyunca öteleme hareketini sağlar. Bu hareket ön ve arka pervane hızlarının birbirlerine göre değiştirilmesiyle elde edilir. Pervane hızlarının bu hız farkı rotorların kaldırma kuvvetleri arasında bir farka neden olacaktır ve bu kuvvet farkı x eksenine göre tork farkı oluşturur ki quadrotorun yunuslama hareketi sağlanır. Pervane hızlarının değişimi dikey hareket olmayacak şekilde

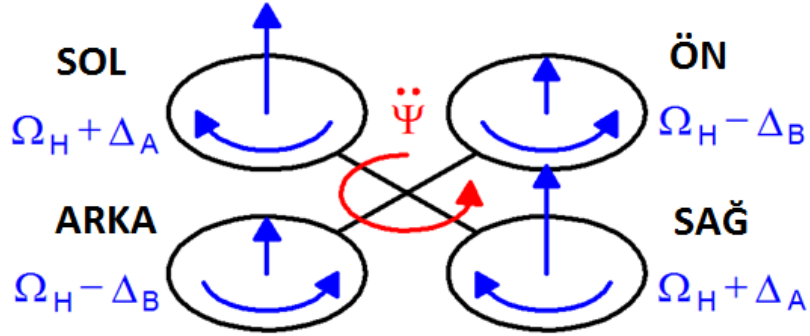
ayarlanır. Non-lineerlik sistemi etkilediği için hız farkları çok büyük seçilemezler.



Şekil 3.5 Quadrotorun sapma hareketi

### 3.1.4 Sapma Hareketi

Sapma hareketi aracın z ekseninde dönme hareketini sağlar. Bu hareket ön-arka pervane çiftinin hızlarının ve sağ-sol pervane çiftinin hızlarının birbirlerine göre değiştirilmesiyle elde edilir. Bu pervane çiftleri birbirlerine zıt yönlerde döndükleri için, aracı zıt yönlerde döndürmeye çalışan torklar üretmektedirler. Pervane hız değişiklikleri dikey yönde hareket olmaması için çok büyük seçilemezler.

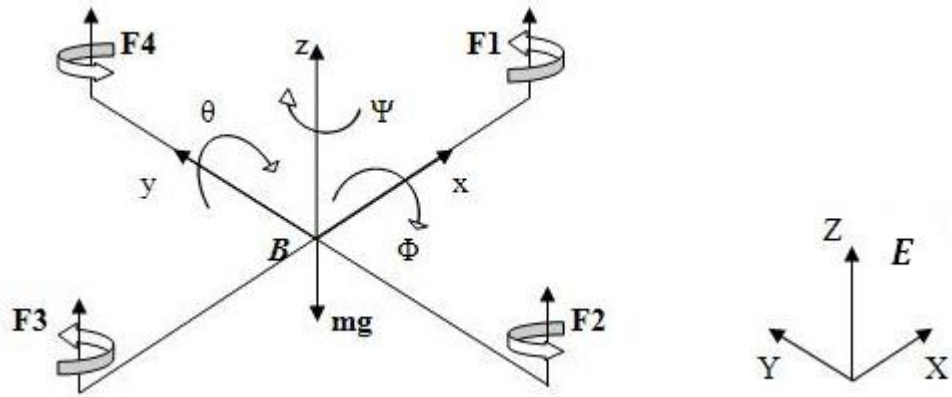


Şekil 3.6 Quadrotorun sapma hareketi

## 3.2 Newton Euler Modeliyle Quadrotorun dinamik denklemlerinin çıkarımı

Bu bölümde quadrotorun matematik modeli Newton-Euler yöntemine göre incelenecektir. Quadrotorun matematiksel modelini oluşturulurken göz önüne alınan kuvvetler, eksen takımları şeklinde gösterilmiştir. Newton-Euler formasyonundan yola çıkarak model çıkarımında iki eksen takımı göz önünde bulundurulur. Bunlardan birincisi kütle yerçekimi merkezine göre alınan yer eksen takımı  $E$  indisi ile gösterilecek, ikinci eksen takımı olarak da

quadrotorun kütle merkezine bağlanmış gövde eksenini  $B$  indisi ile gösterilecektir.



Şekil 3.7 Eksen takımları ve quadrotora etkiyen kuvvetler

Yer eksenine göre lineer ve açısal pozisyon vektörü

$$\xi = \Gamma^E \quad \Theta^E T = X \quad Y \quad Z \quad \phi \quad \theta \quad \psi T \quad (3.1)$$

Araç eksenine göre lineer ve açısal hız vektörü

$$\mathbf{v} = \mathbf{V}^B \quad \boldsymbol{\omega}^B T = u \quad v \quad w \quad p \quad q \quad r T \quad (3.2)$$

İki eksen takımına göre hız vektörlerinin transformasyonu şekilde ifade edilir,

$$\xi = J_{\Theta} \mathbf{v} \quad (3.3)$$

Burada

$$J_{\Theta} = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_{\Theta} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{R}_r \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

### 3.2.1 Rotasyon Matrisi

Rijit kütlelerin uzayda rotasyonu Euler açıları metodu ile parametrize edilebilir. Tait-Bryan açıları olarak da bilinen Euler açıları uçak-uzay mühendisliğinde sıklıkla kullanılır. Quadrotorun modelinde de kullanacağımız gövde ekseninden yer eksenine rotasyon matrisi üç eksenindeki ayrı ayrı rotasyonların sırasıyla çarpımı ile elde edilir. Bunlar,

$\mathbf{R}(x, \phi)$ ,  $x$  - eksenini etrafındaki rotasyon

$\mathbf{R}(y, \theta)$ ,  $y$  - eksenini etrafındaki rotasyon

$\mathbf{R}(z, \psi)$ ,  $z$  - eksenini etrafındaki rotasyon

Bu rotasyonlar şu şekilde ifade edilirler,

$$\mathbf{R}(x, \phi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \quad (3.5)$$

$$\mathbf{R}(y, \theta) = \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} \quad (3.6)$$

$$\mathbf{R}(z, \psi) = \begin{pmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (3.7)$$

Toplam rotasyon matrisi önceki üç matrisin çarpımıyla elde edilir.

$$\mathbf{R}_{\Theta} = \mathbf{R}(x, \phi) \mathbf{R}(y, \theta) \mathbf{R}(z, \psi) \quad (3.8)$$

Sonuçta,

$$\mathbf{R}_{\Theta} = \begin{pmatrix} c\psi c\theta & -s\psi c\phi + c\psi s\theta s\phi & s\psi s\phi + c\psi s\theta c\phi \\ s\psi c\theta & c\psi c\phi + s\psi s\theta s\phi & -c\psi s\phi + s\psi s\theta c\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{pmatrix} \quad (3.9)$$

Notasyon olarak  $ck = \cos k$ ,  $sk = \sin k$  kullanılmıştır.

### 3.2.2 Transformasyon Matrisi

Tait-Bryan açılarının  $\phi, \theta, \psi$  zamana göre türevleri süreksiz fonksiyonlardır. Bunlar gövde eksenine göre olan açılardan  $p, q, r$  farklıdır. Hava araçlarında ataletsel ölçüm birimleriyle ölçülen açılar gövde açılardır.  $p, q, r^T$ 'den  $\phi, \theta, \psi^T$ 'e geçiş için kullanılan transformasyon matrisi;

$$\mathbf{R}_r = \begin{pmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{pmatrix} \quad (3.10)$$

Olmak üzere,

$$\begin{aligned} \phi & p \\ \theta & = R_r q \\ \psi & r \end{aligned} \quad (3.11)$$

Uzaysal hareket yapan araçların çoğunda sisteme etki eden birçok faktör bulunmaktadır. Bunlar, aerodinamik, sürtünme, atalet, yerçekimi ve jiroskopik etkiler şeklinde sıralanabilir. Dinamik modelin oluşturulmasında sistem üzerine etkiyen bazı faktörler ihmal edilmiştir. Modellemede kullanılan varsayımlar aşağıdaki gibi sıralanabilir.

- Aracın yapısı rijit kabul edilmiştir.
- Aracın yapısı simetrik kabul edilmiştir.
- Kütle merkezi ve gövde eksen takımının merkezi çakışık olarak kabul edilmiştir.
- Pervaneler rijit kabul edilmiştir.
- Pervanelerin itki ve sürüklenme kuvvetleri pervanelerin hızlarının karesiyle doğru orantılıdır.
- Yer etkisi ihmal edilmiştir.

Quadrotor gibi helikopterlerin çok karmaşık sistemler olması, aerodinamiğin ve mekaniğin fiziksel etkilerden kaynaklanmaktadır. İyi bir quadrotor modeli jiroskopik etkiler dahil bütün önemli etkileri içinde barındırmalıdır. Bir helikopter üzerine etkiyen ana faktörlerin kısa listesi tabloda verilmiştir.

Çizelge 3.1 Bir helikoptere etki eden ana fiziksel etkenler

Etki	Kaynak	Formulasyon
Aerodinamik etki	Pervanelerin dönüşü Pervane bıçaklarının flap hareketi	$C\Omega^2$
Ataletsel ters torklar	Pervane dönme hızlarının değişimi	$J\Omega$
Yer çekimi etkisi	Kütle merkezinin yeri	
Jiroskopik etkiler	Gövdenin pozisyonun değişmesi Pervane dönüş düzleminin değişmesi	$I\theta\phi$ $J\Omega\phi, J\Omega\theta$
Sürtünme	Bütün helikopter hareketi	$C\phi, C\theta, C\psi,$

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

$$\begin{matrix} m I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & \mathbf{V}^B \\ 0_{3 \times 3} & \mathbf{I} & \boldsymbol{\omega}^B \end{matrix} + \begin{matrix} \boldsymbol{\omega}^B \times m \mathbf{V}^B \\ \boldsymbol{\omega}^B \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega}^B \end{matrix} = \begin{matrix} \mathbf{F}^B \\ \boldsymbol{\tau}^B \end{matrix} \quad (3.12)$$

Bu ifadedeki birinci terim kütle atalet ve ivmelerin çarpımı, ikinci ifade Coriolis etkisi ve eşitliğin sağ tarafı da sisteme etkiyen dış kuvvetleri göstermektedir.  $\mathbf{I} \in \mathfrak{R}^{3 \times 3}$ , aracın dönme atalet matrisi,  $\boldsymbol{\omega}^B$ , gövde eksen takımına göre açısal hız vektörü,  $\mathbf{V}^B$ , gövde eksen takımına göre çizgisel hız vektörü,  $\mathbf{F}^B$ , gövde eksen takımında aracın merkezine etkiyen dış kuvvetleri,  $\boldsymbol{\tau}^B$ , gövdedeki toplam torku ifade etmektedir.

Genelleştirilmiş kuvvet vektörü ,

$$\boldsymbol{\Lambda} = \mathbf{F}^B \quad \boldsymbol{\tau}^B \quad T = \begin{matrix} F_x & F_y & F_z & \tau_x & \tau_y & \tau_z \end{matrix} \quad (3.13)$$

Buna göre (3.2) ve (3.12) kullanılarak (3.13) şu şekilde tekrar yazılabilir.

$$\mathbf{M}_B \mathbf{v} + \mathbf{C}_B \mathbf{v} \mathbf{v} = \boldsymbol{\Lambda} \quad (3.14)$$

Buradan kütle – atalet matrisi ve Coriolis matrisini açık halde yazabiliriz.

$$\mathbf{M}_B = \begin{matrix} m I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & \mathbf{I} \end{matrix} = \begin{matrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_x & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I_z \end{matrix} \quad (3.15)$$

Yapılan rijitlik ve simetri kabulüne göre kütle atalet matrisi diyagonaldir ve elemanları sabittir.

Coriolis matrisini, (3.14)'de ikinci ifadede kullanılan vektörel çarpımı matris çarpımına dönüştürmek için aykırı simetrik matris şeklinde yazmak gerekir.

$$\begin{aligned}
\mathbf{C}_B \mathbf{v} = \begin{matrix} 0_{3 \times 3} & -m\mathbf{S}(\mathbf{V}^B) \\ 0_{3 \times 3} & -\mathbf{S}(\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}^B) \end{matrix} = \begin{matrix} 0 & 0 & 0 & 0 & mw & -mv \\ 0 & 0 & 0 & -mw & 0 & mu \\ 0 & 0 & 0 & mv & -mu & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_z r & -I_y q \\ 0 & 0 & 0 & -I_z r & 0 & I_x p \\ 0 & 0 & 0 & I_y q & -I_x p & 0 \end{matrix} \quad (3.16)
\end{aligned}$$

Burada aykırı simetrik operatörü olarak  $\mathbf{S}(\cdot)$  kullanılmıştır ve açısal hız vektörel çarpımının yeri değiştiğinden matris elemanları eksi(-) ile çarpılmıştır.

(3.13)'de belirtilen kuvvet vektörü genelleştirilmiş dış etkileri kapsamaktadır. Matematik modelde kullanacağımız bu dış etkiler, yer çekimi etkisi, jiroskopik etkiler ve tahrik elemanlarından kaynaklanan kuvvet ve torklardan meydana gelmektedir.

Yerçekimi etkisi

$$\begin{aligned}
\mathbf{G}_B = \begin{matrix} \mathbf{F}_G^B \\ 0_{3 \times 1} \end{matrix} = \begin{matrix} \mathbf{R}_\Theta^{-1} \mathbf{F}_G^E \\ 0_{3 \times 1} \end{matrix} = \begin{matrix} \mathbf{R}_\Theta^T \\ 0_{3 \times 1} \end{matrix} \begin{matrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{matrix} = \begin{matrix} mg \sin \theta \\ -mg \sin \phi \cos \theta \\ -mg \cos \phi \cos \theta \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{matrix} \quad (3.17)
\end{aligned}$$

Burada  $\mathbf{R}_\Theta$  ortogonal matris olduğundan,  $\mathbf{R}_\Theta^{-1} = \mathbf{R}_\Theta^T$  eşitliği geçerlidir.

Pervanelerin dönmesinden kaynaklanan jiroskopik etkiler hesaba katılmaktadır. Bir motor çiftinin saat yönünde, diğer motor çiftinin saat yönünün tersinde dönmesi ve motor hızlarının farklı olması dengesizliğe yol açar. Pervane dönme düzlemlerinin değişmesinden yani yunuslama ve yalpalamadan kaynaklanan etkiler de jiroskopik etkilerdir. Jiroskopik etkiler,

$$\begin{aligned}
\mathbf{O}_B \mathbf{v} \boldsymbol{\Omega} = \begin{matrix} 0_{3 \times 4} \\ 0 \\ -1 \end{matrix} \begin{matrix} 4 \\ J_p \\ \omega_B \times \\ k=1 \end{matrix} \begin{matrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{matrix} = \begin{matrix} 0_{3 \times 4} \\ -q \\ J_p \\ p \\ \Omega \\ 0 \end{matrix} \quad (3.18)
\end{aligned}$$

$$= J_p \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ q & -q & q & -q \\ -p & p & -p & p \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \boldsymbol{\Omega}$$

Denklem (3.18)'den de görüleceği üzere jiroskopik etkiler pervanelerin ataletlerinden kaynaklanmaktadır ve sadece açısal ivmelere etki etmektedir. Burada kullanılan  $\boldsymbol{\Omega}$ , hız vektörünü,  $\Omega$  ise pervanelerin toplam hızını temsil etmektedir.

$$\boldsymbol{\Omega} = \Omega_1 \quad \Omega_2 \quad \Omega_3 \quad \Omega_4^T \quad \Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \quad (3.19)$$

Burada  $\Omega_1$  ön motorun hızını,  $\Omega_2$  sağ motorun hızını,  $\Omega_3$  arka motorun hızını,  $\Omega_4$  sol motorun hızını temsil etmektedir.

Üçüncü dış etki olarak pervanelerden kaynaklanan tahrik kuvvetleri ve torklardır. Yaptığımız kabullere göre pervanelerin itki ve sürüklenme kuvvetleri, pervanelerin hızlarının kareleriyle doğru orantılıdır. Bu kuvvetler gövde eksen takımına göre alınmaktadır. Tahrik kuvvetleri ve torkları şu şekilde ifade edilebilir.

$$\mathbf{U}_B = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ F_z & b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \tau_x & bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ \tau_y & bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ \tau_z & d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{pmatrix} \quad (3.20)$$

Burada  $l$  pervane merkezlerinin kütle merkezine olan uzaklığıdır.  $b$  itki faktörü ve  $d$  sürüklenme faktörüdür.  $z$  eksenindeki kuvvet olan  $F_z$  bütün motorların hızlarının karelerinin toplamı itki faktörünün çarpımıyla elde edilir.  $x$  ve  $y$  eksenlerinde kuvvet vektörü bulunmamaktadır. Bu eksenlerde çizgisel kuvvet, rotasyon sonucu  $F_z$ 'nin bileşenlerinden gelmektedir.  $x$  ekseninde oluşan tork sağ ve sol motorun hızlarının karelerinin farkından kaynaklanır.  $y$  eksenlerinde oluşan tork ise ön ve arka motorun hızlarının karelerinin farkından kaynaklanır.

Quadrotora etkiyen yukarda açıklanan üç dış faktör, (3.14) denkleminde gösterilirse,

$$\mathbf{M}_B \mathbf{v} + \mathbf{C}_B \mathbf{v} \mathbf{v} = \mathbf{G}_B + \mathbf{O}_B \mathbf{v} \boldsymbol{\Omega} + \mathbf{U}_B \quad (3.21)$$

Denklem yeniden düzenlenip hız vektörü yalnız bırakılırsa,

$$\mathbf{v} = \mathbf{M}_B^{-1}(-\mathbf{C}_B \mathbf{v} \mathbf{v} + \mathbf{G}_B + \mathbf{O}_B \mathbf{v} \boldsymbol{\Omega} + \mathbf{U}_B) \quad (3.22)$$

Matris formatında olan bu işlemler yapıp açık halde yazılırsa, gövde eksen takımına göre sistemin dinamik denklemleri aşağıdaki gibidir.

$$u = v r - w q + g \sin \theta$$

$$v = w p - u r - g \cos \theta \sin \phi$$

$$w = u q - v p - g \cos \theta \sin \phi \frac{F_z}{m}$$

$$p = \frac{I_Y - I_Z}{I_X} q r - \frac{J_P}{I_X} q \Omega + \frac{\tau_x}{I_X} \quad (3.23)$$

$$q = \frac{I_Z - I_X}{I_Y} p r - \frac{J_P}{I_Y} p \Omega + \frac{\tau_y}{I_Y}$$

$$r = \frac{I_X - I_Y}{I_Z} p q + \frac{\tau_z}{I_Z}$$

Burada pervane hızlarından kaynaklanan kuvvetler,

$$F_z = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$$

$$\tau_x = bl(\Omega_4^2 - \Omega_2^2)$$

$$\tau_y = bl(\Omega_3^2 - \Omega_1^2)$$

$$\tau_z = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$$

(3.23)'de yazılan quadrotorun dinamik denklemler, gövde eksenine göre çıkarılmıştır.

Dinamik denklemleri tam olarak ifade edebilmek için lineer ifadeleri yer eksenine göre, açısal ifadeleri de gövde eksenine göre belirtmek gerekir. Yeni dinamik denklemleri hibrit adı verilen eksen takımına göre alınacaktır ve  $H$  indisi ile gösterilecektir.

$$\boldsymbol{\zeta} = \boldsymbol{\Gamma}^E \boldsymbol{\omega}^B T = X \ Y \ Z \ p \ q \ r T \quad (3.25)$$

Sistemin dinamiği hibrit eksen takımına göre matris formunda tekrar yazılabilir,



$$\begin{aligned}
& (s\psi s\phi + c\psi s\theta c\phi)F_z \\
& (-c\psi s\phi + s\psi s\theta c\phi)F_z \\
\mathbf{U}_H = & \begin{matrix} \mathbf{R}_\Theta & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{matrix} \mathbf{U}_B = \begin{matrix} (c\theta c\phi)F_z \\ \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{matrix}
\end{aligned} \tag{3.31}$$

(3.26) yeniden düzenlenip yazılırsa,

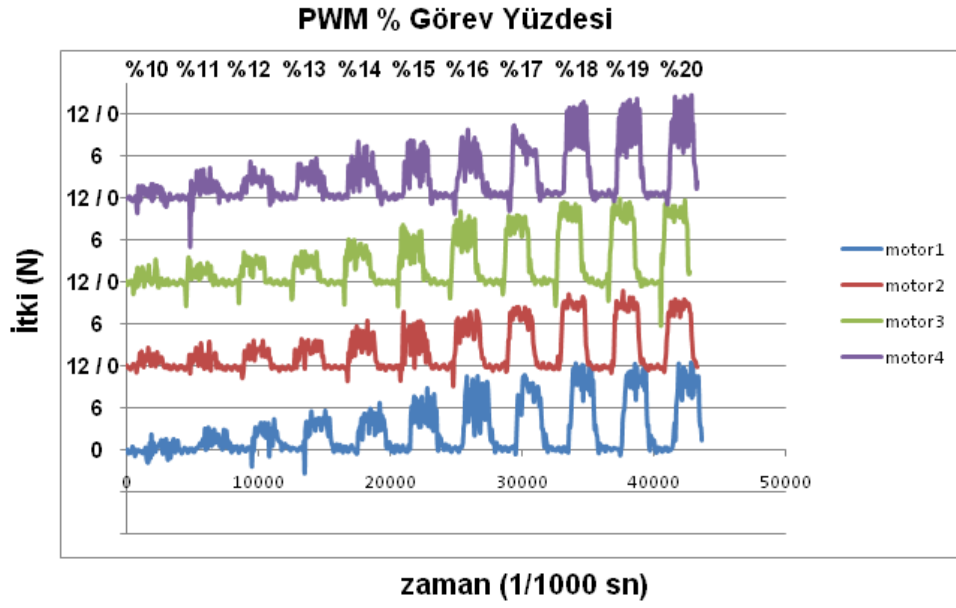
$$\zeta = \mathbf{M}_H^{-1}(-\mathbf{C}_B \zeta \zeta + \mathbf{G}_B + \mathbf{O}_B \zeta \Omega + \mathbf{U}_B) \tag{3.32}$$

Matris formu açılıp sistem denklemleri yazılırsa, sistemin matematik modeli elde edilmiş olur.

$$\begin{aligned}
X &= \sin \psi \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi \frac{F_z}{m} \\
Y &= -\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi \frac{F_z}{m} \\
Z &= -g + \cos \theta \cos \phi \frac{F_z}{m} \\
p &= \frac{I_Y - I_Z}{I_X} q r - \frac{J_P}{I_X} q \Omega + \frac{\tau_x}{I_X} \\
q &= \frac{I_Z - I_X}{I_Y} p r - \frac{J_P}{I_Y} p \Omega + \frac{\tau_y}{I_Y} \\
r &= \frac{I_X - I_Y}{I_Z} p q + \frac{\tau_z}{I_Z}
\end{aligned} \tag{3.33}$$

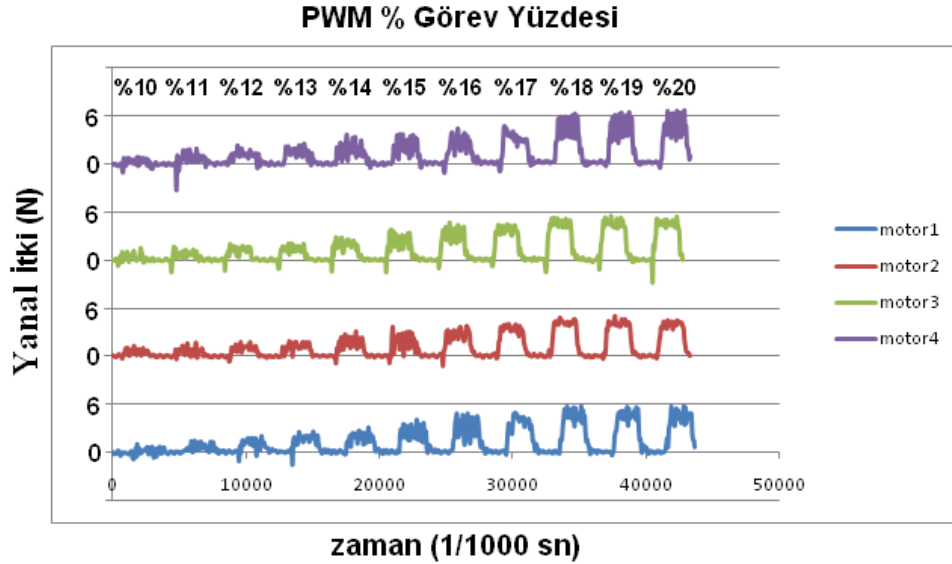
### 3.3 Motor Modeli

Sistemin tahrik elemanı olan motorların modeli için deney düzeneğindeki motorlar göz önüne alınmıştır. Yapılan simülasyonların gerçeğe yakın sonuçlar vermesi için motor hızları ile pervanelerin itki ve sürüklenme kuvvetleri arasında bağıntıyı bulmak için deneyler yapılmıştır. Bu deneyler yapılırken motorun PWM görev yüzdeleri %10 ila %20 arasında değiştirilerek motorlara bağlanan kuvvet sensöründen itki ve sürüklenme kuvvetleri elde edilmiştir. Dört motorun, PWM görev yüzdesiyle itki kuvveti arasındaki deney sonuçları Şekil 3.8'deki gibidir.



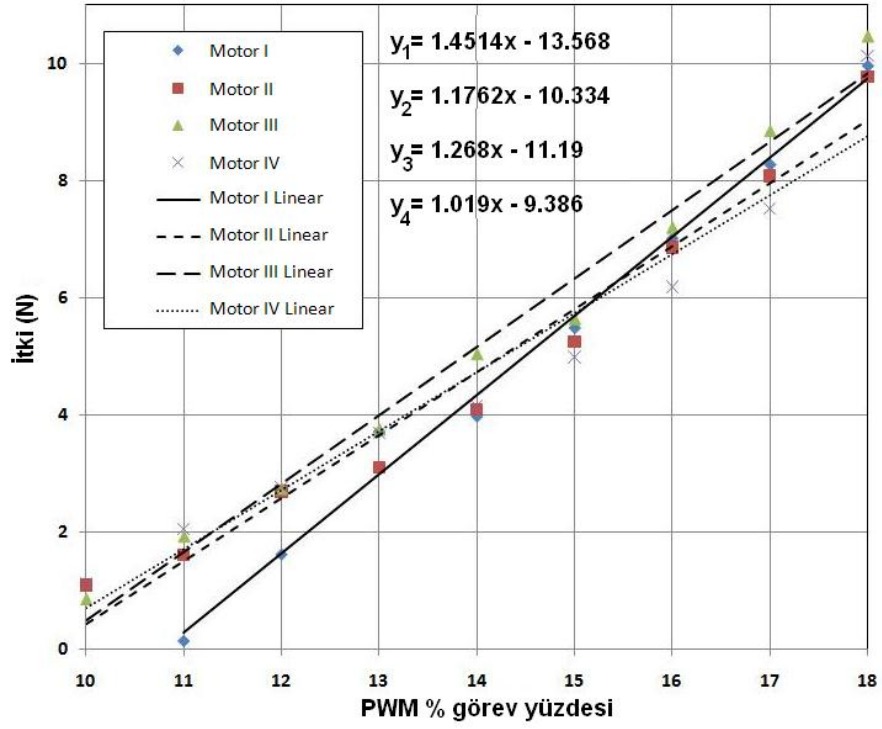
Şekil 3.8 İtki kuvveti / PWM görev yüzdesi

Dört motorun, PWM görev yüzdesiyle sürüklenme kuvveti arasındaki deney sonuçları Şekil 3.9'daki gibidir.



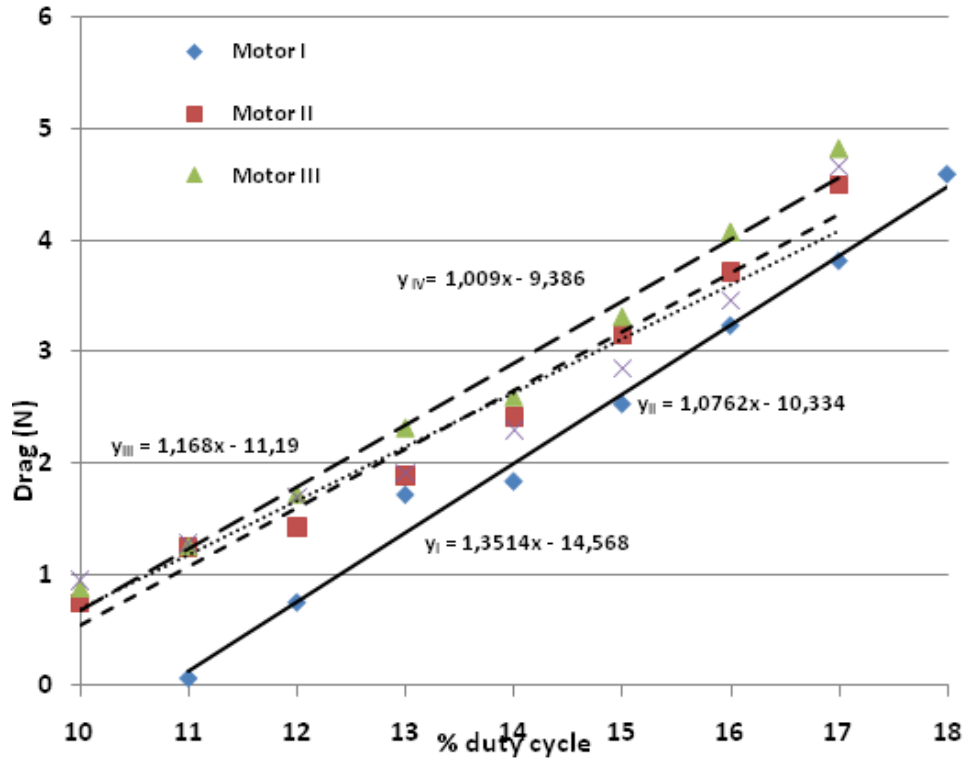
Şekil 3.9 Sürüklenme kuvveti / PWM görev yüzdesi

Yapılan deneylerden alınan PWM görev yüzdeleriyle kuvvetler arasındaki ilişki grafikleri birinci dereceden bir eğri üzerine oturtularak motorlar için modeller elde edilmiştir. Birinci derece itki kuvveti modeli şekil 3.10'da gösterilmiştir.



Şekil 3.10 Motorların itki kuvveti modeli

Aynı şekilde yapılan deneyler sonucu birinci derece sürüklenme kuvveti modeli Şekil 3.11’de gösterilmiştir.

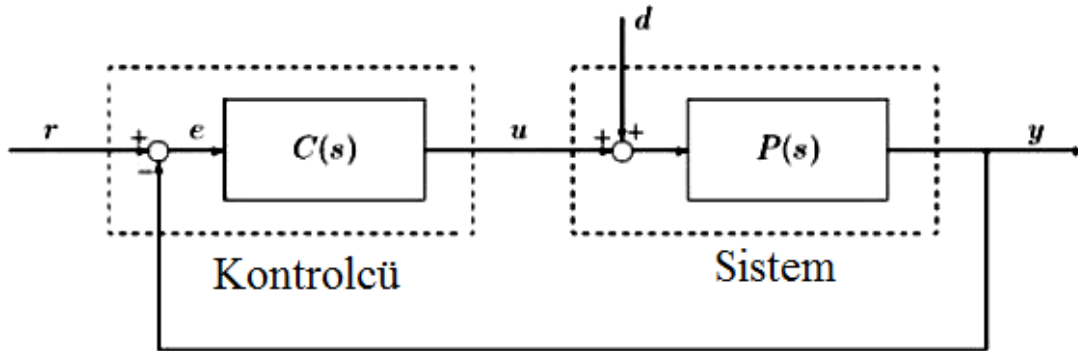


Şekil 3.11 Motorların sürüklenme kuvveti modeli

## 4. KONTROLÇÜ TASARIMI

### 4.1 PID kontrolcüler

Kontrolün amacı, bir işlemdeki değişkenlerin istenilen şekilde davranması için giriş sinyalleri üretmektir. Bu giriş sinyallerini üretebilmek için çıkış sinyallerinden faydalaniyorsa bu tip sistemlere geri beslemeli sistem denir. Burada kontrolcünün görevi, çıkış sinyali ile referans değeri arasındaki hatadan giriş sinyali üretmektir.



Şekil 4.1 Geri beslemeli sistem

Şekilde görüldüğü gibi çıkış değeri  $y$  referans değeri  $r$  ile karşılaştırılarak kontrolcü için hata fonksiyonu oluşturur ve  $u$  kontrol sinyali üretilir. Burada  $d$  dışarıdan gelen bozucu etkilerdir.

PID, 1939 da kullanılmaya başlandığından bu yana geri beslemeli sistemlerin en çok kullanılan formudur. Pratikte edinilen tecrübeler bu kontrolcünün bir çok proses kontrol problemi ile son derece iyi bir şekilde baş edebildiğini göstermiştir. Japonya'da 1989 yılında yapılan bir araştırma, endüstride kullanılan kontrolcülerin %90'ından fazlası PID kontrol ve geliştirilmiş PID kontrol olduğunu ortaya koymuştur.

PID kontrolcü lineer bir kontrolcüdür. Hata sinyali  $e(t)$ ' yi kontrol sinyali  $u(t)$ ' ye çevirir. Lineer bir kontrolcü olduğundan zaman ve frekans domenlerinde incelenebilir. Zaman domeninde kontrol sinyali şu şekildedir:

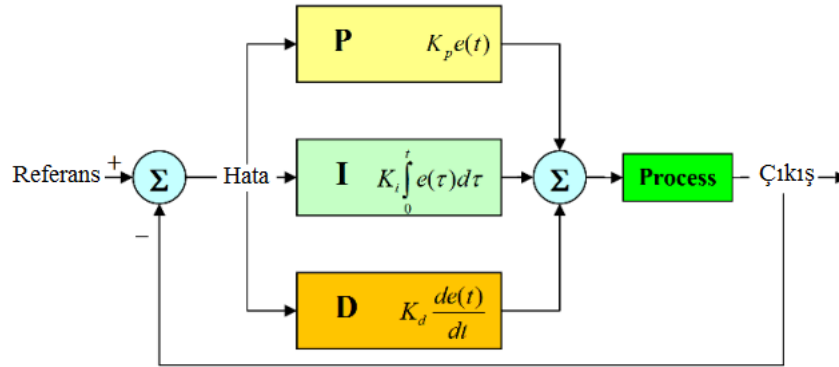
$$u(t) = K_p(e(t) + \frac{1}{T_i} \int e(t) dt + T_d \frac{d}{dt} e(t)) \quad (4.1)$$

$$e(t) = y(t) - r(t) \quad (4.2)$$

Frekans düzleminde;

$$u(s) = K_p \left( 1 + \frac{1}{sT_i} + sT_d \right) E(s) \quad (4.3)$$

şeklinde ifade edilir.



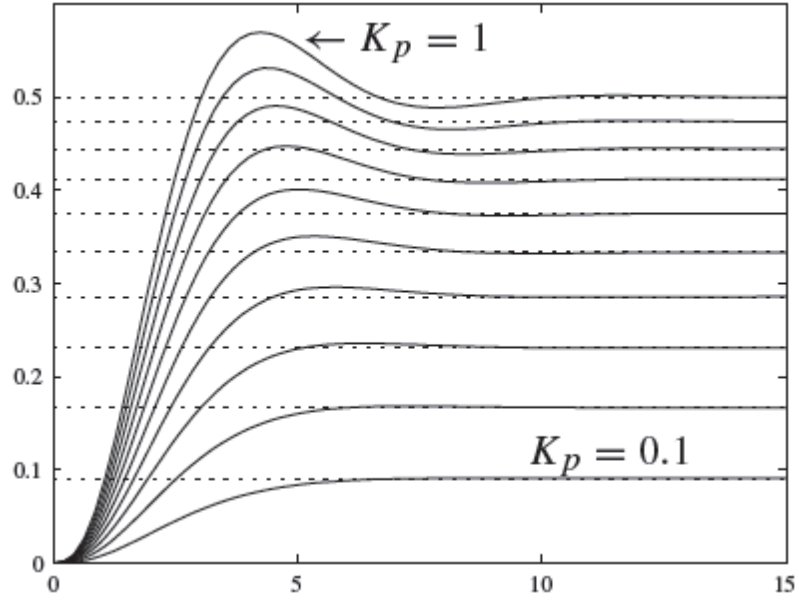
Şekil 4.2 PID denetleyici uygulanmış sistem

Yukarıda da ifade ettiğimiz gibi PID kontrolör oransal, integral ve türev elemanlarının toplamından oluşur. Birinci terim hata sinyali ile ikinci terim hata sinyalinin integrali ile ve üçüncü terim hata sinyalinin türevi ile orantılıdır. Her üç kısım kullanılabilceği gibi sadece bir ya da iki kısmın da kullanılması istenilen sonucu elde etmemizi sağlayabilir.

#### 4.1.1 Oransal kontrolün etkisi

K sabit kazançlı kontrol sistemleri kontrolör çıkışındaki işaret, girişteki işarete sabit bir oranla bağıntılı olduğu için oransal kontrol adını alır. Tasarlanan kontrolcünün  $K_p$  değeri arttıkça cevap hızı artar fakat sistem kararsız hale gelebilir. Oransal kontrolde sistem istenen değere ulaşmaz daima kararlı hal hatası vardır.

Oransal mod; çıkış sinyalinin genliğinin, kontrol edilecek sistemden gelen giriş sinyaline orantılı olarak ayarlanmasını sağlar. Bu ayarlanabilir oran parametresi "kontrolcünün kazancı" olarak adlandırılır ( $k_c$ ).

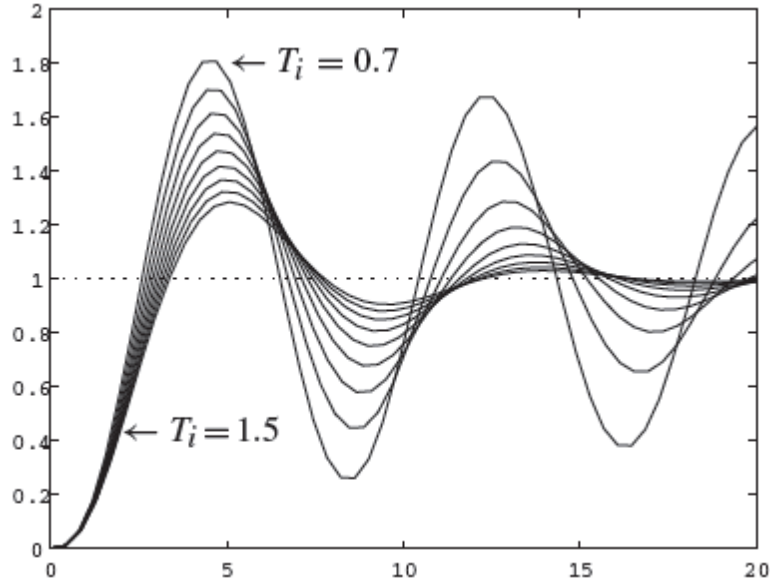


Şekil 4.3 Oransal kontrolün etkisi

#### 4.1.2 İntegral kontrolün etkisi

İntegral teriminden gelen katkı hatanın büyüklüğü ve sürekliliğiyle orantılıdır. İntegral kontrol, uygulandığı sistemin derecesini artırır. Ayrıca İntegral kontrol sistemi karasız hale getirebilmektedir.  $K_i$  katsayısının artması integral etkisini artıracığından aşım artacaktır.

PI kontrol, orantı etkide ortaya çıkan kalıcı hal hatasını gidermek için kontrolöre hatanın integrali ile orantılı bir kontrol etkisi ilave etmektir. İntegral etkinin çıkışı geçmişte meydana gelen hatanın birikimi ile orantılıdır. Hatanın integrali büyük olursa büyük bir düzeltme etkisi sağlar. Şekil 4.4' de integral etkisinin sistem üzerindeki etkisi görülmektedir.



Şekil 4.4 İntegral kontrolün etkisi

### İntegral yığılması

Sistemlerde kullanılan sürücülerin ve eğleyicinin belirli bir doyma noktası vardır. Mesela motorların sürülmesi için kullanılan pwm, pnömatik pistonların kuvvetlerini ayarlamak için kullanılan basınç gibi.

İdealde, hata  $t_0$  anında pozitiften negatife geçtiğinde aynı etkinin yine  $t_0$  anında  $u(t)$ 'de de belirmesi gerekir. Fakat integrasyon nedeniyle,  $u(t)$   $t=t_0$  anında  $u_m$  değerinin üstündedir ve  $u_m$  değerine ulaşması  $t=t_2$  anında olur. Bu nedenle, hatanın  $u(t)$ 'deki etkisi ancak  $t_2-t_0$  kadar bir gecikmeden sonra  $t_2$  anında belirir. Sonuç olarak integrasyondan dolayı  $u(t)$  işareti doyma seviyesinin üzerine çıkar ve  $u(t)$ 'ye etki etmesi içinde bu seviyenin altına inmesi gereklidir. Bu olaya integrasyon yığılması adı verilir.  $e(t)$  hatası işaret değiştirmediği sürece  $u(t)$  artmaya devam ettiğinden kontrol edilen büyüklüğün cevap eğrisinde büyük aşımalar oluşur.

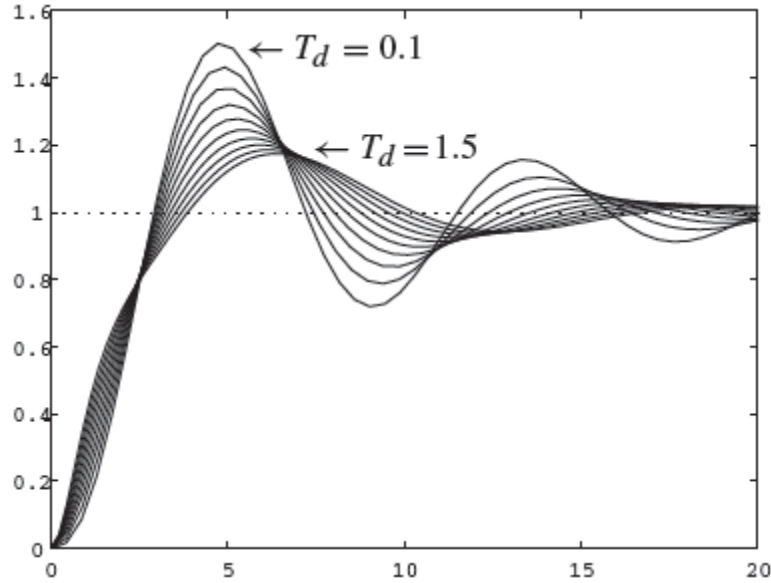
Eğer  $e(t)$  hatası küçük ve hemen sıfır yaklaşıyorsa, integral yığılması oluşmayabilir. İntegral yığılmasının geri beslemeli sistemde oluşması istenmez. Bunu önlemenin bir yolu;  $u(t)$  doymaya ulaştığında integral alıcısı devreden çıkarmaktır.

#### 4.1.3 Türev kontrolün etkisi

$K_d$  etkisi artırıldığında sistem daha kararlı hale gelir ve aşım azalır. Bu kontrolde sapmanın farklılaşmasıyla çıkışın düzeltilmesi şeklinde bir kontroldür. P oransal kontrolde sapmanın gerçek değeri temel alınarak, I kontrolde sapmanın bir önceki değeri temel alındığından

dolayı daima bir gecikme ile bir kontrol yapılacaktır. Türevsel kontrol bu problemi kompanse edecektir.

Geçen zamana karşı sapma oranındaki değişime göre çıkış frekansının düzeltilir. Bu nedenden dolayı,  $K_d$  türevsel kontrolde sapmada herhangi bir değişik olduğu zaman çıkış frekansı hızlı bir şekilde  $K_d$  ile düzeltilir.



Şekil 4.5 Türev kontrolün etkisi

#### 4.2 Bulanık Mantık

“Fuzzy Logic” kuramı ilk kez 1965 yılında Prof. Lutfi A. Zadeh isminde Azerbaycan’lı bir bilim adamı tarafından ortaya atılmış olup dilimize “Bulanık Mantık” veya “Bulanık Küme Teorisi” olarak geçmiştir. Bulanık küme ve kesin küme kavramları üzerinde durmak gerekirse kesin kümelerde, bir eleman ya bir kümeye aittir ya da değildir. (Tam üyelik) fakat bulanık kümelerde bir eleman birden fazla kümeye kısmen ait olabilmektedir. Yani bulanık küme teorisinde, kesin kümelerin aksine kısmi üyeliğe izin verilmektedir. Böyle bir kısmi üyeliğin var olmasından dolayı bulanık mantık insan düşünme ve algılamasını modellemek için kullanılan güçlü bir yöntemdir. Bulanık sistemler kuralları saklayıp dilsel girişten dilsel çıkışa örneklemiş fonksiyonları belirler. Bir bulanık küme, üyelik fonksiyonu ile karakterize edilmektedir. Bu üyelik fonksiyonu her objenin bir kümedeki ağırlık derecesini vermektedir. Bu ağırlık derecesi 0’dan 1’e kadar olan bir aralıkta olabilmekte yani ağırlık derecesi 1

olduğunda bulanık kümeye tam üyelik, ağırlık derecesi 0 olduğunda da üye olamama belirtilmektedir. Bulanık mantık ile insanların bazı sistemleri makinelerden daha iyi kontrol edebilmelerinin sebebi, insanların kesinlik ifade etmeyen bir takım bilgileri kullanarak karar verebilme özelliğine sahip olmalarındandır. Dolayısıyla eğer bu özellik sistemlerin modellenmesinde kullanılırsa dizayn edilen denetleyicilerin performansının artırılması mümkün olacaktır. Bulanık kümelerin Bulanık Mantık Kontrol (Fuzzy Logic Control) olarak pratik uygulamalarda kullanılması ise 1970'li yıllarda gerçekleşmiştir. Bunlar bazı küçük çaplı endüstriyel uygulamalardır. İlk bulanık çipi ise 1980'lerin başında AT&T Bell laboratuvarlarında Togai ve Watanabe tarafından geliştirilmiştir.

Bulanık mantık kontrolünün dünyaya tanıtılmasında önemli olaylardan biri bulanık mantık kontrolün Sendai (Japonya) metrosunun otomatik kontrolü için kullanılması olmuştur (1987). Bu uygulamada bulanık mantık kontrolünün bir çok parametre açısından geleneksel bir PID kontrolörden daha üstün olduğu gösterilmiştir. ( Örneğin istasyona yaklaşip durma, yolcu konforu ve yakıt tüketimi gibi). Bu uygulamanın başarısı sebebiyle bulanık mantık kontrollü bu sistem yeni Tokyo metrosunda da kullanılmaktadır. Özellikle Japonya'da 1990'lı yıllarda bulanık mantık kullanılan tüketici ürünleri pazarda sıkça görülmeye başlanmıştır. Bunlarda bazıları şöyle sıralayabiliriz: Çamaşır makineleri, elektrik süpürgeleri, klimalar, fanlar, ısıtıcılar, mikrodalga fırınları çamaşır kurutucularıdır. Bunun yanında birçok mühendislik dallarında, veri tabanlarının sözelleştirilmesinde, tele sekreterlerin cevaplamasında ve bir çok konularda bulanık mantık, bütün dünyada kullanılır hale gelmiştir. Özellikle değişik bilim ve mühendislik konularını yayınlayan uluslararası dergilere girildiğinde hemen her mühendislik konusunda ve teknolojik çalışmalarda artık bulanık sistem denetimlerinin ve hesaplamalarının yaygınlaştığı görülmektedir.

#### **4.2.1 Bulanık Küme Teorisi**

Klasik küme, kümenin içinde olan elemanlar ya da dışında olan elemanlar olarak evreni ikiye böler. Bu olay şu şekilde açıklanabilir. Küme içindeki elemanlar 1, küme dışındaki elemanlar 0 ile gösterilir. Klasik kümede sadece bu iki değer mümkündür. Bulanık kümelerin üyelik dereceleri vardır ve üyelik derecesi  $[0,1]$  aralığındaki herhangi bir değer (0 ve 1 dahil) olabilir. Örneğin, 'geniş evler' bulanık kümesinde üyelik derecesi 0.8 olan bir evden bahsedebiliriz. Bu ev büyük olabilir, ancak en büyük ev değildir. Bulanık mantık, insanın günlük yaşantısında nesnelere verdiği üyelik değerlerini, dolayısıyla insan davranışını taklit

eder.

## 4.2.2 Bulanık Kümeler Üzerinde İşlemler

Bulanık kümeler üzerinde yapılan üç temel işlem, tümleyen, birleşim ve kesişimdir.

### 4.2.2.1 Birleşim (Union):

X evrensel küme üzerinde tanımlanan A ve B kümeleri verilsin,  $A \cup B$  de aynı zamanda X'in bir bulanık kümesidir ve bunu üyelik fonksiyonu aşağıdaki gibidir:

$$\mu_{A \cup B} x = \text{Max } \mu_A x, \mu_B x \quad (4.4)$$

### 4.2.2.2 Kesişim(Intersection):

X evrensel kümesinin bulanık iki A ve B kümelerinin kesişimi  $A \cap B$  şeklinde ifade edilir ve üyelik fonksiyonu aşağıdaki gibidir:

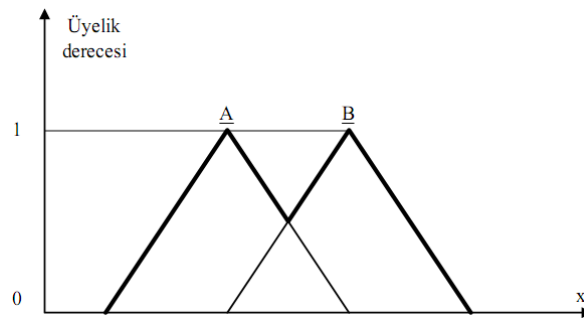
$$\mu_{A \cap B} x = \text{Min } \mu_A x, \mu_B x \quad (4.5)$$

### 4.2.2.3 Tümleyen(Complement):

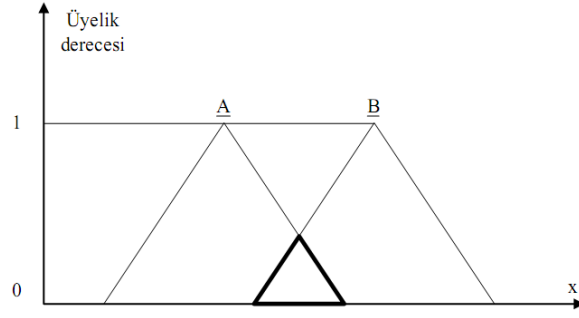
X evrensel kümesinde verilen bir A bulanık kümesinin tümleyeninin üyelik fonksiyonunun matematiksel ifadesi aşağıdaki gibidir:

$$\mu_{A^c} x = 1 - \mu_A x \quad (4.6)$$

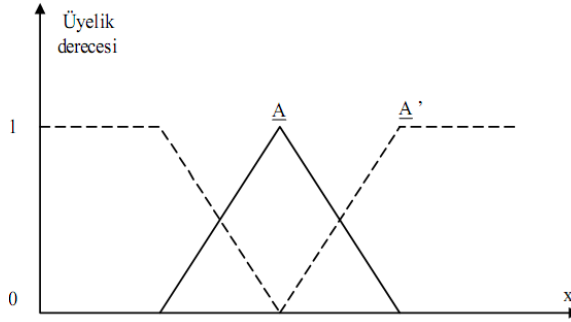
Bu üç temel özellik aşağıdaki Şekil 4.6 – 4.8'de açıklanmaktadır.



Şekil 4.6 A ve B kümelerinin birleşim kümesi  $A \cup B$



Şekil 4.7 A ve B kümelerinin kesim kümesi  $A \cap B$



Şekil 4.8 A kümesinin tümleyeni  $A^{-1}$

### 4.2.3 Bulanık Kümelerin Özellikleri

Bulanık kümelerin özellikleri aşağıdaki gibi sıralanabilir.

#### 4.2.3.1 Birleşme Özelliği

$$A \cup B \cup C = A \cup B \cup C$$

$$A \cap B \cap C = A \cap B \cap C$$

#### 4.2.3.2 Dağılma Özelliği

$$A \cup B \cap C = A \cup B \cap A \cup C$$

$$A \cap B \cup C = A \cap B \cup A \cap C$$

#### 4.2.3.3 Eşitlik Özelliği

$$A \cup A = A$$

$$A \cap A = A$$

#### 4.2.3.4 Özdeşlik İlkesi

$$A \cup \emptyset = A \quad A \cap \emptyset = \emptyset$$

$$A \cap X = A \quad A \cup X = X$$

#### 4.2.3.5 Değilinin Değili Özelliği

$$A = A$$

#### 4.2.3.6 Değişme Özelliği

$$A \cup B = B \cup A$$

$$A \cap B = B \cap A$$

#### 4.2.4 Üyelik Fonksiyonları:

Evrendeki her eleman sıfır bile olsa herhangi bir derecede bir bulanık kümenin üyesidir. Bulanık kümelerde, elemanlar belli bir derecede üyeliğe sahiptirler. Bulanık kümelerde kesin kümelerdekine aksine üyelikten üye olmamaya aniden değil kademeli olarak geçiş yapılır. Üyelikleri sıfırdan farklı olan elemanlar kümesine bulanık kümenin dayanağı denir. Evrendeki her  $x$  elemanına bir değer veren fonksiyona, üyelik fonksiyonu  $\mu_x$  denir.

Üyelik fonksiyonlarının belirlenmesinde iki yöntem mevcuttur.

##### 4.2.4.1 Sayısal Tanımlama:

Bu yöntemle bir bulanık kümenin üyelik fonksiyonunun değeri, boyutu ayrıklaştırma derecesine bağlı sayılarda oluşan bir vektör olarak temsil eder.

$$\mu_f u = \frac{a_i}{u_i} \quad (4.7)$$

Örneğin burada,  $a=(0.38,0.64,1.00,0.75,0.21)$  olabilir.

##### 4.2.4.2 Fonksiyonel Tanımlama:

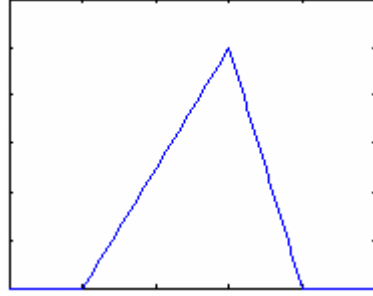
Burada üyelik fonksiyonları bir fonksiyonla tanımlanır. Çan eğrisi, üçgen, yamuk gibi fonksiyonlar olabilir. Bu fonksiyonlar bulanık mantık denetiminde kullanılabilir. Çünkü bu fonksiyonların normalizasyonu ve değişimlere uyarlanabilme aritmetiği daha kolaydır.

##### Üçgen Üyelik Fonksiyonları

Üçgen üyelik fonksiyonları, üç köşenin  $X$  koordinatlarını belirleyen üç parametre  $\{a,b,c\}$

tarafından belirlenir.

$$\text{üçgen } x, a, b, c = \begin{cases} 0, & x \leq a \\ \frac{x-a}{b-a}, & a \leq x \leq b \\ \frac{c-x}{c-b}, & b \leq x \leq c \\ 0, & c \leq x \end{cases} \quad (4.8)$$

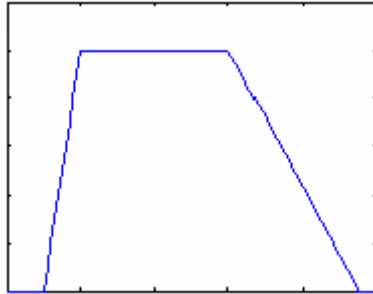


Şekil 4.9 Üçgen üyelik fonksiyonu

### Yamuk Üyelik Fonksiyonları

Yamuk bir üyelik fonksiyonu aşağıdaki gibi belirtilen dört parametre  $\{a,b,c,d\}$  tarafından belirlenir.

$$\text{yamuk } x, a, b, c, d = \begin{cases} 0, & x \leq a \\ \frac{x-a}{b-a}, & a \leq x \leq b \\ 1, & b \leq x \leq c \\ \frac{d-x}{d-c}, & c \leq x \leq d \\ 0, & d \leq x \end{cases} \quad (4.9)$$



Şekil 4.10 Yamuk üyelik fonksiyonu

Basit formülleri ve hesaplanmasındaki verimliliği dolayısıyla hem üçgen üyelik

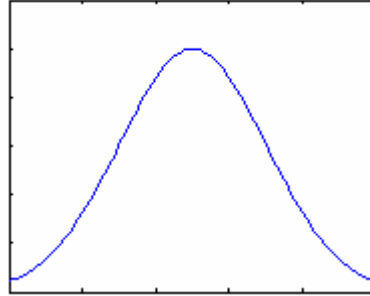
fonksiyonları, hem de yamuk üyelik fonksiyonları özellikle de gerçek zamanlı uygulamalarda yaygın olarak kullanılmaktadır. Bununla birlikte üyelik fonksiyonları, doğru parçalarının birleşiminden oluştuğu için, bu fonksiyonların parametrelerce belirlenmiş dönüm noktalarındaki geçişi düzgün değildir. Aşağıda, düzgün ve lineer olmayan fonksiyonlar tarafından tanımlanan diğer üyelik fonksiyonları verilmektedir..

### Gauss Üyelik Fonksiyonları

Gauss üyelik fonksiyonu iki parametre  $\sigma, c$  ile tanımlanır.

$$gauss\ x; \sigma, c = e^{-\frac{1}{2} \frac{x-c}{\sigma}^2} \quad (4.10)$$

Burada  $c$ , üyelik fonksiyonunun merkezini ve  $\sigma$ , genişliğini belirtir.



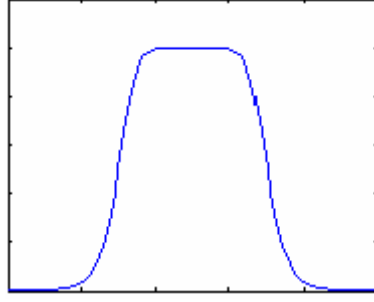
Şekil 4.11 Gauss üyelik fonksiyonu

### Genelleştirilmiş Çan Üyelik Fonksiyonu(Cauchy Üyelik Fonksiyonları)

Genelleştirilmiş çan üyelik fonksiyonu üç parametre  $\{a,b,c\}$  tarafından belirlenir.

$$\çan\ x; a, b, c = \frac{1}{1 + \frac{x-c}{a}^{2b}} \quad (4.11)$$

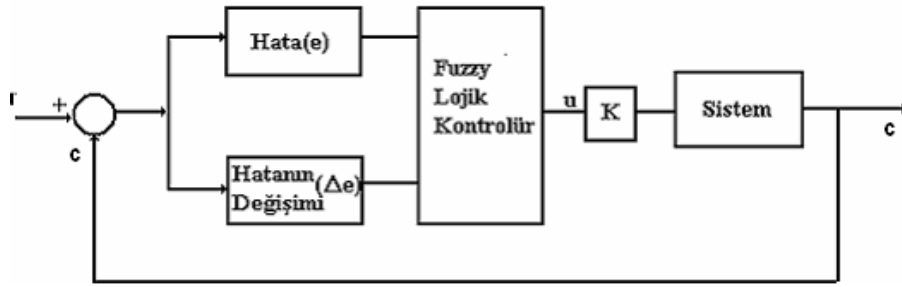
Burada  $b$  parametresi genelde pozitiftir. Eğer  $b$  negatif olursa çan eğrisi baş aşağı olur. Bu üyelik fonksiyonunun olasılık teorisinde kullanılan Cauchy dağılımının doğrudan genelleştirilmiş şeklidir.



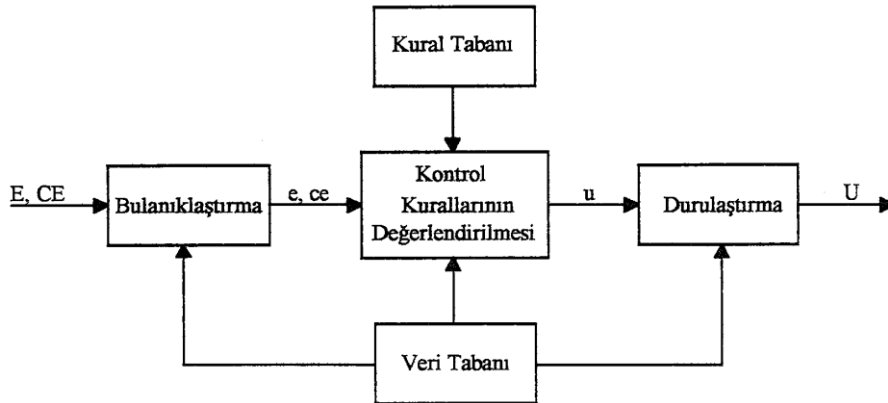
Şekil 4.12 Genelleştirilmiş çan üyelik fonksiyonu

### 4.3 Bulanık Mantık Denetleyici

Bir bulanık mantık kontrol ünitesi Şekil 4.13'te görüldüğü gibi kapalı çevrim kontrol sistemi şeklindedir.



Şekil 4.13 Bir bulanık mantık denetleyicisinin yapısı ise Şekil 4.14'te verildiği gibidir.



Şekil 4.14 Bulanık Mantık Denetleyicisinin Blok Diyagramı Konfigürasyonu

Bir bulanık mantık denetleyicisinin temel elemanları; bulanıklaştırma ünitesi, bulanık mantık muhakeme ünitesi, bilgi tabanı ve durulaştırma ünitesidir. Bulanık bilgi tabanı ünitesi veri tabanı (data base) ve kural tabanı (rule base) olmak üzere iki kısma ayrılır. Veri tabanı bulanık

kümeler kullanarak her bir sistem değişkeninin tanımlamasını içerir. Kural tabanı ise bulanık şartları içermektedir.

Sistem değişkenleri olarak giriş ve çıkış değişkenleri gösterilmektedir. Denetlenen işlemde ölçülen giriş değişkenleri (E,CE)dir. Burada E hatayı CE ise hatanın değişimini yani türevini göstermektedir. Bulanık mantık denetleyicisinin çıkışı ise sistemin kontrol etmek amacıyla üretilen (U) işaretidir. Bu sistem değişkenleri kuralların tanımlanmasında kullanılmaktadır. Bu sistem değişkenlerinin her biri aslında bulanık kümelerdir. Bu kümelerin içerilerine bulanık değerler atanır. Bu kümelerin tanımlamaları, tasarım işleminde en kritik işlemlerden biridir çünkü sistem performansını ve denetleyicinin kontrol başarısını doğrudan etkilemektedir. Kontrol edilen sistemden alınan ya da bu sisteme gönderilen değer gerçek değerlerdir yani bulanık mantık denetleyicinin girişine gelen ve çıkışından çıkan değerler kesin değerler olmalıdır. Denetleyici tarafından kullanılan bu değerlerin bulanık değerlerini yerleştirmek için bulanıklaştırma ve denetleyici sonunda kesin bir değer elde etmek için durulaştırma işlemlerine ihtiyaç duyulmaktadır.

#### **4.3.1 Sistem Değişkenleri ve Bulanık Parametreler:**

Genellikle kesin değerler olan giriş ve çıkış değerleri ile bulanık kümelere karşılık gelen ve özellikle sözel olan sistem değerleri (bulanık mantık parametreleri) birbirinden ayırmak büyük önem arz etmektedir. Bu bulanık sistem değişkenleri giriş ve çıkış değerlerini içermektedir. Giriş değişkenleri işlem durum değişkenleri olarak bilinmektedir. Giriş değişkenleri kontrol edilen sistemden türetilen değerleri almaktadırlar. Çıkış değişkenleri ise bulanık mantık denetleyici tarafından belirlenen değerleri almaktadır. Her bir sistem değişkeni için izin verilen değerleri belirleyerek bulanık kümelerin tasarımı, bir bulanık kontrol sisteminin kontrolünün başarılı olması için kritiktir.

Bulanık sistemin karmaşıklığına bağlı olarak giriş ve çıkış değişkenlerinin sayısı değiştirmektedir. n girişli değişkenli ve m çıkış değişkenli bir sistemin n- giriş m- çıkış olarak tanımlanabilmektedir. Sistemler m ve n'nin aldığı değerlere göre tek girişli tek çıkışlı (SISO) veya çok girişli-çok çıkışlı (MIMO) olabilirler.

Her bir sistem değişkeni için bulanık kümeler sözel terimlerle ifade edilmektedirler.(PB, PO, PK, S, NK, NO, NB vb gibi). Her bir değişken için tanımlanan bulanık kümelerin sayısı o değişkenin ne kadar farklı değerler alabileceğini ve bulanık mantık denetleyici ile elde edilecek kontrol sayısını belirlemektedir. Her bulanık küme için belirli üyelik fonksiyonları

sözel değerlerin anlamını belirlemekte ve o değişkenin evrensel kümesi içinde tanımlanmaktadır. Yukarıda bahsettiğimiz gibi bir bulanık küme için üyeliği belirlemenin sayısal tanımlama ve fonksiyonel tanımlama olmak üzere iki yolu vardır.

Bir değişken için üyelik fonksiyonlarının şekli, aralığı ve sayısının seçimi ve sayısının seçimi nihayetinde subjektif tasarım seçimlerine bağlı olmasına ve bunun da sistem performansını etkilemesine rağmen, aşağıdaki bazı açıklamaların bilinmesinde fayda vardır:

- Evrensel kümede tanımlanan bulanık kümelerin simetrik olarak dağıtılmalıdır.
- Her bir değişken için tek sayıda bulanık kümelerin kullanılması ve böylece bazı bulanık kümelerin ortada yer alması sağlanmalıdır. Tipik olarak her bir sistem değişkeni için 5 veya 7 tane bulanık küme kullanılmaktadır.
- Hiçbir kesin değer herhangi bir bulanık kümede tanımsız kalmaması için yan yana bulanık kümelerin belirli bir yüzde ile üst üste binmesi sağlanmalıdır. Böylece çıkışın belirlenmesinde de birden fazla kuralın kullanılması sağlanmış olacaktır.

#### 4.3.2 Bulanıklaştırma

Bulandırma, sistemden alınan denetim giriş bilgilerini dilsel niteleyiciler olan sembolik değerlere dönüştürme işlemidir. Üyelik fonksiyonundan faydalanılarak giriş bilgilerinin ait olduğu bulanık kümeyi/kümeleri ve üyelik derecesini tespit edip, girilen sayısal değere küçük, en küçük, gibi dilsel değişken değerler atar. Sistemin verimli çalışmasını sağlamak amacıyla değişik şekillerde (üçgen, yamuk, çan eğrisi ..vb) bulanık üyelik fonksiyonları seçilebilir.

Özetleyecek olursak bulandırıcı arabirimi şu fonksiyonları sağlar.

- Giriş değişkenlerinin ölçüsünü belirlemek,
- Sözü edilen uzaya karşı gelen giriş değişkenlerinin oranını dönüştüren performans ölçeklemesi yapmak,
- Bulandırıcının fonksiyonları bulanık kümelerin etiketleri olarak görülebilecek uygun dilsel değişkenlere, giriş verilerini dönüştürmeyi sağlamak.

#### 4.3.3 Bilgi Tabanı

Bir bulanık mantık denetleyicide, uygulama domeni ve kontrol amacı bilgisi çoğu uygulamalarda tasarımcının uzmanlığına bağlı olarak subjektif olarak belirlenmektedir.

Bilgi tabanı, veri tabanı ve kural tabanından meydana gelmektedir. Veri tabanı, bulanık parametrelerin gerekli tanımlamalarını, her bir değişken için tanımlanmış üyelik fonksiyonları

kullanılarak oluşturulan bulanık kümeler ile sağlamaktadır. Kural tabanı ise kontrol amacını gerçekleştirmek üzere tasarlanmış bulanık kontrol kurallarını içermektedir.

Veri tabanı ve kural tabanının oluşturulması bir bulanık mantık denetleyicisi tasarımında önemli bir yer tutmaktadır.

#### **4.3.4 Veri Tabanının Oluşturulması**

Veri tabanının oluşturulması her bir değişken için evrensel kümenin tanımlanmasını, bulanık kümelerin sayısının belirlenmesini ve üyelik fonksiyonlarının tasarlanmasını gerektirmektedir.

##### **4.3.4.1 Evrensel Kümenin Bölümlendirilmesi ve Normalizasyonu**

Endüstriyel uygulamaların büyük bir kısmında ölçülen değerlerin çoğu analogtur ve verilen aralıkta süreklidir. Bu veriler sayısal bilgisayar girilebilmesi için analogtan sayısala çevrilerek ayrıklaştırılması gerekmektedir.

##### **4.3.4.2 Giriş/Çıkış Aralıklarının Bulanık Bölümlendirilmesi**

Bulanık kontrol kuralının şart kısmındaki giriş değişkenleri için, giriş evrensel kümesine göre bulanık kümeler tanımlamak suretiyle bir bulanık giriş aralığı oluşturulmaktadır. Bulanık kümeler giriş ve çıkış aralıklarını izin verilen çeşitli bulanık değerlere ayırmaktadır. Her bir değişken için tanımlanan bulanık kümelerin sayısı bir bulanık mantık denetleyicisinin hassasiyetinin en temel belirleyicisi olmaktadır. Bununla birlikte, giriş sistem değişkenleri için tanımlanan bulanık kümelerin toplam sayısı bulanık kontrol kurallarının da maksimum sayısına bir sınırlama getirmektedir.

#### **4.3.5 Kural Tabanının Oluşturulması:**

Bulanık kontrol kural tabanı uzmanlar tarafından verilen kontrol hedefleri ve kontrol planına bağlı olarak oluşturulmuş bulanık kontrol kurallarının toplamıdır. Bulanık mantık denetleyicisinde bir bulanık kontrol kuralı genellikle “EĞER.....O HALDE” formundadır. Bir çok girişli tek çıkışlı sistem için bulanık kontrol kural tabanı şu şekilde olabilir.

Kural- 1: EĞER  $x_{11}=A_{11}$  VE.....VE  $x_{1m}=A_{1m}$  O HALDE  $y=B_1$

Kural- 2: EĞER  $x_{22}=A_{22}$  VE.....VE  $x_{2m}=A_{2m}$  O HALDE  $y=B_2$

.

Kural- n: EĞER  $x_{nm}=A_{n1}$  VE.....VE  $x_{3m}=A_{nm}$  O HALDE  $y=B_n$

Burada  $x_{ij}$  sistem giriş değişkenleri için kullanılmaktadır, mesela hata, hatadaki değişim vb. gibi;  $A_{ij}$   $x_{ij}$  için bir bulanık kümedir. Mesela PB, PO, PK, S vb. gibi;  $y$  sistem çıkış değişkenine karşılık gelmektedir, mesela motor için sürücü sinyal akımı vb. gibi; VE bulanık operatördür;  $i=1, \dots, n$ ; ve  $j=1, \dots, m$  dir.

#### **Kontrol Kurallarının Sayısı:**

Bir bulanık kontrol algoritması evrensel kümedeki herhangi bir giriş için uygun bir kontrol işlevi çıkarabilmelidir. Bu özellik bütünlük olarak adlandırılmaktadır. Bu bütünlük özelliği, bulanık kuralların tasarım tecrübesi ve mühendislik bilgisi ile bir iç içelik arz etmesine bağlıdır. Genellikle her bir giriş değerinin en az iki bulanık kümede yer alması için bulanık kümelerin belli bir yüzde ile üst üste binmesini gerektirmektedir. Aynı zamanda her bir girişin belli bir tepki vermesi için kuralların dikkatli bir şekilde tasarlanmasında büyük önem arz etmektedir.

Bir geleneksel uzman sistem yaklaşımında eğer her bir giriş değişkeni için bulanık küme sayısı  $m$  ve sistem giriş değişkeni sayısı da  $n$  ise bütünlüğün sağlanması için  $m^n$  tane farklı kural gerekmektedir. Fakat bir bulanık mantık denetleyicisi kural tabanı bütünlüğü sağlamak için belirli bir yüzde ile kuralları üst üste bindirerek daha az sayıda kural kullanılmaktadır. Böylece daha az hesaplama zamanı ve daha iyi bir performans elde edilir. Bununla birlikte optimal kural sayısını belirleyecek bir prosedür bulunmamaktadır.

#### **4.3.6 Bulanık Kontrol Kurallarının Oluşturulması İçin Kullanılan Kaynaklar:**

Bir bulanık denetleyicinin tasarlanmasında, denetlenecek sistemin matematik modeline ihtiyaç duyulmaktadır. Bunun yerine o sistemi çalıştıran operatörün sistem davranışı konusunda sahip olduğu bilgiler ve tecrübesi ön plana çıkmaktadır. Tasarım sırasında genellikle bu tür bilgilerden faydalanılmaktadır. Böyle bir yaklaşım uzun yıllar boyunca kazanılan tecrübelerin bulanık mantık derleyicisi içerisine yorumlanmış halde kolaylıkla yerleştirilmesine imkan vermektedir. Ancak denetleyici tasarımında belli kriterlerin olmaması, tasarımı belirli bir otomasyona bağlamaya imkan vermemektedir. Bulanık denetleyicinin en önemli kısmını oluşturan bulanık kontrol kurallarının üretilmesi için dört adet metod kullanılmaktadır. Bunlar:

1. Bir uzman tecrübesi veya kontrol mühendisliği bilgisi.
2. Operatörün kontrol hareketlerinin modellenmesi.
3. İşlemin bulanık modeli.
4. Öğrenme.

#### 4.3.7 Bulanık Muhakeme Teknikleri

Bulanık mantık denetleyicisindeki sonuç çıkarma işlemi bulanık değişkenleri  $e(k)$  ve  $ce(k)$  değerlerini bir dizi sözel kurallarını kullanarak bulanık kontrol üzerinden bulanık kontrol hareketi  $du(k)$ 'ya aktarmaktadır.

Alınan giriş bilgileri için hangi kuralların uygulanacağı ve hangi uygun bulanık kontrol hareketinin çıkarılacağını belirlemek için bir çok yol vardır. Bu çeşitli bulanık çıkarım metotları arasında endüstriyel bulanık mantık denetleyicilerde en çok aşağıdaki metotlar kullanılmaktadır.

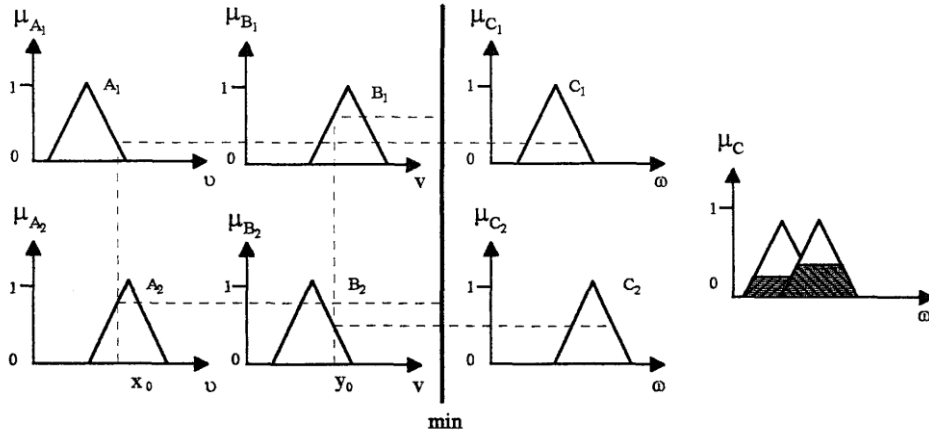
1. MAX-MIN bulanık çıkarım metodu.
2. MAX-DOT bulanık çıkarım metodu.

##### 4.3.7.1 MAX-MİN bulanık muhakeme metodu

MAX-MİN bulanık muhakemede, bulanık çıkarım için Mamdani'nin minimum operasyonu kullanılmaktadır. Buna göre i. Kural  $\alpha_i \wedge \mu_{C_i}(w)$  ile açıklanarak kontrol kuralına ulaşılmaktadır. Böylece çıkarım sonucu  $C_2$ 'nin üyeliği şu şekilde olmaktadır:

$$\mu_{C_2}(\omega) = \alpha_i \wedge \mu_{C_1}(\omega) \vee [\alpha_i \wedge \mu_{C_2}(\omega)] \quad (4.12)$$

Şekilde kesin giriş değerleri  $x_0$  ve  $y_0$  için MAX-MİN çıkarım işlemi görülmektedir.



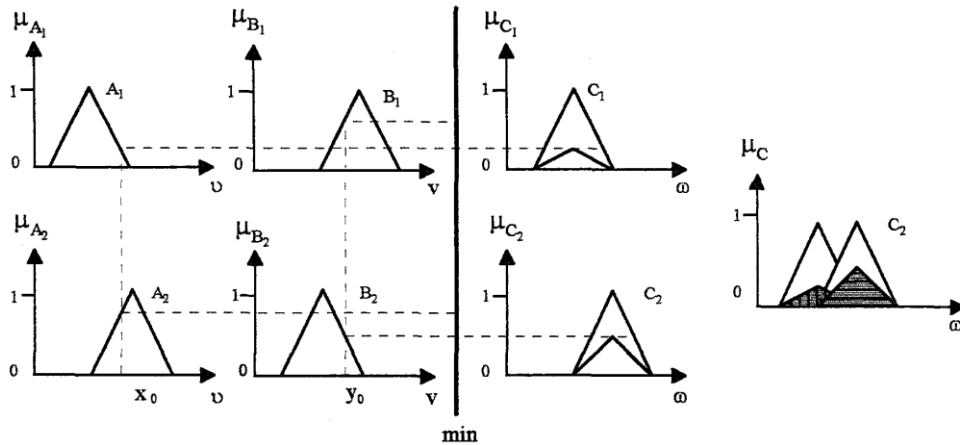
Şekil 4.15 MAX-MIN metodu ile çıkarım işlemi

#### 4.3.7.2 MAX-DOT bulanık muhakeme metodu

MAX-DOT bulanık muhakemede, Larsen'in çarpım operasyonu kural  $R_p$  bulanık çıkarım fonksiyonu olarak kullanılmaktadır. İ. Kuralın  $\alpha_1 \mu_{C_1}(\omega)$  olarak açıklanması ile kontrol kararı alınmaktadır. Çıkarım sonucu  $C$ 'nin üyeliği ise şu şekilde olmaktadır:

$$\mu_c \omega = \alpha_{1c_1} \omega \vee [\alpha_2 \mu_{c_2}(\omega)] \quad (4.13)$$

Aşağıdaki şekilde kesin giriş değerleri  $x_0$  ve  $y_0$  için MAX-DOT çıkarım işlemi göstermektedir.



Şekil 4.15 MAX-DOT metodu ile çıkarım işlemi

#### 4.3.8 Durulaştırma

Bulanık çıkarım sonucu bulanık bir kümedir. Bu sonucun sisteme tekrar uygulanması için

giriş değeri gibi sayısal değere dönüştürülmesi gerekir. Bu işlem durulama olarak adlandırılır. Durulama birimi karar verme biriminden gelen bulanık bir bilgiden bulanık olmayan ve uygulamada kullanılacak gerçek değerlerin elde edilmesini sağlar. Durulayıcı arabiriminde şu iki görev yerine getirilir;

1. Ölçekleme: Söz konusu evrene karşı gelen çıkış değişkenlerinin değer aralıklarını dönüştürerek ölçekleme yapmak.

2. Durulama: Bulanık denetim etkisinden çıkarılmış olan ve bulanık olmayan denetim etkisini üretmek.

Durulama işleminde değişik yöntemler kullanılmaktadır. Önce her kural için üyelik derecelerinden oluşan değer ve sonuç kural tespit edilir. Daha sonra, en uygun yöntem seçilerek durulama yapılır. En çok kullanılan yöntemler şu şekilde sıralanabilir;

#### 4.3.8.1 Ağırlık merkezi (Centroid of area) yöntemi

$$z_{AM} = \frac{\int z \mu_c z \cdot dz}{\int \mu_c z \cdot dz} \quad (4.14)$$

$\mu_c z$ , çıkışta aktif üyelik fonksiyonlarının birleşimidir.

#### 4.3.8.2 Alan açıortayı (Bisector of area) yöntemi

$$z_{a\check{c}o} = \frac{\int_{\alpha}^{z_{a\check{c}o}} \mu_c z \cdot dz}{\int_{z_{a\check{c}o}}^{\beta} \mu_c z \cdot dz} \quad (4.15)$$

$\alpha = \min\{z|z \in Z\}$ ,  $\beta = \max\{z|z \in Z\}$ ,  $z_{A\check{C}O}$   $z = \alpha$  ve  $z = \beta$  arasındaki yatay hattı tanımlar.

#### 4.3.8.3 Maksimum ortalama (Mean of maximum) yöntemi

$$z_{ebo} = \frac{\int z \cdot dz}{\int dz} \quad (4.16)$$

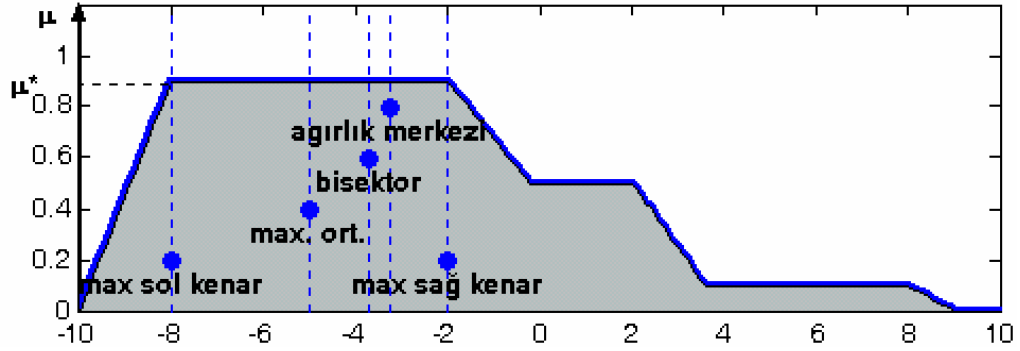
$$Z' = \int z \mu_c z = \mu^*$$

#### 4.3.8.4 Maksimumun en küçüğü (Smallest of maximum) yöntemi

Sonuç çıkış bulanık kümesinde maksimum seviyeye sahip çıkış üyelik fonksiyonun orijine yakın kenarını keskin çıkış değeri olarak alan yöntemdir.

#### 4.3.8.5 Maksimumun en büyüğü (Largest of maximum) yöntemi

Sonuç çıkış bulanık kümesinde maksimum seviyeye sahip çıkış üyelik fonsiyonunun orijine uzak kenarını keskin çıkış değeri olarak alan yöntemdir.



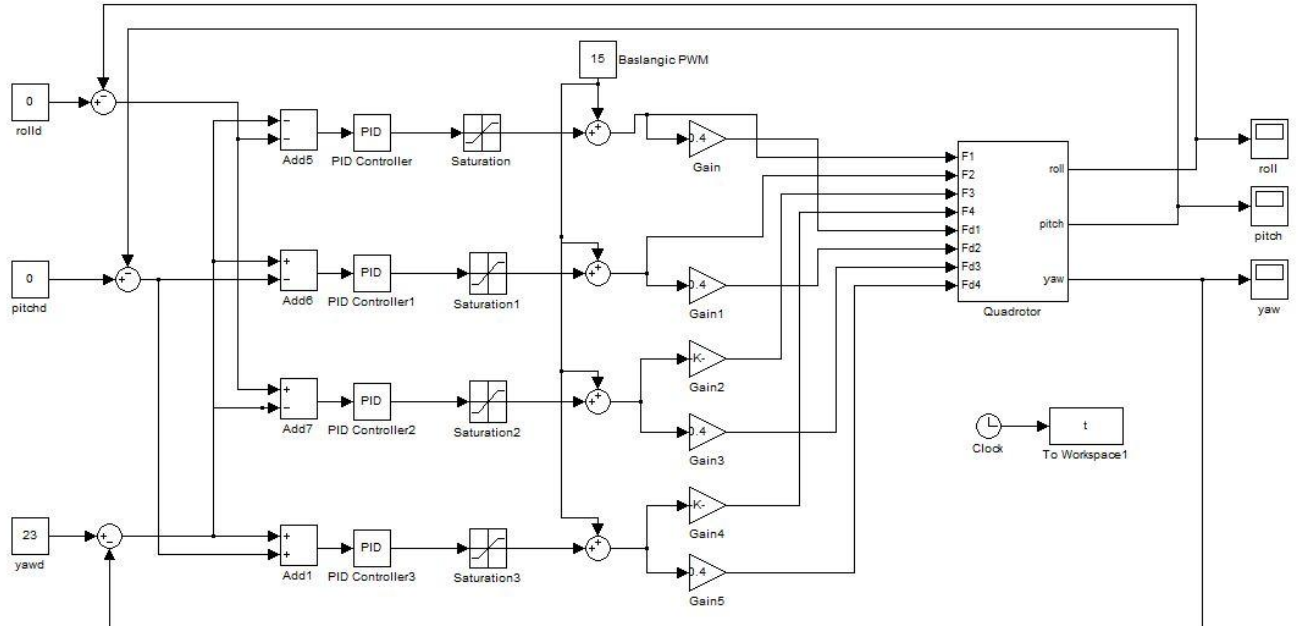
Şekil 4.16 Durulama yöntemlerinin karşılaştırılması

Durulama işleminin sonunda kesin bir değere ulaşarak denetleyici çıkışı elde edilmiş olur. Bu değer belirli katsayılar ile çarpılarak sisteme verilir ve sistem kontrol edilmeye çalışılmaktadır. Bulanık mantık denetleyicisi tasarlamak için iki yol vardır. Bunlardan ilki Matlab programının bulanık mantık editörünü kullanmak diğeri ise Matlab gömülü fonksiyonlarını kullanarak kendi kodlarımızla kontrol işlemini sağlamaktır.

## 5. SİMÜLASYON

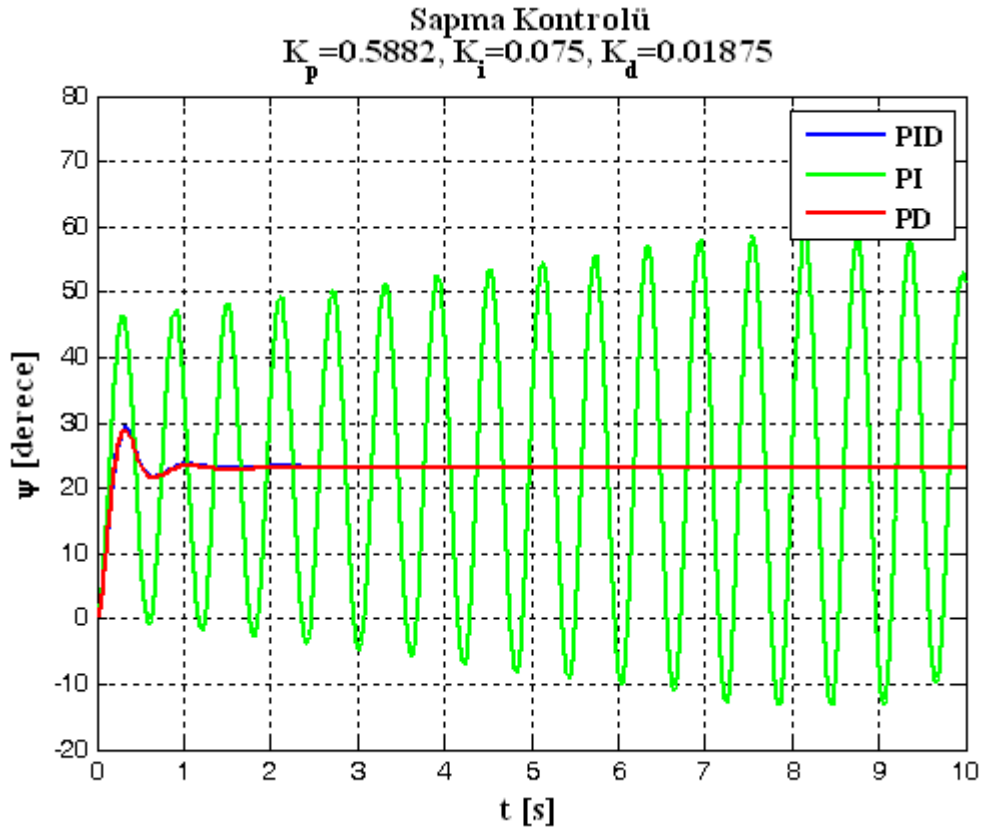
### 5.1 PID Denetleyicisi ile Simulasyon Sonuçları

MATLAB/Simulink'te oluşturulan modelde sistemin çıktıları olan açılar 3 eksendeki hareket için her rotora referans sinyali olarak geri beslenmiştir. Referans sinyalleri PID denetleyicilerle kontrol edilmiş ve çıkışı PWM değeri olarak değerlendirilmiştir. Sistemde fiziksel olarak pervaneler negatif itki kuvveti oluşturamayacağından denetleyici çıkışlarına 0 değerinde doyma noktası koyulmuştur. Rotorlar rölaneti durumunda %15 PWM görev yüzdesiyle çalışır. PWM değerleri motor modeline girer ve oradan kuvvet olarak sisteme sokulur.



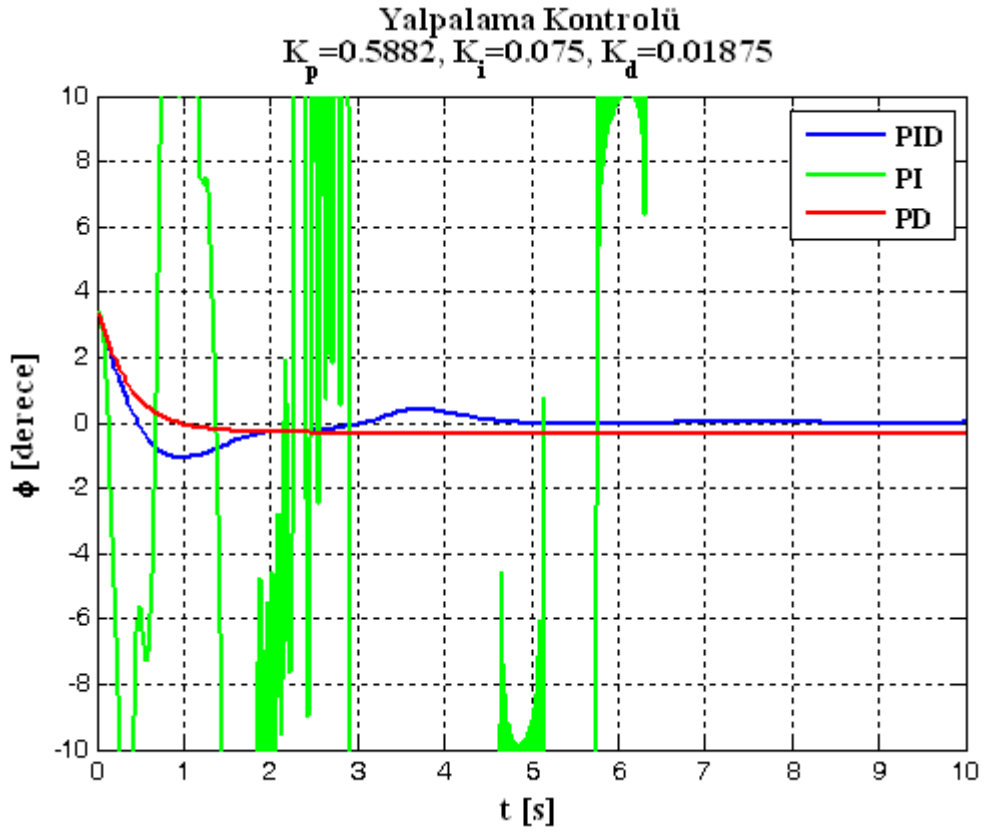
Şekil 5.1 PID denetleyicili sistem modeli

Simülasyonlar üzerine, deney düzeneğine uygulanan senaryolar gerçekleştirilmiştir. Bu senaryolara göre öncelikle sapma açısı sabitlenip yunuslama ve yalpalama açılarının cevapları incelenmiştir, sapma açısının cevabı ise yalpalama ve yunuslama açıları sabitlenerek elde edilmiştir. Denetleyici seçimini yaparken öncelikle PI ve PD denetleyicilerin cevapları PID ile karşılaştırılmıştır. Aşağıdaki şekillerde denetleyici cevapları görülmektedir.



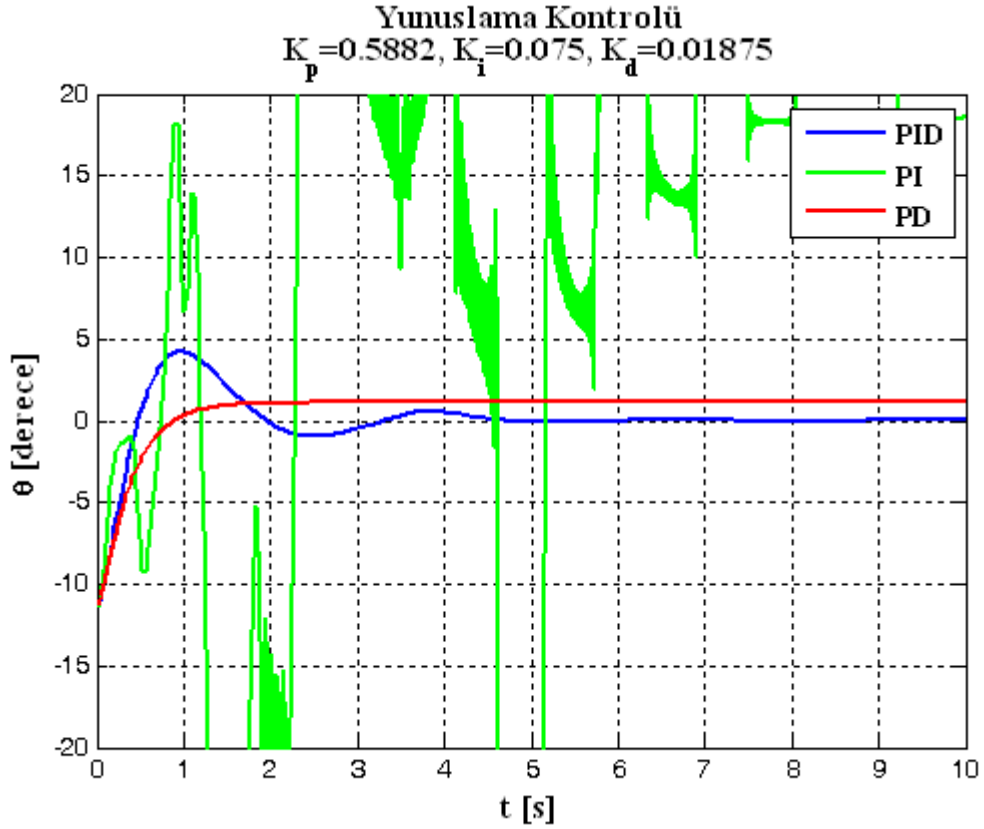
Şekil 5.2 Sapma açısının karşılaştırılması

Sapma açısının karşılaştırılmasında PI kontrolcü uygulanan sistemin salınımları sönümlenmemektedir. PD ve PID denetleyicili simülasyon sonuçları birbirine çok yakın çıkmaktadır.



Şekil 5.3 Yalpalama açısının karşılaştırılması

Sapma açısının karşılaştırılmasında PD uygulanan sistem cevabında kalıcı sistem hatası görülürken PID uygulanan sistem cevabında kalıcı sistem hatası sıfırlanmaktadır.

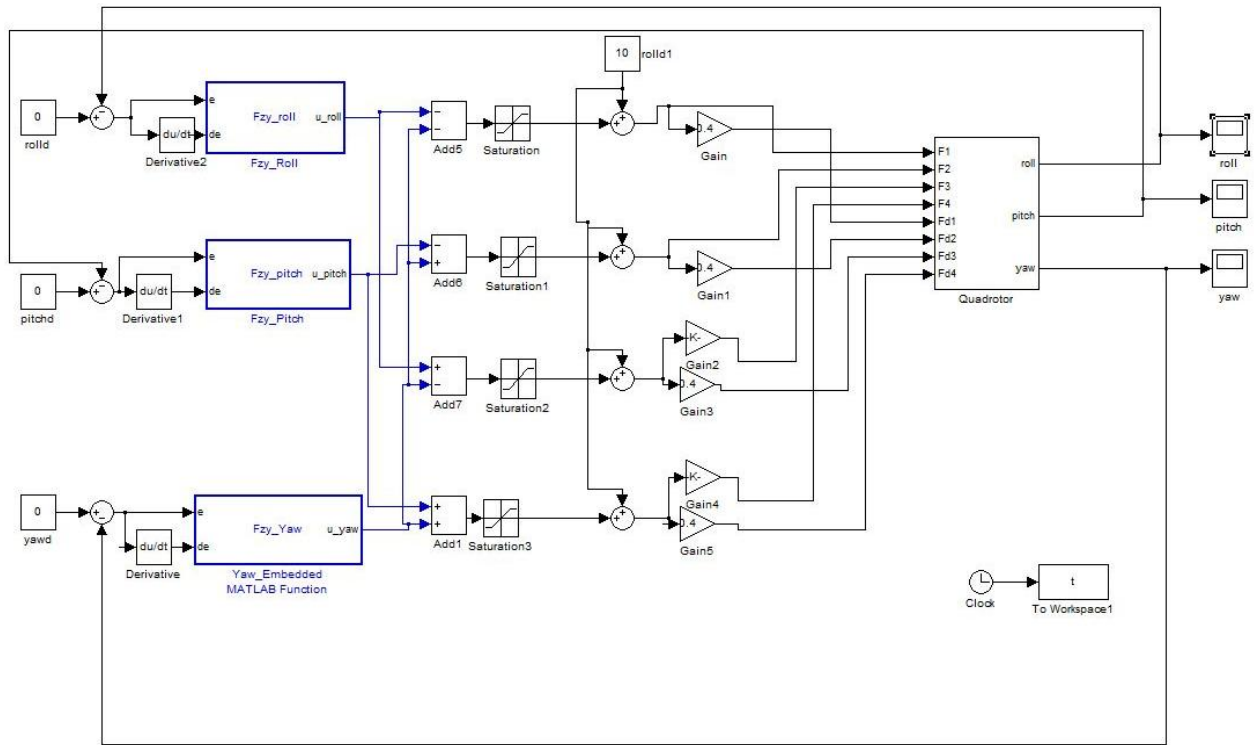


Şekil 5.4 Yunuslama açısının karşılaştırılması

Yunuslama açısının karşılaştırılmasında PD denetleyicili sistem cevabının kalıcı sistem hatası görülürken PID uygulanan sistem cevabında kalıcı sistem hatası sıfırlanmaktadır. Bununla birlikte maksimum aşım yüzdesi ve oturma süresi PD uygulanan sisteme göre oldukça kötüdür.

## 5.2 Bulanık Mantık Denetleyici:

4 rotorlu insansız hava taşıtı için tasarladığımız ve taşıt modeli, rotor modeli ve bulanık mantık denetleyicisi içeren MATLAB/Simulink ile tasarlanmış blok diyagramı aşağıdaki şekilde verilmektedir.



Şekil 5.5 Bulanık Mantık kontrol simulink diyagramı

### 5.2.1 Bulanık Kontrol Algoritması ve Bulanık Kontrol Karar Mekanizması

Hava aracının kontrolünde kullanılan bulanık kontrolcüler, Matlab yazılımı dahilindeki editör kullanılarak değil, bir algoritma kodlanarak hazırlanmıştır. Bunun sebebi, Matlab yazılımındaki editör ile oluşturulan bulanık kontrolcülerin, mikroişlemcilerde hafıza problemine yol açmasıdır. Bulanık kontrolcü algoritması, “Matlab Gömülü Fonksiyon Editörü” kullanılarak yazılmıştır. Daha sonra Simulink alt yazılımında kontrolcü bloğu olarak kullanılmıştır. Yazılan fonksiyon giriş olarak hata ve hatadaki değişim değerlerini alırken, çıkış olarak istenen aralıkta tek bir değer vermektedir. Bu bölümde yazılan bu algoritmanın ayrıntılı bir açıklaması yapılacaktır. Bizim sistemimizde kontrol yalpalama, yunuslama ve sapma değerleri üzerinde uygulanmıştır. Bu bölümde sadece biri için algoritma örneği verilmiştir. Tüm algoritmalar EKLER bölümünde verilecektir.

### 5.2.2 Üyelik Fonksiyonlarının ve Kuralların Tanımlanması

%Giriş

(e)

[-25,25]

enb = [-25 -25 -7];

% Negatif büyük hata

enm = [-25 -7 -3];	% Negatif orta hata
ens = [-7 -3 0];	% Negatif küçük hata
ez = [-3 0 3];	% Sıfır hata
eps = [0 3 7];	% Pozitif küçük hata
epm = [3 7 25];	% Pozitif orta hata
epb = [7 25 25];	% Pozitif büyük hata
%Giriş (de) [-250,250]	
denb = [-250 -250 -50];	% Negatif büyük hata değişimi
denm = [-250 -50 -15];	% Negatif orta hata değişimi
dens = [-50 -15 0];	% Negatif küçük hata değişimi
dez = [-15 0 15];	% Sıfır hata değişimi
deps = [0 15 50];	% Pozitif küçük hata değişimi
depm = [15 50 250];	% Pozitif orta hata değişimi
depb = [50 250 250];	% Pozitif büyük hata değişimi
%Çıkış [-3,3]	
onb = [-3 -3 -2];	% Negatif büyük çıkış
onm = [-3 -2 -1];	% Negatif orta çıkış
ons = [-2 -1 0];	% Negatif küçük çıkış
oz = [-1 0 1];	% Sıfır çıkış
ops = [0 1 2];	% Pozitif küçük çıkış
opm = [1 2 3];	% Pozitif orta çıkış
opb = [2 3 3];	% Pozitif büyük çıkış

## % Kural Tablosu

% denb denm dens dez deps depm depb

RT = [-3 , -3 , -2 , -2 , -1 , -1 , 0; %enb

-3 , -2 , -2 , -1 , -1 , 0 , 1; %enm

-2 , -2 , -1 , -1 , 0 , 1 , 1; %ens

-2 , -1 , -1 , 0 , 1 , 1 , 2; %ez

-1 , -1 , 0 , 1 , 1 , 2 , 2; %eps

-1 , 0 , 1 , 1 , 2 , 2 , 3; %epm

0 , 1 , 1 , 2 , 2 , 3 , 3];%epb

% Çıkış üyelik fonksiyonlarının kural tablosundaki karşılıkları

% onb: -3

% onm: -2

% ons: -1

% oz: 0

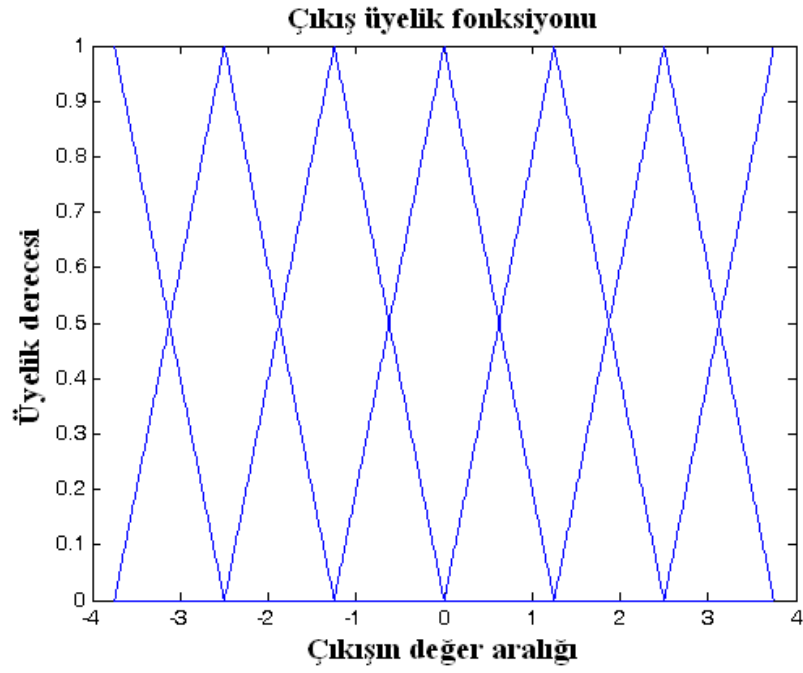
% ops: 1

% opm: 2

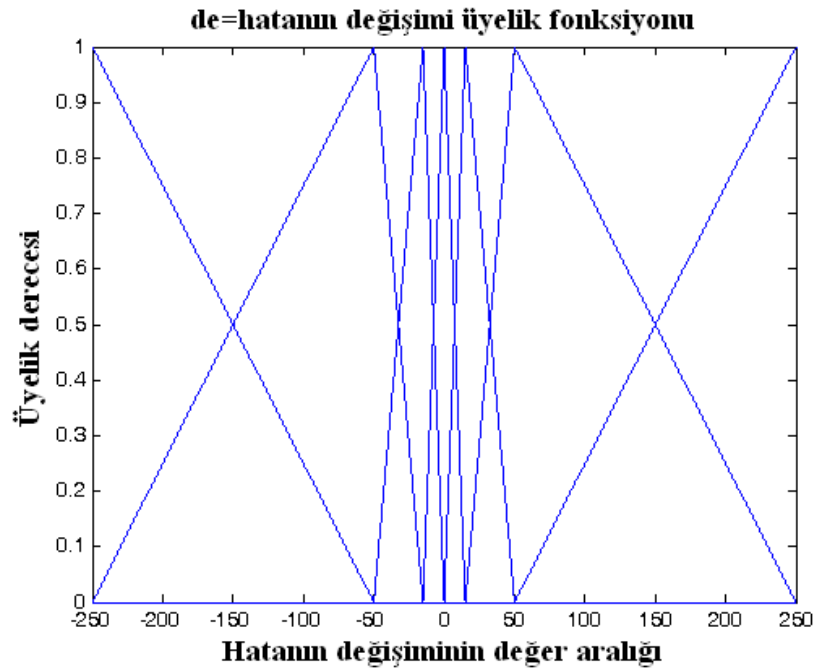
% opb: 3

Bulanık mantık yorumlaması için gereken tüm parametreler, dizi olarak değişkenlere atanır. Bu değişken atamaları, kodun gerektiğinde rahatlıkla farklı değer aralıklarında çalışmasını sağlayacak şekilde düzenli olarak tasarlanmıştır. Değişken isimlerinin açıklamaları kod üzerinde yapılmıştır. Yeşil renkli yazılar kodun bir parçası değil, açıklama satırlarıdır. Kural matrisinde çıkışın [-3, 3] aralığında sayılar olarak verilmesinin sebebi, metin olarak verildiği durumda da daha sonra tekrar sayısal bir ifadeye dönüştürülmesi gerekliliğidir. Kodun gereksiz uzamaması ve işlemlerin daha rahat ve hızlı yapılabilmesi açısından böyle bir çözüme gidilmiştir.

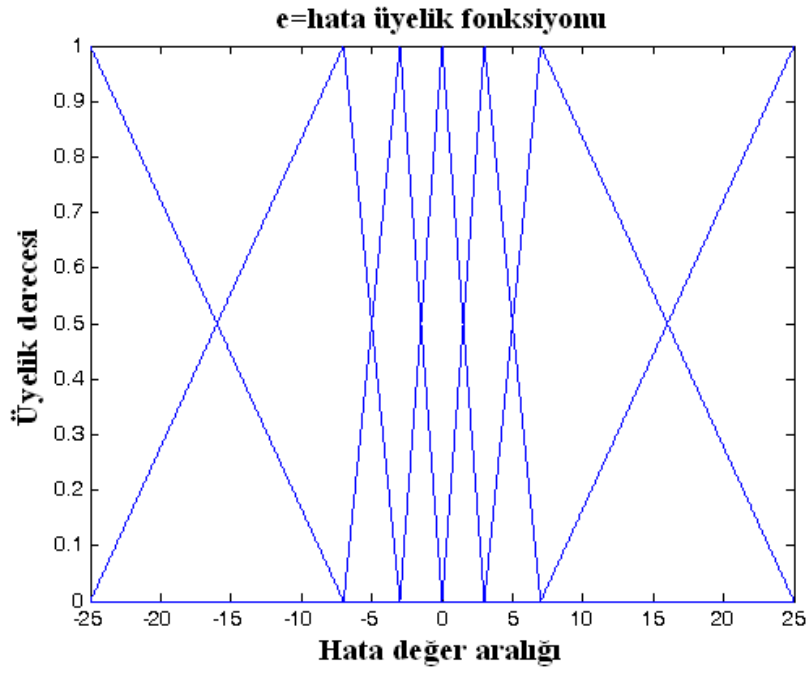
Şekil 5.6, Şekil 5.7 ve Şekil 5.8 'te oluşturulan üyelik fonksiyonları gösterilmiştir.



Şekil 5.6 Çıkış Üyelik Fonksiyonu



Şekil 5.7 Hatanın değişimi üyelik fonksiyonu



Şekil 5.8 Hata üyelik fonksiyonu

### 5.2.3 Üyelik derecelerinin belirlenmesi

```

mfe = [enb;enm;ens;ez;eps;epm;epb];    % mfe: e üyelik fonksiyonları
mfde = [denb;denm;dens;dez;deps;depm;depb]; % mfde: de üyelik fonksiyonları
mde = zeros(1,7);                       % mde: e üyelik dereceleri
mdde = zeros(1,7);                      % mdde: de üyelik dereceleri

for i = 1:7
    if (e == mfe(i,2))
        mde(i) = 1;
    elseif (e == mfe(i,1)||e == mfe(i,1))
        mde(i) = 0;
    elseif (e > mfe(i,2))

```

```

        mde(i) = (mfe(i,3)-e)/(mfe(i,3)-mfe(i,2));
    else
        mde(i) = (e-mfe(i,1))/(mfe(i,2)-mfe(i,1));
    end
    if (mde(i)>1 || mde(i)<0) mde(i)=0; end
end

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

```

Daha az kodla işlem yapabilmek için, dizi olarak değişkenlere atanmış üyelik fonksiyonları, her üyelik fonksiyonu bir satır olacak şekilde birleştirilerek 7x3 boyutunda iki üyelik matrisi tanımlanmıştır. Daha sonra iki farklı döngü içinde, geometrik üçgen benzerliği yöntemi kullanılarak “e” ve “de” girişleri için her bir üyelik fonksiyonunun üyelik dereceleri belirlenmiş ve bu üyelik dereceleri 2 farklı diziye yazılmıştır.

#### 5.2.4 Aktif Kuralların ve Kuralların Kesinliğinin Belirlenmesi

```
AM=zeros(2,2);    %AM:Aktif üyelikler
```

```
for k=1:7
```

```
    if mde(k)>0
```

```
        if AM(1,1)==0
```

```
            AM(1,1)=k;
```

```
        else
```

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

```
        end
```

```
    end
```

```
end
```

```
for l=1:7
```

```
    if mdde(l)>0
```

```
        if AM(2,1)==0
```

```
            AM(2,1)=l;
```

```
        else
```

```
            AM(2,2)=l;
```

```
        end
```

```
    end
```

```
end
```

```

AR = zeros(1,4); %AR: Aktif kurallar

ARP = zeros(1,4); %ARC: Aktif kural kesinliği

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

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

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

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

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

```

```

%Yöntem 2

%if (mde(AM(1,1))< mdde(AM(2,2)))

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

%else

%  ARP(2)= mdde(AM(2,2));

%end

end

if (AM(1,2)>0)

    AR(3) = RT(AM(1,2),AM(2,1));

%Yöntem 1

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

%Yöntem 2

%if (mde(AM(1,2))< mdde(AM(2,1)))

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

%else

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

%end

end

if (AM(1,2)>0) && (AM(2,2)>0)

```

```
AR(4) = RT(AM(1,2),AM(2,2));
```

```
%Yöntem 1
```

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

```
%Yöntem 2
```

```
%if (mde(AM(1,2))< mdde(AM(2,2)))
```

```
%  ARP(4)= mde(AM(1,2));
```

```
%else
```

```
%  ARP(4)= mdde(AM(2,2));
```

```
%end
```

```
end
```

Aktif kuralların belirlenebilmesi için, aktif üyeliklerin (üyelik derecesi sıfırdan büyük olan üyelik fonksiyonlarının) belirlenmesi gerekmektedir. Aktif üyeliklerin belirlenmesi için, üyelik derecelerinin bulunduğu iki diziden, sıfırdan büyük değere sahip olanlar tespit edilip, ilgili üyelik fonksiyonları 2x2 boyutundaki bir matrise yazıldı. Bu matristeki ilk satır aktif “e” üyelik fonksiyonlarını, ikinci satır aktif “de” üyelik fonksiyonlarını bulundurmaktadır.

Daha sonra bu matriste bulunan üyelik fonksiyonları bilgisine göre, aktif olan kurallar ve bu kuralların kesinlik derecesi belirlenir. Aktif olan kuralların karşılığı olan çıkış üyelik fonksiyonları kural matrisinden okunur.

Burada, kural kesinliğinin belirlenmesinde iki farklı yöntem vardır ve ikisi de kodların içinde mevcuttur. Alınan çıkış sonuçlarının yakınlığına göre iki yöntemden biri seçilecektir.

Birinci yöntemde kuralın kesinliği belirlenirken, kuralı oluşturan iki üyelik fonksiyonunun üyelik derecelerinin çarpımı ele alınır.

Örnek:  $\mu_e = 0,25$  ,  $\mu_{de} = 0,75$   $\Rightarrow \mu_r = 0,25 * 0,75 = 0,1875$

İkinci yöntemde ise kuralı oluşturan iki üyelik fonksiyonunun üyelik derecelerinin hangisi küçükse, o kuralın kesinlik derecesi olarak kabul edilir.

Örnek:  $\mu_e = 0,25$  ,  $\mu_{de} = 0,75$   $\Rightarrow \mu_r = 0,25$  ( $\mu_e < \mu_{de}$ )

### 5.2.5 Çıkışın Hesaplanması

```
AAR = zeros(1,4);          %AAR: Aktif kuralların oluşturduğu alanlar
mfo = [onb;onm;ons;oz;ops;opm;opb]; %mfo: Çıkış üyelik fonksiyonları

for b=1:4

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

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

%Yöntem 2
%AAR(b)= tb*ARP(b)/2;

end

if (AAR(1) + AAR(2) + AAR(3) + AAR(4) == 0)

    fOutput=0;

else

    fOutput= (mfo(AR(1)+4,2)* AAR(1) ...
              + mfo(AR(2)+4,2)* AAR(2) ...
              + mfo(AR(3)+4,2)* AAR(3) ...
              + mfo(AR(4)+4,2)* AAR(4))...
              / (AAR(1) + AAR(2) + AAR(3) + AAR(4));
```

end

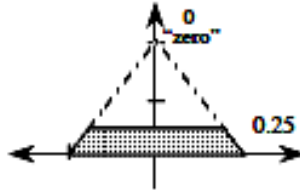
Çıkışın hesaplanması ağırlık merkezi metodu kullanılarak yapılmıştır. Bu metot yukarıdaki bölümde bahsedildiği gibi daha önceden belirlenen aktif kuralların işaret ettiği çıkış üyelik fonksiyonlarının, kesinlik derecesine göre belirlenmiş alanlarının ağırlık merkezinin bulunması esasına dayanır. Üyelik fonksiyonlarımız üçgen olduğu için, öncelikle aktif çıkış fonksiyonlarının taban genişlikleri bulunur. Çıkışın hesaplanması için gerekli alan iki farklı yöntemle hesaplanabilir.

İlk yöntemde, üçgen, kuralın kesinlik derecesine denk gelen noktada yatay bir çizgiyle kesilir ve o çizginin altında kalan yamuğun alanı dikkate alınır. Bu alan şu formül ile hesaplanabilir:

$$A = \omega \left( h - \frac{h^2}{2} \right)$$

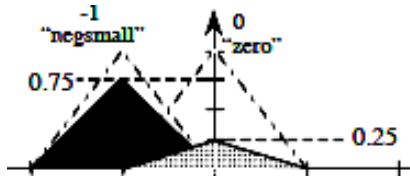
$\omega$  = Üçgenin taban genişliği

h = Yükseklik (Kuralın kesinlik derecesi)



Şekil 5.9 0,25 kesinlik derecesi için birinci yöntem ile hesaplanmış alan

İkinci yöntemde ise, üyelik fonksiyonu üçgeni ile eş tabanlı, yüksekliği kuralın kesinlik derecesi değerinde olan bir üçgenin alanı dikkate alınır.



Şekil 5.10 0,25 ve 0,75 kesinlik dereceleri için ikinci yöntem ile hesaplanmış alanlar

Bu alan hesaplama yöntemlerinden biri seçilip alan hesaplandıktan sonra, bu alanların ağırlık merkezi hesaplanır. Bu ağırlık merkezinin  $x$  eksenindeki değeri bize bulanık sistemin çıkışını verir. Ağırlık merkezinin  $x$  eksenindeki değeri aşağıdaki formülle hesaplanır:

$$G = \frac{i \mu_i A_i}{i A_i}$$

A: Üyelik fonksiyonu alanı

$\mu$ : Aktif kural kesinliği

Bu şekilde durulama işlemi de yapılmış olmaktadır. Artık elimizde sistemimize gönderebileceğimiz kesin bir değer mevcuttur.

Çizelge 5.1'de hata, hatanın değişimi ve çıkış değişkenlerimizde kullandığımız üyelik fonksiyonlarının için kullanılan kısa isimlerin açıklaması verilmektedir.

Çizelge 5.1 Üyelik fonksiyonlarını isimlendirmede kullanılan kısaltmaların açıklamaları

İsim	Açıklaması	İsim	Açıklaması	İsim	Açıklaması
enb	Negatif büyük	denb	Negatif büyük hata	onb	Negatif büyük çıkış
enm	Negatif orta	den	Negatif orta hata	onm	Negatif orta çıkış
ens	Negatif küçük	dens	Negatif küçük hata	ons	Negatif küçük çıkış
ez	Sıfır hata	dez	Sıfır hata değişimi	oz	Sıfır çıkış
eps	Pozitif küçük	deps	Pozitif küçük hata	ops	Pozitif küçük çıkış
epm	Pozitif orta	dep	Pozitif orta hata değişimi	opm	Pozitif orta çıkış
epb	Pozitif büyük	depb	Pozitif büyük hata	opb	Pozitif büyük çıkış

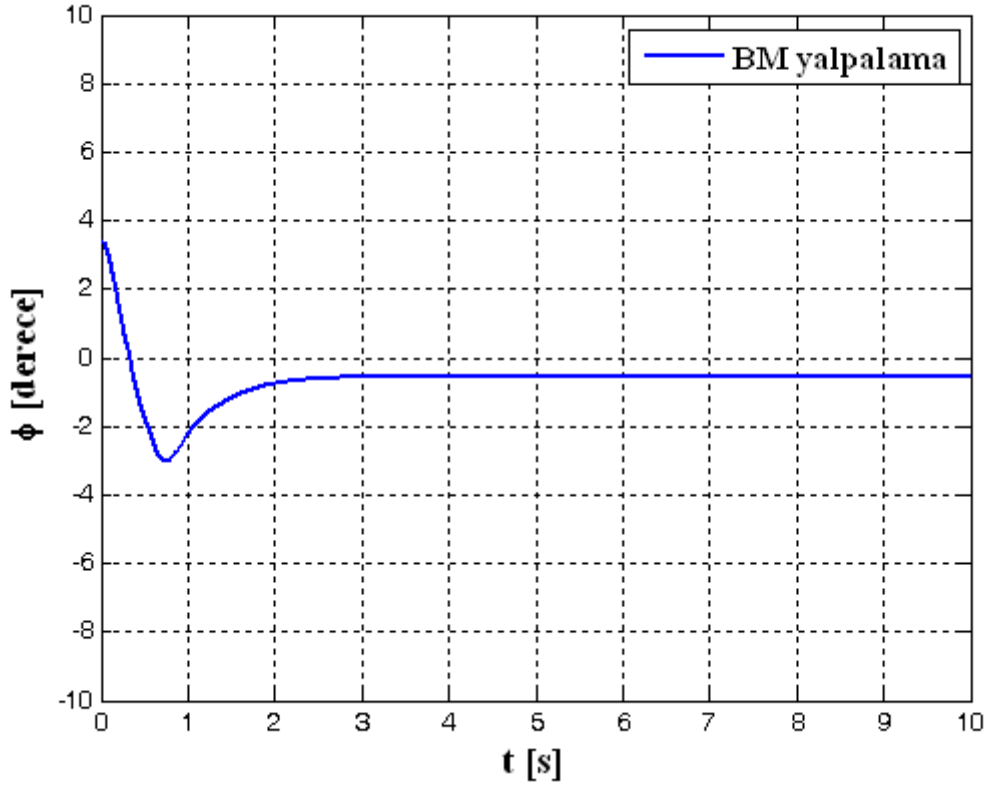
Çizelge 5.2'de kontrolünü yaptığımız yalpalama, yunuslama ve sapma açılarına uyguladığımız bulanık mantık denetleyicisinin kural tablosu verilmiştir. Her bir kontrol için aynı kural tablosu kullanılmıştır.

Çizelge 5.2 Kural Tablosu

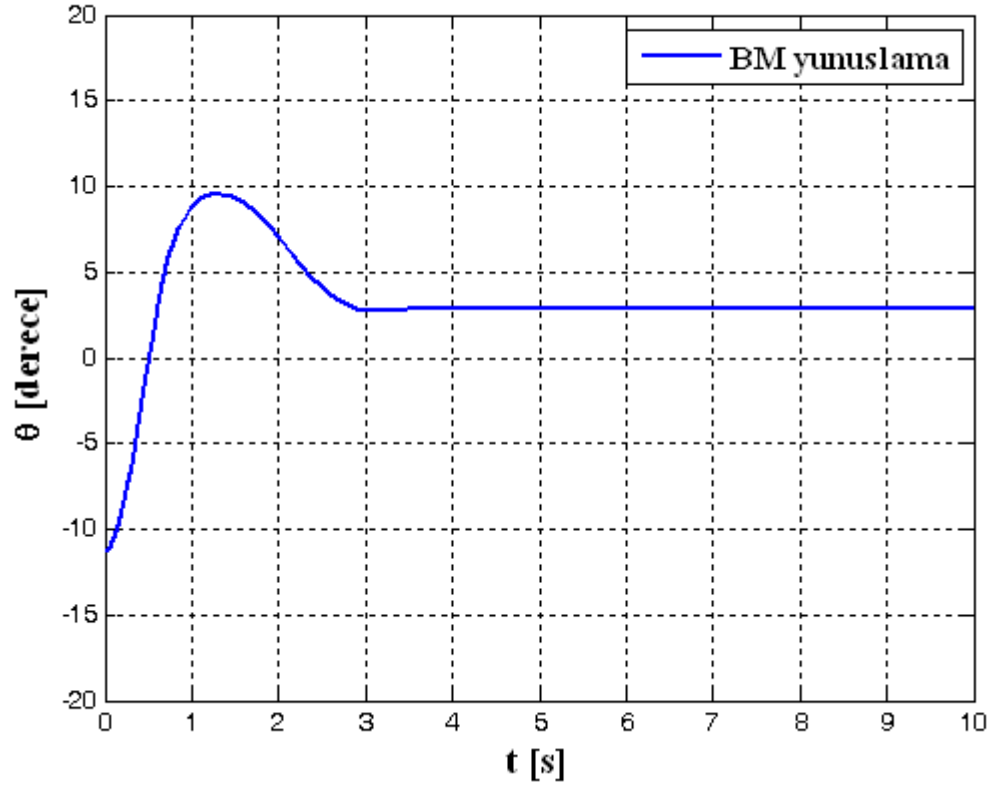
roll	denb	denm	dens	dez	deps	depm	depb
enb	onb	onb	onm	onm	ons	ons	oz
enm	onb	onm	onm	ons	ons	oz	ops
ens	onm	onm	ons	ons	oz	ops	ops
ez	onm	ons	ons	oz	ops	ops	opm
eps	ons	ons	oz	ops	ops	opm	opm
epm	ons	oz	ops	ops	opm	opm	opb
epb	oz	ops	ops	opm	opm	opb	opb

### 5.2.6 Bulanık Mantık Denetleyicisinin Simülasyon Sonuçları

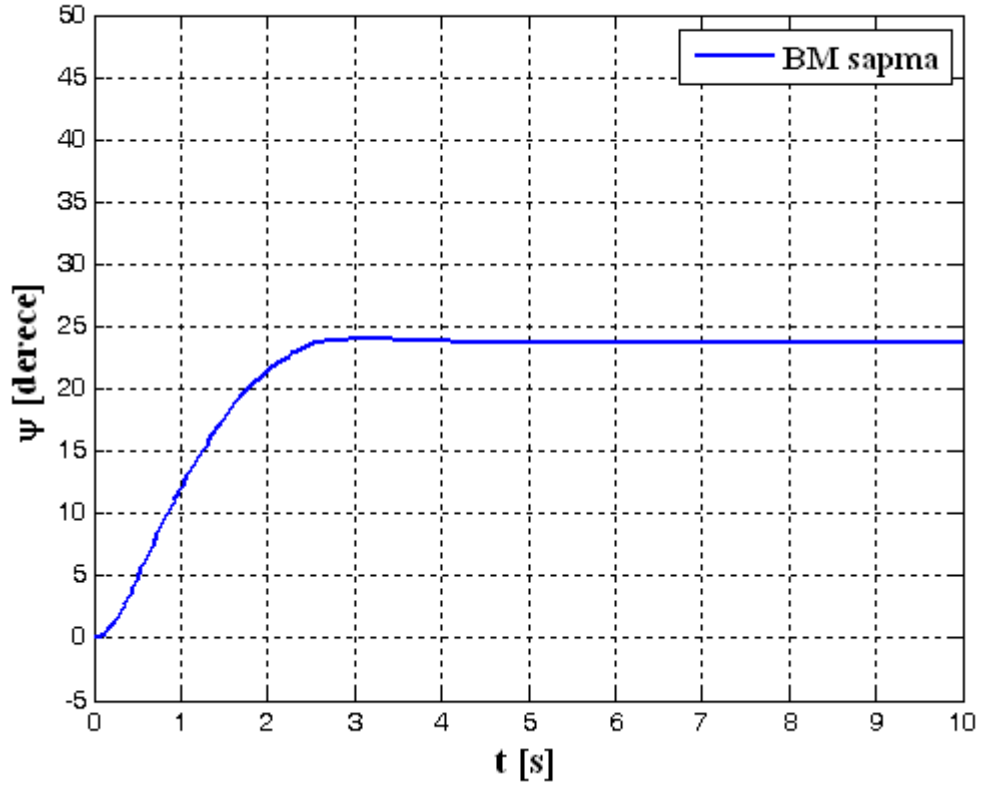
Sisteme bulanık mantık denetleyici uygulandığında yalpalama, yunuslama ve sapma açılarındaki kontrol işlemi aşağıdaki şekillerde gösterilmiştir. Bulanık kontrolde integral terimi olmadığı için kontrol edilen açılarda kalıcı durum hatası olmaktadır.



Şekil 5.11 Bulanık Mantık Denetleyici ile yalpalama açısı kontrolü



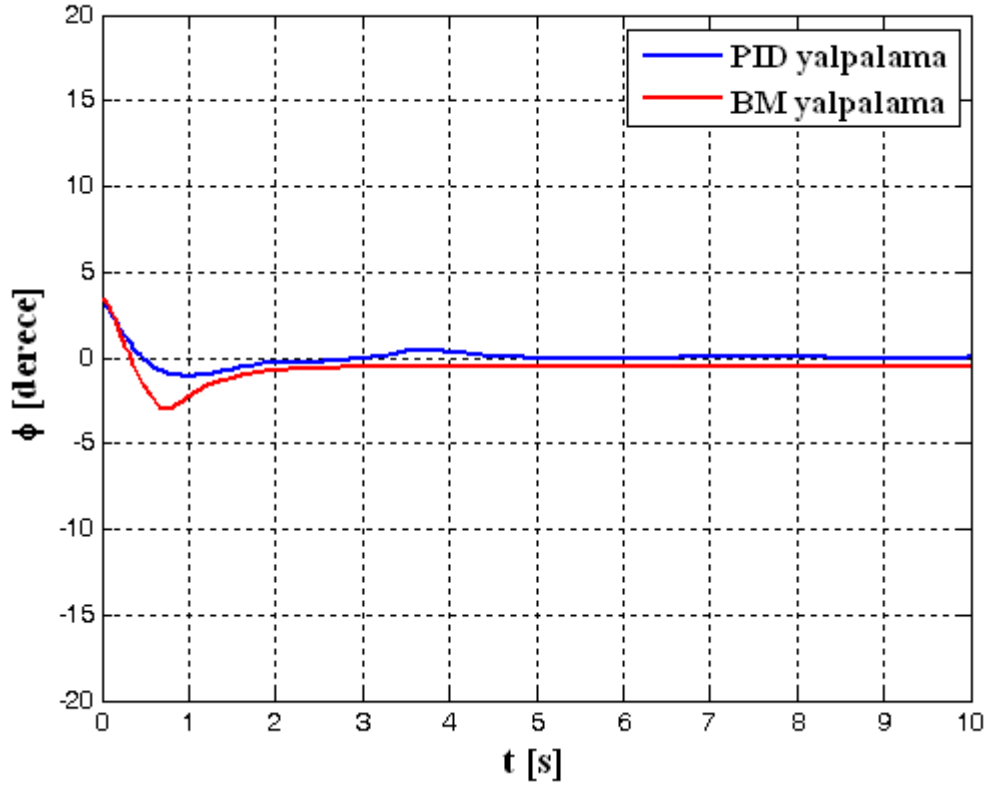
Şekil 5.12 Bulanık Mantık Denetleyici ile yunuslama açısı kontrolü



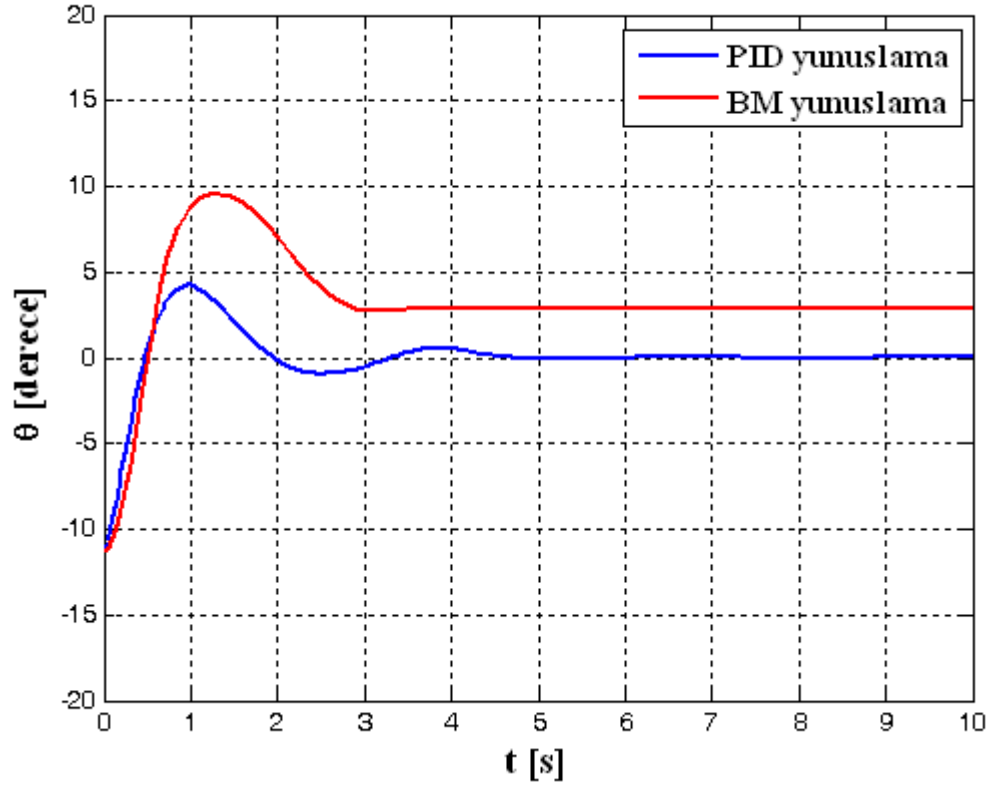
Şekil 5.13 Bulanık Mantık Denetleyici ile sapma açısı kontrolü

### 5.3 PID ve Bulanık Mantık Denetleyicilerinin Karşılaştırılması

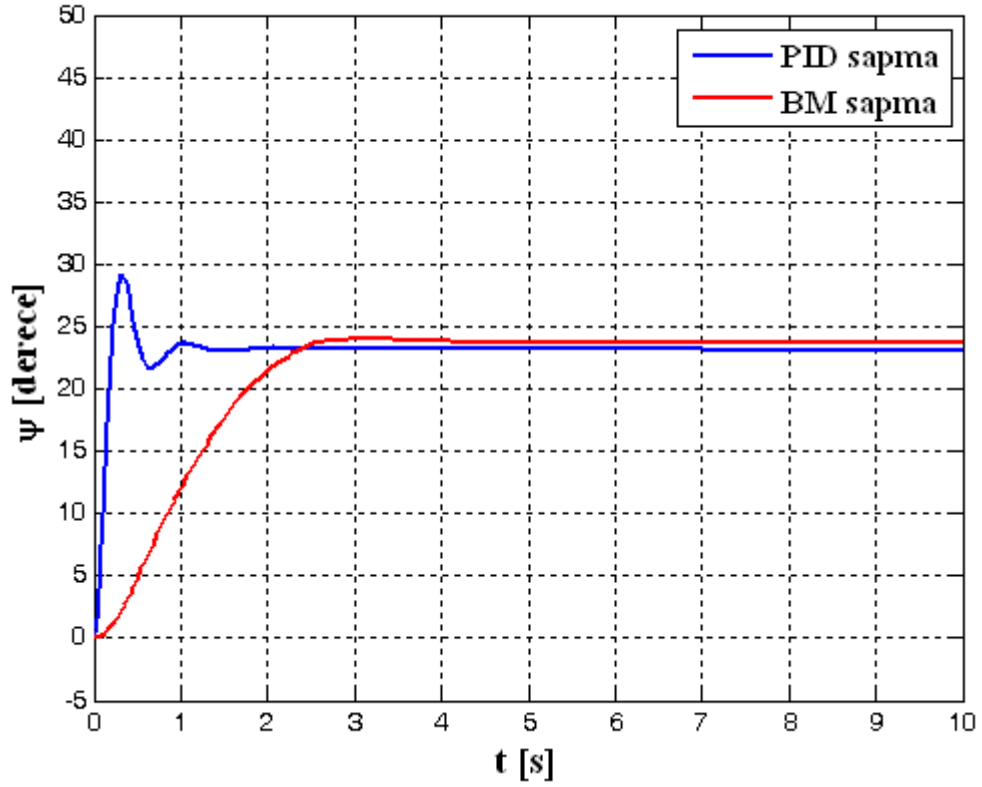
Sisteme uygulanan PID ve Bulanık Mantık denetleyicilerinin performanslarının karşılaştırılması bu bölümde yapılmıştır. Aşağıda görülen şekillerde kontrolünü yaptığımız yalpalama, yunuslama ve sapma açılarının bu denetleyiciler uygulandığında cevapları karşılaştırılmıştır.



Şekil 5.14 Yalpalama açısının PID ve Bulanık Mantık denetleyicisi ile yapılan kontrolünün karşılaştırılması



Şekil 5.15 Yunuslama açısının PID ve Bulanık Mantık denetleyicisi ile yapılan kontrolünün karşılaştırılması



Şekil 5.16 Sapma açısının PID ve Bulanık Mantık denetleyicisi ile yapılan kontrolünün karşılaştırılması

Yalpalama yunuslama ve sapma açılarının kontrolünde uygulanan yöntemlerden PID maksimum aşım yüzdesinde ve oturma zamanında Bulanık Mantık kullanılan denetleyiciye göre daha başarılı sonuç elde edilmiştir. Daha önceki bölümde de belirtildiği gibi bulanık mantık kontrolünde integral katsayısı kullanılmadığından sistemde kalıcı hal hatası bulunur.

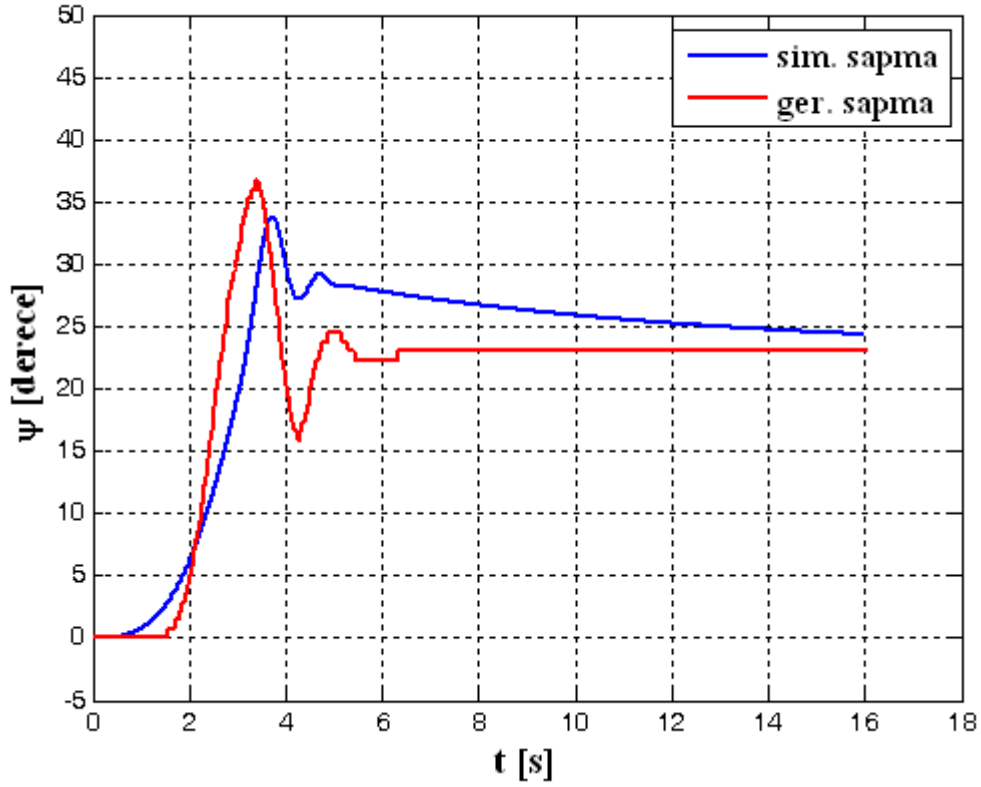
## **6. SİMÜLASYON ve DENEY SONUÇLARININ KARŞILAŞTIRILMASI**

Quadrotor için değişken serbestlik dereceli deney düzeneğinde farklı serbestlik derecelerinde ve farklı senaryolarda aracın kontrolü sağlanmaya çalışılmış ve bunun için deneyler yapılmıştır. Deney düzeneği için kontrol sağlanmaya çalışılan senaryolar, simülasyonlarda denenmiş ve simülasyon sonuçlarıyla deney sonuçları karşılaştırılmıştır.

Denetleyici tasarımından önce gerçekleştirilen motor modelleme deneylerinden elde edilen motor modellerinin simülasyon ortamında da oluşturulması yapılan simülasyonların gerçek sistemle olan benzerliği arttırmaktadır. Deneysel sistemdeki mekanik asimetriler ve sürtünmelerden dolayı simülasyon ortamındaki matematiksel model ile gerçek sistem cevabı arasında şekillerde görünen bir fark ortaya çıkmıştır. Simülasyonlarda elde edilen en uygun denetleyici yapısı/kontrol parametreleri gerçek sistem için gerçekleştirilen tüm deneylerde kullanılmıştır.

### **6.1 Sapma açısı deneyleri**

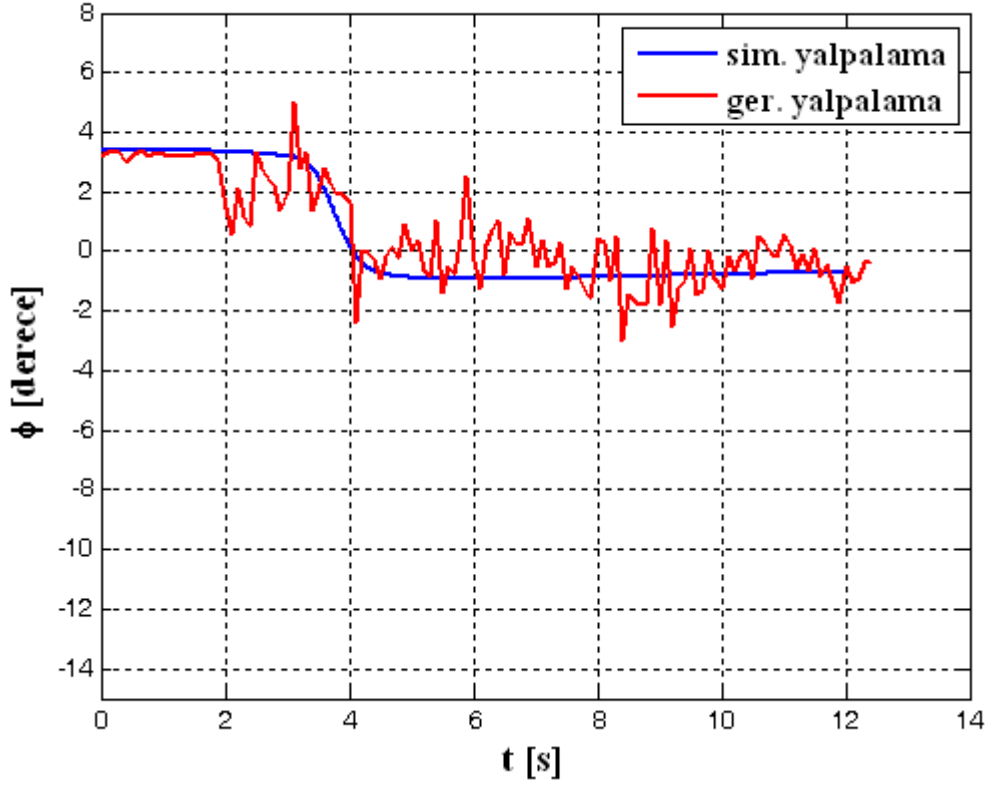
Yapılan deneyde sapma açısı referansı 23 derece olarak belirlenmiştir. Deneysel sonuç ile gerçek sistem cevabı arasında altıncı bölümün girişinde de belirtilen nedenlerden dolayı bir fark olsada simülasyon ortamında tasarlanan denetleyicinin gerçek sistem üzerinde çalıştığı ve sistemi kontrol ettiği Şekil 6.1 görünmektedir.



Şekil 6.1 Sapma açısı kontrolünde benzetim ve deney düzeneği sonuçlarının karşılaştırılması

## 6.2 Yalpalama açısı deneyleri

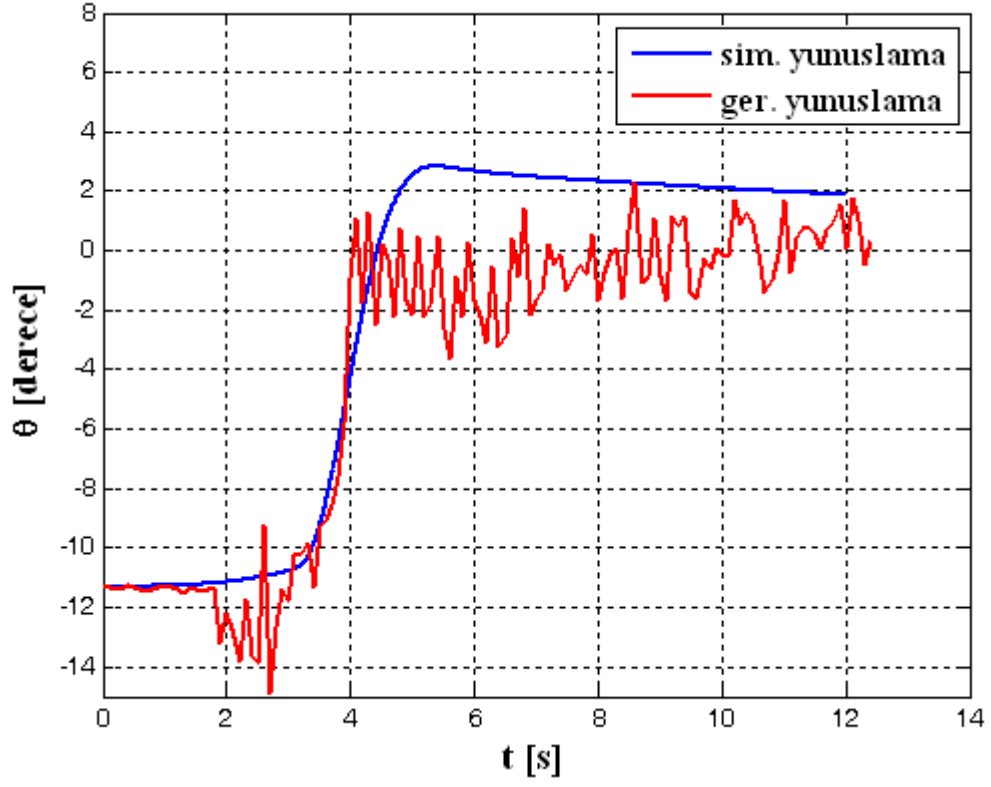
Yalpalama için yapılan deneyde belirlenen bir başlangıç konumundan hava aracının yere paralel konuma gelmesi istenmektedir. Bu paralel konum yalpalama için referans değerinin 0 olarak belirlenmesi ile sağlanmaktadır. Yalpalamada mekanik sürtünmelerin etkisi daha az olduğundan simülasyon sonucu ile gerçek sistem cevabı sapmaya göre birbirine daha yakındır. Şekil 6.2 de görüldüğü üzere cevaplar birbirine çok benzerdir. Buraki gürültü sistemin yaptığı osilasyonlardan/kararsızlığından ziyade geribesleme için ivme tabanlı ve analoog bir sensör kullanılmasından kaynaklanmaktadır.



Şekil 6.2 Yalpalama açısı benzetim ve deney düzeneği sonuçlarının karşılaştırılması

### 6.3 Yunuslama açısı deneyleri

Yalpalama için yapılan deney gibi yunuslama içinde belirlenen bir başlangıç konumundan hava aracının yere paralel konuma gelmesi istenmektedir. Bu paralel konum yunuslama için referans değerinin 0 olarak belirlenmesi ile sağlanmaktadır. Yalpalamada olduğu gibi yunuslama hareketinde de mekanik sürtünmelerin etkisi daha az olduğundan simülasyon sonucu ile gerçek sistem cevabı sapmaya göre birbirine daha yakındır. Şekil 6.3 de görüldüğü üzere cevaplar birbirine çok benzerdir. Buraki gürültü sistemin yaptığı osilasyonlardan/kararsızlığından ziyade geribesleme için ivme tabanlı ve analoog bir sensör kullanılmasından kaynaklanmaktadır.



Şekil 6.3 Yunuslama açısı benzetim ve deney düzeneği sonuçlarının karşılaştırılması

## 7. SONUÇ

Bu çalışmada dört rotorlu insansız hava aracı olan quadrotorun Newton – Euler yöntemi ile matematik modeli detaylı olarak incelenmiş ve MATLAB/Simulink ortamında matematik model oluşturulmuştur.

Quadrotor modelinde PI, PD, PID ve bulanık mantık denetleyicileri denenmiştir. PI denetleyici ile kontrol sağlanamamış, PD ve PID denetleyiciler birbirlerine yakın sonuç vermesine karşın, PID ile kalıcı hal hatası ortadan kaldırılmıştır. Bulanık mantık denetleyici ile de kontrol sağlanmıştır. Bulanık mantık denetleyicisinin sonuçları PID sonuçlarına yakın çıkmakta fakat daha büyük üst aşımalar ve kalıcı hal hatası oluşmuştur. Gerçek sistemlere uygulamada daha kolay olduğu için ve nispeten iyi sonuçlar verdiği için PID denetleyicisi aracın kontrolü için uygun görülmüştür.

Ayrıca bu çalışma kapsamında, Yıldız Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği'ne bağlı Araştırma Laboratuvar'ında kurulu olan İnsansız Dört Rotorlu Hava Araçları için Değişken Serbestlik Dereceli Yere Sabit Deney Düzenegi üzerinde çalışılmış, benzetim ortamında uygun görülen PID denetleyicisi düzenek üzerinde denenmiş ve benzetim sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır. Benzetim ve gerçek sistem sonuçları birbirine yakın çıkmıştır. Gerçek sistemde kullanılan ivme tabanlı ve analog sensörün kullanılmasından dolayı ve gerçek sistemin benzetim ortamında yapılan ideal sistemden farklı olduğu için gürültüler ve sonuçlarda kaymalar görünmüştür. Benzetim ortamında tasarlanan PID denetleyicisinin başarılı olduğu kanıtlanmıştır.

## KAYNAKLAR

Amir, M.Y. ve Abbass, V., (2008) "Modeling of Quadrotor Helicopter Dynamics", Smart Manufacturing Application, ICSMA.

Bouabdallah, S., Murrieri, P. ve Siegwart, R., (2004), "Design and Control of an Indoor Micro Quadrotor", Robotics and Automation, IEEE, ICRA.

Bouabdallah, S. ve Siegwart, R., (2007) "Full Control Of A Quadrotor", Intelligent Robots and Systems, IROS 2007. IEEE/RSJ.

Bouabdallah, S., Noth, A. ve Siegwart, R., (2004), "PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor", Intelligent Robots and Systems, IROS 2004 IEEE/RSJ.

Bouadi, H., Bouchoucha, M. ve Tadjine, M. (2007) "Modelling and Stabilizing Control Laws Design Based on Sliding Mode for an UAV Type-Quadrotor", The World Congress on Engineering 2007, Engineering Letters, 15:2.

Castillo, P., Lozano, R. ve Dzul, A.E., (2005) "Modelling and Control of Mini-Flying Machines", Springer, 1 edition.

Castillo, P., Dzul, A. ve Lozano, R., (2004) "Real-Time Stabilization And Tracking Of A Four-Rotor Mini Rotorcraft", Control Systems Technology, IEEE, July.

Coza, C. ve Macnab, C.J.B., (2006) "A New Robust Adaptive-Fuzzy Control Method Applied to Quadrotor Helicopter Stabilization", Fuzzy Information Processing Society, 2006 NAFIPS, USA.

Çetinsoy, E., Sırımoğlu, E., Öner, K.T., Ayken, T., Hançer, C., Ünel, M., Akşit, M.F., Kandemir, İ. ve Gülez, K., (2009) "Yeni Bir İnsansız Hava Aracının (SUAVI) Prototip Üretimi ve Algılayıcı-Eyleyici Entegrasyonu", TOK'09 Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, İstanbul, Türkiye.

Dikmen, İ.C., Arısoy, A. ve Temeltaş, H., (2010) "Dikey İniş-Kalkış Yapabilen Dört Rotorlu Hava Aracının(Quadrotor) Uçuş Kontrolü", Havacılık Ve Uzay Teknolojileri Dergisi, Cilt 4 Sayı 3.

Efe, M.Ö., (2007) "Dört Motorlu Bir Dönerkanat Sisteminin Dinamik Modeli ve PD Kontrolör İle Yörünge Kontrolü", TOK'07 Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, İstanbul, Türkiye.

Efe M.Ö., Önkol M., İmamoğlu N., Eresen A. ve Kaynak Ü., (2009) "Dönerkanat Tipinde Bir İnsansız Hava Aracının Anatomisi", TOK'09 Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, İstanbul, Türkiye.

Erginer, B. ve Altug, E., (2007) "Modeling and PD Control of a Quadrotor VTOL Vehicle", 2007 IEEE Intelligent Vehicles Symposium, İstanbul.

Guenard, N., Hamel, T. ve Moreau, V., (2005) "Dynamic Modeling And Intuitive Control Strategy For An "X4-flyer", Control and Automation, ICCA '05 International Conference,

Hungary.

Madani, T. ve Benallegue, A., (2006) "Backstepping Control for a Quadrotor Helicopter", IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems.

Mills, P., (2001) "Fuzzy Logic Control of a Four Rotor Autonomous Aerial Platform", International Conference on Computational Intelligence for Modeling, Control and Automation.

Mokhtari, A., Benallegue, A. ve Daachi, B., (2006), "Robust Feedback Linearization And  $G_{\infty}$  Controller For A Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle", Journal of Electrical Engineering, 57(1).

Mokhtari, A., M'Sırdı, N. K. ,Meghriche, K. ve Belaidi, A. (2006) "Feedback Linearization and Linear Observer for a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle", Advanced Robotics, 20(1) : 71–91 (2006), Japan.

Morel, Y. ve Leonessa, A., (2006) "Direct Adaptive Tracking Control of Quadrotor Aerial Vehicles", Florida Conference on Recent Advances in Robotics, FCRAR.

Orsag, M. ve Bogdan, S., (2009) "Hybrid Control of Quadrotor", 17th Mediterranean Conference on Control and Automation, Thessaloniki, Greece.

Ömürlü V.E., Engin, Ş.N., Kırılı A., Kurtođlu S. ve Büyükşahin U., (2009) "İnsansız Dört Rotorlu Hava Araçları İçin Değişken Serbestlik Dereceli Yere Sabit Uçuş Kontrol Sistemi", TOK'09 Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, İstanbul, Türkiye.

Öner, K.T., Çetinsoy, E., Sırımoğlu, E., Ayken, T., Ünel, M., Akşit, M.F., Kandemir, İ. ve Gülez, K., (2009) "Döner Kanat Mekanizmasına Sahip Yeni Bir İnsansız Hava Aracının (SUAVI) Modellenmesi ve Kontrolü", TOK'09 Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, İstanbul, Türkiye.

Öner, K. T., Çetinsoy, E., Ünel, M., Akşit, M. F., Kandemir, İ. ve Gülez, K. (2008) "Dynamic Model and Control of a New Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle with Tilt-Wing Mechanism", Proceeding of World Academy of Science, Engineering and Technology, November 2008 Issn:2070-3740

Pounds, P., Mahony, R., Hynes, P. ve Roberts, J., (2002) "Design Of A Four-Rotor Aerial Robot", Australasian Conference on Robotics and Automation Conference, ACRA, New Zealand.

Pounds, P., Mahony, R. ve Corke, P., (2006) "*Modelling and Control of a Quadrotor Robot*", Proceedings Australasian Conference on Robotics and Automation 2006, Auckland, New Zealand.

Rongier, P., Lavarec, E. ve Pierrot, F., (2005) "Kinematic and Dynamic Modeling and Control of a 3-Rotor Aircraft", Robotics and Automation, ICRA 2005. Proceedings of the 2005 IEEE.

Stingu, E. ve Lewis, F., (2009) "Design and Implementation of a Structured Flight Controller

for a 6dof Quadrotor Using Quaternions”, 17th Mediterranean Conference on Control and Automation, Thessaloniki, Greece.

Tayebi, A. ve McGilvray, S., (2006) “Attitude Stabilization of a VTOL Quadrotor Aircraft”, Control Systems Technology, IEEE.

Yang, C., Lai, L. ve Wu, C., (2006) “Time-Optimal Control of a Hovering Quad-Rotor Helicopter”, Journal of Intelligent and Robotic Systems, 45(2).

## Ek 1 Bulanık Denetleyicide Kullanılan Kodlar

### Yalpalama (Roll) açısı kontrolü

```
function u_roll = Fzy_roll(e, de)
```

```
%% UYELIK FONKSİYONLARININ VE KURALLARIN TANIMLANMASI
```

```
%Giris (e)
```

```
enb = [-25 -25 -7]; % e negative big
```

```
enm = [-25 -7 -3]; % e negative medium
```

```
ens = [-7 -3 0]; % e negative small
```

```
ez = [-3 0 3]; % e zero
```

```
eps = [0 3 7]; % e positive small
```

```
epm = [3 7 25]; % e positive medium
```

```
epb = [7 25 25]; % e positive big
```

```
%Giris (de)
```

```
denb = [-250 -250 -50]; % de negative big
```

```
denm = [-250 -50 -15]; % de negative medium
```

```
dens = [-50 -15 0]; % de negative small
```

```
dez = [-15 0 15]; % de zero
```

```
deps = [0 15 50]; % de positive small
```

```
depm = [15 50 250]; % de positive medium
```

```
depb = [50 250 250]; % de positive big
```

```
%Cikis
```

```
onb = [-3.75 -3.75 -2.5]; % output negative big
```

```
onm = [-3.75 -2.5 -1.25]; % output negative medium
```

```
ons = [-2.5 -1.25 0]; % output negative small
```

```
oz = [-1.25 0 1.25]; % output zero
```

```
ops = [0 1.25 2.5]; % output positive small
```

```
opm = [1.25 2.5 3.75]; % output positive medium
```

```
opb = [2.5 3.75 3.75]; % output positive big
```

```
% Kural Tablosu
```

```
% denb denm dens dez deps depm depb
```

```
RT = [-3 , -3 , -2 , -2 , -1 , -1 , 0; %enb
```

```
-3 , -2 , -2 , -1 , -1 , 0 , 1; %enm
```

```
-2 , -2 , -1 , -1 , 0 , 1 , 1; %ens
```

```

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

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

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

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

```

```

for j = 1:7
    if (de == mfde(j,2))    mdde(j) = 1;
    elseif (de == mfde(j,1)||de == mfde(j,1)) mdde(j) = 0;
    elseif (de > mfde(j,2)) mdde(j) = (mfde(j,3)-de)/(mfde(j,3)-mfde(j,2));
    else                    mdde(j) = (de-mfde(j,1))/(mfde(j,2)-mfde(j,1));
    end
    if (mdde(j)>1 || mdde(j)<0) mdde(j)=0; end
end
%% AKTIF KURALLARIN VE KURALLARIN KESINLIKLERININ BELIRLENMESI
AM=zeros(2,2);                                %AR:Active Memberships
for k=1:7
    if mde(k)>0
        if AM(1,1)==0
            AM(1,1)=k;
        else
            AM(1,2)=k;
        end
    end
end
for l=1:7
    if mdde(l)>0
        if AM(2,1)==0
            AM(2,1)=l;
        else
            AM(2,2)=l;
        end
    end
end
AR = zeros(1,4);                                %AR: Active Rules
ARP = zeros(1,4);                                %ARC: Active Rule Precision
AR(1)= RT(AM(1,1),AM(2,1));

```

```

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

if (AM(2,2)>0)
    AR(2) = RT(AM(1,1),AM(2,2));
% Yontem 1
%ARP(2)= mde(AM(1,1)) * mdde(AM(2,2));
% Yontem 2
if (mde(AM(1,1))< mdde(AM(2,2)))
    ARP(2)= mde(AM(1,1));
else
    ARP(2)= mdde(AM(2,2));
end
end

if (AM(1,2)>0)
    AR(3) = RT(AM(1,2),AM(2,1));
% Yontem 1
%ARP(3)= mde(AM(1,2)) * mdde(AM(2,1));
% Yontem 2
if (mde(AM(1,2))< mdde(AM(2,1)))
    ARP(3)= mde(AM(1,2));
else
    ARP(3)= mdde(AM(2,1));
end
end

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

```

```

% Yontem 1
%ARP(4)= mde(AM(1,2)) * mdde(AM(2,2));
% Yontem 2
if (mde(AM(1,2))< mdde(AM(2,2)))
    ARP(4)= mde(AM(1,2));
else
    ARP(4)= mdde(AM(2,2));
end
end
%% CIKISIN HESAPLANMASI
AAR = zeros(1,4); %AAR: Area of Active Rules
mfo = [onb;onm;ons;oz;ops;opm;opb]; %mfo: Output Membership Functions
for b=1:4
    tb=mfo(AR(b)+4 , 3) - mfo(AR(b)+4 , 1); %tb: Base of mfo Triangle
% Yontem 1
AAR(b)= tb*(ARP(b)-(ARP(b)^2)/2);
% Yontem 2
%AAR(b)= tb*ARP(b)/2;
end
if (AAR(1) + AAR(2) + AAR(3) + AAR(4) == 0)
    u_roll=0;
else
    u_roll= (mfo(AR(1)+4,2)* AAR(1) ...
        + mfo(AR(2)+4,2)* AAR(2) ...
        + mfo(AR(3)+4,2)* AAR(3) ...
        + mfo(AR(4)+4,2)* AAR(4))...
        / (AAR(1) + AAR(2) + AAR(3) + AAR(4));
end
end

```

### **Yunuslama (Pitch) açısı kontrolü**

```
function u_pitch = Fzy_pitch(e, de)
```

```
%% UYELIK FONKSIYONLARININ VE KURALLARIN TANIMLANMASI
```

```

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

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

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

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

```

```

%onb: -3
%onm: -2
%ons: -1
%oz: 0
%ops: 1
%opm: 2
%opb: 3
if (e>epb(3)) e=epb(3); end
if (e<enb(1)) e=enb(1); end
if (de>depb(3)) de=depb(3); end
if (de<denb(1)) de=denb(1); end
if (de==Inf) de=denb(3); end
if (de== -Inf) de=denb(1); end
%% UYELIK DERECELERININ BELIRLENMESI
mfe = [enb;enm;ens;ez;eps;epm;epb];           %Membership functions (e)
mfde = [denb;denm;dens;dez;deps;depb];       %Membership functions (de)
mde = zeros(1,7);                            %Membership degrees (e)
mdde = zeros(1,7);                           %Membership degrees (de)
for i = 1:7
    if (e == mfe(i,2))    mde(i) = 1;
    elseif (e == mfe(i,1)||e == mfe(i,1)) mde(i) = 0;
    elseif (e > mfe(i,2)) mde(i) = (mfe(i,3)-e)/(mfe(i,3)-mfe(i,2));
    else                  mde(i) = (e-mfe(i,1))/(mfe(i,2)-mfe(i,1));
    end
    if (mde(i)>1 || mde(i)<0) mde(i)=0; end
end
for j = 1:7
    if (de == mfde(j,2))    mdde(j) = 1;
    elseif (de == mfde(j,1)||de == mfde(j,1)) mdde(j) = 0;
    elseif (de > mfde(j,2)) mdde(j) = (mfde(j,3)-de)/(mfde(j,3)-mfde(j,2));
    else                  mdde(j) = (de-mfde(j,1))/(mfde(j,2)-mfde(j,1));
    end
    if (mdde(j)>1 || mdde(j)<0) mdde(j)=0; end

```

```

end
%% AKTIF KURALLARIN VE KURALLARIN KESINLIKLERININ BELIRLENMESI
AM=zeros(2,2); %AR:Active Memberships
for k=1:7
    if mde(k)>0
        if AM(1,1)==0
            AM(1,1)=k;
        else
            AM(1,2)=k;
        end
    end
end
for l=1:7
    if mdde(l)>0
        if AM(2,1)==0
            AM(2,1)=l;
        else
            AM(2,2)=l;
        end
    end
end
AR = zeros(1,4); %AR: Active Rules
ARP = zeros(1,4); %ARC: Active Rule Precision
AR(1)= RT(AM(1,1),AM(2,1));
%Yontem 1
%ARP(1)= mde(AM(1,1)) * mdde(AM(2,1));
%Yontem 2
if (mde(AM(1,1))< mdde(AM(2,1)))
    ARP(1)= mde(AM(1,1));
else
    ARP(1)= mdde(AM(2,1));
end
if (AM(2,2)>0)

```

```

    AR(2) = RT(AM(1,1),AM(2,2));
% Yontem 1
% ARP(2)= mde(AM(1,1)) * mdde(AM(2,2));
% Yontem 2
if (mde(AM(1,1))< mdde(AM(2,2)))
    ARP(2)= mde(AM(1,1));
else
    ARP(2)= mdde(AM(2,2));
end
end
if (AM(1,2)>0)
    AR(3) = RT(AM(1,2),AM(2,1));
% Yontem 1
% ARP(3)= mde(AM(1,2)) * mdde(AM(2,1));
% Yontem 2
if (mde(AM(1,2))< mdde(AM(2,1)))
    ARP(3)= mde(AM(1,2));
else
    ARP(3)= mdde(AM(2,1));
end
end
if (AM(1,2)>0) && (AM(2,2)>0)
    AR(4) = RT(AM(1,2),AM(2,2));
% Yontem 1
% ARP(4)= mde(AM(1,2)) * mdde(AM(2,2));
% Yontem 2
if (mde(AM(1,2))< mdde(AM(2,2)))
    ARP(4)= mde(AM(1,2));
else
    ARP(4)= mdde(AM(2,2));
end
end
%% CIKISIN HESAPLANMASI

```

```

AAR = zeros(1,4);
mfo = [onb;onm;ons;oz;ops;opm;opb];
for b=1:4
tb=mfo(AR(b)+4 , 3) - mfo(AR(b)+4 , 1);
%Yontem 1
AAR(b)= tb*(ARP(b)-(ARP(b)^2)/2);
%Yontem 2
%AAR(b)= tb*ARP(b)/2;
end
if (AAR(1) + AAR(2) + AAR(3) + AAR(4) == 0)
    u_pitch=0;
else
    u_pitch= (mfo(AR(1)+4,2)* AAR(1) ...
        + mfo(AR(2)+4,2)* AAR(2) ...
        + mfo(AR(3)+4,2)* AAR(3) ...
        + mfo(AR(4)+4,2)* AAR(4))...
        / (AAR(1) + AAR(2) + AAR(3) + AAR(4));
end
end

```

%AAR: Area of Active Rules  
%mfo: Output Membership Functions  
%tb: Base of mfo Triangle

### Sapma (Yaw) açısı kontrolü

```

function u_yaw = Fzy_Yaw(e, de)
%% UYELIK FONKSİYONLARININ VE KURALLARIN TANIMLANMASI
%Giris (e)
enb = [-20 -20 -8]; % e negative big
enm = [-20 -8 -3]; % e negative medium
ens = [-8 -3 0]; % e negative small
ez = [-3 0 3]; % e zero
eps = [0 3 8]; % e positive small
epm = [3 8 20]; % e positive medium
epb = [8 20 20]; % e positive big
%Giris (de)
denb = [-30 -30 -12]; % de negative big

```

```

denm = [-30 -12 -5];           % de negative medium
dens = [-12 -5 0];           % de negative small
dez = [-5 0 5];             % de zero
deps = [0 5 12];           % de positive small
depm = [5 12 30];          % de positive medium
depb = [12 30 30];         % de positive big
%Cikis
onb = [-3.75 -3.75 -2.5];    % output negative big
onm = [-3.75 -2.5 -1.25];   % output negative medium
ons = [-2.5 -1.25 0];       % output negative small
oz = [-1.25 0 1.25];        % output zero
ops = [0 1.25 2.5];         % output positive small
opm = [1.25 2.5 3.75];      % output positive medium
opb = [2.5 3.75 3.75];     % output positive big

```

```
% Kural Tablosu
```

```
% denb denm dens dez deps depm depb
```

```

RT = [-3 , -3 , -2 , -2 , -1 , -1 , 0;           %enb
      -3 , -2 , -2 , -1 , -1 , 0 , 1;           %enm
      -2 , -2 , -1 , -1 , 0 , 1 , 1;           %ens
      -2 , -1 , -1 , 0 , 1 , 1 , 2;           %ez
      -1 , -1 , 0 , 1 , 1 , 2 , 2;           %eps
      -1 , 0 , 1 , 1 , 2 , 2 , 3;           %epm
      0 , 1 , 1 , 2 , 2 , 3 , 3];           %epb

```

```
%onb: -3
```

```
%onm: -2
```

```
%ons: -1
```

```
%oz: 0
```

```
%ops: 1
```

```
%opm: 2
```

```
%opb: 3
```

```
if (e>epb(3)) e=epb(3); end
```

```

if (e<enb(1)) e=enb(1); end
if (de>depb(3)) de=depb(3); end
if (de<denb(1)) de=denb(1); end
if (de==Inf) de=denb(3); end
if (de== -Inf) de=denb(1); end
%% UYELIK DERECELERININ BELIRLENMESI
mfe = [enb;enm;ens;ez;eps;epm;epb];           %Membership functions (e)
mfde = [denb;denm;dens;dez;deps;depb];       %Membership functions (de)
mde = zeros(1,7);                             %Membership degrees (e)
mdde = zeros(1,7);                             %Membership degrees (de)
for i = 1:7
    if (e == mfe(i,2))    mde(i) = 1;
    elseif (e == mfe(i,1)||e == mfe(i,1)) mde(i) = 0;
    elseif (e > mfe(i,2)) mde(i) = (mfe(i,3)-e)/(mfe(i,3)-mfe(i,2));
    else                  mde(i) = (e-mfe(i,1))/(mfe(i,2)-mfe(i,1));
    end
    if (mde(i)>1 || mde(i)<0) mde(i)=0; end
end
for j = 1:7
    if (de == mfde(j,2))    mdde(j) = 1;
    elseif (de == mfde(j,1)||de == mfde(j,1)) mdde(j) = 0;
    elseif (de > mfde(j,2)) mdde(j) = (mfde(j,3)-de)/(mfde(j,3)-mfde(j,2));
    else                  mdde(j) = (de-mfde(j,1))/(mfde(j,2)-mfde(j,1));
    end
    if (mdde(j)>1 || mdde(j)<0) mdde(j)=0; end
end
%% AKTIF KURALLARIN VE KURALLARIN KESINLIKLERININ BELIRLENMESI
AM=zeros(2,2);                                 %AR:Active Memberships
for k=1:7
    if mde(k)>0
        if AM(1,1)==0
            AM(1,1)=k;
        else

```

```

        AM(1,2)=k;
    end
end
end
for l=1:7
    if mdde(l)>0
        if AM(2,1)==0
            AM(2,1)=1;
        else
            AM(2,2)=1;
        end
    end
end
end
AR = zeros(1,4);
ARP = zeros(1,4);
AR(1)= RT(AM(1,1),AM(2,1));
% Yontem 1
% ARP(1)= mde(AM(1,1)) * mdde(AM(2,1));
% Yontem 2
if (mde(AM(1,1))< mdde(AM(2,1)))
    ARP(1)= mde(AM(1,1));
else
    ARP(1)= mdde(AM(2,1));
end
end
if (AM(2,2)>0)
    AR(2) = RT(AM(1,1),AM(2,2));
% Yontem 1
% ARP(2)= mde(AM(1,1)) * mdde(AM(2,2));
% Yontem 2
if (mde(AM(1,1))< mdde(AM(2,2)))
    ARP(2)= mde(AM(1,1));
else
    ARP(2)= mdde(AM(2,2));
end

```

%AR: Active Rules  
%ARC: Active Rule Precision

```

end
end
if (AM(1,2)>0)
    AR(3) = RT(AM(1,2),AM(2,1));
% Yontem 2
if (mde(AM(1,2))< mdde(AM(2,1)))
    ARP(3)= mde(AM(1,2));
else
    ARP(3)= mdde(AM(2,1));
end
end
if (AM(1,2)>0) && (AM(2,2)>0)
    AR(4) = RT(AM(1,2),AM(2,2));
% Yontem 2
if (mde(AM(1,2))< mdde(AM(2,2)))
    ARP(4)= mde(AM(1,2));
else
    ARP(4)= mdde(AM(2,2));
end
end
%% CIKISIN HESAPLANMASI
AAR = zeros(1,4);
mfo = [onb;onm;ons;oz;ops;opm;opb];
for b=1:4
    tb=mfo(AR(b)+4 , 3) - mfo(AR(b)+4 , 1);
% Yontem 1
AAR(b)= tb*(ARP(b)-(ARP(b)^2)/2);
% Yontem 2
%AAR(b)= tb*ARP(b)/2;
end
if (AAR(1) + AAR(2) + AAR(3) + AAR(4) == 0)
    u_yaw=0;
else

```

%AAR: Area of Active Rules  
%mfo: Output Membership Functions  
%tb: Base of mfo Triangle

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

**ÖZGEÇMİŞ**

Doğum Tarihi	14.08.1984	
Doğum Yeri	Kayseri	
Lise	1999 – 2003	Beşiktaş Atatürk Anadolu Lisesi
Lisans	2003 – 2007	İstanbul Teknik Üniversitesi Makine Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü
Yüksek Lisans	2008 – 2011	Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Sistem Teorisi ve Kontrol Programı
<b>Çalıştığı Kurum</b>		
	2009 - halen	Yıldız Teknik Üniversitesi Mekatronik Mühendisliği Bölümü Araştırma Görevlisi