

**UYDU YÖNELİMİNİN BULANIK DEĞİŞKEN YAPILI
KONTROLÇÜ İLE DENETİMİ**

**2013
DOKTORA TEZİ
ELEKTRİK-ELEKTRONİK MÜHENDİSLİĞİ**

Bilgehan ERKAL

**UYDU YÖNELİMİNİN BULANIK DEĞİŞKEN YAPILI KONTROLCÜ İLE
DENETİMİ**

Bilgehan ERKAL

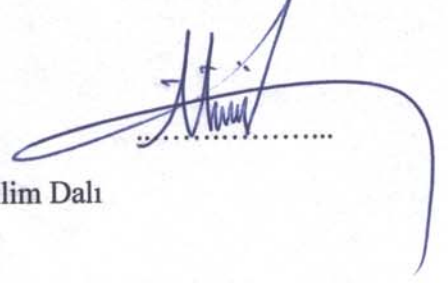
**Karabük Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalında
Doktora Tezi
Olarak Hazırlanmıştır**

**KARABÜK
Haziran 2013**

Bilgehan ERKAL tarafından hazırlanan “UYDU YÖNELİMİNİN BULANIK DEĞİŞKEN YAPILI KONTROLÇÜ İLE DENETİMİ” başlıklı bu tezin Doktora Tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

Yrd. Doç. Dr. Hüseyin DEMİREL

Tez Danışmanı, Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı



Bu çalışma, jürimiz tarafından oy birliği ile Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalında Doktora tezi olarak kabul edilmiştir. 06 / 06 / 2013

Ünvanı, Adı SOYADI (Kurumu)

İmzası

Başkan : Prof. Dr. Ramazan BAYINDIR (GÜ)



Üye : Doç. Dr. H. Haldun GÖKTAŞ (YBÜ)



Üye : Yrd. Doç. Dr. Hüseyin DEMİREL (KBÜ)



Üye : Yrd. Doç. Dr. Mustafa AKTAŞ (KBÜ)



Üye : Yrd. Doç. Dr. Bünyamin CİYLAN (GÜ)



..... / / 2013

KBÜ Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu, bu tez ile, Doktora derecesini onamıştır.

Prof. Dr. Nizamettin KAHRAMAN

Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü



“Bu tezdeki tüm bilgilerin akademik kurallara ve etik ilkelere uygun olarak elde edildiğini ve sunulduğunu; ayrıca bu kuralların ve ilkelerin gerektirdiği şekilde, bu çalışmadan kaynaklanmayan bütün atıfları yaptığımı beyan ederim.”

Bilgehan ERKAL

ÖZET

Doktora Tezi

UYDU YÖNELİMİNİN BULANIK DEĞİŞKEN YAPILI KONTROLCÜ İLE DENETİMİ

Bilgehan ERKAL

Karabük Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Elektrik-Elektronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı:

Yrd. Doç. Dr. Hüseyin DEMİREL

Haziran 2013, 112 sayfa

Bu tez çalışmasında, çeşitli uyduların yönelim kontrolünü yüksek belirsizlikler altında kararlı bir biçimde gerçekleştirebilecek gürbüz bir kontrolcü, yapay zeka tekniklerine dayalı olarak tasarlanmıştır. Sensör sisteminde yüksek gecikmeler içeren sistemlerin kontrolü güç bir iştir. Literatürde, bu probleme önerilen çeşitli çözümlerden birisi kontrolcüyü en baştan yüksek bir gürbüzlük seviyesine sahip olarak tasarlamaktır. Tez çalışmasında da bu yaklaşım benimsenmiştir. Çözüm olarak önerilen kontrolcü, melez Bulanık Değişken Yapılı Kontrolcüdür (BDYK). Çalışmada, BDYK parametreleri optimal değerlere ayarlanmıştır. Önerilen kontrolcünün gürbüz karakterini ortaya koymak amacıyla tasarlanan benzetim ortamı 3 serbestlik derecesine sahip gövde modeline dayalı bir uydu modeli içermektedir.

Gövde modeli etrafında eyleyici ve sensör modelleri bulunmaktadır. Eyleyici modeli montaj hatalarından kaynaklanan belirsizlikler içermektedir. Sensör modeli ise çalışmanın farklı aşamalarında değişen oranlarda gecikme ve jitter gürültüsü içermektedir. Benzetim ortamında sistem performansı MATLAB/Simulink altında kaydedilmiş ve yönelim hataları bir grafik haline getirilmiştir. Ayrıca bu grafiklerdeki verilerden elde edilen rms yönelim hataları farklı kontrolcülerin gösterdiği performansları karşılaştırmak amacıyla hesaplanmıştır. Kontrolcünün gürbüz karakterini ortaya koymak için 3 farklı deney tasarlanmıştır. Her bir deneyde kullanılan uydu modelleri, yönelim komutları ve belirsizlik seviyeleri farklıdır. Böylece kontrolcünün karakteri farklı açılardan ele alınmaya çalışılmıştır. Ayrıca çalışmada karşılaştırma amacıyla PD, LQG ve LS kontrolcüler gibi farklı kontrolcüler tasarlanmıştır. 1 nolu deneyde ayrıca BDYK'nın integral bir terim içeren başka bir versiyonu (İBDYK) da mevcuttur. İleriki deneylerde BDYK parametrelerini uygun değerlere ayarlamakla bir integral terime ihtiyaç olmadığı gösterilmiştir. Çalışmada, en yüksek belirsizlik seviyeleri 3 nolu deneyde uygulanmıştır. Ayrıca, 3 nolu deneyde kontrolcü performansları değişken gecikmeler ve jitter gürültüsü kullanılarak daha ayrıntılı bir biçimde irdelenmiştir. Sonuç olarak her 3 deneyde BDYK'nın yüksek belirsizlikler altında kararlılığını koruyabilen gürbüz bir karakterde olduğu görülmüştür. Diğer kontrolcülerden, PD ve LQG kontrolcülerin yeterince gürbüz karakterde olmadığı anlaşılmıştır. LS kontrolcünün, BDYK'ya performans olarak en yakın olduğu bulunmuştur.

Çalışma sonuçlarına göre BDYK gürbüz bir kontrolcüdür ve başta algılayıcı verisindeki gecikmeler olmak üzere yüksek belirsizlikler ve jitter gürültüsü altında uydu yönelimini kontrol edebilme kabiliyetine sahiptir. Çalışmanın getirdiği en önemli yenilik, başta yüksek gecikmeler olmak üzere çeşitli belirsizliklerle BDYK gibi bir gürbüz kontrolcünün tek başına üstesinden gelebileceğini göstermiş olmasıdır.

Anahtar Sözcükler : Bulanık değişken yapılı kontrolcü, bulanık mantık kontrolcüsü, sensor verisi gecikmesi, uydu yönelimi kontrolü, yapay zeka.

Bilim Kodu : 905.1.084

ABSTRACT

Ph.D. Thesis

SATELLITE ATTITUDE CONTROL USING FUZZY VARIABLE STRUCTURE CONTROLLER

Bilgehan ERKAL

Karabük University

Graduate School of Natural and Applied Sciences

Department of Electric and Electronic Engineering

Thesis Advisor:

Assist. Prof. Dr. Hüseyin DEMİREL

June 2013, 112 pages

In this thesis, a robust controller is designed using artificial intelligence techniques to control the attitude of various satellites with high uncertainties. It is very difficult to control systems with high time delay in sensor systems. One of the proposed solutions to this problem in the literature is to design the controller with high robustness at the beginning. This approach is also adopted in the study. Proposed controller is the hybrid Fuzzy Variable Structure Controller (FVSC). The parameters of the FVSC are tuned to optimal values in the study. A simulation environment is devised to test the robustness of the proposed controller. Simulation environment is based on a rigid 3-DoF satellite body model.

Actuator and sensor models complement the body model. Actuator model incorporates uncertainties due to misplacement. Sensor model incorporates various level of delay and jitter noise which are varied according to the various stages of the

study. Data produced by the simulation environment is recorded under MATLAB/Simulink environment and attitude errors of the satellite are sketched as graphs. Also, rms attitude errors in three axes are calculated using simulation data to make a comparison between the performances of different controllers. Three experiments are designed to demonstrate the robustness of the proposed controller. Satellite models, attitude commands and the uncertainty levels in the system are different in each experiment. There are three additional controllers used in the study: PD, LQG and LS. Also in the first experiment, there is a variant of FVSC called Integral FVSC (IFVSC), which incorporates an integral term in it. It is shown later in other experiments that there is no need in an integral term by tuning the controller parameters to optimal values. The highest level of uncertainties is seen in the third experiment. Controller performances are inspected in more detail by using various delays and jitter noise in the sensor systems of the satellite model. As a result, it is shown that the FVSC is a robust controller which can preserve stability in the satellite model with high uncertainties. It is seen that, the other controllers, PD and LQG controllers are not robust. LS controller is robust and is the one that shows a performance close to the FVSC.

As a summary, FVSC is a robust controller and has the capability to control the attitude of a satellite with high uncertainties such as time delays and jitter in sensor data. The most important novelty of the study is that it proves a controller with high robustness such as FVSC can easily cope with high uncertainty levels alone.

Key Word : Fuzzy variable structure controller, fuzzy logic controller, sensor data delay, satellite attitude control, artificial intelligence.

Science Code : 905.1.084

TEŞEKKÜR

Bu tez alışmasının planlanmasında, araştırılmasında, yrtlmesinde ve oluşumunda ilgi ve desteğini esirgemeyen, engin bilgi ve tecbelerinden yararlandığım, ynlendirme ve bilgilendirmeleriyle alışmamı bilimsel temeller ışığında Őekillendiren sayın hocam Yrd. Doç. Dr. Hüseyin DEMİREL'e sonsuz teŐekkürlerimi sunarım.

Yayın aşamasında değerli yardımlarını esirgemeyen değerli hocalarım, Boğaziçi Üniversitesi Elektrik ve Elektronik Mühendisliği oğretim yesi Prof. Dr. Okyay KAYNAK'a ve Yıldırım Beyazıt Üniversitesi Elektronik ve Haberleşme Mühendisliği oğretim yesi Doç. Dr. H. Haldun GÖKTAŞ'a teşekkür ederim. Hava Harp Okulu Havacılık ve Uzay Teknolojisi Enstitüsünün değerli oğretim yeleri ve çalışanlarına değerli katkılarından dolayı ayrıca teŐekkürlerimi sunmayı bir borç bilirim.

Sevgili aileme maddi ve manevi hiçbir yardımı esirgemedен bana destek oldukları için tüm kalbimle teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
KABUL	ii
ÖZET	iv
ABSTRACT	vi
TEŞEKKÜR	viii
İÇİNDEKİLER	ix
ŞEKİLLER DİZİNİ	xi
ÇİZELGELER DİZİNİ	xiv
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	xv
BÖLÜM 1.	1
GİRİŞ	1
BÖLÜM 2.	4
LİTERATÜR TARAMASI VE PROBLEM TANIMI	4
BÖLÜM 3.	12
YÖNELİM KONTROLÜNÜN BİLEŞENLERİ VE UYDU MODELİ	12
3.1. TEMEL KAVRAMLAR	13
3.2. YÖNELİM BELİRLEME SİSTEMİ (YBS)	19
3.2.1 Güneş Sensörleri	19
3.2.2 Ufuk Sensörleri	25
3.2.3 Manyetometreler	29
3.2.4 Yıldız Sensörleri	32
3.2.5 Oran Sensörleri	33
3.2.6 Çalışmada Kullanılan Sensör Modeli	36
3.3. YÖNELİM KONTROL SİSTEMİ (YKS) EYLEYİCİLERİ	37
3.3.1 Teker Düzenleri	38

	<u>Sayfa</u>
3.3.2 Manyetik Tork Bobinleri	40
3.3.3 İtici Düzenleri	42
3.3.4 Kütle Çekim Denge Çubukları	43
3.3.5 Çalışmada Kullanılan Eyleyici Modeli	44
3.4. UYDUNUN FİZİKSEL GÖVDE MODELİ.....	46
3.5. BENZETİM ORTAMININ GENEL ŞEKLİ	50
BÖLÜM 4.	52
KONTROLCÜLERİN TASARLANMASI.....	52
4.1. PD KONTROLCÜ TASARIMI.....	52
4.2. LQG KONTROLCÜ TASARIMI.....	53
4.3. LS KONTROLCÜ TASARIMI	57
4.4. DEĞİŞKEN YAPILI KONTROLCÜ (DYK) TASARIMI.....	60
4.5. BULANIK DEĞİŞKEN YAPILI KONTROLCÜ (BDYK) TASARIMI.....	63
4.5.1. Değişken Yapılı Kontrolcü (DYK) Tasarımı	63
4.5.2. DYK'nın Temel Kontrolcüsü Olarak BMK Tasarımı	65
4.6. İNTEGRAL TERİM İÇEREN BDYK (İBDYK) TASARIMI	70
BÖLÜM 5.	72
BENZETİM ÇALIŞMALARI VE SONUÇLARI.....	72
5.1. DENEY 1 İÇİN KONTROLCÜ PARAMETRELERİ VE SONUÇLAR.....	75
5.2. DENEY 2 İÇİN KONTROLCÜ PARAMETRELERİ VE SONUÇLAR.....	85
5.3. DENEY 3 İÇİN KONTROLCÜ PARAMETRELERİ VE SONUÇLAR.....	95
BÖLÜM 6.	102
SONUÇ	102
KAYNAKLAR	105
ÖZGEÇMİŞ	112

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 3.1. Gövde koordinat sistemi	15
Şekil 3.2. Sağ el kaidesi	15
Şekil 3.3. Analog Güneş sensörü	20
Şekil 3.4. İki analog sensörlü görüş açısı genişletilmiş güneş sensörü.....	20
Şekil 3.5. Geniş açılı analog güneş sensörünün çıkış karakteristiği	21
Şekil 3.6. Gölgelemeli tip güneş varlığı sensörü	22
Şekil 3.7. Çift yarıkli güneş varlığı sensörü.....	22
Şekil 3.8. Basit bir dijital güneş sensörü	23
Şekil 3.9. Dönen bir uydu üzerindeki güneş sensörünün görüş açısı.....	23
Şekil 3.10. Dijital bir güneş sensörü	24
Şekil 3.11. İki eksenli dijital güneş sensörünün yapısı	25
Şekil 3.12. Tarayıcı disk mekanizmasına sahip ufuk sensörünün çalışma şekli.....	27
Şekil 3.13. Manyetometre blok diyagramı.....	29
Şekil 3.14. Çift çekirdekli manyetik akı kapısı manyetometre devresi. P_1 ve P_2 primer uçları ve S_1 ve S_2 sekonder uçlarıdır.....	30
Şekil 3.15 Çift çekirdekli manyetik akı kapısı bobininin harici bir manyetik alana maruz kalması durumunda elde edilen primer ile sekonder gerilimleri ve çekirdek manyetik yoğunluk ve akıları	31
Şekil 3.16. Basitleştirilmiş yıldız sensörü yapısı	32
Şekil 3.17. Basit tek serbestlik dereceli oran jiroskobu	35
Şekil 3.18. YBS birimi iç blok şeması	36
Şekil 3.19. Tepki tekerinin yapısı	39
Şekil 3.20. Manyetik tork bobini ve oluşan manyetik kuvvetin yönü	41
Şekil 3.21. Eyleyici bloğu iç şeması	45
Şekil 3.22. Uydu gövde modeli iç yapısı	48
Şekil 3.23. DHE bloğu iç yapısı.....	49
Şekil 3.24. KHE bloğu iç yapısı.....	49
Şekil 3.25. Kinematik bloğu iç yapısı	49

Şekil 3.26. Benzetim ortamının gecikme içeren YBS, yükselme hızı limitlemesi ve kontrolcü olarak BDYK içeren genel görünümü	50
Şekil 4.1. Kontrolcü tasarımına yönelik sistemin blok şeması	55
Şekil 4.2. Bulanık denetçinin açısız konum hatası girişine ait üyelik fonksiyonları...	68
Şekil 4.3. Bulanık kontrolcünün çıkış üyelik fonksiyonları.....	68
Şekil 4.4. BDYK iç şeması.....	69
Şekil 4.5. İBDYK'nın iç yapısı	71
Şekil 5.1. 1 nolu deneyde kullanılan BMK programı	77
Şekil 5.2. Deney 1'de kullanılan açısız yönelim komutları	80
Şekil 5.3. PD kontrolcünün $T_d = 0$ s için açısız konum hatası grafiği	81
Şekil 5.4. BDYK'nın $T_d = 0$ s için açısız konum hatası grafiği.....	82
Şekil 5.5. İBDYK'nın $T_d = 0$ s için açısız konum hatası grafiği.....	82
Şekil 5.6. PD kontrolcünün $T_d = 0,01$ s için açısız konum hatası grafiği	83
Şekil 5.7. BDYK'nın $T_d = 0,01$ s için açısız konum hatası grafiği.....	84
Şekil 5.8. İBDYK $T_d = 0,01$ s için açısız konum hatası grafiği.....	84
Şekil 5.9. BMK'nın açısız konum hatası girişine ait üyelik fonksiyonları	87
Şekil 5.10. BMK'nın çıkış üyelik fonksiyonları	87
Şekil 5.11. 2 nolu deney için tasarlanan açısız yönelim komutları.....	88
Şekil 5.12. PD kontrolcünün gecikmesiz ($T_d = 0$ s) durumdaki açısız konum hatası grafiği.....	89
Şekil 5.13. LQG kontrolcünün gecikmesiz ($T_d = 0$ s) durumdaki açısız konum hatası grafiği.....	90
Şekil 5.14. LS kontrolcünün gecikmesiz ($T_d = 0$ s) durumdaki açısız konum hatası grafiği.....	90
Şekil 5.15. BDYK'nın gecikmesiz ($T_d = 0$ s) durumdaki açısız konum hatası grafiği.....	91
Şekil 5.16. PD kontrolcünün gecikmeli ($T_d = 0,4$ s) durumdaki açısız konum hatası grafiği.....	92
Şekil 5.17. LQG kontrolcünün gecikmeli ($T_d = 0,4$ s) durumdaki açısız konum hatası grafiği.....	92
Şekil 5.18. LS kontrolcünün gecikmeli ($T_d = 0,4$ s) durumdaki açısız konum hatası grafiği.....	93
Şekil 5.19. BDYK'nın gecikmeli ($T_d = 0,4$ s) durumdaki açısız konum hatası grafiği.....	93

Sayfa

Şekil 5.20. Jitter gürültüsü içeren örnekleme sinyalinin ilk 1 saniyelik kısmı.....	96
Şekil 5.21. Uydunun yönelim kontrolünün testi için tasarlanan açısai yönelim komutları	98
Şekil 5.22. BDYK'nın açısai konum hatası grafiği ($T_d = 0,5$ s)	100
Şekil 5.23. LS kontrolcünün açısai konum hatası grafiği ($T_d = 0,5$ s)	100
Şekil 5.24. LQG kontrolcünün açısai konum hatası grafiği ($T_d = 0,5$ s)	101
Şekil 5.25. LQG kontrolcünün büyütölmüş açısai konum hatası grafiği ($T_d = 0,5$ s).....	101

ÇİZELGELER DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 3.1. Euler açıları.....	16
Çizelge 3.2. YBK sensör hassasiyetleri	19
Çizelge 3.3. YBK Eyleyicilerinin tipik özellikleri.....	37
Çizelge 3.4. Uyduların boyutlarına göre sınıflandırılması.....	46
Çizelge 4.1. Bulanık Kontrolcünün kural tabanı.....	67
Çizelge 5.1. 3 deneye ait parametreler	72
Çizelge 5.2. Deney 1’de kullanılan BDYK kontrolcü parametreleri	76
Çizelge 5.3. BMK’ya ait kural tabanı çizelgesi	79
Çizelge 5.4. Kontrolcülerin her iki durumda görülen 3-eksendeki rms hataları.....	85
Çizelge 5.5. 2 nolu deneydeki BDYK’da kullanılan parametrelerin listesi.....	86
Çizelge 5.6. BMK’nın kural tabanı	88
Çizelge 5.7. Kontrolcülerin her iki durumda görülen 3-eksendeki rms hataları.....	95
Çizelge 5.8. 3 nolu deneydeki BDYK’da kullanılan parametrelerin listesi.....	97
Çizelge 5.9. Farklı gecikmelerde görülen açısal konum hatalarının rms değerleri....	99

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

SİMGELER

A, B, C, D	: Durum-uzay gösteriminde sistem matrisleri
$C_{(s)}$: Kontrolcü transfer fonksiyonu
I	: Uydunun eylemsizlik momentleri matrisi (kg.m^2)
K_D	: Türevsel kazanç
K_P	: Oransal kazanç
m	: Kayan hat eğimi (1/s)
q	: Quaternion gösteriminde uydu yönelimi $[q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$
$S_{(x,t)}$: Anahtarlama fonksiyonu (rad^2/s)
T_d	: Zaman gecikmesi (s)
u	: Durum-uzay gösteriminde sistem uyarıcısı
u_{eq}	: Eşdeğer kontrolcü çıktısı
X, Y, Z	: Gövde koordinat eksenleri
x	: Durum-uzay gösteriminde sistem durum değişkenleri
y	: Durum-uzay gösteriminde sistem çıktısı
z	: BMK'da durulanacak çıkış değişkeni
z^*	: BMK'da durulanmış çıktı
Θ	: Y eksenini etrafında yunuslama (pitch) açısı (rad)
Φ	: X eksenini etrafında yuvarlanma (roll) açısı (rad)
Ψ	: Z eksenini etrafında sapma (yaw) açısı (rad)
Ω	: Açısal hızları içeren dönüşüm katsayı matrisi
θ	: Euler gösteriminde yönelim açıları vektörü $[\Phi \ \Theta \ \Psi]^T$ (rad)
θ_e	: Euler gösteriminde yönelim hatası vektörü (rad)
$\mu_{(z)}$: BMK'da bileşik üyelik fonksiyonu
ω	: Gövde koordinat eksenlerinde açısal hız, $[\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ (rad/s)

KISALTMALAR

BDYK	: Bulanık Değişken Yapılı Kontrolcü
BMK	: Bulanık Mantık Kontrolcüsü
CMG	: Control Moment Gyro (kontrol moment jirosu)
DHE	: Dinamik Hareket Eşitlikleri
DYK	: Değişken Yapılı Kontrolcü
DYS	: Değişken Yapılı Sistem
İBDYK	: İntegral Bulanık Değişken Yapılı Kontrolcü
KHE	: Kinematik Hareket Eşitlikleri
LQG	: Linear Quadratik Gaussian kontrolcü
LQR	: Linear Quadratik Regülatör
LS	: Loop Shaping (Çevrim Ayarlamalı) kontrolcü
LSB	: Least Significant Bit (en düşük değerli bit)
LTI	: Linear Time Invariant (Doğrusal Zamanla değişmeyen)
PD	: Proportional Derivative (Oransal Türev) kontrolcüsü
RMS	: Root Mean Squared (karelerin ortalamasının karekökü)
YBKS	: Yönelim Belirleme ve Kontrol Sistemi
YBS	: Yönelim Belirleme Sistemi
YKS	: Yönelim Kontrol sistemi
YSA	: Yapay Sinir Ağı
ZPK	: Zero Pole Kazanç (Sıfır Kutup Kazanç)

BÖLÜM 1

GİRİŞ

Son yıllarda, hem sivil hem de askeri alanda uyduların önemi hızla artmaktadır. Sivil uygulamalara, çeşitli uzaktan algılama uygulamaları, iletişim ve meteorolojik amaçlı gözlem ve uzayın gözetlenmesi gibi çeşitli uygulamalar örnek gösterilebilir. Askeri uygulamalara örnek olarak, askeri veri iletimi, yer hedeflerinin gözetimi ve haritalama verilebilir. Ayrıca teknolojinin gelişmesi ve ucuzlaması ile uydu teknolojisi giderek daha çok insanın ve kuruluşun sivil amaçlı kullanımına elverişli hale gelmiştir. Bu sayede uyduların uzay teknolojisinin yaygınlaştırılmasında bir eğitim aracı olarak da sıklıkla kullanıldığını görmekteyiz. Buna örnek olarak Cubesat projelerini gösterebiliriz. Cubesat, eğitim amaçlı olarak ilk defa Stanford Üniversitesinden Profesör Bob Twiggs ve Kaliforniya Politeknik Üniversitesinden Profesör Jordi Puig-Suari tarafından, 1999 yılında, 2. Üniversitelerarası Uzay Sistemleri Sempozyumunda ortaya atılmıştır. Cubesat'lar, 10cmx10cmx10cm ebatlarından daha küçük ve 1,33 kg'dan daha hafif piko uydulardır.

Uydunun boyutu ve amacı ne olursa olsun onu yörüngede tutan bir sistem mutlaka mevcuttur. Uydu yönelim belirleme ve kontrol sistemi diye adlandırılan bu modülün görevi çeşitli sensörler aracılığıyla uydunun uzaydaki durumunu ve pozisyonunu belirleyerek, istenilen belli bir pozisyon sınırları içerisinde kalması için gerekli kararları almak ve bunları uygun eyleyiciler aracılığıyla uygulamaktır. Bu amaçla çeşitli sensör sistemleri geliştirilmiştir. Yönelim kontrolcüsünün işini yaparken karşılaştığı önemli kısıtlardan birisi uydunun enerjisinin sınırlı olması ve uydunun ömrü açısından dikkatli bir şekilde harcanmasının gerekli olmasıdır. Uydu elektrik enerjisini genellikle sahip olduğu güneş panelleri aracılığıyla doldurduğu şarjlı pillerden temin eder. Bu düzenlerin sık sık boşaltılıp doldurulmaları onların kapasitesini ve ömrünü azaltır. Soğuk gazlı iticilerde ise kullanılan gaz miktarı önemlidir. Uydunun kontrolü depodaki gazı en idareli tüketecek biçimde

gerçekleştirilmelidir. Sonuç olarak uydunun bu bölümü oldukça hassas ve hayati öneme sahiptir. Bu nedenle yerdeki tasarım ve benzetim çalışmaları uydunun ömrü ve verimli bir şekilde işletilmesi açısından büyük önem taşır.

Benzetimler, çoğu alanda tasarım maliyetini azaltan ve tasarım süreçlerini hızlandıran güçlü enstrümanlar olarak karşımıza çıkmaktadır. Havacılık ve uzay teknolojilerinde benzetimlerin özel bir önemi vardır, çünkü her zaman gerçek bir uydudan veri elde etmek mümkün olmayabilir. Başlangıçta detaylı benzetimler aracılığıyla sistemin amaçlanan görevleri eksiksiz yerine getirebildiğinin onaylanması gerekir. Hızla gelişen ve maliyetleri düşen bilgisayar teknolojisi, uzun ve zahmetli denemelerin kısa süreli benzetimler şeklinde bilgisayar başında gerçekleştirilmesini daha cazip hale getirmiştir. Artan işlem gücü sayesinde, artık daha ayrıntılı ve gerçeğe yakın sonuçların elde edilmesi mümkün olmaktadır. Bu nedenle bu çalışmada benzetim tekniğine ağırlık verilmiştir.

Bu çalışmada özellikle uyduların bulanık değişken yapı tekniğine dayalı olarak yönelim kontrolünü gerçekleştiren sistemlerin tasarımı ve benzetimine yer verilmiştir. Uydunun yörüngeye gönderilmesinden önce, bu sistemlerin görevini en uygun ve güvenilir bir şekilde yerine getirdiğinden emin olmak gerekir. Bu sistemlerin öncelikli görevi uydunun yörüngedeki yönelimini sabitleyerek diğer uyduların çalışmasını engelleyecek tehlikeli bir durum oluşturmasını engellemektir. Bu sistemlerin diğer önemli bir görevi de kamera, verici anteni gibi cihazların yönünü Dünya'da belli bir noktaya doğru sabitlemek, güneş panellerinin güneş ışığından istifadesini artırmak üzere uygun bir pozisyona gelmelerini sağlamaktır. Bütün bu işlemler esnasında uydunun yörüngedeki kararlı konumunu korumak da bu sistemin görevidir. Bu işi yaparken sistem sürekli değişen, önceden öngörülmesi ve kontrol edilmesi mümkün olmayan, doğrusal özellik arz etmeyen, belirsizlik oranı yüksek bozucularla karşılaşmaktadır. Sistemin her şart altında görevini eksiksiz yerine getirdiğinden emin olmak için uyarlanabilir denetim metotlarını kullanmak ve yerdeyken ayrıntılı benzetimler aracılığıyla sistemin davranışlarını incelemek ve performansını belirlemek gereklidir. Çalışmada oluşturulan benzetim ortamının, uydular için yönelim belirleme ve kontrol sistemlerinin tasarımını kolaylaştırması ve tasarım maliyetlerini düşürmesi amaçlanmaktadır.

Bu çalışmanın amacı, bir uydunun yönelimi kararlı hale getirildikten sonra onun yönelimini 3-eksende kontrol edecek bir sistemi bulanık değişken yapıya dayalı olarak tasarlamaktır. Tasarlanan yeni kontrol düzeni Matlab Simulink ortamında hazırlanan uygun bir benzetim ortamında teste tabi tutularak performansı belirlenmiştir. Tasarlanan Yönelim Kontrol Sisteminin (YKS) performansının belirlenmesine yönelik karşılaştırma amaçlı başka yönelim kontrolcileri de tasarlanarak çalışmaya eklenmiştir.

Tezin giriş bölümünde konuyla alakalı temel bilgiler verilmiştir. İkinci bölümde konuyla alakalı literatür taraması verilerek, teze konu olan problemin sunumu gerçekleştirilmiştir. Üçüncü bölümde, yönelim kontrolü ile ilgili bazı temel kavramlara yer verilmiştir. Bu kapsamda uyduların yörüngedeki hareketlerini belirleyen hareket kanunlarına, Yönelim Belirlemesi ve Kontrolünde (YBK) kullanılan çeşitli sensör ve eyleyicilere yer verilmiştir. Ayrıca benzetimlere temel olan uydu gövde modeli oluşturulmuş ve benzetim ortamının genel şekli sunulmuştur. Dördüncü bölümde çalışmada kullanılan kontrolcülerin tasarımına yer verilmiştir. Bu bölümde çalışmaya temel olan Bulanık Değişken Yapılı Kontrolcü (BDYK) başta olmak üzere karşılaştırma amaçlı tasarlanan PD, LS ve LQG kontrolcülerin tasarım ayrıntıları yer almaktadır. Beşinci bölümde BDYK'nın performansını ortaya koymak üzere tasarlanan üç farklı deneye yer verilmiştir. Burada, öncelikle her bir deneyde kullanılan kontrolcü ve benzetim ortamı parametreleri verilmiş ardından deney sonuçları sunulmuştur. Tezin nihai sonuçları ise altıncı ve son bölümde özetlenmiştir.

BÖLÜM 2

LİTERATÜR TARAMASI VE PROBLEM TANIMI

Uydu yöneliminin, özellikle gecikme içeren sensör verisinden kaynaklanan yüksek belirsizlikler altında yüksek doğrulukta gerçekleştirilmesi önemli güncel bir problemdir. Gecikmelerden kaynaklanan belirsizliğin nasıl ele alınacağı gayet önemlidir. Zira zaman gecikmesi içeren sistemlerin kontrolü oldukça güç bir iştir. Sistemin kontrolü esnasında ciddi kararlılık problemleriyle karşılaşılabilir. Ayrıca, gecikme içeren sistemlerin kontrol bant genişliğinde de gözle görülür bir daralma meydana gelir. Sistemdeki gecikmelere karşı bir Smith tahmincisi kullanmak literatürde iyi bilinen bir yöntemdir [1]. Gecikmenin modeli iyi bilindiği takdirde bu yöntemle sonuç almak mümkün olur. Ancak bu, özellikle kontrolcülerin sayısal yöntemler kullanılarak gerçekleştirildiği sistemlerde nadir görülen bir durumdur. Sayısal sistemler sayısal-analog ve analog-sayısal dönüşümler nedeniyle genellikle gecikme içerirler. Bu gecikmeler, sıklıkla değişen bir yapıya sahiptirler. Yönelimi kontrol edilecek uydunun (tesisat veya kontrol edilecek düzen) yavaş tepki vermesi de zaman gecikmelerinin bir diğer kaynağıdır.

Gerçek uygulamalardaki zaman gecikmelerinin değişken yapısı da göz önünde bulundurulduğunda çok daha etkili başka yöntemler de vardır. Bunlardan birisi gecikmeyi dengelemek üzere geribesleme sinyalinin geciktirilmemiş halini ekstrapolasyon yöntemini kullanarak belirleyen bir yöntem kullanmaktır [2-6]. Bir diğeri ise kontrolcünün ayrıklaştırılması esnasında gecikmenin modelini de bu işleme dahil etmektir [7]. Etkili bir diğer yöntemde ise gecikmeleri dengelemek üzere bir bozucu gözlemcisi kullanılmaktadır [8-10]. Öte yandan kontrolcüyü zaman gecikmelerinden kaynaklanan belirsizliklerin daha kolay üstesinden gelebileceği gürbüz bir yapıda tasarlamak daha etkili bir yöntemdir. Ek olarak kontrolcünün yapısı, zaman gecikmesi dışında kalan diğer tüm belirsizliklere karşı da daha dirençli hale gelecektir [11,12].

Literatür incelendiğinde, Değişken Yapılı Kontrolcülerin (DYK) ve Bulanık Mantık Kontrolcülerinin (BMK), uydu yönelimini kontrol etmek maksadıyla gürbüz kontrolcü sentezlemek üzere ayrı ayrı kullanıldıkları görülmektedir. Bunların her birisiyle iyi sonuçlar alındığı görülmektedir. Güneş yelkenlerinin yönelim eyleyicileri olarak kullanıldığı özel bir durumda, Patel et al., çeşitli DYK yöntemlerinden faydalanmışlardır [13,14]. Jia et al., çok gövdeli bir uyduda anten yönlendirme sisteminden kaynaklanan titreşimleri bastırmak üzere yönelim kontrolünde DYK'nın kullanımını önermişlerdir [15].

Hu et al., de ayrıca esnek bir uyduda görülen titreşimleri bastırmak üzere yönelim kontrolünde DYK kullanılmasını önermişlerdir [16]. Hu et al., çalışmalarındaki esnek uydunun kanatçıkları üzerine piezoelektrik sensör ve eyleyiciler monte etmek suretiyle yönelim manevrası esnasındaki titreşimleri bir uyarlanabilir DYK tasarımı kullanarak bastırmayı amaçlamışlardır.

Literatürde ayrıca DYK'lar gürbüzlük yanı sıra uyarlanabilirlik (adaptivity) sağlamak üzere farklı yöntemlerle birleştirilerek sıklıkla kullanılmaktadır. Azadi et al., çalışmalarında 3-eksende yönelim manevrası gerçekleştirilen bir esnek uydudaki titreşimleri bastırmaya yönelik olarak bir uyarlanabilir gürbüz kontrolcü geliştirmişlerdir [17]. Kontrolcüde kullanılan eyleyiciler uyduda esnekliği sağlayan kanatçıklara monte edilmiş piezoelektrik pozisyon eyleyicileridir. Kontrolcüde gürbüz karakter DYK tarafından sağlanmaktadır. Azadi et al.'nin çalışması Hu et al.'nin çalışmasına benzerlikler içermektedir [16,17].

Cao et al. ise eyleyici arızalarına karşı gürbüzlük sağlayan bir uyarlanabilir DYK'yı yönelim kontrolcüsü olarak tasarlamışlardır [18]. Cao et al., çalışmalarında farklı arıza senaryoları ile elde ettikleri benzetim sonuçlarını sunmuşlardır.

Zhang et al.'de kontrol eyleyicilerinin doyumu ve montaj hatalarından kaynaklanan durumlar altında yörünge ve yönelim kontrolünü tek elden gerçekleştirmeye yönelik bir uyarlanabilir DYK tasarımı sunmuşlardır [19].

Godard et al., çift beşikli bir mekanizmaya yerleştirilmiş tek bir itici ile yönelim kontrolünü 3-eksende gerçekleştirebilecek bir uyarlanabilir DYK tasarımı önermiştir [20]. Godard et al.'nin çalışmalarında kullandıkları model katı bir gövde modelidir.

Tian et al., uzay mekiği gibi yeniden kullanılabilir bir uzay aracının atmosfere girişi esnasında yönelimini korumaya yönelik bir denetçiyi DYK'ya dayalı bir doğrusal olmayan gürbüz kontrolcü stratejisi kullanarak gerçekleştirmeye çalışmıştır [21].

Lee et al., eliptik bir yörüngede bulunan bir uydunun yunuslama eksenindeki yönelimini güneş yelkenleri kullanarak gerçekleştirebilen yeni bir uyarlanabilir DYK yöntemi sunmuştur [22].

Varma et al.'de tıpkı Lee et al.'nin çalışmalarında yaptığı gibi, arıza toleransı yüksek bir doğrusal olmayan uyarlanabilir DYK metodunu güneş basıncı kuvvetlerinden faydalanarak yönelimi kumanda etmek üzere geliştirmişlerdir [23].

Lu et al., ise bir katı uydu modelinde yönelimi, eyleyici doyumunu ve eylemsizlik momentleri matrisinin belirsizliği altında kontrol edebilecek yeni bir uyarlanabilir DYK kanunu geliştirmişlerdir [24]. Lu et al., çalışmalarında, DYK tasarımı aşamasında uyarlanabilirliği sağlamak üzere, geri adım tekniğinin genişletilmiş durum değişkeni gözleyicisi veya değiştirilmiş türev alıcı yöntemleri ile kullanıldığı görülmektedir.

Literatürde, BMK'ların da uydu yöneliminin kontrolünde sıklıkla önerildiği görülmektedir. Heydari et al.'nin çalışmaları verilebilecek iyi bir örnektir. Heydari et al., bu çalışmalarında, BMK'yı, uydu yöneliminin kontrolünü manyetik eyleyicilerle sağlamak amacıyla kullanmıştır [25]. Cheng et al.'nin çalışmaları da ayrıca BMK kullanımını ile ilgili ayrıntılı bir literatür taraması içermektedir [26,27].

Yakın zamanda BMK'ları klasik biçimde ve tek başına uydu yönelimi maksadıyla kullanan fazla çalışma olmadığı görülmektedir. Guan et al., güneş panelleri gibi esnek yapılardan kaynaklanan titreşimleri bastırmak üzere BMK'yı Yapay Sinir Ağlarına (YSA) dayalı yöntemlerle birleştiren bir uyarlanabilir yönelim kontrolcüsü

tasarımı gerçekleştirmişlerdir [28]. Yine, Nagarajan et al., bir uyarlanabilir tahminci BMK yaklaşımı ile klasik uydu yönelimi kontrolü problemine bir çözüm sunmaya çalışmıştır [29,30]. Ayrıca Zou et al., uyarlanabilir bir BMK yaklaşımı ile sistemdeki belirsizlikleri tahmin etmeye çalışmışlardır [31]. Zou et al., çalışmalarında bir geri adım yöntemine dayalı ikinci bir uyarlanabilir kontrolcü tasarlayarak, uyarlanabilir BMK'nın performansı ile karşılaştırmışlar ve uyarlanabilir BMK'nın üstünlüğünü göstermişlerdir. Son zamanlarda yapılan çalışmalar, klasik BMK'lardan ziyade bu tarz uyarlanabilir BMK'lar içermektedir. Tez çalışmasının ana konusu olan Bulanık Değişken Yapılı Kontrolcüler (BDYK) de bu kapsamda ele alınabilir.

Literatürde ayrıca uydu yöneliminin kontrolünün Yapay Sinir Ağlarına (YSA) ve Genetik Algoritmalara (GA) dayalı olarak gerçekleştirilmesine yönelik çalışmalar da mevcuttur.

Nordin et al., Layer-Recurrent-Network (LRN) adı verilen bir dinamik sinir ağı kullanarak doğrusal olmayan sistem tanınması gerçekleştirmişlerdir. Makalede 3-eksende sabitlenmiş bir uydu modelinin benzetilmiş verileri kullanılarak 6 adet LRN modelinin eğitimi gerçekleştirilmiş ve sonra bunların aynı uydunun durum uzay gösteriminden elde edilen verilerle benzer sonuçlar verebildiği gösterilmiştir [32].

Rajasekaran et al., sinir ağlarına dayalı olarak yapısal model izleyicili uyarlanabilir bir yaklaşımın büyük açılarla manevra yapan bir katı uydu modeline uygulanmasını çalışmalarında işlemişlerdir. Önce dinamik tersleme felsefesi ile bir kontrolcü tasarlanmış sonra bir uyarlanabilir sinirsel bir tasarım ile bu kontrolcünün gürbüz bir karakter verecek hale getirilmesi için çalışılmıştır. Benzetimler neticesinde kontrolcünün performansı ölçülmüştür [33].

Zou et al., makalede uyarlamalı sinir ağlarına dayalı bir kontrolcünün açılal hız ölçümleri ve eylemsizlik matrisi olmadan bir uydunun yönelimini kontrol etmesi için çalışmışlardır. Aracın yönelim gösteriminde değiştirilmiş Rodriguez parametreleri tercih edilmiştir. Sistemdeki belirsizlikler bir Chebyshev tipi bir YSA kullanılarak tahmin edilmektedir. Sistemdeki kapalı döngü sinyallerinin sınırlılığı Lyapunov

yaklaşımı ile garantilenmiş. Benzetimler neticesinde tasarlanan kontrolcünün iyi bir performans sağladığı iddia edilmektedir [34].

Bae et al., DYK yöntemini YSA metoduyla birleştiren yeni bir yöntem önermişlerdir. Çalışmada gürbüz DYK tasarımı esnasında uyarlanabilir bir karakter temin etmek üzere modeldeki belirsizlikleri tahmin etmek amacıyla bir YSA kullanılmıştır [35].

Cheng et al., ROCSAT-I uydusundan elde edilmiş verileri kullanarak YSA ile sistem dinamiklerini tahmin etmeye çalışmışlardır. Çalışmada optimal sonuçlar elde etmek üzere YSA başlatma değerlerini seçmek için GA kullanılmıştır [36].

Hong-Yu et al., esnek bir uydunun otonom ve gürbüz yönelim kontrolü üzerine normal matris tasarımı teorisi ve GA'ya dayalı yeni bir yöntem geliştirmişlerdir. Önerilen yöntemin etkinliği bir benzetimle ortaya konmuştur [37].

Benzeniar et al., makalede bir uydunun yunuslama ekseninde yönelim kontrolü sağlayan tepki tekerinin PID tekniği ile kumandasında kontrolcü parametrelerinin optimal ayarlaması için bir GA'ya dayalı bir yöntem sunmuşlardır. Yazarlar benzetimlerle yöntemin etkinliğini ispatlamaya çalışmışlardır [38].

Literatürde, uydu yöneliminin kontrolünde, BMK ve DYK'yı birarada kullanan çalışmaların pek az olduğu görülmektedir. Özel bir çalışmada, Rusli et al., Bulanık Değişken Yapılı Kontrolcüyü (BDYK) çok basit bir uydu modeli üzerinden değerlendirmişlerdir [39, 40]. Rusli et al., çalışmalarında gerçekçi ve belirsizlik içeren bir model kullanmadıkları için kontrolcünün gürbüz karakterini yeterince ortaya koyamamışlardır.

Dong et al., ise algılayıcı verilerinin bir bilgisayar ağı üzerinden taşındığı bir uydunun yönelim kararlılığını sağlamak üzere bir Uyarlanabilir Bulanık Kayan Kipli Kontrolcü geliştirdiği görülmektedir [41]. Dong et al., bu yeni yöntemi, ağ tarafından üretilen değişken gecikmeler ile doğrusal olmayan ve belirsiz parametrelerin sistemde meydana getirdiği kararsızlıkların üstesinden gelmek için önermişlerdir. Çalışmalarında, Dong et al., $T_d = 0,2$ saniyeye kadar çıkan gecikmelerin etkisini

incelemişlerdir. Öte yandan önerdikleri kontrolcü çözümü oldukça karmaşıktır. Ayrıca çalışmada ağ tarafından kaynaklanan gecikmeler bir tahminci tarafından ele alınmıştır. Gecikmelerden kaynaklanan kararsızlıkların önlenmesinde kontrolcüye doğrudan güvenilmemiştir. Bu nedenle çalışmada gecikmelerin etkisinin kontrolcü mü yoksa bu tahminci tarafından mı bertaraf edildiğini görmek zordur. Bu çalışmada benzetimi gerçekleştirilen BDYK, Dong et al.'nin çalışmasında yer alan uygulamadan farklı olarak $T_d = 0,5$ saniyeye kadar olan gecikmelerle tek başına başa çıkabilmektedir. Ayrıca BDYK'nın yapısı, Dong et al.'nin çalışmalarındaki kontrolcüden çok daha yalındır.

BMK ve DYK'ların bir arada kullanımını gösteren bir diğer örnek Nagi et al.'nin yaptığı çalışmadır [42]. Nagi et al., çalışmalarında yönelim kontrolü amaçlı itici sistemlerin BMK ile denetiminde BMK programını ayarlamaya yönelik gradient descent yöntemini kullanmışlardır. Ayrıca Nagi et al.'nin bu çalışmalarında kontrolcü tasarımında gürbüzlüğü sağlamak amacıyla DYK tekniklerinden faydalandığı görülmektedir.

Erkal ve Kaynak'ın çalışmalarını takiben Song et al.'de Takagi-Sugeno (T-S) tipinde bir BMK kullanan bir BDYK çalışması gerçekleştirmiş ve iyi sonuçlar almışlardır [43,44]. Song et al., çalışmalarında esnek bir uydudaki yönelim manevrası esnasında meydana gelen titreşimleri bastırmak üzere güneş panelleri üzerine yerleştirilmiş piezoelektrik eyleyicilerden faydalanmışlardır [44].

Türkiye'de uydu yöneliminin kontrolü üzerine yazılmış bazı tezler mevcuttur. Çoğu tezde, uygulama kısıtlamaları nedeniyle sadece benzetim sonuçlarına yer verilmiştir.

Derman, Türksat 1B uydusunu kullanarak bir jeosenkron yörünge uydusunun 3-eksendeki yönelim kontrolü üzerine çalışmıştır [45]. Klasik yöntemler bir benzetim ortamı aracılığı ile irdelenmiştir.

Kaplan, bir alçak irtifa uydusunun yönelim belirleme ve kontrol bileşenlerini incelemiş ve bazı doğrusal yönelim kontrol algoritmalarını benzetim ortamında sınamıştır [46]. Uydu modelinde BILSAT-I uydusunun verileri baz alınmıştır.

Karataş ise Kaplan'ın yaptığını doğrusal olmayan kontrol yöntemleri kullanarak gerçekleştirmiştir [47].

Bilgin, esnek bir uydu modelinin Kayan Kipli Denetim (KKD) metodunu kullanarak yönelim kontrolünü gerçekleştirmiştir [48]. Uydunun esnekliğinin güneş panellerinden kaynaklandığı kabul edilmiştir. Bu panellerden kaynaklanan titreşiminin bastırılması amaçlanmıştır. Önerilen metodun sağladığı faydalar bir benzetim çalışması ile irdelenmiştir.

Kahraman ise aşırı eyleme yapılmış küçük uyduların yönelim eyleyicilerinde meydana gelebilecek arızalar neticesinde yönelim kararlılığının bozulmasına müsaade etmeyecek bir kontrol komutu dağıtım algoritması geliştirmeye çalışmıştır [49]. Uydu modelinin kurulmasında RASAT ve BILSAT uydularının verilerinden istifade edilmiştir. Yönelim kontrolü için endüstri standardı olan yöntemler tercih edilmiş bulunmaktadır. Kontrol dağıtım için harmanlanmış ters alma yöntemi önerilmiş ve geleneksel sanki ters alma yöntemi ile sonuçlar bir kıyaslamaya tabi tutulmuştur. Çalışma sadece benzetim sonuçlarını içermektedir.

Doruk, yönelim kontrolünün tepki tekerleri ile gerçekleştirildiği bir gözlem uydusunun yönelimini doğrusal olmayan kontrol yöntemleri kullanarak gerçekleştirmiştir [50].

Kutlu, Kalman filtrelerine dayalı bir yönelim belirleme algoritmasını alçak irtifa uyduları için tasarlamış ve benzetim sonuçlarını bir uydu yönelimi test düzeneğinden elde edilen verilerle karşılaştırmıştır [51]. Bu tezde yönelim kontrolü ile ilgili doğrudan bir işlem yapılmamıştır, yönelim kontrolü için kullanılan algoritmalar klasik yöntemleri içermektedir.

Akgül, tez çalışmasında fırlatma ve yörüngedeki görevi esnasında bir uydunun maruz kalabileceği titreşim kuvvetlerini analiz etmeye çalışmıştır [52]. Özellikle uydunun darbelere karşı hassas olan görüntüleme kamerasında ne gibi problemler ortaya çıkabileceği ve bunların önlenmesi için ne gibi tedbirler alınması gerektiği irdelenmiştir.

Kahraman gibi Elmas da uyduların yönelim kontrolü esnasında eyleyicilere kontrol kumandasının dağıtımını sağlayan bir algoritma önermiştir [53]. Bu çalışmada da sadece benzetim sonuçları yer almaktadır.

Sarıkan, gerçek zamanlı bir donanımın döngüde testini uydu yönelim eyleyicilerinden birisi olan Moment Kontrol Jiroskoplarına (MKJ) uygulamıştır [54]. MKJ'nin performansı gerçek zamanlı olarak irdelenmiştir. Çalışma yönelim kontrolü ile doğrudan ilgili olmamakla beraber, bir standart Quaternion geribeslemeli yönelim kontrolcüsü, uydu yönelim testi için kullanılan bir tezgahta uygulanmıştır. Çalışma MKJ testi için basit bir yöntem önermektedir. Benzetim sonuçlarının yanı sıra bir hava yastıklı yönelim test düzeneği üzerinde elde edilmiş gerçek veriler de sunulmuştur. Ürek ise tez çalışmasında uzun esnek bir anten çubuğunun hayali bir yer gözlem uydusunun yönelim manevrası esnasındaki kontrolünü gerçekleştiren bir Linear Quadratic Regulator (LQR) tipinde bir kontrolcü tasarlamış ve benzetimini gerçekleştirmiştir [55]. Çalışmanın amacı manevra esnasında antende meydana gelen titreşimlerin aktif bastırmasını anten çubuğu üzerine yerleştirilmiş piezoelektrik eyleyiciler kullanarak sağlamaktır. Bu çalışmada yönelim hatasının performans değerlemesi hataların rms (root mean squared) değeri üzerinden gerçekleştirilmiştir. Yapılan benzetim çalışmasının sonuçları hem grafikler hem de hataların rms değeri üzerinden değerlendirilmiştir.

Burada sunulmakta olan tez çalışmasında ise, bir BDYK tasarlayarak gerçekçi bir uydu modelinin yönelim kontrolü kararlı bir biçimde sağlanmaya çalışılmıştır. Bu çalışmada, tasarlanan kontrolcünün gürbüz yapısının, uydunun özellikle sensör sistemlerindeki gecikmelerinden kaynaklanan belirsizliklerin üstesinden gelebildiği ispatlanmaya çalışılmıştır ve sonuçta kontrolcünün tek başına, başta gecikmelerden kaynaklanan yüksek seviyedeki çeşitli belirsizliklerle başa çıkabildiği görülmüştür. Çalışmada hata performansının değerlendirilmesi rms değerler üzerinden gerçekleştirilmiştir.

BÖLÜM 3

YÖNELİM KONTROLÜNÜN BİLEŞENLERİ VE UYDU MODELİ

Uydunun yönelimi onun uzaydaki yörüngesinde kendi eksenleri etrafında yaptığı dairesel hareketleri tarif eder. Bu genellikle uydunun yapılış amacına bağlı olarak Dünya'ya veya belli bir ataletsel koordinat düzlemine göre olan açısız konumudur. Yönelim belirlemesi ve kontrolü, uydunun yörüngesinin ve yörüngedeki pozisyonunun belirlenmesinden farklı olarak ele alınır. Uydunun yörüngesi ve yörüngedeki yeri ve hızı, onun Dünya veya bir başka gezegen etrafındaki hareketini tarif ederken, uydunun yönelimi onun kendi ağırlık merkezi etrafındaki 3-boyutlu eksen üzerindeki dairesel dönüş hareketlerini tanımlar. Uydunun kontrolü için bu iki kavramın da dikkatle takip edilmesi ve gerekli düzeltmelerin yapılması gerekir. Ancak genellikle uydunun yörüngesindeki değişimlerin takip edildiği ve bununla ilgili geriye dönük gözlemlerin yönelim belirleme ve kontrol sistemine sağlandığı kabul edilir. Böylece yönelim kontrolünü, yörünge kontrolünden bağımsız olarak ele almak mümkün olur. Tezde de bu yaklaşım benimsenmiş olup sadece yönelim kontrolü üzerine odaklanılmıştır.

Uydular yapıldıktan sonra, görevlerini yerine getirecekleri yörüngeye yerleştirilinceye kadar belli aşamalardan geçerler. Öncelikle uydunun bir taşıyıcı tarafından uzaya gönderilmesi gerekir. Daha sonra geçici bir yörüngede uydunun kararlı hale gelmesi beklenir. Bunun için uydu kendi etrafında hızlı bir dönme hareketi içine sokulur. Böylece uydu gövdesine etki eden ve onun yörüngesinden uzaklaşmasına neden olan bozucu etkiler en aza indirgenmiş olur. Bu aşamada uydu dengesini bozacak anten, güneş paneli v.s. aygıtlarını daha henüz açmamıştır. Daha sonraki aşamada uydu tam ekvator üzerindeyken Apogee Boost motorlarını (yörünge transferini sağlayan ana itici motor) ateşleyerek daha yukarıda yer alan ve uydunun görev göreceği yörüngeye transferini sağlayan bir eliptik yörüngeye geçer. Apogee terimi eliptik yörüngenin yüksek kısmına karşılık gelir ve Apogee Boost (AB)

motorunun görevi yörüngenin bu noktasını daha da yükseltmek amacıyla uyduya ivme sağlamaktır. Özetle AB motoru, uyduyu görev göreceği yörüngeye sokar ve uydunun ömrü tamamlandığında, uyduyu, tekrar yörüngeden çıkarmak veya uzay çöplüğü olarak belirlenmiş alana göndermek için kullanılır. Bu işlem tamamlandığında uydu yörüngesinin alçak kısmı ekvator noktasında geçici park yörüngesine denk gelirken, yüksek kısmı uydunun asıl görevini yapacağı yere denk gelir. Uydu son bir işlemle görev yörüngesine oturtulduktan sonra, öncelikle yönelim durumu tayin edilir, sonra uygun yönelim için kontrol edilecek şekilde kendi etrafındaki dönmesi durdurulur (detumbling). 3-eksende yönelim kontrolü yapılabilmesi için uydunun kendi eksenini etrafındaki dönüş hareketinin durdurulması gerekir. Uydunun yönelimi istenilen vaziyete getirildiğinde, bu pozisyonu bozmayacak şekilde anten ve paneller açılır. Uydunun yönelim kontrolü bu aşamadan itibaren başlar. Yönelim kontrolünü sağlayan sistem kabaca üç temel bölümden oluşur: Yönelim algılayıcılarını içeren ve mevcut yönelimin kontrolcüye geribildirimini sağlayan Yönelim Belirleme Sistemi (YBS), yönelimi değiştirmek üzere bir etki oluşturan yönelim eyleyicileri ve yönelimin kontrolünü sağlayan Yönelim Kontrol Sistemi (YKS). Bu üç temel bileşenin yanı sıra benzetimleri gerçekleştirmek için gerekli bir de fiziksel uydu gövde modeli yer almaktadır. Bu bölümde yönelim kontrolü ile ilgili bazı temel kavramların ardından bu temel bileşenlerin yapıları hakkında kısaca bilgi verilecektir.

3.1. TEMEL KAVRAMLAR

Öncelikle uyduların uzayda uyduğu hareket kanunları ve koordinat sistemleri hakkında kısaca bilgi vermekte fayda vardır. Uzaydaki bir cismin yerini belirlemek üzere bir koordinat sistemi tanımlamaya ihtiyaç vardır. Farklı amaçlara hizmet eden farklı koordinat sistemleri mevcuttur. Tezde ağırlıklı olarak Matlab Simulink benzetimlerine yer verileceğinden dolayı Matlab Aerospace araç setinde kullanılan koordinat sistemlerinden bahsetmekte fayda vardır [56,57]. Matlab Aerospace araç seti hava ve uzay araçlarının ayrıntılı benzetimlerinin Simulink ortamında kolayca gerçekleştirilmesine olanak sağlayan oldukça geniş kapsamlı bir araç setidir. Bu araç setinde benzetimler için gerekli olan çeşitli gövde modelleri, ortam verilerini içeren çeşitli veritabanları ve modeller, benzetimlerin görselleştirilmesini sağlayan çeşitli

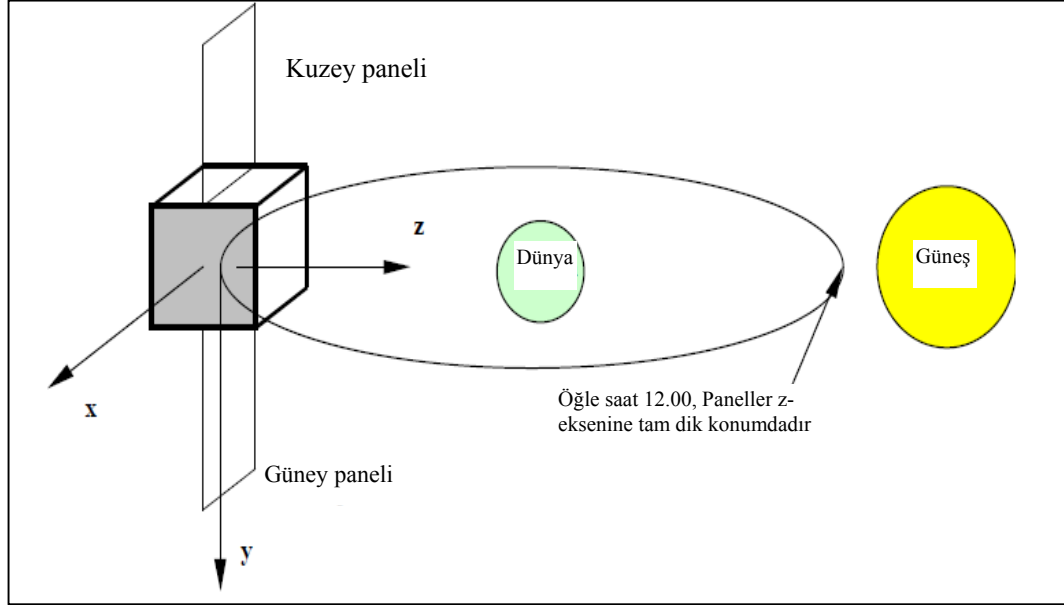
grafik nesnelere, harici benzetim ortamlarının kullanılmasını sağlayan arabirim nesnelere ve hesaplamalarda gerekli olan birim dönüşümlerini ve Quaternion aritmetiğini gerçekleştiren çeşitli bloklar mevcuttur. Bu blok seti hakkında ayrıntılı bilgi almak için Matlab'ın ilgili yardım dokümantasyonuna başvurulabilir [56].

Araç setinde sağ el kuralına uyan Kartezyen koordinat sistemi kullanılmaktadır. Sağ el kuralı x-y-z eksenlerinin sırasını belirler. Koordinat sistemlerini belirleyen iki tür düzlem şekli vardır: ataletsel ve ataletsel olmayan. Ataletsel düzlem, diğer düzlemlere göre herhangi bir ivme içermeyen yani ivmelenmeyen bir hareket düzlemidir. Mesela uzak yıldızlar birbirine göre hareket etmediklerinden Dünya için ataletsel bir düzlem oluştururlar. Ataletsel bir düzlemde Newton'un ikinci kanunu geçerlidir [56].

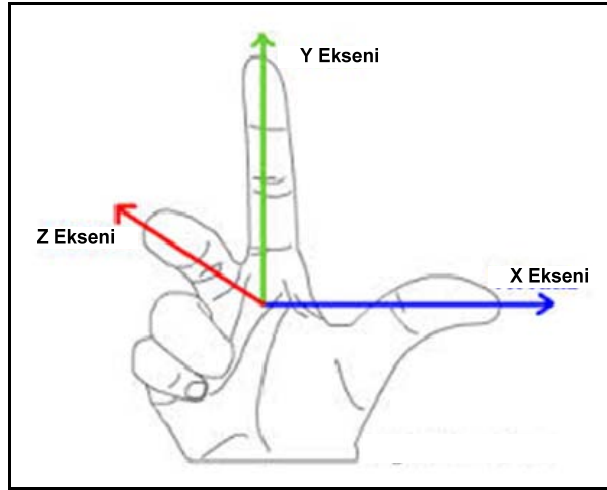
Ataletsel olmayan bir düzlem, ise diğer düzlemlere göre ivmeye sahip bir düzlemidir. Sahip olduğu ivme hem doğrusal hem de dairesel bileşenler içerebilir ve böylece yalancı kuvvetlerin (yalancı kütleçekimi veya Coriolis ve merkezkaç kuvvetleri) oluşmasına neden olur. Coriolis kuvvetleri Dünya yörüngesinde yer alan bir uzay cisminin, Dünya'nın hareketine göre göreceli bir hareket yapmasından kaynaklı ortaya çıkan bir durumdur. Coriolis kuvvetleri yalancı bir kuvvettir ve gerçekte uzay cismine uygulanan bir kuvvetten dolayı meydana gelmez. Bu durum Dünya üzerindeki bir noktadan kalkıp kutuplara doğru hareket eden bir uçakta net bir şekilde görülür. Uçak kutuplara doğru ilerledikçe Dünya dönüşünden dolayı, yeryüzüne düşen izdüşümü düz bir hat çizmek yerine bir yay çizer ve normalde uçak düz bir hatta uçtuğu halde sanki bir kuvvetin etkisinde kalmış gibi farklı bir noktaya konar. Bu nedenle çoğu uçuşta bu etki hesaplanarak rotada gerekli düzeltmelerin yapılması gerekir. Bu olay uydular için de aynen geçerlidir [56,57].

Tezde temel olarak ataletsel olmayan bir gövde koordinat sistemi kullanılmıştır. Gövde koordinat sistemi hem orijin noktası olarak hem de yönelim olarak hareket halindeki cisme sabitlenmiş vaziyettedir. Cisim katı olarak kabul edilir. Gövde koordinat eksenleri, cismin şekline göre yönlendirilir. Orijin noktası genellikle ağırlık merkezine denk gelir. Şekil 3.1'de bir uydu için bu eksenler verilmiştir. x-ekseni uydunun yörüngedeki hareket yönünde, z-ekseni Dünya'ya doğru, y-ekseni

ise sağ el kaidesine göre bu üç eksene dik gelecek şekilde yer alır. Karşıtları bir eksi işaretiyle belirtilir. Sağ el kaidesinin nasıl uygulandığı ise Şekil 3.2’de sunulmuştur [56,57].



Şekil 3.1. Gövde koordinat sistemi [45].



Şekil 3.2. Sağ el kaidesi

Eksenler etrafındaki dönüş, roll, pitch ve yaw açılarına karşılık gelir ve Çizelge 3.1’de sunulmuştur. Bu açılar dairesel hareket serbestlik noktalarını belirler ve havacılıkta Euler açıları olarak bilinirler. Doğrusal hareket ise x,y,z eksenleri

doğrultusunda tanımlanır. Uyduların yönelim kontrolünde genellikle dairesel hareket açıları önemlidir, uydunun yörüngede nasıl bir hareket içinde olduğu çok önemli değildir [56,57].

Çizelge 3.1. Euler açıları [56].

p veya Φ	x-ekseni etrafında yuvarlanma (roll)
q veya Θ	y-ekseni etrafında yunuslama (pitch)
r veya Ψ	z-ekseni etrafında sapma (yaw)

Euler açıları ile gösterim insan kavrayışı açısından basitlik sağlaması bakımından koordinat gösterimlerinde sıkça kullanılır. Euler açıları dönme hareketlerini göstermede kullanılan tek gösterim şekli değildir. Diğer gösterimlerden özellikle Quaternion gösterimi çok önemlidir. Zira hesaplamada Euler yönteminin içerdiği noksanlıklar dolayısıyla hata yapma olayı yoktur. Bir dönme hareketi içeren hesaplamaların doğru sonuçlanabilmesi için Quaternion gösterimi gibi daha uygun bir gösterime ihtiyaç vardır. Özet olarak Quaternion gösteriminin sağladığı faydalar şunlardır [57]:

1. Hesaplamalardaki tekillik dolayısıyla Euler gösteriminde görülen çözümsüzlük durumuyla karşılaşılmaz.
2. Gösterimde trigonometrik fonksiyonlara ihtiyaç yoktur. Bu durum hesaplamalarda kolaylık sağlar.
3. Birbirini takip eden dönüş hareketlerini hesaplamak gayet kolaydır.

Öte yandan Quaternion gösteriminde fazladan bir parametre vardır ve fiziksel olarak yorumlanması güçtür zira 4-boyutlu soyut bir tanımlamadır. Quaternion fikrini 1860'larda ilk defa İrlandalı matematikçi Hamilton ortaya atmıştır. 1961'de Whittaker'ın yaptığı çalışmalarla günümüzdeki modern halini almıştır. Quaternion'lar, 2-boyutlu Kartezyen koordinat sistemini tanımlamakta kullanılan karmaşık sayıların, 3-boyutlu Kartezyen koordinat sistemini tanımlamak üzere ortaya konmuş bir genişletmesi olarak düşünülebilir. Buna göre q ile gösterilen bir

Quaternion biri gerçek, q_0 (skalar terim), diğer üçü sanal (imajiner veya vektörel) olmak üzere 4 terim kullanılarak (q_0, q_1, q_2, q_3) şeklinde tanımlanabilir. Buna göre bir Quaternion, q aşağıdaki gibi tanımlanır [57]:

$$q \equiv q_0 + iq_1 + jq_2 + kq_3 \quad (3.1)$$

Bu tanımlamada i, j ve k katsayıları arasındaki ilişki aşağıda verildiği gibidir [57]:

$$i^2 = j^2 = k^2 = ijk = -1, \quad ij = -ji = k, \quad jk = -kj = i, \quad ki = -ik = j \quad (3.2)$$

Quaternion q 'nin tersi veya konjügesi ise aşağıda verilmiştir [57]:

$$q^* \equiv q_0 - iq_1 - jq_2 - kq_3 \quad (3.3)$$

v_1, v_2 ve v_3 şeklinde üç bileşenden meydana gelmiş 3-boyutlu uzaydaki bir vektör, V skalar kısmı sıfıra eşit olan bir Quaternionla gösterilebilir [57]:

$$V = iv_1 + jv_2 + kv_3 \quad (3.4)$$

Aşağıdaki ifadede q_v , q Quaternionunun vektör kısmını belirtmek üzere alternatif bir gösterim şekli olmaktadır [57]:

$$q = (q_0, q_v) \quad (3.5)$$

Quaternionun (3.2)'de verilen özelliklerinden dolayı çarpımda değişim özelliğinin geçerli olmadığını göz önünde bulundurarak Quaternion çarpımı aşağıdaki şekilde gerçekleştirilir [57]:

$$qq' = (q_0 - iq_1 - jq_2 - kq_3)(q'_0 - iq'_1 - jq'_2 - kq'_3) \quad (3.6)$$

Dağıtım özelliği ve (3.2) kullanılarak bu çarpım aşağıdaki hale indirgenebilir [57]:

$$qq' = (-q_1q'_1 - q_2q'_2 - q_3q'_3 + q_0q'_0) + i(q_1q'_0 + q_2q'_3 - q_3q'_2 + q_0q'_1) \\ + j(-q_1q'_3 + q_2q'_0 + q_3q'_1 + q_0q'_2) + k(q_1q'_2 - q_2q'_1 + q_3q'_0 + q_0q'_3) \quad (3.7)$$

(3.5)'deki vektör gösterimi üzerinden Quaternion çarpımı aşağıdaki gibi de ifade edilebilir [57]:

$$qq' = (q_0q'_0 - q_v \cdot q'_v, q_0q'_v + q'_0q_v + q_v \times q'_v) \quad (3.8)$$

Quaternion q 'nin normu veya onun uzunluğu aşağıdaki gibi ifade olunur [57]:

$$|q| \equiv \sqrt{qq^*} = \sqrt{q^*q} = \sqrt{q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2} \quad (3.9)$$

Euler gösterimi ve Quaternion gösterimi arasındaki dönüşümler ise yukarıda temelleri verilen Quaternion aritmetiğinin ışığında aşağıda verildiği gibidir [56,57]:

$q = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ (birimsiz), $\theta = [\Phi \ \Theta \ \Psi]^T$ (rad) ve döndürme sırası x-y-z olmak üzere Euler'den Quaternion'a dönüşüm [56,57];

$$q_0 = \frac{1}{2} (\cos \Phi \cos \Theta \cos \Psi - \sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi) \quad (3.10a)$$

$$q_1 = \frac{1}{2} (\cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \sin \Phi \cos \Theta \cos \Psi) \quad (3.10b)$$

$$q_2 = \frac{1}{2} (\cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi - \sin \Phi \cos \Theta \sin \Psi) \quad (3.10c)$$

$$q_3 = \frac{1}{2} (\cos \Phi \cos \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi) \quad (3.10d)$$

Döndürme sırası x-y-z ve $\theta = [\Phi \ \Theta \ \Psi]^T$ aralığı $[-\pi/2 \text{ rad}, \pi/2 \text{ rad}]$ olmak üzere Quaternion'dan Euler'e dönüşüm [56,57];

$$\phi = \arctan\left(\frac{-2(q_2q_3 - q_0q_1)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2}\right) \quad (3.11a)$$

$$\theta = \arcsin(2(q_1q_3 + q_0q_2)) \quad (3.11b)$$

$$\psi = \arctan\left(\frac{-2(q_2q_1 - q_0q_3)}{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2}\right) \quad (3.11c)$$

3.2. YÖNELİM BELİRLEME SİSTEMİ (YBS)

Yönelim kontrolü için öncelikle mevcut yönelimin iyi bir tahminin yapılması gerekir. Bunun için her biri farklı özellikteki çeşitli sensörlerden faydalanılır. Ayrıca güvenilirliği artırmak ve değişen durumlara daha iyi uyum sağlamak üzere aynı tip sensörden birden fazla kullanılabilir. YBS’de yer alan sensör sistemleri genellikle yönelim derecesini belirleme kabiliyetleri ile karakterize edilir. Çizelge 3.2’de YBS sensörlerinden bazıları ve hassasiyet seviyeleri özetlenmiştir [58]:

Çizelge 3.2. YBS sensör hassasiyetleri [58].

Sensör tipi	Hassasiyet (Derece)
Güneş sensörü	0,2 - 1
Ufuk sensörü (Dünya sensörü)	0,02 – 0,1
Manyetometre	0,5 - 1
Yıldız izleyicisi veya kameraları	0,0002 – 0,08
Yıldız tarayıcısı	0,003 – 0,1

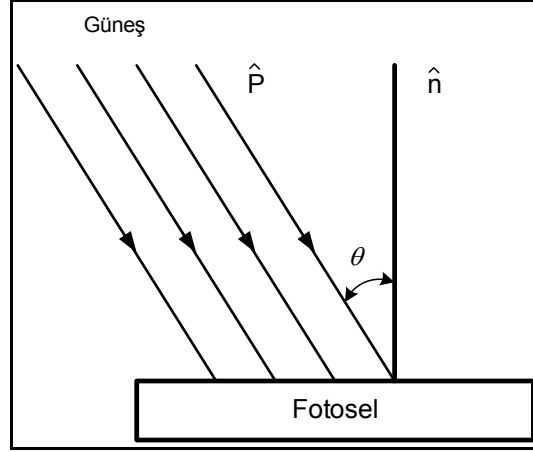
Çizelge 3.2’de yer alan bazı sensörlerin nasıl işlediğini bilmekte fayda vardır. Aşağıda bu sensörler hakkında kısaca bilgi verilmiştir.

3.2.1 Güneş Sensörleri

Güneş sensörleri, güneşin yerini ve açısını belirlemekte kullanılan basit ve ucuz dedektörlerdir. Hemen hemen her uyduda bir çeşit güneş sensörü mutlaka bulunur. Çeşitli tipleri vardır. Bunlar analog sensör, güneş varlığı sensörü ve dijital hassas güneş sensörüdür. Analog sensörler kabaca güneş açısını sürekli bir gerilim şeklinde verirken, güneş varlığı sensörleri dar bir görüş açısı içinde güneşin varlığını bildirirler. Bu tip sensörler güneşe karşı belli bir yönelim almayı ve güneşe karşı hassas cihazları korumayı amaçlarlar. Dijital sensörler ise güneş açısını çok daha hassas bir şekilde sayısal veriler halinde sunabilirler [57].

Analog sensörler, zaman zaman kosinüs dedektör adıyla da anılırlar çünkü güneşin aydınlatma açısını sinüsoidal bir fonksiyon halinde sunarlar. Tipik bir analog güneş

sensörü silikon bir fotoselden başka bir şey değildir ve yapısı Şekil 3.3'de görülmektedir [57].

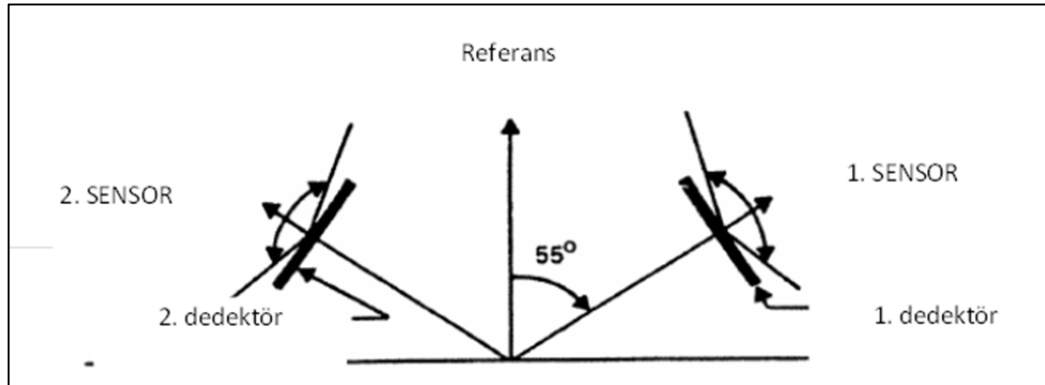


Şekil 3.3. Analog Güneş sensörü [57].

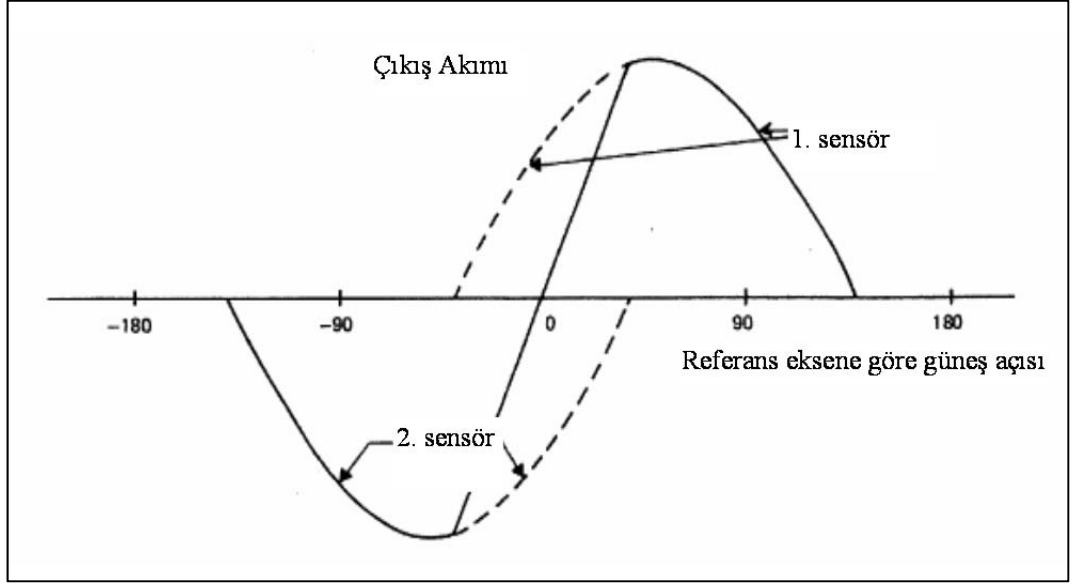
Analog sensörün çıkışı, üstüne düşen ışığın θ açısının (birimi rad), kosinüsü tarafından belirlenen bir akımdır (birimi Amper) ve formülü aşağıda verildiği gibidir [57]:

$$I_{(\theta)} = I_{(0)} \cdot \cos(\theta) \quad (3.12)$$

Daha geniş bir görüş açısı elde edebilmek üzere bir dizi sensör çıkışları toplanacak şekilde birleştirilebilir (Şekil 3.4 ve Şekil 3.5). Böyle bir sensör dar bir görüş açısı için doğrusal bir çıkış üretir [57].



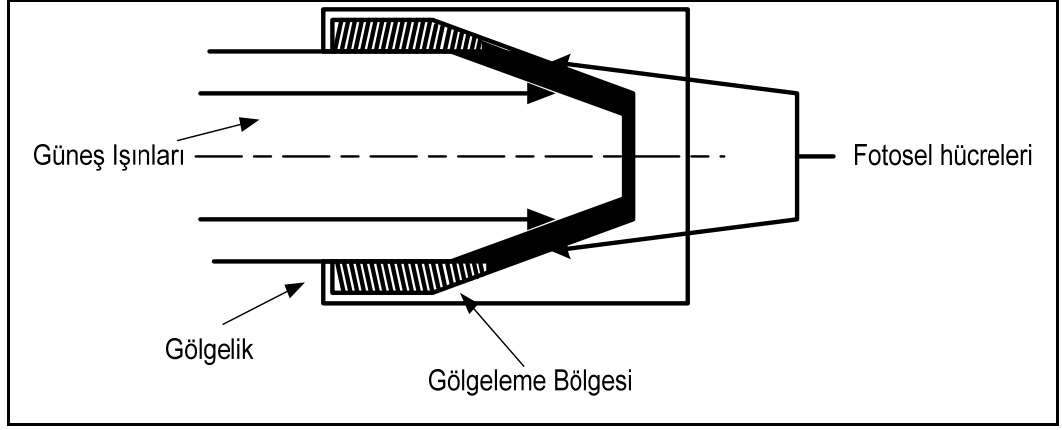
Şekil 3.4. İki analog sensörlü görüş açısı genişletilmiş güneş sensörü [57].



Şekil 3.5. Geniş açılı analog güneş sensörünün çıkış karakteristiği [57].

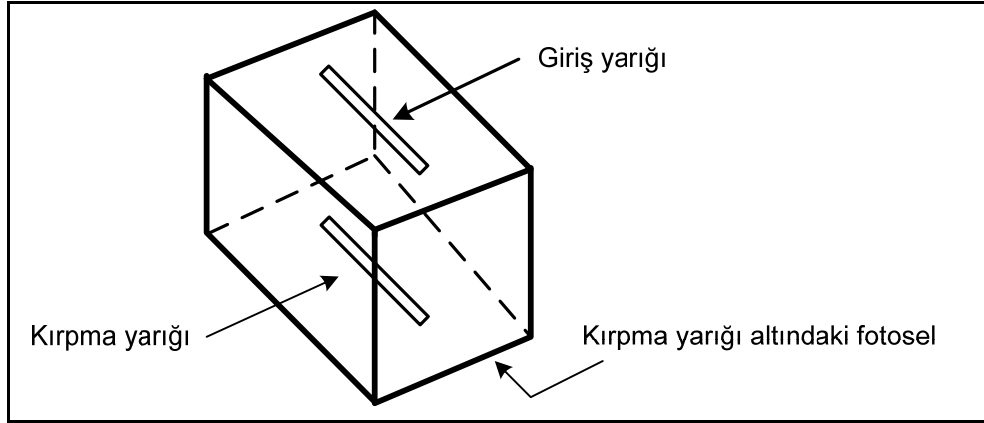
Uydunun gövdesi üzerindeki güneş pilleri de dar bir görüş açısı ve 1 derecelik bir hassasiyetle güneş sensörü olarak kullanılabilir [57].

Güneş varlığı sensörleri, güneş dar bir görüş açısı içine girdiğinde çıkış seviyesi aniden yükselen ve bu dar aralık içinde sabit kalan bir sensördür. Analog bir sensörün görüş açısını daraltarak ve sayısal bir karşılaştırıcı ile çıkışını işleyerek böyle bir dedektör meydana getirilebilir. Sensör çıkışı belli bir eşik seviyesinin üstüne çıktığı noktada çıkış, düşük seviyeden yüksek seviyeye geçer. Bu tip sensörler hassas cihazları (örneğin kameralar) güneş ışığına karşı korumak için gereklidir. Tipik bir gölgelemeli güneş dedektörü Şekil 3.6'de görülmektedir. Güneş gölgeleyicilerin arasından geçip sensörlere ulaştığında bir çıkış üretilir [57].



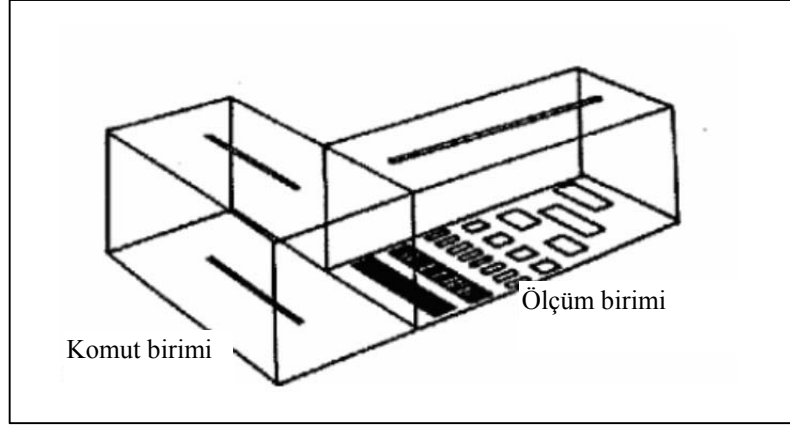
Şekil 3.6. Gölgelemeli tip güneş varlığı sensörü [57].

Bazı tip güneş varlığı sensöründe iki karşılıklı yarıklık vardır. Güneş ışınlarının bir yarıktan girip ötekenden çıkabilmeleri için tam dik bir açıyla sensöre gelmeleri şarttır. Yarıkların arkasında bulunan bir fotosel ışınları hisseder (Şekil 3.7) [57].



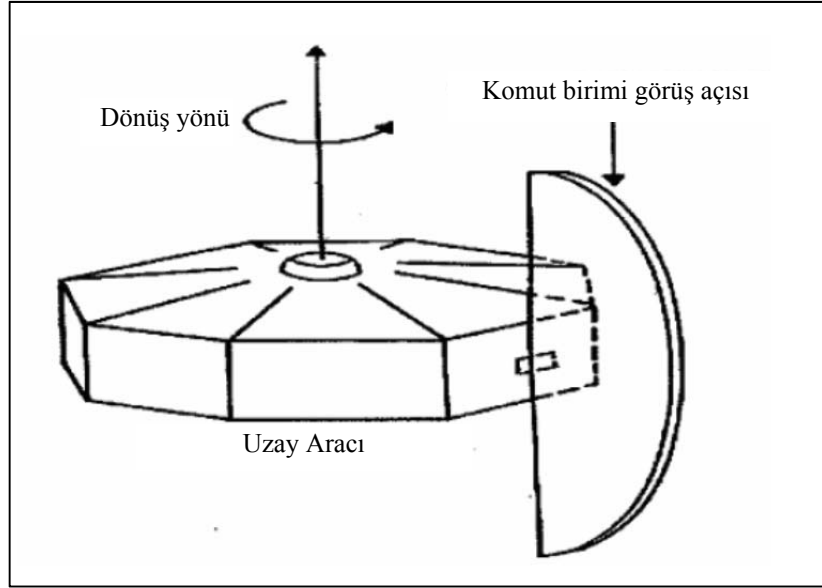
Şekil 3.7. Çift yarıklı güneş varlığı sensörü [57].

Güneş açısını hassas ve doğru bir şekilde belirleyebilmek üzere genellikle dijital bir güneş sensörü kullanmak gerekir. Dijital güneş sensörleri iki kısımdan meydana gelir: güneşin görüş alanı içinde olduğunu ve bildirilen açının doğru olduğunu belirleyen bir komut sensörü ve ona dik bir şekilde yerleştirilmiş ve asıl açı ölçümünü gerçekleştiren ölçüm birimi (Şekil 3.8) [57].

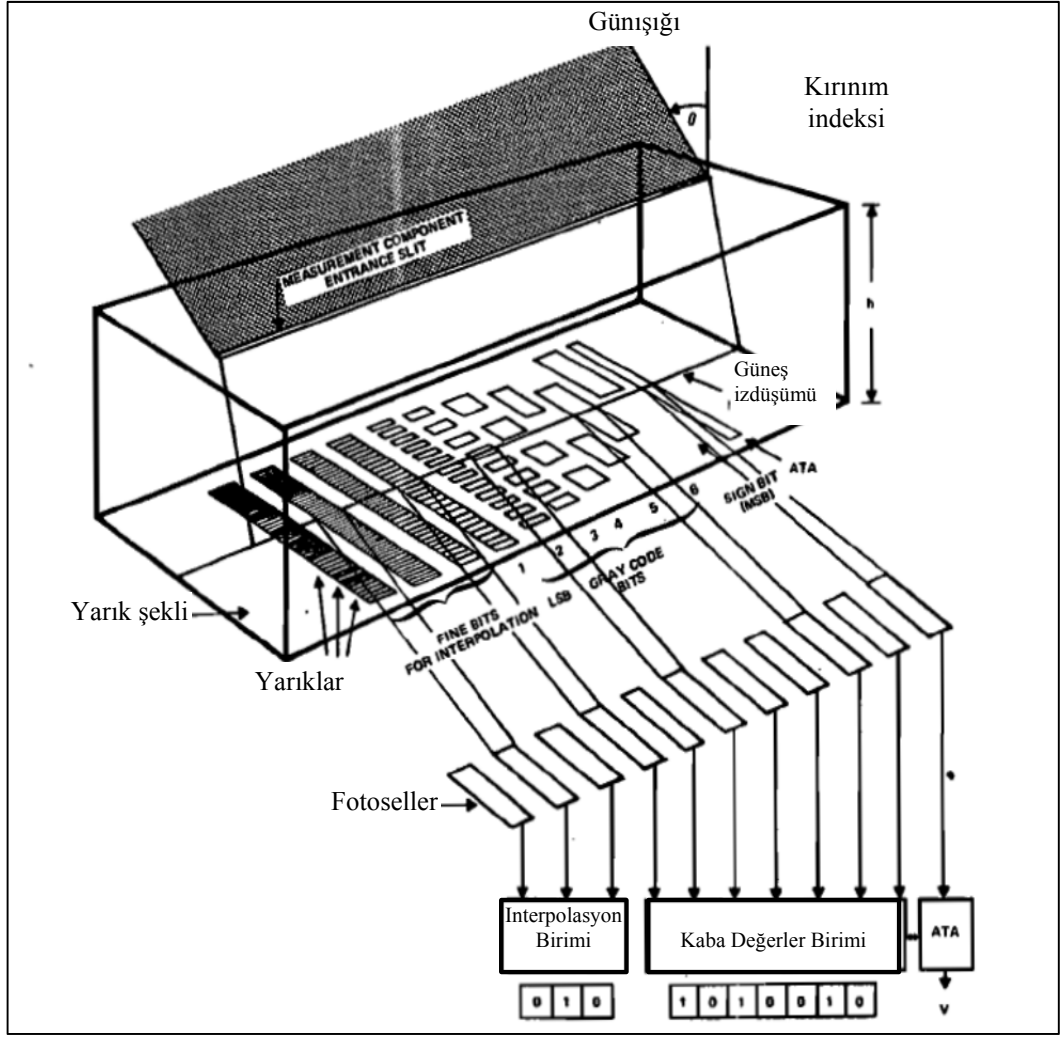


Şekil 3.8. Basit bir dijital güneş sensörü [57].

Şekil 3.9’de dönen bir uydunun üzerindeki güneş sensörünün komut kısmının görüş açısı sunulmuştur [57].



Şekil 3.9. Dönen bir uydu üzerindeki güneş sensörünün görüş açısı [57].

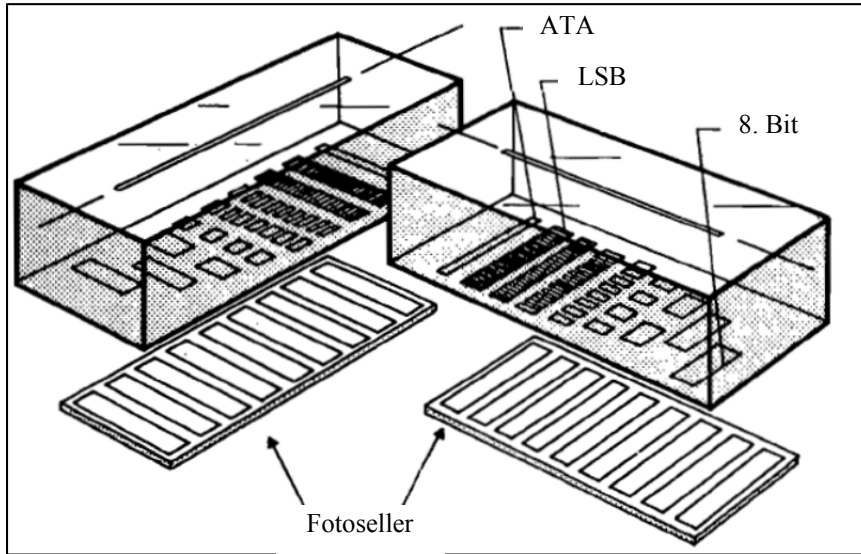


Şekil 3.10. Dijital bir güneş sensörü [57].

Şekil 3.10’da bir dijital güneş sensörünün nasıl çalıştığı görülmektedir. Güneş görüş alanı içine girdiği anda ilk yarıktan sensör içine dolar. Ölçüm bölümündeki ikinci yarıklar özel bir biçimde yapılmıştır. Bu yarıkların altında fotoseller bulunur. Fotoseller ikinci yarıkların altını boydan boya kaplayacak şekilde yapılmışlardır. Işığın fotosellere nasıl geleceğini ikinci yarıkların şekli ve ışığın açısı belirler. İkinci yarıklar üç bölüme ayrılırlar. Birinci bölümde ince interpolasyon yarıkları vardır. Bunlar sayısal çıkışın hassasiyetini artırmak için kullanılırlar. Asıl ölçümü gerçekleştiren kaba açı fotoselleri soldan ikinci grubu oluştururlar. Bunların yarıkları ya ikili ya da Gray kodu oluşturacak şekilde tasarlanmışlardır. Genellikle Gray kodu kullanılır, çünkü bu şekilde tek basamak hatalarının en yüksek değeri bir birimle sınırlı kalır. Öte yandan ikili kodlamada bir bitteki bir hata, bu bitin ağırlığı kadar hataya sebep olur. Üçüncü grupta ise otomatik eşik ayarlama (ATA – Automatic

Threshold Adjust) fotoseli yer alır. Bu fotoselin yarık aralığı diğerlerinin yarısı kadardır ve yarık boydan boya süreklidir. Böylece güneş ışığının açısı ne olursa olsun diğer fotosellerin ürettiğinin daima yarısı kadar bir referans çıkışı üretilir. ATA'nın bu analog değeri ölçüm fotosellerinin çıkışlarının sayısallaştırılması için gerekli karşılaştırma işleminde kullanılır. Böylece değişen güneş açısıyla değişen fotosel çıkışları dengelenerek hatalı bir çıkış üretilmesinin önüne geçilir [57].

Tipik bir dijital güneş sensöründe güneş açısı 0,125 dereceye kadar olan doğrulukta ölçülebilir. Çoğu dijital güneş sensöründe, görüş açısı, doğru ölçümü garantilemek üzere +64 derece civarında sınırlandırılmıştır. Bu durumda görüş açıları üst üste bindirilmiş iki güneş sensörü kullanılarak görüş açısı 180 dereceye kadar çıkarılabilir. Güneş açısının iki eksende belirlenmesinin şart olduğu durumlarda Şekil 3.11'de görüldüğü gibi iki tek eksenli güneş sensörü birbirine dik gelecek şekilde birleştirilebilir [57].



Şekil 3.11. İki eksenli dijital güneş sensörünün yapısı [57].

3.2.2 Ufuk Sensörleri

Bir uydunun Dünya'ya göre yönelimini doğrudan belirlemenin bir yolu Dünya sensörü kullanmaktır. Genel manada bir gezegenin ufuk noktalarının tayini için kullanılan sensörlere ufuk sensörü (horizon sensor) denir. Ancak bu sensör özelde

Dünya'nın ufuk çizgilerini gözlemlemekte kullanılıyorsa Dünya sensörü, ay için kullanılıyorsa ay sensörü diye adlandırılır. Tezin konusu dolayısıyla özelde Dünya sensörleri ele alınacaktır [57].

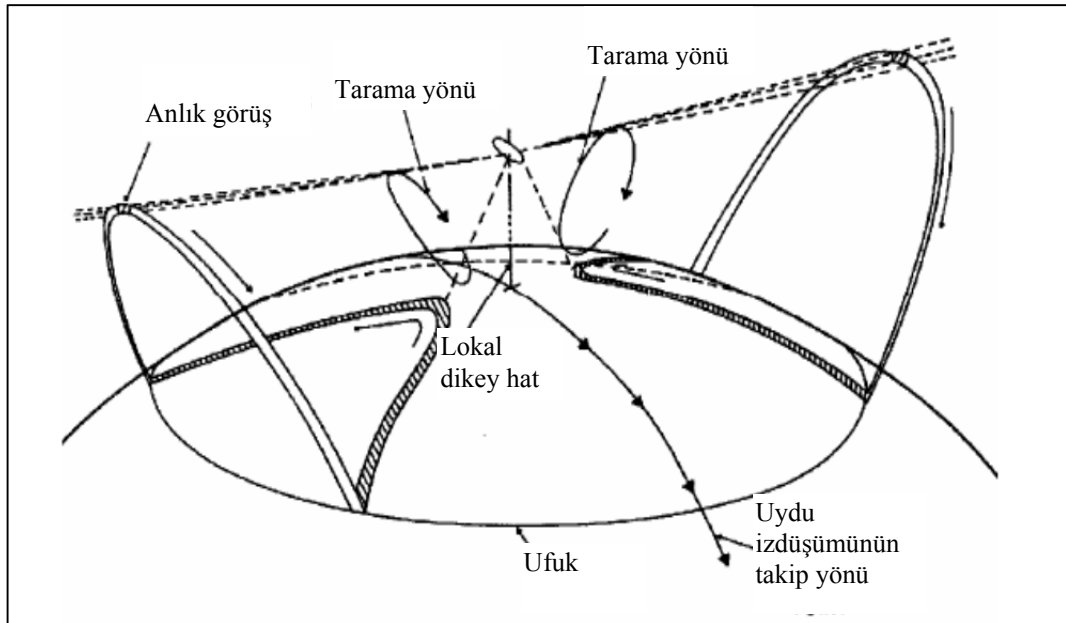
Uydunun yönelimi Dünya'ya doğru olacaksa ufuk sensörlerinin gerekliliği artar. Öte yandan ufuk çizgilerinin belirlenmesi kolay değildir. Dünya, yakın yörüngelerde uydunun görüşünün %40'ını kaplar. Ayrıca Dünya'dan yansıyan ışınlar, doğrudan güneşten gelen ışınlar kadar parlak değildir. Bu durum dolayısıyla Dünya'yı güneş ve yıldızlarda olduğu gibi bir noktasal ışık kaynağı olarak kabul etmek mümkün olmaz. Dünya'nın sahip olduğu atmosfer ışınları kırarak, ufuk çizgilerinin kesin bir şekilde ayırt edilmesini güçleştirir. Işık seviyesinin düşük olması, sensör elemanlarının daha yüksek sinyal gürültü oranlarına (S/N ratio) sahip olmasını gerekli kılar. Bu nedenle güneş sensörlerinde kullanılan fotoselleri kullanmak mümkün olmaz. Bu duruma ay ve diğer uydulardan yansıyan ışığı da eklersek durum daha karmaşık bir hal alır. Ufuk sensörlerini doğru bir şekilde kullanabilmek için her zaman güneş sensörü gibi bir referanstan elde edilecek bir zamanlama sinyaline ihtiyaç vardır. Böylece yönelimin yakalanması esnasında ufuk dedektörleri yanlış bir ufka kilitlememiş olur [57].

Ufuk sensörlerini kullanırken karşılaşılan bir sorun ufuk çizgisinin doğru bir şekilde belirlenmesi için kullanılacak eşik seviyesidir. Bu eşik seviyesinin üstünde ufuk çizgisinin görüldüğü kabul edilir. Bu eşik seviyesini sabit kabul etmek çeşitli sorunlara neden olur. Dünya'nın aydınlanması günün her anında sabit değildir, değişim gösterir. Eşik seviyesinin bu değişimlere uyum sağlaması gerekir. Çok düşük bir eşik hatalı tetiklemelere neden olurken, yüksek bir eşik seviyesi ufuk çizgisinin tespit edilmesini engelleyebilir. Ayrıca ufuk çizgisini doğru bir şekilde belirlemek için kullanılacak sensör de önemlidir. Genellikle kızılötesine duyarlı fotoelemanlar bu iş için kullanılır. Dünya'nın gündüz ve gecede görülen kızılötesi aydınlanma seviyeleri arasında fazla fark yoktur. Ayrıca bolometre (sıcaklığa duyarlı hassas termistör veya termoçiftler) tipindeki sensörlerin sinyal gürültü oranı oldukça yüksektir. Kızılötesi fotodiyotlar da bu iş için kullanılabilirlerse de hızlı olmaları dışında bolometrelere karşı bir üstünlükleri yoktur. Üstelik kızılötesi fotodiyotlar kısa dalga boylarına daha duyarlı iken, ufuk belirlemesine daha uygun olan uzun

dalgaboylarında bolometreler daha iyi sonuç verirler. Fotodiyotlar ayrıca daha geniş bir radyasyon aralığına karşı duyarlıdırlar. Bu da hatalı belirlemeyi kolaylaştırır [57].

Yine de Dünya'nın görünür ışık spektrumuna dayalı çalışan Dünya sensörleri mevcuttur. Bunlar albedo sensörleri olarak bilinirler. Uydunun sürekli aydınlık bir Dünya yüzeyi gördüğü güneş sabit yörüngelerde bu tip sensörler daha faydalıdırlar. Uygun bir filtre ve lens mekanizması ile daha basit yapıdaki bir sensörle ufuk çizgisini tayin etmek mümkün olur [57].

Ufuk sensörlerinin ana elemanları tarayıcı, optik mekanizma, radyasyon sensörü ve sinyal işleyici elektronik devrelerdir. Ufuk sensörleri, genellikle ufuk çizgisini taramak için kullandıkları yöntemlere göre sınıflandırılırlar. En basit tarama metodu sensörü dönen uydu gövdesine sabitlemektir. Uydunun dönme hareketiyle tarama gerçekleşir. Ufuk çizgisinin doğru belirlenmesi için gerekli referans zamanlama sinyali bir güneş sensörü tarafından üretilir. Bu sinyalin alınmasından belli bir süre sonra (güneşin ve güneş sensörünün koordinatları ve tarama hızı belli olduğundan) yaklaşık ufuk çizgisinin başladığı yer belirlenir ve ancak bundan sonraki süre içindeki sinyaller doğru kabul edilir. Böylece ufuk çizgisinin hatalı belirlenmesi önlenir [57].



Şekil 3.12. Tarayıcı disk mekanizmasına sahip ufuk sensörünün çalışma şekli [57].

Uydunun 3-eksende sabitlenmesinin gerekli olduğu durumlarda bir tarayıcı makarası kullanılır. Bu makara daha sonra açıklanacak olan yönelim eyleyicilerinin bir çeşidi olan momentum diski olarak da kullanılabilir. Diğer tüm durumlarda taramadan kaynaklanan istenmeyen moment torkları bastırılmalıdır. Bunun için aksi istikamette dönen bir teker veya sabit sensöre ışınları akseden hareketli bir ayna mekanizması kullanılabilir. Dönen bir disk kullanılması durumunda gerekli zamanlama sinyali manyetik bir sensör tarafından üretilebilir. Diske sabitlenmiş bir mıknatıs bu sensörün önünden geçtiğinde referans zamanlaması üretilir. Şekil 3.12’de tarayıcı bir disk kullanılması durumunda elde edilen görüş açısı verilmektedir. İki adet ufuk sensörü iki yandaki ufuk çizgilerini taramaktadır. Uydu yönelimi uygun olduğu müddetçe her iki sensörden de gelen ve ufuk-içeri ve ufuk-dışarı sinyalleri arasında kalan darbe zamanlaması eş olmaktadır. Bu iki darbe arasında bir fark meydana geldiğinde uydunun farkın yönüne bağlı olarak referans yöneliminin dışında olduğu belirlenir [57].

Optik sistem, radyasyon sensörüne ulaşan ışınların spektrumunu sınırlayan bir filtre ile ışınları odaklayan bir lens sisteminden meydana gelir [57].

Radyasyon sensörü daha önceki paragraflarda tartışıldığı gibi bir bolometre, bir fotodiyot, termistör, termokupl veya termopil ya da bir sıcaklığa duyarlı piroelektrik kristal olabilir. Piroelektrik kristaller, otomatik aydınlatma ve kapı sistemlerinde bulunan PIR veya Pasif Infrared Radarlarda yaygın bir şekilde kullanılır [57].

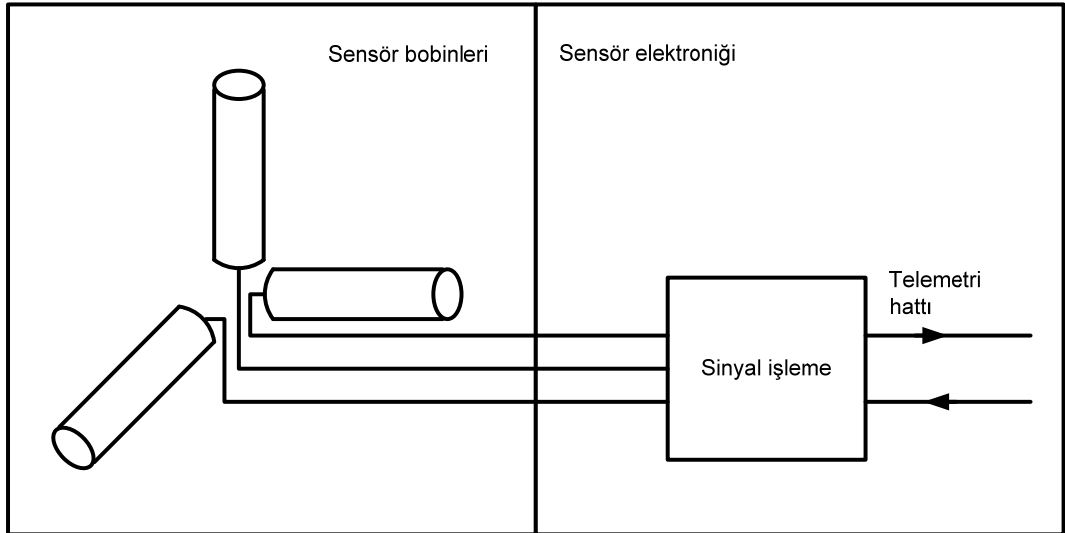
Bir ufuk sensörünün çalışmasını kısaca özetlemeye çalışalım. Ufuk sensörü Dünya’nın yerini bir referans cisme göre (genellikle güneş) veya uydu gövdesi üzerindeki sabit bir noktaya göre tayin eder. Dönen bir uyduda güneş referans alınırken, sabit bir uyduda bir mıknatısla işaretlenmiş ve tarayıcı disk üzerindeki bir sensör tarafından algılanan manyetik bir sinyal olabilir. Dedektör, bir eşığe göre çıkış üretir. Eşiğin aşıldığı nokta ufuk yakalama noktası veya ufuk-içeri sinyali diye adlandırılırken, eşiğin altına inildiği nokta ışıktan karanlığa geçişin gerçekleştiği ufuk kaybı noktası veya ufuk-dışarı sinyali olarak bilinir. Bu iki sinyal arasında eşiğin aşıldığı darbe bölgesi Dünya’nın yerini belirler. Bu darbenin görev çevrimini,

yani yüzde olarak toplam tarama süresine oranının ölçümünü derece cinsinden ifade etmek, yönelim açısını belirlemek bakımından önemlidir [57].

3.2.3 Manyetometreler

Manyetometreler de uydularda sıklıkla kullanılan ve onların yerlerinin belirlenmesi amacıyla Dünya'nın lokal manyetik alan şiddet ve yönünü (manyetik vektör) uydu yönelimine göre ölçen yönelim belirleme sensörleridir. Manyetometreler sıklıkla kullanılır, çünkü ucuz, hafif, düşük güç tüketimine sahip, geniş bir sıcaklık aralığında çalışabilen ve hareketli parçaları olmayan güvenilir sensörlerdir. Öte yandan ancak belirli bir irtifaya kadar doğru bir şekilde yönelimi belirlemeye imkan sağlarlar. Çünkü Dünya'nın manyetik alanı mesafenin küpü ile orantılı bir şekilde azalır. Bu nedenle 1000 km ve üstündeki irtifalarda manyetometreler yönelim belirleme konusunda yetersiz kalırlar. Ayrıca Dünya'nın manyetik modelinin doğruluğu ölçüsünde yönelimi doğru belirleme imkanı vardır [57].

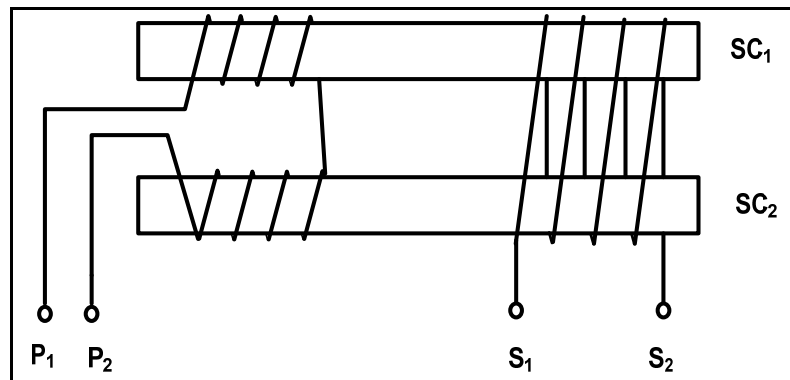
Manyetometreler iki kısımdan oluşurlar: manyetik alanı algılayan bir sensör veya bobin ve elektronik sinyal işleme devreleri. Şekil 3.13'de tipik bir manyetometre blok diyagramı görülmektedir [57].



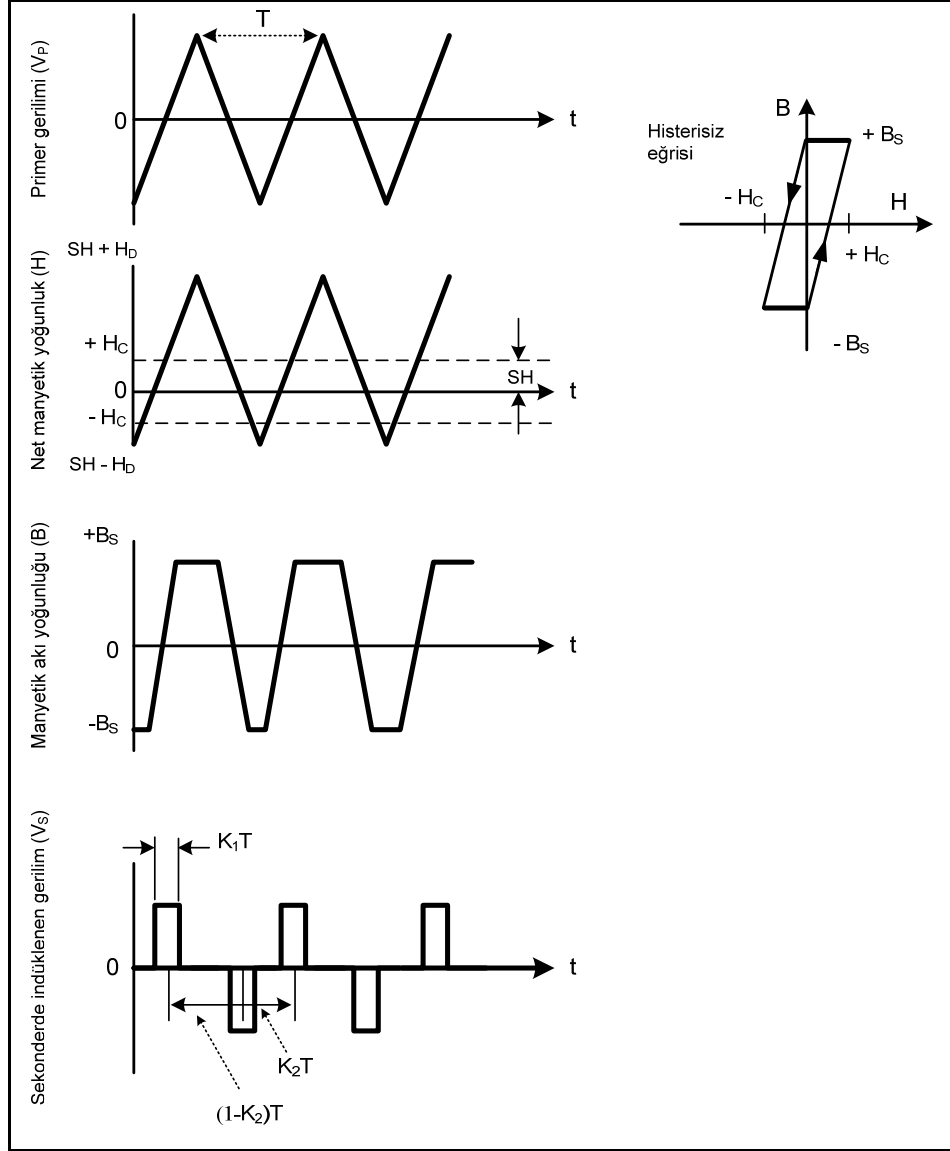
Şekil 3.13. Manyetometre blok diyagramı [57].

Manyetometreler hissetme şekline göre çeşitli sınıflara ayrılırlar. Bir sınıf kuantum sensörleri olarak adlandırılır ve atomların fiziksel nükleer manyetik rezonans karakteristikleri aracılığıyla hassas manyetik alan ölçümü sağlarlar. Bir diğer grup Faraday'ın manyetik endüktans kanunlarından faydalanır. Bu grupta manyetik arama bobini ve manyetik fluks kapısı tipi sensörler vardır. Arama bobininde bir bobin içinde hareketli manyetik alan aracılığıyla endüklenen gerilim ölçümü vardır. Gerilimin şiddeti manyetik alanın değişim hızına ve endüktansa bağlıdır. Dönen bir uyduda sabitlenmiş bobinin manyetik alan içinde aldığı yol dolayısıyla dönme hızı belirlidir. Endüktans da bilindiğine göre endüklenen gerilim ile manyetik alan şiddeti arasında bir bağ kurmak mümkün olur [57].

Bir diğer yöntem manyetik akı kapısı kullanmaktır. Bu sistemde bobinin hareket ettirilmesine gerek yoktur. Böylece 3-eksende sabitlenmiş uyduda kullanmak mümkün olur. Sistemin yapısı Şekil 3.14'de görülmektedir. Burada kolaylıkla doyuma götürülebilen iki manyetik nüve üzerine sarılmış primer ve sekonder sarımları vardır. Primerden, sarımları doyum sınırına getirecek bir uyarım akımı verilir. Primer sarımları birbirine ters sarıldıklarından harici bir manyetik alanın etkisi olmadığı müddetçe çıkıştan herhangi bir gerilim almak mümkün olmaz. Harici manyetik alanın nüvelerde bir doyum meydana getirmesiyle sekonder sarımlarında primer frekansının ikinci harmoniğinde bir gerilim indüklemesi meydana gelir. Sekonderde indüklenen bu darbelerin zamanlaması çekirdeklerin ne yönde ve ne kadar doyuma gittiğine bağlı olarak değişir [57].



Şekil 3.14. Çift çekirdekli manyetik akı kapısı manyetometre devresi. P₁ ve P₂ primer uçları ve S₁ ve S₂ sekonder uçlarıdır [57].



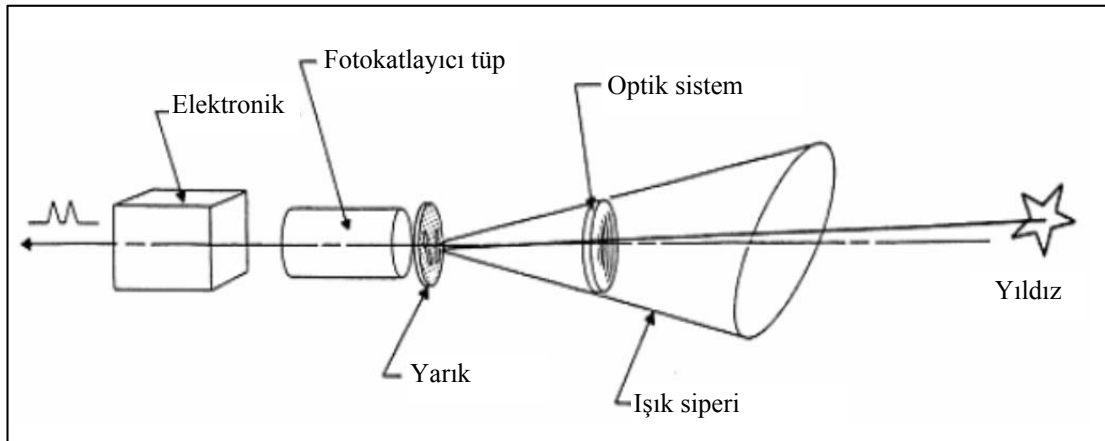
Şekil 3.15. Çift çekirdekli manyetik akı kapısı bobininin harici bir manyetik alana maruz kalması durumunda elde edilen primer ile sekonder gerilimleri ve çekirdek manyetik yoğunluk ve akıları [57].

Harici manyetik alanın iç manyetik dengesi bozması sonucunda nüveler bir yönde daha erken doyuma giderken, öteki yönde daha geç doyuma ulaşırlar. Böylece sekonderdeki darbe zamanlamalarını kontrol ederek manyetik alan yön ve şiddeti bobin eksenlerine göre belirlenebilir. Şekil 3.15’de sistemde görülen sinyaller örneklendirilmiştir [57].

3.2.4 Yıldız Sensörleri

Yıldızlar, Dünya'ya göre nispeten sabit duran ve uydunun yörüngedeki pozisyonundan etkilenmeyen, ataletsel bir düzlem meydana getiren referans noktaları olarak kabul edilebilirler. Böylece uydunun yönelimini oldukça doğru bir şekilde belirleme imkanı doğar. İşte yıldız sensörleri, yıldızların uzaydaki koordinatlarını uydunun koordinatları cinsinden belirleyen ve bunları bir yıldız kataloğundaki bilinen koordinatlarla karşılaştıran ve böylece yönelimi belirleyen sensörlerdir. Yıldız sensörleri ağır, pahalı, aşırı ışığa karşı hassas, yüksek güç tüketimine sahip ve güneş, ay ve Dünya'dan gelebilecek yansıtıcı ışımalara karşı düşük bağışıklığa sahip sensörlerdir. Öte yandan yönelimi oldukça yüksek doğrulukta belirlemeye imkan verdiğinden yüksek yönelim açısı kısıtlarına sahip 3-eksen sabitlemeli uydularda tercih edilir. Bu tip sensörlerle ark-saniyeye kadar inen hassasiyetler elde etmek mümkündür [57].

Yıldız sensörlerinin çok çeşitleri olmasına rağmen genel yapıları şu şekilde olur: güneş siperi, optik sistem, görüntü yakalayıcı, dedektör ve elektronik sinyal işleme devreleri. Beşikli tipler bütün bunlara ek olarak tarayıcı bir beşik mekanizmasına da sahiptirler. Şekil 3.16'de temel bir yıldız sensörü yapısı görülmektedir [57].



Şekil 3.16. Basitleştirilmiş yıldız sensörü yapısı [57].

Işık siperi sağdan soldan gelen parazitik aydınlatmaları keserek sensörün verimliliğinin artmasını sağlar. Optik sistem, yıldızdan gelen ışınları uygun bir

şekilde odaklamaya yarar. Görüntü yakalayıcısı sensörün görüş açısı içinde sürekli değişen daha dar bir anlık görüş açısı oluşturmayı sağlar. Görüntü yakalayıcısının bu işlem için ihtiyaç duyduğu tarama işlemi ya hareketli bir ayna tarafından ya da daha yaygın bir şekilde elektronik bir tarayıcı kullanılarak gerçekleştirilir. Son olarak dedektör, genellikle bir fotokatlayıcı tüp olup görüntü yakalayıcısı tarafından iletilen yıldız ışınlarını algılar. Dedektör ve görüntü yakalayıcısından gelen sinyalleri değerlendirme ve yıldız kataloğundaki referans bilgilerle karşılaştırma işlemi elektronik sinyal işleme devreleri tarafından yerine getirilir [57].

Yıldız sensörlerinin üç tipi mevcuttur: yıldız tarayıcıları, dönen uydunun tarama hareketini kullanır, beşikli tip yıldız sensörleri mekanik tarama ile yıldızları bulur ve sabit kafalı yıldız sensörleri tarama işlemini dar bir görüş açısı içinde elektronik olarak gerçekleştirirler. Bütün yıldız sensörlerinde aşırı parlak bir cisim görüş alanına girmeden tespit eden ve bir kapak mekanizması ile yıldız sensörünün görüşünü koruyan bir dedektör mevcuttur. Aşırı parlak güneş gibi cisimlerin ışığı sensörün hassas yapısına zarar verebilir [57].

Yıldız kameraları yıldız sensörlerine çok benzemekle birlikte aynı anda birden çok yıldızı takip edebilme özelliklerine sahiptirler. Bunlarda genellikle Charge Coupled Device (yük bağımlı eleman veya CCD) tipi bir görüntü yakalama elemanı mevcuttur. Günümüzde kullandığımız dijital kameralara benzer şekilde görüş alanı içindeki tüm yıldızlar bir görüntü halinde alınır. Daha sonra bir görüntü işleme yazılımı ve yıldız kataloğundan gelen veriler eşliğinde uydunun yönelimi belirlenebilir. Birden fazla yıldız üzerinde işlem yapabilmeleri sayesinde yönelimin doğru ve hızlı bir şekilde belirlenmesine imkan verirler. Bu tip sistemlerde güçlü bir bilgisayar üzerinde karmaşık algoritmalara dayalı işleyen bir programa ve pek çok yıldız hakkında aydınlık seviyesi, ışın spektrumu ve astronomik koordinatları gibi ayrıntılı bilgileri taşıyan kapsamlı bir veritabanına ihtiyaç vardır [57].

3.2.5 Oran Sensörleri

Oran sensörleri, uydunun eksenleri etrafında yaptığı dönüş hareketinin açısal değişim oranlarını belirlemeye yarayan bir başka çeşit sensördür. Uydunun içinde yer alırlar

ve yörünge'nin her noktasında görevlerini yerine getirebilirler. Diğer yönelim sensörlerinin aksine mutlak bir değer sağlamak yerine değişim miktarı şeklinde çıkış ürettiklerinden diğer başka donanımla birlikte kullanımları fayda sağlar. Ayrıca oran sensörleri kaymaya tabidir ve yaptıkları ölçüm zaman içinde yuvarlamalar nedeniyle katlanan hatalar içerir. Dolayısıyla düzenli aralıklarla mutlak ölçüm yapabilen bir referans sistem aracılığıyla hatanın sıfırlanması gerekir. Oran sensörleri bu nedenle ancak kısa vadede kararlı bir ölçüm sunar, uzun vadede yaptıkları ölçüme güvenmek mümkün değildir. Oran sensörlerinin bir diğer dezavantajı mekanik parçalara sahip karmaşık bir düzen olmasıdır. Günümüzde Mikro Elektro Mekanik Sistemler (MEMS) teknolojisi ile üretilmiş daha hassas, güvenilir, küçük, ucuz ve basit sensörler aynı amaçla kullanılmaktadır [57].

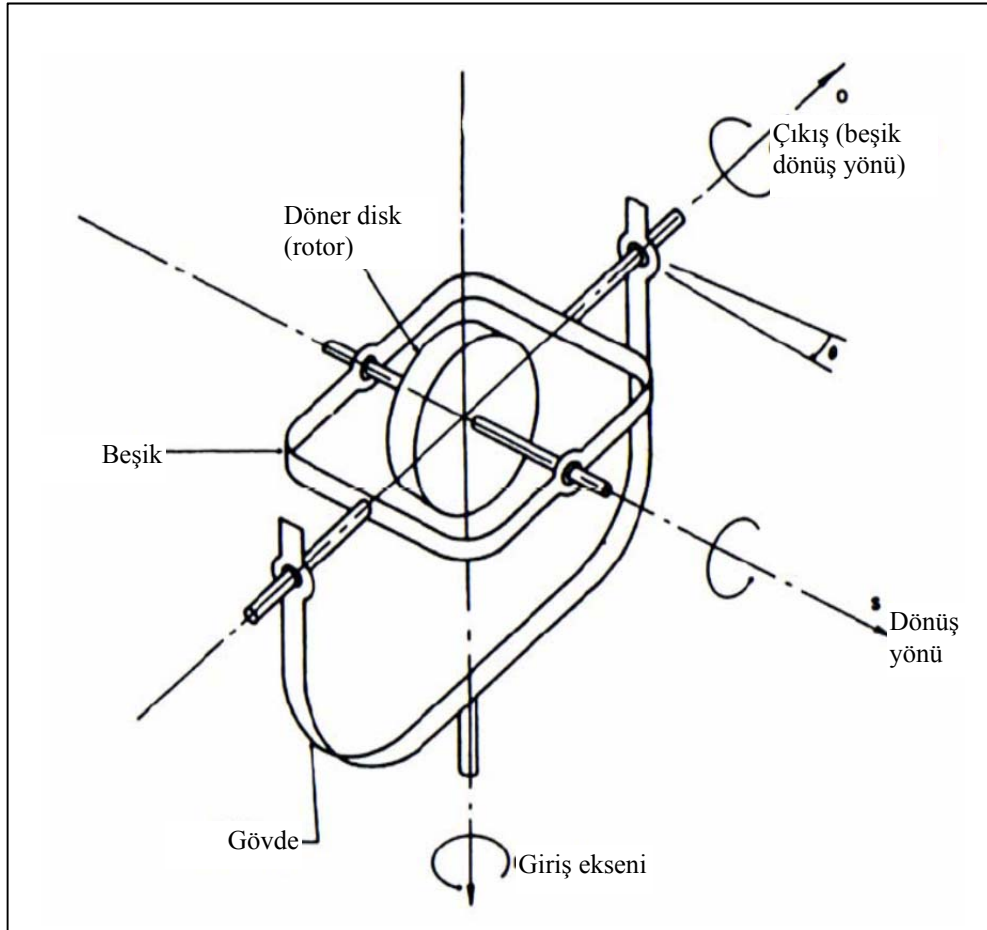
Oran sensörlerinin temelini teşkil eden mekanik jiroskoplar 3 türdür: oran jirosu (RG – Rate Gyro), oran integrasyon jiro (RIG – Rate Integrating Gyro) ve Moment Kontrol Jirosu (MKJ veya CMG – Control Moment Gyro). İlk ikisi ölçüm amaçlı sensörler olup, üçüncü tip genellikle uydunun yönelimini kontrol etmekte kullanılan bir eyleyicidir. CMG'ler ilerde eyleyicilerle ilgili kısımda daha ayrıntılı bir şekilde ele alınmıştır [57].

Şekil 3.17'de jiroskopların mekanik yapısı görülmektedir. Şekilde görülen jiroskop basit tek ekseninde ölçüm gerçekleştiren bir oran sensörüdür. Bunlardan üç veya daha fazla kullanarak 3-ekseninde ölçüm gerçekleştirilebilir. Alternatif olarak iki serbestlik derecesine sahip jiroskoplardan iki veya daha fazla sayıda kullanılarak aynı işlem gerçekleştirilebilir [57].

Bir jiroskobun açısal momentumu harici bir tork olmadığı müddetçe sabittir. Dolayısıyla jiroskobun giriş eksenini etrafındaki herhangi bir dönüş hareketi, beşik mekanizmasının çıkış eksenini etrafında bir sapmaya neden olur. Çıkış eksenine yerleştirilecek bir pozisyon sensörü, girişteki açısal oranı elektriksel sinyallere dönüştürmeye imkan verir [57].

RG ve RIG arasında farklar vardır. RG, yönelim kararlılığını sağlamak üzere bir geribesleme düzeni içerisinde uydunun açısal değişim oranını ölçer. Açısal değişim

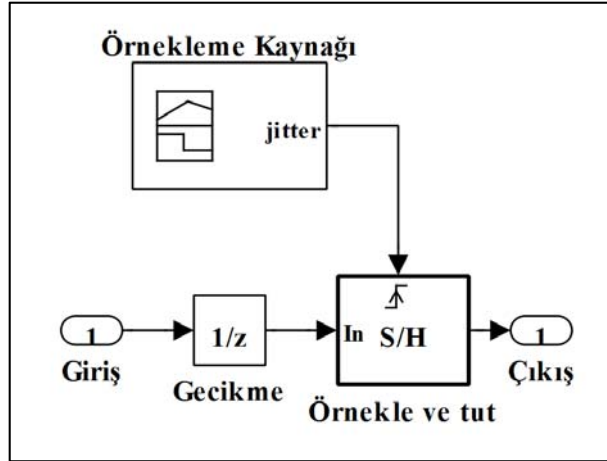
oranını, açısal değişime çevirmek için RG'den alınan sinyallerin hassas bir integratörde işlenmesi gerekir. Bu işlem genellikle yönelim belirleme ve kontrol bilgisayarı tarafından nümerik olarak gerçekleştirilir. Bilgisayarın sayısal işlem kapasitesinin sınırlılıklarından dolayı hesaplanan açısal değişim zamanla artan bir hata içerir. RIG'ler, RG'den farklı olarak doğrudan açısal değişimi verir. Her ne kadar RIG'lerden elde edilen sonuçlar da bir miktar hatalı olsa da RG'ye kıyasla hata oranı çok daha düşüktür. Bu nedenle, açısal değişimin belirlenmesinin zorunlu olduğu durumlarda RIG kullanma eğilimi yaygındır. Ayrıca, RIG'nin çıkışını nümerik türeve tabi tutarak (nümerik olarak birim zamandaki değişimleri birim zamana bölerek) açısal oranları doğru bir biçimde belirlemek mümkündür. Bu nedenle uydularda RIG'ler daha yaygın bir şekilde kullanılır [57].



Şekil 3.17. Basit tek serbestlik dereceli oran jiroskobu [57].

3.2.6 Çalışmada Kullanılan Sensör Modeli

Çalışmada YBS elemanları olan yönelim sensörlerinin ayrıntılı bir modellemesine yer verilmemiştir. Tezde kullanılan uydu modelinde, YBS'nin, yönelimi hatasız fakat gecikmeli bir şekilde YKS'ye ilettiği kabul edilmektedir. Bu kabulün sebebi YBS'nin farklı sensörlerden aldığı bilgileri içerdiği çeşitli filtrelerin süzgecinden geçirerek yönelimi en doğru bir şekilde hesaplamasından ileri gelmektedir. Bu hesaplamaların sonucu doğru olmakla beraber gecikmeli bir şekilde YKS'ye ulaştırılmaktadır. Dolayısıyla yönelim kontrolü probleminin en önemli kısmı bu gecikmelerle mücadele etmektir. Bu çalışmada da YBS'den kaynaklanan gecikmelere bir çözüm üretilmeye çalışılmıştır. YBS'nin benzetimde kullanılan ayrıntılı iç yapısı Şekil 3.18'de görülmektedir.



Şekil 3.18. YBS birimi iç blok şeması.

YBS biriminde gecikme, bir birim gecikme bloğu aracılığı ile sağlanmaktadır. Örnekle ve tut birimi ise sıfıncı derece bir örnekleme birimi gibi çalışarak YBS'nin örnekleme fonksiyonunu yerine getirir. Örnekleme anını dolayısıyla periyodu örnekleme kaynağı belirler. Örnekleme işlemi örnekleme kaynağı tarafından sağlanan darbelerin çıkan kenarında gerçekleşir. Bu çalışmada yer alan tüm deneylerde örnekleme periyodu $T_s = 0,1$ saniyedir. Örnekleme periyodunun bu seviyesi çoğu uydu yönelim kontrolü uygulaması için normal bir seviyedir ve yeterlidir. Zira çoğu uyduda yönelim manevrası esnasında uydunun yönelimi 1 derece/saniyeden daha hızlı değişmemektedir. 1 ve 2 nolu deneylerde örnekleme

sinyali kararlı bir sinyal olup, faz veya periyodunda herhangi bir değişme içermemektedir. 3 nolu deneyde ise bir rastgele gürültü işareti ile faz modülasyonuna tabi tutulmuş olup, jitter (faz gürültüsü) içermektedir. Faz gürültüsü nedeniyle örnekleme anı maksimum 0,01 saniye ileri veya geri çekilmektedir. Bu sayede 3 nolu deneyde ek bir belirsizlik kaynağı oluşturulmuştur. Örnekleme sinyalinin jitter içeren hali beşinci bölümde sunulmuştur.

3.3. YÖNELİM KONTROL SİSTEMİ (YKS) EYLEYİCİLERİ

Bir YKS eyleyicisi, uydunun yönelimine etkide bulunmak üzere tork üreten bir mekanizmadır. YKS eyleyicileri aktif ve pasif olmak üzere iki türdür. Aktif olanları bir harici enerji kaynağı ile görevlerini yerine getirirken, pasif olanları çevresel enerji kaynaklarından faydalanır. Aktif eyleyicilere örnek olarak gaz jetleri (iticiler), manyetik tork bobinleri ve çeşitli tipteki tepki tekerleri verilebilir. Pasif eyleyicilere kütleçekim gradyan çubukları, sabit mıknatıslar ve güneş yelkenleri örnek verilebilir. Aktif veya pasif sistemin kullanılma kararı, görevin gerektirdiği yönelim kararlılığı, tepki süresi ve kontrol sisteminin güç gereksinimidir. Tepki süresinin uzun olmasının bir sakınca teşkil etmediği, sıkı yönelim kararlılığı şartlarının bulunmadığı, fakat uydu üzerindeki enerji kaynaklarının az olduğu her durumda pasif eyleyici ve kontrol sistemi kullanma eğilimi vardır. Çizelge 3.3’de tipik eyleyici özelliklerinin bir karşılaştırmasına yer verilmiştir [57].

Çizelge 3.3. YBK Eyleyicilerinin tipik özellikleri [57].

Eyleyici Tipi	Tipik Performans	Ağırlık (kg)	Güç (W)
İticiler Sıcak Gaz Soğuk Gaz	0,5 N – 9000 N <5 N	Değişken Değişken	Yok Yok
Tepki ve Momentum Tekerleri	0,4 – 400 N.m.s (1200 ila 5000 dev./dak. arası tepki tekerleri için) Tork değerleri 0,01 ile 1N.m arasında	2 – 20	10 – 110
Kontrol Momenti Jirosu (CMG)	0,25 – 500 N.m (tork)	>40	90 - 150
Manyetik Tork bobinleri	10 – 4000 A.m ²	0,4 – 50	0,6 - 160

Aşağıda çeşitli yönelim eyleyicilerinin yapısı hakkında kısa bilgiler sunulmuştur.

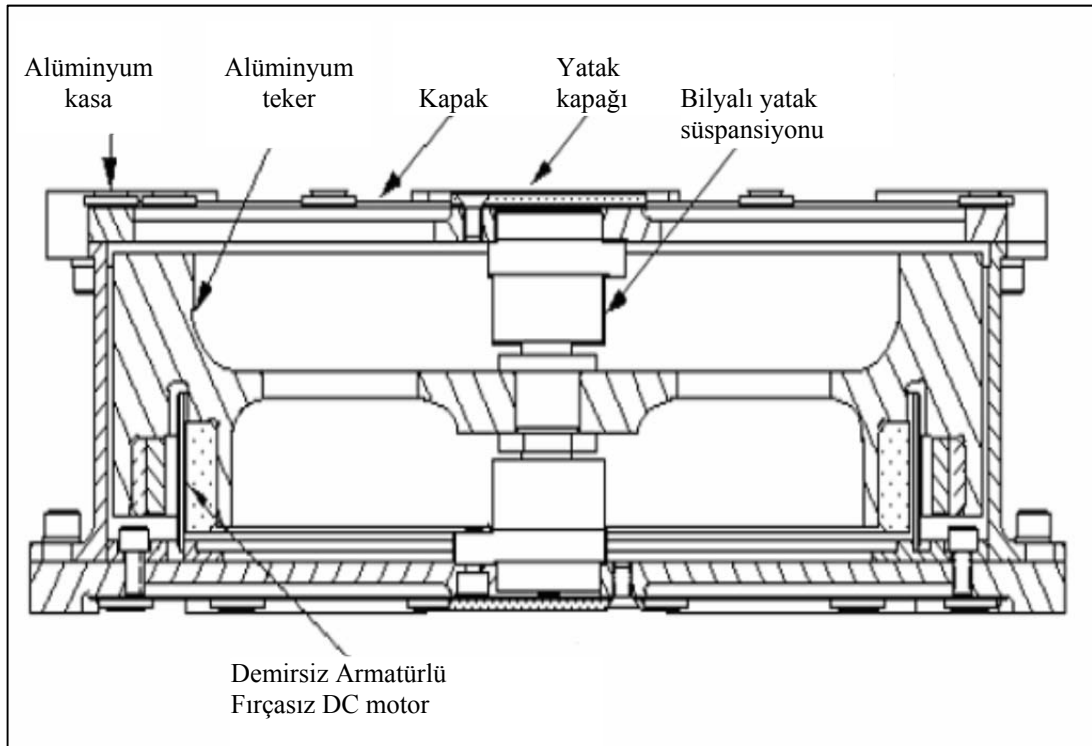
3.3.1 Teker Düzenleri

Genel manada teker düzenleri, uydunun yöneliminin kontrol altında tutulmasına yönelik açısız momentum depolayan volanlar kullanan düzenlerdir. Böylece bozucu tork momentlerine karşı kararlılık sağlanır, döngüsel torklar emilir veya yönelim değiştirme manevraları için momentum transferi sağlanır. Genel yaklaşım, bir döner volan üzerinde momentumu depo etmektir. Aşağıda bir tepki tekerinde depo edilen momentumun ifadesi verilmiştir [57]:

$$h = I.\omega \quad (3.13)$$

Burada h , volanın sahip olduğu momentum (N.m.s) olup, I , volanın dönme eksenindeki atalet momentini (kg.m^2), ω ise açısız hızı (rad/s) belirtir. Tekerlerin çeşitli tipleri mevcuttur: tepki tekeri, moment tekeri ve moment kontrol jirosu (CMG). Her üçünde de volan vardır ancak volanı kullanma şekilleri farklıdır. Moment tekerleri belli bir hız seviyesi etrafında volanın hızı değiştirilecek şekilde çalışır. Moment tekerinde volanın hızı sıfırın altına inmez, başka bir deyişle volanın dönüş yönü değiştirilemez. Tepki tekerinde ise hızı sıfırın etrafında değiştirmek mümkündür. Yani volanın yönü değişebilir. Tepki ve moment tekerleri uydu gövdesine sabitlenmişlerdir. 3-eksende kontrol sağlayabilmek için üç veya daha fazla tekere ihtiyaç vardır. Öte yandan CMG'de bir beşik mekanizması sayesinde volanı çeşitli yönlerde döndürmek mümkündür. CMG'de 3-serbestlik dereceli bir beşik kullanmak suretiyle tek bir volanla kontrol yapılabilir. Her üç tipte de volanın hız kontrolünü sağlayan takometre ve dc motorlar ile hız kontrol düzenleri mevcuttur. Yine her üç tipte volanın maksimum hızına ulaşılmadan depo edilen momentin boşaltılmasını sağlayan bir tedbir almak gerekir. Boşaltma esnasında oluşan tepkiyi yok etmek için genellikle iticiler veya manyetik tork bobinlerinden faydalanılır. Yine tüm teker düzenlerinin ortak özelliği, sahip oldukları yüksek hızlı mekanik düzenlerden dolayı ömürlerinin kısıtlı olmasıdır. Aşağıda bu üç farklı tekerin ayrıntılı bir açıklaması verilmiştir [57].

Tepki tekeri uydu gövdesine sabitlenmiş hızı her iki yönde belli bir maksimum devir arasında ihtiyaca göre ayarlanabilen bir volandan oluşur (Şekil 3.19). Volana bağlı motor onu hızlandıracak veya yavaşlatacak bir tork uyguladığında uydu üzerinde bir tepki torku meydana gelir. Uydu kapalı bir sistem olduğundan toplam açısal momentumu sabittir, değişmez. Tepki tekerinin açısal momentumunun değiştirilmesi ile birlikte uydu toplam açısal momentumun toplamını denkleştirmek üzere kendi yöneliminde bir değişiklik yapmak zorunda kalır [57].



Şekil 3.19. Tepki tekerinin yapısı [57].

Moment tekerleri de tepki tekerlerine benzer. Aradaki tek fark işletme hızlarıdır. Moment tekerlerinde hızın yönü değiştirilemez. Moment tekerleri bazen sabit hızla işletilerek, uydunun dış etkiler altında yöneliminin değişmesini zor bir hale getirmek için kullanılırlar. Bu durum uydunun kendi etrafında dönme hareketi yaptırılarak kararlı bir yönelim elde etmeye benzer. İlk durumda artık uydunun dönmesine gerek yoktur, kararlılığı moment tekeri sağlar [57].

CMG'nin açısal momentumu dönen bir disk tarafından sağlanır ve genellikle sabittir. Tek veya iki serbestlik derecesine sahip bir beşik mekanizması sayesinde diskin

sahip olduğu açısai momentum vektörü istenilen yöne sevk edilebilir. Bu değişim sayesinde uydunun yönelimini kontrol edecek bir tork üretilir. CMG'lerin çalışma prensibi sensör olarak kullanılan jiroskoplara benzer. Yalnız CMG'ler açısai momentteki değişimi hissetmek yerine mevcut açısai moment üzerinde etki oluşturmaya yönelik ters bir çalışma mekanizmasına sahiptirler. Beşik mekanizmasının hareketi açısai olarak sınırlandırıldığından birden fazla CMG kullanmak gerekebilir. Bu durum ayrıca yedekleme de sağlar; biri arızalandığında diğerleri ile kontrol hala mümkün olabilir. Yine de belli bazı durumlarda açısai momentum kapasitesinin dolması dolayısıyla uygun bir boşaltma mekanizması ile fazla momentin boşaltılmasına ihtiyaç duyulabilir [57].

3.3.2 Manyetik Tork Bobinleri

Diğer bir yönelim kontrolü eyleyicisi çeşidi manyetik tork bobinidir. Silindirik bir form üzerine yalıtılmış tellerle bir sarım (selenoid) meydana getirilir ve buna elektriksel bir gerilim uygulamak suretiyle içinden bir akım geçmesi temin edilirse, akımın yönüne ve şiddetine bağlı olarak bu bobin etrafında bir manyetik alan oluşur. Bu alanın iki kutbu olduğundan dolayı manyetik dipol diye adlandırılır. Tek sarımlık bir bobine uygulanan akım karşılığında elde edilen manyetik moment, m (birimi Tesla), aşağıdaki gibi ifade edilir [57]:

$$m = I.A.n \quad (3.14)$$

Burada I akım şiddeti (Amper), A sarımın kapladığı alan (m^2) ve n bu alanın oluşturduğu düzleme dik gelen birim normal vektörünü temsil etmektedir [57].

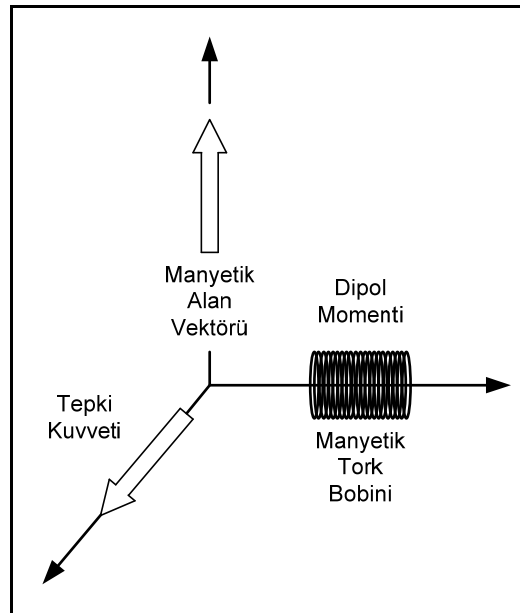
Manyetik dipol momenti, d (birimi Tesla) ise sarımın kapladığı materyal tarafından belirlenir [57]:

$$d = \mu.m \quad (3.15)$$

Burada μ , nüve materyalinin manyetik bağıl geçirgenliğidir (birimsiz). Sonuçta sarım sayısı, N , de dahil olacak şekilde manyetik dipol momentini tekrar yazacak olursak [57]:

$$d = \mu \cdot (N \cdot I) \cdot A \cdot n \quad (3.16)$$

Oluşan manyetik dipol momentini çekirdek materyaline oldukça bağlıdır. Ferromanyetik çekirdekler geçirgenlikleri çok yüksek olduklarından daha az bir akımla yüksek moment oluşturma imkanı sağlarlar. Böylece enerji tasarrufu sağlamak mümkün olur. Ancak manyetik tork bobinlerinde genellikle nüve olarak boşluk kullanılır. Çünkü ferromanyetik nüveler, az bir manyetik alanla kolayca doyuma ulaşır, doğrusal özellik arz etmediklerinden meydana gelecek torku tahmin etmek zordur ve yüksek histeresize sahip olmaları nedeniyle kontrolleri güçtür. Nüve olarak boşluk kullanıldığı takdirde akımı sabitleyecek bir düzen sayesinde oldukça doğrusal bir kontrol karakteristiği elde edilebilir. Ayrıca uyduda yer alacak herhangi bir ferromanyetik cisim Dünya'nın manyetik alanı ile etkileşime girerek kontrolsüz bozucu torkların ve kuvvetlerin uydu üzerinde etki etmesine neden olabilirler. Bu nedenle uyduların gövde yapısında ferromanyetik malzemelerin kullanımından kaçınılır [57].



Şekil 3.20. Manyetik tork bobini ve oluşan manyetik kuvvetin yönü [46].

Manyetik tork bobini ile uzayda Dünya'nın lokal manyetik alan vektörünü de kullanarak bir tork meydana getirilebilir. Şekil 3.20'de bu torkun nasıl meydana geldiği gösterilmektedir [46].

Oluşan torku aşağıdaki formül aracılığıyla hesaplayabiliriz [58]:

$$T = N.I.A.B.\sin(\theta) \quad (3.17)$$

Burada;

T: Meydana gelen tork (N.m)

N: Sarım sayısı (spir)

I: Akım şiddeti (Amper)

A: Sarımın kapladığı alan (m²)

B: Dünya'nın o noktadaki manyetik alan şiddeti (Tesla)

θ: Dünya'nın manyetik alan vektörü ile bobinin düzlemi arasındaki açı (rad)

Bu sistemde üç veya daha fazla bobin kullanılarak uydunun yönelimini kontrol etme imkanı vardır. Bazı durumlarda uydunun o pozisyondaki Dünya'nın manyetik alan şiddetini bilmeye ihtiyaç vardır. Bunun için ya manyetometreler kullanılır ya da Dünya'nın manyetik alan modeli kullanılır veya oluşan tork bir geribesleme düzeni aracılığıyla denetim altında tutulur. Manyetik tork bobinleri hareketli parça içermediklerinden oldukça güvenilir eyleyicilerdir. Nispeten hafif, basit ve ucuz düzenlerdir. Ayrıca güç gereksinimleri azdır. Genellikle yönelim tekerlerinin moment boşalması için kullanılırlar [57].

3.3.3 İtici Düzenleri

Yönelimi kontrol etmenin bir diğer yolu ise iticiler kullanmaktır. Bütün jetler veya iticiler, bir gaz deşarjı ile ters istikamette bir itki kuvveti meydana getirirler. Gaz jetleri soğuk veya sıcak gazlar kullanabilir. Soğuk gazlarda itki kuvveti fiziksel bir faz değişimi ile sağlanırken, sıcak gazlarda çok daha yüksek enerji içeren kimyasal bir reaksiyon söz konusudur. Elde edilen itki kuvveti ile yörünge değişiklikleri gerçekleştirilebilir, dönüş hızı, yönelim, sallanma (kafa sallama veya nütasyon olayı)

ve momentum tekerlerinin momenti kontrol altına alınabilir. İtici, manyetik tork bobinleri ile benzer şekilde çalışmalarına rağmen kontrol algoritmaları daha basit ve meydana getirdikleri kuvvetler daha yüksektir. Manyetik tork bobinleri değişen ortamla birlikte değişen bir karakter gösterirken, gaz jetlerinde ortama bağlı değişiklikler meydana gelmez. Jetlerin kullanımındaki en büyük kısıtlama yakıt miktarıdır. Yakıt uydularda oldukça kıymetli bir tüketim maddesidir ve uydunun etkin ömrünü belirler. Gaz jetlerinin diğer bir dezavantajı oldukça karmaşık bir yakıt deposu ve boru sistemine sahip olmalarıdır. Bir uyduda yedekleme ve farklı itki kuvvetleri elde etmek amacıyla çok sayıda itici kullanmak gerekebilir. İtici sisteminin güvenilirliğini artırmak amacıyla yakıt bir dizi depo arasında bölüşülür ve her bir depodan her bir iticiye ayrı ayrı borular gitmesi gerekir. Tüm depoların eşit bir şekilde boşaltılması ve çalkalanmaların kontrol altında tutulması şarttır. Yoksa uydunun dengesini bozacak istenmeyen torklar meydana gelebilir [58,59].

Gaz jetlerinin kontrolü, sürekli ayarlanabilir bir vana yerine, darbe genişlik ve frekansına dayalı çalışan ve kontrol vanasının ya tam açık ya da tam kapalı vaziyette işletildiği bir yöntemle gerçekleşir. Böylece vanaların daha uzun ömürlü olması sağlanırken, değerli yakıtın sızıntılar nedeniyle israfı da azaltılmış olur. Bu tip kontrolün tek dezavantajı farklı tork gereksinimleri için farklı jetlerin gerekli olmasıdır. Çünkü vana belli bir minimum açıklık süresine sahiptir: bunu kısaltmak mümkün değildir [58,59].

3.3.4 Kütle Çekim Denge Çubukları

Kütleçekim denge çubukları (gravity gradient boom) uydunun yöneliminin pasif olarak kontrolüne imkan sağlayan basit bir metottur. Ağır bir kütleyi uzun bir çubuk aracılığıyla uydunun uygun bir uç noktasından sarkıtırsak, uzayda farklı irtifalardaki kütleçekim farklılıklarından dolayı uydunun yönelimi belli bir dengeye oturur. Burada çubuğun uzunluğu ve uçtaki kütlenin miktarına bağlı olarak oluşan dengeleme torkunun haricen uydu üzerine etki eden her türlü yabancı torktan üstün olması şarttır. Kütleçekim denge çubukları ilk uydulardan Sputnik-I'de başarı ile kullanılmıştır [58-60].

Kütleçekim denge çubukları, işletilmeleri için harici bir güç kaynağına ihtiyaç duymasalar da uydu üzerinde meydana gelecek titreşim ve sallanmaları bastırmak konusunda genellikle yetersiz kalırlar. Neticede yönelim doğruluğu 1 dereceden daha kötüdür. Çoğu durumda aktif bir sistem aracılığıyla titreşimleri bastırma ihtiyacı vardır [58-60].

3.3.5 Çalışmada Kullanılan Eyleyici Modeli

Tezde iticilere benzer basit bir eyleyici modeli tercih edilmiştir. İticilerin modellemesinde montaj kusurlarından kaynaklanan belli bir belirsizlik olduğu kabul edilmiştir. Eyleyicilerin montaj kusurlarından kaynaklanan belirsizlikleri yüzde cinsinden ifade edilmektedir. Eyleyici belirsizliği uydu modeline dışarıdan uygulanan 3x3 ebadındaki katsayı matrisi, K_T tarafından belirlenmektedir ve sonuç torku, τ'_a aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$\tau'_a = K_T \cdot \tau_a \quad (3.18)$$

Burada giriş ve çıkış torkları N.m cinsinden olup K_T katsayı matrisi birimsizdir. Moment korunumunun sağlanabilmesi için K_T katsayı matrisinin her bir sütununun elemanları kareleri toplamının karekökü 1'i vermelidir (Pisagor teoremi):

sütun indisi, $i = 1,2,3$ olmak üzere,

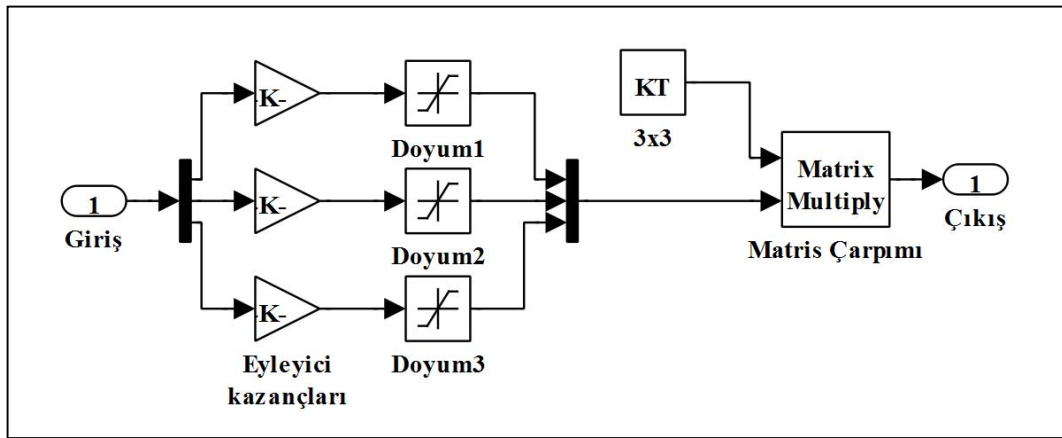
$$\sqrt{K_{T1i}^2 + K_{T2i}^2 + K_{T3i}^2} = 1 \quad (3.19)$$

Aşağıda her bir ekseninde %5 montaj hatası içeren örnek bir katsayı matrisi sunulmuştur:

$$K_T = \begin{bmatrix} 0,9975 & 0,05 & 0,05 \\ 0,05 & 0,9975 & 0,05 \\ 0,05 & 0,05 & 0,9975 \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

Kontrolcü çıkışı, belli bir eyleyici kazancına sahip gecikmesiz eyleyiciler tarafından doğrudan uydu modeline uygulanmakta ve asıl gövde modeli tarafından ele

alınmadan evvel katsayı matrisi ile çarpılarak 3-eksende oluşan sonuç torklar hesaplanmaktadır. Eyleyicide elde edilecek maksimum torku belirleyen doyum blokları da vardır. Bu sayede küçük bir uyduya boyundan büyük bir roket motoru takılmış gibi acayip bir durumun meydana gelmesi engellenmiştir. Çoğu aktif yönelim eyleyicisinde tork, tork kumandası uygulanır uygulanmaz derhal gerçekleşir ve bir gecikme olmaz veya gecikmeler ihmal edilecek düzeydedir. Çoğu aktif yönelim eyleyicisi kumanda torkunun tam uygulandığından emin olmak, kontrol doğrusallığı sağlamak ve gecikmeleri minimuma indirmek üzere ayrıca bir geribeslemeli kumanda torku kontrolcüsü içerir. Bu kontrolcünün diğer bir ek görevi sistemde güvenilirlik sağlamak üzere ihtiyaçtan fazla konulan aynı ve farklı tipteki eyleyicilere tork kumandasını eşit bir biçimde dağıtarak yıpranmaların eşit bir şekilde gerçekleşmesini sağlamaktır. Herhangi bir eyleyicide bir arıza meydana geldiğinde bunu tespit ederek dağıtım dengesini yeniden ayarlamak yine bu kontrolcü biriminin görevidir. Bu ek kontrolcü ve ona bağlı eyleyici birimlerinin her birisi çalışmada eyleyici bloğu altında ele alınmıştır ve ayrıntılı bir modellerine ihtiyaç duyulmamıştır (Şekil 3.21). Bunun nedeni yukarıda da izah edildiği üzere eyleyicilerin her birisinin gecikmesiz ve yüksek bir doğrusallıkla cevap vermeleridir. Ancak montaj hatalarından kaynaklanan tork dağılımı kaçınılması mümkün olmayan ve telafisinin şart olduğu bir durumdur. Modelde bu kusur uygun bir şekilde ele alınmış ve böylece çalışmada ek bir belirsizlik kaynağı oluşturulmuştur. Bu belirsizlik çalışmada yer alan tüm deneylerde sürekli mevcuttur [43,57-59].



Şekil 3.21. Eyleyici bloğu iç şeması

Şekil 3.21’de görülen eyleyici bloğunda eyleyici kazançları, doyum blokları tarafından temsil edilen maksimum torklar ve montaj hatalarını temsil eden K_T matrisi çalışmada yer alan her bir deneyde farklı değerler almakta olup beşinci bölümde ilgili deneye ait kısımda sunulmuşlardır.

3.4. UYDUNUN FİZİKSEL GÖVDE MODELİ

Uyduların en genel sınıflandırılma şekli kütleli ıslak ağırlıklarına göre dir. Islak ağırlık, ağırlık hesabına yakıtın da dahil edildiğini ifade etmektedir. Çizelge 3.4’de uyduların boyutlarına göre sınıflandırılması verilmiştir [60,61]. Uyduların ağırlığı uygulama amaçlarına göre değişiklik arz eder. Örneğin bir haberleşme uydusu genellikle mini ve üstü sınıfa girer ve jeosenkron yörüngede 3-eksende kontrolü gerçekleştirilen bir uydudur. Uydunun kütlesi yönelim kontrolüne uydu atalet momenti matrisi üzerinden etki eder. Uydunun atalet momenti matrisi onun 3-eksendeki hareketlerinin belli bir kuvvet altında ne kadar hızlı gerçekleşeceğini belirler. Çalışmada yer alan deneylerin her birisinde farklı ağırlıklara dolayısıyla farklı sınıf ve atalet momenti matrisine sahip farklı uydu gövde modelleri kullanılmıştır.

Çizelge 3.4. Uyduların boyutlarına göre sınıflandırılması [60,61].

Uydu Sınıfı	Alt sınıflar	Islak Ağırlık (kg)
Büyük		> 1000
Orta		500-1000
Küçük	Mini	100-500
	Mikro	10-100
	Nano	1-10
	Piko	0.1-1
	Femto	<0,1

Çalışmada uydu gövde modeli 3-eksende sabitlenmiş katı bir gövde modeli olarak ele alınmıştır. Gövde modelinde hesaplamalar, momentlere dayalı olup, yönelim gösteriminde Quaternionlar kullanılmıştır. Quaternionlar trigonometrik fonksiyonlar kullanılarak Euler açılarından hesaplandıklarından birimsizdirler. Girdi olarak yönelim eyleyicilerinden gelen torklar kullanılmakta ve sonuçta her 3-eksendeki açısal hız ve konum hesaplanarak çıkıştan radyan cinsinden Euler gösteriminde

sunulmaktadır. Model içindeki dahili hesaplamalar, yönelimi daha hatasız göstermesi bakımından Quaternion aritmetiği üzerinden yürütülse de nihai sonuçlar Quaternion-Euler dönüşümü aracılığıyla Euler formatında verilir. Sonuçların anlaşılır olmasını sağlama bakımından Quaternion yerine Euler gösterimi, model çıkışında, kontrolcü referans girişinde ve hatanın sunulmasında tercih edilmiştir. Quaternion aritmetiği ile sistemin dinamiklerini veren Dinamik ve Kinematik hareket denklemlerinin ayrıntılı bir açıklaması literatürde yer almaktadır ve aşağıda sunulduğu gibidir [57,59]:

$$(DHE) \quad \dot{\omega} = I^{-1}(\tau_a - \omega \times (I\omega)) \quad (3.21a)$$

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \text{ olmak üzere,}$$

$$(KHE) \quad \dot{q} = (1/2)\Omega q \quad (3.21b)$$

Burada;

ω : Gövde koordinat eksenlerinde açısal hız, $[\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ (rad/s)

I: Uydunun eylemsizlik momentleri matrisi (kg.m²)

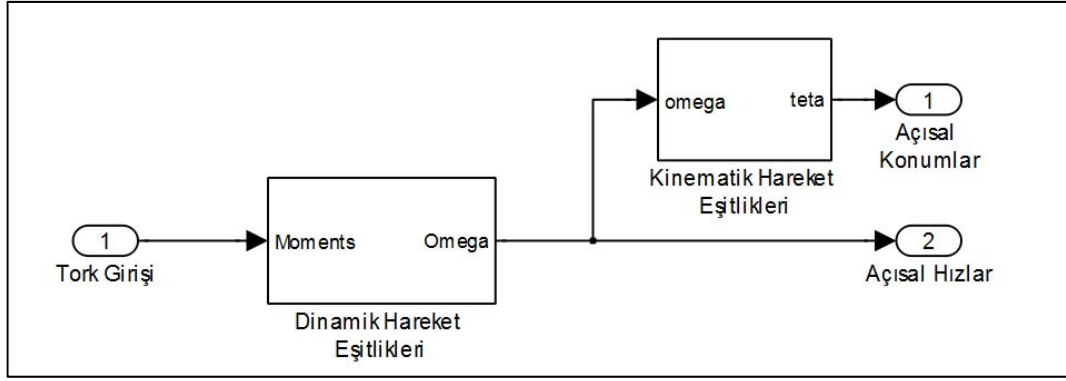
τ_a : Uyduya uygulanan eyleyici torkları (N.m)

q: Quaternion uydu yönelimi (açısal konum, birimsiz)

DHE: Dinamik Hareket Eşitlikleri

KHE: Kinematik Hareket Eşitlikleri

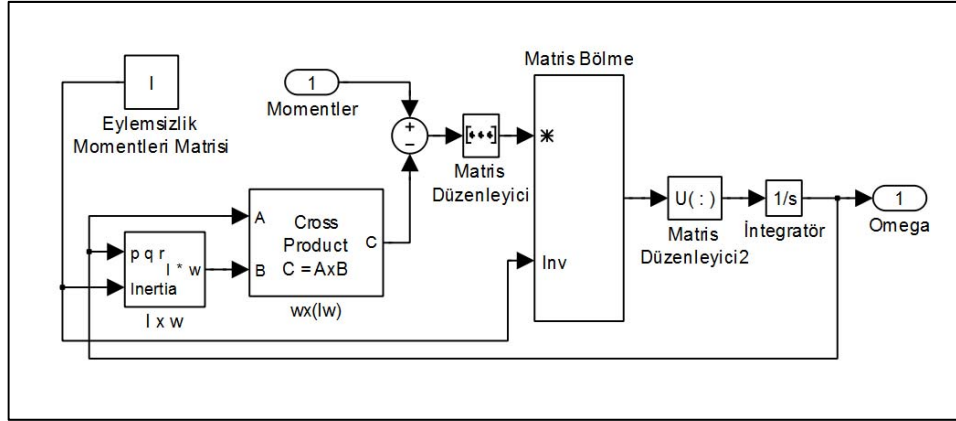
Modelde önce uygulanan torklar üzerinden açısal hız hesaplanır. Bunun için DHE'nin integrali alınır. Bulunan değer aynı zamanda DHE ile yapılacak bir sonraki hesaplama için girdi teşkil eder, zira DHE kapalı bir forma sahiptir. Ardından KHE ile Quaternion formunda yönelim (açısal konum) bulunur. KHE kapalı forma sahip olduğundan sonucu elde edebilmek için KHE'yi integre etmek gerekir. Bulunan değer, KHE'nin bir sonraki hesabı için girdi teşkil eder. DHE ve KHE'nin ilk sonuçlarını elde edebilmek için başlangıç değerini bilmek gerekir. Bu çalışmada, açısal konum ve hızların başlangıç değerleri her 3-eksen için sıfır kabul edilmiştir.



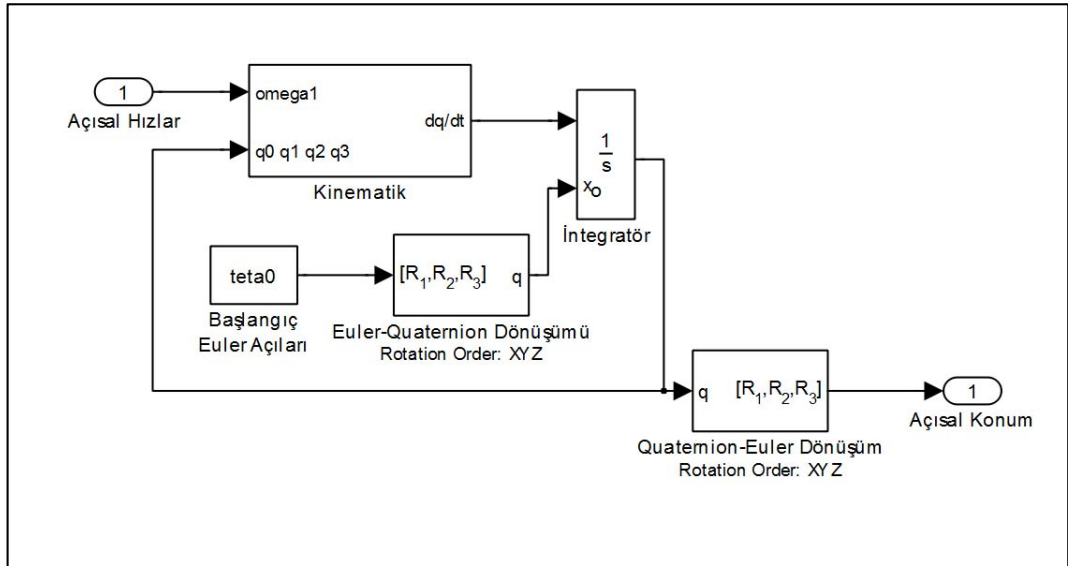
Şekil 3.22. Uydu gövde modeli iç yapısı.

Şekil 3.22’de uydu gövde modeline ait içyapı sunulmuştur. Burada öncelikle DHE bloğu tarafından girişte verilen torklardan açısal hız hesaplaması 3-eksende gerçekleştirilir. Açısal hızlar hem KHE bloğu için girdi teşkil etmektedir hem de doğrudan gövde modelinin çıkışı olarak dışarıya alınmaktadır. KHE bloğu girdi olarak aldığı açısal hızları kullanarak Quaternionlara dayalı olarak açısal konumları hesaplar. Ancak hesaplanan açısal konumlar, dışarıya verilirken gösterim kolaylığı sağlaması bakımından Euler açılarına dönüştürülerek radyan cinsinden iletilir.

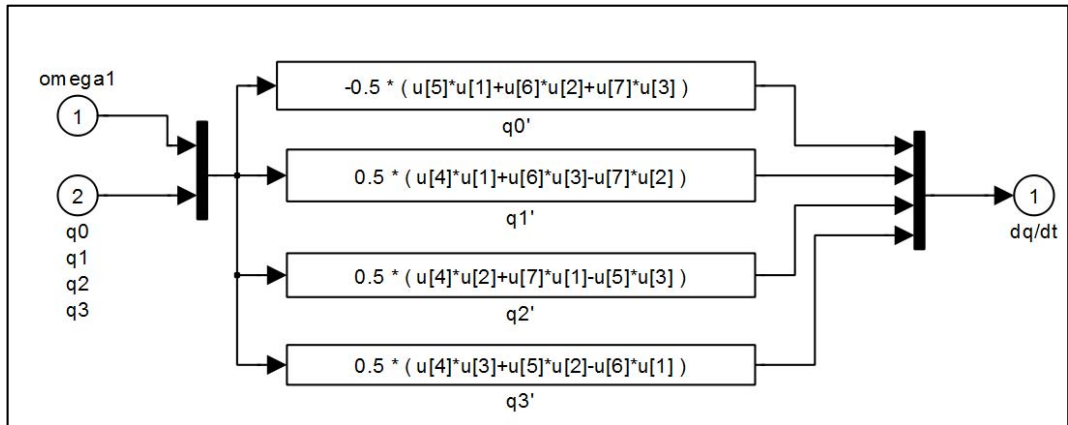
Şekil 3.23’de ise DHE bloğunun iç yapısı görülmektedir. Blokta (3.21a)’da verilen kapalı formdaki formüller açık forma dönüştürülerek aynen işlenmiştir. Şekil 3.24’de ise KHE bloğunun iç yapısı görülmektedir. KHE bloğunda da (3.21b)’de verilen kapalı formüller açık forma dönüştürülerek işlenmiştir. Şekil 3.25’de ise KHE bloğu altında yer alan Kinematik bloğunun ayrıntısı yer almaktadır. KHE bloğunda yer alan Euler-Quaternion ve Quaternion-Euler dönüşümlerine ait formüller daha önce sırasıyla (3.10) ve (3.11)’de verilmişti.



Şekil 3.23. DHE bloğu iç yapısı.



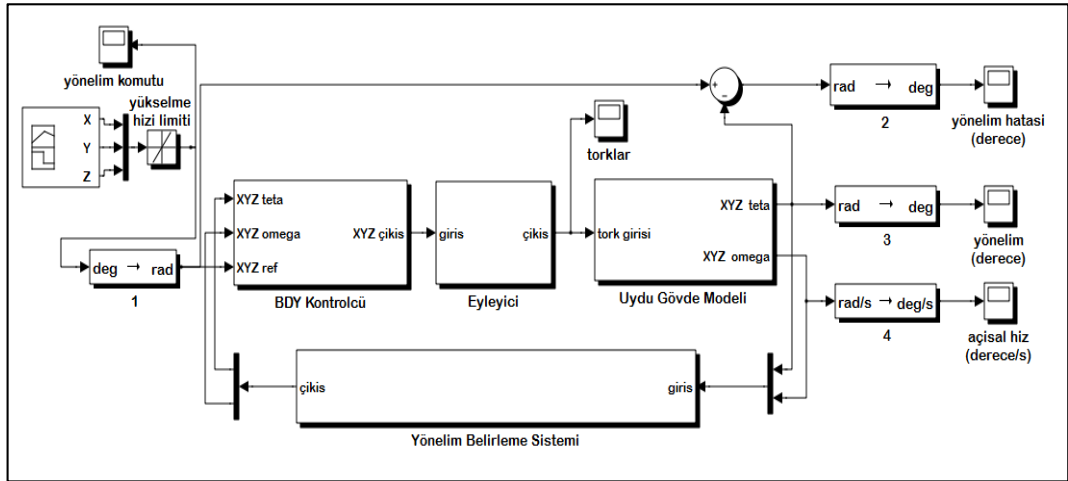
Şekil 3.24. KHE bloğu iç yapısı.



Şekil 3.25. Kinematik bloğu iç yapısı.

3.5. BENZETİM ORTAMININ GENEL ŞEKLİ

Benzetim ortamının genel görünümü Şekil 3.26’da görülmektedir. Şekilde Bulanık Değişken Yapılı Kontrolcü (BDYK) yönelim kontrolcüsü olarak kullanılmıştır. Diğer kontrolcülerin kullanılması durumunda BDYK bloğu ilgili kontrolcü ile yer değiştirmektedir. Yine şekilde yönelim komutları bir yükseltme hızı limitleme bloğu üzerinden verilmekte ise de ilgili deneyin şartlarına bağlı olarak bu blok yer almayabilir. Ayrıca deneyde sensör gecikmesi olmadığı her durumda bir Yönelim Belirleme Sistemi (YBS) bloğuna ihtiyaç duyulmamıştır. Bu farklar haricinde tüm deneylerde kullanılan benzetim sisteminin genel şekli budur.



Şekil 3.26. Benzetim ortamının gecikme içeren YBS, yükseltme hızı limitlemesi ve kontrolcü olarak BDYK içeren genel görünümü.

Benzetim sistemi kısaca şu şekilde çalışmaktadır. Kontrolcü, YBS'den gelen ve yönelim komutu girişinden gelen verilere bakarak yönelim hatasını belirlemekte ve uygun bir kontrol sinyalini eyleyici bloğuna göndermektedir. Eyleyici bloğu, kontrolcüden gelen yönelim kumandasına bakarak her üç eksene ait torkları üretmektedir. Torkların üretimi aşamasında herhangi bir gecikme olmadığı varsayılmakta, fakat eyleyici montajlarının kusurundan kaynaklanan bir hata içerdiği kabul edilmektedir. Bu kusurlar bir yüzde halinde bir katsayı matrisi tarafından belirlenmektedir. Her deneyin tüm aşamalarında mevcut bulunan bu belirsizlik kaynağının seviyesi her bir deneyde farklı ele alınmıştır. İlgili deneye ait kontrolcü, eyleyici, sensör ve fiziksel uydu parametrelerini içeren benzetim parametreleri deney

sonuçlarının sunulduğu beşinci bölümdeki çizelgelerde sunulmuştur. Eyleyici tarafından üretilen torkları alan fiziksel uydu gövde modeli hareket denklemlerinden (DHE ve KHE) faydalanarak üç eksene ait uydu yönelimi (açısal konum, θ_{XYZ}) ve uydunun açısal hızını (ω_{XYZ}) hesaplayarak sırasıyla radyan ve radyan/s cinsinden çıkışına verir. Bütün bu veriler uygun birim dönüşümlerinden geçirilerek kaydedilmek üzere bir çok kanallı veri kaydedicisine verilmiş ve gerçek zamanlı görüntülenmesi sağlanmıştır. Uydunun yönelimi daha sonra YBS bloğu tarafından yönelim kontrolcüsüne geri beslenmektedir. Bu aşamada YBS birim kazançlı dolayısıyla hata içermeyen bir blok olarak kabul edilmiştir. Ancak yine deneylerin farklı aşamasına bağlı olarak YBS bloğu gecikme ve/veya jitter gürültüsü içerebilir. Böylece YBS bloğu ikinci bir belirsizlik kaynağı meydana getirmektedir. Tezin amacı, sensör sisteminin gecikmelerinden kaynaklanan belirsizlikler altında kontrolcülerin performansını irdelemek ve yüksek belirsizlikler altında kararlı çalışabilen bir gürbüz kontrolcü tasarlamaktır. Bu çalışmada önerilen çözüm Şekil 3.26'da kontrolcü olarak sunulan BDYK'dır. Diğer kontrolcüler BDYK'nın performansı ile karşılaştırmak amacıyla tasarlanmış ve çalışmaya dahil edilmişlerdir.

BÖLÜM 4

KONTROLCÜLERİN TASARLANMASI

Çalışmadaki üç deneyde farklı kontrolcülere yer verilmiştir. Bunlardan BDYK, çalışmanın ana konusunu teşkil etmektedir. Diğer kontrolcüler (PD – Oransal Türev, LQG – Linear Quadratic Gaussian, LS – Loop Shaping), BDYK'nın performansını belirlemek amacıyla tasarlanmışlardır. Bu bölümde, sadece bu kontrolcülerin tasarımına yer verilecektir. İlgili deneyde kullanılan her bir kontrolcüye ait parametreler, benzetim sonuçlarının yer aldığı beşinci bölümde sunulmuştur.

Kontrolcülerin tasarımında gürbüzlük ve kararlılık ön planda tutulmuş olup, kalıcı durum hatasına fazla önem verilmemiştir. Bunun nedeni kontrolcülerin performans değerlemesinde kullanılan yönelim komutlarının, yönelim manevrası senaryosuna uygun olarak seçilmiş olmasıdır. Yönelim manevralarında hız ve hatadan ziyade gürbüzlük ve kararlılık daha önemlidir. Bir yönelim manevrası esnasındaki yönelim yer değiştirmeleri geniş açılar içerdiğinden uydunun yöneliminin kararsız hale gelmesi onun tamamen kaybedilmesine neden olabilir. Böyle bir durumda uyduyu geri getirmek mümkün olmayabilir. Öte yandan hatanın belli bir üst değeri aşması da istenmez. Bu nedenle tepki sürati de hatadan bir derece daha geridedir. Uydunun kararsız hale gelmediğinden emin olmak ve hatanın aşırı artmadığını garantilemek amacıyla yönelim komutlarında sıklıkla yükselme hızı limitlemesi uygulanır. Bu işlem yakıttan tasarruf edilmesini de sağlar. Çalışmada yer alan 1 ve 2 nolu deneylerde kontrolcü performanslarının uç noktada değerlendirilebilmesi amacıyla yönelim komutlarında yükselme hızı limitlemesi uygulanmamıştır.

4.1. PD KONTROLCÜ TASARIMI

PD kontrolcüler uydu yönelim kontrolünde sıklıkla kullanılmaktadır. PD kontrolcüler basit yapıya sahiptirler ve tasarımları oldukça kolaydır. Uydunun yerleşik

bilgisayar biriminin hesap gücünün pek azına ihtiyaç duyarlar. Ayrıca basit yapıları nedeniyle arıza yapma ihtimalleri azdır. Öte yandan gecikmeler başta olmak üzere belirsizliklerle başa çıkma yetenekleri çok zayıftır. Bu nedenle değişen durumlara uyum sağlamak üzere yönelim kontrolünü gerçekleştiren birden fazla kontrolcünün bir arada kullanılması gerekebilir veya zaman zaman yer istasyonundan yapılacak rutin müdahalelere ihtiyaç duyulabilir. Bu çalışmada, PD kontrolcülere, klasik bir yöntem olmaları ve literatürde başka kontrolcülerin performans karşılaştırmasında sıklıkla kullanılmaları nedeniyle yer verilmiştir. Özellikle PD kontrolcülerin uydu yönelim kontrolünde kullanılmasına yönelik olarak Won'ın çalışması kayda değerdir ve PD kontrolcülerin ayarlanması ile ilgili detaylı bilgiler içermektedir [62].

Won'a göre oransal (K_P) ve türevsel (K_D) kazançlar çıkışın alacağı nihai dc değer (kalıcı durum hatası) ve istenilen tepki süresi tarafından belirlenir. Kalıcı durum hatası $-(K_P/K_D)$ dc kazanç değeri tarafından belirlenirken, tepki süresini (zaman sabiti) $1/K_D$ belirler. Kalıcı durum hatasının sıfır olması için dc kazanç sonsuz olmalıdır. Yani ya türevsel kazanç, oransal kazançtan çok küçük olmalıdır veya oransal kazanç çok yüksek olmalıdır. Ayrıca, türevsel kazancı nispeten yüksek seçersek tepki süresi kısalmır, fakat kalıcı durum hatası yükselir. Çalışmada hatayı düşük tutmak üzere yüksek bir oransal kazanç seçilmiş fakat hatayı artırmayacak seviyede tepki süresini kısaltmak üzere türevsel kazanç oransal kazançtan biraz daha yüksek tutulmuştur. Böylece tepki hızı ve kalıcı durum hatası arasında bir denge sağlanmıştır [62].

4.2. LQG KONTROLCÜ TASARIMI

Özet olarak LQG kontrolcü, kontrol teorisinde belirsizlik içeren ve tüm durum değişkenlerini ölçme imkanı bulamadığımız sistemlerin optimal biçimde kontrolünü sağlamaya yönelik temel bir tekniktir. Kontrolcünün optimal özellikte olması onun otomatik olarak gürbüz olmasını sağlamaya yeterli olmamaktadır. Gürbüzlüğü artırmak için tasarım aşamasında bazı tedbirler almak gerekmektedir. Burada optimaliteyi sağlamak üzere seçilen maliyet fonksiyonunu hata enerjisini minimize etmeye dayalı bir kuadratik fonksiyon şeklinde alarak gürbüzlüğü garanti etmeye

çalıştık. LQG kontrolcü bir Kalman filtresi (mesela bir doğrusal kuadratik tahminci) ile bir doğrusal kuadratik düzenleyicinin (Linear Quadratic Regulator – LQR) birleşiminden oluşur. LQG kontrolcünün bu iki aşamalı tasarımı kontrol teorisinde ayrıklık ilkesi (separation principle) kullanılarak kolayca gerçekleştirilebilir. Çalışmada Matlab Control and Estimation Toolbox (Matlab Kontrol ve Tahmin Araç seti) kullanılarak kontrolcünün zero-pole-kazanç (sıfır-kutup-kazanç) yani ZPK'sı elde edilmiş ve benzetimlerde bu ZPK bir LTI (Linear Time Invariant – Doğrusal Zamanla Değişmeyen) sistem bloğu aracılığıyla bir transfer fonksiyonu $C(s)$ şeklinde tanımlanarak kullanılmıştır. Aşağıda LQG kontrolcünün tasarımına temel teşkil eden aşamalar sunulmuştur.

Yukarıda özet olarak sınırları çizilen LQG problemini çözmekte H_2 kontrolcü tasarımı yöntemini kolaylıkla kullanılabilir. Bunun için öncelikle H_2 normunu ifade etmekte fayda vardır. H_2 normu $G(s)=C(sI-A)^{-1}B$ şeklindeki sistem transfer fonksiyonunu karakterize eden ve onun karmaşık s-düzlemindeki tüm noktalarındaki büyüklüğünü bildiren pozitif bir rakamdır. $G(s)$ burada tüm sistemi içeren (uydu modeli, eyleyici, sensörler ve kontrolcü) komple bir transfer fonksiyonudur. Yani sistemin kontrolcüyü de içine alan kapalı çevrim transfer fonksiyonunu ($T_{zw}(s)$) temsil eder. İleride göreceğimiz üzere bu norm daha sonra kontrolcünün optimize edilmesinde bir maliyet fonksiyonu olarak kullanılacaktır. Buradaki amaç hata enerjisini minimize etmektir ve H_2 normu da sistem çıkışında görülen gürültü sinyalinin (Gaussian Beyaz Gürültü) seviyesini rms (root mean squared – karelerin ortalamasının karekökü) değerler halinde temsil etmektedir. İfade kuadratik bir ifade olduğundan ve tasarıma temel teşkil eden bozucu ve gürültülerin Gaussian özellikte beyaz gürültü olduğu kabul edildiğinden bu kontrolcüye LQG kontrolcü denilmektedir. $G(s)$ 'in H_2 normu [63]:

$$\|G\|_2 = \left(\frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \text{iz}[G(j\omega)G^*(j\omega)]d\omega \right)^{\frac{1}{2}} = \left(\frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \sum_{i=1}^r \sigma_i^2 [G(j\omega)]d\omega \right)^{\frac{1}{2}} \quad (4.1)$$

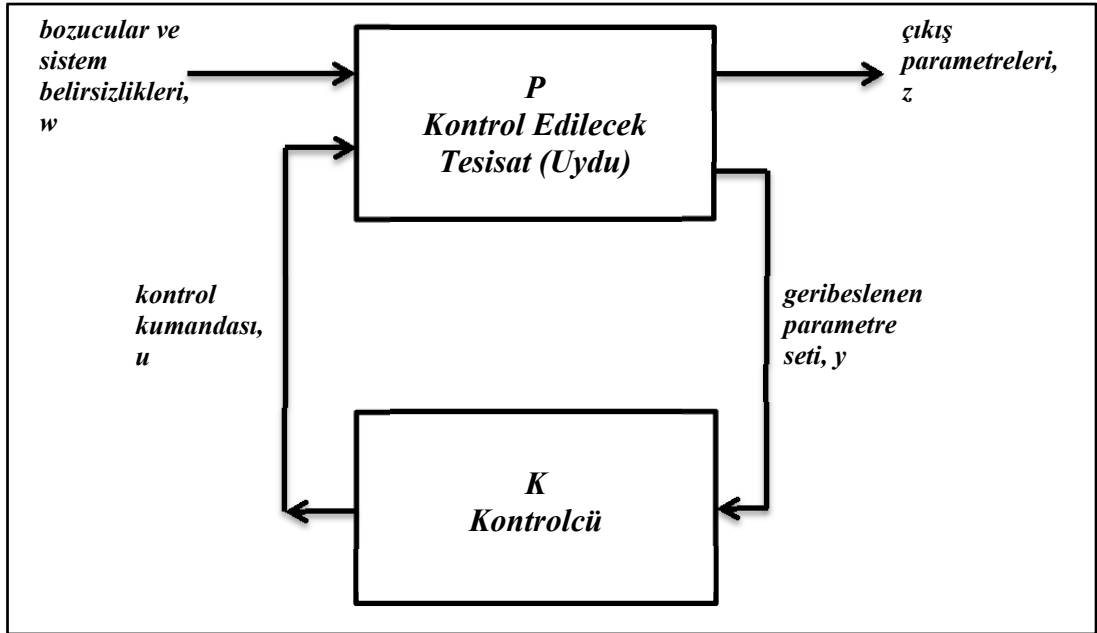
Burada σ_i , i.nci tekil değeri, $G^*(j\omega)$, $G(j\omega)$ 'nin karmaşık konjugate transpozunu, ve r ise $G(j\omega)$ 'nin rütbesini (rank) göstermektedir. H_2 normu Lyapunov eşitliklerinden kolayca hesaplanabilir. Buna göre; L_c , Gramian (A,B)'nin kontrol edilebilirliğini

vermek üzere ve L_o ise Gramian (A,C) 'nin gözlenebilirliğini temsil etmek üzere, H_2 normu aşağıdaki gibi hesaplanır [63]:

$$AL_c + L_cA^T + BB^T = 0, \quad A^TL_o + L_oA + C^TC = 0 \text{ ve}$$

$$\|G\|_2 = [iz(CL_cC^T)]^{\frac{1}{2}} = [iz(B^TL_oB)]^{\frac{1}{2}} \quad (4.2)$$

Şekil 4.1'de blok şeması görülen sistemde, P , kontrol edilecek tesisatı (çalışmada tesisat uydu olabilir), K , tasarım prosedürü neticesinde elde olunacak olan LQG kontrolcünün transfer fonksiyonunu, w , harici bozucuların girişini, u , tesisat girişine yapılan kontrolcü müdahalesini, y , geri beslenen parametreleri, ve z ise tesisatın nihai çıkışını göstermektedir. Burada öyle bir kontrolcü, K , tasarlamaya çalışıyoruz ki, $T_{zw}(s)$ 'nin normu minimize olsun. Yani başka bir deyişle, w 'nin, z üzerindeki etkisi minimum olsun [63].



Şekil 4.1. Kontrolcü tasarımına yönelik sistemin blok şeması [63].

Tasarımın amacına yönelik olarak öncelikle tesisatın (mesela uydu modelinin) transfer fonksiyonu olan P 'nin uygun bir şekilde bölümlenmesi (partitioning) gerekir. Tasarım işleminin kalan kısmı P 'nin aşağıda verilen bölümlenmesine bağlı olarak devam ettirilecektir [63]:

$$P := \begin{bmatrix} [A] & [B_1 & B_2] \\ [C_1] & [D_{11} & D_{12}] \\ [C_2] & [D_{21} & D_{22}] \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

Bu ifade aslında aşağıda verilen ifadenin kısaltılmış bir halidir:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + B_1w(t) + B_2u(t) , \\ z(t) &= C_1x(t) + D_{11}w(t) + D_{12}u(t) \text{ ve} \\ y(t) &= C_2x(t) + D_{21}w(t) + D_{22}u(t) \end{aligned} \quad (4.4)$$

Ek olarak sistem tasarımını devam ettirebilmek için aşağıdaki şu varsayımlar kabul edilir [63]:

1. $D_{11}=0$
2. $[A \ B_2]$ kararlanabilirdir
3. $[A \ C_2]$ belirlenebilirdir
4. $V = \begin{bmatrix} B_1 \\ D_{21} \end{bmatrix} [B_1^T \ D_{21}^T] := \begin{bmatrix} V_{xx} & V_{xy} \\ V_{xy}^T & V_{yy} \end{bmatrix} \geq 0, V_{yy} > 0$
5. $R = \begin{bmatrix} C_1^T \\ D_{12}^T \end{bmatrix} [C_1 \ D_{12}] := \begin{bmatrix} R_{xx} & R_{xu} \\ R_{xu}^T & R_{uu} \end{bmatrix} \geq 0, R_{uu} > 0$

Birinci varsayım, bozucuların doğrudan çıkışa etki etmediğinden emin olmak için gereklidir. 2. ve 3. varsayımlar kararlı bir kontrolcü elde edebilmek için gerekli şartlardandır. 4. ve 5. varsayımlar ise optimal kontrolcü tasarımı için gerekli olan Riccati eşitliklerinin çözümünde pozitif yarı-tanımlı sonuçlar elde edilebilmesi için gereklidir. Bozucular, $w(t)$ 'yi birim yoğunluklu beyaz gürültü (Gaussian White Noise) şeklinde kabul ederek, yani $E[w(t)w^T(\tau)]=I\delta(t-\tau)$ olacak şekilde, $T_{zw}(s)$ 'in H_2 normunu minimize eden biricik kararlı optimal kontrolcü, K_2 aşağıdaki gibi elde edilir [63]:

$$K_2 := \begin{bmatrix} [A + B_2F_2 + L_2C_2 + L_2D_{22}F_2] & [-L_2] \\ [F_2] & [0] \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

Burada [63];

$$F_2 = -R_{uu}^{-1}(R_{xu}^T + B_2^T X_2) \quad (4.6)$$

$$L_2 = -(V_{xy} + Y_2 C_2^T) V_{yy}^{-1} \quad (4.7)$$

X_2 , Y_2 ise aşağıdaki Riccati eşitliklerinin pozitif yarı-tanımlı çözümünden bulunur [63]:

$$0 = X_2 A_r + A_r^T X_2 + R_{xx} - R_{xu} R_{uu}^{-1} R_{xu}^T - X_2 B_2 R_{uu}^{-1} B_2^T X_2 \quad (4.8)$$

$$0 = A_e Y_2 + Y_2 A_e^T + V_{xx} - V_{xy} V_{yy}^{-1} V_{xy}^T - Y_2 C_2^T V_{yy}^{-1} C_2 Y_2 \quad (4.9)$$

Burada, $A_r = (A - B_2 R_{uu}^{-1} R_{xu}^T)$ ve $A_e = (A - V_{xy} V_{yy}^{-1} C_2)$ 'dir [63].

4.3. LS KONTROLCÜ TASARIMI

LS (Loop Shaping) kontrolcü ise H_∞ optimizasyon tekniklerine dayalı olarak çok-girişli, çok-çıkışlı sistemlerin geribesleme çevrimini ayarlamaya yönelik modern bir metot olup, doğal olarak gürbüz kontrolcüler sentezlemeye imkan veren bir yöntemdir. Bu yöntemle sistemlerin hem hata performansı hem de kararlılığı sınırlı belirsizlikler altında garantilenebilmektedir. Çalışmada kullanılan kontrolcü yine Matlab Control and Estimation Toolbox kullanılarak, kontrolcünün ZPK'sı elde edilerek tasarlanmıştır. LS kontrolcü tasarımı aşağıda özet olarak sunulmuştur.

LS kontrolcü tasarımının en başında sistemin kapalı çevriminin istenilen şekline ait sınırlar Bode diyagramı üzerinde belirlenir. Bu istenilen şekil H_∞ tasarımında gürbüzlüğü temin eden bir üst sınır oluşturur. Bu sınırın belirlediği kriterlere bağlı olarak artık kontrolcü tasarımı bir H_∞ kontrolcü tasarımı problemi haline gelir. H_∞ kontrolcü tasarımı H_2 kontrolcü tasarımına pek çok yönden benzer. H_∞ kontrolcü tasarımında öncelikle sistemin tümüne ait kapalı çevrim transfer fonksiyonu olan $G(s)$ 'in H_∞ normunun belirlenmesi gerekir. H_∞ norm (4.10)'da verildiği gibidir [63]:

$$\|G\|_{\infty} = \sup_{\omega} \sigma_{max}[G(j\omega)] \quad (4.10)$$

Bu ifadede sup(), supremum'a karşılık gelir ve manası hedef fonksiyonun en küçük üst sınırıdır. İfadede sup() operatörünün kullanılması gereklidir, zira G(j ω)'nın tekil değerlerinin tüm frekanslar için, bir üst sınır belirlenmiş olsa dahi en yüksek değerinin bulunmama olasılığı vardır. Bunun dışında H $_{\infty}$ normu, G(j ω)'nın tekil değerlerinin en yükseğinden başka bir şey değildir. Nasıl H $_2$ normunun bir manası varsa, H $_{\infty}$ normunun da bir manası mevcuttur. Buna göre girişte belirli bir frekansta bir sinüs sinyal uygulanması durumunda H $_{\infty}$ normu olası en yüksek yükseltme değerini verir. Bir başka deyişle tüm frekanslar için en yüksek kazançları sunar. H $_{\infty}$ normunun hesaplanması için bir durum-uzay yöntemi aşağıda verilmiştir [63]:

$\|G\|_{\infty} = \gamma_{min}$ kabul edelim. A'nın kararlı olduğu $G(s)=C(sI-A)^{-1}B$ transfer fonksiyonu için ve $\gamma>0$ olması durumunda, (4.11)'de verilen Hamilton matrisinin j ω -ekseninde hiçbir özdeğerinin olmaması durumunda ancak $\|G\|_{\infty} < \gamma$ olur [63].

$$H = \begin{bmatrix} A_{\infty} & \frac{1}{\gamma^2} B B^T \\ -C^T C & -A^T \end{bmatrix} \quad (4.11)$$

γ_{min} değerini bulmak için öncelikle $\gamma>0$ olacak şekilde bir değer seçilir ve H'nin j ω -ekseninde bir özdeğeri olup olmadığına bakılır. Eğer varsa γ azaltılır, yoksa artırılır. Bu işlem en düşük γ değeri bulununcaya kadar devam ettirilir [63].

H $_{\infty}$ kontrolcü tasarımı, daha önce şekli verilen sistem üzerinde $\|T_{zw}(s)\|_{\infty}$ H $_{\infty}$ normunun minimize edilmesi problemidir [63]. Buna göre sistemde H $_{\infty}$ normunu minimize eden K $_{\infty}$ kontrolcü transfer fonksiyonunu aşağıdaki gibi ifade edebiliriz [63]:

$$K_{\infty} := \begin{bmatrix} A_{\infty} & -Z_{\infty} L_{\infty} \\ F_{\infty} & 0 \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

Burada $w(t)$ 'yi bir sınırlı L_∞ sinyal ve $\int_{-\infty}^{\infty} w^T(t)w(t)dt < \infty$ şeklinde kabul ettik. Ayrıca ifadede yer alan A_∞ aşağıdaki gibidir [63]:

$$A_\infty = A + (B_1 + L_\infty D_{21})W_\infty + B_2 F_\infty + Z_\infty L_\infty C_2 + Z_\infty L_\infty D_{22} F_\infty \quad (4.13)$$

Burada;

$$F_\infty = -R_{uu}^{-1}(R_{xu}^T + B_2^T X_\infty) \quad W_\infty = \frac{1}{\gamma^2} B_1^T X_\infty \quad (4.14)$$

ve

$$L_\infty = -(Y_\infty C_2^T + V_{xy})V_{yy}^{-1} \quad Z_\infty = (I - \frac{1}{\gamma^2} Y_\infty X_\infty)^{-1} \quad (4.15)$$

şeklindedir [63]. X_∞ ve Y_∞ aşağıdaki Riccati eşitliklerinin çözümü yoluyla elde edilmişlerdir [63]:

$$0 = X_\infty A_r + A_r^T X_\infty + R_{xx} - R_{xu} R_{uu}^{-1} R_{xu}^T - X_\infty \left(B_2 R_{uu}^{-1} B_2^T - \frac{1}{\gamma^2} B_1 B_1^T \right) X_\infty \quad (4.16)$$

$$0 = A_e Y_\infty + Y_\infty A_e^T + V_{xx} - V_{xy} V_{yy}^{-1} V_{xy}^T - Y_\infty \left(C_2^T V_{yy}^{-1} C_2 - \frac{1}{\gamma^2} C_1^T C_1 \right) Y_\infty \quad (4.17)$$

Bu Riccati eşitliklerinin çözümü için aşağıdaki şartların sağlanması gerekir [63]:

1. $X_\infty \geq 0$ olmalı,
2. (4.16) için Hamilton matrisi

$$H = \begin{bmatrix} A - B_2 R_{uu}^{-1} R_{xu}^T & -B_2 R_{uu}^{-1} B_2^T + \frac{1}{\gamma^2} B_1 B_1^T \\ -R_{xx} + R_{xu} R_{uu}^{-1} R_{xu}^T & -(A - B_2 R_{uu}^{-1} R_{xu}^T)^T \end{bmatrix} \quad j\omega\text{-ekseninde hiçbir}$$

özdeğere sahip olmamalıdır veya eşdeğer olarak $A + B_1 W_\infty + B_2 F_\infty$ kararlı olmalıdır.

3. $Y_\infty \geq 0$ olmalı,

4. (4.17) için Hamilton matrisi

$$H = \begin{bmatrix} (A - V_{xy}V_{yy}^{-1}C_2)^T & -C_2^T V_{yy}^{-1}C_2 + \frac{1}{\gamma^2} C_1^T C_1 \\ -V_{xx} + V_{xy}V_{yy}^{-1}V_{xy}^T & -A + V_{xy}V_{yy}^{-1}C_2 \end{bmatrix} \quad j\omega\text{-ekseninde} \quad \text{hiçbir}$$

özdeğere sahip olmamalıdır veya eşdeğer olarak $A + L_\infty C_2 + \frac{1}{\gamma^2} Y_\infty C_1^T C_1$ kararlı olmalıdır.

5. $\rho(\cdot) = \max_i |\lambda_i(\cdot)|$ spektral yarıçap olmak üzere $\rho(Y_\infty X_\infty) < \gamma^2$ olmalıdır.

LQG ve LS kontrolcülerin tasarım aşamaları yukarıda verildiği gibi olup, uyduya ait sistem matrisleri (A,B,C,D) her bir deney için elde edilip yukarıdaki işlemlerde kullanılmıştır. Neticede kontrolcülerin ZPK'sı elde edilerek Matlab Simulink modelinde bir sistem bloğu halinde işlenerek kullanılmıştır. Uydunun işlemlerde kullanılan sistem matrisleri her bir deney için farklı olup, sonuçların yer aldığı 5. Bölümde sunulmuşlardır. LQG ve LS kontrolcüler çalışmada tasarlanan BDYK'nın performansını karşılaştırmak amacıyla bu çalışmaya eklenmişlerdir.

4.4. DEĞİŞKEN YAPILI KONTROLCÜ (DYK) TASARIMI

Değişken yapılı sistemler (DYS) ve bunlara bağlı olarak kontrolcü tasarımı ilk defa 1950'li yılların başında Emelyanov ve arkadaşlarının yaptığı çalışmalarla ortaya çıkmıştır [63-67]. İlk bulunuşundan günümüze değin, DYS'lerin pek çok mühendislik uygulamasında başarılı biçimde kullanıldığını görmekteyiz. Bu uygulamalar içerisinde çok-giriş, çok-çıkışlı, sürekli veya ayrık zamanlı, doğrusal olan ve olmayan şekilde değişik özellik ve karakterde pek çok sistemler vardır [67-69]. Genel olarak DYK'ların en önemli özelliği gürbüz karakterin üst seviyede görülmesidir. Böylece tasarlanan kontrol sistemi, görünürde parametrik belirsizliklere ve harici bozuculara karşı tamamen duyarsız kalmaktadır. Öte yandan gürbüz karakteri temin eden kayan yüzey kesintili bölgelere sahiptir ve bu nedenle tasarlanan sistemde anahtarlama gürültüsü (chattering veya çıtırtı) ortaya çıkar. Bu sorunu gidermek üzere yapının değiştiği aradaki kesintili bölgelerde devreye girecek ve gürbüzlüğü artıracak bir kontrolcü kullanılır. Bu ek kontrolcü genellikle bir Bulanık Mantık Kontrolcüsüdür

(BMK) [70]. Günümüzde değişken yapılı sistem ve kontrolcüler hala aktif bir araştırma alanıdır.

Basit DYK tasarımının çekirdeğinde temel bir kontrolcü yer alır. Bu kontrolcü basit bir PID kontrolcü, gürbüz bir kontrolcü (H_2 veya H_∞) veya bir BMK olabilir. Temel kontrolcünün ismi genellikle DYK'nın önüne eklenmektedir. Temel kontrolcü PID tipinde ise veya Lyapunov fonksiyonlarına göre tasarlanmış bir kontrolcü ise genellikle ismi telaffuz edilmemektedir. Temel kontrolcü BMK tipinde ise isim genellikle BDYK şeklinde olmaktadır.

Bir DYK'nın genel kontrol ifadesi (4.18)'de verildiği gibidir [63-69].

$$u(x, t) = u_{eş}(x, t) \cdot işaret(S(x, t)) \quad (4.18)$$

Burada, $u(x,t)$ tesisata yapılacak nihai kontrolcü müdahalesini, $u_{eş}(x,t)$ eşdeğer (veya temel) kontrolcü çıktısını ki, yukarıda bahsedilen yöntemlerden birisiyle (Lyapunov, PID, H_2/H_∞ veya BMK) tasarlanmış doğrusal kontrolcü terimini, $S(x,t)$ ise kontrolcünün doğrusal olmayan dolayısıyla kayan yüzeyi meydana getiren kısmını oluşturmaktadır. $S(x,t)$ anahtarlama fonksiyonu, nihai kontrolcü çıkışına doğrudan katılmayıp, İşaret fonksiyonu ile belirlenen işareti aracılığı ile etki etmektedir.

DYK tasarımı temelde şu iki aşamadan oluşur [63-69]:

1. Uygun bir kayan yüzey tespit edilir. Bu yüzey $S(x,t)$ 'yi (anahtarlama fonksiyonu) tanımlar. Genellikle hata enerjisini minimize eden bir amaç (objektif) fonksiyonu halinde şekillendirilmesi uygundur [63,64].
2. $u_{eş}(x,t)$ 'ya temel olan doğrusal kontrolcü kanunu yazılması. Literatürde yer alan eksik dereceli durum değişkeni geribeslemeli veya Lyapunov yöntemlerinden birisi bu aşamada kullanılabilir [65,66].

Buna göre DYK tasarımının en önemli kısmı birinci aşamada bahsedilen kayan yüzeyin tespit edilmesidir. Kayan yüzeyi belirleyen $S(x,t)$ fonksiyonu genellikle hata enerjisini minimize eden ve sisteme ait tüm durum değişkenlerini içeren bir ifadedir. Sistem kayan yüzeye bağlı kaldığı müddetçe kararlılığı garanti altında demektir. Bu durumda $S(x,t) = 0$ şartı gerçekleşir. Sistemi kayan yüzeye getiren ise eşdeğer kontrol kanunudur. İkinci aşamada bu kontrol kanununun yazılması gelir. Bu işlem en basit haliyle uygun bir Lyapunov fonksiyonunun ($V(t,x,S)$) seçilmesi ve $u(x,t)$ nin açık hale getirilmesi için türevinin alınarak ve kontrolcü kazançlarının bu türevi negatif tanımlı yapacak şekilde seçilmesi ile gerçekleştirilebilir. Bu işlemler aşağıdaki gibi basit bir sistem üzerinden açıklanabilir [63].

Sistem aşağıdaki gibi tanımlanmış olsun [63]:

$$\dot{x} = A(x)x + Bu(x) = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\frac{\sin(x_1)}{x_1} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} u(x) \quad (4.19)$$

Basit bir geribeslemeli sistem mantığına göre kumanda $u(x)=k_1(x)x_1+k_2(x)x_2$ şeklinde olmalıdır. Doğrusal olmayan geribesleme kazançları aşağıdaki kurala uygun anahtarlanır [63]:

$$k_i(x) = \begin{cases} \alpha_i(x), & \text{Eğer } S(x)x_i > 0, \\ \beta_i(x), & \text{Eğer } S(x)x_i < 0, \end{cases} \quad (4.20)$$

Anahtarlama işlevi doğrusal anahtarlama yüzeyi olan $S(x)=[s_1 \ s_2]x$ 'e bağlıdır. Burada $s_2>0$ kabul ederek, böyle bir sistem için $V(t,x,S)=0,5S^2(x)$ şeklinde bir Lyapunov fonksiyonu seçmek gayet uygundur. Sistem durumunu kararlılığa sürükleyecek kazançlar aşağıdaki gibi seçilebilir [63]:

$$\begin{aligned} V(t, x, S) &= 0,5 \left(\frac{d}{dt} S^2 \right) = S(x) \left(\frac{d}{dt} S(x) \right) = S(x) [s_1 \ s_2] \dot{x} \\ &= S(x)x_1 \left[s_2 \left(k_1(x) - \frac{\sin(x_1)}{x_1} \right) \right] + S(x)x_2 [s_1 + s_2 k_2(x)] < 0 \end{aligned} \quad (4.21)$$

(4.21)'deki ifade aşağıdaki koşullar yerine getirilirse sağlanmış olur [63]:

$$\alpha_1(x) = \alpha_1 < \frac{\min [\frac{\sin(x_1)}{x_1}] = -1, \beta_1(x) = \beta_1 > \frac{\max [\frac{\sin(x_1)}{x_1}] = 1,}{x_1} \quad (4.22)$$
$$\alpha_2 < -\left(\frac{s_1}{s_2}\right) \text{ ve } \beta_2 > -\left(\frac{s_1}{s_2}\right)$$

Böylece seçilen s_1 ve s_2 için kontrolcü kazançları belirlenmiş olacaktır. Kayan yüzeyi belirleyen $S(x,t)$ hata enerjisini minimize etmeye yönelik olarak $S(x,t) = m.x_1^2 + x_1.x_2$ şeklinde seçilebilir. Buna göre $s_1 = m.x_1$ ve $s_2 = x_1$ olmaktadır. Burada m , gürbüzlük seviyesini ayarlamak üzere kayan yüzey eğimini belirleyen bir faktördür [63].

4.5. BULANIK DEĞİŞKEN YAPILI KONTROLCÜ (BDYK) TASARIMI

Bulanık Değişken Yapılı Kontrolcü (BDYK) tasarımı iki aşamadan oluşur [39,40,43]:

1. Değişken Yapılı Kontrolcünün (DYK) tasarlanması
2. Bulanık Mantık Kontrolcüsünün (BMK) DYK'nın temel kontrolcüsü olarak tasarlanması

4.5.1. Değişken Yapılı Kontrolcü (DYK) Tasarımı

Genel olarak DYK'ların en önemli özelliği gürbüz karakterin üst seviyede görülmesidir. Böylece tasarlanan kontrol sistemi, görünürde parametrik belirsizliklere ve harici bozuculara karşı tamamen duyarsız kalmaktadır. Öte yandan gürbüz karakteri temin eden kayan yüzey kesintili bölgelere sahiptir ve bu nedenle tasarlanan sistemde anahtarlama gürültüsü (chattering veya çıtırtı) ortaya çıkar. Bu sorunu gidermek üzere yapının değiştiği aradaki kesintili bölgelerde devreye girecek ve gürbüzlüğü artıracak bir kontrolcü kullanılır. Bu ek kontrolcü genellikle bir Bulanık Mantık kontrolcüsüdür (BMK). BDYK'lar farklı uygulamalarda değişik konfigürasyonlarla kullanılıp iyi sonuçlar alınmıştır [39,40,43,70-74]. Özellikle

Kaynak et al. ve Zhang et al.'nin çalışmalarında DYK'ların başta BMK'larla birlikte nasıl kullanılabileceği güzel bir şekilde açıklanmıştır [70,71].

Bu çalışmada, diğer çalışmalardan farklı olarak kayan yüzeyi temin eden anahtarlama bloğu BMK girişine değil de çıkışına müdahale edecek şekilde bir tasarım tercih edilmiştir. Böylece daha yüksek belirsizlikler altında daha kararlı bir çalışma elde etmek amaçlanmıştır [39,40,43,74]. Günümüzde değişken yapılı sistem ve kontrolcüler hala aktif bir araştırma alanıdır.

Basit DYK tasarımının çekirdeğinde temel bir kontrolcü yer alır. Bu kontrolcü basit bir PID kontrolcü, gürbüz bir kontrolcü (H_2 veya H_∞) veya bir BMK olabilir. Temel kontrolcünün ismi genellikle DYK'nın önüne eklenmektedir. Temel kontrolcü PID tipinde ise veya Lyapunov fonksiyonlarına göre tasarlanmış bir kontrolcü ise genellikle ismi telaffuz edilmemektedir. Temel kontrolcü BMK tipinde ise isim genellikle BDYK şeklinde olmaktadır.

Bir DYK'nın genel kontrol ifadesi (4.18)'de verilmişti. DYK tasarımının ilk aşaması (4.18)'de yer alan ve kayan yüzeyi belirleyen $S(x,t)$ fonksiyonunun tespit edilmesidir. Kayan yüzeyi belirleyen $S(x,t)$ fonksiyonu genellikle hata enerjisini minimize eden ve sisteme ait tüm durum değişkenlerini içeren bir ifadedir. Bu tez çalışmasında temelde iki grup durum değişkeni vardır: açısal hız (ω) ve açısal konum (θ). Dolayısıyla bu değişkenlerin tümü anahtarlama fonksiyonunda yer almalıdır. Açısal konum hatasının karesi belli bir kayan hat eğimi parametresi, m (en uygun değeri tecrübe ile bulunur) oranına bağlı olarak fonksiyona dahil edilirken, açısal hız, yine açısal konum hatası oranınca ifadeye katılabilir. Dolayısıyla çalışmadaki amaçlara uygun olarak aşağıdaki gibi bir ifade seçilmiştir [39,40,43,74]:

$$S(x, t) = (m \cdot \theta_e(t)^2 + \theta_e(t) \cdot \omega(t)) \quad (4.23)$$

Burada;

ω : Gövde koordinat eksenlerinde açısal hız, $[\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$ (rad/s)

θ_e : Gövde koordinat eksenlerinde açısal konum hatası, $[\theta_{e1} \ \theta_{e2} \ \theta_{e3}]^T$ (rad)

m : Kayan hat eğimi (1/s)

S : Anahtarlama fonksiyonu çıkış değişkenidir (rad²/s)

(4.23)'de açısal konum hatası, ($\theta_e(t) = \theta(t) - \theta_{ref}(t)$) sıfır olduğu noktada S(x,t) de sıfır olacaktır. Dolayısıyla S(x,t)'nin işaretinin pozitif olması nedeniyle eşdeğer kontrol kanunu sisteme işaret değiştirmeden müdahale edecektir. Tasarım esnasında, bir kayan yüzey oluşturulurken hatanın ve hatadaki değişimin sıfır olduğu noktada eşdeğer kontrolcünün aynı şekilde sisteme etki edecek şekilde yansımaya dikkat edilmelidir. Başka bir deyişle, $\theta_e(t) = 0$ ve $\dot{\theta}_e(t) = 0$ olduğu noktada İşaret(S(x,t)) = +1 olmalıdır [39,40,43,74].

Bu kurallara göre belirlenen bir kayan yüzey, sistemi her şart altında kararlı bir hatta doğru iter. Bu hatta girdikten sonra sistemin kararlı hale getirilmesi temel (veya eşdeğer) kontrolcüye aittir. Belirsizliklerin olmadığı durumda temel kontrolcü kararlı ise, yapı değişmemektedir. Belirsizliklerin devreye girdiği noktada kayan yüzeyi belirleyen S(x,t), işareti aracılığı ile bir anahtarlama terimi oluşturur ve temel kontrolcü kazancını ayarlamaya yönelik bir faaliyette bulunur. Bu da sistemde doğal olarak bir gürbüzlük sağlar. DYS'ler bu özellikleri sayesinde gürbüz olmayan kontrolcülerini gürbüzleştirmek için sıklıkla kullanılmaktadırlar [39,40,43,63-74].

4.5.2. DYK'nın Temel Kontrolcüsü Olarak BMK Tasarımı

BMK'lar Zadeh'nin temellerini attığı bulanık küme ve sistemlere dayanır. Bulanık kümeler veya sistemler insanların kullandığı dile dayalı ifadelerin sayısal işlem tekniğine dayalı bilgisayarlarda işlenmesini sağlayan ve Aristo mantığından gelen katı mantığın bir genişlemesidir. Her şeyi var veya yok gibi iki kesin değerle ifade etmeye imkan veren katı mantığın tersine bulanık mantıkta var ile yok arasında sonsuz değerler yer aldığı yumuşak mantığın kuralları geçerlidir. Katı mantığın kuralları Boole cebri tarafından belirlenmektedir. Bulanık mantıkta ise Zadeh'nin temellerini attığı ve Boole cebrinin bir uyarlaması olan yumuşak mantık kuralları vardır [75-80].

Zadeh'nin bulanık mantık üzerine yaptığı çalışmaların ardından onu kontrol alanına ilk defa uygulayan Mamdani olmuştur [75]. Mamdani ilk çalışmasında yüksek

derecede doğrusal olmayan karakter içeren bir buhar makinesi modelinin hız kontrolünü BMK aracılığı ile gerçekleştirmeye çalıştı. Bu çalışma, matematik modeli tam bilinmeyen sistemlerin bir uzmanın vereceği dile dayalı bilgiler aracılığı ile kolayca kontrol edilmesinin mümkün olduğunu ispatladı. Daha sonraları BMK'lar model tabanlı olmayan bir mantıkla pek çok sistemin kolayca kontrol edilmesi için yaygın bir biçimde kullanılmaya başlandı. Modele dayalı ve kararlılığı matematik olarak ispatlanabilen başka BMK türleri de keşfedildi [79]. Bu sayede BMK'ların önemli bir dezavantajı olan optimal olmama, kararlılığın şüpheli olması gibi durumlar da ortadan kaldırılmış oldu. BMK'ların YSA'lar ile birlikte kullanımından kendi kendini ayarlayabilen, uyarlanabilir karakterde kontrolcülerin gerçekleştirilmesi de mümkün hale geldi [80]. ANFIS ve diğer model referanslı kontrolcü tipleri buna bir örnektir.

BMK'ların yapısı kısaca üç bölümden oluşur. Girişlerin uygun bir şekilde ağırlıklandırılmasından ve dile dayalı olarak temsil edilmelerinden sorumlu olan bulanıklaştırma birimi. Verilerin işlenmesini ve bir karara ulaşmayı sağlayan çıkartım mekanizması. Çıkartım mekanizması sistemi iyi tanıyan birisinin sağladığı bir veritabanı tarafından beslenir. Bu veritabanı genellikle kural tabanı olarak adlandırılır ve "Eğer ... ise ... olsun" şeklinde mantık ifadelerinden oluşur. Son olarak çıkartım mekanizmasının sağladığı verileri değerlendirerek anlamlı bir hale dönüştüren durulama bölümü BMK'nın yapısında yer alır [75-80].

Tezin bu kısmında BMK'ların ayrıntılı yapılarına yer verilmeyecektir. İlgili kaynaklar çeşitli BMK'ların tasarım ve kullanımı hakkında yeterli bilgi içermektedir [75-80]. Çalışmada tasarım kolaylığı ve literatürde iyi bilinmesi nedeniyle Mamdani tipinde bir BMK'ya yer verilmiştir. Aşağıda çalışmada kullanılan BMK'nın tasarımı ve yapısı ayrıntılı bir şekilde sunulmaktadır. Çalışmada, BMK'nın en iyi parametreleri tecrübe ile bulunmuştur.

BMK'da açısız konum hatası giriş olarak kullanılmıştır. Giriş ile çıkış üyelik fonksiyonları sırasıyla Şekil 4.2 ve 4.3'de sunulmuştur. Bu üyelik fonksiyonları bazı deneylerde biraz daha farklıdır. Deneylerde farklı üyelik fonksiyonlarının kullanıldığı her durumda üyelik fonksiyonlarının geçerli halleri sunulmuştur. Üyelik fonksiyonları

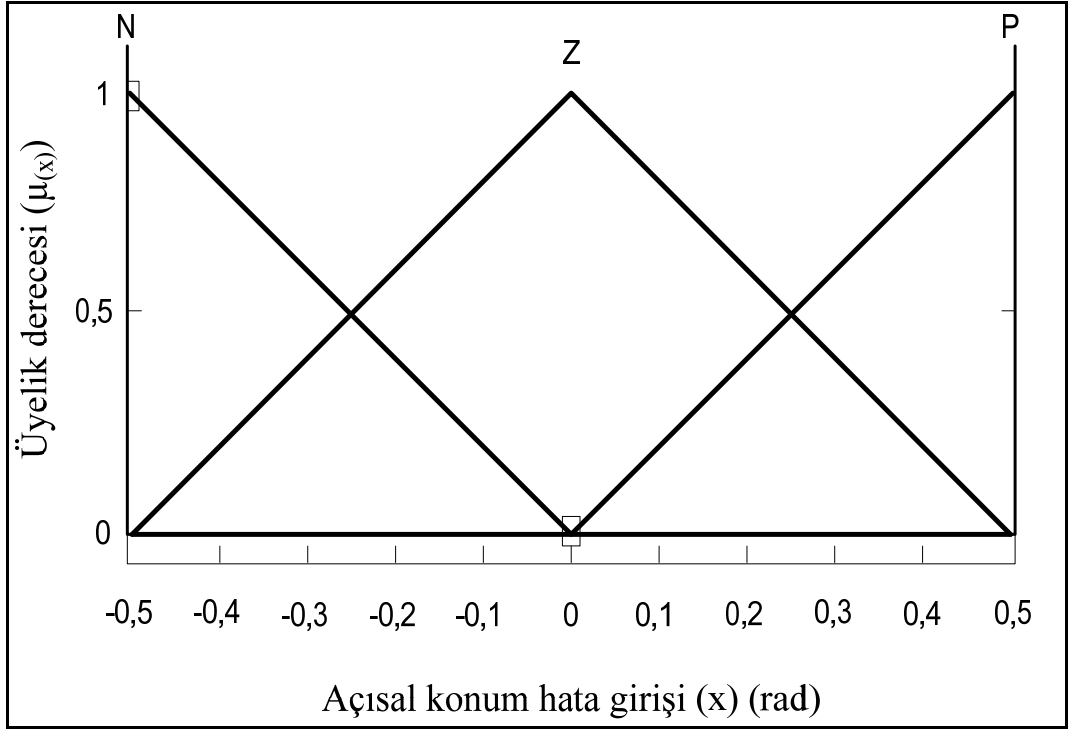
üçgen formunda özellikle seçilmiştir. Mesela Gaussian tarzındaki üyelik fonksiyonları ile iyi sonuçlar elde edilememiştir. Sinusoid ve yamuk gibi diğer tüm üyelik şekilleriyle de olumlu sonuçlar elde edilememiştir. Üyelikler 3'lü gruplar halinde elde edilmiştir. 5'li veya 7'li gruplarla iyi sonuç elde edilememiştir. Sonuçlar kısmında 2 nolu deneyde bununla ilgili rms hatalar üzerinden bir karşılaştırma yapılmış olup, karşılaştırmada elde edilen hatalar kontrolcünün optimal değerlerinde elde edilmiş olan optimal hatalardır. Parametrelerin değiştirilmesi hataların yükselmesine neden olmaktadır. Sistem karmaşıktır veya basittir diye burada bir karşılaştırma yapmak mümkün değildir. Buradaki amaç kontrolcüdeki çıttırtı problemini gidermektir ve sonuçlardan da görüleceği üzere basit bir BMK bunun için yeterlidir. Burada 3x3 üçgen üyelik en iyi sonucu vermiştir. Daha kötü sonuç veren karmaşık yapıyı kullanmak anlamsızdır. En iyi sonuçlar 2 nolu deneyde yer alan BMK programı ile elde edilmiştir. BMK'nın kural tabanı ise Çizelge 4.1'de yer almaktadır. BMK, Mamdani tipinde olup, durulama metodu formülasyonu (4.24)'de verilen Ağırlık Merkezi yöntemine göredir [39,40,43,74-80].

$$z^* = \frac{\int \mu_{(z)} \cdot z \, dz}{\int \mu_{(z)} \, dz} \quad (4.24)$$

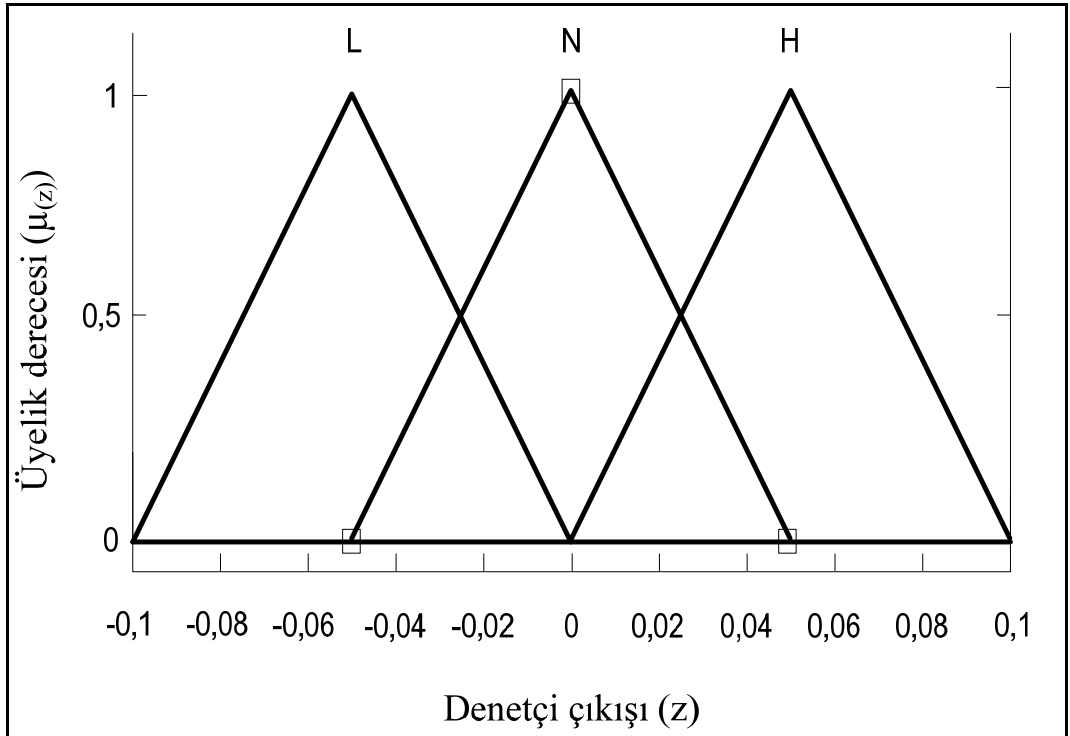
Burada z^* , durulanmış çıkış, $\mu_{(z)}$, giriş ve çıkış üyelik fonksiyonları ve kural tabanı kullanılarak bulanıklaştırılmış girişten elde edilen bileşik üyelik fonksiyonu ve son olarak z , durulanacak çıkış değişkenidir. Buradaki BMK yapısı Erkal ve Kaynak'ın çalışmalarından farklıdır [43]. BMK ekstra gürbüzlük sağlamak üzere yeniden tasarlanmıştır.

Çizelge 4.1. Bulanık Kontrolcünün kural tabanı.

1	Eğer hata N ise, çıkış H olsun
2	Eğer hata Z ise, çıkış N olsun
3	Eğer hata P ise, çıkış L olsun

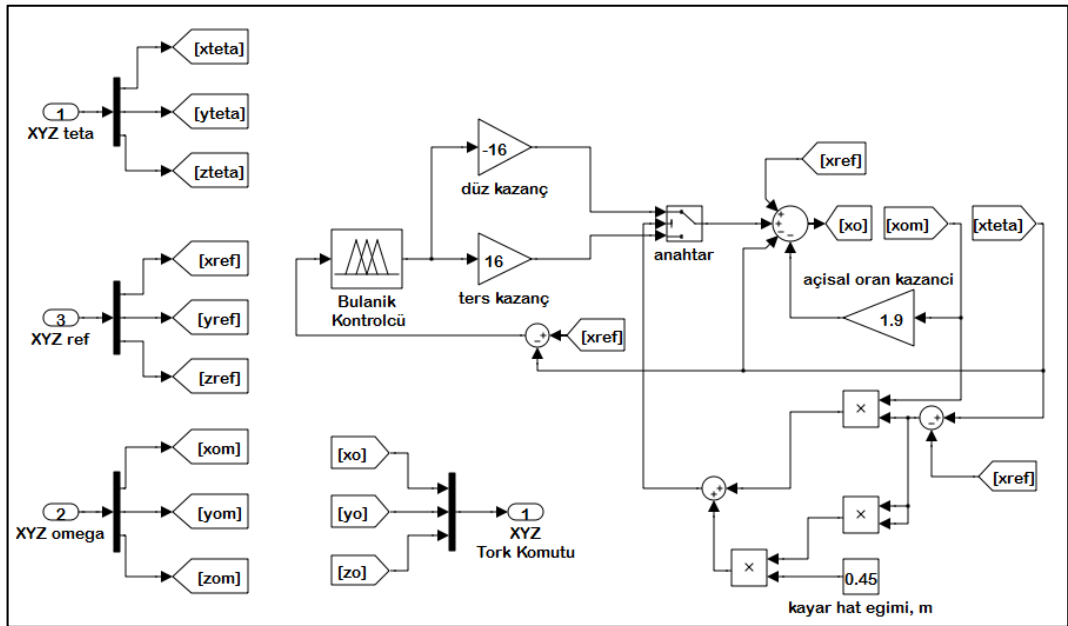


Şekil 4.2. Bulanık denetçinin açısal konum hatası girişine ait üyelik fonksiyonları.



Şekil 4.3. Bulanık kontrolcünün çıkış üyelik fonksiyonları.

Çalışmada kullanılan BDYK'nın iç yapısı Şekil 4.4'te görülmektedir. Basitlik olması bakımından sadece tek bir eksene ait şema verilmiş olup, diğer iki eksendeki yapı tamamen aynıdır. Şekil 4.4'te, öncelikle, bir BMK bloğu görülmektedir. Bu bloğun hemen ardından anahtarlama kazancı blokları ve bir anahtarlayıcı görülmektedir. Anahtarlayıcı bloğu bir anahtarlama fonksiyonu tarafından idare edilmektedir. Anahtarlama fonksiyonu açısız konum hatasına ve açısız hız parametrelerine bakarak bir tetikleme sinyali üretir. Çalışmada kullanılan anahtarlama fonksiyonu, S'nin ifadesi (4.23)'de sunulmuştu. Kontrolcünün kalan kısmı aslında bir oransal kontrolcüdür ve değişken yapıyı meydana getiren anahtarlama sistemi ile bir kayan hat üzerinde kararlı hale getirilir. Kayan hat, yapıda bir değişkenlik sağlayarak kontrolcüye gürbüzlük sağlar. Bu nedenle kontrolcüye kaynakçada "Değişken Yapılı Kontrolcü (DYK)" denilmektedir [39,40,43,63-74].



Şekil 4.4. BDYK iç şeması.

Anahtarlama fonksiyonundan elde edilen çıkış sinyali BMK'nın sonuçta görülen çıkış işaretini belirler. BMK çıkışındaki düz kazanç terimi (Şekil 4.4) normal rejimde sistemin kararlı olduğu durumda geçerli olan kazançtır. Bu kazanç normalden biraz yüksek seçilir. Böylece kontrolcü şartlar uygun olduğu müddetçe yüksek bir kazanç sağlar. Sistemde kararlılık bozuldukça kazancın azaltılması ve hatta bazı durumlarda ters çevrilmesi gerekir. Anahtarlama fonksiyonu bu durumu tespit ettiği noktada

anahtarlama bloğunun çıkışını değiştirmek üzere uygun bir çıkış üretir ve düz kazançtan ters kazanç (Şekil 4.4) geçilir. Eğer kararlılık, kazancın azaltılması ile tekrar sağlanabiliyorsa anahtarlama fonksiyonunun çıkışı sadece bir an için ters kazançta geçer. Ters kazançta kalma süresi görülen net kazancı belirler. Anahtarlama süratinin yüksek olması sebebiyle sistem net kazançta göre tepki verir. Böylece kontrolcü kazancı, her şartta kararlılığı sağlayacak bir seviyeye ayarlanır. Ters ve düz kazanç arasındaki dengeyi kayan hat eğimi, m belirler. Bu parametreyi uygun seçmekle en üst seviyede gürbüzlük sağlanır. BMK'nın temel kontrolcü olarak seçilmesi sayesinde sistemdeki gürbüzlük pekiştirilmiştir.

Açısal oran kazancı parametresi ise uydunun açısal hızı üzerinde bir baskılama yaparak kararlılığın sağlanmasını kolaylaştırmaktadır. Bu sayede ayrıca kontrol enerjisinden de tasarruf sağlanmaktadır ki uydu yöneliminin kontrolünde bu önemli bir kısıttır. Bu parametrenin uygun ayarlanması ve doğru bir BMK programının kullanılması neticesinde bir integral terime ihtiyaç duymadan da iyi sonuçlar alınabilmektedir. Bu çalışmadaki 2 ve 3 nolu deneyde kullanılan BMK programı (Şekil 4.2 ve 4.3 ile Çizelge 4.1) Erkal ve Kaynak'ın çalışmalarında yer alan programdan farklıdır [43]. 1 nolu deneydeki BMK programı Erkal ve Kaynak'ın çalışmaları ile aynı olup deney sonuçlarının sunulduğu beşinci bölümde ayrıntıları yer almaktadır [43]. BMK tasarımında olduğu gibi BDYK tasarımı da sisteme ait tecrübe üzerinden olmaktadır. Bunun dışındaki tüm matematiksel ifadeler yukarıdaki bölümde çeşitli kısımlarda izah edilmiştir.

4.6. İNTEGRAL TERİM İÇEREN BDYK (İBDYK) TASARIMI

BDYK'nın integral bir terim içeren biraz daha farklı bir versiyonu birinci deney grubunda ele alınmıştır. Kalıcı durum hatasını sıfırlamak için mevcut BDYK yapısına bir integratör ve ona ait bir kazanç teriminin eklenmesi ile oluşturulmuştur. Şekil 4.5'de İBDYK'nın genel yapısı tek eksenle sunulmuştur [43]. İntegral terim açısal konum hatasını işleyerek kontrol düğümüne vermektedir. Burada integrasyon kazancı $0,03 \text{ V / rad.s}$ olarak verilmiştir. Bu kazanç hatanın ortalama $0,5 \text{ derece/s}$ 'lik bir hızla sıfırlanmasını sağlar. Bu kazancı yükseltmekle hatayı sıfırlama hızı artırılabilir ancak kararsızlık problemlerine neden olacak aşırı aşmalar meydana gelir. Düşürmekle

hatayı sıfırlama hızı azalır, fakat bu sefer de kalıcı durum hatasını gidermek vakit alacağından yönelimin rms hatası yükselir. Sıfırlama hatasını kabaca istenilen değere ayarlamak için uydu parametreleri üzerinden integrasyon kazancını (K_i) belirlemeyi sağlayan empirik bir formül aşağıda sunulmuştur:

$$K_i = 3,44 \cdot l \cdot \frac{I}{K_A} \quad (4.25)$$

Burada;

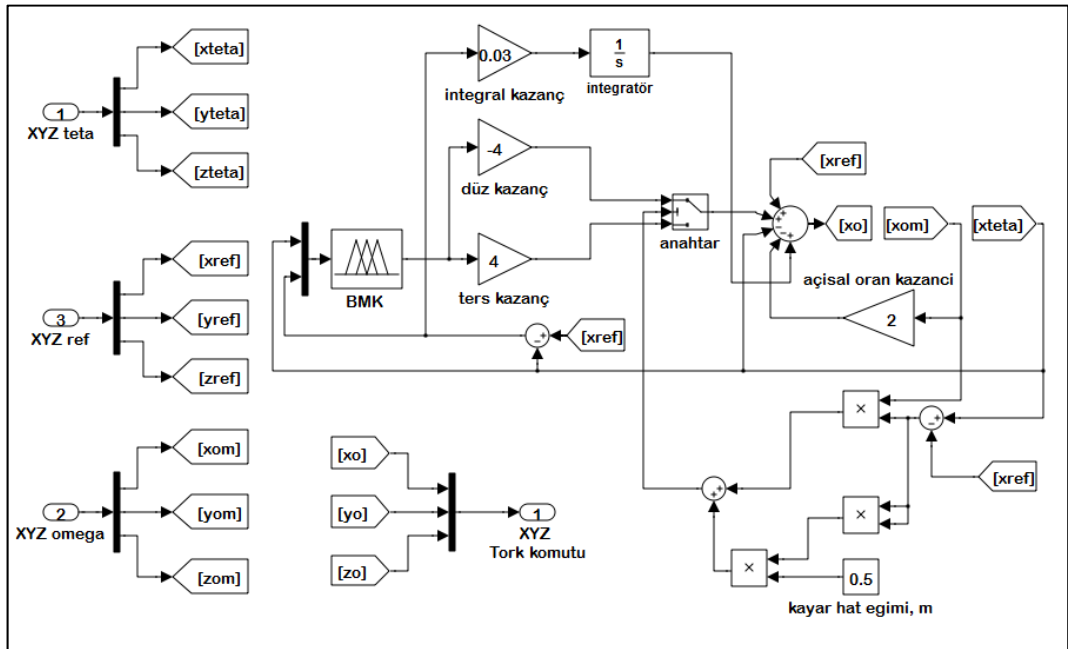
K_i : İntegrasyon kazancı (V/rad.s)

K_A : Eyleyici kazancı (N.m/V)

l : Hatayı sıfırlama hızı (rad/s)

I : İlgili eksene ait uydu eylemsizlik momenti (kg.m^2)

BMK yapısı başta olmak üzere, İBDYK parametrelerinin optimal değerlere ayarlanması neticesinde bir integral terime ihtiyaç olmadığı anlaşıldığından İBDYK'nın bu özel sınıfı diğer deneylerde tekrar ele alınmamıştır.



Şekil 4.5. İBDYK'nın iç yapısı [43].

BÖLÜM 5

BENZETİM ÇALIŞMALARI VE SONUÇLARI

Tezin ana konusu olan BDYK'nın gürbüzlüğünü test etmek ve performansını ortaya koymak maksadıyla 3 adet deney gerçekleştirilmiştir. Her bir deneyde farklı uydu, sensör ve eyleyici modelleri ve yönelim komutları ile giderek artan derecede belirsizlik seviyeleri ile BDYK, farklı kontrolcülerle birlikte teste tabi tutulmuştur. Testlerin sonucunda uydunun yönelim hatasına ait grafiklerin yanı sıra, rms değerlerini sunan çizelgeler hazırlanmıştır. Uygulamadaki 3 deneye ait benzetim ortamı parametreleri Çizelge 5.1a, b ve c'de sunulmuş olup, kontrolcü parametreleri ve yönelim komutları ile deneye ait sonuçlar sırasıyla Bölüm 5.1, 5.2 ve 5.3'de sunulmuşlardır.

Çizelge 5.1. 3 deneye ait parametreler.

a) Uydu modeli parametreleri.

Deney	Kütle (kg)	Sınıf	Temel Eksenlere ait Eylemsizlik Momentleri (kg.m ²)	Çapraz Eksenlere ait Eylemsizlik Momentleri (kg.m ²)
1	1	Pikosat	0,001	0
2	2	nanosat	0,01	0
3	4000	Büyük	400	0

b) Eyleyici ve sensör modeli parametreleri.

Deney	Eyleyici Modeli			Sensör Modeli	
	Maks. Tork (N.m)	Belirsizlik (%)	Eyleyici Kazancı (N.m/V)	Maks. Gecikme (s)	Maks. Jitter (s)
1	0,001	1	0,001	0,01	Yok
2	0,01	2	0,01	0,4	Yok
3	40	5	100	0,5	0,01

c) Kontrolcülerin listesi.

Deney	Kontrolcüler
1	PD, BDYK, İBDYK
2	PD, LQG, LS, BDYK
3	LQG, LS, BDYK

Tüm bunlara ek olarak kontrolcü tasarımına temel teşkil eden uydunun doğrusallaştırılmış sistem matrisleri ile elde edilen modeli her üç deney için aşağıda sunulduğu gibidir:

$dx/dt=(Ax+Bu)$ ve $y=Cx+Du$, uydunun doğrusallaştırılmış sistem gösterimi olup, u, 3-eksendeki tork girdilerini, x, durum değişkenlerini ve y, çıkış parametrelerini (y_1,y_2,y_3 açısız konum, y_4,y_5,y_6 açısız hız) temsil etmektedir.

1 numaralı deney için;

A =	x1	x2	x3	x4	x5	x6	B =	u1	u2	u3
x1	0	0	0	0	0	0	x1	100	0	0
x2	0	0	0	0	0	0	x2	0	100	0
x3	0	0	0	0	0	0	x3	0	0	100
x4	0,5	0	0	0	0	0	x4	0	0	0
x5	0	0,5	0	0	0	0	x5	0	0	0
x6	0	0	0,5	0	0	0	x6	0	0	0

C =	x1	x2	x3	x4	x5	x6	D =	u1	u2	u3
y1	0	0	0	2	0	0	y1	0	0	0
y2	0	0	0	0	2	0	y2	0	0	0
y3	0	0	0	0	0	2	y3	0	0	0
y4	1	0	0	0	0	0	y4	0	0	0
y5	0	1	0	0	0	0	y5	0	0	0
y6	0	0	1	0	0	0	y6	0	0	0

2 numaralı deney için;

A =	x1	x2	x3	x4	x5	x6	B =	u1	u2	u3
x1	0	0	0	0	0	0	x1	99,96	2	2
x2	0	0	0	0	0	0	x2	2	99,96	2
x3	0	0	0	0	0	0	x3	2	2	99,96
x4	0,5	0	0	0	0	0	x4	0	0	0
x5	0	0,5	0	0	0	0	x5	0	0	0
x6	0	0	0,5	0	0	0	x6	0	0	0

C =	x1	x2	x3	x4	x5	x6	D =	u1	u2	u3
y1	0	0	0	2	0	0	y1	0	0	0
y2	0	0	0	0	2	0	y2	0	0	0
y3	0	0	0	0	0	2	y3	0	0	0
y4	1	0	0	0	0	0	y4	0	0	0
y5	0	1	0	0	0	0	y5	0	0	0
y6	0	0	1	0	0	0	y6	0	0	0

ve 3 numaralı deney için;

A =	x1	x2	x3	x4	x5	x6	B =	u1	u2	u3
x1	0	0	0	0	0	0	x1	0,0025	0	0
x2	0	0	0	0	0	0	x2	0	0,0025	0
x3	0	0	0	0	0	0	x3	0	0	0,0025
x4	0,5	0	0	0	0	0	x4	0	0	0
x5	0	0,5	0	0	0	0	x5	0	0	0
x6	0	0	0,5	0	0	0	x6	0	0	0

C =	x1	x2	x3	x4	x5	x6	D =	u1	u2	u3
y1	0	0	0	2	0	0	y1	0	0	0
y2	0	0	0	0	2	0	y2	0	0	0
y3	0	0	0	0	0	2	y3	0	0	0
y4	1	0	0	0	0	0	y4	0	0	0
y5	0	1	0	0	0	0	y5	0	0	0
y6	0	0	1	0	0	0	y6	0	0	0

şeklindedir.

5.1. DENEY 1 İÇİN KONTROLCÜ PARAMETRELERİ VE SONUÇLAR

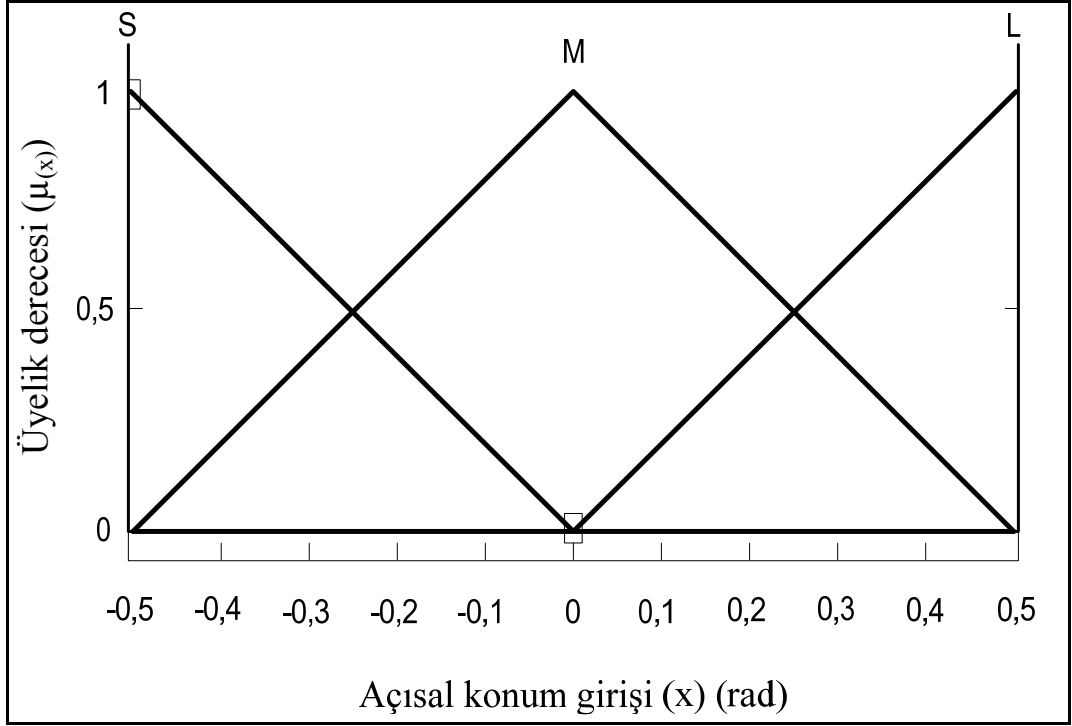
Bir numaralı deneyde kullanılan PD kontrolcünün parametreleri, $K_p=100$ ve $K_D=200$ şeklindedir. BDYK'nın parametreleri Çizelge 5.2'de sunulmuştur. Rusli et al.'nin çalışmaları ile karşılaştırma yapabilmek maksadıyla parametreler optimal değerlere ayarlanmamıştır [39,40,43]. İBDYK'da ek olarak integrasyon kazancı 0,03 olan bir integral terim Şekil 4.5'de görüldüğü gibi eklenmiştir. İntegral terim en iyi hata performansını elde edecek şekilde optimal değere ayarlanmıştır [43]. Çizelge 5.2'deki değerlerin yanına konulan birimleri pratik uygulamada değişebilir. Zira birimler pratik uygulamada kullanılan algılayıcı ve eyleyici yapılarına göre değişkenlik arz etmektedir. Örneğin, bir uygulamada eyleyici kazançları N.m/Volt olabilirken (analog eyleyici), bir diğer eyleyicide her 1 mN.m etki için bir LSB'lik değişim şeklinde sayısal bir sinyal olabilir (sayısal eyleyici). Burada verilen parametreler standardize edilmiş değerler olup, gerçek bir uygulamada kullanılacak algılayıcı ve eyleyici

kazançlarına göre yeniden ayarlanmaları gerekebilir. Benzetimde analog bir eyleyici kullanıldığı ve tork komutunun kontrolcüden analog bir gerilim sinyali halinde alındığı kabul edilmiştir.

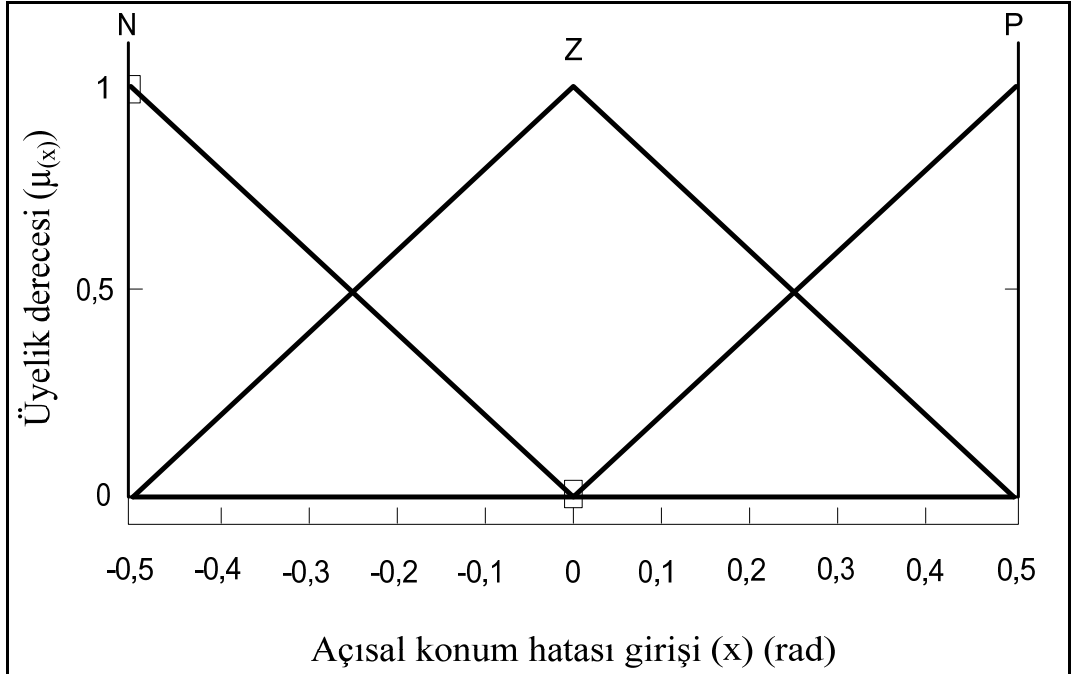
Çizelge 5.2. Deney 1’de kullanılan BDYK kontrolcü parametreleri.

Parametre	Değer	Parametre	Değer
Açısal oran kazancı	2 V.s/rad	Anahtarlama kazancı	± 4 V/V
Kayan hat eğimi, m	$0,5 \text{ s}^{-1}$	Eyleyici kazancı	0,001 N.m/V

Çizelge 5.2’deki parametrelere ek olarak BMK kısmına ait program parametrelerinin de belirtilmesi gerekmektedir. İlgili BMK parametreleri hem BDYK hem de İBDYK için geçerlidir. Deney 1’de kullanılan BMK programına ait giriş ve çıkış üyelikleri sırasıyla Şekil 5.1a, b ve c’de görülmektedir. Kural tabanı ise Çizelge 5.3’de sunulduğu gibidir. BMK’da sadece üçlü üçgen fonksiyon üyelikleri ile tatmin edici sonuçlar alınmıştır. Diğer tüm üyelik şekilleri ve grup sayıları ile olumlu bir sonuç elde edilememiştir. Ayrıca ileride sonuçlardan da görüleceği üzere BMK programının optimal olmamasından kaynaklı bazı sorunlar vardır. Bunlardan en göze çarpanı kararlı durumda görülen yüksek kalıcı durum hatasıdır. 1 nolu deneyde bir integral terim aracılığı ile bu problem ele alınmaya çalışılmıştır. Ancak problemin tam çözümü BMK programının optimal hale getirilmesi ile 2 ve 3 nolu deneylerde elde edilmiştir. BMK’nın 1 nolu deneydeki halinde yer alan açısız konum girişi kalıcı durum hatasının kaynağıdır. Bu giriş ve ona ait üyeliklerin tamamen kaldırılması ile 2 ve 3 nolu deneyde bu problem giderilmiştir.

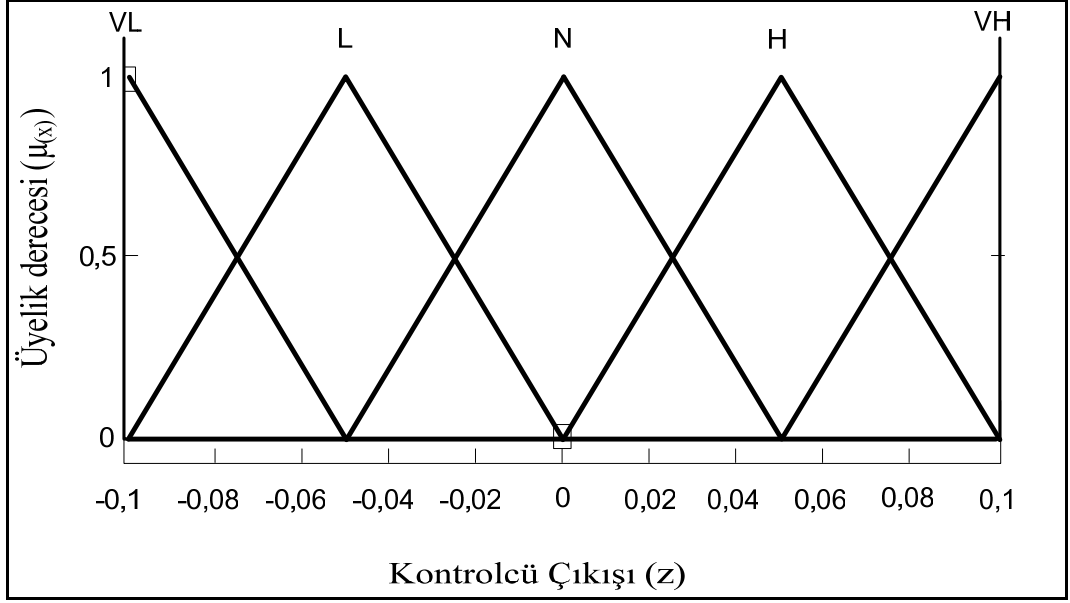


a) BMK'nın açısai konum girişi üyelik fonksiyonları.



b) BMK'nın açısai konum hatası girişi üyelik fonksiyonları.

Şekil 5.1. 1 nolu deneyde kullanılan BMK programı.



c) BMK çıkış üyelik fonksiyonları.

Şekil 5.1. (devam).

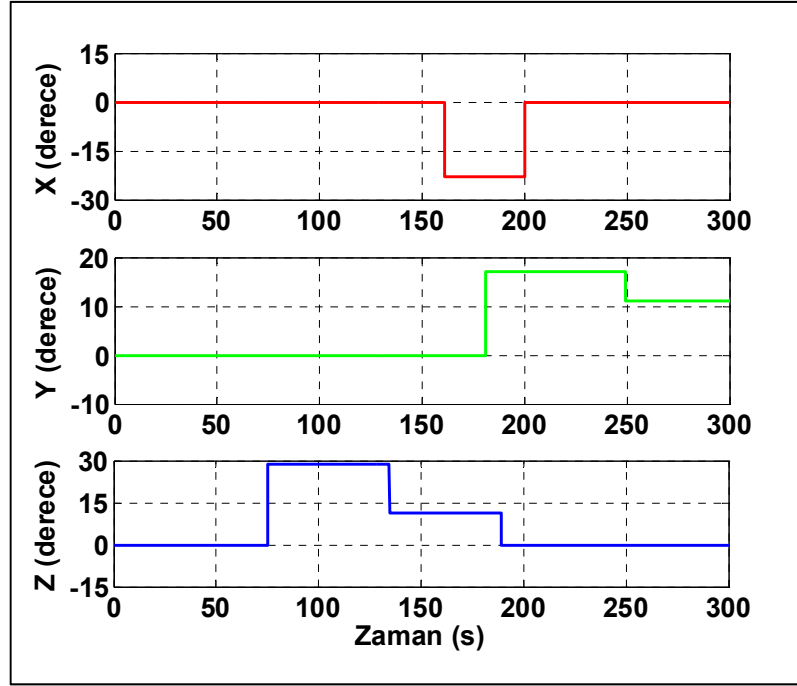
BMK, açısal konum hatasını ve açısal konumu giriş olarak almaktadır. Üyelik fonksiyonları üçgen seçilmiştir. Açısal konum girişine ait üyelik fonksiyonunda Küçük (S), Orta (M) ve Büyük (L) olmak üzere 3 üyelik vardır (Şekil 5.1a). Giriş aralığı $\pm 0,5$ radyan olarak belirlenmiştir. Şekil 5.1b'de ise açısal konum hatası girişine ait üyelik fonksiyonu görülmektedir. Burada da giriş aralığı $\pm 0,5$ radyan olarak belirlenmiştir. Üyelikler ise sırasıyla Negatif (N), Sıfır (Z) ve Pozitif (P)'dir. Çıkış üyeliği ise Şekil 5.1c'de yer almaktadır. Çıkış üyelikleri sırasıyla Çok Düşük (VL), Düşük (L), Normal (N), Yüksek (H) ve Çok Yüksek (VH) şeklinde seçilmiştir. Bulanık kontrolcü Mamdani tipindedir ve çıkışı belirleyen çıkartım yapısı Çizelge 5.3'de yer almaktadır. Çizelge 5.3, çıkartım için gerekli bulanık kuralları belirler. Nihai çıkış durulama yöntemi tarafından belirlenir. Durulama yöntemi olarak Centroid (ağırlık merkezi) yöntemi tercih edilmiştir. Bu yöntemin formülasyonu (4.24)'de verilmiştir. BMK'nın kural tabanı Çizelge 5.3'de sunulmuştur.

Çizelge 5.3. BMK'ya ait kural tabanı çizelgesi.

Açısal Konum Hatası \ Açısal Konum	Küçük	Orta	Büyük
Pozitif	N	L	VL
Sıfır	H	N	L
Negatif	VH	H	N

Kontrolcülerin testinde kullanılan 3 eksene ait yönelim komutları Şekil 5.2'de görülmektedir. Benzetim 300 saniye sürmektedir. Yönelim komutları basamak fonksiyonu şeklinde seçilmiştir. Sistemin performansını net bir şekilde sunabilmek için basamak tipi komutlar tercih edilmiştir. Uygulamada açısal konum komutları bir yükselme hızı sınırlama filtresinden geçirilerek verilir. Yükselme hızını sınırlamamakla uydunun hatayı ne kadar süratli bir şekilde azalttığını da takip etme imkanı bulunmaktadır. Böylece kontrolcünün marjinal performansı ortaya konmaya çalışılmıştır.

Daha önce belirlenen yönelim komutları (Şekil 5.2) altında her üç kontrolcünün, 3-eksendeki zamana karşı yönelim hatalarındaki değişim, gecikmeli ve gecikmesiz olmak üzere iki farklı durum için grafik haline getirilmiştir. Gecikmeli durum için gecikme, $T_d = 0,01$ s olarak belirlenmiştir. Ayrıca ikinci bir belirsizlik faktörü olarak eyleyicilerin hatalı montajından kaynaklanan %1 tork dağılımı uydu modeline her iki durum için de dahil edilmiştir. Sonuç grafiklerinin karşılaştırılması neticesinde üç kontrolcünün performansları belirlenmeye çalışılmıştır.

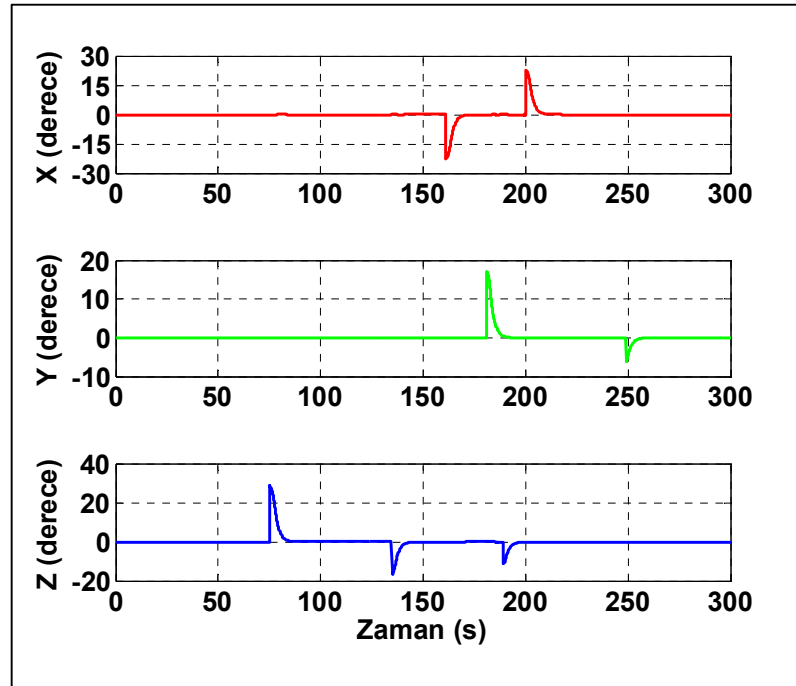


Şekil 5.2. Deney 1’de kullanılan açısız yönelim komutları.

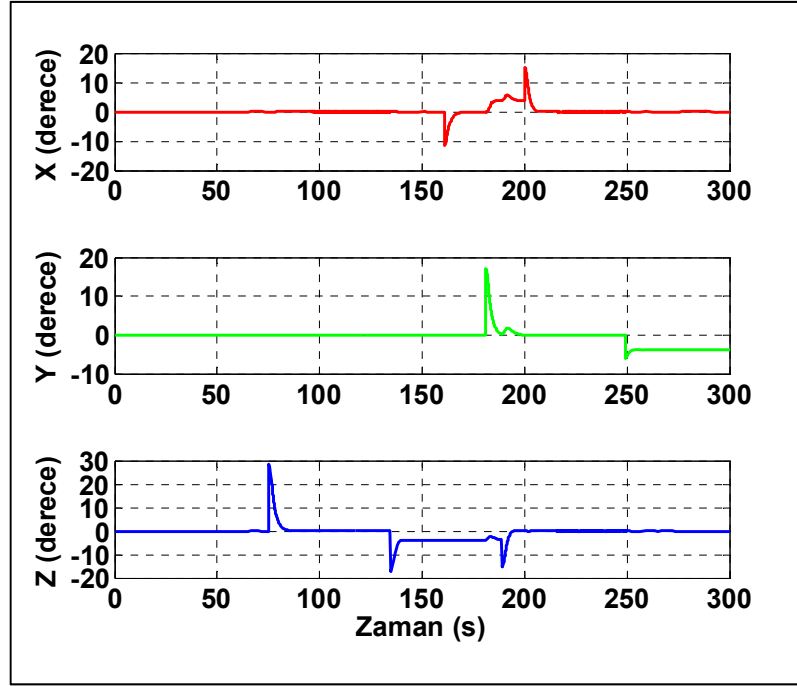
Şekil 5.3’den Şekil 5.5’e kadar olan grafiklerde gecikme içermeyen durum için kontrolcülerin 3-eksendeki yönelim hatası zamana karşı sunulmuştur. Sırasıyla Şekil 5.3’de, PD kontrolcü, Şekil 5.4’de BDYK ve Şekil 5.5’de İBDYK performansını sunan grafikler görülmektedir. Şekil 5.3’den Şekil 5.5’e kadar olan grafiklerin incelenmesi neticesinde gecikmesiz durumda en iyi performansı PD kontrolcünün sağladığı görülmektedir. Her 3 şekilde de görülen geçiş anlarındaki ani hata artışları yönelim komutlarının basamak biçiminden kaynaklanmakta olup, uydu yönelim kontrolünde sık bir uygulama olan yönelim komutlarında yükselme hızı sınırlaması kullanılarak kolaylıkla azaltılabilir. Uydu yönelim kontrolünde tepki süresinden ziyade, hata önemli olduğu için böyle bir uygulama ciddi bir sakınca oluşturmamaktadır. Performansın net görülebilmesi için bu çalışmada yükselme hızı sınırlaması uygulaması yapılmamıştır. Böylece hangi kontrolcünün hatayı daha süratli sıfırladığının net bir şekilde görülmesi sağlanmıştır.

Şekil 5.4’ün incelenmesi neticesinde BDYK’nın geçiş anındaki aşırı artışların yanı sıra özellikle y-ekseninde 250-300 saniye aralığında yüksek seviyede kalıcı durum hatası içerdiği görülmektedir. Benzer bir durum z-ekseninde 140-190 saniye aralığında yaşanmaktadır. Böyle yüksek bir hata, uydu yönelim kontrolü gibi hassas

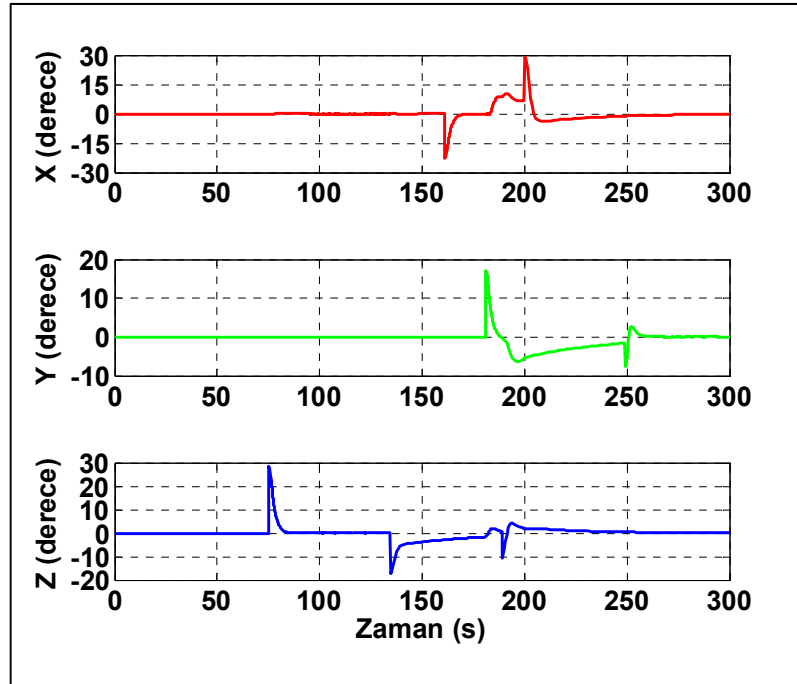
bir uygulama için açıkça kabul edilemez. Bu kalıcı durum hatası haricinde BDYK'nın tepki süresi performansının uygun olduğu görülmektedir. x-ekseninde 180-200 saniye aralığında görülen hatadaki hareketlenme kalıcı durum hatası ile alakalı olmayıp, y ve z eksenlerinde o aralığa karşılık gelen anlardaki hareketlenmenin modeldeki eksenlerarası bağlaşımdan kaynaklanan etkinin neticesidir. 3-eksende kumanda edilen bir uydunun belli bir ekseninde ateşleme yapıldığında momentum transferinden veya eyleyici montaj kusurlarından kaynaklanan tork dağılımı dolayısıyla diğer eksenler üzerinde de bozucu bir tork oluşması gayet doğaldır. Kontrolcünün normal şartlarda bu bozucu etkiyi dengelemesi beklenir. Ancak burada kontrolcü parametreleri optimal değerlere ayarlanmamış olduğundan kontrolcü görevini yeterli biçimde yerine getirememiştir. Aynı durum İBDYK'nın gecikmesiz durumdaki performansını sunan Şekil 5.5'de de görülmektedir. Bu durum haricindeki diğer tüm kalıcı durum hataları integral terim tarafından zaman içerisinde sıfırlanmaktadır. İBDYK'nın hata performansı için Şekil 5.5'e bakacak olursak, BDYK'dan farklı olarak yavaş bir şekilde de olsa bu kalıcı durum hatalarının sıfırlandığını görmekteyiz. Uygulamada hata performansı, tepki süresinden önemli olduğu için hatanın yavaş bir biçimde sıfırlanması durumu göz ardı edilebilir.



Şekil 5.3. PD kontrolcünün $T_d = 0$ s için açısal konum hatası grafiği.



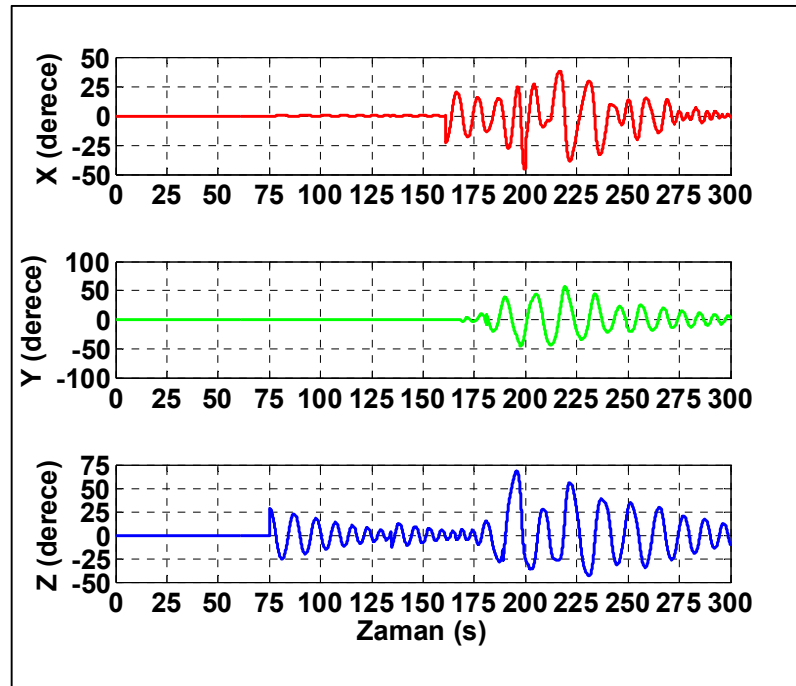
Şekil 5.4. BDYK'nın $T_d = 0$ s için açısal konum hatası grafiği.



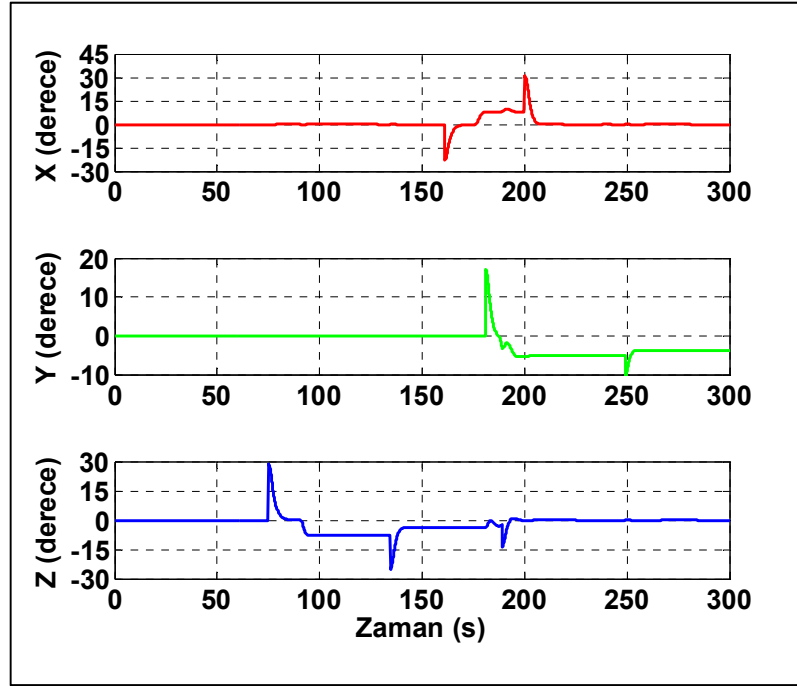
Şekil 5.5. İBDYK'nın $T_d = 0$ s için açısal konum hatası grafiği.

Şekil 5.6'dan Şekil 5.8'e kadar olan grafiklerde ise gecikmeli durum ($T_d = 0,01$ s) için her üç kontrolcünün 3-eksendeki hata performansı zamana karşı sunulmuştur. Şekil 5.6'da da net bir şekilde görüldüğü üzere PD kontrolcü tamamen kararsız hale gelmiş

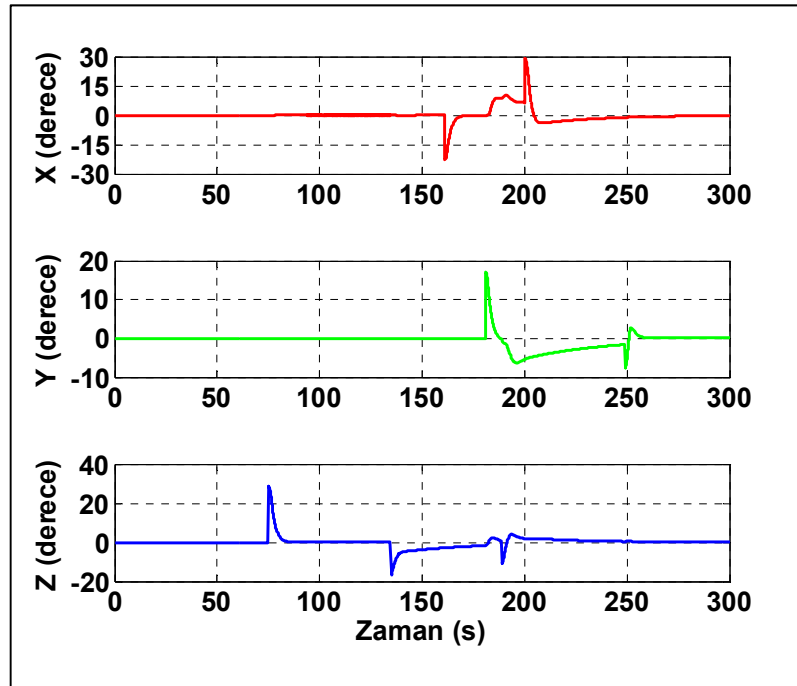
ve yüksek salınımlar göstermiştir. Şekil 5.7 incelendiğinde ise BDYK'nın kararlı kalmaya devam ettiği ancak kararlı durum hatasını da hala içermekte olduğu görülmektedir. BDYK'nın gürbüz yapısı, gecikmeden kaynaklanan belirsizliklere rağmen kararlı kalmasında etkili olmuştur. Şekil 5.7'de İBDYK'nın aynı şartlar altındaki performansı görülmektedir. İBDYK da tıpkı BDYK gibi gürbüz karakterinin sayesinde belirsizliklerin olumsuz etkilerine karşı duyarsız kalmayı başarmış ve kararlı bir çalışma sergilemeye devam etmiştir fakat sahip olduğu integral terimin sayesinde kararlı durum hatalarını da sıfırlamıştır. Gecikmeli durumda en iyi sonuç İBDYK'da elde edilmiştir. İntegral terim tepkiyi bir miktar yavaşlatmış olsa da, yavaşlama uydu yönelim kontrolü gibi bir uygulama için kabul edilebilir sınırlar içerisinde kalmıştır. Çoğu durumda yönelim komutu saniyede 1 ile 0,1 derecelik bir yükselme hızı sınırına sahip olarak verilir. İBDYK da azalmayan tek hatanın BDYK'da ve daha önce gecikmesiz durumda da görülen eksenlerarası bağlaşımdan kaynaklanan x-ekseni 180-200 saniye aralığında görülen hatadır. Sonuç olarak BDYK ve İBDYK kararlılıklarını korumuş olsalar da hata performansları kötü çıkmıştır. Bu durum kontrolcü parametrelerinin optimal olmamasından kaynaklanmaktadır. 2 ve 3 nolu deneylerde kontrolcü parametreleri optimal değerlere ayarlanmış olduğundan hata performansı bakımından da çok daha iyi sonuçlar elde edilmiştir.



Şekil 5.6. PD kontrolcünün $T_d = 0,01$ s için açısız konum hatası grafiği.



Şekil 5.7. BDYK'nın $T_d = 0,01$ s için açısal konum hatası grafiği.



Şekil 5.8. İBDYK $T_d = 0,01$ s için açısal konum hatası grafiği.

Çizelge 5.4'de ise kontrolcülerin gecikmeli ve gecikmesiz durumlarda 300 saniyelik benzetim süresi boyunca gösterdikleri 3 eksendeki rms yönelim hataları sunulmuştur.

Buna göre gecikmesiz durumda en iyi performansı BDYK gösterirken, gecikmeli durumda en iyi sonuç İBDYK'ya aittir. Gecikmesiz durumda en kötü performans PD kontrolcüye aittir. Gecikmeli durumda PD kontrolcü zaten tamamen kararsız hale gelmiştir. Gecikmesiz durumda İBDYK performansı BDYK'dan kötü olsa da BDYK'ya çok yakın seyretmiştir. Dolayısıyla sonuç olarak İBDYK'nın üç kontrolcü içinde en iyi seçim olduğu söylenebilir. Öte yandan optimal parametrelerle BDYK ile daha iyi sonuçlar elde etmek mümkün olabilir. Bu nedenle 2 ve 3 nolu deneylerde sadece parametreleri optimal hale getirilmiş BDYK ile çalışma devam ettirilmiştir.

Çizelge 5.4. Kontrolcülerin her iki durumda görülen 3-eksendeki rms hataları.

Kontrolcü Türü	Rms Hata ($T_d = 0$ s) (derece)	Rms Hata ($T_d = 0,01$ s) (derece)
PD	(2,8811 1,4460 2,7922)	(10,6497 14,1650 17,7336)
BDYK	(1,9029 1,5924 2,6367)	(3,7269 3,1103 4,5817)
İBDYK	(2,3562 1,7857 1,9851)	(3,5795 2,1104 3,1071)

5.2. DENEY 2 İÇİN KONTROLCÜ PARAMETRELERİ VE SONUÇLAR

Çalışmada üçü karşılaştırma amaçlı (PD, LQG, LS), diğeri yönelim kontrolünü üstün performansla gerçekleştirmeye yönelik BDYK olmak üzere toplam dört kontrolcü yer almaktadır. Kontrolcülerin ilki bir PD kontrolcü olup parametreleri $K_p = 1$ ve $K_D = 2$ olarak ayarlanmıştır. LQG ve LS kontrolcüler, en uygun parametreleri Matlab Control and Estimation Toolbox kullanılarak bulunmuş seri kompanzatorler olarak tasarlanmıştır. Tasarımda uydu modelinin doğrusallaştırılmış sistem matrisleri kullanılmış ve kontrolcüler sıfır-kutup-kazanç (ZPK) formunda elde edilmişlerdir. (5.1)'de LQG ve (5.2)'de ise LS kontrolcüler için elde edilen kompanzatorlerin transfer fonksiyonları, $C(s)$, s-domeninde sunulmuştur.

$$C(s) = 0,00082667 \times \frac{(1+5,6s+(3,9s)^2)}{s(1+0,13s+(0,091s)^2)} \quad (5.1)$$

$$C(s) = 3,133 \cdot 10^{-16} \times$$

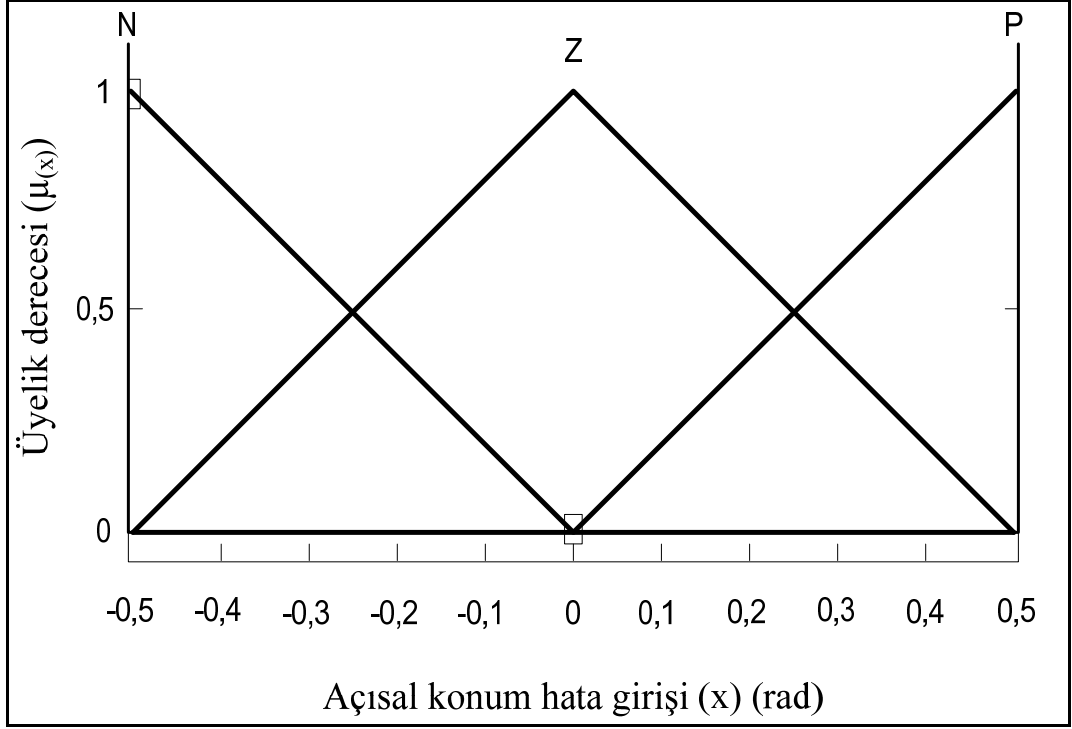
$$\frac{(1+0,28s+(2,8 \cdot 10^6 s)^2)(1+9,5 \cdot 10^3 s+(3 \cdot 10^6 s)^2)(1+0,16s+(0,08s)^2)}{s(1+0,13s+(0,07s)^2)(1+9,5 \cdot 10^3 s+(3 \cdot 10^6 s)^2)(1+0,16s+(0,08s)^2)} \quad (5.2)$$

BDYK'ya ait parametreler ise Çizelge 5.5'de sunulduğu gibidir.

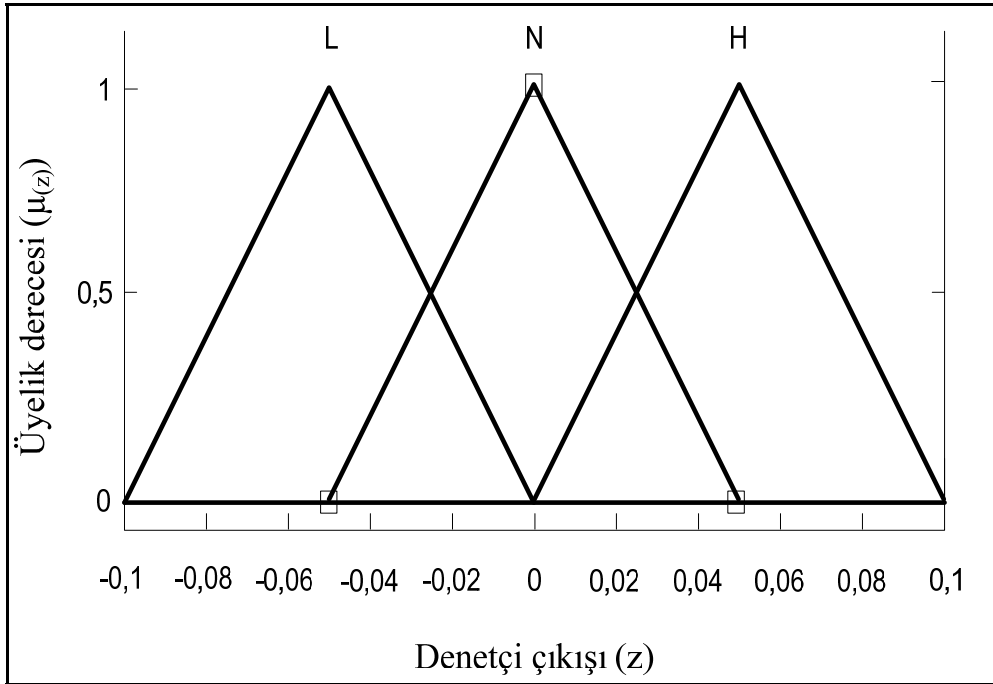
Çizelge 5.5. 2 nolu deneydeki BDYK'da kullanılan parametrelerin listesi.

Parametre	Değer	Parametre	Değer
Açısal oran kazancı	1,48 V.s/rad	Anahtarlama kazancı	$\pm 3,6$ V/V
Kayan hat eğimi, m	$0,1 \text{ s}^{-1}$	Eyleyici kazancı	0,01 N.m/V

Çizelge 5.5'e ek olarak BMK parametrelerinin de sunulması gerekir. 2 nolu deneyde kullanılan BDYK'nın parametreleri kalıcı durum hatasını sıfırlamak ve genelde hatayı en aza indirgeyerek gürbüzlüğü pekiştirmek üzere BMK programı dahil optimal değerlere ayarlanmıştır. Bu nedenle BMK yapısı, 1 nolu deneyde kullanılan BMK yapısından tamamen farklıdır. 2 nolu deneyde kullanılan BMK'da sadece açısal konum hatası girişi mevcuttur. Böylece 1 nolu deneyde görülen kalıcı durum hatası ile ilgili problem ortadan kaldırılmıştır. Yine bu deneyde kullanılan BMK programından farklı bir yapı ile iyi sonuçlar elde edilememiştir. Beşli ve yedili üyelik gruplarıyla iyi sonuç alınmamıştır. Gaussian, sinüsoid ve yamuk başta olmak üzere farklı üyelik şekilleri de denenmiş fakat olumlu bir sonuç elde edilememiştir. En iyi sonuç 3 nolu deneyde de kullanılan bu BMK ile elde edilmiştir. BMK'nın giriş ile çıkış üyelik fonksiyonları sırasıyla Şekil 5.9 ve 5.10'da sunulmuştur. Kural tabanı ise Çizelge 5.6'de yer almaktadır. Üçgen üyelik fonksiyonları seçilmiştir, zira diğer fonksiyonlarla iyi sonuç elde edilememiştir. BMK, yine Mamdani tipinde olup, durulama metodu formülasyonu (4.24)'de verilen Ağırlık Merkezi (Centroid) yöntemine göredir [39,40,43,74]. Burada kullanılan BMK yapısı 3 nolu deneyde de aynen kullanılmıştır.



Şekil 5.9. BMK'nın açısal konum hatası girişine ait üyelik fonksiyonları.

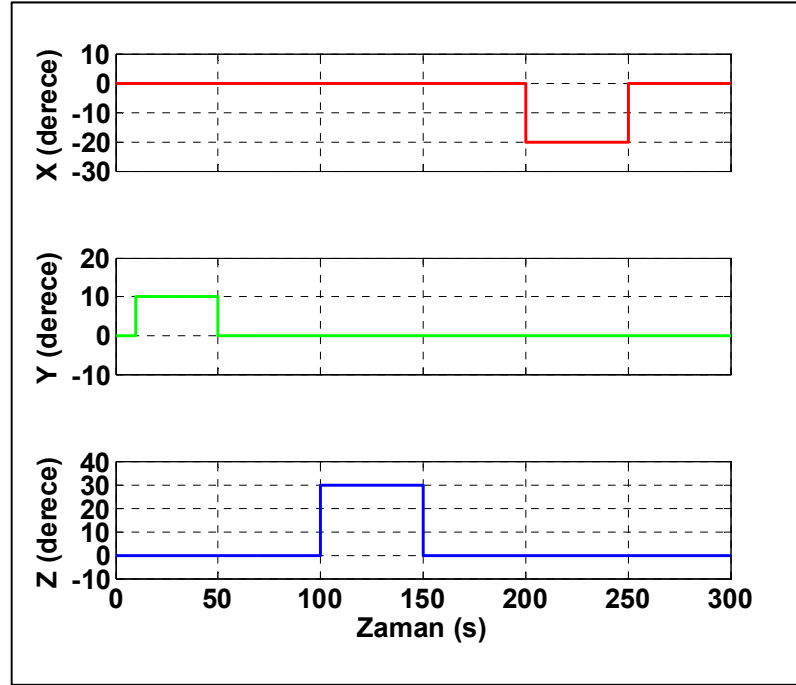


Şekil 5.10. BMK'nın çıkış üyelik fonksiyonları.

Çizelge 5.6. BMK'nın kural tabanı.

1	Eğer hata N ise, çıkış H olsun
2	Eğer hata Z ise, çıkış N olsun
3	Eğer hata P ise, çıkış L olsun

Kontrolcülerin testinde kullanılan 3-eksene ait yönelim komutları Şekil 5.11'de görülmektedir. Benzetim yine 300 saniye sürmektedir. Yönelim komutları basamak fonksiyonu şeklinde seçilmiştir. Sistemin performansını net bir şekilde sunabilmek için basamak tipi komutlar tercih edilmiştir.

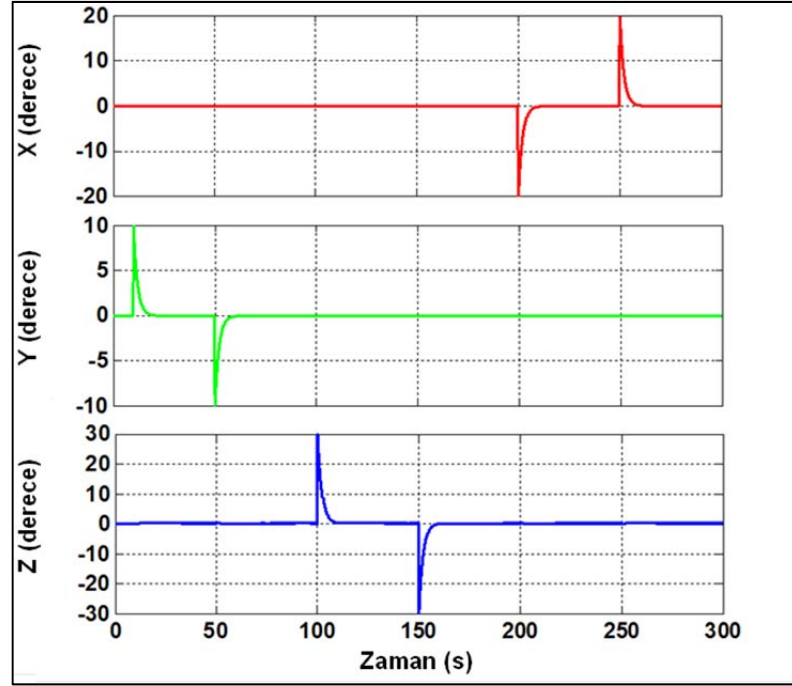


Şekil 5.11. 2 nolu deney için tasarlanan açısal yönelim komutları.

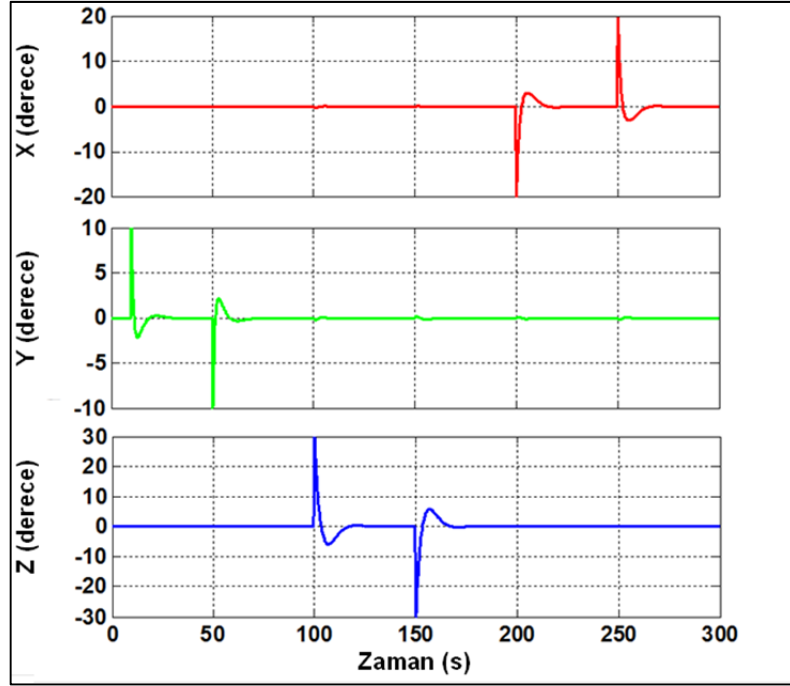
Şekil 5.11'de görülen yönelim komutları altında her dört kontrolcünün, 3-eksendeki zamana karşı yönelim hatalarındaki değişim, gecikmeli ($T_d = 0,4$ s) ve gecikmesiz ($T_d = 0$ s) olmak üzere iki farklı durum için grafik haline getirilmiştir ve rms açısal konum hataları kaydedilmiştir. Eyleyici montajındaki hatalardan kaynaklanan %2'lik tork dağılımı her iki durum için de korunmuştur. Gecikmesiz durum için hata grafikleri verilmiş olup, gecikmeli durum için hata grafikleri Şekil 5.16 ile Şekil 5.19 arasında sunulmaktadır. Tüm grafiklerde 3-eksendeki hatalar birbirine eşzamanlı ayrı eksen sistemlerinde çizdirilmiştir. Sadece bazı şekillerde salınımları daha net

sunabilmek maksadıyla grafiklerin son saniyeleri büyütülmüş vaziyette tekrar ayrı bir eksen sisteminde sunulmuştur.

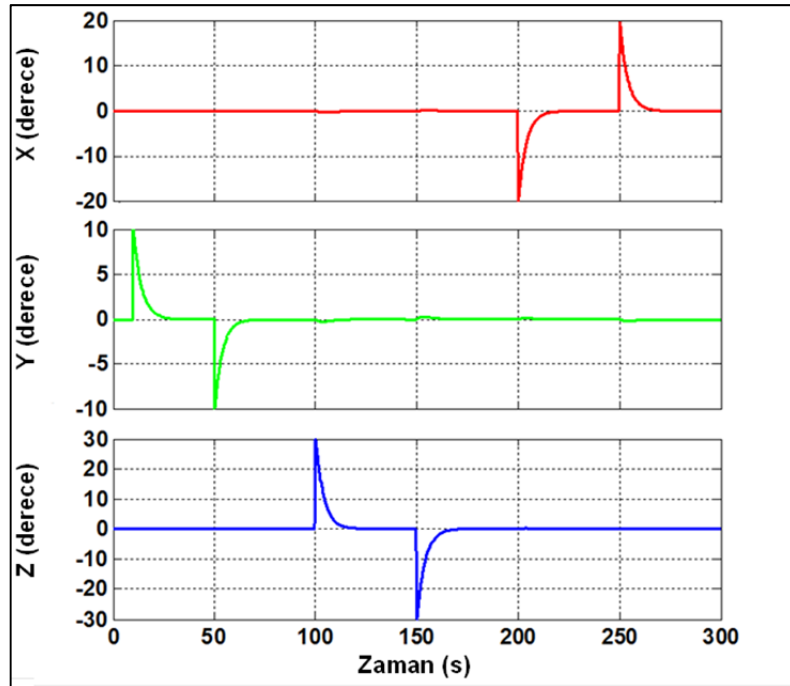
Şekil 5.12’de gecikmesiz durum için PD kontrolcünün iyi bir performans sergilediği görülmektedir. Bu grafiğe göre PD kontrolcü sadece kısa süreli geçici bir hata göstermiştir. Bu türden geçici hataları, uygun bir yükselme hızı sınırlanmış bir yönelim komutu kullanarak kolayca azaltmak mümkündür. Şekil 5.13’de görülen LQG kontrolcüye ait hata grafiğinde ise ek olarak küçük bir aşırı aşma (over-shoot) gözlenmektedir. LS kontrolcüde de iyi bir performans gözlenmesine rağmen oturma zamanının tüm kontrolcüler içinde en uzun olduğu görülmektedir (Şekil 5.14). BDYK’nın ise PD kontrolcüye çok yakın bir sonuç ürettiği görülmektedir (Şekil 5.15). Ek olarak BDYK’nın oturma zamanının diğerlerine göre çok daha kısa olduğu görülmektedir.



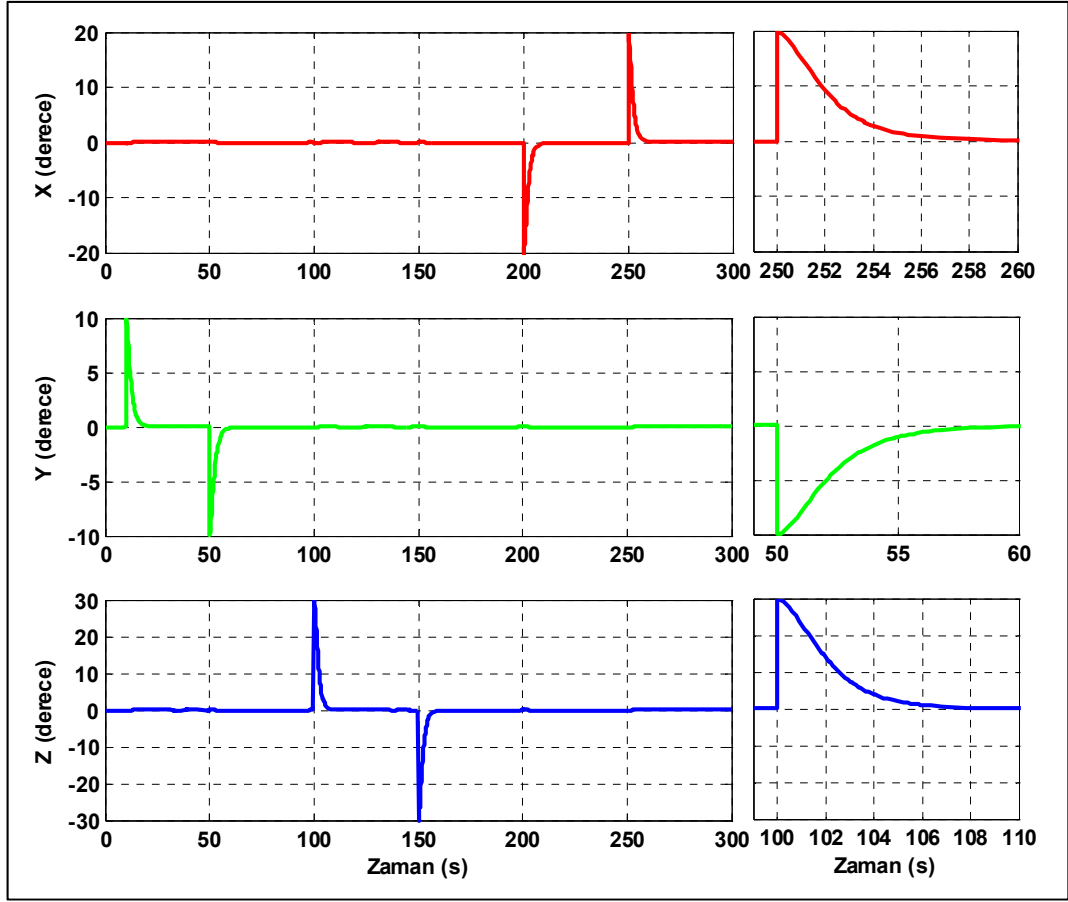
Şekil 5.12. PD kontrolcünün gecikmesiz ($T_d = 0$ s) durumdaki açısal konum hatası grafiği.



Şekil 5.13. LQG kontrolcünün gecikmesiz ($T_d = 0$ s) durumdaki açısal konum hatası grafiği.

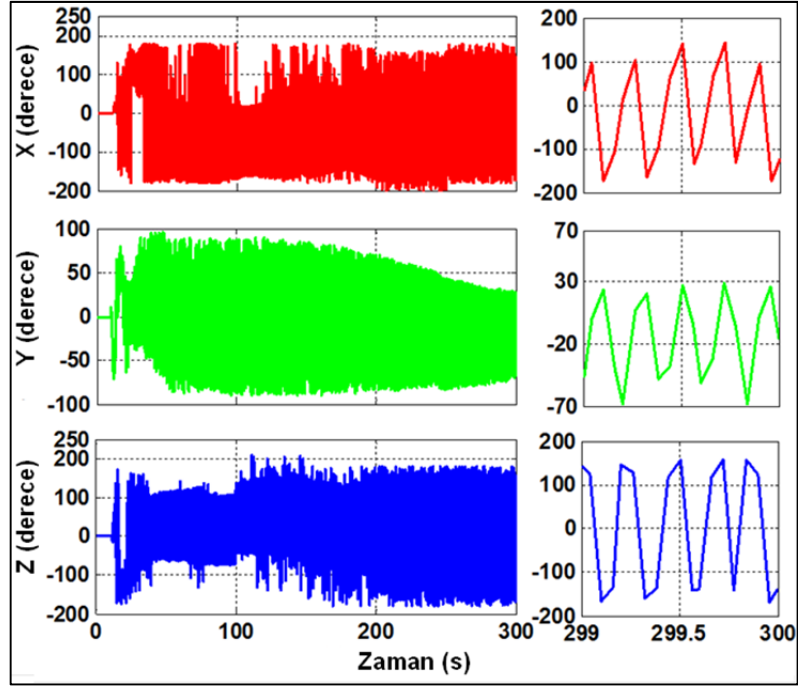


Şekil 5.14. LS kontrolcünün gecikmesiz ($T_d = 0$ s) durumdaki açısal konum hatası grafiği.

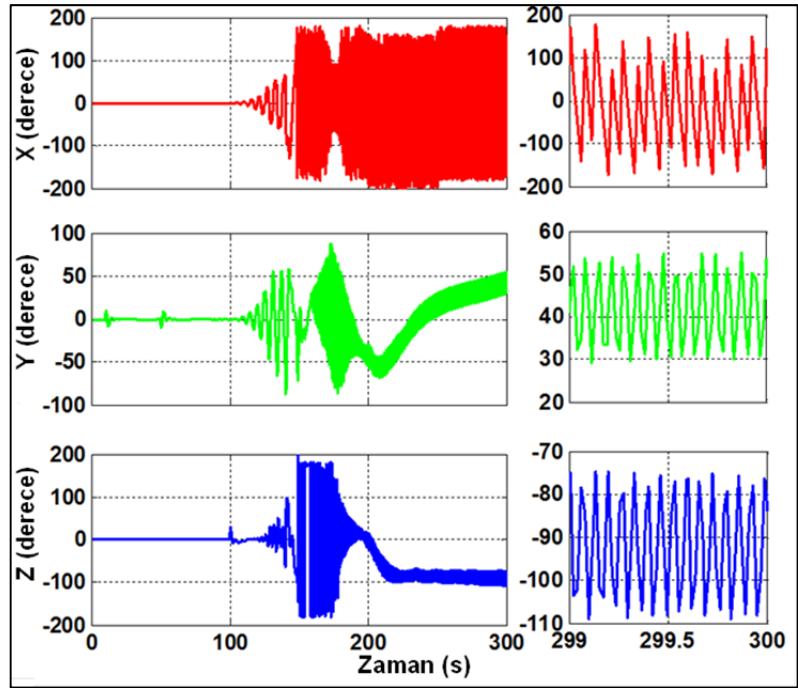


Şekil 5.15. BDYK'nın gecikmesiz ($T_d = 0$ s) durumdaki açısal konum hatası grafiği.

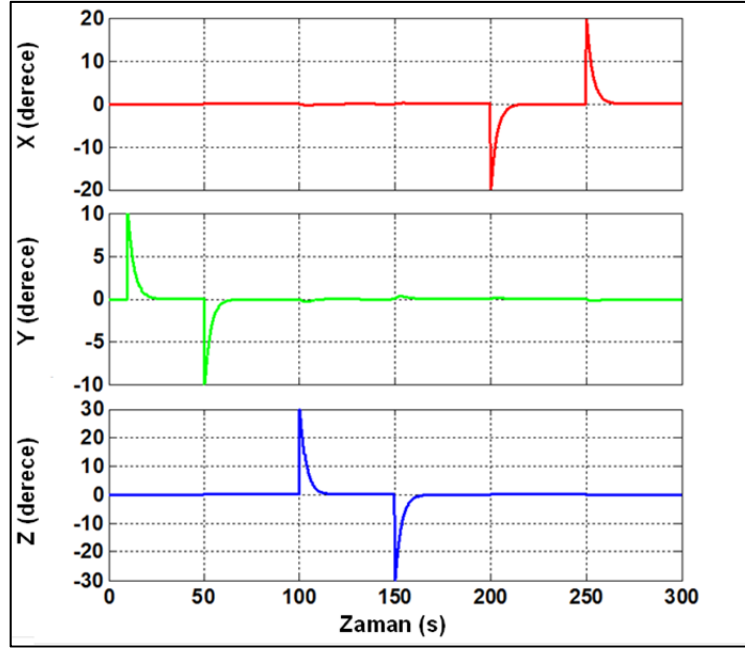
Gecikmeli durumdaki hata grafikleri incelendiğinde, PD (Şekil 5.16) ve LQG (Şekil 5.17) kontrolcülerin kararsız hale geldiklerini ve yüksek genlikli salınımlar oluşturduğu görülmektedir. Salınımların genliği 200 dereceye kadar ulaşmakta ve bu durum şekillerin en sağında ayrı bir eksenle sunulan son saniyelerde net bir şekilde görülebilmektedir. PD kontrolcü grafiğinin en başında kararsız hale gelirken LQG kontrolcü ortalarında bir yerde kararsız hale gelmiştir. Bu durum LQG kontrolcünün kritik kararlı bir vaziyette olduğunu ve gecikmenin kontrolcünün sınırlarında olduğunu göstermektedir. z-eksenindeki 30 derecelik ani değişim gibi yüksek bir etki kontrolcünün kararsız hale gelmesine neden olabilmektedir. Gecikmeli durumda LS kontrolcünün hatası (Şekil 5.18) kabul edilebilir sınırlar içerisinde kalmasına rağmen oturma zamanı BDYK'ya göre (Şekil 5.19) çok daha uzun gerçekleşmiştir.



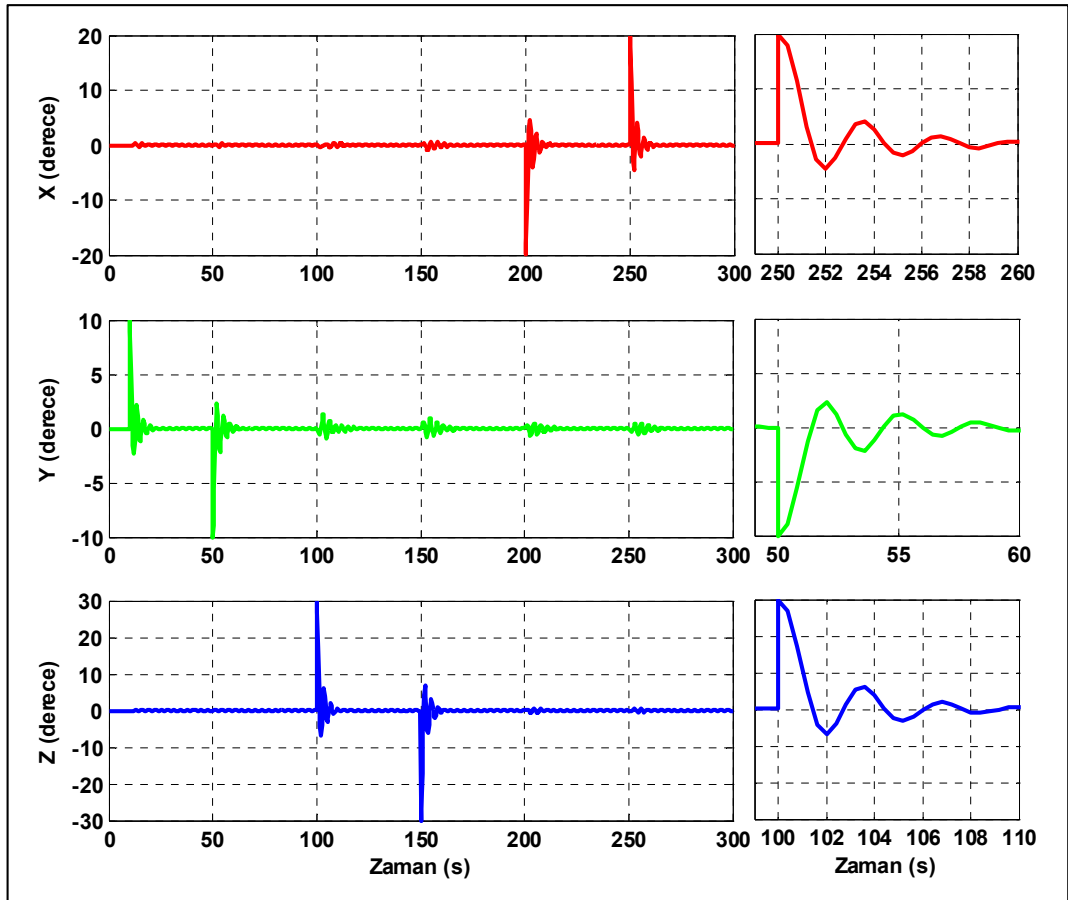
Şekil 5.16. PD kontrolcünün gecikmeli ($T_d = 0,4$ s) durumdaki açısal konum hatası grafiği.



Şekil 5.17. LQG kontrolcünün gecikmeli ($T_d = 0,4$ s) durumdaki açısal konum hatası grafiği.



Şekil 5.18. LS kontrolcünün gecikmeli ($T_d = 0,4$ s) durumdaki açısal konum hatası grafiği.



Şekil 5.19. BDYK'nın gecikmeli ($T_d = 0,4$ s) durumdaki açısal konum hatası grafiği.

BDYK'nın gecikmesiz (Şekil 5.15) ile gecikmeli (Şekil 5.19) performansları karşılaştırıldığında ise sistemin doğrusal olmayan dinamiklerinden kaynaklı olarak tepki süresinin gecikmeli durumda kısaldığını ve bundan ötürü ileride de görüleceği üzere rms hatasının azaldığı gözlemlenmektedir. Bu aslında gayet normal bir durumdur zira kontrolcü artan belirsizliklerle daha hevesli mücadele edecek tarzda tasarlanmıştır. Kontrolcünün gürbüz karakterinin yüksek olmasının bir sonucu olarak böyle bir durum meydana gelmiştir. Görünüşte LS kontrolcü çok daha düzgün bir hata grafiği çıkarmış olsa da ileride rms hataların karşılaştırılmasında net bir şekilde görüleceği üzere BDYK'nın hatası daha düşüktür. Bu durum BDYK'nın hatayı bastırmadaki hızının daha yüksek olmasına bağlanmıştır. Bu deneyde yer alan BMK'da üçlü üçgen üyelik fonksiyonlarının kullanılması ile en iyi sonuçlar elde edilmiştir. Diğer üyelik fonksiyonları (mesela Gaussian, Sinusoid, Yamuk v.s) ile daha iyi bir sonuç elde edilememiştir. Ayrıca beşli ve yedili üyelik fonksiyonları ile de iyi bir sonuç elde edilememiştir. Çalışmada kullanılan ve sonuçları sunulan üçlü üyelikli BMK ile üç ekseninde 0,4 saniyelik gecikme için elde edilen rms hatalar (1,8821 0,9539 2,8197) şeklinde gerçekleşmiştir. Öte yandan yine üçlü üyelik fakat Gauss şekilli üyeliklerle aynı şartlar altında elde edilen rms hatalar (1,8868 0,9553 2,8266) şeklindedir. Gauss şekliyle elde edilen hatalar üçgen üyelikle elde edilenlerin gerisinde kalmıştır. Uygulamada daha fazla hesap karmaşıklığı içeren Gauss şekli yerine daha iyi sonuç veren ve daha basit olan üçgen üyelikler kullanılmıştır. Üçgen şekilli fakat beşli üyelik kullanılarak elde edilen rms hatalar ise (2,1682 1,3343 2,9892) şeklindedir. Burada da yine hesap yükü fazla olan beşli üyelik yerine daha iyi sonuç veren üçlü üyelikler tercih edilmiştir.

Gecikmeli ve gecikmesiz durumdaki rms hataları karşılaştırdığımızda durum daha net bir şekilde ortaya çıkmaktadır. Her bir kontrolcünün iki farklı durumda 3 ekseninde görülen rms hataları, karşılaştırma amacıyla Çizelge 5.7'da sunulmuştur. Parantez içindeki her bir rakam x,y,z sıralamasına uygun olarak 3 eksenindeki rms hatayı vermektedir. Çizelge 5.7'deki verilere göre PD kontrolcü gecikmesiz durumda iyi bir performans sergilemiş ancak gecikmeli durumda kararsız hale gelmiştir ve oldukça yüksek kabul edilemez bir hata değeri vermiştir. LQG kontrolcü de yine gecikmesiz durumda iyi bir hata değeri vermiş olmasına rağmen hatanın rms değeri gecikmeli durumda PD kontrolcü kadar olmasa da yükselmiştir. Gecikmesiz

durumda LS ve BDYK'nın hatalarının diğerlerine göre yüksek olduğunu görmekteyiz. Ancak bu kontrolcüler gecikmeli durumda hatalarını azalttıklarından ve kararlılıklarını koruduklarından diğer kontrolcülerden üstün vaziyettedirler. Özellikle gecikmeli durumda en iyi performansı BDYK göstermiştir. Ayrıca BDYK diğer kontrolcüler içerisinde oturma zamanı en kısa olan kontrolcüdür. LS ve BDYK, gürbüz kontrolcüler olduklarından ve toptan sistem dinamiklerinin doğrusal olmayan yapısı ve kontrolcülerin gürbüzlük sağlamak amacıyla sıkı sıkıya programlanmış olmalarından ötürü, başta yüksek olan hata, belirsizliklerin artması ile azalma göstermiştir. Özetle LS ve BDYK, artan belirsizlikler karşısında daha büyük bir hevesle hata ile mücadeleye kalkışmışlardır. Bu durum BDYK için Şekiller 5.15 ve 5.19'u karşılaştırmakla net bir şekilde görülmektedir. Özellikle BDYK, gecikmeli durumda hatayı azaltmak üzere tepki süresini kısaltmıştır. Küçük salınımlar hatadaki azaltmayı etkilemeyecek seviyededir. Bu nedenle LS ve BDYK gecikmeli durumda hatalarını azaltmışlardır. Kararlılık hatadan daha önemli olduğu ve gecikmesiz durumdaki hataları makul bir seviyede görüldüğünden bu kontrolcüler, bir uydunun yönelim kontrolü için böyle yüksek derecede belirsizlik içeren şartlar altında daha uygun görülmektedir. Özellikle BDYK, $T_d = 0,4$ s gibi yüksek bir gecikme altında oldukça düşük bir hata grafiği çizmiştir. Bu nedenle BDYK gürbüz bir kontrolcüdür ve uydu yönelimi kontrolü gibi bir uygulamada güvenle kullanılabilir.

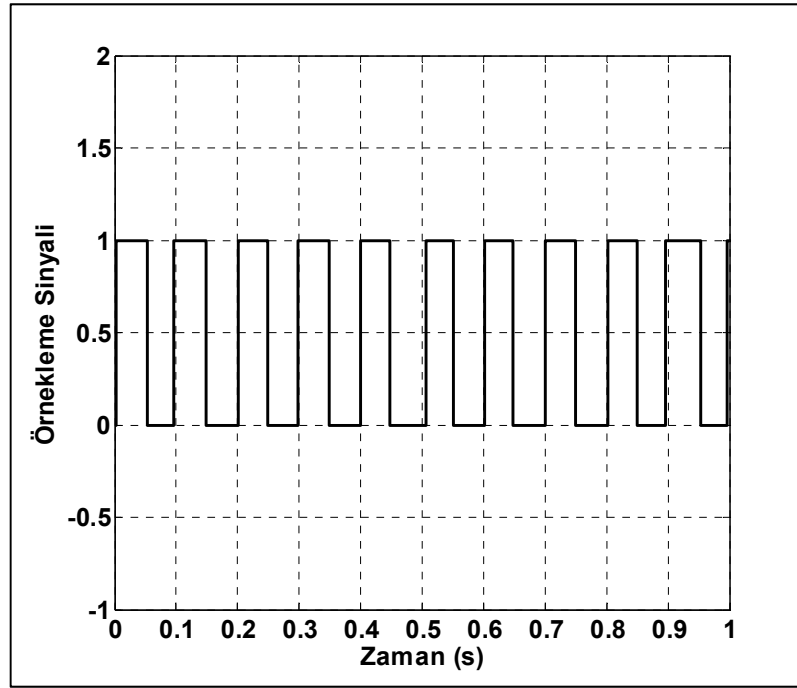
Çizelge 5.7. Kontrolcülerin her iki durumda görülen 3-eksendeki rms hataları.

Kontrolcü Türü	RMS Hata ($T_d = 0$ s) (derece)	RMS Hata ($T_d = 0,4$ s) (derece)
PD	(2.1071 1.2998 4.1180)	(113.8793 47.6426 114.3441)
LQG	(3.2641 1.4921 5.3327)	(91.0732 31.8291 87.4262)
LS	(3.6564 1.8247 5.6874)	(3.2061 1.6058 4.8353)
BDYK	(4.6389 2.9130 8.9814)	(1.8821 0.9539 2.8197)

5.3. DENEY 3 İÇİN KONTROLCÜ PARAMETRELERİ VE SONUÇLAR

Çalışmanın bu aşamasında ikisi karşılaştırma amaçlı (LQG, LS), diğeri yönelim kontrolünü üstün performansla gerçekleştirmeye yönelik BDYK olmak üzere toplam üç kontrolcü yer almaktadır. Bu çalışmada PD kontrolcüye yer verilmemiştir. Çünkü PD kontrolcü çalışmanın her aşamasında mevcut bulunan yüksek belirsizlik

seviyeleriyle başa çıkamamıştır. Bunun nedeni deneyin her aşamasında mevcut bulunan jitter gürültüsüdür. Bu deneyde diğer deneylerden farklı olarak sensör sisteminde (YBS bloğu) örneklemedeki kusurlardan kaynaklanan bir jitter gürültüsünün sürekli bulunduğu kabul edilmiştir. Gürültüye neden olan kusurlu örnekleme sinyalinin ilk 1 saniyelik kısmı Şekil 5.20’de görülmektedir. Örnekleme anı sinyalin çıkan kenarlarındadır. Jitter gürültüsü normal Gaussian dağılıma sahip rastgele bir gürültü işaretinden elde edilmiştir. 10 Hz’lik örnekleme hızında (örnekleme periyodu $T_s = 0,1$ s) çalışan bir örnekleme biriminin örnekleme anını maksimum 0,01 s ileri veya geriye çekecek şekilde örnekleme işlemi bu rastgele gürültü kaynağı tarafından gerçekleştirilmektedir.



Şekil 5.20. Jitter gürültüsü içeren örnekleme sinyalinin ilk 1 saniyelik kısmı.

LQG ve LS kontrolcüler, en uygun parametreleri Matlab Control and Estimation Toolbox kullanılarak bulunmuş seri kompanzatorler olarak tasarlanmışlardır. Tasarımda uydu modelinin doğrusallaştırılmış sistem matrisleri kullanılmış ve kontrolcüler sıfır-kutup-kazanç (ZPK) formunda elde edilmişlerdir. (5.3)’de LQG ve (5.4)’de ise LS kontrolcüler için elde edilen kompanzatorlerin transfer fonksiyonları, $C(s)$, s-domeninde sunulmuştur.

$$C(s) = 6,6499.10^{-5} \times \frac{(1+9,1.10^2s+(6,4.10^2s)^2)}{s(1+7,3s+(5,2s)^2)} \quad (5.3)$$

$$C(s) = 4,8149.10^{-11} \times \frac{(1+3.10^6s)(1+4,7.10^6s+(2,6.10^6s)^2)(1+0,16s+(0,08s)^2)}{s(1+3.10^6s)(1+0,13s+(0,07s)^2)(1+0,16s+(0,08s)^2)} \quad (5.4)$$

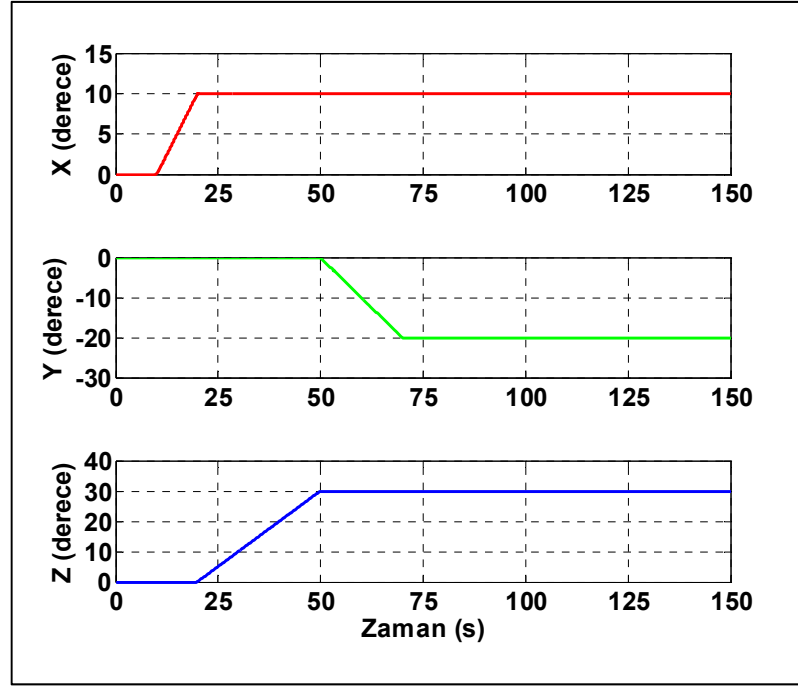
BDYK'ya ait parametreler ise Çizelge 5.8'de sunulduğu gibidir.

Çizelge 5.8. 3 nolu deneydeki BDYK'da kullanılan parametrelerin listesi.

Parametre	Değer	Parametre	Değer
Açısal oran kazancı	1,9 V.s/rad	Anahtarlama kazancı	± 16 V/V
Kayan hat eğimi, m	0,45 s ⁻¹	Eyleyici kazancı	100 N.m/V

Çizelge 5.8'e ek olarak BMK parametrelerinin de sunulması gerekir. 2 nolu deneyde kullanılan BDYK'nın BMK parametreleri (Şekil 5.9, Şekil 5.10, Çizelge 5.6), 3 nolu deneyde de aynen kullanılmıştır.

Benzetim için gerekli açısal konum komutları 150 saniyelik bir aralık için bir sinyal üretici bloğu aracılığı ile sağlanır. Şekil 5.21'de 3 nolu deneyde kullanılan yönelim komutları görülmektedir. Bu deneydeki yönelim komutları, 1 derece / s'lik değişim hızına sahip olacak şekilde ayarlanmıştır. Bu uyduların ani yönelim komutu değişimleri nedeniyle kararsız hale gelmelerini engellemek için pratikte yapılan bir uygulamadır. Çeşitli nedenlerle (yakıt tasarrufu, kararsızlık tehlikelerini azaltmak vs.) yönelim manevralarının yavaş gerçekleşmesi istenir. Dolayısıyla çalışmada, performans kriteri olarak oturma zamanı ve tepki sürelerinden ziyade hata seviyesine ve kararlılığa odaklanılmıştır. Yine kararlılık da hataya göre önceliklidir, zira yönelim kararsızlıkları dolayısıyla kaybedilen bir uyduyu tekrar geri kazanmak mümkün olmayabilir.



Şekil 5.21. Uydunun yönelim kontrolünün testi için tasarlanan açisal yönelim komutları.

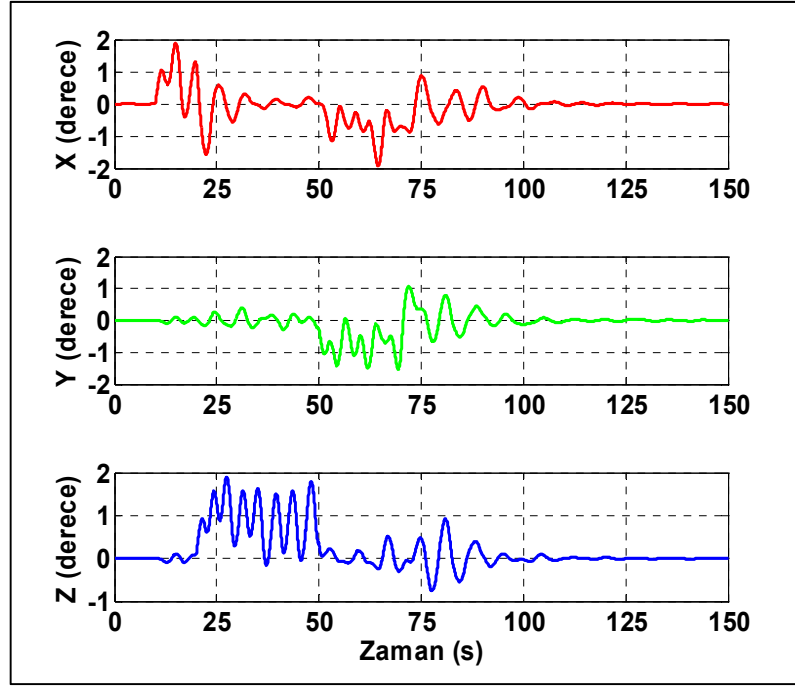
Her üç kontrolçüye ait farklı zaman gecikmeleri altında 3-eksende elde edilen rms açisal konum hataları Çizelge 5.9’de sunulmuştur. Tüm gecikme durumlarında algılayıcı verisi örneklemedeki kusurlardan kaynaklanan jitter gürültüsünü içermektedir. Yine ayrıca her durumda eyleyicilerin montaj hatalarından kaynaklanan %5 tork dağılımı mevcuttur. Kontrolcülerden LQG kontrolcünün hatası, artan gecikme miktarı ile artmış ve $T_d = 0,3$ s gecikmeden sonra sistem tamamen kararsız hale gelmiştir. LS kontrolcünün hatası ise gecikme ile ters orantılı bir değişim göstermiş, ancak $T_d = 0,5$ s noktasında kararsız hale gelmiştir. BDYK, kontrolcüler arasında ortalamada en yüksek rms hatalara sahip olmasına rağmen $T_d = 0,5$ s noktasına kadar kararlılığını korumuştur. Uydu yöneliminin kontrolünde yönelim manevraları esnasında kararlılık hatadan önemli olduğu için BDYK’nın uygulamanın amacına daha uygun gürbüz özellikle bir kontrolcü olduğunu söylemek mümkündür. Yine ayrıca LS ve BDYK’nın artan belirsizlikle beraber hatalarını azalttıkları görülmektedir. Bu durum 2 nolu deneyde de açıklandığı üzere kontrolcülerin gürbüz karakterinden kaynaklanmaktadır. Sistemin dinamikleri gürbüz karakterden kaynaklanan doğrusal olmayan bir özellik arz etmektedir. Bu durum

gayet normaldir, zira kontrolcüler artan belirsizliklerle daha iyi mücadele etmek üzere tasarlanmışlardır.

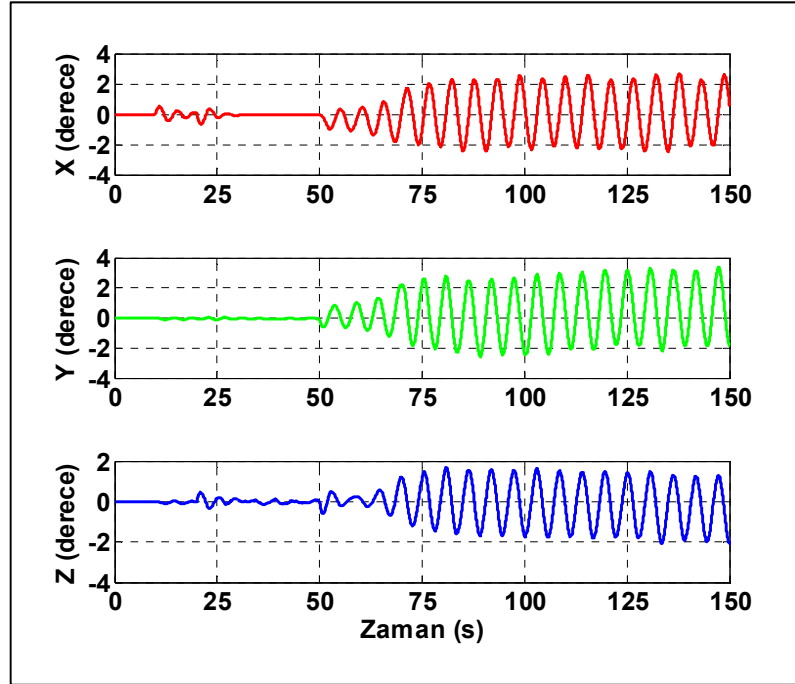
Çizelge 5.9. Farklı gecikmelerde görülen açısal konum hatalarının rms değerleri.

T_d (saniye)	RMS Açısal Konum Hataları (derece)								
	X Eksen			Y Eksen			Z Eksen		
	BDYK	LS	LQG	BDYK	LSK	LQG	BDYK	LS	LQG
0	0,6242	0,2286	0,1526	0,6652	0,2271	0,1028	0,9244	0,3322	0,1251
0,1	0,5922	0,2037	0,1660	0,6182	0,1783	0,1337	0,8631	0,2681	0,1551
0,2	0,5844	0,1818	0,1989	0,5426	0,1292	0,1868	0,7949	0,2030	0,2097
0,3	0,5087	0,1714	1,7443	0,4698	0,0969	1,9284	0,7282	0,1409	1,2313
0,4	0,5298	0,2231	82,1644	0,4379	0,1811	26,5894	0,5739	0,1416	92,8251
0,5	0,4834	1,2736	95,9513	0,3820	1,4290	24,1991	0,5124	0,8838	110,5718

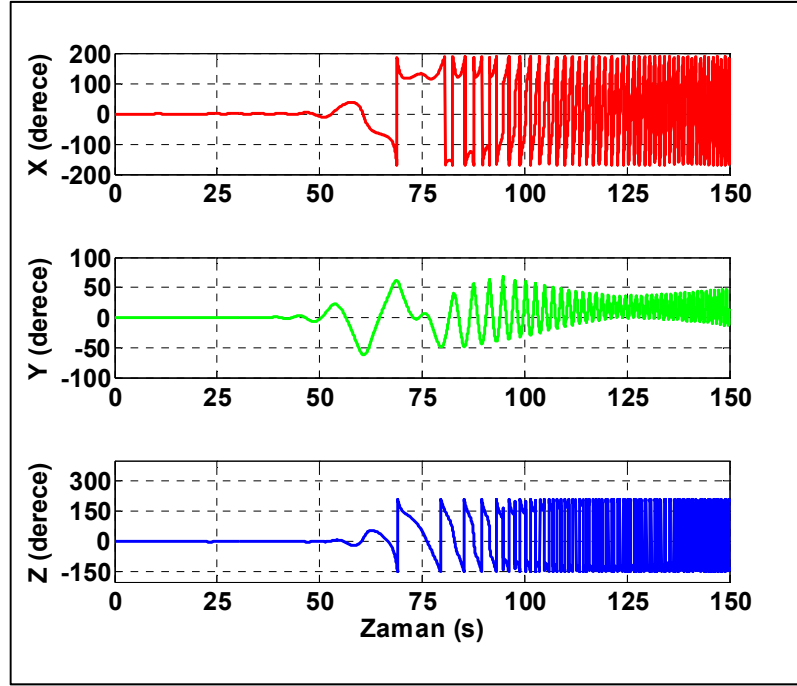
BDYK, LS ve LQG kontrolcülerin $T_d = 0,5$ saniye gecikme için sağladığı açısal konum hatalarına ait grafikler sırasıyla Şekil 5.22, 5.23 ve 5.24’de görülmektedir. Şekil 5.25’de LQG kontrolcüye ait grafik büyütülerek tekrar çizdirilmiştir. Bunun amacı kararlı durumun süregeldiği ilk 50 saniyelik bölümdeki hataların daha net görülmesini sağlamaktır. Bu grafiklerin Şekil 5.21’deki yönelim komutlarına ait grafiklerle karşılaştırılması neticesinde $t = 100$ s ve sonrasında görülen düzlükte ancak BDYK’nın kararlı bir çalışma sergilediğini görmekteyiz. Diğer iki kontrolcü, özellikle LQG kontrolcü, bu andan itibaren aşırı salınımlar göstererek kararsız hale gelmişlerdir. Gecikmenin bu özel durumu için BDYK’nın en düşük mutlak en yüksek hataya sahip olduğu da net bir şekilde görülmektedir.



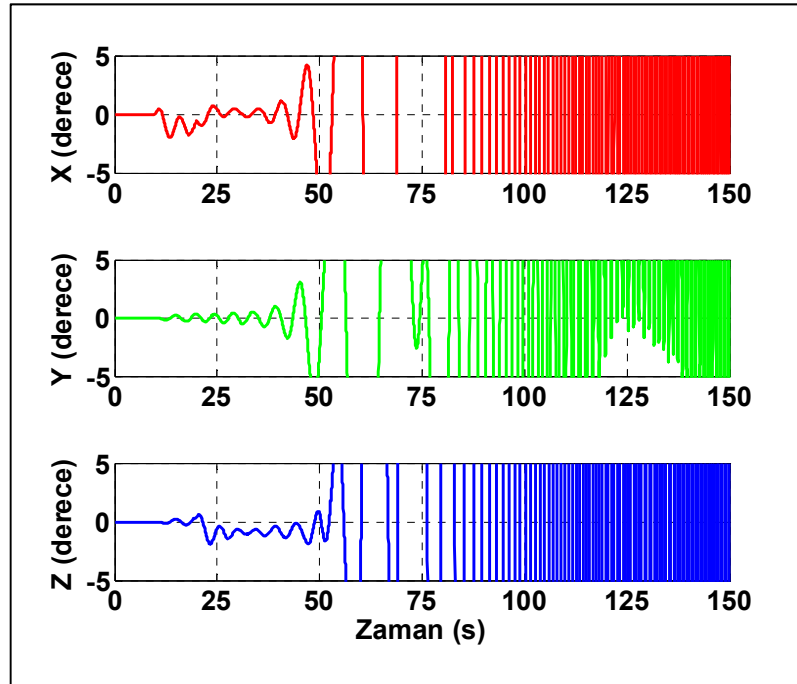
Şekil 5.22. BDYK'nın açılal konum hatası grafiği ($T_d = 0,5$ s).



Şekil 5.23. LS kontrolcünün açılal konum hatası grafiği ($T_d = 0,5$ s).



Şekil 5.24. LQG kontrolcünün açılal konum hatası grafiği ($T_d = 0,5$ s).



Şekil 5.25. LQG kontrolcünün büyütölmüş açılal konum hatası grafiği ($T_d = 0,5$ s).

BÖLÜM 6

SONUÇ

Bu tez çalışmasında, çeşitli uyduların yönelim kontrolünü yüksek belirsizlikler altında kararlı bir biçimde gerçekleştirebilecek gürbüz bir kontrolcünün yapay zeka tekniklerine dayalı olarak tasarlanması amaçlanmıştır. Özellikle sensör sisteminde yüksek gecikmeler içeren sistemlerin kontrolü güç bir iştir. Literatürde, bu probleme çeşitli çözümler sunulmuş vaziyettedir. Bu çözümlerden birisi kontrolcüyü en baştan yüksek bir gürbüzlük seviyesine sahip olarak tasarlamaktır. Tez çalışmasında da bu yaklaşım benimsenmiştir.

Çözüm olarak önerilen kontrolcü, melez Bulanık Değişken Yapılı Kontrolcüdür (BDYK). Bu kontrolcü uyduların yönelim kontrolünde fazla kullanılmamıştır. Mevcut çalışmalar ise kontrolcünün gürbüz yapısını ortaya koymamaktadır. Ayrıca bu çalışmada kontrolcünün Bulanık Mantık Kontrolcüsü (BMK) kısmı diğer çalışmalardan daha farklı bir biçimde tasarlanmıştır. Kontrolcü parametreleri de optimal değerlere ayarlanmıştır.

Önerilen kontrolcünün gürbüz karakterini ortaya koymak maksadıyla öncelikle gerçekçi bir benzetim ortamı kurulmuştur. Benzetim ortamında yer alan uydu modeli 3-serbestlik derecesine sahip bir gövde modeli içermektedir. Onun etrafında eyleyici ve sensör modelleri bulunmaktadır. Eyleyici montaj hatalarından kaynaklanan belirsizlikler içermektedir. Sensör modeli ise çalışmanın farklı aşamalarında değişen oranlarda gecikme ve jitter gürültüsü içermektedir. Benzetim ortamında sistemin performansını kaydeden birimler mevcuttur. Bu birimler aracılığı ile uydunun çeşitli yönelim komutlarına tepki olarak gösterdiği yönelim hataları kaydedilmektedir. Bu grafiklerdeki verilerden elde edilen rms yönelim hataları farklı kontrolcülerin gösterdiği performansları karşılaştırmak maksadıyla hesaplanmıştır.

Kontrolcünün gürbüz karakterini ortaya koymak için 3 farklı deney tasarlanmıştır. Her bir deneyde kullanılan uydu modelleri, yönelim komutları ve belirsizlik seviyeleri farklıdır. Böylece kontrolcünün karakteri farklı açılardan ele alınmaya çalışılmıştır. Ayrıca çalışmada karşılaştırma maksadıyla PD, LQG ve LS kontrolcüler gibi farklı kontrolcüler tasarlanarak dahil edilmiştir. 1 nolu deneyde ayrıca BDYK'nın integral bir terim içeren başka bir versiyonu da (İBDYK) mevcuttur. İleriki deneylerde BDYK parametrelerini uygun değerlere ayarlamakla bir integral terime ihtiyaç olmadığı gösterilmiştir. Çalışmada en yüksek belirsizlik seviyeleri 3 nolu deneyde uygulanmıştır. Ayrıca 3 nolu deneyde kontrolcü performansları değişken gecikmeler ve jitter gürültüsü kullanılarak daha ayrıntılı bir biçimde irdelenmiştir. Sonuç olarak her üç deneyde BDYK'nın yüksek belirsizlikler altında kararlılığını koruyabilen gürbüz bir karakterde olduğu görülmüştür. Diğer kontrolcülerden PD ve LQG kontrolcülerin yeterince gürbüz karakterde olmadığı anlaşılmıştır. LS kontrolcünün, BDYK'ya performans olarak en yakın olduğu bulunmuştur.

Özetle, BDYK'nın LS kontrolcüye yakın bir performans sergilemesinin yanı sıra $T_d = 0,5$ saniyelik gecikme durumunda kararlı çalışma gösteren tek kontrolcü olduğu görülmüştür. 0,5 saniyelik gecikme seviyesi uydu yönelimi kontrolü gibi bir uygulama için oldukça yüksek bir seviyedir. YBS sisteminin $T_s = 0,1$ s örnekleme periyodu ile çalıştığı göz önünde bulundurulursa, 5 örneğin kaçırılması şeklinde bir durum meydana geleceği açıkça görülmektedir. Bu durum çoğu sistem için kabul edilemezdir. Çalışmanın getirdiği en önemli yenilik, başta yüksek gecikmeler olmak üzere çeşitli belirsizliklerle BDYK gibi bir gürbüz kontrolcünün tek başına üstesinden gelebileceğini göstermiş olmasıdır. Çalışma sonuçlarına göre BDYK gürbüz bir kontrolcüdür ve başta algılayıcı verisindeki gecikmeler olmak üzere yüksek belirsizlikler ve jitter gürültüsü altında uydu yönelimini kontrol edebilme kabiliyetine sahiptir.

BDYK'nın en önemli dezavantajı olarak karmaşık yapısı görülmektedir. Fakat günümüzün modern uydularının daha yüksek kapasiteye sahip kontrol bilgisayarlarını daha az yer kaplayan ve enerji tüketen şekilde içerdiği göz önünde bulundurulursa bu önemli bir dezavantaj sayılmamaktadır.

Tez çalışmasının sınırlılıklarından birisi uydu modelinin katı kabul edilmesidir. Esnek bir uydu modeli üzerinde yapılacak çalışmalarla kontrolcünün gürbüz karakteri tam olarak ortaya konabilir. Zira esnek uydu modellerinde güneş panelleri ve antenler gibi yapıların meydana getirdiği titreşimler de göz önünde bulundurulmakta ve bu suretle daha gerçekçi bir model elde edilmektedir.

Ayrıca bu çalışmayı daha ileri götürecek öneriler kapsamında, öncelikle kontrolcü kısmında Genetik Algoritmalara dayalı bir kayan yüzey tasarım yöntemi tercih edilebilir. BDYK'nın, BMK kısmı ise ANFIS (Adaptive Neuro Fuzzy Inference System – Uyarlanabilir Sinirsel Bulanık Çıkarım Sistemi) kullanılarak tasarlanabilir. Kontrolcü olarak Uyarlanabilir Model Referans tabanlı Yapay Sinir Ağlarını kullanan bir sistem de düşünülebilir. Çalışmayı bir başka yöne götürecek bir diğer öneri ise kontrolcülerini bir de uydunun enerji tüketimi konusunda karşılaştırmak olabilir. Hangi kontrolcünün uydunun yakıt ve elektrik enerjisi başta olmak üzere enerjisini daha idareli kullanabildiğinin araştırılması ayrı bir tez konusu olabilir. Özellikle yakıt tasarrufu uydu ömrünü artıran önemli parametrelerden birisidir. Bir diğer çalışma konusu olarak eyleyici doyumunun etkileri araştırılabilir, yetersiz eyleyici performansı altında sistemin kararlılığı irdelenebilir. Zira yapay zeka teknikleri kullanılarak eyleyici ve sensör arızalarının teşhis ve giderilmesi de hızla önemi artan araştırma konularından birisidir.

KAYNAKLAR

1. Levine, W. S., “The Control Handbook Vol I: Control System Fundamentals, 2nd. Ed.”, **CRC Press**, New York, 9:124-145 (2011).
2. Hur, H. R., Lee, J. M., Suk, L., Lee, M. H., “Compensation of time delay using a predictive controller”, **Proceedings of the IEEE International Symposium on Industrial Electronics**, 3: 1087-1092 (1999).
3. Bibian, S., Hua, J., “Time delay compensation of digital control for DC switchmode power supplies using prediction techniques”, **IEEE Transactions on Power Electronics**, 15: 835-842 (2000).
4. Chun, T. W., Kim, D. S., Ahn, J. R., Lee, H. H., “Algorithms for minimizing the effect of network delay of sensor data in network based AC motor drive”, **IECON 2006 - 32nd Annual Conference on IEEE Industrial Electronics**, 4627-4631 (2006).
5. Nussbaumer, T., Heldwein, M. L., Gong, G., Round, S. D., Kolar, J. W., “Comparison of prediction techniques to compensate time delays caused by digital control of a three phase buck type PWM rectifier system”, **IEEE Transactions on Industrial Electronics**, 55: 791-799 (2008).
6. Martins, E. C., Jota, F. G., “Design of networked control systems with explicit compensation for time delay variations”, **IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part C: Applications and Reviews**, 40: 308-318 (2010).
7. Zhang, Y., Cofie, P., Ajuzie, A. N., Zhang, J., Akujuobi, C. M., “Realtime random delay compensation with prediction based digital redesign”, **ISA Transactions**, 50: 207-212 (2011).
8. Natori, K., Ohnishi, K., “A Design method of communication disturbance observer for time delay compensation, taking the dynamic property of network disturbance into account”, **IEEE Transactions on Industrial Electronics**, 55: 2152-2168 (2008).
9. Natori, K., Tsuji, T., Ohnishi, K., Hace, A., Jezernik, K., “Time delay compensation by communication disturbance observer for bilateral teleoperation under time varying delay”, **IEEE Transactions on Industrial Electronics**, 58: 1050-1062 (2010).
10. Leblebici, T., Çalli, B., Ünel, M., Şabanoviç, A., Bogosyan, S., Gökaşan, M., “Delay compensation in bilateral control using a sliding mode observer”, **Turk. J. Elec. Eng. & Comp. Sci.**, 19: 851-859 (2011).

11. Oucheriah, S., "Dynamic compensation of uncertain time delay systems using variable structure approach", *IEEE Transactions on Circuits and Systems I: Fundamental Theory and Applications*, 42: 466-470 (1995).
12. Karimi, H. R., "Robust delay dependent H_∞ control of uncertain time delay systems with mixed neutral, discrete, and distributed time delays and Markovian switching parameters", *IEEE Transactions on Circuits and Systems I: Regular Papers*, 59: 1910-1923 (2011).
13. Patel, T. R., Kumar, K. D., Behdinin, K., "Satellite attitude control using solar radiation pressure based on nonlinear sliding mode control", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineering, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 222 (3): 379-392 (2008).
14. Patel, T. R., Kumar, K. D., Behdinin, K., "Variable structure control for satellite attitude stabilization in elliptic orbits using solar radiation pressure", *Acta Astronautica*, 65 (2-3): 359-373 (2009).
15. Jia, J., Xutao, L., Qin, Y., "Study of adaptive variable structure attitude control and its full physical simulation of multi-body satellite antenna drive control", *Computer Science and Information Engineering*, 2009 WRI World Congress, 2: 546-549 (2009).
16. Hu, Q., Gao, X. Z., Ma, G., "Reference model variable structure output feedback for attitude maneuvers control of flexible spacecrafts", *Intelligent Automation & Soft Computing*, 15 (1): 53-62 (2009).
17. Azadi, M., Fazelzadeh, S. A., Eghtesad, M. and Azadi, E., "Vibration suppression and adaptive-robust control of a smart flexible satellite with three axes maneuvering." *Acta Astronautica*, 70 (5-6): 307-322 (2011).
18. Cao, L., Chen, X. and Sheng, T., "Fault tolerant small satellite attitude control using adaptive non-singular terminal sliding mode." *Advances in Space Research*, 51 (12): 2374-2393 (2013).
19. Zhang, F. and Duan, G., "Robust adaptive integrated translation and rotation control of a rigid spacecraft with control saturation and actuator misalignment." *Acta Astronautica*, 86 (0): 167-187 (2013).
20. Godard, Kumar, K. D. and Zou, A.-M., "A novel single thruster control strategy for spacecraft attitude stabilization." *Acta Astronautica*, 86 (0): 55-67 (2013).
21. Tian, B., Zong, Q., Wang, J. and Wang, F., "Quasi-continuous high-order sliding mode controller design for reusable launch vehicles in reentry phase." *Aerospace Science and Technology*, 28 (1): 198-207 (2013).

22. Lee, K. W. and Singh, S. N., "Attractive manifold-based adaptive solar attitude control of satellites in elliptic orbits." *Acta Astronautica*, 65 (1-2): 185-196 (2011).
23. Varma, S. and Kumar, K. D., "Fault tolerant satellite attitude control using solar radiation pressure based on nonlinear adaptive sliding mode." *Acta Astronautica*, 65 (3-4): 486-500 (2010).
24. Lu, K., Xia, Y. and Fu, M., "Controller design for rigid spacecraft attitude tracking with actuator saturation." *Information Sciences*, 220 (0): 343-366 (2013).
25. Heydari, A., Pourtakdoust, S. H., Heydari, H., "Magnetic attitude control using fuzzy logic, control applications", *IEEE (CCA) & Intelligent Control, (ISIC)*, 456-460 (2009).
26. Cheng, C. H., Shu, S. L., Cheng, P. J., "Attitude control of a satellite using fuzzy controllers", *Expert Systems with Applications*, 36 (3) 6613-6620 (2009).
27. Cheng, C. H., Shu, S. L., "Application of fuzzy controllers for spacecraft attitude control", *Aerospace and Electronic Systems*, 45 (2): 761-765 (2009).
28. Guan, P., Liu, X., Liu, X., "Adaptive fuzzy control for satellite", *Proceedings of the 6th World Congress on Intelligent Control and Automation*, Dalian, China, 124-128 (2006).
29. Nagarajan, R., Paulraj, M. P., Yaacob, S., Zain, Z. M., Hoh, W. S. K., Arshad, A. S., "PID and adaptive predictive fuzzy logic controller for a micro satellite", *International Conference on Electronic Design, ICED 2008*, 1-7 (2008).
30. Nagarajan, R., Paulraj, M. P., Yaacob, S., Zain, Z. M., Hoh, W. S. K., Arshad, A. S., "Y-Thompson regulating control using adaptive predictive fuzzy logic for a micro satellite", *5th International Colloquium on Signal Processing & Its Applications, CSPA 2009*, 23-28 (2009).
31. Zou, A.-M. and Kumar, K. D., "Adaptive fuzzy fault-tolerant attitude control of spacecraft.", *Control Engineering Practice*, 19 (1): 10-21 (2011).
32. Nordin, F. H., Nagi, F. H., "Layer-Recurrent Network in identifying a nonlinear system", *International Conference on Control, Automation and Systems*, 387-391 (2008).
33. Rajasekaran, J., Chunodkar, A., Padhi, R., "Structured model-following neuro-adaptive design for attitude maneuver of rigid bodies", *Control Engineering Practice*, 17 (6): 676-689 (2009).

34. Zou, A.-M. and Kumar, K. D., "Adaptive attitude control of spacecraft without velocity measurements using Chebyshev neural network.", *Acta Astronautica*, 65 (5–6): 769-779 (2010).
35. Bae, J. and Kim, Y., "Adaptive controller design for spacecraft formation flying using sliding mode controller and neural networks.", *Journal of the Franklin Institute*, 349 (2): 578-603 (2012).
36. Cheng, C.-H. and Shu, S.-L., "Application of GA-based neural network for attitude control of a satellite.", *Aerospace Science and Technology*, 14 (4): 241-249 (2010).
37. Hong-Yu et al, 2008, "Autonomous design of spacecraft attitude control based on normal matrix and genetic algorithm", *Control and Decision Conference, CCDC 2008*, 3415-3420 (2008).
38. Benzeniar et al, 2009, "A genetic algorithm PID gain optimization of a satellite reaction wheel controller", *4th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, RAST '09*, 557-560 (2009).
39. Rusli, R., Nagarajan, R., Rahim, M., Zain, Z. M., "Fuzzy variable structure control of dynamical systems with an application to micro satellite stabilization", *5th International Colloquium on Signal Processing & Its Applications*, 108-114 (2009).
40. Rusli, R., Nagarajan, R., Rahim, M., "Three axis fuzzy variable structure control with an application to micro satellite", *International Conference on Space Science and Communication*, 24-29 (2009).
41. Dong, C., Xu, L., Chen, Y., Wang, Q., "Networked flexible spacecraft attitude maneuver based on adaptive fuzzy sliding mode control", *Acta Astronautica*, 65 (11/12): 1561-1570 (2009).
42. Nagi, F., Zulkarnain, A. T. and Nagi, J., "Tuning fuzzy bang–bang relay controller for satellite attitude control system.", *Aerospace Science and Technology*, 26 (1): 76-86 (2013).
43. Erkal, B., Kaynak, O., "Design of a fuzzy variable structure controller for controlling satellite attitude suffering from sensor data delay", *RAST 2011 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies*, 576-569 (2011).
44. Song, W. L., Liu, C. M., Zhu, L. K., "Study on fuzzy adaptive variable structure attitude controller design", *International Conference on Machine Learning and Cybernetics*, Xian, 190-194 (2012).
45. Derman, H. O., "3-axis attitude control of a geostationary satellite", Yüksek Lisans Tezi, *ODTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü*, Ankara, 1-134 (1999).

46. Kaplan, C., "LEO satellites: attitude determination and control components; some linear attitude control techniques", Yüksek Lisans Tezi, **ODTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü**, Ankara, 1-174 (2006).
47. Karataş, S., "LEO satellites: dynamic modeling, simulations and some nonlinear control techniques", Yüksek Lisans Tezi, **ODTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü**, Ankara, 1-94 (2006).
48. Bilgin, N., "Esnek sistemlerin kayan kipli denetimi ve bir uydu modeline uygulanması", Yüksek Lisans Tezi, **GÜ Fen Bilimleri Enstitüsü**, Ankara, 1-124 (2007).
49. Kahraman, Ö., "Control allocation against actuator failures in overactuated small satellites", Yüksek Lisans Tezi, **ODTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü**, Ankara, 1-91 (2007).
50. Doruk, R. Ö., "Nonlinear controller designs for a reaction wheel actuated observatory satellite", Doktora Tezi, **ODTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü**, Ankara, 1-143 (2008).
51. Kutlu, A., "Design of Kalman Filter based attitude determination algorithms for a LEO satellite and for a satellite attitude control test setup", Yüksek Lisans Tezi, **ODTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü**, Ankara, 1-169 (2008).
52. Akgül, F., "Uydu sistemlerinin titreşim yönünden incelenmesi", Yüksek Lisans Tezi, **ZKÜ Fen Bilimleri Enstitüsü**, Zonguldak, 1-99 (2009).
53. Elmas, T. Ç., "Development of control allocation methods for satellite attitude control", Yüksek Lisans Tezi, **ODTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü**, Ankara, 1-85 (2010).
54. Sarıkan, A., "Gerçek zamanlı benzetim ve donanımın döngüde testi tekniklerinin uydu yönelim sistemlerine uygulanması", Doktora Tezi, **GÜ Fen Bilimleri Enstitüsü**, Ankara, 1-126 (2010).
55. Ürek, H., "Control of a satellite with flexible smart beam during slew maneuver", Yüksek Lisans Tezi, **ODTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü**, Ankara, 1-60 (2011).
56. Internet: Mathworks "Matlab User's Guide – Aerospace Toolbox Help", http://www.mathworks.com/help/releases/R2011a/pdf_doc/allpdf.html#aerobtbx (2011).
57. Wertz, J. R., "Spacecraft Attitude Determination and Control", **Microcosm Inc., Kluwer Academic Publishers**, Norwell, Massachusetts, 1-113, 155-210, 217-272, 480-558, 588-661, 720-767 (1990).

58. Brown, C. D., "Elements of Spacecraft Design", *AIAA Education series*, 255-312 (2002).
59. Sidi, M. J., "Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Approach", *Cambridge University Press*, Cambridge, 88-111, 152-208, 210-289, 318-403 (1997).
60. Maini, A. K., Agrawal, V., "Satellite Technology", *John Wiley and Sons*, New Jersey, 119-168 (2007).
61. İnternet: Surrey Space Center "Small Satellites Home Page", http://centaur.sstl.co.uk/SSHP/sshp_classify.html (2009).
62. Won, C. H., "Comparative study of various control methods for attitude control of a LEO satellite", *Aerospace Science and Technology*, 3 (5): 323-333 (1999).
63. Levine, W. S., "The Control Handbook Control System Advanced Methods, 2.Baskı", *CRC Press*, New York, 18:1-19, 50:1-22 (2011).
64. Levine, W. S., "The Control Handbook Vol I, 1st. Ed.", *CRC Press*, New York, 224-238, 495-506, 635-662, 759-778 (1999).
65. Zinober, A. S. I., "Sliding mode control design techniques", *IEE Colloquium on Advances in the Application of Robust Controllers*, 3/1-3/3 (1993).
66. Zinober, A. S. I., "MATLAB design of sliding mode multivariable control", *Proceedings of the 32nd IEEE Conference on Decision and Control*, 2471-2476 (1993).
67. Hung, J. Y., Gao, W., Hung, J. C., "Variable structure control: a survey", *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 40 (1): 2-22 (1993).
68. Xinghuo, Y. and Kaynak, O., "Sliding-Mode Control with soft computing: a survey", *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 57 (9): 3275-3285 (2009).
69. Şabanovic, A., "Variable Structure Systems with sliding modes in motion control; a survey", *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 7 (2): 212-223 (2011).
70. Kaynak, O., Erbatur, K. and Ertugrul, M., "The fusion of computationally intelligent methodologies and sliding-mode control-a survey", *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 48 (1): 4-17 (2001).
71. Zhang, T. P., Feng, C. B., "Fuzzy variable structure control via output feedback", *International Journal of Systems Science*, 28 (3): 309-319 (1997).

72. Guangdong, H., Jiang, J. P., Jianxin, S., Jia, L., "A fuzzy variable structure control scheme for AC servo drive system", *IEEE International Conference on Electric Machines and Drives*, 3/3.1 - 3/3.3 (1997).
73. Huang, Y.J., "Discrete fuzzy variable structure control for pantograph position control", *Electrical Engineering*, 1 (86): 171-177 (2004).
74. Erkal, B., Demirel, H., "Performance evaluation of a fuzzy variable structure satellite attitude controller under sensor data delay", *Turk. J. Elec. Eng. & Comp. Sci.*, (baskıda) (2013).
75. Mamdani, E. H., "Application of fuzzy algorithms for control of simple dynamic plant", *Proceedings of the Institution of Electrical Engineers*, 121 (12): 1585-1588 (1974).
76. Patyra, M. J., Grantner, J. L. and Koster, K., "Digital fuzzy logic controller: design and implementation", *IEEE Transactions on Fuzzy Systems*, 4 (4): 439-459 (1996).
77. Gang, F., "A survey on analysis and design of model-based fuzzy control systems", *IEEE Transactions on Fuzzy Systems*, 14 (5): 676-697 (2006).
78. Precup, R.-E. and Hellendoorn, H., "A survey on industrial applications of fuzzy control", *Computers in Industry*, 61 (3): 213-226 (2011).
79. Tanaka, K., Wang, H. O., "Fuzzy Control Systems Design and Analysis: A Linear Matrix Inequality Approach", *John Wiley and Sons*, New York, 1-303 (2001).
80. Zilouchian, A., Jamshidi, M., "Intelligent Control Systems Using Soft Computing Methodologies", *CRC Press*, Boca Raton, 1-493 (2001).

ÖZGEÇMİŞ

Bilgehan ERKAL 1975 yılında Ankara’da doğdu; ilk ve orta öğrenimini aynı şehirde tamamladı. Yenimahalle Anadolu Endüstri Meslek Lisesi Elektronik Bölümü’nden mezun oldu. 1993 yılında Gazi Üniversitesi Teknik Eğitim Fakültesi Elektronik-Bilgisayar Eğitimi Bölümü’nde öğrenime başlayıp 1997 yılında iyi derece ile mezun oldu. 1998 yılında aynı yerde asistan olarak göreve başladı. ODTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü Elektrik Mühendisliği A.B.D’da başladığı yüksek lisans eğitimini 2001 yılında tamamladı. 2005 yılında Zonguldak Karaelmas Meslek Yüksekokulunda öğretim görevlisi olarak iş hayatına devam etti. 2007 yılından itibaren aynı yerde Karabük Üniversitesi çatısı altında çalışmaya devam etti. 2012 yılında KBÜ Mühendislik Fakültesi Elektrik-Elektronik mühendisliği bölümüne geçti ve halen aynı yerde çalışmaya devam etmektedir.

ADRES BİLGİLERİ

Adres : Karabük Üniversitesi
Mühendislik Fak. Elektrik-Elektronik Müh. Böl.
Balıklarkayası Mevkii / KARABÜK

Tel : (542) 457 5725

E-posta : berkal@karabuk.edu.tr