

**T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**SAVAŞ UÇAĞI TİTREŞİMLERİNİN FARKLI KONTROL YÖNTEMLERİ
KULLANILARAK MANYETO-REOLOJİK DAMPERLE
YARI AKTİF KONTROLÜ**

ÖMER FARUK SANCAK

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
KONSTRÜKSİYON PROGRAMI**

**DANIŞMAN
PROF.DR. RAHİMİ GÜÇLÜ**

İSTANBUL, 2018

T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**SAVAŞ UÇAĞI TİTREŞİMLERİNİN FARKLI KONTROL YÖNTEMLERİ
KULLANILARAK MANYETO-REOLOJİK DAMPERLE
YARI AKTİF KONTROLÜ**

Ömer Faruk SANCAK tarafından hazırlanan tez çalışması 26.12.2018 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı'nda **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Tez Danışmanı

Prof.Dr. Rahmi GÜÇLÜ
Yıldız Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri

Prof.Dr. Rahmi GÜÇLÜ
Yıldız Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. Recep BURKAN
İstanbul Üniversitesi - Cerrahpaşa

Doç. Dr. Hakan YAZICI
Yıldız Teknik Üniversitesi

ÖNSÖZ

Tez çalışmam sırasında bana bilgi ve birikimiyle destek olan hocam Prof.Dr. Rahmi GÜÇLÜ'ye, yine bilgi ve birikimiyle bana katkıda bulunan hocam Doç. Dr. Hakan YAZICI'ya, bu tez çalışmamı bitirmemde bana yardımda bulunan Makine Teorisi, Sistem Dinamiği ve Kontrol Anabilim Dalı'nın değerli araştırma görevlileri Arş.Gör. Oğuzhan AHAN ve Arş.Gör. Hüseyin AGGÜMÜŞ'e, çalışmamda benden hiçbir yardımını esirgemeyen Umut MAYETİN'e ve zor zamanlarımda her zaman yanımda olan ve benden desteklerini esirgemeyen aileme teşekkürlerimi sunarım.

Aralık, 2018

Ömer Faruk SANCAK

İÇİNDEKİLER

Sayfa

SİMGE LİSTESİ	vii
KISALTMA LİSTESİ	ix
ŞEKİL LİSTESİ.....	x
ÇİZELGE LİSTESİ	xv
ÖZET	xvi
ABSTRACT	xviii
BÖLÜM 1	
GİRİŞ.....	1
1.1 Literatür Özeti	1
1.2 Tezin Amacı	6
1.3 Hipotez	7
BÖLÜM 2	
TAŞIT TİTREŞİMLERİ	8
2.1 Titreşimlerin İnsan Sağlığı Üzerindeki Etkileri.....	8
2.1.1 ISO İnsan Titreşimleri Standartları Parametreleri ve Titreşim Seviyeleri.....	8
2.1.2 Frekans Ağırlıklandırması	10
2.2 Uçak Modelleri	12
2.3 Süspansiyon Sistemleri	14
BÖLÜM 3	
MR SÖNÜMLEYİCİLER	16
3.1 MR Akışkanlar	16
3.2 MR sönümleyiciler	19

3.3	MR Sönümleyicilerin Matematiksel Modeli	21
3.3.1	Bingham Modeli	22
3.3.2	Bouc-Wen Modeli	23
3.3.3	Geliştirilmiş Bouc-Wen Modeli	25
3.4	Yarı Aktif Sönümleyiciye Heaviside Basamak Fonksiyonu ile Voltaj Sürme Yaklaşımı	27
3.5	MR Sönümleyicinin Histeresiz Karakteri	28
3.5.1	Birinci Model İçin MR Sönümleyicinin Histeresiz Karakteri	29
3.5.2	İkinci Model İçin MR Sönümleyicinin Histeresiz Karakteri	33

BÖLÜM 4

UÇAK MODELİ VE SİMÜLASYONLARI	35
4.1 Pasif Sönümleyiciye Sahip Uçak Modeli	35
4.1.1 Pasif Sistem İçin Simülasyon Çalışmalarında Kullanılan Parametreler	37
4.2 Birinci Model: Uçak İniş Takımlarına MR Sönümleyici Uygulanmış Model ..	50
4.3 İkinci Model: Uçak Koltuklarına MR Sönümleyici Uygulanmış Model	61

BÖLÜM 5

BİRİNCİ MODEL: UÇAK İNİŞ TAKIMLARINA MR SÖNÜMLEYİCİ UYGULANMIŞ MODELİN KONTROLÜ	69
5.1 Kontrol Sistemleri	69
5.2 PID (Oransal+İntegral+Türev) Kontrol	70
5.3 PID Kontrol Optimizasyon Algoritması	71
5.3.1 Parçacık Sürü Optimizasyon (PSO) Yöntemi	71
5.3.2 Parçacık Sürü Optimizasyon Algoritması	74
5.4 Birinci Modelin PID Kontrolü	76
5.5 Bulanık Mantıklı Kontrol (BMK)	86
5.6 Birinci Modelin Bulanık Mantıklı Kontrolü	87
5.7 PID ve Bulanık Mantıklı Kontrol (BMK) Yöntemlerinin Karşılaştırılması ...	98

BÖLÜM 6

İKİNCİ MODEL: UÇAK KOLTUKLARINA MR SÖNÜMLEYİCİ UYGULANMIŞ MODELİN KONTROLÜ	107
6.1 DME Tabanlı Durum-Geri Beslemeli H_{∞} Kontrol	107
6.2 İkinci Modelin DME Tabanlı Durum-Geri Beslemeli H_{∞} Kontrolü	110

BÖLÜM 7

UYGULANAN KONTROL CÜ YÖNTEMLERİNİN KARŞILAŞTIRILMASI	116
BÖLÜM 8	
SONUÇ VE ÖNERİLER	123
KAYNAKLAR.....	125
EK-A	
PSO ALGORİTMASININ m. DOSYASI.....	130
A-1 Kodu Çalıştırmadan Önce Değer Atama	130
A-2 PID Katsayılarını Hesaplayan Kod	131
EK-B	
KAPALI ÇEVİRİM SİSTEMİN DURUM-UZAY MATRİSLERİ	135
B-1 Kütle, Sönüm ve Rijitlik Matrisleri.....	135
B-2 Kapalı Çevrim Sistemin Durum-Uzay Matrisleri.....	135
EK-C	
H_{∞} KONTROL KAZANCINI BULAN m. DOSYASI	137
ÖZGEÇMİŞ.....	138

SİMGE LİSTESİ

A	Sistem matrisi
a	Uçağın ön tekerlek ile ağırlık merkezi arasındaki mesafe
a_i	İvme
a_{ref}	Referans seviyesi
b	Uçağın arka tekerlekler ile ağırlık merkezi arasındaki mesafe
B_1	Bozucu giriş matrisi
B_2	Denetim giriş matrisi
$c_{ij=1,2}$	İnsan vücuduna ait sönüm katsayısı
$ck_{i=1,2}$	Koltukların sönüm katsayısı
c_s	Uçağın 1/3 modelinin sönüm katsayısı
cs_1, cs_2, cs_3	Uçak modelinin ön ve arka iniş takımlarının sönüm katsayıları
ct_1, ct_2, ct_3	Tekerleklerin sönüm katsayısı
c_0	Bouc-Wen modeli için sönüm katsayısı
C_1	Ölçüm matrisi
c_1	Düşük hızlarda kuvvet azalması için viskoz sönüm
$E(t)$	Elde edilen hata
e, d	Ağırlık merkezinin uçağın sağ vesol tarafına olan yatay mesafesi
F	MR sönümleyicinin kuvveti
F_{MR}^f	Ön iniş takımına ait MR sönümleyici kuvveti
F_{MR}^{k1}	Ön koltuğa ait MR sönümleyici kuvveti
F_{MR}^{k2}	Arka koltuğa ait MR sönümleyici kuvveti
F_{MR}^{rr}	Sağ arka iniş takımına ait MR sönümleyici kuvveti
F_{MR}^{rl}	Sol arka iniş takımına ait MR sönümleyici kuvveti
f_0	Akümülatör kuvveti
I_{xx}, I_{yy}	Uçağın atalet momentleri
K	Kontrol kazancı
k	Arka koltuğun uçağın ağırlık merkezine uzaklığı
$ki_{j=1,2}$	İnsan vücuduna ait rijitlik katsayısı
$kk_{i=1,2}$	Koltukların rijitlik katsayısı
K_P, K_I, K_D	PID kontrolcünün kontrolcü katsayıları
k_t	Uçağın 1/3 modelinin yay katsayısı
ks_1, ks_2, ks_3	Uçak modelinin ön ve arka iniş takımlarının yay katsayıları

kt_1, kt_2, kt_3	Tekerleklerin yay katsayısı
k_0	Bouc-Wen modeli için yüksek hızlardaki yay katsayısı
k_1	Akümülatör yay sabiti
l	Ön koltuğun uçağın ağırlık merkezine uzaklığı
L_d	Desibel olarak titreşim seviyesi
M	Uçak gövdesinin kütlesi
$m_{i=1,2}$	Pilotların kütlesi
$mk_{i=1,2}$	Koltukların kütleleri
mt_1	Uçağın ön tekerleğinin kütlesi
mt_2	Uçağın sol arka tekerleğinin kütlesi
mt_3	Uçağın sağ arka tekerleğinin kütlesi
m_{11}, m_{22}	Uçağın 1/3 modelinin gövde ve tekerlek kütleleri
$\mathbb{R}$	Reel sayılar kümesi
$\mathbb{R}^n$	Elemanları reel sayı olan n boyutlu Euclid uzayı
$\mathbb{R}^{mu \times n}$	$mu \times n$ boyutlu reel matrisler kümesi
$U(t)$	Kontrolcü sinyali
V_{maks}	Maksimum voltaj
$w(t)$	Bozucu giriş vektörü
x	Uçak gövdesinin düşey yer değişimi
xg_1, xg_2, xg_3	Uçak modelinin yol girişleri
$xi_{i=1,2}$	Pilotların düşey yer değiştirmesi
$xk_{i=1,2}$	Koltukların düşey yer değiştirmesi
$xt_{i=1,2,3}$	Uçağın tekerleklerine ait düşey yer değişimi
x_{y1}	Uçağın 1/3 modelinin yol girişi
x_0	Yay sabiti k_1 olan yayın başlangıç yer değiştirmesi
x_1, x_2	Uçağın 1/3 modelinin düşey yer değiştirmesi
z	Bouc-Wen değişkeni
θ	Uçak gövdesinin kafa vurma açısal yer değişimi
β	Uçak gövdesinin yalpa açısal yer değişimi
$\gamma, A, \beta, n, \eta$	Histeresiz sabitleri
γ_t	En küçük bozucu bastırma seviyesi

KISALTMA LİSTESİ

BMK	Bulanık Mantıklı Kontrol
DME	Doğrusal Matris Eşitsizliği
ER	Electro-rheological
IAE	Integrated of Absolute Error
ISE	Integrated of Squarred Error
ISO	International Standards Organisation
ITSE	Integrated of Time Weight Square Error
KOD	Karesel Ortalama Değeri
MR	Manyetoreolojik
NB	Negatif Büyük
NK	Negatif Küçük
NO	Negatif Orta
S	Sıfır
PK	Pozitif Küçük
PO	Pozitif Orta
PB	Pozitif Büyük
PID	Orantısal İntegral Türev
PSO	Parçacık Sürü Optimizasyonu

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1	Sinüzoidal bir titreşim için hız, konum değişimi, ivme arasındaki ilişki [41]..	9
Şekil 2.2	Farklı titreşim büyüklükleri [41]	10
Şekil 2.3	İnsan vücudu için ağırlıklandırılmış frekans eğrileri [41]	11
Şekil 2.4	İnsan vücudunun maruz kaldığı titreşime göre rahatsızlık eğrisi [42]	11
Şekil 2.5	Uçağın 1/3 modeli [40]	13
Şekil 2.6	Tam uçak modeli	13
Şekil 2.7	Pasif, aktif ve yarı-aktif süspansiyonların yapısı [15]	15
Şekil 3.1	MR sıvının manyetik alana tepkisi [40]	17
Şekil 3.2	MR sıvının elektron mikroskobu ile çekilen fotoğrafı (solda manyetik alan yokken, sağda manyetik alan uygulanmış halde iken) [44]	17
Şekil 3.3	MR akışkanın çalışma metotları [45].....	18
Şekil 3.4	MR sönümleyici fiziksel modeli.....	20
Şekil 3.5	Pasif sönümleyicinin hız-kuvvet eğrisi [40].....	21
Şekil 3.6	MR sönümleyicinin hız-kuvvet eğrisi [44]	21
Şekil 3.7	Bingham modeli [49].....	22
Şekil 3.8	Bingham modelinin deneysel sonuçlar ile karşılaştırılması, kuvvet-zaman eğrisi [49]	23
Şekil 3.9	Bingham modelinin deneysel sonuçlar ile karşılaştırılması, kuvvet-yer değiştirme ve kuvvet-hız eğrileri [49]	23
Şekil 3.10	Bouc-Wen modeli [49]	24
Şekil 3.11	Bouc-Wen modelinin deneysel sonuçlar ile karşılaştırılması, kuvvet-zaman eğrisi [49]	24
Şekil 3.12	Bouc-Wen modelinin deneysel sonuçlar ile karşılaştırılması, kuvvet-yer değiştirme ve kuvvet-hız eğrileri [49]	25
Şekil 3.13	Geliştirilmiş Bouc-Wen modeli [49]	25
Şekil 3.14	Geliştirilmiş Bouc-Wen modelinin deneysel sonuçları ile karşılaştırılması, kuvvet-zaman eğrisi [49]	26
Şekil 3.15	Geliştirilmiş Bouc-Wen modelinin deneysel sonuçlarla karşılaştırılması, kuvvet-yer değiştirme ve kuvvet-hız eğrileri [49]	27
Şekil 3.16	Heaviside basamak fonksiyonu gerilim çıkışı [54]	28
Şekil 3.17	Ön tekerleğe ait geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kuvvet-zaman eğrisi	30
Şekil 3.18	Ön tekerleğe ait geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kuvvet-yer değişim eğrisi	30
Şekil 3.19	Ön tekerleğe ait geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kuvvet-hız eğrisi	31

Şekil 3.20	Arka tekerleğe ait geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kuvvet-zaman eğrisi	31
Şekil 3.21	Arka tekerleğe ait geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kuvvet-yer değiştirme eğrisi	32
Şekil 3.22	Arka tekerleğe ait geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kuvvet-hız eğrisi	32
Şekil 3.23	Koltuğa ait geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kuvvet-zaman eğrisi.....	33
Şekil 3.24	Koltuğa ait geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kuvvet-yer değiştirme eğrisi.....	34
Şekil 3.25	Koltuğa ait geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kuvvet-hız eğrisi.....	34
Şekil 4.1	Uçağın fiziksel modeli.....	35
Şekil 4.2	Yol girişi	38
Şekil 4.3	1.pilotun düşey yer değiştirmesi.....	39
Şekil 4.4	1.pilotun düşey ivmesi	39
Şekil 4.5	1.koltuğun düşey yer değiştirmesi	40
Şekil 4.6	1.koltuğun düşey ivmesi	40
Şekil 4.7	2.pilotun düşey yer değiştirmesi.....	41
Şekil 4.8	2.pilotun düşey ivmesi	41
Şekil 4.9	2.koltuğun düşey yer değiştirmesi	42
Şekil 4.10	2.koltuğun düşey ivmesi	42
Şekil 4.11	Gövdenin düşey yer değiştirmesi.....	43
Şekil 4.12	Gövdenin düşey ivmesi	43
Şekil 4.13	Gövdenin kafa vurma hareketi	44
Şekil 4.14	Gövdenin kafa vurma hareketinin ivmesi	44
Şekil 4.15	Gövdenin yalpa hareketi	45
Şekil 4.16	Gövdenin yalpa hareketinin ivmesi.....	45
Şekil 4.17	1.pilotun düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevabı (a), 1.pilotun düşey ivmesinin frekans cevabı (b)	46
Şekil 4.18	1.koltuğun düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevabı (a), 1.koltuğun düşey ivmesinin frekans cevabı (b)	46
Şekil 4.19	2.pilotun düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevabı (a), 2.pilotun düşey ivmesinin frekans cevabı (b)	46
Şekil 4.20	2.koltuğun düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevabı (a), 2.koltuğun düşey ivmesinin frekans cevabı (b)	47
Şekil 4.21	Gövdenin düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevabı (a), gövdenin düşey ivmesinin frekans cevabı (b)	47
Şekil 4.22	Gövdenin kafa vurma hareketinin frekans cevabı (a), gövdenin kafa vurma hareketinin ivmesinin frekans cevabı (b).....	47
Şekil 4.23	Gövdenin yalpa hareketinin frekans cevabı (a), gövdenin yalpa hareketinin ivmesinin frekans cevabı (b)	48
Şekil 4.24	İniş takımlarına MR sönmüleyici uygulanmış model	50
Şekil 4.25	1.pilotun düşey yer değiştirmesi.....	52
Şekil 4.26	1.pilotun düşey ivmesi	52
Şekil 4.27	1.koltuğun düşey yer değiştirmesi	53
Şekil 4.28	1.koltuğun düşey ivmesi	53
Şekil 4.29	2.pilotun düşey yer değiştirmesi.....	54
Şekil 4.30	2.pilotun düşey ivmesi	54
Şekil 4.31	2.koltuğun düşey yer değiştirmesi	55
Şekil 4.32	2.koltuğun düşey ivmesi	55
Şekil 4.33	Gövdenin düşey yer değiştirmesi.....	56

Şekil 4.34	Gövdenin düşey ivmesi	56
Şekil 4.35	Gövdenin kafa vurma hareketi	57
Şekil 4.36	Gövdenin kafa vurma hareketinin ivmesi	57
Şekil 4.37	Gövdenin yalpa hareketi	58
Şekil 4.38	Gövdenin yalpa hareketinin ivmesi.....	58
Şekil 4.39	1.pilotun düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevapları (a), 1.pilotun düşey ivmesinin frekans cevapları (b).....	59
Şekil 4.40	1.koltuğun düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevapları (a), 1.koltuğun düşey ivmesinin frekans cevapları (b)	59
Şekil 4.41	2.pilotun düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevapları (a), 2.pilotun düşey ivmesinin frekans cevapları (b).....	59
Şekil 4.42	2.koltuğun düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevapları (a), 2.koltuğun düşey ivmesinin frekans cevapları (b)	60
Şekil 4.43	Gövdenin düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevapları (a), gövdenin düşey ivmesinin frekans cevapları (b).....	60
Şekil 4.44	Gövdenin kafa vurma hareketinin frekans cevapları (a), gövdenin kafa vurma hareketinin ivmesinin frekans cevapları (b)	60
Şekil 4.45	Gövdenin yalpa hareketinin frekans cevapları (a), gövdenin yalpa hareketinin ivmesinin frekans cevapları (b).....	61
Şekil 4.46	Koltuklara MR sönümleyici uygulanmış model.....	61
Şekil 4.47	1.pilotun düşey yer değiştirmesi.....	63
Şekil 4.48	1.pilotun düşey ivmesi	64
Şekil 4.49	1.koltuğun düşey yer değiştirmesi.....	64
Şekil 4.50	1.koltuğun düşey ivmesi	65
Şekil 4.51	2.pilotun düşey yer değiştirmesi.....	65
Şekil 4.52	2.pilotun düşey ivmesi	66
Şekil 4.53	2.koltuğun düşey yer değiştirmesi.....	66
Şekil 4.54	2.koltuğun düşey ivmesi	67
Şekil 4.55	1.pilotun düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevapları (a), 1.pilotun düşey ivmesinin frekans cevapları (b).....	67
Şekil 4.56	1.koltuğun düşey yer değiştirme frekans cevapları (a), 1.koltuğun düşey ivmesinin frekans cevapları (b)	68
Şekil 4.57	2.pilotun düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevapları (a), 2.pilotun düşey ivmesinin frekans cevapları (b).....	68
Şekil 4.58	2.koltuğun düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevapları (a), 2.koltuğun düşey ivmesinin frekans cevapları (b)	68
Şekil 5.1	Açık çevrim	70
Şekil 5.2	Kapalı çevrim	70
Şekil 5.3	PID kontrolcünün çalışma prensibi	71
Şekil 5.4	Parçacık sürü optimizasyonunda parçacık hareketi [56]	74
Şekil 5.5	Parçacık sürü optimizasyon algoritması [56]	75
Şekil 5.6	Sisteme ait PID kontrolcü yapısının Simulink modeli.....	76
Şekil 5.7	PSO algoritmasının işleyiş yapısı	77
Şekil 5.8	1.pilotun düşey yer değiştirmesi.....	78
Şekil 5.9	1.pilotun düşey ivmesi	78
Şekil 5.10	1.koltuğun düşey yer değiştirmesi.....	79
Şekil 5.11	1.koltuğun düşey ivmesi	79

Şekil 5.12	2.pilotun düşey yer değiştirmesi.....	80
Şekil 5.13	2.pilotun düşey ivmesi	80
Şekil 5.14	2.koltuğun düşey yer değiştirmesi.....	81
Şekil 5.15	2.koltuğun düşey ivmesi	81
Şekil 5.16	Gövdenin düşey yer değiştirmesi.....	82
Şekil 5.17	Gövdenin düşey ivmesi	82
Şekil 5.18	Gövdenin kafa vurma hareketi	83
Şekil 5.19	Gövdenin kafa vurma hareketinin ivmesi	83
Şekil 5.20	Gövdenin yalpa hareketi	84
Şekil 5.21	Gövdenin yalpa hareketinin ivmesi.....	84
Şekil 5.22	MR sönümleyicilere kontrolcü tarafından uygulanan gerilim	85
Şekil 5.23	(a) Kesin küme (b) Bulanık küme [40]	86
Şekil 5.24	Bulanık mantıklı kontrolcünün çalışma prensibi [40]	87
Şekil 5.25	Sisteme ait bulanık mantıklı kontrol yapısının Simulink modeli	88
Şekil 5.26	Bulanık mantıklı kontrolcünün yüzeysel gösterimi	89
Şekil 5.27	Girişler ve çıkış için kullanılan üyelik fonksiyonları	89
Şekil 5.28	1.pilotun düşey yer değiştirmesi.....	90
Şekil 5.29	1.pilotun düşey ivmesi	91
Şekil 5.30	1.koltuğun düşey yer değiştirmesi	91
Şekil 5.31	1.koltuğun düşey ivmesi	92
Şekil 5.32	2.pilotun düşey yer değiştirmesi.....	92
Şekil 5.33	2.pilotun düşey ivmesi	93
Şekil 5.34	2.koltuğun düşey yer değiştirmesi.....	93
Şekil 5.35	2.koltuğun düşey ivmesi	94
Şekil 5.36	Gövdenin düşey yer değiştirmesi.....	94
Şekil 5.37	Gövdenin düşey ivmesi	95
Şekil 5.38	Gövdenin kafa vurma hareketi	95
Şekil 5.39	Gövdenin kafa vurma hareketinin ivmesi	96
Şekil 5.40	Gövdenin yalpa hareketi	96
Şekil 5.41	Gövdenin yalpa hareketinin ivmesi.....	97
Şekil 5.42	MR sönümleyicilere kontrolcü tarafından uygulanan gerilim	97
Şekil 5.43	1.pilotun düşey yer değiştirmesi.....	99
Şekil 5.44	1.pilotun düşey ivmesi	99
Şekil 5.45	1.koltuğun düşey yer değiştirmesi.....	100
Şekil 5.46	1.koltuğun düşey ivmesi	100
Şekil 5.47	2.pilotun düşey yer değiştirmesi.....	101
Şekil 5.48	2.pilotun düşey ivmesi	101
Şekil 5.49	2.koltuğun düşey yer değiştirmesi.....	102
Şekil 5.50	2.koltuğun düşey ivmesi	102
Şekil 5.51	Gövdenin düşey yer değiştirmesi.....	103
Şekil 5.52	Gövdenin düşey ivmesi	103
Şekil 5.53	Gövdenin kafa vurma hareketi	104
Şekil 5.54	Gövdenin kafa vurma hareketinin ivmesi	104
Şekil 5.55	Gövdenin yalpa hareketi	105
Şekil 5.56	Gövdenin yalpa hareketinin ivmesi.....	105
Şekil 6.1	Durum geri-beslemeli kontrol yapısının blok diyagramı.....	108
Şekil 6.2	1.pilotun düşey yer değiştirmesi.....	110

Şekil 6.3	1.pilotun düşey ivmesi	111
Şekil 6.4	1.koltuğun düşey yer değiştirmesi	111
Şekil 6.5	1.koltuğun düşey ivmesi	112
Şekil 6.6	2.pilotun düşey yer değiştirmesi.....	112
Şekil 6.7	2.pilotun düşey ivmesi	113
Şekil 6.8	2.koltuğun düşey yer değiştirmesi	113
Şekil 6.9	2.koltuğun düşey ivmesi	114
Şekil 6.10	Koltuklara yerleştirilen MR sönümleyicilere kontrolcü tarafından uygulanan gerilim	114
Şekil 7.1	1.pilotun düşey yer değiştirmesi.....	116
Şekil 7.2	1.pilotun düşey ivmesi	117
Şekil 7.3	1.koltuğun düşey yer değiştirmesi	117
Şekil 7.4	1.koltuğun düşey ivmesi	118
Şekil 7.5	2.pilotun düşey yer değiştirmesi.....	118
Şekil 7.6	2.pilotun düşey ivmesi	119
Şekil 7.7	2.koltuğun düşey yer değiştirmesi	119
Şekil 7.8	2.koltuğun düşey ivmesi	120
Şekil 7.9	Birinci modele ait MR sönümleyicilerin ürettiği kuvvetler	120
Şekil 7.10	İkinci modele ait MR sönümleyicilerin ürettiği kuvvetler	121

ÇİZELGE LİSTESİ

	Sayfa
Çizelge 3. 1	MR sıvısı ve ER sıvısı karşılaştırma [49] 19
Çizelge 3. 2	MR Sönümleyici modelinin parametreleri [40]..... 29
Çizelge 4. 1	On serbestlik derecedeli uçak modelinin parametreleri 49
Çizelge 5. 1	PSO yöntemiyle elde edilen kontrolcü katsayıları 76
Çizelge 5. 2	Bulanık mantıklı kontrolcü için kural tablosu [59] 90
Çizelge 5. 2	Bulanık mantıklı kontrolcü için kural tablosu [59] 90
Çizelge 7. 1	RMS değerleri 121

1.1 Literatür Özeti

Uçakların yapısı farklı parçalardan ve alt sistemlerden oluşan karmaşık bir sistemdir. Bunların çalışma süreleri boyunca, uçaklar iniş, kalkış, seyir ve taksi gibi farklı süreçlere maruz kalmaktadır. Bu süreçlerin hepsi düşünüldüğünde, taksi hareketi yolcuların konforu, uçuş öncesi ve sonrası güvenlik açısından önemli bir süreci oluşturmaktadır. Taksi hareketinde yol ile uçağın gövdesi arasında olan iniş takımları önemli bir rol oynamaktadır. Uçağın taksi hareketi esnasında yolun bozucu büyüklüğüne bağlı olarak uçağın gövdesine çeşitli titreşimler iletilir. Uçak üzerindeki titreşim etkileri çevre koşulları, iniş takımlarının yapısı ve bozucu girişi gibi çeşitli faktörlere bağlıdır. Uçaklar bozuk bir pistte yol aldıklarında ya da iniş yaptıklarında yüksek miktarda titreşime maruz kalırlar. Bu da uçak gövdesinin büyük miktarda titreşime maruz kalması ve sonucunda yolcuların konforunun olumsuz etkilenmesi veya ciddi kaza durumlarıyla karşılaşılabilmesi demektir. Bundan ötürü, büyük bozuculara bağlı titreşimleri azaltmak için, uçak üzerindeki kontrolü zorlaştıran düşey kinetik enerji hızlı ve etkili bir biçimde sönmülenebilmeli ve yayılmalıdır. Uçaklarda bu önemli görev uçağın en önemli parçası olan iniş takımları tarafından gerçekleştirilir [1], [2].

Uçak iniş takımları işlevsel görevi sebebiyle uçağın güvenliği açısından karadaki en önemli parçasıdır. İniş takımlarının ilk görevi pist üzerinde kararlılığı ve güvenliği sağlayarak yatay ve düşey kinetik enerjiyi sönmülemektir. Bu sebeple modern uçakların ortaya çıkışıyla araştırmacılar daha verimli iniş takımları geliştirme ihtiyacı duymuşlardır. İniş takımlarının gelişme süreci basit iniş kızaklarından etkili sönmüleme sağlayan gelişmiş iniş takımlarına kadar ulaşmıştır. On dokuzuncu yüzyılda Wright kardeşlerin

yaptığı ilk uçağın icadından hemen sonra, tekerlekli iniş takımları fikri etkili bir biçimde uygulanabilmiştir. Bu tasarımın uygulanmasından birkaç yıl sonra I. Dünya Savaşı sırasında sabit tekerlek biçiminde iniş takımları çoğu savaş uçağına monte edilmiştir. O günden beri iniş takımlarının tasarımında sayısız gelişme meydana gelmiştir. Gelişme süreci boyunca, dikkatler iniş takımlarının uçağın pist üzerindeki en önemli parçası olarak görülen sönümleme elemanlarının verimine verilmiştir. Başlangıçta uçaklar zayıf sönümleme kabiliyeti gösteren uçağın gövdesine sabitlenmiş rijit çubuklarla donatılmıştı. Sönümleme elemanlarının yüksek verim ihtiyacı, büyük ağırlığa sahip uçakların havacılık dünyasında görülmeye başlamasına kadar ihtiyaç oluşturmuyordu. Uçakların artan ağırlığı ve iniş hızlarıyla, bu, uçak iniş takımları tasarımlarını uçak gövdesini pistte yerden gelen yüklerden koruyarak verimli bir şekilde enerjisini sönümlemek adına gerekli hale gelmiştir [3], [4].

Mevcut pasif süspansiyon sistemleri sabit sönümleme değerinde enerjiyi sönümleme kabiliyetine sahiptir. Değiştirilemez sönümleme özellikleri sayesinde, pasif süspansiyonun uygulamaları için mümkün olmayan değişken sönümleme kuvvetleri, bunun gerekli olduğu koşullarda üretilemez. Aktif süspansiyon sisteminde; kuvvet üreten parça çalışmak için hidrolik güç kaynağına ihtiyaç duyan hidrolik tahrik edicidir. Tahrik edici, geleneksel pasif damperlerdeki yay-sönüm elemanının yerini alır, ilgili tahrik girişine kuvvet üretir ve şartlara göre çalışır. Bu sistemin uygulanması artan ağırlığı ve yüksek maliyeti sebebiyle kısıtlıdır. Yüksek güç gereksinimi de bir sınırlamadır. Etkili bir sönümlemeyi gerçekleştirmek için pasif ve aktif süspansiyonlarda karşılaşılan sorunlarla yarı aktif süspansiyon sistemleriyle üstesinden gelinebilir. Yarı aktif süspansiyon sistemleri çalışma koşullarına göre düşük güç ihtiyacına sahip ve enerjinin değişken sönümleme değerlerini sağlama yeteneğine sahiptir. Ayrıca, güç kesildiğinde pasif sistemler olarak davrandığından bu sistemlerde güç sağlamada oluşacak sorunlar çalışma bozukluğuna yol açmaz. Düşük ağırlıkları, düşük güç gereksinimleri ve değişken enerji sönümleme değerini sağlama yetenekleri sayesinde, yarı aktif süspansiyonlar uçak ve taşıtlar için en etkili çözüm olarak düşünülebilir [5].

Farklı sönümleme gereksinimlerini yerine getirmek için, son yıllarda çeşitli aktif ve yarı aktif süspansiyon sistem tasarımları yapılmıştır. Bununla birlikte, son kırk yılda kontrol edilebilir iniş takımlarını yolcular için daha güvenli ve daha konforlu yapma fikri yoğun

araştırmalarla devam etmektedir [6], [7]. Pasif sistemlerde taksi hareketi esnasında konfor problemi ortaya çıktığından aktif ve yarı aktif süspansiyon sistemleri üstünlük sağlamaktadır [8].

Magneto-Rheological (MR) akışkanlar kendine özgü kontrol edilebilir karakteristiğı sayesinde akıllı malzemeler sınıfında yer almaktadır [9], [10]. Jacob Rainbow 1950’lilerin başında MR akışkanlı cihazların keşfi ve geliştirilmesiyle ilgili çalışmalar yapmıştır [11]. Kontrol edilebilen bir diğerk akışkan, aynı dönemde Willis Winslow tarafından keşfedilen ve geliştirilen Electrorheological (ER) akışkandır [12]. Ancak, MR akışkanların alanıyla ilgili çalışmalara bakıldığında ER akışkanlara kıyasla daha fazladır. MR sıvının kontrol edilebilir özellikleri darbe ve titreşim kontrol cihazlarının uygulamalarında elverişli olmaktadır. Akışkanın rheological özellikleri elastisite, plastisite ve viskoziteyi temsil etmektedir [13]. Kontrol edilebilen manyetik alanın bu sıvıya uygulanması darbe sönümlemeyi iyileştirmesiyle viskozitesini artırır. Bunun aksine, manyetik alan kaldırıldığında, normal pozisyonuna geri gelir. Bu basit özellik yarı aktif titreşim kontrol yaklaşımında uygulanabilir.

Üstün kontrol edilebilir özellikleri sayesinde MR akışkanlar özellikle damperlerde kullanılmaktadır. alışmalar ve araştırmaların hedefi binalarda, kara araçlarında, raylı araçlarda ve aynı zamanda uçaklarda insan güvenliğini ve konforu iyileştirmeyi hedeflemiştir. MR damperlerin en etkili kullanımı ağır taşıtlar ve binek araçlar için süspansiyonlardan yolcu koltuklarına kadar uzanmaktadır [14].

Araştırmacılar son yıllarda sürüş konforunu iyileştirmek için yol bozukluklarıyla baş etmek adına araç süspansiyonlarında MR damperleri kullanarak yeni teknikler geliştirmişlerdir. Wang, Kim ve Jeon, Lam ve Liao sürüş konforunun gelişiminde MR damperin uygulanabilirliğini doğrulamış ve çeyrek taşıtta yarı aktif kontrol sistemi tasarımı için MR damperi kullanmışlardır [15], [16], [17]. Yarı aktif MR damper tasarımının tam taşıt için uygulanması araç bozucuya maruz kaldığında başlıca görevi sürüş konforunu iyileştirmek olarak literatürde yer edinmiştir [18]. Araştırmacılar yarı aktif MR sönümleyicinin performansının geliştirilmesini, en iyi sürüş kalitesine çıkarmak için optimal kontrol stratejileri uygulamışlardır [19]. Birkaç alışma insan vücuduna aktarılan titreşimin bastırılmasını yolcu koltuğı için MR damperin uygulanmasının doğruluğunu göstermiştir [20].

MR damperler kara taşıtlarından başka raylı taşıtlar ve inşaat mühendisliği uygulamaları için kullanılabilir [21], [22], [23], [24]. Bu damperlerin raylı sistemlerde kullanılmasının sebebi titreşimi azaltmak ve yanal sürüş kalitesini iyileştirmektir. Liao ve Wang düşey, kafa vurma, yalpa hareketlerinden kaynaklanan ana gövdeye iletilen titreşimi azaltmak için raylı taşıtlara ikincil bir yarı aktif MR damper sistemi geliştirmişlerdir [22], [23], [24]. Birçok araştırmada yapıları ve köprüleri rüzgar ve sismik yüklere karşı korumak için inşaat mühendisliği alanında yüksek kapasiteli MR damperlerin geliştirilmesi devam etmektedir [25], [26]. Uçak iniş takımlarında kontrol edilebilir damperlerin kullanılması fikri son zamanlarda önem kazanmıştır. Araştırmacılar taşıtlarla paralel olarak uçak modelleri geliştirmiş ve iniş anında ve taksi pozisyonunda gövdeye iletilen titreşimlerin azaltılması için yarı aktif MR iniş takımları tasarlamıştır. Uçağın ağırlığından ve tekerlek ağırlığından oluşan iki serbestlik dereceli uçak modeli özellikle titreşim analizinde en çok kullanılan model türüdür. Geniş uygulama alanı sebebiyle bu damperler, gelecek adına akıllı süspansiyon sistemlerinin gelişimi için etkili çözüm olarak düşünülebilir.

Margolis basit ve gelişmiş dinamik modeller için bağ eğrisi (Bond Graph) tekniğini kullanmıştır ve yarı aktif sistemin uygulanabilirliğinin en uygun kontrol tekniği olduğunu ispatlamıştır [27]. Youn ve Hac iki serbestlik dereceli araç modeli için sürüş konforunu, yol sarsıntısını ve süspansiyon salınım hızını iyileştirmek amacıyla optimal kontrol yöntemini uygulayarak yarı aktif süspansiyon tasarımını kullanmışlardır [28]. Sims ve Stanway pasif süspansiyonlar üzerinde yarı aktif süspansiyonların performans kazancını ispat etmek amacıyla yarı aktif bir süspansiyon sistemi geliştirmiştir [29]. Bu çalışmada kontrol edilebilir bir viskoz damper geri beslemeli kuvvetle oluşturulmuştur. Yarı aktif araç süspansiyonlarının performansını arttırmak için, araştırmacılar son yıllarda H_∞ kontrol gibi gürbüz (robust) kontrol teknikleri geliştirmişlerdir [30]. Sivakumar ve Haran yoldan gelen bozucular, iniş, kalkış ve taksi süreçlerine maruz kalan uçağın konforunu iyileştirmek için PID (oransal + integral + türev) kontrolcü kullanarak iki serbestlik dereceli uçak modeli için yarı aktif bir iniş takımı geliştirmişlerdir [31]. Zapateiro uçağın yerdeki hareketi süresince yolcu konforunun iyileştirilmesi amacıyla aktif ve yarı aktif iniş takımlarının performansını karşılaştırmak ve geliştirmek için gürbüz H_∞ kontrol yaklaşımını kullanarak iniş takımlarının adaptif geri-beslemeli kontrolünü geliştirmiştir

[32]. Adaptif uçak iniş takımı tasarımı iniş anındaki değişkenlikle başa çıkmak ve sönümleme kapasitesinin etkisini iyileştirmek için Mikulowski ve Holnicki-Szulc tarafından önerilmiştir [33]. Kruger üç farklı kontrol yaklaşımıyla yarı aktif iniş takımı tasarlamıştır ve pasif, aktif ve yarı aktif sistemi nakil uçağının çok serbestlik dereceli modeli için karşılaştırmıştır [34]. Bu sistemlerin karşılaştırılması için kriter gövdeye iniş anında iletilen düşey ivmedir.

Lin iniş anında gövdeye iletilen ivmeyi azaltmak için iniş takımlarına bulanık PID kontrolcü önermiştir [35]. Hibrit kontrol algoritmasını birleştiren PID ve bulanık kontrolün avantajları simülasyon vasıtasıyla gerçekleştirilmiş ve geçerli kılınmıştır. PID kontrolcü kullanan aktif ve yarı aktif iniş takımları, iniş ve diğer hareketler esnasında uçak gövdesinin düşey hareketlerini azaltmak için Wang tarafından kullanılmıştır [36].

Choi ve Werely tarafından MR iniş takımı tasarlamak için kayma kipli kontrolcü kullanılmıştır [37]. Ghiringhelli iniş esnasında uçak üzerindeki düşey yer değiştirmeyi azaltmak amacıyla damperdeki orifis bölgesini kontrol ederek yarı aktif iniş takımlarının uygulanabilirliğini kanıtlamıştır [38]. Ghiringhelli ve Gauldi ADAMS simülasyon yardımıyla çok serbestlik dereceli uçak modeli geliştirmişlerdir ve iniş takımı iniş testi için kontrol yaklaşımını geçerli kılmışlardır [39]. Geliştirilen model gerçek iniş senaryosunun iyi bir benzetimi olmuştur. Optimal kontrolcü kullanan yarı aktif iniş takımlarının gelişmesinin ilk amacı iniş ve taksi anında gövde titreşimlerini azaltmak ve yolcu konforunu sağlamaktır. Literatür incelendiğinde uçak iniş takımlarında olduğu gibi gelecekte farklı uygulamalar için yarı aktif sistemlerin uygulanabilirliği bir göstergedir.

1.2 Tezin Amacı

Günümüzde ilerleyen teknoloji ile birlikte insanların taşıtlardan beklentileri artmaktadır. Bu beklentilerin başında ise emniyet ve konfor gelmektedir. Uçaklarda meydana gelen titreşimlerin sebep olduğu konfor bozukluğu ve emniyet sorunlarına sebep olan başlıca etken yol pürüzlülüğüdür. Bu sebeple titreşim hareketini minimuma indirip, konforlu yolculuğu sağlamak amacıyla yapılan çalışmalar tüm hızıyla devam etmektedir.

Uçaklarda titreşimi izole etmek için iniş takımları kullanılmaktadır. Bu sistemler pasif, aktif ve yarı aktif olmak üzere üç ana başlık altında toplanmaktadır. Bunlar arasında pasif iniş takımları en basit olan yöntemdir. Pasif iniş takımları, yay ve sönüm elemanından meydana gelen yapılardır. Bu sistemdeki yay ve sönüm elemanının karakteristikleri sabit olduğundan diğerlerine göre titreşimlerin azaltılması bakımından daha zayıftır. Aktif iniş takımlarında ise, yay ve sönümleme elemanına ek olarak bir de eyleyici bulunur. Bu sayede sisteme kuvvet girişi ile daha iyi bir kontrol amaçlanır. Ancak bu tip sistemlerin de harcadığı enerji ve maliyeti oldukça yüksektir. Yarı aktif iniş takımlarının özelliği ise sahip olduğu elemanlarının özelliklerinin değişebilir yapıda olmasıdır. Bu sistemler aktif sistemlere göre daha az enerji tüketmesi, daha güvenli olması, aktif kadar olmasa da iyi bir performansa sahip olması vb. gibi özellikleri dolayısıyla tercih edilirler. Yarı aktif kontrol için değişik sönümleyiciler bulunmaktadır. ER sönümleyiciler (Elektro-Rheological fluid), MR sönümleyiciler (Magneto-Rheological) vb. gibi. Bu çalışmada diğerlerine göre daha fazla tercih edilen MR sönümleyiciler tercih edilmiştir.

Bu çalışmada on serbestlik dereceli savaş uçağının taksi pozisyonundaki titreşimlerinin azaltılması amaçlanmıştır. Çalışmada birinci model için sistemin kontrolü Bulanık Mantıklı Kontrol (BMK) ve PID kontrol yöntemleri ile yapılmıştır. İkinci model için ise sistemin kontrolü doğrusal matris eşitsizlikleri (DME) tabanlı durum geri-beslemeli H_{∞} kontrol ile yapılmıştır. Modelleme ve simülasyon çalışmaları MATLAB-Simulink programı vasıtasıyla gerçekleştirilmiştir. H_{∞} kontrolcünün tasarımında MATLAB programı ve YALMIP ayrıştırıcı yazılımı kullanılmıştır. Simülasyon çalışmaları ile farklı kontrol yöntemleri arasındaki sonuçlar değerlendirilmiştir.

1.3 Hipotez

Uçaklarda taksi hareketi esnasında yol pürüzlülüğü uçak gövdesinde titreşimlere sebep olur. Bu titreşimler insan sağlığını ve konforunu olumsuz etkileyebilmektedir. Bu titreşimlerin sönümlenmesi ve minimum düzeye indirgenmesi amacıyla pasif iniş takımları, yarı aktif iniş takımları ve aktif iniş takımları olmak üzere üç tipte iniş takımı kullanılmaktadır. Bunlardan en basit yapıya sahip olanı ve en yaygın kullanılanı pasif iniş takımlarıdır. Ancak, pasif iniş takımları titreşim sönümleme bakımından değerlendirildiğinde diğer iki tipteki iniş takımına göre daha başarısız olmaktadır. En etkin performansı veren sistem aktif iniş takımlarıdır. Bu sistemler de tükettikleri büyük miktarda enerji sebebiyle uçakta ek yüklerle sebep olurlar.

Yarı aktif iniş takımları ise, uçak titreşimlerinin sönümlenmesinde aktif sönümleyiciler kadar başarılı olamasalar da uygun kontrol yöntemleriyle aktif iniş takımlarına yakın bir performans sergileyebilmektedir. Ayrıca, bu sistemlerin enerji tüketimi düşük ve emniyet açısından güvenilir sistemlerdir. Bu özelliklerinden dolayı bu sistemler tercih sebebidir. Yarı aktif iniş takımlarında sönüm katsayısını anlık olarak değiştirmek yay katsayısını anlık olarak değiştirmekten daha uygulanabilir bir yöntem olduğundan değişken sönümlü sistemler daha çok tercih edilirler. Sönüm kuvveti hıza bağlı olarak değiştiğinden sistem kontrol edilirken sönümleyicinin hızının kullanılması ile titreşimlerin sönümlenmesi açısından iyi sonuçlar elde edilebilir. Bununla birlikte sönümleyicinin yer değiştirmesinin ve hızının birlikte kullanıldığı bir kontrol yöntemiyle de başarı oranı arttırılabilir.

BÖLÜM 2

TAŞIT TİTREŞİMLERİ

2.1 Titreşimlerin İnsan Sağlığı Üzerindeki Etkileri

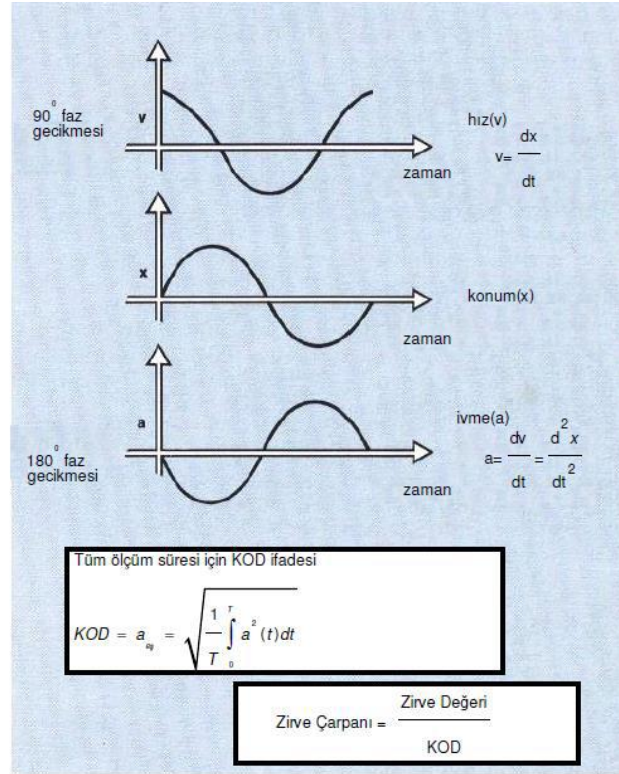
İnsan vücudu günlük yaşamında birçok titreşime maruz kalmaktadır. İnsanlar otobüste, trende, otomobilde, uçakta seyahat esnasında, iş makinesi kullanırken, matkap, çekiç vb. gibi el aletleri kullanırken bu titreşimlere maruz kalmaktadır. Bu titreşimlerden bazıları cep telefonu gibi gerekli ve faydalı olabilmektedir. Belirli sınırlarda dinlenen müzik ise rahatsız etmek yerine daha çok insanı rahatlatır. Ancak insan vücudu kuvvetli ve sürekli bir titreşime maruz kaldığında kalıcı sağlık sorunları ortaya çıkabilmektedir [40].

Taşıtlarda oluşan titreşim hareketleri insan sağlığı üzerinde olumsuz etkiler bırakabilmektedir. Bu konu hakkında çeşitli çalışmalar yapılmıştır. Fakat konfor algısı insandan insana farklılık gösterdiğinden bunun için ISO (International Standards Organisation) insan titreşimleri standartları geliştirilmiştir [40].

2.1.1 ISO İnsan Titreşimleri Standartları Parametreleri ve Titreşim Seviyeleri

İnsan vücudu bir titreşim kaynağıyla temas ettiğinde, sabit bir referansa göre titreşimin şiddetine bağlı olarak konumu değişir. Burada konum değişikliği titreşimin şiddetinin bir ölçüsü olarak kullanılabilir. Ayrıca, titreşimler hız ve ivme parametreleriyle de tanımlanabilmektedir [40]. Konum değişimi, hız ve ivme arasındaki ilişki, Şekil 2.1’de sinüzoidal bir titreşim için verilmiştir.

İvme değerleri titreşim mertebelerini belirleyici bir faktör olarak ISO standartlarının uygulanması için ölçülür. T ölçüm zamanı olmak üzere birkaç farklı titreşim büyüklüğü tanımlamak amacıyla kullanılabilir [41].



Şekil 2.1 Sinüzoidal bir titreşim için hız, konum değişimi, ivme arasındaki ilişki [41]

Zirve Değeri: İvmenin T ölçüm zamanı içindeki anlık en yüksek değeridir. Özellikle ani şokların tanımlanmasında iyi bir ayraç olarak kullanılır [41].

İvmenin Karesel Ortalama Değeri (KOD): Anlık ivme değerlerinin karelerinin ortalama değerinin alınıp bunun da karekökünün alınmasıyla elde edilir. KOD diğer değerlere oranla daha uzun bir zaman aralığında hesaplanır ve titreşimin enerji içeriği ile ilgili olan bir ivme değeridir. Bu sebeple genellikle eşdeğer ivme değeri a_{eq} (m/s^2) veya eşdeğer ivme seviyesi L_{eq} (desibel) olarak adlandırılır (Şekil 2.2), [41].

Anlık Karesel Ortalama: Eğer KOD ölçüm süresine göre düşük bir zaman aralığında hesaplanırsa buna Anlık Karesel Ortalama ismi verilir. Bu değer hesaplanırken ivmeler üstel olarak ağırlıklandırılmaktadır. Bu son ölçülen değerlere öncekilere göre daha fazla ağırlık verildiğinin göstergesidir (Şekil 2.2).

Zirve Çarpanı: Zirve değeri ile tüm ölçüm süresi içerisinde hesaplanan KOD arasındaki orandır. Bir titreşim ne kadar ani (impulsive) ise zirve çarpanı değeri de o derecede yüksektir. Anlık titreşimler, anlık olmayan titreşimlere oranla daha tehlikeli kabul edilirler ve zirve çarpanı değeri bu zararlı titreşim içeriklerinin belirlenmesinde etkili bir araç görevi görür [41].

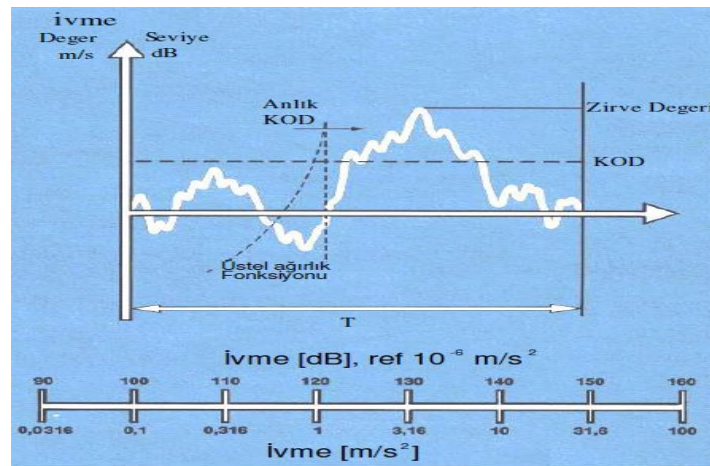
İvme değeri m/s^2 olarak a ile gösterdiğimiz takdirde yada ivme seviyesi (L_d ile gösterelim), desibel (dB) olarak ölçülebilir. Bu ikisi arasında $10^{-6} m/s^2 = 0$ dB gibi bir referans düzeyi tanımladığımız takdirde bir a_i ivmesi aşağıdaki gibi bir L_d seviyesi olarak gösterilir:

$$L_d(dB) = 20 \log_{10} [a_i/a_{ref}] \quad (2.1)$$

Burada, L_d = Titreşim seviyesi (dB)

a_i = Ölçülen ivme (m/s^2)

a_{ref} = Referans seviyesi = $10^{-6} m/s^2$



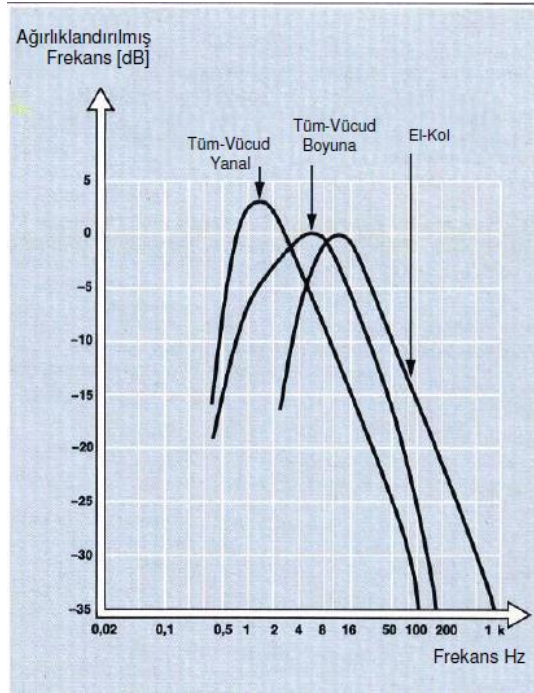
Şekil 2.2 Farklı titreşim büyüklükleri [41]

2.1.2 Frekans Ağırlıklandırması

İnsan vücudu farklı frekans ve yönlerden gelen mekanik titreşimlere farklı derecede hassasiyet gösterir. ISO (International Standards Organisation) bu konu ile ilgili Şekil 2.3'deki üç eğriyi önermiştir.

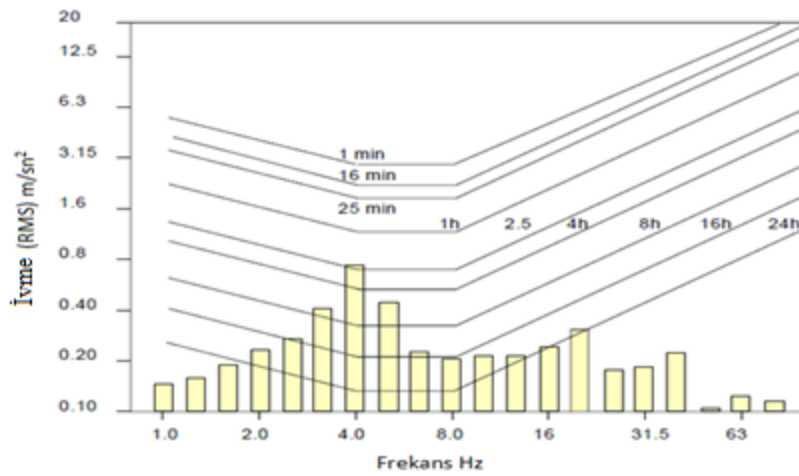
İnsan vücudu kafasından ayağına olan doğrultu boyunca 4-8 Hz frekans aralığındaki titreşimlere duyarlıdır. Ön veya arkasına doğru olan eksen ve omuzları doğrultusunda

ise 1-2 Hz frekans aralığındaki titreşime duyarlı bir yapıya sahiptir. Mide bulantısı veya araba tutması ise 0.1-0.63 Hz frekans aralığında meydana geldiği kabul edilir. Bu belirlemeler insanın yaşı, yapısı, psikolojisi vb. faktörlere bağlı olması sebebiyle bu konudaki çalışmaları zorlaştırmaktadır [40].



Şekil 2.3 İnsan vücudu için ağırlıklandırılmış frekans eğrileri [41]

Konfor konusu kişilere göre değişse de ISO 2631 kriterleri bu konuyla ilgili bazı önerilere sahiptir. Titreşim büyüklüğüne bağlı olarak insan bedeninin tümünün mekanik titreşime maruz kalabileceği süreyi sınırlandırmıştır (Şekil 2.4) [41].



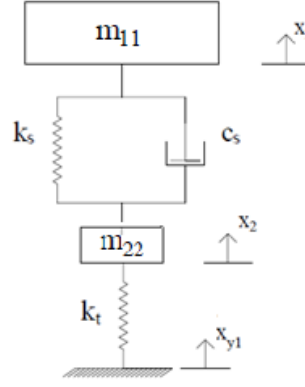
Şekil 2.4 İnsan vücudunun maruz kaldığı titreşime göre rahatsızlık eğrisi [42]

2.2 Uçak Modelleri

Fiziksel sistemleri belirli yaklaşımlarla modellemek, sistem dinamiğini etkileyen faktörleri belirlemeyi ve en uygun tasarıma ulaşmak için çözümler bulmayı amaçlar. Modellenmek istenen sistemler genel olarak dinamik modeller olduğundan bu sistemlerin modellenmesinde diferansiyel denklemler kullanılır. Sistemlerin modellenmesinde belirli yaklaşımlar kullanılır ve bu da modellemede oldukça büyük bir avantaj sağlar. Bu matematiksel modellemelerde fizik yasalarından yararlanılır. Sistemin karakteristiğinin belirlenmesi açısından fiziksel olayların da idealleştirilmesi gerekir. Bu sayede karmaşık yapıdaki sistemler uygun kabuller altında basit olarak modellenebilir [40].

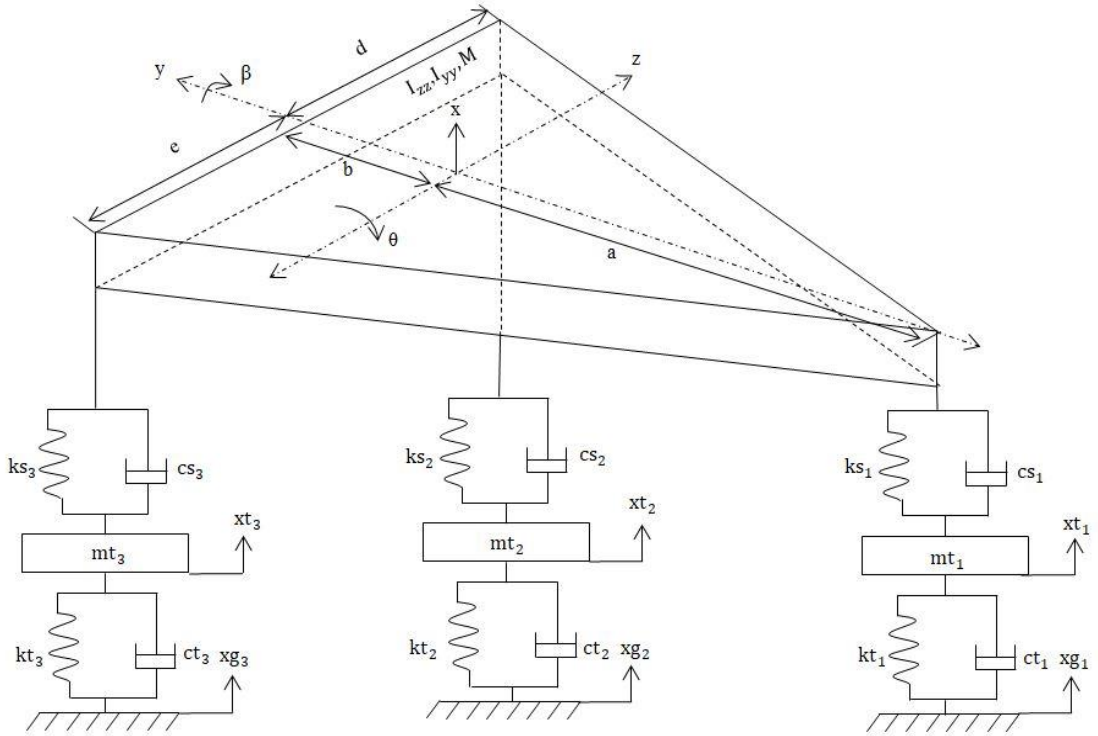
Sistemlerin fiziksel olarak modellenmesi yapılarak belirli durumlara önceden vereceği cevaplar tahmin edilebilir. Sistem fiziksel olarak modellendikten sonra sıra matematik modellemeye gelir. Sistemlerin matematik modelinden elde edilen diferansiyel denklemler lineer ve lineer olmayan sistemler olarak mekanik sistemler için iki gruba ayrılır. Fakat gerçek hayatta bütün sistemler lineer olmayan sistemlerdir. Bazı kabuller yaparak lineer olmayan sistemler lineerleştirilir. Bu da sistemin çözüm hassasiyetinin düşmesine neden olan bir faktördür. Lineerleştirmenin yapılmasının sebebi lineer diferansiyel denklemlerin çoğunun çözümü gerçekleştirilebilirken lineer olmayan denklemler için aynı durumun geçerli olmamasıdır. Bu sebeple sistemin çözümünün kolaylaşması amacıyla lineerleştirme yapılır [40].

Uçak modelleri, amaca göre karmaşık ya da basit olarak yapılabilir. Sistem gerçeğe ne kadar yakın olursa uçağın modeli de o kadar karmaşık olacaktır. Uçağın sadece düşey hareketi incelenmek istenirse Şekil 2.5'deki gibi 1/3 uçak modeli kullanılması yeterli olacaktır.



Şekil 2.5 Uçağın 1/3 modeli [40]

Bu modelde; uçağın gövdesi m_{11} , tekerleğin kütlesi m_{22} , sönüm katsayısı c_s , yay katsayısı k_t , yol girişi x_{y1} , düşey yer değiştirme x_1, x_2 'yi göstermektedir. Tekerleğin sönüm katsayısı değerinin düşük olması sebebiyle ihmal edilebilir. Ancak hassas bir çözüme ulaşmak istenirse modele dahil edilebilir. Burada uçağın yaptığı yalpa ve kafa vurma hareketi yoktur. Eğer bu hareketler gözlemlenmek istenirse Şekil 2.6' daki gibi tam uçak modeli kullanılmalıdır.



Şekil 2.6 Tam uçak modeli

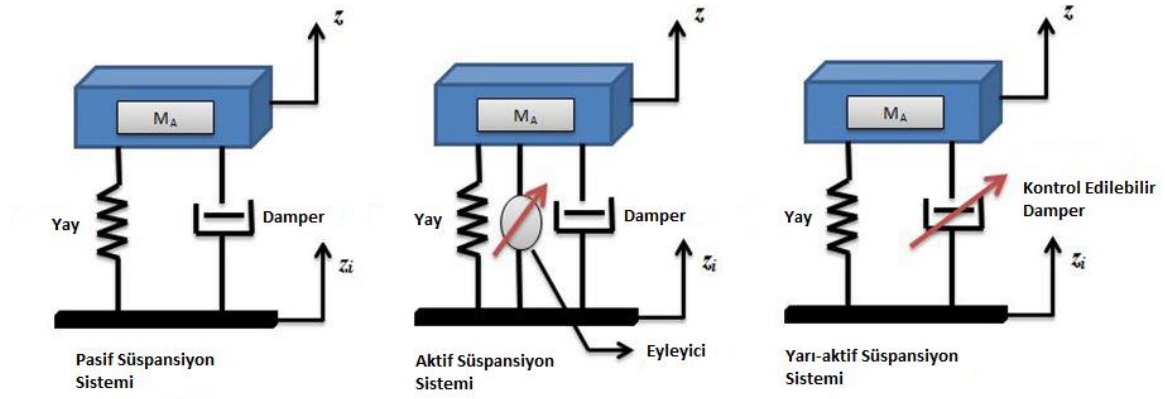
Burada M uçak gövdesinin kütlesini, I_{xx} ve I_{yy} atalet momentlerini, mt_1 , mt_2 , ve mt_3 ön ve arka tekerlek kütlelerini, ks_1 , ks_2 , ks_3 iniş takımlarının yay katsayılarını, cs_1 , cs_2 , cs_3 iniş takımlarının sönüm katsayılarını, kt_1 , kt_2 , kt_3 tekerleklerin yay katsayısını, ct_1 , ct_2 , ct_3 tekerleklerin sönüm katsayısını, a , b , e , d uçağın ölçülerini, x , xt_1 , xt_2 , xt_3 düşey yer değiştirme hareketlerini, θ ve β açısal yer değiştirme hareketini, xg_1 , xg_2 , xg_3 yol girişlerini ifade etmektedir.

Şekil 2.6'daki uçak yol girişi sonucu meydana gelen titreşimlerin etkisi altında bazı hareketler yapar. Uçak x ekseninde düşey yer değiştirme hareketi yapar. Bu hareket bir uçak üzerinde oluşabilecek en önemli titreşim hareketidir. Taksi hareketi esnasında pilot konforu üzerinde doğrudan etkilidir ve taşıt parametrelerinin belirlenmesinde kullanılır. Uçağın y ekseninde yaptığı yalpa hareketi, uçağın ağırlık merkezinin simetri ekseninde olmamasından aynı aks üzerinde bulunan iniş takımlarının eşdeğer parametrelere sahip olmaması halinde yay veya yol girişinin farklılığı sebebiyle oluşur. Uçağın z ekseninde yaptığı kafa vurma hareketi yoldaki değişimler veya ani frenleme nedeniyle meydana gelir [43].

2.3 Süspansiyon Sistemleri

Uçaklarda titreşimlerin azaltılması veya tamamen ortadan kaldırılması, insan sağlığı, güvenliği ve konforu açısından önem arz etmektedir. Uçaklarda bu görev iniş takımları tarafından yerine getirilmektedir. Mevcut pasif süspansiyon sistemleri sabit sönümleme değeriyle enerjiyi sönümleme kabiliyetine sahiptir. Sabit sönümleme özellikleri sayesinde, uygulamalar için uygun olmayan değişken sönümleme kuvvetleri bunların gerekli olduğu koşullarda üretilmez. Girişe verilen tahrikin yerini tutan bir kuvvet üretmek için, aktif ve yarı aktif süspansiyon kavramları 1950lerin başında sunulmuştur. Aktif süspansiyon sisteminde; kuvvet üreten parça çalışmak için hidrolik güç kaynağına ihtiyaç duyan hidrolik tahrik edicidir. Tahrik edici, geleneksel pasif damperlerdeki yay-sönüm elemanının yerini alır, ilgili tahrik girişine kuvvet üretir ve şartlara göre çalışır. Bu sistemlerin uygulaması artan ağırlıkları ve yüksek maliyeti sebebiyle kısıtlıdır. Yüksek güç gereksinimi de aktif süspansiyon sisteminin uygulanmasında bir sınırlamadır. Etkili bir sönümlemeyi gerçekleştirmek için yarı aktif süspansiyonlarla pasif ve aktif süspansiyon sistemlerinde karşılaşılan sorunların üstesinden gelinebilir. Yarı aktif süspansiyonlar

Çalışma koşullarına göre düşük güç ihtiyaıyla enerji sönümlemedeki değişken değerleri sağlama yeteneğine sahiptir. Ayrıca, g kesildiğinde pasif sistemler olarak davranırlar. Bu da sisteme g sağlanmadığı durumda oluşabilecek çalışma sorunlarına yol açmaz [5]. Pasif, aktif ve yarı aktif sşpansiyon sistemleri şekil 2.7’de gösterilmiştir.

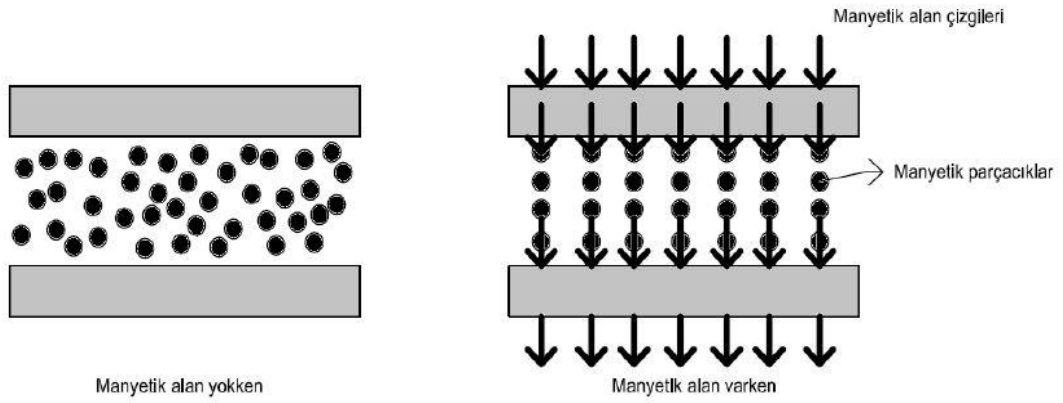


şekil 2.7 Pasif, aktif ve yarı-aktif sşpansiyonların yapısı [15]

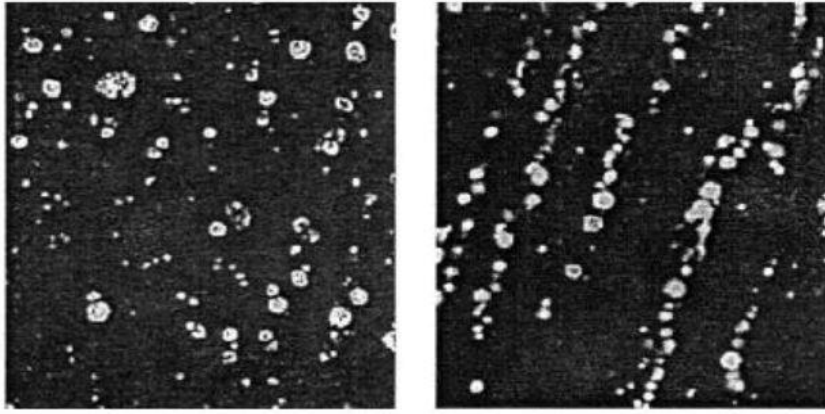
3.1 MR Akışkanlar

MR (Manyeto-Reolojik) akışkanlar 1950'lerin başında J. Robinow tarafından gerçekleştirilmiştir [11]. MR akışkanlar uygulanan manyetik alana bağlı olarak viskozitesinde de değişiklik gösterme özelliğine sahiptir. Bu sebeple kontrol edilebilir akıllı akışkanlar olarak isimlendirilirler [40].

MR akışkan yapı olarak, bir taşıyıcı sıvı içerisinde (sıvı petrol bazlı yağlar, silikon yağı, gazyağı vs.) belirli oranda bulunan küçük manyetik parçacıklardan oluşur. Taşıyıcı sıvı manyetik alana maruz kaldığında içerisindeki manyetik parçacıklar zincir şeklinde dizilerek sıvı geçişini zorlaştırır. Manyetik alan kaldırıldığında ise normal akışkan özelliği gösterir. Taşıyıcı sıvı manyetik alana maruz kaldığında manyetik alanın şiddetine göre sıvının viskozitesi artar ve kontrol edilebilmesini sağlar [40]. Zincir diziliminin oluşumu Şekil 3.1'de verilmiştir. MR sıvısının elektron mikroskobu ile çekilen fotoğrafı ise Şekil 3.2'de verilmiştir.

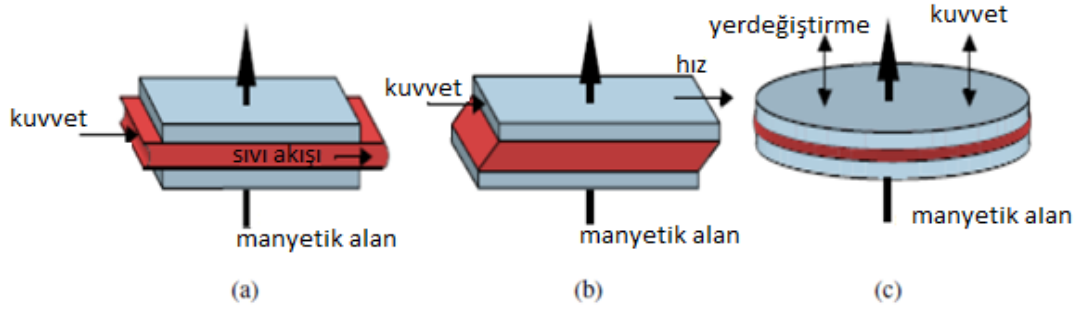


Şekil 3.1 MR sıvının manyetik alana tepkisi [40]



Şekil 3.2 MR sıvının elektron mikroskobu ile çekilen fotoğrafı (solda manyetik alan yokken, sağda manyetik alan uygulanmış halde iken) [44]

MR sıvının kullanıldığı araçlar çalışma şekli olarak üç başlık altında toplanabilir. Bunlar; Direkt kesme modu (Şekil 3.3(a)), Valf modu (Şekil 3.3(b)), Sıkıştırma modu (Şekil 3.3(c)) şeklinde gruplandırılır.



Şekil 3.3 MR akışkanın çalışma metotları [45]

MR sıvının tercih edilmesinde hızlı cevap süresi, yüksek dinamik akma gerilmesi, düşük plastik viskozite, geniş sıcaklık aralığında çalışabilme ($-40^{\circ}\text{C} - 150^{\circ}\text{C}$), zor çökme, kolay ve homojen karışım oluşturma gibi özellikleri etkili olmaktadır. MR sıvı manyetik alana maruz kaldığında milisaniye gibi çok hızlı bir sürede sıvı halden yarı katı hale geçebilirler. Manyetik alan kalktığında ise yine hızlı bir şekilde eski durumuna geri döner. Yukarıda belirtilen çalışma sıcaklığında bu sıvıların 100 kPa olan maksimum kayma gerilmesi hemen hemen değişim göstermemektedir [46], [47], [48]. Bu sıvılar kullanım ve imalat süresince oluşabilecek kirlenmelerden olumsuz etkilenmezler ve zehirli değildirler. 12-24 volt gibi düşük gerilim altında 1-2 amper akım ile çalışabilmektedir. Bu sebeple aktif edildiklerinde düşük güç tüketirler. Diğer bir kontrol edilebilir akışkan olan ER sıvısı MR sıvısına göre düşük alan ve yüksek gerilime ihtiyaç duyması vb. bazı özelliklerinden dolayı dezavantajlara sahiptir. Bu sebeple MR sıvıya göre araştırmalarda geri planda kalmıştır. Bu iki sıvının ayrıntılı özellikleri Çizelge 3.1’de verilmiştir [49].

Çizelge 3.1 MR sıvısı ve ER sıvısı karşılaştırma [49]

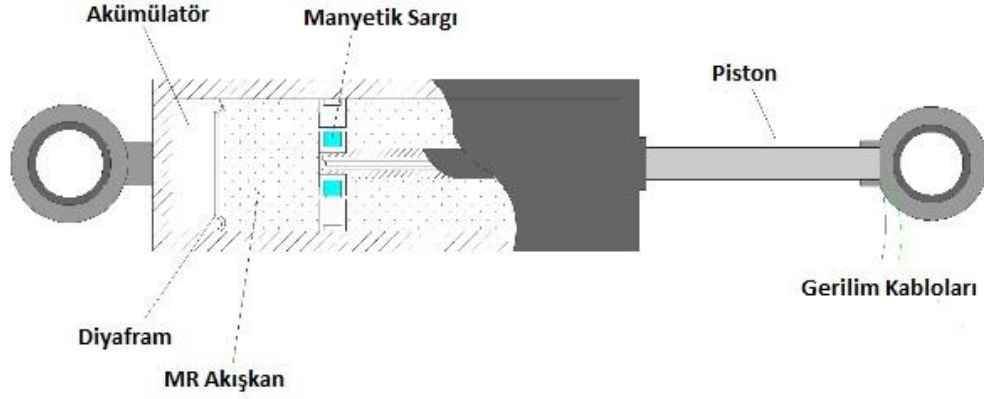
ÖZELLİK	MR Sıvısı	ER Sıvısı
Maksimum akma gerilmesi	50 - 100 Kpa	2-5 Kpa
Maksimum manyetik alan	250 kA/m	4 kV/mm
Plastik viskozite	0.1 - 1 Pa.s	0.1 - 1 Pa.s
Çalışma sıcaklık aralığı	-40°C - +150°C	+10°C - +90°C
Kararlılık	Kirlilikten etkilenmez	Kirlilikten etkilenir
Cevap süresi	ms	ms
Yoğunluk	3 – 4 g/cm ³	1 – 2 g/cm ³
Dinamik vizkosite/akma gerilmesi	5e-11 s/Pa	5e-8 s/Pa
Maksimum enerji yoğunluğu	0.1 J/cm ³	0.001 J/cm ³
Güç tüketimi	2 – 25 V, 1-2 A	2000 – 5000 V, 1-10 mA

Günümüzde LORD Corporation gibi firmalar MR sıvısı ve MR sönümleyici üzerine araştırma-geliştirme, üretim ve satış faaliyetlerinde bulunmaktadır. Honda, Cadillac, Ferrari, Audi vb. gibi büyük otomotiv markaları MR sönümleyici kullanmak için araştırma-geliştirme çalışmalarına devam etmektedir [40].

3.2 MR Sönümleyiciler

Yarı aktif sönümleyiciler çeşitli sistemlerin kontrolü amacıyla birçok alanda kullanılmaktadır. Yarı aktif sönümleyici olan MR sönümleyici sönüm kuvvetinin manyetik alana göre değişmesi özelliğinden dolayı yarı aktif özellik gösterir [50]. MR sönümleyici

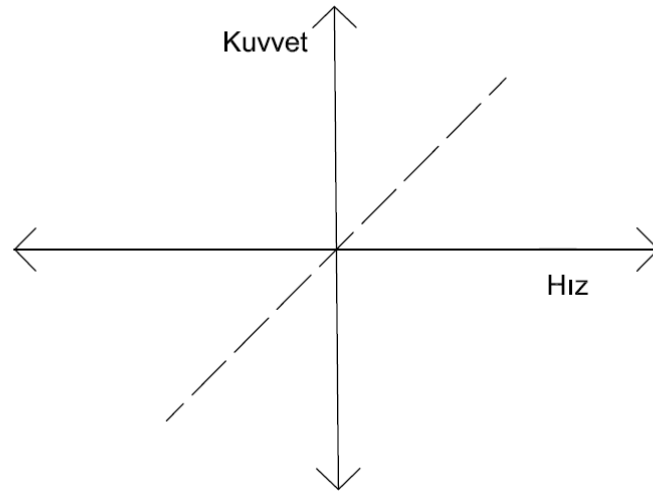
piston, akümülatör, manyetik sargı, MR akışkan, piston ve manyetik sargıdan meydana gelir ve fiziksel modeli Şekil 3.4’te verilmiştir.



Şekil 3.4 MR sönümleyici fiziksel modeli

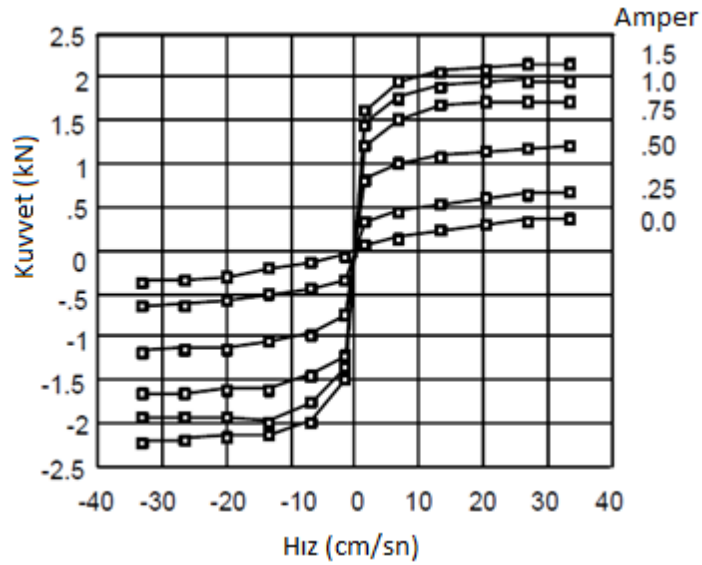
MR sıvısı taşıyıcı sıvı içerisinde mikron seviyede manyetik parçacıklar eklenmesiyle elde edilir. Taşıyıcı sıvı olarak genellikle silikon bazlı yağ, petrol bazlı yağ veya su tercih edilir. Manyetik parçacık olarak da demir kullanılır. MR sönümleyici pistonun hareketiyle MR sıvısının piston ucunda bulunan boşluktan akmaya zorlanır. Pistonun ucundaki boşlukta elektromıknatıslar bulunmaktadır. Elektromıknatıslarda manyetik alan oluşmadığı takdirde MR sıvısı normal akışkan gibi davranır. Ancak manyetik alan oluştuğu takdirde MR sıvı boşluktan geçerken sıvı içerisindeki manyetik parçacıklar sıralı olarak dizilerek sıvının viskozitesini değiştirir ve sıvıyı yarı katı hale getirerek daha viskoz bir hale getirir. Bu sayede MR sönümleyicinin sönüm kuvveti değiştirilebilir ve uygulanan manyetik alana bağlı olarak bu kuvvet kontrol edilebilir. Bu işlem için gerekli güç miktarı oldukça düşüktür ve bir akü ile sağlanabilir. Ayrıca emniyet açısından, güç kesildiği takdirde MR sönümleyici pasif özellik göstererek sistemde oluşabilecek zararları ortadan kaldırır [51].

Lineer bir sönümleyicide sönüm kuvveti hızla doğru orantılı olarak değişir. Sisteme girilen hıza karşı tek bir kuvvet oluşur. Lineer pasif sönümleyicinin hız-kuvvet eğrisi, Şekil 3.5’de gösterildiği gibi önceden belirlenebilir ve bir tanedir.



Şekil 3.5 Pasif sönümleyicinin hız-kuvvet eğrisi [40]

MR sönümleyicide ise, uygulanan manyetik alana göre sürekli değişen bir sönüm kuvveti oluşacaktır. Hız-kuvvet eğrisi ise manyetik alana bağlı olarak Şekil 3.6'da gösterildiği gibi olacaktır.



Şekil 3.6 MR sönümleyicinin hız-kuvvet eğrisi [44]

3.3 MR Sönümleyicilerin Matematiksel Modeli

MR sönümleyiciler lineer olmayan histeresiz karaktere sahiptir ve MR sönümleyicilerin modellenmesinde lineer olmayan histeresiz hareketi en iyi yansıtan matematiksel modelin elde edilmesi amaçlanmaktadır. Bu kapsamda MR sönümleyicilerin hareketini yansıtan birçok model geliştirilmiştir. Bu geliştirilen modeller parametrik ve parametrik

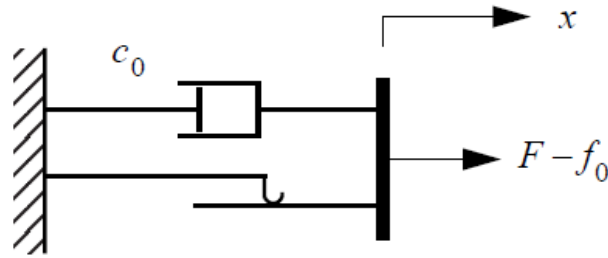
olmayan olmak üzere iki kısımda incelenir. Parametrik olmayanlar deney sonuçlarına göre, parametrik olanlar ise yay ve sönüm gibi mekanik elemanlar kullanılarak oluşturulur. Parametrik modellere; bingham modeli, li modeli, gomota-filisko modeli, bouc-wen modeli, geliştirilmiş bouc-wen modeli örnek olarak verilebilir. Parametrik olmayanlara örnek olarak bulanık mantık kontrollü sinir ağları, adaptif bulanık mantık kontrollü sinir ağları ve yapay sinir ağları verilebilir [52].

3.3.1 Bingham Modeli

Bingham modeli paralel olarak yerleştirilmiş sürtünme elemanı ve damperden oluşmaktadır (Şekil 3.7). Burada F kuvveti;

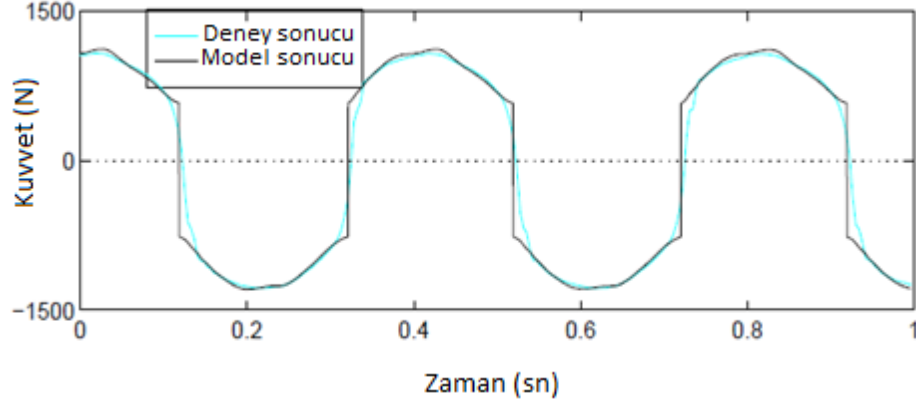
$$F = f_c \sin(\dot{x}) c_0 \dot{x} + f_0 \quad (3.1)$$

şeklinde tanımlanmaktadır.

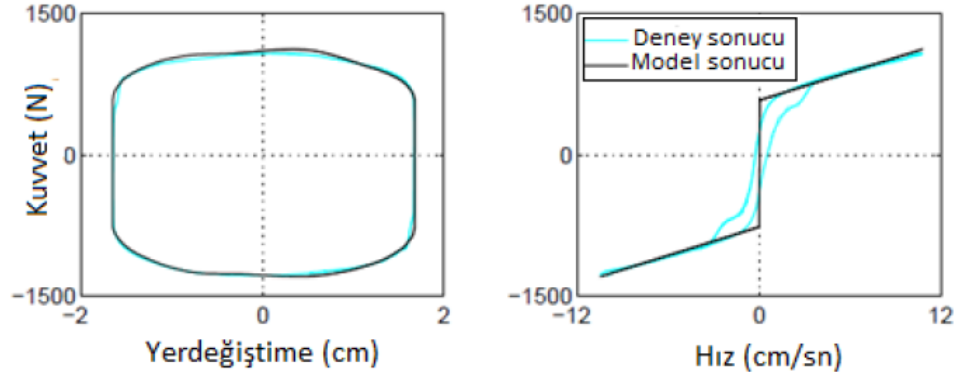


Şekil 3.7 Bingham modeli [49]

Denklemdaki c_0 sönüm katsayısını, f_c sürtünme katsayısını ve f_0 eğer akümülatör var ise, akümülatör içindeki basınçlı gaz sebebiyle etkiyen kuvveti ifade etmektedir. Ancak bu model MR sıvılarda görülen kayma incelmesi (shear thinning) veya kayma kalınlaşması (shear thickening) durumları açısından iyi bir benzetim değildir [53]. Spencer vd. 1996 yılında yaptıkları deneysel çalışmada elde ettikleri sonuçları bingham modelini kullanarak elde ettikleri sonuçlarla karşılaştırmışlardır. Bingham modeli MR sönümleyicinin hareketini modellemede başarılı olamamaktadır (Şekil 3.8 ve Şekil 3.9) [49].



Şekil 3.8 Bingham modelinin deneysel sonuçlar ile karşılaştırılması, kuvvet-zaman eğrisi [49]



Şekil 3.9 Bingham modelinin deneysel sonuçlar ile karşılaştırılması, kuvvet-yer değiştirme ve kuvvet-hız eğrileri [49]

3.3.2. Bouc-Wen Modeli

MR sönümleyicilerin lineer olmayan hareketini modellemede kullanılan bir diğer model de Bouc-Wen modelidir (Şekil 3.10).

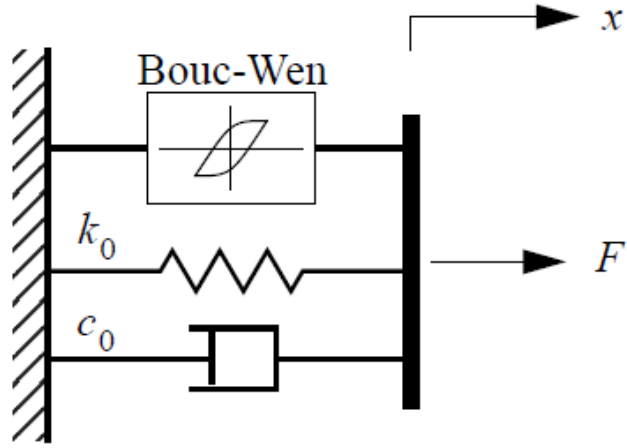
F kuvveti;

$$F = (c_0 \dot{x} + k_0(x - x_0) + a_h z \quad (3.2)$$

şeklinde tanımlanır. Hesaplanabilir z değişkeni ise;

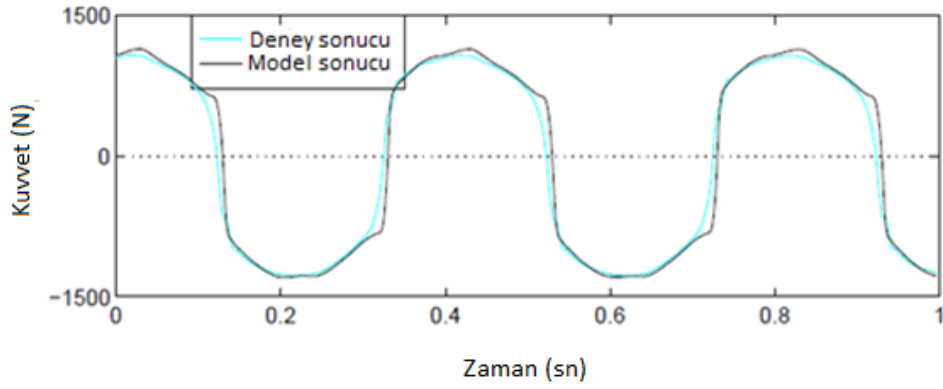
$$\dot{z} = -\gamma |\dot{x}| z |z|^{n-1} - \beta \dot{x} |z|^n + A \dot{x} \quad (3.3)$$

şeklinde ifade edilir.

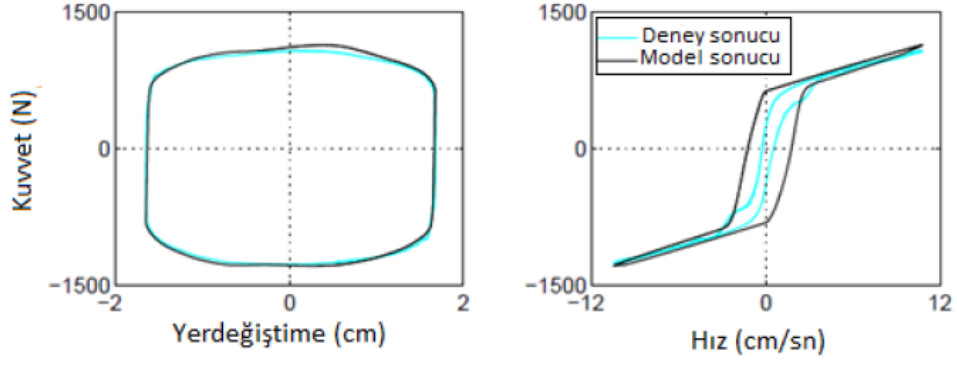


Şekil 3.10 Bouc-Wen modeli [49]

Burada; γ , A ve β MR sönümleyicinin histeresiz karakterinin tanımlanmasında kullanılır ve deneysel verilerle elde edilir. x yer değiştirme, $\dot{x}$ hız, f_0 akümülatör basınç kuvvetini, k_0 lineer yayın katsayısını ifade etmektedir.



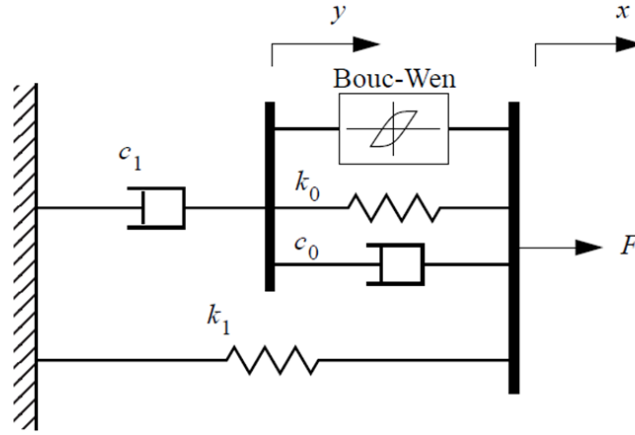
Şekil 3.11 Bouc-Wen modelinin deneysel sonuçlar ile karşılaştırılması, kuvvet-zaman eğrisi [49]



Şekil 3.12 Bouc-Wen modelinin deneysel sonuçlar ile karşılaştırılması, kuvvet-yer değiştirme ve kuvvet-hız eğrileri [49]

Bouc-Wen modelinin deneysel sonuçlarla karşılaştırılması Şekil 3.11-3.12’de verilmiştir. Şekillerde de görüldüğü gibi Bouc-Wen modeli MR sönümleyicinin hareketini başarılı şekilde modellemiştir. Bouc-Wen modeli Bingham modeline göre iyi sonuç verse de kuvvet-hız eğrisinde görüldüğü gibi büyük bir hata oranıyla karşılaşılmaktadır [49].

3.3.3. Geliştirilmiş Bouc-Wen Modeli



Şekil 3.13 Geliştirilmiş Bouc-Wen modeli [49]

MR sönümleyicinin performansını daha gerçekçi kılmak için Bouc-Wen modelinin geliştirilmiş hali olan geliştirilmiş Bouc-Wen modeli Şekil 3.13’de görüldüğü gibi gösterilmektedir. Bu modele ait oluşan sönümleyici kuvveti F aşağıdaki gibi ifade edilmektedir.

$$F = a_h z + c_0 (\dot{x} - \dot{y}) + k_0 (x - y) + k_1 (x - x_0) = c_1 \dot{y} + k_1 (x - x_0) \quad (3.4)$$

Buradan $c_1 \dot{y}$;

$$c_1 \dot{y} = a_h z + c_0 (\dot{x} - \dot{y}) + k_0 (x - y) \quad (3.5)$$

şeklindedir. Burada y ve z ;

$$\dot{y} = \frac{1}{c_0 + c_1} \{a_h z + c_0 \dot{x} + k_0 (x - x_0)\} \quad (3.6)$$

$$\dot{z} = -\gamma |\dot{x} - \dot{y}| |z|^{n-1} z - \beta (\dot{x} - \dot{y}) |z|^n + A (\dot{x} - \dot{y}) \quad (3.7)$$

şeklinde olacaktır. Burada x toplam bağıl yer değiştirmeyi, x_0 yay sabiti k_1 olan yayın başlangıç yer değiştirmesini, k_0 yüksek hızlardaki yay sabitini, k_1 akümülatör yay sabitini, c_0 yüksek hızlardaki viskoz sönümü ve c_1 düşük hızlarda kuvvet azalması için viskoz sönümü olarak ifade edilmektedir.

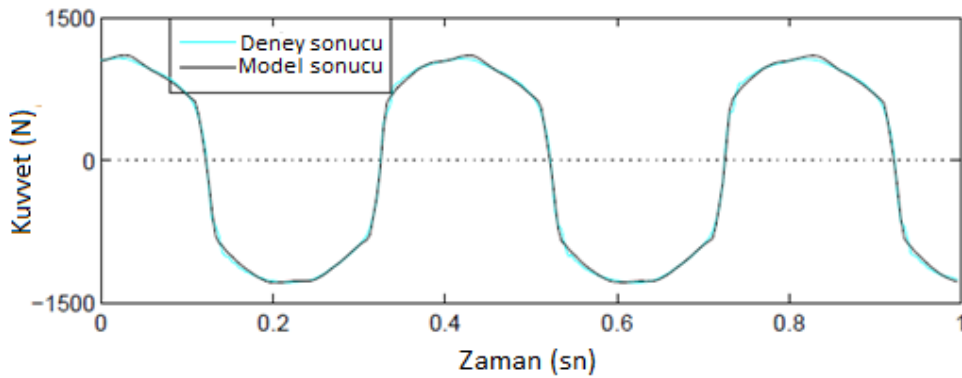
V gerilim olmak üzere a_h , c_1 , c_0 ve $\dot{u}$ ise;

$$a_h = a_{ha} + a_{hb} u \quad (3.8)$$

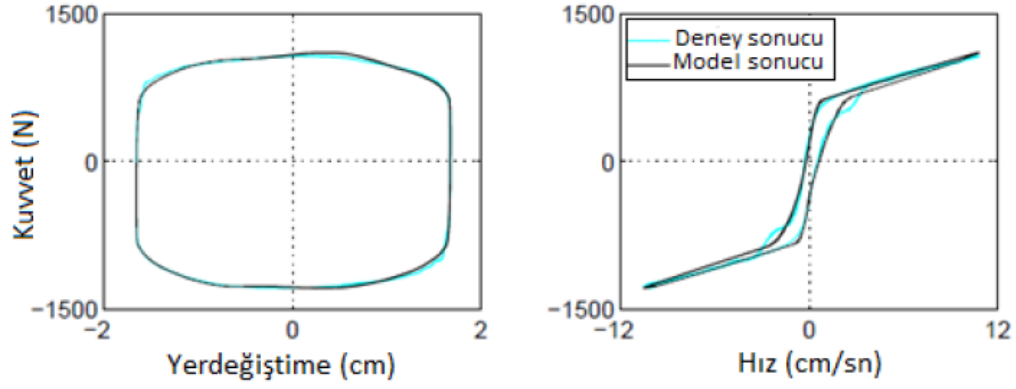
$$c_1 = c_{1a} + c_{1b} u \quad (3.9)$$

$$c_0 = c_{0a} + c_{0b} u \quad (3.10)$$

$$\dot{u} = -\eta (u - V) \quad (3.11)$$



Şekil 3.14 Geliştirilmiş Bouc-Wen modelinin deneysel sonuçları ile karşılaştırılması, kuvvet-zaman eğrisi [49]



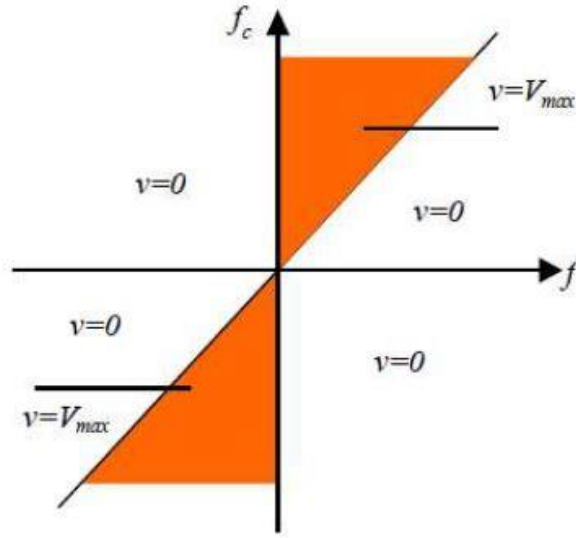
Şekil 3.15 Geliştirilmiş Bouc-Wen modelinin deneysel sonuçlarla karşılaştırılması, kuvvet-yer değiştirme ve kuvvet-hız eğrileri [49]

Geliştirilmiş Bouc-Wen modeli Şekil 3.14-3.15’de görüldüğü gibi Bingham ve Bouc-Wen modellerine göre MR sönümleyicinin hareketini daha başarılı bir şekilde gerçekleştirmektedir. Bu modelde kuvvet-hız eğrisindeki hata oranı diğer modellere göre daha azdır. Bu çalışmada da gerçeğe en yakın sonucu veren geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kullanılmıştır.

3.4. Yarı Aktif Sönümleyiciye Heaviside Basamak Fonksiyonu ile Voltaj Sürme Yaklaşımı

MR sönümleyicinin üstünlüğü tasarlanan kontrol sisteminden alınan elektriksel girdi ile yakından ilgilidir. Bu nedenle sönümleyiciyi gerçeğe yakın davranışına göre modellerken gönderilen voltaj ya da akımın tespiti de önemlidir [54].

Heaviside basamak fonksiyonu kontrolünde, MR sönümleyicinin ürettiği kuvvet, ideal kontrol kuvvetinden küçük ve aynı işaretli ise maksimum elektriksel çıkış değilse herhangi bir çıkış verilmemektedir [54]. Bu yapı Şekil 3.16’da gösterilmiştir.



Şekil 3.16 Heaviside basamak fonksiyonu gerilim çıkışı [54]

Fonksiyonun matematiksel ifadesi (3.12)'de verilmiştir.

$$v = V_{maks}H[(f_c - f)f] \quad (3.12)$$

Burada f_c ideal kontrol kuvvetini, f MR sönümleyicinin ürettiği kuvveti, $H(.)$ ise Heaviside fonksiyonunu ifade etmektedir. Heaviside fonksiyonu (3.13)'de açık şekilde ifade edilmiştir. Görüldüğü gibi çıkış değeri olarak maksimum voltaj V_{maks} , $V_{maks}/2$ ve sıfır volt şeklinde üç durum mevcuttur [54].

$$H(x) = \frac{1}{2}(1 + \text{sgn}(x))$$

$$v = \frac{V_{maks}}{2}(1 + \text{sgn}([f_c - f]f))$$

$$v = \{0, \frac{V_{max}}{2}, V_{max}\} \quad (3.13)$$

3.5. MR Sönümleyicinin Histeresiz Karakteri

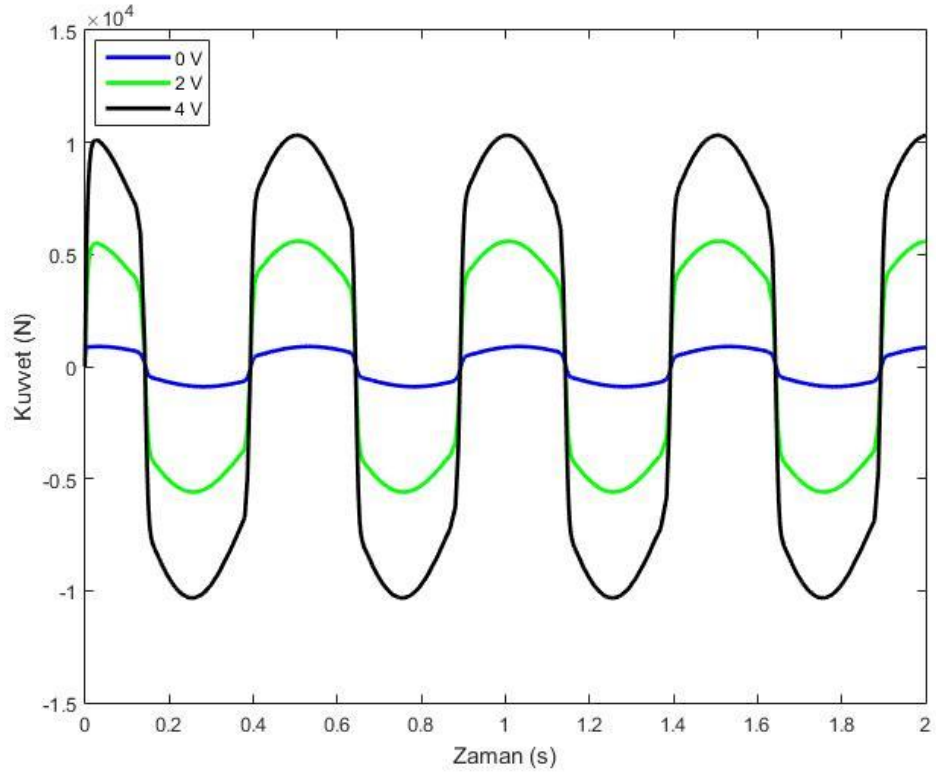
MR sönümleyicinin geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kullanılarak oluşturulan modelinin histeresiz karakterini belirlemede kullanılan parametreler Çizelge 3.2'de verilmiştir. Bu tezde iki farklı matematiksel model kullanıldığından birinci ve ikinci model için kullanılan MR damperin histeresiz eğrileri aşağıda verilmiştir.

Çizelge 3.2 MR sönümleyici modelinin parametreleri [40]

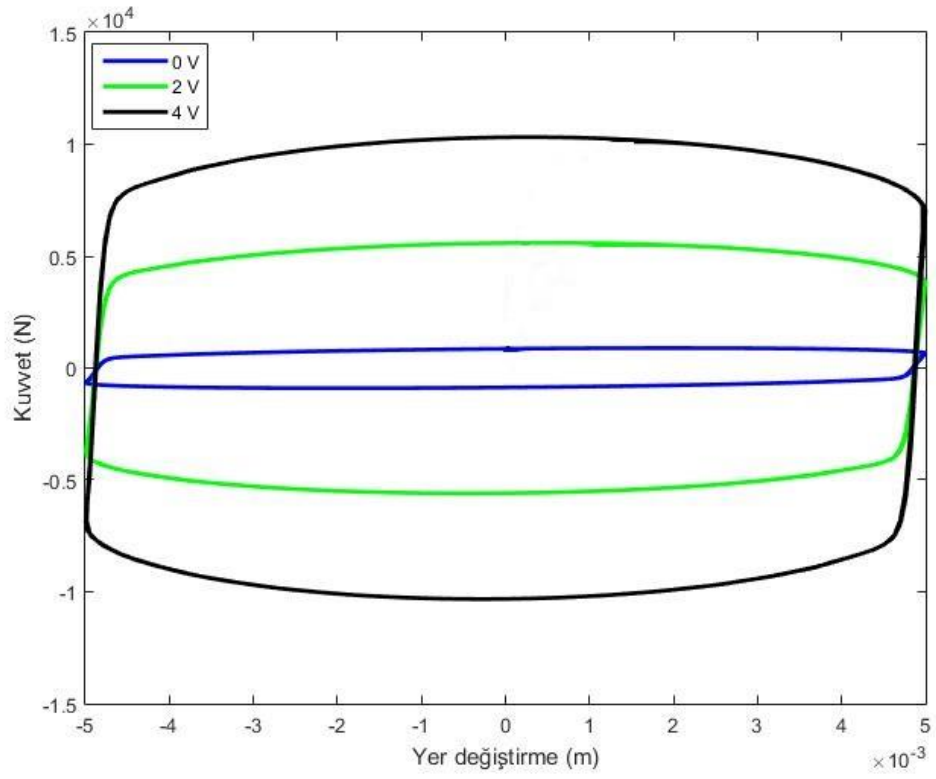
Parametre	Değer	Parametre	Değer
k_1	840 N/m	α_α	12441 N/m
k_0	3610 N/m	α_b	38430 Ns/Vm
c_{0a}	784 Ns/m	γ	136320 1/m ²
c_{0b}	1803 Ns/Vm	β	2059020 1/m ²
c_{1a}	14649 Ns/m	η	190 1/s
c_{1b}	34622 Ns/Vm	n	2
A	58		

3.5.1. Birinci Model İçin MR Sönümleyicinin Histeresiz Karakteri

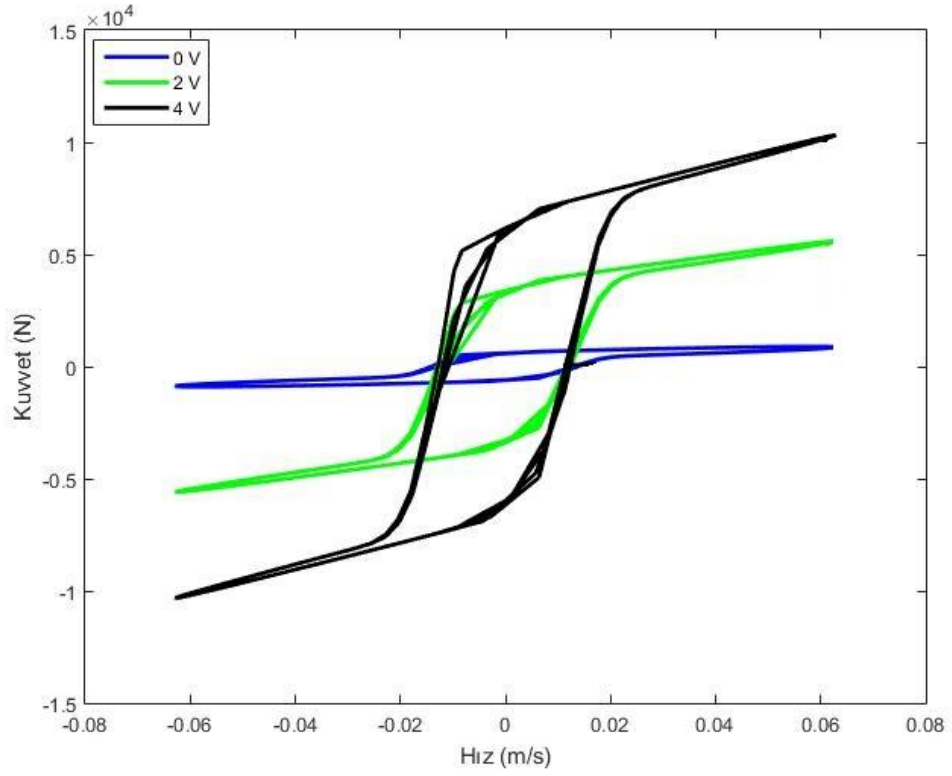
Simülasyon çalışmaları MATLAB-Simulink Yardımıyla yapılmış olup, sönümleyicinin histeresiz karakteri Şekil 3.17-3.22’de görülmektedir. MR sönümleyicinin ucuna 2 Hz olan 0.005m genlikli bir yer değiştirme uygulanmıştır. MR sönümleyiciye uygulanan gerilim 0, 2 ve 4 voltur. MR sönümleyicinin yaptığı sönümlemeyi iniş takımlarına uyarlamak için MATLAB-Simulink ortamında MR sönümleyicinin ürettiği sönümleme kuvveti arka iniş takımları için 3 ile ön iniş takımı için 8 ile çarpılmıştır. MR sönümleyicinin ürettiği sönüm kuvvetine göre, kuvvet-zaman, kuvvet-hız ve kuvvet-yer değiştirme eğrileri incelenmiştir.



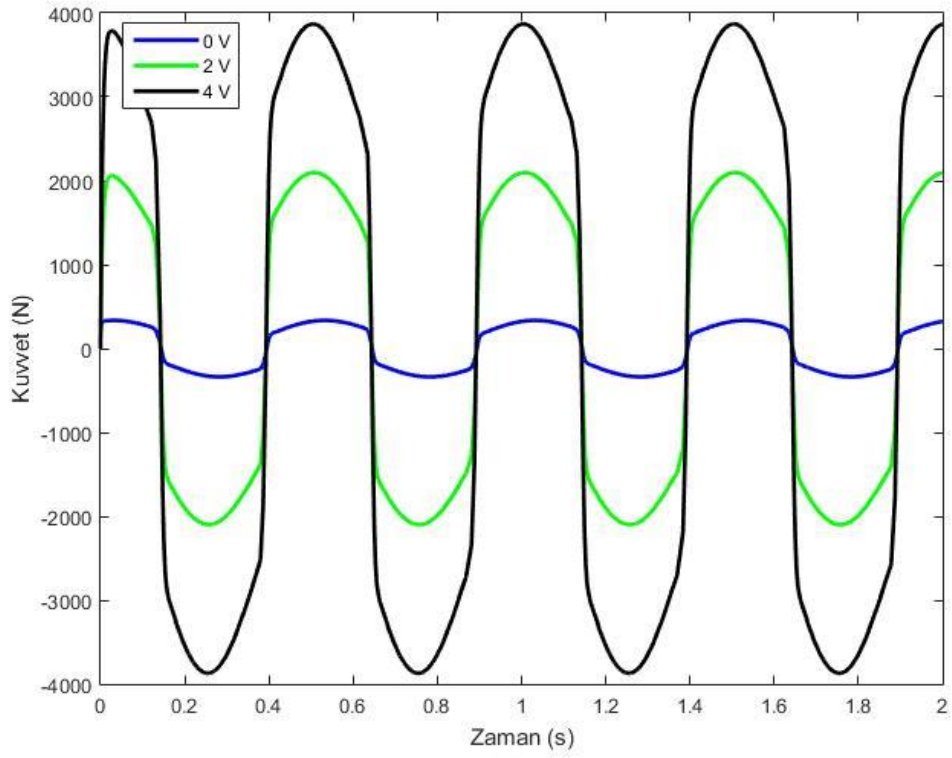
Şekil 3.17 Ön tekerleğe ait geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kuvvet-zaman eğrisi



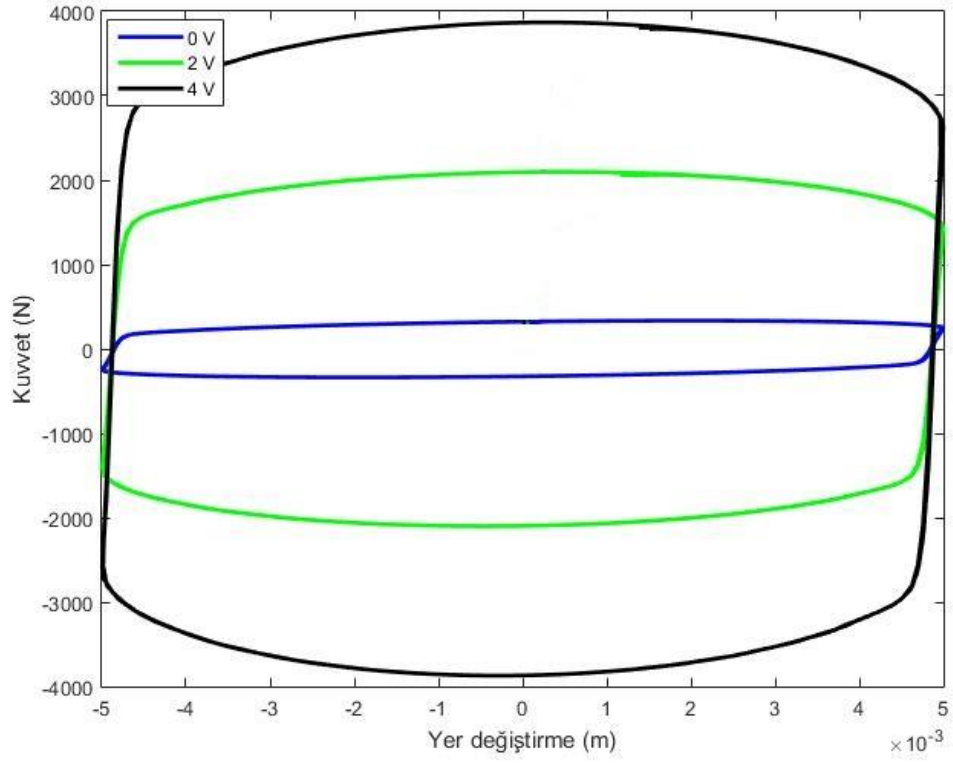
Şekil 3.18 Ön tekerleğe ait geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kuvvet-yer değiştirme eğrisi



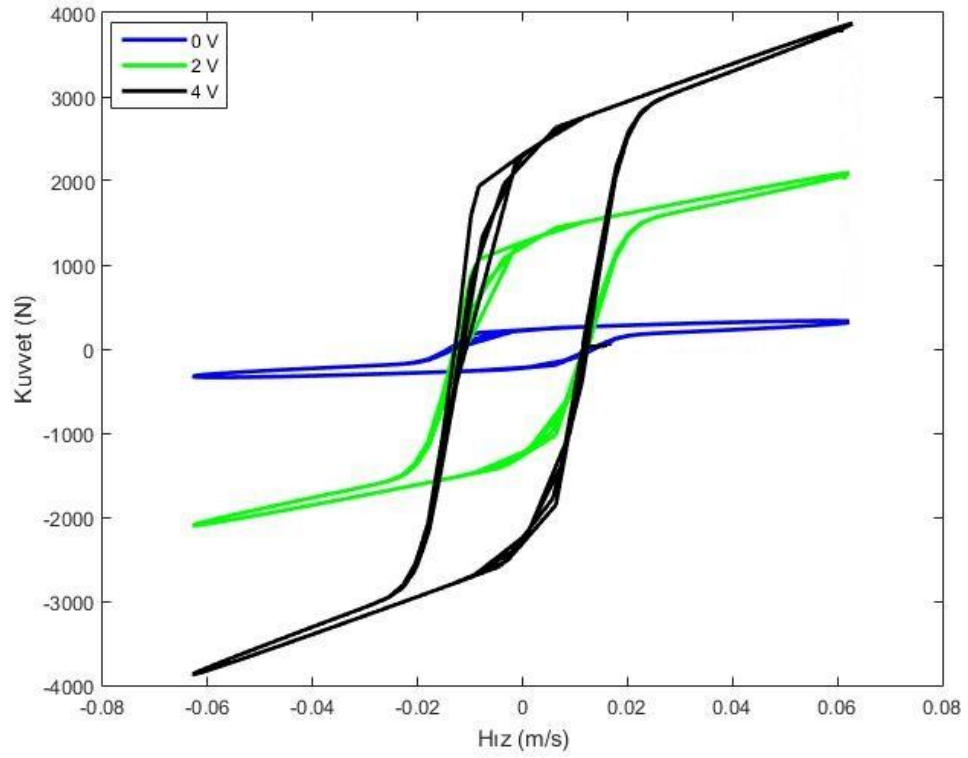
Şekil 3.19 Ön tekerleğe ait geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kuvvet-hız eğrisi



Şekil 3.20 Arka tekerleğe ait geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kuvvet-zaman eğrisi



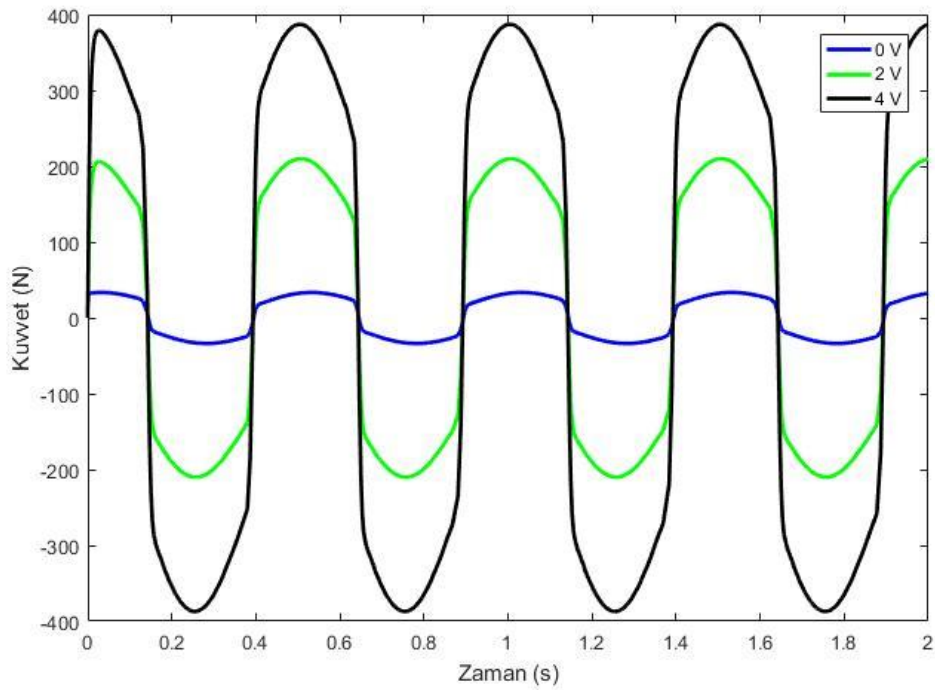
Şekil 3.21 Arka tekerleğe ait geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kuvvet-yer değiştirme eğrisi



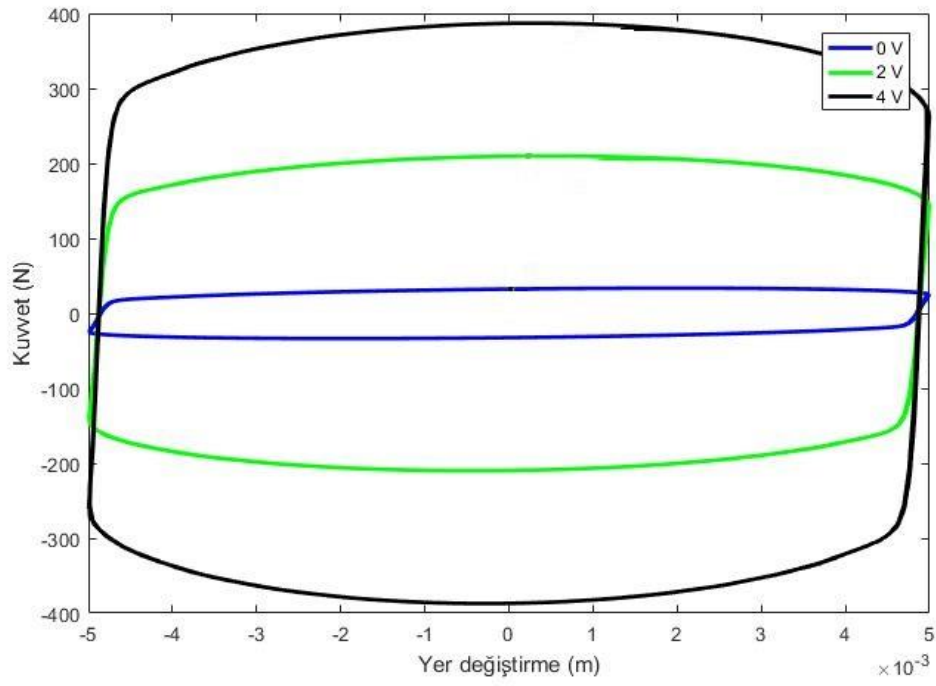
Şekil 3.22 Arka tekerleğe ait geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kuvvet-hız eğrisi

3.5.2. İkinci Model Model İçin MR Sönümleyicinin Histeresiz Karakteri

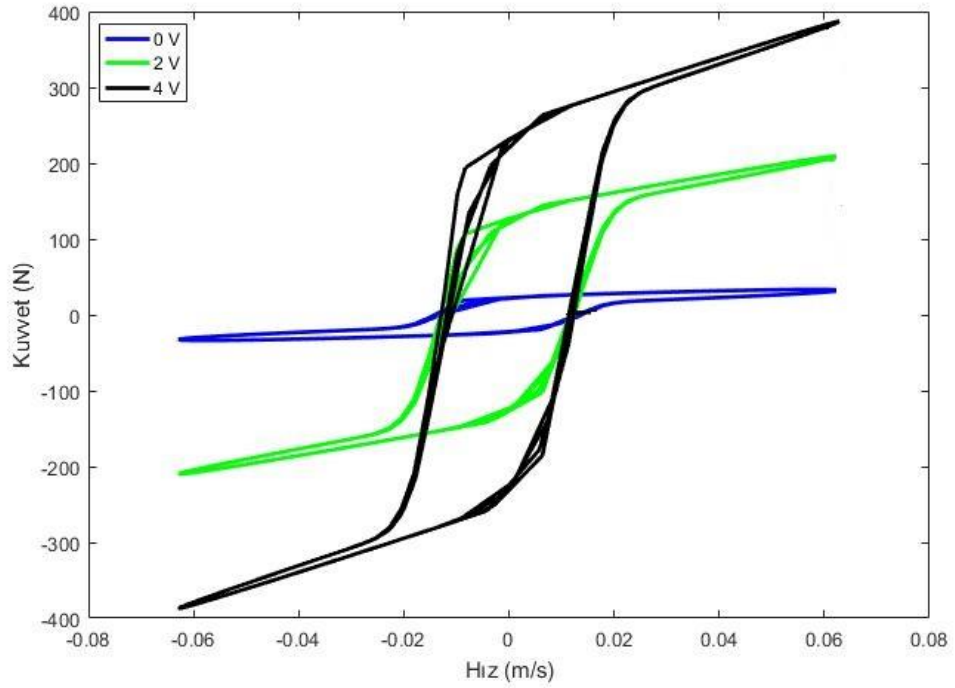
Simülasyon çalışmaları MATLAB-Simulink Yardımıyla yapılmış olup, sönümleyicinin histeresiz karakteri Şekil 3.23-3.25 arasında görülmektedir. MR sönümleyicinin ucuna 2 Hz olan 0.005m genlikli bir yer değiştirme uygulanmıştır. MR sönümleyiciye uygulanan gerilim 0, 2 ve 4 voltur. MR sönümleyicinin yaptığı sönümlemeyi pilot koltuklarına uyarlamak için MATLAB-Simulink ortamında MR sönümleyicinin ürettiği sönümleme kuvveti koltuk için 0.3 ile çarpılmıştır. MR sönümleyicinin ürettiği sönüm kuvvetine göre, kuvvet-zaman, kuvvet-hız ve kuvvet-yer değiştirme eğrileri incelenmiştir.



Şekil 3.23 Koltuğa ait geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kuvvet-zaman eğrisi



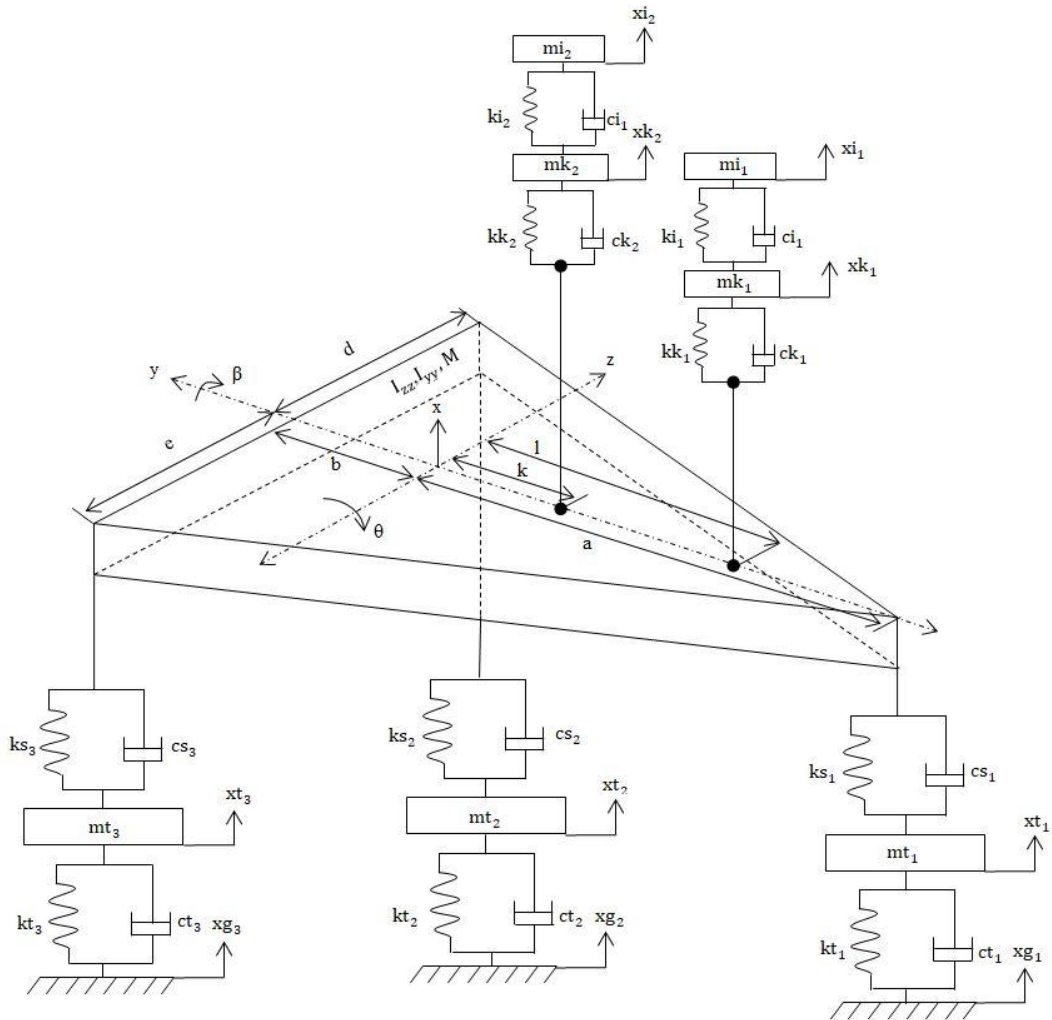
Şekil 3.24 Koltuğa ait geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kuvvet-yer değiştirme eğrisi



Şekil 3.25 Koltuğa ait geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kuvvet-hız eğrisi

UÇAK MODELİ VE SİMÜLASYONLARI

4.1 Pasif Sönümleyiciye Sahip Uçak Modeli



Şekil 4.1 Uçağın fiziksel modeli

Şekil 4.1’de verilen on serbestlik dereceli uçak modelinin hareket denklemlerini elde etmek için Lagrange yöntemi kullanılmıştır. Lagrange yöntemi genelleştirilmiş koordinatlarda sistemlerin enerjilerini ifade etmede ve hareket denklemlerinin elde edilmesinde kullanılır. Lagrange yöntemi karmaşık fiziksel sistemlerin modellenmesinde avantaj sağlar. Lagrange denkleminin genel ifadesi

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial E_k}{\partial \dot{q}_i} \right) - \left(\frac{\partial E_k}{\partial q_i} \right) + \left(\frac{\partial E_p}{\partial q_i} \right) + \left(\frac{\partial E_d}{\partial \dot{q}_i} \right) = Q_i \quad (4.1)$$

şeklindedir. Burada;

E_k = Toplam kinetik enerji

E_p = Toplam potansiyel enerji

E_d = Toplam sönüm enerjisi

Q_i = Genelleştirilmiş kuvvetler

q_i = Genelleştirilmiş koordinatlar

$\dot{q}_i$ = Genelleştirilmiş hız

ifadelerini temsil etmektedir.

Lagrange metodunu kullanarak sistemin enerji denklemleri

$$E_k = \frac{1}{2} \{ m_{i1} \dot{x}_{i1}^2 + m_{i2} \dot{x}_{i2}^2 + m_{k1} \dot{x}_{k1}^2 + m_{k2} \dot{x}_{k2}^2 + M \dot{x}^2 + I_{zz} \dot{\theta}^2 + I_{yy} \dot{\beta}^2 + m_{t1} \dot{x}_{t1}^2 + m_{t2} \dot{x}_{t2}^2 + m_{t3} \dot{x}_{t3}^2 \} \quad (4.2)$$

$$E_p = \frac{1}{2} \{ k_{i1} (x_{i1} - x_{k1})^2 + k_{i2} (x_{i2} - x_{k2})^2 + k_{k1} (x_{k1} - x + l\theta)^2 + k_{k2} (x_{k2} - x + k\theta)^2 + k_{s1} (x - a\theta - x_{t1})^2 + k_{s2} (x + b\theta - d\beta - x_{t2})^2 + k_{s3} (x + b\theta + e\beta - x_{t3})^2 + k_{t1} (x_{t1} - x_{g1})^2 + k_{t2} (x_{t2} - x_{g2})^2 + k_{t3} (x_{t3} - x_{g3})^2 \} \quad (4.3)$$

$$E_d = \frac{1}{2} \{ c_{i1} (\dot{x}_{i1} - \dot{x}_{k1})^2 + c_{i2} (\dot{x}_{i2} - \dot{x}_{k2})^2 + c_{k1} (\dot{x}_{k1} - \dot{x} + l\dot{\theta})^2 + c_{k2} (\dot{x}_{k2} - \dot{x} + k\dot{\theta})^2 + c_{s1} (\dot{x} - a\dot{\theta} - \dot{x}_{t1})^2 + c_{s2} (\dot{x} + b\dot{\theta} - d\dot{\beta} - \dot{x}_{t2})^2 + c_{s3} (\dot{x} + b\dot{\theta} + e\dot{\beta} - \dot{x}_{t3})^2 + c_{t1} (\dot{x}_{t1} - \dot{x}_{g1})^2 + c_{t2} (\dot{x}_{t2} - \dot{x}_{g2})^2 + c_{t3} (\dot{x}_{t3} - \dot{x}_{g3})^2 \} \quad (4.4)$$

şeklinde elde edilir. Lagrange denklemi kullanılarak elde edilen hareket denklemleri,

$$m_{i1} \ddot{x}_{i1} + k_{i1} (x_{i1} - x_{k1}) + c_{i1} (\dot{x}_{i1} - \dot{x}_{k1}) = 0 \quad (4.5)$$

$$m_{i2}\ddot{x}_{i2} + k_{i2}(x_{i2} - x_{k2}) + c_{i2}(\dot{x}_{i2} - \dot{x}_{k2}) = 0 \quad (4.6)$$

$$m_{k1}\ddot{x}_{k1} + k_{k1}(x_{k1} - x + l\theta) + c_{k1}(\dot{x}_{k1} - \dot{x} + l\dot{\theta}) - k_{i1}(x_{i1} - x_{k1}) - c_{i1}(\dot{x}_{i1} - \dot{x}_{k1}) = 0 \quad (4.7)$$

$$m_{k2}\ddot{x}_{k2} + k_{k2}(x_{k2} - x + k\theta) + c_{k2}(\dot{x}_{k2} - \dot{x} + k\dot{\theta}) - k_{i2}(x_{i2} - x_{k2}) - c_{i2}(\dot{x}_{i2} - \dot{x}_{k2}) = 0 \quad (4.8)$$

$$M\ddot{x} + k_{s1}(x - a\theta - x_{t1}) + k_{s2}(x + b\theta - d\beta - x_{t2}) + k_{s3}(x + b\theta + e\beta - x_{t3}) - k_{k1}(x_{k1} - x + l\theta) - k_{k2}(x_{k2} - x + k\theta) + c_{s1}(\dot{x} - a\dot{\theta} - \dot{x}_{t1}) + c_{s2}(\dot{x} + b\dot{\theta} - d\dot{\beta} - \dot{x}_{t2}) + c_{s3}(\dot{x} + b\dot{\theta} + e\dot{\beta} - \dot{x}_{t3}) - c_{k1}(\dot{x}_{k1} - \dot{x} + l\dot{\theta}) - c_{k2}(\dot{x}_{k2} - \dot{x} + k\dot{\theta}) = 0 \quad (4.9)$$

$$I_{zz}\ddot{\theta} - a k_{s1}(x - a\theta - x_{t1}) + b k_{s2}(x + b\theta - d\beta - x_{t2}) + b k_{s3}(x + b\theta + e\beta - x_{t3}) - l k_{k1}(x_{k1} - x + l\theta) - k k_{k2}(x_{k2} - x + k\theta) - a c_{s1}(\dot{x} - a\dot{\theta} - \dot{x}_{t1}) + b c_{s2}(\dot{x} + b\dot{\theta} - d\dot{\beta} - \dot{x}_{t2}) + b c_{s3}(\dot{x} + b\dot{\theta} + e\dot{\beta} - \dot{x}_{t3}) - l c_{k1}(\dot{x}_{k1} - \dot{x} + l\dot{\theta}) - k c_{k2}(\dot{x}_{k2} - \dot{x} + k\dot{\theta}) = 0 \quad (4.10)$$

$$I_{yy}\ddot{\beta} - d k_{s2}(x + b\theta - d\beta - x_{t2}) + e k_{s3}(x + b\theta + e\beta - x_{t3}) - d c_{s2}(\dot{x} + b\dot{\theta} - d\dot{\beta} - \dot{x}_{t2}) + e c_{s3}(\dot{x} + b\dot{\theta} + e\dot{\beta} - \dot{x}_{t3}) = 0 \quad (4.11)$$

$$m_{t1}\ddot{x}_{t1} + k_{t1}(x_{t1} - x_{g1}) - k_{s1}(x - a\theta - x_{t1}) + c_{t1}(\dot{x}_{t1} - \dot{x}_{g1}) - c_{s1}(\dot{x} - a\dot{\theta} - \dot{x}_{t1}) = 0 \quad (4.12)$$

$$m_{t2}\ddot{x}_{t2} + k_{t2}(x_{t2} - x_{g2}) - k_{s2}(x + b\theta - d\beta - x_{t2}) + c_{t2}(\dot{x}_{t2} - \dot{x}_{g2}) - c_{s2}(\dot{x} + b\dot{\theta} - d\dot{\beta} - \dot{x}_{t2}) = 0 \quad (4.13)$$

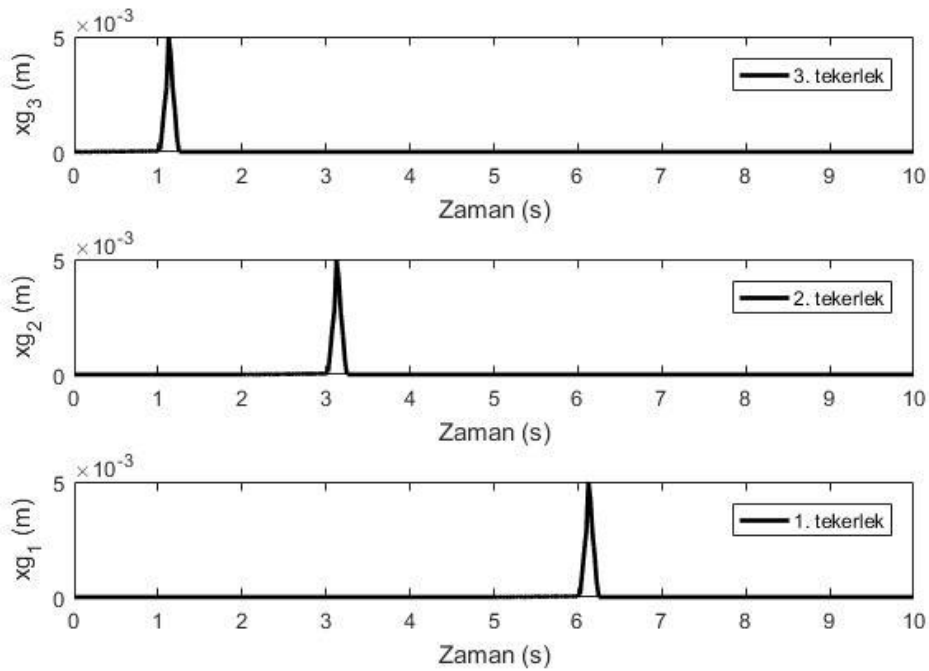
$$m_{t3}\ddot{x}_{t3} + k_{t3}(x_{t3} - x_{g3}) - k_{s3}(x + b\theta + e\beta - x_{t3}) + c_{t3}(\dot{x}_{t3} - \dot{x}_{g3}) - c_{s3}(\dot{x} + b\dot{\theta} + e\dot{\beta} - \dot{x}_{t3}) = 0 \quad (4.14)$$

olarak elde edilir.

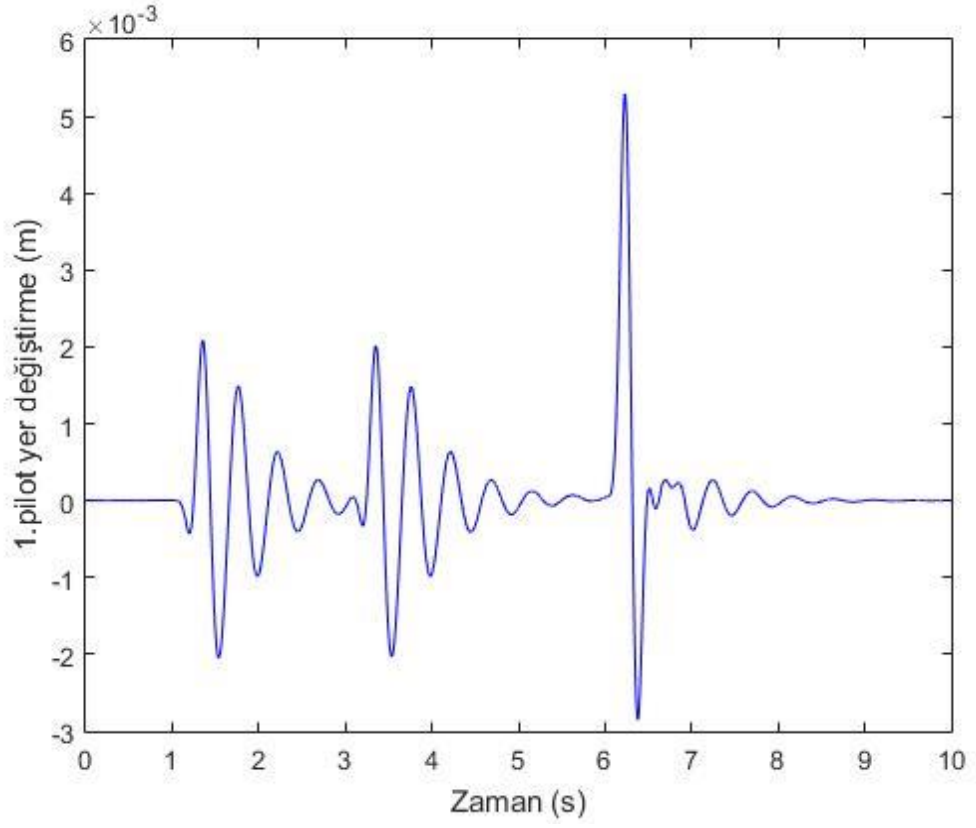
4.1.1 Pasif Sistem İçin Simülasyon Çalışmalarında Kullanılan Parametreler

Modele ait simülasyon çalışmalarında kullanılan yol fonksiyonu Şekil 4.2’de verilmiştir. Simülasyonda uçağın önce 3.tekerleği sonra 2.tekerleği ve en son 1.tekerleği tümsekten geçirilmiştir.

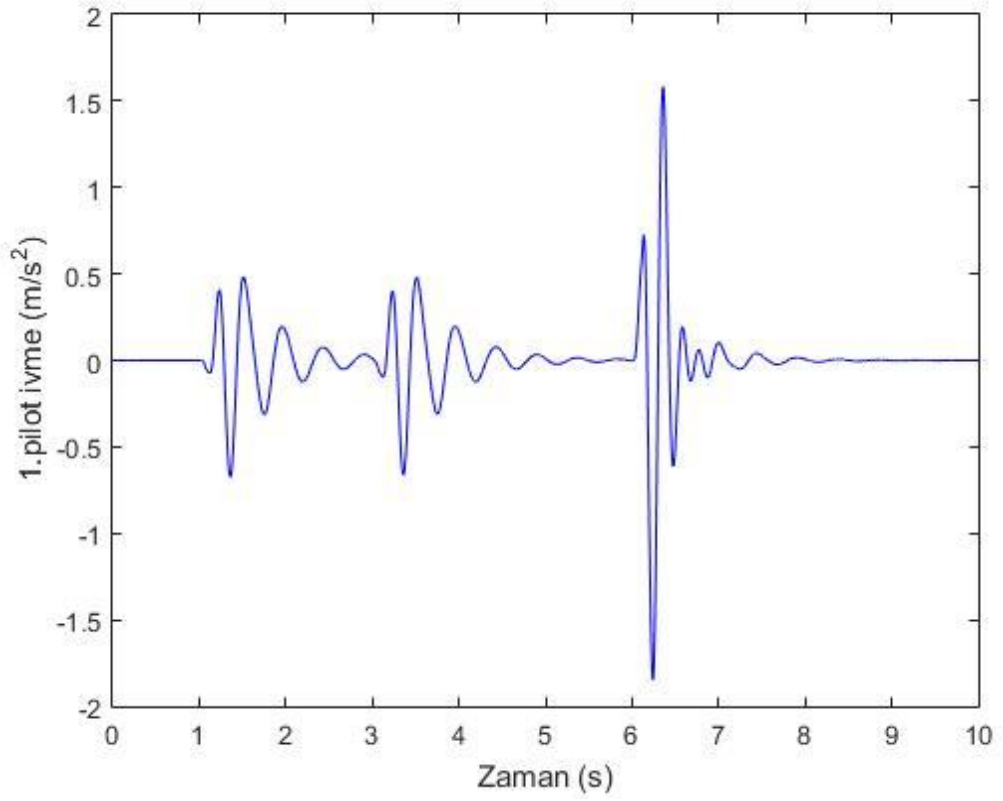
On serbestlik dereceli uçak modeline ait kullanılan parametreler Çizelge 4.1’de verilmiştir. Simülasyon çalışmaları MATLAB-Simulink programı kullanılarak yapılmıştır. Şekil 4.3-4.4’te 1.pilotun düşey yer değiştirme ve düşey ivmesi, Şekil 4.5-4.6’da 1.koltuğun düşey yer değiştirme ve düşey ivmesi, Şekil 4.7-4.8’de 2.pilotun düşey yer değiştirmesi ve düşey ivmesi, Şekil 4.9-4.10’da 2.koltuğun düşey yer değiştirmesi ve düşey ivmesi, Şekil 4.11-4.12’de gövdenin düşey yer değiştirmesi ve düşey ivmesi, Şekil 4.13-4.14’de gövdenin kafa vurma hareketi ve kafa vurma hareketinin ivmesi, Şekil 4.15-4.16’da gövdenin yalpa hareketi ve yalpa hareketinin ivmesinin cevapları verilmiştir. Şekil 4.17-4.23 arasında ise frekans cevapları verilmiştir. Frekans cevapları incelendiğinde frekans eğrilerinde en kritik cevabın frekansın tepe noktası olduğu bilinmektedir. Elde ettiğimiz cevaplarda gövdenin kafa vurma hareketinin ivmesinin frekans cevabı tepe noktasını 4 Hz’de keserken diğer cevaplarda 2 Hz’de kesmektedir. Bu kritik frekans değerleri insan vücudunun titreşimlere duyarlı olduğu aralıktadır.



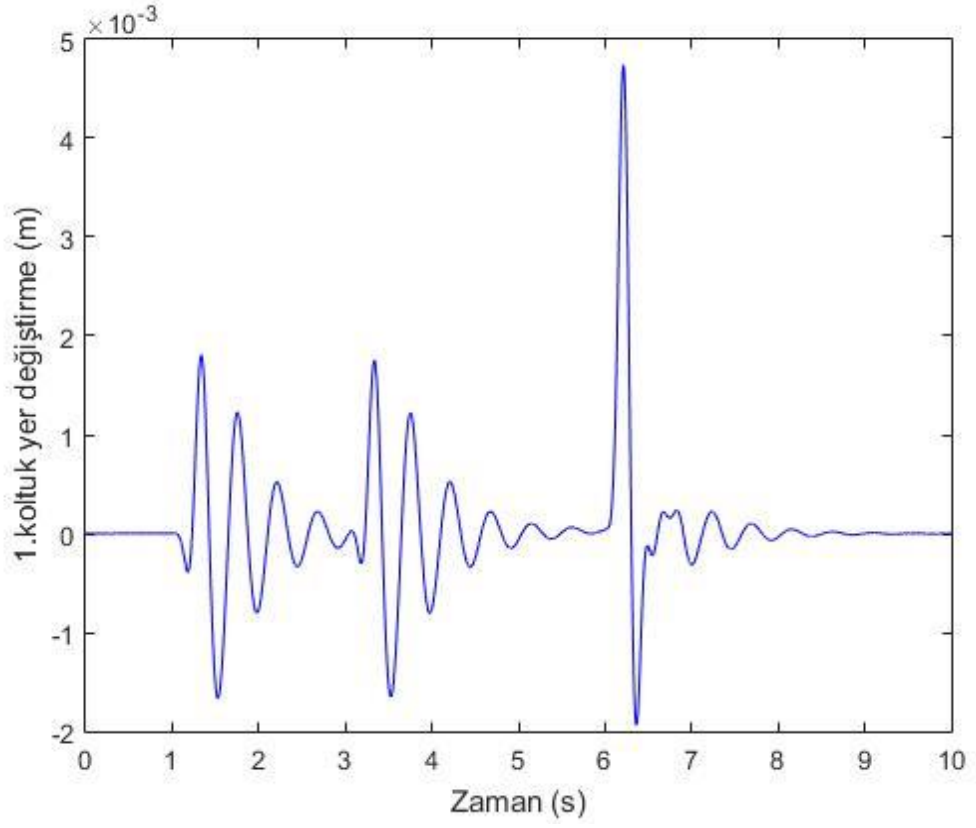
Şekil 4.2 Yol girişi



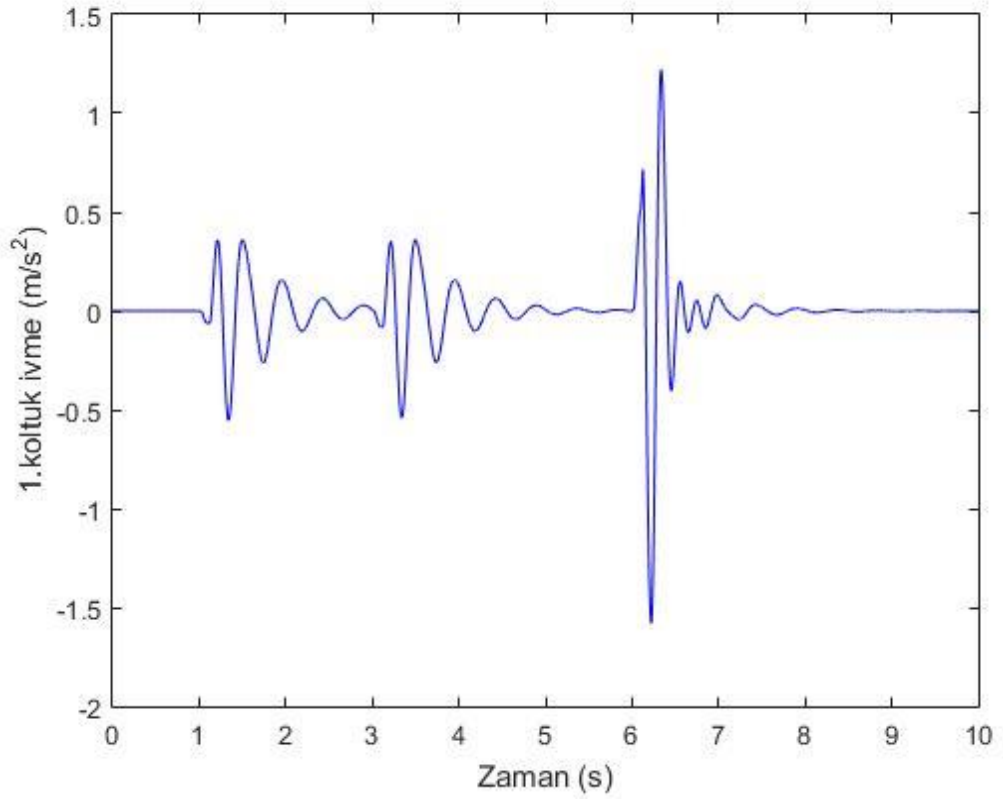
řekil 4.3 1.pilotun dűey yer deęiřtirmesi



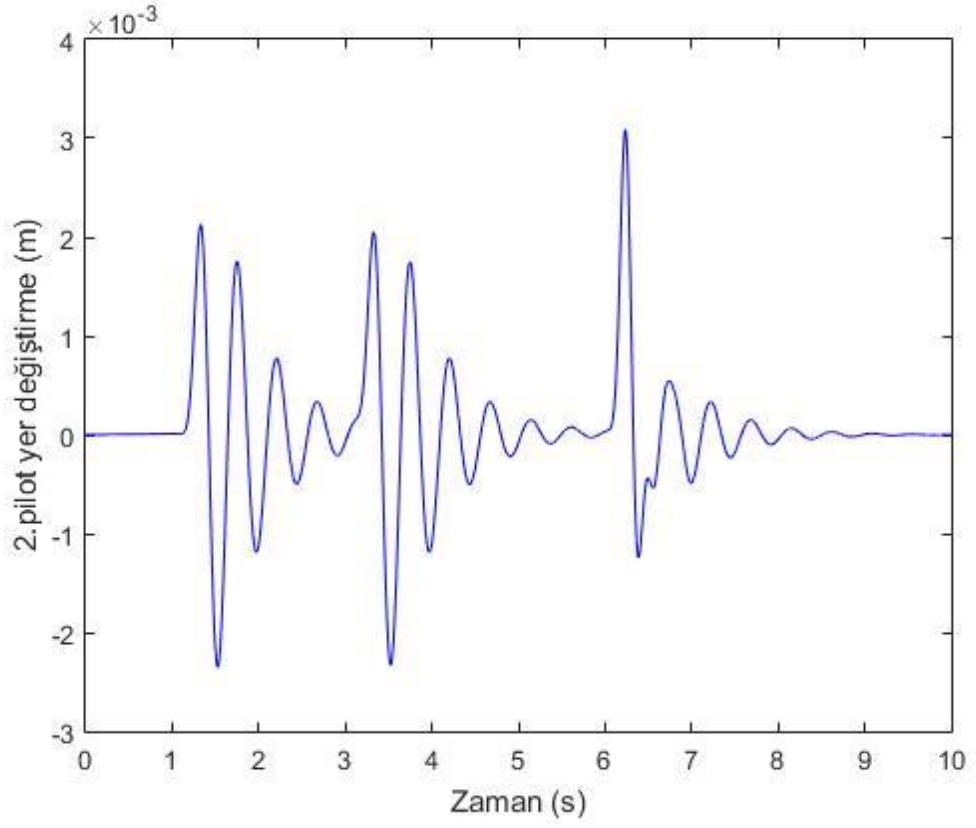
řekil 4.4 1.pilotun dűey ivmesi



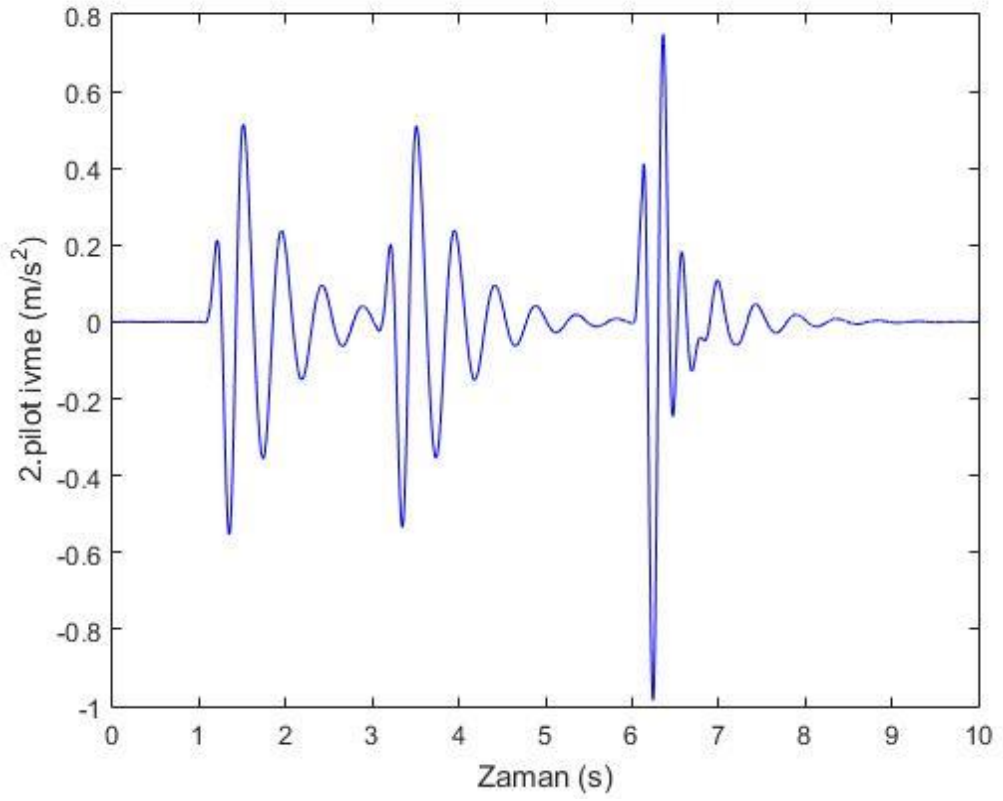
şekil 4.5 1.koltuğun yer değiştirmesi



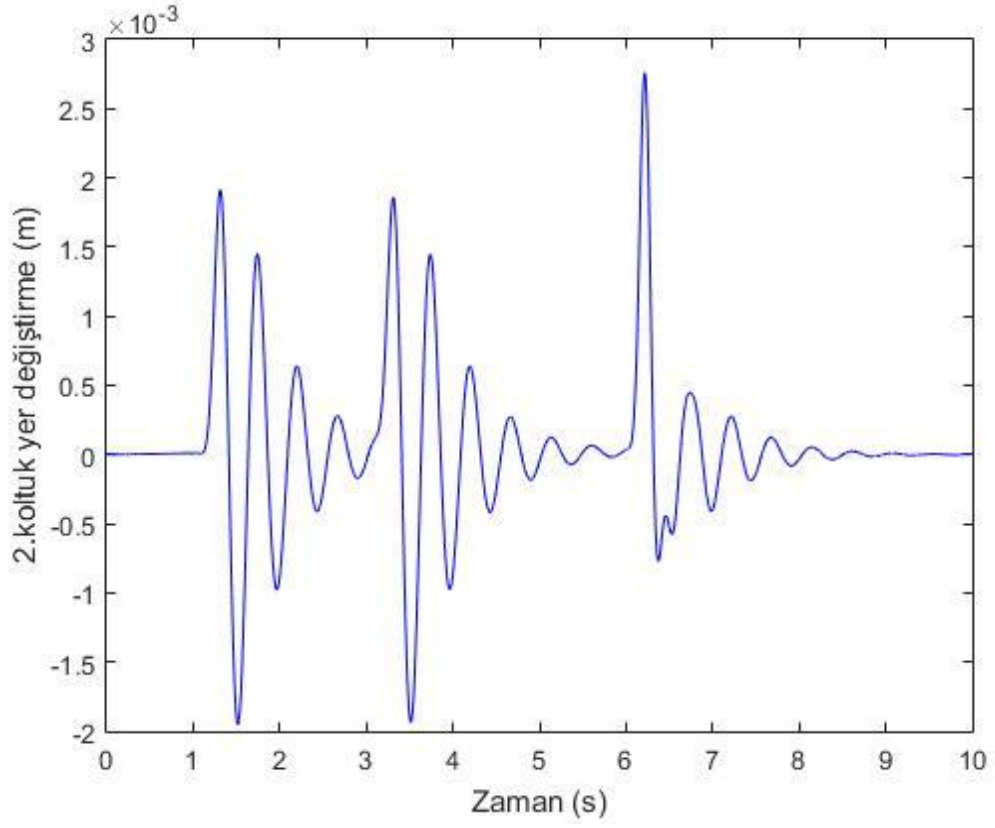
řekil 4.6 1.koltuęun dűsey ivmesi



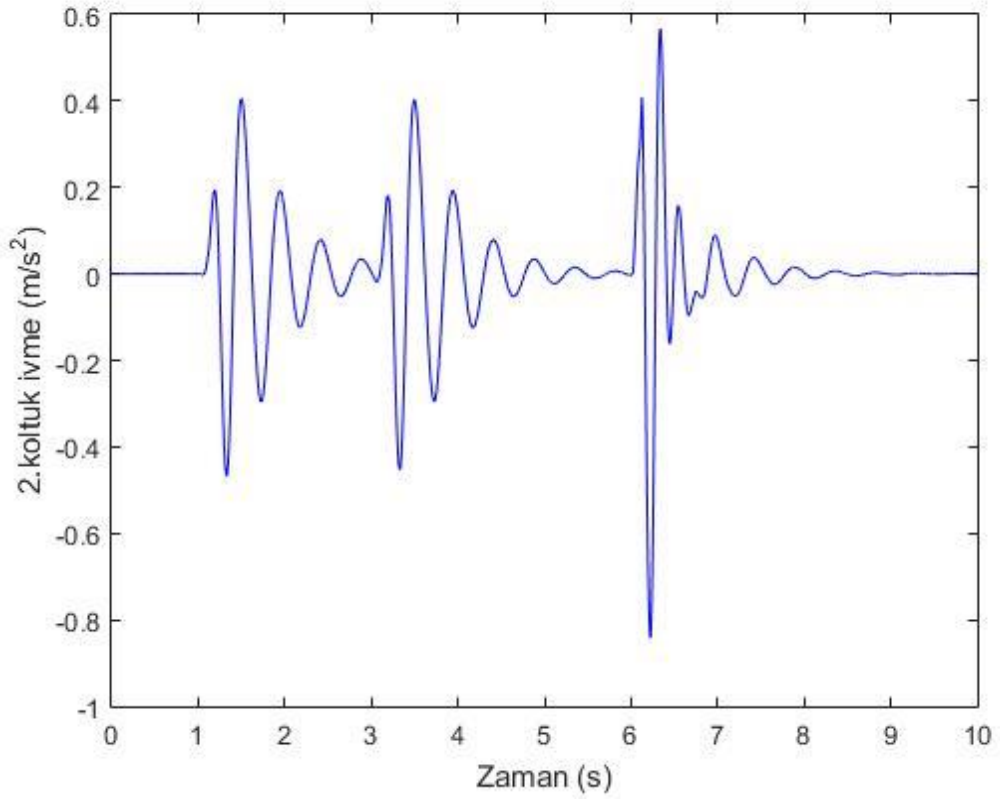
řekil 4.7 2.pilotun dűey yer deęiřtirmesi



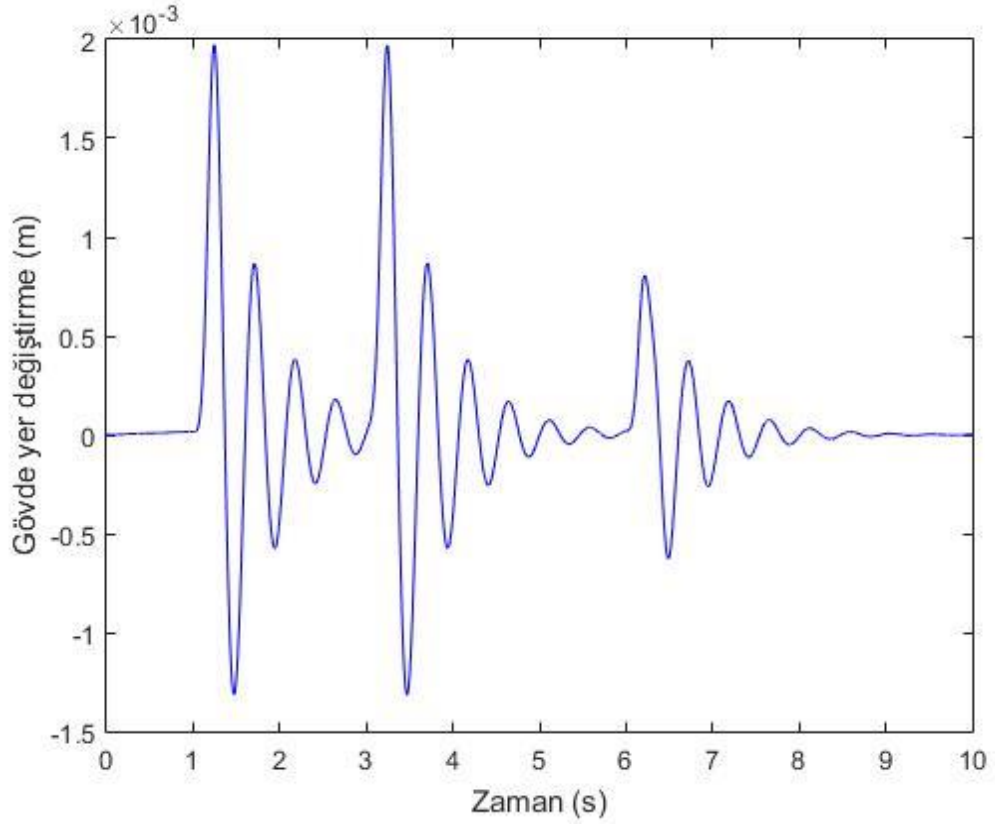
řekil 4.8 2.pilotun dűey ivmesi



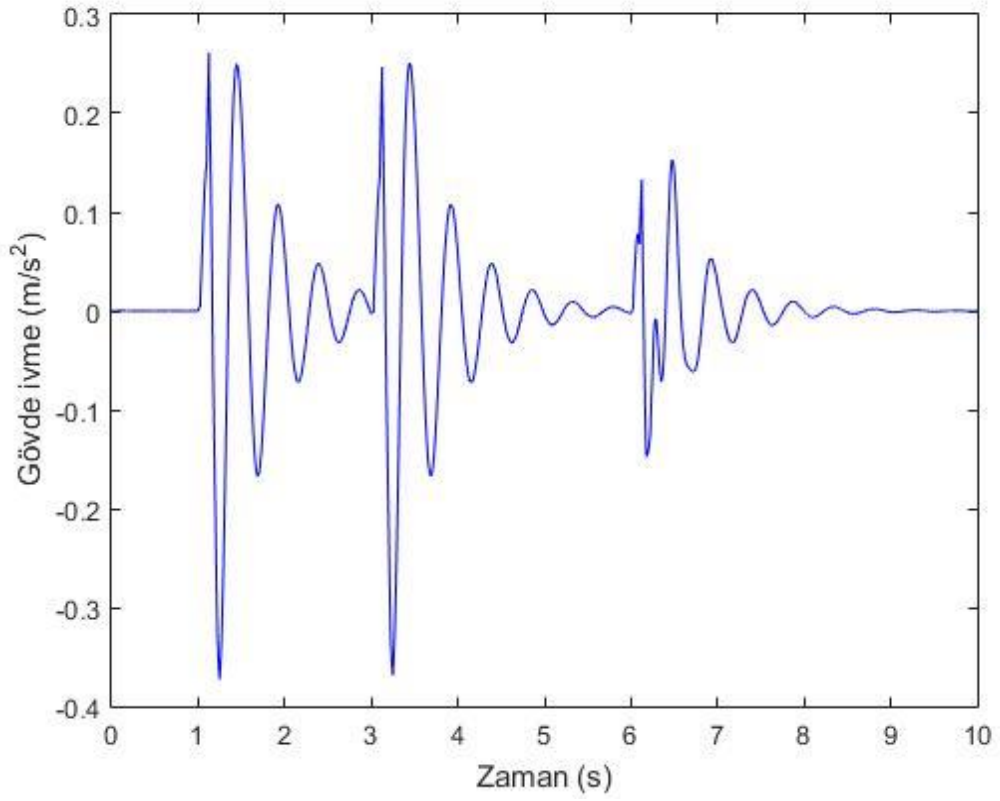
řekil 4.9 2.koltuęun dűsey yer deęiřtirmesi



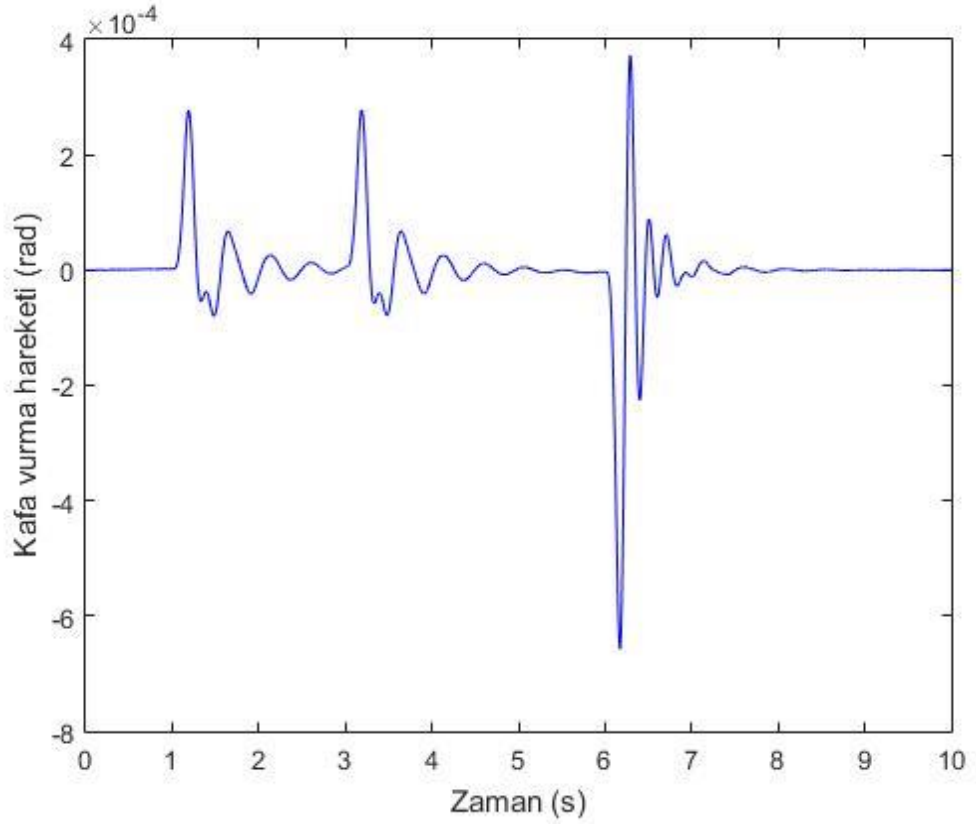
řekil 4.10 2.koltuęun dűsey ivmesi



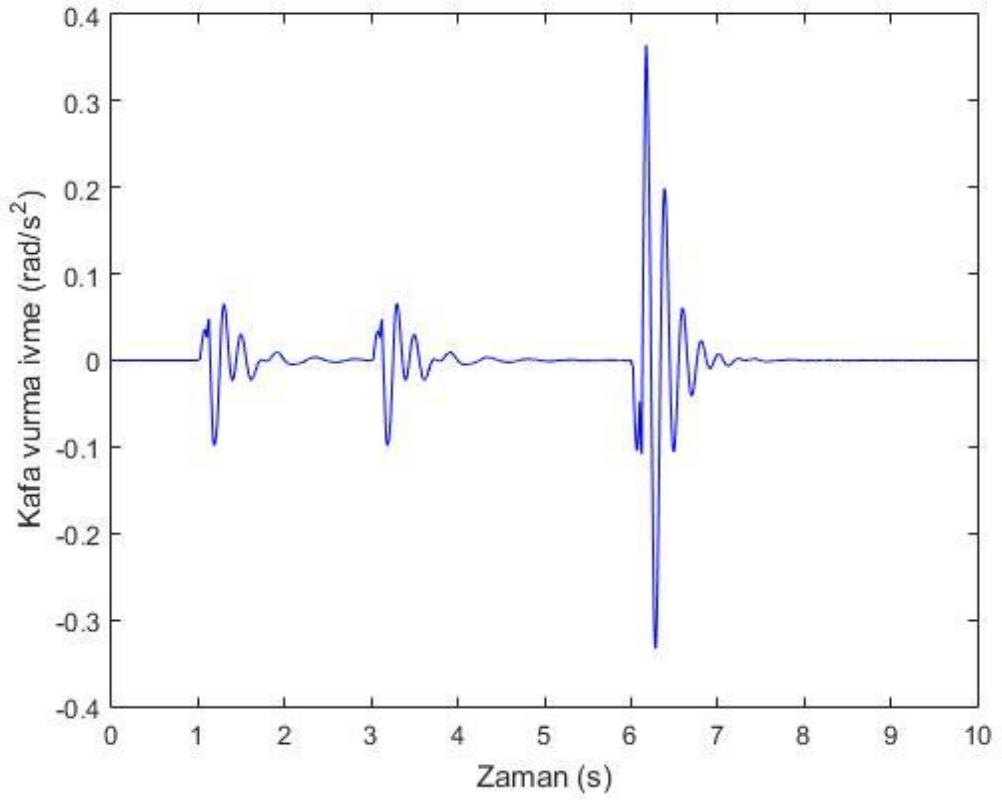
şekil 4.11 Gövdenin dşey yer değiştirmesi



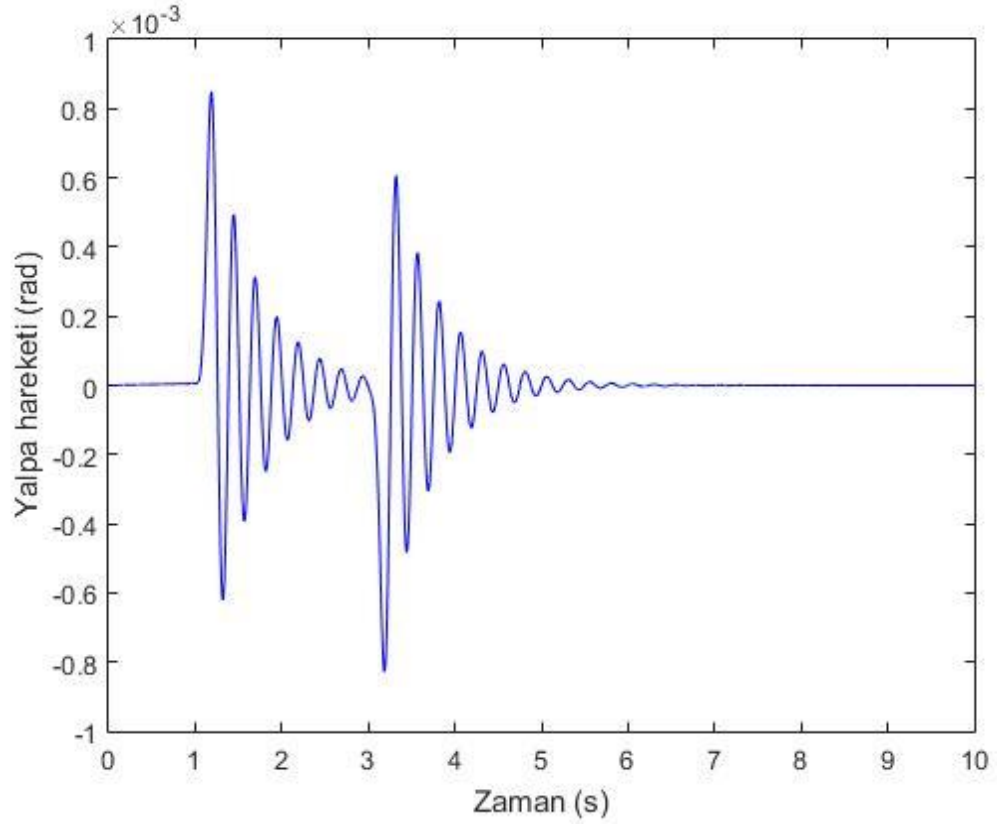
şekil 4.12 Gövdenin dşey ivmesi



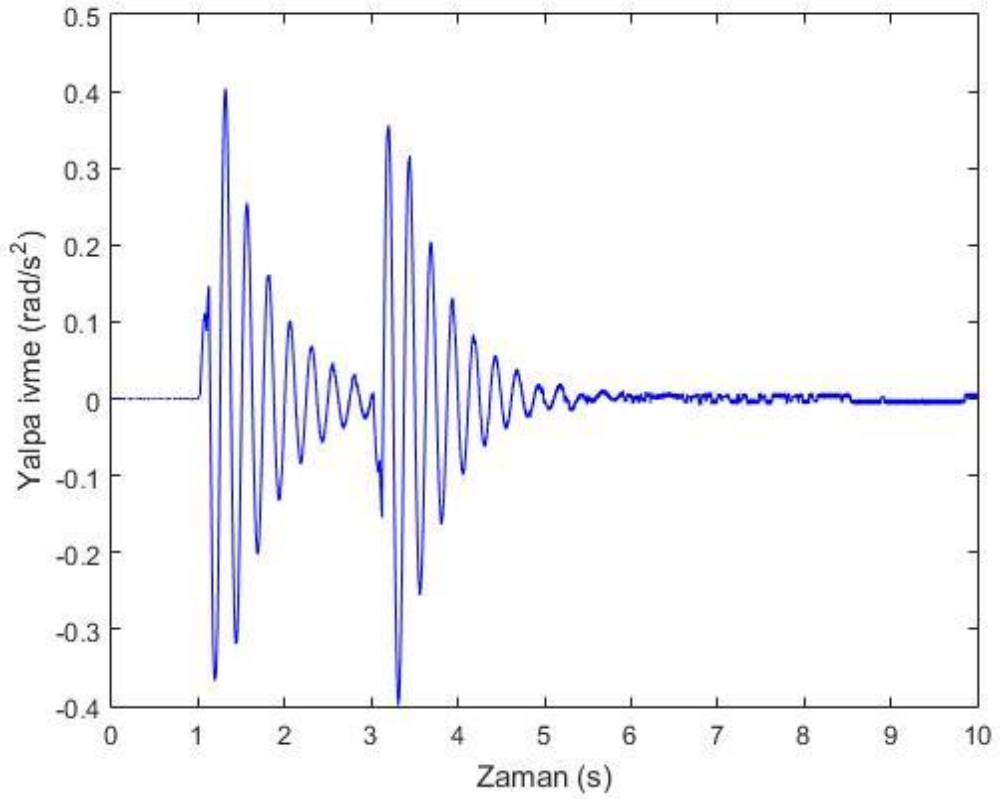
Şekil 4.13 Gövdenin kafa vurma hareketi



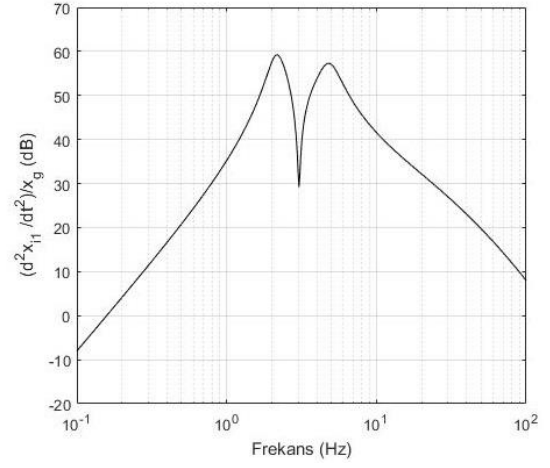
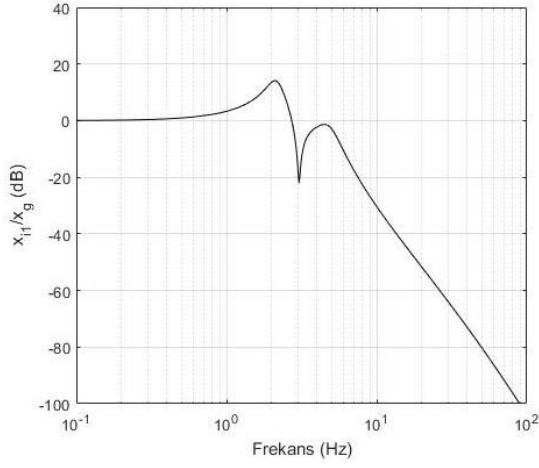
Şekil 4.14 Gövdenin kafa vurma hareketinin ivmesi



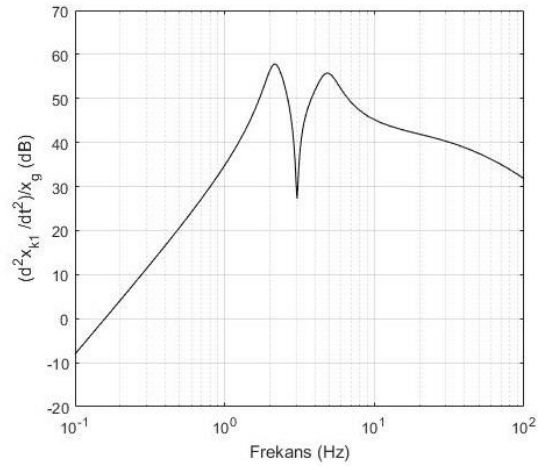
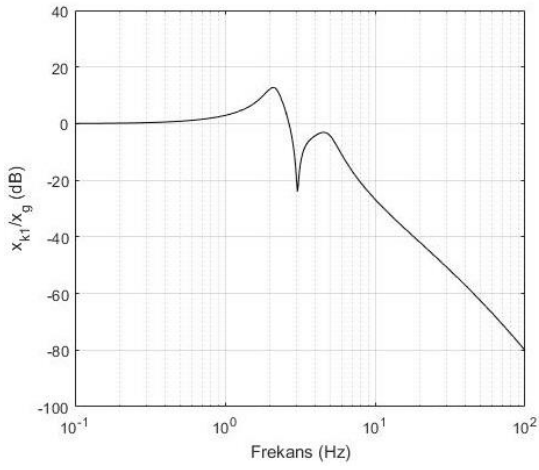
Şekil 4.15 Gövdenin yalpa hareketi



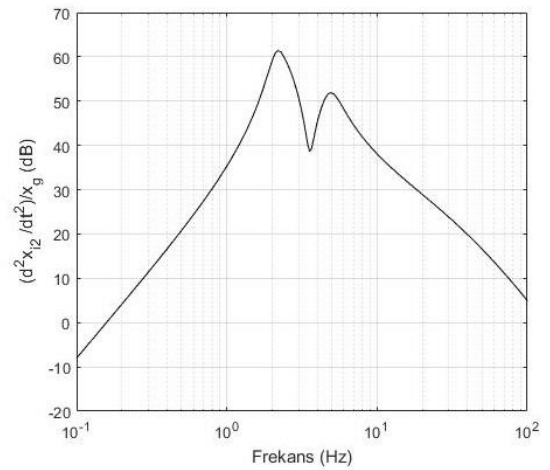
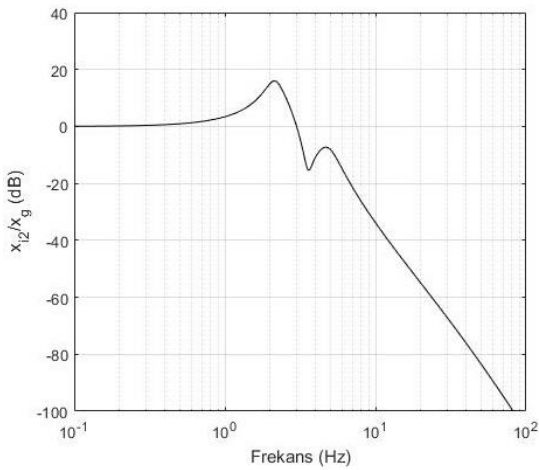
Şekil 4.16 Gövdenin yalpa hareketinin ivmesi



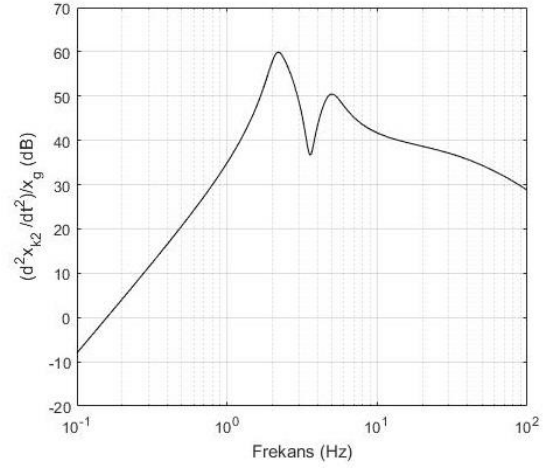
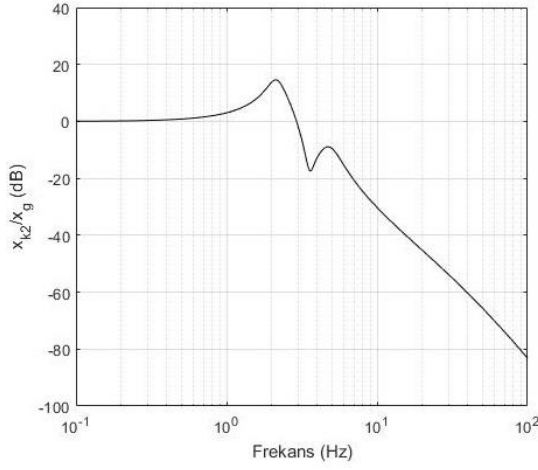
Şekil 4.17 1.pilotun düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevabı (a), 1.pilotun düşey ivmesinin frekans cevabı (b)



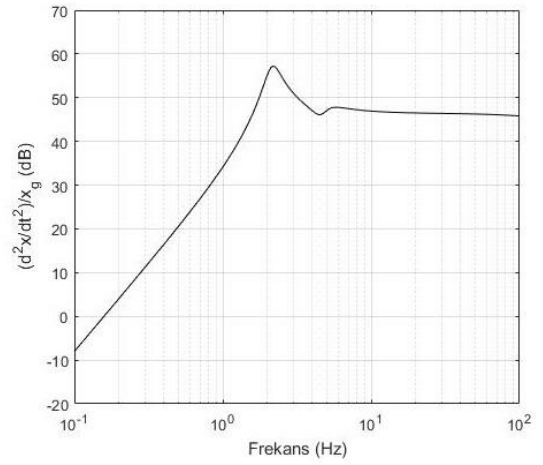
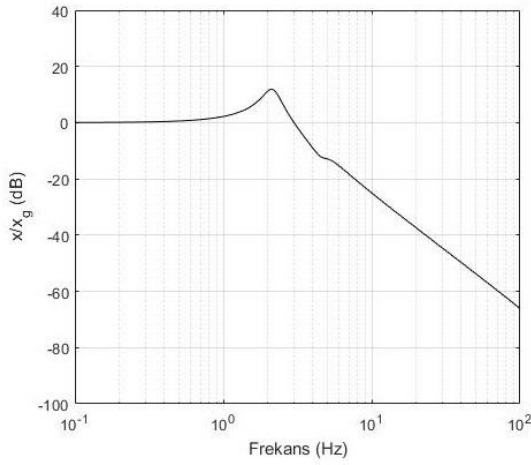
Şekil 4.18 1.koltuğun düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevabı (a), 1.koltuğun düşey ivmesinin frekans cevabı (b)



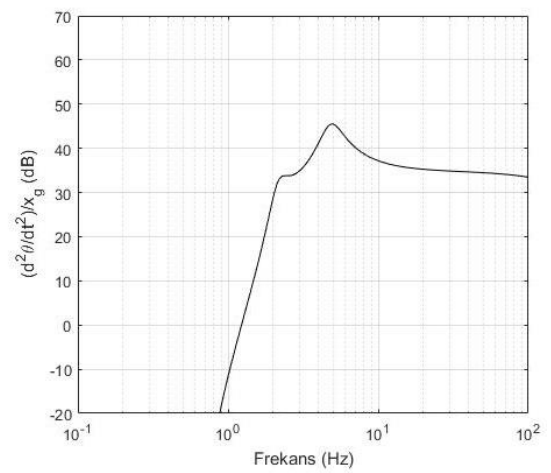
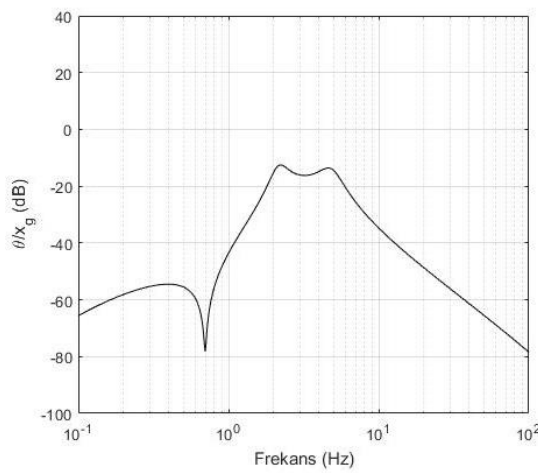
Şekil 4.19 2.pilotun düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevabı (a), 2.pilotun düşey ivmesinin frekans cevabı (b)



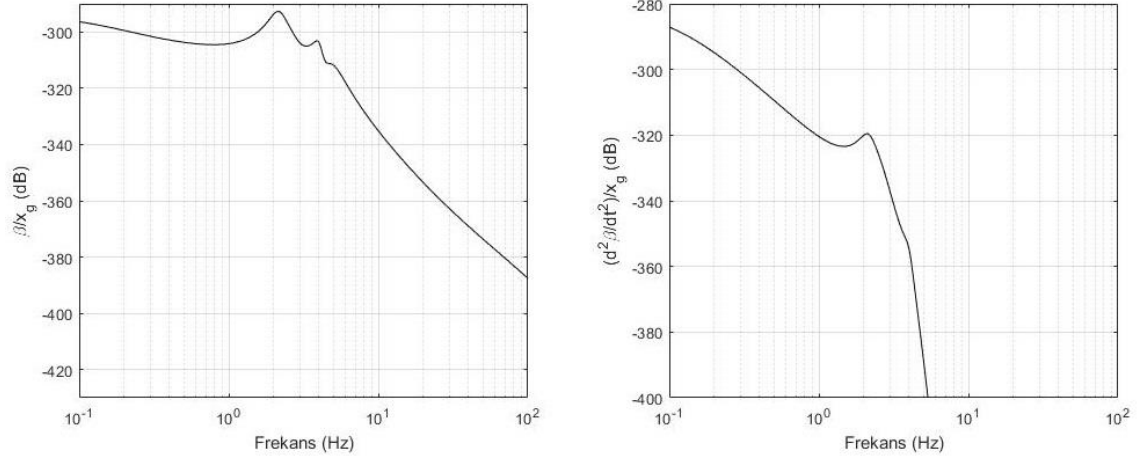
Şekil 4.20 2.koltuğun düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevabı (a), 2.koltuğun düşey ivmesinin frekans cevabı (b)



Şekil 4.21 Gövdenin düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevabı (a), gövdenin düşey ivmesinin frekans cevabı (b)



Şekil 4.22 Gövdenin kafa vurma hareketinin frekans cevabı (a), gövdenin kafa vurma hareketinin ivmesinin frekans cevabı (b)



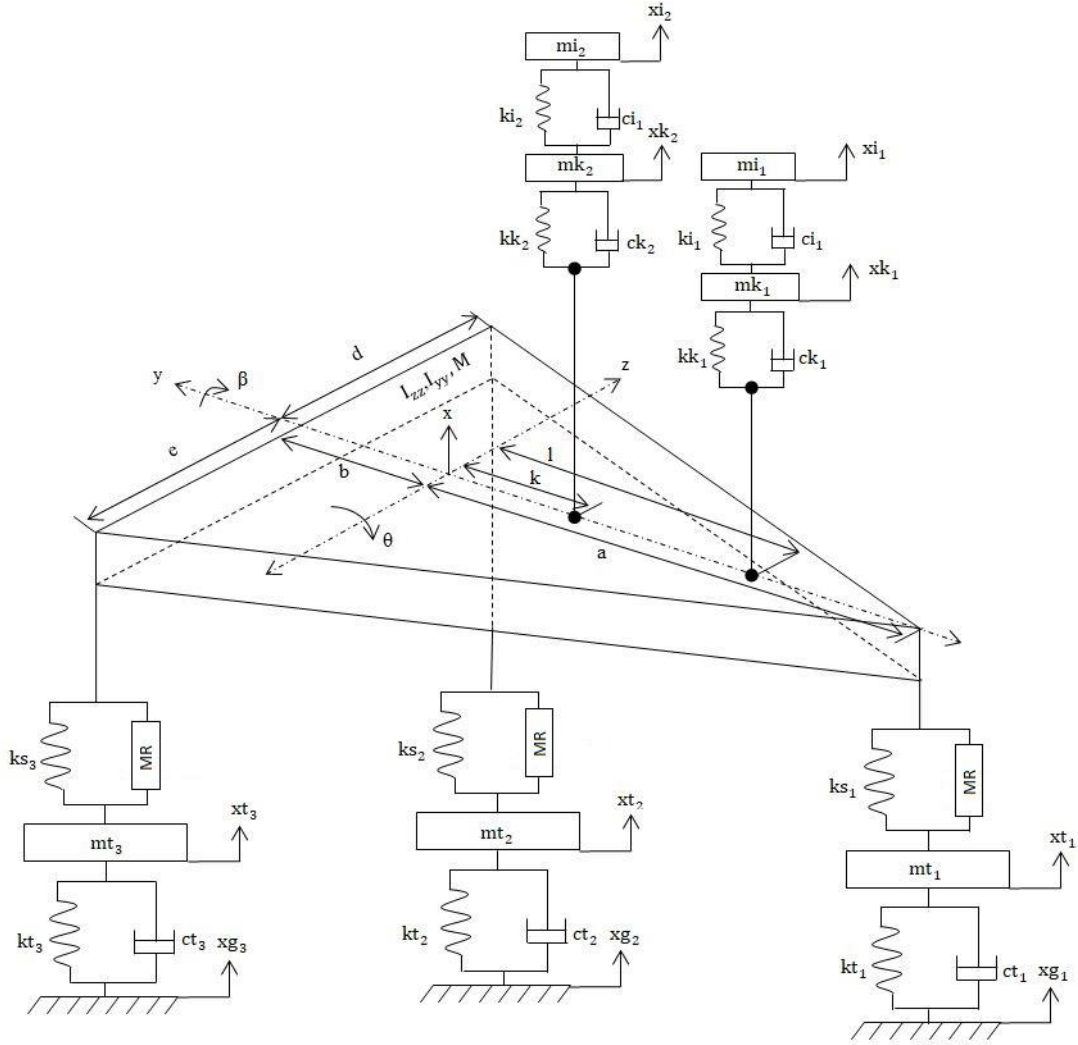
Şekil 4.23 Gövdenin yalpa hareketinin frekans cevabı (a), gövdenin yalpa hareketinin ivmesinin frekans cevabı (b)

Sistem 10 serbestlik dereceli olduğundan sisteme ait 10 adet doğal frekans bulunur. Bunlar; $w_{n1}=132.4372$ rad/s, $w_{n2}=76.6601$ rad/s, $w_{n3}=76.6857$ rad/s, $w_{n4}=6.3914$ rad/s, $w_{n5}=17.2859$ rad/s, $w_{n6}=17.2859$, $w_{n7}=16.8669$ rad/s, $w_{n8}=87.7418$ rad/s, $w_{n9}=87.8818$ rad/s, $w_{n10}=12.1148$ rad/s olarak elde edilmiştir.

Çizelge 4.1 On serbestlik dereceli uçak modelinin parametreleri

Parametre	Değer	Parametre	Değer
M	22000 kg	ki ₁	49340 N/m
I _{yy}	65 × 10 ³ kgm ²	ki ₂	49340 N/m
I _{zz}	100 × 10 ³ kgm ²	cs ₁	143 × 10 ³ Ns/m
mt ₁	130 kg	cs ₂	625 × 10 ³ Ns/m
mt ₂	260 kg	cs ₃	625 × 10 ³ Ns/m
mt ₃	260 kg	ct ₁	4066 Ns/m
mk ₁	15 kg	ct ₂	4066 Ns/m
mk ₂	15 kg	ct ₃	4066 Ns/m
mi ₁	61 kg	ck ₁	830 Ns/m
mi ₂	61 kg	ck ₂	830 Ns/m
ks ₁	673 × 10 ³ N/m	ci ₁	2475 Ns/m
ks ₂	408 × 10 ³ N/m	ci ₂	2475 Ns/m
ks ₃	408 × 10 ³ N/m	a	7.76 m
kt ₁	159 × 10 ⁴ N/m	b	1.94 m
kt ₂	159 × 10 ⁴ N/m	d	3.8425 m
kt ₃	159 × 10 ⁴ N/m	e	3.8425 m
kk ₁	31000 N/m	k	3 m
kk ₂	31000 N/m	l	6 m

4.2 Birinci Model: Uçak İniş Takımlarına MR Sönümleyici Uygulanmış Model



Şekil 4.24 İniş takımlarına MR sönümleyici uygulanmış model

Bu modelde iniş takımlarına yarı aktif MR sönümleyiciler eklenmiştir (Şekil 4.24). Her bir MR sönümleyiciye ait değişken sönüm miktarı geliştirilmiş Bouc-Wen modeline göre sönüm kuvveti olarak elde edilmektedir. Ön MR sönümleyicinin kuvveti F_{MR}^f , arka sağ sönümleyicinin kuvveti F_{MR}^{rr} , arka sol sönümleyicinin kuvveti F_{MR}^{rl} olarak ifade edilmektedir. Sisteme ait elde edilen MR sönümleyicili hareket denklemleri aşağıdaki gibidir.

$$m_i \ddot{x}_i + k_{i1}(x_{i1} - x_{k1}) + c_{i1}(\dot{x}_{i1} - \dot{x}_{k1}) = 0 \quad (4.15)$$

$$m_i \ddot{x}_i + k_{i2}(x_{i2} - x_{k2}) + c_{i2}(\dot{x}_{i2} - \dot{x}_{k2}) = 0 \quad (4.16)$$

$$m_{k1} \ddot{x}_{k1} + k_{k1}(x_{k1} - x + l\theta) + c_{k1}(\dot{x}_{k1} - \dot{x} + l\dot{\theta}) - k_{i1}(x_{i1} - x_{k1}) - c_{i1}(\dot{x}_{i1} - \dot{x}_{k1}) = 0 \quad (4.17)$$

$$mk_2\ddot{x}k_2 + kk_2(xk_2 - x + k\theta) + ck_2(\dot{x}k_2 - \dot{x} + k\dot{\theta}) - ki_2(xi_2 - xk_2) - ci_2(\dot{x}i_2 - \dot{x}k_2) = 0 \quad (4.18)$$

$$M\ddot{x} + ks_1(x - a\theta - xt_1) + ks_2(x + b\theta - d\beta - xt_2) + ks_3(x + b\theta + e\beta - xt_3) - kk_1(xk_1 - x + l\theta) - kk_2(xk_2 - x + k\theta) - ck_1(\dot{x}k_1 - \dot{x} + l\dot{\theta}) - ck_2(\dot{x}k_2 - \dot{x} + k\dot{\theta}) = -F_{MR}^f - F_{MR}^{rr} - F_{MR}^{rl} \quad (4.19)$$

$$I_{zz}\ddot{\theta} - a ks_1(x - a\theta - xt_1) + b ks_2(x + b\theta - d\beta - xt_2) + b ks_3(x + b\theta + e\beta - xt_3) - l kk_1(xk_1 - x + l\theta) - k kk_2(xk_2 - x + k\theta) - l ck_1(\dot{x}k_1 - \dot{x} + l\dot{\theta}) - k ck_2(\dot{x}k_2 - \dot{x} + k\dot{\theta}) = a F_{MR}^f - b F_{MR}^{rr} - b F_{MR}^{rl} \quad (4.20)$$

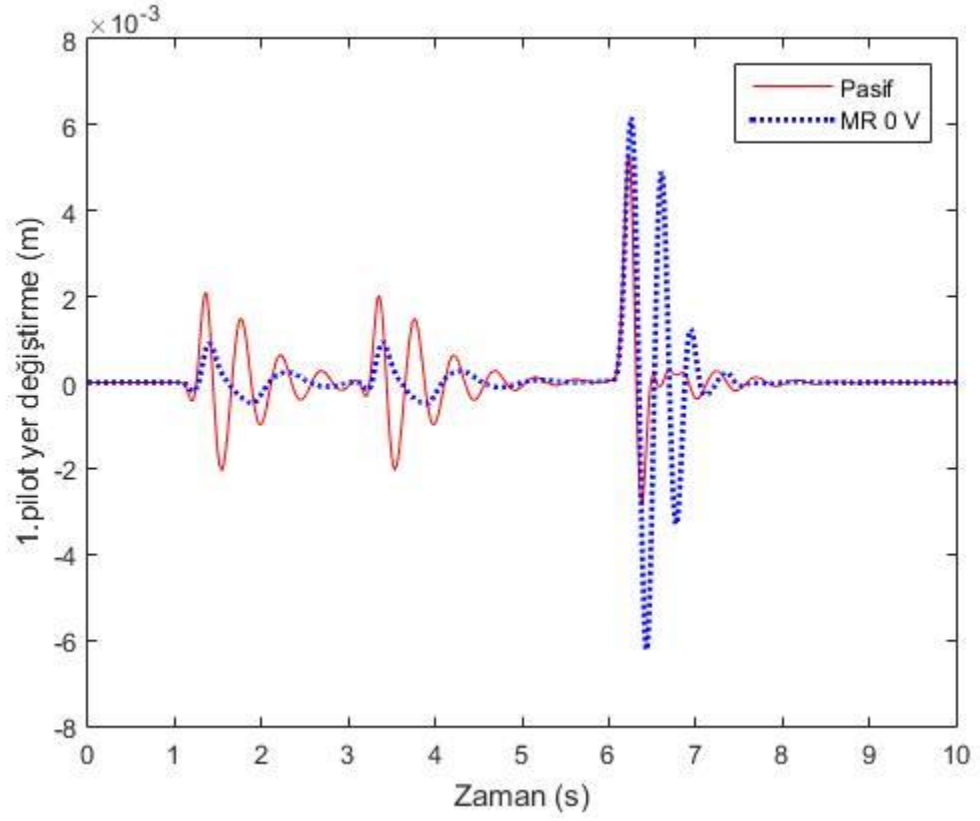
$$I_{yy}\ddot{\beta} - d ks_2(x + b\theta - d\beta - xt_2) + e ks_3(x + b\theta + e\beta - xt_3) = d F_{MR}^{rr} - e F_{MR}^{rl} \quad (4.21)$$

$$mt_1\ddot{x}t_1 + kt_1(xt_1 - xg_1) - ks_1(x - a\theta - xt_1) + ct_1(\dot{x}t_1 - \dot{x}g_1) = F_{MR}^f \quad (4.22)$$

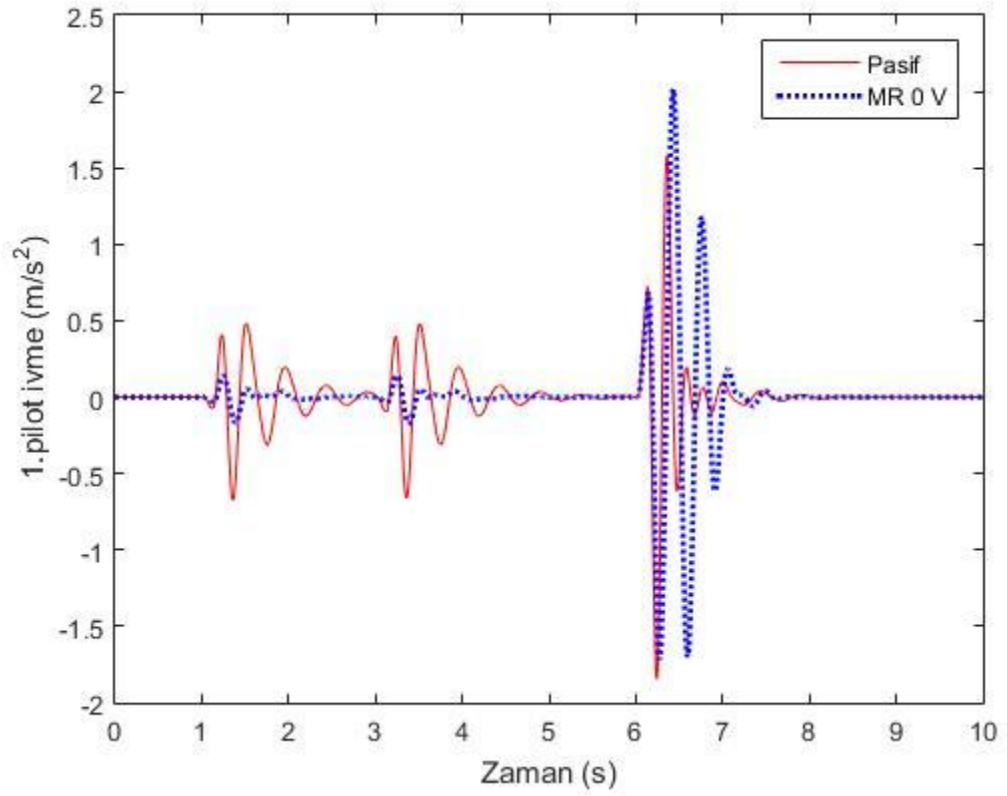
$$mt_2\ddot{x}t_2 + kt_2(xt_2 - xg_2) - ks_2(x + b\theta - d\beta - xt_2) + ct_2(\dot{x}t_2 - \dot{x}g_2) = F_{MR}^{rl} \quad (4.23)$$

$$mt_3\ddot{x}t_3 + kt_3(xt_3 - xg_3) - ks_3(x + b\theta + e\beta - xt_3) + ct_3(\dot{x}t_3 - \dot{x}g_3) = F_{MR}^{rr} \quad (4.24)$$

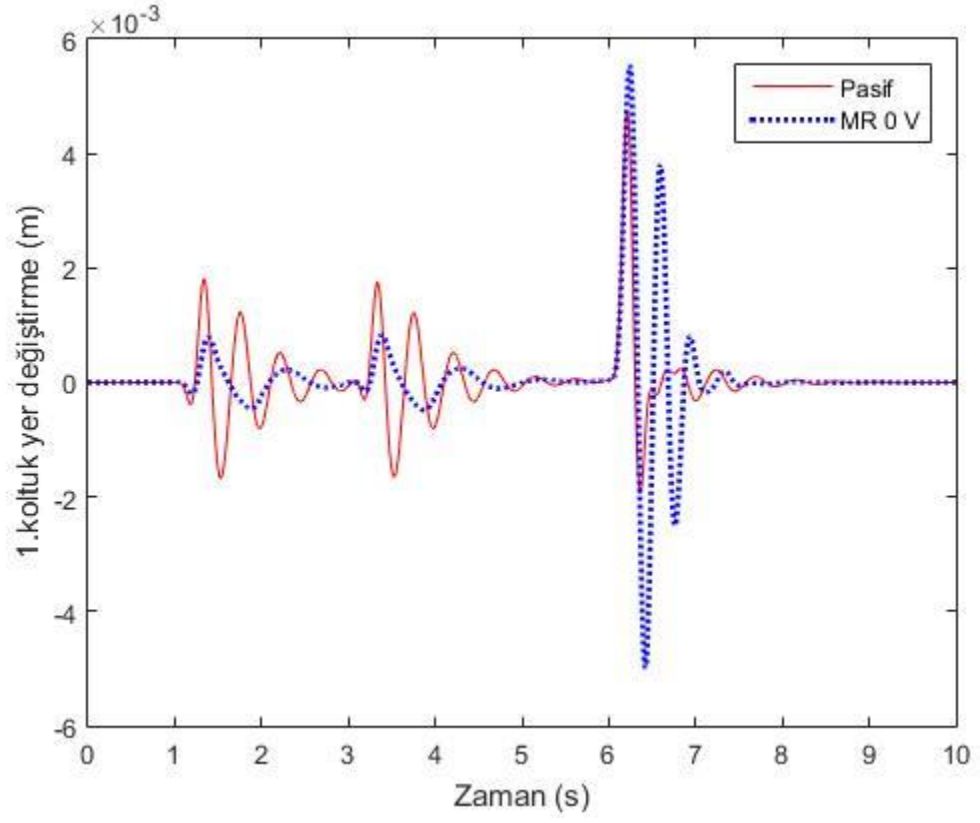
Modellenen iki pilotlu tam uçak modeline ait, Şekil 4.25-4.26'da 1.pilotun düşey yer değiştirme ve düşey ivmesi, Şekil 4.27-4.28'de 1.koltuğun düşey yer değiştirme ve düşey ivmesi, Şekil 4.29-4.30'da 2.pilotun düşey yer değiştirmesi ve düşey ivmesi, Şekil 4.31-4.32'de 2.koltuğun düşey yer değiştirmesi ve düşey ivmesi, Şekil 4.33-4.34'de gövdenin düşey yer değiştirmesi ve düşey ivmesi, Şekil 4.35-4.36'da gövdenin kafa vurma hareketi ve kafa vurma hareketinin ivmesi, Şekil 4.37-4.38'de gövdenin yalpa hareketi ve yalpa hareketinin ivmesinin cevapları pasif ve kontrol edilmemiş durumdaki MR sönümleyici (MR 0 V) için karşılaştırılmıştır. Burada, sistemin kontrol edilmemiş ve pasif halinin cevaplarının yakın olduğu ve bazı eğrilerde MR sönümleyicinin gerilim verilmemiş halinin daha iyi sonuç verdiği görülmektedir. Bu da, bize kontrol sisteminin çalışmadığı durumlarda emniyet açısından bir problemin ortaya çıkmayacağını göstermektedir. Şekil 4.39-4.45 arasında ise pasif ve kontrol edilmemiş MR sönümleyicili (MR 0 V) sistemin frekans cevapları karşılaştırılmıştır. Frekans cevaplarına bakıldığında iki sistem arasındaki frekans cevaplarının benzerlik gösterdiği söylenemez. Bu tezde kullanılan MR sönümleyicinin uçak iniş takımlarına uyarlanmasından dolayı bazı frekans cevapları için benzer cevaplar elde edilse de MR sönümleyicinin içerisindeki sıvının kendine özgü yapısından dolayı pasif sisteme göre farklı frekans cevapları elde edilmiştir.



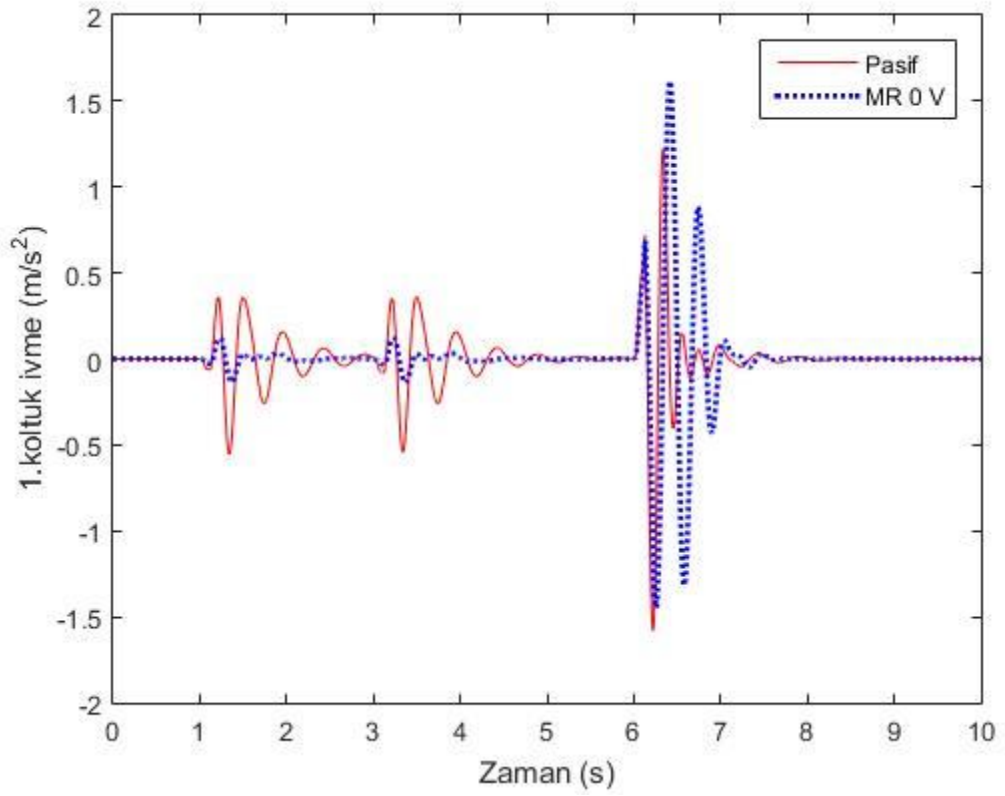
řekil 4.25 1.pilotun dűey yer deęiřirmesi



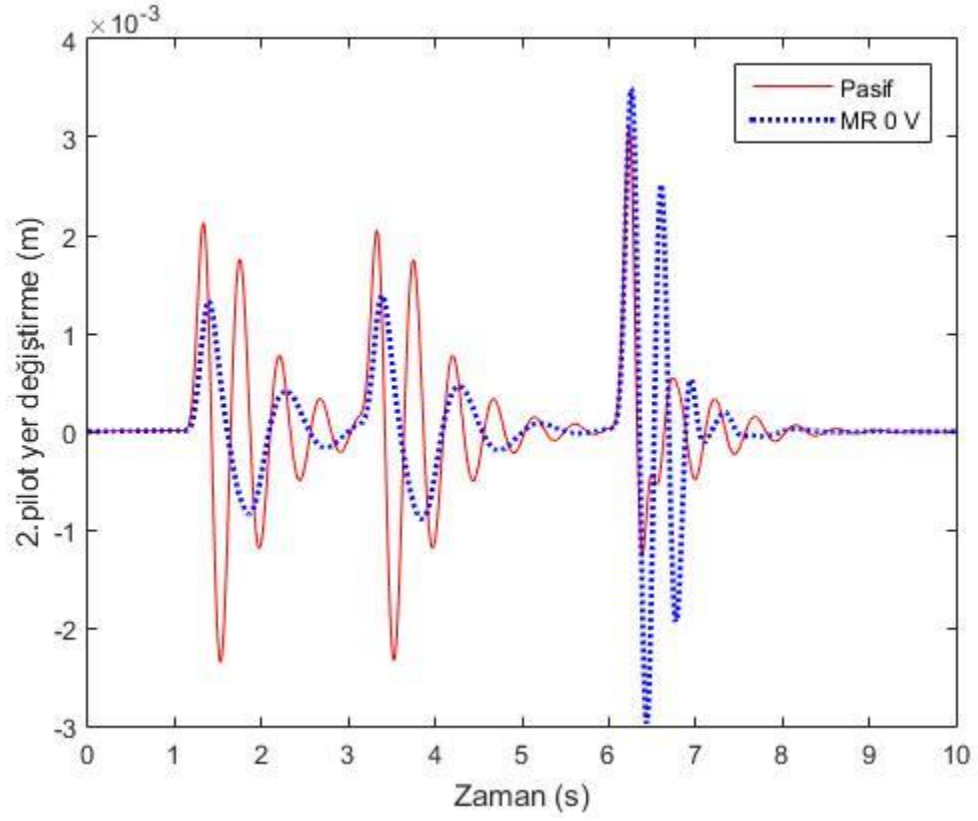
řekil 4.26 1.pilotun dűey ivmesi



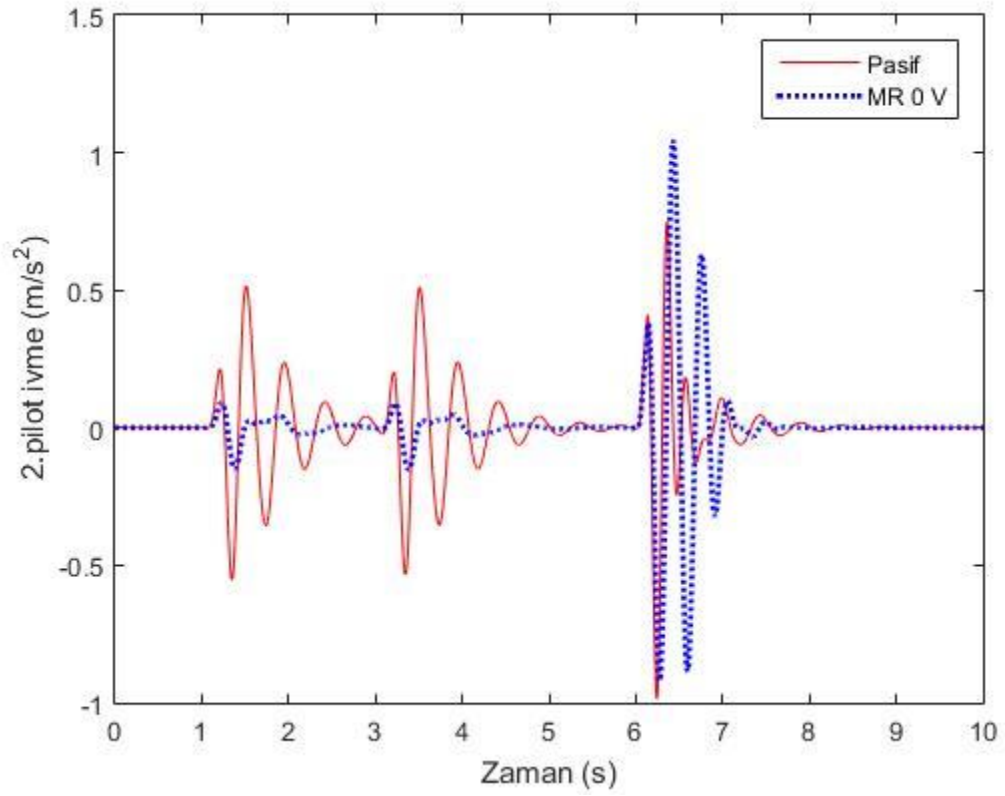
řekil 4.27 1.koltuęun dűsey yer deęiřtirmesi



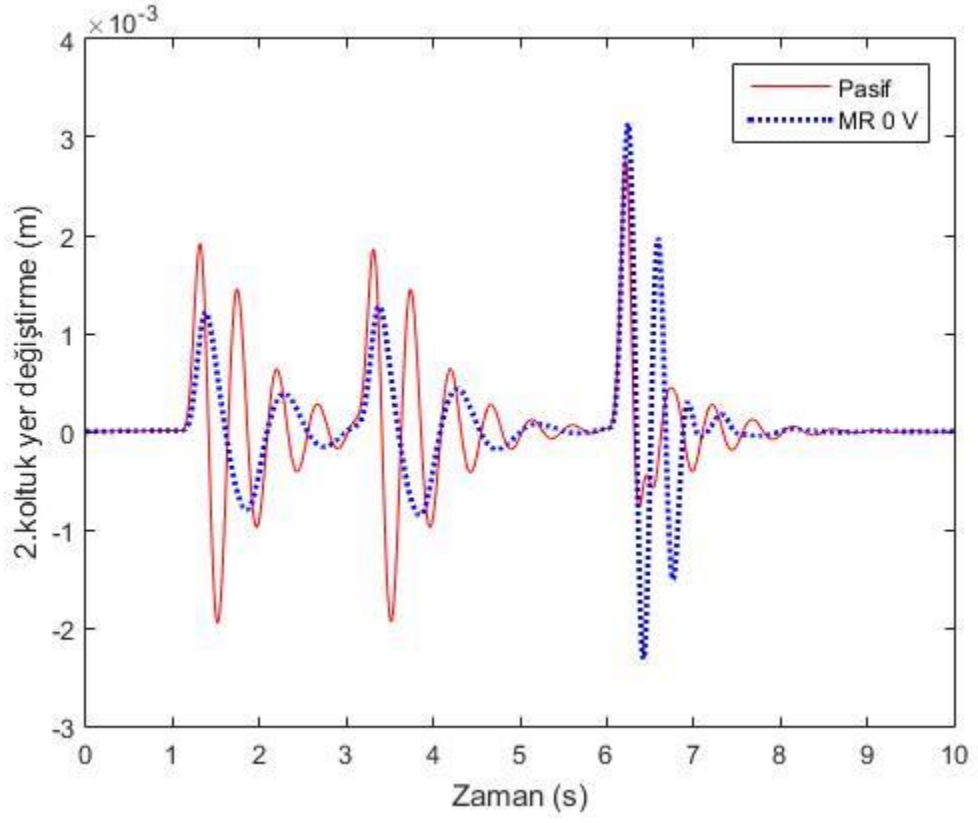
řekil 4.28 1.koltuęun dűsey ivmesi



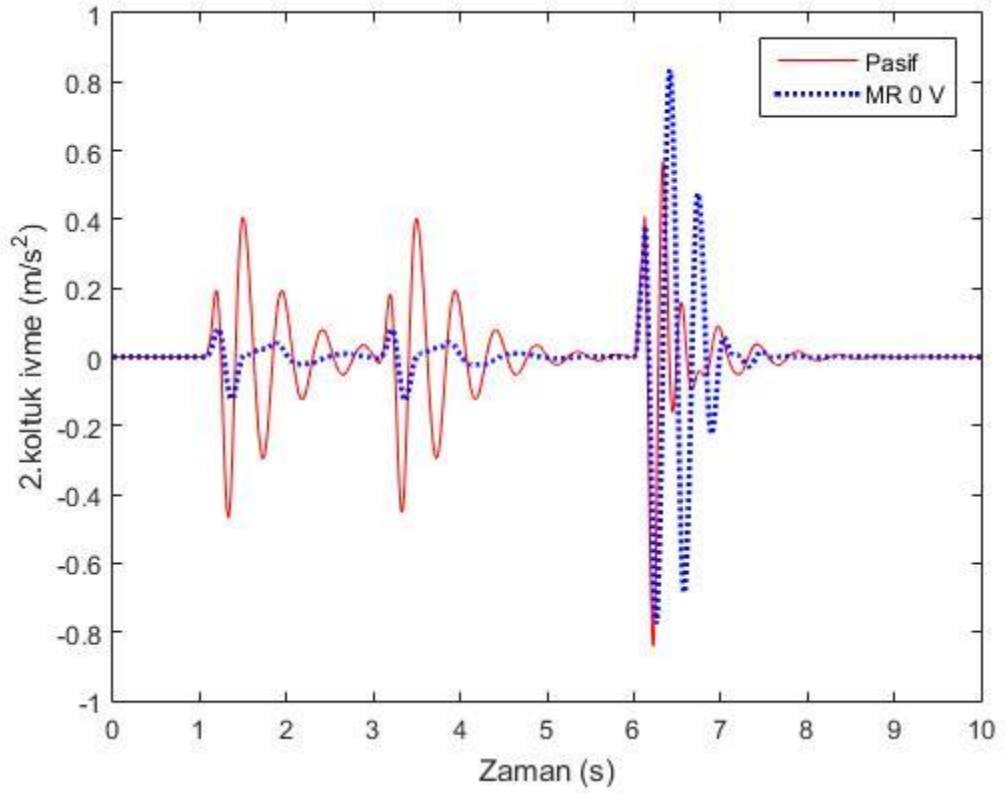
řekil 4.29 2.pilotun dűřey yer deęiřirmesi



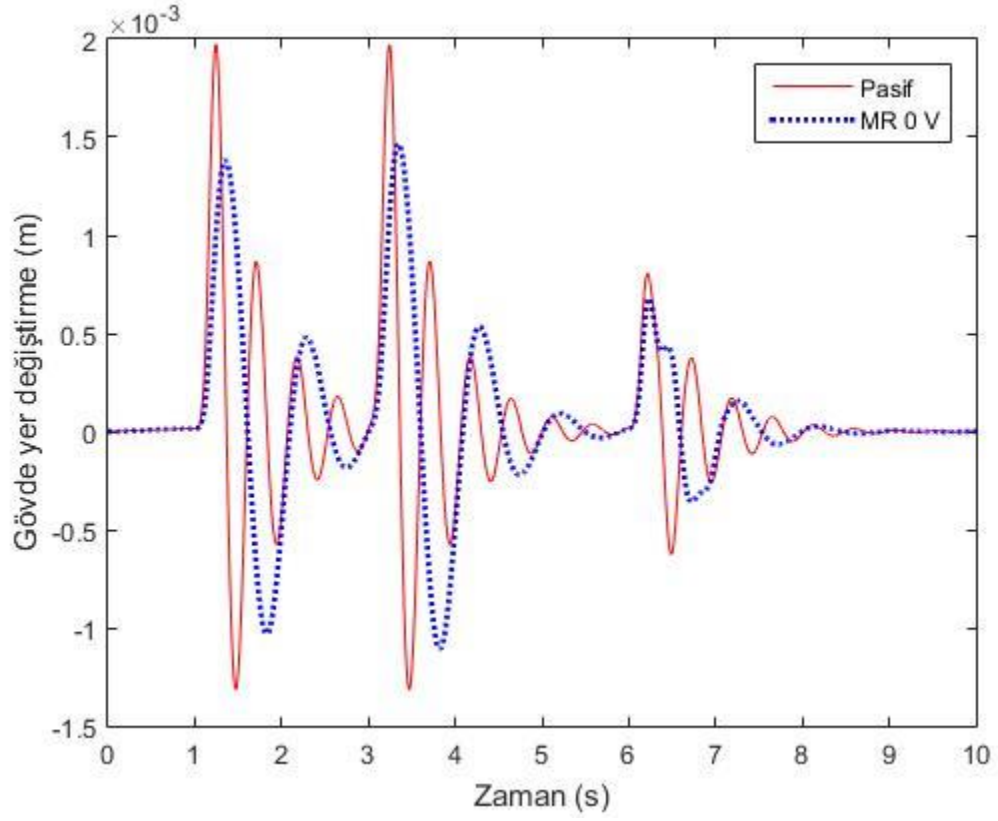
řekil 4.30 2.pilotun dűřey ivmesi



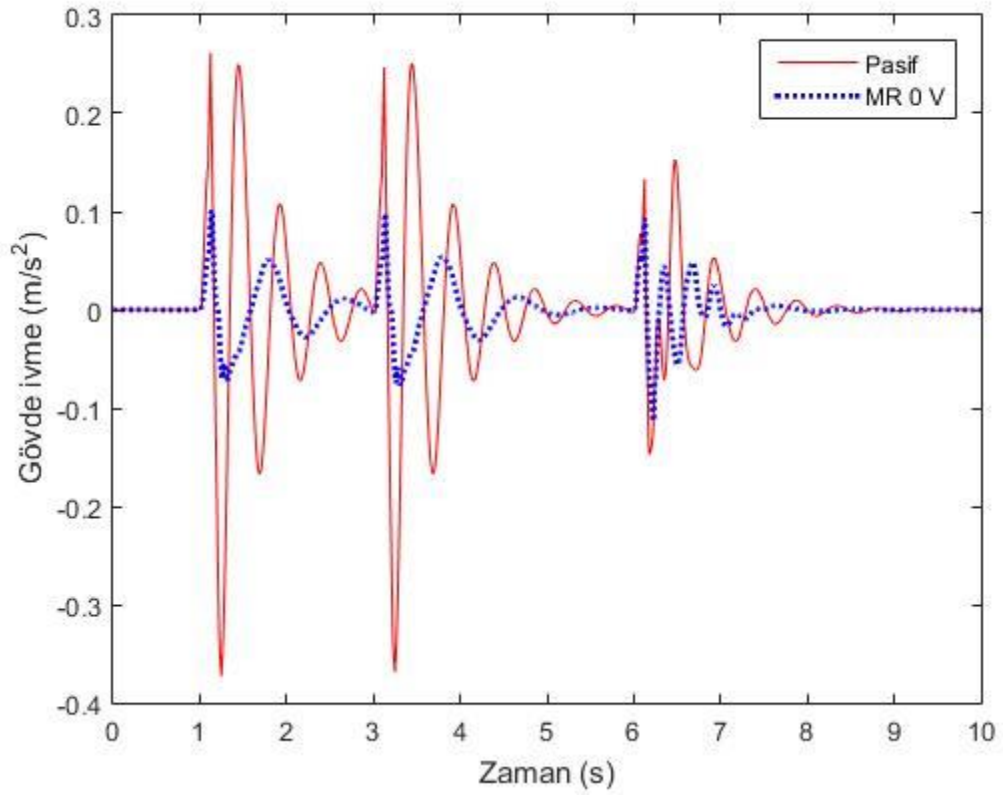
řekil 4.31 2.koltuęun dűey yer deęiřtirmesi



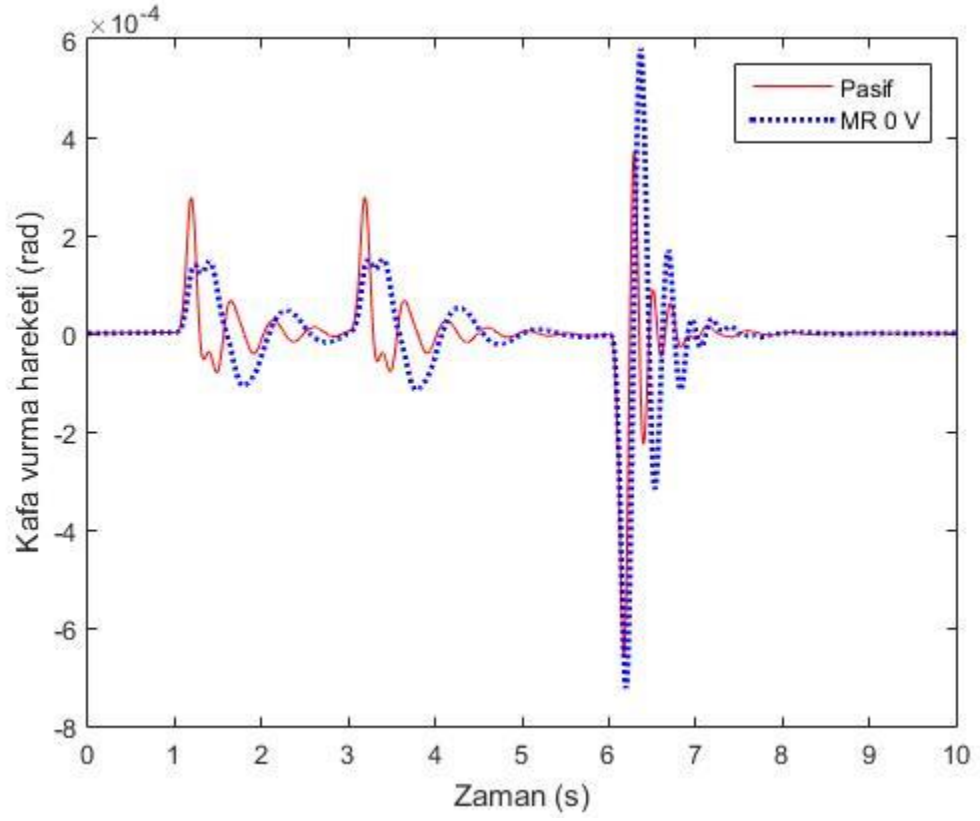
řekil 4.32 2.koltuęun dűey ivmesi



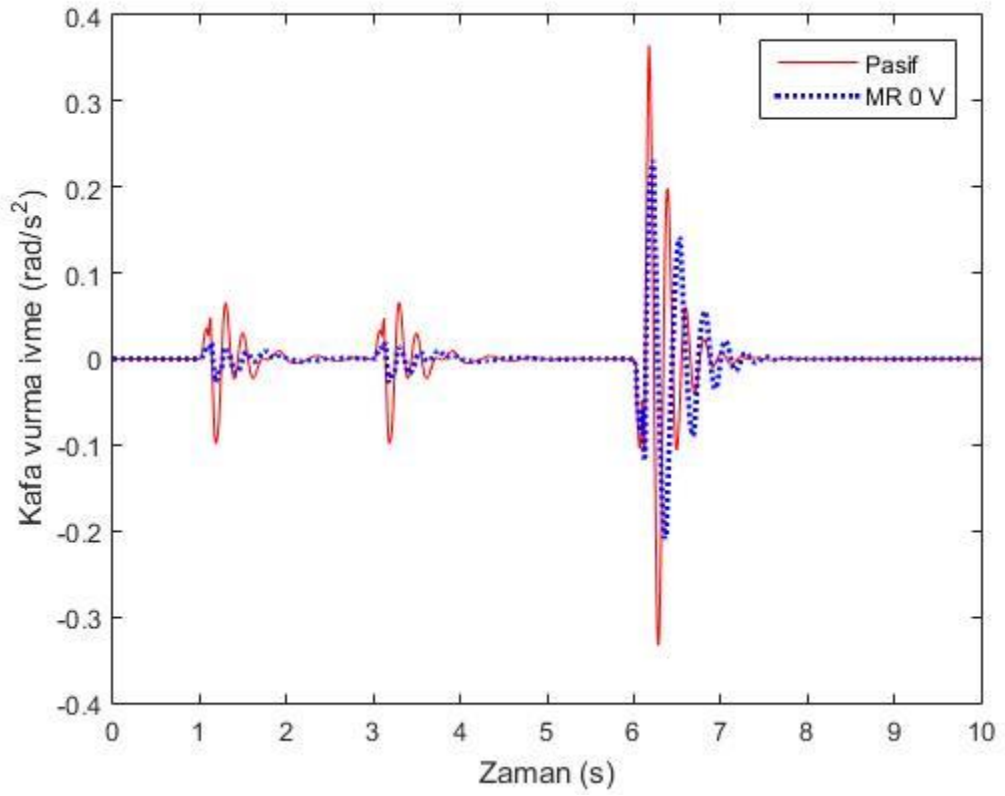
şekil 4.33 Gövdenin dşey yer değiştirmesi



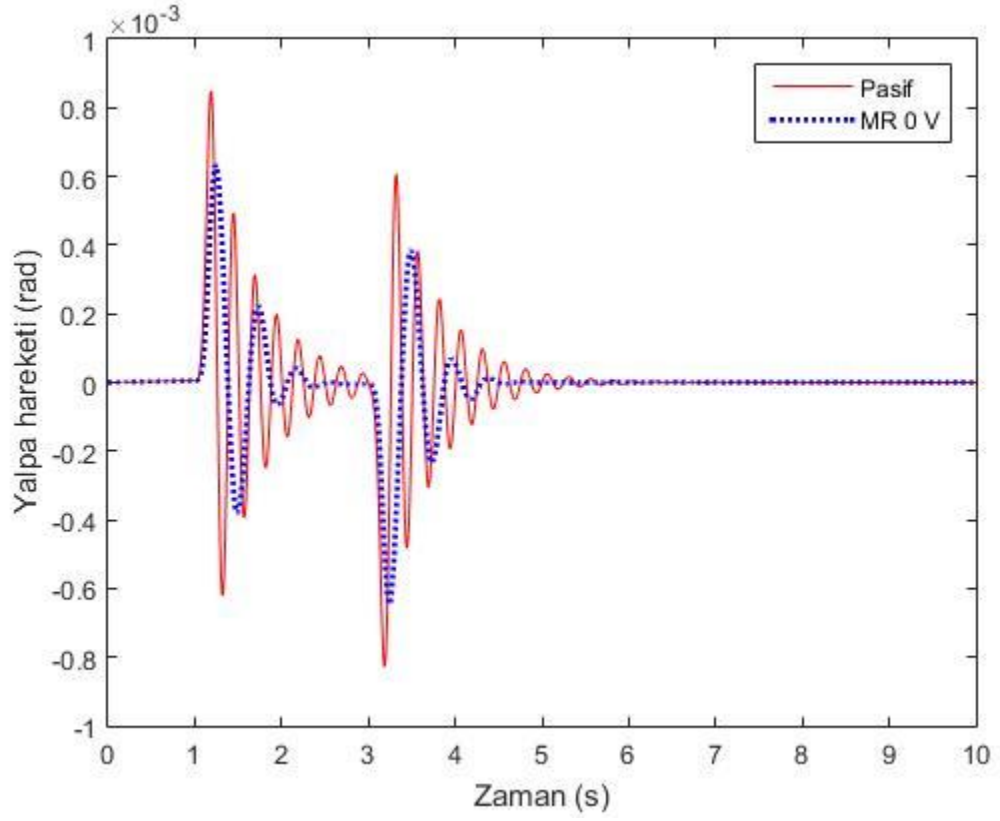
şekil 4.34 Gövdenin dşey ivmesi



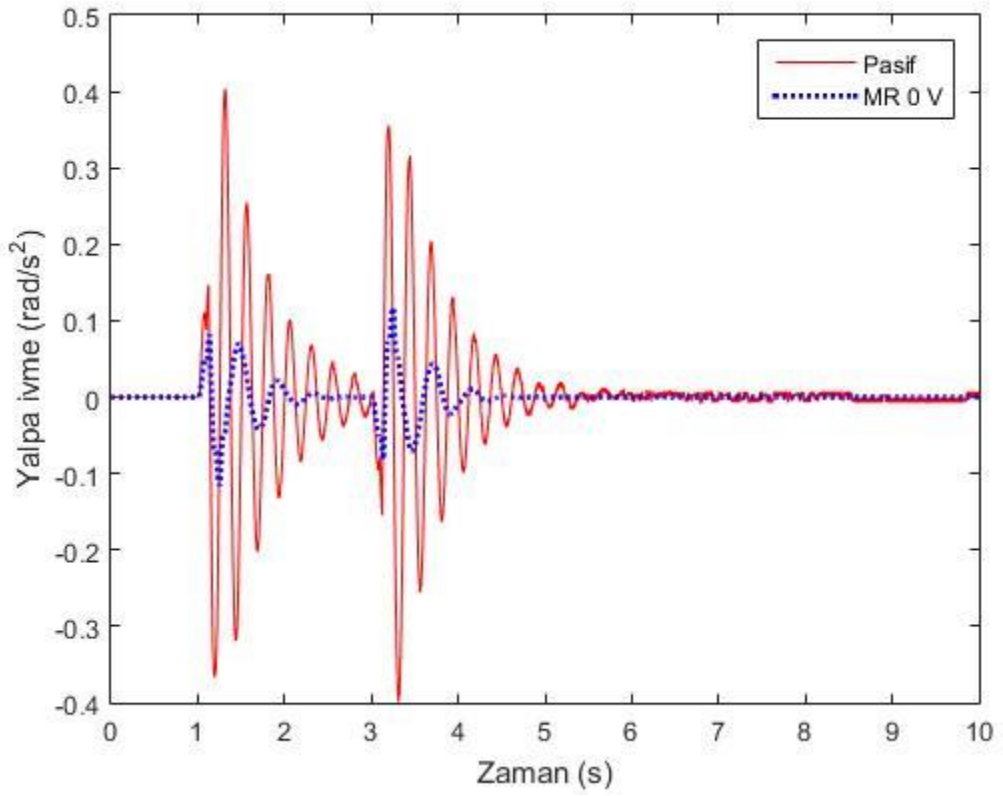
Şekil 4.35 Gövdenin kafa vurma hareketi



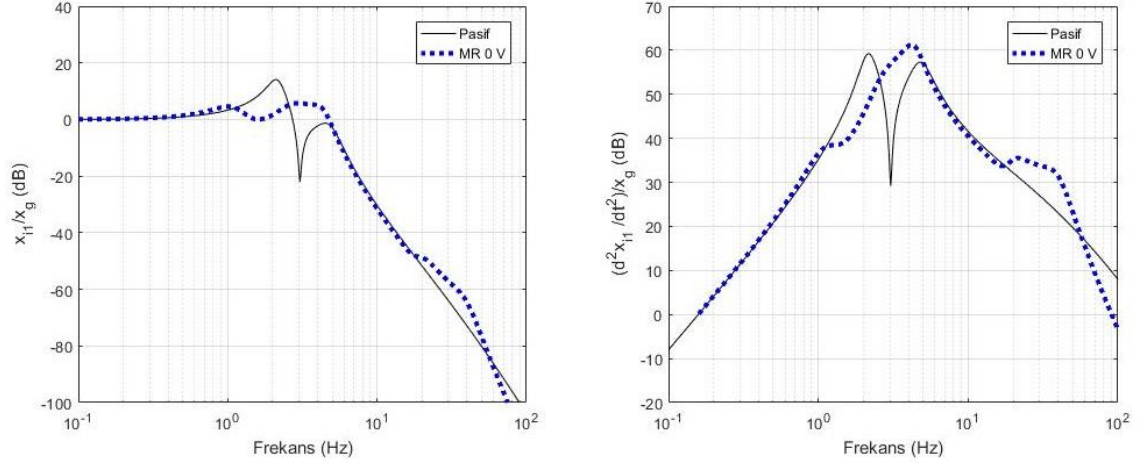
Şekil 4.36 Gövdenin kafa vurma hareketinin ivmesi



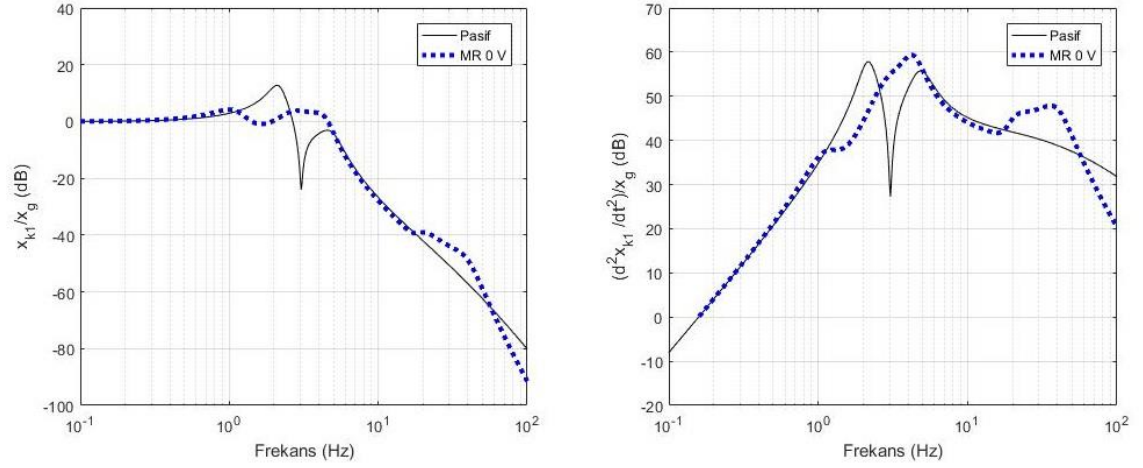
Şekil 4.37 Gövdenin yalpa hareketi



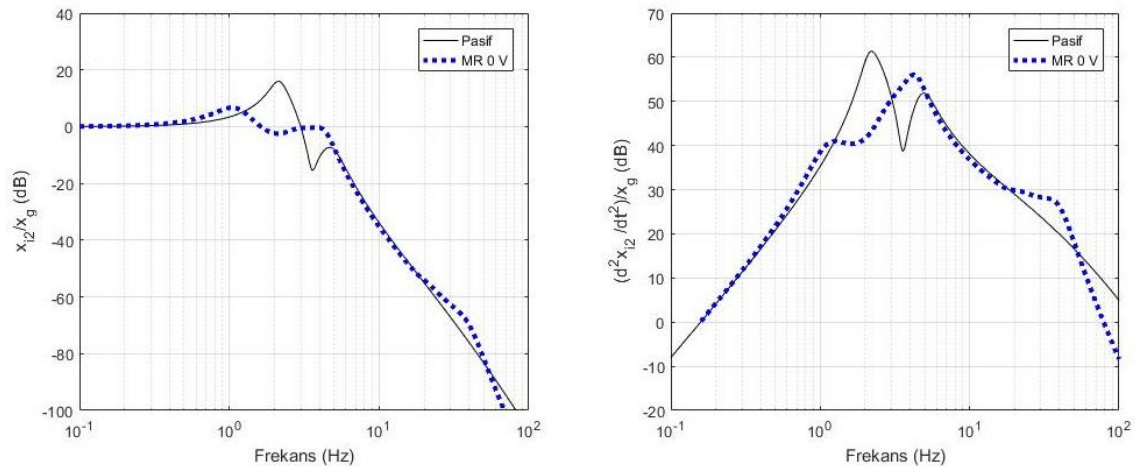
Şekil 4.38 Gövdenin yalpa hareketinin ivmesi



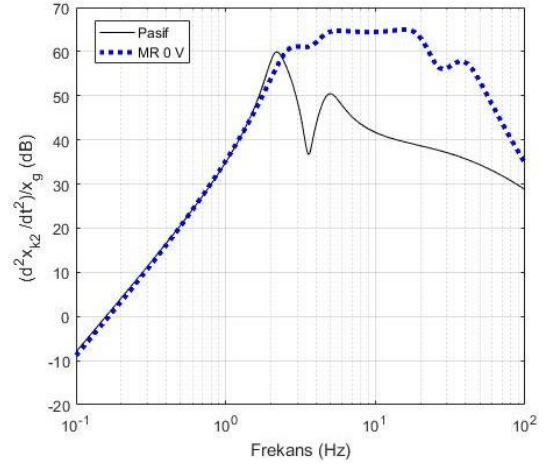
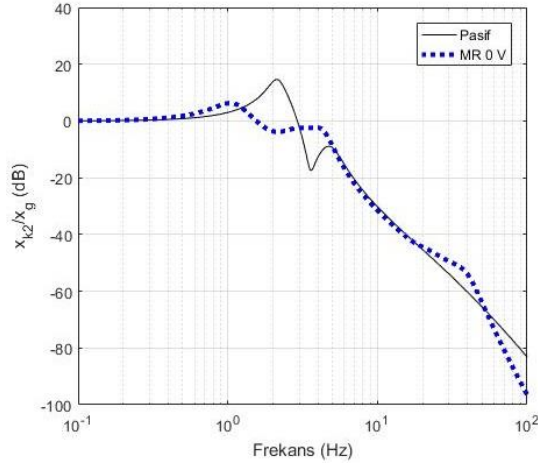
Şekil 4.39 1.pilotun düşey yer değıştirme hareketinin frekans cevapları (a), 1.pilotun düşey ivmesinin frekans cevapları (b)



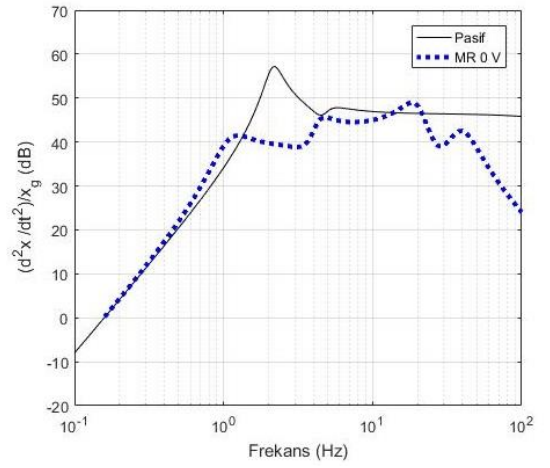
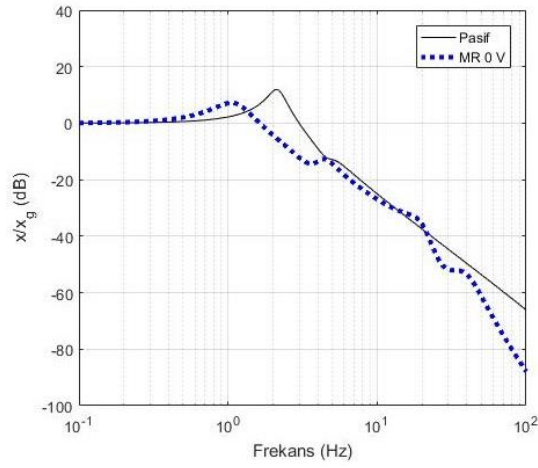
Şekil 4.40 1.koltuğun düşey yer değıştirme hareketinin frekans cevapları (a), 1.koltuğun düşey ivmesinin frekans cevapları (b)



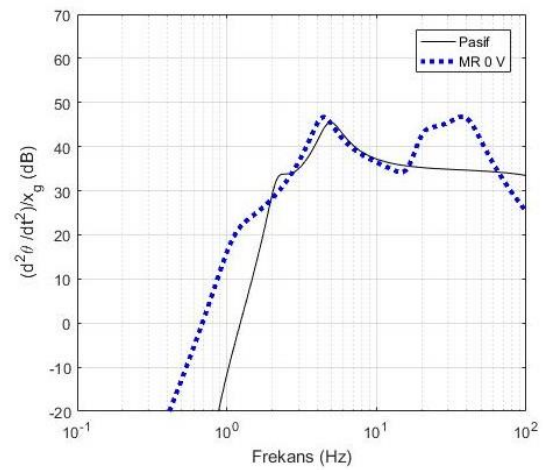
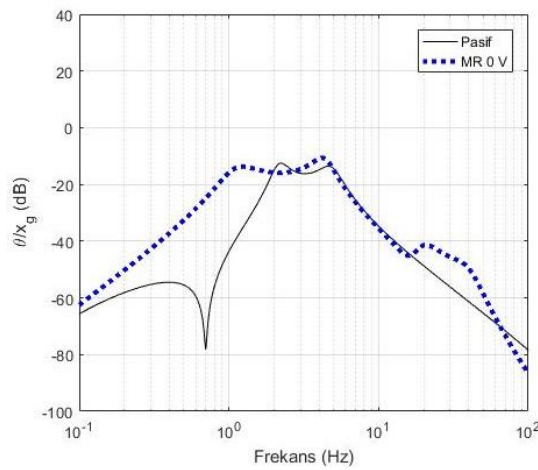
Şekil 4.41 2.pilotun düşey yer değıştirme hareketinin frekans cevapları (a), 2.pilotun düşey ivmesinin frekans cevapları (b)



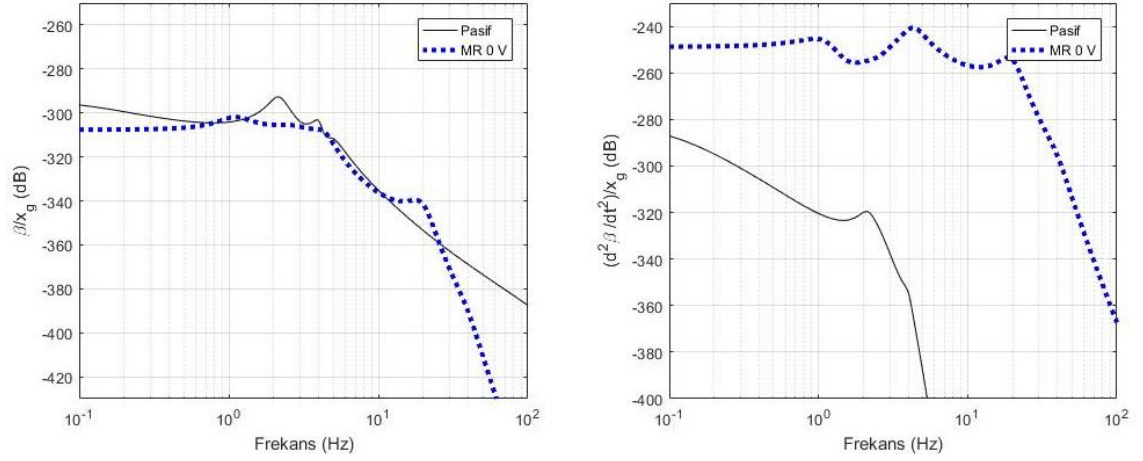
Şekil 4.42 2.koltuğun düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevapları (a), 2.koltuğun düşey ivmesinin frekans cevapları (b)



Şekil 4.43 Gövdenin düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevapları (a), gövdenin düşey ivmesinin frekans cevapları (b)

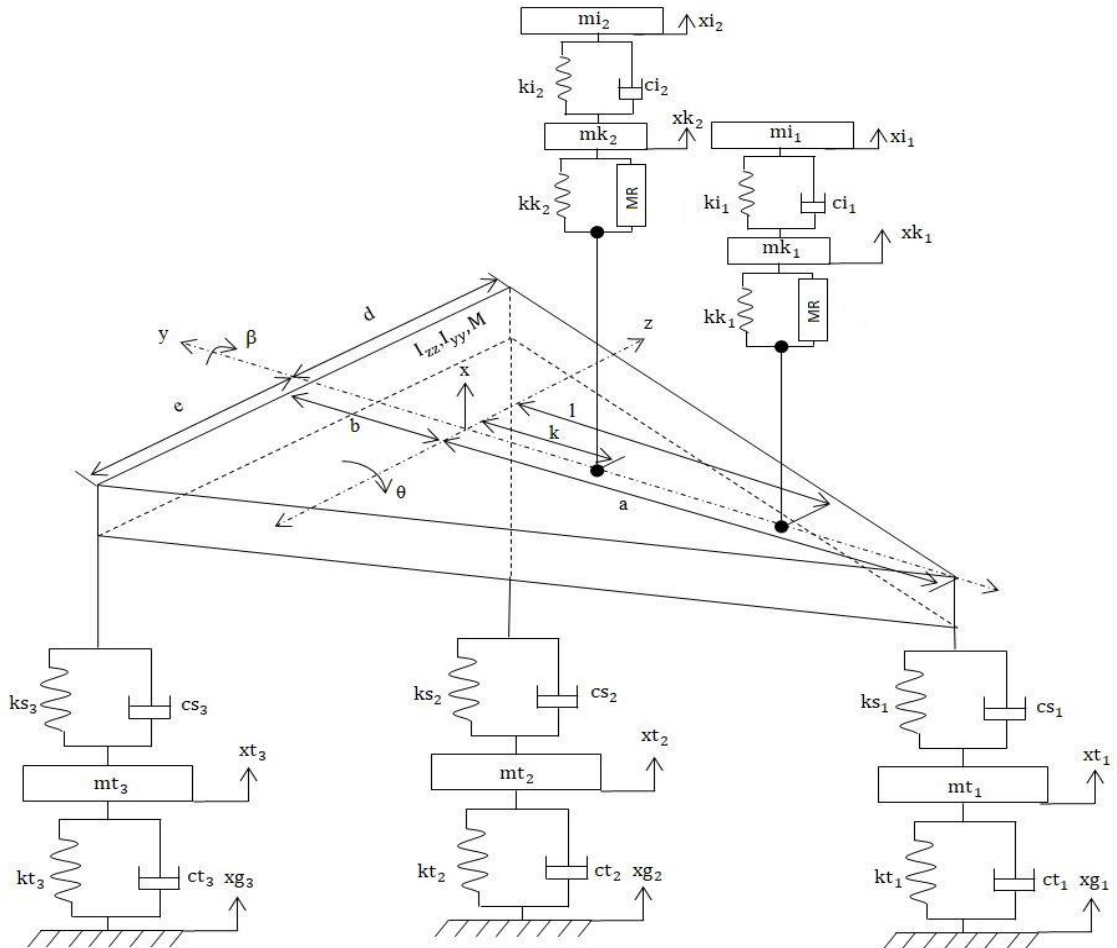


Şekil 4.44 Gövdenin kafa vurma hareketinin frekans cevapları (a), gövdenin kafa vurma hareketinin ivmesinin frekans cevapları (b)



Şekil 4.45 Gövdenin yalpa hareketinin frekans cevapları (a), gövdenin yalpa hareketinin ivmesinin frekans cevapları (b)

4.2 İkinci Model: Uçak Koltuklarına MR Sönümleyici Uygulanmış Model



Şekil 4.46 Koltuklara MR sönümleyici uygulanmış model

Bu modelde koltuklara yarı aktif MR sönümleyiciler eklenmiştir (Şekil 4.46). Her bir MR sönümleyiciye ait değişken sönüm miktarı geliştirilmiş Bouc-Wen modeline göre sönüm

kuvveti olarak elde edilmektedir. 1.koltuğa ait MR sönümleyicinin kuvveti F_{MR}^{k1} , 2.koltuğa ait sönümleyicinin kuvveti F_{MR}^{k2} olarak ifade edilmektedir. Sisteme ait elde edilen MR sönümleyicili hareket denklemleri aşağıdaki gibidir.

$$m_{i1}\ddot{x}_{i1} + k_{i1}(x_{i1} - x_{k1}) + c_{i1}(\dot{x}_{i1} - \dot{x}_{k1}) = 0 \quad (4.25)$$

$$m_{i2}\ddot{x}_{i2} + k_{i2}(x_{i2} - x_{k2}) + c_{i2}(\dot{x}_{i2} - \dot{x}_{k2}) = 0 \quad (4.26)$$

$$m_{k1}\ddot{x}_{k1} + k_{k1}(x_{k1} - x + l\theta) - k_{i1}(x_{i1} - x_{k1}) - c_{i1}(\dot{x}_{i1} - \dot{x}_{k1}) = -F_{MR}^{k1} \quad (4.27)$$

$$m_{k2}\ddot{x}_{k2} + k_{k2}(x_{k2} - x + k\theta) - k_{i2}(x_{i2} - x_{k2}) - c_{i2}(\dot{x}_{i2} - \dot{x}_{k2}) = -F_{MR}^{k2} \quad (4.28)$$

$$M\ddot{x} + k_{s1}(x - a\theta - x_{t1}) + k_{s2}(x + b\theta - d\beta - x_{t2}) + k_{s3}(x + b\theta + e\beta - x_{t3}) - k_{k1}(x_{k1} - x + l\theta) - k_{k2}(x_{k2} - x + k\theta) + c_{s1}(\dot{x} - a\dot{\theta} - \dot{x}_{t1}) + c_{s2}(\dot{x} + b\dot{\theta} - d\dot{\beta} - \dot{x}_{t2}) + c_{s3}(\dot{x} + b\dot{\theta} + e\dot{\beta} - \dot{x}_{t3}) = F_{MR}^{k1} + F_{MR}^{k2} \quad (4.29)$$

$$I_{zz}\ddot{\theta} - a k_{s1}(x - a\theta - x_{t1}) + b k_{s2}(x + b\theta - d\beta - x_{t2}) + b k_{s3}(x + b\theta + e\beta - x_{t3}) - l k_{k1}(x_{k1} - x + l\theta) - k k_{k2}(x_{k2} - x + k\theta) - a c_{s1}(\dot{x} - a\dot{\theta} - \dot{x}_{t1}) + b c_{s2}(\dot{x} + b\dot{\theta} - d\dot{\beta} - \dot{x}_{t2}) + b c_{s3}(\dot{x} + b\dot{\theta} + e\dot{\beta} - \dot{x}_{t3}) = l F_{MR}^{k1} + k F_{MR}^{k2} \quad (4.30)$$

$$I_{yy}\ddot{\beta} - d k_{s2}(x + b\theta - d\beta - x_{t2}) + e k_{s3}(x + b\theta + e\beta - x_{t3}) - d c_{s2}(\dot{x} + b\dot{\theta} - d\dot{\beta} - \dot{x}_{t2}) + e c_{s3}(\dot{x} + b\dot{\theta} + e\dot{\beta} - \dot{x}_{t3}) = 0 \quad (4.31)$$

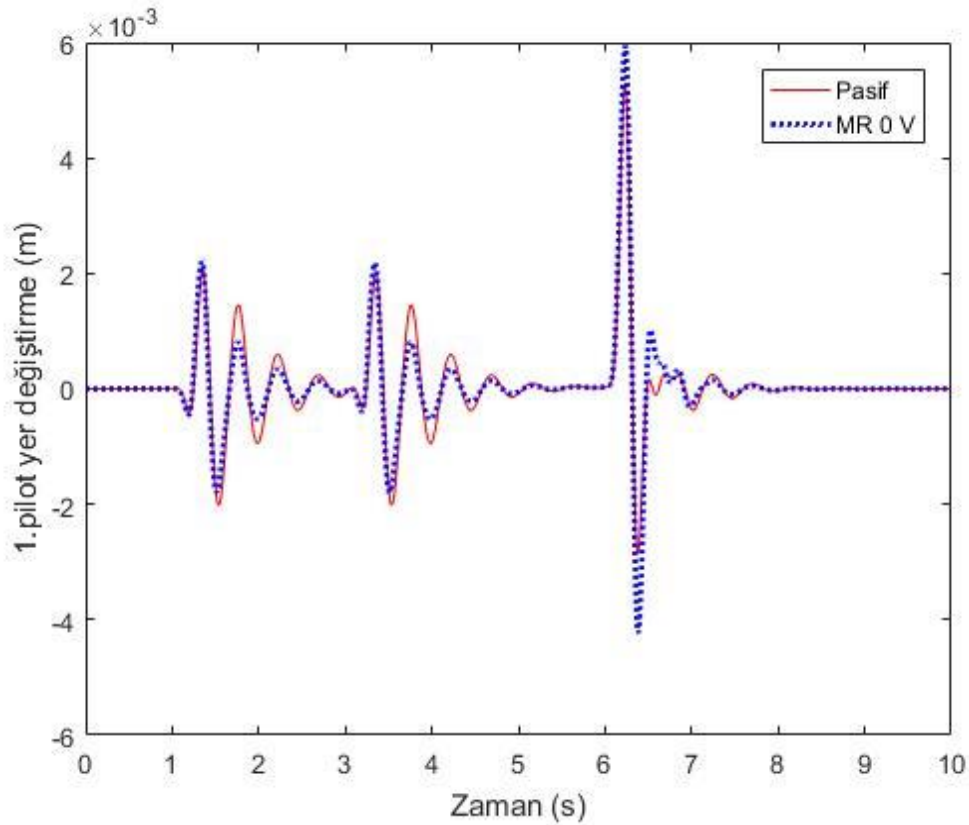
$$m_{t1}\ddot{x}_{t1} + k_{t1}(x_{t1} - x_{g1}) - k_{s1}(x - a\theta - x_{t1}) + c_{t1}(\dot{x}_{t1} - \dot{x}_{g1}) - c_{s1}(\dot{x} - a\dot{\theta} - \dot{x}_{t1}) = 0 \quad (4.32)$$

$$m_{t2}\ddot{x}_{t2} + k_{t2}(x_{t2} - x_{g2}) - k_{s2}(x + b\theta - d\beta - x_{t2}) + c_{t2}(\dot{x}_{t2} - \dot{x}_{g2}) - c_{s2}(\dot{x} + b\dot{\theta} - d\dot{\beta} - \dot{x}_{t2}) = 0 \quad (4.33)$$

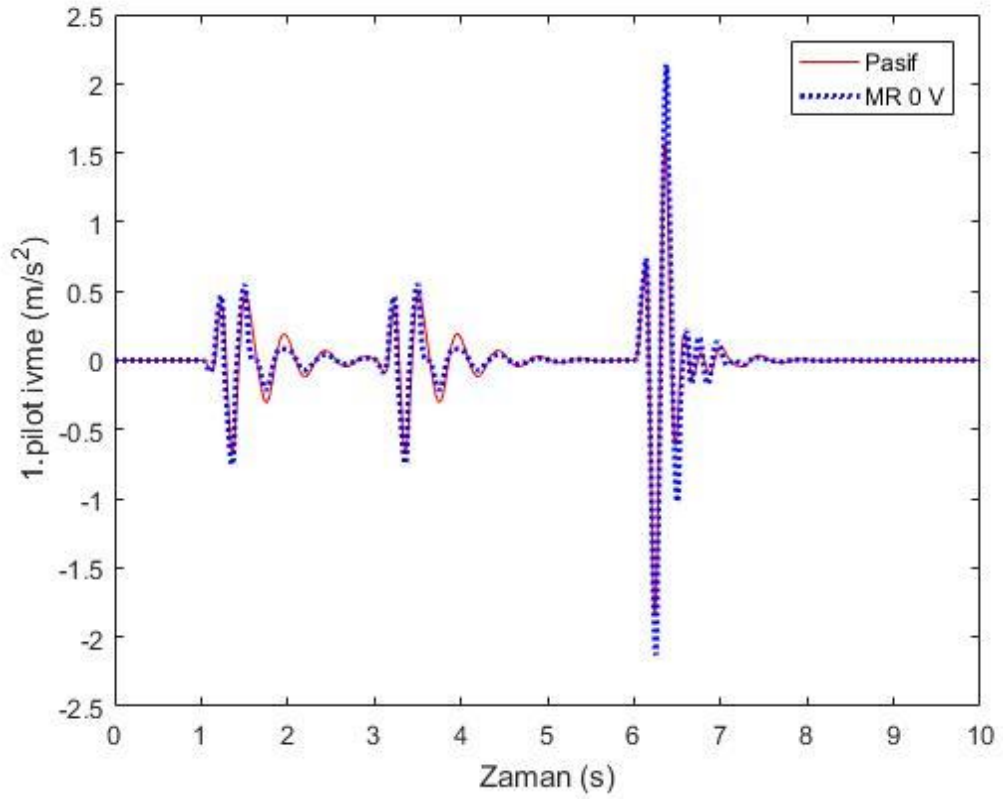
$$m_{t3}\ddot{x}_{t3} + k_{t3}(x_{t3} - x_{g3}) - k_{s3}(x + b\theta + e\beta - x_{t3}) + c_{t3}(\dot{x}_{t3} - \dot{x}_{g3}) - c_{s3}(\dot{x} + b\dot{\theta} + e\dot{\beta} - \dot{x}_{t3}) = 0 \quad (4.34)$$

Modellenen iki pilotlu tam uçak modeline ait, Şekil 4.47-4.48'de 1.pilotun düşey yer değiştirme ve düşey ivmesi, Şekil 4.49-4.50'de 1.koltuğun düşey yer değiştirme ve düşey ivmesi, Şekil 4.51-4.52'de 2.pilotun düşey yer değiştirmesi ve düşey ivmesi, Şekil 4.53-4.54'de 2.koltuğun düşey yer değiştirmesi ve düşey ivme cevapları pasif ve kontrol edilmemiş durumdaki MR sönümleyicili (MR 0 V) durum için karşılaştırılmıştır. Burada sistemin kontrol edilmemiş ve pasif halinin cevaplarının yakın olduğu ve bazı eğrilerde

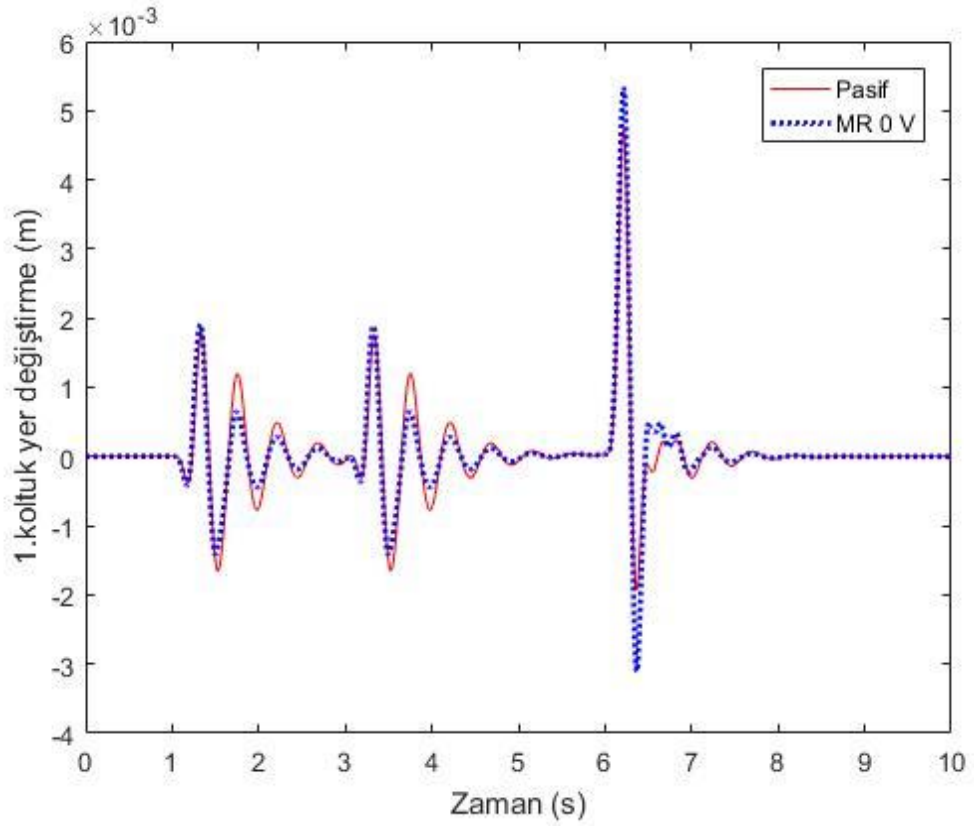
MR sönümleyicinin gerilim verilmemiş halinin biraz daha iyi sonuç verdiği görülmektedir. Bu da, bize kontrol sisteminin çalışmadığı durumlarda emniyet açısından bir problemin ortaya çıkmayacağını göstermektedir. Şekil 4.55-4.58 arasında ise pasif ve kontrol edilmemiş MR sönümleyicili (MR 0 V) sistemin frekans cevapları karşılaştırılmıştır. Koltuklara yerleştirilmiş kontrol edilmemiş MR sönümleyicili (MR 0 V) sistemin frekans cevapları pasif sistemle kıyaslandığında bütünüyle benzerlik gösterdiği söylenemez. Bu tezde kullanılan MR sönümleyici, uçağın gövdesinden gelen titreşimleri sönümlemek için koltuklara uyarlandığından ve MR sönümleyicinin içerisindeki sıvının kendine özgü yapısından dolayı az da olsa farklılık göstermektedir.



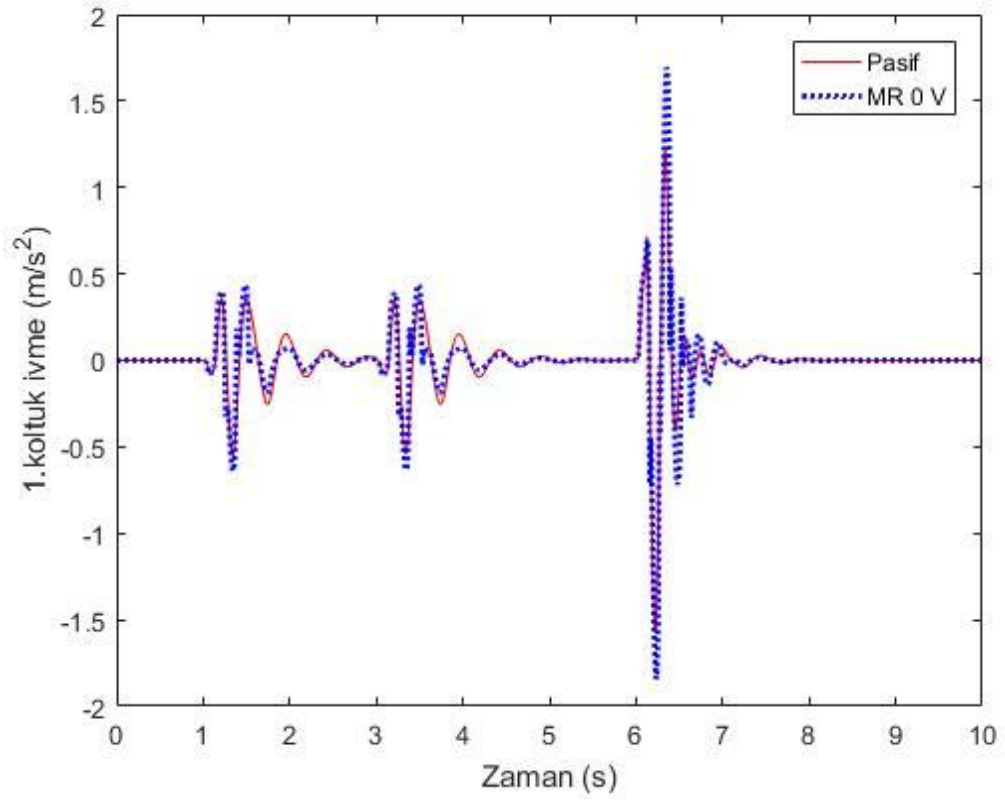
Şekil 4.47 1.pilotun düşey yer değiştirmesi



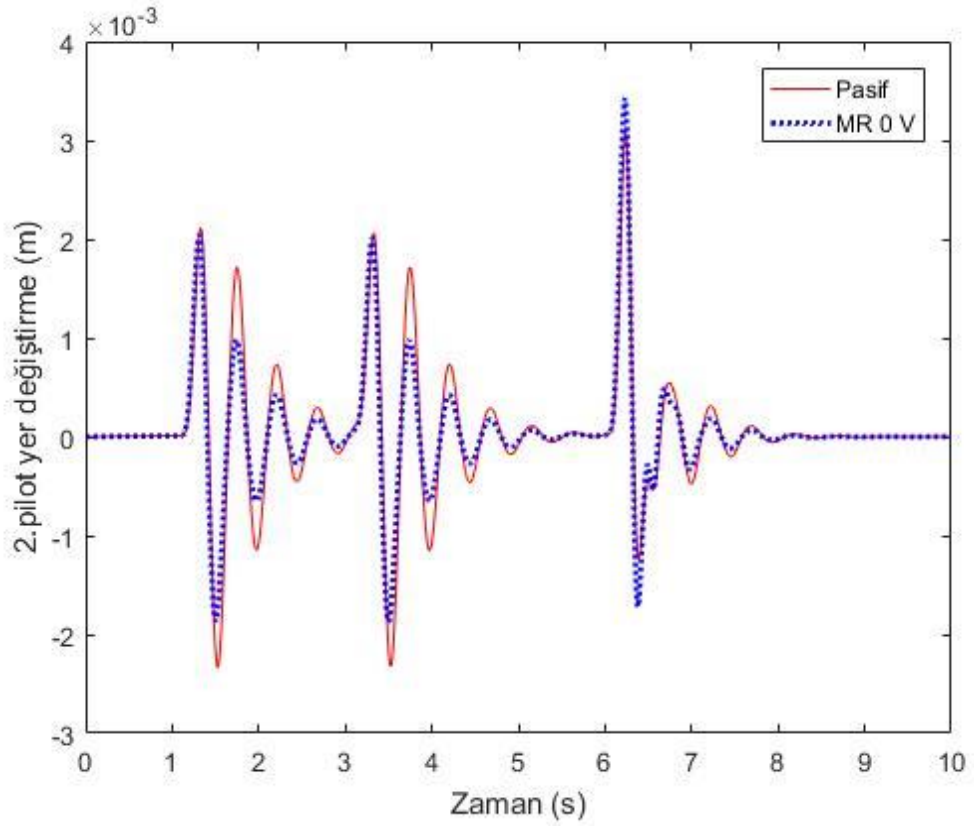
Şekil 4.48 1.pilotun düşey ivmesi



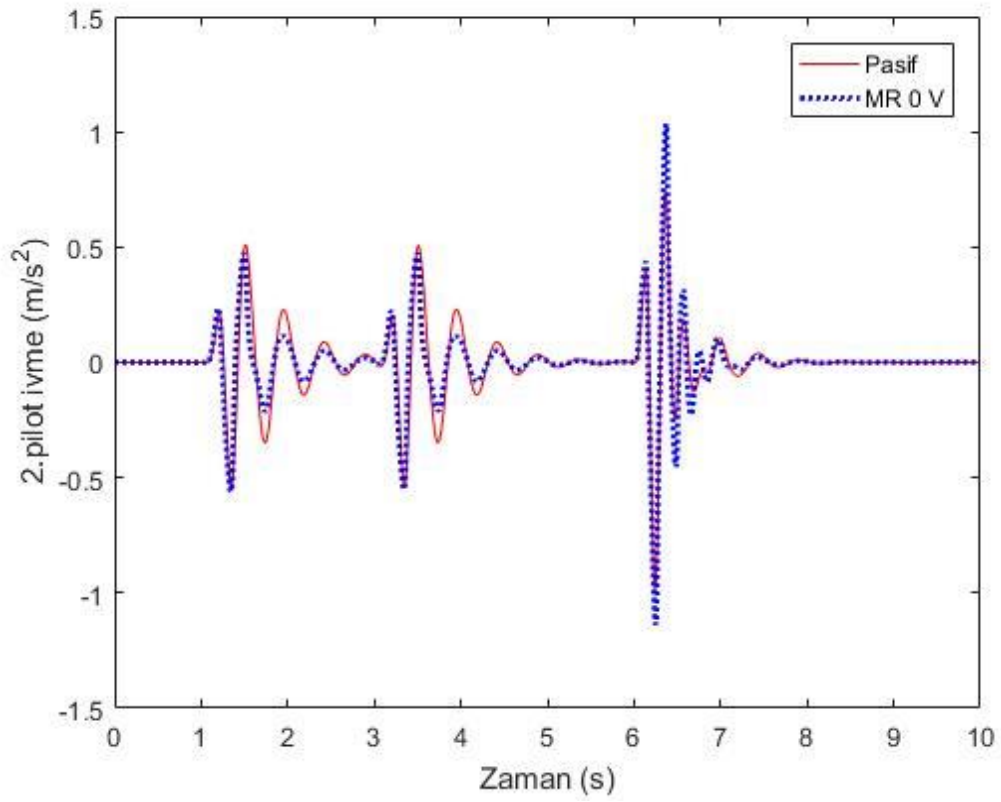
Şekil 4.49 1.koltuğun düşey yer değiştirmesi



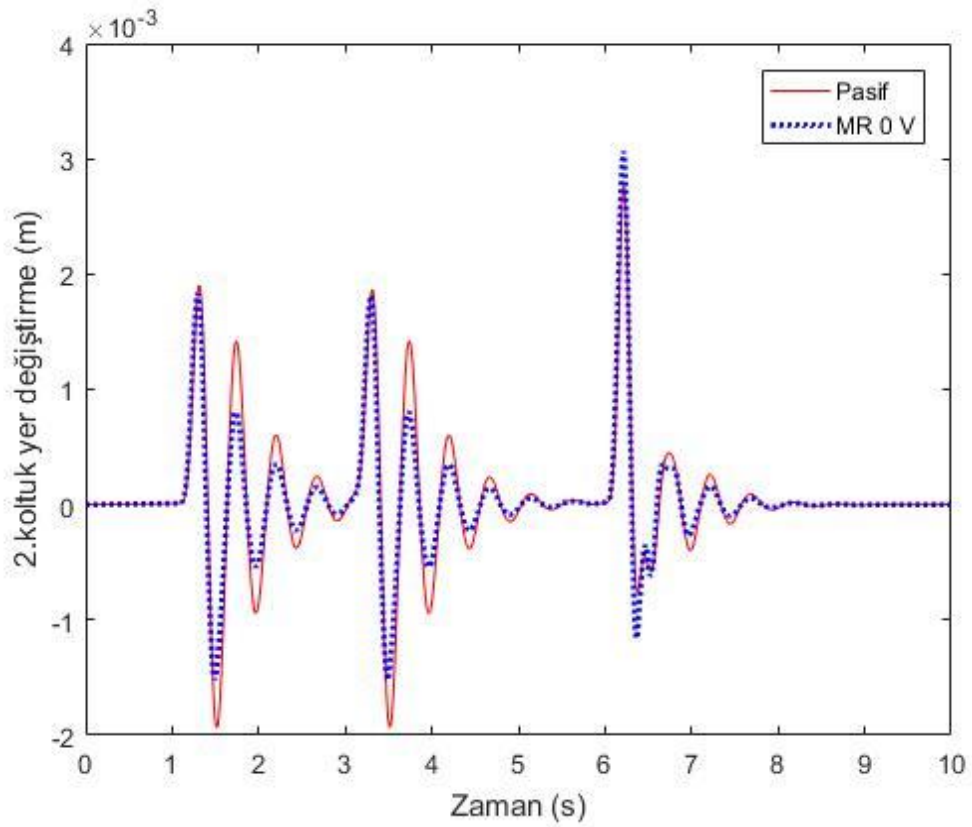
Şekil 4.50 1.koltuğun düşey ivmesi



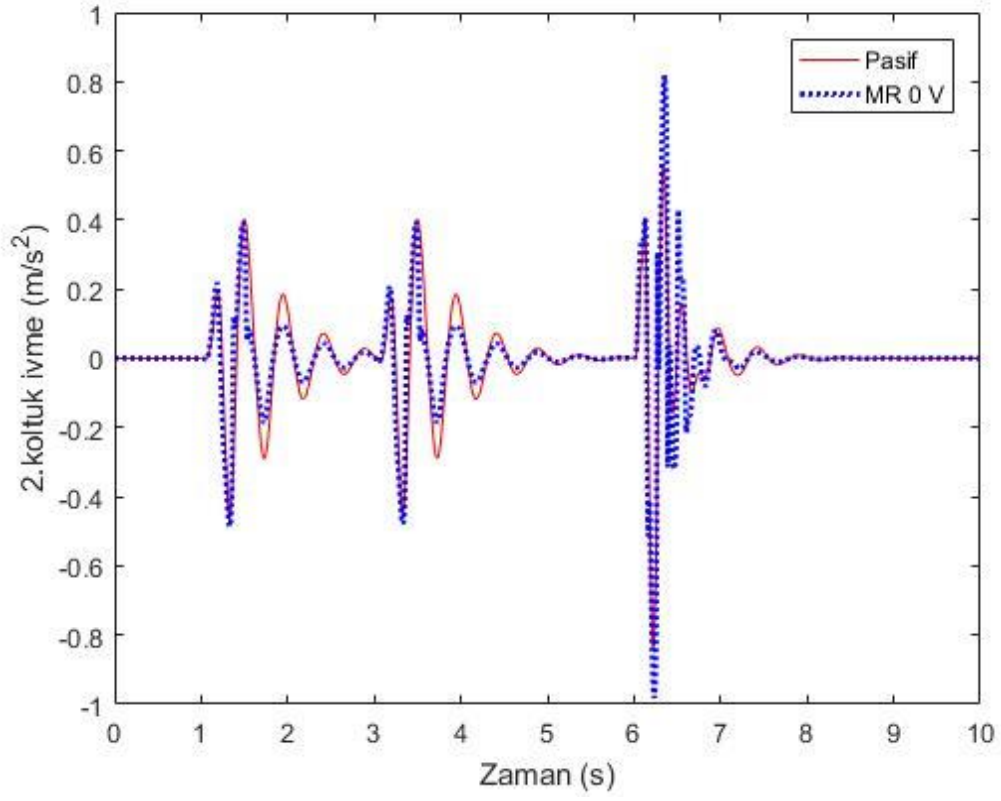
Şekil 4.51 2.pilotun düşey yer değiştirmesi



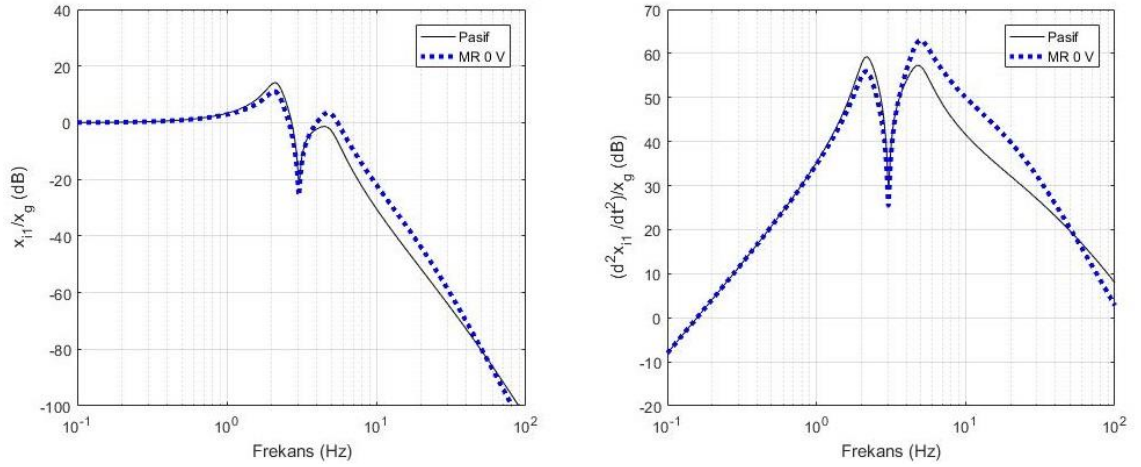
Şekil 4.52 2.pilotun düşey ivmesi



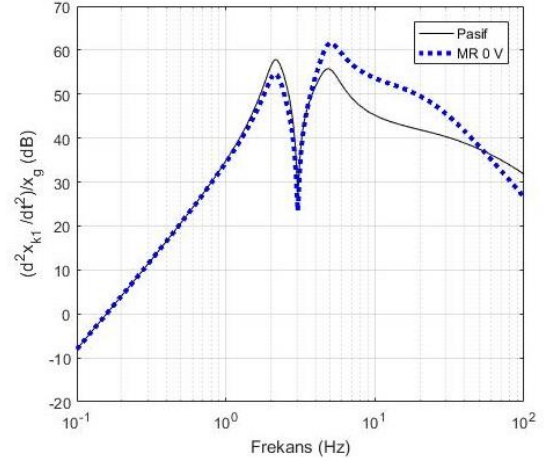
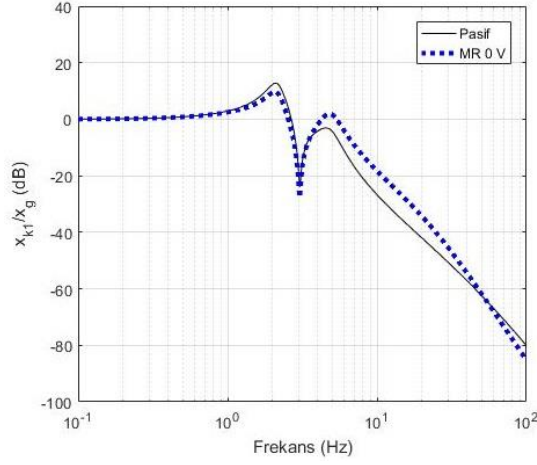
Şekil 4.53 2.koltuğun düşey yer değıştirmesi



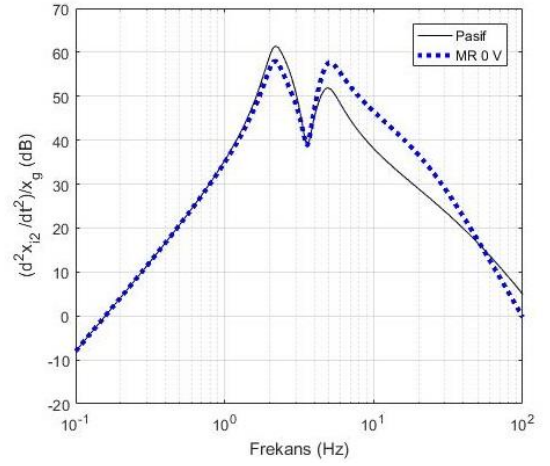
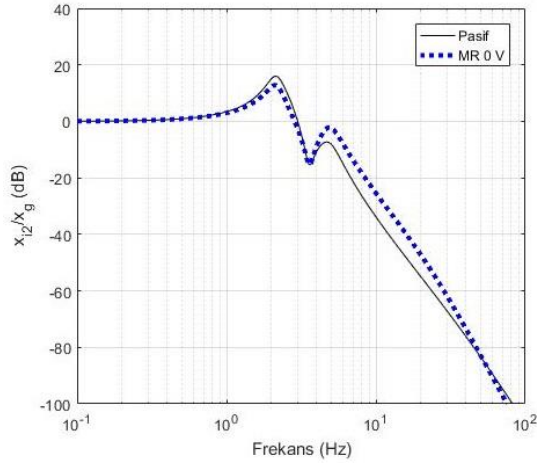
Şekil 4.54 2.koltuğun düşey ivmesi



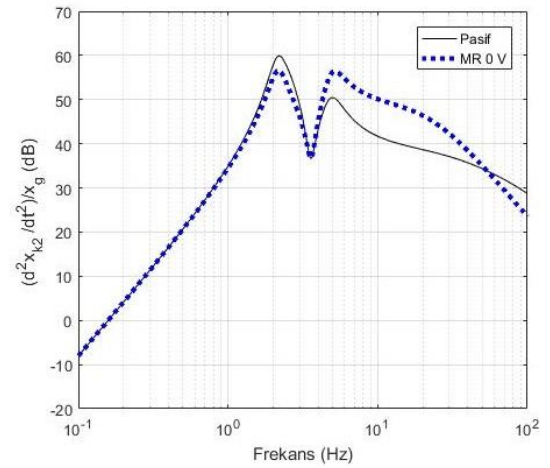
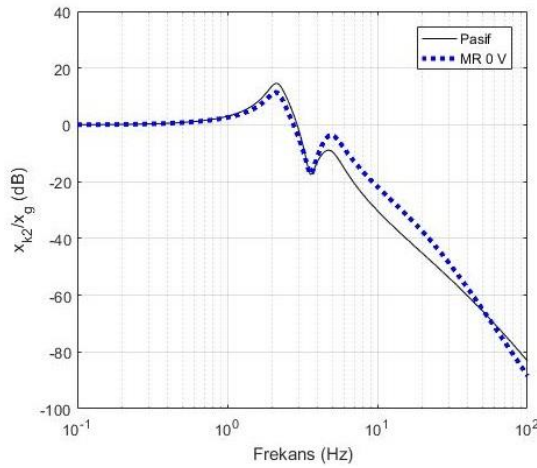
Şekil 4.55 1.pilotun düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevapları (a), 1.pilotun düşey ivmesinin frekans cevapları (b)



Şekil 4.56 1.koltuğun düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevapları (a), 1.koltuğun düşey ivmesinin frekans cevapları (b)



Şekil 4.57 2.pilotun düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevapları (a), 2.pilotun düşey ivmesinin frekans cevapları (b)



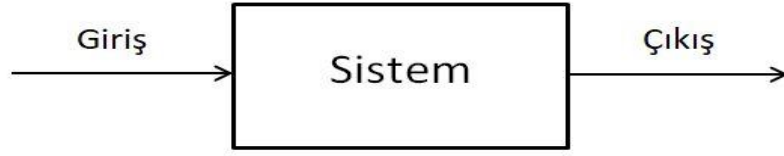
Şekil 4.58 2.koltuğun düşey yer değiştirme hareketinin frekans cevapları (a), 2.koltuğun düşey ivmesinin frekans cevapları (b)

BİRİNCİ MODEL: UÇAK İNİŞ TAKIMLARINA MR SÖNÜMLEYİCİ UYGULANMIŞ MODELİN KONTROLÜ

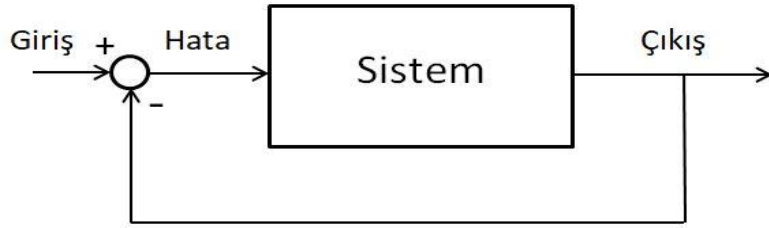
5.1 Kontrol Sistemleri

Kontrol sistemleri hayatımızın birçok alanında kendisine geniş bir kullanım alanı bulmuş durumdadır. Bunun nedeni insanların kazalardan ve hatalardan dolayı oluşabilecek can kayıplarını önlemek, üretimi sistematik hale getirip elde edilen verimi arttırmak ve yaşam standardını yükseltmek istemeleridir. Örnek verecek olursak; endüstride kullanılan robotlar, akıllı ev sistemleri, otonom araçlar ve günlük hayatta kullanılan mikrodalga fırın, klima, çamaşır makinesi vs. gibi sistemlerin çalışma şekli kontrol mühendisliğinin alanına girmektedir. Kontrol sistemleri çalışan sistemlerin insan gücüne gerek kalmadan denetlenmesini ve kontrol edilmesini sağlar [40].

Sisteme uygulanan girişe göre sistemden elde edilecek çıkışların belirlenmesi ve bu çıkışların istenilen değer aralığında tutulması kontrol sisteminin temel amacıdır. Kontrol sistemleri kapalı çevrim ve açık çevrim olmak üzere iki gruba ayrılır. Sistemden elde edilen çıkışa göre sisteme geri bildirim yapılmıyorsa buna açık çevrim, kontrolcü vasıtasıyla sisteme, sistemin durumuyla ilgili geri bildirim yapılıyorsa buna da kapalı çevrim denir [40]. Kapalı ve açık çevrimin basit kontrol yapısı, Şekil 5.1-5.2’de gösterilmiştir.



Şekil 5.1 Açık çevrim



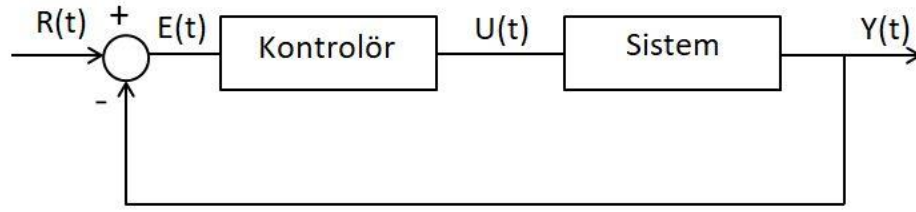
Şekil 5.2 Kapalı çevrim

Bu çalışmada on serbestlik dereceli birinci uçak modelinin iniş takımlarına bulanık mantıklı kontrol ve PID kontrol yöntemleri uygulanmıştır.

5.2 PID (Oransal+Integral+Türev) Kontrol

PID kontrol yöntemi başta endüstriyel kontrol sistemleri olmak üzere çok yaygın olarak kullanılan bir kontrol yöntemidir. Sistemde ölçülen değer istenilen değere getirilmesi için belirlenen referans değeriyle karşılaştırılarak hata elde edilir. Elde edilen bu hata $E(t)$ olarak isimlendirilir. Elde edilen hata değerinin, kendisi, türevi ve integrali belirli katsayılarla çarpılarak $U(t)$ adı verilen kontrolcü sinyali elde edilir. Oransal, integral ve türev etkinin sadece kendilerinin veya çeşitli kombinasyonlarının oluşturduğu kontrol yöntemleri mevcuttur. PID kontrolcü ise bunların tüm özelliklerini bir araya getirerek belirlenen katsayılar ölçüsünde sisteme ne kadar etki edeceğine karar verir. PID kontrolcünün çalışma prensibi Şekil 5.3’de şematik olarak gösterilmiştir.

$$U(t) = K_P E(t) + K_I \int_0^t E(t)dt + K_D \frac{dE(t)}{dt} \quad (5.1)$$



Şekil 5.3 PID kontrolcünün çalışma prensibi

Burada K_P , K_I , K_D PID kontrolcü katsayılarıdır. Bu katsayıların bulunması için çeşitli yöntemler mevcuttur.

5.3 PID Kontrol Optimizasyon Algoritması

PID kontrol yönteminde PID katsayılarının bulunmasında genetik algoritma, parçacık sürü optimizasyonu PSO (Particle Swarm Optimization), Ziegler-Nichols vb. yöntemler kullanılabilir. Bu çalışmada, Parçacık Sürü Optimizasyon yöntemi PID katsayılarının belirlenmesinde kullanılmıştır.

5.3.1 Parçacık Sürü Optimizasyon (PSO) Yöntemi

Parçacık Sürü Optimizasyonu (PSO) yöntemi, 1995 yılında Dr. Eberhart ve Dr. Kennedy tarafından kuşların ve balıkların doğada sürü halindeki davranışlarından esinlenerek ortaya çıkan popülasyon eğilimli bir yöntemdir [55]. Bu yöntem doğrusal olmayan sistemlerde tasarım değişkenlerinin belirlenmesi için kullanılır. Parçacık Sürü Optimizasyonu (PSO) yöntemi çok değişkenli sistemlerin optimizasyonunda kullanılırken; türev alma işlemlerine ihtiyaç duymadığı gibi algortmada kullanılan parametreler de oldukça azdır [56].

PSO algoritması, doğadaki kuşların yiyecek araması ile ilişkilendirilebilir. Örneğin; kuşlar yiyecek ararken yiyeceğin nerede olduğunu bilmezler. Ancak yiyecek ararken de birbirleriyle iletişim halindedirler. Bir kuş yiyeceği bulduğu zaman diğerleri de onun bulunduğu tarafa yönelir. Böylece yiyeceği daha kısa zamanda bulmuş olurlar [56].

PSO algoritması ilk aşamada sistem için rasgele çözümler içeren bir başlangıç popülasyonu (nüfus, sürü) üretir. Bu çözümlerden her biri, hedefe göre birer konum ve hedefe yaklaşmayı ifade eden bir hız vektörüne sahiptir. Parçacık olarak adlandırılan bu

çözümler içerisinde sistem başarımını en iyi sağlayan çözümün hangisi olduğu belirlenir. Her bir parçacığın sonraki adımlardaki konumu iki değere bakılarak belirlenir. Bunlardan birincisi popülasyon içerisindeki en iyi çözümün konum bilgisi (gbest), ikincisi ise parçacığın kendi konum vektörü içerisindeki en iyi çözümü gösteren (pbest) konum bilgisidir. Bu bilgilerin sürekli hafızada muhafaza edilmesi gerekmektedir. Bu sebeple tüm parçacıklar kuşlar gibi birbiri ile etkileşim halindedir. Belirli bir hız ile hareket eden bu parçacıklar, önceden belirlenen adım sayısı kadar konum yenileme işlemini tekrarlayarak en iyi sonucu elde etmeye çalışırlar [56].

Bir sistemin konum vektörünün uzunluğu optimizasyonda kullanılan parçacık sayısına bağlıdır. Parçacıkların boyutu da tasarım değişkenlerinin sayısına eşittir. Her bir tasarım değişkeni için alt ve üst parçacık değeri belirlenebilir [56].

Her bir parçacık, problemin olası çözümünü oluşturur. Bir popülasyon “D” boyutlu uzayda “N” adet parçacıktan meydana gelir ve bu durum,

$$x_{ij} = \begin{bmatrix} x_{11} & x_{12} & x_{13} & \dots & x_{1D} \\ x_{21} & x_{22} & x_{23} & \dots & x_{2D} \\ x_{31} & x_{32} & x_{33} & \dots & x_{3D} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ x_{N1} & x_{N2} & x_{N3} & \dots & x_{ND} \end{bmatrix}_{N \times D} \quad (5.2)$$

şeklinde gösterilir. Yukarıdaki matris gösteriminde popülasyona ait “i” inci parçacık,

$$x_i = (x_{i1}, x_{i2}, x_{i3}, x_{i4}, \dots, x_{iD}) \quad i = 1, 2, 3, 4, \dots, N \quad (5.3)$$

eşitliği ile ifade edilir. “i” inci parçacığın hızını ve parçacığın önceki en optimal değerini veren “i” inci parçacığın konumu “pbest” ise,

$$v_i = (v_{i1}, v_{i2}, v_{i3}, v_{i4}, \dots, v_{iD}) \quad i = 1, 2, 3, 4, \dots, N \quad (5.4)$$

$$pbest_i = (p_{i1}, p_{i2}, p_{i3}, p_{i4}, \dots, p_{iD}) \quad i = 1, 2, 3, 4, \dots, N \quad (5.5)$$

şeklinde ifade edilir. Her döngüde en iyi konumu veren “gbest” tüm parçacıklar için ayrıdır ve bu konum,

$$gbest = (p_1, p_2, p_3, p_4, \dots, p_D) \quad (5.6)$$

ifadesi ile gösterilir. İki çevrim sonucunda en iyi değerlerin elde edilmesiyle parçacık hızlarını ve konumu ifade eden x_i ve v_i vektörleri,

$$v_i^{k+1} = v_i^k + c_1 \text{rand}_1^k (pbest_i^k - x_i^k) + c_2 \text{rand}_2^k (gbest_i^k - x_i^k) \quad (5.7)$$

$$x_i^{k+1} = x_i^k + v_i^{k+1} \quad (5.8)$$

olarak verilen denklemlerin sonuçlarına göre güncellenerek parçacıkların alt ve üst sınırlara ulaşp ulaşmadığı,

$$\begin{cases} x_i^{k+1} = x_{\max} & \text{if } x_i^{k+1} > x_{\max} \\ x_i^{k+1} = x_{\min} & \text{if } x_i^{k+1} < x_{\min} \end{cases} \quad (5.9)$$

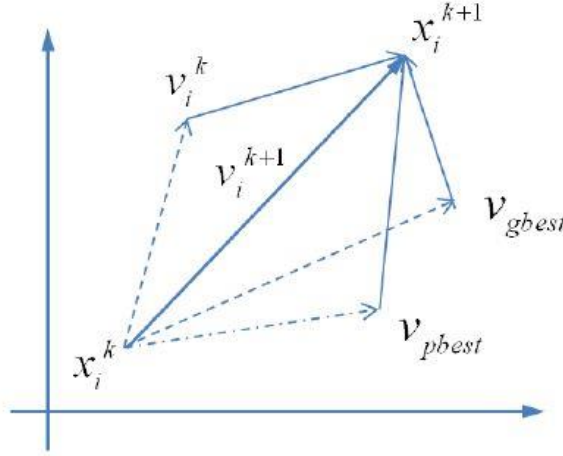
koşullarına göre belirlenir. Parçacığın yeni hızı (5.7)'de de görüldüğü üzere, parçacığın önceki hızı, parçacığın en iyi konumu ve tüm parçacıkların konumuna bağlıdır. (5.7) ve (5.8)'de k döngü (iterasyon) numarasını, c_1 ve c_2 katsayıları genellikle [0,2] aralığında tanımlanan hızlanma terimlerini gösterir. rand_1 ve rand_2 ifadeleri [0,1] aralığında rastgele tanımlanmış sayılardır [56]. Hedefe yaklaştıkça parçacığın hızının azalmasını sağlayan,

$$v_i^{k+1} = \omega_k v_i^k + c_1 \text{rand}_1^k (pbest_i^k - x_i^k) + c_2 \text{rand}_2^k (gbest_i^k - x_i^k) \quad (5.10)$$

$$\omega_k = \omega_{\min} - \left(\frac{\omega_{\max} - \omega_{\min}}{k_{\max}} \right) k \quad (5.11)$$

eşitliği Shi ve Eberhart tarafından 1998'de önerilmiştir. ω_k katsayısı optimizasyon işlemi süresince 0.9'dan 0.4'e azalan eylemsizlik faktörünü ifade etmektedir [56]. ω_k , (5.11) ile her çevrimde güncellenir. $k_{\max}$ toplam döngü sayısını, k ise mevcut döngü numarasını ifade etmektedir.

Parçacık sürü optimizasyonu yönteminde parçacıkların hareketi, Şekil 5.4'de gösterilmiştir. Aşağıdaki şekilde gösterilen x_i^k parçacık değerini, x_i^{k+1} güncellenen parçacık değerini, v_i^k parçacık hızını, v_i^{k+1} güncellenen parçacık hızını, v_{pbest} döngü içi en iyi parçacık değeri hızını, v_{gbest} tüm döngülerdeki en iyi parçacık değeri hızını ifade etmektedir.



Şekil 5.4 Parçacık sürü optimizasyonunda parçacık hareketi [56]

5.3.2 Parçacık Sürü Optimizasyon Algoritması

Parçacık sürü optimizasyonu yöntemi 7 aşamada gerçekleştirilir.

1. Optimizasyon parametreleri ve tasarım değişkenlerinin sınır değerleri belirlenir. Başlangıç popülasyonu rastgele sayılardan oluşturulur [56].
2. Optimize edilmesi istenen sistem parçacık sayısı kadar işletilir. Amaç fonksiyonu her parçacık için hesaplanarak optimal parçacık değeri belirlenir ve “pbest” vektörüne yazılır [56].
3. Belirlenmiş “pbest” değeri daha önce elde edilen “gbest” ile karşılaştırılır. Daha iyi bir değer elde edilmesi halinde “gbest” değeri güncellenir [56].
4. Belirlenmiş “gbest” ve “pbest” değerlerine göre her bir parçacığın hız vektörü ve konum vektörü güncellenir [56].
5. Hız vektörü bulunmasıyla parçacığın kendi optimal değeri ile tüm parçacıklar içerisindeki optimal değeri ve hızları hesaplamalara dahil olacak şekilde hız ve konum vektörleri güncellenir. Konum vektörünün güncellenmesi ile başlangıç nüfusu da güncellenecektir [56].
6. Tanımlanan sınır değerleri tasarım değişkenleri için kontrol edilir. Sınır aşma durumunda konum vektörü sınırlar ile güncellenir [56].
7. Optimal fonksiyon elde edilmiyorsa veya maksimum döngü sayısına ulaşılmadıysa “2” numaralı basamağa geri dönülür. Ulaşıldığı takdirde ise işlem tamamlanır [56].

Yukarıda gerçekleşecek bu optimizasyon işleminin bilgisayar ortamında çalışmasını sağlayacak algoritmaya ait yazılım kodu Şekil 5.5'te verilmiştir.

```

FOR  her bir parçacık
        başlangıç popülasyonu oluştur.
END

DO
    FOR  her bir parçacık
        amaç fonksiyon değerini bul. (costfunction)
        yerel en iyiyi bul. (pbest)
    END

    global en iyiyi bul. (gbest)

    FOR  her bir parçacık
        hız vektörünü güncelle.
        konum vektörünü güncelle.
    END

WHILE  döngü sonuna değilse veya en küçük hata elde edilmediyse başa dön.

```

Şekil 5.5 Parçacık sürü optimizasyon algoritması [56]

Optimizasyon algoritmalarında başarımlarını performansını karşılaştırmak için maliyet fonksiyonu adı verilen eşitlikler kullanılır. Bu eşitlikler yardımıyla kontrolcünün ne kadar ideale yaklaştığı benzetim çalışmaları ile analiz edilir. Bu analizler sayesinde kontrolcünün parametreleri elde edilir [56]. Maliyet fonksiyonu olarak,

The Integrated of Squarred Error

$$\text{ISE} \longrightarrow E(t) = \int_0^{\infty} E^2(t)dt \quad (5.12)$$

The Integrated of Absolute Error

$$\text{IAE} \longrightarrow E(t) = \int_0^{\infty} |E(t)|dt \quad (5.13)$$

The Integrated of Time Weight Square Error

$$\text{ITSE} \longrightarrow E(t) = \int_0^{\infty} tE^2(t)dt \quad (5.14)$$

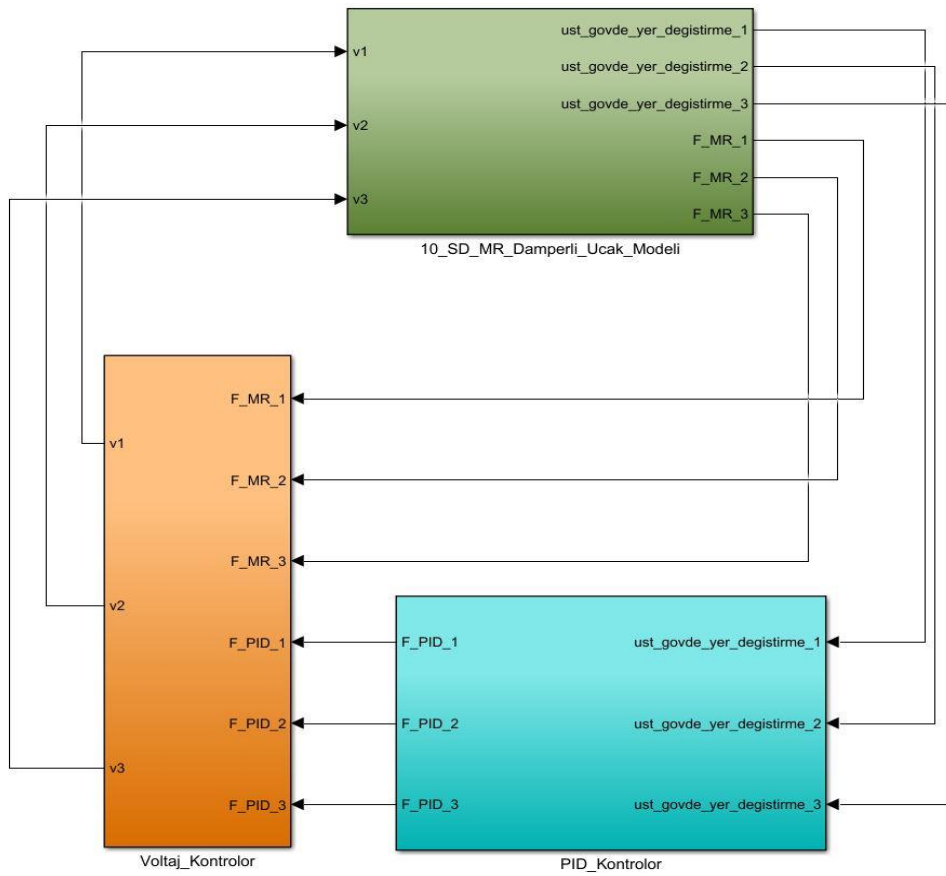
eşitlikleri kullanılabilir.

5.4 Birinci Modelin PID Kontrolü

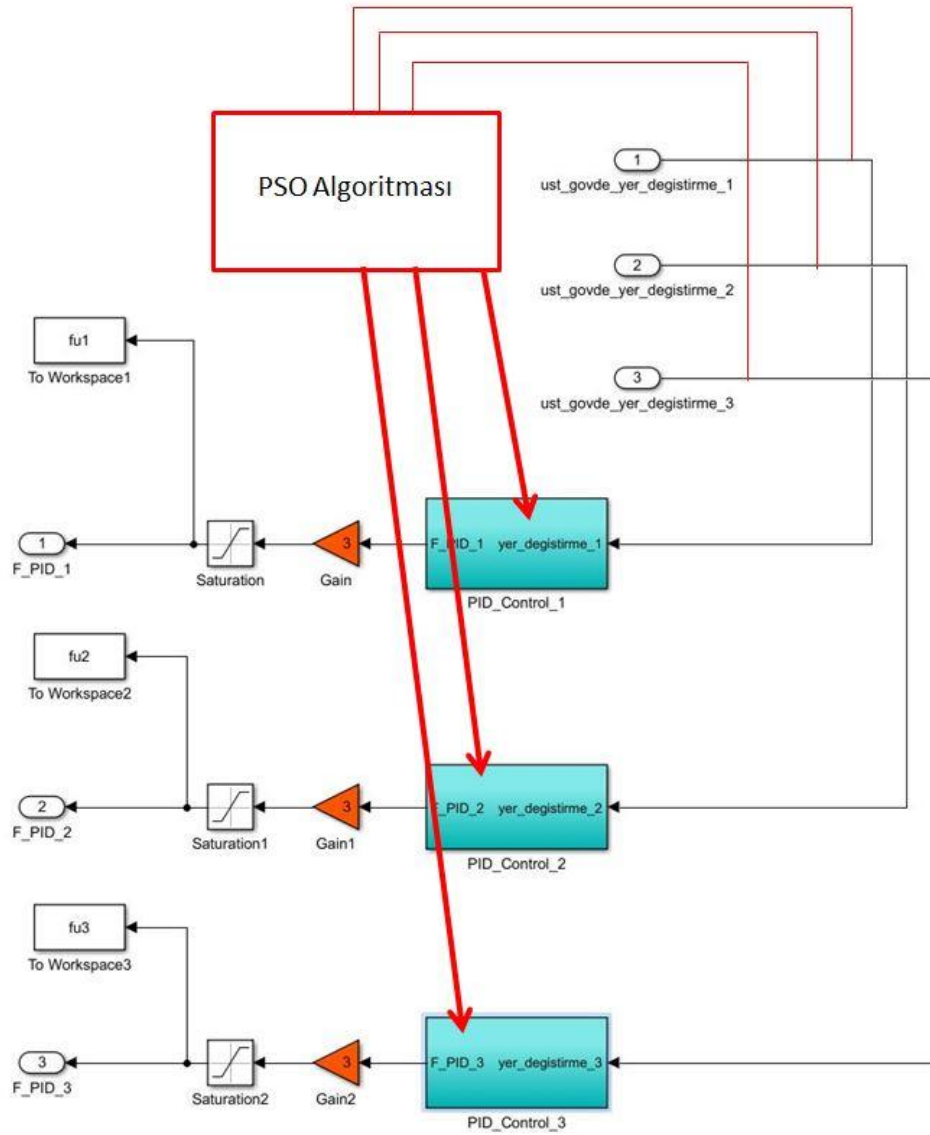
Bu modelde yapılan PID kontrolde ölçülen “E(t)” hata değeri üst gövdenin yer değiştirmesi olarak seçilmiştir. PID kontrolcü katsayıları PSO yöntemiyle bulunmuştur. Sistemde okunan hata değeri vasıtasıyla PSO algoritması işletilmiştir. PSO yöntemi vasıtasıyla elde edilen kontrolcü katsayıları Çizelge 5.1’de verilmiştir. Tasarlanan sistemin PID kontrol yapısı Şekil 5.6’da verilmiştir. Sistemde PID kontrolcü katsayılarının bulunması için uygulanan PSO algoritmasının işleyiş yapısı Şekil 5.7’de verilmiştir. Sistemin PID katsayılarının belirlenmesinde kullanılan PSO algoritmasına ait m.dosyası EK-A’da verilmiştir.

Çizelge 5.1 PSO yöntemiyle elde edilen kontrolcü katsayıları

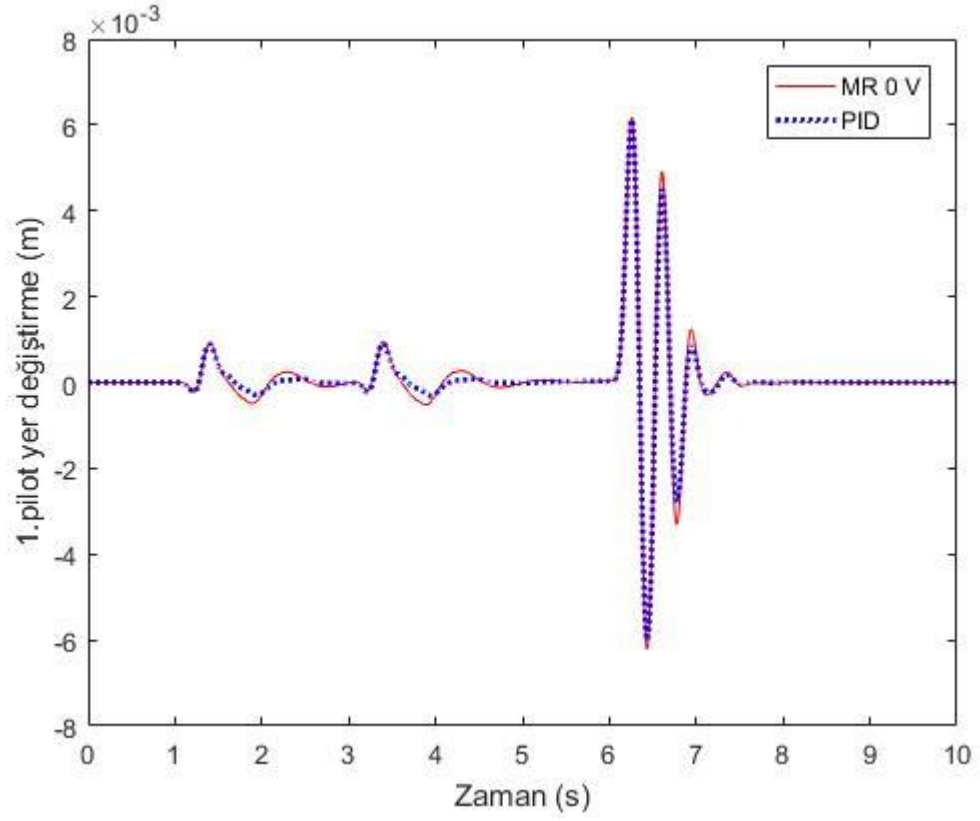
K_{P1}	K_{I1}	K_{D1}	K_{P2}	K_{I2}	K_{D2}	K_{P3}	K_{I3}	K_{D3}
75000	0	80	180500	300	20	180500	400	0



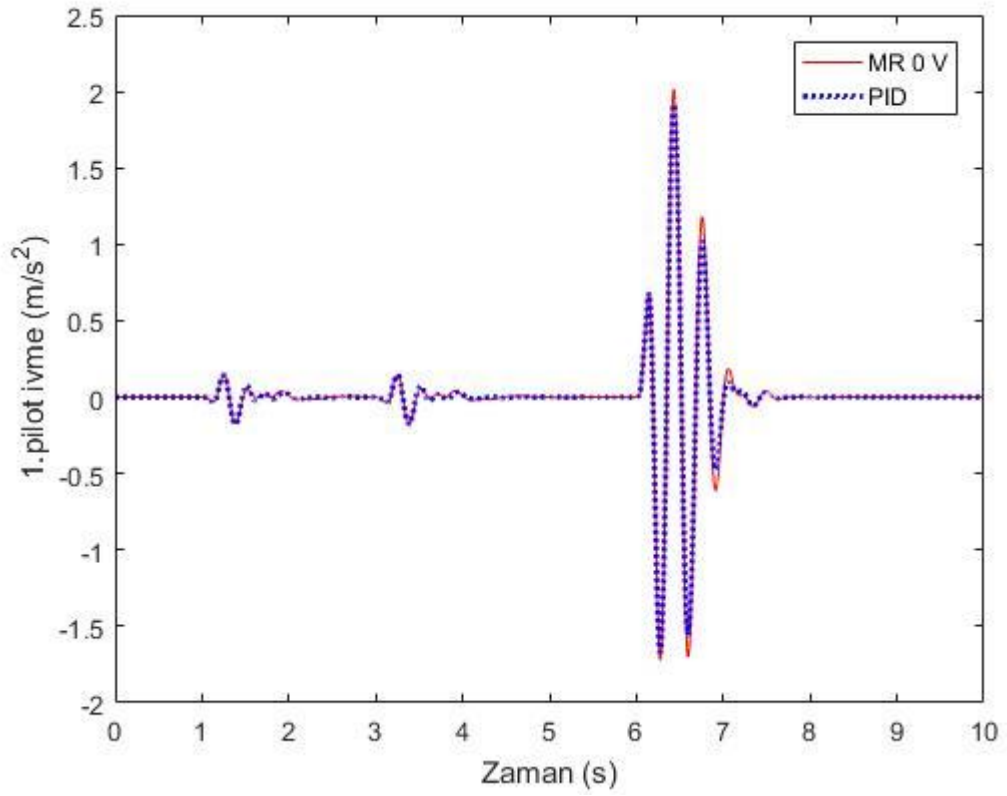
Şekil 5.6 Sisteme ait PID kontrolcü yapısının Simulink modeli



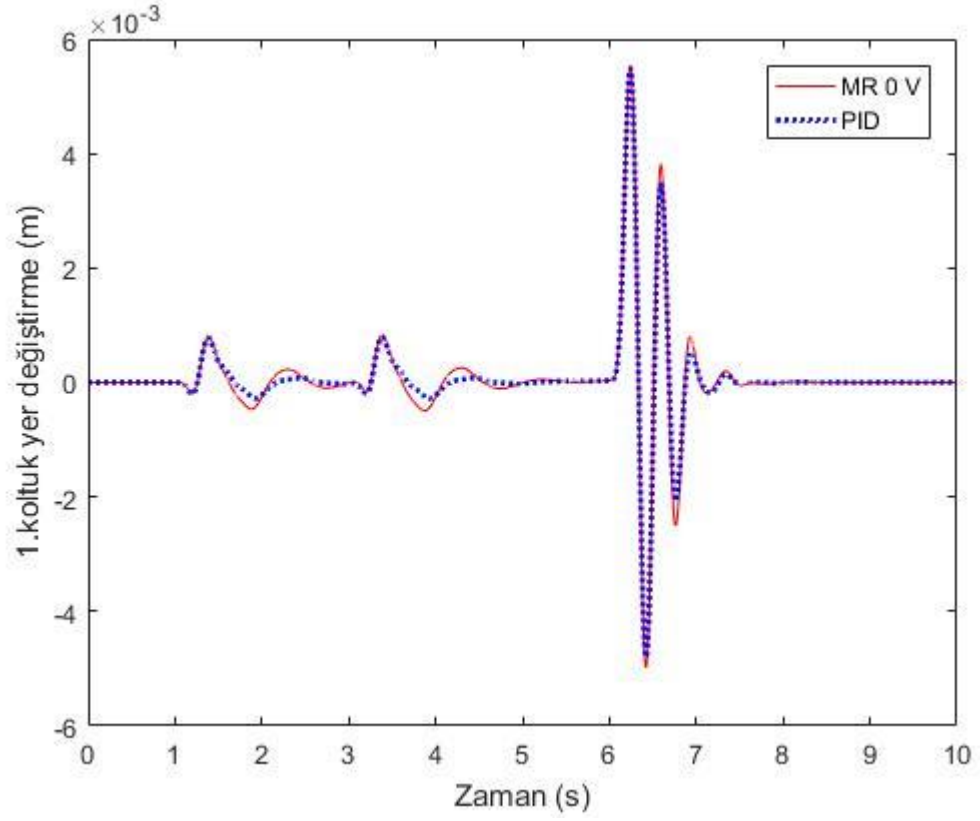
Şekil 5.7 PSO algoritmasının işleyiş yapısı



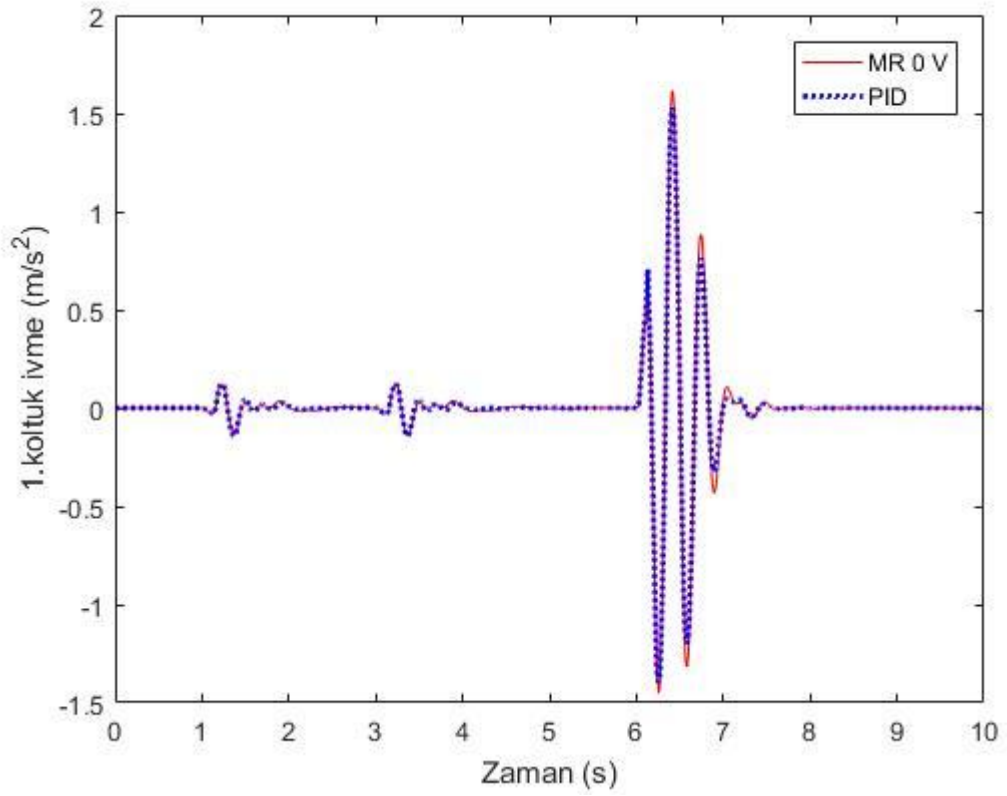
řekil 5.8 1.pilotun dűřey yer deęiřtirmesi



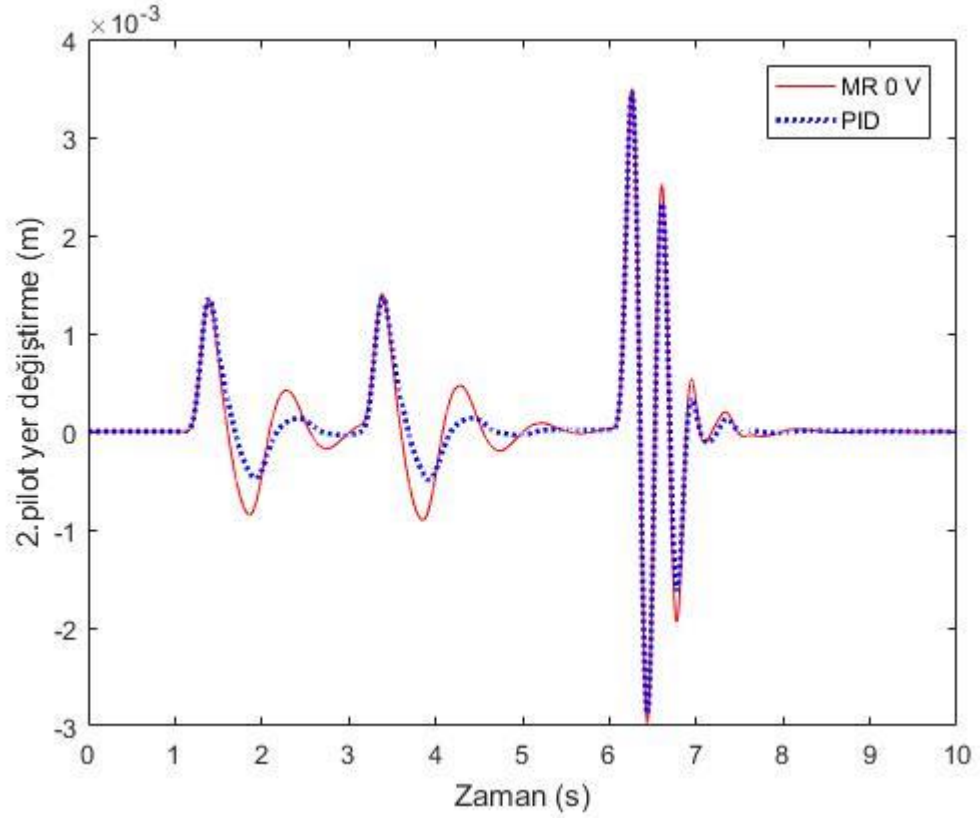
řekil 5.9 1.pilotun dűřey ivmesi



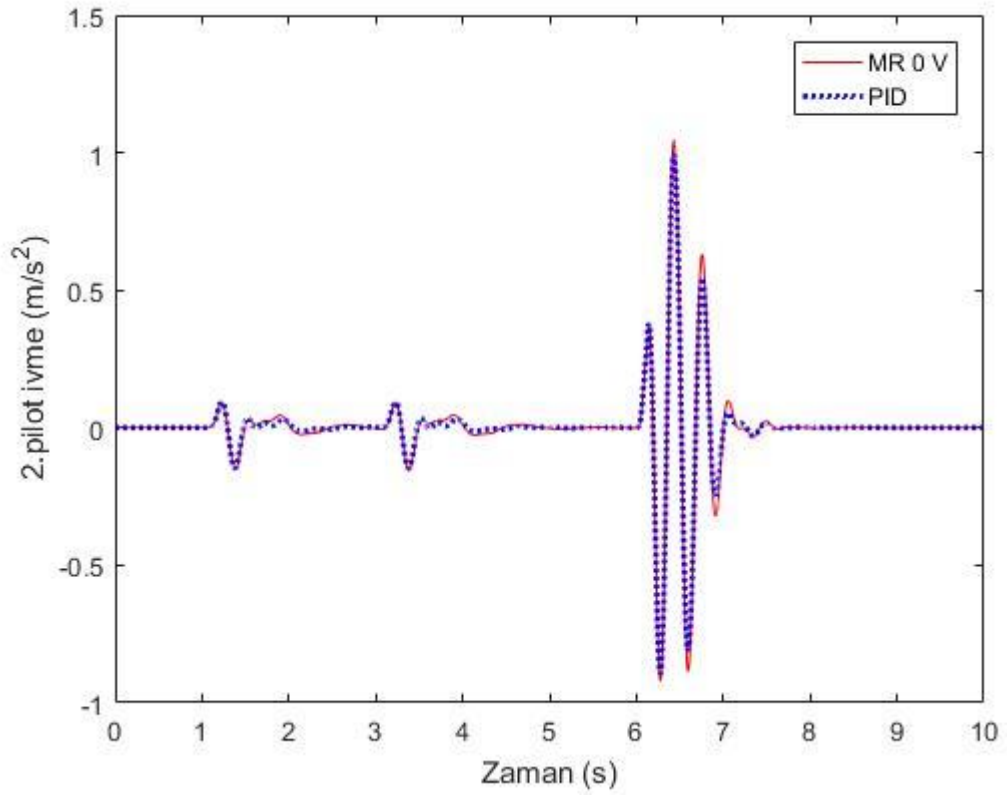
Şekil 5.10 1.koltuğun düşey yer değıştirmesi



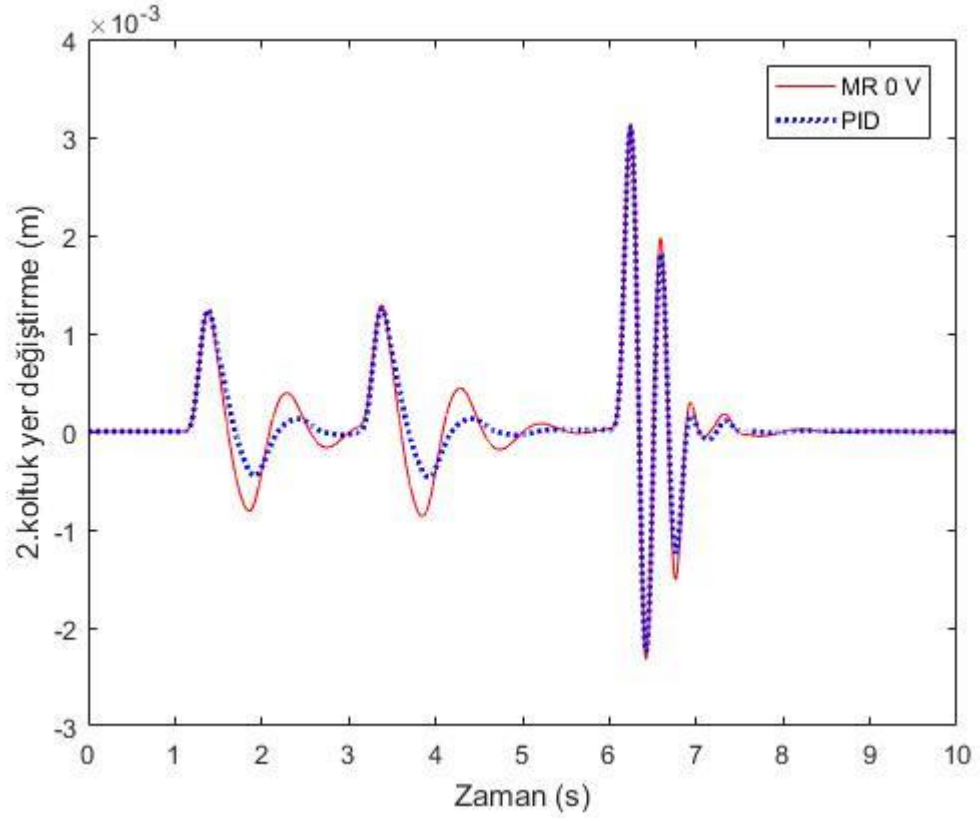
Şekil 5.11 1.koltuğun düşey ivmesi



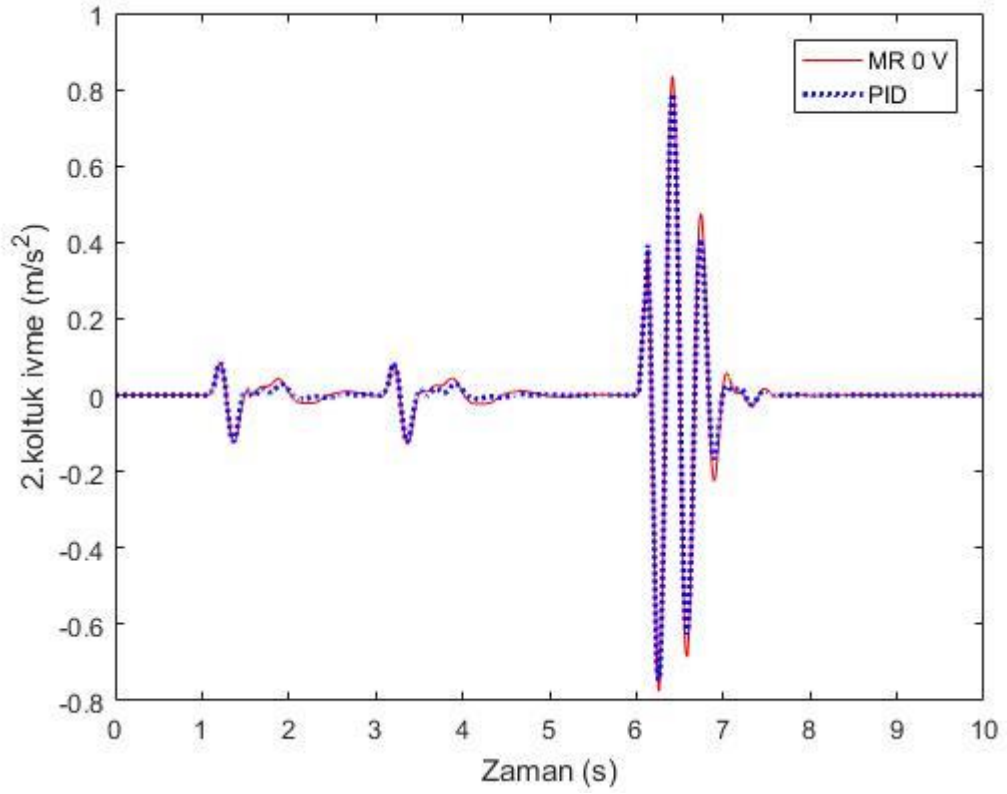
řekil 5.12 2.pilotun dűřey yer deęiřirmesi



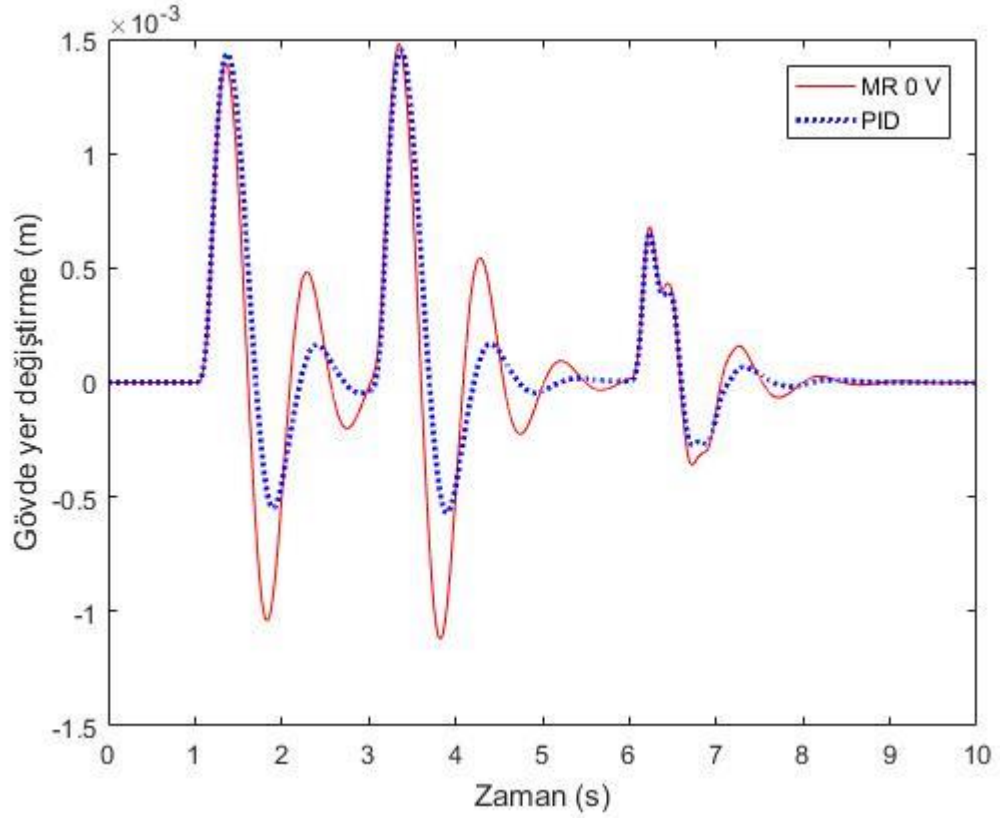
řekil 5.13 2.pilotun dűřey ivmesi



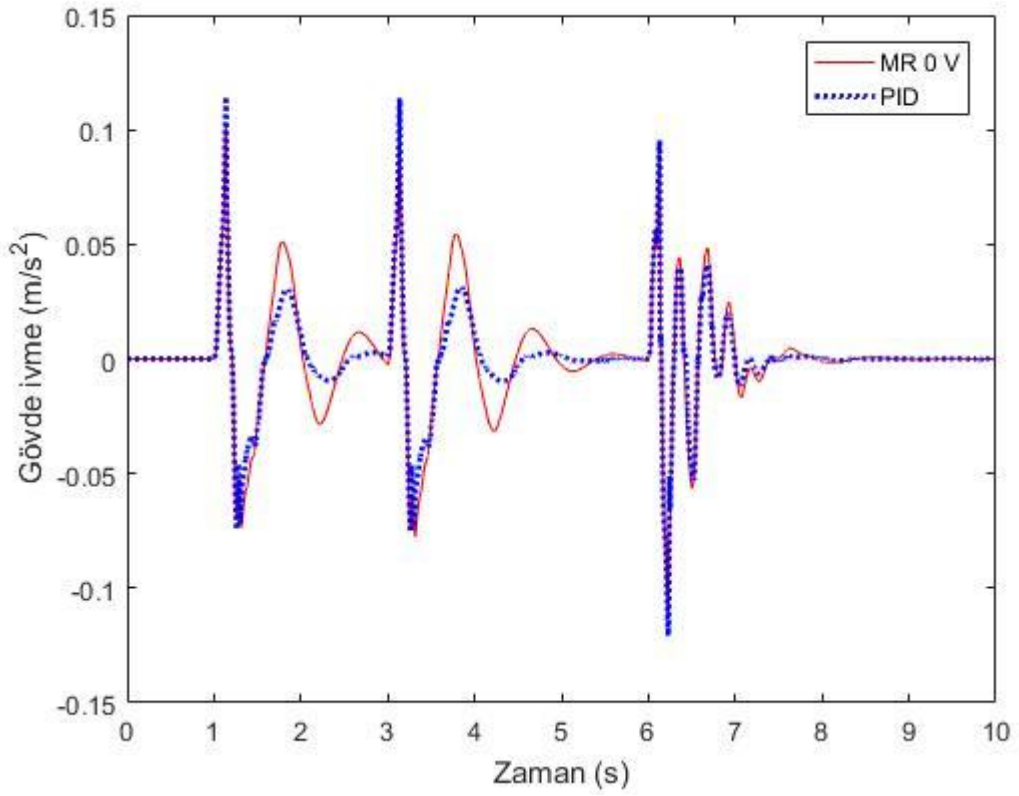
řekil 5.14 2.koltuęun dűřey yer deęiřtirmesi



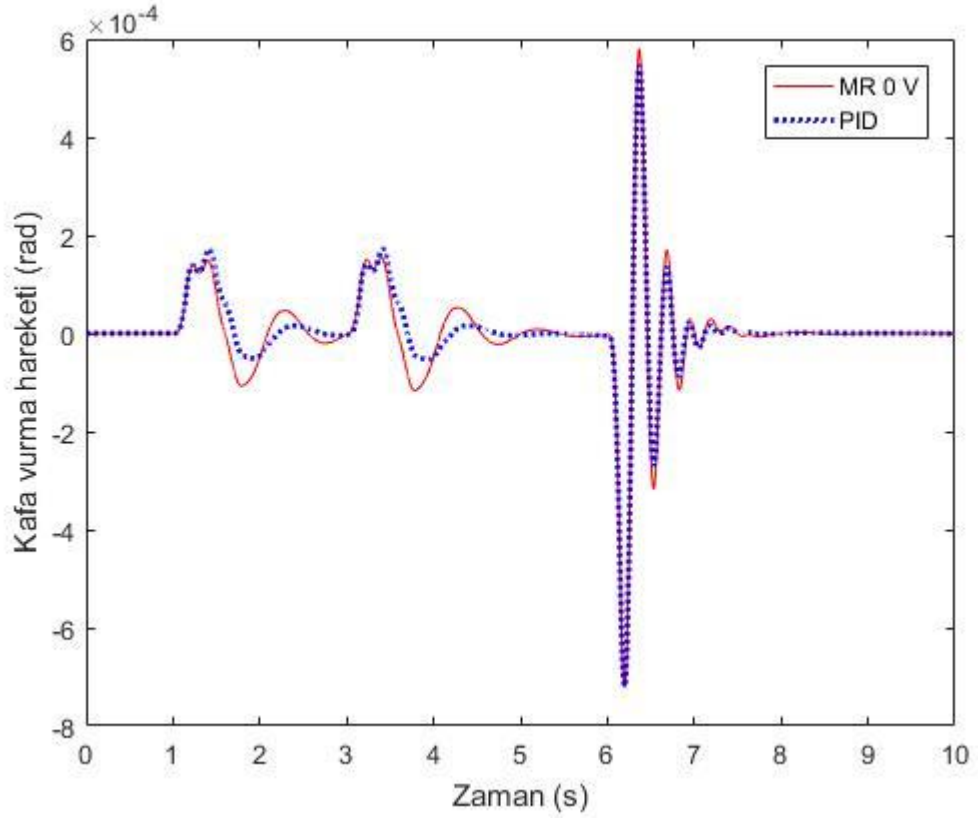
řekil 5.15 2.koltuęun dűřey ivmesi



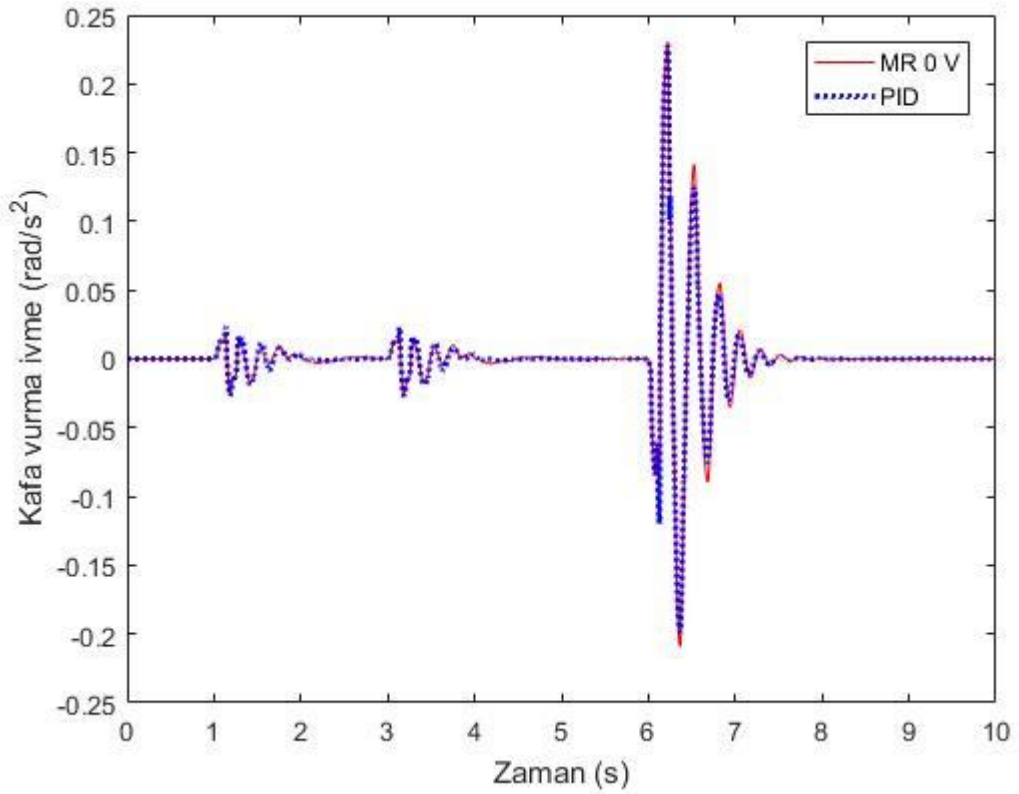
şekil 5.16 Gövdenin dşey yer değiştirmesi



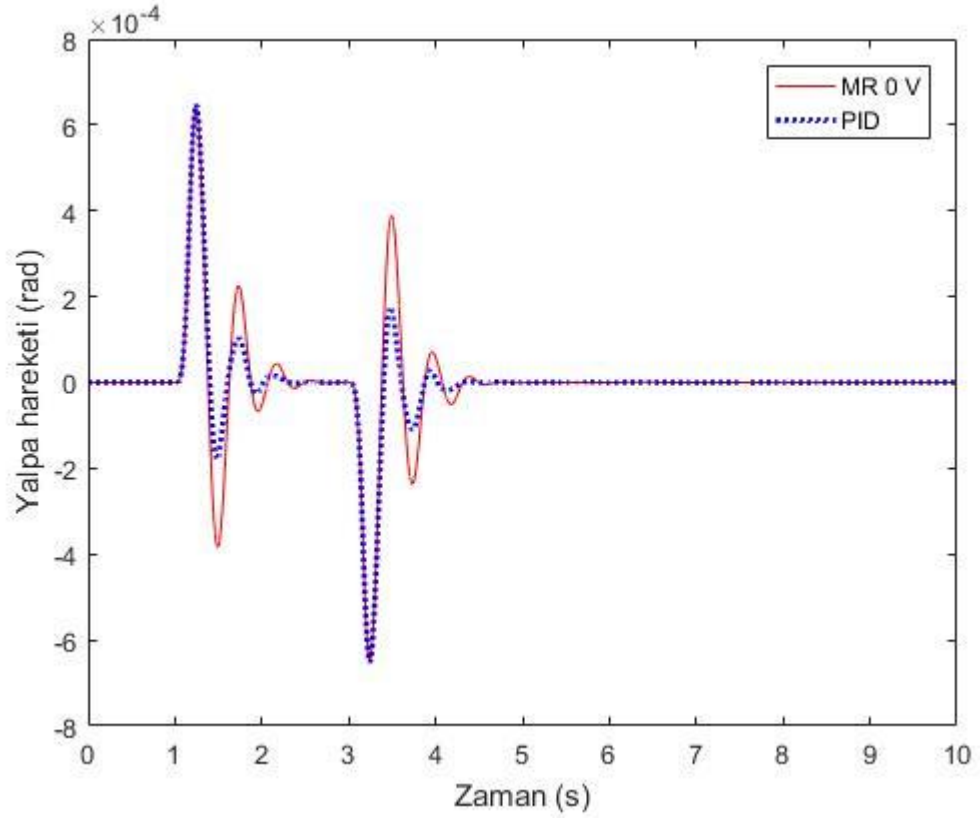
şekil 5.17 Gövdenin dşey ivmesi



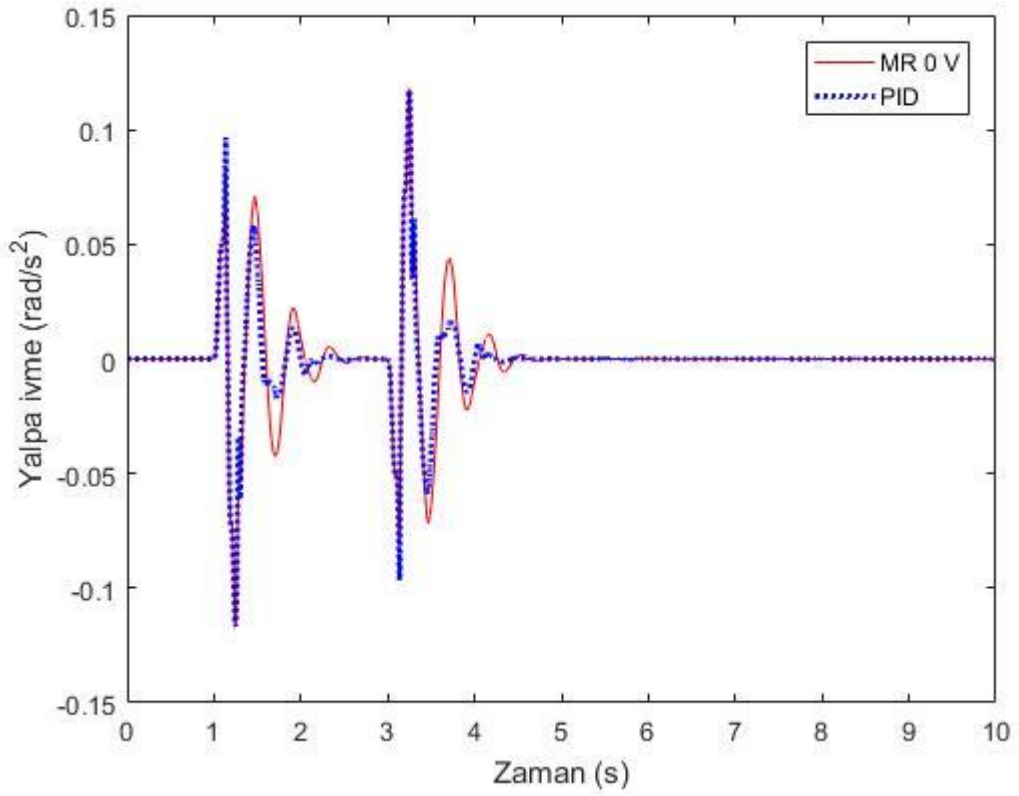
Şekil 5.18 Gövdenin kafa vurma hareketi



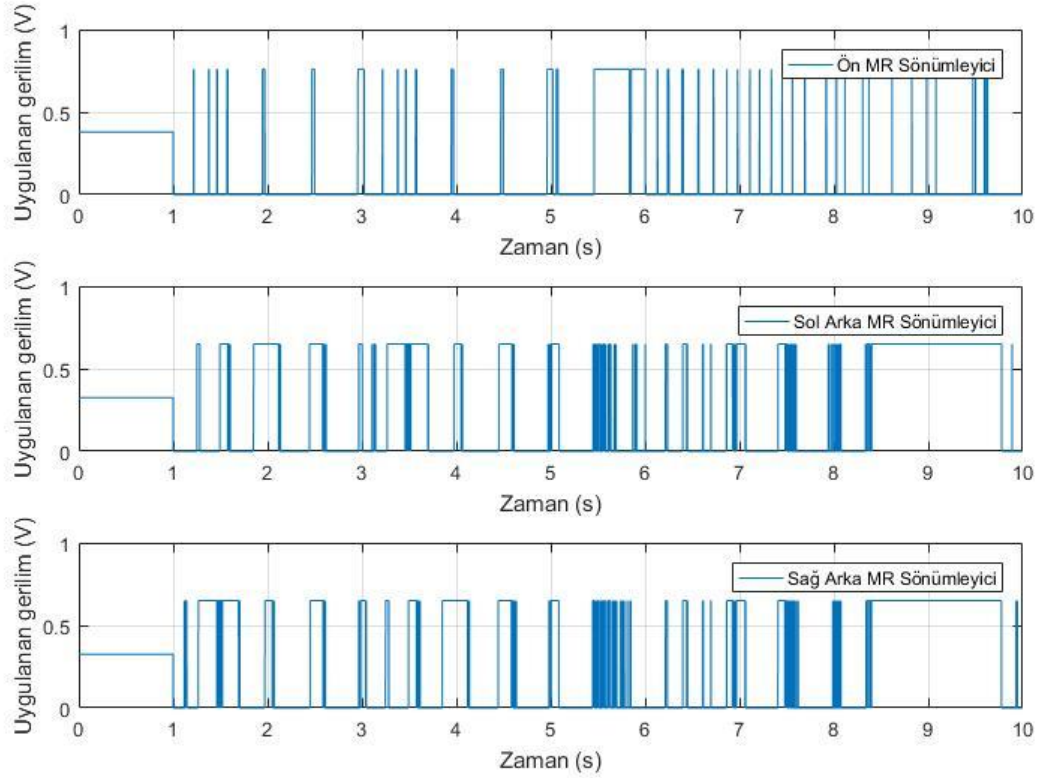
Şekil 5.19 Gövdenin kafa vurma hareketinin ivmesi



Şekil 5.20 Gövdenin yalpa hareketi



Şekil 5.21 Gövdenin yalpa hareketinin ivmesi



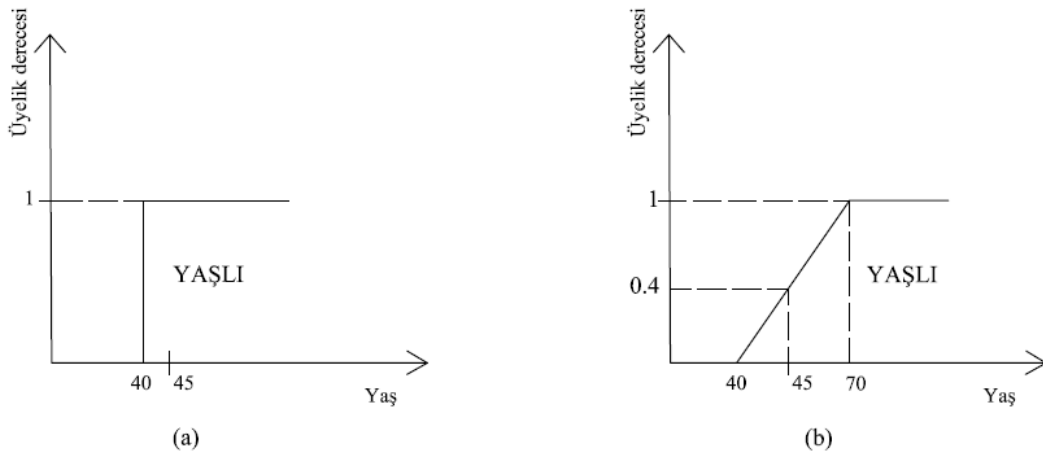
Şekil 5.22 MR sönümleyicilere kontrolcü tarafından uygulanan gerilim

Yukarıdaki eğrilerde sistemin PID kontrol uygulanmış ve kontrol edilmemiş haldeki durumu (MR 0 V) simülasyonlar vasıtasıyla karşılaştırılmıştır. Şekil 5.8-5.21 arasında sisteme ait pilotlar, koltuklar ve gövdeye ait yer değiştirme ve ivme cevapları karşılaştırılmıştır. Simülasyon sonuçları incelendiğinde gövdenin düşey ve yalpa hareketlerinin genliklerinde önemli bir azalma meydana gelse de pilotlar, koltuklar ve gövdenin kafa vurma hareketlerinin genliklerinde fazla bir azalma görülmemektedir. Sistemin ivme cevaplarına göre ise gövdenin düşey ve yalpa hareketlerinin ivmelerinin genliklerinde belli oranda azalma olsa da pilotlar, koltuklar ve gövdenin kafa vurma hareketinin ivme cevaplarının genliklerinde neredeyse bir değişme olmamıştır. Şekil 5.22’de MR sönümleyicilere voltaj kontrolcü tarafından gönderilen gerilim miktarı verilmiştir. Bu sistemde MR sönümleyiciye PID kontrol uygulamak için voltaj kontrolcü tasarlanmıştır. Bu voltaj kontrolü Heaviside basamak fonksiyonu kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Heaviside basamak fonksiyonu için kullanılan V_{max} değeri, sistemin eşit şartlarda değerlendirilmesi adına bulanık mantıklı kontrolcünün üyelik fonksiyonlarının belirlediği en büyük voltaj değeri olarak seçilmiştir. Bu sistemde V_{max} değeri ön iniş takımları için 0.76 V, arka iniş takımları için 0.65 V’tur. Bu sistem için PID

kontrol yöntemi gövde titreşimleri göz önünde bulundurulduğunda başarılı olsa da pilotların ve koltukların titreşimleri göz önünde bulundurulduğunda başarılı olduğu söylenemez.

5.5 Bulanık Mantıklı Kontrol (BMK)

1960'lı yıllarda kısmi üyelik fonksiyonlarını kullanarak bilgi işleme metodu Lotfi A. Zadeh tarafından ortaya atılmıştır [40]. 1965 yılında Zadeh bu konu hakkında bir makale yayınlamıştır [57]. Bulanık mantık yaklaşımının sistemlere uygulanmaya başlaması 1970'li yıllarda olmuştur. Bunun sebebi Zadeh'in bulanık mantığın sistemler için uygulanabilirliğini içeren makaleleri bu zamanda yayınlanmış olmasıdır. Bulanık mantıklı kontrol sistemi klasik mantık kontrol sisteminden farklı çalışır. Klasik mantık kontrol sistemleri kesin doğru veya kesin yanlış gibi kesinlik üzerine çalışırken, bulanık mantıklı kontrol sistemleri çok doğru, az doğru, çok az yanlış vb. gibi ara önermeleri de içerecek şekilde çalışabilmektedir. Bu durum, Şekil 5.23'de basit bir şekilde örneklenmiştir. Şekil 5.23 (a)'da 40 yaş ve üzeri kesin yaş sınıfına girmektedir. Şekil 5.23 (b) 'de ise bu yaş kısmen yaşlı olarak kabuk görmektedir [40].



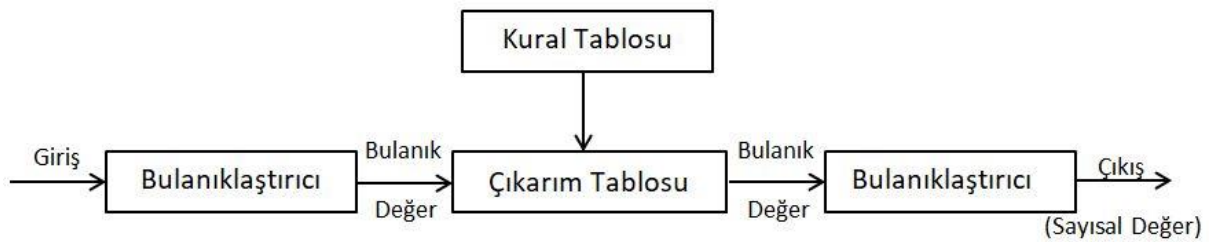
Şekil 5.23 (a) Kesin küme (b) Bulanık küme [40]

Bulanık mantıklı kontrol sistemleri hem lineer hem de lineer olmayan sistemlerin kontrolünde kullanılabilir. Bu sayede kontrol yöntemini lineerleştirme ile oluşacak sonuçların gerçek değerlerden uzak çıkmasının önüne geçilmiş olur. Bulanık mantıklı kontrol sistemi bilgi tabanlı çalışmakta olup yeterli ve kesin bilgiye ulaşılamayan karmaşık yapıya sahip sistemlerin kontrolünde kullanılması uygundur [40]. Günümüzde

bulanık mantıklı kontrol yöntemini kullanan birçok firma mevcuttur. Bunlara örnek verecek olursak; Matsushita-çamaşır makinası ve süpürge, Mitsubishi-klıma, Nissan-ABS fren sistemi, Hitachi-sundai metro sistemi vb. sistemleri verilebilir [58].

Bulanık mantıklı kontrolcü üç kısımdan oluşur. Bunlar; bulanıklaştırıcı, çıkarım motoru ve durulaştırıcıdır. Bulanıklaştırıcı tarafından gelen verinin üyelik derecesi belirlenir ve veri buradan çıkarım motoruna gönderilir. Çıkarım motorunda veriler eğer, o zaman, değilse gibi koşul cümleleriyle koşullandırılarak veri çıkışı elde edilmiş olur. Koşullandırılmış veri durulaştırıcıya gönderilir. Böylece çıkarım motorundan çıkan veri kesin veriye dönüştürülerek çıkış elde edilmiş olur [40].

Bulanık mantıklı kontrol belirsiz ve karmaşık sistemlerin kontrolü için basit çözümler sunması, işlem ve veri yükünü azaltması, maliyet vb. özellikleri sayesinde avantajlı konuma gelmektedir. Ancak sistemin performansının önceden tahmin edilememesi ve sonuçlarının simülasyona bağlı olması bulanık mantıklı kontrolü dezavantajlı kılmaktadır [40]. Bulanık mantıklı kontrolcünün çalışma prensibi Şekil 5.24’de verilmiştir.



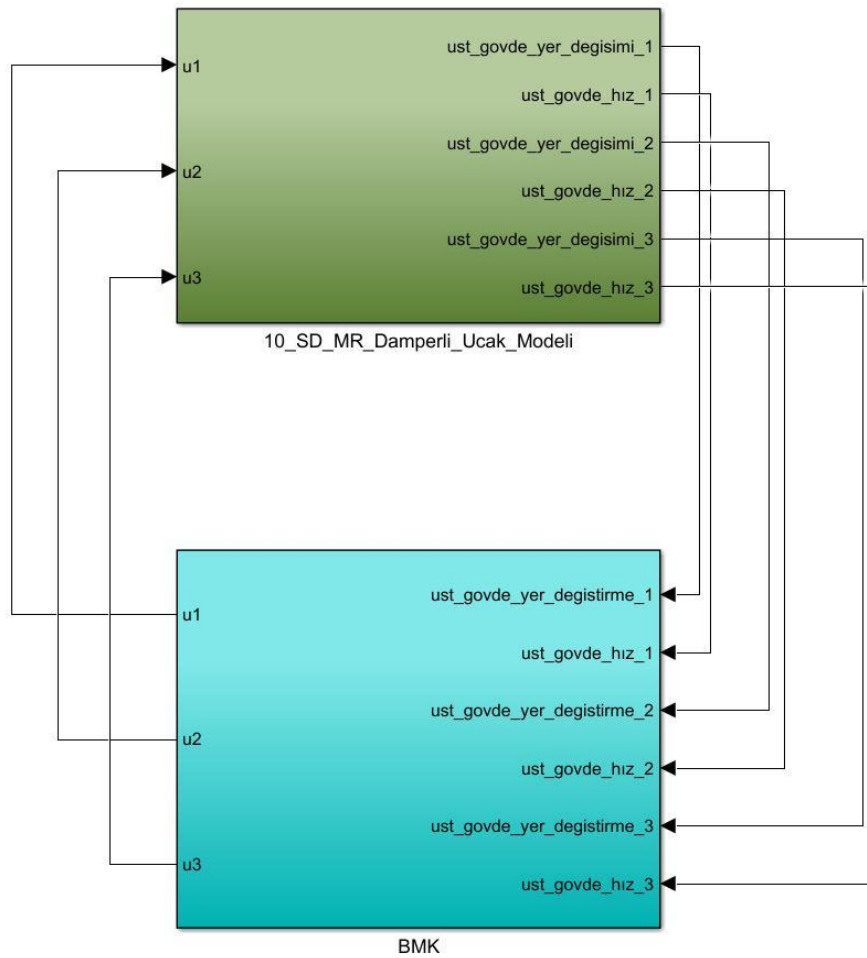
Şekil 5.24 Bulanık mantıklı kontrolcünün çalışma prensibi [40]

Bulanık mantıklı kontrol yöntemi, dilsel değişkenler olarak tanımlanmış kelimeleri kullanarak esnek bir kontrole imkan verir. Kontrolcünün tasarımı esnasında sistemin matematiksel modeline ihtiyaç yoktur ve kontrolcünün çalışması sisteme ait matematiksel modelin hassasiyetinden bağımsızdır. Ayrıca bulanık mantıklı kontrolcüler sistemin sahip olduğu lineer olmayan davranışlarla da baş edebilmektedir [40].

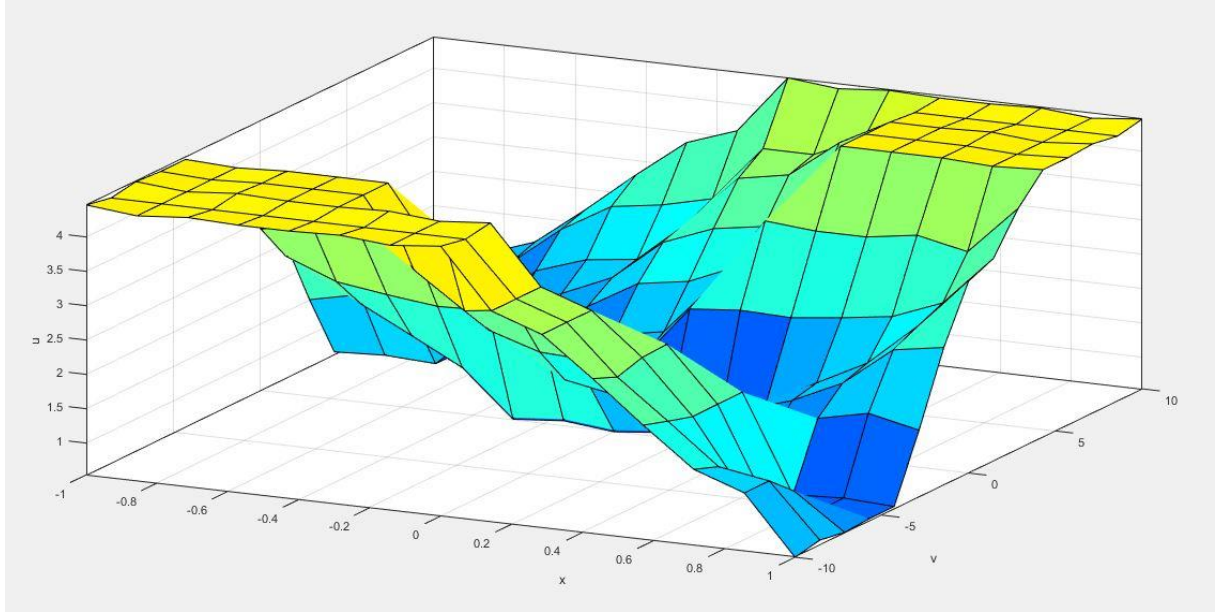
5.6 Birinci Modelin Bulanık Mantıklı Kontrolü

Klasik bulanık mantıklı kontrolcü yapısı iki giriş bir çıkış şeklindedir [40]. Bu modelde yapılan tasarımda (x) MR sönümleyicinin üst ucundaki yer değişimi, (v) ise MR sönümleyicinin üst ucundaki hız olarak ifade edilmektedir. Çıkış sinyali (u) ise gerilimdir. Tasarlanan sistemin bulanık mantıklı kontrol yapısı, Şekil 5.25’de verilmiştir. Tasarlanan

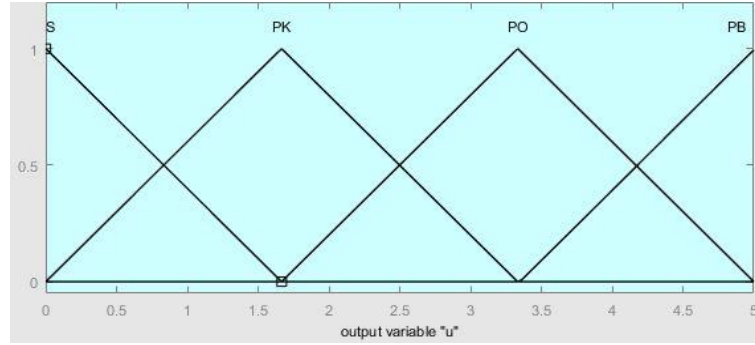
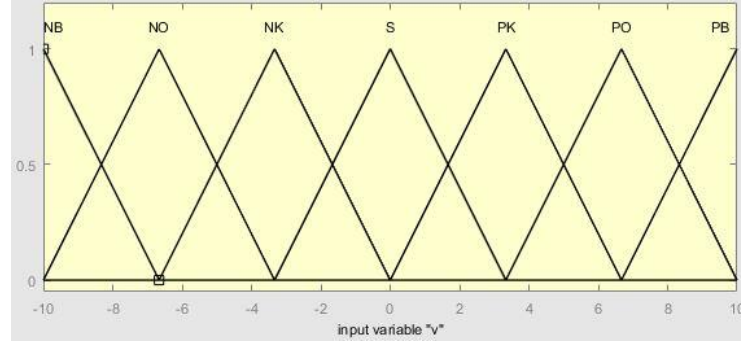
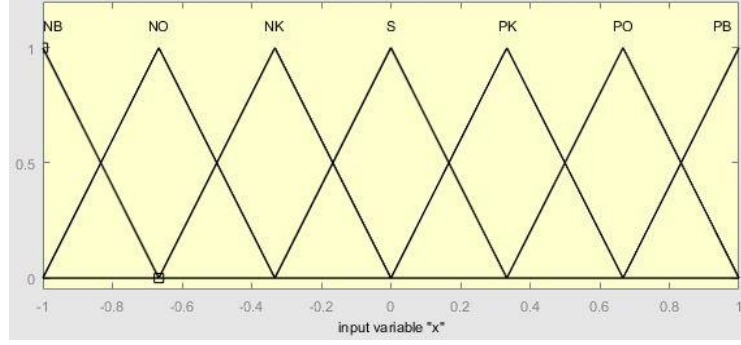
kontrolcünün yüzeysel gösterimi Şekil 5.26’da ve üyelik fonksiyonları Şekil 5.27’de verilmiştir. Bu dilsel değerler durulaştırma işlemi esnasında nümerik çıkış değerlerine dönüştürülmektedir. Girişler için kullanılan kullanılan dilsel değerler: NB (Negatif Büyük), NO (Negatif Orta), NK (Negatif Küçük), S (Sıfır), PK (Pozitif Küçük), PO (Pozitif Orta), PB (Pozitif Büyük) şeklindedir. Girişler yer değiştirme için $[-1,1]$, hız değişimi için $[-10,10]$, çıkış ise $[0,5]$ aralığında normalize edilmiştir. Bu çalışmada kullanılan kural tablosu Çizelge 5.2’de verilmiştir.



Şekil 5.25 Sisteme ait bulanık mantıklı kontrol yapısının Simulink modeli



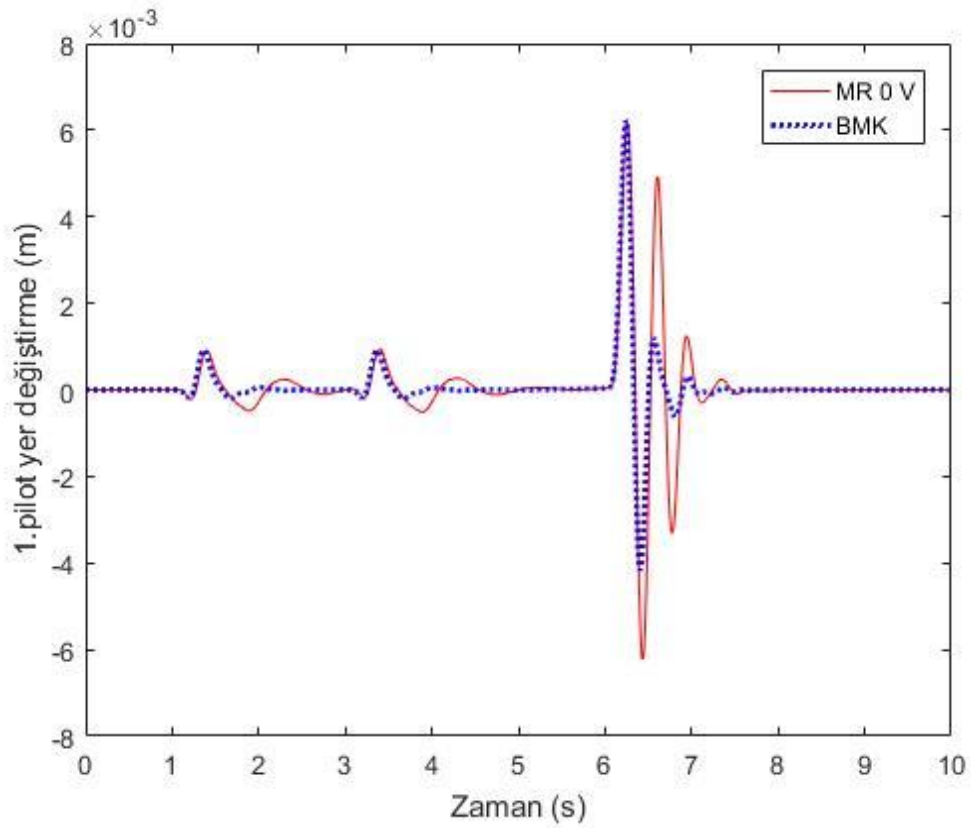
Şekil 5.26 Bulanık mantıklı kontrolcünün yüzeysel gösterimi



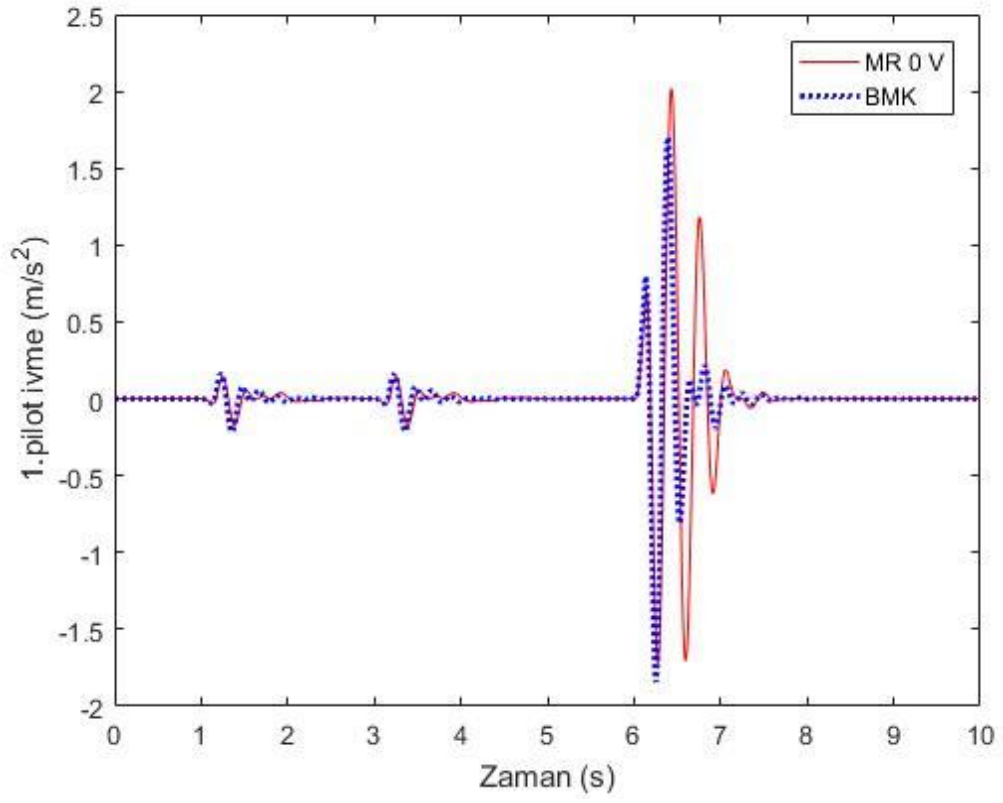
Şekil 5.27 Girişler ve çıkış için kullanılan üyelik fonksiyonları

Çizelge 5.2 Bulanık mantıklı kontrolcü için kural tablosu [59]

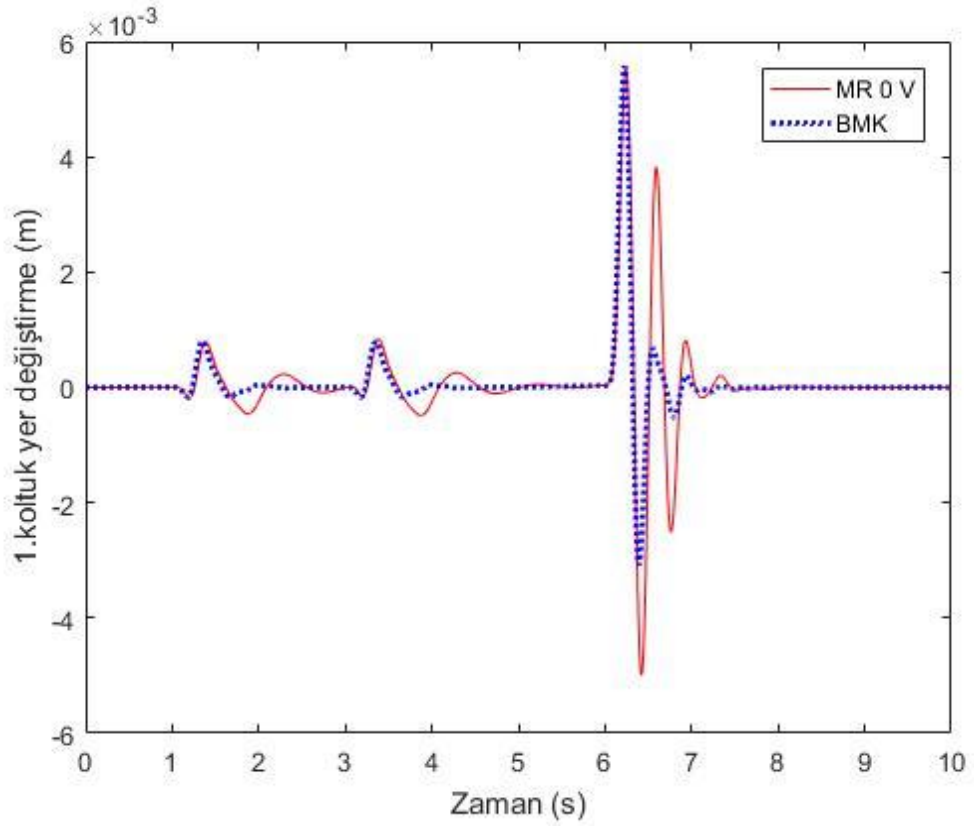
$\begin{matrix} v \\ x \end{matrix}$	NB	NO	NK	S	PK	PO	PB
NB	PB	PB	PB	PO	S	S	S
NO	PB	PB	PB	PK	S	S	PK
NK	PB	PB	PB	S	S	PK	PO
S	PB	PB	PK	S	PK	PO	PB
PK	PO	PO	S	S	PB	PB	PB
PO	PK	S	S	PK	PB	PB	PB
PB	S	S	S	PO	PB	PB	PB



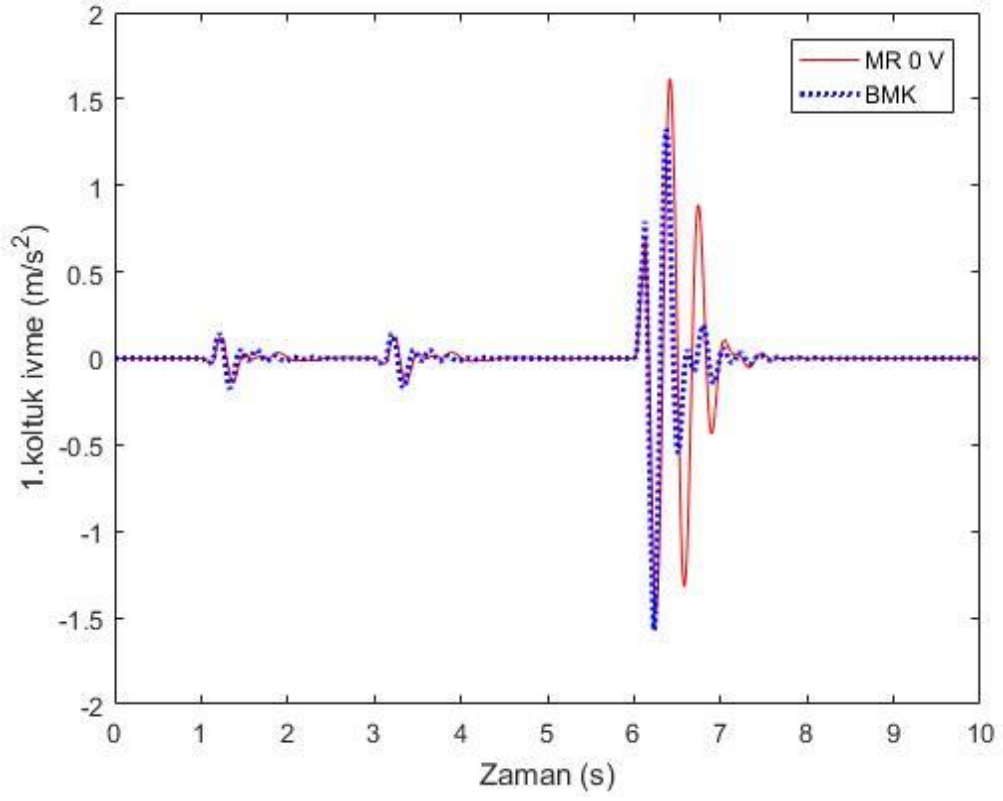
Şekil 5.28 1.pilotun düşey yer değiştirmesi



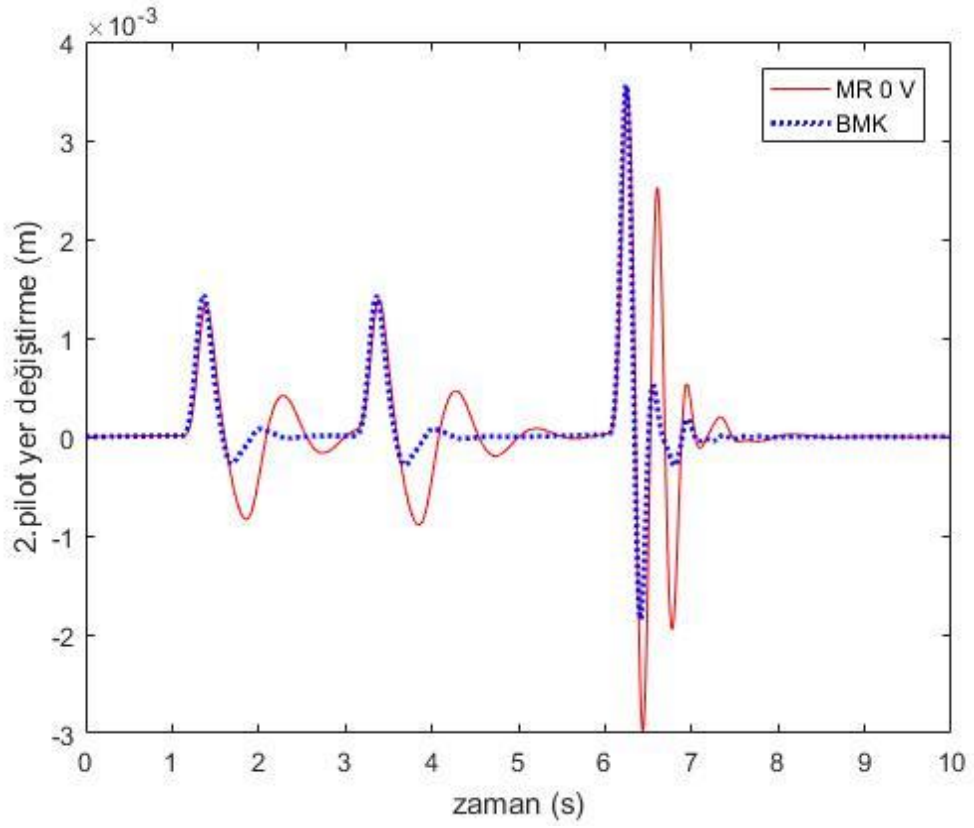
Şekil 5.29 1.pilotun düşey ivmesi



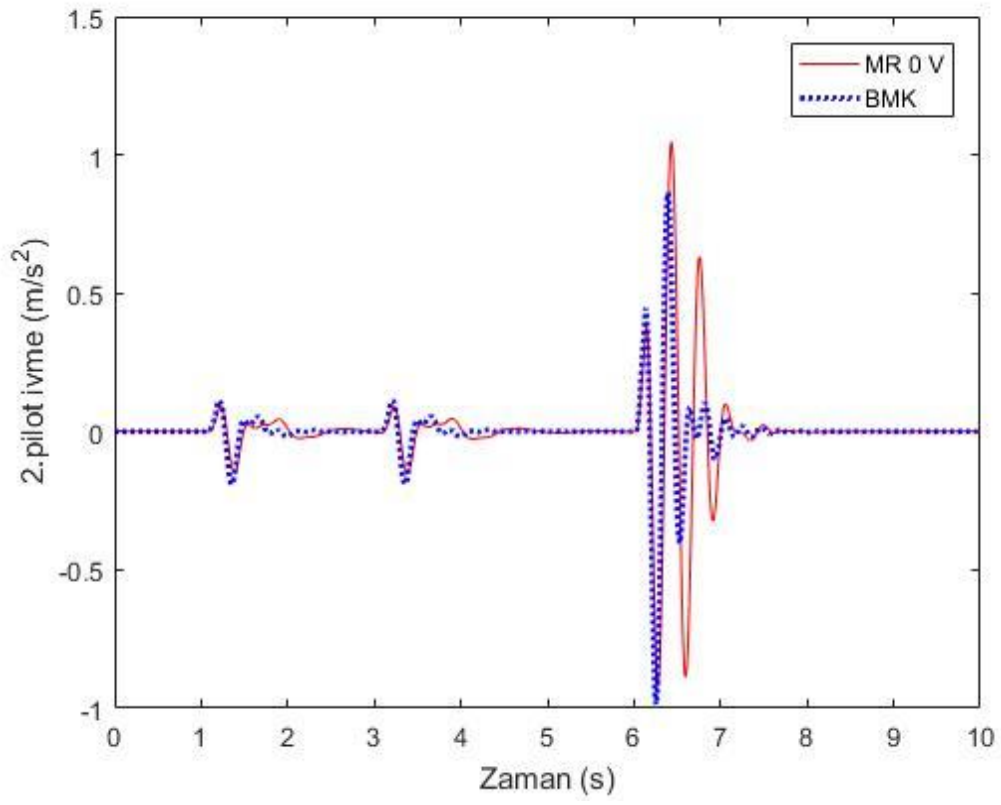
Şekil 5.30 1.koltuğun düşey yer değıştirmesi



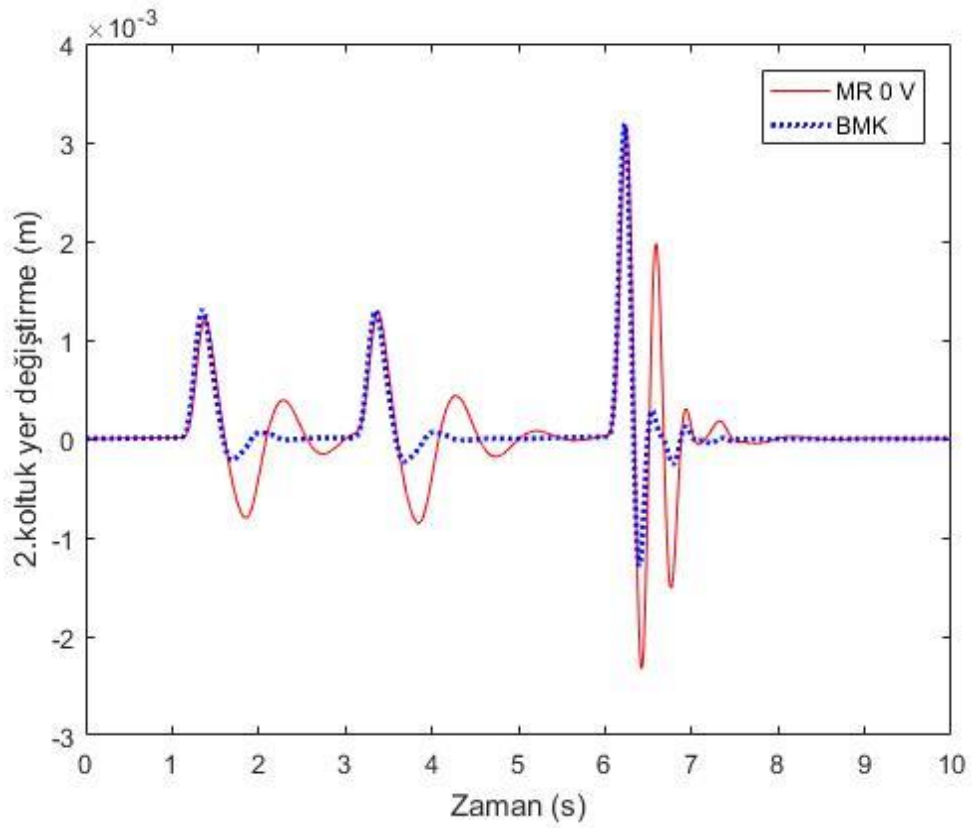
Şekil 5.31 1.koltuğun düşey ivmesi



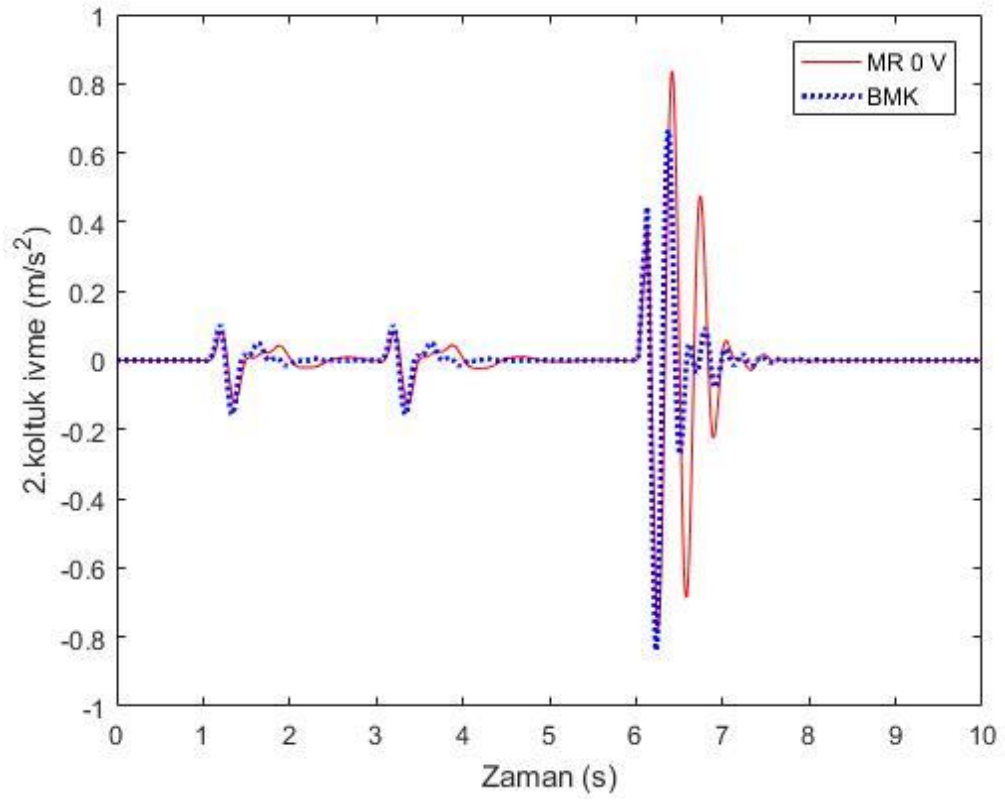
Şekil 5.32 2.pilotun düşey yer değıştirmesi



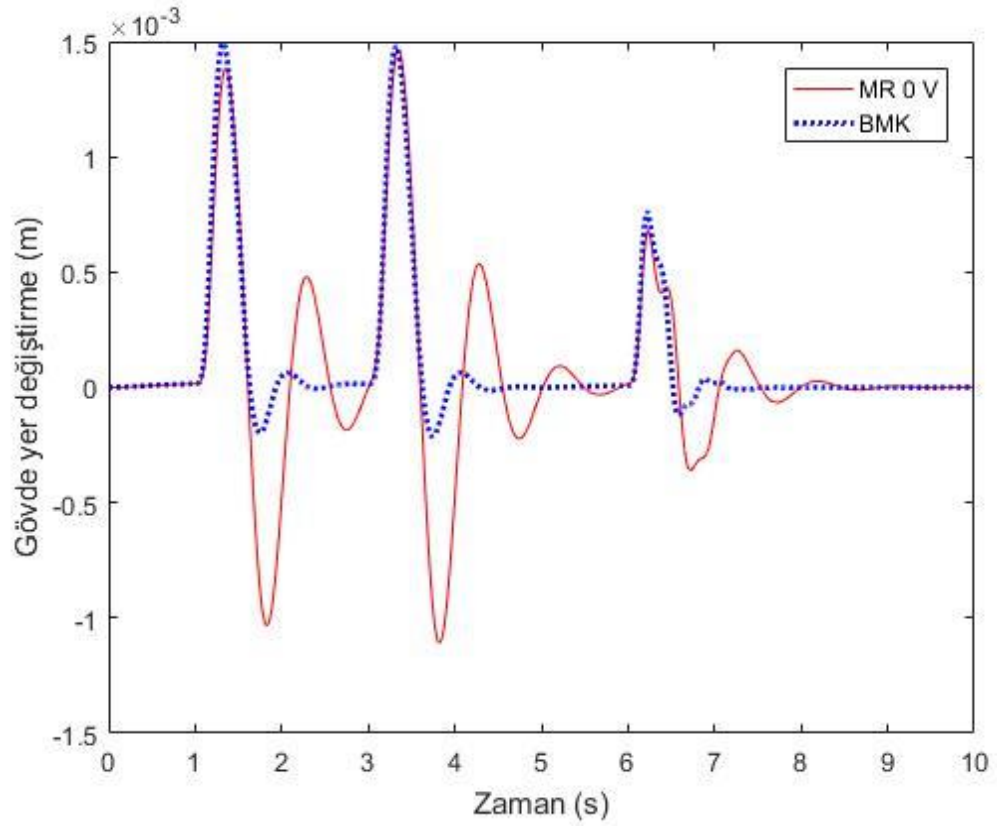
Şekil 5.33 2.pilotun düşey ivmesi



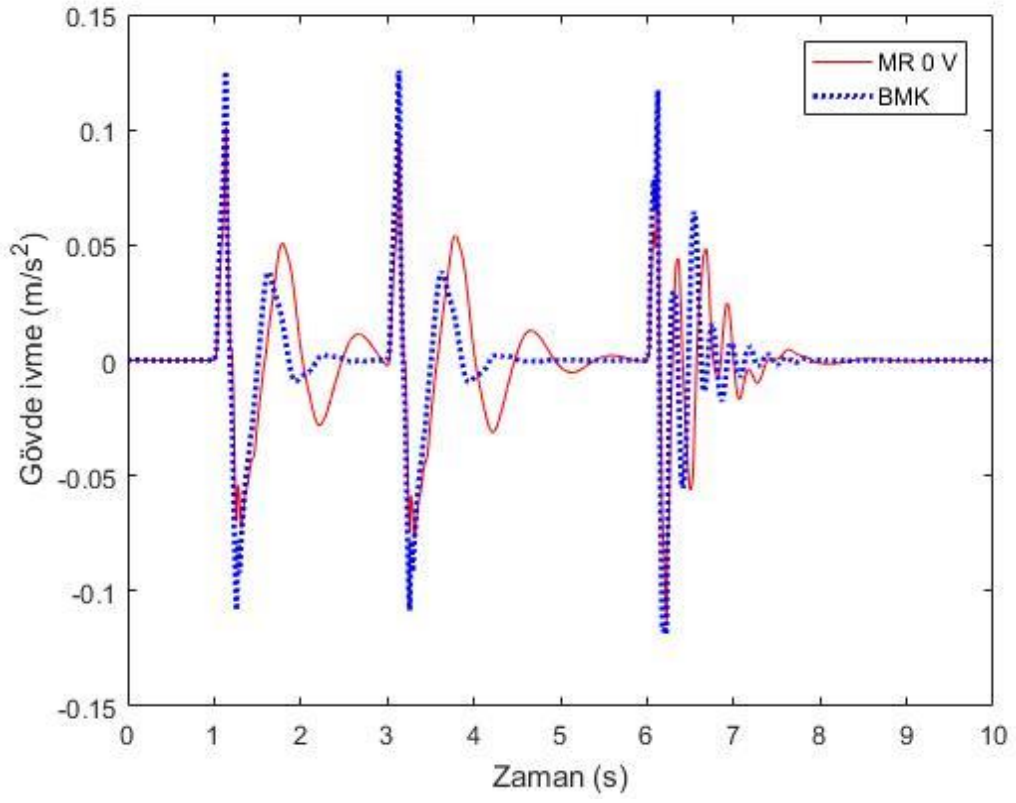
Şekil 5.34 2.koltuğun düşey yer değıştirmesi



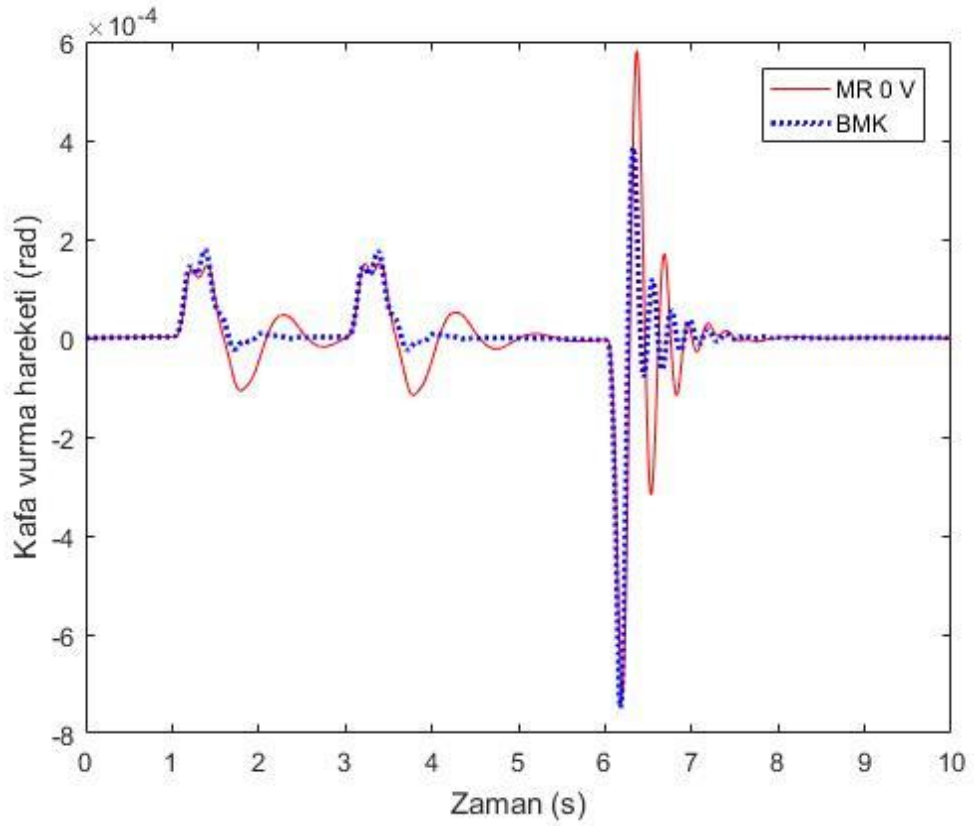
Şekil 5.35 2.koltuğun düşey ivmesi



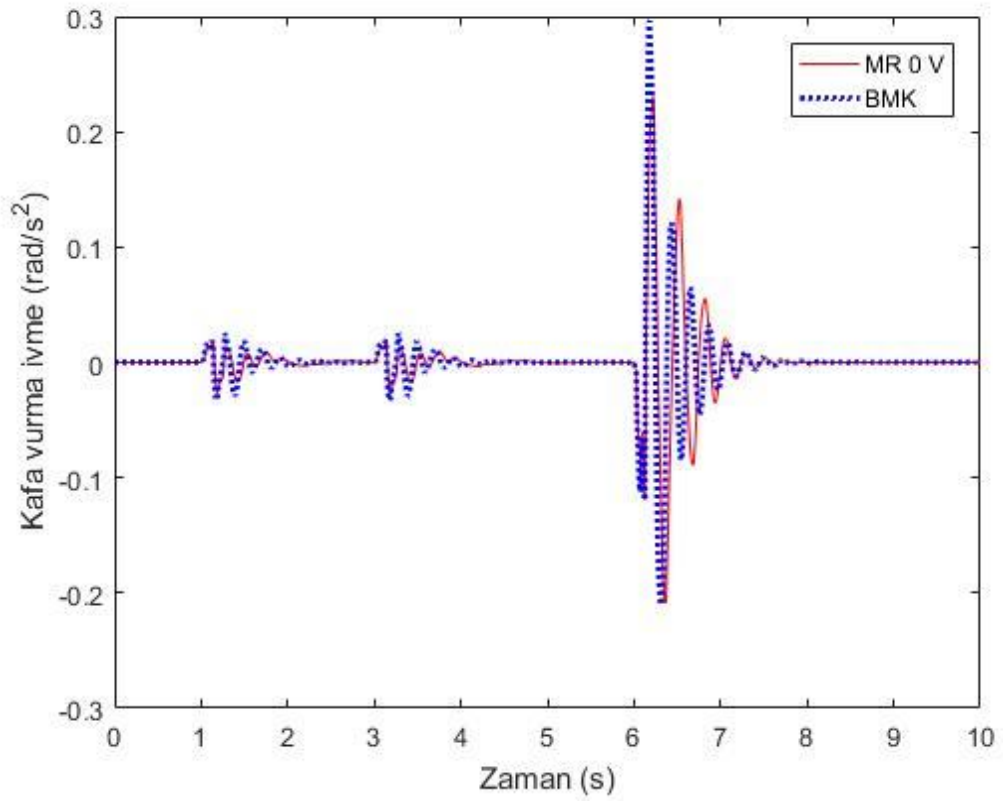
Şekil 5.36 Gövdenin düşey yer değişirmesi



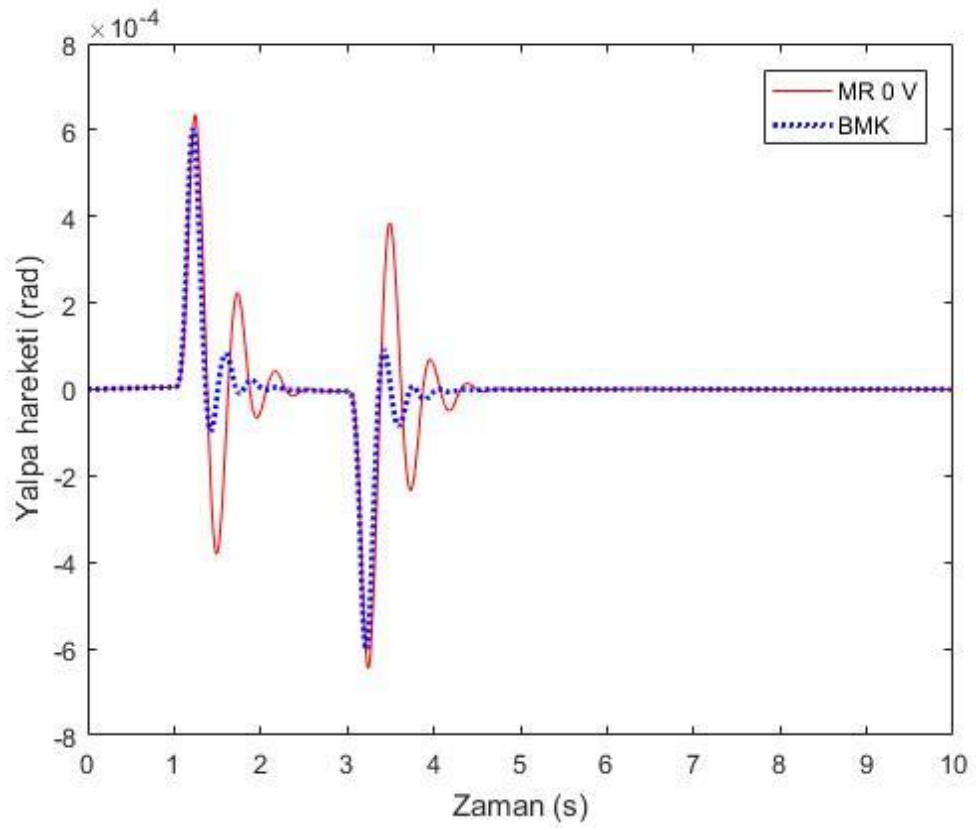
Şekil 5.37 Gövdenin düşey ivmesi



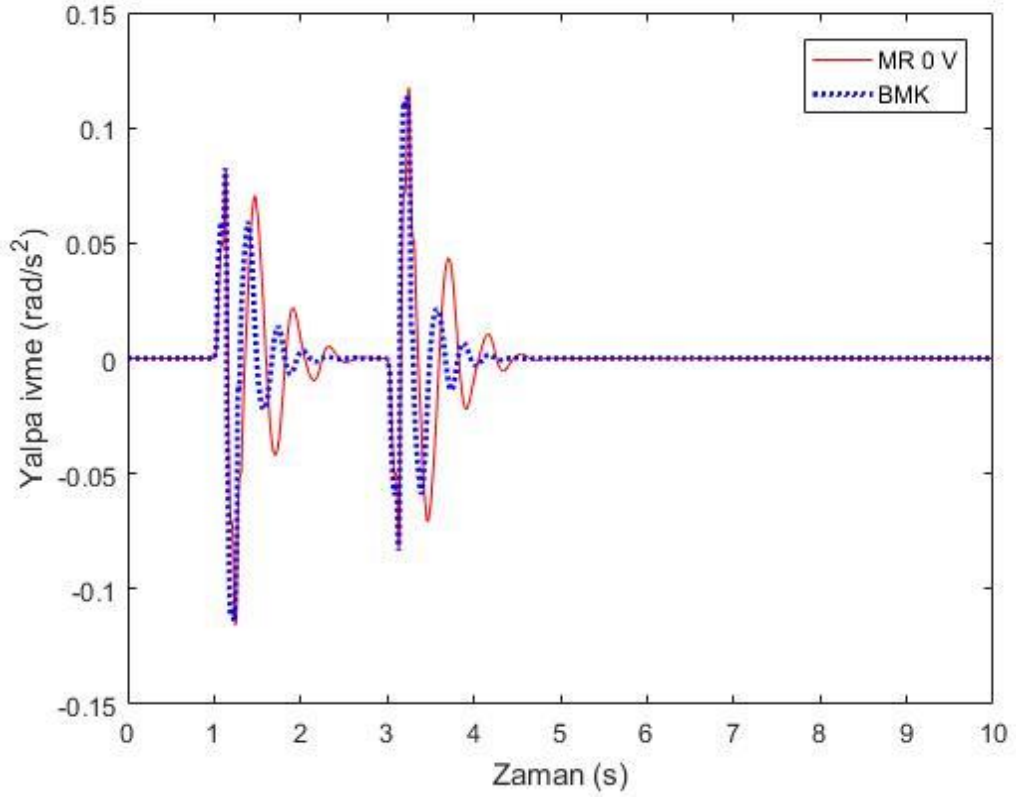
Şekil 5.38 Gövdenin kafa vurma hareketi



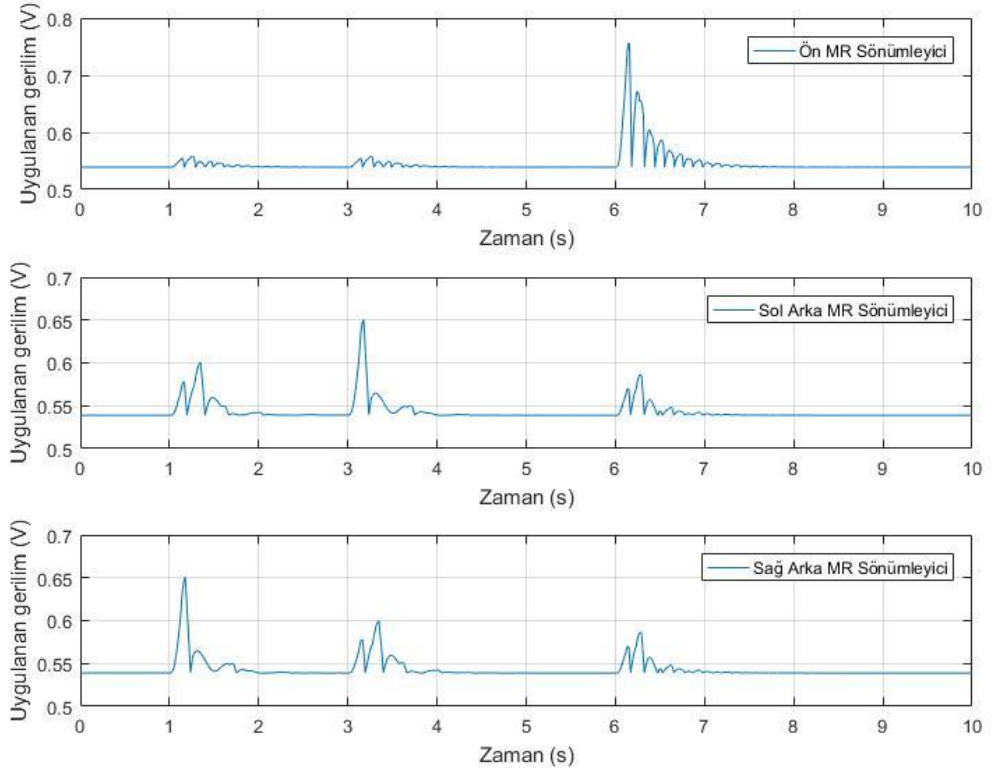
Şekil 5.39 Gövdenin kafa vurma hareketinin ivmesi



Şekil 5.40 Gövdenin yalpa hareketi



Şekil 5.41 Gövdenin yalpa hareketinin ivmesi

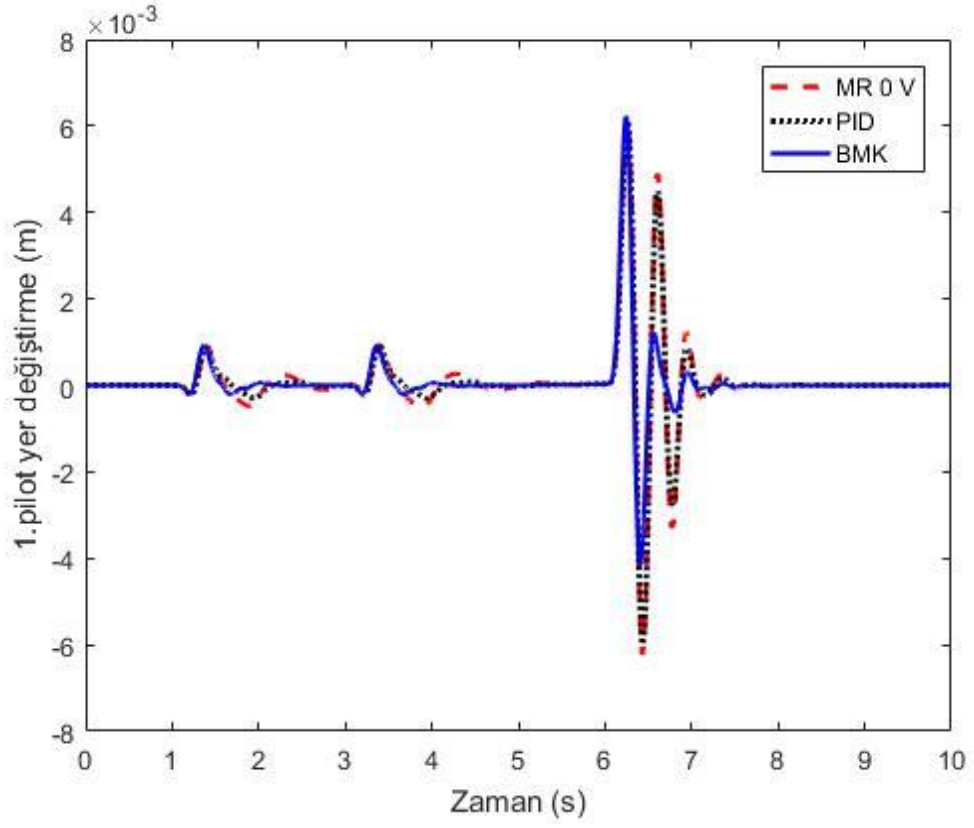


Şekil 5.42 MR sönümleyicilere kontrolcü tarafından uygulanan gerilim

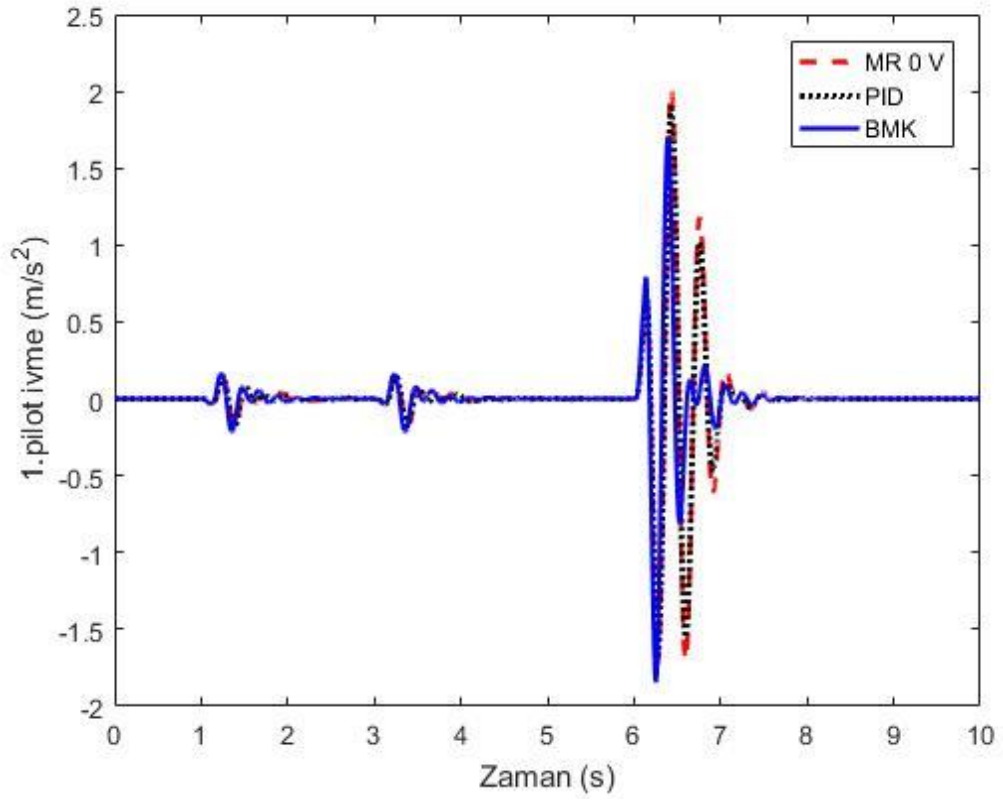
Yukarıdaki eğrilerde sistemin bulanık mantıklı kontrol (BMK) ve kontrol edilmemiş haldeki durumu (MR 0 V) simülasyonlar vasıtasıyla karşılaştırılmıştır. Şekil 5.28-5.41 arasında sisteme ait pilotlar, koltuklar ve gövdeye ait yer değiştirme ve ivme cevapları karşılaştırılmıştır. Simülasyon sonuçları incelendiğinde pilotlar, koltuklar ve gövdenin düşey, kafa vurma, yalpa hareketlerinin genliklerinde önemli oranda azalma görülmektedir. Sonuçlara göre gövdenin düşey yer değiştirme ve kafa vurma ivmelerinde belli yerlerde ufak aşımalar yaptığı gözlemlense de hareketlerin ivmelerinin genliklerinde önemli bir azalma görülmüştür. Şekil 5.42’de MR sönümleyiciye gönderilen gerilim miktarı verilmiştir. Bulanık mantıklı kontrolcü vasıtasıyla belirlenen en yüksek gerilim miktarı ön iniş takımları için 0.76 V, arka iniş takımları için 0.65 V olarak hesaplanmıştır. Simülasyon sonuçlarında MR sönümleyiciye kontrolcü tarafından gönderilen gerilim miktarının düşük olduğu görülmektedir. Bu da bulanık mantıklı kontrol yönteminin başarılı şekilde uygulandığını ve bu kontrol yönteminin aynı zamanda ekonomik bir yöntem olduğunu ortaya koymaktadır.

5.7 PID ve Bulanık Mantıklı Kontrol (BMK) Yöntemlerinin Karşılaştırılması

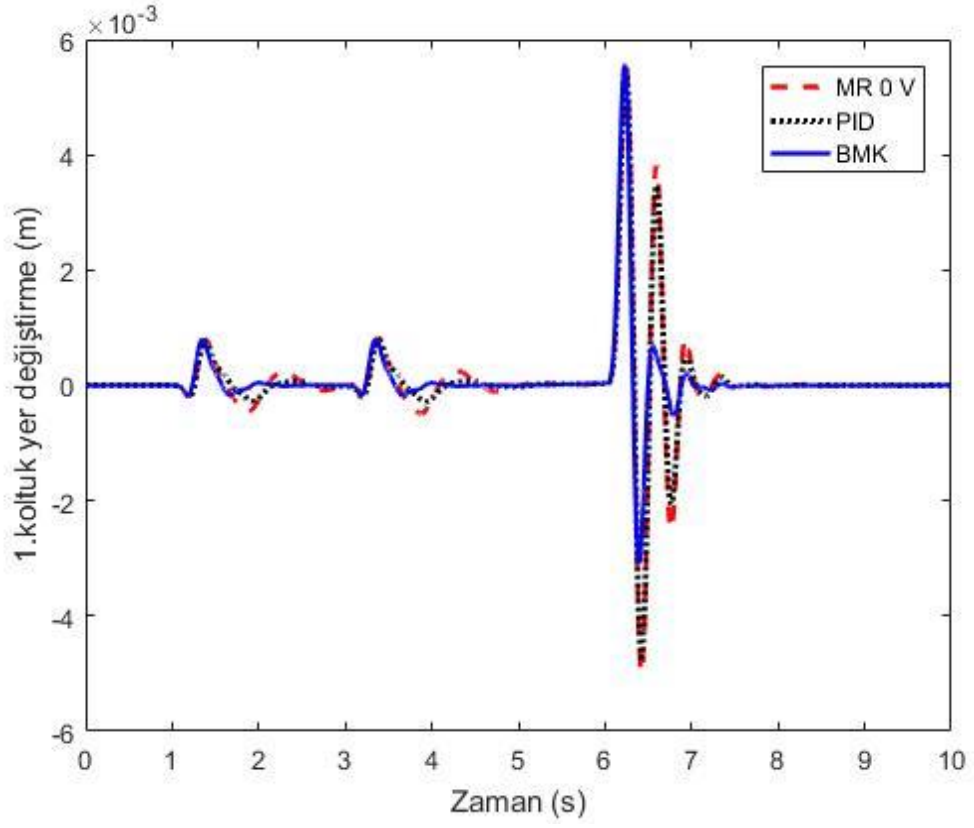
Aşağıdaki eğrilerde sistemin Bulanık Mantıklı Kontrol (BMK), PID kontrol ve kontrol edilmemiş haldeki durumu (MR 0 V) simülasyonlar vasıtasıyla karşılaştırılmıştır. Şekil 5.43- 5.56 arasında sisteme ait pilotlar, koltuklar ve gövdeye ait yer değiştirme ve ivme cevapları karşılaştırılmıştır.



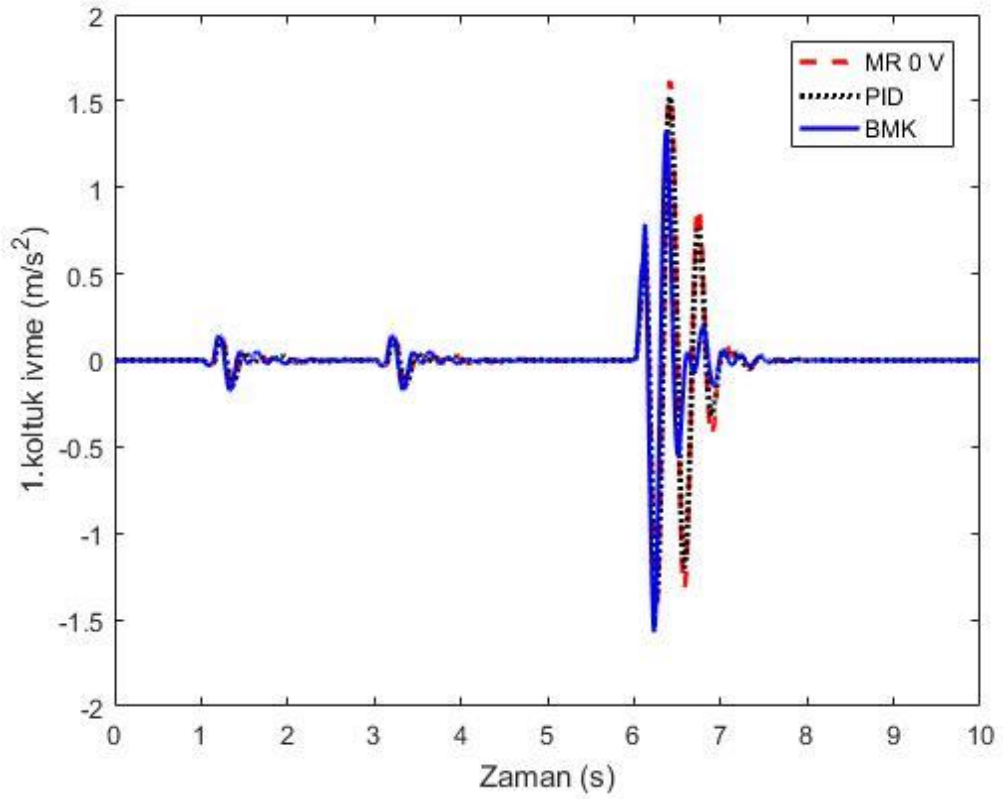
řekil 5.43 1.pilotun dűsey yer deęiřtirmesi



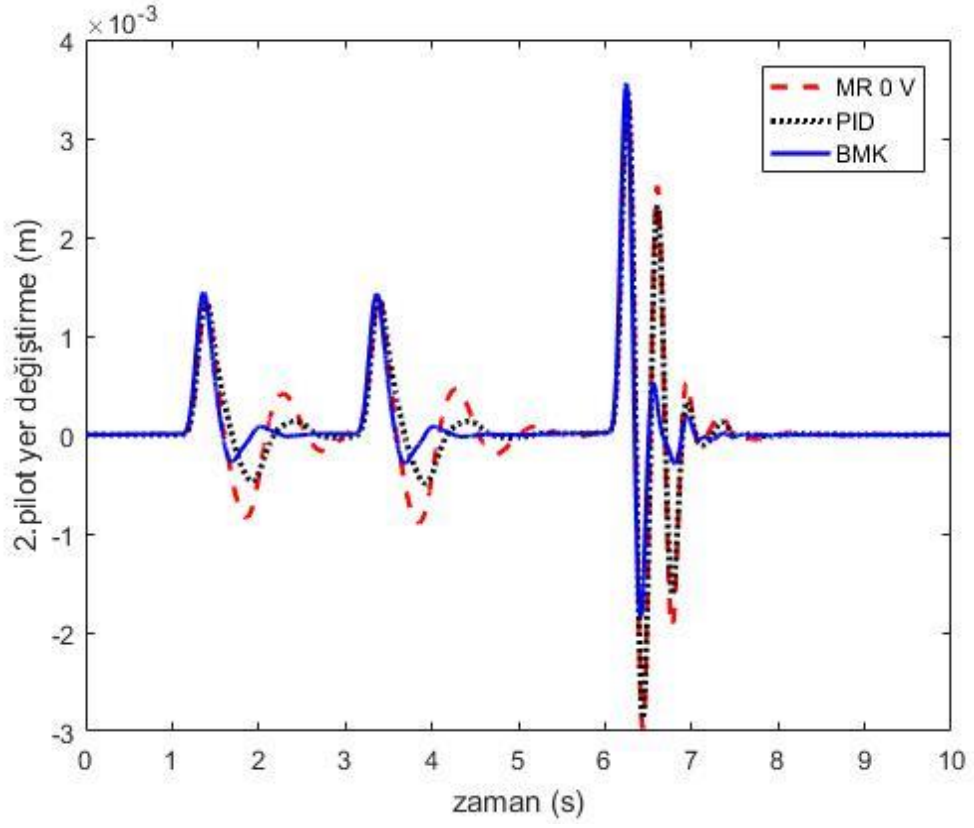
řekil 5.44 1.pilotun dűsey ivmesi



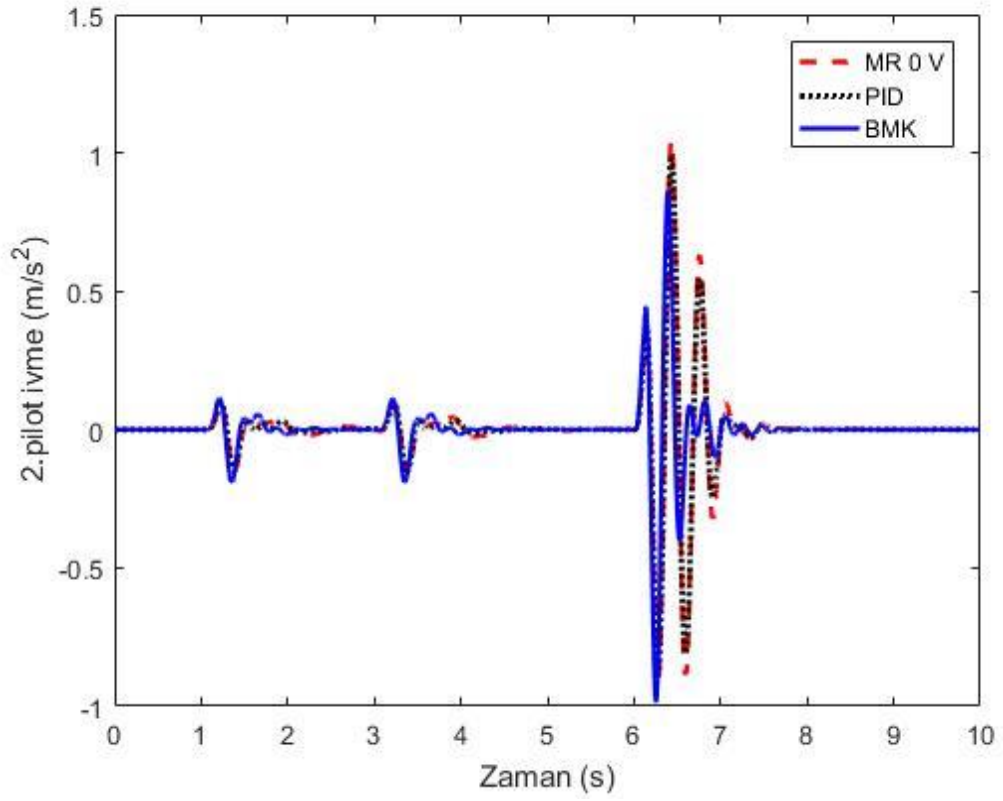
řekil 5.45 1.koltuęun dűřey yer deęiřtirmesi



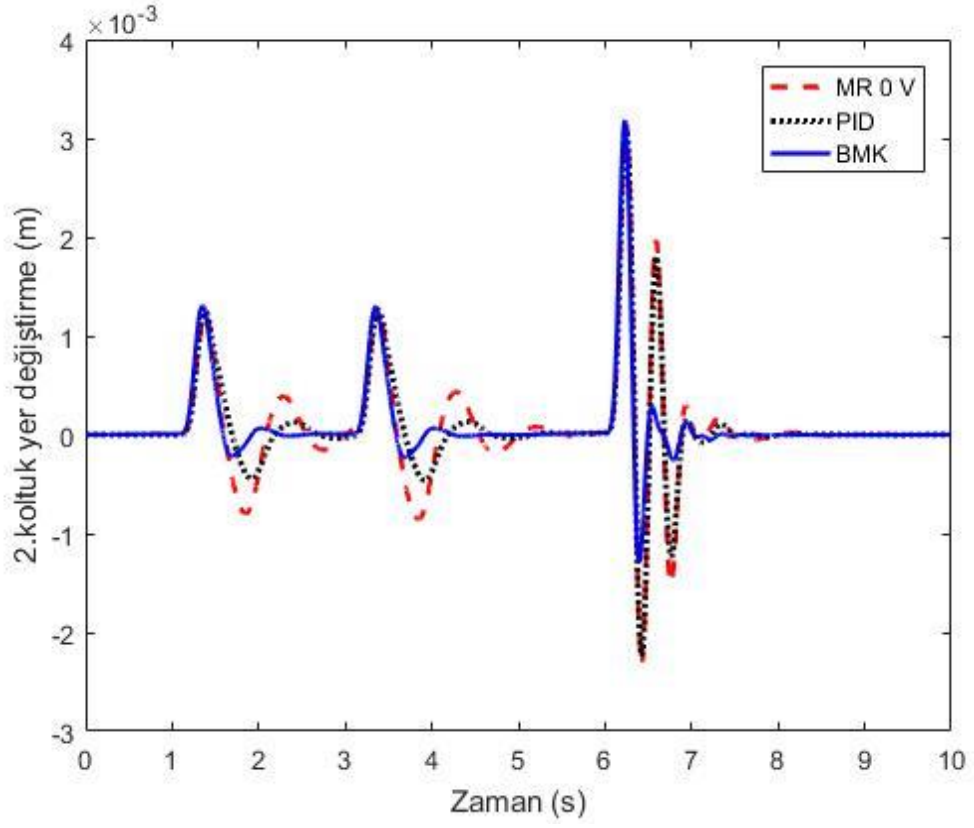
řekil 5.46 1.koltuęun dűřey ivmesi



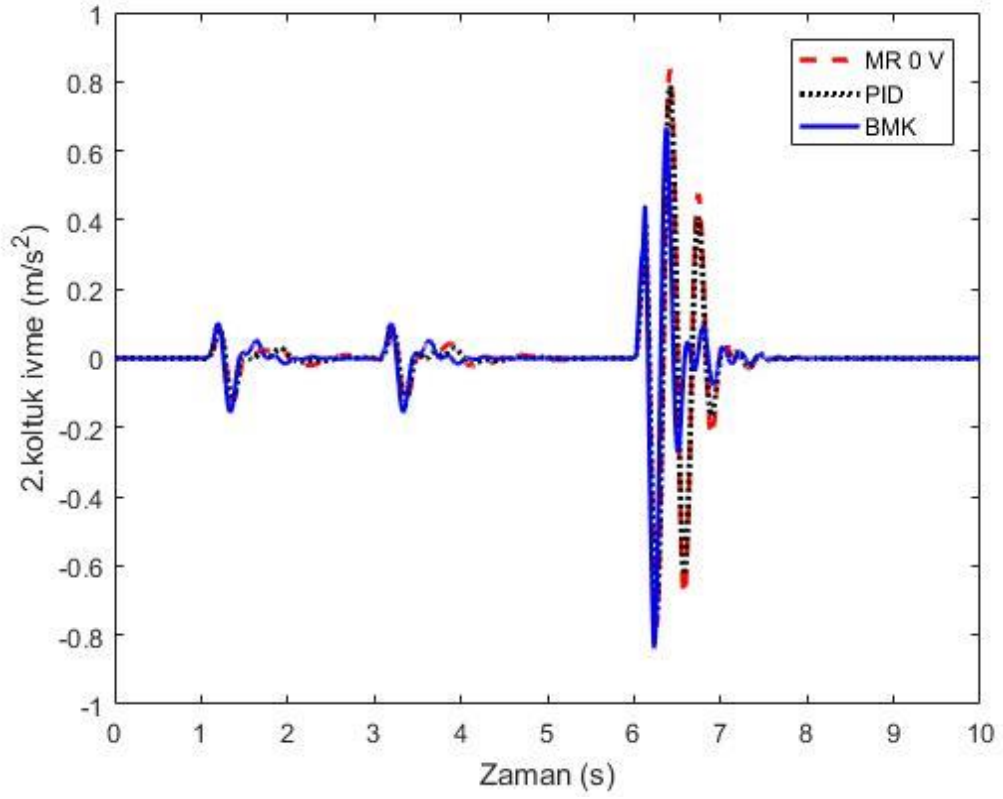
řekil 5.47 2.pilotun dűsey yer deđiřtirmesi



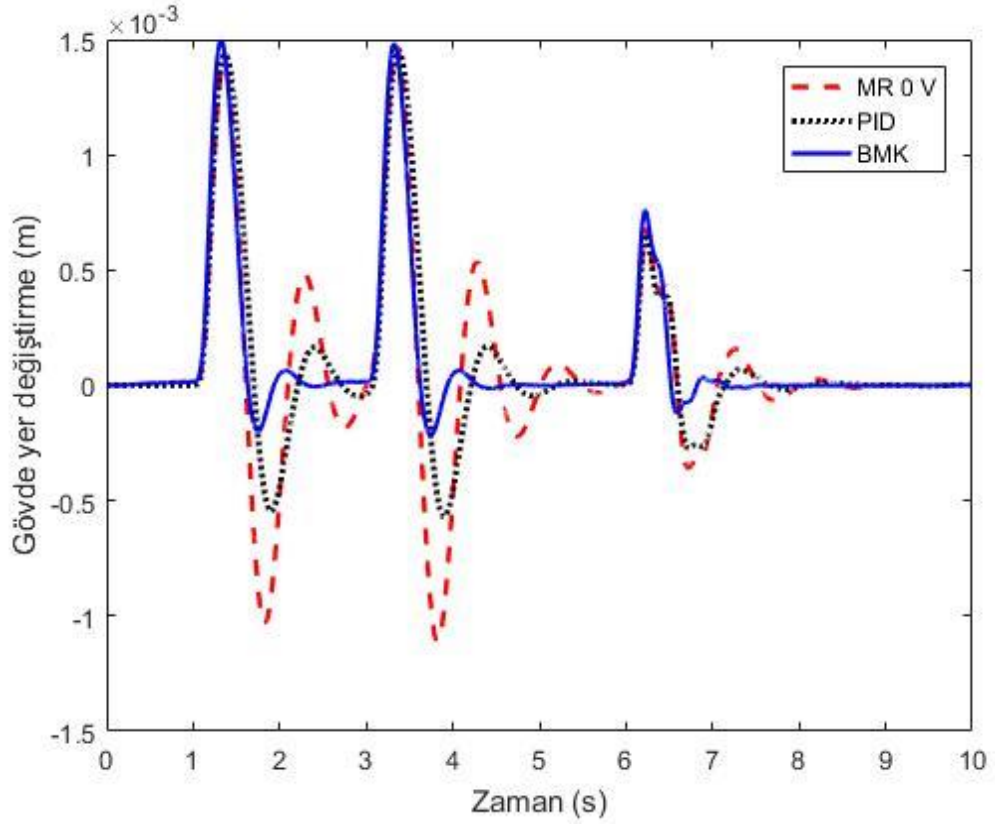
řekil 5.48 2.pilotun dűsey ivmesi



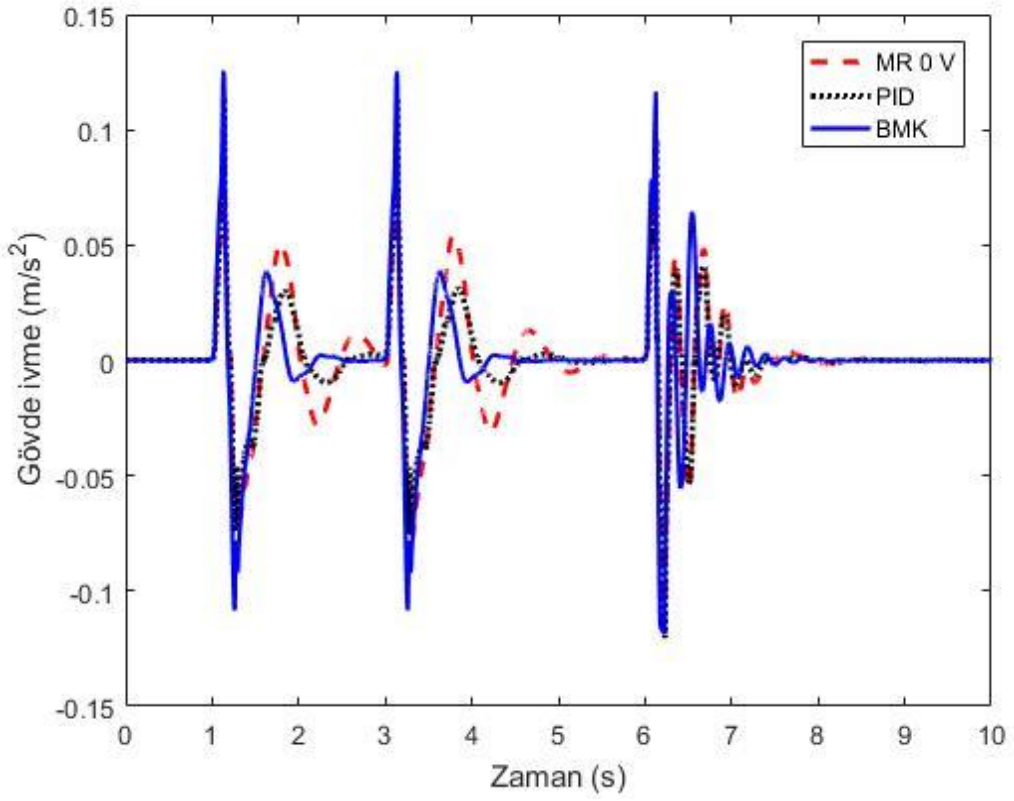
řekil 5.49 2.koltuęun dűřey yer deęiřtirmesi



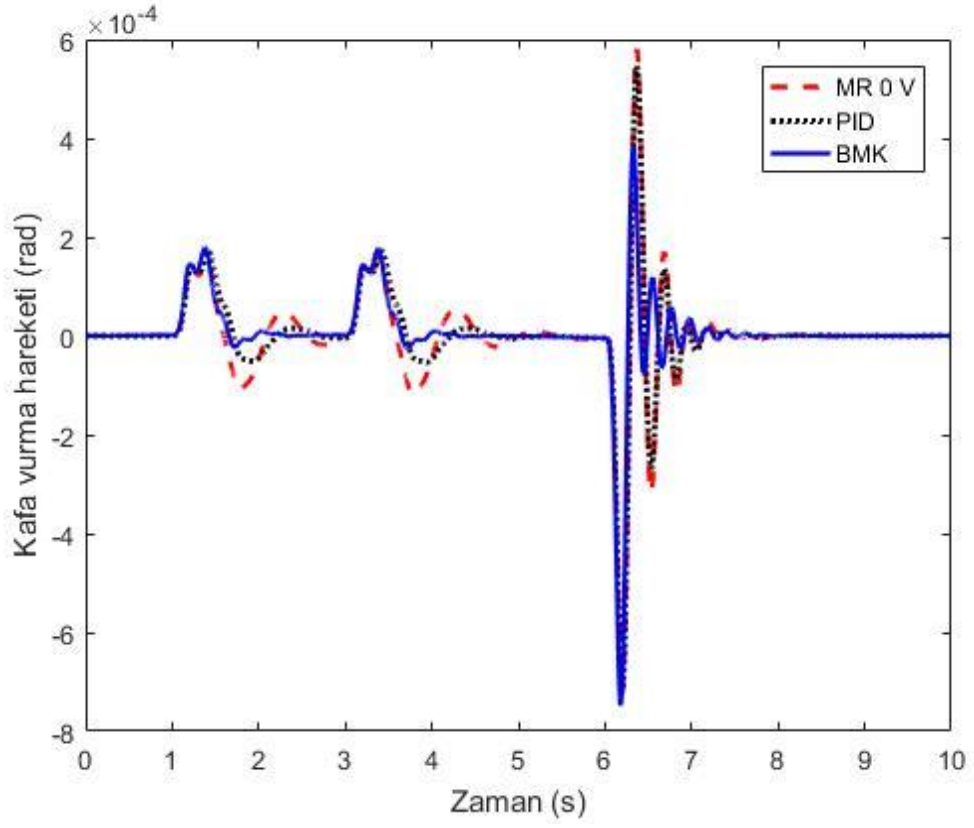
řekil 5.50 2.koltuęun dűřey ivmesi



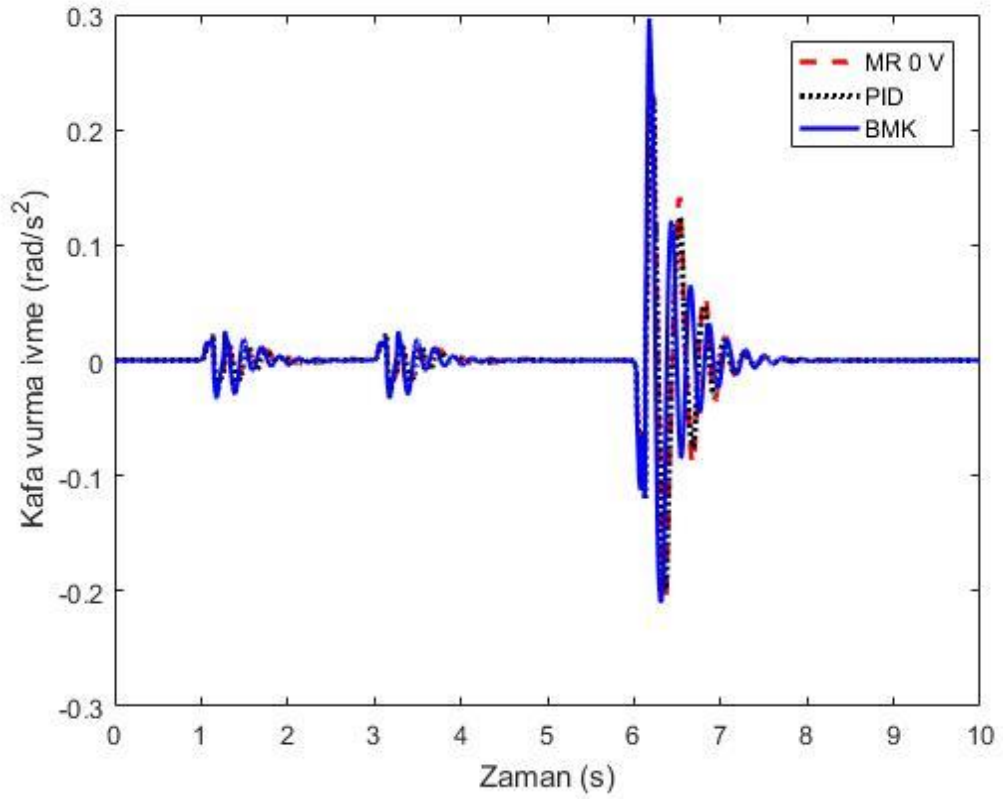
Şekil 5.51 Gövdenin düşey yer değiştirmesi



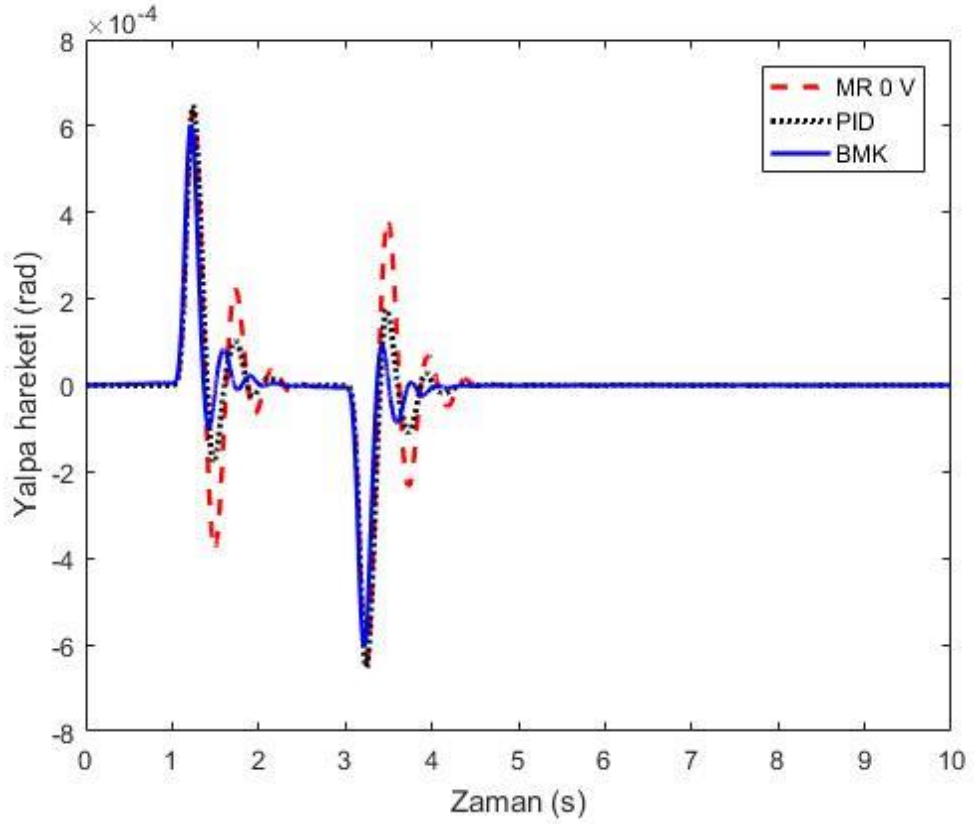
Şekil 5.52 Gövdenin düşey ivmesi



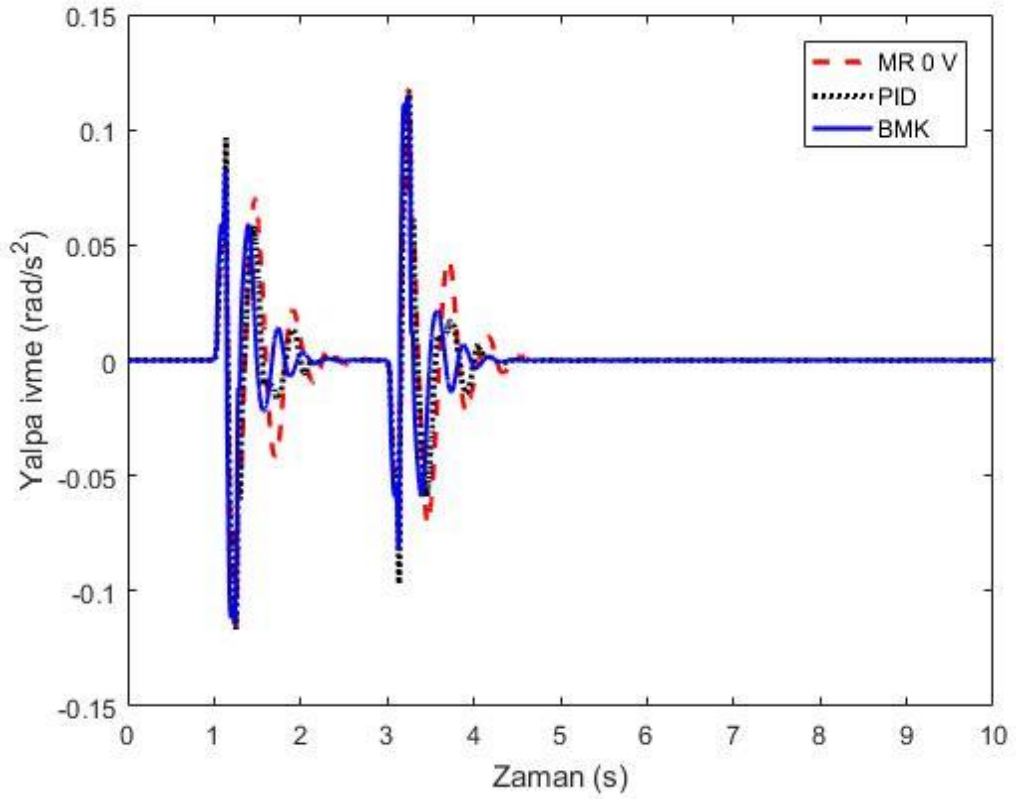
Şekil 5.53 Gövdenin kafa vurma hareketi



Şekil 5.54 Gövdenin kafa vurma hareketinin ivmesi



Şekil 5.55 Gövdenin yalpa hareketi



Şekil 5.56 Gövdenin yalpa hareketinin ivmesi

Simülasyon sonuçları incelendiğinde özellikle koltuklar ve pilotların yer değiştirme ve ivme cevapları göz önünde bulundurulduğunda PID kontrolün etkili bir performans ortaya koyamadığı görülmektedir. Ayrıca, bulanık mantıklı kontrolün (BMK) PID kontrol üzerinde bir üstünlüğü söz konusudur. Gövdenin ivme ve yer değiştirme cevapları göz önünde bulundurularak yapılan değerlendirmede ise gövdenin kafa vurma hareketinin ivmesi dışında diğer hareketlerde bulanık mantıklı kontrol, PID kontrole göre üstün bir performans göstermiştir.

**İKİNCİ MODEL: UÇAK KOLTUKLARINA MR SÖNÜMLEYİCİ UYGULANMIŞ
MODELİN KONTROLÜ****6.1 DME Tabanlı Durum Geri-Beslemeli H_∞ Kontrol**

H_∞ optimal kontrol probleminin çözümüne yönelik ilk çalışmalar Francis ve Doyle tarafından yapılmıştır [60],[61]. H_∞ kontrol probleminin çözümünde yapılan ilk çalışmalarda sistemin durum-uzay modeli göz önüne alınarak Riccati denklemleri yardımıyla çözülmüştür. Son yıllarda sıklıkla kullanılan kullanılan ve ilk olarak Lyapunov'un kararlılık analizinde ortaya çıkan Doğrusal Matris Eşitsizlikleri (DME) yaklaşımı H_∞ kontrolcü probleminin çözümüne yeni bir bakış açısı kazandırmıştır [62].

Sistemin bozucu girişlerden gelen etkilenmesini engellemek amacıyla bozuculardan çıkışlara olan transfer fonksiyonları matrisinin sonsuz normunu minimum yapma düşüncesiyle ortaya çıkan H_∞ kontrol yöntemi, önceden tahmin edilemeyen bozucu girişlerin etkisi altındaki yapısal sistemler için son derece uygun bir kontrol algoritmasıdır. H_∞ kontrol yöntemi daha çok frekans alanıyla ilgili bir yöntemdir. Kapalı çevrim sistemi için iyi bir geçici rejim cevabı garanti etmez [62]. Durum geri-beslemeli kontrol yapısının blok diyagramı Şekil 6.1'de gösterilmektedir.

Doğrusal zamanla değişmeyen sistem;

$$\dot{x} = Ax + B_1w + B_2u$$

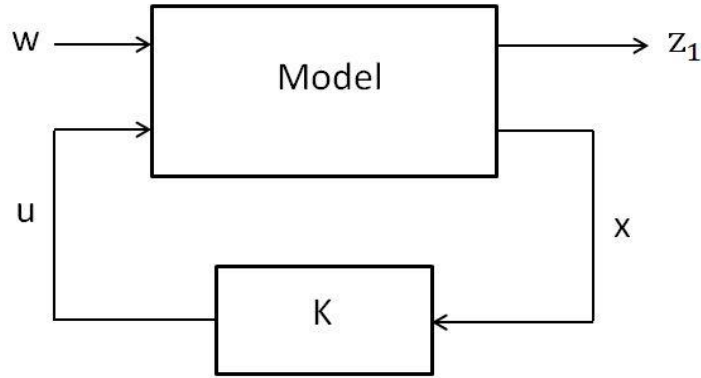
$$z_1 = C_1x + D_{11}w + D_{12}u \quad (6.1)$$

şeklinde ifade edilir. Burada $x \in \mathbb{R}^n$ durum vektörünü, $z_1 \in \mathbb{R}^p$ kontrol çıkış vektörlerini, $w \in \mathbb{R}^{m_w}$ bozucu giriş vektörünü, $u \in \mathbb{R}^{m_u}$ denetim giriş vektörünü ifade etmektedir. A , B_1 , B_2 , C_1 , D_{11} ve D_{12} matrisleri sistemin uygun boyutlu durum-uzay matrisleridir. Denetim girişinin $u = Kx$ ($u \in \mathbb{R}^{m_u \times n}$) gibi durumların doğrusal bir fonksiyonu olduğu kabulünden yola çıkılarak, kapalı çevrim sistemi,

$$\dot{x} = (Ax + B_2K) + B_1w$$

$$z_1 = (C_1x + D_{12}K) + D_{11}w \quad (6.2)$$

şeklindedir. K durum geri-beslemeli kontrolcü kazancını ifade etmektedir.



Şekil 6.1 Durum geri-beslemeli kontrol yapısının blok diyagramı

H_∞ performans problemi, kapalı çevrim sistemi kararlı kılacak, sistemin girişlerinden çıkışlarına olan transfer fonksiyonları matrisinin sonsuz normunu $\|T_{z_1w}\|$, γ_t gibi bulabilecek en küçük skaler pozitif reel bir değerden küçük kılacak bir kontrolcü bulunmasıdır. $V(x) = x^TPx$, $P = P^T > 0$ şartı ile karesel Lyapunov fonksiyonudur. $\gamma_t > 0$ olmak üzere sistemin performans ve kararlılık kısıtları için tanımlanan (6.3) eşitsizliği, tüm x ve w 'ler için negatif olmalıdır [63].

$$\frac{d}{dt}V(x) + z_1^T z_1 - \gamma_t^2 w^T w < 0 \quad (6.3)$$

Eşitsizlik (6.3)'ün (6.2) ile birleştirilmesiyle aşağıdaki eşitsizlik elde edilir.

$$[(A + B_2K)x + B_1w]^T Px + x^T P[(A + B_2K)x + B_1w] + [(C_1 + D_{12}K)x + D_{11}w]^T [(C_1 + D_{12}K)x + D_{11}w] - \gamma_t^2 w^T w < 0 \quad (6.4)$$

Burada (6.4)'ün düzenlenmesiyle

$$\begin{bmatrix} x \\ w \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} ((A + B_2K)^T P + P(A + B_2K) + (C_1 + D_{12}K)^T (C_1 + D_{12}K)) & PB_1 + (C_1 + D_{12}K)^T D_{11} \\ B_1^T P + D_{11}^T (C_1 + D_{12}K) & -\gamma_t^2 I + D_{11}^T D_{11} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ w \end{bmatrix} < 0 \quad (6.5)$$

matris eşitsizliği elde edilir. Schur tümleyeni [63] ile (6.5) ifadesinin P^{-1} ile sağından ve solundan çarpılması sonucu

$$P^{-1}(A + B_2K)^T + (A + B_2K)P^{-1} + P^{-1}(C_1 + D_{12}K)^T (C_1 + D_{12}K)P^{-1} - (B_1 + P^{-1}(C_1 + D_{12}K)^T D_{11})(-\gamma_t^2 I + D_{11}D_{11}^T)^{-1}(B_1^T + D_{11}^T(C_1 + D_{12}K)P^{-1}) < 0 \quad (6.6)$$

eşitsizliği elde edilir. $X_\infty = P^{-1}$ değişken dönüşümü yardımıyla,

$$\begin{bmatrix} ((A + B_2K)X_\infty + X_\infty(A + B_2K)^T + X_\infty(C_1 + D_{12}K)^T (C_1 + D_{12}K)X_\infty) & B_1 + X_\infty(C_1 + D_{12}K)^T D_{11} \\ B_1^T + D_{11}^T(C_1 + D_{12}K)X_\infty & -\gamma_t^2 I + D_{11}^T D_{11} \end{bmatrix} < 0 \quad (6.7)$$

$$\begin{bmatrix} (A + B_2K)X_\infty + X_\infty(A + B_2K)^T & B_1 \\ B_1^T & -\gamma_t^2 I \end{bmatrix} + \frac{1}{\gamma_t} \begin{bmatrix} X_\infty(C_1 + D_{12}K)^T \\ D_{11}^T \end{bmatrix} [(C_1 + D_{12}K)X_\infty \quad D_{11}] < 0 \quad (6.8)$$

DME'leri elde edilir. Burada, yine Schur tümleyeni kullanılarak (6.2)'de tanımlanan kapalı çevrim sistemin H_∞ performans kısıtları $X_\infty = X > 0$ ve $W := KX$ değişken dönüşümü yardımıyla aşağıdaki DME elde edilir.

$$\begin{bmatrix} XA^T + AX + B_2W + W^T B_2^T & B_1 & XC_1^T + W^T D_{12}^T \\ B_1^T & -\gamma_t^2 I & D_{11}^T \\ C_1 + D_{12}W & D_{11} & -\gamma_t^2 I \end{bmatrix} < 0 \quad (6.9)$$

(6.9) DME'sini çözen uygun X ve W matrisleri bulunursa, en uygun geri-beslemeli H_∞ kontrol kazancı aşağıdaki şekilde elde edilir. Bu kontrol kazancını bulan m.dosyası EK-C'de verilmiştir.

$$K = WX^{-1} \quad (6.10)$$

6.2 İkinci Modelin DME Tabanlı Durum Geri-Beslemeli H_∞ Tabanlı Kontrolü

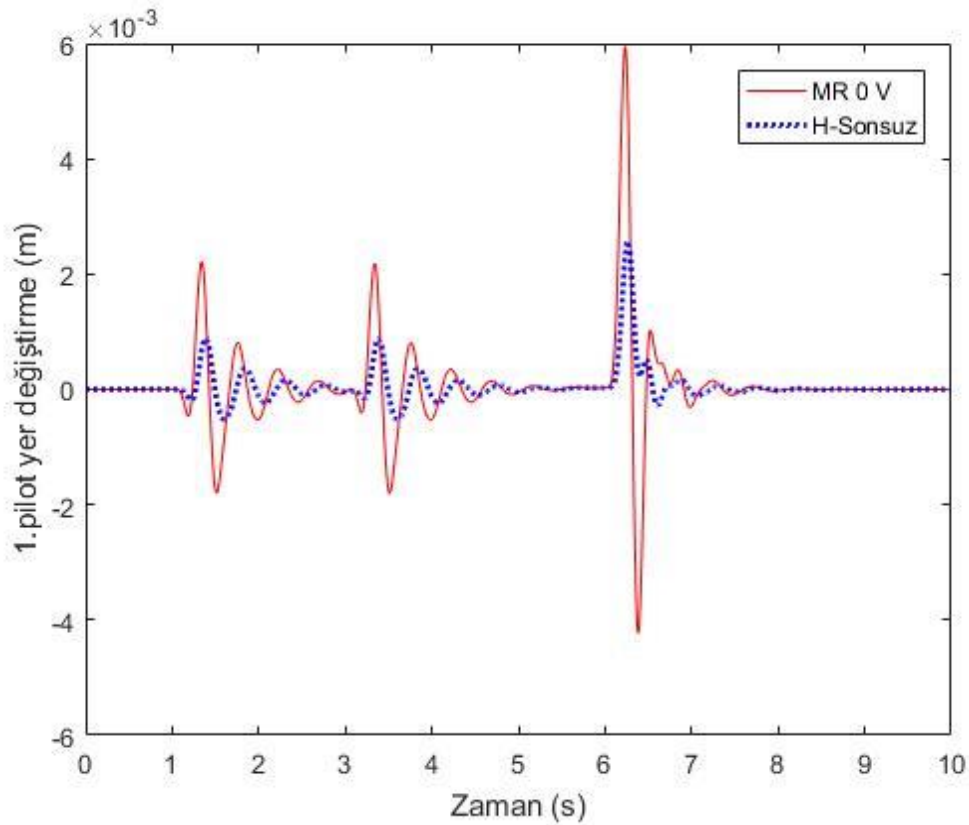
Bu bölümde yapılan H_∞ kontrolcü tasarımı sistemin maliyeti göz önünde bulundurularak MR damperler koltukların altına yerleştirilmiştir. H_∞ kontrolcü tasarımı yapılırken sistemin 1. pilot ve 1. Koltuk modeli ayrı 2. pilot ve 2. Koltuk modeli ayrı şekilde modellenerek gövdeden koltuklara gelen titreşim yer değiştirme olarak iki serbestlik dereceli modellere uygulanmıştır.

Kontrolcü tasarımı MATLAB-Simulink paket programı kullanılmıştır. DME'lerin çözümünde ise YALMIP [64] ayrıştırıcısı ile SEDUMI [65] çözücüsü kullanılmıştır. Benzetim çalışmasında kullanılan kapalı çevrim sisteme ait durum-uzay matrisleri EK-B'de verilmiştir. İki koltuğa ait elde edilen kontrol matrisleri aşağıdaki gibi elde edilmiştir.

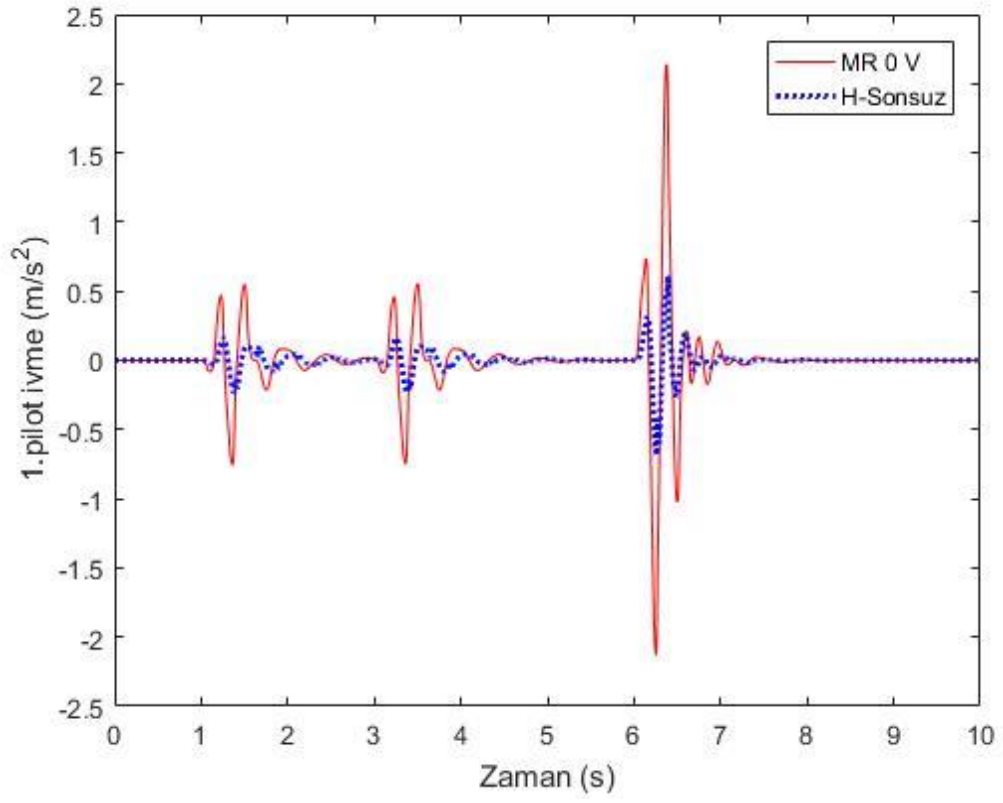
$$K_1 = 10^4 [3.7269 \quad -6.8215 \quad 0.1911 \quad -0.1854]$$

$$K_2 = 10^4 [3.7269 \quad -6.8215 \quad 0.1911 \quad -0.1854]$$

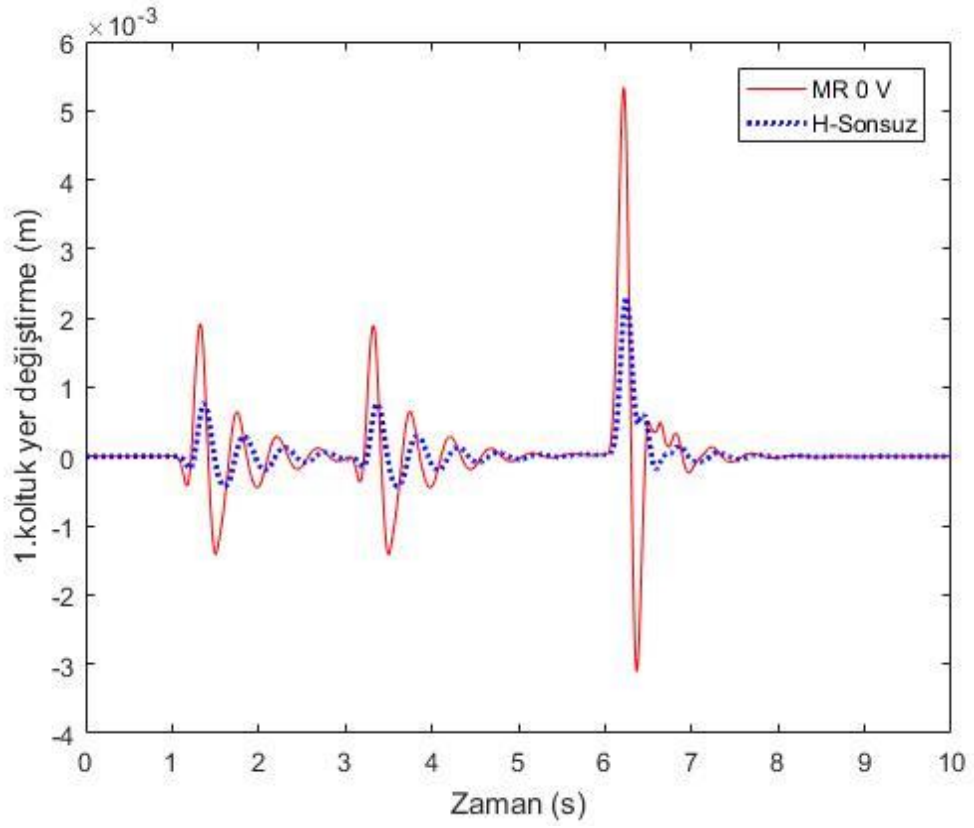
Burada K_1 ön koltuğa yerleştirilmiş MR damperin kontrol kazancı, K_2 ise arka koltuğa yerleştirilmiş MR damperin kontrol kazancıdır. Koltukların ve pilotların kütleleri aynı olduğundan iki kontrol kazancı da eşit çıkmıştır.



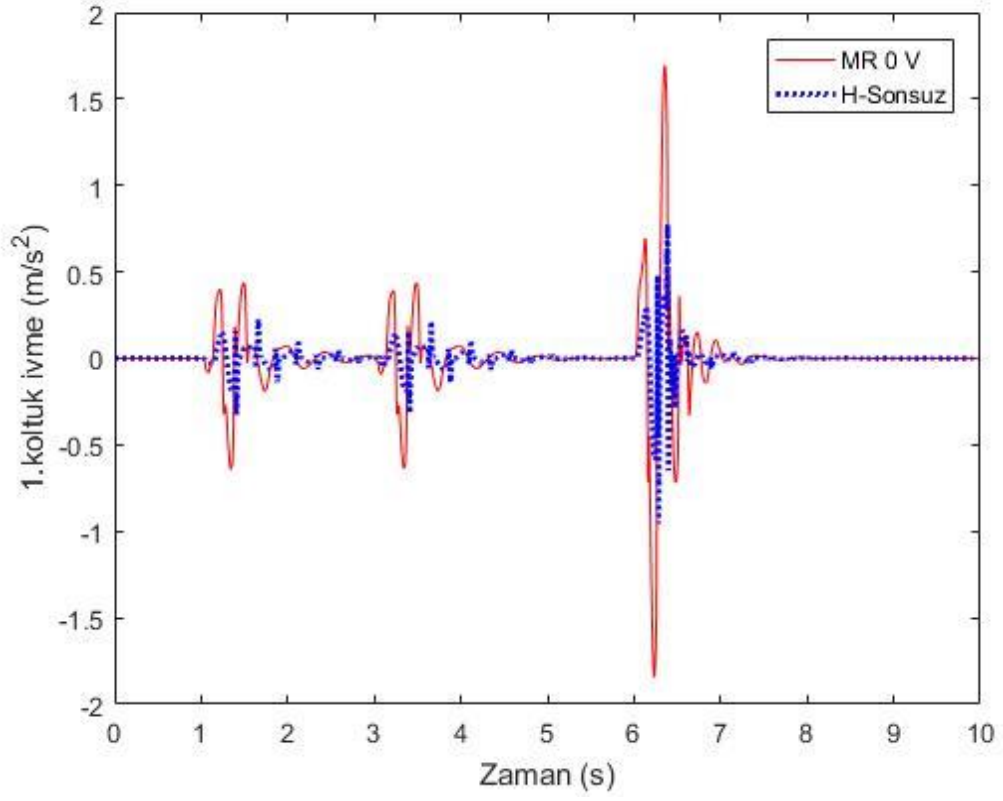
Şekil 6.2 1.pilotun düşey yer değiştirmesi



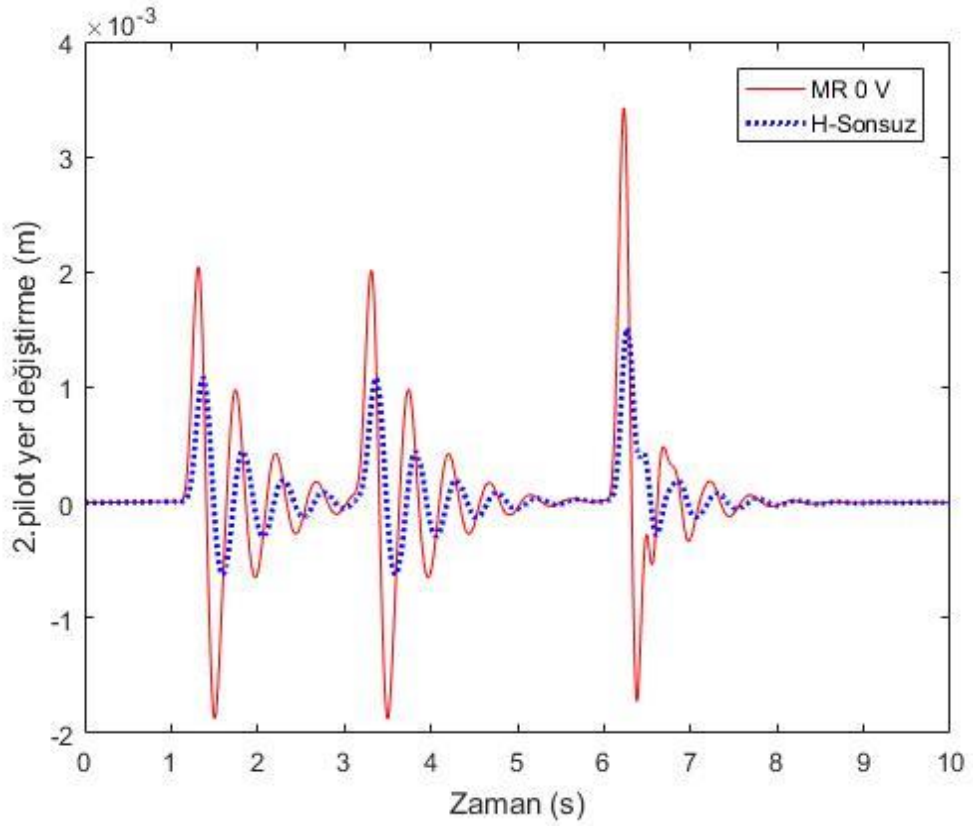
Şekil 6.3 1.pilotun düşey ivmesi



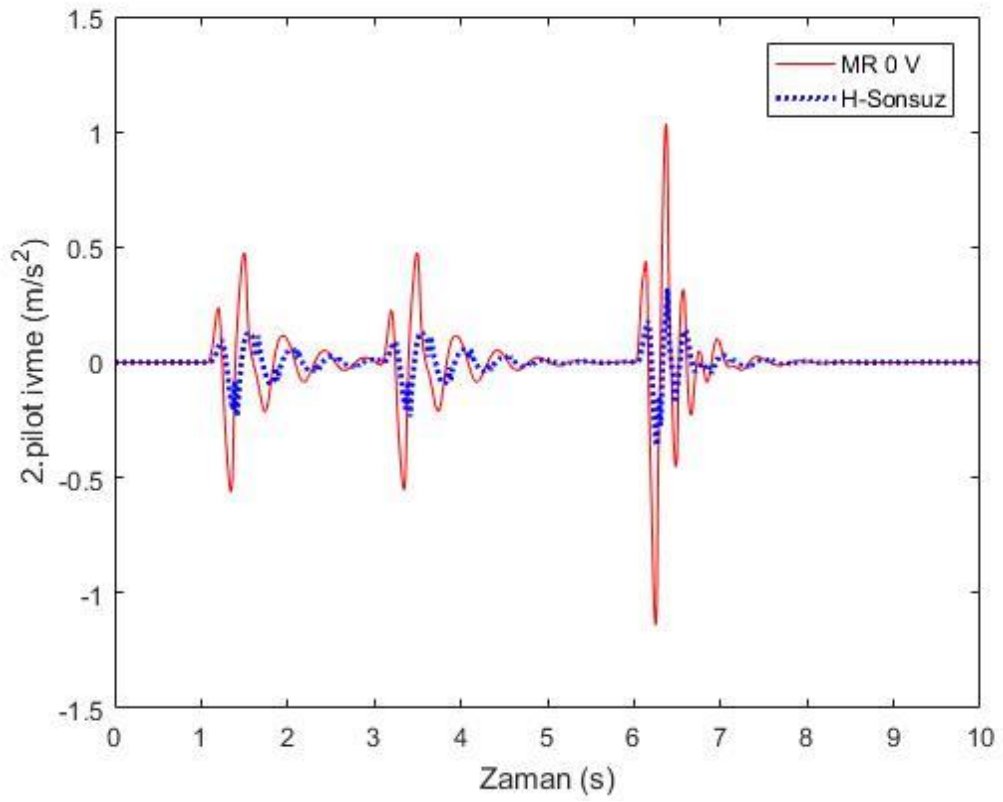
Şekil 6.4 1.koltuğun düşey yer değiştirmesi



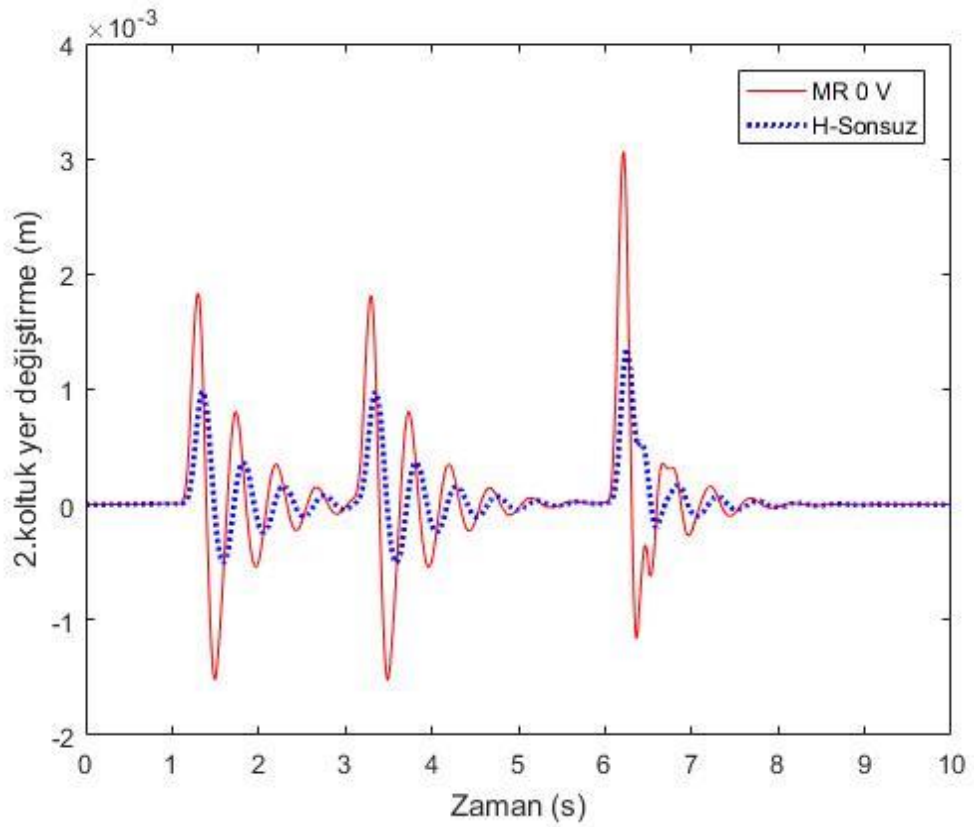
Şekil 6.5 1.koltuğun düşey ivmesi



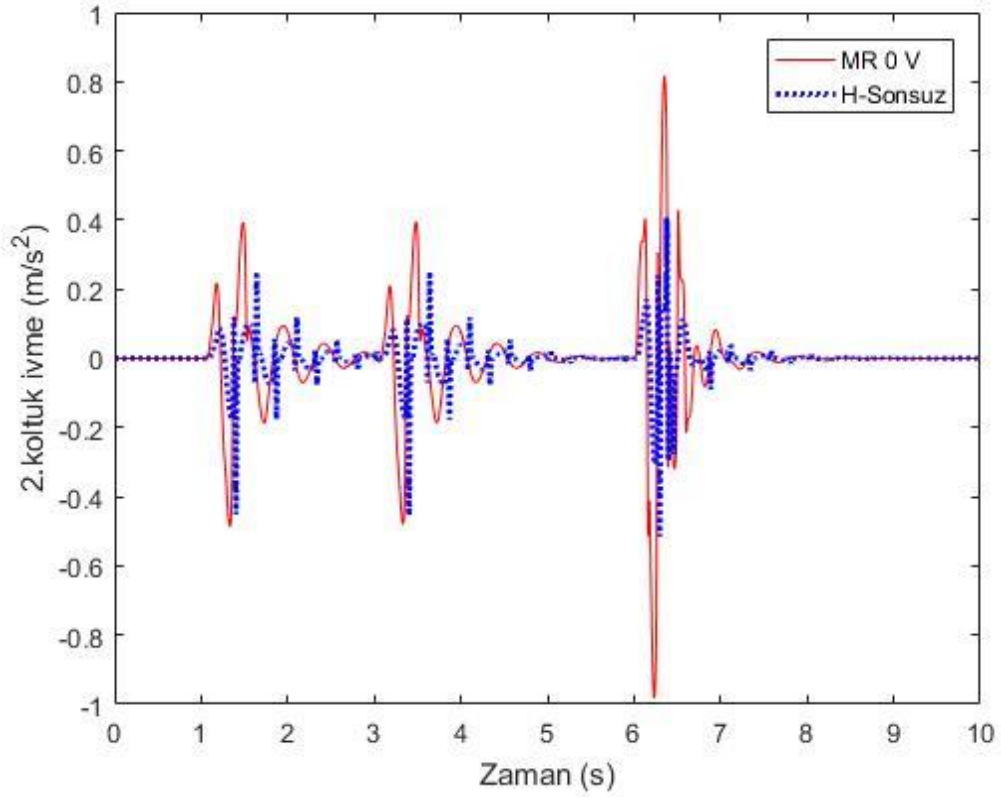
Şekil 6.6 2.pilotun düşey yer değiştirmesi



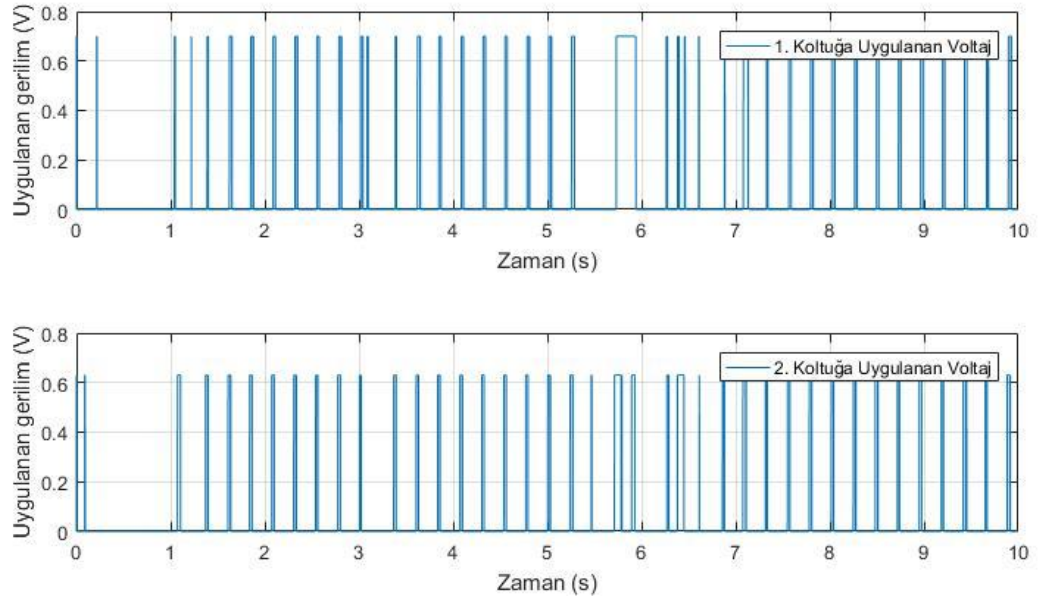
Şekil 6.7 2.pilotun düşey ivmesi



Şekil 6.8 2.koltuğun düşey yer değıştirmesi



Şekil 6.9 2.koltuğun düşey ivmesi



Şekil 6.10 Koltuklara yerleştirilen MR sönümleyicilere kontrolcü tarafından uygulanan gerilim

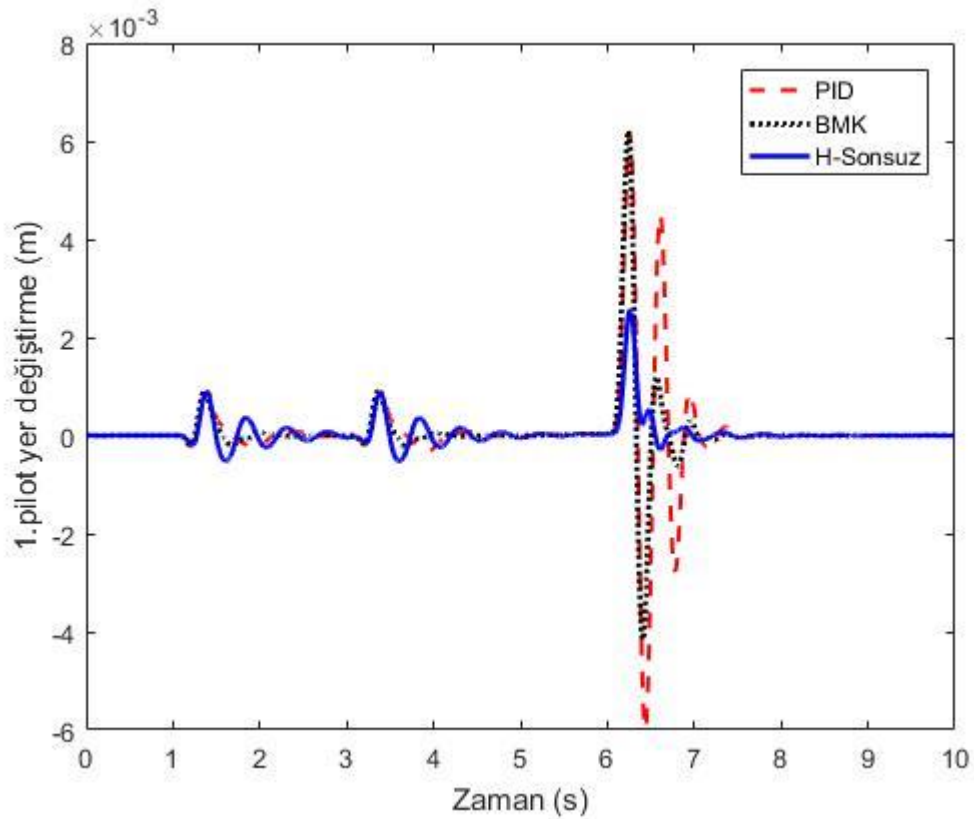
Yukarıdaki eğrilerde sistemin doğrusal matris eşitsizlikleri (DME) tabanlı durum geri-beslemeli H_∞ kontrol uygulanmış ve kontrol edilmemiş haldeki durumu (MR 0 V) simülasyonlar vasıtasıyla karşılaştırılmıştır. Şekil 6.2-6.9 arasında sisteme ait pilotlar ve koltuklara ait yer değiştirme ve ivme cevapları karşılaştırılmıştır. Simülasyon sonuçları

incelendiğinde pilotların ve koltukların hareketlerinin genliklerinde ve hareketlerin ivmelerinin genliklerinde önemli oranda azalma görülmüştür. Şekil 6.10'da kontrolcü tarafından MR sönümleyicilere gönderilen gerilim miktarı verilmiştir. Koltuklara gönderilen gerilimler Heaviside basamak fonksiyonu kullanılarak hesaplanmış ve V_{max} değeri 1.koltuk için 0.7 V, 2.koltuk için 0.63 V olarak belirlenmiştir. Bu değerler belirlenen voltaj gerilimleri için kontrolcünün başarılı şekilde uygulanabildiğini göstermektedir.

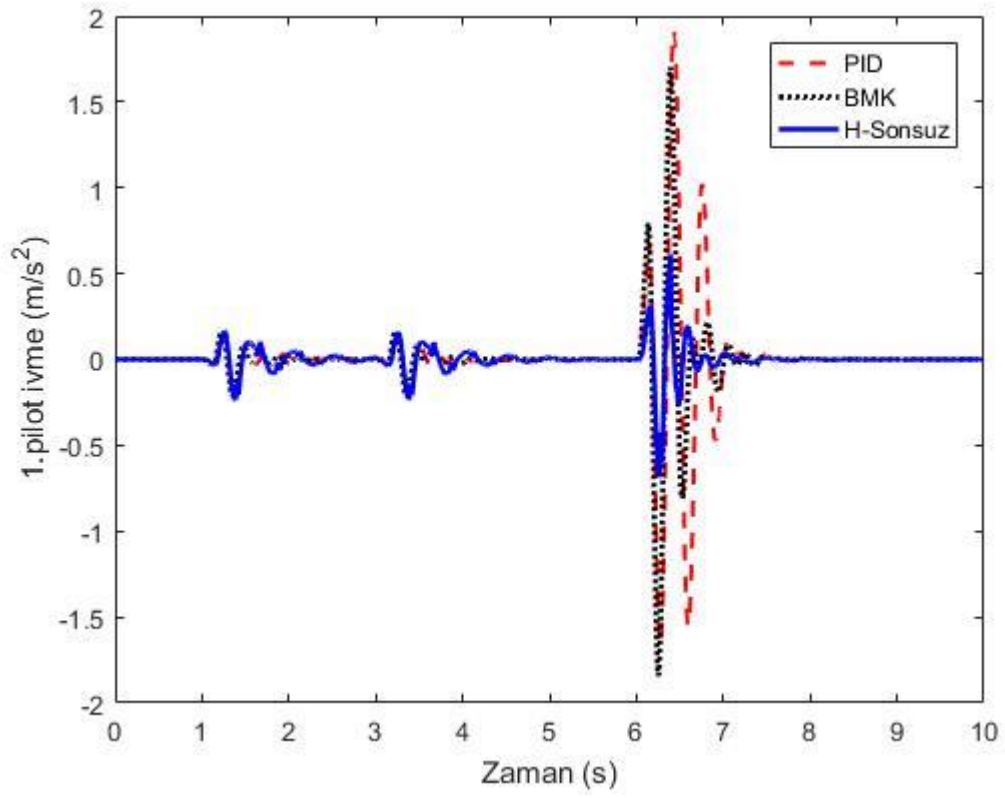
BÖLÜM 7

UYGULANAN KONTROLCÜ YÖNTEMLERİNİN KARŞILAŞTIRILMASI

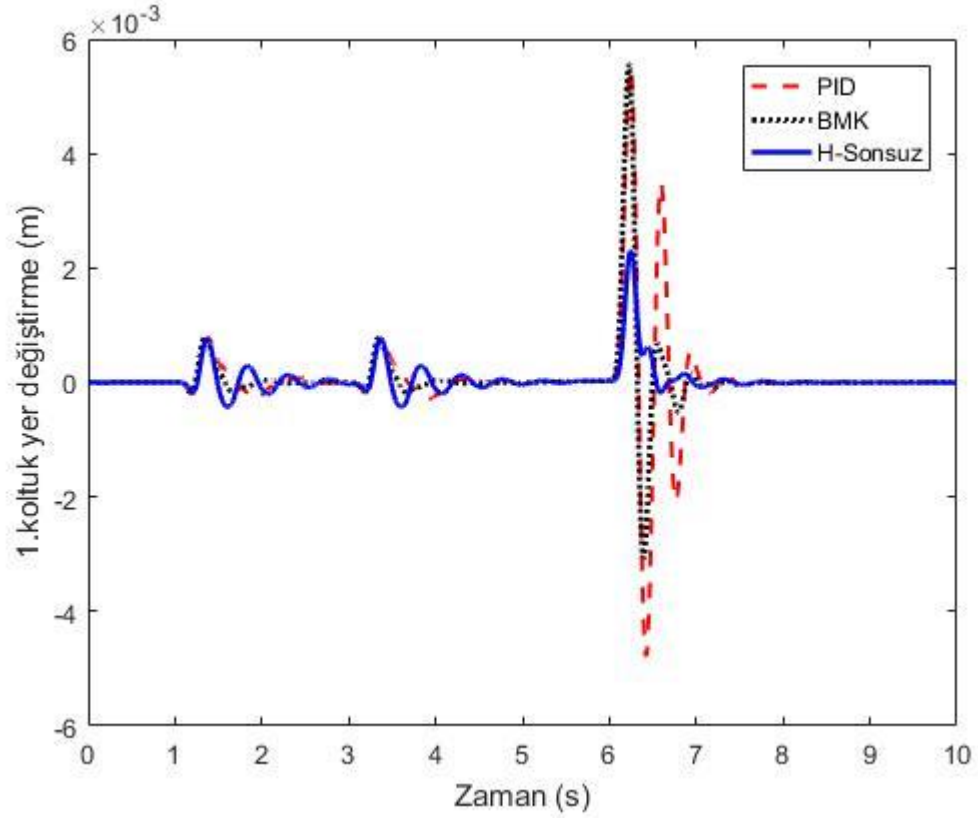
Bu bölümde birinci ve ikinci modele uygulanmış kontrolcü yöntemlerinin on serbestlik dereceli uçak modeline ait koltuklar ve pilotların yer değiştirme ve ivme cevapları birbirlerine göre karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırmayla MR damperin ürettiği kuvvetler incelenmiş ve sistemin maliyeti göz önünde bulundurularak hangi sistemin daha ekonomik olduğu ortaya konmuştur.



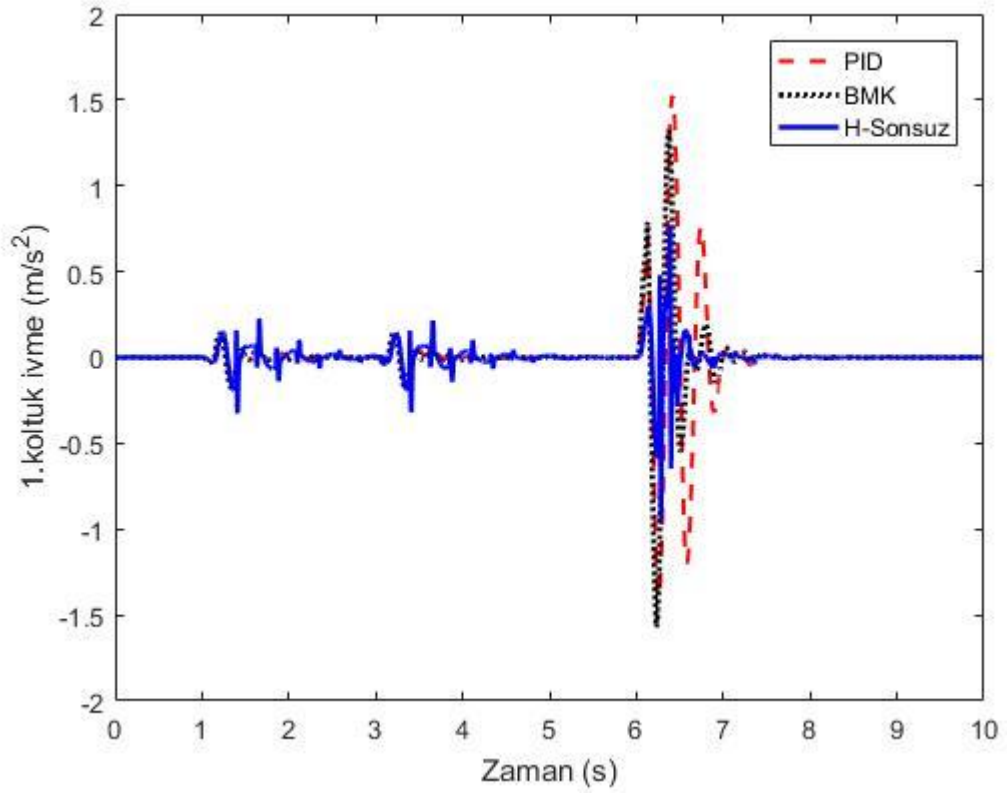
Şekil 7.1 1.pilotun düşey yer değiştirmesi



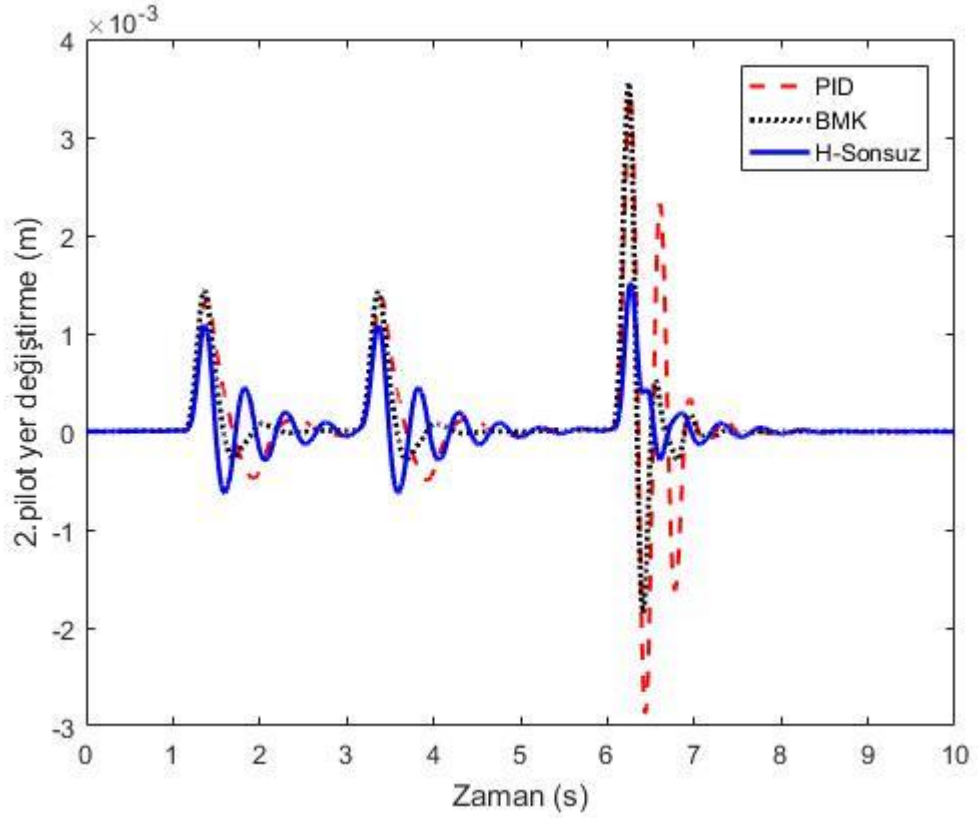
Şekil 7.2 1.pilotun düşey ivmesi



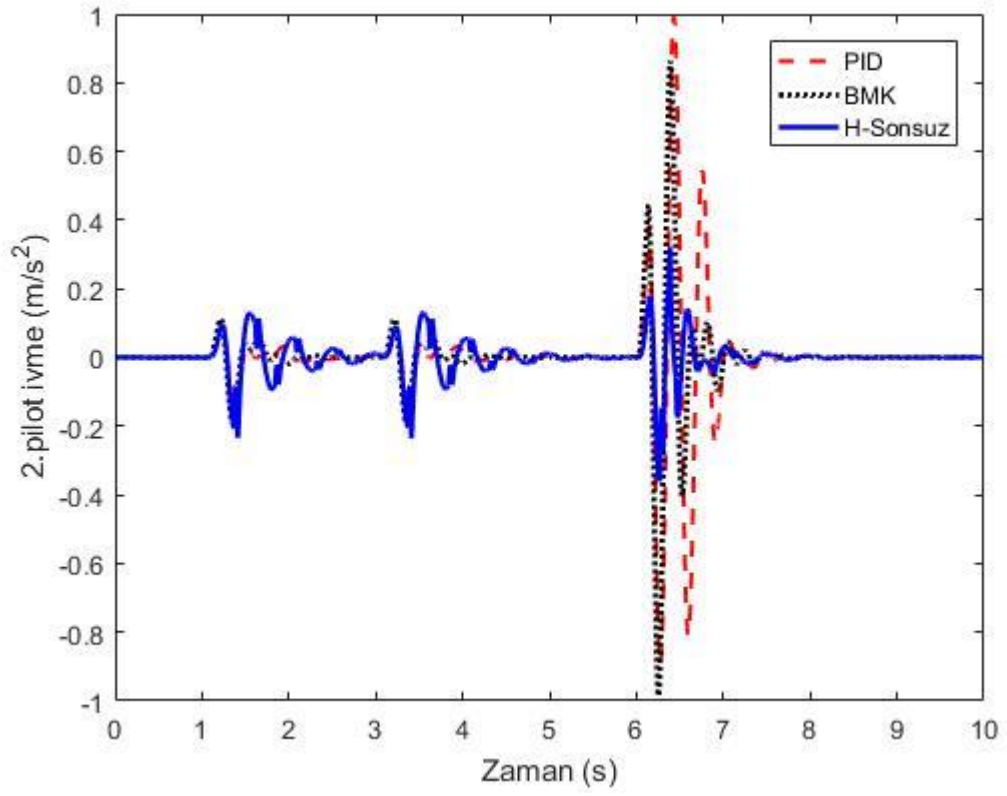
Şekil 7.3 1.koltuğun düşey yer değışirmesi



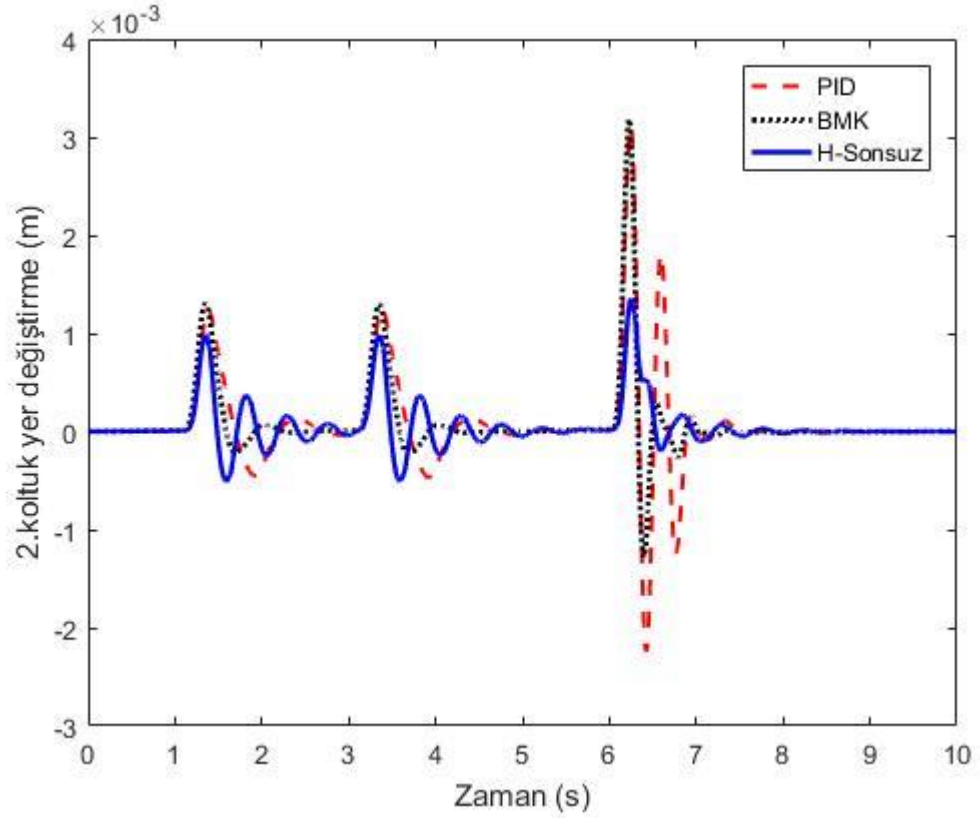
Şekil 7.4 1.koltuğun düşey ivmesi



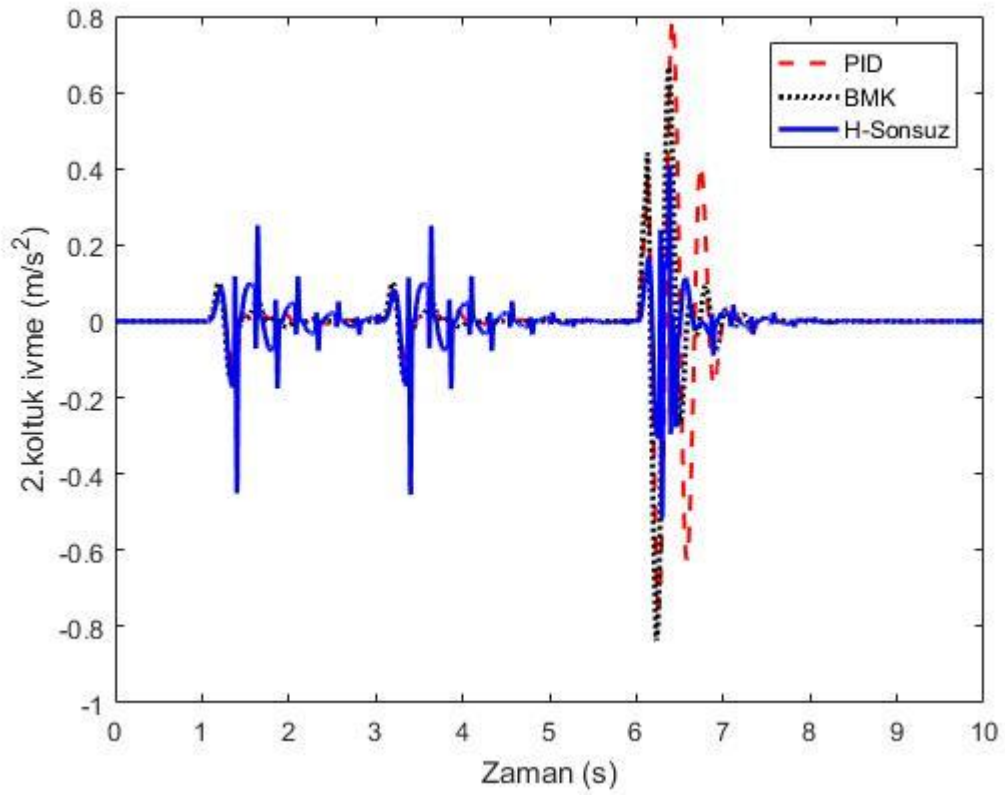
Şekil 7.5 2.pilotun düşey yer değıştirmesi



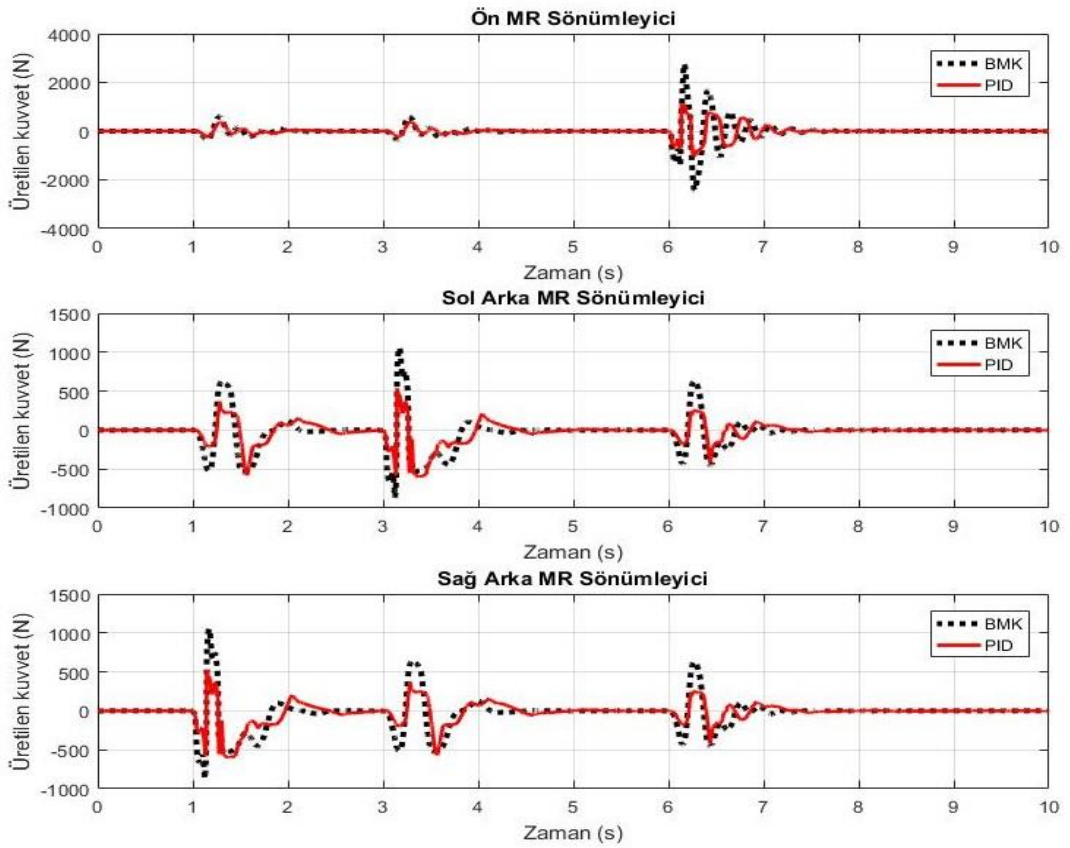
Şekil 7.6 2.pilotun düşey ivmesi



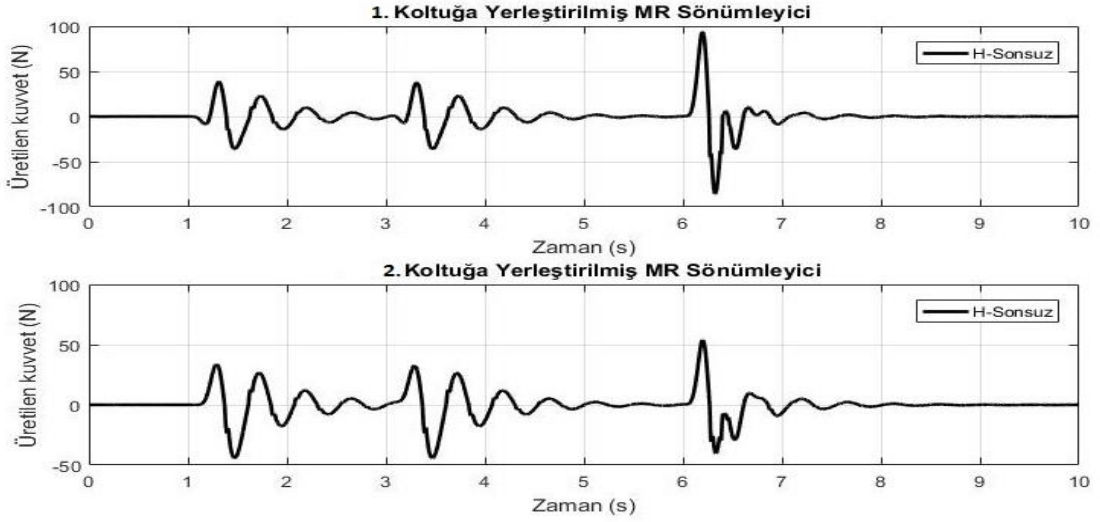
Şekil 7.7 2.koltuğun düşey yer değıştirmesi



Şekil 7.8 2.koltuğun düşey ivmesi



Şekil 7.9 Birinci modele ait MR sönümleyicilerin ürettiği kuvvetler



Şekil 7.10 İkinci modele ait MR sönümleyicilerin ürettiği kuvvetler

Çizelge 7.1 RMS değerleri

	$\dot{x}_{i1}$	$\ddot{x}_{i1}$	$\dot{x}_{k1}$	$\ddot{x}_{k1}$	$\dot{x}_{i2}$	$\ddot{x}_{i2}$	$\dot{x}_{k2}$	$\ddot{x}_{k2}$
PID	10e-4	0.3081	8.32e-4	0.2416	5.96e-4	0.1614	5.09e-4	0.12
BMK	7.10e-4	0.2116	5.82e-4	0.1662	4.37e-4	0.1114	3.81e-4	0.08
H-Sonsuz	3.50e-4	0.0920	3.11e-4	0.0883	3.11e-4	0.0568	2.76e-4	0.06

Şekil 7.1-7.8 arasında verilen pilotlar ve koltukların yer değiştirme ve ivme cevapları, iniş takımlarına uygulanan bulanık mantıklı kontrol (BMK), PID kontrol ve uçak koltuklarına uygulanan doğrusal matris eşitsizlikleri (DME) tabanlı durum geri-beslemeli H_∞ kontrol yöntemleri sonuçları karşılaştırılmıştır. Sonuçlar incelendiğinde, H_∞ kontrolcü yer değiştirme genliklerini, diğer kontrolcü yöntemlerine göre ciddi oranda bastırmıştır. İvme cevaplarına bakıldığında ise H_∞ kontrolcü koltukların ivme cevaplarında belli yerlerde aşımalar yapsa da, diğer kontrolcü yöntemlerine göre ciddi bir azalma söz konusudur. Şekil 7.9’da iniş takımlarına yerleştirilen MR sönümleyicilerin, bulanık mantıklı kontrolcü (BMK) ve PID kontrolcü ile ürettiği kuvvetler görülmektedir. Bulanık mantıklı kontrolcü ile üretilen kuvvetler ön iniş takımı için +/- 3000 N, arka iniş takımları için +/- 1000 N, PID kontrolcü için ise ön iniş takımları için +/- 1000 N, arka iniş takımları için +/- 500 N olduğu görülmektedir. Şekil 7.10’da ise pilot koltuklarına yerleştirilen MR sönümleyicilerin, doğrusal matris eşitsizlikleri (DME) tabanlı durum geri-beslemeli H_∞ kontrolcü vasıtasıyla ürettiği kuvvetler görülmektedir. H_∞ kontrolcü, 1. koltuk için +/- 100 N, 2. koltuk için +/- 50 N kuvvet üretmektedir. Ayrıca Çizelge 7.1’de, karşılaştırılan kontrolcü yöntemlerine ait cevapların RMS değerleri verilmiştir. Verilen sonuçlar karşılaştırıldığında, koltuğa yerleştirilen MR sönümleyiciler, pilotların konforu ve

güvenliği açısından doğruşal matris eşitsizlikleri (DME) tabanlı durum geri-beslemeli H_{∞} kontrolcü ile hem titreşimleri daha iyi sönümlemiş hem de ürettiği kuvvetlerin miktarı bakımından, ikinci model için kullanılan MR sönümleyici modelin maliyetinin daha ekonomik olacağı görölmektedir.

BÖLÜM 8

SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tezde, on serbestlik dereceli bir savaş uçağı modeline ait iki farklı matematiksel model kullanılmıştır. Birinci modelde iniş takımlarına yarı aktif sönümleyiciler yerleştirilerek, ikinci modelde ise uçak koltuklarına yarı aktif sönümleyiciler yerleştirilerek uçağın taksi pozisyonu durumunda pilotlara iletilen titreşimler azaltılmaya çalışılmıştır. Yarı aktif sönümleyici olarak MR (Magneto-Rheological) sönümleyici kullanılmıştır. MR sönümleyicinin matematiksel modeli için geliştirilmiş Bouc-Wen modeli kullanılmıştır. MR sönümleyici, MATLAB-Simulink programı yardımıyla oluşturularak, sistemin lineer olmayan histeresiz karakteri 0, 2 ve 4 voltluk değerler için simülasyon vasıtasıyla elde edilerek incelenmiştir.

Tezde kullanılan uçağın on serbestlik dereceli pasif sönümleyicili hali modellenmiştir. Modelin hareket denklemleri Lagrange yöntemiyle elde edilmiştir. Uçağın tekerleklerinin hepsi ayrı tümseklere girdiği varsayılarak modelleme yapılmış ve yol girişinin sebep olduğu titreşim hareketi uçağın gövdesinin, koltukların ve pilotların maruz kaldığı yer değiştirme ve ivme olarak simülasyonlarla incelenmiştir. Simülasyon sonuçları pasif sönümleyicili sistem ile MR sönümleyicili sistemlerin voltaj girişinin olmadığı durumlar karşılaştırılarak, sistem cevaplarının birbirine yakın olduğu görülmüştür. Bu durumla MR sönümleyicili modellerin herhangi bir kontrol yöntemi uygulanmamış 0 V hallerinin güvenlik açısından kullanılabilir olduğunu ortaya konmuştur.

On serbestlik dereceli birinci modelin yarı aktif kontrolünü gerçekleştirmek için bulanık mantıklı kontrol (BMK) ve PID kontrol yöntemleri kullanılmıştır. Sisteme uygulanan kontrolcülerin başarısını incelemek amacıyla sistem kontrol altında değilken 0 V hali ile

sisteme kontrolcü uygulanmış halinin yer değiştirme ve ivme cevapları simölasyonlar vasıtasıyla karşılaştırılmıştır. Sonuçlar, Bulanık Mantıklı Kontrol (BMK) ve PID kontrol yönteminin gövde titreşimini sönümlemedeki başarısını ve iki kontrolcünün birbirlerine üstünlüğünü ortaya koymuştur.

Taksi hareketi esnasında pilot güvenliği açısından asıl sorunun pilota gelen titreşimleri bastırmak olduğu göz önünde bulundurularak on serbestlik dereceli ikinci modelin yarı aktif kontrolünü gerçekleştirmek için Doğrusal Matris Eşiitsizlikleri (DME) tabanlı durum geri-beslemeli H_{∞} kontrol yöntemi kullanılmıştır. Bu yöntemde de sistemin kontrol altında olmadığı 0 V hali ile kontrolcü uygulanmış halinin yer değiştirme ve ivme cevapları simölasyonlar vasıtasıyla karşılaştırılmıştır. Sonuçlar, doğrusal matris eşiitsizlikleri (DME) tabanlı durum geri-beslemeli H_{∞} kontrol yönteminin titreşimleri sönümlemedeki başarısını ortaya koymaktadır. Ayrıca bu yöntemde kontrolcü vasıtasıyla MR sönümleyicinin ürettiği kuvvet, sistemin uygulanabilir olduğunu göstermektedir.

Daha sonra bulanık mantıklı kontrol (BMK), PID kontrol ve doğrusal matris eşiitsizlikleri (DME) tabanlı durum geri-beslemeli H_{∞} kontrol yöntemleri kendi aralarında uçak koltuklarının ve pilotların yer değiştirme ve ivme cevaplarına göre karşılaştırılarak H_{∞} kontrolün daha verimli bir sonuç verdiği ortaya konmuştur. İki ayrı MR sönümleyicili matematiksel modelin uygulanan kontrolcüler vasıtasıyla MR sönümleyicilerin ürettiği kuvvetler karşılaştırılarak ikinci modele ait sistemin uygulanabilirlik açısından daha ekonomik olduğu sonucuna varılmıştır.

Sonuç olarak, uçak titreşimlerinin sönümlenmesinde aktif sönümleyiciler daha etkili olsa da güç tüketimi, maliyet, kapladığı yer ve sisteme gelen ek yükler sebebiyle kullanılabilirliklerinin kısıtlayıcılığı söz konusudur. Buna karşın yarı aktif sönümleyiciler emniyetli olmaları, güç tüketimlerinin düşük olması ve sönümlemede aktif sönümleyicilere yakın bir performans göstermeleri sebebiyle kendilerine kullanım alanı bulmaktadır ve gelecek adına daha fazla kullanım alanı bulacağı farklı alanlarda da yapılan çalışmalarla öngörülmektedir.

KAYNAKLAR

- [1] Howe, D., (2004). Aircraft loading and structural layout. London: Professional Engineering Publishing.
- [2] Currey, N. S., (1988). Aircraft landing gear design: Principles and practices. Washington D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc..
- [3] Xie, Y., (2003). "Runway landing safety analysis: a case study of Atlanta Hartsfield airport", Proc. The 22nd IEEE Digital Avionics Systems Conference, 1: 1-12.
- [4] Sheikhpour, H., (2012). "An approach on take-off and landing related aircraft accidents involving new considerations", International Conference on Traffic and Transportation Engineering, Singapore.
- [5] Wang, E.R., (2005). "Syntheses and Analyses of Semi-Active Control Algorithms for a Magnetorheological Damper for Vehicle Suspensions", Ph.D. dissertation, Dept. Mechanical and Industrial Engineering., Concordia University., Montreal, QC, Canada.
- [6] Khani, M., (2010). "MR Damper for Landing Gear System", MAsc thesis, Dept. Mechanical and Industrial Engineering., Concordia University., Montreal, QC, Canada.
- [7] Kruger, W., (1997). "Aircraft Landing Gear Dynamics: Simulation and Control", Vehicle System Dynamics: International Journal of Vehicle Mechanics and Mobility, 28: 119-158.
- [8] Somm, H.H., (1977). "Adaptive Landing Gear for Improved Taxi Performance", Boeing Aerospace Company, Seattle, Rep. AFFDL-TR-77-119.
- [9] Kordonsky, W.I., (1993). "Magnetorheological Effect as a Base of New Devices and Technologies", Journal of Magnetism and Magnetic Materials, 122: 395-398.
- [10] Zhu, X., (2012). "Magnetorheological Fluid Dampers: A Review on Structure Design and Analysis", Journal of Intelligent Material Systems and structures, 23: 839-873.

- [11] Rabinow, J., (1948). "The Magnetic Fluid Clutch", AIEE Transactions, 67: 1308-1315.
- [12] Choi, S.B. ve Han, Y.M., (2012). Magnetorheological Fluid Technology: Applications in Vehicle Systems. Boca Raton: CRC Press.
- [13] Ashour, O., (1996). "Magnetorheological Fluids: Materials, Characterization and Devices", Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 7: 123-130.
- [14] Carlson, J.D., (2002). "What Makes a Good MR Fluid?", Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 13: 431-435.
- [15] Wang, E.R., (2003). "Semi-Active Control of Vehicle Vibration with MR-Dampers", Proc. 42nd IEEE Conference on Decision and Control, 3: 2270-2275.
- [16] Kim, K. ve Jeon, D., (1999). "Vibration Suppression in an MR Fluid Damper Suspension System", Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 10: 779-786.
- [17] Lam, H.F. ve Liao, W.S., (2003). "Semi-Active Control of Automobile Suspension Systems with Magnetorheological Dampers", International Journal of Vehicle Design, 33: 1-3.
- [18] Lee, H.S. ve Choi, S. B., (2000). "Control and Response Characteristics of a Magnetorheological Fluid Damper for Passenger Vehicles", Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 11: 80-87.
- [19] Shen, Y., (2006). "Semi-active vibration control schemes for suspension systems using magnetorheological dampers", Journal of Sound and Vibration, 12: 3-24.
- [20] Yao, H.J., (2013). "Semi-Active H_{∞} Control of Seat Suspension with MR Damper", Journal of Physics: Conference Series, 412: 1-16.
- [21] Zong, L.H., (2013). "Semi-Active H_{∞} Control of High-Speed Railway Vehicle Suspension with Magnetorheological Dampers", International Journal of Vehicle Mechanics and Mobility, 51: 600-626.
- [22] Liao, W.H. ve Wang, D.H., (2003). "Semi-Active Vibration Control of Train Suspension Systems via Magnetorheological Dampers", Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 14: 161-172.
- [23] Wang, D.H. ve Liao, W.H., (2009). "Semi-Active Suspension Systems for Railway Vehicles Using Magnetorheological Dampers: Part I. System Integration and Modeling", Vehicle System Dynamics, 47: 1305-1325.
- [24] Wang, D.H. ve Liao, W.H., (2009). "Semi-Active Suspension Systems for Railway Vehicles Using Magnetorheological Dampers: Part II. Simulation and Analysis", Vehicle System Dynamics, 47: 1439-1471.
- [25] Dyke, S.J., (1996). "Modeling and Control of Magnetorheological Dampers for Seismic Response Reduction", Smart Materials and structures, 5: 565-575.
- [26] Spencer, B.F. ve Nagarajai, S., (2003). "State of The Art of Structural Control", Journal of Structural Control, 129: 845-856.

- [27] Margolis, D.L., (1983). "A Procedure for Comparing Passive, Active and Semi-Active Approaches to Vibration Isolation", Journal of the Franklin Institute, 315: 225-238.
- [28] Yuan, I. ve Hac, A., (1995). "Semi-Active Suspensions with Adaptive Capability," Journal of Sound and Vibration, 180: 475-492.
- [29] Sims, N.D., ve Stanway, R., (2003). "Semi-Active Vehicle Suspension Using Smart Fluid Dampers: a Modeling and Control Study", International Journal of Vehicle Design, 33: 76-102.
- [30] Du, H., (2005) "Semi-Active H_{∞} Control of Vehicle Suspension with Magneto-rheological Dampers", Journal of Sound and Vibration, 283: 981-996.
- [31] Sivakumar, S., ve Haran, A. P., (2012). "Parametric Analysis and Vibration Control of Landing Gear with PID Controller", European Journal of Scientific Research, 89: 441-453.
- [32] Zapateiro, M., (2011). "Landing Gear Suspension Control Through Adaptive Backstepping Techniques with H_{∞} Performance," Proc. The 18th IFAC World Congress, Milano.
- [33] Mikulowski, G. ve Holnicki-szulc, J., (2003). "Adaptive Aircraft Shock Absorbers", AMAS Workshop on Smart Materials and Structures, 3: 63-72.
- [34] Kruger, W., (2002). "Design and Simulation of Semi-Active Landing Gears for Transport Aircraft", Mechanics of Structures and Machines, 30: 493-526.
- [35] Hua-Lin, L., (2009). "Fuzzy PID Control for Landing Gear Based on Magneto-rheological (MR) Damper", International Conference on Apperceiving Computing and Intelligence Analysis, Chengdu.
- [36] Wang, H., (2008). "An Investigation of an Active Landing Gear System to Reduce Aircraft Vibrations Caused by Landing Impacts and Runway Excitations", Journal of Sound and Vibration, 317: 50-66.
- [37] Choi, Y.T. ve Wereley, N.M., (2003). "Vibration Control of a Landing Gear System Featuring ER/MR Fluids", Journal of Aircraft, 40: 432-439.
- [38] Ghiringhelli, G.L., (2000). "Testing of a Semi-Active Landing Gear Control for a General Aviation Aircraft", Journal of Aircraft, 37: 606-616.
- [39] Ghiringhelli, G.L., ve Gualdi, S., (2004). "Evaluation of a landing gear semiactive control system for complete aircraft landing," Aerotecnica Missili e Spazio, 83: 21-31.
- [40] Paksoy, M. ve Güçlü, R., (2013). Taşıt Titreşimlerinin MR Sönümleyici ile Yarı Aktif Bulanık Kontrolü, Yüksek Lisans Tezi, YTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, Türkiye.
- [41] Çakır, Ç., (2006). Pasif ve Yarı-Aktif Kamyon Kabin Süspansiyon Sistemleri Tasarımı ve Optimizasyonu, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.

- [42] Mabbott, N., Foster G. ve McPhee B., (2001). "Australian Transport Safety Bureau Heavy Vehicle Seat Vibration and Driver Fatigue", ARRB Company Transport Research.
- [43] Bodur, F.N. (2008). Taşıt Süspansiyon Sistemlerinin Bulanık Mantıklı Kayan Kipli Kontrolü, Doktora tezi, Sakarya Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Sakarya.
- [44] Jolly, M.R., Bender, J.W. ve Carlson J.D., (1999). "Properties and Application of Commercial Magnetorheological Fluids", Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 10: 5-13.
- [45] Wang, J. ve Meng, G., (2001). "Magnetorheological fluid devices: principles, characteristics and applications in mechanical engineering", Journal of Engineering Manufacture, 215(3): 165- 174.
- [46] Phule, P., (2002). "Rheological Properties of Magnetorheological Fluids", Smart Materials and Structures, 11: 140-146.
- [47] Carlson, J.D., (2000). "MR Fluid Foam and Elastomer Devices", Mechatronics, 10: 555-569.
- [48] Kciuk, M., (2006). "Properties and Application of Magnetorheological Fluids", Journal of Achievements in Smart Materials and Structures, 18: 127-130.
- [49] Spencer, B.F., Dyke, S.J., Sain, M.K. ve Carlson, J.D., (1996). "Phenomenological Model of a Magnetorheological Dampers", Journal of Engineering Mechanics-ASCE, 123(3): 230-238.
- [50] Cetin, S., Zergeroglu, E., Sivrioglu S. ve Yuksek, I., (2011). "A New Semiactive Nonlinear Adaptive Controller for Structures Using MR Damper", Design and Experimental Validation, Nonlinear Dynamics, 66(4): 731-743.
- [51] Çetin, Ş., (2010). Yapıların Nonlinear Aktif Kontrolü, Doktora Tezi, Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [52] Metered H.A., (2010). Modelling and Control of Magnetorheological Damper for Vehicle Suspension Systems, Doktora Tezi, University of Manchester School of Mechanical, Aerospace and Civil Engineering, Manchester.
- [53] Şahin, İ., Öz, H.R., Engin, T., İlhan, A. ve Akpolat A., (2005). "Manyetik Sıvılı Damperlerin Yapısal Analizi", Mühendis ve Makine, 46(551): 41-50.
- [54] Yıldız, A.S. ve Sivrioğlu, S., (2013). Çeyrek Taşıt Sisteminin MR Sönümleyici ile Uyarlamalı Yarı Aktif Kontrolü, Yüksek Lisans Tezi, Gebze Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Kocaeli.
- [55] Utkin, V., Guldner, J. ve Shi, J., (1999). "Sliding Mode Control in Electromechanical Systems", Taylor and Francis Group, London.
- [56] Mayetin, U., (2013). İki Serbestlik Dereceli Düzlemsel Robotun Farklı Kontrolörlerle Yörünge Kontrolünün Gerçekleştirilmesi, Yüksek Lisans Tezi, Kocaeli Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Kocaeli.
- [57] Zadeh, L.A., (1965). "Fuzzy Sets", Information and Control, 8:338-353.
- [58] Yaralıoğlu, K. Bulanık Mantık Ders Notları, Soft Yöneylem Teknikleri, Dokuz Eylül Üniversitesi, İzmir.
- [59] Talib, M.H.A. ve Darus, I.Z.M., (2014). "Development of Fuzzy Logic Controller by Particle Swarm Optimization Algorithm for Semi-active Suspension System using Magneto-rheological Damper", WSEAS Transactions on Systems and Control, 9: 77-85.

- [60] Francis, B.A., (1987). "A Course in H_{∞} Control Theory" Lecture Notes in Control and Information Sciences 88, Edited by M.Thoma and A. Wyner, Springer-Verlag.
- [61] Doyle, J.C., Glover, K., Khargonekar ve P.P., Francis, B.A., (1996). "State-Space Solutions to Standart H_2 and H_{∞} Control Problems", IEEE Transactions on Automatic Control, 34(8): 831–847.
- [62] Azeloğlu, C.O., Sağırılı, A., (2012). "LMI Based Mixed H_2/H_{∞} State-Feedback Control of Crane Structures Against Earthquake Induced Vibration", Journal of Engineering and Natural Sciences, 30: 281-291.
- [63] Boyd, S., Ghaoui, L.E., Feron, E. ve Balakrishnan, V., (1994). Linear Matrix Inequalities in System and Control Theory, Society for Industrial and Applied Mathematics, Philadelphia.
- [64] Löfberg, J., (2004). "Yalmip: A Toolbox for Modeling and Optimization in MATLAB", Proceedings of the CACSD Conference, Taipei, Taiwan.
- [65] Strum, J.F., (1999). "Using SeDuMi 1.02 a Matlab for Optimization over Symmetric Cones", Optimization Methods and Software, 11(2): 625-653.

PSO ALGORİTMASININ m. DOSYASI**A-1 Kodu Çalıştırmadan Önce Değer Atama**

Ts = Örnekleme Zamanı Alma Aralığı;
sim_time = Simülasyonun Toplam Süresi;

model_name = 'Simulink Modelinin İsmi'

P1=Katsayı Giriniz;
I1= Katsayı Giriniz;
D1= Katsayı Giriniz;

P2= Katsayı Giriniz;
I2= Katsayı Giriniz;
D2= Katsayı Giriniz;

P3= Katsayı Giriniz;
I3= Katsayı Giriniz;
D3= Katsayı Giriniz;

```
set_param([ model_name '/Simulink Modeli İçindeki PID Kontrol Bloğunun Bulunduğu  
Dizin/PID1'], 'P', num2str(P1) )  
set_param([ model_name '/ Simulink Modeli İçindeki PID Kontrol Bloğunun Bulunduğu  
Dizin /PID1'], 'I', num2str(I1) )  
set_param([ model_name '/ Simulink Modeli İçindeki PID Kontrol Bloğunun Bulunduğu  
Dizin /PID1'], 'D', num2str(D1) )  
set_param([ model_name '/ Simulink Modeli İçindeki PID Kontrol Bloğunun Bulunduğu  
Dizin /PID2'], 'P', num2str(P2) )  
set_param([ model_name '/ Simulink Modeli İçindeki PID Kontrol Bloğunun Bulunduğu  
Dizin /PID2'], 'I', num2str(I2) )  
set_param([ model_name '/ Simulink Modeli İçindeki PID Kontrol Bloğunun Bulunduğu  
Dizin /PID2'], 'D', num2str(D2) )
```

```

set_param([ model_name '/ Simulink Modeli İçindeki PID Kontrol Bloğunun Bulunduğu
Dizin /PID3'],'P', num2str(P3) )
set_param([ model_name '/ Simulink Modeli İçindeki PID Kontrol Bloğunun Bulunduğu
Dizin /PID3'],'I', num2str(I3) )
set_param([ model_name '/ Simulink Modeli İçindeki PID Kontrol Bloğunun Bulunduğu
Dizin /PID3'],'D', num2str(D3) )

sim(model_name);
err_tot=0; %Totality of errors
nn = length(t);
cost = [];
for i=1:nn
    cost(i) = sqrt(er1(i)^2 + er2(i)^2 + er3(i)^2);
end

for i=1:nn
    err_tot = err_tot + cost(i);
end

%Cost çizdir.
plot(t, cost, 'Linewidth',1); grid;
figure;
subplot(3,1,1);
plot(t, er1,'Linewidth',1);grid;
subplot(3,1,2);
plot(t, er2,'Linewidth',1);grid;
subplot(3,1,3);
plot(t, er3,'Linewidth',1);grid;

```

A-2 PID Katsayılarını Hesaplayan Kod

```

global sim_time samp_time...
numd1 dend1 numd2 dend2...

temp=[];
inertia=0.76;
fi1=2.05;
fi2=2.05;
refresh = 1; % Ekran Yenileme Sıklığı
CFSW=[];

%Simulation Parameters
swarm_size=Partikül Sayısı;
stpmax=Simülasyonun Çalışma Sayısı;
stp=1;

param = PID Kontrolcü Katsayı Sayısı;

```

```

model_name = 'Simulink Modelinin İsmi';

swarmmax = [P1_max I1_max D1_max P2_max I2_max D2_max P3_max I3_max D3_max];
swarmmin = [P1_min I1_min D1_min P2_min I2_min D2_min P3_min I3_min D3_min];

% Başlangıç Nüfusu Oluşturuyor
% swarm=10*rand(swarm_size,param)
swarm = swarmmin + (swarmmax - swarmmin) .* rand(swarm_size, param)

%-----Initializations -----
open(model_name); % Open the Simulink Model
%----V is a Matrix of Size Swarm_sizex60. It will be Initialized with Zeros
for i=1:swarm_size
    V(i,1:param,1)=0;
end

while(stp<=stpmx)
    % Send to System Values of Parameters for sw.th Swarm
    for sw=1:swarm_size
        P(sw,:)=swarm(sw,,:stp);
        katsayilar = P(sw,:)

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
        set_param([ model_name '/ Simulink Modeli İçindeki PID Kontrol Bloğunun
Bulunduğu Dizin /PID1'],'P', num2str(P(sw,1)) )
        set_param([ model_name '/ Simulink Modeli İçindeki PID Kontrol Bloğunun
Bulunduğu Dizin /PID1'],'I', num2str(P(sw,2)) )
        set_param([ model_name '/ Simulink Modeli İçindeki PID Kontrol Bloğunun
Bulunduğu Dizin /PID1'],'D', num2str(P(sw,3)) )
        set_param([ model_name '/ Simulink Modeli İçindeki PID Kontrol Bloğunun
Bulunduğu Dizin /PID2'],'P', num2str(P(sw,4)) )
        set_param([ model_name '/ Simulink Modeli İçindeki PID Kontrol Bloğunun
Bulunduğu Dizin /PID2'],'I', num2str(P(sw,5)) )
        set_param([ model_name '/ Simulink Modeli İçindeki PID Kontrol Bloğunun
Bulunduğu Dizin /PID2'],'D', num2str(P(sw,6)) )
        set_param([ model_name '/ Simulink Modeli İçindeki PID Kontrol Bloğunun
Bulunduğu Dizin /PID3'],'P', num2str(P(sw,7)) )
        set_param([ model_name '/ Simulink Modeli İçindeki PID Kontrol Bloğunun
Bulunduğu Dizin /PID3'],'I', num2str(P(sw,8)) )
        set_param([ model_name '/ Simulink Modeli İçindeki PID Kontrol Bloğunun
Bulunduğu Dizin /PID3'],'D', num2str(P(sw,9)) )

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
        % Simulate The System
        sim(model_name);
        pause(0.005);
    end
end

```

```

% Calculating Cost Function-----
CF=0;           %Cost Function
err_tot=0;      %Totality of errors
lent = length(t);

for i=1:lent
    err_tot=err_tot + sqrt(er1(i)^2 + er2(i)^2 + er3(i)^2);
end

CF = err_tot / lent;
CFSW(sw,stp) = CF;
end

% G, Calculating Best Position Found by Swarm (Global Best)
[a,ind]=min(CFSW(:, :));
[ss,stps]=min(a);
G=swarm(ind(stps),:,stps);

% pbl(j), Calculating Best Position Found by ith Particle(Personal Best)
for j=1:swarm_size
    [b,indx(j)]=min(CFSW(j, :));
end

for i=1:swarm_size
    plb(i,:)=swarm(i,:,indx(i));
end

% Updating the Velocity and Position of All Particles
for i=1:swarm_size
    V(i,:,stp+1) = inertia*rand*(V(i,:,stp))...
        + fi1*rand*(plb(i,:)...
        - swarm(i,:,stp))...
        + fi2*rand*(G-swarm(i,:,stp));
end
for i=1:swarm_size
    swarm(i,:,stp+1)=swarm(i,:,stp)+V(i,:,stp+1);
% Boundary Check
swarm(i,:,stp+1)=min(swarmmax(1,:,1),swarm(i,:,stp+1));
swarm(i,:,stp+1)=max(swarmmin(1,:,1),swarm(i,:,stp+1));

end
for i=1:swarm_size
    for j=1:param
        if swarm(i,j,stp+1)<0
            swarm(i,j,stp+1)=swarm(i,j,stp+1)*(-1);
        end
    end
end

```

```

end
fprintf('Iteration: %d, Best Cost: %f \n',stp,a(stp))
despar = swarm(sw,.,stp);

CFSW;
stp=stp+1;

end
fprintf(1,'The Number Of The Best Particle is %d in swarm at %dth
step\n',ind(stps),stps)
fprintf(1,'The Best Cost so far is %f at %dth step\n',ss,stps)

```

KAPALI ÇEVİRİM SİSTEMİN DURUM-UZAY MATRİSLERİ
B-1 Kütle, Sönüm ve Rijitlik Matrisleri

$$M_{S1} = \begin{bmatrix} m_{i1} & 0 \\ 0 & m_{k1} \end{bmatrix}$$

$$M_{S2} = \begin{bmatrix} m_{i2} & 0 \\ 0 & m_{k2} \end{bmatrix}$$

$$C_{S1} = \begin{bmatrix} c_{i1} & -c_{i1} \\ -c_{i1} & c_{i1} \end{bmatrix}$$

$$C_{S2} = \begin{bmatrix} c_{i2} & -c_{i2} \\ -c_{i2} & c_{i2} \end{bmatrix}$$

$$K_{S1} = \begin{bmatrix} k_{i1} & -k_{i1} \\ -k_{i1} & k_{k1} + k_{i1} \end{bmatrix}$$

$$K_{S2} = \begin{bmatrix} k_{i2} & -k_{i2} \\ -k_{i2} & k_{k2} + k_{i2} \end{bmatrix}$$

B-2 Kapalı Çevrim Sistemin Durum-Uzay Matrisleri

$$A_1 = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -M_{S1}^{-1}K_{S1} & -M_{S1}^{-1}C_{S1} \end{bmatrix}$$

$$A_2 = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -M_{S2}^{-1}K_{S2} & -M_{S2}^{-1}C_{S2} \end{bmatrix}$$

$$B1_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & k_{k1}/m_{k1} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$$

$$B1_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & k_{k2}/m_{k2} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$$

$$B2_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & -1/m_{k1} \end{bmatrix}^T$$

$$B2_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & -1/m_{k2} \end{bmatrix}^T$$

$$C1_1 = \begin{bmatrix} I & 0 \\ -M_{S1}^{-1}K_{S1} & -M_{S1}^{-1}C_{S1} \end{bmatrix}$$

$$C1_2 = \begin{bmatrix} I & 0 \\ -M_{S2}^{-1}K_{S2} & -M_{S2}^{-1}C_{S2} \end{bmatrix}$$

$$D11_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & kk_1/mk_1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$$

$$D11_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & kk_2/mk_2 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$$

$$D12_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & -1/mk_1 \end{bmatrix}^T$$

$$D12_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & -1/mk_2 \end{bmatrix}^T$$

 H_∞ KONTROL KAZANCINI BULAN m. DOSYASI

```

[n,n]=size(A);
[n,r]=size(B1);
[n,q]=size(B2);
[m,n]=size(C1);
[m,r]=size(D11);
[m,q]=size(D12);

%% SDP Değişkenlerin tanımlanması %%
X=sdpvar(n);
t=sdpvar(1);
W=sdpvar(q,n,'full');

%% DME Tanımlanması %%
lmi1=[A*X+X*A'+B2*W+W'*B2'      B1      X*C1'+W'*D12'
      B1'                        -t*eye(r,r)   D11'
      C1*X+D12*W                D11          -t*eye(m,m)]<0;
lmi2=[X]>0;
Fset=[lmi1 , lmi2];
solution=optimize(Fset, [], ...
    sdpsettings('solver','sedumi'));

checkset(Fset);
X=value(X);
W=value(W);
t=value(t);

K=W*inv(X);

Acl=(A+B2*K);
Bcl=B1;
Ccl=(C1+D12*K);
Dcl=D11;

```


ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı : Ömer Faruk SANCAK
Doğum Tarihi ve Yeri : 09.02.1990 - Artvin
Yabancı Dili : İngilizce
E-posta : omerfaruksancak@gmail.com

ÖĞRENİM DURUMU

Derece	Alan	Okul/Üniversite	Mezuniyet Yılı
Y. Lisans	Makine Mühendisliği	Yıldız Teknik Üniversitesi	2019
Lisans	Makine Mühendisliği	Yıldız Teknik Üniversitesi	2014
Lise	Fen Bilimleri	Kocaeli Anadolu Lisesi	2008

YAYINLARI

Makale

1. Sancak, Ö.F., Güçlü, R., (2018). "Semi Active Control of Fighter Jet Landing Gear Comparing with PID and Fuzzy Logic Controller Equipped MR Damper", Sigma Journal of Engineering and Natural Sciences, 36: 1213-1232.
2. Sancak, Ö.F., Güçlü, R., (2019). "Savaş Uçağı Koltuğunun Durum Geri Beslemeli H-Sonsuz Yarı Aktif Kontrolü", Mühendis ve Makine, ISSN: 1300-3402.

Bildiri

1. Sancak, Ö.F., Paksoy, M. ve Çetin, Ş., (2016). "Vibration Reduction of an Aircraft Using Semi Active Landing Gear with MR Damper", 2nd International Conference on Advances in Mechanical Engineering, 11-13 May 2016, İstanbul.