

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

**UÇAKLARIN İNİŞ TAKIMI SÜSPANSİYONLARININ
YARI AKTİF ADAPTİF KONTROLÜ**

EMRE KARABACAK

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
MAKİNE TEORİSİ VE KONTROL PROGRAMI**

**DANIŞMAN
PROF. DR. RAHİMİ GÜÇLÜ**

İSTANBUL, 2018

T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

UÇAKLARIN İNİŞ TAKIMI SÜSPANSİYONLARININ
YARI AKTİF ADAPTİF KONTROLÜ

Emre KARABACAK tarafından hazırlanan tez çalışması 04/01/2018 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

Yrd. Doç. Dr. Muzaffer METİN
Yıldız Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. Selim SİVRİOĞLU
Gebze Teknik Üniversitesi

ÖNSÖZ

Havacılık sektörünün önemli bir konumda olduğu ve parlak bir geleceği olduğu göz ardı edilemez. Sürekli yapılan araştırma ve geliştirmelere bağlı olarak yenilenen ve güvenilirliği artan hava araçlarının, sektörün gelişiminde payı büyüktür. Böylesine yeniliğe açık olması, bu alanda çalışmalar yapmak için teşvik edici bir etmendir ve bu etmen tez konumu seçmemde ve tez sürecimdeki çalışmalarım esnasında bana fazladan motivasyon sağladı. Fakat en büyük motivasyon, tez sürecimin başından sonuna kadar danışman hocamın vermiş olduğu destek ve katkıları oldu. Bu vesile ile saygıdeğer hocama, ayrıca öğrenim hayatım boyunca benden desteklerini hiçbir zaman esirgemeyen ve bugünlere gelmemi sağlayan aileme teşekkürlerimi sunarım.

Ekim, 2017

Emre KARABACAK

İÇİNDEKİLER

Sayfa

SİMGE LİSTESİ	vi
KISALTMA LİSTESİ	ix
ŞEKİL LİSTESİ.....	x
ÇİZELGE LİSTESİ	xiii
ÖZET	xiv
ABSTRACT	xv
BÖLÜM 1	
GİRİŞ	1
1.1 Literatür Özeti	1
1.2 Tezin Amacı	4
1.3 Hipotez	5
BÖLÜM 2	
İNİŞ TAKIMLARI VE MANYETOREOLOJİ	6
2.1 İniş Takımları	6
2.1.1 İniş Takımlarının Yapısı ve Görevleri.....	6
2.1.2 İniş Takımlarının Çeşitleri	7
2.1.3 İniş Takımını Oluşturan Elemanlar.....	9
2.1.4 İniş Takımlarında Süspansiyon.....	13
2.2 Reoloji	14
2.2.1 Manyetoreoloji	15
2.2.2 Manyetoreolojik Akışkanlar.....	15
BÖLÜM 3	
UÇAK MODELİNİN OLUŞTURULMASI	16
3.1 Referansların Belirlenmesi	17

3.2	Lagrange Hareket Denklemleri ile Modelin Oluşturulması	17
3.2.1	Lagrange Denklemleri.....	18
3.2.2	Enerji Denklemleri	18
3.2.3	Enerji Denklemlerinin Lagrange İfadesinde Yazılması.....	19
3.2.4	Matematiksel Modelin Matris Formatında Yazımı.....	21
3.3	MR Damperlerin İç Dinamiği.....	23
BÖLÜM 4		
KONTROL TASARIMI.....		25
4.1	MR Damperlerin İç Dinamiklerinin Tahmini	25
4.2	Hata Sinyalinin Tanımlanması.....	26
4.3	Hata Dinamiğinin Tanımlanması.....	27
4.4	Gözlemleyicinin Tasarlanması.....	31
4.5	Kararlılık Analizi.....	32
BÖLÜM 5		
SİMÜLASYON.....		36
5.1	Parametrelerin Tanımlanması	36
5.2	Modelin Simulink'e Aktarılması	38
5.2.1	Yol Girişi	38
5.2.2	Uçak Hareket Denklemleri.....	39
5.2.3	Kontrol Sistemi	39
5.3	Nümerik Simülasyon	40
5.3.1	Yer Değiştirmelerin Karşılaştırılması.....	41
5.3.2	İvmelerin Karşılaştırılması.....	44
5.3.3	Parametrelerin Adaptasyonu	47
5.3.4	Gerilimler	52
5.3.5	MR Damperlerin Ürettiği Kuvvetler.....	54
5.4	Farklı Yol Girişleri ile Simülasyon	56
5.4.1	Düzgün Engebeli Yol Girişi	56
5.4.2	Rastgele Yol Girişi	64
5.5	Sistemin Doğal Frekansı ve Frekans Cevabı	72
BÖLÜM 6		
SONUÇ VE ÖNERİLER		80
KAYNAKLAR.....		82
ÖZGEÇMİŞ.....		85

SİMGE LİSTESİ

a_0	MR damper sabiti
C	Sönüm katsayıları matrisi
C_{s1}	Burun iniş takımı sönüm katsayısı
C_{s2}	Sol ana iniş takımı sönüm katsayısı
C_{s3}	Sağ ana iniş takımı sönüm katsayısı
C_{t1}	Burun iniş takımı tekerlek sönüm katsayısı
C_{t2}	Sol ana iniş takımı tekerlek sönüm katsayısı
C_{t3}	Sağ ana iniş takımı tekerlek sönüm katsayısı
d	Yol kuvvetleri matrisi
e	Hata sinyal vektörü
E_D	Sönüm enerjisi
E_k	Kinetik enerji
E_p	Potansiyel enerji
f	MR damper kuvvetleri matrisi
f_{MR1}	Burun iniş takımı üzerindeki MR damperin uyguladığı kuvvet
f_{MR2}	Sol ana iniş takımı üzerindeki MR damperin uyguladığı kuvvet
f_{MR3}	Sağ ana iniş takımı üzerindeki MR damperin uyguladığı kuvvet
H	MR damper kuvvet katsayıları matrisi
J_{yy}	y-y eksenini doğrultusundaki atalet momenti
J_{zz}	z-z eksenini doğrultusundaki atalet momenti
K	Rijitlik katsayıları matrisi
k_{s1}	Burun iniş takımı rijitlik katsayısı
k_{s2}	Sol ana iniş takımı rijitlik katsayısı
k_{s3}	Sağ ana iniş takımı rijitlik katsayısı
k_{t1}	Burun iniş takımı tekerlek rijitlik katsayısı
k_{t2}	Sol ana iniş takımı tekerlek rijitlik katsayısı
k_{t3}	Sağ ana iniş takımı tekerlek rijitlik katsayısı
L_1	Tekerlek sönüm katsayıları matrisi
L_2	Tekerlek rijitlik katsayıları matrisi
L_f	Burun iniş takımının ağırlık merkezine z-eksenini doğrultusundaki uzaklığı
L_{ml}	Sol ana iniş takımının ağırlık merkezine y-eksenini doğrultusundaki uzaklığı
L_{mr}	Sağ ana iniş takımının ağırlık merkezine y-eksenini doğrultusundaki uzaklığı
L_r	Ana iniş takımlarının ağırlık merkezine z-eksenini doğrultusundaki uzaklığı

M	Uçak gövdesinin kütlesi
m_1	Burun iniş takımı kütlesi
m_2	Sol ana iniş takımı kütlesi
m_3	Sağ ana iniş takımı kütlesi
r	Hata dinamiği vektörü
x	Gövdenin (M) hareketi
x_d	Referans vektörü
x_{MR}	MR damper hareket matrisi
x_{MR1}	Burun iniş takımı üzerindeki MR damperin uçları arasındaki hareket farkı
x_{MR2}	Sol ana iniş takımı üzerindeki MR damperin uçları arasındaki hareket farkı
x_{MR3}	Sağ ana iniş takımı üzerindeki MR damperin uçları arasındaki hareket farkı
x_1	Burun iniş takımının (m_1) hareketi
x_2	Sol ana iniş takımının (m_2) hareketi
x_3	Sağ ana iniş takımının (m_3) hareketi
x_{r1}	Burun iniş takımına etkiyen yol kuvveti
x_{r2}	Sol ana iniş takımına etkiyen yol kuvveti
x_{r3}	Sağ ana iniş takımına etkiyen yol kuvveti
x_s	Tüm eksenlerdeki hareketlerden oluşturulan matris
Y	Regresyon matrisi
$Y_{M, C, K}$	Regresyon matrisinin elemanları
α	z eksenindeki dönme
α_1	Hata dinamiği kazanç katsayısı
α_2	Hata dinamiği kazanç katsayısı
α_3	Hata dinamiği kazanç katsayısı
α_4	Hata dinamiği kazanç katsayısı
α_5	Hata dinamiği kazanç katsayısı
α_6	Hata dinamiği kazanç katsayısı
β	y eksenindeki dönme
ϕ	Bilinmeyen parametreler matrisi
$\phi_{M, C, K}$	Bilinmeyen parametreler matrisinin elemanları
$\gamma_{1, 2, \dots, 9}$	Pozitif adaptasyon kazanç katsayıları
Γ_2	Diyagonal adaptasyon katsayı matrisi
Γ_ϕ	Diyagonal adaptasyon katsayı matrisi
$\zeta_{a, b, c}$	Yardımcı filtre sinyal vektörleri
$\zeta_{1, 2, \dots, 9}$	Yardımcı filtre katsayıları
λ	Diyagonal kazanç katsayıları matrisi
ρ_1, ρ_2	Ölçülebilen parametreler vektörü
σ_a	MR damper iç dinamiğinin rijitlik katsayısı
σ_b	Gerilimden etkilenen viskoz sönüm katsayısı
σ_0	Gerilimden etkilenen MR damper iç dinamiğinin rijitlik katsayısı
σ_1	MR damper iç dinamiğinin sönüm katsayısı
σ_2	Gerilimden etkilenen viskoz sönüm katsayısı
θ_1, θ_2	Ölçülemeyen parametreler vektörü
θ_{11}	θ_1 matrisinin 1. elemanı
θ_{12}	θ_1 matrisinin 2. elemanı
θ_{13}	θ_1 matrisinin 3. elemanı

Θ_{21}	Θ_2 matrisinin 1. elemanı
Θ_{22}	Θ_2 matrisinin 2. elemanı
ϑ	Gerilim matrisi
ϑ_1	Burun iniş takımı üzerindeki MR dampere uygulanan gerilim
ϑ_2	Sol ana iniş takımı üzerindeki MR dampere uygulanan gerilim
ϑ_3	Sağ ana iniş takımı üzerindeki MR dampere uygulanan gerilim

KISALTMA LİSTESİ

ER	Elektro reolojik
HILS	Hardware in-the-loop simulation
HSIC	Human simulated intelligent control
LQR	Linear-Quadratic Regulator
MR	Manyeto reolojik

ŞEKİL LİSTESİ

	Sayfa
Şekil 1. 1 Ervin vd. tarafından önerilen tasarım	8
Şekil 2. 1 Kuyruk iniş takımı örneği (Tailwheel landing gear).....	8
Şekil 2. 2 Burun iniş takımı örneği (Nosewheel landing gear).....	8
Şekil 2. 3 Kuyruk, burun ve tandem iniş takımı	8
Şekil 2. 4 Ana iniş takımı ve burun iniş takımı	10
Şekil 2. 5 Destek dikmesine bir örnek (Center landing gear)	11
Şekil 2. 6 İniş takım kapakları	12
Şekil 2. 7 Boeing 737 uçağının alttan görünümü.....	12
Şekil 2. 8 Airbus A320 uçağına ait iniş takımı göstergesi	13
Şekil 2. 9 İniş takımı kontrol kolu	13
Şekil 2. 10 Şok dikmelerinin iç görünümü	14
Şekil 3. 1 Uçak modeli (tam uçak)	16
Şekil 3. 2 Gövde için belirlenen referans hareket yönleri	17
Şekil 4. 1 Kontrol şeması	25
Şekil 5. 1 Burun iniş takımına etkiyen yol girişi	38
Şekil 5. 2 Sağ ve sol ana iniş takımlarına etkiyen yol girişi	39
Şekil 5. 3 Kontrol şeması	40
Şekil 5. 4 Uçak gövdesinin yer değiştirmesi	41
Şekil 5. 5 Uçak gövdesinin kafa vurma hareketi.....	42
Şekil 5. 6 Uçak gövdesinin yalpalama hareketi	42
Şekil 5. 7 Burun iniş takımının yer değiştirmesi	43
Şekil 5. 8 Sol ana iniş takımının yer değiştirmesi.....	43
Şekil 5. 9 Sağ ana iniş takımının yer değiştirmesi.....	44
Şekil 5. 10 Uçak gövdesinin ivmesi	44
Şekil 5. 11 Uçak gövdesinin kafa vurma ivmesi	45
Şekil 5. 12 Uçak gövdesinin yalpalama ivmesi	45
Şekil 5. 13 Burun iniş takımı ivmesi	46
Şekil 5. 14 Sol ana iniş takımı ivmesi	46
Şekil 5. 15 Sağ ana iniş takımı ivmesi	47
Şekil 5. 16 Modelin kütle parametrelerinin gerçek değerlere yakınsamaları	47
Şekil 5. 17 Modelin kütle parametrelerinin gerçek değerlere yakınsamaları	48
Şekil 5. 18 Modelin sönüm parametrelerinin gerçek değerlere yakınsamaları	48
Şekil 5. 19 Modelin rijitlik parametrelerinin gerçek değerlere yakınsamaları	49
Şekil 5. 20 Birinci MR damper (MR_1) parametrelerinin gerçeğe yakınsamaları.....	50

Şekil 5. 21	İkinci MR damper (MR_2) parametrelerinin gerçeğe yakınsamaları	51
Şekil 5. 22	Üçüncü MR damper (MR_3) parametrelerinin gerçeğe yakınsamaları	52
Şekil 5. 23	Birinci MR dampere uygulanan gerilim	53
Şekil 5. 24	İkinci MR dampere uygulanan gerilim	53
Şekil 5. 25	Üçüncü MR dampere uygulanan gerilim	54
Şekil 5. 26	Burun iniş takımına bağlı MR damperde üretilen kuvvet	54
Şekil 5. 27	Sol ana iniş takımına bağlı MR damperde üretilen kuvvet	55
Şekil 5. 28	Sağ ana iniş takımına bağlı MR damperde üretilen kuvvet	55
Şekil 5. 29	Düzgün engebeli yol girişi	56
Şekil 5. 30	Uçak gövdesinin yer değiştirmesi	56
Şekil 5. 31	Uçak gövdesinin kafa vurma hareketi.....	57
Şekil 5. 32	Uçak gövdesinin yalpalama hareketi	57
Şekil 5. 33	Burun iniş takımının yer değiştirmesi	58
Şekil 5. 34	Sol ana iniş takımının yer değiştirmesi.....	58
Şekil 5. 35	Sağ ana iniş takımının yer değiştirmesi.....	59
Şekil 5. 36	Gövde ivmesi.....	59
Şekil 5. 37	Gövdenin kafa vurma ivmesi.....	60
Şekil 5. 38	Gövdenin yalpalama ivmesi	60
Şekil 5. 39	Burun iniş takımının ivmesi	61
Şekil 5. 40	Sol ana iniş takımının ivmesi	61
Şekil 5. 41	Sağ ana iniş takımının ivmesi	62
Şekil 5. 42	Burun iniş takımına bağlı MR damperde üretilen kuvvet	62
Şekil 5. 43	Sol ana iniş takımına bağlı MR damperde üretilen kuvvet	63
Şekil 5. 44	Sağ ana iniş takımına bağlı MR damperde üretilen kuvvet	63
Şekil 5. 45	Burun iniş takımına etkiyen rastgele yol girişi	64
Şekil 5. 46	Sol ana iniş takımına etkiyen rastgele yol girişi	64
Şekil 5. 47	Sağ ana iniş takımına etkiyen rastgele yol girişi.....	65
Şekil 5. 48	Uçak gövdesinin yer değiştirmesi	65
Şekil 5. 49	Uçak gövdesinin kafa vurma hareketi.....	66
Şekil 5. 50	Uçak gövdesinin yalpalama hareketi	66
Şekil 5. 51	Burun iniş takımının yer değiştirmesi	67
Şekil 5. 52	Sol ana iniş takımının yer değiştirmesi.....	67
Şekil 5. 53	Sağ ana iniş takımının yer değiştirmesi.....	68
Şekil 5. 54	Gövde ivmesi.....	68
Şekil 5. 55	Gövdenin kafa vurma ivmesi.....	69
Şekil 5. 56	Gövdenin yalpalama ivmesi	69
Şekil 5. 57	Burun iniş takımının ivmesi	70
Şekil 5. 58	Sol ana iniş takımının ivmesi	70
Şekil 5. 59	Sağ ana iniş takımının ivmesi	71
Şekil 5. 60	Burun iniş takımına bağlı MR damperde üretilen kuvvet	71
Şekil 5. 61	Sol ana iniş takımına bağlı MR damperde üretilen kuvvet	72
Şekil 5. 62	Sağ ana iniş takımına bağlı MR damperde üretilen kuvvet	72
Şekil 5. 63	Gövdenin yer değiştirmesinin frekans cevabı.....	73
Şekil 5. 64	Gövdenin kafa vurma hareketinin frekans cevabı	73
Şekil 5. 65	Gövdenin yalpalama hareketinin frekans cevabı.....	74
Şekil 5. 66	Burun iniş takımının frekans cevabı	74

Şekil 5. 67	Sol ana iniş takımının frekans cevabı	75
Şekil 5. 68	Sağ ana iniş takımının frekans cevabı	75
Şekil 5. 69	Gövde ivmesinin frekans cevabı	76
Şekil 5. 70	Gövdenin kafa vurma ivmesinin frekans cevabı	76
Şekil 5. 71	Gövdenin yalpalama ivmesinin frekans cevabı.....	77
Şekil 5. 72	Burun iniş takımı ivmesinin frekans cevabı.....	77
Şekil 5. 73	Sol ana iniş takımı ivmesinin frekans cevabı.....	78
Şekil 5. 74	Sağ ana iniş takımı ivmesinin frekans cevabı	78

ÇİZELGE LİSTESİ

	Sayfa
Çizelge 3.1	Deneysel olarak elde edilen MR damper parametreleri..... 23
Çizelge 5.1	Uçak modelinin parametreleri 36

UÇAKLARIN İNİŞ TAKIMI SÜSPANSİYONLARININ YARI AKTİF ADAPTİF KONTROLÜ

Emre KARABACAK

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Yüksek Lisans Tezi

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Rahmi GÜÇLÜ

Günümüzde, dünya genelinde hava taşımacılığı çok önemli bir yere gelmiştir ve giderek gelişmektedir. Bu gelişmelere bağlı olarak geleneksel uçak tasarımı da geçmişten günümüze kadar birçok değişime uğramış, tasarımlarında daha ekonomik ve daha efektif iyileştirmeler yapılmıştır ve yapılmaya devam etmektedir. Buradan yola çıkarak, bu çalışmada iniş takım süspansiyon sistemine yeni bir kontrol yöntemi uygulanmıştır.

Geleneksel uçaklarda basit bir hidrolik süspansiyon mevcuttur ve bu sistem pasif olarak çalışmaktadır, yani sistem kontrol edilememektedir. Yarı-aktif kontrol teknolojisi ile, anlık kesintisiz kuvvet ve hareket kontrolü sağlanabilmektedir. Böylece sönümleme ortam şartlarına göre kontrol edilebilecek, daha sağlıklı bir sönümleme elde edilebilecektir. Bu çalışmada, yarı aktif kontrol sistemi MR damper aracılığıyla uygulanmıştır. Yarı aktif kontrolcülü sistem ile pasif sistem karşılaştırılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Havacılık, uçak, MR damper, yarı aktif kontrol, süspansiyon, iniş takımları

**SEMI ACTIVE ADAPTIVE CONTROL OF
AIRCRAFT LANDING GEAR SUSPENSIONS**

Emre KARABACAK

Department of Mechanical Engineering

MSc. Thesis

Adviser: Prof. Dr. Rahmi GÜÇLÜ

At the present time, air transportation has an important position worldwide and improves increasingly. In parallel with these improvements, conventional aircraft design got changed a lot, more economical and more effective changes have been made and keeps being made. In this study, a new control method has been applied to landing gear suspension system.

Conventional aircrafts have simple hydraulic suspensions and the system works passively, it means that the system can not be controlled. With semi active control technology, it is possible to obtain instantaneous continuous force and motion control. Thus, damping can be controlled according to environmental terms, and a more reliable damping can be obtained. In this study, semi active control is applied by MR damper. Passive system and semi active controlled system were compared.

Keywords: Aviation, aircraft, MR damper, semi active control, suspension, landing gear

YILDIZ TECHNICAL UNIVERSITY

GRADUATE SCHOOL OF NATURAL AND APPLIED SCIENCES

GİRİŞ

Günümüzde hızla gelişmekte olan havacılıkla birlikte uçak sistemleri üzerinde yapılan araştırmalar da artmıştır. Üretilen uçaklar mükemmele yakın olsa da halen birçok konuda geliştirmeye ihtiyaç duymaktadırlar. Bunlardan biri de iniş takımlarıdır. Diğer sistemlerde olduğu gibi iniş takımlarının stabilitesi ve güvenilirliği ile ilgili çalışmalar geçmişten günümüze devam etmektedir. Sönüm kabiliyetlerini kontrol edebilmek, meydana gelen titreşimleri azaltmak için bir çok model ve kontrol yöntemi önerilmiştir.

Bu çalışmada iniş takımlarının sönüm özellikleri incelenmiştir. MR damper uygulaması ile sönüm kabiliyetinde iyileştirme yapılması hedeflenmiştir. Önerilen tasarıma adaptif kontrol uygulanarak bilgisayar ortamında simüle edilmiştir.

1.1 Literatür Özeti

Süspansiyon sistemleri üzerine geçmişten günümüze birçok araştırma yapılmıştır. Tezin amacına uygun olarak, diğer çalışmalar arasından MR-ER damper ile veya uçak süspansiyonları ile ilgili olanlara göz atılmıştır.

NASA'nın bir savaş uçağı için yapmış olduğu çalışmada silindir içerisindeki hidrolik akışı incelenerek simülasyon yapılsa da kontrolcü tasarlanmamıştır. Fortran ve Simulink aracılığıyla iniş takımı damperlerinin simüle edilebilmesi adına yapılmış bir çalışmadır. İleriki çalışmalara yol gösterici niteliktedir [1].

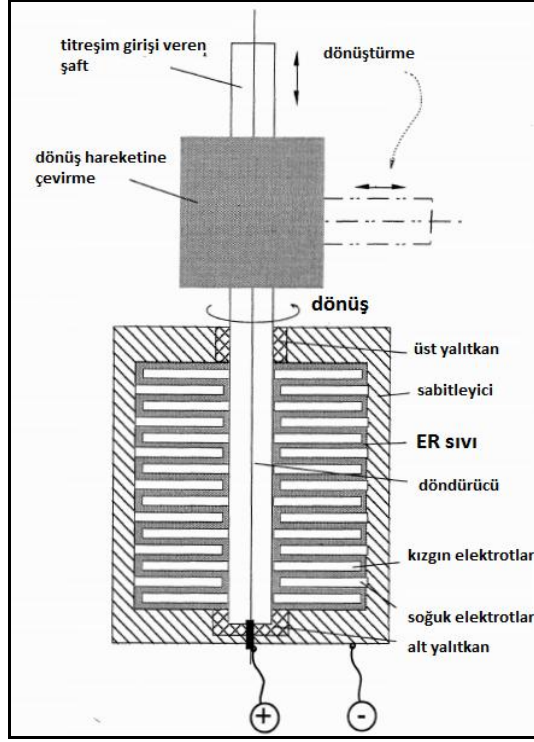
Sivakumar ve Haran, tam uçak modeline PID kontrolcü ile aktif kontrol uygulayarak simülasyonlar yapmıştır. PID parametreleri Ziegler-Nichols metoduyla belirlenmiştir. Aktif kontrol yapılması nedeniyle MR veya ER sıvılardan yararlanılmamıştır. Yapılan

Çalışmada; gövde ivmesi, yer değiştirmeler ve şok dikmesinin hareketleri karşılaştırılmıştır. Sonuçlara göre, PID kontrolör ile aktif kontrol uygulanan bir uçağın engebeli bir pistte ilerlemesi durumunda gövde ivmesi ve salınımlarında büyük ölçüde düşüş sağlanmıştır. Böylece kokpit ekibi ve yolcuların konforunda artış olduğu gibi, uçağın yapısının ve iniş takımlarının yorulma ömrü de uzatılabilmektedir [2].

Zapateiro vd. tek bir dikmeyi modelleyerek iki serbestlik dereceli bir sistem oluşturmuşlardır. Bu sisteme aktif ve yarı-aktif kontrol uygulamışlar ve iki kontrol yöntemini birbiriyle kıyaslamışlardır. Sonuçlara göre, titreşimler hem aktif hem de yarı aktif kontrolcülü sistemde önemli ölçüde azalmıştır. İki kontrol yöntemi birbirine benzer olsa da, yarı aktif kontrolcünün istenen duruma ulaşabilmesi için çok daha az kontrol çabası sarf ettiği belirtilmiştir [3].

Wang vd., çeyrek uçak modeli üzerinde ER ve MR damperler aracılığıyla yarı-aktif kontrol uygulamaları yapmıştır. Durum-uzay denklemleri yardımıyla sistemi modelleyerek sonuçları karşılaştırmışlardır. Yarı-aktif kontrolcülü sistemlerin sönümleme performansını arttırdığı sonucuna varmışlardır [4].

Ervin vd., ER sıvı ile dolu ve birbirine paralel birçok metal plaka içeren yeni bir iniş takımı tasarımı önermiştir. Bu tasarımda plakalara gönderilen gerilim ile kontrol sağlanmıştır. Sistem konvansiyonel iniş takımlarına kıyasla daha karmaşıktır ve kontrolcü yüksek güce ihtiyaç duymaktadır. Elektroeolojik sıvı ile tasarlanan sönümleyicinin iyi bir kontrol sağladığı gözlense de, o zamanın şartlarındaki ER sıvılarının performansına bağlı olarak uçaklara uygulanabilmesi açısından bazı sınırlamalar olduğu belirtilmiştir [5].



Şekil 1. 1 Ervin vd. tarafından önerilen tasarım [5]

Mikulowski ve Holnicki-Szulc tarafından yapılan çalışmada, iniş takımlarına MR damper entegre edilerek geri-beslemeli adaptif kontrol uygulanmıştır. Çalışmanın sonucunda; darbelerin %30 oranında azaltıldığı, MR damper tepkilerinin 5 ms'den daha kısa sürede oluşturulduğu, önerilen metodun enerji absorbe etmede etkin bir metod olduğu tespit edilmiştir [6].

Liu vd. tarafından yapılan çalışmada uçakların sönümleyicilerinde MR damper uygulanması halinde ortaya çıkacak sönüm karakteristikleri araştırılmıştır. Önerilen tasarım deneysel yollarla da gözlemlenmiştir. Testler sırasında 300 kg'lık bir kütle 20, 40, 60, 80 ve 100 mm yükseklikten serbest bırakılarak 0, 0.1, 0.2, 0.3, 0.4 ve 0.5 V gerilim uygulanmıştır. Yapılan testten de anlaşılacağı üzere kontrolcü tasarlanmamıştır fakat yine de iyi sönüm karakteristiği elde edilmiştir. MR sönümleme teknolojisinin uçaklardaki şok absorbe etme özelliğini geliştireceği savunulmuştur [7].

Prasad ve Gangadharan, insansız hava araçları için MR damperli iniş takımı dizaynı önermiştir. Kullanılmakta olan iniş takımlarındaki hidrolik yerine MR sıvı konulduğunda süspansiyon karakteristiğinin nasıl değişeceğini gözlemleyebilmek amacıyla matematiksel model oluşturmuştur. Sisteme herhangi bir kontrol uygulamamış veya

herhangi bir simülasyon yapmamışlardır. Çalışmanın, ileriki çalışmalara önyak olması için yapıldığını ve simülasyon ve deneylere tabi tutulması gerektiğini belirtmişlerdir [8].

Lee vd. basitleştirilmiş skyhook kontrolcü yardımıyla MR damperlerin uçakların iniş takım sistemleri üzerinde kullanılıp kullanılamayacağını araştırmıştır. Bir dizi simülasyon yapmışlardır ve sonuç olarak basitleştirilmiş skyhook kontrolcülü MR damperli sistemin istenmeyen titreşimleri azalttığını ortaya koymuşlardır. Ayrıca HILS metoduyla yaptıkları deneyler ile sistemin doğruluğunu kanıtlamışlardır [9].

Gharapurkar ve Jahromi, üç serbestlik dereceli bir uçak modeline yarı-aktif MR damperli iniş takımı tasarlayarak H_∞ ve LQR kontrol stratejilerini uygulamıştır. İki kontrol yöntemini karşılaştırmıştır. Sonuçlar incelendiğinde H_∞ kontrolcünün, konforu önemli ölçüde etkileyen salınımları oldukça azalttığı görülmüş ve LQR kontrolcüye göre hem ideal iniş hem de sert inişte daha etkin sönümleme yaptığı belirtilmiştir [10].

Dong ve Xiong MR sönümleyicili yarı aktif bir iniş takımı sisteminin, uçağın ilk iniş anındaki durumu üzerine araştırmalar yapmıştır. 2 serbestlik dereceli çeyrek uçak modeline, HSIC- human simulated intelligent control (insan taklidi akıllı kontrol olarak çevirebiliriz) metodu ile kontrol önerilmiştir. Pasif ve basit skyhook kontrolcülü sistemlerle karşılaştırıldığında darbe anındaki ivmeyi azalttığı ve ivme değişimini en düşük seviyede tuttuğu görülmüştür. Kontrol sisteminin farklı koşullarda da sağlıklı çalıştığı ve uçaklara kolayca uygulanabileceği savunulmuştur [11].

Diğer benzer çalışmalar incelendiğinde, uçaklar için genellikle aktif kontrolcüler tasarlandığı görülmüştür. Aktif kontrolcülü uygulamalar bir hayli başarılı sonuçlar verse de, sistem maliyetinin yüksekliği ve sistemin karmaşıklığı gibi nedenlerden ötürü pratikte uygulanması pek olası değildir. Ayrıca çeyrek uçak modeli baz alınan çalışmalar mevcuttur. Çeyrek modelin yeterli olamayacağı düşünülerek bu çalışmada tam uçak modeli oluşturulup simüle edilmiştir.

1.2 Tezin Amacı

Diğer araştırmalardan farklı olarak bu çalışmada MR damper ile yarı-aktif kontrolcülü iniş takımı tasarlanmıştır. Sistemin tüm hareket eksenlerini içeren altı serbestlik dereceli matematiksel modeli oluşturularak tasarlanan kontrol, modele entegre

edilmiştir. Bu sayede uçakların süspansiyon sistemlerinin kontrolü için yeni bir metod geliştirmek ve bu metodun geleneksel sistemden farklarını incelemek amaçlanmıştır.

MR sıvıların reolojik özellikleri kendilerine uygulanan manyetik alan ile milisaniyeler içinde ve sürekli olarak değişebilmektedir. Bu özellikleriyle geniş aralıklarda çalışan sistemlerde (şok absorbe ediciler, titreşim sönümleyiciler, frenler, debriyajlar vs.) kullanılabilirliği git gide önem kazanmıştır. Bunun yanı sıra MR damperler, sadece üzerlerine manyetik alan uygulanarak kontrol edilebildiği için düşük güç ile yüksek performans sağlayabilmektedirler. Bu sebepten ötürü, çalışmada MR damper kullanılarak hem sistemin karmaşılaşmasını engellemek, hem de maliyeti olabildiğince düşük tutmak hedeflenmiştir. Lyapunov esasına dayalı adaptif kontrol uygulanarak da değişken koşullarda doğru tepkiler verebilen bir tasarım oluşturulması amaçlanmıştır.

1.3 Hipotez

Sistemin matematiksel modeli oluşturulduktan sonra Lyapunov esasına dayalı adaptif kontrol aracılığıyla kontrol uygulanmıştır. Gözlemleyici vasıtasıyla sistem anlık olarak izlenmiş ve tanımlanan hata dinamiğine bağlı olarak MR damperler için gerekli gerilimler gönderilmiştir. Bu gerilimler sayesinde sistem kontrol edilebilmiş olup sistemin ideal duruma olabildiğince yaklaşması sağlanmıştır.

Simülasyon sonuçlarına göre gövde salınımlarında büyük ölçüde azalma ve ideal durum cevabının çok daha hızlı verildiği gözlenmiştir. Buradan anlaşılmaktadır ki, MR damper ile yarı aktif kontrol uygulanan iniş takımlarının süspansiyonları, pasif kontrol uygulanan süspansiyonlara göre daha iyi sönümleme yapmaktadır.

İNİŞ TAKIMLARI VE MANYETOREOLOJİ

2.1 İniş Takımları

Uçakların iniş ve kalkışlarının yanı sıra yerdeki hareketlerinde uçağın yer ile temasını sağlayan yapılardır. Uçağın yatay ve düşey yönlerdeki hareketlerinden doğan yükleri karşılayan elemanlardır. Alışlagelmiş süspansiyonlarda olduğu gibi ana elemanları piston ve silindirdir.

2.1.1 İniş Takımlarının Yapısı ve Görevleri

İniş takımlarının görevleri üç ana başlıkta toplanabilir: yerde hareket (taksi), kalkış ve iniş.

Yerde hareket: Uçakların kara ile teması tekerlekler ile sağlanır. Fakat diğer araçlardan farklı olarak, uçakların yerde hareketi tekerleklerden değil, doğrudan doğruya motorlardan elde edilen tepki kuvvetinden gelmektedir. Tekerleklerin hareket elde etmek için kullanılmamasının esas nedeni uçak yapısında ağırlığı arttırmasıdır. Ayrıca uçağın esas görevi yerde hareket etmek olmadığı için böyle bir tasarım gereksiz olacaktır.

Uçağın yerde hareketi, uçağın hıza erişene kadar yaptığı hızlanma hareketi ve de indikten sonra durana kadar yaptığı yavaşlama hareketinden ibarettir. Bunun dışındaki bakım/onarım amaçlı hareket ettirmeler için çekici araçlar kullanılması en ekonomik ve güvenli yoldur.

Uçakların yerdeki hareketlerinde dengelerini koruyabilmeleri için üç tekerlekli iniş takım tasarımı kullanılmaktadır. Ana iniş takımlarındaki iki tekerlek sağ ve sol taraflarda, yardımcı iniş takımındaki bir tekerlek ise uçağın burnunda veya kuyruk kısmında bulunabilmektedir. Uçağa gelen esas yükler ana iniş takımları tarafından karşılanmakta olup, yardımcı iniş takımlarının görevi ise uçağa yön verme ve iniş yüklerinin bir kısmını paylaşmaktır.

Kalkış: Uçabilme hızına erişmek için hızlanma, yer ile teması kesme ve yükselişe geçme olarak ifade edilebilir. Uçağın uçabilmesi için hesaplanmış olan minimum uçuş hızı yeterli olsa bile, güvenli bir kalkış için bu eşiğin %15' i kadarı aşılır. Uçağın yerdeki hareketlerinde iniş takımlarının ve tekerleklerin bu yüksek hızlara erişebilmek için dayanıklı olabilmeleri gereklidir.

Kalkış esnasında herhangi bir aksilik/arıza/kaza meydana gelebileceği göz önünde bulundurulur ve bu gibi durumlarda kalkış iptali yapılması gerekir. Kalkış iptali olması durumunda uçağın pist bitimine kadar frenleri ile durabilmesi beklenir. İniş takımlarının böyle bir durumda da görevini yapması istenir. Kalkış evresi uçuşların kritik evrelerinden biri olması sebebiyle, uçakların en kısa zamanda uçuş hızına erişmesi ve tırmanma hızına ulaşması önem arz eder. Bunu sağlayabilmek için de dirençlerin bir an mümkün olduğunca azaltılması gerekir.

İniş: Uçakların inişleri sırasında yere değdikleri anda yatay ve düşey hız bileşenlerinin kinetik enerjilerini taşırlar. İniş yapan bir uçak pistin başına doğru belli bir açı ile alçalır. Bu sırada uçağın hızı, minimum uçabilme hızının %5 - %10 kadar üzerinde tutulur. Yere değmeden önce pilot tarafından uçak yere paralel konuma getirilir ve olabildiğince düşük bir düşey hız ile tekerlekler yere temas ettirilir. Daha sonra motorların ters kuvvetleri ve tekerleklerdeki frenler aracılığıyla uçak yavaşlar ve yerdeki hareketine devam eder.

2.1.2 İniş Takımlarının Çeşitleri

Tekerlek Konumlandırılmasına göre: Uçakların ana ve yardımcı tekerlekleri genel olarak üç şekilde yerleştirilmektedir:

- **Kuyruk Tekerlekli**

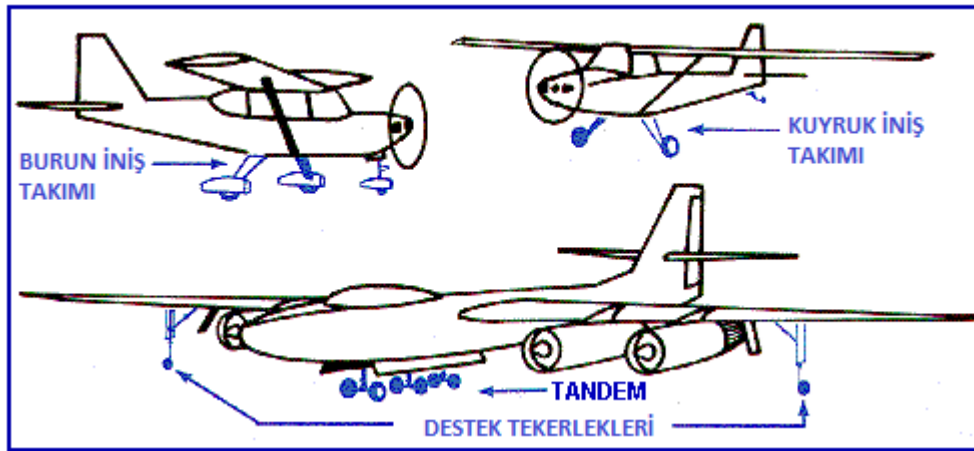
- Burun Tekerlekli
- Tandem Tekerlekli



Şekil 2. 1 Kuyruk iniş takımı örneği (Tailwheel landing gear) [12]



Şekil 2. 2 Burun iniş takımı örneği (Nosewheel landing gear) [13]



Şekil 2. 3 Kuyruk, burun ve tandem iniş takımı [14]

Her türün kendine göre avantaj ve dezavantajları vardır. Örneğin kuyruk iniş takımının bakım-onarım maliyeti çok düşük olması bir avantajken, iniş esnasında kontrolsüzce frenleme yapılması durumunda uçağın burnunu yere vurmasına sebep olabilmesi bir dezavantajdır.

Hareket Kabiliyetine göre:

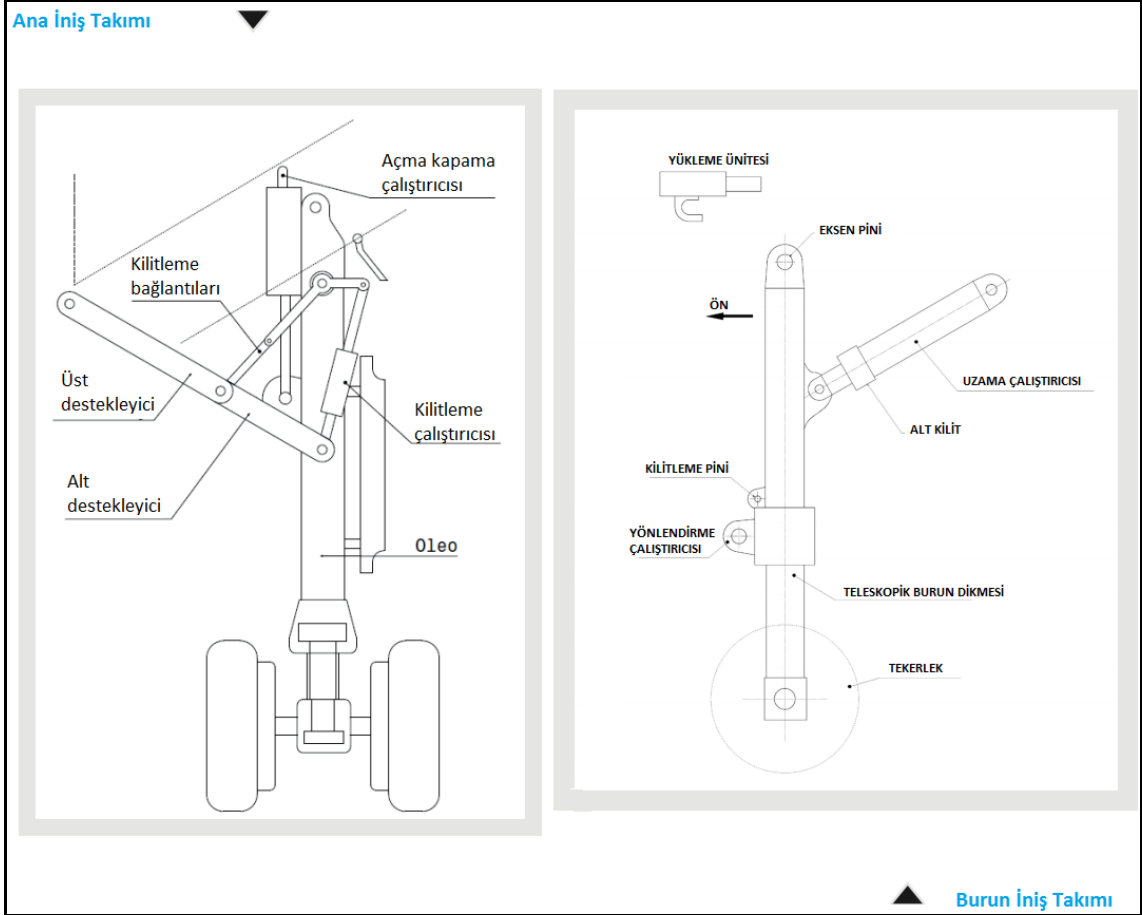
- **Sabit İniş Takımları:** Uçuş hızları geçmişten günümüze arttıkça, bozucu dirençlere sebep olan elemanların temel uçak yapısı içine gizlenmeleri gerekliliği hissedilmiştir. Kuşkusuz ki iniş takımları, uçuş sırasında hava direncine en fazla maruz kalan yapılardır.

Yüksek hızda uçmayan uçaklarda yapının basit ve ucuz olmasına önem verilir, bu önceliğe bağlı olarak da iniş takımlarını sabit yapmak uygun bir çözümdür. Bu tip iniş takımlarına genellikle hafif uçaklarda rastlanır. Sabit iniş takımlarında, çelik yay ve otomobillerde kullanılanlara benzer amortisörler mevcuttur. Biraz daha gelişmiş sistemlerde ise basınç ve yağ kullanarak oluşturulan sönümleme mekanizması vardır.

- **İçeri Alınabilen İniş Takımları:** Genellikle büyük boyutlu uçaklarda görülür. Çünkü büyük uçaklarda iniş takımlarına gelen yükler çok daha fazladır ve bu sebeple lastik boyutları ve dikme boyutları büyür. İniş takımlarının büyümesi hava sürtünmesini arttıracığından dolayı uçuşu olumsuz etkiler. Buna çözüm olarak yapının bütünlüğünü korumak için uçuş sırasında iniş takımları uçak yapısı içine alınmaktadır.

2.1.3 İniş Takımını Oluşturan Elemanlar

Günümüzde kullanılan tipini ele alırsak; Ana İniş Takımı (Main Landing Gear) ve Burun İniş Takımı (Nose Landing Gear) olmak üzere iki kısımdan oluşmaktadır. Ana iniş takımı sağ ve sol kanat altında, burun iniş takımı ise kokpitin altında konumlanır. Airbus A380, Boeing 747 gibi çok ağır uçaklarda ise bunlara ek olarak iki kanadın ortasında da destek sağlayan ilave iniş takımı konulabilmektedir. Genel olarak aynı yapıda olsalar da burun dikmesinde ek olarak yönlendirme mekanizması bulunmaktadır.



Şekil 2. 4 Ana iniş takımı ve burun iniş takımı [15]

Ana ve yardımcı iniş takımı dikmeleri: Sürtünmeleri azaltmak için uçak yapısı içerisine alınması gereken iniş takımlarını bir eksen etrafında dönebilir olarak tasarlanmıştır. Böylece katlanarak gövde içerisinde tutulabilirler. Dikmeler uçak gövdesine bağlı bir silindir ve tekerleklere bağlı olan pistondan meydana gelir.

Hareket mekanizması: Yuvalarına alınacak iniş takımlarını hareket ettirmek için hidrolik güçle çalışan bir yardımcı sistemden faydalanılır. Uçuş kontrol yüzeylerini hareket ettirebilmek için hali hazırda hidrolik bulunduğu için en makul çözümdür. Kokpitten komut verilen bir valf ile ana hidrolik hattına bağlı başka bir hat açılıp kapatılır ve dikmelere hareket veren güç sağlanmış olur.

Destek dikmesi: Bazı ağır uçaklarda, uçağa gelen yükleri sadece ana iniş takımları karşılamakta yetersiz kalabilir. Bu gibi durumları önlemek için ana iniş takımı dikmelerinin arasına, yük paylaşımına yardım edecek ek bir dikme daha konulur. Çok yaygın kullanımı yoktur.



Şekil 2. 5 Destek dikmesine bir örnek (Center landing gear) [16]

Kilit mekanizması: İniş takımı, uçak hem yerdeyken hem de uçuş sırasında sabit şekilde tutulmalıdır. Hidrolik sistem basıncıyla her ne kadar sabitlenmiş olsa da yeterli olmamaktadır. Ayrıca iniş takımları toplandıktan sonra hidrolik gücü iniş takımlarından kesip ana sisteme vermek gerekeceğinden mekanik bir kilit bulunması şarttır. Bunu yapabilmek için iniş takımı üzerine ve uçak üzerine kilit mekanizması yerleştirilir. İçeri girdiğinde, ya da dışarı çıktığında mekanizması devreye girerek alır iniş takımını kilitler.

İniş takımı kapakları: Uçak kalkış yaptıktan sonra hızla orantılı şekilde gövdede büyük aerodinamik yükler ortaya çıkar. Bu sebeple aerodinamik direnç oluşturabilecek hiçbir faktörün uçak yapısında olmaması istenir. İniş takımları yuvalarına toplandıktan sonra gövdenin yapısal bütünlüğü sağlamak amacıyla iniş takımları üzerinde bulunan kapaklar kapanarak yüzeye bütünleşir. İstisnai olarak Boeing 737 tipi uçaklarda ana iniş takımlarını örten kapak bulunmamaktadır. Şekil 2. 7’de görülebileceği gibi tekerlekler yüzeye bitişik olarak gövde içerisine toplanırlar.



Şekil 2. 6 İniş takım kapakları [17]



Şekil 2. 7 Boeing 737 uçağının alttan görünümü [18]

Damperler: İniş takımlarının kapanıp açıldığı sırada hidrolik basıncı ve iniş takımının ivmesi yüzünden çarpmaya sebep olabilirler. Bu çarpmaları önlemek için gövde ile iniş takımları arasına denk gelecek şekilde damperler konulur. Daha küçük çaptaki basit uçaklarda ise damper yerine tampon görevi gören esnek yapılar yerleştirilebilmektedir.

Gösterge sistemleri: İniş takımlarının açılıp kapandığının takibini uçağın içinden yapmak mümkün değildir. Fakat uçuş emniyeti için pilotun dikmelerin kapalı/açık konumunu bilmesi şarttır. Bu amaçla iniş takım yuvalarındaki sensörler vasıtasıyla kokpitteki ekranlara iniş takımının durumuyla ilgili anlık bilgi gider. Böylece pilot, iniş takımlarının toplanmaması halinde uçağı acil geri döndürebilir veya iniş esnasında açılmaması halinde manuel açmak için manivelayı kullanabilir.



Şekil 2. 8 Airbus A320 uçağına ait iniş takımı göstergesi [19]

Kumanda sistemi: Açma kapama komutu Şekil 2. 9’da görülen kol aracılığıyla verilir. Kol en üstteyken iniş takımları toplanarak gövde içerisine alınır. En aşağıdaykense iniş takımları açılarak hazır halde bekler. Ortadaki “off” konumu ise yalnız uçuş sırasında kullanılır. Kol bu konumdayken iniş takımını besleyen hidrolik hattı kesilmiş olur. Yalnızca iniş takımları kilitlendikten sonra bu konuma getirilir.



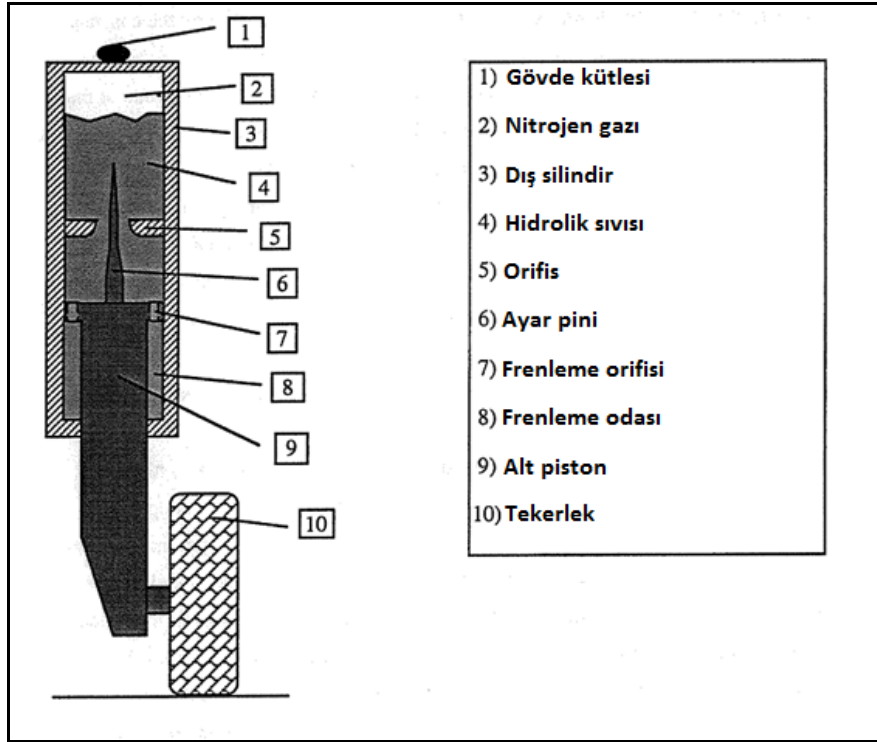
Şekil 2. 9 İniş takımı kontrol kolu [20]

2.1.4 İniş Takımlarında Süspansiyon

Uçaklara uygulanan süspansiyon yapısı itibarıyla pasif bir sistemdir. Her bir iniş takımı üzerinde bulunan şok dikmesi sönümlemenin temel elemanıdır. Şok dikmesine yardımcı olarak lastikler de sönümlemeye katılsa da çok düşük etkisi olduğundan ihmal edilebilecek seviyededir.

Şekil 2. 10’da da görüldüğü üzere, şok dikmelerinin içerisinde sıkıştırılmış nitrojen gazı ve hidrolik sıvısı vardır. Tekerlekler yere değdiği anda, binen yükün etkisiyle şok

dikmesi içerisindeki hidrolik ilerleyerek yine şok dikmesi içerisinde bulunan gazı sıkıştırır. Bu sıkışma, gaz üzerinde yay etkisi yaratarak, iniş takımlarının şok emici ve sönümleyici etki göstermesini sağlar. Bu esnada metering pin aracılığıyla, gazı sıkıştıran hidrolik miktarı ayarlanır. İlk darbeden sonra kademeli olarak hidrolik akışı azalır. Bu sayede yay gibi çalışan gazın rijitlik katsayısı düşürülmüş olur.



Şekil 2. 10 Şok dikmelerinin iç görünümü [1]

2.2 Reoloji

Reoloji köken olarak Yunanca'dır ve akış anlamına gelen "rheo" kelimesinden türetilmiştir. Cisimlerin gösterdikleri akış davranışlarını inceleyen bilim dalıdır. Günlük hayatta sıkça karşılaştığımız su, süt, yağ gibi sıvılar bilinen akış özellikleri sergiler. Fakat bal, diş macunu gibi non-newtonien tipinde davranış gösteren malzemeler daha karmaşıktır ve diğer akışlar gibi ele alınamazlar. Reoloji bilimi daha çok bu tip farklı davranış gösteren malzemelerin akış davranışlarını araştırır [21].

2.2.1 Manyetoreoloji

Manyetoreoloji, manyetik alana maruz kalan bir akışkanın, akış özelliklerinde meydana gelen değişimlerin incelendiği bilim dalıdır. Manyetik alanın sıvı dispersiyonlar üzerine

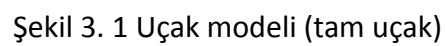
olan etkisiyle ilgilenir. Bu etki ya sıvının akmaya karşı gösterdiği direnç ya da sıvının katıya dönüşümü şeklinde kendini gösterir.

2.2.2 Manyetoreolojik Akışkanlar

Manyetoreolojik sıvılar, akıllı ve kontrol edilebilir sıvılardır. Bir yağ veya su içerisine rastgele dağıtılmış ferromagnetik partiküllerden oluşurlar. MR sıvıların yoğunluğu suyun 3 katı olduğu için çamur gibi davranış gösterirler. Manyetik alan uygulandığı anda ferromagnetik partiküller dizilimlerini değiştirir ve böylece sıvının viskozitesi değişmiş olur. Manyetik alan ortadan kaldırıldığında ise akışkan aynı hızla eski davranışına dönmektedir [22].

MR akışkanlar; manyetik alan uygulanmadığı zamanlarda ise Newtonian akışkan gibi davranmaktadırlar. Bu koşullarda ferromagnetik partiküller sıvı faz içerisinde rastgele dağılmaktadırlar.

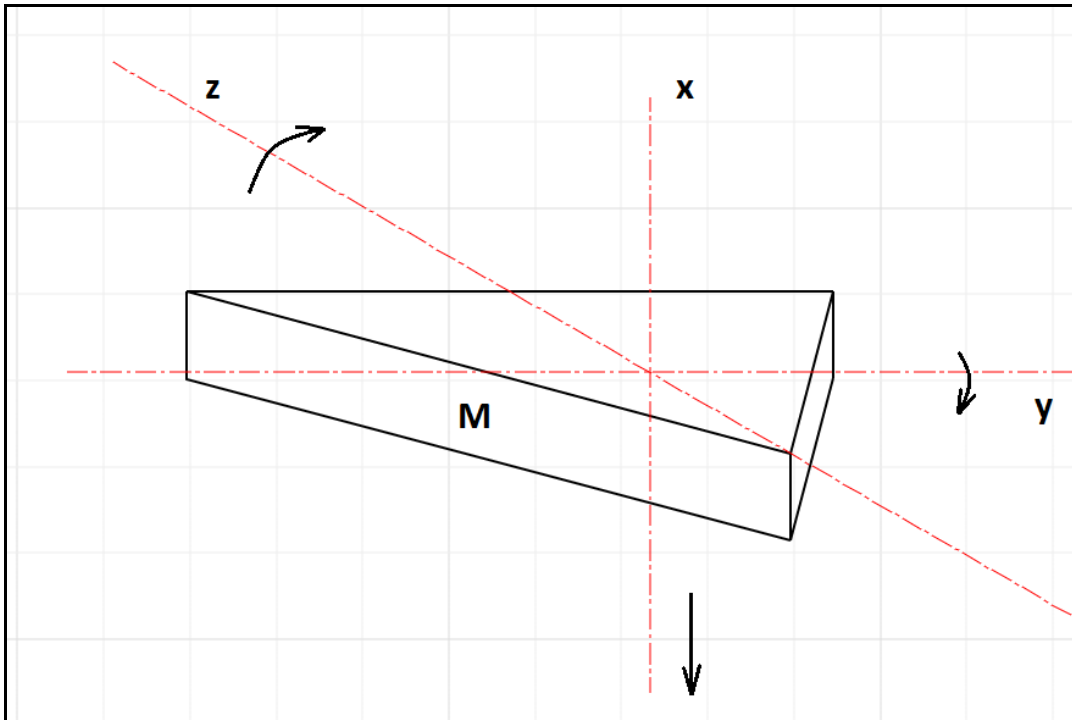
Yeni bir tasarım ortaya koyarken sistemi iyi modellemek büyük önem taşır. Çünkü yapılacak simülasyonda kullanılan model ne kadar iyiye, alınacak sonuçlar da bir o kadar sağlıklı olacaktır. Sivakumar ve Haran'ın kullandığı modelleme yöntemi [2] ile oluşturulan ve bu çalışmada kullanılacak olan tam uçak modeli Şekil 3. 1'de verilmiştir.



Bu modele göre matematiksel model oluşturularak sistemin pasif ve yarı-aktif davranışları karşılaştırılacaktır. Tekerlek modelleri lineer kabul edilmiştir.

3.1 Referansların Belirlenmesi

Matematiksel model oluşturulurken, değişkenlerin işaretlerini saptamak üzere hareket yönleri için bir referans belirlemek gerekir. Referans alınan harekete göre gövde; x ekseninde aşağı, y ekseninde kafa vurma, z ekseninde ise sola yatma yaptığı kabul edilmiştir. Söz konusu hareket yönleri Şekil 3. 2’de gösterilmiştir.



Şekil 3. 2 Gövde için belirlenen referans hareket yönleri

3.2 Lagrange Hareket Denklemleri ile Modelin Oluşturulması

Newton denklemlerine göre çözüm yapılabilmesi için sistemin yaptığı hareketin veya sisteme etkiyen kuvvetlerin bilinmesi gereklidir. Basit sistemler için gayet kullanışlıdır. Fakat karmaşık sistemlerin çözümlenebilmesi için Lagrange hareket denklemleri kullanılmalıdır. Lagrange denklemleri ile bazı kısıtlamalardan kurtularak standart formda denklemler elde edilmesi mümkündür.

3.2.1 Lagrange Denklemleri

Lagrangian fonksiyonu,

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\delta L}{\delta \dot{q}_i} \right) - \frac{\delta L}{\delta q_i} = 0 \quad (3.1)$$

olarak yazılır. Kinetik enerjiler ile potansiyel enerjilerin farkına eşittir. Bu ifadenin, enerji eşitliklerinden de yararlanarak, hareket denklemlerini çıkarmak üzere genelleştirilmiş hali aşağıdaki gibidir.

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\delta E_k}{\delta \dot{x}_i} \right) - \frac{\delta E_k}{\delta x_i} + \frac{\delta E_p}{\delta x_i} + \frac{\delta E_D}{\delta \dot{x}_i} = Q_i \quad (3.2)$$

Denklemdaki “i” ler her bir serbestlik derecesini temsil etmektedir. Oluşturulan tam uçak modelinin serbestlik derecesi 6’dır. Bu da demek oluyor ki 6 adet hareket denklemini elde edeceğiz. (3.2) denklemindeki Q_i terimi sisteme uygulanan harici kuvveti temsil etmektedir. Sisteme MR damper kuvvetleri kontrolcü kuvveti uygulayacağı için Q_i değerleri MR damperden gelen kuvvetlere göre alınacaktır.

3.2.2 Enerji Denklemleri

Lagrange denklemlerini bulabilmek için öncelikle sistemin enerji denklemlerini oluşturmak gerekir. İniş takımlarındaki enerjiler; hareketten dolayı oluşan kinetik enerji, silindirdeki gaz basıncından dolayı oluşan yay etkisine bağlı potansiyel enerji ve silindirdeki hidrolik sıvısının yarattığı sönüm enerjileridir. Bu enerjilerin denklemleri aşağıdaki gibi oluşturulur.

Kinetik Enerji:

$$E_k = \frac{1}{2} M \dot{x}^2 + \frac{1}{2} J_{zz} \dot{\alpha}^2 + \frac{1}{2} J_{yy} \dot{\beta}^2 + \frac{1}{2} m_1 \dot{x}_1^2 + \frac{1}{2} m_2 \dot{x}_2^2 + \frac{1}{2} m_3 \dot{x}_3^2 \quad (3.3)$$

Sönüm Enerjisi:

$$E_D = \frac{1}{2} \left[\begin{aligned} &C_{s1} (\dot{x} - \dot{x}_1 + L_f \dot{\beta})^2 + C_{s2} (\dot{x} - \dot{x}_2 + L_r \dot{\beta} + L_{ml} \dot{\alpha})^2 \\ &+ C_{s3} (\dot{x} - \dot{x}_3 - L_r \dot{\beta} - L_{mr} \dot{\alpha})^2 \\ &+ C_{t1} (\dot{x}_1 - \dot{x}_{r1})^2 + C_{t2} (\dot{x}_2 - \dot{x}_{r2})^2 + C_{t3} (\dot{x}_3 - \dot{x}_{r3})^2 \end{aligned} \right] \quad (3.4)$$

Potansiyel Enerji:

$$E_p = \frac{1}{2} \left[\begin{aligned} &k_{s1} (x - x_1 + L_f \beta)^2 + k_{s2} (x - x_2 + L_r \beta + L_{ml} \alpha)^2 \\ &+ k_{s3} (x - x_3 - L_r \beta - L_{mr} \alpha)^2 + k_{t1} (x_1 - x_{r1})^2 \\ &+ k_{t2} (x_2 - x_{r2})^2 + k_{t3} (x_3 - x_{r3})^2 \end{aligned} \right] \quad (3.5)$$

3.2.3 Enerji Denklemlerinin Lagrange İfadesinde Yazılması

Sistemin matematiksel modelinin elde edilebilmesi için; (3.3), (3.4) ve (3.5) denklemlerinin (3.2) denklemi içerisinde yazılması gerekir. Burada dikkat edilmesi gereken temel konu, (3.2) Lagrange ifadesinde yer alan türevlerin her bir serbestlik derecesine göre ayrı ayrı alınmasıdır. Sistemin serbestlik derecesi 6'dır ve bu serbestlik dereceleri; x , α , β , x_1 , x_2 ve x_3 'tür. Her biri için aşağıdaki şekilde ayrı ayrı işlemler yapılarak 6 ayrı eşitlik elde edilir.

Birinci serbestlik derecesi:

$$x_i = x \text{ için}$$

$$\begin{aligned} &M\ddot{x} + C_{s1} (\dot{x} - \dot{x}_1 + L_f \dot{\beta}) + C_{s2} (\dot{x} - \dot{x}_2 + L_r \dot{\beta} + L_{ml} \dot{\alpha}) \\ &+ C_{s3} (\dot{x} - \dot{x}_3 - L_r \dot{\beta} - L_{mr} \dot{\alpha}) + k_{s1} (x - x_1 + L_f \beta) \\ &+ k_{s2} (x - x_2 + L_r \beta + L_{ml} \alpha) + k_{s3} (x - x_3 - L_r \beta - L_{mr} \alpha) = -f_{MR1} - f_{MR2} - f_{MR3} \end{aligned} \quad (3.6)$$

İkinci serbestlik derecesi:

$$x_i = \alpha \text{ için}$$

$$\begin{aligned} &J_{zz} \ddot{\alpha} + L_{ml} \cdot C_{s2} (\dot{x} - \dot{x}_2 + L_r \dot{\beta} + L_{ml} \dot{\alpha}) \\ &- L_{mr} \cdot C_{s3} (\dot{x} - \dot{x}_3 - L_r \dot{\beta} - L_{mr} \dot{\alpha}) \\ &+ L_{ml} \cdot k_{s2} (x - x_2 + L_r \beta + L_{ml} \alpha) \\ &- L_{mr} \cdot k_{s3} (x - x_3 - L_r \beta - L_{mr} \alpha) = -L_f \cdot f_{MR1} + L_r \cdot f_{MR2} + L_r \cdot f_{MR3} \end{aligned} \quad (3.7)$$

Üçüncü serbestlik derecesi:

$$x_i = \beta \text{ için}$$

$$\begin{aligned} & J_{yy}\ddot{\beta} + L_f \cdot C_{s1} (\dot{x} - \dot{x}_1 + L_f \dot{\beta}) - L_r \cdot C_{s2} (\dot{x} - \dot{x}_2 + L_r \dot{\beta} + L_{ml} \dot{\alpha}) \\ & - L_r \cdot C_{s3} (\dot{x} - \dot{x}_3 - L_r \dot{\beta} - L_{mr} \dot{\alpha}) + L_f \cdot k_{s1} (x - x_1 + L_f \beta) \\ & - L_r \cdot k_{s2} (x - x_2 + L_r \beta + L_{ml} \alpha) - L_r \cdot k_{s3} (x - x_3 - L_r \beta - L_{mr} \alpha) = -L_{mr} \cdot f_{MR2} + L_{ml} \cdot f_{MR3} \end{aligned} \quad (3.8)$$

Dördüncü serbestlik derecesi:

$$x_i = x_1 \text{ için}$$

$$\begin{aligned} & m_1 \ddot{x}_1 - C_{s1} (\dot{x} - \dot{x}_1 + L_f \dot{\beta}) + C_{t1} (\dot{x}_1 - \dot{x}_{r1}) \\ & - k_{s1} (x - x_1 + L_f \beta) + k_{t1} (x_1 - x_{r1}) = f_{MR1} \end{aligned} \quad (3.9)$$

Beşinci serbestlik derecesi:

$$x_i = x_2 \text{ için}$$

$$\begin{aligned} & m_2 \ddot{x}_2 - C_{s2} (\dot{x} - \dot{x}_2 + L_r \dot{\beta} + L_{ml} \dot{\alpha}) + C_{t2} (\dot{x}_2 - \dot{x}_{r2}) \\ & - k_{s2} (x - x_2 + L_r \beta + L_{ml} \alpha) + k_{t2} (x_2 - x_{r2}) = f_{MR2} \end{aligned} \quad (3.10)$$

Altıncı serbestlik derecesi:

$$x_i = x_3 \text{ için}$$

$$\begin{aligned} & m_3 \ddot{x}_3 - C_{s3} (\dot{x} - \dot{x}_3 - L_r \dot{\beta} - L_{mr} \dot{\alpha}) + C_{t3} (\dot{x}_3 - \dot{x}_{r3}) \\ & - k_{s3} (x - x_3 - L_r \beta - L_{mr} \alpha) + k_{t3} (x_3 - x_{r3}) = f_{MR3} \end{aligned} \quad (3.11)$$

Oluşturulan 6 denklem, bu çalışmadaki tam uçak modelinin süspansiyon sistemini ifade etmektedir.

3.2.4 Matematiksel Modelin Matris Formatında Yazımı

Simülasyonda kolaylık sağlaması açısından ve de sistemin denklemlerini tek bir ifadede yazabilmek adına, matematiksel modeli matris formuna çevirmek gerekecektir. Hareket denklemlerini matris formuna adapte edebilmek için aşağıdaki formata dönüştürmek gerekecektir.

$$M\ddot{x}_s = -C\dot{x}_s - Kx_s - Hf - L_1\dot{d} - L_2d \quad (3.12)$$

(3.12) denkleminde yazılacak matrisler, (3.6 – 3.11) denklemlerine göre aşağıdaki şekilde oluşturulur.

Kütle Matrisi:

$$M = \begin{bmatrix} M & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & J_{zz} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & J_{yy} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & m_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & m_3 \end{bmatrix}$$

Sönüm Katsayıları Matrisi:

$$C = \begin{bmatrix} C_{s1} + C_{s2} + C_{s3} & C_{s1}L_f - C_{s2}L_r - C_{s3}L_r & C_{s2}L_{ml} - C_{s3}L_{mr} & -C_{s1} & -C_{s2} & -C_{s3} \\ L_fC_{s1} - L_rC_{s2} - L_rC_{s3} & L_f^2C_{s1} + L_r^2C_{s2} + L_r^2C_{s3} & -L_{ml}L_rC_{s2} + L_{mr}L_rC_{s3} & L_fC_{s1} & L_rC_{s2} & L_rC_{s3} \\ L_{ml}C_{s2} - L_{mr}C_{s3} & -L_{ml}L_rC_{s2} + L_{mr}L_rC_{s3} & L_{ml}^2C_{s2} + L_{mr}^2C_{s3} & 0 & -L_{ml}C_{s2} & L_{mr}C_{s3} \\ -C_{s1} & -L_fC_{s1} & 0 & C_{s1} + C_{t1} & 0 & 0 \\ -C_{s2} & L_rC_{s2} & -L_{ml}C_{s2} & 0 & C_{s2} + C_{t2} & 0 \\ -C_{s3} & L_rC_{s3} & L_{mr}C_{s3} & 0 & 0 & C_{s3} + C_{t3} \end{bmatrix}$$

Rijitlik Katsayıları Matrisi:

$$K = \begin{bmatrix} k_{s1} + k_{s2} + k_{s3} & k_{s1}L_f - k_{s2}L_r - k_{s3}L_r & k_{s2}L_{ml} - k_{s3}L_{mr} & -k_{s1} & -k_{s2} & -k_{s3} \\ L_fk_{s1} - L_rk_{s2} - L_rk_{s3} & L_f^2k_{s1} + L_r^2k_{s2} + L_r^2k_{s3} & -L_{ml}L_rk_{s2} + L_{mr}L_rk_{s3} & L_fk_{s1} & L_rk_{s2} & L_rk_{s3} \\ L_{ml}k_{s2} - L_{mr}k_{s3} & -L_{ml}L_rk_{s2} + L_{mr}L_rk_{s3} & L_{ml}^2k_{s2} + L_{mr}^2k_{s3} & 0 & -L_{ml}k_{s2} & L_{mr}k_{s3} \\ -k_{s1} & -L_fk_{s1} & 0 & k_{s1} + k_{t1} & 0 & 0 \\ -k_{s2} & L_rk_{s2} & -L_{ml}k_{s2} & 0 & k_{s2} + k_{t2} & 0 \\ -k_{s3} & L_rk_{s3} & L_{mr}k_{s3} & 0 & 0 & k_{s3} + k_{t3} \end{bmatrix}$$

Bilinmeyenler Matrisi:

$$x_s = [x \quad \alpha \quad \beta \quad x_1 \quad x_2 \quad x_3]^T$$

MR Damper Kuvvet Katsayıları Matrisi:

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 \\ 0 & L_{ml} & -L_{mr} \\ L_f & -L_r & -L_r \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}$$

MR Damper Kuvvetleri Matrisi:

$$f = \begin{bmatrix} f_{MR1} \\ f_{MR2} \\ f_{MR3} \end{bmatrix}$$

Tekerlek Sönüm Katsayıları Matrisi:

$$L_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ -C_{t1} & 0 & 0 \\ 0 & -C_{t2} & 0 \\ 0 & 0 & -C_{t3} \end{bmatrix}$$

Tekerlek Rijitlik Katsayıları Matrisi:

$$L_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ -k_{t1} & 0 & 0 \\ 0 & -k_{t2} & 0 \\ 0 & 0 & -k_{t3} \end{bmatrix}$$

Yol Kuvvetleri Matrisi:

$$d = \begin{bmatrix} x_{r1} \\ x_{r2} \\ x_{r3} \end{bmatrix}$$

3.3 MR Damperlerin İç Dinamiği

MR damper modeli olarak “Modified dynamic Lugre friction model” baz alınmıştır [23]. Genel hali aşağıdaki gibidir.

$$f_{MR} = \sigma_a \cdot z + \sigma_0 \cdot z \cdot \vartheta + \sigma_1 \cdot \dot{z} + \sigma_2 \cdot \dot{x}_{MR} + \sigma_b \cdot \dot{x}_{MR} \cdot \vartheta \quad (3.13)$$

$$\dot{z} = \dot{x} - a_0 \cdot |\dot{x}_{MR}| \cdot z \quad (3.14)$$

Denklemdaki z , ϑ ve x sırasıyla MR damperin iç dinamiği, uygulanan gerilim ve damperin uçlarının yer değiştirmelerini temsil etmektedir. σ_a , σ_b , σ_0 , σ_1 , σ_2 ve a_0 ise MR damper parametreleridir. Deneysel olarak elde edilmiştir [24] ve Çizelge 3.1’de gösterilmiştir.

Çizelge 3. 1 Deneysel olarak elde edilen MR damper parametreleri [24]

Parametreler	Tanım	Değer
σ_a	$z(t)$ ’nin rijitlik katsayısı	10,000 N/m
σ_b	$\vartheta(t)$ ’nin etkilediği viskoz sönüm katsayısı	315 N.s/(mV)
σ_0	$\vartheta(t)$ ’den etkilenen $z(t)$ ’nin rijitlik katsayısı	320,000 N/(mV)
σ_1	$z(t)$ ’nin sönüm katsayısı	3.21 N.s/m
σ_2	$\vartheta(t)$ ’nin etkilediği viskoz sönüm katsayısı	1153.3 N.s/m
a_0	Sabit değer	1,400 V/N

(3.13) ve (3.14) bir arada yazılırsa aşağıdaki denklem elde edilir.

$$f_{MR} = \sigma_a \cdot z + \sigma_0 \cdot z \cdot \vartheta - \sigma_1 \cdot a_0 \cdot |\dot{x}_{MR}| \cdot z + (\sigma_1 + \sigma_2) \cdot \dot{x}_{MR} + \sigma_b \cdot \dot{x}_{MR} \cdot \vartheta \quad (3.15)$$

(3.15)’te yazılan iç dinamik denklemde ölçülebilen ve ölçülemeyen parametreler mevcuttur. Bu parametreleri birbirinden ayırmak için aşağıdaki gibi bir ifade tanımlanabilir.

$$f_{MR} = \begin{bmatrix} z & \mathcal{G}.z & -|\dot{x}_{MR}|.z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_a \\ \sigma_0 \\ \sigma_1.a_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{x}_{MR} & \dot{x}_{MR}.\mathcal{G} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 + \sigma_2 \\ \sigma_b \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

Yukarıdaki ifade daha sade olarak,

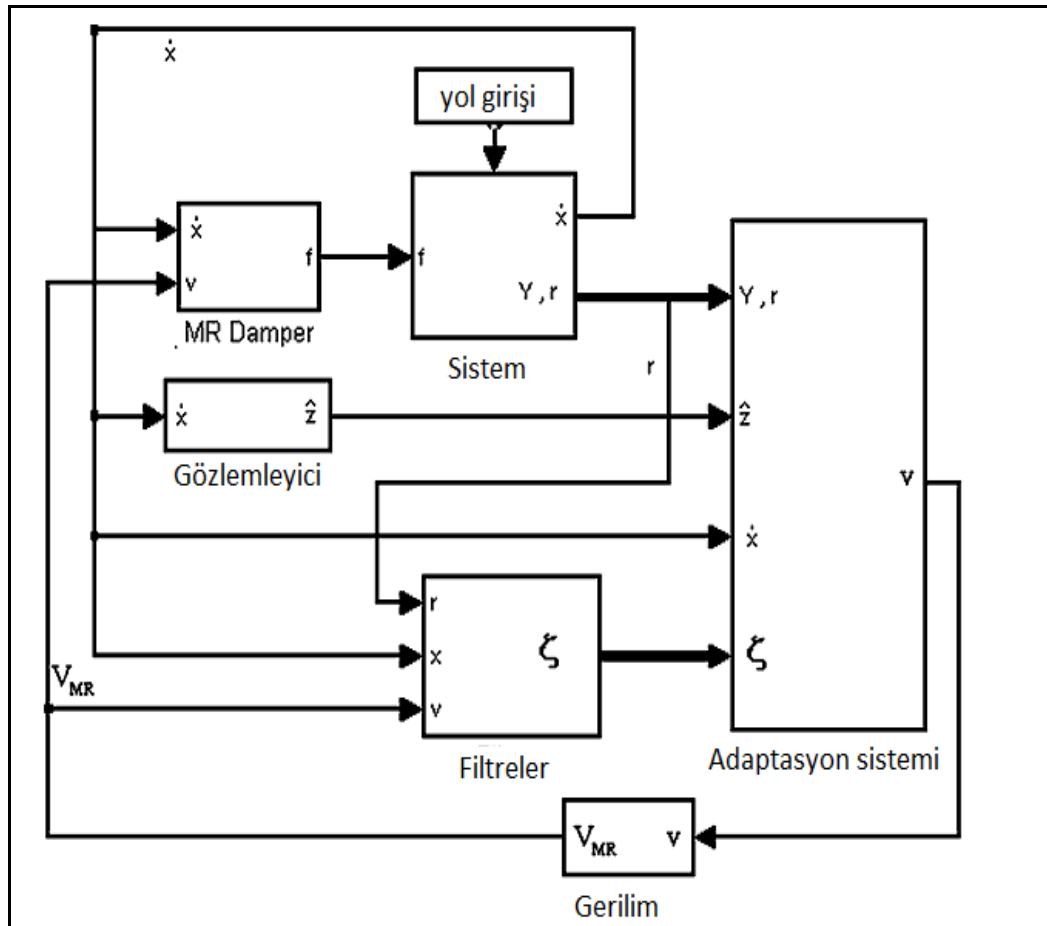
$$f_{MR} = \rho_1.\theta_1 + \rho_2.\theta_2 \quad (3.17)$$

şeklinde yazılabilir. İfadedeki ρ_1 ve ρ_2 ölçülebilen parametrelerin, θ_1 ve θ_2 ise ölçülemeyen parametrelerin vektörleridir. Bu vektörler ise aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\begin{aligned} \rho_1 &= \begin{bmatrix} z & \mathcal{G}.z & -|\dot{x}_{MR}|.z \end{bmatrix} \\ \rho_2 &= \begin{bmatrix} \dot{x}_{MR} & \dot{x}_{MR}.\mathcal{G} \end{bmatrix} \\ \theta_1 &= \begin{bmatrix} \sigma_a & \sigma_0 & \sigma_1.a_0 \end{bmatrix}^T \\ \theta_2 &= \begin{bmatrix} \sigma_1 + \sigma_2 & \sigma_b \end{bmatrix}^T \end{aligned} \quad (3.18)$$

KONTROL TASARIMI

Sistemin matematiksel modeli oluşturulduktan sonra, modelin bozucu etkiler altında ideal davranışa yakınsaması istenir. Bu da, modele uygun bir kontrol tasarımıyla sağlanabilir. Bugüne kadar yapılan çalışmalarda PID, LQR, skyhook gibi yöntemlerle kontrolcü tasarlanmıştır. Bu çalışmada ise bunlardan farklı olarak Lyapunov esasına dayalı adaptif kontrol uygulanmıştır.



Şekil 4. 1 Kontrol şeması

4.1 MR Damperlerin İç Dinamiklerinin Tahmini

Daha önce oluşturulan (3.18) ifadesinde görüleceği üzere Θ_1 ve Θ_2 içerisindeki ifadelerden bazılarının bilinmediği kabul edilmektedir. ρ_2 tamamen ölçülebilirdir fakat ρ_1 içerisindeki MR damper iç dinamiği (z) ölçülememektedir. Bu yüzden tahmin yoluyla denklem içerisinde kullanılması gerekir. Tahmin ifadesi ise

$$\hat{f}_{MR} = \hat{\rho}_1 \cdot \hat{\theta}_1 + \rho_2 \cdot \hat{\theta}_2 \quad (4.1)$$

şeklinde yazılır. Bu tahmin ifadesi de (3.17)'dekine benzer şekilde aşağıdaki haliyle oluşturulabilir.

$$\hat{f}_{MR} = \begin{bmatrix} \hat{z} & \mathcal{G} \cdot \hat{z} & -|\dot{x}_{MR}| \cdot \hat{z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\sigma}_a \\ \hat{\sigma}_0 \\ \hat{\sigma}_1 \cdot a_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{x}_{MR} & \dot{x}_{MR} \cdot \mathcal{G} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\sigma}_1 + \hat{\sigma}_2 \\ \hat{\sigma}_b \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

MR damper kuvvetleri için oluşturulan kuvvet denklemi aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\hat{f}_{MR} = \hat{\theta}_{11} \cdot \hat{z} - \hat{\theta}_{13} \cdot |\dot{x}| \cdot \hat{z} + \hat{\theta}_{21} \cdot \dot{x} + (\hat{\theta}_{12} \cdot \hat{z} + \hat{\theta}_{22} \cdot \dot{x}) \cdot \mathcal{G} \quad (4.3)$$

Uçak modelinde 3 adet MR damper kullanılacağı için her birini ayrı tanımlamak gerekir. Çünkü damperler birbirinden ayrı kuvvetlere maruz kalacağı için ayrı tepkiler verirler. Her bir MR damperin parametresini tanımlamak için $\bullet^{I,II,III}$ ifadelerini kullanacağız. Buna uygun şekilde yukarıdaki ifade özelleştirilirse,

$$\begin{aligned} \hat{f}_{MR1} &= \hat{\theta}_{11}^I \cdot \hat{z}_1 - \hat{\theta}_{13}^I \cdot |\dot{x}_{MR1}| \cdot \hat{z}_1 + \hat{\theta}_{21}^I \cdot \dot{x}_{MR1} + (\hat{\theta}_{12}^I \cdot \hat{z}_1 + \hat{\theta}_{22}^I \cdot \dot{x}_{MR1}) \cdot \mathcal{G}_1 \\ \hat{f}_{MR2} &= \hat{\theta}_{11}^{II} \cdot \hat{z}_2 - \hat{\theta}_{13}^{II} \cdot |\dot{x}_{MR2}| \cdot \hat{z}_2 + \hat{\theta}_{21}^{II} \cdot \dot{x}_{MR2} + (\hat{\theta}_{12}^{II} \cdot \hat{z}_2 + \hat{\theta}_{22}^{II} \cdot \dot{x}_{MR2}) \cdot \mathcal{G}_2 \\ \hat{f}_{MR3} &= \hat{\theta}_{11}^{III} \cdot \hat{z}_3 - \hat{\theta}_{13}^{III} \cdot |\dot{x}_{MR3}| \cdot \hat{z}_3 + \hat{\theta}_{21}^{III} \cdot \dot{x}_{MR3} + (\hat{\theta}_{12}^{III} \cdot \hat{z}_3 + \hat{\theta}_{22}^{III} \cdot \dot{x}_{MR3}) \cdot \mathcal{G}_3 \end{aligned} \quad (4.4)$$

olarak yazılabilir. Oluşturulan bu denklemleri vektörel olarak yazınca aşağıdaki matrisler elde edilir.

$$\hat{f} = \begin{bmatrix} \hat{f}_{MR1} \\ \hat{f}_{MR2} \\ \hat{f}_{MR3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{\theta}_{11}^I \cdot \hat{z}_1 - \hat{\theta}_{13}^I \cdot |\dot{x}_{MR1}| \cdot \hat{z}_1 + \hat{\theta}_{21}^I \cdot \dot{x}_{MR1} + (\hat{\theta}_{12}^I \cdot \hat{z}_1 + \hat{\theta}_{22}^I \cdot \dot{x}_{MR1}) \cdot \mathcal{G}_1 \\ \hat{\theta}_{11}^{II} \cdot \hat{z}_2 - \hat{\theta}_{13}^{II} \cdot |\dot{x}_{MR2}| \cdot \hat{z}_2 + \hat{\theta}_{21}^{II} \cdot \dot{x}_{MR2} + (\hat{\theta}_{12}^{II} \cdot \hat{z}_2 + \hat{\theta}_{22}^{II} \cdot \dot{x}_{MR2}) \cdot \mathcal{G}_2 \\ \hat{\theta}_{11}^{III} \cdot \hat{z}_3 - \hat{\theta}_{13}^{III} \cdot |\dot{x}_{MR3}| \cdot \hat{z}_3 + \hat{\theta}_{21}^{III} \cdot \dot{x}_{MR3} + (\hat{\theta}_{12}^{III} \cdot \hat{z}_3 + \hat{\theta}_{22}^{III} \cdot \dot{x}_{MR3}) \cdot \mathcal{G}_3 \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

4.2 Hata Sinyalinin Tanımlanması

Bu çalışmanın hedefi, sisteme kontrol uygulayarak süspansiyon sisteminde iyileştirme yapılması ve buna bağlı olarak da titreşimlerin mümkün olan en az seviyeye indirilmesidir. Titreşimlerin azaltılması, tüm serbestlik derecelerindeki hareketlerin kontrol altına alınmasıyla gerçekleştirilebilir. Buradan yola çıkarak, x_s 'e bağlı bir hata sinyali tanımlanması gerekliliği olduğu söylenebilir. Böylece,

$$e = x_s - x_d \quad (4.6)$$

$$e = \begin{bmatrix} x \\ \alpha \\ \beta \\ x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

şeklinde bir hata matrisi tanımlayabiliriz. x_d içerisindeki değerler '0' olarak tanımlanmıştır. Çünkü tüm hareketlerin referans olan '0'a adapte olması, yani mevcut hareketini durdurmaya yönelik bir davranış sergilemesi istenir.

Tanımlanan e matrisi sadece yer değiştirmeleri kapsamaktadır. Oysa ki hızların da kontrolünün sağlanması şarttır. Bu sebeple aşağıdaki gibi yeni bir hata matrisi daha tanımlanır.

$$r = \dot{e} + \lambda \cdot e$$

$$r = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \lambda_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \lambda_2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \lambda_3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \lambda_4 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \lambda_5 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \lambda_6 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x \\ \alpha \\ \beta \\ x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} \Rightarrow r = \begin{bmatrix} \dot{x} + \lambda_1 \cdot x \\ \dot{\alpha} + \lambda_2 \cdot \alpha \\ \dot{\beta} + \lambda_3 \cdot \beta \\ \dot{x}_1 + \lambda_4 \cdot x_1 \\ \dot{x}_2 + \lambda_5 \cdot x_2 \\ \dot{x}_3 + \lambda_6 \cdot x_3 \end{bmatrix} \quad (4.7)$$

4.3 Hata Dinamiğinin Tanımlanması

Sistem denkleminin içerisine hata denklemini koyarak hata dinamiği tanımlanır,

$$\begin{aligned}
M.\dot{r} &= M.(\ddot{x}_s + \lambda.\dot{x}_s) \\
&= \underbrace{M.\lambda.\dot{x}_s - C.\dot{x}_s - K.\dot{x}_s - L_1.\dot{d} - L_2.d}_{Y.\Phi} - H.f
\end{aligned} \tag{4.8}$$

Y regresyon matrisi, Φ ise bilinmeyen parametreler matrisidir. Bu şekilde iki matris tanımladığımızda bilinen ve bilinmeyen parametreleri birbirinden ayırmış oluyoruz. Bilinen parametreler kütle, sönüm ve rijitlik katsayılarıdır ve Y matrisi aşağıdaki gibi oluşturulur.

$$Y = [Y_M \quad Y_C \quad Y_K] \tag{4.9}$$

$$Y_M = \begin{bmatrix} \lambda_1.\ddot{x} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \lambda_2.\ddot{\alpha} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \lambda_3.\ddot{\beta} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \lambda_4.\ddot{x}_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \lambda_5.\ddot{x}_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \lambda_6.\ddot{x}_3 \end{bmatrix} \tag{4.10a}$$

$$Y_C =$$

$$\begin{bmatrix} -\dot{x} + \dot{x}_1 - L_f.\dot{\beta} & -\dot{x} + \dot{x}_2 + L_r.\dot{\beta} - L_{ml}.\dot{\alpha} & -\dot{x} + \dot{x}_3 + L_r.\dot{\beta} + L_{mr}.\dot{\alpha} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & L_{ml}.(-\dot{x} + \dot{x}_2 + L_r.\dot{\beta} - L_{ml}.\dot{\alpha}) & -L_{mr}.(-\dot{x} + \dot{x}_3 + L_r.\dot{\beta} + L_{mr}.\dot{\alpha}) & 0 & 0 & 0 \\ L_f.(-\dot{x} + \dot{x}_1 - L_f.\dot{\beta}) & -L_r.(-\dot{x} + \dot{x}_2 + L_r.\dot{\beta} - L_{ml}.\dot{\alpha}) & -L_r.(-\dot{x} + \dot{x}_3 + L_r.\dot{\beta} + L_{mr}.\dot{\alpha}) & 0 & 0 & 0 \\ \dot{x} - \dot{x}_1 + L_f.\dot{\beta} & 0 & 0 & -\dot{x}_1 + \dot{x}_{r1} & 0 & 0 \\ 0 & \dot{x} - \dot{x}_2 - L_r.\dot{\beta} + L_{ml}.\dot{\alpha} & 0 & 0 & -\dot{x}_2 + \dot{x}_{r2} & 0 \\ 0 & 0 & \dot{x} - \dot{x}_3 - L_r.\dot{\beta} - L_{mr}.\dot{\alpha} & 0 & 0 & -\dot{x}_3 + \dot{x}_{r3} \end{bmatrix} \tag{4.10b}$$

$$Y_K =$$

$$\begin{bmatrix} -x + x_1 - L_f.\beta & -x + x_2 + L_r.\beta - L_{ml}.\alpha & -x + x_3 + L_r.\beta + L_{mr}.\alpha & 0 & 0 & 0 \\ 0 & L_{ml}.(-x + x_2 + L_r.\beta - L_{ml}.\alpha) & -L_{mr}.(-x + x_3 + L_r.\beta + L_{mr}.\alpha) & 0 & 0 & 0 \\ L_f.(-x + x_1 - L_f.\beta) & -L_r.(-x + x_2 + L_r.\beta - L_{ml}.\alpha) & -L_r.(-x + x_3 + L_r.\beta + L_{mr}.\alpha) & 0 & 0 & 0 \\ x - x_1 + L_f.\beta & 0 & 0 & -x_1 + x_{r1} & 0 & 0 \\ 0 & x - x_2 - L_r.\beta + L_{ml}.\alpha & 0 & 0 & -x_2 + x_{r2} & 0 \\ 0 & 0 & x - x_3 - L_r.\beta - L_{mr}.\alpha & 0 & 0 & -x_3 + x_{r3} \end{bmatrix} \tag{4.10c}$$

Aynı şekilde bilinmeyenler matrisi Φ aşağıdaki gibi yazılır.

$$\phi = [\phi_M \quad \phi_C \quad \phi_K]^T \quad (4.11)$$

$$\phi_M = [M \quad J_{zz} \quad J_{yy} \quad m_1 \quad m_2 \quad m_3]^T \quad (4.11a)$$

$$\phi_C = [C_{s1} \quad C_{s2} \quad C_{s3} \quad C_{t1} \quad C_{t2} \quad C_{t3}]^T \quad (4.11b)$$

$$\phi_K = [k_{s1} \quad k_{s2} \quad k_{s3} \quad k_{t1} \quad k_{t2} \quad k_{t3}]^T \quad (4.11c)$$

(3.18), (4.1) ve (4.3) denklemleri (4.8)'de yerlerine yazılır ve bu denklemden de $H\hat{f}$ eklenip çıkarılırsa hata dinamiği aşağıdaki halini alır. $H\hat{f}$ eklenip çıkarılmasındaki amaç işlem kolaylığı sağlamaktır.

$$M.\dot{r} = Y.\phi - H.f + H.\hat{f} - H.\hat{f} \quad (4.12)$$

$$\begin{aligned} &= Y.\phi - H.\left[\theta_{11}^I.z_1 - \theta_{13}^I.\dot{x}_{MR1}.z_1 + \theta_{21}^I.\dot{x}_{MR1} + (\theta_{12}^I.z_1 + \theta_{22}^I.\dot{x}_{MR1}).\mathcal{G}_1\right] \\ &+ H.\left[\hat{\theta}_{11}^I.\hat{z}_1 - \hat{\theta}_{13}^I.\dot{x}_{MR1}.\hat{z}_1 + \hat{\theta}_{21}^I.\dot{x}_{MR1} + (\hat{\theta}_{12}^I.\hat{z}_1 + \hat{\theta}_{22}^I.\dot{x}_{MR1}).\mathcal{G}_1\right] \\ &- H.\left[\hat{\theta}_{11}^I.\hat{z}_1 - \hat{\theta}_{13}^I.\dot{x}_{MR1}.\hat{z}_1 + \hat{\theta}_{21}^I.\dot{x}_{MR1} + (\hat{\theta}_{12}^I.\hat{z}_1 + \hat{\theta}_{22}^I.\dot{x}_{MR1}).\mathcal{G}_1\right] \\ &- H.\left[\theta_{11}^{II}.z_2 - \theta_{13}^{II}.\dot{x}_{MR2}.z_2 + \theta_{21}^{II}.\dot{x}_{MR2} + (\theta_{12}^{II}.z_2 + \theta_{22}^{II}.\dot{x}_{MR2}).\mathcal{G}_2\right] \\ &+ H.\left[\hat{\theta}_{11}^{II}.\hat{z}_2 - \hat{\theta}_{13}^{II}.\dot{x}_{MR2}.\hat{z}_2 + \hat{\theta}_{21}^{II}.\dot{x}_{MR2} + (\hat{\theta}_{12}^{II}.\hat{z}_2 + \hat{\theta}_{22}^{II}.\dot{x}_{MR2}).\mathcal{G}_2\right] \\ &- H.\left[\hat{\theta}_{11}^{II}.\hat{z}_2 - \hat{\theta}_{13}^{II}.\dot{x}_{MR2}.\hat{z}_2 + \hat{\theta}_{21}^{II}.\dot{x}_{MR2} + (\hat{\theta}_{12}^{II}.\hat{z}_2 + \hat{\theta}_{22}^{II}.\dot{x}_{MR2}).\mathcal{G}_2\right] \\ &- H.\left[\theta_{11}^{III}.z_3 - \theta_{13}^{III}.\dot{x}_{MR3}.z_3 + \theta_{21}^{III}.\dot{x}_{MR3} + (\theta_{12}^{III}.z_3 + \theta_{22}^{III}.\dot{x}_{MR3}).\mathcal{G}_3\right] \\ &+ H.\left[\hat{\theta}_{11}^{III}.\hat{z}_3 - \hat{\theta}_{13}^{III}.\dot{x}_{MR3}.\hat{z}_3 + \hat{\theta}_{21}^{III}.\dot{x}_{MR3} + (\hat{\theta}_{12}^{III}.\hat{z}_3 + \hat{\theta}_{22}^{III}.\dot{x}_{MR3}).\mathcal{G}_3\right] \\ &- H.\left[\hat{\theta}_{11}^{III}.\hat{z}_3 - \hat{\theta}_{13}^{III}.\dot{x}_{MR3}.\hat{z}_3 + \hat{\theta}_{21}^{III}.\dot{x}_{MR3} + (\hat{\theta}_{12}^{III}.\hat{z}_3 + \hat{\theta}_{22}^{III}.\dot{x}_{MR3}).\mathcal{G}_3\right] \end{aligned} \quad (4.13)$$

Tasarım adımlarındaki işlemleri kolaylaştırmak adına, χ ve u_x matrisleri aşağıdaki gibi tanımlanır.

$$\chi = \begin{bmatrix} \chi_1 \\ \chi_2 \\ \chi_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\hat{\theta}_{11}^I.\hat{z}_1 + \hat{\theta}_{13}^I.\dot{x}_{MR1}.\hat{z}_1 - \hat{\theta}_{21}^I.\dot{x}_{MR1} \\ -\hat{\theta}_{11}^{II}.\hat{z}_2 + \hat{\theta}_{13}^{II}.\dot{x}_{MR2}.\hat{z}_2 - \hat{\theta}_{21}^{II}.\dot{x}_{MR2} \\ -\hat{\theta}_{11}^{III}.\hat{z}_3 + \hat{\theta}_{13}^{III}.\dot{x}_{MR3}.\hat{z}_3 - \hat{\theta}_{21}^{III}.\dot{x}_{MR3} \end{bmatrix} \quad (4.14a)$$

$$u_x = \begin{bmatrix} u_{x1} \\ u_{x2} \\ u_{x3} \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} \hat{\theta}_{12}^I \cdot \hat{z}_1 + \hat{\theta}_{22}^I \cdot \dot{x}_{MR1} & 0 & 0 \\ 0 & \hat{\theta}_{12}^{II} \cdot \hat{z}_2 + \hat{\theta}_{22}^{II} \cdot \dot{x}_{MR2} & 0 \\ 0 & 0 & \hat{\theta}_{12}^{III} \cdot \hat{z}_3 + \hat{\theta}_{22}^{III} \cdot \dot{x}_{MR3} \end{bmatrix}}_{\Omega} \cdot \begin{bmatrix} g_1 \\ g_2 \\ g_3 \end{bmatrix} \quad (4.14b)$$

Yapılacak kararlılık analizi göz önüne alınıp u_x aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$H.u_x = K.r + H.\chi + Y.\hat{\phi} - H.\zeta_a.\hat{\theta}_1^1 - H.\zeta_b.\hat{\theta}_1^2 + H.\zeta_c.\hat{\theta}_1^3 \quad (4.15)$$

Denklemdaki $\zeta_a, \zeta_b, \zeta_c$ ve Θ_1 matrisleri, matris çarpımı yapılabilmesi için oluşturulmuş olup aşağıda gösterilmiştir.

$$\zeta_a = \begin{bmatrix} \zeta_1 & 0 & 0 \\ 0 & \zeta_4 & 0 \\ 0 & 0 & \zeta_7 \end{bmatrix} \quad \zeta_b = \begin{bmatrix} \zeta_2 & 0 & 0 \\ 0 & \zeta_5 & 0 \\ 0 & 0 & \zeta_8 \end{bmatrix} \quad \zeta_c = \begin{bmatrix} \zeta_3 & 0 & 0 \\ 0 & \zeta_6 & 0 \\ 0 & 0 & \zeta_9 \end{bmatrix} \quad (4.15a)$$

$$\hat{\theta}_1^1 = \begin{bmatrix} \hat{\theta}_{11}^I \\ \hat{\theta}_{11}^{II} \\ \hat{\theta}_{11}^{III} \end{bmatrix} \quad \hat{\theta}_1^2 = \begin{bmatrix} \hat{\theta}_{12}^I & 0 & 0 \\ 0 & \hat{\theta}_{12}^{II} & 0 \\ 0 & 0 & \hat{\theta}_{12}^{III} \end{bmatrix} \quad \hat{\theta}_1^3 = \begin{bmatrix} \hat{\theta}_{13}^I \cdot |\dot{x}_{MR1}| \\ \hat{\theta}_{13}^{II} \cdot |\dot{x}_{MR2}| \\ \hat{\theta}_{13}^{III} \cdot |\dot{x}_{MR3}| \end{bmatrix}$$

$\zeta_a, \zeta_b, \zeta_c$ matrisleri yardımcı filtre sinyalleridir ve ileride tanımlanacaktır. (4.15)

denkleminde $\mathcal{D}$ 'yi yalnız bırakmak için $(-H.\xi_b.\hat{\theta}_1^2.\mathcal{D})$ terimi eşitliğin sol tarafına atılır.

$$H.u_x + H.\zeta_b.\hat{\theta}_1^2.\mathcal{D} = K.r + H.\chi + Y.\hat{\phi} - H.\zeta_a.\hat{\theta}_1^1 + H.\zeta_c.\hat{\theta}_1^3 \quad (4.15b)$$

(3.32b) denkleminde u_x , $\Omega.\mathcal{D}$ olarak tanımlanmıştı. (4.15b)'de yerine konulursa,

$$H.\Omega.\mathcal{D} + H.\zeta_b.\hat{\theta}_1^2.\mathcal{D} = K.r + H.\chi + Y.\hat{\phi} - H.\zeta_a.\hat{\theta}_1^1 + H.\zeta_c.\hat{\theta}_1^3 \quad (4.15c)$$

yukarıdaki denklem elde edilir. Bu denklemi de $H.\mathcal{D}$ parantezine alınınca,

$$H.\mathcal{D}(\Omega + \zeta_b.\hat{\theta}_1^2) = K.r + H.\chi + Y.\hat{\phi} - H.\zeta_a.\hat{\theta}_1^1 + H.\zeta_c.\hat{\theta}_1^3 \quad (4.15d)$$

$\mathcal{G}$ gerilim değeri yalnız bırakılacak hale gelmiş olur. (4.15d) denkleminde eşitliğin her iki tarafını H^{-1} ile çarparak, sol taraftaki H çarpanı götürülür. $(\Omega + \zeta_b \cdot \hat{\theta}_1^2)$ ifadesi ise eşitliğin sağına atılır ve aşağıdaki hale getirilir.

$$\mathcal{G} = \frac{H^{-1} \cdot (K \cdot r + H \cdot \chi + Y \cdot \hat{\phi} - H \cdot \zeta_a \cdot \hat{\theta}_1^1 + H \cdot \zeta_c \cdot \hat{\theta}_1^3)}{(\Omega + \zeta_b \cdot \hat{\theta}_1^2)} \quad (4.15e)$$

(4.15e) denklemindeki matris bölmesi yapılamayacağı için paydaki matris ile paydadaki matrisin aynı sıradaki satırlarını birbirlerine bölerek $\mathcal{G}_1, \mathcal{G}_2, \mathcal{G}_3$ olmak üzere üç ayrı gerilim oluşturulur.

Tüm bu işlemlerin ardından hata dinamiğinin son hali elde edilebilir.

$$M \cdot \dot{r} = -K \cdot r + Y \cdot \tilde{\phi} - H \cdot \rho_2^I \cdot \tilde{\theta}_2 - H \cdot \rho_2^{II} \cdot \tilde{\theta}_2 - H \cdot \rho_2^{III} \cdot \tilde{\theta}_2 - H \cdot \begin{bmatrix} \theta_{11}^I \cdot z_1 - \hat{\theta}_{11}^I \cdot (\hat{z}_1 + \zeta_1) \\ \theta_{11}^{II} \cdot z_2 - \hat{\theta}_{11}^{II} \cdot (\hat{z}_2 + \zeta_4) \\ \theta_{11}^{III} \cdot z_3 - \hat{\theta}_{11}^{III} \cdot (\hat{z}_3 + \zeta_7) \end{bmatrix} \quad (4.16)$$

$$- H \cdot \begin{bmatrix} \theta_{12}^I \cdot \mathcal{G}_1 \cdot z_1 - \hat{\theta}_{12}^I \cdot \mathcal{G}_1 \cdot (\hat{z}_1 + \zeta_2) \\ \theta_{12}^{II} \cdot \mathcal{G}_2 \cdot z_2 - \hat{\theta}_{12}^{II} \cdot \mathcal{G}_2 \cdot (\hat{z}_2 + \zeta_5) \\ \theta_{12}^{III} \cdot \mathcal{G}_3 \cdot z_3 - \hat{\theta}_{12}^{III} \cdot \mathcal{G}_3 \cdot (\hat{z}_3 + \zeta_8) \end{bmatrix} + H \cdot \begin{bmatrix} \theta_{13}^I \cdot |\dot{x}_{MR1}| \cdot z_1 - \hat{\theta}_{13}^I \cdot |\dot{x}_{MR1}| \cdot (\hat{z}_1 + \zeta_3) \\ \theta_{13}^{II} \cdot |\dot{x}_{MR2}| \cdot z_2 - \hat{\theta}_{13}^{II} \cdot |\dot{x}_{MR2}| \cdot (\hat{z}_2 + \zeta_6) \\ \theta_{13}^{III} \cdot |\dot{x}_{MR3}| \cdot z_3 - \hat{\theta}_{13}^{III} \cdot |\dot{x}_{MR3}| \cdot (\hat{z}_3 + \zeta_9) \end{bmatrix}$$

Gerçekle tahmin arasındaki farkın gösterimi $\tilde{\bullet} = \bullet - \hat{\bullet}$ şeklinde kabul edilip düzenleme yapılırsa,

$$M \cdot \dot{r} = -K \cdot r + Y \cdot \tilde{\phi} - H \cdot \rho_2^I \cdot \tilde{\theta}_2 - H \cdot \rho_2^{II} \cdot \tilde{\theta}_2 - H \cdot \rho_2^{III} \cdot \tilde{\theta}_2 - H \cdot \begin{bmatrix} \tilde{\theta}_{11}^I \cdot z_1 - \theta_{11}^I \cdot (\hat{z}_1 + \zeta_1) \\ \tilde{\theta}_{11}^{II} \cdot z_2 - \theta_{11}^{II} \cdot (\hat{z}_2 + \zeta_4) \\ \tilde{\theta}_{11}^{III} \cdot z_3 - \theta_{11}^{III} \cdot (\hat{z}_3 + \zeta_7) \end{bmatrix}$$

$$- H \cdot \begin{bmatrix} -\tilde{\theta}_{12}^I \cdot \mathcal{G}_1 \cdot (\hat{z}_1 + \zeta_2) - \theta_{12}^I \cdot \mathcal{G}_1 \cdot (\hat{z}_1 - \zeta_2) + \tilde{\theta}_{13}^I \cdot |\dot{x}_{MR1}| \cdot (\hat{z}_1 + \zeta_3) + \theta_{13}^I \cdot |\dot{x}_{MR1}| \cdot (\hat{z}_1 - \zeta_3) \\ -\tilde{\theta}_{12}^{II} \cdot \mathcal{G}_2 \cdot (\hat{z}_2 + \zeta_5) - \theta_{12}^{II} \cdot \mathcal{G}_2 \cdot (\hat{z}_2 - \zeta_5) + \tilde{\theta}_{13}^{II} \cdot |\dot{x}_{MR2}| \cdot (\hat{z}_2 + \zeta_6) + \theta_{13}^{II} \cdot |\dot{x}_{MR2}| \cdot (\hat{z}_2 - \zeta_6) \\ -\tilde{\theta}_{12}^{III} \cdot \mathcal{G}_3 \cdot (\hat{z}_3 + \zeta_8) - \theta_{12}^{III} \cdot \mathcal{G}_3 \cdot (\hat{z}_3 - \zeta_8) + \tilde{\theta}_{13}^{III} \cdot |\dot{x}_{MR3}| \cdot (\hat{z}_3 + \zeta_9) + \theta_{13}^{III} \cdot |\dot{x}_{MR3}| \cdot (\hat{z}_3 - \zeta_9) \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

şeklinde yazılabilir. Denklemden geçen ρ_2^I , ρ_2^{II} ve ρ_2^{III} aşağıda verilmiştir.

$$\rho_2^I = \begin{bmatrix} \dot{x}_{MR1} & \dot{x}_{MR1} \cdot \mathcal{G}_1 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \rho_2^{II} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ \dot{x}_{MR2} & \dot{x}_{MR2} \cdot \mathcal{G}_2 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \rho_2^{III} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ \dot{x}_{MR3} & \dot{x}_{MR3} \cdot \mathcal{G}_3 \end{bmatrix}$$

4.4 Gözlemleyicinin Tasarlanması

Hata dinamiğinin belirlenmesinin ardından gözlemleyici tasarımına geçilebilir. MR damper kuvvetlerini ifade eden f_{MR} 'ın belirlenebilmesi için MR damper iç dinamiğinin tahmin edilmesi gerekmektedir. Tahmin denklemleri,

$$\begin{aligned}\dot{\hat{z}}_1 &= \dot{x}_{MR1} - a_0 \cdot |\dot{x}_{MR1}| \cdot \hat{z}_1 \\ \dot{\hat{z}}_2 &= \dot{x}_{MR2} - a_0 \cdot |\dot{x}_{MR2}| \cdot \hat{z}_2 \\ \dot{\hat{z}}_3 &= \dot{x}_{MR3} - a_0 \cdot |\dot{x}_{MR3}| \cdot \hat{z}_3\end{aligned}\quad (4.18)$$

olarak yazılabilir. Tahmin hataları ise $\tilde{z} = \hat{z} - z$ dönüşümüne uygun olarak,

$$\dot{\tilde{z}}_1 = -a_0 \cdot |\dot{x}_{MR1}| \cdot \tilde{z}_1 \quad \dot{\tilde{z}}_2 = -a_0 \cdot |\dot{x}_{MR2}| \cdot \tilde{z}_2 \quad \dot{\tilde{z}}_3 = -a_0 \cdot |\dot{x}_{MR3}| \cdot \tilde{z}_3 \quad (4.19)$$

şeklinde oluşturulabilir.

Sistemin modeli, hata dinamiği ve gözlemleyicinin tasarlanmasının ardından kararlılık analizi yapılmaya geçilebilir.

4.5 Kararlılık Analizi

Kararlılık analizi için öncelikle, tüm durum ve hata dinamiklerini içeren bir aday Lyapunov fonksiyonunun tanımlanması gerekir. Tanımlanan fonksiyonun da pozitif kararlılık gereği $V > 0$ ve $V(0) = 0$ şartlarını sağlaması gerekir [25].

$$\begin{aligned}V &= \frac{1}{2} \cdot r^T \cdot M \cdot r + \frac{1}{2} \cdot \tilde{z}_1^2 + \frac{1}{2} \cdot \tilde{z}_2^2 + \frac{1}{2} \cdot \tilde{z}_3^2 + \frac{1}{2} \cdot \tilde{\phi}^T \cdot \Gamma_\phi^{-1} \cdot \tilde{\phi} \\ &+ \frac{1}{2} \cdot \tilde{\theta}_2^T \cdot \Gamma_2^{-1} \cdot \tilde{\theta}_2 + \frac{1}{2} \cdot \tilde{\theta}_2^T \cdot \Gamma_2^{II-1} \cdot \tilde{\theta}_2 + \frac{1}{2} \cdot \tilde{\theta}_2^T \cdot \Gamma_2^{III-1} \cdot \tilde{\theta}_2 \\ &+ \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{\gamma_1} \cdot \tilde{\theta}_{11}^2 + \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{\gamma_2} \cdot \tilde{\theta}_{12}^2 + \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{\gamma_3} \cdot \tilde{\theta}_{13}^2 + \frac{1}{2} \cdot \tilde{\theta}_{11}^I \cdot (\tilde{z}_1 - \zeta_1)^2 \\ &+ \frac{1}{2} \cdot \tilde{\theta}_{12}^I \cdot (\tilde{z}_1 - \zeta_2)^2 + \frac{1}{2} \cdot \tilde{\theta}_{13}^I \cdot (\tilde{z}_1 - \zeta_3)^2 + \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{\gamma_4} \cdot \tilde{\theta}_{11}^{II^2} + \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{\gamma_5} \cdot \tilde{\theta}_{12}^{II^2} \\ &+ \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{\gamma_6} \cdot \tilde{\theta}_{13}^{II^2} + \frac{1}{2} \cdot \tilde{\theta}_{11}^{II} \cdot (\tilde{z}_2 - \zeta_4)^2 + \frac{1}{2} \cdot \tilde{\theta}_{12}^{II} \cdot (\tilde{z}_2 - \zeta_5)^2 \\ &+ \frac{1}{2} \cdot \tilde{\theta}_{13}^{II} \cdot (\tilde{z}_2 - \zeta_6)^2 + \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{\gamma_7} \cdot \tilde{\theta}_{11}^{III^2} + \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{\gamma_8} \cdot \tilde{\theta}_{12}^{III^2} + \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{\gamma_9} \cdot \tilde{\theta}_{13}^{III^2} \\ &+ \frac{1}{2} \cdot \tilde{\theta}_{11}^{III} \cdot (\tilde{z}_3 - \zeta_7)^2 + \frac{1}{2} \cdot \tilde{\theta}_{12}^{III} \cdot (\tilde{z}_3 - \zeta_8)^2 + \frac{1}{2} \cdot \tilde{\theta}_{13}^{III} \cdot (\tilde{z}_3 - \zeta_9)^2\end{aligned}\quad (4.20)$$

(4.20) ile tanımlanan denklem içerisindeki Γ_ϕ ve Γ_2 pozitif olarak tanımlanmış diyagonal adaptasyon katsayı matrisleridir. $\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_9$ ise yine pozitif adaptasyon kazanç katsayılarıdır. (4.20)'nin zamana göre türevi alındığında,

$$\begin{aligned}
\dot{V} = & r^T \cdot M \cdot \dot{r} + \tilde{z}_1 \cdot \dot{\tilde{z}}_1 + \tilde{z}_2 \cdot \dot{\tilde{z}}_2 + \tilde{z}_3 \cdot \dot{\tilde{z}}_3 \\
& + \tilde{\phi}^T \cdot \Gamma_\phi^{-1} \cdot \dot{\tilde{\phi}} + \tilde{\theta}_2^{I^T} \cdot \Gamma_2^{I^{-1}} \cdot \dot{\tilde{\theta}}_2^I + \tilde{\theta}_2^{II^T} \cdot \Gamma_2^{II^{-1}} \cdot \dot{\tilde{\theta}}_2^{II} + \tilde{\theta}_2^{III^T} \cdot \Gamma_2^{III^{-1}} \cdot \dot{\tilde{\theta}}_2^{III} \\
& + \frac{1}{\gamma_1} \cdot \tilde{\theta}_{11}^I \cdot \dot{\tilde{\theta}}_{11}^I + \frac{1}{\gamma_2} \cdot \tilde{\theta}_{12}^I \cdot \dot{\tilde{\theta}}_{12}^I + \frac{1}{\gamma_3} \cdot \tilde{\theta}_{13}^I \cdot \dot{\tilde{\theta}}_{13}^I + \frac{1}{\gamma_4} \cdot \tilde{\theta}_{11}^{II} \cdot \dot{\tilde{\theta}}_{11}^{II} + \frac{1}{\gamma_5} \cdot \tilde{\theta}_{12}^{II} \cdot \dot{\tilde{\theta}}_{12}^{II} \\
& + \frac{1}{\gamma_6} \cdot \tilde{\theta}_{13}^{II} \cdot \dot{\tilde{\theta}}_{13}^{II} + \frac{1}{\gamma_7} \cdot \tilde{\theta}_{11}^{III} \cdot \dot{\tilde{\theta}}_{11}^{III} + \frac{1}{\gamma_8} \cdot \tilde{\theta}_{12}^{III} \cdot \dot{\tilde{\theta}}_{12}^{III} + \frac{1}{\gamma_9} \cdot \tilde{\theta}_{13}^{III} \cdot \dot{\tilde{\theta}}_{13}^{III} \\
& + \theta_{11}^I \cdot (\tilde{z}_1 - \zeta_1) \cdot (\dot{\tilde{z}}_1 - \dot{\zeta}_1) + \theta_{12}^I \cdot (\tilde{z}_1 - \zeta_2) \cdot (\dot{\tilde{z}}_1 - \dot{\zeta}_2) + \theta_{13}^I \cdot (\tilde{z}_1 - \zeta_3) \cdot (\dot{\tilde{z}}_1 - \dot{\zeta}_3) \\
& + \theta_{11}^{II} \cdot (\tilde{z}_2 - \zeta_4) \cdot (\dot{\tilde{z}}_2 - \dot{\zeta}_4) + \theta_{12}^{II} \cdot (\tilde{z}_2 - \zeta_5) \cdot (\dot{\tilde{z}}_2 - \dot{\zeta}_5) + \theta_{13}^{II} \cdot (\tilde{z}_2 - \zeta_6) \cdot (\dot{\tilde{z}}_2 - \dot{\zeta}_6) \\
& + \theta_{11}^{III} \cdot (\tilde{z}_3 - \zeta_7) \cdot (\dot{\tilde{z}}_3 - \dot{\zeta}_7) + \theta_{12}^{III} \cdot (\tilde{z}_3 - \zeta_8) \cdot (\dot{\tilde{z}}_3 - \dot{\zeta}_8) + \theta_{13}^{III} \cdot (\tilde{z}_3 - \zeta_9) \cdot (\dot{\tilde{z}}_3 - \dot{\zeta}_9)
\end{aligned} \quad (4.21)$$

} P

Denklemini elde edilir. Hesaplamalarda kolaylık sağlaması açısından (3.39)'un belirtilen kısmı P olarak tanımlanmıştır. (4.17) ile (4.19) denklemleri (4.21) içerisinde yazılırsa, Lyapunov fonksiyonu aşağıdaki halini alır.

$$\begin{aligned}
\dot{V} = & r^T \cdot \left(\begin{aligned} & -K \cdot r + Y \cdot \tilde{\phi} - H \cdot \rho_2^I \cdot \tilde{\theta}_2^I - H \cdot \rho_2^{II} \cdot \tilde{\theta}_2^{II} \\ & -H \cdot \rho_2^{III} \cdot \tilde{\theta}_2^{III} - H \cdot \tilde{\theta}_{11}^I (\hat{z}_1 + \zeta_1) - H \cdot \theta_{11}^I (\tilde{z}_1 - \zeta_1) \\ & -H \cdot \tilde{\theta}_{12}^I \cdot \mathcal{Q}_1 (\hat{z}_1 + \zeta_2) - H \cdot \theta_{12}^I \cdot \mathcal{Q}_1 (\tilde{z}_1 - \zeta_2) \\ & + H \cdot \tilde{\theta}_{13}^I |\dot{x}_{MR1}| (\hat{z}_1 + \zeta_3) + H \cdot \theta_{13}^I |\dot{x}_{MR1}| (\tilde{z}_1 - \zeta_3) \\ & -H \cdot \tilde{\theta}_{11}^{II} (\hat{z}_2 + \zeta_4) - H \cdot \theta_{11}^{II} (\tilde{z}_2 - \zeta_4) \\ & -H \cdot \tilde{\theta}_{12}^{II} \cdot \mathcal{Q}_2 (\hat{z}_2 + \zeta_5) - H \cdot \theta_{12}^{II} \cdot \mathcal{Q}_2 (\tilde{z}_2 - \zeta_5) \\ & + H \cdot \tilde{\theta}_{13}^{II} |\dot{x}_{MR2}| (\hat{z}_2 + \zeta_6) + H \cdot \theta_{13}^{II} |\dot{x}_{MR2}| (\tilde{z}_2 - \zeta_6) \\ & -H \cdot \tilde{\theta}_{11}^{III} (\hat{z}_3 + \zeta_7) - H \cdot \theta_{11}^{III} (\tilde{z}_3 - \zeta_7) \\ & -H \cdot \tilde{\theta}_{12}^{III} \cdot \mathcal{Q}_3 (\hat{z}_3 + \zeta_8) - H \cdot \theta_{12}^{III} \cdot \mathcal{Q}_3 (\tilde{z}_3 - \zeta_8) \\ & + H \cdot \tilde{\theta}_{13}^{III} |\dot{x}_{MR3}| (\hat{z}_3 + \zeta_9) + H \cdot \theta_{13}^{III} |\dot{x}_{MR3}| (\tilde{z}_3 - \zeta_9) \end{aligned} \right) \\
& + \tilde{z}_1 (-a_0 \cdot |x_{MR1}| \cdot \tilde{z}_1) + \tilde{z}_2 (-a_0 \cdot |x_{MR2}| \cdot \tilde{z}_2) + \tilde{z}_3 (-a_0 \cdot |x_{MR3}| \cdot \tilde{z}_3) \\
& + \tilde{\phi}^T \cdot \Gamma_\phi^{-1} \cdot \dot{\tilde{\phi}} + \tilde{\theta}_2^{I^T} \cdot \Gamma_2^{I^{-1}} \cdot \dot{\tilde{\theta}}_2^I + \tilde{\theta}_2^{II^T} \cdot \Gamma_2^{II^{-1}} \cdot \dot{\tilde{\theta}}_2^{II} + \tilde{\theta}_2^{III^T} \cdot \Gamma_2^{III^{-1}} \cdot \dot{\tilde{\theta}}_2^{III} \\
& + \frac{1}{\gamma_1} \cdot \tilde{\theta}_{11}^I \cdot \dot{\tilde{\theta}}_{11}^I + \frac{1}{\gamma_2} \cdot \tilde{\theta}_{12}^I \cdot \dot{\tilde{\theta}}_{12}^I + \frac{1}{\gamma_3} \cdot \tilde{\theta}_{13}^I \cdot \dot{\tilde{\theta}}_{13}^I \\
& + \frac{1}{\gamma_4} \cdot \tilde{\theta}_{11}^{II} \cdot \dot{\tilde{\theta}}_{11}^{II} + \frac{1}{\gamma_5} \cdot \tilde{\theta}_{12}^{II} \cdot \dot{\tilde{\theta}}_{12}^{II} + \frac{1}{\gamma_6} \cdot \tilde{\theta}_{13}^{II} \cdot \dot{\tilde{\theta}}_{13}^{II} \\
& + \frac{1}{\gamma_7} \cdot \tilde{\theta}_{11}^{III} \cdot \dot{\tilde{\theta}}_{11}^{III} + \frac{1}{\gamma_8} \cdot \tilde{\theta}_{12}^{III} \cdot \dot{\tilde{\theta}}_{12}^{III} + \frac{1}{\gamma_9} \cdot \tilde{\theta}_{13}^{III} \cdot \dot{\tilde{\theta}}_{13}^{III} + P
\end{aligned} \quad (4.22)$$

Hatayı sıfıra yakınsatmak için adaptasyon kuralları aşağıdaki formda yazılır ve denklem içerisine konulur.

$$\begin{aligned}
\dot{\hat{\phi}} &= -\dot{\hat{\phi}} = -\Gamma Y^T .r \\
\dot{\hat{\theta}}_2^I &= \dot{\hat{\theta}}_2^I = \Gamma_2^I .\rho_2^T .H^T .r & \dot{\hat{\theta}}_2^{II} &= \dot{\hat{\theta}}_2^{II} = \Gamma_2^{II} .\rho_2^{II^T} .H^T .r & \dot{\hat{\theta}}_2^{III} &= \dot{\hat{\theta}}_2^{III} = \Gamma_2^{III} .\rho_2^{III^T} .H^T .r \\
\dot{\hat{\theta}}_{11}^I &= -\dot{\hat{\theta}}_{11}^I = \gamma_1(\hat{z}_1 + \zeta_1)H^T .r & \dot{\hat{\theta}}_{11}^{II} &= -\dot{\hat{\theta}}_{11}^{II} = \gamma_4(\hat{z}_2 + \zeta_4)H^T .r & \dot{\hat{\theta}}_{11}^{III} &= -\dot{\hat{\theta}}_{11}^{III} = \gamma_7(\hat{z}_3 + \zeta_7)H^T .r \\
\dot{\hat{\theta}}_{12}^I &= -\dot{\hat{\theta}}_{12}^I = \gamma_2.\mathcal{Q}_1(\hat{z}_1 + \zeta_2)H^T .r & \dot{\hat{\theta}}_{12}^{II} &= -\dot{\hat{\theta}}_{12}^{II} = \gamma_5.\mathcal{Q}_2(\hat{z}_2 + \zeta_5)H^T .r & \dot{\hat{\theta}}_{12}^{III} &= -\dot{\hat{\theta}}_{12}^{III} = \gamma_8.\mathcal{Q}_3(\hat{z}_3 + \zeta_8)H^T .r \\
\dot{\hat{\theta}}_{13}^I &= -\dot{\hat{\theta}}_{13}^I = -\gamma_3.\lvert x_{MR1} \rvert (\hat{z}_1 + \zeta_3)H^T .r & \dot{\hat{\theta}}_{13}^{II} &= -\dot{\hat{\theta}}_{13}^{II} = -\gamma_6.\lvert x_{MR2} \rvert (\hat{z}_2 + \zeta_6)H^T .r & \dot{\hat{\theta}}_{13}^{III} &= -\dot{\hat{\theta}}_{13}^{III} = -\gamma_9.\lvert x_{MR3} \rvert (\hat{z}_3 + \zeta_9)H^T .r
\end{aligned} \tag{4.23}$$

Elde edilen (4.23) denklemi de (4.21) içerisine yazıldığında,

$$\begin{aligned}
\dot{V} &= -r^T .K .r - a_0 \lvert x_{MR1} \rvert \tilde{z}_1^2 - a_0 \lvert x_{MR2} \rvert \tilde{z}_2^2 - a_0 \lvert x_{MR3} \rvert \tilde{z}_3^2 - r^T .H .\theta_{11}^I (\tilde{z}_1 - \zeta_1) \\
&- r^T .H .\theta_{12}^I .\mathcal{Q}_1(\tilde{z}_1 - \zeta_2) + r^T .H .\theta_{13}^I .\lvert x_{MR1} \rvert (\tilde{z}_1 - \zeta_3) \\
&- r^T .H .\theta_{11}^{II} (\tilde{z}_2 - \zeta_4) - r^T .H .\theta_{12}^{II} .\mathcal{Q}_2(\tilde{z}_2 - \zeta_5) + r^T .H .\theta_{13}^{II} .\lvert x_{MR2} \rvert (\tilde{z}_2 - \zeta_6) \\
&- r^T .H .\theta_{11}^{III} (\tilde{z}_3 - \zeta_7) - r^T .H .\theta_{12}^{III} .\mathcal{Q}_3(\tilde{z}_3 - \zeta_8) + r^T .H .\theta_{13}^{III} .\lvert x_{MR3} \rvert (\tilde{z}_3 - \zeta_9) \\
&+ \theta_{11}^I (\tilde{z}_1 - \zeta_1)(\dot{\tilde{z}}_1 - \dot{\zeta}_1) + \theta_{12}^I (\tilde{z}_1 - \zeta_2)(\dot{\tilde{z}}_1 - \dot{\zeta}_2) + \theta_{13}^I (\tilde{z}_1 - \zeta_3)(\dot{\tilde{z}}_1 - \dot{\zeta}_3) \\
&+ \theta_{11}^{II} (\tilde{z}_2 - \zeta_4)(\dot{\tilde{z}}_2 - \dot{\zeta}_4) + \theta_{12}^{II} (\tilde{z}_2 - \zeta_5)(\dot{\tilde{z}}_2 - \dot{\zeta}_5) + \theta_{13}^{II} (\tilde{z}_2 - \zeta_6)(\dot{\tilde{z}}_2 - \dot{\zeta}_6) \\
&+ \theta_{11}^{III} (\tilde{z}_3 - \zeta_7)(\dot{\tilde{z}}_3 - \dot{\zeta}_7) + \theta_{12}^{III} (\tilde{z}_3 - \zeta_8)(\dot{\tilde{z}}_3 - \dot{\zeta}_8) + \theta_{13}^{III} (\tilde{z}_3 - \zeta_9)(\dot{\tilde{z}}_3 - \dot{\zeta}_9)
\end{aligned} \tag{4.24}$$

Lyapunov fonksiyonunun türevi yukarıdaki gibi elde edilmiş olur. Daha önce (4.15a)'da tanımlanmış olan ζ_a, ζ_b ve ζ_c matrisleri içerisindeki yardımcı filtreler aşağıdaki gibi tanımlanır.

$$\begin{aligned}
\dot{\zeta}_1 &= -a_0 \lvert x_{MR1} \rvert \zeta_1 - H^T .r & \dot{\zeta}_2 &= -a_0 \lvert x_{MR1} \rvert \zeta_2 - \mathcal{Q}_1 .H^T .r & \dot{\zeta}_3 &= -a_0 \lvert x_{MR1} \rvert \zeta_3 + \lvert x_{MR1} \rvert H^T .r \\
\dot{\zeta}_4 &= -a_0 \lvert x_{MR2} \rvert \zeta_4 - H^T .r & \dot{\zeta}_5 &= -a_0 \lvert x_{MR2} \rvert \zeta_5 - \mathcal{Q}_2 .H^T .r & \dot{\zeta}_6 &= -a_0 \lvert x_{MR2} \rvert \zeta_6 + \lvert x_{MR2} \rvert H^T .r \\
\dot{\zeta}_7 &= -a_0 \lvert x_{MR3} \rvert \zeta_7 - H^T .r & \dot{\zeta}_8 &= -a_0 \lvert x_{MR3} \rvert \zeta_8 - \mathcal{Q}_3 .H^T .r & \dot{\zeta}_9 &= -a_0 \lvert x_{MR3} \rvert \zeta_9 + \lvert x_{MR3} \rvert H^T .r
\end{aligned} \tag{4.25}$$

Tasarlanan bu yardımcı filtreler (4.24) içinde yazıldığında,

$$\begin{aligned}
\dot{V} &= -r^T .K .r - a_0 \lvert x_{MR1} \rvert \tilde{z}_1^2 - a_0 \lvert x_{MR2} \rvert \tilde{z}_2^2 - a_0 \lvert x_{MR3} \rvert \tilde{z}_3^2 \\
&- \theta_{11}^I .a_0 \lvert x_{MR1} \rvert (\tilde{z}_1 - \zeta_1)^2 - \theta_{12}^I .a_0 \lvert x_{MR1} \rvert (\tilde{z}_1 - \zeta_2)^2 - \theta_{13}^I .a_0 \lvert x_{MR1} \rvert (\tilde{z}_1 - \zeta_3)^2 \\
&- \theta_{11}^{II} .a_0 \lvert x_{MR2} \rvert (\tilde{z}_2 - \zeta_4)^2 - \theta_{12}^{II} .a_0 \lvert x_{MR2} \rvert (\tilde{z}_2 - \zeta_5)^2 - \theta_{13}^{II} .a_0 \lvert x_{MR2} \rvert (\tilde{z}_2 - \zeta_6)^2 \\
&- \theta_{11}^{III} .a_0 \lvert x_{MR3} \rvert (\tilde{z}_3 - \zeta_7)^2 - \theta_{12}^{III} .a_0 \lvert x_{MR3} \rvert (\tilde{z}_3 - \zeta_8)^2 - \theta_{13}^{III} .a_0 \lvert x_{MR3} \rvert (\tilde{z}_3 - \zeta_9)^2
\end{aligned} \tag{4.26}$$

Lyapunov fonksiyonunun türevi yukarıdaki son halini alır. (4.26) denklemindeki son 12 terimin daima '0'dan küçük olacağı açıktır. İşareti belirsiz olan sadece $-r^T.K.r$ terimidir. Lyapunov fonksiyonunun asimtotik kararlılık şartı $\dot{V} \leq 0$ olduğundan dolayı [25, 26], modelimizin kararlılık şartını,

$$\dot{V} \leq -r^T.K.r$$

olarak sınırlandırabiliriz. Bu durumda K matrisindeki katsayılar pozitif değerlerle oluşturulduğu takdirde $\dot{V} \leq 0$ şartı daima sağlanacaktır ve böylece sistemin kararlılığı sağlanmış olur.

BÖLÜM 5

SİMÜLASYON

Önceki bölümde oluşturulan ve kararlılık analizi yapılan uçak modeline ait denklemler bilgisayar ortamında simüle edilerek kontrolcü tasarımında kullanılan katsayıların belirlenecektir. Ardından kontrolcünün sisteme etkisini saptamak amacıyla kontrolcülü ve kontrolcüsüz sistemlerin grafikleri karşılaştırılarak, uygulanan kontrolün ne kadar başarılı olduğu incelenmelidir. Yapılacak simülasyon için Matlab ve Simulink'ten yararlanılacaktır.

5.1 Parametrelerin Tanımlanması

Modelin parametreleri Wright ve Cooper'ın [27] modelindeki değerler baz alınarak, daha büyük bir uçağa göre uyarlanmıştır.

Çizelge 5.1 Uçak modelinin parametreleri

Parametre	Tanım	Değer	Birim
M	Gövde kütlesi	20,000	kg
m_1	Burun iniş takımı kütlesi	150	kg
m_2	Sol ana iniş takımı kütlesi	250	kg
m_3	Sağ ana iniş takımı kütlesi	250	kg
k_{s1}	Burun iniş takımı rijitlik katsayısı	80,000	N/m

Çizelge 5. 1 Uçak modelinin parametreleri (devamı)

k_{s2}	Sol ana iniş takımı rijitlik katsayısı	240,000	N/m
k_{s3}	Sağ ana iniş takımı rijitlik katsayısı	240,000	N/m
C_{s1}	Burun iniş takımı sönüm katsayısı	960	N.s/m
C_{s2}	Sol ana iniş takımı sönüm katsayısı	5760	N.s/m
C_{s3}	Sağ ana iniş takımı sönüm katsayısı	5760	N.s/m
k_{t1}	Burun tekerlek rijitlik katsayısı	700,000	N/m
k_{t2}	Sol tekerlek rijitlik katsayısı	1,000,000	N/m
k_{t3}	Sağ tekerlek rijitlik katsayısı	1,000,000	N/m
C_{t1}	Burun tekerlek sönüm katsayısı	0	N.s/m
C_{t2}	Sol tekerlek sönüm katsayısı	0	N.s/m
C_{t3}	Sağ tekerlek sönüm katsayısı	0	N.s/m
J_{yy}	y-y eksenindeki atalet momenti	144,000	kg.m ²
J_{zz}	z-z eksenindeki atalet momenti	221,500	kg.m ²
L_f	Ağırlık merkezi ile burun iniş takımı arasındaki mesafe	6.8	m
L_r	Ağırlık merkezi ile ana iniş takımları arasındaki mesafe	0.75	m
L_{ml}	Ağırlık merkezi ile sol ana iniş takımı arasındaki mesafe	5.2	m
L_{mr}	Ağırlık merkezi ile sağ ana iniş takımı arasındaki mesafe	5.2	m

5.2 Modelin Simulink'e Aktarılması

Oluşturulan matematiksel modelin simülasyonda denenebilmesi için, çıkarılan denklemler Matlab Simulink aracılığıyla bilgisayara aktarılmıştır.

5.2.1 Yol Girişi

Sivakumar ve Haran'ın çalışmalarında kullanılan yol girişleri aşağıdaki gibi oluşturulmuştur [2]. Burun iniş takımı için;

$$\begin{aligned} 40(1 - \cos \omega t) & \quad 0.2 \leq t \leq 1.0 \\ 0 & \quad \text{aksi takdirde} \end{aligned} \quad (5.1)$$

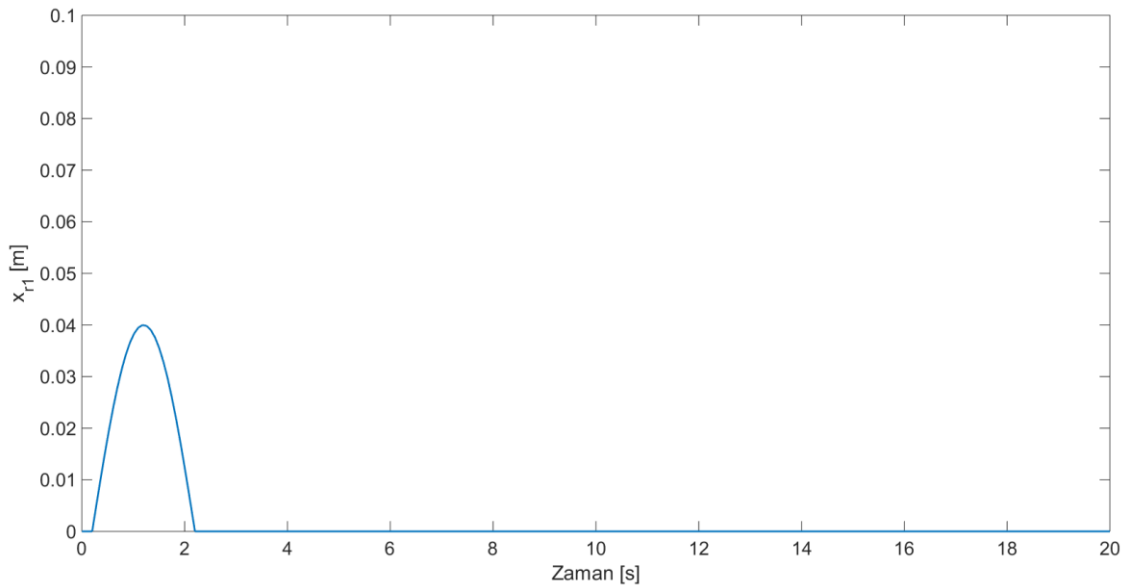
Sol ana iniş takımı için;

$$\begin{aligned} 60(1 - \cos \omega t) & \quad 2.6 \leq t \leq 3.4 \\ 0 & \quad \text{aksi takdirde} \end{aligned} \quad (5.2)$$

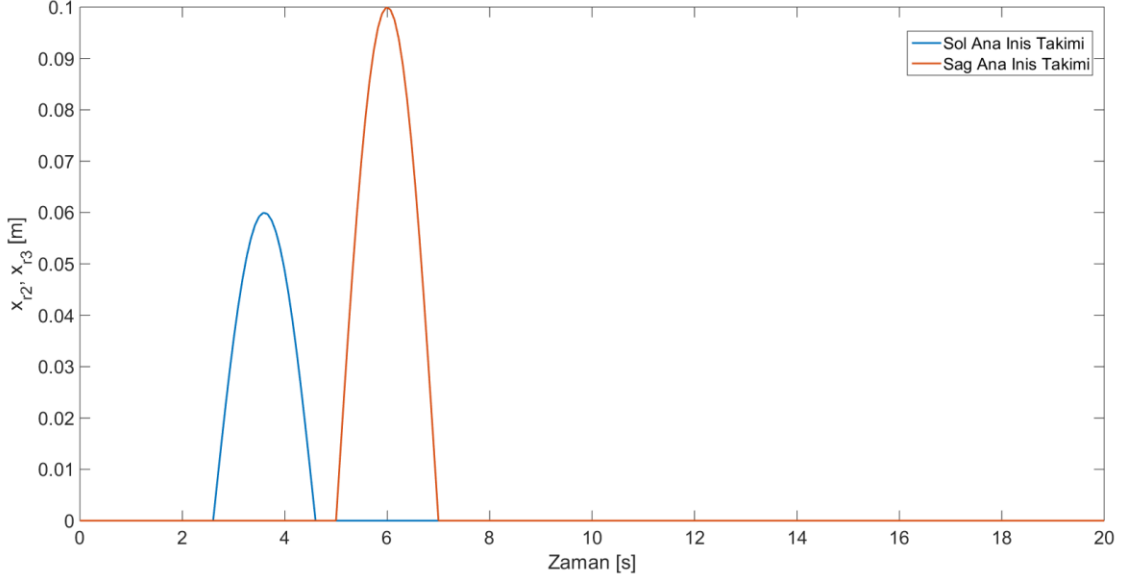
Sağ ana iniş takımı için;

$$\begin{aligned} 100(1 - \cos \omega t) & \quad 5.0 \leq t \leq 5.8 \\ 0 & \quad \text{aksi takdirde} \end{aligned} \quad (5.3)$$

eşitlikleri verilmiştir. Frekans 7.85 rad/s olarak alınmıştır. Yol girişlerinin grafikleri Şekil 5. 1 ve Şekil 5. 2'de gösterilmiştir [2]. Aynı yol girişi bu çalışmadaki simülasyonlarda da kullanılmıştır.



Şekil 5. 1 Burun iniş takımına etkiyen yol girişi



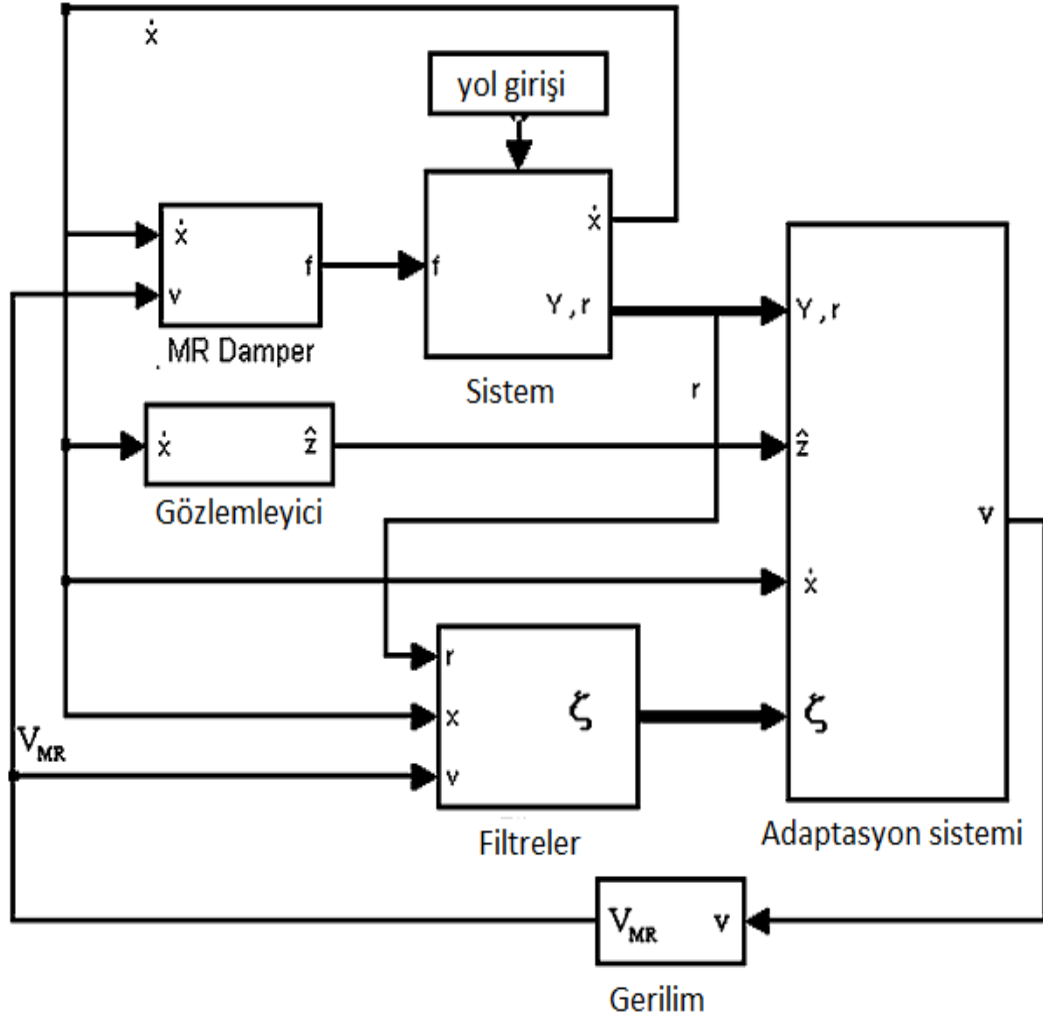
Şekil 5. 2 Sağ ve sol ana iniş takımlarına etkiyen yol girişi

5.2.2 Uçak Hareket Denklemleri

(3.6 – 3.11) denklemlerinin modelin hareket denklemlerini ifade ettiği Bölüm 3’te belirtilmişti. Bu eşitlikler pasif model için simulink’e aynen aktarılır. MR damperli modelde ise, denklemlerde yer alan gövde ile tekerlekler arasındaki sönüm katsayıları hesaptan çıkartılır. MR damperden gelen sönüm kuvvetleri ayrı olarak sisteme dahil edilir. Ana iniş takımlarında kullanılan MR damperlerdeki sönüm ihtiyacı daha fazla olduğu için 4,37 değerinde düzeltme katsayıları kullanılmıştır.

5.2.3 Kontrol Sistemi

Sistemin davranışını gözleyerek kontrolcüyü adapte eden bir blok oluşturulup bu bloğa hata dinamiği, regresyon matrisi, gözlemleyiciler gibi sisteme ait birçok parametre girilir. Bu parametreler (4.23)’te tanımlanan adaptasyon kurallarına göre hesaplamalara tabi tutularak, yol kuvvetlerine uygun yanıt verecek gerilim üretilir ve üretilen gerilim sisteme uygulanır. Bu şekilde anlık gerilim hesaplaması yapılmış olur. Uygulanan kontrolün şeması Şekil 5. 5’te gösterildiği gibidir [28].



Şekil 5. 3 Kontrol şeması

Yukarıda gösterilen kontrol şemasının sisteme uygulanması ise Şekil 5. 3'te gösterilmiştir.

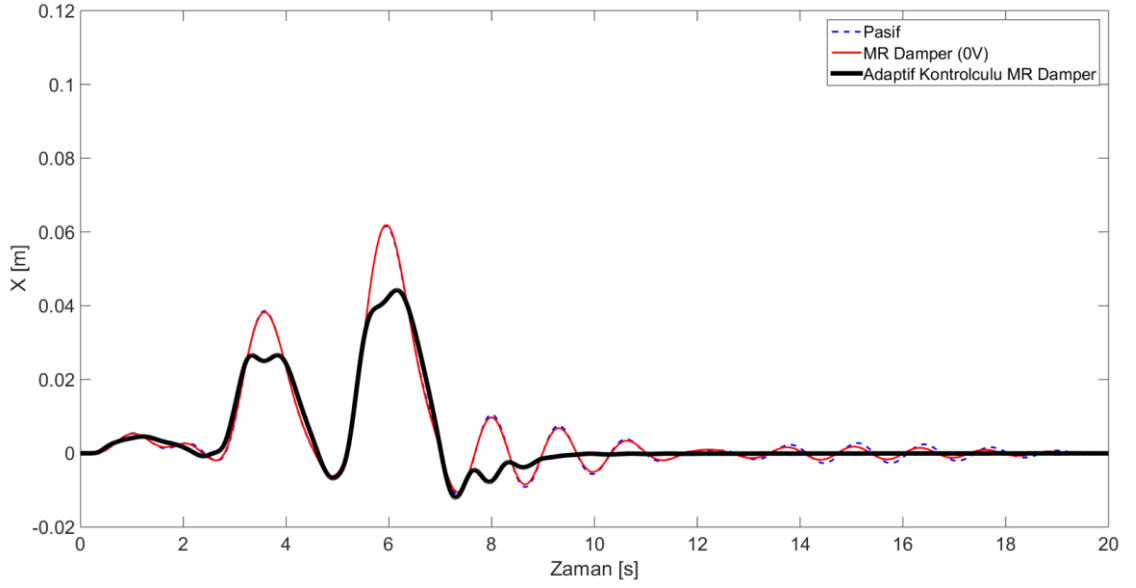
5.3 Nümerik Simülasyon

Önerilen yeni tasarımın ne kadar sağlıklı olduğunu ve uygulanan kontrolün sisteme nasıl etkilerinin olduğunu tespit etmek için Matlab Simulink ortamında nümerik analizler yapılmıştır. Sisteme herhangi bir dış etki olmadığı durumlardaki davranışını gözlemleyebilmek için 50 saniyelik periyotta simülasyon yapılmıştır. Böylece kararlılık da denenmiştir.

5.3.1 Yer Değiştirmelerin Karşılaştırılması

Uçak Gövdesi:

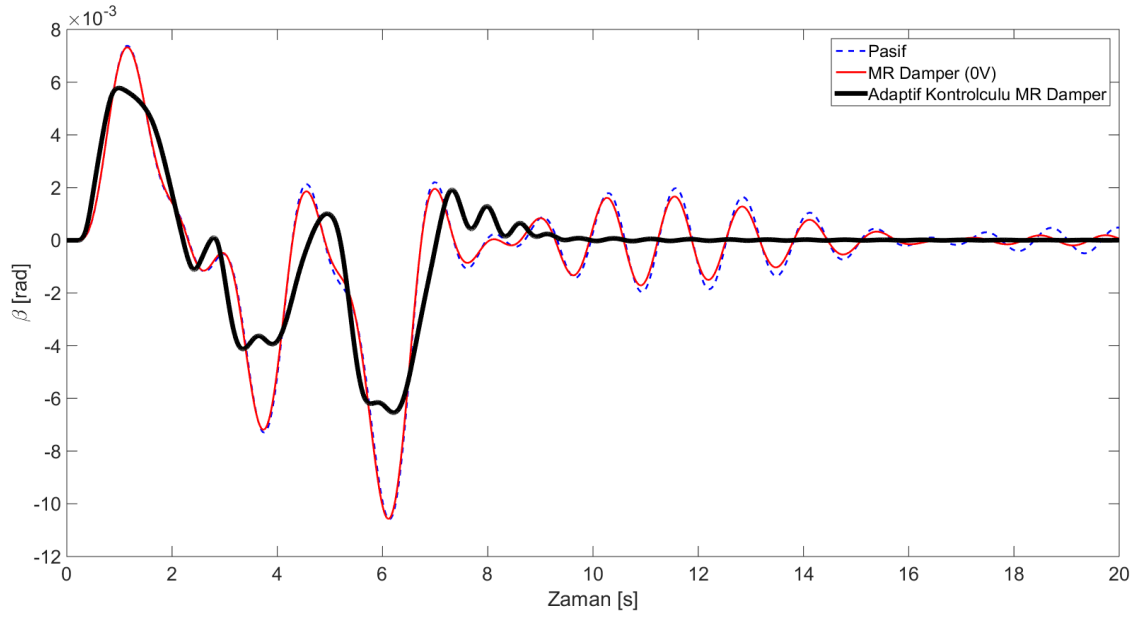
Yolcu konforu ve uçak yapısının yorulma dayanımı bakımından kontrol edilmesi en mühim değişken uçak gövdesinin yer değiştirmesidir. şekil 5. 4'te pasif, gerilim uygulanmayan MR ve kontrolcülü MR damperli iniş takımlarına sahip uçakların, aynı koşullar altındaki gövde hareketleri gösterilmektedir.



şekil 5. 4 Uçak gövdesinin yer değiştirmesi

Gövdenin Kafa Vurma Hareketi:

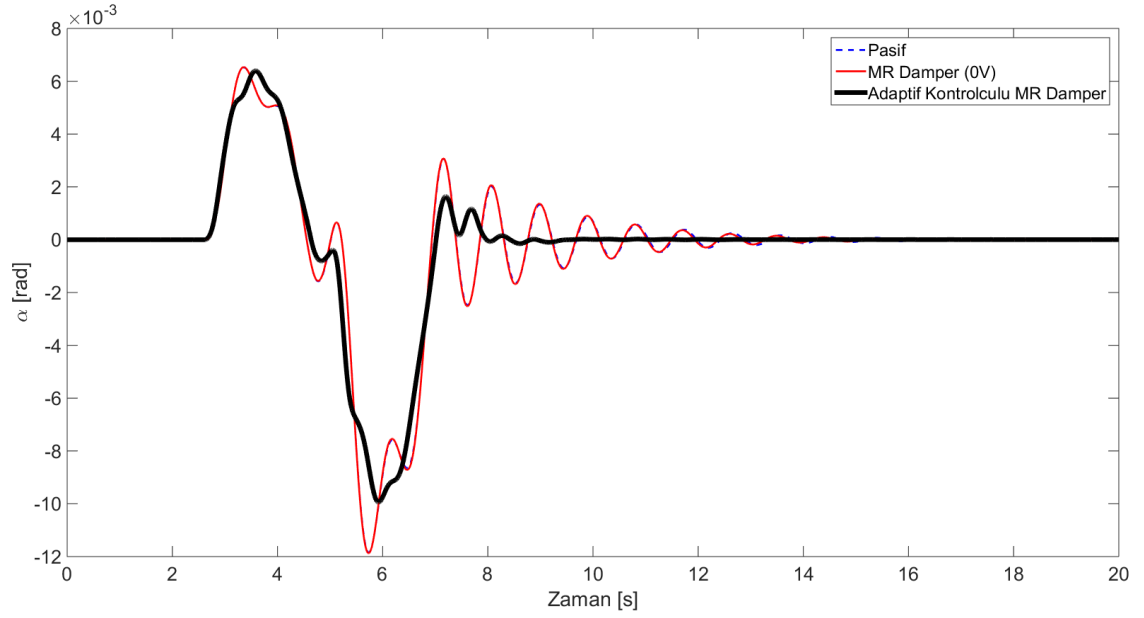
z - z eksenindeki açısal yer değiştirmeler veya diğer bir deyişle “kafa vurma” hareketi şekil 5. 5'te görülebilir.



Şekil 5. 5 Uçak gövdesinin kafa vurma hareketi

Gövdenin Yalpalama Hareketi:

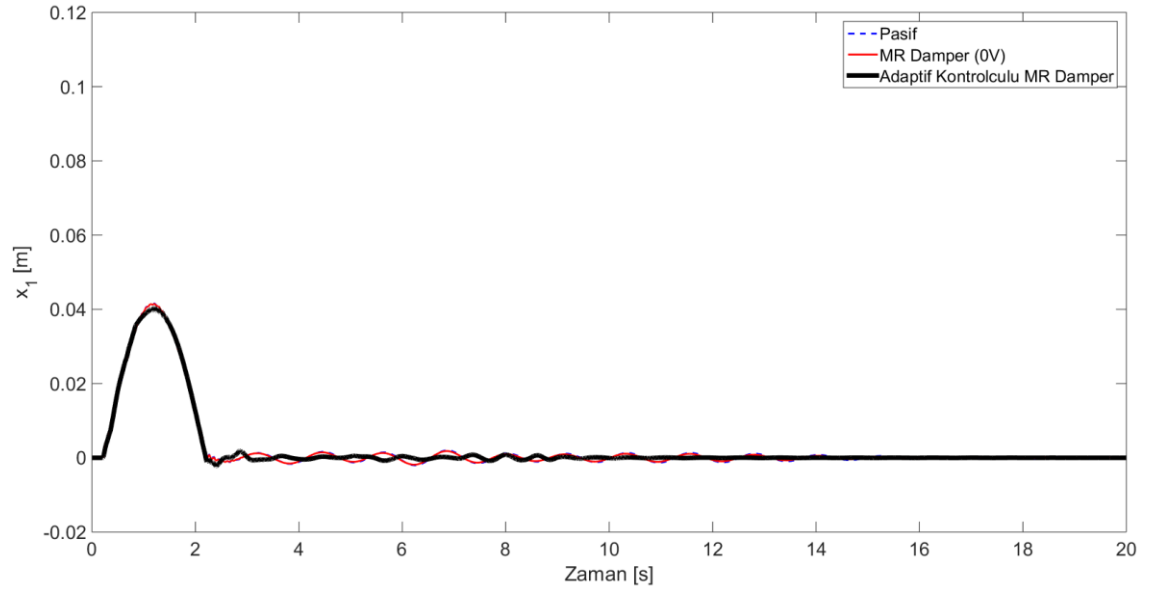
y-y eksenindeki açısıl yer değiştirmeler veya diğer bir deyişle “yalpalama” hareketi Şekil 5. 6’da görülebilir.



Şekil 5. 6 Uçak gövdesinin yalpalama hareketi

Burun İniş Takımı:

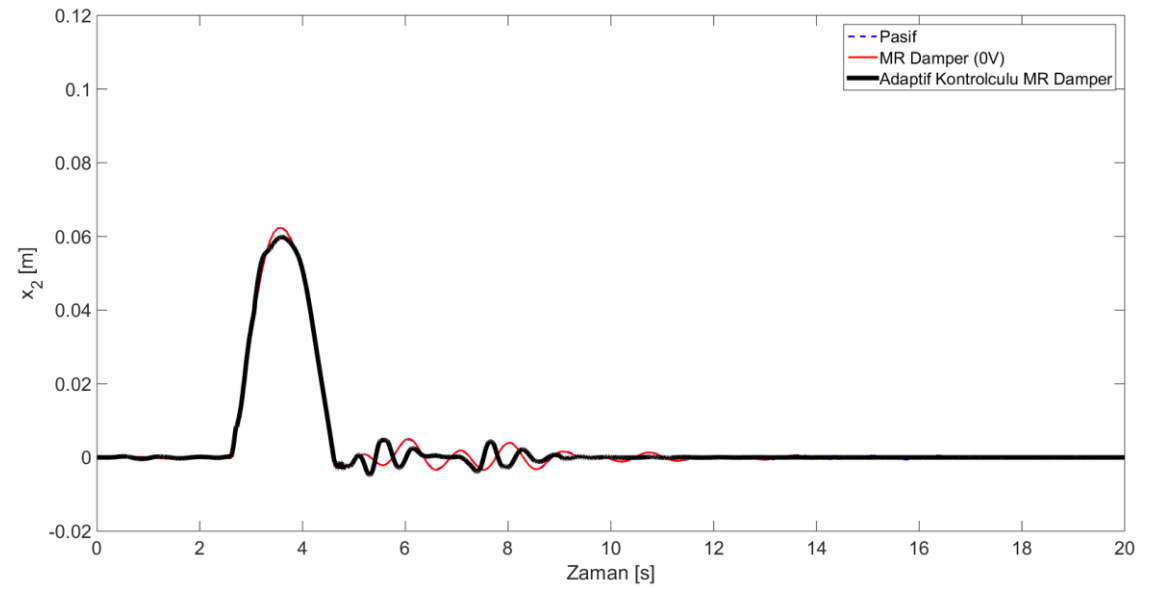
Burun dikmesinin yer değıştirmesi aşağıdaki gibidir.



Şekil 5. 7 Burun iniş takımının yer değıştirmesi

Sol Ana İniş Takımı:

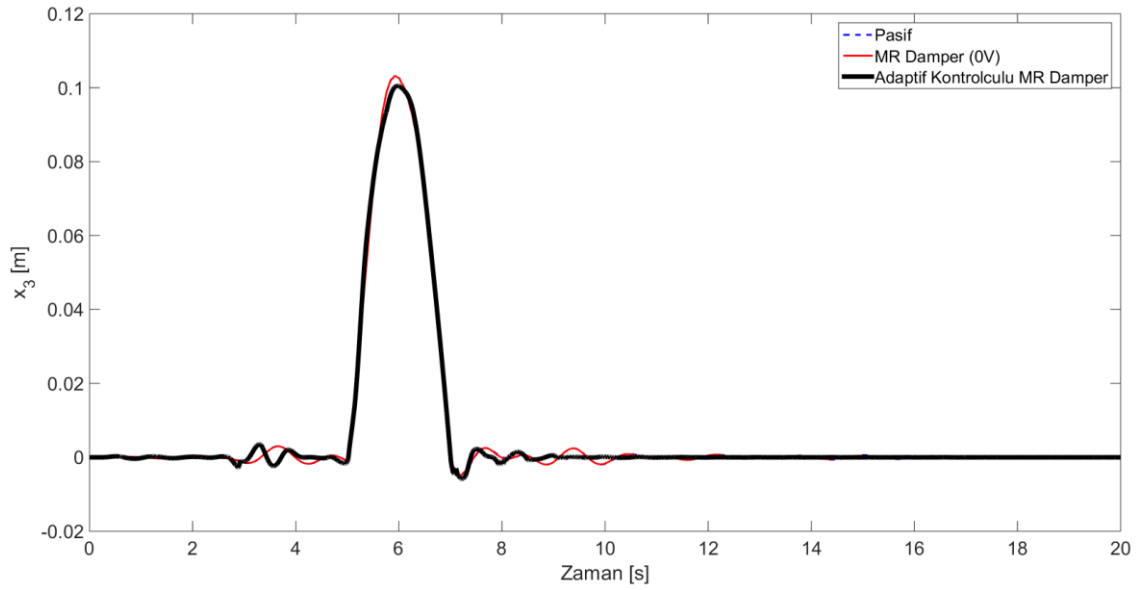
Sol ana iniş takımının yer değıştirmesi aşağıdaki gibidir.



Şekil 5. 8 Sol ana iniş takımının yer değıştirmesi

Sağ Ana İniş Takımı:

Sağ ana iniş takımının yer değiştirmesi aşağıdaki gibidir.

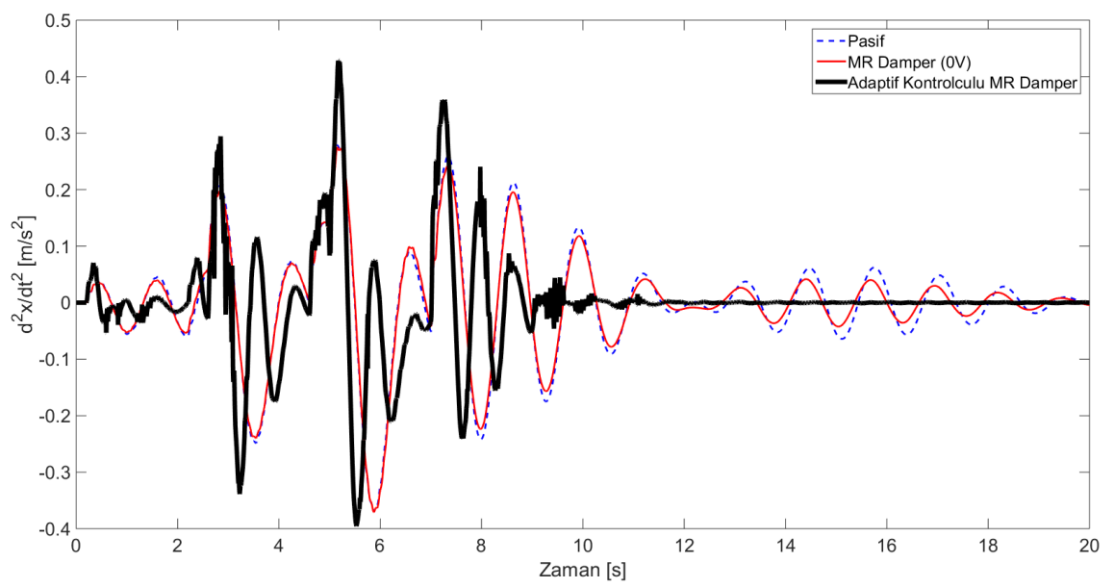


Şekil 5. 9 Sağ ana iniş takımının yer değiştirmesi

5.3.2 İvmelerin Karşılaştırılması

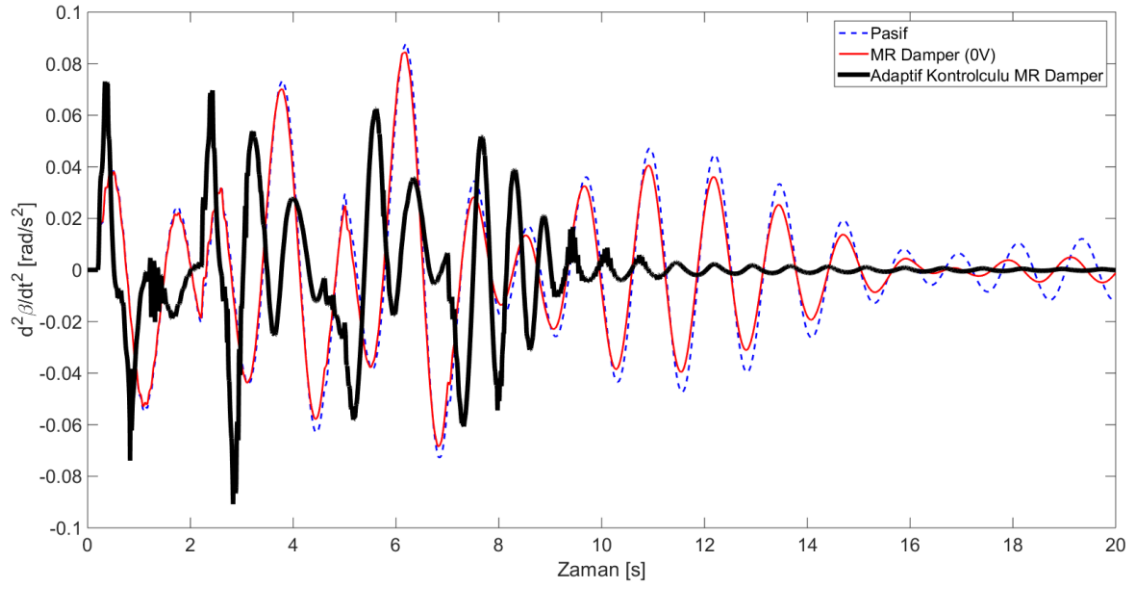
Simülasyon sonucunda elde edilen ivme verileri grafiksel olarak aşağıdaki gibi gözlemlenmiştir.

Uçak Gövdesi:



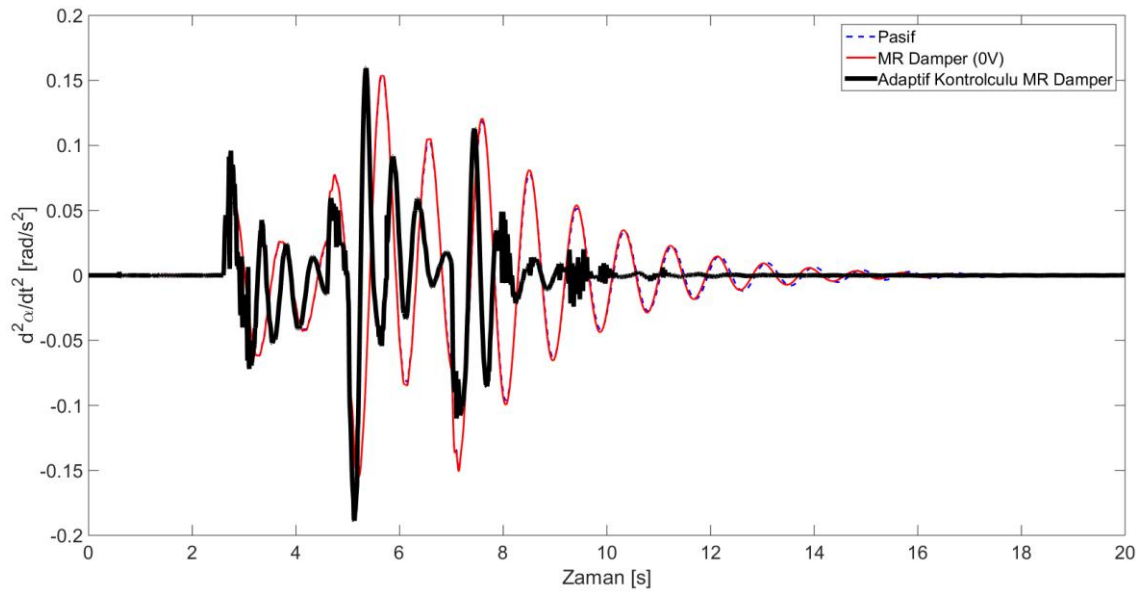
Şekil 5. 10 Uçak gövdesinin ivmesi

Gövdenin Kafa Vurma İvmesi:



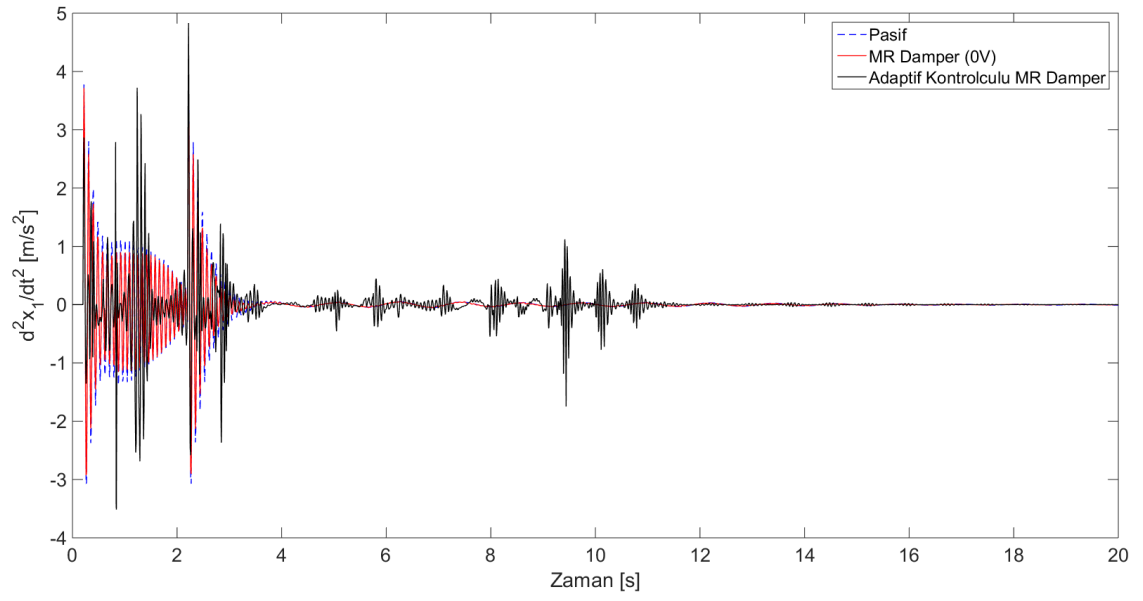
Şekil 5. 11 Uçak gövdesinin kafa vurma ivmesi

Gövdenin Yalpalama İvmesi:



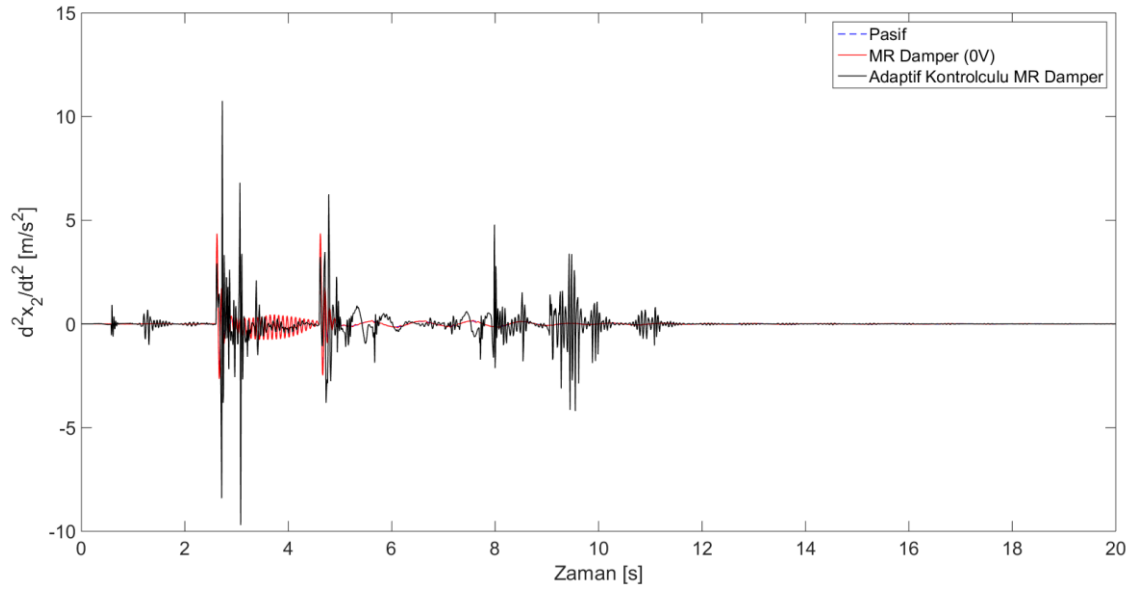
Şekil 5. 12 Uçak gövdesinin yalpalama ivmesi

Burun İniş Takımının İvmesi:



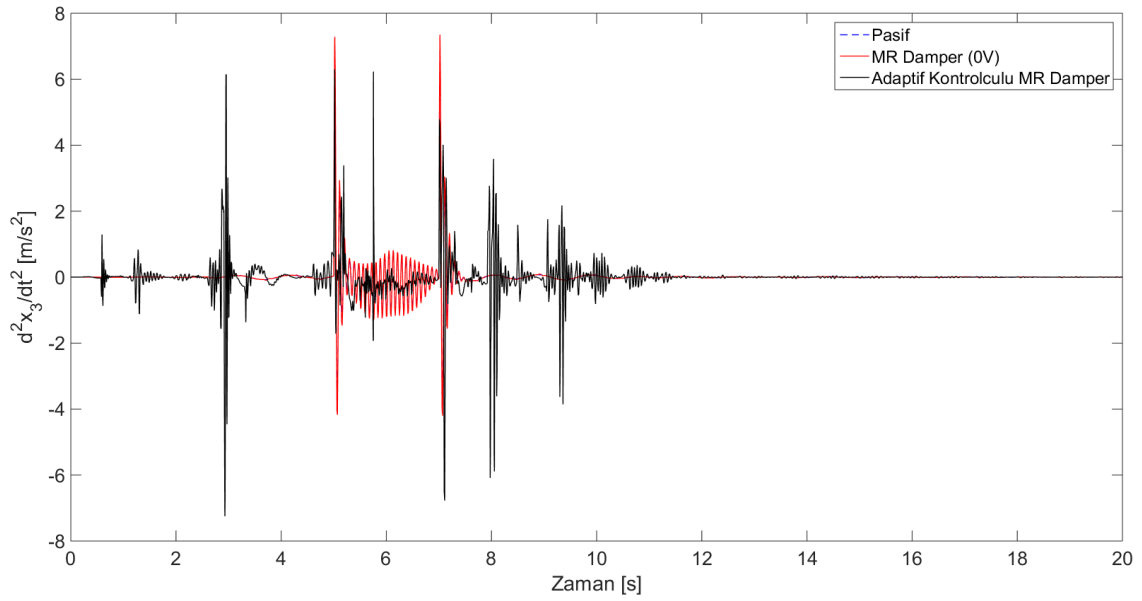
Şekil 5. 13 Burun iniş takımı ivmesi

Sol Ana İniş Takımının İvmesi:



Şekil 5. 14 Sol ana iniş takımı ivmesi

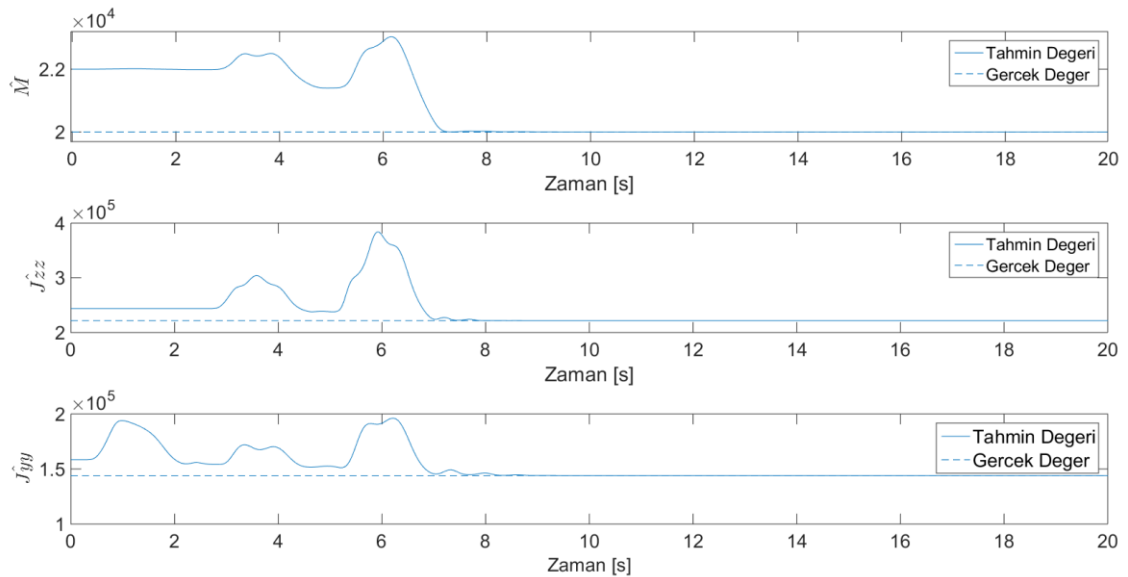
Sağ Ana İniş Takımının İvmesi:



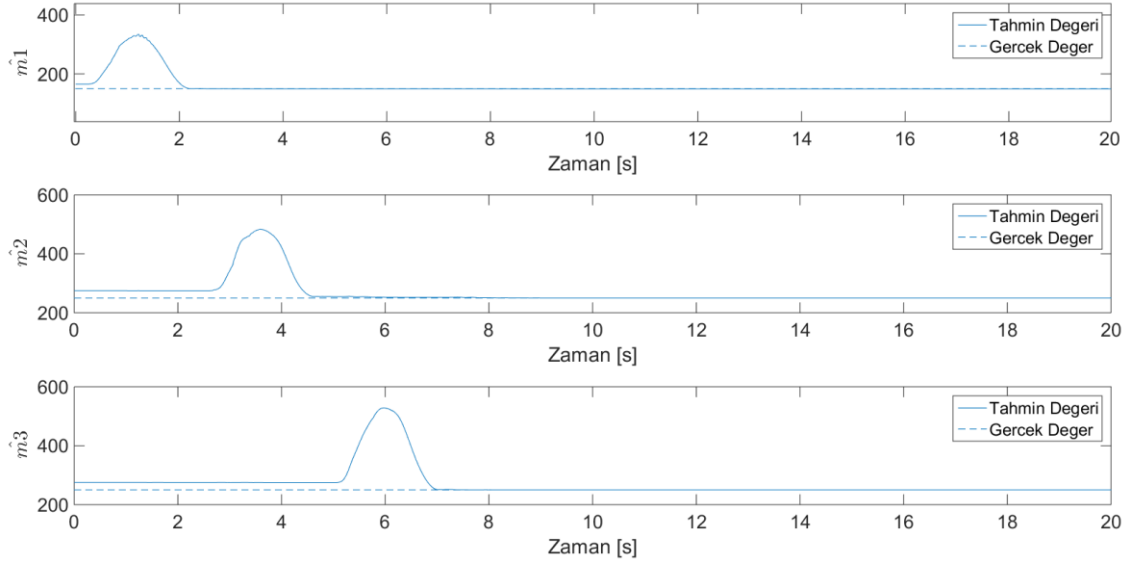
Şekil 5. 15 Sağ ana iniş takımı ivmesi

5.3.3 Parametrelerin Adaptasyonu

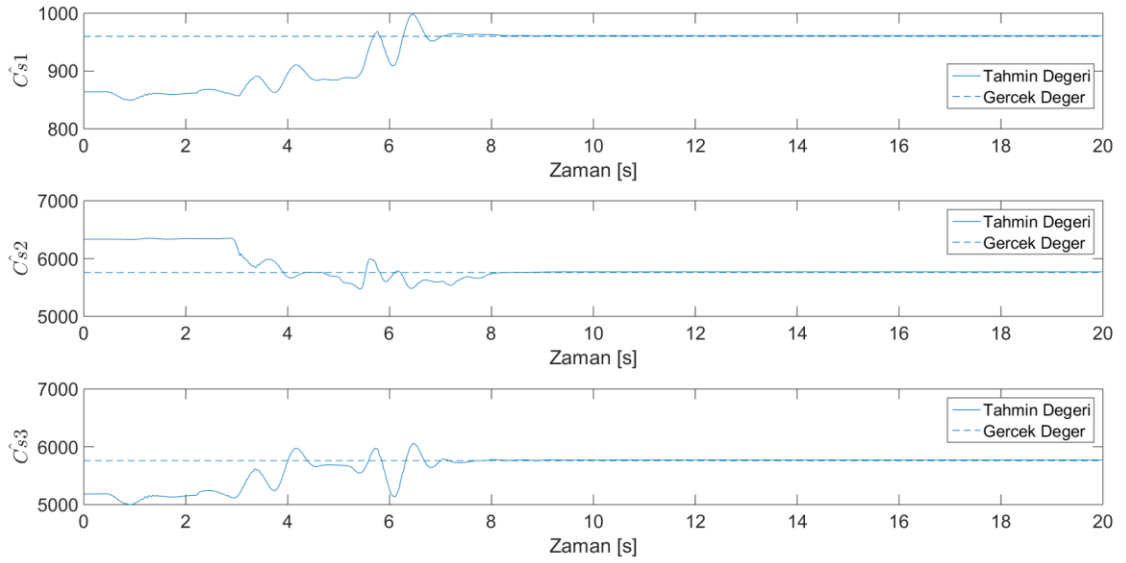
Önerilen adaptif kontrol ile modelin kütle, sönüm ve rijitlik parametrelerinin gerçek değerine yakınsama değerleri kontrol edilmiştir. Şekil 5. 16-19’da verilen grafiklerden de görülebileceği gibi parametrelerin tahminleri gerçek değerle örtüşmektedir.



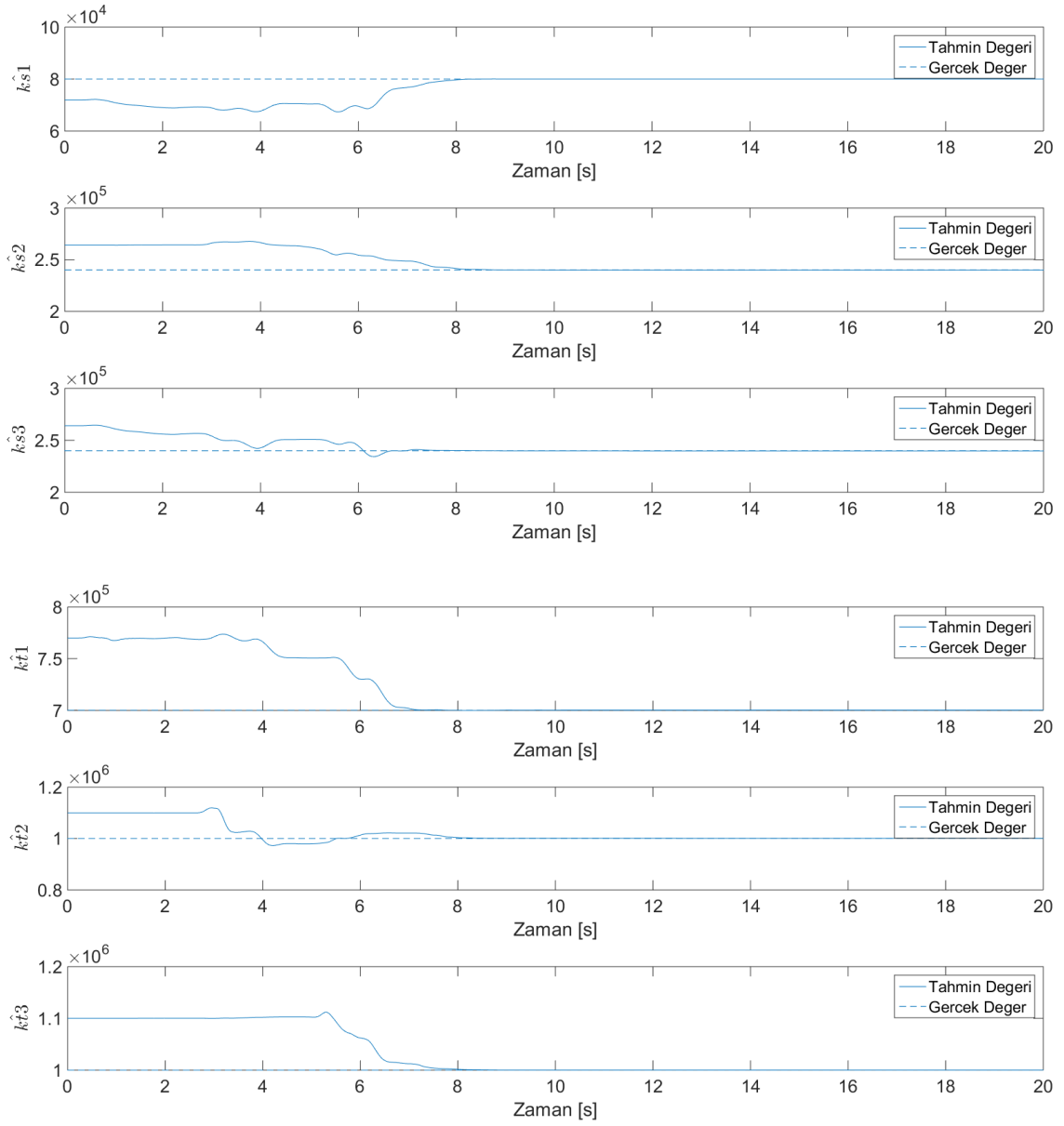
Şekil 5. 16 Modelin kütle parametrelerinin gerçek değerlere yakınsamaları



Şekil 5. 17 Modelin kütle parametrelerinin gerçek değerlere yakınsamaları

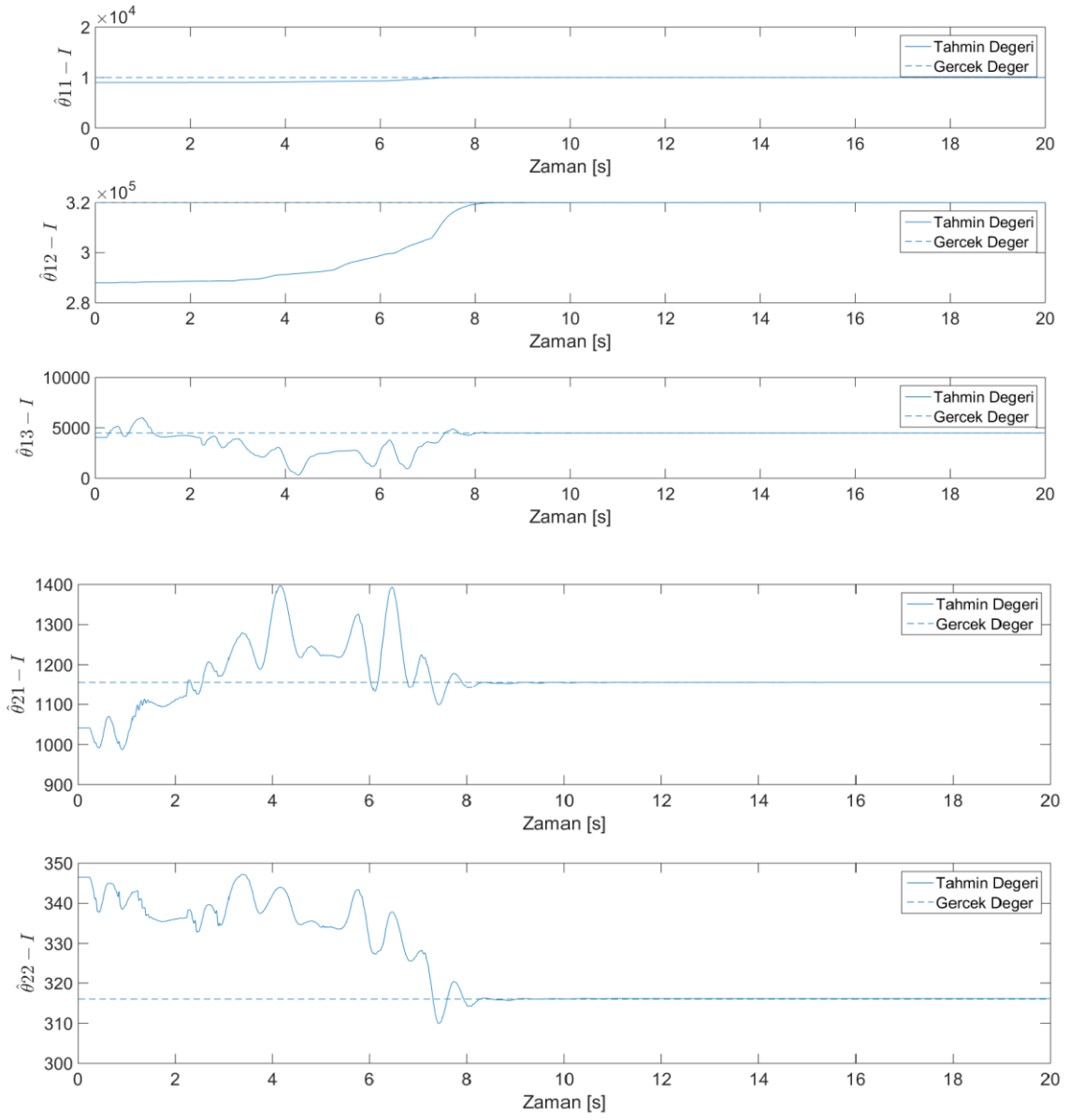


Şekil 5. 18 Modelin sönüm parametrelerinin gerçek değerlere yakınsamaları



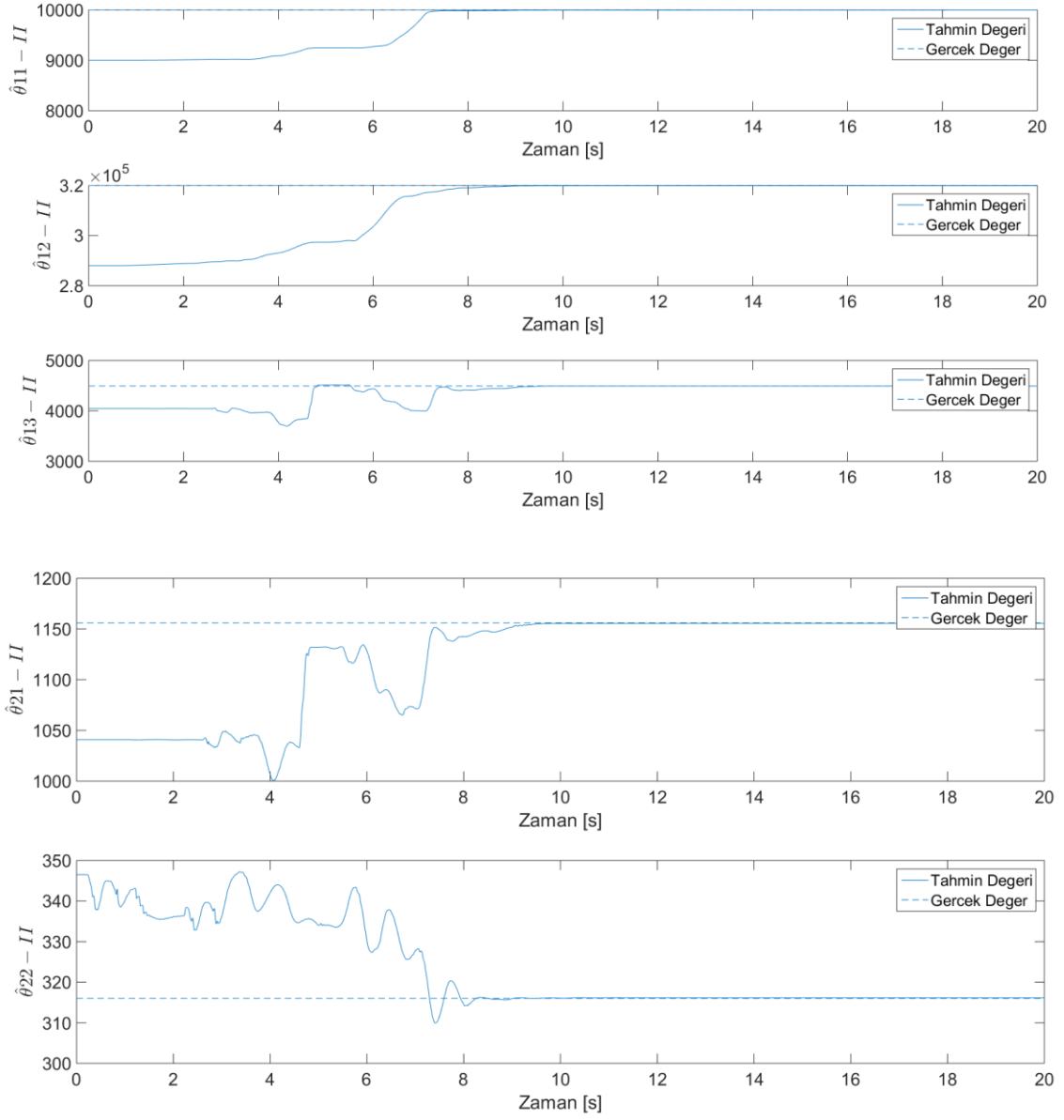
Şekil 5. 19 Modelin rijitlik parametrelerinin gerçek değerlere yakınsamaları

Aynı şekilde modelde kullanılan MR damperlerin parametrelerinin tahminleri de gerçek değerleriyle karşılaştırılarak tahmin performansı gözlenmiştir. Şekil 5. 20-22'deki grafikler incelendiğinde tahmin yakınsamalarının başarılı olduğu görülmektedir.



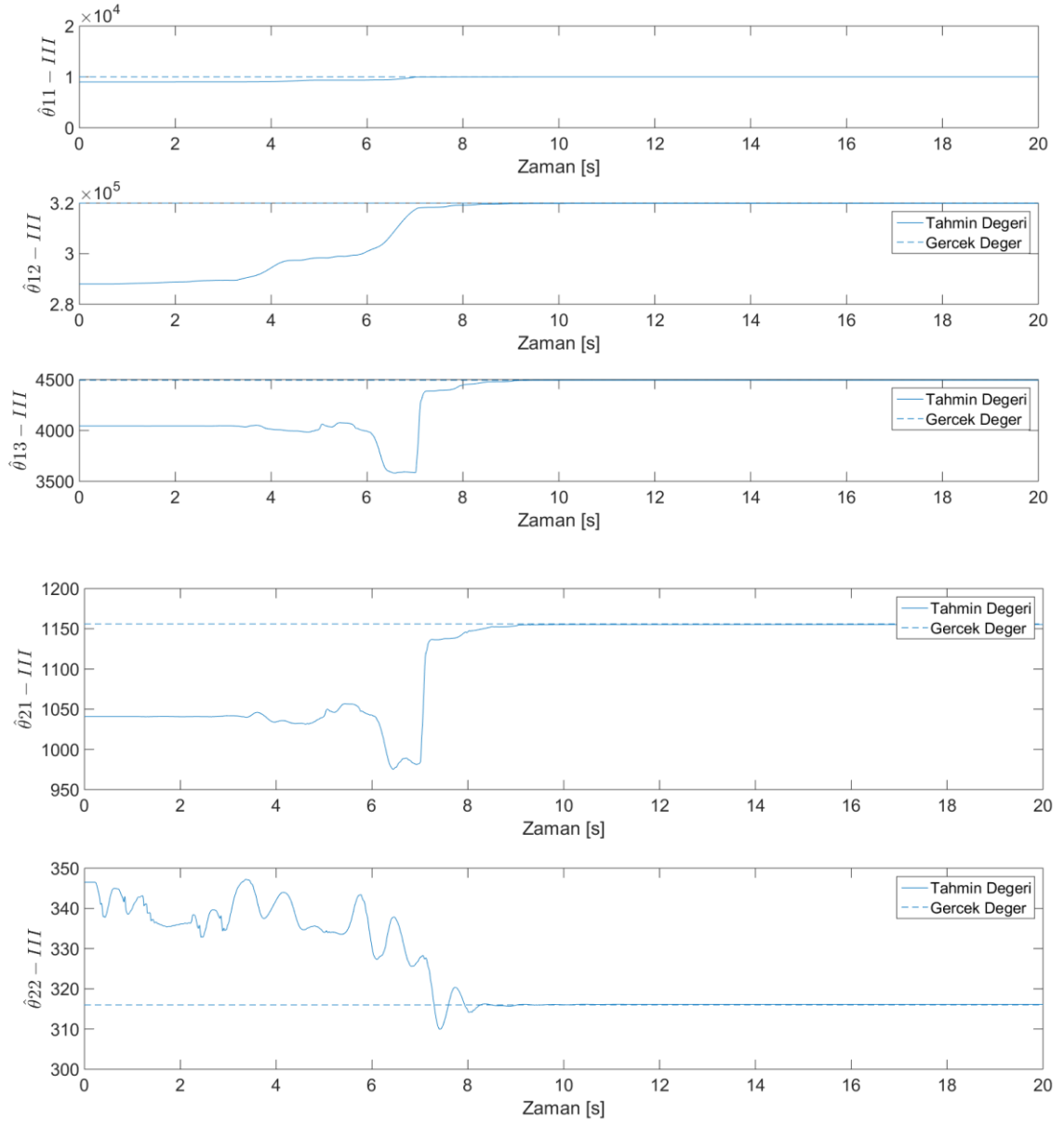
Şekil 5. 20 Birinci MR damper (MR_1) parametrelerinin gerçek değerlere yakınsamaları

$$(\hat{\theta}_{11}, \hat{\theta}_{12}, \hat{\theta}_{13}, \hat{\theta}_{21}, \hat{\theta}_{22})$$



Şekil 5. 21 İkinci MR damper (MR_2) parametrelerinin gerçek değerlere yakınsamaları

$$(\hat{\theta}_{11}, \hat{\theta}_{12}, \hat{\theta}_{13}, \hat{\theta}_{21}, \hat{\theta}_{22})$$

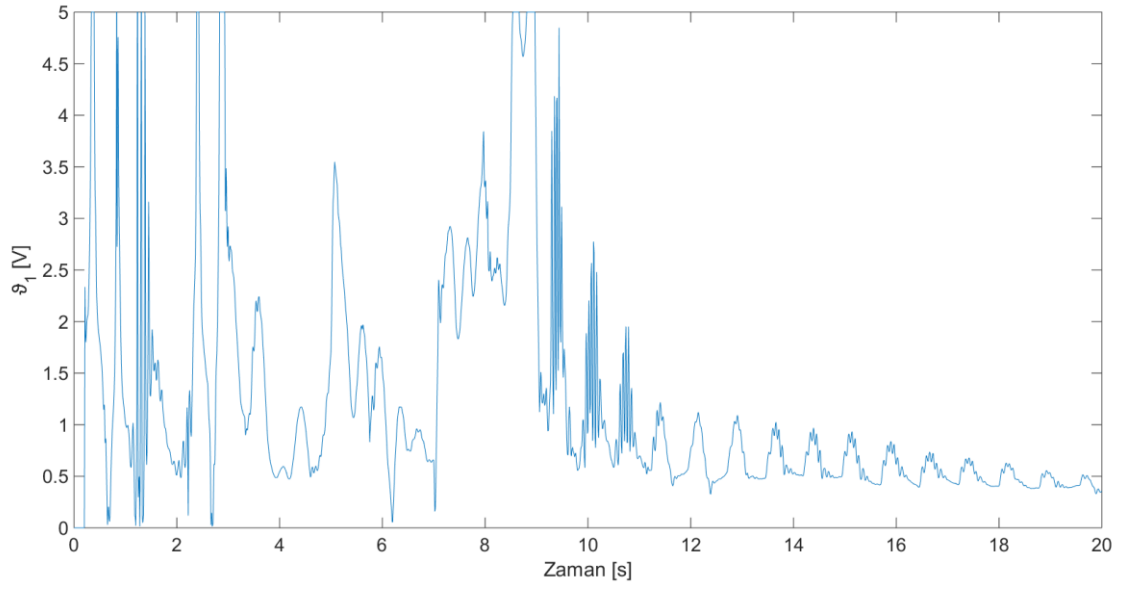


Şekil 5. 22 Üçüncü MR damper (MR_3) parametrelerinin gerçek değerlere yakınsamaları

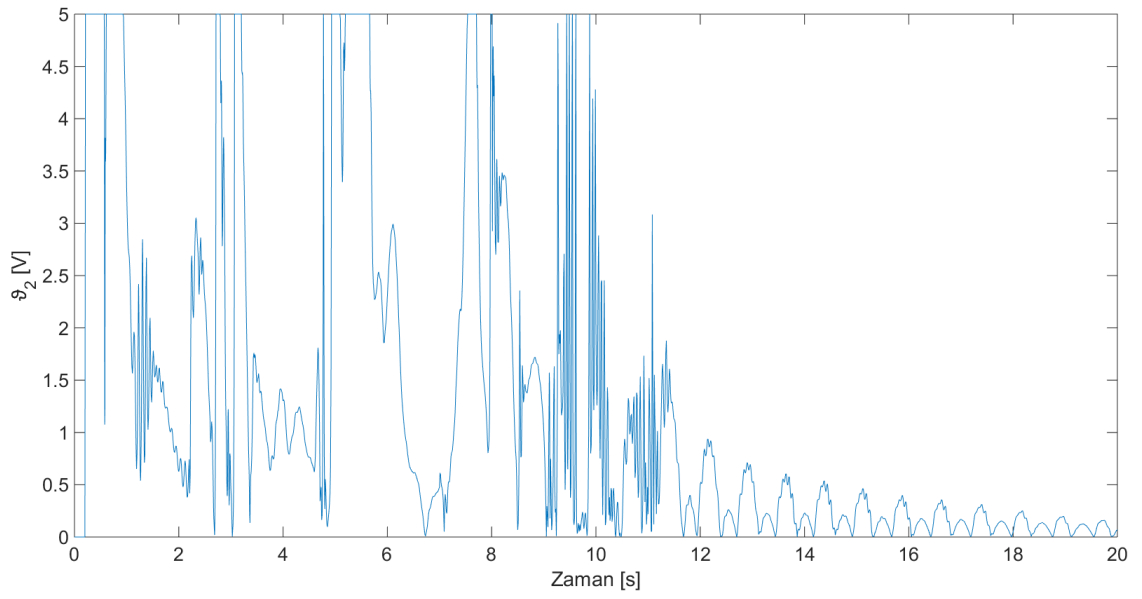
$$(\hat{\theta}_{11}, \hat{\theta}_{12}, \hat{\theta}_{13}, \hat{\theta}_{21}, \hat{\theta}_{22})$$

5.3.4 Gerilimler

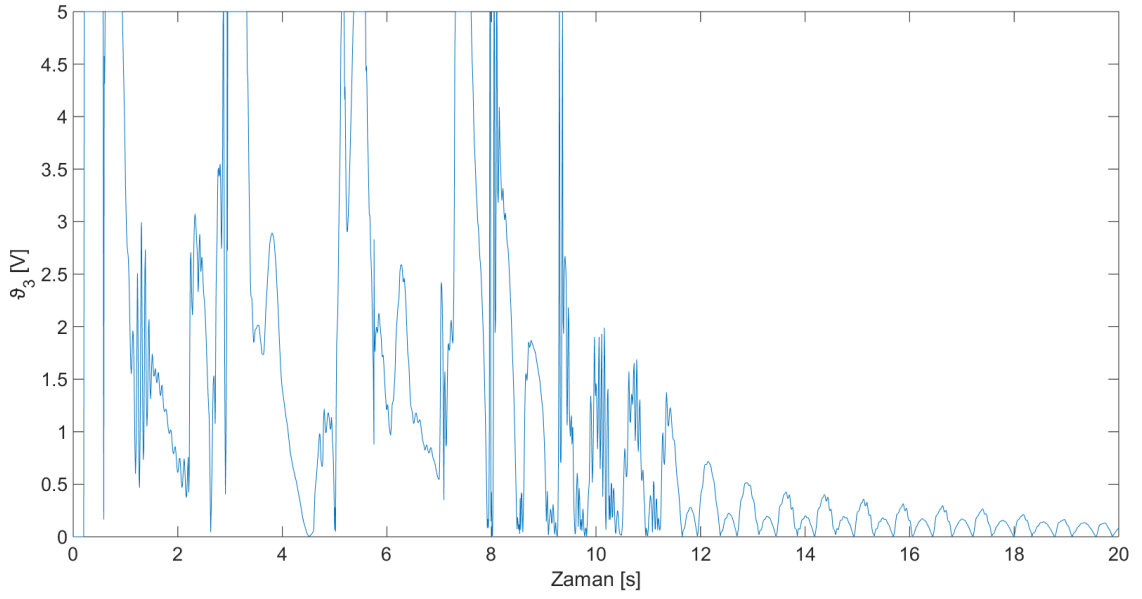
MR damperlere kontrolcü tarafından gönderilen gerilimler aşağıdaki grafiklerde gösterilmiştir. Kontrolcü içerisindeki sinyal 5 V ile sınırlandırılmıştır.



Şekil 5. 23 Birinci MR dampere uygulanan gerilim



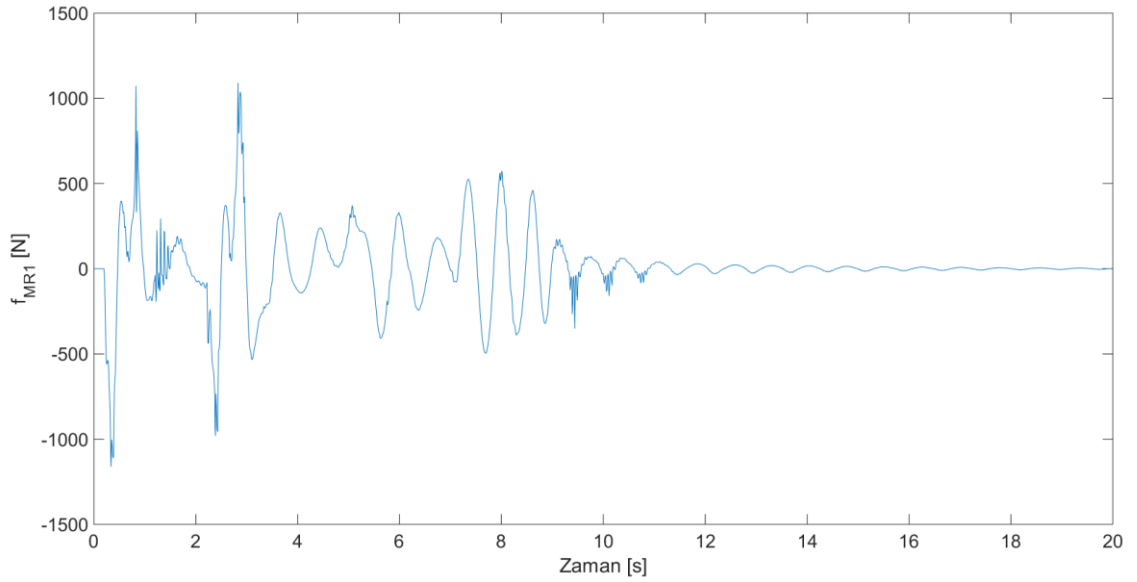
Şekil 5. 24 İkinci MR dampere uygulanan gerilim



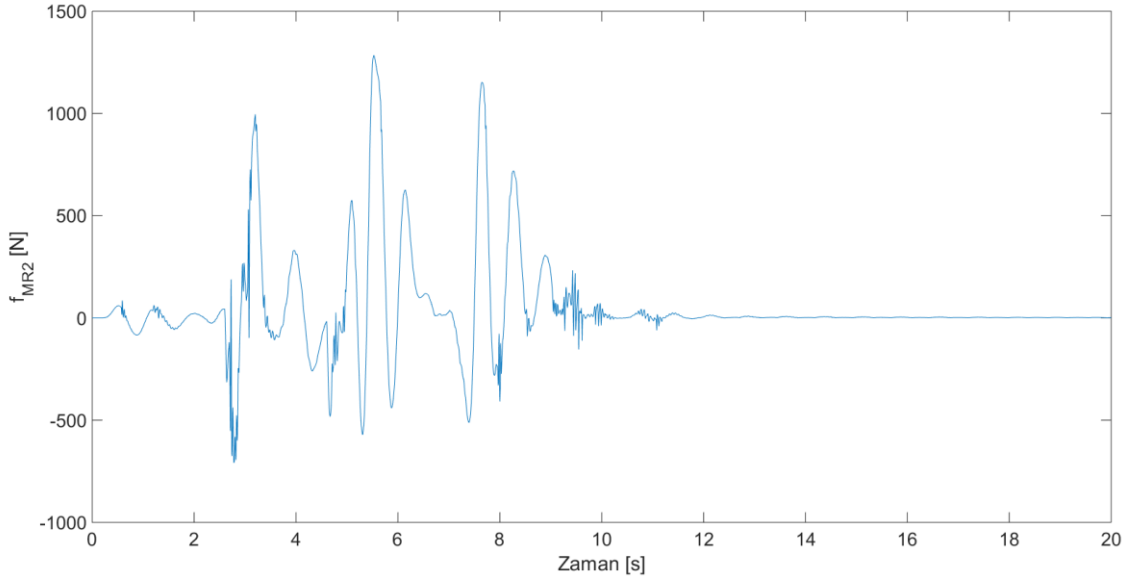
Şekil 5. 25 Üçüncü MR dampere uygulanan gerilim

5.3.5 MR Damperlerin Ürettiği Kuvvetler

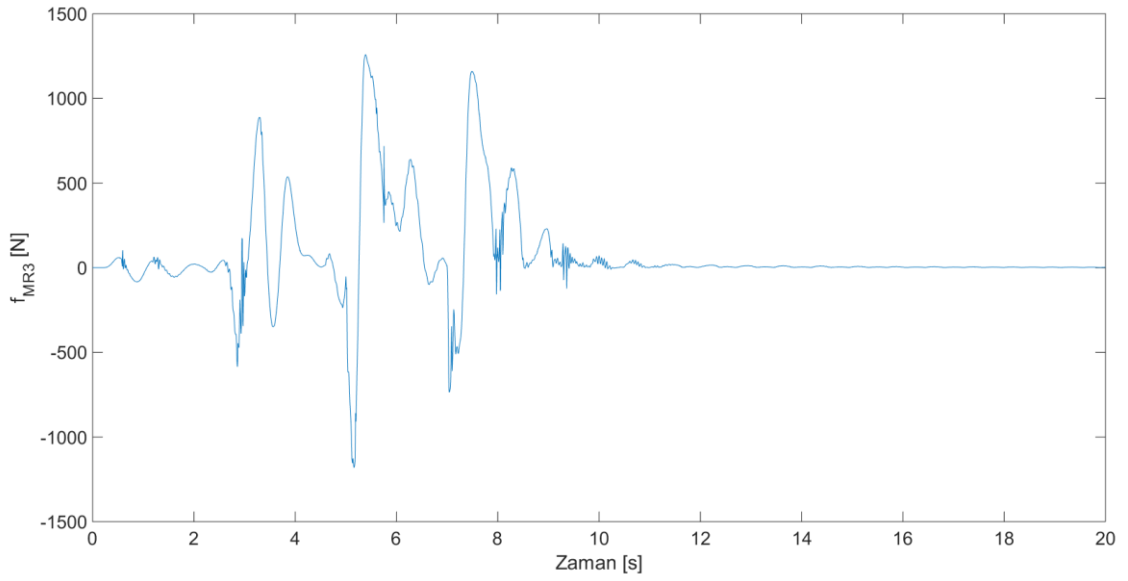
Simülasyon esnasında her bir MR damperin ürettiği kuvvetler aşağıdaki grafiklerde gösterilmiştir. Ana iniş takımlarına bağlı MR damper kuvvetleri, 4 adet damper kullanılacağı göz önünde bulundurularak 4 ile çarpılmıştır.



Şekil 5. 26 Burun iniş takımına bağlı MR damperde üretilen kuvvet



Şekil 5. 27 Sol ana iniş takımına bağlı MR damperde üretilen kuvvet

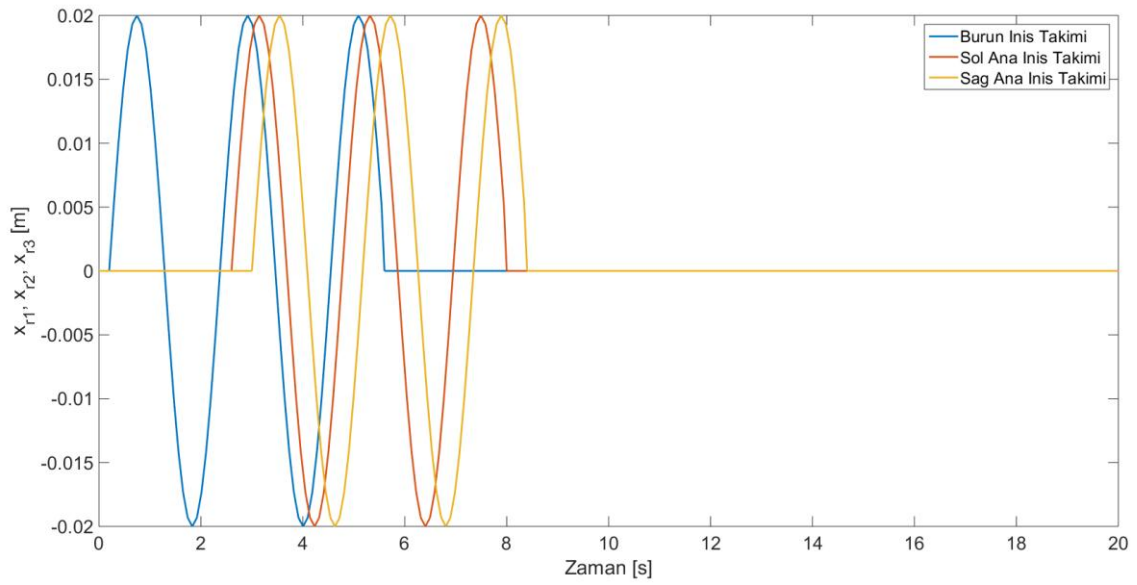


Şekil 5. 28 Sağ ana iniş takımına bağlı MR damperde üretilen kuvvet

5.4 Farklı Yol Girişleri ile Simülasyon

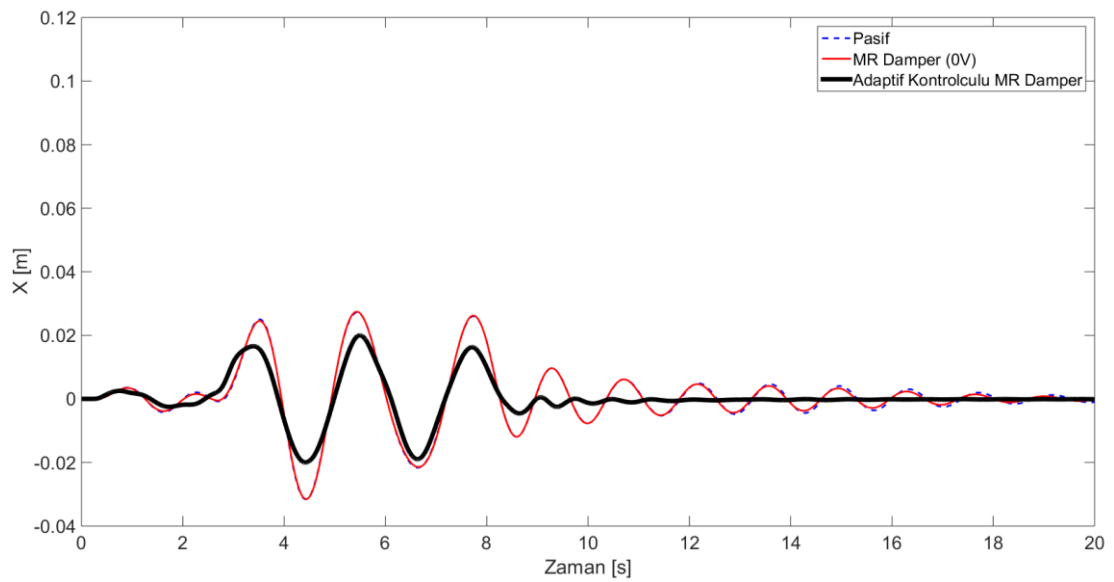
Kontrolcünün farklı yollarda göstereceği tepkileri gözlemleyebilmek için başka yol girişleri tanımlanarak simülasyon tekrarlanmıştır. Sonuçları aşağıdaki gibi bulunmuştur. Bu sonuçlara dayanarak, kontrolcünün farklı koşullar altında da kararlı davranış sergilediği söylenebilir.

5.4.1 Düzgün Engelibeli Yol Girişi



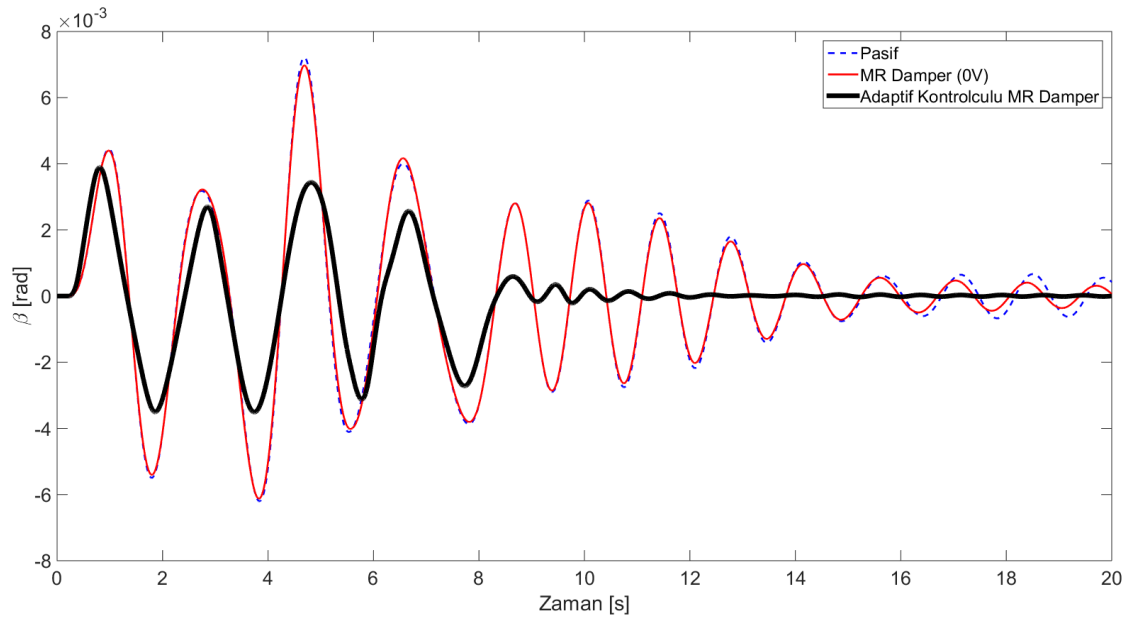
Şekil 5. 29 Düzgün engelibeli yol girişi

Gövde Yer Değiştirmesi:



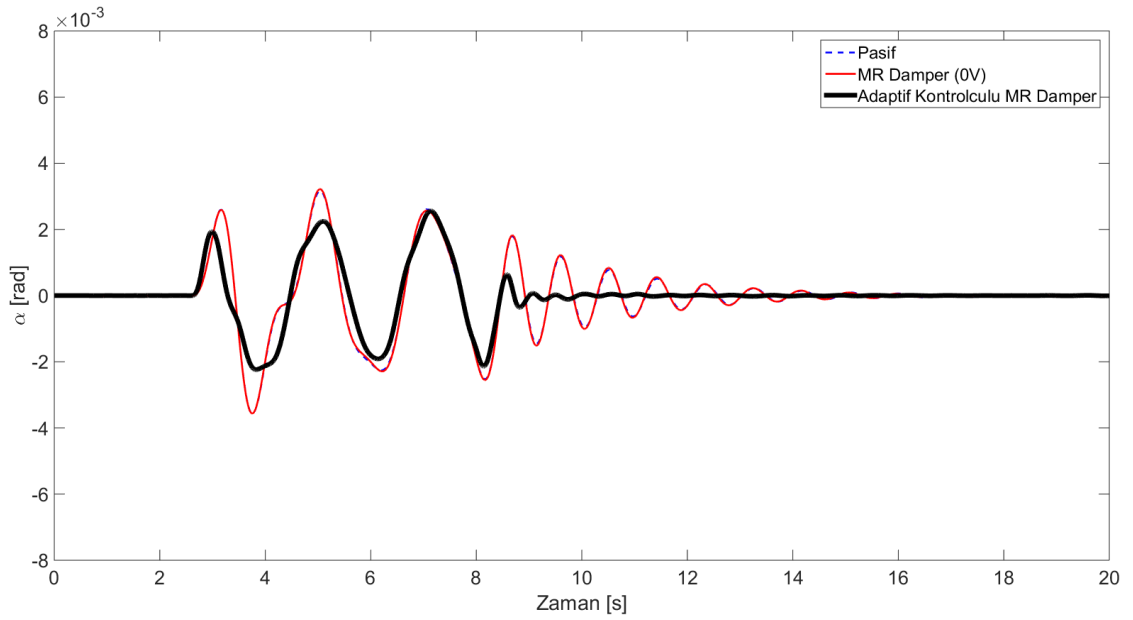
Şekil 5. 30 Uçak gövdesinin yer değiştirmesi

Gövdenin Kafa Vurma Hareketi:



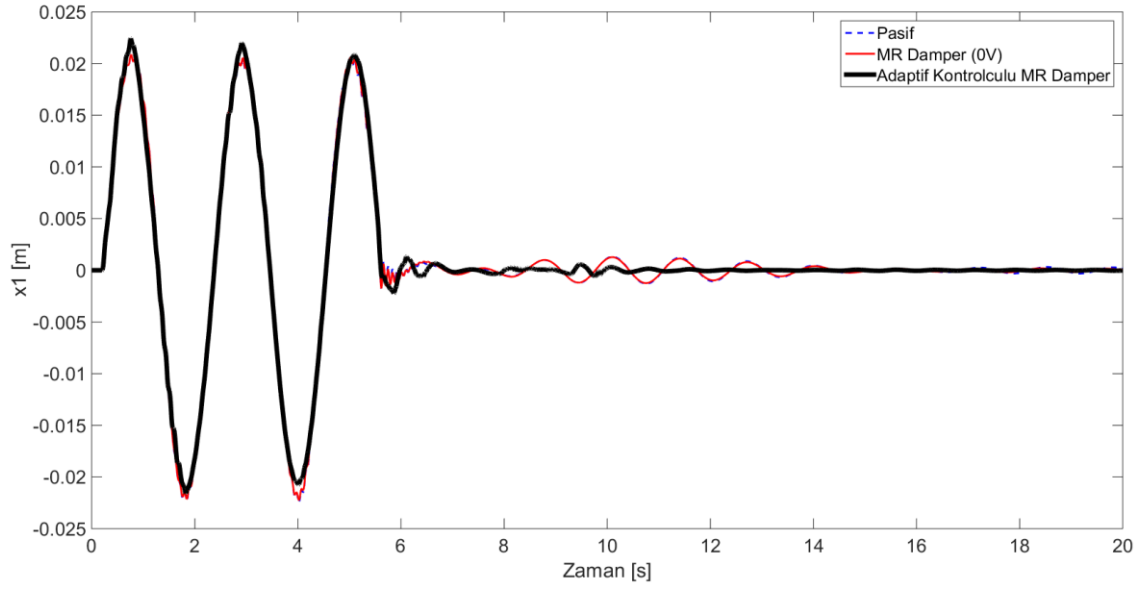
Şekil 5. 31 Uçak gövdesinin kafa vurma hareketi

Gövdenin Yalpalama Hareketi:

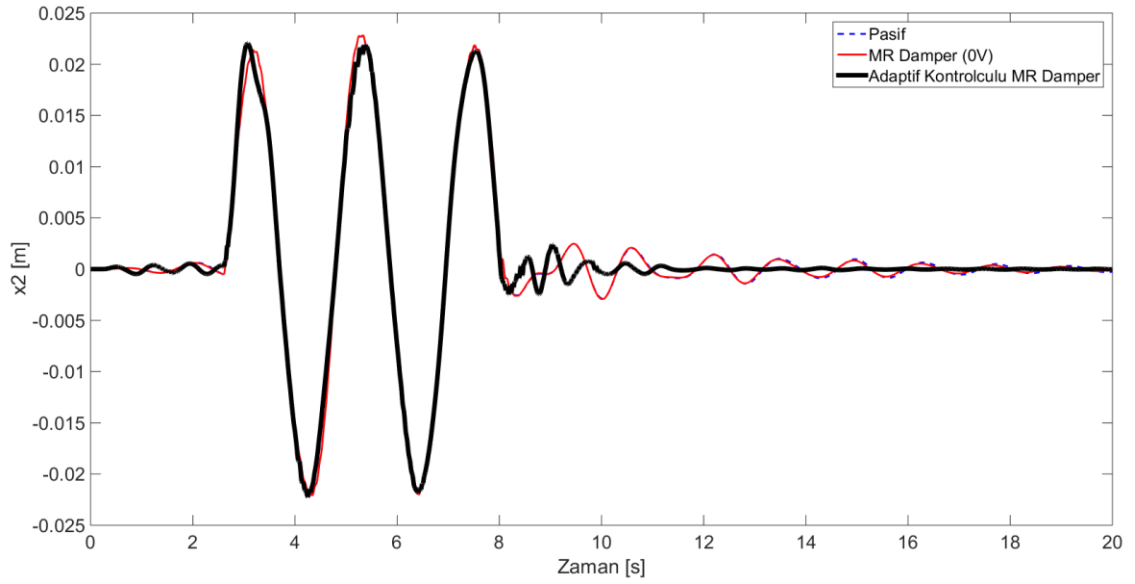


Şekil 5. 32 Uçak gövdesinin yalpalama hareketi

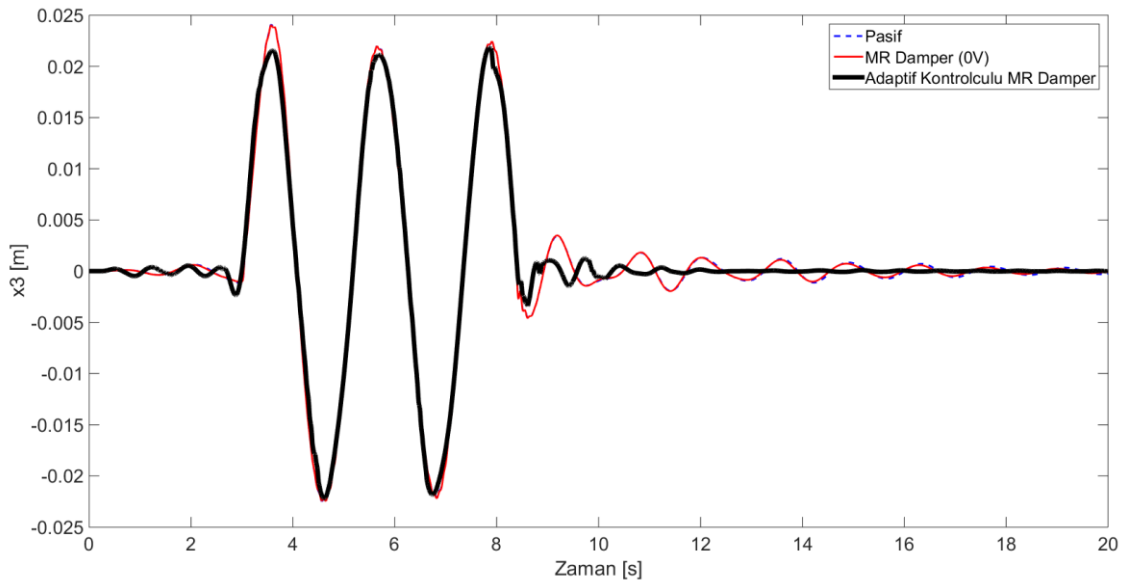
İniş Takımlarının Yer Değiştirmesi:



şekil 5. 33 Burun iniş takımının yer değiştirmesi

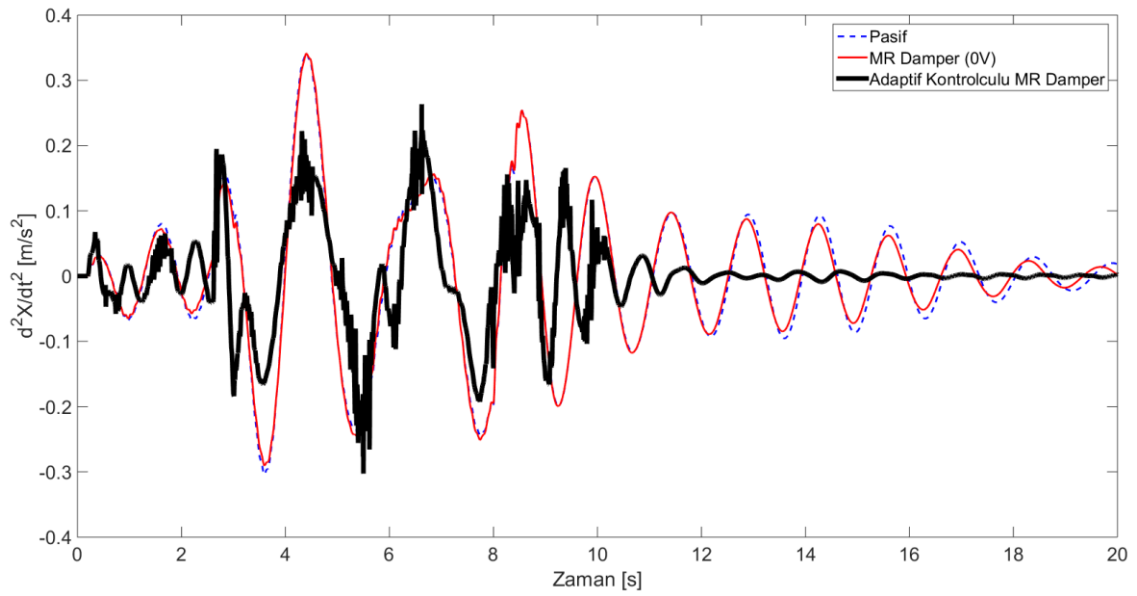


şekil 5. 34 Sol ana iniş takımının yer değiştirmesi



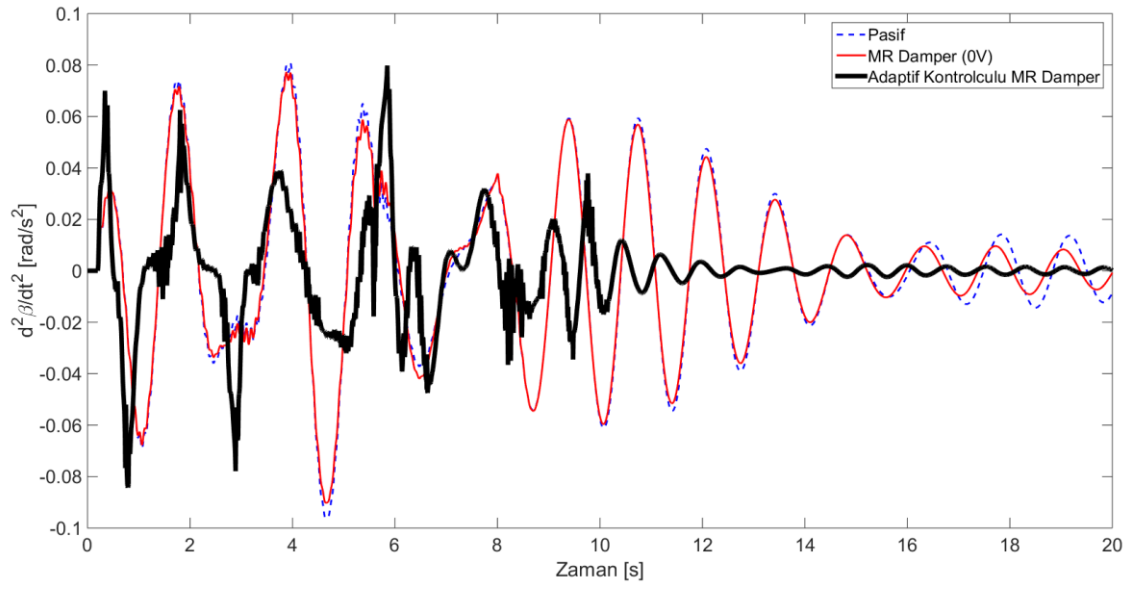
Şekil 5. 35 Sağ ana iniş takımının yer değıştirmesi

Gövde İvmesi:



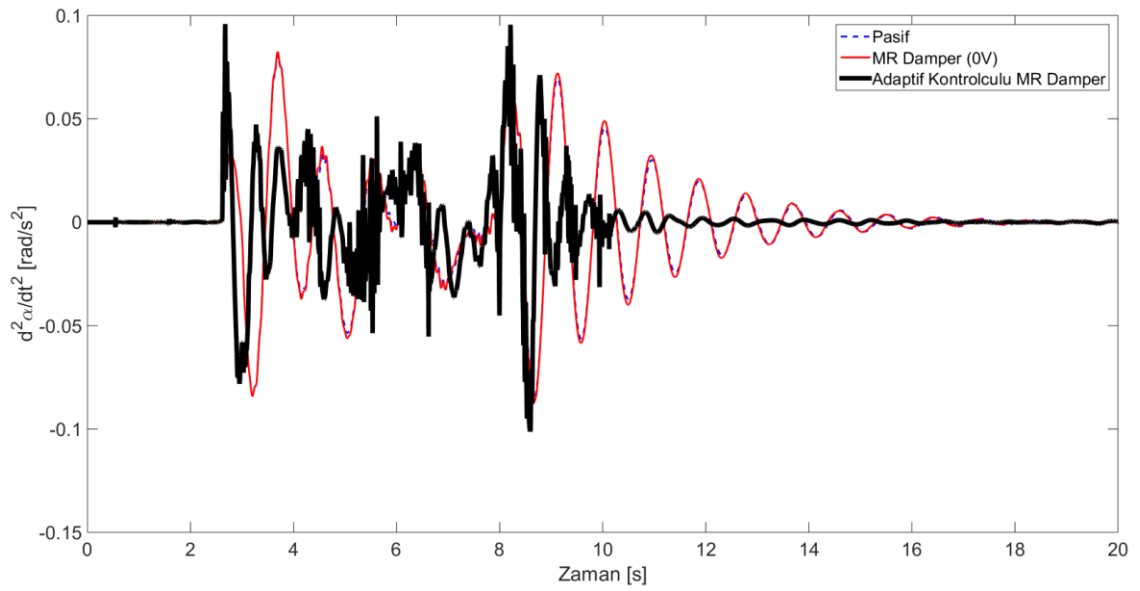
Şekil 5. 36 Gövde ivmesi

Gövdenin Kafa Vurma İvmesi:



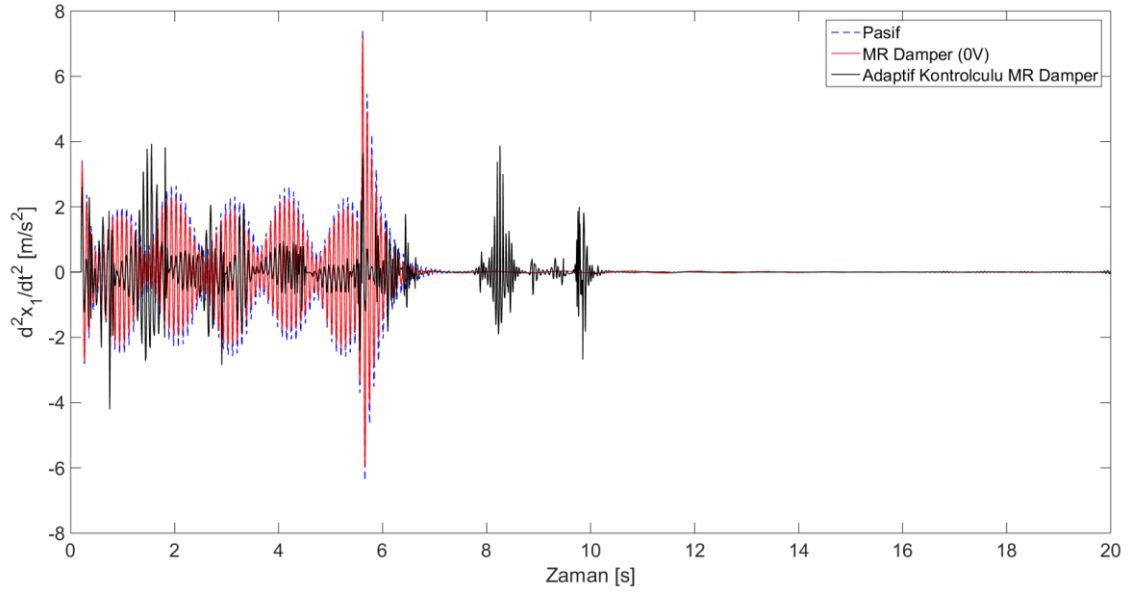
Şekil 5. 37 Gövdenin kafa vurma ivmesi

Gövdenin Yalpalama İvmesi:



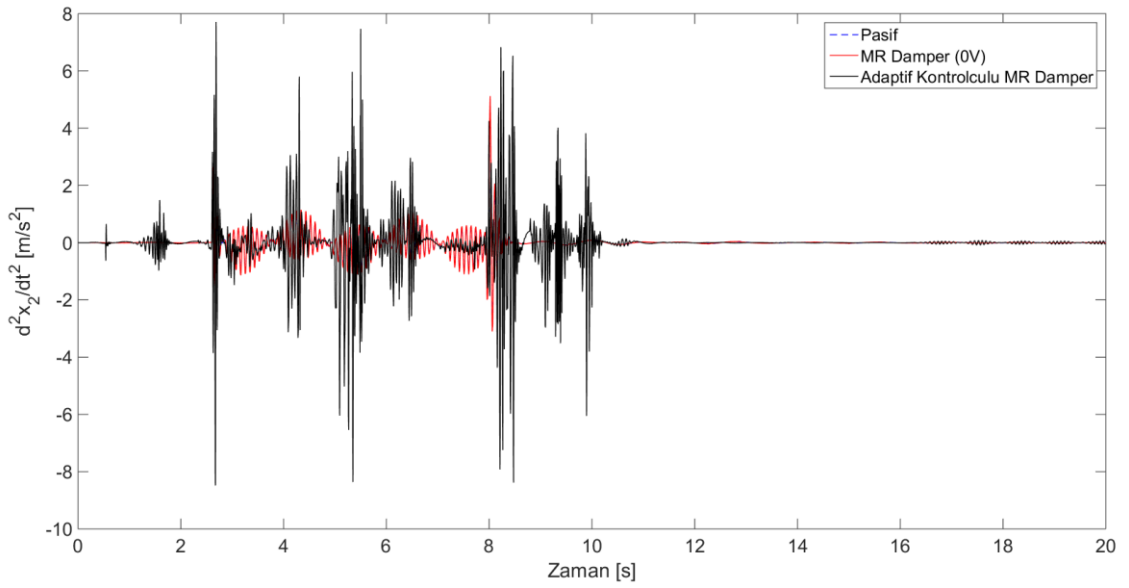
Şekil 5. 38 Gövdenin yalpalama ivmesi

Burun İniş Takımının İvmesi:



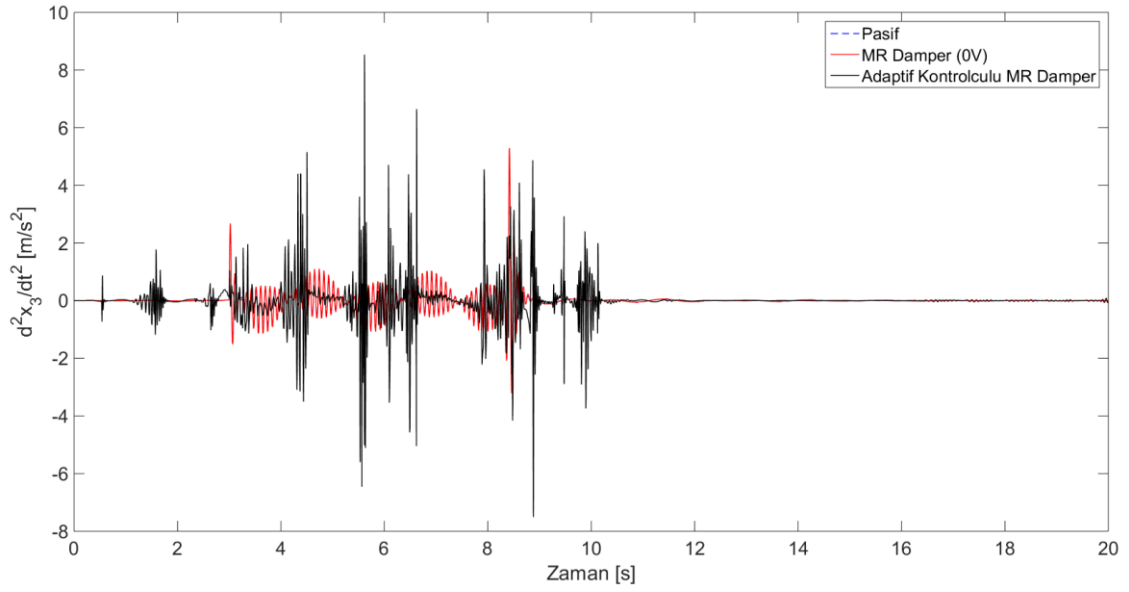
Şekil 5. 39 Burun iniş takımının ivmesi

Sol Ana İniş Takımının İvmesi:



Şekil 5. 40 Sol ana iniş takımının ivmesi

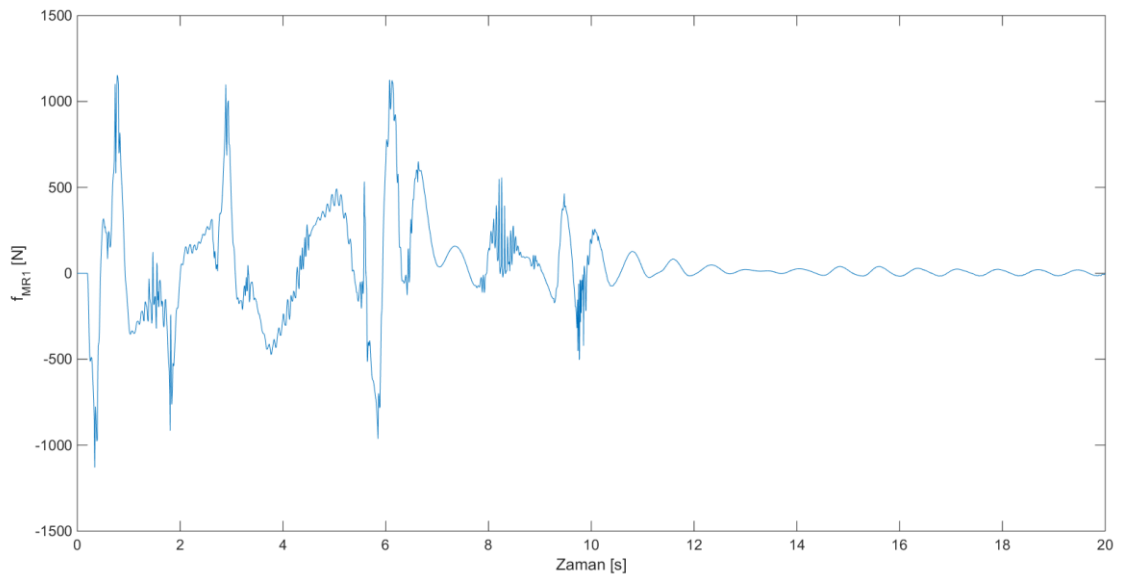
Sağ Ana İniş Takımının İvmesi:



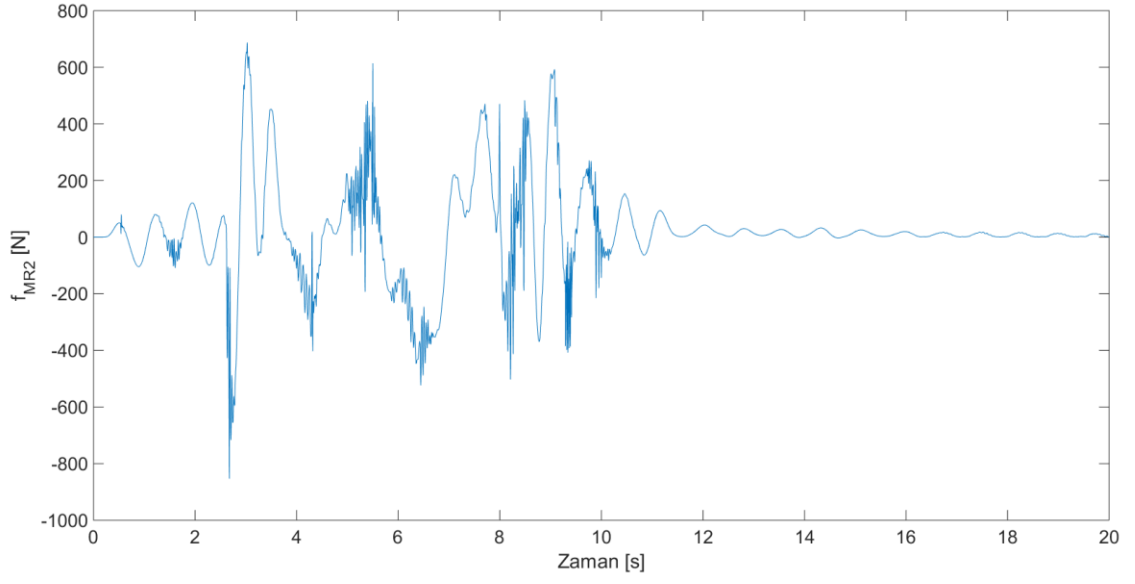
Şekil 5. 41 Sağ ana iniş takımının ivmesi

MR Damperlerin Ürettiği Kuvvetler:

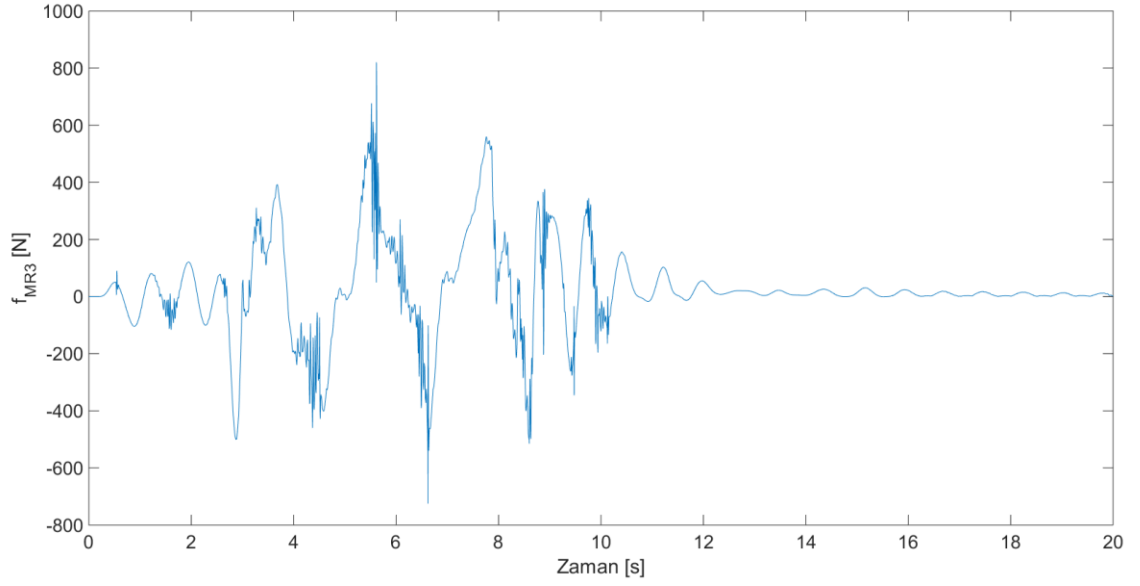
Simülasyon esnasında her bir MR damperin ürettiği kuvvetler aşağıdaki grafiklerde gösterilmiştir. Ana iniş takımlarına bağlı MR damper kuvvetleri, 4 adet damper kullanılacağı göz önünde bulundurularak 4 ile çarpılmıştır.



Şekil 5. 42 Burun iniş takımına bağlı MR damperde üretilen kuvvet



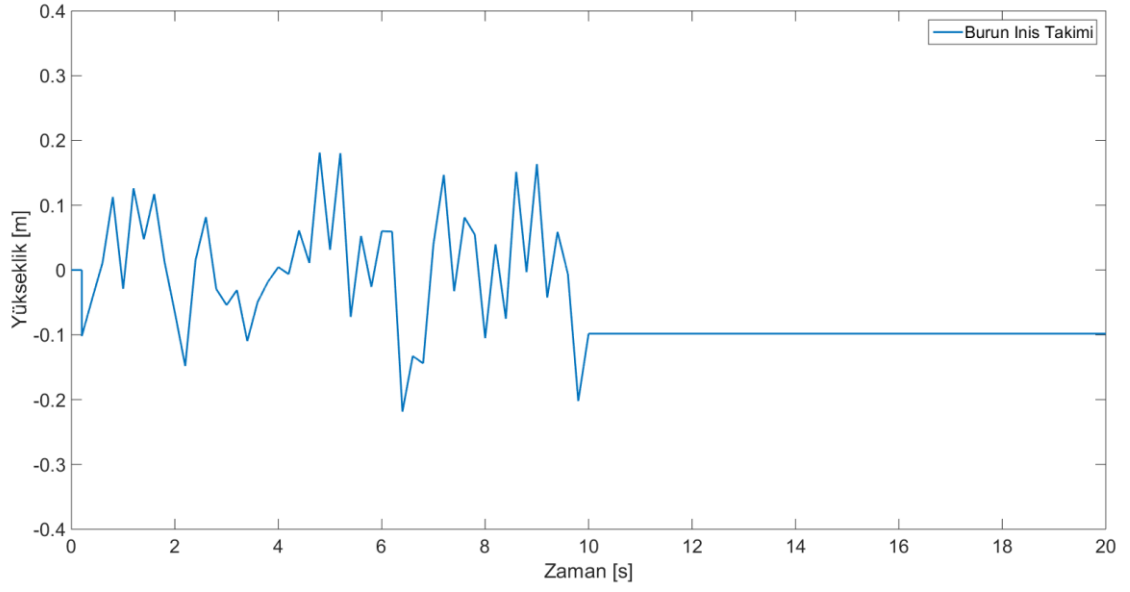
Şekil 5. 43 Sol ana iniş takımına bağlı MR damperde üretilen kuvvet



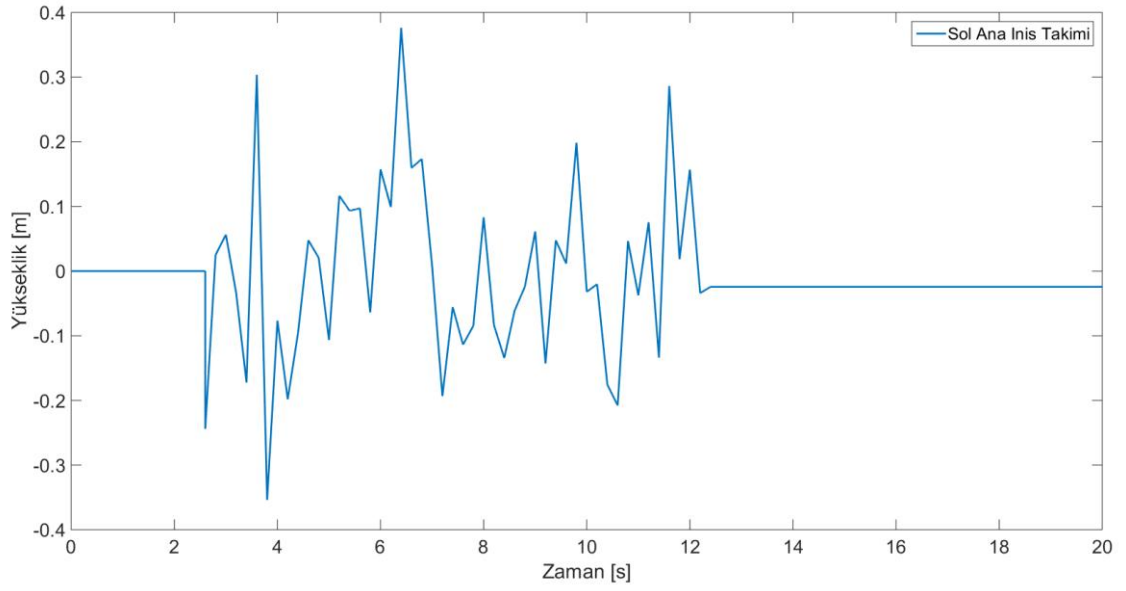
Şekil 5. 44 Sağ ana iniş takımına bağlı MR damperde üretilen kuvvet

5.4.2 Rastgele Yol Girişi

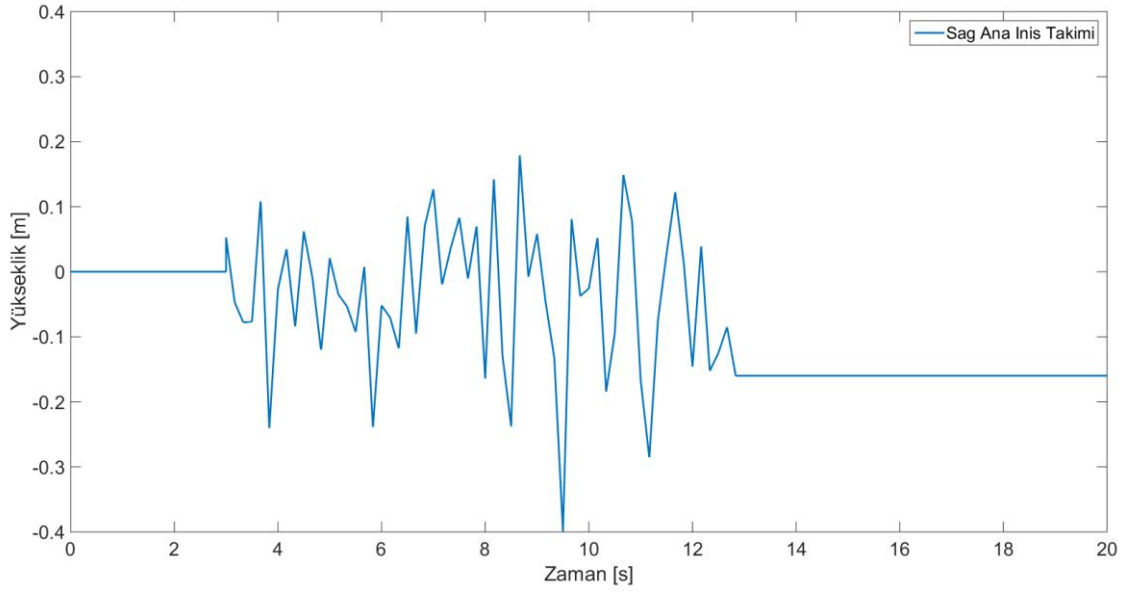
Matlab-Simulink'te "Sampled Gaussian Noise" aracılığıyla rastgele yol sinyalleri aşağıdaki gibi oluşturulmuştur.



Şekil 5. 45 Burun iniş takımına etkiyen rastgele yol girişi

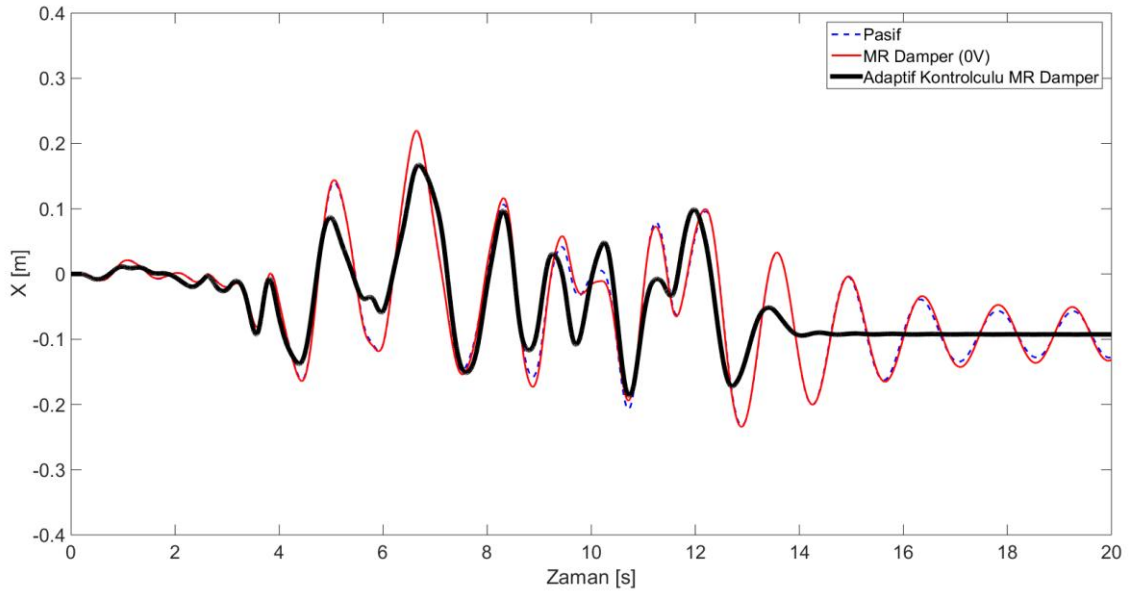


Şekil 5. 46 Sol ana iniş takımına etkiyen rastgele yol girişi



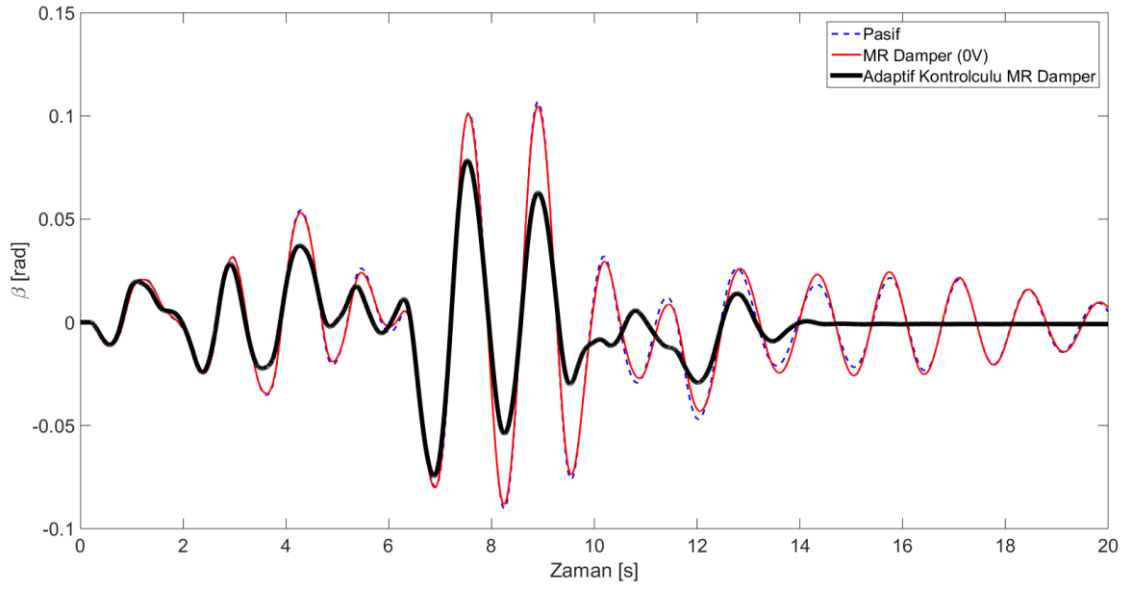
Şekil 5. 47 Sağ ana iniş takımına etkiyen rastgele yol girişi

Gövde Yer Değiştirmesi:



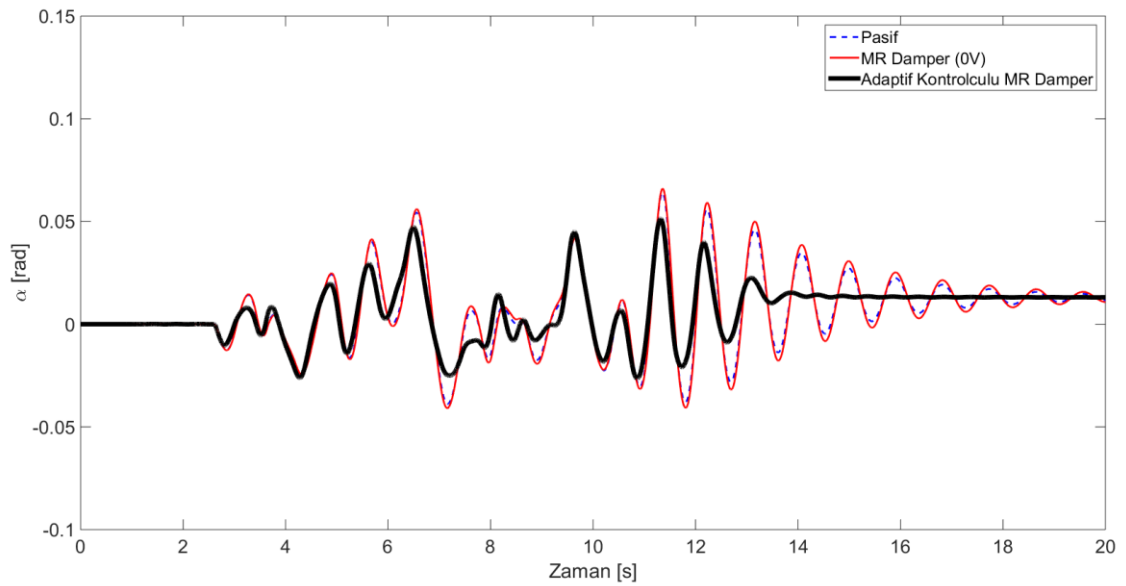
Şekil 5. 48 Uçak gövdesinin yer değiştirmesi

Gövdenin Kafa Vurma Hareketi:



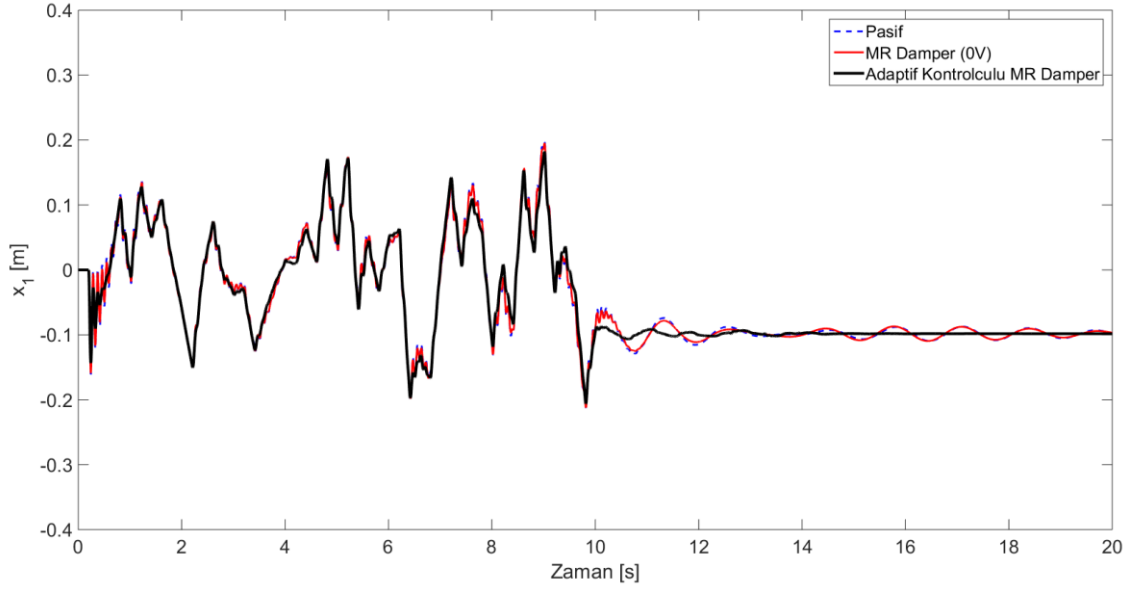
Şekil 5. 49 Uçak gövdesinin kafa vurma hareketi

Gövdenin Yalpalama Hareketi:



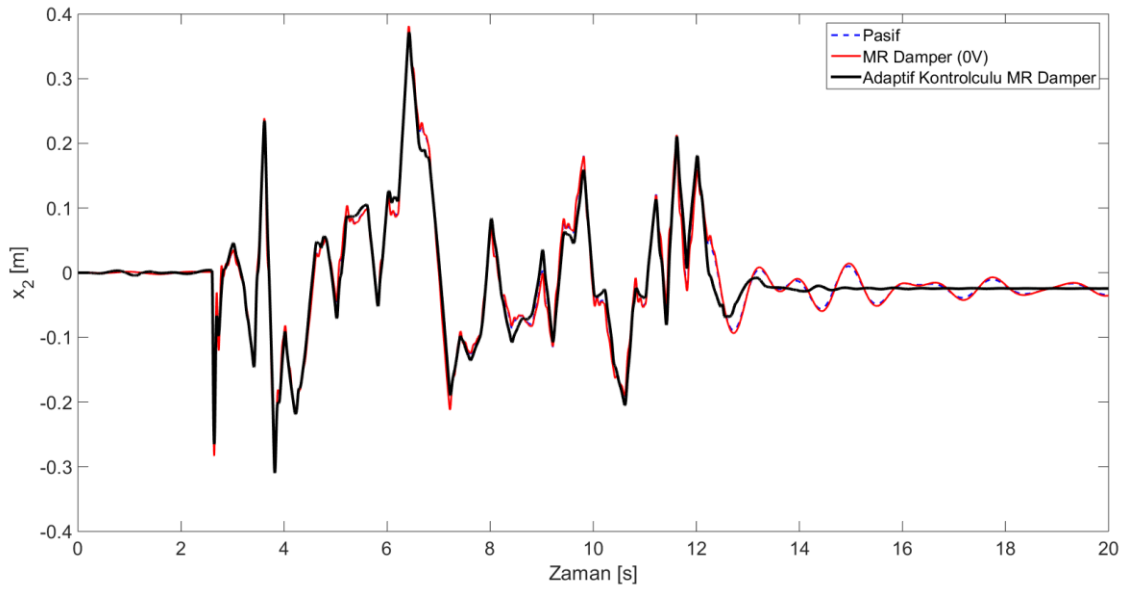
Şekil 5. 50 Uçak gövdesinin yalpalama hareketi

Burun İniş Takımının Yer Değiştirmesi:



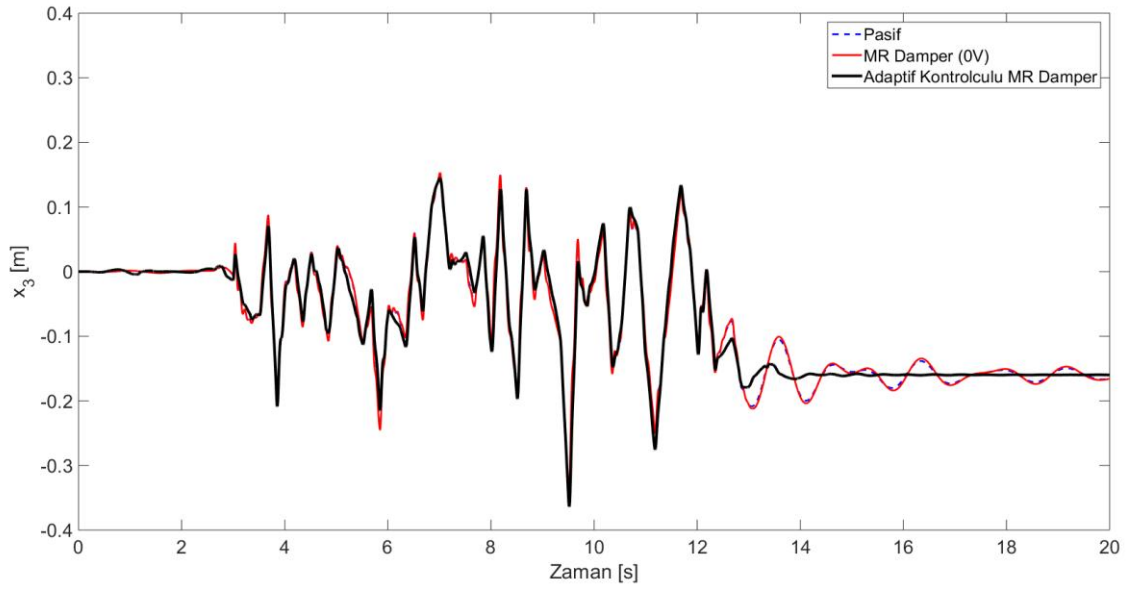
şekil 5. 51 Burun iniş takımının yer değiştirmesi

Sol Ana İniş Takımının Yer Değiştirmesi:



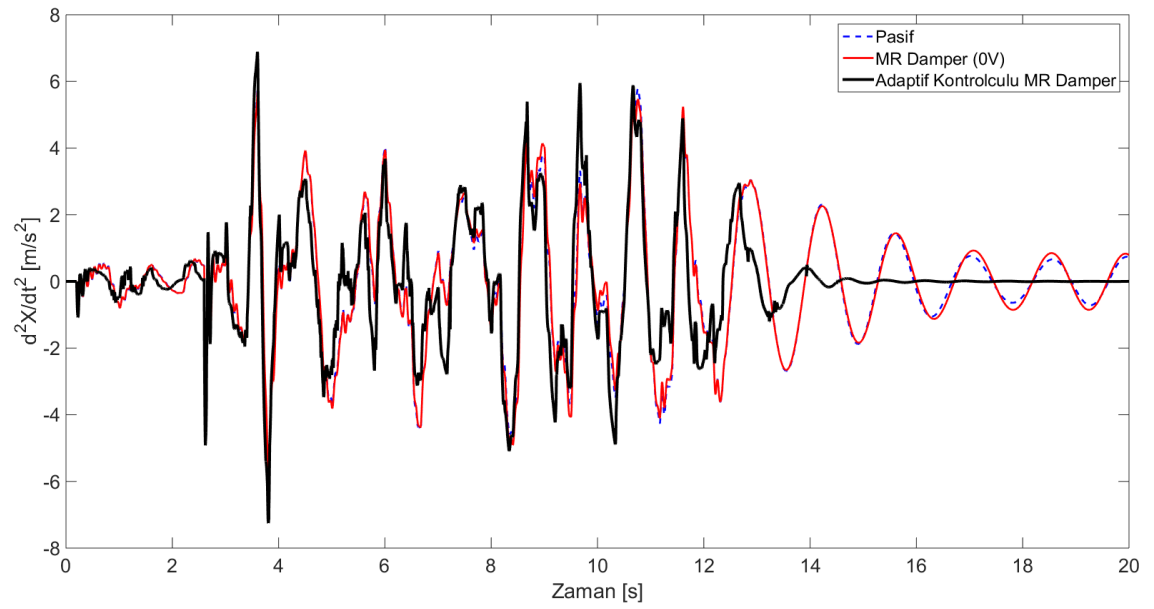
şekil 5. 52 Sol ana iniş takımının yer değiştirmesi

Sağ Ana İniş Takımının Yer Değiştirmesi:



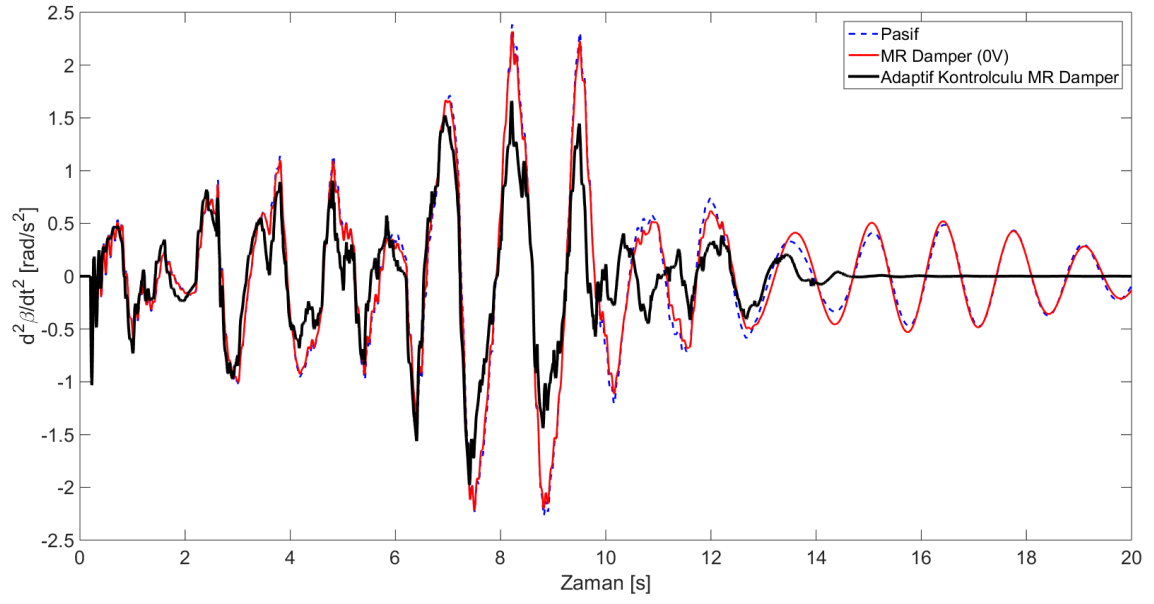
Şekil 5. 53 Sağ ana iniş takımının yer değiştirmesi

Gövde İvmesi:



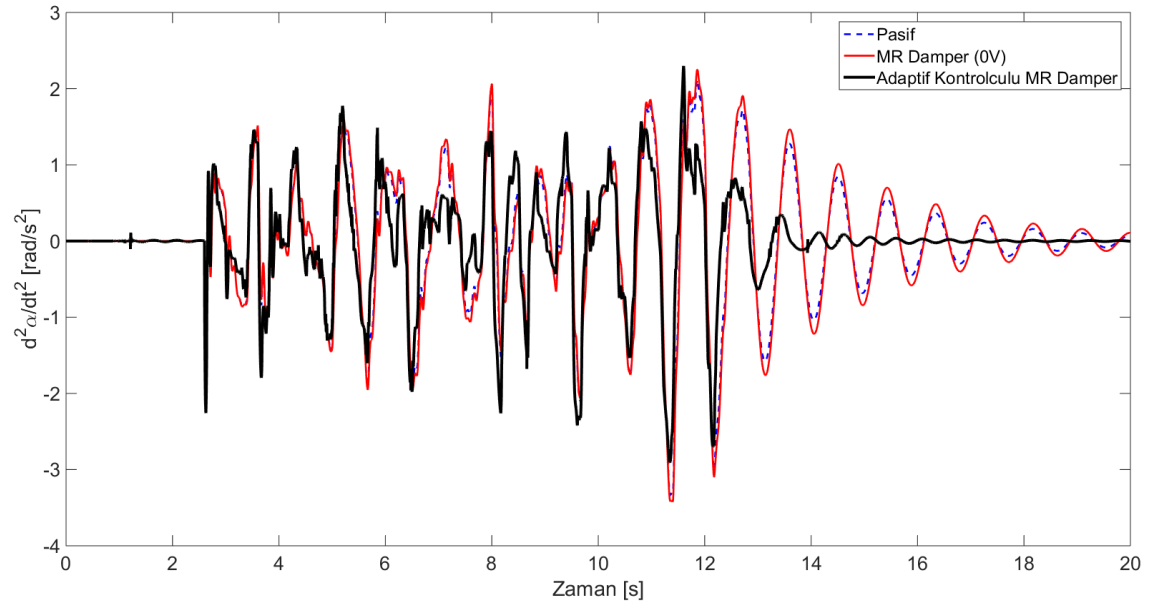
Şekil 5. 54 Gövde ivmesi

Gövdenin Kafa Vurma İvmesi:



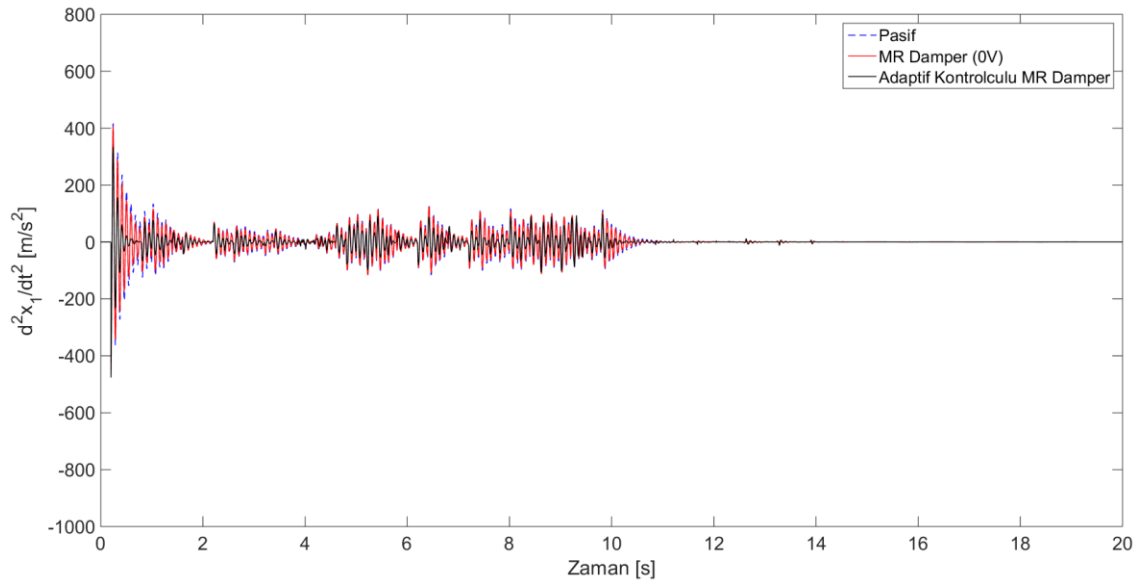
Şekil 5. 55 Gövdenin kafa vurma ivmesi

Gövdenin Yana Yatma İvmesi:



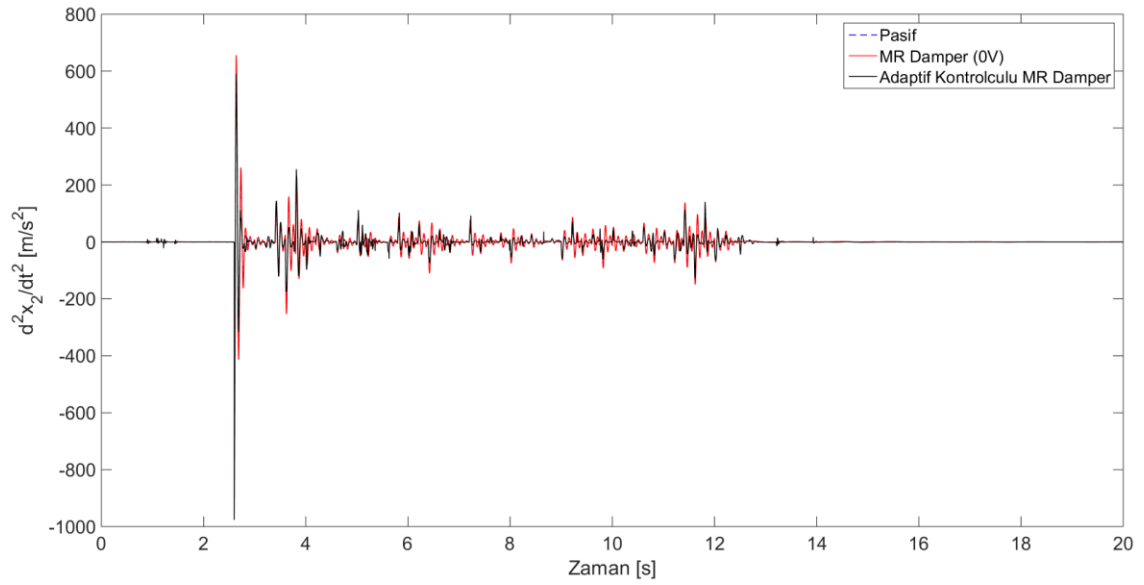
Şekil 5. 56 Gövdenin yalpalama ivmesi

Burun İniş Takımının İvmesi:



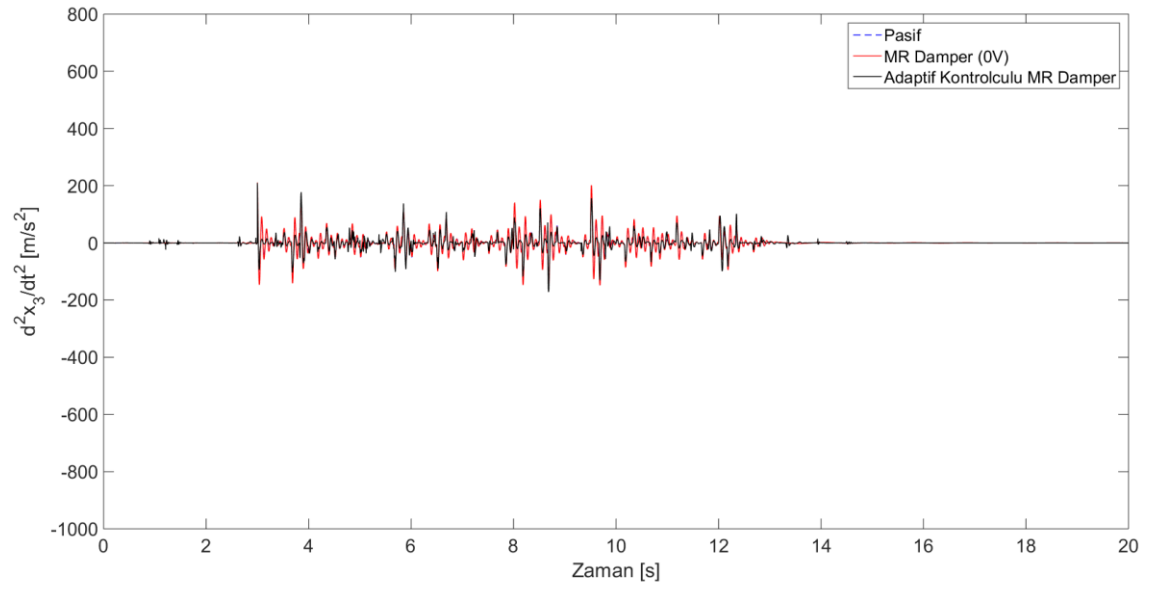
Şekil 5. 57 Burun iniş takımının ivmesi

Sol Ana İniş Takımının İvmesi:



Şekil 5. 58 Sol ana iniş takımının ivmesi

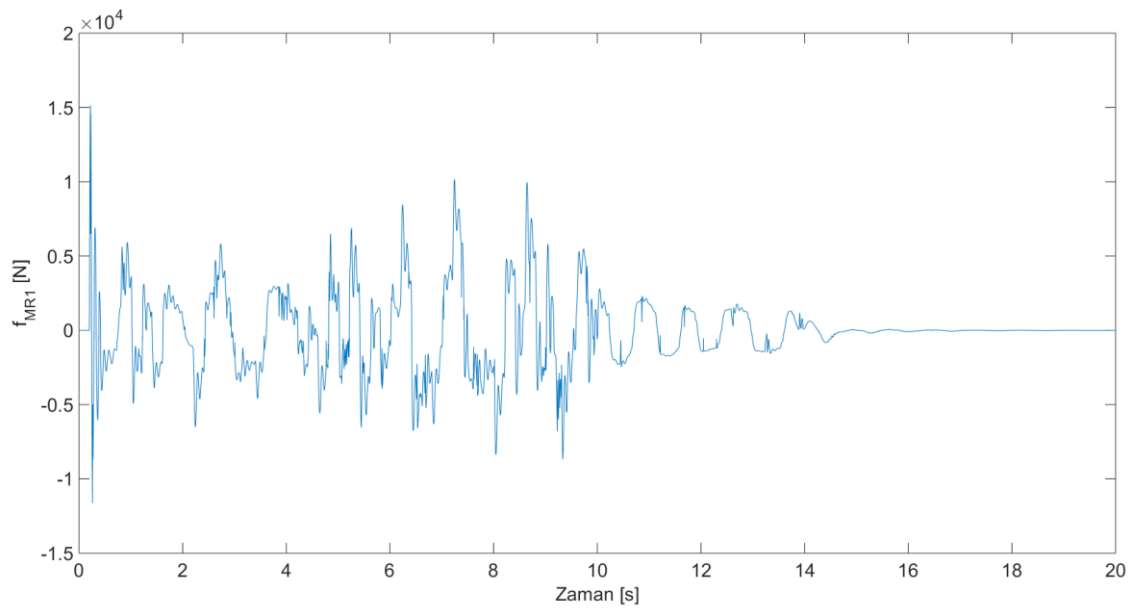
Sağ Ana İniş Takımının İvmesi:



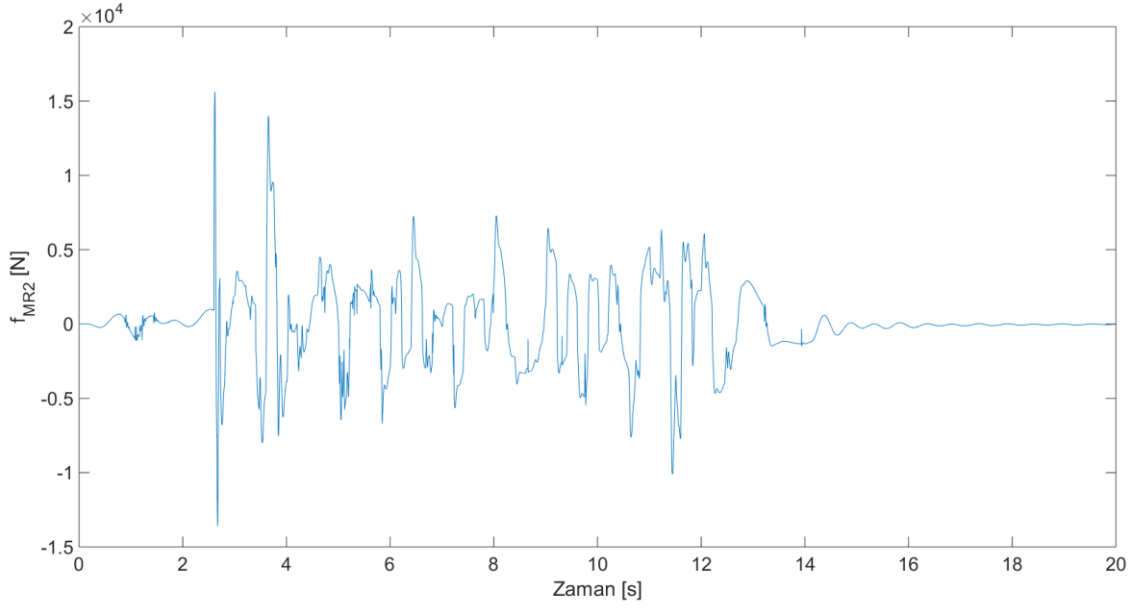
Şekil 5. 59 Sağ ana iniş takımının ivmesi

MR Damperlerin Ürettiği Kuvvetler:

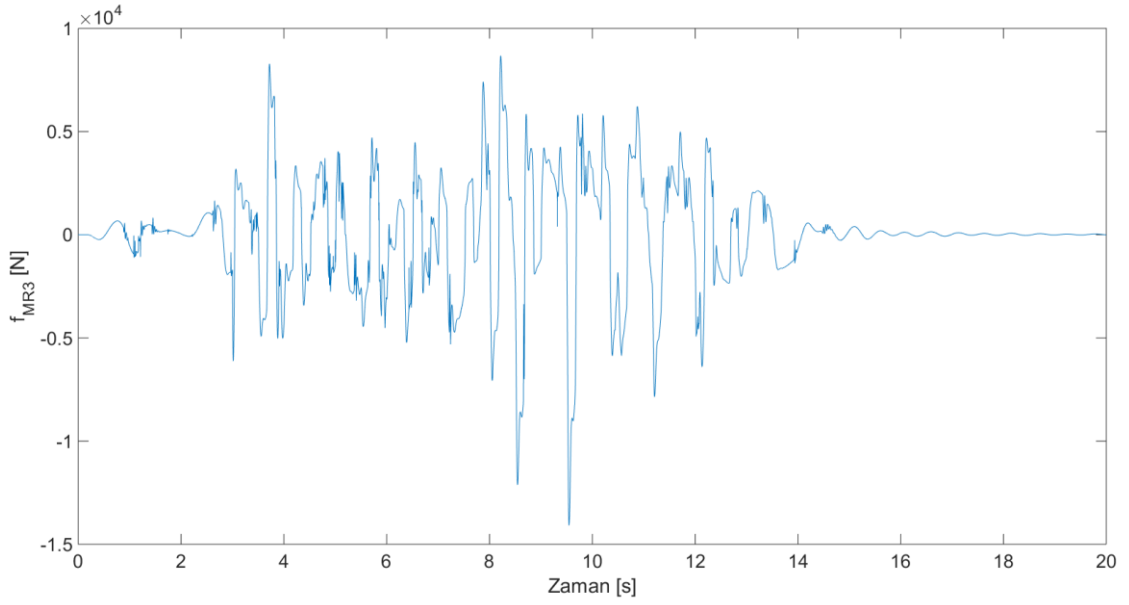
Simülasyon esnasında her bir MR damperin ürettiği kuvvetler aşağıdaki grafiklerde gösterilmiştir. Ana iniş takımlarına bağlı MR damper kuvvetleri, 4 adet damper kullanılacağı göz önünde bulundurularak 4 ile çarpılmıştır.



Şekil 5. 60 Burun iniş takımına bağlı MR damperde üretilen kuvvet



Şekil 5. 61 Sol ana iniş takımına bağlı MR damperde üretilen kuvvet



Şekil 5. 62 Sağ ana iniş takımına bağlı MR damperde üretilen kuvvet

5.5 Sistemin Doğal Frekansı ve Frekans Cevabı

Sistemde 6 serbestlik derecesi bulunduğundan 6 adet doğal frekansı bulunmaktadır. Kütle matrisi ve rijitlik katsayıları matrisine göre gerekli hesaplamalar yapıldıktan sonra doğal frekanslar aşağıdaki gibi bulunmuştur.

Kütle Matrisi:

$$M = \begin{bmatrix} M & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & J_{zz} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & J_{yy} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & m_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & m_3 \end{bmatrix}$$

Rijitlik Katsayıları Matrisi:

$$K = \begin{bmatrix} k_{s1} + k_{s2} + k_{s3} & k_{s1} \cdot L_f - k_{s2} \cdot L_r - k_{s3} \cdot L_r & k_{s2} \cdot L_{ml} - k_{s3} \cdot L_{mr} & -k_{s1} & -k_{s2} & -k_{s3} \\ L_f \cdot k_{s1} - L_r \cdot k_{s2} - L_r \cdot k_{s3} & L_f^2 \cdot k_{s1} + L_r^2 \cdot k_{s2} + L_r^2 \cdot k_{s3} & -L_{ml} \cdot L_r \cdot k_{s2} + L_{mr} \cdot L_r \cdot k_{s3} & L_f \cdot k_{s1} & L_r \cdot k_{s2} & L_r \cdot k_{s3} \\ L_{ml} \cdot k_{s2} - L_{mr} \cdot k_{s3} & -L_{ml} \cdot L_r \cdot k_{s2} + L_{mr} \cdot L_r \cdot k_{s3} & L_{ml}^2 \cdot k_{s2} + L_{mr}^2 \cdot k_{s3} & 0 & -L_{ml} \cdot k_{s2} & L_{mr} \cdot k_{s3} \\ -k_{s1} & -L_f \cdot k_{s1} & 0 & k_{s1} + k_{t1} & 0 & 0 \\ -k_{s2} & L_r \cdot k_{s2} & -L_{ml} \cdot k_{s2} & 0 & k_{s2} + k_{t2} & 0 \\ -k_{s3} & L_r \cdot k_{s3} & L_{mr} \cdot k_{s3} & 0 & 0 & k_{s3} + k_{t3} \end{bmatrix}$$

$$w_1 = 4,5404 \text{ Hz}$$

$$w_2 = 5,6707 \text{ Hz}$$

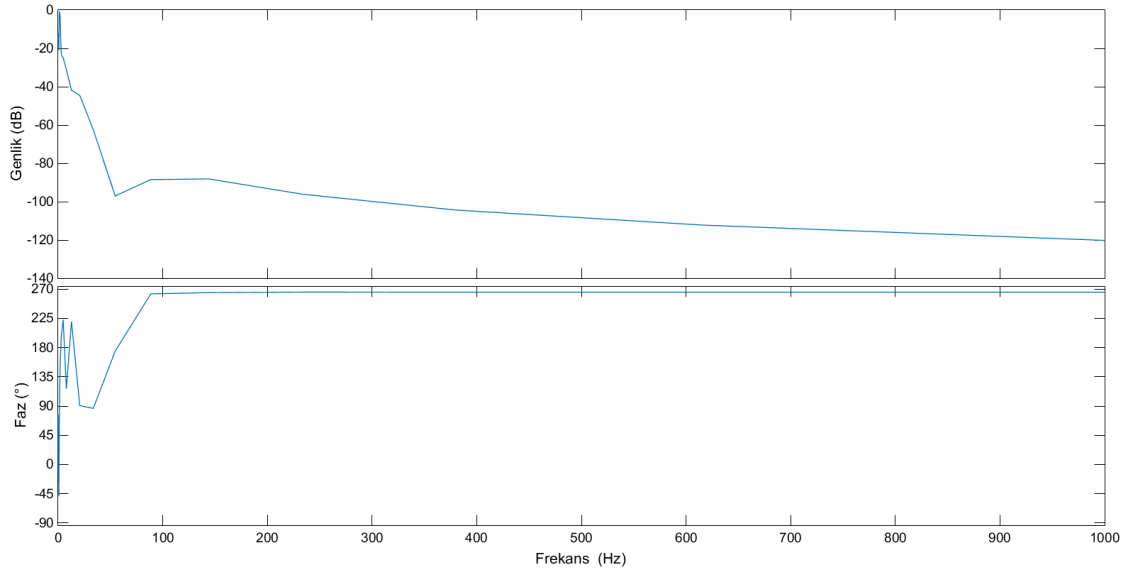
$$w_3 = 6,8663 \text{ Hz}$$

$$w_4 = 70,4629 \text{ Hz}$$

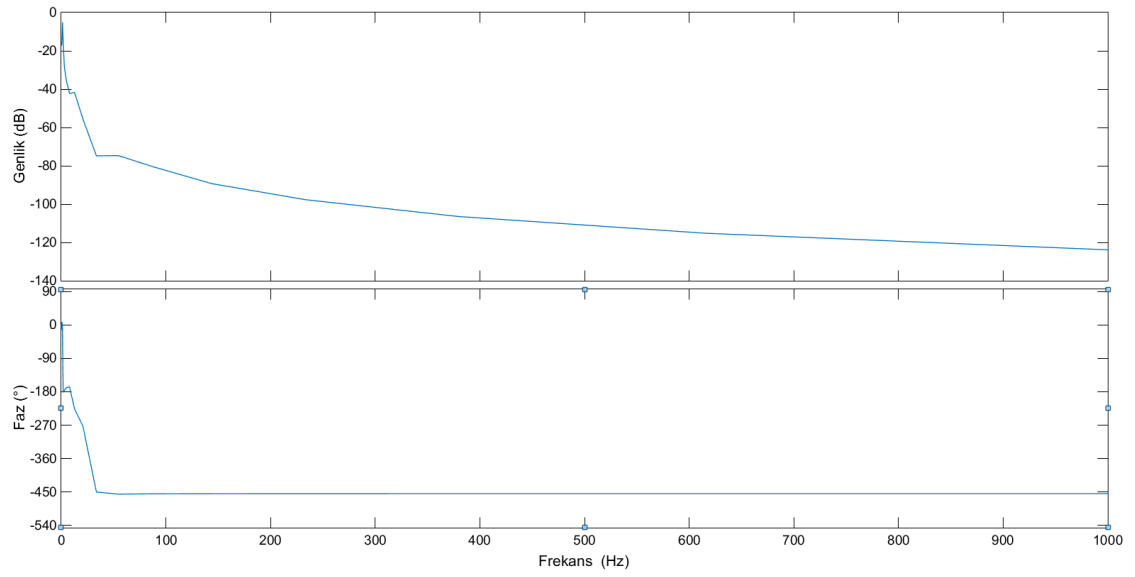
$$w_5 = 70,5085 \text{ Hz}$$

$$w_6 = 72,0955 \text{ Hz}$$

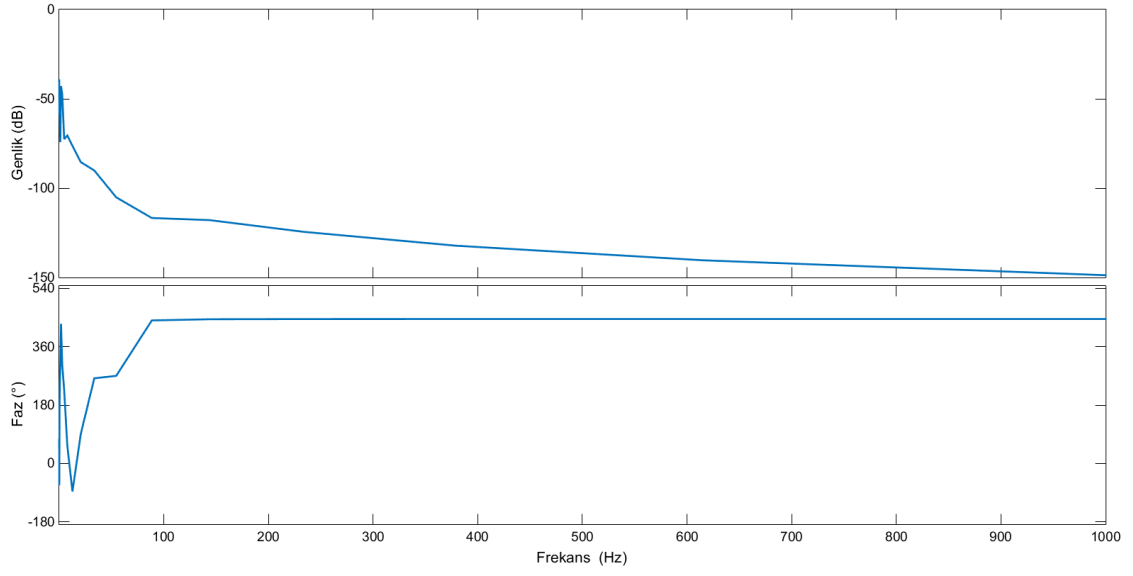
Simülasyonlar aracılığıyla sistemin frekans cevapları tahmin edilmiş olup aşağıdaki grafiklerde gösterilmiştir.



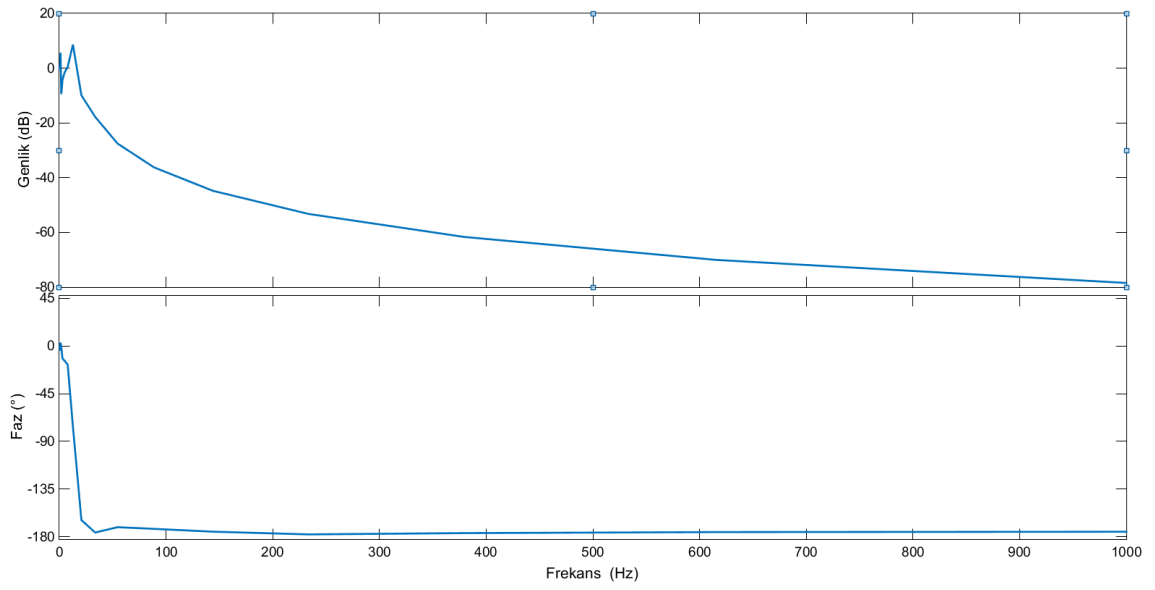
Şekil 5. 63 Gövdenin yer değiştirmesinin frekans cevabı



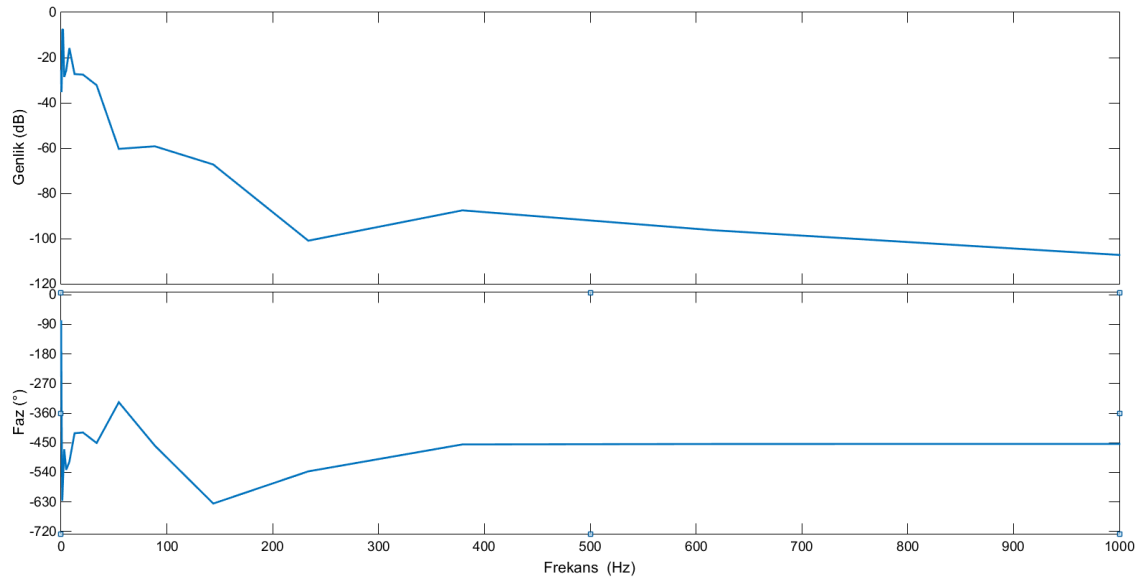
Şekil 5. 64 Gövdenin kafa vurma hareketinin frekans cevabı



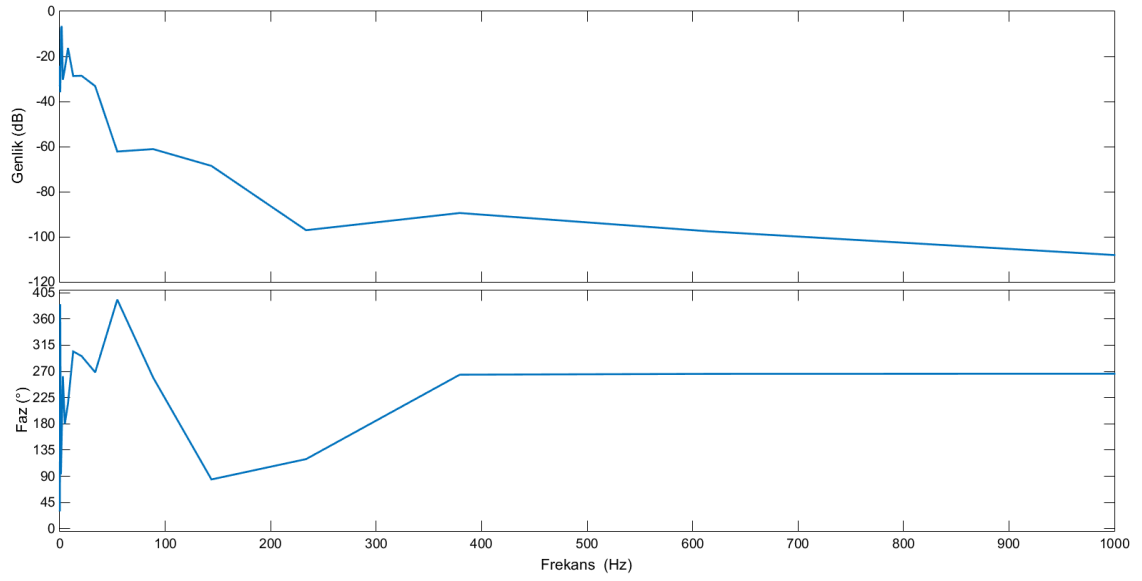
Şekil 5. 65 Gövdenin yalpalama hareketinin frekans cevabı



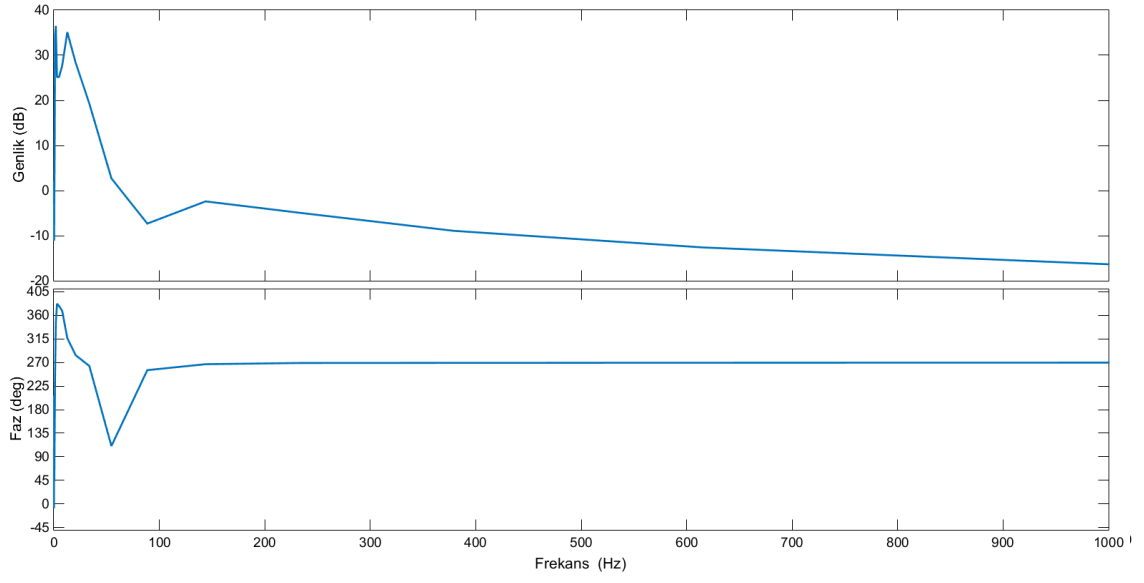
Şekil 5. 66 Burun iniş takımının yer değiştirme hareketinin frekans cevabı



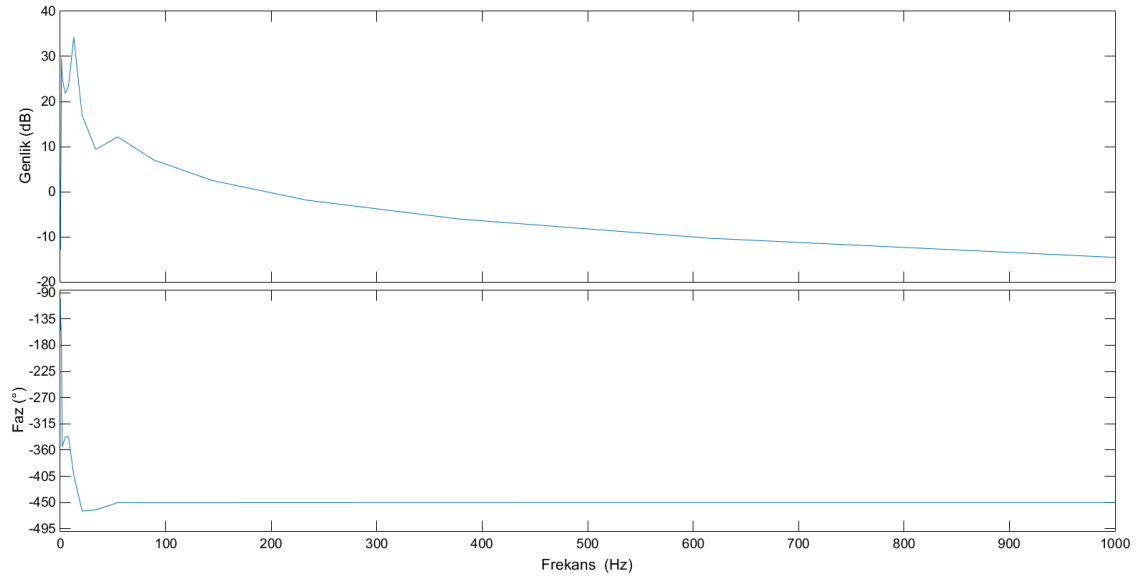
Şekil 5. 67 Sol ana iniş takımının yer değiştirme hareketinin frekans cevabı



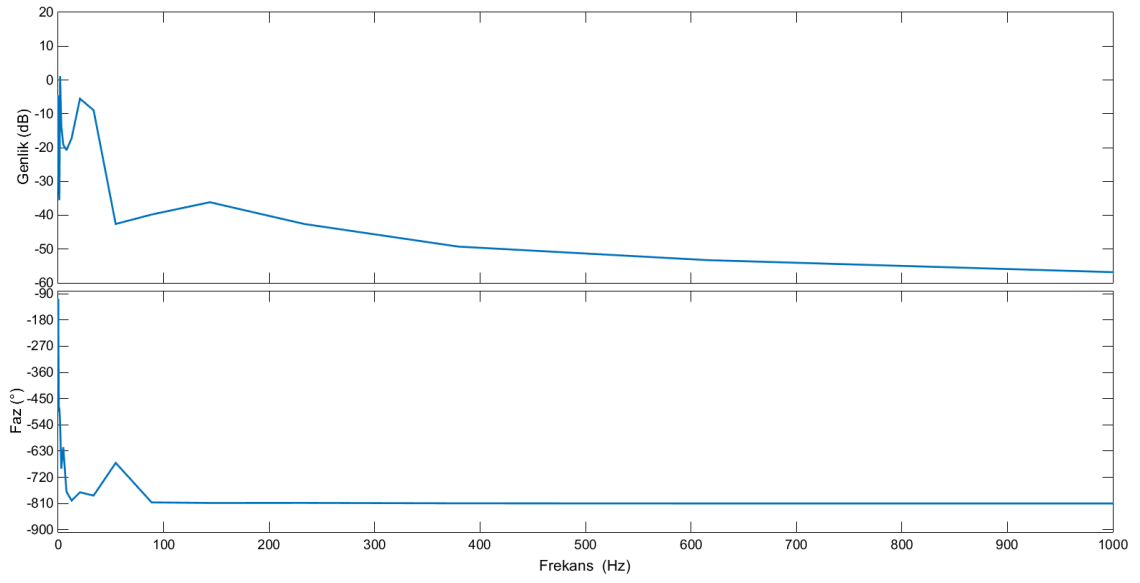
Şekil 5. 68 Sağ ana iniş takımının yer değiştirme hareketinin frekans cevabı



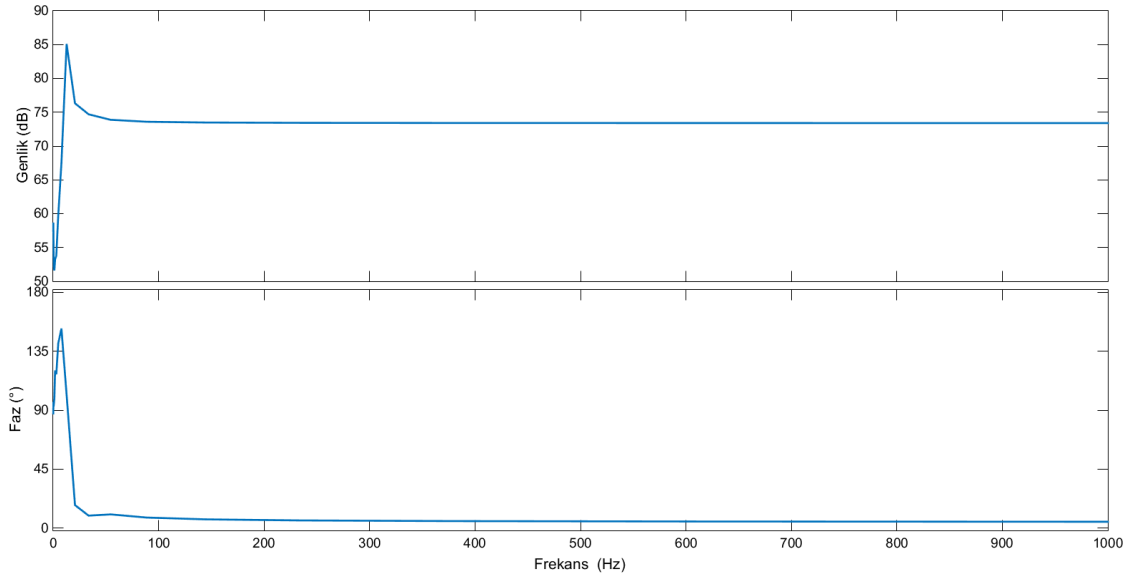
Şekil 5. 69 Gövde ivmesinin frekans cevabı



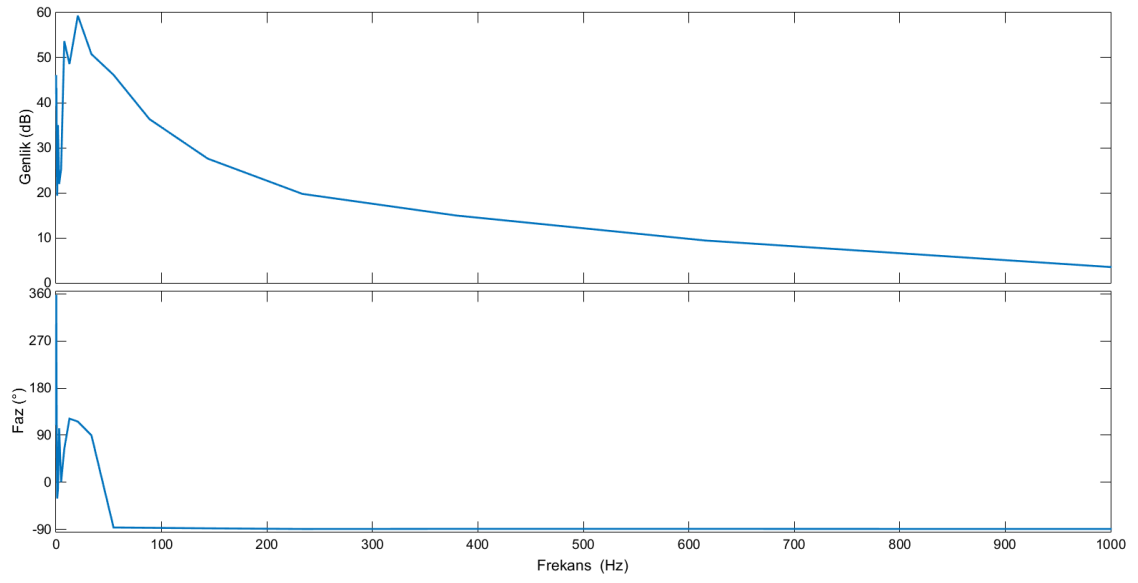
Şekil 5. 70 Gövdenin kafa vurma ivmesinin frekans cevabı



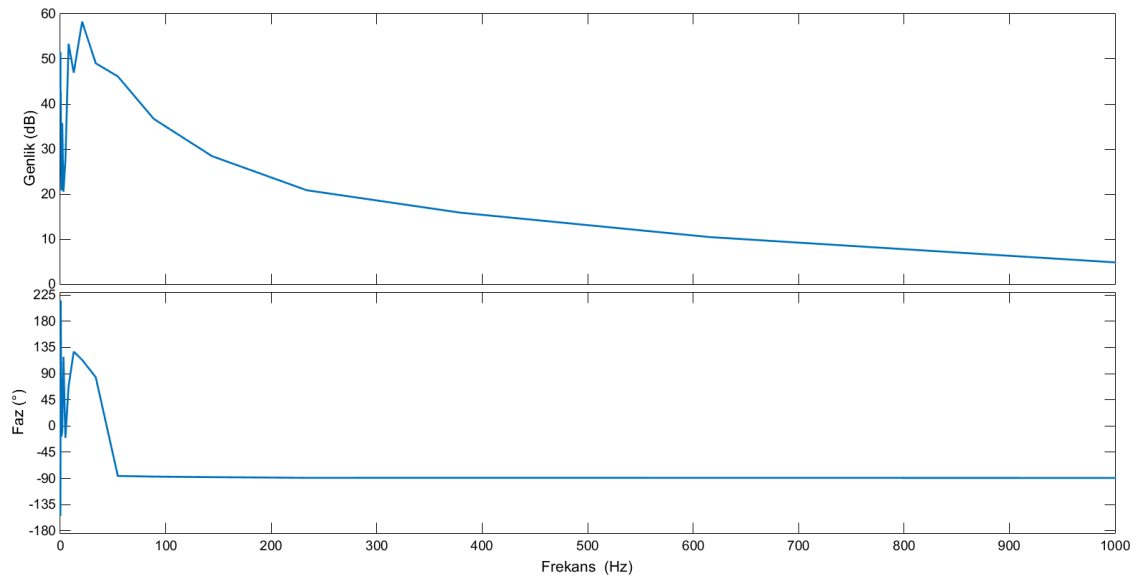
Şekil 5. 71 Gövdenin yalpalama ivmesinin frekans cevabı



Şekil 5. 72 Burun iniş takımı ivmesinin frekans cevabı



Şekil 5. 73 Sol ana iniş takımı ivmesinin frekans cevabı



Şekil 5. 74 Sağ ana iniş takımı ivmesinin frekans cevabı

SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada, yarı aktif MR damperli iniş takımlarına sahip bir uçak modeli için tasarlanan adaptif kontrol sunulmuştur. Tam uçak modeli ve bu modele ait denklemler oluşturularak bilgisayar ortamında nümerik analizler yapılmıştır.

Her taşıtta olduğu gibi uçaklarda da süspansiyon karakteristikleri değişkenlik göstermektedir. Bu sebeple değişen koşullara uyum sağlayabilen, yani adaptif bir kontrol tasarlanmıştır. Ayrıca sağlanan kontrolün sistemi fazla karmaşıktırmaması ve yüksek maliyetli olmaması göz önünde bulundurulmuştur. Yüksek güç gereksinimi gerektiren ER damper yerine çok daha düşük gerilimler ile kontrol edilebilen MR damper tercih edilmiştir.

Pasif, kontrolcüsüz MR damperli ve kontrolcülü MR damperli sistemlerin gövde yer değiştirmeleri, ivmeleri ve iniş takımlarının yer değiştirmeleri karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma sonucunda adaptif sistemde yer değiştirmelerde iyileşme olduğu gözlemlenmiştir. Fakat kontrolcünün ani tepkilerine bağlı olarak tekerlek ivmelerinde bir miktar artış olduğu görülmüştür.

Önerilen kontrolcünün verimliliği, pasif sistem ve kontrol uygulanmayan MR damperli sistem ile nümerik simülasyonlar aracılığıyla karşılaştırılarak doğrulanmıştır. Sonuçlarda pik noktalar karşılaştırıldığında gövdenin aşağı-yukarı salınımlarında %35, gövdenin yalpalama hareketinde %38, gövdenin kafa vurma hareketinde %26, iniş takımlarının yer değiştirmelerinde ise %3'e varan azalma sağlanmıştır. Ayrıca Şekil 5.2'de de görüleceği üzere son bozucu etki yani yol girişi 7. saniyede etki etmektedir. Bunun

ardından kontrolcüsüz sistemin hareketsiz hale geçmesi için 20 saniye gerekirken, kontrol uygulanan sistemde bu sürenin 4 saniyeye düştüğü görülmüştür. %80'lik bir iyileştirme ile modelin çok hızlı şekilde kararlı hale geçebilmesine olanak sağlanmıştır.

Ek olarak, farklı yol girişleri ile sistem simüle edilmiş ve kontrolcünün koşullara uygun tepki verebildiği kanıtlanmıştır. Düzgün engebeli yol simülasyonunun sonuçlarındaki pik noktalar karşılaştırıldığında gövdenin aşağı-yukarı salınımlarında %36, gövdenin yalpalama hareketinde %42, gövdenin kafa vurma hareketinde %37 azalma ortaya çıkmıştır. Yine bir önceki simülasyonda olduğu gibi son bozucu etkinin yani yol girişinin ardından kontrolcülü sistem kontrolcüsüz sistemden çok daha hızlı bir şekilde durgun hale geçmiştir.

Rastgele yol girişi uygulandığında ise; grafiklerdeki maksimum pik noktaları karşılaştırıldığında; gövdenin aşağı yukarı salınımında %39, gövdenin yalpalama hareketinde %38 ve gövdenin kafa vurma hareketinde %39'a varan azalma gözlemlenmiştir.

Uygulamanın Avantajları:

- Koşullara göre daha iyi tepki veren sönümlleme oluşturulması
- Şoklara ve titreşimlere karşı hızlı tepki verebilmesi
- Büyük mekanik güç gerektiren işi küçük bir elektriksel güç ile yapabilmesi

Uygulamanın Dezavantajları:

- Uçak üzerine, damperlere uygun sinyal gönderen bir kontrol mekanizması ekleme gereksinimi
- MR akışkanın hidroliğe göre daha maliyetli olması
- Sistemin ilk kurulum maliyetinin hidrolikli sisteme göre daha yüksek olması

KAYNAKLAR

- [1] Daniels, J.N., (1996). "A Method for Landing Gear Modeling and Simulation With Experimental Validation", NASA Contractor Report 201601.
- [2] Sivakumar, S. ve Haran, A.P., (2013). "Mathematical Model and Vibration Analysis of Aircraft with Active Landing Gears", Journal of Vibration and Control, 21 (2): 229-245.
- [3] Zapateiro M., Pozo F., Rossell J.M., Karimi H.R. ve Luo N., (2011). "Landing gear suspension control through adaptive backstepping techniques with H_{∞} performance", IFAC World Congress, 28 Ağustos – 2 Eylül 2011, Milano.
- [4] Wang J., Zhang X. ve Wang H., (2012). "The semi-active optimal control method of aircraft landing gear", Applied Mechanics and Materials 159:390-394.
- [5] Ervin R.D., Lou Z., Filisko F.E. ve Winkler C.B., (1996). "Electrorheology for smart landing gear", Technical Report, The University of Michigan Transportation Research Institute, Ann Arbor.
- [6] Mikulowski G.M. ve Holnicki-Szulc J. (2007). "Adaptive landing gear concept - feedback control validation", Smart Materials and Structures, 16(6):2146-2158.
- [7] Liu X., Zhu S. ve Yang Y, (2014). "Design and drop test of aircraft landing gear's shock absorber based on magnetorheological damper", Applied Mechanics and Materials, 665:601-606.
- [8] Prasad M.H. ve Gangadharan H.V., (2015). "Modeling of MR damper with hysteresis for adaptive vibration controlMagnetorheological Landing Gear for UAVs – A conceptual design", International Journal of Scientific & Engineering Research, 6(1):403-408.
- [9] Lee D.Y., Nam Y.J, Yamane R. ve Park M.K. (2009), "Performance Evaluation on Vibration Control of MR Landing Gear", 11th Conference on Electrorheological Fluids and Magnetorheological Suspensions, Ekim 2010, Almanyaa.
- [10] Gharapurkar A.A. ve Jahromi A.F., (2013). "Semi-active control of aircraft landing gear system using h-infinity control approach", International Conference on Connected Vehicles and Expo (ICCVE), 2-6 Aralık 2013, Massapequa.

- [11] Dong X.M. ve Xiong G.W., (2013). "Vibration attenuation of magnetorheological landing gear system with human simulated intelligent control", Mathematical Problems in Engineering, 13:1-13.
- [12] Crazy Pilot, Understanding Tailwheel aka Conventional Landing Gear, www.crazedpilot.com/article/understanding-tailwheel-taildraggers-conventional-gear/, 15 Eylül 2015.
- [13] Wikipedia, Airbus A350 XWB, www.el.wikipedia.org/wiki/Airbus_A350_XWB/, 15 Eylül 2015.
- [14] Slideshare, Aircraft systems and instruments, www.slideshare.net/mobile/sujankarthikeyan/prathi/, 15 Eylül 2015.
- [15] Divakaran V.N., Ravi Kumar G.V.V. ve Srinivasa R.P., (2013). Aircraft landing gear design and development, Infosys Limited, Bangalor.
- [16] Wikipedia, McDonnell Douglas DC-10, https://en.wikipedia.org/wiki/McDonnell_Douglas_DC-10, 15 Eylül 2015.,
- [17] GalleryHip, A320 Landing Gear, <http://galleryhip.com/a320-landing-gear.html>, 15 Eylül 2015.
- [18] Wikimedia, Boeing 737-200 planform view, https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Boeing_737-200_planform_view.jpg, 15 Eylül 2015.
- [19] Aeronautical World, A320 Airbus Landing Gear Indicator, http://www.aer.ita.br/~bmattos/mundo/320/fwd/gear_ind.html, 15 Eylül 2015.
- [20] Drsnysvet, V kokpitu, <http://www.drsnysvet.cz/v-kokpitu/>, 15 Eylül 2015.
- [21] Karagöllü O. (2008). Politiyofen ve politiyofen-kopolimer sisteminin elektoreolojik özelliklerinin incelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, Süleyman Demirel Üniversitesi, Isparta.
- [22] Spaggiari A., (2013). "Properties and applications of Magnetorheological fluids", Frattura ed Integrità Strutturale, 23:57-61.
- [23] Sakai C., Ohmori H. ve Sano, A. (2003), "Modeling of MR damper with hysteresis for adaptive vibration control," Proceedings of the 42nd IEEE Conference on Decision and Control, Maui, Hawaii, ABD, 3840-3845.
- [24] Yıldız A.S., Sivrioğlu S., Zergeroğlu E. ve Çetin Ş. (2015). "Nonlinear adaptive control of semi-active MR damper suspension with uncertainties in model parameters", Nonlinear Dynamics, 79(4):2753-2766
- [25] Vural S.Y., (2008). Küçük bir insansız hava aracı için otopilot sistemi tasarımı, Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul.
- [26] Yıldız A.S., Sivrioğlu S., Zergeroğlu E. ve Çetin, Ş. (2013). "Adaptive control of semiactive quarter car model with MR damper", Control Conference (ASCC), 23-26 Haziran 2013, İstanbul.

- [27] Wright J.R and Cooper J.E.; (2007). Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads, Second Edition, Chicester.
- [28] Çetin Ş., Zergeroğlu E., Sivrioğlu S. ve Yüksek İ. (2011). "A new semiactive nonlinear adaptive controller for structures using MR damper: Design and experimental validation", Nonlinear Dynamics, 66:731-743.

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı : Emre KARABACAK
Doğum Tarihi ve Yeri : 13.04.1991 - Eminönü
Yabancı Dili : İngilizce, Almanca
E-posta : emrekarabacak@hotmail.com.tr

ÖĞRENİM DURUMU

Derece	Alan	Okul/Üniversite	Mezuniyet Yılı
Lisans	Makine Mühendisliği	Sakarya Üniversitesi	2012
Lise	Fen Bilimleri	Bahçelievler Anadolu Lisesi	2008

İŞ TECRÜBESİ

Yıl	Firma/Kurum	Görevi
2013 – Devam ediyor	Türk Hava Yolları Teknik A.Ş.	Mühendis