

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**BURUN İNİŞ TAKIMI SİSTEMİNDE SHIMMY DAVRANIŞININ
MODELLENMESİ, ANALİZİ, TESTİ VE KONTROLÜ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Sena Koçak

Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Mekatronik Mühendisliği Programı

ŞUBAT 2021

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**BURUN İNİŞ TAKIMI SİSTEMİNDE SHIMMY DAVRANIŞININ
MODELLENMESİ, ANALİZİ, TESTİ VE KONTROLÜ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Sena KOÇAK
(518161040)**

Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı

Mekatronik Mühendisliği Programı

Tez Danışmanı: Doç. Dr. Ali Fuat ERGENÇ

ŞUBAT 2021

İTÜ, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün 518161040 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Sena KOÇAK, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “BURUN İNİŞ TAKIMLARINDA SHIMMY DAVRANIŞININ MODELLENMESİ, ANALİZİ, TESTİ VE KONTROLÜ” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Doç. Dr. Ali Fuat ERGENÇ**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Vedat Ziya DOĞAN**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Hakan YAZICI
Yıldız Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : 20 Kasım 2020
Savunma Tarihi : 4 Şubat 2021





Aileme ve arkadaşlarıma,



ÖNSÖZ

Yüksek lisans öğrenimim boyunca desteğini esirgemeyen, her konuda yol gösteren, daima cesaretlendiren/inanan ve yılmamamı sağlayan danışman hocam Doç. Dr. Ali Fuat Ergenç’e teşekkürlerimi sunarım.

Çalışmanın değer kazanmasını sağlayan ve teknik desteğini sunan Doç. Dr. Alp Tekin Ergenç’e teşekkürü borç bilirim. Prof. Dr. Ata Muğan’a konu hakkında verdiği öneri ve görüşlerden dolayı teşekkür ederim.

Yüksek lisans öğrenimimi TUSAŞ BAP Programı ile destekleyen şirketim Türk Havacılık ve Uzay Sanayii’ne, programa dahil olmamı sağlayan Ayşe Temiz’e, program süresince destek veren Kemal Mersin’e ve teknik katkılarından dolayı Burak Akgün’e teşekkürlerimi sunarım. Mühendislik problemlerine karşı bakış açımı değiştiren Tarkan Çalışkan’a ile bu çalışmaya yönelmemi sağlayan Hamid Alper Oral’a mentörlüğü ve inancı için teşekkürü borç bilirim. Teknik desteklerini eksik etmeyen ve bu süreçte gelişmemi sağlayan çalışma arkadaşlarım Cansu Gençbay ve Meltem Esra Demir’e şükranlarımı sunarım.

Mina Küçük’e ve Bora Ayvaz’a test düzeneğinin kurulması aşamasındaki yardımlarından dolayı teşekkürlerimi sunarım.

Öğrenim hayatımda bu noktaya gelmemde, maddi ve manevi desteklerini sunan aileme yanımda oldukları için teşekkür ederim. Süreçte yanımda olan ve bana inanan arkadaşlarıma, özellikle Nefise Begüm Kırcı ve İrem Yağmuroğlu’na şükranlarımı sunarım.

Şubat 2021

Sena Koçak
(Kontrol ve Otomasyon Mühendisi)



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xi
SEMBOLLER	xiii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xvii
ŞEKİL LİSTESİ.....	xix
ÖZET.....	xxiii
SUMMARY	xxv
1. GİRİŞ.....	1
2. İNiŞ TAKIMI SİSTEMİ	3
2.1 İniş Takımı Sistemin Temel Elemanları.....	4
2.1.1 Şok sönümleyici	4
2.1.2 Fren sistemi	6
2.1.3 Açma kapama sistemi	7
2.1.4 Yönlendirme sistemi	9
2.1.4.1 Yönlendirme eyleyici sistemi.....	11
2.1.4.2 Shimmy sönümleyici.....	14
2.1.5 Tekerlek	16
2.1.5.1 Tekerlek tipleri ve parametreleri.....	17
2.1.5.2 Shimmy modellemesinde kullanılan temel tekerlek modelleri.....	19
2.2 İniş Takımı Sistemi Tasarım Gereksinimleri	22
2.3 İniş Takımı ile İlişkili Standartlar	27
2.3.1 Endüstriyel standartlar	27
2.3.2 Askeri standartlar	29
2.3.3 Sivil standartlar	30
2.3.4 Federal standartlar.....	30
3. SHIMMY DAVRANIŞI.....	33
3.1 Shimmy Davranışının Tanımı	33
3.2 Shimmynin Tarihçesi	34
3.3 Shimmy Problemine Dair Literatür Taraması	37
3.4 Shimmy Kaynaklı Görülen Kazalar	42
3.5 İniş Takımı Tasarımı ve Shimmy	46
3.5.1 Bazı tasarım parametrelerinin shimmy üzerine etkisi.....	46
3.5.1.1 Tekerlek parametreleri	46
3.5.1.2 Rijitlik	46
3.5.1.3 Çalışma aralığı	46
3.5.1.4 Freeplay ve sürtünme.....	47
3.5.1.5 İniş takımı geometrisi.....	47
3.5.1.6 Yönlendirme sistemi	47
3.5.1.7 Yük dengesi.....	47

3.5.1.8 Shimmy sönümleyici.....	47
3.5.2 Kaster uzunluğu ve eğim açısının shimmy üzerine etkisi	48
3.5.3 Tasarım parametreleri ile shimmy sönümleme	49
3.5.4 Shimmy titreşimine sebep olan etkilerin tespiti ve izole edilmesi	51
3.6 Burun İniş Takımına Ait Shimmy Modeli.....	54
3.6.1 Tekerlek modeli.....	57
3.6.1.1 İp tekerlek modelinin geliştirilmesi.....	58
3.6.1.2 Tekerlek hafızası etkisi.....	76
3.6.2 Shimmy test senaryoları	76
3.6.2.1 Tekerlek aşınması.....	78
3.6.2.2 Pürüzlü pistte sabit hızlı taksi.....	78
3.6.2.3 Pürüzlü pistte hızın arttırılması	79
3.6.2.4 Tekerleğe yanal bir çarpmanın olması ile hızın azaltılması	80
3.6.2.5 Çukurlu pistte hızın arttırılması.....	81
3.7 Burun İniş takımı Shimmy Modelinin Doğrusallaştırılması	82
3.7.1 Gecikmesiz shimmy modelinin doğrusallaştırılması	82
3.7.2 Gecikmeli shimmy modelinin doğrusallaştırılması	83
4. SHIMMY DAVRANIŞININ ANALİZ EDİLMESİ	85
4.1 Zaman Serisi ve Limit Çevrimi	85
4.2 Gecikmesiz Doğrusal Shimmy Modelinin Analiz Edilmesi	100
4.2.1 Kararlılık haritası.....	100
4.2.2 Özdeğer trendi	112
4.3 Gecikmeli Doğrusal Shimmy Modelinin Analiz Edilmesi.....	117
4.3.1 CTCR metodolojisi	118
4.3.2 QPmR metodolojisi	126
5. SHIMMY DAVRANIŞIN TEST EDİLMESİ.....	141
5.1 Shimmy Test Düzenegi	141
5.2 Shimmy Matematiksel Modelinin Deney Sonuçları ile Doğrulanması.....	144
5.3 Shimmy Deneyleri Üzerine Yorumlar.....	148
6. SHIMMY DAVRANIŞIN KONTROL EDİLMESİ.....	149
6.1 Shimmy Davranışının Kontrol Edilmesine Dair Literatür Taraması	149
6.2 Shimmy Titreşimi Kontrol Stratejisi	151
6.2.1 Kararlaştırıcı değişken sönümleyici tabanlı kontrolör	151
6.2.1.1 SVDC yapısının kararlılık sınırlarının belirlenmesi.....	152
6.2.1.2 SVDC optimizasyonu.....	154
6.2.1.3 Kapalı çevrim sistem davranışı	155
7. SONUÇLAR	167
KAYNAKLAR.....	169
ÖZGEÇMİŞ	181

KISALTMALAR

ABCS	: Advanced Brake Control System
AGE	: Aircraft Ground Equipment
aQPmR	: Advanced Quasi – Polynomial Mapping Based Rootfinder
BCAA	: British Civil Aviation Authority
CAA	: Civil Aviation Authority
CPA	: Cessna Pilot Association
CTCR	: Cluster Treatment of Characteristic Roots
DM	: Direct Method
DoF	: Degree of Freedom
FAA	: Federal Aviation Authority
FCC	: Flight Control Computer
FCS	: Flight Control System
ICAO	: International Civil Aviation Organization
ISE	: Integral Square Error
K	: Kararlı
KZ	: Kararsız
MLG	: Main Landing Gear
MR	: Magnetoreolojik
NACA	: National Advisory Committee for Aeronautics
NLG	: Nose Landing Gear
QPmR	: Quasi – Polynomial Mapping Based Rootfinder
RMS	: Root Mean Square
RT	: Root Tendency
SAE	: Society of Automotive Engineers
SbW	: Steer-by-Wire
SQP	: Sequential Quadratic Programming
SVDC	: Stabilizing Variable Damping Based Controller
TDS	: Time Delay System
WADC	: Wright Air Development Center



SEMBOLLER

δ	: Dikey sapma; Tekerlek momentinin limit açısı
R_0	: Yüklmemiş tekerlek yarıçapı
a	: Yarı temas uzunluğu
σ	: Gevşeme uzunluğu
c_{Fa}	: Tekerlek geri yükleme katsayısı
c_{Ma}	: Tekerlek öz hizalama katsayısı
w_t	: Tekerlek genişliği
p	: Tekerlek basıncı
p_r	: Nominal tekerlek basıncı
c_{tire}	: Geri yükleme gücü katsayısı
v, v_1, v_2	: Yanal serbestlik derecesi; temas noktasındaki sapmalar
β	: Yalpalama serbestlik derecesi
τ	: Tekerlek zaman sabiti; Gecikme değeri
y_c	: Temas bölgesinin merkez noktasının yanıl konumu
y_1	: Ön temas noktasının yanıl deformasyonu
y_2	: Arka temas noktasının yanıl deformasyonu
ψ	: Yalpalama/yönlendirme açısı
γ	: Yuvarlanma açısı
Ω	: Tekerleğin açısal hızı; imajiner özdeğerler
α	: Tekerleğin kayma/sapma açısı
M_1	: Yay torku
M_2	: Sönümlleme torku
M_3	: Tekerleğin yanıl deformasyonundan dolayı oluşan moment
M_4	: Tekerlek dış genişliğinden kaynaklanan sönümlleme momenti
M_5	: Bozucu ve kontrol girişlerinden kaynaklanan moment
M_z	: Viraj alma momenti
F_y	: Viraj alma kuvveti
e	: Kaster uzunluğu
e_{eff}	: Efektif kaster uzunluğu

R	: Tekerlek yarıçapı
I_z	: z-ekseni etrafındaki eylemsizlik momenti
F_z	: Dikey kuvvet
φ	: Dönme tübünün eğim açısı; Yörünge eğriliği; Eğri
c	: Dikmenin dönel yay katsayısı
k	: Dikmenin dönel sönümleme katsayısı
κ	: Tekerlek dış genişliği moment katsayısı
α_g	: Öz hizalama momenti açısı sınırı
V	: İleri hız
x, y, z	: Boylamsal, yanal ve düşey yerdeğiştirme
x, y, z	: Hareketli eksen sistemi koordinatları
$\bar{x}, \bar{y}, \bar{z}$	: Global koordinatlar
t	: Zaman
p	: Tekerleği t sürede aldığı yol
ω	: Sistem üzerindeki uyarma frekansı
ω_s	: Seyahat eden tekerlek için yörünge frekansı
dx	: lastik elemanın uzunluğu
b	: Lastik elemanın genişliğinin yarısı
q_y	: Birim daire uzunluğu için temas kuvveti
c_c	: Birim uzunluk başına yanal tekerlek karkas rijitliği
D	: Kesme kuvveti
S, S_1, S_2	: Gerilme kuvveti
V_{gx}, V_{gy}	: Temas noktasının kayma hızları
u	: İpin boylamsal deformasyonu
s	: Laplace değişkeni
C_u, C_v	: İntegrasyon katsayıları
M_z^*	: Boylamsal deformasyondan kaynaklanan moment
M_{zt}	: Toplam tekerlek momenti
c'_{px}	: Elemanların birim alanı başına düşen boylamsal rijitlik katsayısı
H	: Transfer fonksiyon
Γ	: Birim basamak cevabı
t_p	: Pnömatik iz
t_m	: Mekanik iz
c_{Fy}	: Duran tekerleğin yanal rijitlik katsayısı

$c_{M\psi}$	: Duran tekerleğin burulma katsayısı
$c_{F\varphi}$	: Yörünge eğriliği rijitlik katsayısı
$c_{M\varphi}$	: Yörünge eğriliği rijitlik katsayısı
$c_{M^*\psi}$	: Tekerlek burulma rijitlik katsayısı
λ	: Tekerleğin sinüsoidal hareketinin dalga boyu; Özdeğer
$A, B, C, A_0; A_1$	: Durum uzayı matriskeri
A_{ij}	: Durum uzayı elamanları
I	: Birim matris
$\otimes$	: Kronocker çarpımı
z	: Matris çifti genelleştirilmiş özdeğerleri
CE	: Karakteristik polinom
$P(s), Q(s)$	: Karakteristik polinom bileşenleri
τ_n	: Nominal gecikme
$\tau_{1,2,3}$	: CTCR gecikme değerleri
$R()$	: İfadenin reel kısımları
$I()$	: İfadenin imajiner kısımları
$\Re$	: Reel küme
$\Im$	: İmajiner küme
Δ_g	: Grid aralığı
$\mathbb{D}$	: Kompleks küme bölge
$\mathbb{C}$	: Kompleks küme
$N\varphi$	: φ tarafından çevrelenen bölgedeki kök sayısı
$c_D(\alpha)$	: Spektrum üst sınırı
$\bar{c}_D(\alpha)$	: Spektrum güvenli üst sınırı
$f(t)$	: Kontrolör işareti
A_c	: Kontrolör katsayısı
k_c	: Shimmy damperden kaynaklanan sönümleme katsayısını
$k_{kç}$	: Kapalı çevrim sistemin sönümleme katsayısı
k_{cu}, k_{cl}	: Arama yapılan sınırlar
k_{max}, k_{min}	: Sönümleme katsayısının fiziksel sınırları
k_{cus}, k_{cls}	: Sönümleme katsayısının kararlı sınırları
$J_{1,2}$	: Amaç fonksiyonları



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1 : Şok sönümleyici verimlilikleri [10].	5
Çizelge 2.2 : Yönlendirme mekanizması verileri [15].	13
Çizelge 2.3 : Tekerlek tipine göre c_{tire} katsayısı.	19
Çizelge 2.4 : Endüstriyel standartlar.	28
Çizelge 2.5 : Askeri standartlar.	29
Çizelge 2.6 : Sivil standartlar.	30
Çizelge 2.7 : Federal standartlar.	31
Çizelge 3.1 : 2013-2015 tarihleri arasında hafif uçaklarda gerçekleşen shimmy kaynaklı iniş takımı arızaları.	42
Çizelge 3.2 : Burun iniş takımı konfigürasyonlarına ait özellikler.	49
Çizelge 3.3 : Bazı ticari ve askeri uçaklara ait NLG kaster uzunlukları ve eğim açıları [9].	50
Çizelge 3.4 : Denklem 3.15'e ait parametreler.	59
Çizelge 3.5 : Test senaryoları.	77
Çizelge 3.6 : Kullanılan sistem parametreleri.	77
Çizelge 5.1 : Shimmy test düzeneği parametreleri.	145
Çizelge 5.2 : Deney koşulları.	145
Çizelge 6.1 : $k = -5$ için k_c kararlılık sınırları.	153
Çizelge 6.2 : $k = -15$ için k_c kararlılık sınırları.	154
Çizelge 6.3 : $k = -15$ için k_c kararlılık sınırları.	154
Çizelge 6.4 : Farklı koşullar altında SVDC performansı.	156



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1 : Şok sönümleyici tipleri [10].	4
Şekil 2.2 : Küçük uçaklar için fren sistemi şematiği [8].	6
Şekil 2.3 : İniş takımı geri çekilme pozisyonları [10].	8
Şekil 2.4 : Piper PA-24 Comanche uçağına ait iniş takımının tasarımı [11].	8
Şekil 2.5 : Cessna 172 burun iniş takımı [13].	10
Şekil 2.6 : Boeing 747-400 burun iniş takımı <i>tiller</i> [14].	11
Şekil 2.7 : Hidrolik ile mekanik parçalardan oluşan NLG yönlendirme mekanizması örneği [15].	12
Şekil 2.8 : Piston tipi shimmy sönümleyici [16].	14
Şekil 2.9 : Kanatçık tipi shimmy sönümleyici [16].	15
Şekil 2.10 : Hidrolik olmayan shimmy sönümleyici [16].	15
Şekil 2.11 : Çapraz ve radyal lastik [17].	17
Şekil 2.12 : Keldsyh <i>point contact</i> tekerlek modeli [1].	20
Şekil 2.13 : <i>Stretched string</i> tekerlek modeli [1].	21
Şekil 2.14 : <i>Straight tangent</i> tekerlek modeli [1].	21
Şekil 2.15 : <i>Rigid ring</i> tekerlek modeli [34].	22
Şekil 2.16 : Airbus A340 iniş takımı sistemi.	23
Şekil 2.17 : İniş takımlarının yıllara bağlı kütle trendi [37].	24
Şekil 3.1 : Messerschmitt Me 309 Savaş uçağı.	36
Şekil 3.2 : Shimmy etkisi altındaki Boeing 737 uçağının pistte durduğu nokta ve pist üzerindeki tekerlek izleri.	43
Şekil 3.3 : Airbus A319'a ait NLG'nin shimmye mazur kaldıktan sonraki pozisyonu.	44
Şekil 3.4 : F7U-3 uçağı.	44
Şekil 3.5 : Fokker F-28 uçağının 1999 yılında Papua Yeni Gine'de shimmy sebebiyle yaptığı kaza [104].	45
Şekil 3.6 : Burun iniş takımına ait farklı tasarımsal konfigürasyonlar.	48
Şekil 3.7 : Birlikte dönen tekerlekler.	50
Şekil 3.8 : McRay Lockheed C-130 Hercules uçağı.	51
Şekil 3.9 : Cessna Pilot Association (CPA) logo.	53
Şekil 3.10 : F-5 uçağı.	54
Şekil 3.11 : Burun iniş takımının yukarıdan ve yandan görünimleri.	54
Şekil 3.12 : Tekerlek karakteristiği.	56
Şekil 3.13 : Gergin ip tekerlek modelinin gösterimi [3].	57
Şekil 3.14 : Deforme olmuş lastik dış bant elemanının yanıl denge durumu.	59
Şekil 3.15 : İp tekerlek modelinin üstten görünümü.	60
Şekil 3.16 : Temas bölgesini etkileyen kuvvetler.	65
Şekil 3.17 : Sürekli halde kayma durumundaki ip tekerlek modeli.	70
Şekil 3.18 : Pnömatik ve mekanik iz.	71
Şekil 3.19 : Von Schlippe yaklaşımı ve tekerlek deformasyonun gösterimi.	75
Şekil 3.20 : Tekerlek aşınması (Senaryo #1) durumunda shimmy davranışı.	78

Şekil 3.21 : Pürüzlü pistte sabit hızlı hareket (Senaryo #2) durumunda shimmy davranışı.	79
Şekil 3.22 : Pürüzlü pistte hızın arttırılması (Senaryo #3) durumunda shimmy davranışı.	80
Şekil 3.23 : Tekerleğe yanal bir çarpma olmasının ardından hızın azaltılması (Senaryo #4) durumunda shimmy davranışı.	81
Şekil 3.24 : Çukurlu pistte hızın arttırılması (Senaryo #5) durumunda shimmy davranışı.	82
Şekil 4.1 : k değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 1^\circ$).	86
Şekil 4.2 : k değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 10^\circ$).	87
Şekil 4.3 : c değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 1^\circ$).	88
Şekil 4.4 : c değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 10^\circ$).	89
Şekil 4.5 : I_z değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 1^\circ$).	90
Şekil 4.6 : I_z değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 10^\circ$).	91
Şekil 4.7 : F_z değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 1^\circ$).	92
Şekil 4.8 : F_z değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 10^\circ$).	93
Şekil 4.9 : e değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 1^\circ$).	94
Şekil 4.10 : e değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 10^\circ$).	95
Şekil 4.11 : φ değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 1^\circ$).	96
Şekil 4.12 : φ değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 10^\circ$).	97
Şekil 4.13 : σ değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 1^\circ$).	98
Şekil 4.14 : σ değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 10^\circ$).	99
Şekil 4.15 : $k - V$ kararlılık haritası ($F_z = 2000, 6000$ ve $10000 N$).	101
Şekil 4.16 : $k - V$ kararlılık haritası ($\sigma = 0.01, 0.25$ ve $0.5 m$).	102
Şekil 4.17 : $c - V$ kararlılık haritası ($F_z = 2000, 6000$ ve $10000 N$).	103
Şekil 4.18 : $c - V$ kararlılık haritası ($\sigma = 0.125, 0.25$ ve $0.5 m$).	104
Şekil 4.19 : $I_z - V$ kararlılık haritası ($F_z = 2000, 6000$ ve $10000 N$).	105
Şekil 4.20 : $I_z - V$ kararlılık haritası ($k = -5, -25$ ve $-50 N.m.s/rad$).	106
Şekil 4.21 : $e - V$ kararlılık haritası ($F_z = 5000, 9000$ ve $13000 N$).	107
Şekil 4.22 : $e - V$ kararlılık haritası ($c = 0, -100000$ ve $-300000 N.m/rad$).	108
Şekil 4.23 : $\varphi - V$ kararlılık haritası ($F_z = 7000, 11000$ ve $15000 N$).	109
Şekil 4.24 : $\varphi - V$ kararlılık haritası ($c = 0, -100000$ ve $-300000 N.m/rad$).	110
Şekil 4.25 : $\sigma - V$ kararlılık haritası ($F_z = 7000, 11000$ ve $15000 N$).	111
Şekil 4.26 : $\sigma - V$ kararlılık haritası ($k = 0, -25$ ve $-50 N.m/rad$).	112
Şekil 4.27 : k parametresine bağlı özdeğer trendi.	113
Şekil 4.28 : c parametresine bağlı özdeğer trendi.	113
Şekil 4.29 : F_z parametresine bağlı özdeğer trendi.	114
Şekil 4.30 : V parametresine bağlı özdeğer trendi.	114
Şekil 4.31 : I_z parametresine bağlı özdeğer trendi.	115
Şekil 4.32 : e parametresine bağlı özdeğer trendi.	115
Şekil 4.33 : φ parametresine bağlı özdeğer trendi.	116
Şekil 4.34 : σ parametresine bağlı özdeğer trendi.	116
Şekil 4.35 : k parametresi için kararlılık tablosu ($V = 10 m/s$ ve $\tau_n = 0.02 s$)... ..	121
Şekil 4.36 : k parametresi için kararlılık tablosu ($V = 50 m/s$ ve $\tau_n = 0.004 s$).. ..	121
Şekil 4.37 : c parametresi için kararlılık tablosu ($V = 10 m/s$ ve $\tau_n = 0.02 s$). ..	121
Şekil 4.38 : c parametresi için kararlılık tablosu ($V = 50 m/s$ ve $\tau_n = 0.004 s$). ..	122
Şekil 4.39 : I_z parametresi için kararlılık tablosu ($V = 10 m/s$ ve $\tau_n = 0.02$). ..	122
Şekil 4.40 : I_z parametresi için kararlılık tablosu ($V = 50 m/s$ ve $\tau_n = 0.004 s$). ..	122
Şekil 4.41 : F_z parametresi için kararlılık tablosu ($V = 10 m/s$ ve $\tau_n = 0.02 s$). ..	122

Şekil 4.42 : F_z parametresi için kararlılık tablosu ($V = 50 \text{ m/s}$ ve $\tau_n = 0.004 \text{ s}$).	123
Şekil 4.43 : e parametresi için kararlılık tablosu ($V = 10 \text{ m/s}$ ve $\tau_n = 0.02 \text{ s}$).	123
Şekil 4.44 : e parametresi için kararlılık tablosu ($V = 50 \text{ m/s}$ ve $\tau_n = 0.004 \text{ s}$).	123
Şekil 4.45 : φ parametresi için kararlılık tablosu ($V = 10 \text{ m/s}$ ve $\tau_n = 0.02 \text{ s}$).	124
Şekil 4.46 : φ parametresi için kararlılık tablosu ($V = 50 \text{ m/s}$ ve $\tau_n = 0.004 \text{ s}$).	124
Şekil 4.47 : σ parametresi için kararlılık tablosu ($V = 10 \text{ m/s}$ ve $\tau_n = 0.02 \text{ s}$).	124
Şekil 4.48 : σ parametresi için kararlılık tablosu ($V = 50 \text{ m/s}$ ve $\tau_n = 0.004 \text{ s}$).	124
Şekil 4.49 : V parametresi için kararlılık tablosu ($k = -5 \text{ N.m.s/rad}$).	125
Şekil 4.50 : V parametresi için kararlılık tablosu ($k = -50 \text{ N.m.s/rad}$).	125
Şekil 4.51 : V parametresi için kararlılık tablosu ($c = -50000 \text{ N.m/rad}$).	125
Şekil 4.52 : V parametresi için kararlılık tablosu ($c = -300000 \text{ N.m/rad}$).	125
Şekil 4.53 : Kararsız sistemin spektrum analizi.	134
Şekil 4.54 : Kararsız sistemin spektrum analizi.	134
Şekil 4.55 : Karakteristik polinom köklerinin k 'daki değişim ile hareketi.	135
Şekil 4.56 : Karakteristik polinom köklerinin c 'deki değişim ile hareketi.	136
Şekil 4.57 : Karakteristik polinom köklerinin I_z 'deki değişim ile hareketi.	136
Şekil 4.58 : Karakteristik polinom köklerinin F_z 'deki değişim ile hareketi.	137
Şekil 4.59 : Karakteristik polinom köklerinin e 'deki değişim ile hareketi.	137
Şekil 4.60 : Karakteristik polinom köklerinin φ 'deki değişim ile hareketi.	138
Şekil 4.61 : Karakteristik polinom köklerinin σ 'daki değişim ile hareketi.	138
Şekil 5.1 : Cessna 162 Skycatcher.	141
Şekil 5.2 : Aeroclassic 11x4-500 8 PLY.	142
Şekil 5.3 : Shimmy test düzeneği.	142
Şekil 5.4 : Tekerlek/lastik yapısı ve değiştirilebilir kaster uzunluğu.	143
Şekil 5.5 : Dikey yük değiştirme kolu.	143
Şekil 5.6 : Kontrol göstergeleri.	144
Şekil 5.7 : Sistem çalıştırma butonları.	144
Şekil 5.8 : Deney 1'e ait simülasyon ve verilerin karşılaştırılması.	146
Şekil 5.9 : Deney 2'ye ait simülasyon ve verilerin karşılaştırılması.	147
Şekil 5.10 : Deney 3'e ait simülasyon ve verilerin karşılaştırılması.	147
Şekil 6.1 : Koşul 1'de sıfır giriş için shimmy davranışı.	157
Şekil 6.2 : Koşul 1'de beyaz gürültü girişi için shimmy davranışı.	157
Şekil 6.3 : Koşul 1'de basamak bozucu girişi için shimmy davranışı.	158
Şekil 6.4 : Koşul 2'de sıfır giriş için shimmy davranışı.	158
Şekil 6.5 : Koşul 2'de beyaz gürültü girişi için shimmy davranışı.	159
Şekil 6.6 : Koşul 2'de basamak bozucu girişi için shimmy davranışı.	159
Şekil 6.7 : Koşul 3'te sıfır giriş için shimmy davranışı.	160
Şekil 6.8 : Koşul 3'te beyaz gürültü girişi için shimmy davranışı.	160
Şekil 6.9 : Koşul 3'te basamak bozucu girişi için shimmy davranışı.	161
Şekil 6.10 : Koşul 4'te sıfır giriş için shimmy davranışı.	161
Şekil 6.11 : Koşul 4'te beyaz gürültü girişi için shimmy davranışı.	162
Şekil 6.12 : Koşul 4'te basamak bozucu girişi için shimmy davranışı.	162
Şekil 6.13 : Koşul 5'te sıfır giriş için shimmy davranışı.	163
Şekil 6.14 : Koşul 5'te beyaz gürültü girişi için shimmy davranışı.	163
Şekil 6.15 : Koşul 5'te basamak bozucu girişi için shimmy davranışı.	164
Şekil 6.16 : Koşul 6'da sıfır giriş için shimmy davranışı.	164
Şekil 6.17 : Koşul 6'da beyaz gürültü girişi için shimmy davranışı.	165
Şekil 6.18 : Koşul 6'da basamak bozucu girişi için shimmy davranışı.	165



BURUN İNİŞ TAKIMI SİSTEMİNDE SHIMMY DAVRANIŞININ MODELLENMESİ, ANALİZİ, TESTİ VE KONTROLÜ

ÖZET

Titreşim, mekanik bir sistemdeki salınım hareketlerini tanımlayan bir terimdir. Shimmy ise hava ve kara araçlarında görülebilen bir titreşim davranışı olarak bilinmektedir. Bu davranış, tekerlek ile yer etkileşiminden kaynaklanan ve kendinden uyarlamalı bir titreşim hareketidir. Shimmy sonucu araçlarda meydana gelen yüksek frekanslı ve genlikli hareket, yolcu konforunu azaltmakta ve hatta kazalara/hasara yol açabilmektedir. Literatürde, shimmy fenomenin incelenmesi üzerine çeşitli çalışmalar tasarım parameterlerini optimize etmek ve aşınma gibi problemleri öngörmek adına sürdürülmektedir. Bu çalışmada ise hava araçlarının burun iniş takımlarındaki shimmy davranışının modellenmesi, analizi, testi ve kontrolü üzerine çeşitli çalışmalar yapılmıştır.

Literatürde, shimmy dinamiğinin incelenmesi üzerine çeşitli matematiksel modeller ve yaklaşımlar kullanılmaktadır. Bu yaklaşımlar, shimmy titreşimin hangi parametre ve koşullar altında tetikleneceğini anlamaya yönelik olarak sunulmuştur. Farklı model yaklaşımlarının bulunmasının sebebi ise shimmy titreşimini incelerken kullanılan tekerlek modellerinin (*point contact*, *straight stretched*, *rigid ring* gibi) değişiklik göstermesidir. Bu çalışmada, burun iniş takımında shimmy davranışın modellenmesi sürecinde gecikmeli bir model yaklaşımı kullanılmıştır. Von Schlippe'nin tekerlek modeli, literatürde tekerlek hafızası olarak bilinen ve tekerlek elastikliğinden kaynaklanan gecikme etkisi göz önünde bulundurularak yeniden düzenlenmiştir. Bu modeller, shimmy fenomenine ait dinamiğin anlaşılmasında önemli bir yere sahiptir. Oluşturulan gecikmeli model, kurgulanan çeşitli senaryolar yardımıyla test edilmiştir. Ardından, gecikmeli model ve klasik gecikmesiz model için lineerleştirme çalışmaları yapılmıştır.

Bu çalışmada, gecikmeli ve gecikmesiz shimmy matematiksel modellerine ait analizler yapılmıştır. Gecikmesiz lineer model için kararlılık haritaları ve özdeğer trendleri oluşturulmuştur. Gecikmeli nonlinear model için zaman serisi ve limit çevrimleri verilmiştir. Ayrıca gecikmeli lineer model için CTCR yardımıyla kararlılık tablosu ve QPmR yardımıyla ise spektrum analizleri sunulmuştur. Analizler sonucunda tasarım ve süreç parametrelerin shimmy üzerine direkt etkileri gözlemlenmiştir.

Bu tez çalışmasında, modelleme ve analiz çalışmalarını doğrulama amacıyla bir test düzeneği kurulmuştur. Bu test düzeneği; farklı hız, yük ve tasarım parametrelerinin denenebilmesine imkan sağlamıştır. Böylece koşulların shimmyye etkisi parametrik olarak da incelenebilmiştir. Yapılan çeşitli test sonuçları ile kullanılan matematiksel model çıktılarının uyumlu olduğu görülmüştür. Bu sayede, kullanılan model doğrulanmıştır.

Gecikmeli shimmy modelini kontrol etmek amacıyla kararlaştırıcı değişken sönümleme tabanlı bir kontrol yöntemi (*Stabilizing Variable Damping Based Control*

– SVDC) önerilmiştir. Bu yöntemde, sönümlleme parametresi kontrolör olarak kullanılmıştır. Kapalı çevrim kontrol sisteminin kararlı bölgede kalmasını sağlamak adına QPmR algoritması kullanmış, parametreye ait sınırlar belirlenmiştir. Kontrolör parametresinin hesaplanmasında çok amaçlı optimizasyon kullanmış ve titreşim enerjisi ile kontrol işaretinin ISE değerleri minimize edilmiştir. QPmR ile elde edilen kararlılık sınırları kısıt olarak kullanılmıştır. Kontrolörün etkinliği; ISE değerleri, RMS değerleri, bozucu bastırma ve sönümlleme performansı açısından değerlendirilmiştir. Kontrol işlemi sonucunda başarılı bir titreşim bastırma performansı elde edilmiştir.



MODELLING, ANALYSIS, TEST, AND CONTROL OF THE SHIMMY BEHAVIOR IN NOSE LANDING GEAR SYSTEM

SUMMARY

The term vibration states a mechanical phenomenon whereby oscillations occur about an equilibrium point. Whereas, shimmy is known as a vibration behavior observed in air and land vehicles. Shimmy describes the self-excited oscillatory movement in aircraft landing gears, tires in motorcycles, and trailers.

Earlier researches related to shimmy phenomenon aims design optimization and wear or malfunction prediction in vehicle components. In this thesis, shimmy behavior of the nose landing gear of aircrafts is modelled, analyzed, tested, and controlled.

Shimmy is a critical vibration problem that may be observed in landing gear systems during taxi, landing, and take-off. This behavior may be identified as an evident high frequency vibratory motion spreading from the nose of the aircraft to the tail. Shimmy vibration occurs also in the frequency range 10 and (to) 30 Hz and arises from the interaction between tire and road [1]. The source of energy of the shimmy is forward movement of the aircraft. Even though shimmy is generally observed in the nose landing gear, main landing gear may be exposed to the severe vibrations.

Sources of shimmy oscillation are various. Oscillations may be triggered with the combination of structural, tire, and process variables such as mass, damping coefficient, geometrical properties, velocity, the excitation force, also nonlinear effects like friction, tire elasticity, and freeplay. It may be experienced in different speed ranges and under different conditions, therefore it is still mentioned as a phenomenon in the literature due to its nonlinear and uncertain nature. This vibration in the aircraft originated by shimmy may reduce passenger comfort and be strong enough to prevent the pilot to steer the aircraft correctly. As a result, excessive wear on the wheel, malfunction of the landing gear and even accidents may occur.

In literature, shimmy dynamics may be investigated via several mathematical models and approaches to comprehend which condition and parameter combination may trigger the shimmy oscillation. The reason for the various model approaches is that wheel models used when examining the shimmy vibration may vary. There are variety of mathematical modelling concepts of the wheel is used in order to examine shimmy behavior. Tire approximations such as point contact, stretched string, straight tangent, and rigid ring were integrated in shimmy mathematical model by researchers frequently. Point contact model states that the tire responds with a delay when lateral force is applied to the tire. Fundamental part of point contact approximation is this delay. On the other hand, stretched string tire model treats tire as a massless elastic string with a finite length. Straight tangent tire model could be defined as a linear approximation of the stretched string approach. Unlike stretched string model, straight tangent approximation concerns only the lateral deflection of the leading point of the tire. Furthermore, rigid ring model is developed in order to describe the dynamic behavior of the tire and comprise dynamics (gyroscopic moment and resonances) of the and contact patch.

In this thesis, Von Schlippe's approach [2] (stretched string) is integrated into dynamic shimmy model. According to Von Schlippe, contact length between tire and road is $2a$ and there is no slip. Also, it is considered that the slip angle of the tire remains in a narrow region. Besides, the study focused on the delay effect originated from the elastic structure of tire which is called tire memory. The nonsliding contact points, that are in the contact region conserving their position data with respect to the axes of inertial system, cause memory effect [3]. This delay effect is integrated into mathematical model to express the lateral deflection of the rear contact point.

Numerous test scenarios are designed and the performance of the shimmy model is measured for different runway conditions, tire wear and a wide range of velocity profiles. Test cases are designed to simulate the actual situations that may occur during taxiing. Tire wear, rough runway, acceleration in rough runway, deceleration after lateral bump on tire, and acceleration in potholed road scenarios are modelled and shimmy behaviors are examined and discussed in these conditions.

The complexity and nonlinearity of the mathematical shimmy models encourage researchers to linearize the both delayed and nondelayed (models) systems. The idea of linearization is to form an understanding of the dynamics and characteristics of the system. Linearization also allows to analyze the stability of the system, and to comment on design parameters and operating points. The fundamental knowledge about shimmy behavior of the nose landing gear system is exerted from linearized models. Mathematical shimmy model is linearized via Taylor series expansion under the assumption of small change in slip angle.

Prediction and prevention of nose landing gear shimmy instability should be considered in aircraft design process. Therefore, simulation and analysis are essential tools to examine the influence of landing gear design parameters (with process parameter such as load and velocity) on shimmy. The effects of changes in the parameters like damping coefficient, spring coefficient, moment of inertia, load, caster length, rake angle and relaxation length and initial conditions is investigated for the delayed nonlinear shimmy model in this study. The results reveal the time histories, stability characteristic and the amplitudes of the limit cycles for nonlinear shimmy dynamics. In simulations, aircraft taxiing with varied initial steering angle and velocity are handled. The stability of this characteristic equation of linear nondelayed shimmy model is determined through the location of the eigenvalues. Positive real values of eigenvalues cause the instability. In addition, a stability map is constructed by forming a set defined as a Cartesian product of two desired parameters in specified ranges and checking their eigenvalues. The locations of the real parts of the eigenvalues with parameter changes also provide us a perspective about the stable design conditions of the nose landing gear system. Both stability analyses are discussed with the view of landing gear design and optimization approach. Delayed modelling approach for shimmy is not common due to its cumbersome stability analysis of transcendental characteristic equations which is inherently in place when there is time delay in the system. In literature, delayed tire model is presented but their stability analysis is limited. CTCR method with Kronecker multiplication extension is suggested to address this problem in this work. CTCR method computes the stability status of a delayed system within the specified range of delay value [4]. Stability switching tables are introduced in order to determine shimmy free conditions via comparing nominal delay ($2a/V$ [5]) and critical delay values computed by the CTCR. Spektrum analysis of delayed shimmy model is also completed via QPmR algorithm. Quasi-Polynomial-mapping based Root-finder (QPmR) aims to calculate all the zeros of a quasi-polynomial located in a predefined region of the complex plane [6]. The movement of

the roots of characteristic polynomial with system parameter variation presented via an implementation of QPmR. The relation between design (structure and tire) and continuation parameter change and stability is discussed.

The given methods have approaches and their outputs differ depending on the intended use. Any of these analyzing methods can be preferred by considering the needs, calculation load/time and accuracy. These methods are presented in order to contribute to the design optimization process while providing information about the stability of the system.

It is very important to verify the theoretical models and approaches to understand shimmy behavior through experiments. In this thesis, a shimmy test bench is constructed in order to verify modelling and analysis studies. The test bench allows user to vary caster length, load, and velocity. Shimmy tests are pursued with an aircraft tire “Aeroclassic 11x4-500 8 PLY” for acquiring a better understanding about shimmy of nose landing gear tire. Preliminary experiment are also conducted to obtain system and tire parameters. Smiley and Horne proposed a tire parameter calculation methodology for aircraft tires based on experiments and tire type [7]. Half contact length, relaxation length, side force derivative and moment derivative are derived via this study. Shimmy tests are carried out with various configuration in order to validate theoretical shimmy model. Tire deflection, conveyor velocity, vertical load, and steering angle are obtained via measurement system and collected via Micro850 Programmable Logic Controller System. Results reveal that the mathematical shimmy model is coherent with the experimental output. Comments about shimmy experiments are also introduced and “Lessons Learned” related with the model – experimental data incompatibility are discussed.

Shimmy may cause unstable motion results in decrease passenger comfort and pilot visibility, tire wear, malfunction in the landing gear system, and even accidents. Consequently, shimmy vibration should be controlled and damped. Implementation of passive damping strategies is a basic solution for absorbing shimmy vibration via shimmy damper and design parameters such as rake angle and caster length. Passive structures are designed for specific runway, load and velocity conditions. Therefore, damping performance of the gear system with passive dampers may worsen for some taxi scenarios. Semiactive and active control methods are implemented to the landing gear system for such cases. Active shimmy damper utilizes the sensor output from landing gear to determine adequate torque generated by an actuator to damp shimmy oscillation. Among all vibration damping methods, active damping proposes better performance even under poor runway, higher loading, and extreme taxi velocity conditions. In this thesis, a stabilizing optimal controller is designed by using damping coefficient as a controller. In this case, additional damping coefficient symbolizes the shimmy damper and offers simplicity for controller design process. Stable range of controller parameter is computed via QPmR in order to ensure the stability of the delayed closed loop system. The controller parameter is determined by multiobjective optimization which concerns mathematical optimization problems with more than one objective function to be optimized simultaneously. Sequential Quadratic Programming (SQP) is chosen as optimization algorithm. Integral square error of relative vibration energy of the nose landing gear system and control signal are optimized as objective function. Stable range of controller parameter computed by QPmR is the constraint of optimization problem. Stability range for controller parameter k_c is also calculated for various load/velocity conditions. This methodology is proposed with the name of Stabilizing Variable Damping Based Control (SVDC). The efficiency of the controller is evaluated in regards to ISE values of objective functions, RMS values of open and

closed loop system output, disturbance behavior, and suppression performance. Shimmy behavior of the closed loop system is improved via increased suppression and reduced energy consumption.



1. GİRİŞ

Pnömatik tekerlek içeren bir çok araçta yer ve tekerlek etkileşiminden kaynaklı shimmy şeklinde adlandırılan titreşim görülmektedir. Yolcu konforu ve arıza gibi durumlardan kaçınmak adına bu titreşim davranışının tespit edilmesi yani belirlenmesi gerekmektedir. Matematiksel modeller yardımıyla araç modelleri oluşturulup tekerlekleri kararsızlığa iten etken tespit edilebilmektedir.

Bu çalışmada burun iniş takımındaki shimmy davranışına incelenmiştir. Bu davranışın incelenmesi süresince uçak tekerlekleri üzerindeki etkisine odaklanılmış ve matematiksel shimmy modeli geliştirilmiştir. Shimmy fenomeninin doğasını anlamak adına farklı analiz prosedürleri modele uygulanmıştır. Ayrıca, davranış kurulan düzenek üzerinde test edilmiştir. Son olarak, davranış önerilen kontrol metodu SVDC ile sönümlenmiştir.

2. bölümde iniş takımı sistemleri hakkında genel bilgiler verilmiştir. İniş takımının temel elemanları bu bölümde açıklanmış ve özellikle tekerlek parametrelerinin hesaplanması ile ilgili prosedür sunulmuştur. İniş takımı ile ilişkili askeri ve sivil standartlar verilmiştir.

3. bölümde ise shimmy davranışı açıklanmış, bu davranışın tarihçesi sunulmuştur. Ardından literatür taraması verilmiş ve bu davranış tasarımsal açıdan değerlendirilmiştir. Shimmy davranışına ait model gecikmeli ve gecikmesiz olarak oluşturulmuştur. Bunun yanı sıra bu iki model doğrusallaştırılmıştır.

4. bölümde gecikmeli model için zaman seri ve limit çevrimleri çizdirilmiştir. Gecikmesiz lineer model için ise kararlılık haritaları oluşturulmuş ve özdeğer trendleri verilmiştir. Gecikmeli lineer model için ise CTCR ve QPmR metodları yardımıyla analizler gerçekleştirilmiştir.

5. bölümde shimmy davranışının test prosedürü açıklanmış ve yapılan teste ait sonuçlar sunulup teori ile karşılaştırma yapılmıştır. Ayrıca test ve model doğrulama süreciyle ilgili deneyimler ve yorumlar paylaşılmıştır.

6. bölümde shimmy davranışının nasıl bastırılabileceğine dair literatür taraması sunulmuş ve önerilen SVDC aktif shimmy sönümlleme strateji açıklanmıştır. Kontrolör performansları farklı koşullar ve bozucu etkileri altında değerlendirilmiştir. 7. bölümde tez çalışmasında yapılanlar özetlenmiş ve sonuçlar verilmiştir.



2. İNİŞ TAKIMI SİSTEMİ

İniş takımlarının amacı, uçağın yapısına zarar vermeden piste iniş yapmasını sağlamaktır. Bunu başarmak için iniş takımı yalnızca kuvvet ve momentlere tepki vermekte, aynı zamanda yükü güvenli bir şekilde uçak gövdesine iletme için ara eleman görevi üstlenmektedir. Ayrıca taksi, iniş – kalkış (frenleme ve yönlendirme gibi işlevler dahil) gibi yer operasyonları esnasında oluşabilecek kinetik enerjinin soğurulmasını sağlamaktadır. Belirtilen temel görevler dışında uçağın yerde taksi/iniş/kalkış durumlarında rahatlıkla manevra yapmasına olanak sağlamalı, yere inişten sonra veya yerde manevra yaparken yavaşlamak için bir araç (fren) sunmalı, itilmek/çekilmek için bir aksam içermeli ve son olarak taksi esnasında pistte zarar görmemesi için uçak ağırlığı istenilen şekilde dağıtacak sayıda tekerlek içermelidir.

Gudmundsson *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures* adlı kitabında iniş takımı yerleşimine karar vermeden önce belirlenmesi gereken istekleri aşağıdaki gibi sıralamıştır [8]:

1. İniş takımı konfigürasyonu
 - a. Yerleşim
 - b. Tekerlek konumu
 - c. Ön ve arka tekerlek arası uzaklık ile aynı hizadaki tekerlekler arası uzaklık
 - d. Tekerlek sayısı ve boyutu (tipi)
2. İçeri çekilebilir veya sabit iniş takımı kullanımı
 - a. İçeri çekilebilir kullanılması durumunda hidrolik veya elektrikli tahrikli sistem tercihi
 - b. İçeri çekilebilir mekanizma kullanılması durumunda iniş takımının bir kapı ile tamamen veya kısmen kapatılması
3. Tasarım detayları

- a. Şok sönümleyici seçimi
- b. Fren sistemi seçimi
- c. Flotasyon becerisi

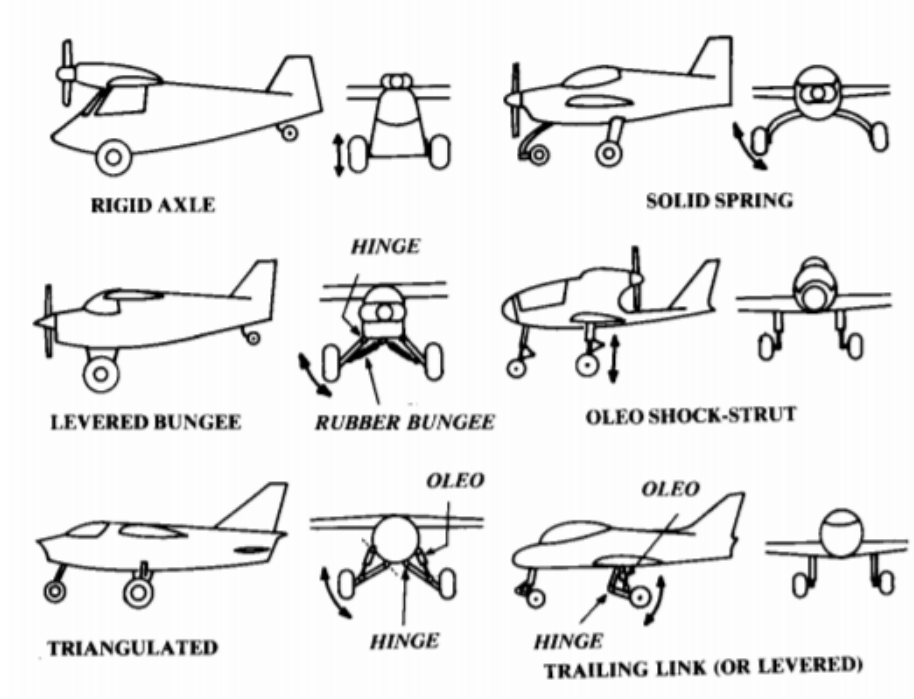
2.1 İniş Takımı Sistemin Temel Elemanları

Bir iniş takımı sistemi temel olarak şok sönümleyici, açma kapama sistemi, yönlendirme sistemi ve tekerlek elemanlarından oluşmaktadır. Bu bölümde, bahsedilen temel elemanlar hakkında bilgi verilmiştir.

2.1.1 Şok sönümleyici

İniş takımından beklenen en önemli işlevlerden biri yerle temas sırasında oluşan etkileri absorbe etmesidir. Şok sönümleyici bu görevi üstlenerek kötü iniş ve taksi sırasında sürüş etkilerini yumuşatmaktadır. Şok sönümleyiciler MIL-L-8552 tasarım gereksinimlerini sağlamalı ve MIL-T-6053’de belirtilen düşürme testlerinden geçmelidir [9].

Havacılık endüstrisinde kullanılan bazı şok sönümleyici tipleri Şekil 2.1’de verilmiştir.



Şekil 2.1 : Şok sönümleyici tipleri [10].

Şok sönümleyici tipleri genel olarak aşağıda belirtilen malzemeler ile belirlenmektedir:

- Çelik veya kauçuktan yapılmış katı bir yay kullananlar
- Gaz (kuru hava veya nitrojen) ve yağ ile akışkan bir yay kullananlar
- İki malzemenin karışımını kullananlar (oleo pnömatik)

Farklı şok sönümleyici tipleri ve karşılaştırma amaçlı tekerlek/lastikler için verimlilikler Çizelge 2.1’de verilmiştir.

Çizelge 2.1 : Şok sönümleyici verimlilikleri [10].

Tip	Verimlilik η
Çelik yaprak yay	0.50
Spiral yay	0.62
Hava yayı	0.45
Kauçuk blok	0.60
Kauçuk sönümleyici (amortisör) lastiği	0.58
Oleo pnömatik (sabit orifis)	0.65 – 0.80
Oleo pnömatik (ölçülü orifis)	0.75 – 0.90
Tekerlek	0.47

Çizelge 2.1’de görülebileceği üzere yaprak tipi düşük verimliliğe sahip olmasına rağmen az maliyetli bir çözüm olarak maliyeti az olduğundan bazı Cessna uçaklarında ve Havilland of DHC-6 Twin Otter’da tercih edilmiştir [8]. İniş yüklerini bükme ile reaksiyona sokan nispeten düz fakat sert konsol kirişinden oluşmaktadır. Sağlam, dayanıklı ve montajı nispeten kolaydır. Yay kirişinin büyük bir moment koluna sahip olmasından dolayı uçak gövdesi üzerinde yüksek reaksiyon yükü oluşturmaktadır. Bunun yanı sıra oluşturduğu yapısal sönümleme az miktardadır.

Yüksek verimliliğe sahip oleo konsepti ise günümüzde en yaygın olarak kullanılan yöntem olmakla birlikte 1915 yılında büyük otomatik silahlar için geri tepme cihazı olarak patentlenmiştir [10]. Sıkıştırılmış havanın yay etkisi ile içerisindeki yağın orifis içerisinde hareket etmeye zorlayan pistonun sönümleme etkisini kullanmaktadır. *Trailing link* tipindeki oleo pnömatik şok sönümleyiciler olumsuz pist koşullarında dahi yüksek sürüş konforu sunmaktadır. Buna karşılık olarak ağır ve maliyetli bir çözümdür.

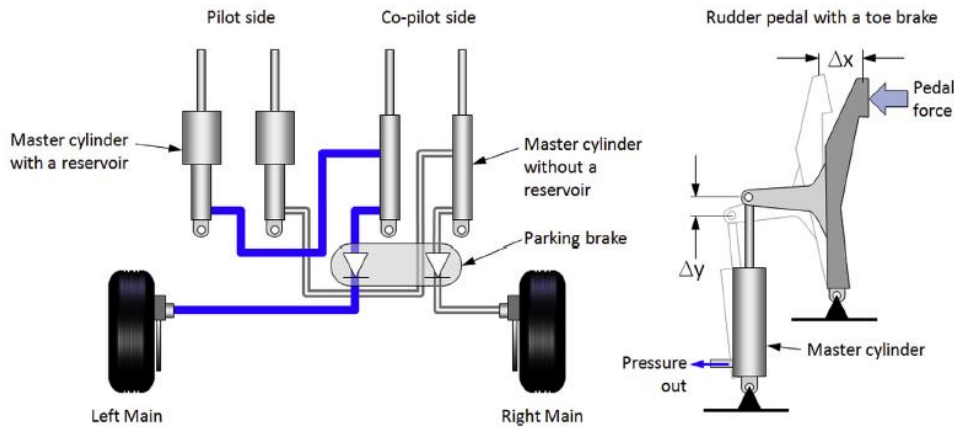
2.1.2 Fren sistemi

Fren sisteminin temel görevleri aşağıda sıralanmıştır:

1. Uçağı iniş veya iptal edilen kalkış sonrasında durdurmak
2. Uçağı dinlenme durumunda maksimum güçte tutmak
3. Taksi esnasında diferansiyel frenleme veya uygun yavaşlamalarla uçağın yönlendirilmesini sağlamak
4. Uçağın park edilmesini sağlamak

Fren sistemleri için geçerli olan standartlar ARP 1493, BCAR Chapter D4-5, MIL-W-5013, TSO-C26b, U.S. Navy SD-24 ve MIL-PRIME specification MIL-L-87139'dir [2].

Küçük uçaklara air fren sistemi şematiği Şekil 2.1'de verilmiştir.



Şekil 2.2 : Küçük uçaklar için fren sistemi şematiği [8].

Kampanalı fren ve disk fren yaygın olarak kullanılan iki fren sistemidir. Kampanalı frenler, genellikle ön alanlarını azaltan jantın içinde bulunmaktadır. Bu fren yapısı geri çekilebilir iniş takımlarına monte edilirse, ince kanatlardaki boşluk talepleri için olası bir çözüm haline gelmektedir. Buna karşılık disk frenler üstün performansa sahiptir, daha hafiftir ve bakımı kolaydır. Bir çok uçakta disk fren sistemi kullanılmaktadır. Bu fren tipi disk materyali, çapı ve sayısına göre sınıflandırılmaktadır.

Frenleme esnasında sürtünme ile kayda değer miktarda ısı üretilmektedir. Isı miktarı; duran aracın ağırlığı, frenleme yaptığı andaki hız, sürtünmenin ısıya dönüşümünün etkinliği ve frenlerin sürtünme alanı gibi faktörlere bağlıdır. Bu durum tamburlarla diskler arasındaki farkın ortaya çıktığı yerde görülmektedir. Kampanalı frenler, ısıyı

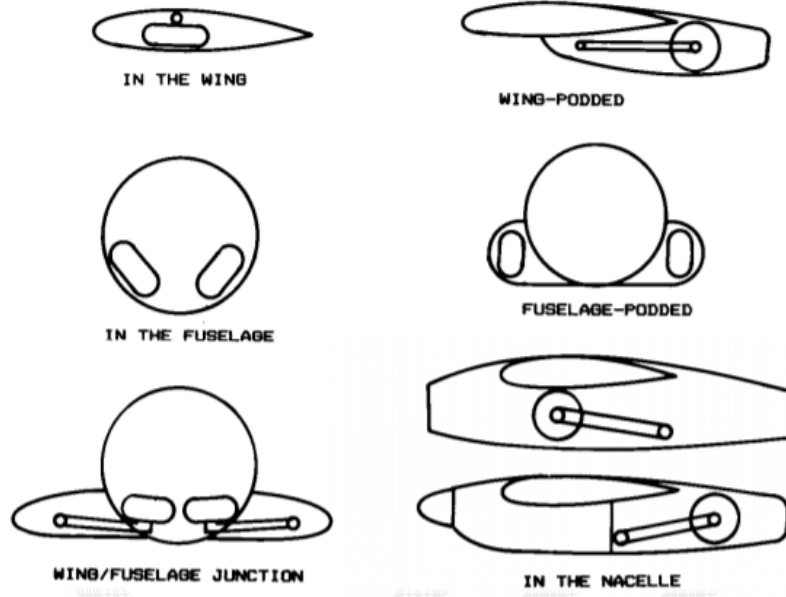
disk frenlerden çok daha az etkin biçimde dağıtmaktadır. Fren tekerleğin içinde bulunduğundan, ısı transferi tamburdan aşağı doğru gerçekleşmektedir. Çok fazla ısı üretilirse, en fazla ihtiyaç duyulduğu anda frenleme kapasitesi kaybedilmektedir. Buna karşılık, disk frenler tekerleğin dışında bulunmaktadır ve doğrudan havayla temas etmektedir. Ayrıca bir veya bazı durumlarda daha fazla disk içerisinde yer alan iki fren balatasına sahip kaliperlere sahiptir. Havaya doğrudan maruz kalmak, zorlu koşullarda üstün soğutma ve daha etkili frenleme sağlamaktadır.

Modern fren sistemlerinden daha yüksek hızlarda, daha ağır yüklerde ve farklı pist koşullarında kısa frenleme mesafelerini sağlamaları beklenmektedir. Bu noktada yolcu konforunun belirli bir standartta tutulması ve güvenliğin sağlanması oldukça önem kazanmaktadır. Tespit edilmemiş bir patinaj esnasında lastikte görülen aşınma bir çok lastik katında aşınmaya ve patlamaya sebep olabilmektedir. Bu problemler mekanik, elektriksel ve hidrolik teknolojilerini kullanan modern kayma kontrol sistemleri ile aşılmaktadır. İniş takımlarındaki shimmy ve bojinin kayması gibi titreşim kaynaklı problemlerin kontrolünü sağlamak için geniş bant genişliğine sahip yüksek tepkili, kapalı döngü servo sistem içermektedir. The Grumman F-14'te Bendix system, DC-10 ile L-1011 uçaklarında Goodyear systems ve F-15 ile Boeing 747'de Hydro-Aire systems kayma önleyici kontrol sistemleri kullanılmaktadır [9].

Bunun haricinde bazı askeri ve sivil uçaklarda acil frenleme sistemi, otomatik frenleme sistemi ve gelişmiş otomatik frenleme sistemi (*Advanced Brake Control System – ABCS*) gibi daha kompleks yapılar kullanılmaktadır.

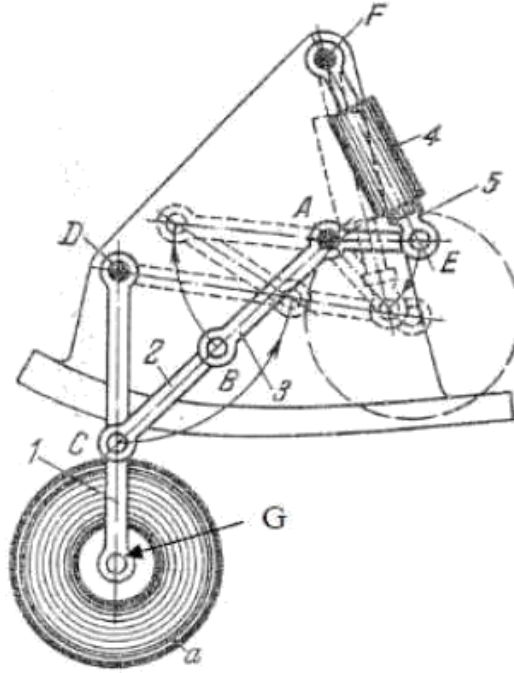
2.1.3 Açma kapama sistemi

Raymer açma – kapama sisteminin işlevini “*to find a home for the gear*” (iniş takımı için ev bulmak) olarak adlandırmaktadır [10]. Şekil 2.2’de bazı çekilme pozisyonları ana iniş takımı için verilmiştir. Temel görevi haricinde, açma – kapama sistemi sürüklenme kuvvetinin azaltılmasını ve seyir hızının arttırılmasını sağlayarak uçak verimliliğini arttırmaktadır. Bunlara karşılık, mekanizmanın bozulması veya işlevselliğin azalması gibi dezavantajları tasarımcılar tarafından göz önünde bulundurulmalıdır.



Şekil 2.3 : İniş takımı geri çekilme pozisyonları [10].

İniş takımlarında temel olarak four – bar linkage olarak adlandırılan mekanizma kullanılmaktadır. Yükün rijit elemanlar ve basit pivotlar tarafından taşınmasını sağlayan bu yapı tasarımcılara daha hafif bir iniş takımı sunmaktadır. Bu mekanizmaya sahip uçaklardan Piper PA-24 Comanche uçağına ait iniş takımının tasarımı Şekil 2.3'te verilmiştir.



Şekil 2.4 : Piper PA-24 Comanche uçağına ait iniş takımının tasarımı [11].

Geri çekilebilir iniş takımının açılma ve kapanma işlevini kritik hale getiren bir çok unsur bulunmaktadır. Bunlar arasında açılmış haldeki kapalı haldeki iniş takımı sisteminin kilitlenme ve açılma işlevinin güvenilirliğinin sağlanması ile açılmış halinin korunması oldukça önemlidir. Ayrıca, sistemin işlerliği çamurlanma ve/veya buzlanma durumlarında da kaybedilmemelidir. Bunun yanı sıra eyleyici mekanizmasının, kapıların ve destek parçaların/yapıların brüt ağırlıkta ve $1,6V_{S1}$ (V_{S1} : tutunamama hızı veya belirli bir konfigürasyonda kontrol edilebilen uçak için minimum sabit uçuş hızı) minimum ve üstü hızlarda çalışmaya izin verecek şekilde tasarlanması önerilmektedir [12]. Learjet iş jetleri gibi bazı uçaklar, iniş takımlarının acil inişlerde ilave sürükleme sağlamak için yüksek hızlarında bile kısmen uzatılmasını sağlamaktadır [9]. Bu gibi yüksek hızlı operasyonlar haricinde iniş takımı mekanizmasının en az $0,67V_C$ (V_C : tasarım esnasında yüksek ani rüzgar yoğunluklu durumlar için gösterilen seyir hızı) hıza dayanacak şekilde tasarlanması [8] ve açılma ile kapanma sürelerinin sırasıyla 10 ve 15 saniyeden az olması gerekmektedir [9]. Açma – kapama sistemine ait operasyon süresi ile ilgili performans gereksinimleri AFSC DH2-1’de belirtilmiştir [9].

2.1.4 Yönlendirme sistemi

Uçaklar diferansiyel frenleme veya burun iniş takımının döndürülmesiyle yönlendirilmektedir. Diferansiyel frenleme ile fren uçaklarını döndürmek için gerektiği şekilde sol veya sağ tekerleklere uygulanmaktadır. Bu yöntemin nakliye uçaklarında birincil sistem olarak kullanılması olağan değildir. Diferansiyel frenleme kuyruk tekerleği ve hafif uçaklar için yeterli olsa da günümüzde hafif uçakların burun iniş takımlarına yönlendirme sistemi entegre edilmektedir.

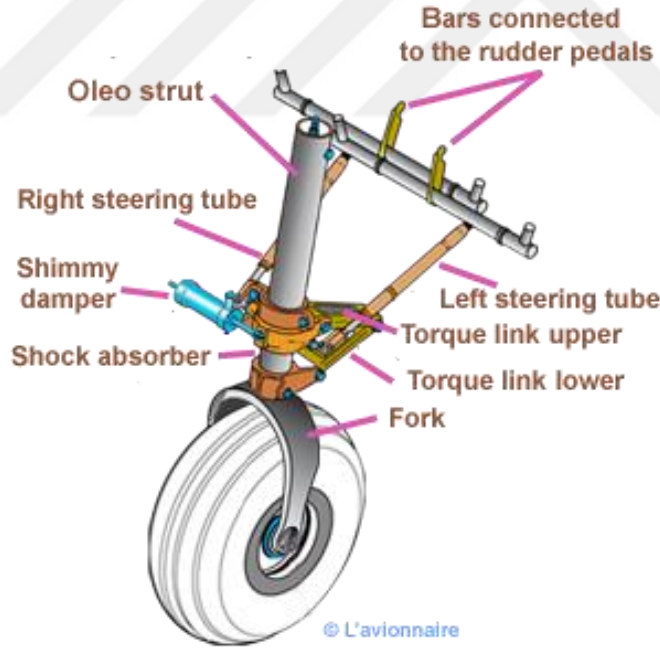
Uçaklara ait tüm yönlendirme sistemlerinden aşağıdaki gereksinimleri karşılanması beklenmektedir:

1. Normal yer koşullarında uçağı yönlendirebilmek için yeterli tork üretebilmek
2. Tanımlanmış tüm yer manevraları ve ileri hızlar için yönlendirme hızını kontrol edebilmek
3. Tüm operasyon modları için shimmy kararlılığını sağlayabilmek
4. Başarı kontrol için yeterli giriş – çıkış histerezi sunabilmek

5. Retraksiyon için merkezleme sağlayabilmek veya mekanik merkezleme provizyonları uygun olabilmek
6. Dümen kontrol hareketine engel olmamak
7. Aktif yönlendirme olmadığında tekerleklerin serbestçe hareket etmesine izin vermek

Temel işlevlerinin yanında tekerleğin yanması, engele çarpma, pist kenarı üzerinde yuvarlanma gibibuurn iniş takımında kararsızlık oluşturabilecek ve eyleyici ile valfler yüksek basınca sebebiyet verebilecek durumlarda kendini korumaya alması istenmektedir.

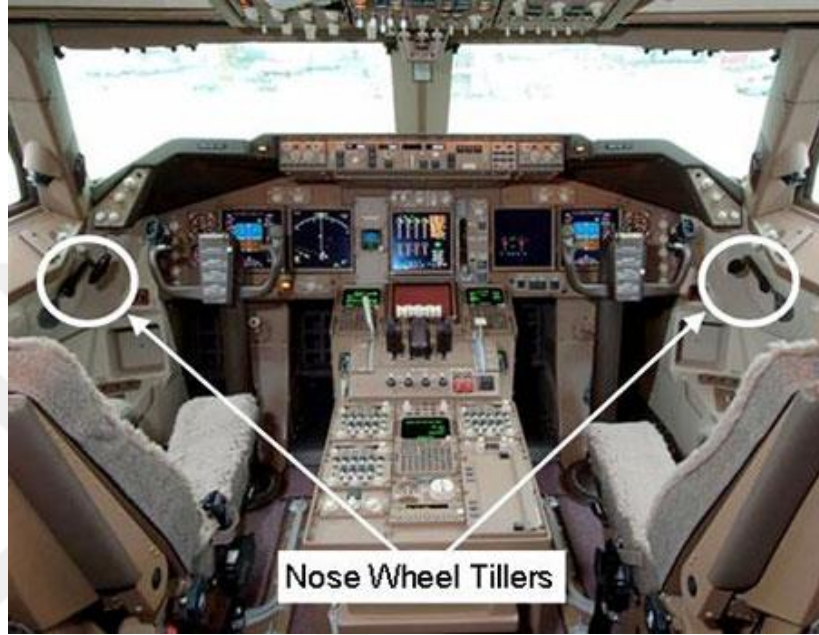
Burun tekerlekleri dümen pedalıyla, kokpitte bulunan tekerlekle veya çubukla ya da bunların döndürülebilmektedir. Hafif uçakta, dümen pedalları burun tekerleğine bağlanabilmektedir ancak mevcut uygulamalarda bu işlem bir güç sistemi yardımıyla yapılmaktadır. Dümen pedalı ile yönlendirilen Cessna 172 uçağına ait burun iniş takımı Şekil 2.5'te verilmiştir.



Şekil 2.5 : Cessna 172 burun iniş takımı [13].

Avcı tipi uçaklarda ise yönlendirme açısını dümen pedalının hareketiyle kontrol etmektedir, bu hareketi hidrolik veya elektrikli bir eyleyici sağlamaktadır. Daha büyük hava taşıtlarında, yerde manevrası için genellikle kokpitte bir tekerlek bulunmaktadır. Buna karşılık MIL-STD-203 standartına göre tasarlanmış tasarlanmış

kargo uçaklarının el çarkı direksiyonuna sahip olması gerekmektedir. Modern teknikler, hem dümen pedalı ve el çarkı direksiyonunun birlikte kullanımını önermektedir. Dümen pedalı kalkış ve inişin ilk anlarında rotayı düzeltmek için kullanılmaktadır. Yüksek otoriteye sahip el çarkı direksiyonu (*tiller*), hızlanma pistlerinde ve terminal bölgelerinde daha yumuşak yönlendirme sağlayarak yolcu konforunu arttırmaktadır.



Şekil 2.6 : Boeing 747-400 burun iniş takımı *tiller* [14].

Genel gereksinimler temel olarak 180°'lik bir dönüş için pist genişliğini, uçağın zemindeki yön kontrolünün nasıl gerçekleştirileceğini, yan rüzgar koşullarına nasıl uyum sağlanacağını ve normal sistem arızasından sonra gereken gereken kontrolü belirlemektedir.

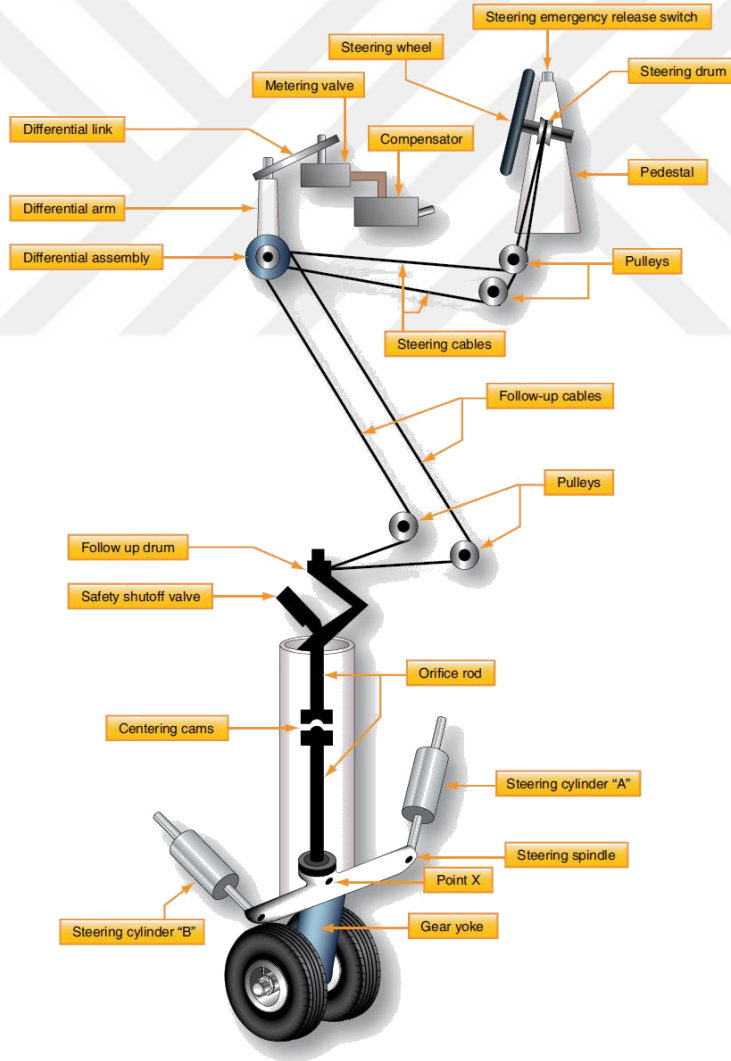
2.1.4.1 Yönlendirme eyleyici sistemi

Havacılık endüstrisinde genel olarak hidrolik eyleyici sistemleri kullanılsa da *fly-by-wire* ve *steer-by-wire* konseptlerinin yaygınlaşmasıyla elektriksel eyleyicilerin kullanımı artmıştır. Bir çok eyleyici sistemi benzer karakteristik ve elemanlara sahiptir. Yönlendirme açısının kontrolü çark, dümen veya kumanda kolu aracılığıyla sağlanmaktadır. Bazı uçaklar bu sistemin gereken durumlarda devre dışı bırakılmasına izin vermektedir.

Mekanik, elektriksel veya hidrolik bağlantılar pilot tarafından verilen açı kontrol girişini yönlendirme sistemi kontrol ünitesine iletmektedir. Kontrol ünitesi olarak

hidrolik bir sayaç veya kontrol vanası kullanılmaktadır. Bu ünite basınç altındaki hidrolik sıvıyı alt dikmeyi döndürmek için çeşitli bağlantılara sahip eyleyiciye (veya eyleyiciler) aktarmaktadır. Bir akümülatör ile boşaltma valfi (veya benzeri bir basınçlandırma düzeneği), eyleyici ve sistemdeki akışkanı her zaman basınç altında tutmaktadır. Bu çalışma konsepti yönlendirme eyleyici silindirlerinin aynı zamanda shimmy sönümleyici olarak işlev görmesini sağlamaktadır.

Eyleyici sisteminde çeşitli dişli, kablo, çubuk, tambur ve/veya manivela gibi yapılardan oluşan tamamlayıcı bir mekanizma bulunmaktadır. Bu yapı istenilen yönlendirme açısına ulaşıldığında ölçüm valfini nötr konuma çevirmektedir. Hidrolik arıza sırasında burun tekerleğinin döndürülebilmesi için emniyet valfleri basıncı azaltmaktadır ve farklı tipteki tüm sistemlerde kullanılmaktadır.



Şekil 2.7 : Hidrolik ile mekanik parçalardan oluşan NLG yönlendirme mekanizması örneği [15].

Örnek birkaç uçağın yönlendirme mekanizmalarına dair veriler Çizelge 2.2’de verilmiştir.

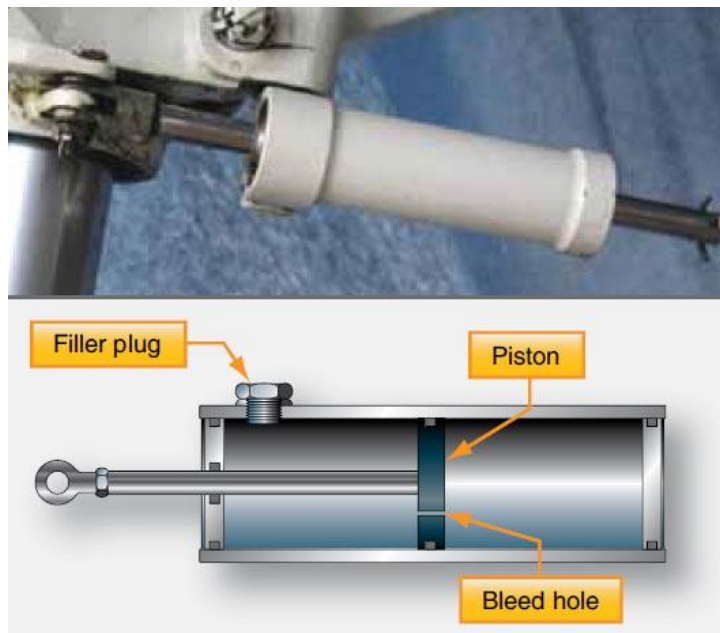
Çizelge 2.2 : Yönlendirme mekanizması verileri [15].

Uçak	MTOW (lbs)	Maks. Açı (°)	Brüt Torku (lbs.inch)	Eyleyici	Giriş	Shimmy Sönümlleme	Tekerlek Sayısı
Alpha Jet	15430	±50	12880	Kremayer dişli	Elk.	Hidrolik	1
Argosy	90000	±55	54300	Hareketli silindir	Elk./Mek.	Tekerlek	2
ATR 42	34725	±60	-	Kremayer dişli	Mek.	Hidrolik	2
Avanti (GP 180)	10200	±50	2000	“Muz” bağlantı	Elk.	Hidrolik	2
BAe 146-200	88250	±70/±7	38170	Kremayer dişli	Mek.	Coulomb Sür. ve Hid.	2
BAe 748	44495	±45	28400	“Muz” bağlantı	Mek.	Tekerlek	2
BAe ATP	49500	±47	26150	Kremayer dişli	Mek.	Hidrolik	2
Buccaneer	59350	±45	14300	Titreşimli silindir	Elk./Mek.	Coulomb Sürtünme	1
EAP	44000	±45	12300	Kremayer dişli	Elk.	Hidrolik	1
F50	45900	±73	21680	Kremayer dişli	Mek.	Coulomb Sürtünme	2
F100	95000	±76	37700	Kremayer dişli	Mek.	Coulomb Sürtünme	2
Harrier	21810	±45	66000	Kremayer dişli	Mek.	Coulomb Sürtünme	1
Jaguar	33070	±55	22850	Kremayer dişli	Mek.	Hidrolik	1
SD 3-60	26450	±55	26850	Kremayer dişli	Mek.	Hidrolik	1
Tornado	58546	±60/ ±30	16200	Döner pervane ve dişli	Elk.	Hidrolik	2
Vulcan	210000	±47	-	Titreşimli silindir	Mek.	Coulomb Sür. ve Hid.	2

2.1.4.2 Shimmy sönümleyici

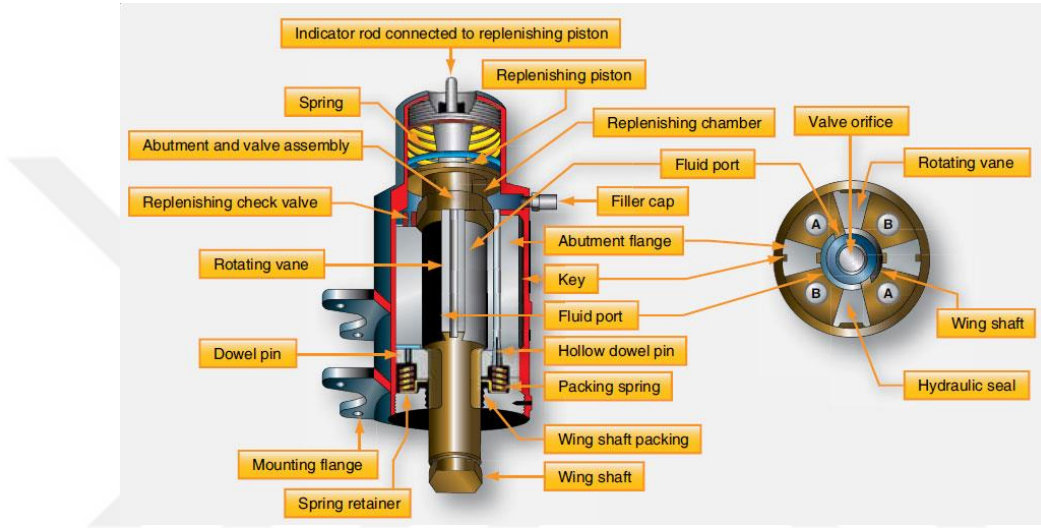
Alınan tasarımsal önlemlere bir çok burun iniş takımının belirli hızlarda shimmye girmesine engel olmamaktadır. Bu titreşim, shimmy sönümleyici kullanılarak kontrol edilmelidir. Shimmy sönümleyici, burun iniş takımında görülen shimmy titreşimini hidrolik sönümleme yardımıyla kontrol altına almaktadır. Burun iniş takımının içine entegre şekilde monte edilebileceği gibi çoğunlukla üst ve alt şok dikmelerinin arasına dış bir birim olarak takılmaktadır. Burun iniş takımı yönlendirme sisteminin normal şekilde çalışmasına izin verirken tüm zemin operasyonları boyunca aktif olarak sönümleme yapmaktadır.

Endüstride farklı tipte shimmy sönümleticiler bulunmaktadır. Bunlardan ilki piston tipi shimmy sönümleyicidir (Şekil 2.8). Hidrolik yönlendirme sistemine sahip olmayan burun iniş takımları shimmy sönümleyiciyi dış bir ünite olarak kullanmaktadır. Sönümleyiciye ait kasa üst şok dikmesi silindrine tutturulmaktadır. Alt dikme silindirinde shimmy oluşmasıyla hidrolik sıvı pistondaki tahliye deliğinden geçmeye zorlanmaktadır. Tahliye deliğinden gelen sınırlı akış salınımı azaltır. Piston tipi shimmy sönümleyici, sıvı eklemek için bir doldurma portu içerebilmekte ya da tam tersi kapalı bir ünite olarak tasarlanabilmektedir. Ünite düzenli olarak sızıntılara karşı kontrol edilmelidir. Düzgün çalışmasını sağlamak için, piston tipi hidrolik shimmy sönümleyici tam kapasiteyle doldurulmalıdır.



Şekil 2.8 : Piston tipi shimmy sönümleyici [16].

Pervane tipi shimmy sönümleyici endüstride kullanılan diğer sönümleyicidir (Şekil 2.9). Merkez şaftındaki bir valf orifisi ile ayrılmış pervanelerin oluşturduğu sıvı haznelerini kullanmaktadır. Burun iniş takımı titreşime girmeye çalıştığı an pervaneler sıvıyla dolu iç odaların boyutunu değiştirmek için dönmeye başlamaktadır. Oda büyüklüğü, ancak sıvının orifiste zorlanabildiği kadar hızlı değişebilmektedir. Böylece iniş takımının salınımı, akışkan akış hızı ile giderilmektedir. Piston tipi shimmy sönümleyicideki pervane tipi sönümleyici de sızıntılara karşı kontrol edilmeli ve bakımı yapılmalıdır.



Şekil 2.9 : Kanatçık tipi shimmy sönümleyici [16].

Diğer bir shimmy sönümleyici olan hidrolik olmayan shimmy sönümleyici halihazırda birçok uçak için sertifika almıştır (Şekil 2.10).



Şekil 2.10 : Hidrolik olmayan shimmy sönümleyici [16].

Görünüş ve montajlama açısından piston tipi shimmy sönümleyicilere benzemesine rağmen sıvı içermemektedir. Bu tip sönümleyicide metal piston yerine kauçuk piston kullanılmaktadır. Shimmy hareketi milden alındığında, sönümleyici haznesi mahfazasının iç çapına piston tarafından baskı uygulanmaktadır. Bununla birlikte

kauçuk piston çok ince bir yağ filmi üzerine hareket etmektedir. Piston ile hazne arasındaki sürtünme hareketi sönümleme sağlamaktadır. Bu olay yüzey etkili sönümleme olarak adlandırılmaktadır. Bu tipteki amortisörün yapımında kullanılan malzemeler, üniteye hiç akışkan ilave edilmek zorunda kalmadan uzun bir servis ömrü sağlamaktadır.

2.1.5 Tekerlek

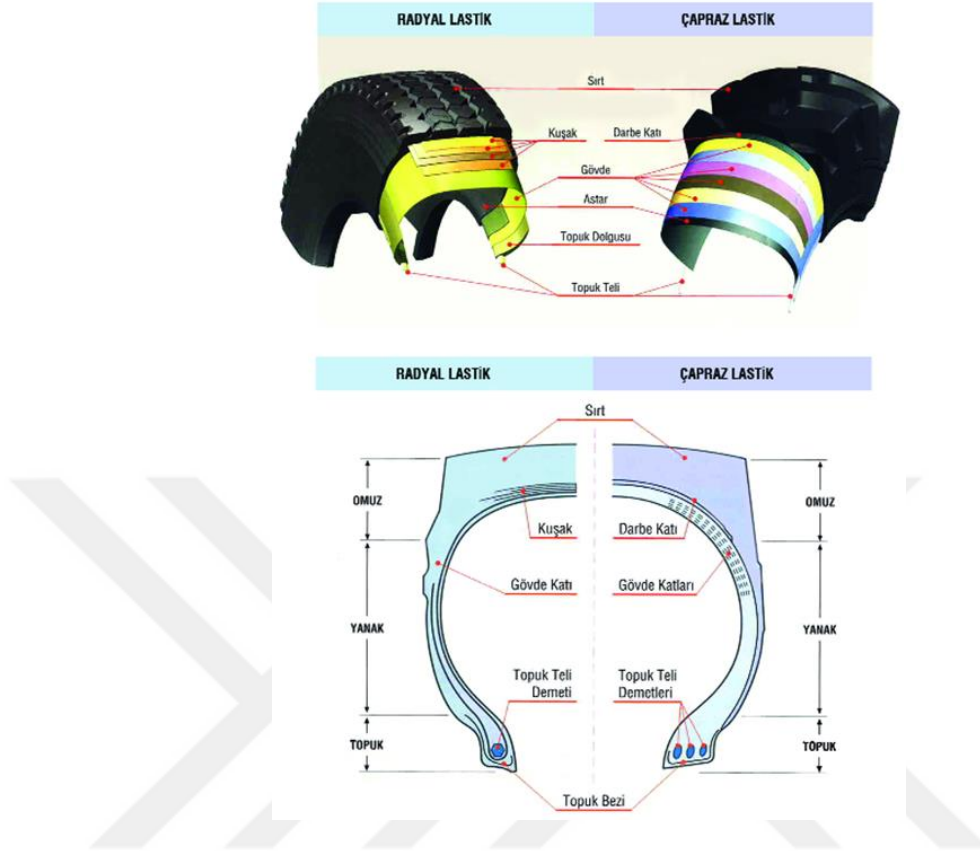
Tanımsal olarak tanımlama yapmak gerekirse, metal dairesel yapı olan “tekerlek” kauçuk malzemeden oluşan “lastiği” çevrelemektedir. “Fren” ise tekerleğin içine konuşlandırılmış, uçağın hızını azaltmak için kullanılan sistemdir. Bu terminolojiye rağmen, “tekerlek” terimi tekerlek/lastik/fren sisteminin bütünü tanımlamak için kullanılmaktadır.

Tekerlek yapısına ait yük-sapma ilişkisi, boyut ve ağırlık, yüklenmiş ve düz tekerlek çapı, yuvarlanma yarıçapı, tekerlek ömrü, ezilme yükü kapasitesi, jirasyon çapı, sıcaklık değişimine karşı cevap, merkezkaç kuvvetlerine karşı cevap, sürtünme, yanal kuvvetler ve ıslak yüzeyde patinaj gibi karakteristikler iniş takımı tasarım sürecinde büyük öneme sahiptir. Uçak ağırlığının %90’ını ana tekerlek taşıırken, özellikle iniş esnasında oldukça yüksek dinamik yüklere maruz kalan burun tekerleği ise ağırlığın %10’unu burun tekerleği taşımaktadır [10].

İniş takımlarında temel olarak kullanılan iki lastik tipi çapraz ve radyal karkaslı lastik (Şekil 2.11) yapılarıdır. Bu yapılardan radyal lastik esas ekipman olarak ilk kez ATR-42 uçağında kullanılmıştır [9].

Çapraz karkaslı lastiğin iç kaplaması bir dizi kauçuklu dokumadan (uzunlamasına dokunmuş naylon) oluşmaktadır ve her katman bir önceki katmanın karşısına eğimli olacak şekilde sarılmaktadır. Topuğun yan oturma bölgesinde, katlar çelik tel topukları saracak şekilde döndürülmektedir. Topuğun yan oturma bölgesinde yer alan bu katların dışında, ek koruma için topuk bezleri ve koruyucular eklenmektedir. Yine koruma amaçlı, kat çevresinin dışına sentetik kauçuk yan duvar ve sırt eklenmektedir. Takviyeli sırtlı lastiklerde, sırtın hemen altına ekstra bir kat eklenmektedir. Yan duvar ve sırt, doğal kauçuk ile cis-polibutadien karışımıdır. Lastik sırtı yüksek aşınma direncine sahip olmalı ve buna karşılık soğutma özelliklerini geliştirmek için mümkün olduğu kadar ince ve yine de yeterli ömrü sağlayacak kadar kalın olmalıdır. Lastik,

güverte kabloları ve basamak tümsekleri dahil olmak üzere kendisine uygulanan şok yüklerini absorbe edebilmeli ve topuk telleri çevresel streslere dayanıklı olmalıdır.



Şekil 2.11 : Çapraz ve radyal lastik [17].

Radyal lastiklerde ise karkas katları radyal olarak sarılmaktadır. Çapraz sarılmış kayışlar, karkas katlarının dışına sarılmakta ve doğrudan sırtın altında bir çelik koruyucu kat kullanılmaktadır. Mevcut çapraz lastiklerle karşılaştırıldığında, radyal lastikler dikey olarak yaklaşık %88, yanlamasına %60 ve uzunlamasına %84 sertliğe sahiptir. Viraj alma kuvveti daha düşüktür ve ayak izleri yaklaşık %10 daha yüksektir (daha yüksek flotasyon kapasitesi ve suda daha az patinaj). Dayanıklılıkları çapraz lastiklere göre daha yüksek (aşınmada %40-60 iyileşme) olmakla birlikte, daha soğuk ortam şartlarında işlev gösterebilirler. Ağırlığı, eşdeğer bir çapraz kat lastiğin %72 ile %88 arasındadır. Ayrıca; daha düşük tekerlek gerilimine ve dönme direncine sahip olup, kesilme dirençleri daha yüksektir.

2.1.5.1 Tekerlek tipleri ve parametreleri

Uçaklarda kullanılan lastikler I ila VII'ye kadar standart numaralandırılmaktadır. Bu gruplar kullanım alanına göre ayrılmaktadır. Ana ve burun iniş takımı tekerlekleri bir

grup, kuyruk iniş takımı tekerleği ayrı bir grup olarak değerlendirilmektedir. I, III ve VII kodlu lastikler en yaygın olarak kullanılanlardır.

Tip I lastikler açma-kapama mekanizmasına sahip olmayan uçaklarda kullanılmaktadır ve halihazırda üretimi bulunmamaktadır. III tipi lastik genellikle piston motorlu uçaklarda kullanılmakta ve geniş sırta ve düşük iç basınç sahiptir. VII tipi lastikler ise jet uçaklarında tercih edilmektedir. Bu tip lastik, yüksek iç basınç altında çalışabilmekte ve bu esnada boyutunu küçültebilmektedir. VII tip lastik yüksek iniş hızlarına uygun tasarlanmaktadır.

Özellikle shimmy analizi süresince 4 temel tekerlek karakteristiğinin incelenmesi gerekmektedir:

- Yarı temas uzunluğu a
- Gevşeme uzunluğu σ
- Tekerlek geri yükleme katsayısı $c_{F\alpha}$
- Tekerlek öz hizalama katsayısı $c_{M\alpha}$

Sağlıklı tekerlek verisi elde etmek oldukça ciddi bir problemidir. Belirli çevre koşulları (pist koşulları, hız, sıcaklık gibi) ve tekerlek parametreleri (basınç, aşınma durumu, üretim özellikleri gibi) altında tekerlek sistemine ait karakteristiği elde etmek mümkün olsa da belirtilen parametrelerin karakteristiği nasıl etkilediği konusu hala tartışmalıdır.

Smiley ve Horne tarafından yazılan “*Mechanical Properties of Pneumatic Tires with Special Reference to Modern Aircraft Tires*” ve NACA tarafından yayınlanan teknik rapor, farklı uçak tekerlekleri üzerinde yapılan deney sonuçlarının formülleştirilmesi ile tekerlek davranışına ait bir konsept sunmuştur [7]. Çalışma uçak lastiği üreticilerinden toplanan verilerle oluşturulmuştur.

Bu çalışmaya göre, δ dikey sapma ve R_0 yüklenmemiş tekerlek çapı olmak üzere yarı temas uzunluğu 2.1 denkleminde verilmiştir.

$$a = 1.7R_0 \sqrt{\frac{\delta}{2R_0} - \left(\frac{\delta}{2R_0}\right)^2} \quad (2.1)$$

Verilen yaklaşım haricinde, literatürde Zeeglar'ın yaklaşımı [18] ve iki yaklaşımın hibrid hali de kullanılmaktadır.

Tekerlek geri yükleme katsayısı ise 2.2'deki gibi hesaplanmaktadır.

$$c_{F\alpha} = \begin{cases} c_{tire} w_t^2 (p + 0.44 p_r) \left(1.2 \frac{\delta}{2R_0} - 8.8 \left(\frac{\delta}{2R_0} \right)^2 \right) / F_z, & \frac{\delta}{2R_0} \leq 0.0875 \\ c_{tire} w_t^2 (p + 0.44 p_r) \left(0.0674 \frac{\delta}{2R_0} - 0.34 \left(\frac{\delta}{2R_0} \right)^2 \right) / F_z, & \frac{\delta}{2R_0} > 0.0875 \end{cases} \quad (2.2)$$

2.2'de w_t tekerlek genişliği, p tekerlek basıncı ve p_r nominal tekerlek basıncını ifade etmektedir. Geri yükleme gücü katsayısı c_{tire} ise tekerlek tipine göre değişmektedir. Bu katsayının değeri farklı tip lastikler için Çizelge 2.3'te verilmiştir [7].

Çizelge 2.3 : Tekerlek tipine göre c_{tire} katsayısı

Lastik Tipi	c_{tire}	
	N, Kuvvet/radyan	N, Kuvvet/derece
I	63	1.1
III	69	1.2
VII	57	1

Gevşeme uzunluğu ve öz hizalama katsayısının hesaplanmasında yine Smiley ve Horne'a ait çalışmada kullanılan bir yaklaşım dikkate alınmıştır. $c_{M\alpha}$ katsayısı pnömatik iz ile $c_{F\alpha}$ 'nın çarpımına eşittir. Yazarlar, pnömatik izin küçük sapma açıları için $0.8a$ 'ya eşit olduğunu ortaya koymuştur [7]. Bu tespit, stretched string model konspetinin sunduğu $0.77a$ pnömatik iz değeri ve bu değere karşılık gelen $\sigma = 3a$ hesaplamasına uygundur [1].

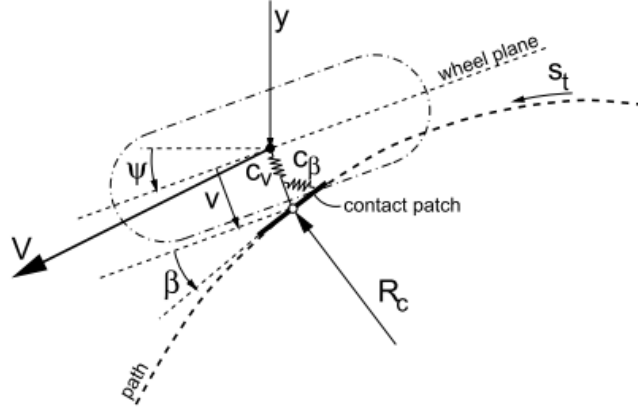
2.1.5.2 Shimmy modellemesinde kullanılan temel tekerlek modelleri

Point contact tekerlek modeli

Point contact yaklaşımına göre tekerlek ve yol arasında bir temas noktası bulunmaktadır. Keldysh [19] ve Moreland'ın [20] çalışmaları bu yaklaşıma dayanmaktadır. Bu modeller, araçların dinamik davranışını analiz etmek için geliştirilmiştir.

Keldysh'in 1945 yılındaki yayını Rusça yazıldığından Batı dünyası tarafından bilinmemektedir. Durağan olmayan bu tekerlek modeli uçaklarda görülen shimmy

davranışını engellemek için geliştirilmiştir. Bu modele ait detayla Goncharenko'ya ait yayınlarda mevcuttur [21], [22]. Keldysh'in modelin tekerlek temas bölgesi iki serbestlik derecesine sahiptir: yanal serbestlik derecesi v ve yalpalama serbestlik derecesi β . Keldysh'in modeli Şekil 2.12'de verilmiştir.



Şekil 2.12 : Keldysh *point contact* tekerlek modeli [1].

Moreland'ın tekerlek modeli Keldysh'inkine kıyasla havacılık literatüründe oldukça popülerdir [23]–[26]. Bununla birlikte Moreland'ın modeli yapılan farklı çalışmalarla doğrulanmıştır [24], [27]–[29]. Moreland da Keldysh gibi tekerleğin aynı iki serbestlik derecesine sahip olduğunu savunmaktadır. Moreland'ın modelindeki temel farklılık yalpalama açısı β 'nin yanal kuvvetlere belli bir gecikme ile cevap vermesidir. Bu gecikme, tekerlek zaman sabiti τ olarak tanımlanmaktadır. Teoriye göre, tekerlek zaman sabiti Pajacka tekerlek davranışının aracın aldığı yola bağlı olduğunu ve Moreland'ın teorisinin bu yaklaşıma aykırı olarak ileri hızın yalnızca belirli bir değeri için doğru olduğunu belirtmiştir [30].

***Stretched string* tekerlek modeli**

Von Schlippe'nin 1941 yılında geliştirdiği bu yaklaşıma göre tekerle sınırlı temas uzunluğuna sahip gergin bir olarak tanımlanmaktadır [2]. Modele ait detaylı açıklamalar ve denklemler Pajacka tarafından sunulmuştur [30].

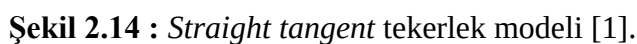
Bu yaklaşıma göre lastik, sabit bir ön gerilme kuvveti altında sonsuz uzunlukta kütesiz ip olarak kabul edilmekte ve elastik olarak yanal doğrultuda düzgün bir şekilde desteklenmektedir. Bazı yazarlar, analizleri esnasında bu ipi lastiğin şekline daha çok benzemesi sebebiyle sonlu uzunluktaki daire şeklinde kabul etmektedir [1]. Buna karşılık olarak Segel modeli sonlu uzunluktaki ipin düzlem modeline indirgeyerek basitleştirilmiş varsayımlar sunmuştur [31].

Araştırmacılar bu modele ilişkin farklı bakış açıları sunmuştur. İlk olarak Smiley shimmy analizinde kullanılan tekerlek yaklaşımlarını incelemiş ve özet bir teori geliştirmiştir [29]. Temas bölgesinin merkez noktasının yanal konumu y_c 'yi hesaplamak için Taylor serisinde yararlanmıştır. Shimmy dalga boyunun tekerlek yarıçapından dört kat fazla olması durumunda 3. mertebeden Taylor serisi yaklaşımının kullanılmasını önermiştir.



Rogers ise stretched string yaklaşımına dayanan deneysel bir formül geliştirmiştir [28]. Kullandığı modele ait detayları başka bir yayında sunmuştur [33]. Bu yaklaşımda, ipin sapması Taylor serisi açılımı yardımıyla hesaplanmaktadır.

Pajacka tarafından geliştirilen *straight tangent* konsepti *stretched string* modelinin doğrusal bir yaklaşıklığıdır [30].



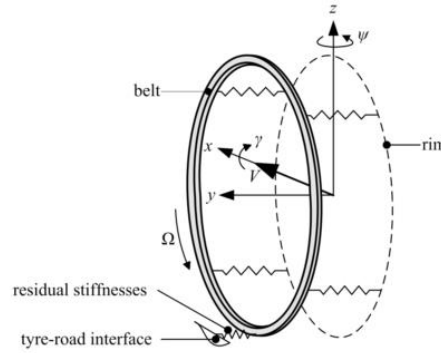
Yalnızca ön temas noktasının sapmasını kullanarak yanal kuvveti ve öz ayarlama momentini hesaplamaktadır. Bunun yanı sıra model düşük ileri hızlar için doğru sonuçlar vermemektedir [34].

Pajacka bunun yanı sıra 2. mertebeden Taylor serisi açılımını ve Segel'in transfer fonksiyonunu [31] kullanarak Von Schlippe'nin modeline ait parabolik yaklaşımı geliştirmiştir [35]. Pajacka'nın iki yaklaşımına ait gösterimler Şekil 2.3'te verilmiştir.

Parabolik yaklaşım yer temas bölgesindeki ipin yer değiştirmesini hesaplamak için parabol kullanırken, *straight tangent* sadece ön temas noktasının eğimini kullanmaktadır.

Rigid ring tekerlek modeli

Maurice [36] ve Zeeglar'ın [18] çalışmalarına dayanan *rigid ring* modeline göre jant, kemer ve temas parçası şeklinde adlandırılan üç kütleden oluşmaktadır. Diğer yaklaşımlardan farklı olarak, model kemere ait jirooskopik etkileri ve rezonansları içermektedir. Esnek gövdeyi temsil eden kemer janta göre elastik olarak asılmıştır. Jant ve kemer arasındaki dinamik üç serbetik derecesine sahiptir: yuvarlanma, yalpalama ve yunuslama.



Şekil 2.15 : Rigid ring tekerlek modeli [34].

Şekil 2.4'te modele ait gösterim verilmiştir. Gösterimde ψ yalpalama açısını, γ yuvarlanma açısını ve Ω tekerleğin açısal hızını temsil etmektedir.

2.2 İniş Takımı Sistemi Tasarım Gereksinimleri

İniş takımı sistemi için sunulan gereksinimler uçağın yerde güvenli bir şekilde hareket ve manevra yapabilmesine dayanmaktadır. Greenbank çeşitli tasarım parametreleri ve bu parametrelerle ilgili gereksinimleri aşağıda sıralandığı gibi sınıflandırmıştır [37]:

Kullanım ömrü: Kullanım ömrü iniş takımı tasarımı için önemli bir parametre olmakla birlikte, erken tasarım sürecinde belirlenmektedir.

Kullanım ömrünün belirlenmesinde uçağın işlevi ve yapacağı operasyonlar dikkate alınmaktadır. Kullanım ömrü sivil uçaklar için 60000 uçuş iken ve askeri uçuşlar için 6000 uçuştur. Buna karşılık olarak Hava kuvvetlerinin istediği gereksinimlerden gelen *roller* ve *touch and go* gibi uygulamalar bu uçaklarda iniş sayısını arttırmakta ve dolayısıyla iniş takımının işlev süresi sivil uçaklara göre artmaktadır.

Uçak kütlesi: Askeri uçak kütleleri, uçağın yerine getirmek için tasarlandığı role bağlı olarak değişiklik gösterme eğilimindedir. Bunun yanı sıra eğitim uçakları savaş uçaklarında daha hafif olarak tasarlanmaktadır. Tasarlanan uçak bomba gibi yüksek faydalı yük kapasitesine sahip ise bu uçakların daha hafif olması istenmektedir.

Sivil uçaklarda ise kalkış kütlesi aynı uçakta farklı konseptlere gidilmesinden dolayı değişiklik göstermektedir. Daha büyük sivil uçakların yalnızca yerden kalkış kuvvetini sağlamak amacıyla ekstra iniş takımı kullanılması gerekebilmektedir. Örneğin, Airbus A340 uçağı kalkış için daha büyük bir lastik ayak izi alanına katkıda bulunan ve normalde iniş ya da frenlemeye hiçbir katkı sağlamayan A340 merkez hattı dişlisidir.



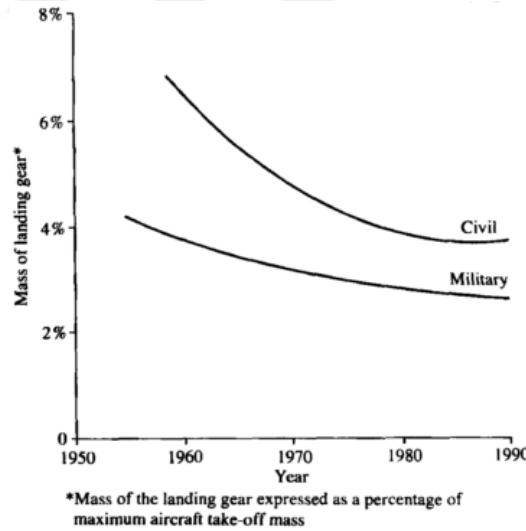
Şekil 2.16 : Airbus A340 iniş takımı sistemi.

İniş takımı kütlesi: Büyük miktarda kütleyle sahip iniş takımı uçağın bütünü bazında bakıldığında önemli ölçüde hacim kaplamaktadır. İniş takımının uçak üzerindeki pozisyonu tasarımın ilk aşamasında belirlenmektedir. İniş takımı konfigürasyonu ve pozisyonu ile ilgili temel özellikler tasarım süreci başlamadan kesinleştirilmekte ve sonrasında genellikle değiştirilmemektedir.

Farklı uçak ve iniş takımı tipleri için istenilen tasarım gereksinimlerini sağlayan bir çok farklı iniş takımı konfigürasyonu bulunmaktadır. Bu konfigürasyonların arasındaki farklılıklar aşağıdaki eleman ve parametrelerden kaynaklanmaktadır:

- İniş takımı geometrisi
- İniş takımının kapalı olduğu pozisyon
- Lastik/tekerlek ve fren boyutları
- Statik ve dinamik yükler
- Şok sönümleyici stroku
- Dikme uzunluğu

Şekil 2.6'da askeri ve sivil uçaklarda iniş takımı kütlesinin azaltılmasına yönelik efor görülmektedir. Malzeme ve metalurji teknolojilerinin gelişmesi ile karbon, yüksek dayanımlı metal, alüminyum – lityum alaşımları, plastik, kompozit kullanımı ve bilgisayar teknolojilerinin gelişmesiyle yapılabilecek yorulma analizlerinin ağırlık optimizasyonuna izin vermesi iniş takımlarında ağırlık probleminin önüne geçilmesini sağlayacaktır.



Şekil 2.17 : İniş takımlarının yıllara bağlı kütle trendi [37].

Kalkış ve iniş hızları: Kalkış ve iniş hızları, yüksek hızların iniş takımı elemanları ve tasarım parametreleri üzerine olan etkiler sebebiyle sınırlanmaktadır. Örneğin, bu hızların yüksek olması uçak tasarımı açısından daha uzun yuvarlanma mesafeleri gerektirmekte ve frenleme enerjisini arttırmaktadır.

Tekerlek basıncı: Sivil uçakların tekerlek basınçları iniş yaptıkları havaalanının yer flotasyon kısıtlamaları sebebiyle belirli bir değerin altında tutulmaktadır. Tasarım esnasında kullanılacak tekerlek sayısının sınırlı olması durumunda ise tekerlek basıncının istenilen yükü taşıyacak kadar fazla olması gerekmektedir.

Şok sönümleyici: İniş takımı yükleri ve şok sönümleyici tasarımı iniş kütlesi ve alçalma hızına bağlıdır. İniş esnasında iniş takımına binen yüklerin arttırılması durumunda halihazırda pasif kontrol sistemine sahip olan şok sönümleyiciler iyileştirilmeli veya aktif ya da yarı aktif kontrol sistem tasarımına yönelinmelidir.

Eyleyici sistemi: Kullanılan eyleyiciler yüksel güç – ağırlık oranına sahip olmalarından dolayı genel olarak hidroliktir. Sivil uçaklar üzerindeki basınç genellikle maksimum 20/21 MPa değerine ulaşırken, bazı askeri uçaklarda bu değer 27/28 MPa'dır. Hidrolik sistemin basıncı, uçuş kontrol sistemi (*flight control system* – FCS) tarafından belirlenmekte ancak örneğin bir güç aktarma ünitesi aracılığıyla iniş takımı ve diğer yardımcı sistemler daha yüksek veya daha düşük basınçlarda çalıştırılabilmektedir.

Yönlendirme sistemi: Yönlendirme sistemi kullanımı günümüzde hem sivil hem askeri uçaklar için oldukça yaygındır. Eski uygulamalara bakıldığında diferansiyel frenin yön kontrolünde kullanımı frenlerde ciddi bir sıcaklık artışına sebep olmaktadır.

Özellikle son yıllar *Steer-by-Wire* (SbW) teknolojisi geliştirilmekte ve yaygın olarak kullanılmaktadır. Bir kontrol ünitesine sahip bu sistemler pilottan gelen yönlendirme açısı komutlarını sınırlandırmaktadır. Bununla birlikte günümüzde uçuş kontrol bilgisayarları (*flight control computer* – FCC) ile entegre edilerek daha hassas ve başarılı yönlendirme kontrolü sağlamaktadır.

Askeri uçaklarda yönlendirme sistemi gereksinimleri alışılmışın dışında yapılan manevralar ilgili kısıtlamaları içermektedir.

Fren sistemi: Fren sistemi yer ile temas esnasında oldukça büyük bir enerjiyi emen iniş takımı elemanıdır. tasarımında karbon gibi malzemelerin kullanılması ile ısıya daynaklı, uzun ömürlü ve daha hafif hale gelmiştir.

Hidrolik, elektrik, elektrohidrolik, hidromekanik ve elektromekanik gibi çeşitleri olan fren sisteminin başarısı frenleme hızı ve kayma karşıtlığı gibi faktörlerle ölçülmektedir.

Jant ve lastik: Jantlarla ilgili öngörülen iyileşmeler kütlenin azaltılması ve bakımın kolaylaştırılmasıdır. Bu noktada yorulma ve mukavemet analizleri veya gelişmiş/kompozit malzemeler açısından ileri tasarımı tekniklerinin kullanılması kütlenin azaltmasını sağlamaktadır. Lastik ve jant kütleleri özellikle amortisörün yayılmayan kütle elemanları olarak önemlidir ve toplanma ile yaylanma yüklerine katkıda bulunmaktadır.

Bazı askeri uçaklara tekerlek lastikleri 10 inişten daha az ömre sahiptir. Yani lastik neredeyse ik haftada bir değiştirilmelidir. Lastik değişimi esnasında oldukça büyük ölçüde alana ve ciddi zamana ihtiyaç duyulmaktadır.

Radyal lastiklerin kullanımı hem sivil hem de askeri uçaklarda yavaşça artmaktadır. Bu lastik tipi uçağa kütle ve yaşam süresi bakımından avantaj sağlamaktadır. Getirileri sebebiyle bir çok uçak lastiği üreticisi bu konsepti uygulamaya başlamış ve kendi üretim tekniklerini geliştirmiştir. Bu lastiklerin türevlerine göre bir diğer üstünlüğü yan duvarının eğilmesinden kaynaklı lastikte düşük ısı oluşumudur. Bazı uçaklarda, çapraz katlı lastikler taksi mesafesini veya dönüş süresini kısıtlamaktadır. Çabuk soğuyabilen radyal lastikler ise daha az ısı üreterek uçağın operasyonel kabiliyetlerini arttırmaktadır.

Lastik / jant takımı, basınç kaybı nedeniyle düzenli *on-aircraft* (uçak üzerinde) bakım gerektirmektedir. Lastik basınç transdüserleri bakım süresini azaltmak ve yer görevlisine ile kokpite bilgi iletmek için kullanılmaktadır, ancak bu sistem henüz askeri uçaklarda uygulanmamıştır. Alternatif olarak tekerleklerle küçük basınç göstergeleri takılabilmektedir, ancak bu tür cihazların doğruluğu yüksek değildir. Basınç kontrolü tolere edilebilir olmasına rağmen, lastiklerin şişirilmesi daha fazla bakım süresi gerektirmektedir. Basınç kaybı, jant veya lastik kaçağı sonucu görülebilmektedir. Tekerleğin doğru şekilde monte edilmesi durumunda, tüm sızıntı yolları genellikle sızdırmaz olması gereken 'O' halkaları ile kapatılmaktadır. Astar sızıntısı (lastikte meydana gelen gazın geçirgenliği) nedeniyle, günde %5'e varan lastik basıncı kaybı görülebilmektedir. Bu nedenle lastikler için esas tasarım kriteri sızdırmazlıktır. Bununla birlikte, astar kalınlığı (artan kütle) veya düşük sıcaklık özelliği (kauçuk bileşiğine değişme) üzerindeki uzlaşma çok kısıtlayıcı olabilmektedir.

Operasyonel manevra/dönüş: Operasyonel manevra/dönüş hem askeri hem de sivil uçaklar için bir gerekliliktir. Kısa manevra/dönüş, fren ve lastiklerin görev döngüsünü

şiddetli hale getirmektedir. Bu tür operasyonlar esnasında lastik ve fren sıcaklıkları sınırlayıcı olabilmektedir. Lastikler genellikle 130 °C'nin üzerinde çalıştırılmamalı ve frenler reddedilmiş bir kalkış stopunu absorbe etmek için yeterli kapasiteye sahip olmalıdır. Lastik kendi tarafından üretilen sıcaklıktan zarar görebildiği gibi sıcak bir frenden aktarılan ısıdan da zarar görebilmektedir. Fren soğutma fanları bu durumlarda yalnızca freni soğutmakla kalmamakta aynı zamanda lastiği fren sıcaklığından izole etmektedir. Hava aracı yer ekipmanının (*aircraft ground equipment* – AGE) bir parçası olan soğutma fanları, uçağı ekstra kütle taşımak zorunda bırakmaktan kurtarmaktadır ancak birinci seviye servislerde güç kaynaklarını gerektirmesi sebebiyle tercih edilmemektedir.

İniş takımı geometrisi: İniş takımının kapalı haldeki geometrisi aşağıdaki faktörlere bağlıdır:

- **İndirildiği durumda tekerlek pozisyonu:** Bu pozisyon kararlılık ve yük dağılımı gibi faktörlerce belirlenmektedir.
- **İniş takımının gövde içerisindeki toplanma yeri:** Toplanma yeri, iniş takımının tek bir dönme hareketiyle gövde içerisine kolayca geri çekilmesine izin vermektedir.

İniş takımının gövde ile bağlantı noktaları: Uçak gövdesi tasarımcıları açısından kapalı haldeki hacmi azaltmak oldukça önemlidir. Ancak bu esnada kütle ve komplekslik artabilmektedir.

2.3 İniş Takımı ile İlişkili Standartlar

Bu bölümde, havacılık endüstrisi ve çeşitli devletler tarafından sunulan iniş takımı ile ilgili standartlar verilmiştir [9].

2.3.1 Endüstriyel standartlar

Burada belirtilen standartlar (Çizelge 2.4) SAE (*Society of Automotive Engineers*) A-5 Aerospace Landing Gear Committee, American Society for Testing and Materials ve Aerospace Industries Association of America tarafından geliştirilmiştir.

Çizelge 2.4 : Endüstriyel standartlar.

Standart	Başlık/Açıklama
AIR 764B	Skid Control System Vibration Survey
AIR 804	Brake Release Response Time Required for Automatic Skid Control
AIR 811	Disposition of Wheels which Have Been Overheated
AIR 1064A	Brake Dynamics
AIR 1380	Measurement of Static Mechanical Stiffness Properties of Aircraft Tires
AIR 1489	Aerospace Landing Gear Systems Terminology
AIR 1494	Verification of Landing Gear Design Strength
AIR 1594	Plain Bearing Selection for Landing Gear Applications
AIR 1739	Information on Antiskid Systems
AIR 1752	Aircraft Nose Wheel Steering/Centering Systems
AIR 1780	Aircraft Flotation Analysis
AIR 1800	Aircraft Tail Bumpers
AIR 1810	Design, Development and Test Criteria—Solid State Proximity Switches/Systems for Landing Gear Applications
AIR 1934	Use of Carbon Heat Sink Brakes on Aircraft
ARP 597B	Wheels and Brakes, Supplementary Criteria for Design Endurance, Civil Transport Aircraft
ARP 698	Process of Lubricating and Torquing Threaded Assemblies, Recommendations for Civil Aircraft Applications
ARP 764B	Skid Control System Vibration Survey
ARP 813A	Maintainability Recommendations for Aircraft Wheels and Brakes
ARP 862	Skid Control Performance Evaluation
ARP 1070A	Design of Skid Control and Associated Aircraft Equipment for Total System Compatibility
ARP 1107	Tail Bumpers for Piloted Aircraft
ARP 1311	Landing Gear—Aircraft
ARP 1322	Overpressurization Release Devices
ARP 1493	Wheel and Brake Design and Test Requirements for Military Aircraft
ARP 1538	Arresting Hook Installation, Land-Based Aircraft
ARP 1595	Aircraft Nose Wheel Steering Systems
ARP 1619	Replacement and Modified Brakes and Wheels
ARP 1786	Wheel Roll on Rim Criteria for Aircraft Applications
ARP 1821	Aircraft Flotation Analysis Methods
ARP 1907	Automatic Braking Systems
AS 483A	Skid Control Equipment
AS 586	Wheel and Brake (Sand and Permanent Mold) Castings—Minimum Requirements for Aircraft Application
AS 665	Tapered Axle Collar Dimensions
AS 666B	Cavity Design and O-Ring Selection for Static Seal Use in Aircraft Tubeless Tire Wheels
AS 707A	Thermal Sensitive Pressure Release Device for Tubeless Aircraft Wheels
AS 1145A	Aircraft-Brake Temperature Monitoring System
AS 1188	Aircraft Tire Inflation-Deflation Equipment
AMS 4640	Rods, Bars, and Forgings—Aluminum Bronze
AMS4880	Castings, Centrifugal—Aluminum Bronze
AMS 5643	Bars, Forgings, Mech. Tubing, and Rings
ASTM B46.1	Now replaced by E54—Chemical analysis of special brasses and bronzes
NAS 3601	Data Format of Transport Aircraft Characteristics for Airport Planning

2.3.2 Askeri standartlar

Bu bölümde, havacılık endüstrisi ve çeşitli devletler tarafından sunulan iniş takımı ile ilgili standartlar verilmiştir. Bu bölümdeki standartlar MIL-L-87139'dan elde edilmiştir. Bunun dışında Çizelge 2.5'te verilen bu standartlara ASD/EDYEEES, Wright-Patterson AFB, Ohio 45433 ve ilgili Amerikan devlet kurumlarının veri tabanlarından erişilebilmektedir.

Çizelge 2.5 : Askeri standartlar.

Standart	Başlık/Açıklama
MIL-A-8629	Drop Tests (see also MIL-T-6053)
MIL-A-8860	Airplane Strength—General Specification
MIL-A-8862	Landing and Ground Handling Loads
MIL-A-8863	Airplane Strength and Ground Loads for Navy Aircraft
MIL-A-8865	Airplane Strength and Miscellaneous Loads
MIL-A-8866	Strength and Rigidity Reliability Requirements (Fatigue)
MIL-A-8867	Strength and Rigidity, Ground Tests
MIL-A-8868	Airplane Strength Data and Reports
MIL-A-18717	Arresting Hooks
MIL-A-83136	Arresting Hook Installations (USAF)
MIL-B-8075	Anti-Skid
MIL-B-8584	Brakes—Control Systems
MIL-C-5041	Tire Casings
MIL-C-5503	Hydraulic Actuating Cylinders, General Requirements
MIL-C-8514	Wash Primer
MIL-D-9056	Drag Chute
MIL-G-21164	Grease, Molybdenum Disulfide
MIL-H-5440	Hydraulic Components
MIL-H-5606	Hydraulic Fluid
MIL-H-8775	Hydraulic System Components
MIL-L-8552	Shock Absorbers—AFSC and USN
MIL-L-87139	Landing Gear Systems
MIL-P-5514	Packings—Shock Strut; also O-Rings and Glands
MIL-P-5516	Packing—Shock Strut
MIL-P-5518	Pneumatic Components
MIL-P-8585	Primer—Wheel Wells
MIL-P-23377	Primer—Epoxy
MIL-S-8552	Strut, Aircraft Shock Absorber (Air-Oil Type)
MIL-S-8698	Structural Design Requirements, Helicopters
MIL-S-8812	Steering Systems
MIL-T-5041	Tires, Pneumatic, Aircraft
MIL-T-6053	Drop Tests
MIL-T-83136	Tie Down Requirements
MIL-W-5013	Brakes and Wheels

Çizelge 2.5 (devam): Askeri standartlar.

Standart	Başlık/Açıklama
MIL-STD-10	Surface Roughness, Waviness, and Lay
MIL-STD-203	Controls and Displays in Flight Station
MIL-STD-568	Corrosion Prevention and Control
MIL-STD-621A	Test Method for Pavement Subgrade, Subbase, and Base-Course Material
MIL-STD-809	Adapter, Aircraft Jacking Point
MIL-STD-878	Tires and Rims—Dimensions and Clearances
MS 21240	Bushing, TFE-lined
MS 21241	Bushing, TFE-lined
MS 28776	Scraper, Hydraulic Piston Rod
MS 28889	Valve, Air High-Pressure Charging
MS 33675	Ring, Wiper, Installation and Gland Design
AND 10071	Boss and Installation—Air Connection
TSO-C26b	Technical Standard Order, Wheels, and Wheel/Brake Assemblies
STM 37-307	Polyurethane White Point
DH2-1	Design Handbook
DH2-1 DN 34A	(U.S. Air Force Systems Command)
DH2-6 DN 4B2	(U.S. Air Force Systems Command)
Specification SD-24	General Specification for Design and Consideration of Aircraft Weapon Systems

2.3.3 Sivil standartlar

FAA (*Federal Aviation Agency*), BCAA (*British Civil Aviation Authority*) ve ICAO (*International Civil Aviation Organization*) tarafından sunulan standartlar Çizelge 2.6’da verilmiştir.

Çizelge 2.6 : Sivil standartlar.

Standart	Başlık/Açıklama
FAR Part 23	Federal Aviation Regulations, Airworthiness Standards: Normal, Utility, and Acrobatic Aircraft
FAR Part 25	Federal Aviation Regulations, Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes
25.723-7272	Shock Absorption Tests, Limit Drop Tests, Reserve Energy Absorption Drop Tests
BCAR Chapter D3-5	Ground Loads
BCAR Chapter D4-5	Landing Gear Design
DOC 9157-AN/901, Pt. 3	Aerodrome Design Manual, Pavements
Annex 14, Amendment 37	International Standard and Recommended Practices, Aerodromes

2.3.4 Federal standartlar

Federal standartlar Çizelge 2.7’de verilmiştir.

Çizelge 2.7 : Federal standartlar.

Standart	Başlık/Açıklama
QQ-C-320	Chromium Plating (Electro-deposited)
QQ-N-290	Nickel Plating (Electro-deposited)
QQ-C-465	Copper Aluminum Alloys, Aluminum Bronze





3. SHIMMY DAVRANIŞI

3.1 Shimmy Davranışının Tanımı

Shimmy, uçak burun iniş takımlarında, motorsiklet tekerleklerinde, karavanlarda ve treylerlerde kendiliğinde oluşan dönme hareketini tanımlamak amacıyla kullanılmaktadır. “Shimmy” terimi eskiden popüler olan bir dans türünden gelmektedir. Titreşim literatüründe “wooble”, “wabble”, “waddling”, “wheel flap” ve “goldfishing” gibi terimler kullanılsa da shimmy adı kabul görmüştür [12]. Araç ve motorsikletlerde ise genel olarak *wobble* olarak tanımlanmaktadır [38].

Havalı lastiklerin dikey ve yanal elastikleri serbestlik derecesi arttırmakta ve bu durum dönel eksen etrafındaki açısal hareket ile birleşmektedir. Bu iki durumun birleşmesi sabit doğrusal hareketteki salınımlı bir kararsızlığa yol açmaktadır [30].

Shimmy özellikle iniş takımı sisteminde taksit, iniş ve kalkış sırasında gözlenen ciddi bir titreşim problemidir. Bu davranış genel olarak uçağın burnundan kuyruk bölgesine doğru yayılan yüksek frekanslı ve belirgin bir titreşim hareketi olarak kendini göstermektedir. 10 ila 30 Hz frekansları arasından görülmekle birlikte, tekerlek ve yol etkileşiminden kaynaklanan kendinden uyarlamalı bir titreşim olarak tanımlanmaktadır [1]. Bu titreşim hareketinin enerji kaynağı uçağın ileri yöndeki hareketidir. Burun iniş takımlarında sıkça görülse de ana iniş takımında da rastlanmaktadır.

Kütle, sönümleme katsayısı, geometrik özellikler, hız ve uyarma kuvveti gibi yapı, tekerlek ve süreç değişkenleri ile sürtünme, tekerlek elastikliği ve *freeplay* gibi nonlineer etkiler shimmy titreşimi tetikleyebilmektedir. Doğrusal olmayan doğası sebebiyle farklı hız aralıklarında ve farklı şartlarda görülebilmekte ve bu nedenle literatürde hala bir fenomen olarak bahsedilmektedir. Bu titreşim, yolcu konforunu azaltabildiği gibi pilotun uçağı doğru şekilde yönlendirmesine engel olacak kadar kuvvetli olabilmektedir. Bunun sonucu olarak tekerlekte aşırı aşınma, iniş takımında arıza ve hatta kazalar görülebilmektedir. Hatta, bu etkinin önceki çalışmalarda üç tekerlekli iniş takımı sistemleri için bir “*bête noire*” (*bugbear*/öcü) olarak adlandırıldığı belirtilmiştir [39].

3.2 Shimmynin Tarihçesi

Shimmy konusunda yayınlanan en eski raporlar 1920 aittir ve sadece otomobil problemleriyle ilgilenmektedir. Otuzlu yılların ortalarına kadar otomotiv üzerine olan shimmy literatüre hakim olmaya devam etmiştir. Bu tarihten sonra otomotivde tasarım sorunlarının azalmasıyla, uçaklarda görülen shimmy problemine odak noktası haline gelmiştir. Otuzlu yılların ortalarından günümüze kadar shimmy literatüründe uçak adı baskın olmaya devam etmiştir [12].

Broulhiet tarafından 1925 yılında araçlarda shimmye odaklanan çalışma literatür için oldukça önem arz etmektedir [40]. Tekerlek mekaniği üzerinde “kayma” kavramını ortaya Broulhiet’in çalışması günümüzde kullanılan yaklaşımların temelini oluşturmaktadır.

Bu çalışmadan hemen sonra Sensaud de Lavaud shimmy teorisinin temellerini ortaya atmıştır [41]–[45]. Bu teoriye göre tekerlek rijit olarak kabul edilmektedir. Bu çalışmayı takiben, Den Hartog shimmy problemini “*Mechanical Vibrations*” adlı kitabında tartışılmıştır [46].

1927 yılına gelindiğinde Lanchester shimmynin hız ile ilişkisi ve genliği hakkında bir çalışma yapmıştır. Shimmynin geniş bir hız bandında gerçekleşmesi ve küçük genlikli titreşimlerin shimmy olarak değerlendirilmemesi bu çalışmanın önemli tespitlerindendir [47].

Fromm’un NACA tarafından yayınlanan raporunda otomobil ve uçaklardaki shimmy dinamiğinin benzerliği farkedilmiştir [48]. Fromm lastiğin dikey elastikiyetinin aracın dikey yer değiştirmesine katkıda bulunan esas faktör olduğunu tanımlayan ilk bilim insanlardandır. Deforme olabilen tekerleklerin yuvarlanma kayması üzerine daha önce yaptığı araştırmalar, onu yanal kuvvetler nedeniyle oluşan kayma etkisi veya yuvarlanan tekerleğin yalpamasını incelemeye yöneltmiştir. Fromm ayrıca tekerlek üzerindeki yanal kuvvetlerin shimmy titreşimi süresince boylamsal eksen üzerindeki momentlerle birleştiği kanısına varmıştır.

Bu çalışmanın ardından Von Schlippe and Dietrich “*String Theory*” diye adlandırılan tekerleği elastik olarak modellemeyi öneren bir teori geliştirmiştir [2]. Bu yaklaşımda, yalpalama ve kayma açılarını zamana bağlı keyfi fonksiyonlarla ifade edilerek tekerlek modellemesinde önemli bir adım atılmıştır. İki bilim insanının yaklaşımı havacılıkta kullanılan shimmy modellerinde yaygın olarak tercih edilmektedir.

Otomotiv literatüründe shimmy problemine ilginin azalması hava araçlarında shimmy kaynaklı problemlerin artmasıyla denk gelmektedir ve bu sebeple shimmy yeni bir alana transfer olmuştur [12]. İlk olarak 1930ların son yarısında, üç tekerlekli iniş takımlarının burun iniş takımı shimmysi trend haline gelmiştir. *Aviation* dergisinde yayınlanan iki makalede boyutu ve ataleti büyük olan iniş takımlarının shimmye girme riskinin arttığı belirtilmiştir [49], [50]. Ancak otomotivde bu alanda birçok veri ve çalışma bulunması hava aracı shimmy mekaniğinde hala Broulhiet'in çalışmasının etkin rol oynamasına sebep olmuştur [40]. Broulhiet'in çalışması bahsedilen yıllarda Amerika, Almanya, İngiltere ve Fransa'daki okullarda müfredata dahil edilmiştir [12]. 1939 yılında Amerika'da Wylie [51], ardından 1940 yılında Kantrowitz [52] tekerlek deformasyonuna dayalı bir burun iniş takımı shimmy teorisi üretmiştir. Ancak bu iki yaklaşım da Broulhiet'in çalışmalarıyla ters düşmektedir. Bouncier de Carbon bu çalışmalarda yapılan analizleri ve sunulan sonuçları detaylı bir çalışma ile karşılaştırmıştır [39].

Buna karşılık, Almanlar 1940'lerde hala Broulhiet'in çalışmasını baz almaktadır. Von Schlippe ve Dietrich 1943 yılında shimmy üzerine yaptıkları çalışmayı ve literatür taramalarını sunmuştur [2]. Bu çalışmada uçaklarda shimmy davranışıyla ilgili literatürün temel çalışmalarından biri olmaya devam etmektedir.

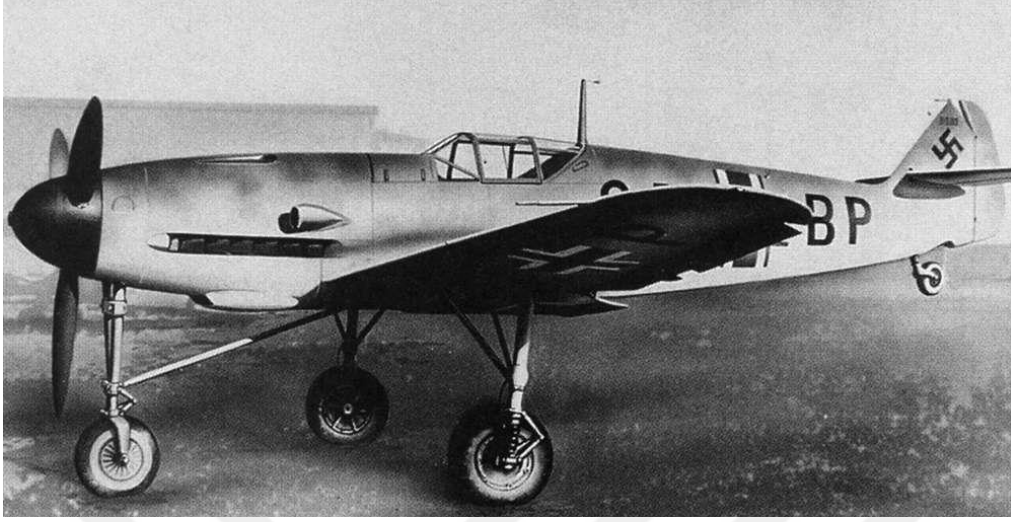
İngiliz literatürdeki çalışmalarıyla Temple sadece doğrusal shimmy problemini [53] değil büyük açılı doğrusal olmayan shimmy problemini de ele almıştır [54].

Fransızların shimmy konusundaki yapılanlar genel olarak Bouncier de Carbon'un çalışmasına dayanmaktadır [39]. Bu çalışma tekerlek mekaniğinin shimmy üzerindeki etkisiyle ilgili bir tarama sunmakla birlikte tekerlek davranışının yeni konseptleri üzerine katkıda bulunmuştur.

Amerika'da ise Moreland'ın havacılıkta shimmy problemi üzerine çalışmaları literatürde önemli bir yere sahiptir [20], [55]. Moreland farklı bir bakış açısı sunarak shimmy üzerinde tekerlek elastikliğinde ziyade tekerlek destek elemanlarının daha etkili olduğunu savunmaktadır.

1944 yılına gelindiğinde, Wright Field Ohio'da Me 309 (Şekil 3.1) savaş uçağının ilk taksi testlerinde ciddi bir shimmy titreşimi gözlenmiştir [56]. İniş takımı üreticileri ile koordineli olarak tasarlanan yeni pistonlu shimmy sönümleyiciler ile bu uçak için gözlemlenen problemler ortadan kaldırılmıştır. Yine Wright Field tarafından

gerçekleştirilen diğerk bir çalışma analiz sürecinin geliştirilmesi ve test ile doğrulama içermektedir [57].



şekil 3.1 : Messerschmitt Me 309 Savaş uçağı.

1950'lere gelindiğinde shimmy üzerine hatrı sayılır bir bilgi birikimi ve çalışma olmasına ragmen otomobil, römork ve uçaklarda yaygın olarak görülmekteydi. Fiziksel kontrolü sağlayan shimmy sönümleyici gibi donanımlar mevcut olsa da shimmynin görülme sebepleri hakkında çok az şey biliniyordu [58].

1951 yılında, *Wright Air Development Center* (WADC) shimmy sorununu incelemek ve bu sorunla mücadele çabalarının eksikliklerini öğrenmek için bir program başlatmıştır. Program; shimmy teorisinin geliştirmesi, bilgisayar çalışmalarının sunulması, laboratuvar modelleri üzerinde deneysel araştırmalar yapılması ve tam ölçekli bir test gerektirmeyi içermektedir. Bu programın bir ürünü olarak Moreland tekerlek ve shimmy ilişkisi üzerine çalışma ortaya çıkarmıştır [55]. Geliştirdiği teoride shimmy analiz edilirken sadece tekerleğin elastic özelliklerini incelemenin yetersiz olduğunu; bununla birlikte dönel ve yatay rijitliğin, tekerlek ataletinin ve dikme ağırlığının sistem kararlılığını etkilediğini savunmuştur. Tekerlek parametrelerini de içeren eksiksiz bir modelin sistem kararlılığını değerlendirmek için kullanılabileceği belirtilmiştir [20]. 1970'lere gelindiğinde ise birçok araştırmacı, iniş takımında görülen titreşimleri tekerlek ve lastik kusurları ile yol pürüzlülüğü gibi etkenlerle bağdaştırmıştır [58].

1980 yılına kadar iniş takımı tasarımları, uçağın brüt ağırlığını, uçağın esnekliğini, daha yüksek zemin yuvarlanma hızlarını ve elverişsiz iniş alanlarına adapte olacak

şekilde tasarlanmaktadır. Şimdiye kadar, shimmy problemini tam olarak anlamak için, uçak gövdesi esnekliğini ve iniş takımı ile uçak arasındaki bağlantıyı hesaba katmanın gerekli olduğu anlaşılmıştır. Bunun yanı sıra iniş takımı elemanları arasın daki *freeplay* etkisi ile system üzerindeki sönümlleme elemanları dikkate alınmalıdır. Yine bu yıllarda, ortaya atılan ve dikkat edilmesi gereken birçok yeni iniş takımı tasarım yaklaşımı ve teknolojisi bulunmaktadır. Örneğin, doğru matematiksel modellere ve simülatör doğrulaması için uçuş testlerine ihtiyaç duyan zemin simülatörleri geliştirilmektedir. Bu simülatörlerin amacı iniş takımı sisteminin yönlendirme kabiliyetlerinin pilotlar tarafından değerlendirilmesini sağlamaktır. Ekipman dayanıklılığını ve performansını kanıtlamak için tasarım aşamasında ve sonrasında yapısal ve sistem testleri yapılmıştır. Lastik frenleme ve viraj alma verileri bu yıllarda pratik olarak bulunmamaktadır ve system parametrelerinin basitleştirilmesi yanlış modeller üzerine yapılmaktadır. Bunun yanı sıra, shimmy sönümlleme gereksinimlerinin genel olarak yüksek hızda yön kontrolü ile çeliştiği bilinmektedir. Bu yıllarda kompozit karbon frenler ve kayma önleyici sistemler fren performansını optimize etmek ve patinajları ve lastik patlamalarını önlemek için kullanılmaya başlanmıştır [58].

3.3 Shimmy Problemine Dair Literatür Taraması

Sarhoş bir tekerleğin kararlılığı ve mekanik davranışı ile çalışmalar oldukça eskiye dayanmaktadır. NACA tarafından yayınlanan bir çalışmada NLG sistemine ait model ortaya konulmuştur [39]. 1952 yılında yayınlanan bu çalışmada daha öncesinde ortaya atılan teoriler ile deney prosedürleri sunulmuş ve tartışılmıştır. Bunun ardından, Moreland tarafından yapılan çalışmada tekerlek, uçak gövdesi ve iniş takımına ait etkiler düşünülerek bir shimmy modeli ortaya konulmuştur [20]. Bu çalışmada oluşturulan model bir dizi test ile doğrulanmıştır. İniş takımlarıyla ilgili yapılan erken çalışmalardan biri de Von Schlippe ve Dietriche ait (orijinal adıyla) “*Das Flatterns eines bepneuten Rades*” adlı rapordur [2]. Moreland (*tire point contact model*) ve Von Schlippe’ye (*stretched string model*) ait bu yaklaşımlar iniş takımlarında hala shimmy modellerken yaygın olarak kullanılmakta ve bu iki yaklaşıma ait literatürde karşılaştırmalar bulunmaktadır. Yapılan karşılaştırmalar; Von Schlippe tekerlek gevşeme uzunluğu ve temas uzunluğunu, Moreland ise tekerlek zaman sabiti ve

yalpalama katsayısını esas almasına rağmen iki yaklaşım arasında matematiksel bir bağlantısını olduğunu ve benzer sonuçlar verdiklerini göstermektedir [59].

Yaklaşımlarından bir diğeri de tasarımdaki ağırlık, komplekslik ve titreşimi azaltan birlikte dönen tekerleklerin shimmy modeline entegrasyonudur [60]. 1969 yılında Leve bu konfigürasyonun kullanılması durumunda dinamik kararlılığın test edilmesi gerektiğini öne sürmüştür [25]. Pozitif kaster uzunluğu verilmesi ve bazı yapısal değişiklikleri içeren bir modifikasyon önermiştir. Son olarak dinamik kararlılığı arttırmak için üç yöntem önermiştir: öne destekli hareketsiz bir kütle, yine öne destekli ayarlanabilir bir kütle ve tork linklere monte edilmiş bir viskoz sönümleyici. İkili tekerlek konfigürasyonu için yapılan bir diğer yayında dirsekli ve bağımsız ikili tekerleğe sahip burun iniş takımının shimmy analizleri gerçekleştirilmiştir [61]. Kritik sönümleme katsayısı ile yapılan analizlerde kaster uzunluğunun shimmy üzerinde etkili parameter olduğu, kullanılan ikili tekerlekler arasındaki mesafenin azalması ile system kararlılığının artırıldığı gözlemlenmiştir. Bunlar haricinde; rijitlik, dönel atalet momenti, tekerlek yalpalama katsayısı gibi parametrelerin değişiminin shimmy üzerindeki etkileri sunulmuştur. Birlikte dönen ikili tekerlekli burun iniş takımında yaptığı yayında Stevens tekerlek karakteristiğinin bu yapılar için shimmy yönünden daha belirleyici bir yere sahip olduğunu ispatlamıştır. Bunun yanı sıra shimmy davranışını frekans bölgesine analiz ederken kullandığı yöntemlerin yine bir titreşim davranışı olan flutter analiz prosedürü ile benzer olduğunu özellikle belirtmiştir [60].

Shimmy literatürde dönel, yanal ve boylamsal titreşim modları ve bu modların iniş takımı üzerine etkileri incelenerek modellenmektedir. Yalnızca dönel modun modellenmesi ve analizi Pajeka [3] ve Besselink'e [1] ait çalışmalarda detaylıca verilmiştir. Dönel ve yanal modların birlikte analizi yine Pajeka tarafından açıklanmıştır [3]. Thota eğim açısına sahip bir burun iniş takımı için dönel ve yanal mod etkilerini modelleyerek hareket denklemlerini oluşturmuştur [62]. Yine Thota, ikili tekerlek kombinasyonu için dönel ve yanal modları inceleyerek bir model ortaya koymuş ve bu model için bifurkasyon analizlerini tamamlamıştır [63]. Üç modun yani dönel, yanal ve boylamsal serbestlik dereceleri içeren burun iniş takımı shimmy modelleri diğer iki çalışmada oluşturulmuş ve bu model için çeşitli analizler tamamlanmıştır [64], [65].

Shimmy hareket denklemleri oluşturulurken genel olarak çeşitli doğrusal olmayan etkiler ihmal edilmektedir. Buna karşılık bazı bilim insanları bu etkilerin shimmy

davranışı üzerinde oldukça belirleyici olduğunu savunmaktadır. Howcraft ilk *freeplay* etkisinin iki tekerlekli MLG konfigürasyonu üzerine etkisini modellemiştir. MLG üzerindeki shimmy *freeplay* olduğu ve ihmal edildiği koşullar için analiz etmiş ve *freeplay* entegre edilmediği modelin kararlı olduğunu gösterirken, diğer modelin belirtilen çalışma aralığında shimmye girdiğini gözlemlemiştir [66]. Howcroft daha sonra *freeplay* shimmy üzerine etkisi ile geometric bağlaşım parametrelerini de göz önüne alarak incelemiştir [67]. Bunun yanı sıra, başka bir yayında *freeplay* etkisi altındaki iniş takımı için akım bağımlı *Bouc-Wen* modeli kullanılarak modellenen bir manyetoreolojik (MR) shimmy sönümleyici tasarlanmıştır [68]. Bir diğer çalışmada tek tekerlekli burun iniş takımı için shimmy *freeplay* ve belirsizlikler altında modellenmiş ve shimmy sönümlemek için dayanıklı aktif kontrol sistemi önerilmiştir [69].

Freeplay dışında shimmy kararlılığını belirleyen bir diğer faktör de sürtünmedir. Somieski kuru sürtünmenin shimmy davranışı üzerine etkilerini ekstra bir moment olarak modellemiş ve analizler sonucunda bu etkinin küçük bir limit çevrimi (*limit cycle*) oluşturduğunu gözlemlemiştir [70]. İniş takımlarında görülen shimmy ve kuru sürtünmenin arasında etkileşim Zhuravlev tarafından ortaya konulmuş ve sisteme ait hareket denklemleri çıkarılmıştır [71], [72]. Kuru sürtünmenin dışında, *Coloumb* sürtünmesinin shimmy üzerine etkisi matematiksel olarak modellenmiş ve sürtünme shimmynin tipini ve başlangıç zamanını belirlediği kanısına varılmıştır [73].

Shimmy modellenmesinin ardından iniş takımının parametre değişimlerine karşı davranışının incelenmesi gerekmektedir. Parametrelerin değişimine göre shimmy kararlılık sınırları belirlenmektedir. Hızlanma ve yavaşlama üzerine yapılan analizde hızlanmanın iniş takımı sistemini daha az kararlı hale getirdiği belirtilmiştir [74]. Bunun yanı sıra tireşim karakteristiğini büyük ölçüde etkileyen dönel sönümleme kuvveti ve bu kuvvetin dönel ve yanal serbestlik dereceleri shimmy modeli üzerine etkisi araştırmacılar tarafından analiz edilmiştir [75]. Thota tarafından tekerlek basıncının shimmy üzerine etkileri incelenmiş [76], model oluşturularak yüksek basınçlı sahip tekerleklerle sahip iniş takımlarının shimmye girmeye daha yatkın olduğu gösterilmiştir [62]. Son olarak Somieski ise shimmy davranışına etkileyen kaster uzunluğu, dikey kuvvet, sönümleme katsayısı, yay katsayısı ve gevşeme uzunluğu gibi sistem parametrelerinin shimmy kararlılığı üzerindeki belirleyiciliğini araştırmış ve çeşitli yorumlarda bulunmuştur [70].

Shimmy davranışının modellenmesi sürecinde kullanılan tekerlek modeli oldukça kritiktir ve literatürde bu konuyla ilgili çeşitli yaklaşımlar bulunmaktadır. Pajecka ve Besselink shimmy fenomenini açıklayarak tekerlek davranışının kararlılık üzerine etkileri konusunda önemli çalışmalar sunmuşlardır [1], [30]. Tekerleğin sürekli haldeki davranışını modellemek amacıyla *Magic Formula* yaklaşımına dayalı nonlineer yöntemler kullanılmaktadır [66], [77]. Ran'a ait bir yayında *Magic Formula* yaklaşımı ve gevşeme uzunluğu sabit olmayan tekerlek modelleri tartışılmış, bu modellerle ilgili bifurkasyon gibi çeşitli analizler yapılmış ve yaklaşımlar arasındaki farklılıklar değerlendirilmiştir [5]. Bunun haricinde benzer deneysel doğrusal olmayan fonksiyonlar kullanılmaktadır [70]. Buna karşılık geçici haldeki davranışının gözlemek amacıyla Von Schlippe'ye ait *stretched string* model yaklaşımı tercih edilmektedir [2]. İlerleyen yıllarda *stretched string* model konseptinin farklı yaklaşımları da önerilmiştir [28]–[30]. Ran tarafından yapılan bir çalışmada Von Schlippe'nin tekerlek modeli detaylıca açıklanmış ve modele ait enerji analizleri sunulmuştur [5]. Bu yaklaşımın doğrusallaştırılmasından türeyen straight tangent yaklaşımı Pajecka tarafından shimmy modellerinde kullanılmıştır [30]. Diğer tekerlek modelleme konsepti olan point contact Moreland tarafından havacılık literatürüne sunulmuştur [20]. Bu yaklaşıma göre tekerlek ile yer arasındaki etkileşim tek bir noktada olmaktadır. Bu sebeple yaklaşımın analitik modeller üzerine uygulamaları nispeten daha kolaydır. Maurice [36] ve Zegelaar [18] tarafından geliştirilen rigid ring yaklaşımı tekerlek modellemek için kullanılan bir diğer yaklaşımı olmakla birlikte shimmy analizlerinde kullanılmaktadır [78]. Bununla birlikte, shimmy davranışının modellerken kullanılan farklı tekerlek yaklaşımlarından *straight tangent*, *Von Schlippe* ve *rigid ring* tekerlek modelleri için literatürde karşılaştırmalar verilmiştir [34]. Bu çalışmalara ek olarak tekerlek modelinde tekerleğin elastikliğinden kaynaklanan gecikme veya tekerlek hafızası etkisi *stretched string* yaklaşımı kullanılarak başka bir yayında açıklanmış, çeşitli analizler ile nümerik simülasyon tamamlanmış ve basit bir deney ile doğrulamalar yapılmıştır [79]. Başka bir yayında deney ve model detaylıca açıklanmıştır [80]. Bu deney prosedürü, oluşturulan gecikmeli shimmy modeli ve yapılan kararlılık analizleri Takács doktora tezinde detaylıca açıklamıştır [81]. Yine Takács gecikmeli Brush tipi ve stretched string tekerlek modelleri için bir karşılaştırma sunmuştur [82].

Kararlılık analizlerinin tamamlanması çalışmayla ilgili prosedürün bir diğer adımıdır. İniş takımına ait yapısal, süreklilik ve tekerlek parametrelerinin kararlılık üstündeki etkileri öncelikle bifurkasyon teorisi [83], [84] yardımıyla analiz edilmiştir [62], [64]. Bir başka çalışmada iniş takımı ileri hızı ve dikey yükünü içeren modele ait çoklu parametrelili bifurkasyon analizi [63] AUTO yazılımı yardımıyla gerçekleştirilmiştir [85]. Shimmy analizinde farklı bir yaklaşım kullanılarak frekans bölgesi analizi de tercih edilmiştir [86]. Mi araçta meydana gelen shimmy titreşimi hakkında daha fazla bilgi edinmek amacıyla tüm genelleştirmiş koordinatların kinetik enerji dağılımı incelenmiştir [87]. Enerji analizine dayalı başka bir çalışmada ise Von Schlippe tekerlek modelinin enerji akış analizi tekerlek performansı değerlendirmek için yapılmıştır [5]. Önceki bir çalışmada motorsiklerdeki wooble davranışını analiz etmek için enerji akış konseptinden faydalanılmıştır [88]. Kovacs enerji akış konseptini orta büyüklükteki tırlar için genelleştirmiş ve uyarma enerjisi ile gücü tahmin eden bir hesaplama aracı sunmuştur [89]. Bununla birlikte Besselink shimmy analizleri yapılırken analitik yöntemlerin kullanılması gerektiğini savunmaktadır [1]. Pajacka ve Besselink Hurwitz kararlılık kriterini kullanarak analitik ifadeler oluşturmuş, shimmy analizlerini gerçekleştirmiş ve kararlılığın parametreler değişimlerine karşı hassasiyeti gözlemlenmiştir [1], [30]. Stepan ise Hopf bifurkasyon analizleriyle birlikte Routh-Hurwitz analizlerini basitleştirilmiş bir tekerlek modeli için tekrarlamıştır [90]. Somieski ise hız ve kaster uzunluğu gibi parametreleri baz alarak özdeğer analizi yapmıştır [70]. Yine aynı yayında parametre değişikliklerine karşı limit çevrimlerinin genlikleri ve shimmy kararlılığı tartışılmıştır. Literatürde, shimmy için limit çevrimine ait genlik ve frekans hesaplarının yapılmasıyla doğrusal olmayan kararlılık analizleri tamamlanabilmektedir [91]. Limit çevrim analiz konsepti özellikle aeroelastik uygulamalarında tercih edilmektedir [92]–[94].

Shimmy modellenmesi ve analizinde *multi body simulation* yaklaşımı araştırmacılar ve havacılık endüstrisinde tercih edilmektedir. Arreaza MSC ADAMS yazılımı yardımıyla iniş takımı sistemini modellemiş, ve shimmy sönümleyici entegre edilmiş sistem için gerekli analizleri gerçekleştirmiştir [95]. Bu yaklaşım iniş takımı gear walk analizinde de kullanılmaktadır [96].

Bunun haricinde araştırmacılar iniş takımındaki titreşim ve kararsızlık problemlerinin (*gearwalk* ve shimmy gibi) analizinde Dymola [97], LMS Imagine.Lab [98],

Simcenter Amesim [98] ve SIMPACK [99] gibi yazılım araçlarından faydalanmaktadır.

3.4 Shimmy Kaynaklı Görülen Kazalar

2013-2015 tarihleri arasında hafif uçaklarda iniş takımı kaynaklı arızalardan shimmy davranışı ile ilişkili olanlar CAA'dan elde edilen verilere göre Çizelge 3.1'de verilmiştir [100].

Çizelge 3.1 : 2013-2015 tarihleri arasında hafif uçaklarda gerçekleşen shimmy kaynaklı iniş takımı arızaları.

Tarih	Kütle	Uçak	Arıza	Açıklama
2013	0-2250 kg	Grob G115	NLG'de şiddetli shimmy	Uçak yavaşlayana kadar shimmy devam etmiştir. Tork linklerde ciddi hareketlenme görülmüştür. Üst ve alt burçlar değiştirilmiştir.
2013	0-2250 kg	Avions Robin HR100	Rudderdeki yapısal hasarın sebep olduğu şiddetli shimmy	Frenleme ve NLG üzerindeki ağırlığı azaltmak işe yaramamıştır. Uçak durdurulana kadar shimmy devam etmiştir. Rudder ile pivot arasındaki bağlantının zarar görmesinden kaynaklanmıştır.
2013	0-2250 kg	CEA DR300	NLG'deki şiddetli shimmy sonrası yapısal hasar	NLG'de görülen şiddetli shimmy sonrası uçak gövdesinde boyamsal çatlak meydana gelmiştir. Pilotun NLG'deki yükü azaltma çabası işe yaramamıştır. Shimmynin raporlanmayan sert iniş sebebiyle oluştuğu düşünülmektedir.
2013	0-2250 kg	Pitts S1S	Kuyruk iniş takımında oluşan shimmy sonucu uçağın sola sapması ve çarpması	Uçağın sağa doğru yönlendirilmesi işe yaramamıştır. Sağ yönlendirme linkinin bozulduğu düşünülmüştür. Pilota göre aşınma ve shimmy sağ yönlendirme linkindeki kırılmaya sebep olmuştur.
2014	0-2250 kg	Grob G115	Elektriksel arızalar ve NLG'de shimmy	Uçak servis dışı bırakılmıştır.
2014	Bilinmiyor	Bilinmiyor	İniş sonrası NLG'de oluşan arıza	Pilot shimmy sonrası metalik gürültüler duymuştur ve bu gürültülerin artması sebebiyle uçağı durdurmuştur. Çatallarda gözle görünür yorulma sebebiyle olduğu düşünülmektedir.
2014	2251-5700 kg	Piper PA31	İniş sonrasında NLG'de görülen shimmy kaynaklı pist ihlali	Patlak lastik veya shimmy damper kaynaklı olduğu düşünülmektedir.

Çizelge 3.1 (devam) : 2013-2015 tarihleri arasında hafif uçaklarda gerçekleşen shimmy kaynaklı iniş takımı arızaları.

Tarih	Kütle	Uçak	Arıza	Açıklama
2014	2251-5700 kg	Cessna F406	NLG’de oluşan shimmy sebebiyle kalkışın iptali	10 m/s hızı çıkıldıktan sonra shimmy oluşmuştur. 25 m/s hıza çıkıldığında shimmy etkisi çok arttığından kalkış iptal edilmiştir. NLG’deki yükü azaltmak işe yaramamıştır. NLG’deki yükün standartlara uygun şekilde azaltılmaması bu duruma sebebiyet vermiş olabileceği düşünülmüştür.
2014	2251-5700 kg	Piper PA31	NLG tekerleğininin sönmesi	NLG’de shimmy etkisi görülmesiyle tekerlek sönmeye başlamıştır. Bu sebeple pilot uçağı durdurmuştur. Tekerlek ve tekerlek tüpü değiştirilmiştir.
2015	2251-5700 kg	Britten Norman	NLG’de şiddetli shimmy	Uçak ciddi şekilde yalpalamaya başlamıştır. ATC’nin kontrolünde yavaşlatılarak durdurulmuştur.

Hafif uçaklarda shimmy davranışı daha çok gözlenmekle birlikte, ağır uçaklarda da kazalara sebebiyet vermiştir. Yukarıda verilen uçaklara kıyasla ağır bir uçak olan Boeing 737’de MLG’de shimmy davranışı gözlemlenmiştir [101]. İnişten itibaren hissedilmeye başlayan shimmy sebebiyle, uçak iki pistin keşistiği bir bölgede ancak durdurulabilmiştir (Şekil 3.2).



Şekil 3.2 : Shimmy etkisi altındaki Boeing 737 uçağının pistte durduğu nokta ve pist üzerindeki tekerlek izleri.

MLG sağ alt torsiyon linkinde ciddi hasar oluşmuştur. Üretici firma yumuşak iniş yapıp yüksek hızlarla seyretmenin shimmy etkisini arttıracakını belirtmiştir.

Burun iniş takımındaki shimmyden kaynaklı bir diğer kaza da Airbus A319’da yaşanmıştır. Normal biğr iniş sonrası gerçekleşen kazada üst ve alt tork linkler arasındaki bağlantı kopmuş ve uçak verilen yönlendirme komutlarına cevap

vermemiştir. Burun iniş takımı 95° kadar sola dönmüş ve uçak yönlendirilemez hale gelmiştir (Şekil 3.3). Apeks pim ve bu pime ait somun uçağın bıraktığı enkaz arasında tespit edilebilen parçalardan olmuştur. Kaza sonrası tasarım değiştirilerek parçalar yenilenmiştir [102].



Şekil 3.3 : Airbus A319'a ait NLG'nin shimmye mazur kaldıktan sonraki pozisyonu.

Kazalar haricinde sönümlenemeyen shimmy titreşimin üretici firmaları önlem almaya ve tasarımı değiştirmeye yönlendirdiği de görülmüştür. Stevens tarafından sunulan yayında F7U-3 uçağının (Şekil 3.4) shimmy sönümleyici bir amortisör olmadan yürütülen yer testi sonuçları aktarılmıştır [6].



Şekil 3.4 : F7U-3 uçağı.

Önceki yıllarda birlikte dönen iki tekerlekli yapının ağırlık ve kompleksliği azaltmanın haricinde shimmyi de önleyeceği düşünülmektedir. Ancak bu uçak üzerinde yapılan yer testlerinde iniş takımının 60 knot hızla giderken 13 cpslik shimmy gözlenmiştir. Uçağın shimmye girme hızının artırılması için yapılan çabalar yeterli olmayınca tasarımdan vazgeçilmiştir.

Shimmy kaynaklı bir diğer kaza 1995 yılında Kanada Calgary’de kayıtlara geçmiştir [103]. Fokker F28 uçağına air sol ana iniş takımı yer ile temasından sonra shimmye girmiştir. Muayene sonunda tork bağlantılarının yerle temastan 6 km sonra koptuğu, tekerleklerin ise 44 km sonra ayrıldığı saptanmıştır. Yolcu ve mürettebatlar tahliye edilmiştir. Ancak jant, lastik, fren ve sol flaplarda ciddi hasar görülmüştür. Kazaya dair bir görüntü Şekil 3.5’te verilmiştir. Bu kaza üretici veri tabanına kaydedilen 29. kazadır.



Şekil 3.5 : Fokker F-28 uçağının 1999 yılında Papua Yeni Gine’de shimmy sebebiyle yaptığı kaza [104].

Yine aynı uçak 1999 yılında Papua Yeni Gine’de shimmy sebebiyle kaza yapmıştır [104]. Normal bir iniş gerçekleştiren uçağın sol MLG’sinde shimmy başlamıştır. Olay sonucunda sol ana iniş takımı tamamıyla çökmüş ve uçak pistin soluna doğru saparak durdurulmuştur.

3.5 İniş Takımı Tasarımı ve Shimmy

Bir iniş takımına ait shimmy dinamiği iniş takımına ait elemanlar ve tasarım sürecinde belirlenen parametreler ile oldukça değişkendir. Bu sebeple shimmy analiz sürecinde tekerlek parametleri, rijitlik, çalışma aralığı, *freeplay* ve sürtünme, iniş takımı geometrisi, yönlendirme sistemi, yük dengesi ve shimmy sönümleyici öğeleri dikkate alınmalıdır [105].

3.5.1 Bazı tasarım parametrelerinin shimmy üzerine etkisi

Bir iniş takımına ait shimmy dinamiği iniş takımına ait elemanlar ve tasarım sürecinde belirlenen parametreler ile oldukça değişkendir. Bu sebeple shimmy analiz sürecinde tekerlek parametleri, rijitlik, çalışma aralığı, *freeplay* ve sürtünme, iniş takımı geometrisi, yönlendirme sistemi, yük dengesi ve shimmy sönümleyici öğeleri dikkate alınmalıdır [105].

3.5.1.1 Tekerlek parametreleri

Uçağın sahip olduğu tekerleğin seçimi shimmy dinamiğini en çok etkileyen öğelerden biridir. Tekerlek özelliklerinden basıncı, tipi ve geometrisi davranışını belirlemektedir [7]. Bununla birlikte tekerleğin rijitlik ve sönümleme katsayılarının shimmy kararlılık sınırlarını ve shimmy hızlarını değiştirdiği bilinmektedir [106].

3.5.1.2 Rijitlik

İniş takımının rijitliği şok sönümleyicinin pozisyon değişimine ait bir fonksiyondur [105]. Rijitlik sonlu eleman analizleri veya testler aracılığıyla tespit edilebilmektedir. Uçak destek yapılarının ve gövdesinin iniş takımı sapması üzerinde önemli ölçüde katkısı bulunmaktadır [26], [107].

Yanal ve dönel frekansların birbirine yaklaştırılıp bu frekanslar arasında *coupling* sağlanması ile shimmy kararlılığı arttırılabilmektedir [86]. Bunun haricinde dönel rijitliğin arttırılması shimmy kararlılığının garanti edilmesini sağlamaktadır.

3.5.1.3 Çalışma aralığı

Shimmy analiz sürecinde uçağın taksi esnasında karşılabileceği tüm çalışma koşulları değerlendirilmelidir. Yük, tekerlek kuvvetleri, pist durumu, uçağın belirlenen

pistte taksi yapabileceği hız aralığı, şok sönümleyici pozisyonu gibi öğeler birlikte ele alınarak analizler farklı durumlar için tekrarlanmalıdır.

3.5.1.4 Freeplay ve sürtünme

Üretim tolernasları ve iniş takımındaki aşınmalar belirli bir *freeplay* etkisine sebep olmaktadır. Bununla birlikte şok dikmesinin ve yönlendirme *collar*ının üst ve alt rulmanlarında Coulomb sürtünmesi oluşabilmektedir. Bu iki etkiden *freeplay* kararlılığı azaltırken, sürtünme enerji kaybına sebep olsa da kararlılığı iyileştirmektedir.

3.5.1.5 İniş takımı geometrisi

İniş takımının kaster uzunluğu ve eğim açısı shimmy kararlılığı etkileyen önemli bir parametredir. Bu konuyla ilgili yapılan çalışmalardan birinde negative veta çok büyük pozitif kaster uzunluğunun kararlılığı arttıracığı belirtilmiştir [25]. Diğer bir çalışmada ise eğim açısının en azından 6° olarak tutlması önerilmiştir [61].

3.5.1.6 Yönlendirme sistemi

Hidrolik burun iniş takımı sistemlerinde yönlendirme jakı rijitlik ve sönümleme sağlamaktadır. Bu yapı iniş takımında shimmy etkisinin sönümlenmesine yardımcı olmaktadır.

3.5.1.7 Yük dengesi

İniş takımının shimmy sönümleme performansı burun iniş takımındaki yük dengesini değiştirerek sağlanabilmektedir. Havilland DASH-7 ve McDonnell Douglas F/A-18 uçaklarında bu strateji ile shimmy kararlılığı iyileştirilmiştir [27], [108]. Tekerlek aksı üzerine ve şok dikmesinin önüne eklenen ek ağırlık ile çözüm sunulmakta ancak bu sebeple uçak yük sınırları aşılabilmektedir.

3.5.1.8 Shimmy sönümleyici

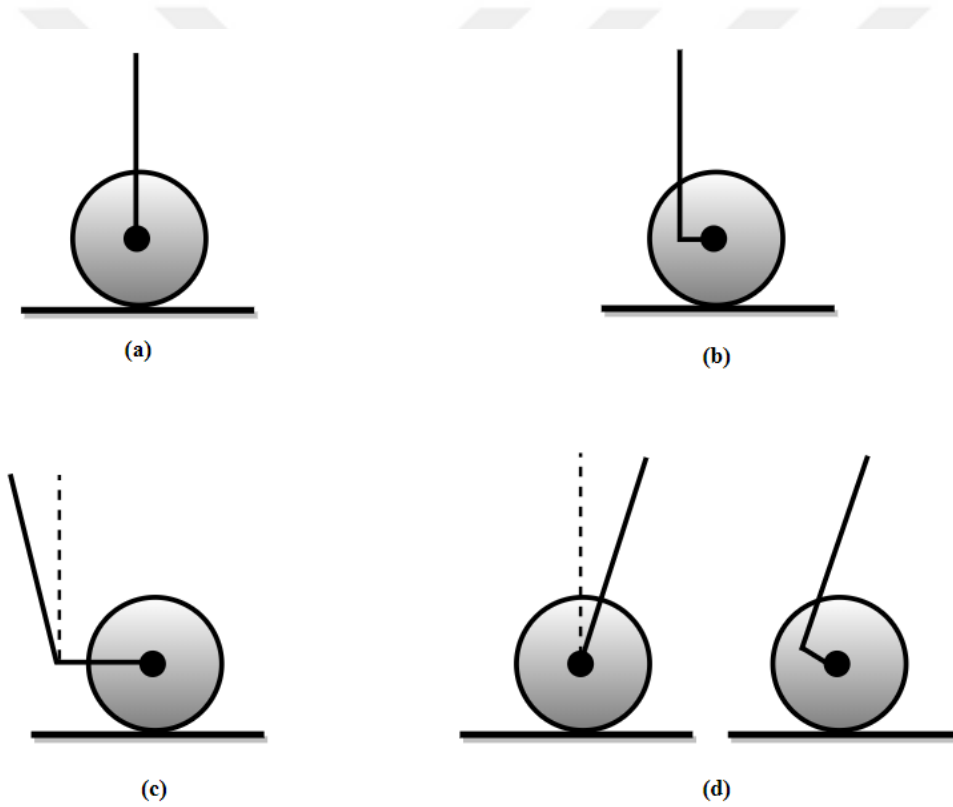
Shimmy sönümleyici iniş takımına ek bir sönümleme sunmaktadır. Geometri, rijitlik ve yük dengesi ile ilgili bir değişiklik yapılamadığında bu yapı tercih edilebilmektedir. Bunlara karşılık olarak, shimmy sönümleyici ek bir yük olmakta ve bakım gerektirmektedir. İçerisindeki hidrolik sıvının azalması sönümleme kabiliyetini

azalmasına ve dönel *freeplay* etkisinin artmasına sebep olarak shimmy titreşimine yol açmaktadır.

3.5.2 Kaster uzunluğu ve eğim açısının shimmy üzerine etkisi

İniş takımlarının tasarımı esnasında kaster uzunluğu ve eğim açısının belirlenmesi shimmy kararlılığını sağlamak açısından oldukça kritiktir. Bu amaçla, havacılık otoriteleri tarafından farklı konfigürasyonlar ve tasarım önerileri sunulmuştur.

Hafif uçakların tasarımında burun tekerleğinin belirli bir kaster uzunluğuyla dönme eksenine uzak olmasına izin verilmektedir [109]. Aşağıdaki görselde burun iniş takımına ait farklı konfigürasyonlar verilmiştir. Dönme eksenini burun tekerleğinin önünde olmalıdır [9].



Şekil 3.6 : Burun iniş takımına ait farklı tasarımsal konfigürasyonlar.

Bu konfigürasyonların kararlılık ve shimmy üzerine etkileri hakkında yorum yapmadan önce kaster uzunluğu kavramı tanımlanmalıdır. Kaster uzunluğu, dikme eksenini ile tekerlek merkez kontakt noktası arasındaki uzunluktur. Eğim açısı ise dikmeye tasarım esnasında verilen meyil açıdır.

Çizelge 3.2 : Burun iniş takımı konfigürasyonlarına ait özellikler.

	(a)	(b)	(c)	(d)
Kaster Uzunluğu	0	$0.3R - 0.6R$	$0.3R - 1.2R$	0 ve $0.2R$
Eğim Açısı	0	0	$4 - 6^\circ$ (negatif)	$4 - 6^\circ$ (pozitif)
Dinamik Kararlılık	K	K	K	KZ
Shimmy Sönümleyici İhtiyacı	Var	Var	Var ($e = R - 1.2R$ hariç)	Var

(a) ve (b) konfigürasyonları ileri ve geri yönde hareket durumunda, statik olarak nötr ve dinamik olarak kararlıdır. Bu iki yapı shimmy sönümleyici kullanılmasını gerektirmektedir.

(c) konfigürasyonu iki yönde hareket durumu için hem statik hem de dinamik olarak kararlıdır ve shimmy sönümleyiciye ihtiyaç duymaktadır ($e = R - 1.2R$ durumu hariç).

(d) konfigürasyonu statik olarak kararsız, dinamik olarak kararlı bir yapıya sahiptir. Geri hareket esnasında kararsızlık görülmektedir ve bu esnada iniş takımı kilitlenmeli veya yönlendirilmelidir. Shimmy sönümleyici bu yapı için bir gereksinim olmakla birlikte kuyruk tekerleklerinde tercih edilen bu yapı sürtünme etkisi kullanarak shimmy sönümlemektedir.

3.5.3 Tasarım parametreleri ile shimmy sönümleme

İniş takımlarında görülen shimmy etkisi pratik olarak burulma rijitliğinin eksikliği, *freeplay*, tasarım sürecinde kaster uzunluğu ve eğim açısının yanlış seçilmesi, iniş takımında aşınma ve hatalı tekerlek balans ayarlaması gibi sebeplerden kaynaklanmaktadır. Yönlendirilebilen iniş takımları shimmy karşı daha dayanıksız olmakla birlikte bir shimmy sönümleme mekanizması ve/veya stratejisine ihtiyaç duymaktadır. Titreşim genliğinin 3 saniye içerisinde üçte birine indirilmesi genel bir kural olarak geçmektedir [9].

Çizelge 3.3'te ticari ve askeri amaçla kullanılan bazı uçaklara ait NLG kaster uzunlukları ve eğim açıları verilmiştir.

Çizelge 3.3 : Bazı ticari ve askeri uçaklara ait NLG kaster uzunlukları ve eğim açıları [9].

Aircraft	Eğim Açısı (°)	Kaster Uzunluğu (in)
A-6B	1	2.5
A-7E	0	14.7
AV-8B	4.5	14.1
B-1	0	5
Boeing 707	0	3
Boeing 727	0	3
Boeing 737	5	2
Boeing 747	0	5
Boeing 757	0	3
Boeing 767	0	3
C-5	0	4.5
C-130	0	3
DHC Dash 7	3	0.5
DC-9	8	0
F-4J	0	3.5
F-5E	7	1.5
F-14A	0	3
F-15C	0	3
F-18	0	3
L-1011	0	3

Bahsedilen etkiler dışında birlikte dönen tekerlek, sürtünme (coulomb sürtünme) kaynaklı sönümlleme, hidrolik elemanlardan kaynaklı sönümlleme ve iniş takımı meyili gibi faktörler de shimmy bastırma açısından oldukça önemlidir.

Birlikte dönen tekerlekler ağırlılık ile iniş takımındaki kompleksliği azaltmak ve shimmy titreşimini engellemek amacıyla kullanılmaktadır [60].



Şekil 3.7 : Birlikte dönen tekerlekler.

Oleonömatik amortisörlerin kayma ve yapışma modlarında bir sürtünme etkisi oluşmaktadır [105]. Bu sürtünme ile yay enerjiyi yayılan enerji sistemi kararlı hale getirmekte ve doğrusal olmayan sistemin alt kritik limit çevrimlerini azaltmaktadır [95], [110]. İniş takımı elemanları arasındaki sürtünme shimmy davranışını azaltabilen bir etki olarak sayılabilmektedir [73]. Buna karşılık olarak, sürtünme etkisinin artması iniş takımındaki manevra kabiliyetinin azalmasına ve manuel yönlendirme esnasında ruddera uygulanan kuvvetin arttırılmasına sebep olmaktadır [9].

Farklı yapı ve özellikte kullanılan amortisörler de shimmy sönümleme için kullanılmaktadır. Bu sönümleyiciler Bölüm 2’de açıklanmıştır.

3.5.4 Shimmy titreşimine sebep olan etkilerin tespiti ve izole edilmesi

McRay Lockheed C-130 Hercules uçağının NLG’sinde görülen shimmy için bazı değerlendirmelerini Lockheed Service News dergisinde toplamıştır [111].



Şekil 3.8 : McRay Lockheed C-130 Hercules uçağı.

Bakım personelinin çok büyük bir kısmı bildiği üzere Hercules uçağı burun iniş takımında, shimmyye sebebiyet verebilecek en fazla öge bulunmakta ve ciddi adam-saat harcamadan bu ögenin shimmy bakımından izole edilmesi gerekmektedir.

Uçak havalanmaya yetecek bir hızda taksi yaparken iki konu değerlendirilmelidir:

1. Uçağın yer ile teması kesildikten sonra shimmy hala devam etti mi?

2. Taksi esnasında (tekerleklerin yerle temasta) shimmy görülürken yönlendirme tekerleğinin ibresi hızlıca ileri ve geri hareket etti mi?

Tekerleklerin yer teması olmadan shimmy görülmesi tekerleklerdeki dengesizliğini göstermektedir. Bu durumda tekerlekteki aşınmış noktalar kontrol edilmeli ve dengesizliğe sebep olabilecek diğer durumlar değerlendirilmelidir. Bununla birlikte, sırt geçirilmiş lastik kullanımı da bahsedilen şekilde shimmy görülmesine neden olabilmektedir. Böyle bir durumda tekerleklerde su olup olmadığı da kontrol edilmelidir. Yüksek irtifada uçuş sonrası buzlanma veya tekerleklerin sıkıştırılmış hava yerine kuru nitrojenle şişirilmesi tekerlekte su görülmesine yol açabilmektedir.

Eğer shimmy uçak havalandıktan sonra duruyorsa yönlendirme tekerleğinin ibresinin hareketi gözlemlenmelidir.

1. İbrede ciddi bir hareket olmaması mekanik elemanlarda aşınmayı işaret etmektedir. Öncelikle tork kolları kontrol edilmelidir. Cıvatalar ve burçlar aşınmaya en çok meyilli elemanlardır. Eğer aşınma ciddi ise kalkışa kadar şiddetli shimmy titreşimi hissedilmektedir. Yönlendirme eyleyicisi çubuğunun ucundaki yataklar aşınma, cıvatalar ise güvenli montaj açısından kontrol edilmelidir. Son olarak, tekerlek yataklarındaki aşınma ve yanlış aks somunu torku shimmy titreşimine sebep olmakta ve bu sorun uçak burnunun krikolanması ile giderilebilmektedir.
2. İbrenin ileri ve geri yönde hareketi yönlendirme kontrol valfi ile alakalı bir sorunun göstergesidir. Bu hareket iyi elemanın kontrolünü gerektirmektedir.
 - **Tekerlekler:** Eşit olmayan lastik basıncı ve farklı veya hatalı diş tasarımı, lastiğin düzensiz biçimde hareket etmesine neden olmaktadır. Bu dengesiz hareket tork kolları üzerinden kontrol valfine iletilmekte ve hız arttıkça dengesiz hareket veya shimmy oluşmaktadır.
 - **Yönlendirme kontrol valfi:** Tahliye valfinde herhangi bir arıza olup olmadığı kontrol edilmelidir. Özellikle yapışma ve akma karşı dikkatli olunmalıdır. Valf yay yüklü akümülatörün ayrılmaz bir parçası olduğundan, bir arıza durumunda tüm yönlendirme kontrol valfinin değiştirilmesi gerekmektedir.

Cessna Pilot Association tarafından yayınlanan teknik notta Cessna uçaklarında sıkça görülen shimmy için nasıl önlemler alınacağı açıklanmıştır [112]. Bu notta shimmy

etkisine sebep olacak sorunların görüldüğü elemanlar ve bu sorunlara getirilen çözüm önerileri aşağıdaki gibi sıralanmıştır.



Şekil 3.9 : Cessna Pilot Association (CPA) logo.

- **Burun iniş takımı tekerlek – lastik montajındaki balanslama:** Tekerlek ve lastik değişimi olduğunda veya havalanma esnasında dönme tübünde titreşim hissedilirse, ana iniş takımı tekerlek – lastik montajının balanslanması gerekmektedir.
- **Burun iniş takımı lastiği:** Dönme esnasında hasar olup olmadığından emin olunmalı ve tüm yeni lastikler kontrol edilmelidir.
- **Tork link:** Yüksek hızlı taksi testlerinde ciddi shimmy görülüyorsa tork linkler yeniden yataklanmalı ve tork link bağlantılarında güçlü cıvatalar kullanılmalıdır.
- **Shimmy sönümleyici:** Herhangi bir sıvı kaçağı ve cıvatalardaki boşluklar shimmye sebep olabilmektedir. CPA'nın tecrübesine göre diğer elemanların kontrolü yapılmadan sadece shimmy sönümleyici kullanılması etkin bir çözüm olarak görülmemelidir.

Bir diğer çalışmada, tasarımda yapılan değişikliklerinin NLG'deki shimmy üzerine etkileri incelenmiştir [24]. Bu amaçla F-15 için taksi testleri ve analizleri gerçekleştirilmiştir. Yapılan ön analitik çalışmalarda, tasarımda yapılan değişikliklerin shimmy hızını olumsuz yönde etkilediği görülmüştür. Bu durum özellikle dikmede tolerans dışı bir boşluk (*freeplay*) olması halinde tehlikeli olabilmektedir. Çalışmada laboratuvar ortamında gerçekleştirilen dinamometre testleri ve taksi testlerine dair bir karşılaştırma sunulmuştur. Test sonuçlarına göre shimmy hızının dikmedeki boşlukların bir fonksiyonu olduğu çıkarımı yapılmıştır. Oluşturulan analitik model taksi testleri ile doğrulanmış ve eşdeğer doğrusal bir shimmy modeli verilmiştir.

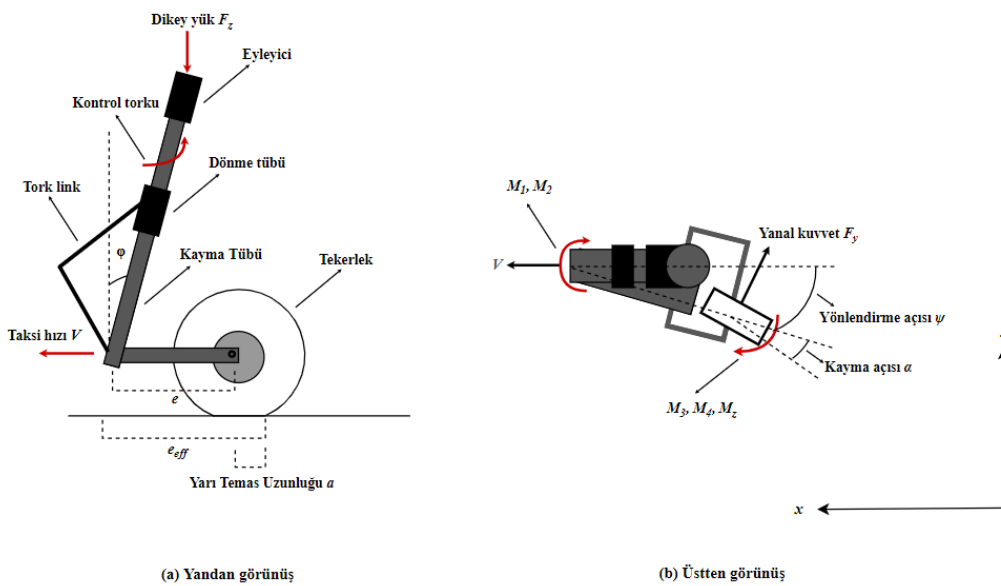


Şekil 3.10 : F-5 uçağı.

Sistematik olarak yaklaşılmaması durumunda, shimmy kaynaklı sorunların giderilmesi karmaşık ve zaman alıcı bir iş olabilmektedir. Bu konuda çeşitli prosedürler oluşturup, bu prosedürlere uygun hareket edilirse ve yönlendirme mekanizmasının çalışma mantığını göz önünde bulundurulursa shimmy problemi hızlı ve etkin şekilde çözülebilmektedir.

3.6 Burun İniş Takımına Ait Shimmy Modeli

Yandan ve yukarıdan görünüşleri Şekil 3.11’de verilen iniş takımı için doğrusal olmayan matematiksel shimmy modeli (1) denklemindeki gibi oluşturulmuştur [70], [113].



Şekil 3.11 : Burun iniş takımının yukarıdan ve yandan görünüşleri.

$$I_z \ddot{\psi} = M_1(\psi) + M_2(\dot{\psi}) + M_3(\alpha) + M_4(\dot{\psi}/V) + M_5 \quad (3.1)$$

3.1’de I_z z-ekseni etrafındaki eylemsizlik momenti, ψ yalpalama açısı, α tekerleğin kayma açısı ve V uçağın ileri yöndeki hızını temsil etmektedir. 3.2’de verilen M_1 dönme tübü tarafından sağlanan doğrusal yay torkundan kaynaklanan yay torku ve 3.3’te verilen M_2 ise amortisörlerdeki rulmanlarda oluşan viskoz sürtünme ile shimmy sönümleyicinin oluşturduğu torktan kaynaklanan sönümleme torkudur.

$$M_1 = k\psi \quad (3.2)$$

$$M_2 = c\dot{\psi} \quad (3.3)$$

3.4 denkleminde verilen M_3 tekerleğin yanal deformasyonundan dolayı oluşan momenti, M_4 tekerlek dış genişliğinden kaynaklanan sönümleme momenti temsil etmektedir. M_3 momenti, öz hizalama momenti M_z ile viraj alma kuvveti F_y ’nin efektif kaster uzunluğu e_{eff} ile çarpımından oluşmaktadır.

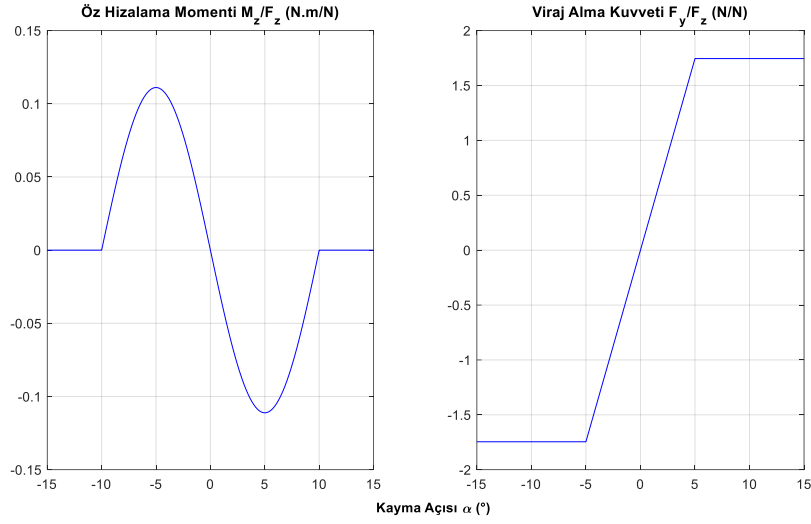
$$M_3 = M_z - e_{eff}F_y \quad (3.4)$$

İniş takımına ait efektif kaster uzunluğu e_{eff} 3.5 denklemindeki gibi hesaplanmaktadır.

$$e_{eff} = e \cos(\phi) + \tan(\phi)(R + e \sin(\phi)) \quad (3.5)$$

3.5 denkleminde ϕ dönme tübünün eğim açısını, R ise burun iniş takımı tekerleğinin yarıçapını temsil etmektedir.

Viraj alma kuvveti F_y ve öz hizalama momenti M_z dikey kuvvet F_z ’ye ve kayma açısı α ’ya bağlıdır. Bu ilişki tekerleğe ait karakteristik olarak adlandırılmaktadır ve Şekil 3.12’de verilmiştir.



Şekil 3.12 : Tekerlek karakteristiği.

Verilen tekerlek karakteristiği fırça tipi tekerlek modeliyle ifade edilebilmektedir [3]. Ancak bu yaklaşımın yerine nispeten daha uygulanabilir olan bir konsept tercih edilmiştir [70]. F_y ile M_z sırasıyla 3.6 ve 3.7 parçalı fonksiyonlarıyla gösterilmiştir.

$$F_y = \begin{cases} c_{F\alpha} \alpha F_z, & \alpha \leq \delta \\ c_{F\alpha} \delta F_z \text{sign}(\alpha), & \alpha \geq \delta \end{cases} \quad (3.6)$$

$$M_z/F_z = \begin{cases} c_{M\alpha} \frac{\alpha_g}{180} \sin\left(\frac{180}{\alpha_g} \alpha\right), & |\alpha| \leq \alpha_g \\ 0, & |\alpha| \geq \alpha_g \end{cases} \quad (3.7)$$

Tekerlek momentinin limit açısı $\delta = 5^\circ$ ve tekerlek kuvvetinin limit açısı $\alpha_g = 10^\circ$ dir.

M_4 sönümlleme momenti, hız ve yalpalama açısının türevine bağlı olarak 3.8 denkleminde verilmiştir.

$$M_4 = \frac{\kappa}{V} \cos(\varphi) \dot{\psi} \quad (3.8)$$

Dış genişliği momenti katsayısı κ , 3.9 denklemindeki gibi hesaplanmaktadır.

$$\kappa = -0.15 a^2 c_{F\alpha} F_z \quad (3.9)$$

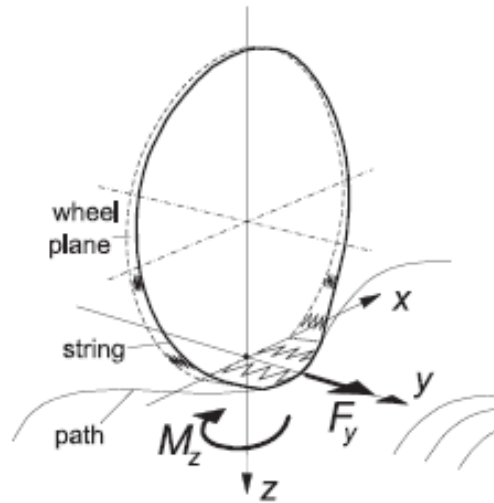
3.1 denklemindeki diğer moment M_5 ise bozucu ve kontrol girişlerinden kaynaklanan bir etki olarak tanımlanmaktadır.

3.6.1 Tekerlek modeli

Shimmy modelleme süreci esnasında ip (*string*) model kullanılmıştır. Bu bölümde ise; ip modeli, bu modelin geliştirilmesi, modelin basamak, sürekli hal ve frekans yanıtları ile model üzerinden türetilen yaklaşımlardan bahsedilmiştir. Model yaklaşımının açıklaması esnasında Pacejka'nın “*Tire and Vehicle Dynamics*” kitabından yararlanılmıştır [3].

Tekerlek modeli bir integral elemanı olarak geliştirilmiştir. Gergin ip (*stretched string*) tekerlek modeli anti simetrik davranışın fiziksel tanımını yapmak için seçilmiştir. Bu modelde tekerlek yer ile sınırlı bir temas uzunluğuna sahiptir. Basit bir yapıya sahip olan gergin ip modeli lastik gövdesi esnekliği ve temas bölgesinin kayma özelliği gibi değişkenleri de içermektedir. Yönlendirme açısının değişimlerine karşı oluşan moment cevabını elde etmek için, temas alanının sınırlı genişliği tanımlanmalıdır. sadece ön ve arka sırt elemanı uyumluluğuna sahip fırça modelinin ipin bağlanarak gerçekleştirildiği temas yamasının sonlu genişliğinin girilmesi gerekmektedir.

Lastik modeli, üniform bir radyal kuvvet dağılımı ile belirli bir ön gerilim altında tutulan bir ipten oluşmaktadır. Bu model Şekil 3.13'te verilmiştir. Eksenel yönde, ip tekerlek merkezi düzlemine göre elastik olarak desteklenmektedir, ancak dairesel yönde hareket etmesi önlenmektedir. İp sonlu bir uzunluk boyunca, yatay ve düzgün olarak tanımlanan yol ile temas etmektedir. İpin kalan serbest kısmının dairesel şeklini koruduğu varsayılmaktadır.



Şekil 3.13 : Gergin ip tekerlek modelinin gösterimi [3].

Teorinin doğrusallığını korumak adına yanal deformasyonların küçük olduğu ve tekerlek temas yüzeyinin yere tamamen yapıştığı varsayılmaktadır. Tekerlek merkezi düzlemi, yanal yönde (yanal yer değiştirme $\bar{y}$) ve yol normal eksenini etrafında (yönlendirme açısı ψ) hareket etmektedir. Bu hareket tekerlek sistemi üzerinde bir giriş oluşturmaktadır. Sistem üzerindeki uyarma frekansı ω 3.10'da, buna bağlı olarak sabit V hızı ile seyahat eden tekerlek için yörünge frekansı ω_s 3.11'de verilmiştir. Tekerleğin t sürede aldığı yol p ise 3.2'deki gibi hesaplanmaktadır.

$$\omega = -2\pi n \quad (3.10)$$

$$\omega_s = \frac{\omega}{V} \quad (3.11)$$

$$p = Vt \quad (3.12)$$

Bunun haricinde kayma açısı α ve yörünge eğriliği ϕ 3.13 ve 3.14 denklemlerinde sırasıyla tanımlanmıştır.

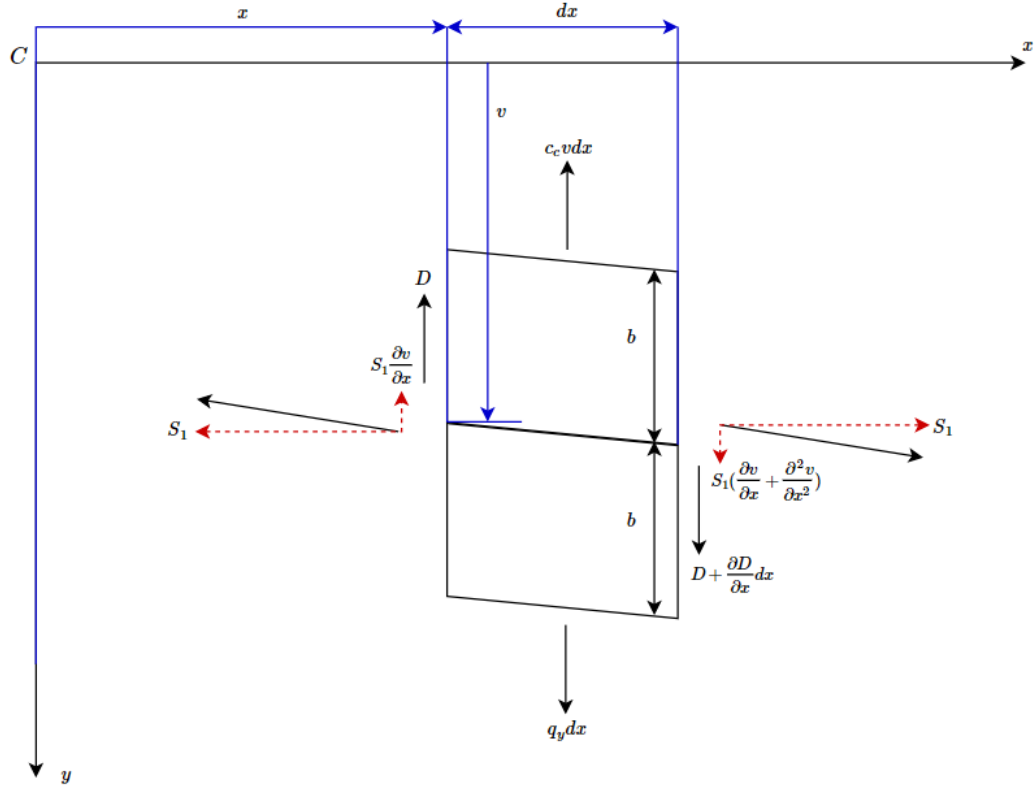
$$\alpha = \psi - \frac{d\bar{y}}{dp} \quad (3.13)$$

$$\omega_s = -\frac{d\psi}{dp} \quad (3.14)$$

Yol tarafından yer uygulanan y eksenindeki F_y ve z eksenindeki M_z tekerlek cevabını oluşturmaktadır.

3.6.1.1 İp tekerlek modelinin geliştirilmesi

İpin yanal defomasyonu v 'nin hesaplanmasına dair ifadeyi elde etmek için Şekil 3.14'te lastik dış bant elemanına ait yanal denge durumu dikkate alınmıştır. Eleman tam dış genişliğine sahiptir ve aralarında lastik bulunan paralel ip elemanlarını içermektedir.



Şekil 3.14 : Deforme olmuş lastik dış bant elemanının yanal denge durumu.

Yanal yönde (y), dx uzunluğunda ve $2b$ genişliğindeki elemanın üzerinde oluşan kuvvetlere ait ifade 3.15 denkleminde verilmiştir.

$$q_y dx - c_c v dx - D + D + \frac{\partial D}{\partial x} dx - S_1 \frac{\partial v}{\partial x} + S_1 \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} dx \right) = 0 \quad (3.15)$$

3.15 denkleminde yer alan parametreler Çizelge 3.4’te verilmiştir.

Çizelge 3.4 : Denklem 3.15’e ait parametreler.

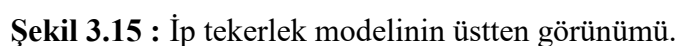
Parametre	Açıklama
q_y	Birim daire uzunluğu için temas kuvveti
dx	Lastik elemanın uzunluğu
c_c	Birim uzunluk başına yanal tekerlek karkas rijitliği
D	Lastik matrisine etki eden lastik dış bantının enine kesiti üzerindeki kesme kuvveti
S_1	İp kümesine etki eden toplam gerilme kuvvetinin çevresel (x yönünde) bileşeni
v	İpin yanal deformasyonu

3.15 denkleminde yer alan kesme kuvveti D kesme açısının lineer fonksiyonu olarak 3.16'daki gibi ifade edilebilmektedir.

Burada S_2 gerilme kuvvetini temsil etmektedir. Toplam etkin gerilme kuvveti $S = S_1 + S_2$ olarak tanımlanırsa 3.15 denklemi 3.17'deki gibi yeniden yazılabilmektedir.

Tekerleğin yerle temasının olması noktalarda temas kuvveti yok olmaktadır. Bu sebeple $q_v = 0$ olmakta ve 3.17 denklemi 3.18'deki şekilde düzenlenebilmektedir.

Gerekli denklemlerin tanımlanmasının ardından ip modeline ait gösterim Şekil 3.15’da verilmiştir.



Şekilde verilen σ gevşeme uzunluğu aşağıda hesaplanmıştır.

$$\sigma = \sqrt{\frac{S}{c_c}} \quad (3.19)$$

Böylece 3.18'deki eşitlik 3.20'deki gibi tekrar yazılabilmektedir.

$$\sigma^2 \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} - v = 0 \quad \text{if } |x| > a \quad (3.20)$$

Lastiğin çevresinin temas uzunluğundan çok daha uzun olduğunu varsayımı altında; arka temas noktasındaki sapma v_2 'nin, ön temas noktasındaki v_1 sapması üzerindeki etkisi ihmal edilmektedir. Bu bölgelerdeki sapsmalar yaklaşık olarak 3.21 ve 3.22 ifadeleri yardımıyla hesaplanabilmektedir.

$$v = C_1 e^{-x/\sigma} \quad \text{if } x > a \quad (3.21)$$

$$v = C_2 e^{x/\sigma} \quad \text{if } x < -a \quad (3.22)$$

3.21 ve 3.22'de verilen eşitlikler, 3.20 denkleminin çözüm kümesini oluşturmaktadır. Yukarıda verilen ifadeler önceki denklemin çözüm kümesini oluşturmaktadır. Bu çözüm elde edilirken büyük $|x|$ değerleri için sapma sıfır gitme eğilimindedir. Temas noktalarında $x = \pm a$ iken sırasıyla $v = v_1$ ve $v = v_2$ 'dir. Buna göre 3.23 ve 3.24'teki eğimler elde edilmektedir.

$$\frac{\partial v}{\partial x} = -\frac{v_1}{\sigma} \quad \text{for } x \downarrow a \quad (3.23)$$

$$\frac{\partial v}{\partial x} = \frac{v_2}{\sigma} \quad \text{for } x \uparrow -a \quad (3.24)$$

Temas bölgesinde kayma olasılığını ihmal edildiği için, serbest bölgeden temas bölgesine geçiş noktalarında sapsmış ipin şeklinde bükülmeler görülebilmektedir. Yuvarlanma hareketi boyunca, ipin ön temas noktası etrafında sürekli değişen bir eğim oluşurken arka temas noktası etrafındaki eğim bükülme rijitliğinin olmamasından dolayı süresizdir. Yani, temas bölgesinin arka noktasında kayma görülebilmektedir. Sonuç olarak ön temas noktasındaki eğim (denklem 3.23) 3.25'teki gibi tekrar yazılabilmektedir.

$$\frac{\partial v}{\partial x} = -\frac{v_1}{\sigma} \quad \text{if } x \uparrow a, x = a, x \downarrow a \quad (3.25)$$

Tekerlek merkezi tarafından alınan yol p (denklem 3.12) olmak üzere, küçük yanal kayma ve dönmeye sahip serbestçe yuvarlanan bir tekerleğe ait temas noktasının (x , y) eksenlerindeki kayma hızları (V_{gx} ve V_{gy}) sırasıyla 3.26 ve 3.27 denklemlerinde verilmiştir.

$$V_{gx} = V \left(y\varphi - \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial p} \right) \quad (3.26)$$

$$V_{gy} = V \left(-\alpha - x\varphi - \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial p} \right) \quad (3.27)$$

Temas bölgesinde, yapışma bölgeleri ve kaymanın meydana geldiği alanlar oluşabilmektedir. Yapışma bölgesinde yol ile temas halinde olan tekerleğe ait parçacıklar hareket etmemektedir ve $V_{gx} = V_{gy} = 0$ olmaktadır. Buna göre yapışma durumu altında 3.26 ve 3.27 ifadeleri, 3.28 ve 3.29'daki gibi yeniden oluşturulmuştur.

$$\frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial p} = y\varphi \quad (3.28)$$

$$\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial p} = -\alpha - x\varphi \quad (3.29)$$

Yukarıdaki kısmi diferansiyel denklemler Laplace dönüşümü yardımıyla çözülebilmektedir. Dönüşüm zamana göre değil alınan mesafe $p = Vt$ 'ye göre yapılmış ve hız V 'nin sabit kaldığı varsayılmıştır. s Laplace değişkeni olmak üzere, Laplace dönüşümü 3.30'da tanımlanmıştır.

$$\mathcal{L}\{f(p)\} = F(s) = \int_0^\infty e^{-sp} f(p) dp \quad (3.30)$$

Başlangıç koşulların $u(x, 0) = v(x, 0) = p = 0$ olmak üzere 3.28 ve 3.29'daki kısmi diferansiyel denklem takımının Laplace dönüşümü sırasıyla 3.31 ve 3.32'da elde edilmiştir.

$$\frac{dU}{dx} - sU = y\Phi \quad (3.31)$$

$$\frac{dV}{dx} - sV = -A - x\Phi \quad (3.32)$$

3.31 ve 3.32'deki birinci mertebeden adi diferansiyel denklemlerin çözümleri 3.33 ve 3.34 ifadelerinde verilmiştir.

$$U = C_u e^{sx} - \frac{1}{s} y\Phi \quad (3.33)$$

$$V = C_v + \frac{1}{s} A + \frac{1}{s} \left(\frac{1}{s} + x \right) \Phi \quad (3.34)$$

3.33 ve 3.34 denklemlerinde C_u ve C_v integrasyon katsayılarıdır.

Sadece boylamsal deformasyona uğrayabilen dış elemanlarına sahip ip tekerlek modeli için ön temas noktası için 3.35 ve 3.36'da verilen sınır koşullar yazılabilmektedir.

$$u = 0 \text{ veya } U = 0 \quad (3.35)$$

$$\frac{\partial v}{\partial x} = -\frac{v_1}{\sigma} \text{ veya } \frac{dV}{dx} = -\frac{V_1}{\sigma} \quad (3.36)$$

Buna göre 3.33 çözümündeki C_u katsayısı 3.37'deki gibi hesaplanabilmektedir.

$$C_u = \frac{1}{s} y\Phi e^{-sa} \quad (3.37)$$

C_v katsayısını hesaplamak için ise 3.34 çözümünün x 'e göre diferansiyeli 3.38 denkleminde alınmıştır.

$$\frac{dV}{dx} = C_v s e^{sx} + \frac{1}{p} \Phi \quad (3.38)$$

C_v 3.39'deki gibi hesaplanmıştır.

$$C_v = -\frac{1}{s} \left(\frac{1}{\sigma} V_1 + \frac{1}{s} \Phi \right) e^{-sa} \quad (3.39)$$

3.34 ifadesi ile 3.19 birlikte çözüldüğünde, ön temas noktasının sapması/deformasyonu v_1 'e ait Laplace dönüşümü 3.40'taki gibi elde edilmiştir.

$$V_1 = \frac{\sigma}{1 + \sigma s} (A + a\Phi) \quad (3.40)$$

Bununla birlikte temas bölgesinin sapma ifadesinin genel formu 3.41 denkleminde oluşturulmuştur.

$$V = \frac{1}{s} \left[A + \frac{\left(\sigma + a + \frac{1}{s} \right) \Phi}{1 + \sigma s} e^{s(x-a)} + A + \left(x + \frac{1}{s} \right) \Phi \right] \quad (3.41)$$

Yukarıdaki ifadede geçen $e^{s(x-a)}$ ifadesi gecikmeli bir davranışa işaret etmektedir. Kaymayan temas noktaları temas bölgesinde kaldıkları sürece pozisyon $((\bar{x}, O, \bar{y}))$ düzlemine göre) bilgilerini saklamaktadır. Bu sebeple tekerleğin hareketi esnasında bir hafıza etkisi oluşmaktadır. Bu etki yuvarlanan elastik tekerleklerin hafıza etkisi olarak adlandırılmaktadır. Tekerlek hafızası etkisinin shimmy modeline entegrasyonu 3.6.1.2 Bölümü'nde açıklanmıştır.

3.40'ta oluşturulan transfer fonksiyon denklem birinci dereceden diferansiyel denklem formuna dönüştürülerek ön temas noktasının sapması 3.42'deki gibi elde edilmiştir.

$$\frac{dv_1}{ds} + \frac{1}{\sigma} v_1 = \alpha + a\varphi \quad \left(= \psi - \frac{d\bar{y}}{ds} - a \frac{d\psi}{ds} \right) \quad (3.42)$$

Tekerlek kuvvet ve momentlerinin hesaplanması

İp üzerindeki yanal sapmalardan dolayı oluşan viraj alma kuvveti F_y ve öz hizalama momenti M_z momentinin hesaplanması için iki yöntem kullanılmaktadır. İlk yöntem Von Schlippe ve Dietrich [2] ve Segel [31] tarafından kullanılmaktadır. Bu yöntemde ipin yandan dairesel olan şekli göz önüne alınmaktadır. İpin üzerinde etkili yanal kuvvetlerin $-\infty$ ile $+\infty$ arasındaki uzayan ip boyunca integrali alınmaktadır. Dikey eksen etrafında oluşan öz hizalama momentin hesaplanması oldukça kritiktir. Bu momentin hesabında doğru sonuca ulaşabilmek için yalnızca ip üzerinde etkili olan yanal kuvvetler değil aynı zamanda ip gerginliği nedeniyle ortaya çıkan radyal kuvvetler (hava basıncı) de dikkate alınmaktadır. Bu radyal kuvvetler ip gerilmesinden kaynaklanmakta ve ipin yanal deformasyonundan dolayı merkez düzlemin dışındaki çizgiler boyunca hareket etmektedir. İpin yatay düzlemde alındığı (daireseel şekli dikkate almadan) nispeten daha olan konfigürasyon aynı sonucu vermektedir. Bu, ikinci yöntem dikkate alınarak kanıtlanmıştır [31].

Şekil 3.16 : Temas bölgesini etkileyen kuvvetler

Temple yöntemine göre yanal kuvvet veya viraj alma kuvveti aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır.

$$F_y = c_c \int_{-a}^a v dx + S \frac{v_1 + v_2}{\sigma}$$

Şekil 3.16 : Temas bölgesini etkileyen kuvvetler.

Temple yöntemine göre yanal kuvvet veya viraj alma kuvveti aşağıdaki gibi 3.43'deki gibi hesaplanmaktadır.

$$F_y = c_c \int_{-a}^a v dx + S \frac{v_1 + v_2}{\sigma} \quad (3.43)$$

Yanal sapmalardan kaynaklanan moment ise aşağıdaki 3.44'teki gibi hesaplanabilmektedir.

$$M_z = c_c \int_{-a}^a v x dx + S \frac{(a + \sigma)(v_1 - v_2)}{\sigma} \quad (3.44)$$

3.44 denkleminde v_1 ve v_2 ; $x = \pm a$ noktalarındaki sapmayı temsil ederken, S ise 3.19 denkleminde tanımlanmıştır.

M_z^* momenti olarak tanımlanan moment ise boylamsal deformasyondan kaynaklanmaktadır. Bu moment lastik elemanlarınca oluşturulmakta ve temas alanı üzerindeki boylamsal sapma u 'dan türetilmektedir. c'_{px} elemanların birim alanı başına düşen boylamsal rijitlik katsayısı olmak üzere, M_z^* 3.45 denkleminde hesaplanmıştır.

$$M_z^* = -c'_{px} \int_{-a}^a \int_{-b}^b u y dx dy \quad (3.45)$$

Buna göre, toplam tekerlek momenti M_{zT} moment 3.46 denkleminde elde edilmiştir.

$$M_{zt} = M_z + M_z^* \quad (3.46)$$

F_y , M_z ve M_z^* ifadelerine ait Laplace dönüşümleri; 3.41, 3.33 ve 3.37 denklemleri ile bu ifadelerin zaman bölgesindeki versiyonları ifadelerin 3.44, 3.45 ve 3.46 denklemleri yardımıyla oluşturulabilmektedir. Laplace dönüşümlerine ait genel ifade F_y 'nin dönüşümü üzerinden 3.47 denkleminde verilmiştir.

$$\begin{aligned} \mathcal{L}\{F_y/M_z/M_z^*\} &= H_{F_y/M_z/M_z^*,\alpha}A + H_{F_y/M_z/M_z^*,\varphi}\phi \\ &= H_{F_y/M_z/M_z^*,\gamma}Y + H_{F_y/M_z/M_z^*,\psi}\Psi \end{aligned} \quad (3.46)$$

$H_{F_y,(\alpha,\varphi,\psi)}$, $H_{M,(\alpha,\varphi,\psi)}$ ve $H_{M^*,(\alpha,\varphi,\psi)}$ transfer fonksiyonları vektörel formda aşağıdaki sırasıyla 3.47, 3.48, ve 3.49'da verilmiştir. $\alpha = -\frac{d\bar{y}}{dp}$ alınarak $\bar{y}$ ifadesi elimine edilmiştir.

$$\begin{aligned} H_{F,(\alpha,\varphi,\psi)}(s) &= c_c \frac{1}{s} \left[2(\sigma + a) \left(1, \frac{1}{s}, 0 \right) \right. \\ &\quad \left. - \frac{1}{s} \left(1 + \frac{\sigma s - 1}{\sigma s + 1} e^{-2sa} \right) \left(1, \sigma + a + \frac{1}{s}, -(\sigma + a)s \right) \right] \end{aligned} \quad (3.47)$$

$$\begin{aligned} H_{M,(\alpha,\varphi,\psi)}(s) &= c_c \frac{1}{s} \left[2a \left\{ \sigma(\sigma + a) + \frac{1}{3} a^2 \right\} (0, 1, -s) \right. \\ &\quad \left. - \frac{a(1 + e^{-2sa}) + s \left\{ \sigma(\sigma + a) - \frac{1}{p^2} \right\} (1 - e^{-2sa})}{(\sigma s + 1)s} \right. \\ &\quad \left. \left(1, \sigma + a + \frac{1}{s}, -(\sigma + a)s \right) \right] \end{aligned} \quad (3.48)$$

$$H_{M^*,(\alpha,\varphi,\psi)}(s) = \frac{\kappa^*}{\sigma s} \left\{ 1 - \frac{1}{2as} (1 - e^{-2sa}) \right\} (0, 1, -s) \quad (3.49)$$

3.49'daki κ^* parametresi 3.50'de verilmiştir.

$$\kappa = \frac{4}{3} a^2 b^3 c'_{px} \quad (3.50)$$

$\bar{y}$ ve ψ 'ye ait transfer fonksiyonlar 3.51 ve 3.52'de verilen ilişkiler ile 3.46'da verilen genel dönüşüm formülü yardımıyla elde edilebilmektedir.

$$\Phi = -s\Psi \quad (3.51)$$

$$A = \Psi - sY \quad (3.52)$$

Buna bağlı olarak bu dönüşümlere ait genel formlar 3.53 ve 3.54 denklemlerinde gösterilmiştir.

$$H_y = -sH_\alpha \quad (3.53)$$

$$H_\psi = H_\alpha - sH_\varphi \quad (3.54)$$

Tekerlek düzleminin yalpalama açısındaki titreşimlerin tekerlek merkezinin $\sigma + a$ kadar önünde yer alan hayali bir yönlendirme eksenini etrafında görüldüğü düşünülmektedir. Bu belirli nokta etrafında yalpalama meydana geldiğinde temas çizgisi düz olarak kalmakta ve yönlendirme ekseninin hareket ettiği çizgi üzerinde konumlanmaktadır. Modelin böyle bir sapma hareketine yanıtı sürekli hal yanıtı olarak değerlendirilmektedir. Bu durumda, F_y kuvveti ve M_z momentine ait transfer fonksiyonlar sırasıyla tekerlek geri yükleme katsayısı $c_{F\alpha}$ ve tekerlek öz hizalama katsayısı $-c_{M\alpha}$ haline gelmektedir.

Yönlendirme eksenini etrafındaki açısal hareket; yönlendirme açısı, yanal yerdeğiştirme ve $\frac{d\bar{y}}{dp}$ cevabından oluşmaktadır. $\bar{y}$ ve $\frac{d\bar{y}}{dp}$ sırasıyla 3.55 ve 3.56 denklemlerinde verilmiştir.

$$\bar{y} = -(\sigma + a)\psi \quad (3.55)$$

$$\frac{d\bar{y}}{dp} = -\alpha \quad (3.56)$$

Buna göre, F_y ile $\psi(\sigma + a)$ arasındaki transfer fonksiyona ait katsayılar 3.57'te verilmiştir.

$$H_{F,\psi_{\sigma+a}} = c_{F\alpha} = H_{F,\psi} + (\sigma + a)sH_{F,\psi} \quad (3.57)$$

φ 'ye ait genel dönüşüm ifadesi ise 3.54 yardımıyla, 3.58'deki şekilde elde edilmiştir.

$$H_{\varphi} = \frac{1}{s}(H_{\alpha} - H_{\psi_{ss}}) + (\sigma + a)H_{\alpha} \quad (3.58)$$

3.38'de verilen $H_{\psi_{ss}}$ sürekli hal cevap fonksiyonu olarak adlandırılmaktadır. Buna bağlı olarak sürekli hal cevap fonksiyonu için F_y ve M_z cevapları 3.59 ve 3.60'da verilmiştir.

$$H_{F,\psi_{\sigma+a}} = H_{F,\psi_{ss}} = c_{F\alpha} \quad (3.59)$$

$$H_{M,\psi_{\sigma+a}} = H_{M,\psi_{ss}} = -c_{M\alpha} \quad (3.60)$$

Kalan değişkenler için genel dönüşüm ifadeleri 3.61, 3.62 ve 3.63 denklemlerinde verilmiştir. Bu ifadeler sırasıyla 3.57, 3.56 ve 3.55 denklemleri yardımıyla elde edilmiştir.

$$H_{\alpha} = -\frac{1}{(\sigma + a)s}(H_{\psi} - H_{\psi_{ss}}) \quad (3.61)$$

$$H_{\varphi} = \frac{1}{s}(H_{\alpha} - H_{\psi}) \quad (3.62)$$

$$H_y = -sH_{\alpha} \quad (3.63)$$

Verilen dönüşüm formülleri sadece matematiksel model ortamı için geçerlidir. Gerçek lastik özellikle M_z^* etkisi ile daha farklı davranmaktadır. Tekerlek temas bölgesi dikey eksen etrafında dönebilmekte ve temas bölgesi etrafında kayma açısı görülebilmektedir.

İp modeline ait basamak ve sürekli hal yanıtı

Tekerlek hareket sistemi için ilk koşullar 3.64 ve 3.65 ifadelerinde verilmiştir.

$$p = 0 \rightarrow v(x) = 0 \quad (3.64)$$

$$p > 0 \rightarrow \alpha = \alpha_0 \quad (3.65)$$

Küçük kayma açıları için 3.41’de verilen temas noktasında ipin yanal deformasyon ifadesinin ters Laplace dönüşümü alındığında 3.66’da yer alan denklem elde edilmektedir.

$$\frac{v}{\alpha_0} = a - x + \sigma \{1 - e^{-(p-a+x)/\sigma}\} \quad (3.66)$$

Tekerleğin yerle temas etmiş ve hala temas bölgesinde yer alan noktaları için 3.67’deki ifade 3.67’deki gibi sadeleştirilebilmektedir.

$$\frac{v}{\alpha_0} = p \quad (x \leq a - p) \quad (3.67)$$

3.66’da verilen denklemi, $a - x$ mesafesi boyunca yuvarlanan tekerlek düzleminin yanal yerdeğiştirmesini temsil eden $(a - x)\alpha_0$ ifadesi ile eksponansiyel bir ifadeden oluşmaktadır. Tekerlek $a - x$ mesafe yol almadan önce yani $p - a + x$ yuvarlandığında, x ekseninde bulunan ön temas noktası p kadar yol almıştır. Bu esnada, ön temas noktasındaki sapma $v_{1(p-a+x)}$ ’dir. Yeni sapma $v = v_{(s)}$, eski sapma değeri olan $v_{1(p-a+x)}$ ile sonraki ana ait yanal tekerlek yerdeğiştirmesi $(a - x)\alpha_0$ toplamına eşittir. 3.66 denkleminde de görülebileceği üzere, eksponansiyel kısım $s - a + x$ kadar mesafe alınması durumunda sapma v_1 ’i temsil etmektedir. 3.43’te verilen denklem ile birlikte, yanal kuvvete dair ifade iki aralık için (eski noktaları içeren ve içermeyen) 3.68 ve 3.69’deki gibi hesaplanabilmektedir.

$$F_y = \Gamma_{F,\alpha} \alpha_0 = c_c \left\{ 2(\sigma + a)s - \frac{1}{2}s^2 \right\} \alpha_0 \quad p \leq 2a \quad (3.68)$$

$$F_y = \Gamma_{F,\alpha} \alpha_0 = 2c_c \{ (\sigma + a)^2 - \sigma^2 e^{-(p-2a)/\sigma} \} \alpha_0 \quad p \geq 2a \quad (3.69)$$

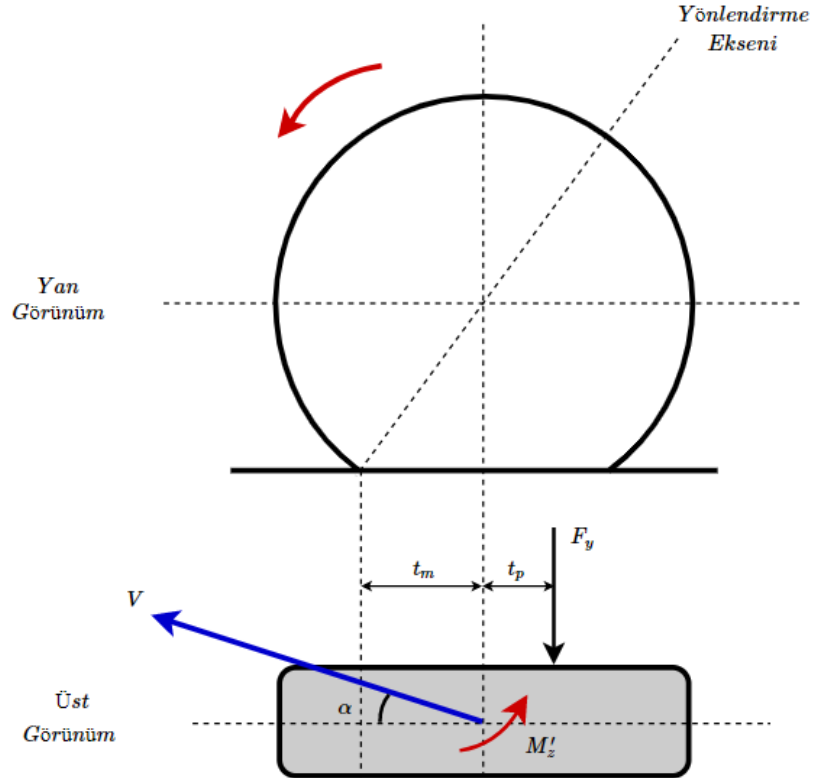
Bununla birlikte M_z momenti ise 3.44 yardımıyla elde edilmiş ve 3.70 ve 3.71’de gösterilmiştir.

$$M_z = \Gamma_{M,\alpha} \alpha_0 = c_c \left\{ \frac{1}{6}s^3 - \frac{1}{2}(\sigma + a)s^2 \right\} \alpha_0 \quad p \leq 2a \quad (3.70)$$

$$c_{F\alpha} = 2c_c(\sigma + a)^2 \quad (3.74)$$

$$c_{M\alpha} = 2c_c a \left\{ \sigma(\sigma + a) + \frac{1}{3}a^2 \right\} \quad (3.75)$$

Rijitlik katsayıları dışına pnömatik iz (t_p) fenomeninin de tanımlaması gerekmektedir. Lastiğin pnömatik izi veya izi, sert bir yüzeyde yuvarlanan ve bir yandan da yanal yüklere maruz kalan lastiklerde görülen bir etkidir. Sapmanın görülmesi ile oluşan yanal kuvvet ile temas bölgesi merkezi arasındaki mesafe olarak tanımlanabilmektedir. Pnömatik iz, temas bölgesinin uzunluğu boyunca yanal kuvvetin kademeli olarak birikmesinden kaynaklanmaktadır. Bu sebeple, yanal kuvvetler temas bölgesinin arkasına doğru azalmaktadır. Bu etki öz hizalama momenti M'_z 'in oluşmasına sebep olmaktadır. Kaymanın yönü dönüş yönünün dışına doğru olduğundan lastik üzerindeki yanal kuvvet dönüşün merkezine doğrudur. Bu nedenle, öz hizalama momenti tekerleği yanal kaymanın yönünde döndürme eğilimindedir. Bir diğer önemli kavram da mekanik izdir (t_m) ve tekerlek merkezi ile ön temas noktası arasındaki mesafedir. Pnömatik ve mekanik iz Şekil 3.18'de gösterilmiştir.



Şekil 3.18 : Pnömatik ve mekanik iz.

İp modeli için pnömatik iz 3.76'daki gibidir.

$$t_p = \frac{c_{M\alpha}}{c_{F\alpha}} = \frac{a \left\{ \sigma(\sigma + a) + \frac{1}{3} a^2 \right\}}{(\sigma + a)^2} \quad (3.76)$$

Bunun yanı sıra diğer giriş değişkenlerine $(\varphi, \psi, \bar{y})$ ait birim basamak yanıt fonksiyonları da 3.47, 3.48, 3.53 ve 3.54 ifadelerinin ters laplace dönüşümleri yardımıyla elde edilebilmektedir. φ , y ve ψ girişlerine ait birim basamak cevap fonksiyonları sırasıyla 3.77, 3.78 ve 3.79'da verilmiştir.

$$\Gamma_\varphi = \int (\Gamma_\alpha - H_{\psi ss}) dp + (\sigma + a) \Gamma_\alpha \quad (3.77)$$

$$\Gamma_y = -\frac{d}{dp} \Gamma_\alpha \quad (3.78)$$

$$\Gamma_\psi = \Gamma_\alpha - \frac{d}{dp} \Gamma_\varphi \quad (3.79)$$

3.77, 3.78 ve 3.79 birim basamak cevap fonksiyonları yardımıyla duran tekerleğin yanal rijitlik katsayısı c_{Fy} (3.80), duran tekerleğin burulma katsayısı $c_{M\psi}$ (3.81) ve yörünge eğriliği rijitlik katsayısı $c_{F\varphi}$ (3.82) aşağıdaki gibi oluşturulmuştur.

$$c_{Fy} = 2c_c(\sigma + a) \quad (3.80)$$

$$c_{M\psi} = 2c_c a \left\{ \sigma(\sigma + a) + \frac{1}{3} a^2 \right\} \quad (3.81)$$

$$c_{F\varphi} = 2c_c a \left\{ \sigma(\sigma + a) + \frac{1}{3} a^2 \right\} \quad (3.82)$$

Moment M_z^* 'a ait cevap fonksiyonu, boylamsal deformasyon u 'nun Laplace dönüşümünü (3.33 ve 3.37 denklemlerini kullanarak) hesaplayarak elde edilebilmektedir. Ters Laplace dönüşümü yoluyla veya eleman temas aralığında hareket ederken görülen sapmanın incelenmesi ile 3.83 ve 3.84'te yer alan denklemler ile ifade edilebilmektedir.

$$\frac{u}{\varphi_0} = -(a-x)y \quad x > a-p \quad (3.83)$$

$$\frac{u}{\varphi_0} = -yp \quad x > a-p \quad (3.84)$$

3.45'te verilen denklem yardımıyla, φ girişi için M_z^* basamak cevabı 3.85 ve 3.86'daki parçalı fonksiyonlarda verilmiştir.

$$M_z^* = \Gamma_{M^*,\varphi} \varphi_0 = \frac{4}{3} c'_{px} \left(ap - \frac{1}{4} s^2 \right) b^3 \varphi_0 \quad p \leq 2a \quad (3.85)$$

$$M_z^* = \Gamma_{M^*,\varphi} \varphi_0 = \frac{4}{3} c'_{px} a^2 b^3 \varphi_0 \quad p > 2a \quad (3.86)$$

Yörünge eğriliği rijitlik katsayısı $C_{M\varphi}$ (3.87) ve lastik bant genişliğinden kaynaklanan tekerlek burulma rijitlik katsayısı $C_{M^*\psi}$ (3.88) aşağıda verilmiştir.

$$C_{M\varphi} = \kappa = \frac{4}{3} c'_{px} a^2 b^3 \quad (3.85)$$

$$C_{M^*\psi} = \frac{1}{a} = \frac{4}{3} c'_{px} ab^3 \quad p > 2a \quad (3.86)$$

İp Modeline ait frekans yanıtı

Kuvvet ve moment için frekans cevabı fonksiyonları tekerleğin sinüsoidal hareketine verilen cevaplardan oluşmaktadır. Bu bölüm özellikle M_z^* momentinin davranışının açıklanması açısından önem taşımaktadır.

Frekans cevabı fonksiyonları fonksiyonlar 3.47, 3.48 ve 3.49'da verilen transfer fonksiyonlarda s Laplace değişkeninin yerine $i\omega_s$ yazılması ile elde edilmektedir. ω_s yörünge frekansdır ve $2\pi/\lambda$ 'ya (λ tekerleğin sinüsoidal hareketinin dalga boyu) eşittir.

Frekans cevabı fonksiyonları, mutlak değerleri $|H|$ ve faz açıları ϕ ile 3.87'deki gibi ifade edilmektedir. Verilen fonksiyon $H_{F,\psi}(i\omega_s)$ için üzerinden örneklendirilmiştir.

$$H_{F,\psi} = |H_{F,\psi}| e^{i\phi_{F\psi}} = \frac{|F_y|}{|\psi|} e^{i\phi_{F\psi}} \quad (3.87)$$

Pacejka'nın belirttiği üzere [3] farklı girişler için kesim frekanslar 3.88 – 3.91 denklemlerinde verilmiştir.

$$\omega_{s,F\alpha,co} = \frac{1}{\sigma + a} \quad (3.88)$$

$$\omega_{s,F\psi,co} = \frac{1}{\sigma + a} \quad (3.89)$$

$$\omega_{s,M\alpha,co} = \frac{1}{\sqrt{t_p(\sigma + a)}} \quad (3.90)$$

$$\omega_{s,M^*\varphi,co} = \frac{1}{a} \quad (3.91)$$

frekanslarda, yanal kuvvetin için gevşeme uzunluğu 3.92 ve 3.93 denklemlerindeki gibidir.

$$\sigma_{F\alpha} = \sigma + a - t_p \quad (3.92)$$

$$\sigma_{M'\psi} = \sigma_{M\alpha} = \sigma_{F\varphi} = \sigma_{F\psi} = \sigma + a \quad (3.93)$$

Lastik bant genişliğinden kaynaklanan moment M_z^* 'in yönlendirme açısı ψ için frekans cevabına ait analizler Pacejka tarafından sunulmuştur. Bu analizlerde yörünge frekansı ile genlik artışının görüldüğü ve 90° faz gecikmesi olduğu tespit edilmiştir. Düşük frekanslı çalışma bölgelerinde, bu moment fonksiyonu ileri yön hızı V ile ters orantılı sönümleme oranına sahip bir viskoz dönel sönümleyici gibi davranmaktadır. 3.85'te verilen katsayı ile 3.94'teki sonuç elde edilebilmektedir.

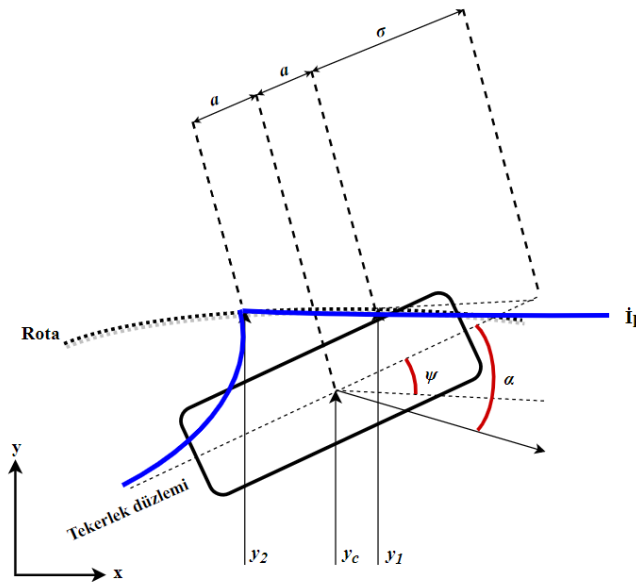
$$M_z^* = -\frac{1}{V}\kappa\dot{\psi} \quad (\omega_s \rightarrow 0) \quad (3.94)$$

Buna göre, 3.91, 3.95 ve 3.96’da sunulan sonuçlar çıkarılabilmektedir.

$$M_{zt} = M'_z + M_z^* \quad (3.95)$$

$$c_{M\psi} = \frac{1}{a} c_{M\varphi} + c_{M\alpha} \quad (3.96)$$

Von Schlippe'nin yaklaşımına göre tekerleğin yatay sapması gergin bir ip gibi modellenebilmektedir [2]. Bu yaklaşıma ait şematik Şekil 3.13'te verilmiştir.



Şekil 3.19 : Von Schlippe yaklaşımı ve tekerlek deformasyonun gösterimi.

Bu konseptte göre lastik; elastik olarak yanal doğrultuda desteklenen, sabit ve önceden yüklenmiş bir kuvvet altındaki kütsüz bir iptir. Lastiğin ve yolun toplam temas uzunluğunun $2a$ olduğu ve kayma olmadığı varsayılmaktadır. Ayrıca, lastiğin kayma açısının dar bir bölgede kaldığı düşünülmektedir.

Von Schlippe modelinde, ön ve arka temas noktalarını birbirine bağlayan düz bir çizgi temas hattına yaklaşmaktadır. Von Schlippe lastik modeli için lastiğe göre ön temas noktasının yanal deformasyonu y_1 , 3.97 denkleminde verilmiştir.

$$\dot{y}_1 + \frac{V}{\sigma} y_1 = V \cos(\varphi) \dot{\psi} + (e_{eff} - a) \cos(\varphi) \dot{\psi} \quad (3.97)$$

3.10 denkleminde σ gevşeme uzunluğunu, a ise tekerlek temas uzunluğunun yarısını belirtmektedir. Böylece, tekerleğin kayma açısı 3.98 denklemi yardımıyla hesaplanabilmektedir.

$$\alpha \approx \arctan \alpha = \frac{y_1}{\sigma} \quad (3.98)$$

3.6.1.2 Tekerlek hafızası etkisi

Lastik gecikme etkisi ve kayma olmadığı varsayımı altında tekerlek arka temas noktası $2a$ ileri bir mesafe hareket ettiğinde, bu noktanın yanal konumu y_2 önce temas noktası ile aynı olacaktır. Böylece, y_2 3.99'daki gibi ifade edilebilmektedir [5].

$$y_2(t) = y_1 \left(t - \frac{2a}{V} \right) \quad (3.99)$$

Lastik ve yol arasında bir etkileşim olduğunda, tekerlek kontakt noktalarına bağlı yanal kuvvetler ön kontakt noktasının eski konumları tarafından belirlenmektedir. Bu fenomen, literatürde yuvarlanan elastik tekerleklerin hafıza etkisi olarak adlandırılmaktadır [81].

Kayma açısı Von Schlippe tekerlek modelinin (stretched string) [2] kabulleri altında tekerlek arka temas noktası $2a$ ileri bir mesafe hareket ettiğinde, bu noktanın yanal konumu y_2 'ye bağlı olarak 3.100 denkleminde tekrar tanımlanmıştır.

$$\alpha \approx \arctan \alpha = \frac{y_2}{(2a + \sigma)} \quad (3.100)$$

3.6.2 Shimmy test senaryoları

Farklı pist durumları, tekerlek aşınması ve geniş aralıktaki hız profilleri için bir çok test senaryosunun kurgulanıp modelin performansı ölçülmelidir [69], [97], [115]. Bu test senaryolarının kurgulanması esnasında taksi esnasında yaşanabilecek gerçek durumların yansıtılması amaçlanmalıdır.

Bu amaçla bahsedilen test senaryoları ve matematiksel karşılıkları Çizelge 3.6’da verilmiştir. Sunulan test senaryoları gecikmeli doğrusal olmayan modele uygulanmıştır. Modellenen bozucu etkiler 3.6. bölümde anlatılan hareket denklemlerindeki M_5 bozucu ve/veya kontrol girişi moment etkisidir.

Çizelge 3.5 : Test senaryoları.

Test Parametleri	Test Senaryoları				
	Senaryo #1	Senaryo #2	Senaryo #3	Senaryo #4	Senaryo #5
Test Amacı	Tekerlek aşınması	Pürüzlü pist	Pürüzlü pistte hızın artırılması	Tekerleğe yanal bir çarpma olması ile hızın azaltılması	Çukurlu yolda hızın artırılması
İleri Hız	50 m/s	50 m/s	10 → 50 m/s	50 → 10 m/s	10 → 50 m/s
Bozucu	0.1 s boyunca uygulanan 1000 Nm’lik puls	Beyaz gürültü $D(0, 100)$	Beyaz gürültü $D(0, 100)$	Yönlendirme açısındaki başlangıç bozucusu	Farklı özellikteki pulslar oluşan tork

Model çeşitli senaryolar ile test edilirken kullanılan parametreler ise Çizelge 3.7’de verilmiştir. Testler boyunca dönel sönümleme katsayısı -35 N.m.rad^{-1} olarak tutulmuştur.

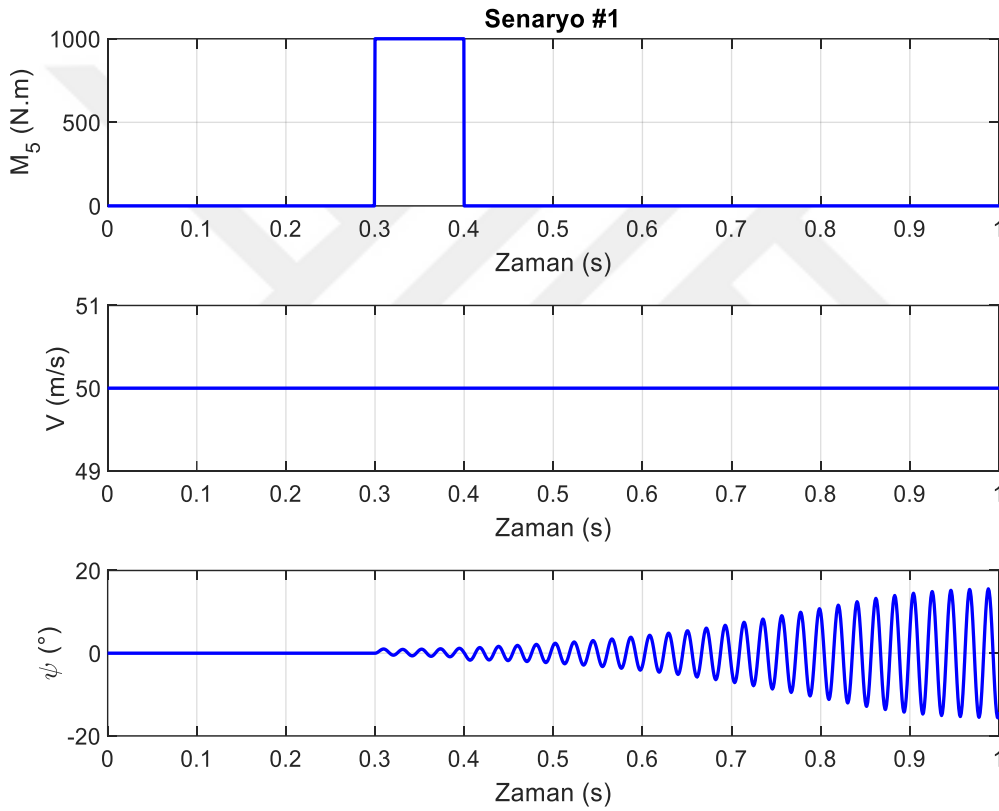
Çizelge 3.6 : Kullanılan sistem parametreleri.

Parametreler ve değerleri			
	Tanım	Değer	Birim
	Yapısal parametreler		
e	Kaster uzunluğu	0.1	m
c	Dikmenin dönel yay katsayısı	-100000	N m rad^{-1}
k	Dikmenin dönel sönümleme katsayısı	-50 – 0	N m s rad^{-1}
I_z	Dikmenin atalet momenti	1	kg m^2
φ	Eğim açısı	10	deg
	Tekerlek parametreleri		
R	Tekerlek yarıçapı	0.362	m
a	Yarı kontakt uzunluğu	0.1	m
κ	Tekerlek dış genişliği moment katsayısı	-270	$\text{N m}^2 \text{ rad}^{-1}$
$c_{M\alpha}$	Tekerlek öz hizalama katsayısı	-2	m rad^{-1}
$c_{F\alpha}$	Tekerlek geri yükleme katsayısı	20	rad^{-1}
σ	Gevşeme uzunluğu	0.3	m
δ	Geri yükleme kuvvet açısı sınırı	5	deg
α_g	Öz hizalama momenti açısı sınırı	10	deg
	Süreç parametreleri		
F_z	NLG’deki dikey yük	9000	N
V	İleri yöndeki hız	0 – 80	m/s

3.6.2.1 Tekerlek aşınması

Bu senaryoda uçak sabit bir hızla taksi yaparken, bozucu olarak 0.1 s boyunca 1000 Nm'lik puls uygulanmıştır. Bozucu olarak verilen puls tekerlek aşınmasını modellemek amacıyla kullanılmıştır. Test burun iniş takımında görülen tekerlek aşınmasını simüle etmek için kurgulanmıştır. Tekerlek aşınması olması durumunda burun iniş takımına ait shimmy cevabı Şekil 3.14'te gösterilmiştir.

Bu koşulda kararsız bir shimmy davranışı görülmektedir. Yönlendirme açısı aşınma etkisinin görülmesiyle genliğini giderek arttırmıştır. Bu durum, NLG sisteminde hasara yol açabilmekte ve yönlendirme kabiliyetini azaltmaktadır.



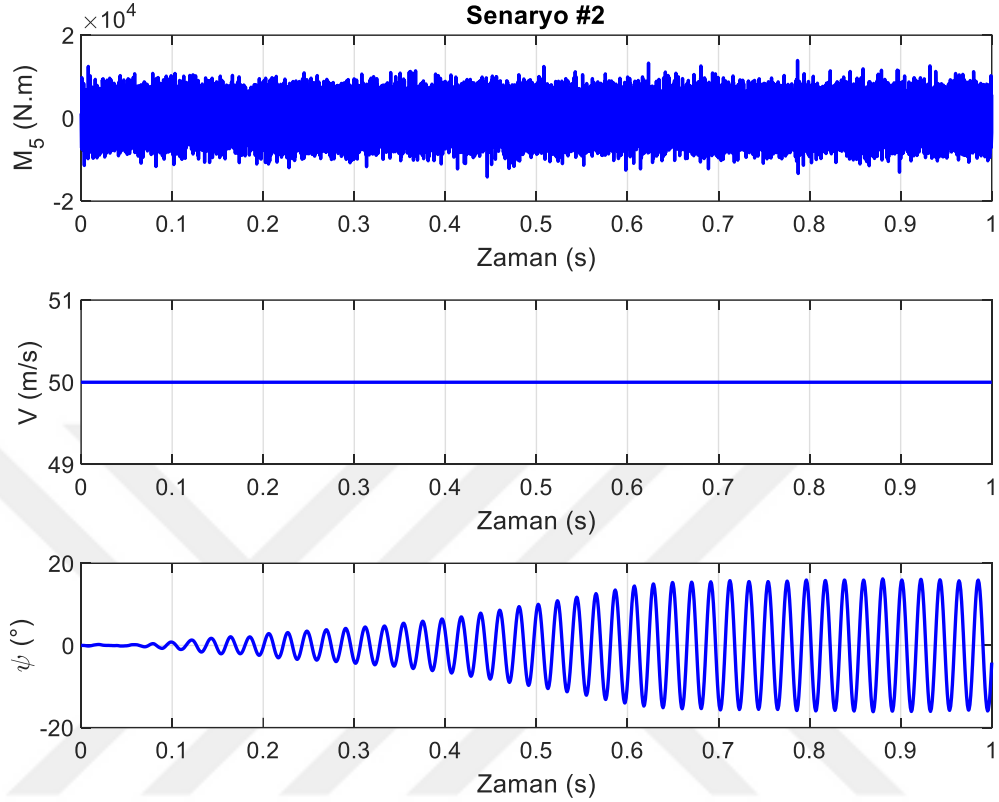
Şekil 3.20 : Tekerlek aşınması (Senaryo #1) durumunda shimmy davranışı.

3.6.2.2 Pürüzlü pistte sabit hızlı taksi

Bu senaryoda ise ileri hız sabit tutulmuş ve yoldaki pürüz sıfır ortalamalı, 100 Nm standart sapmaya sahip beyaz gürültü olarak modellenmiştir. Bu test ile pürüzlü pistte sabit hızla taksi yapan uçağın hareketi simüle edilmiştir ve Şekil 3.15'te shimmy davranışı gösterilmiştir.

Yolda pürüz olması durumunda, yönlendirme açısı $\pm 20^\circ$ civarlarında seyretmekte ve sönümlenememektedir. Bu açı değeri kabul edilebilir bandın dışında kalmaktadır.

Shimmy titreşiminin baskın etkisini gidermek adına taksi hızının düşürülmesi önerilebilmektedir. Bu tipte pistlerde inme ihtimali olan uçaklar için yüksek sönümleme torku üretebilen shimmy damperlerin entegre edilmesi gerekmektedir.



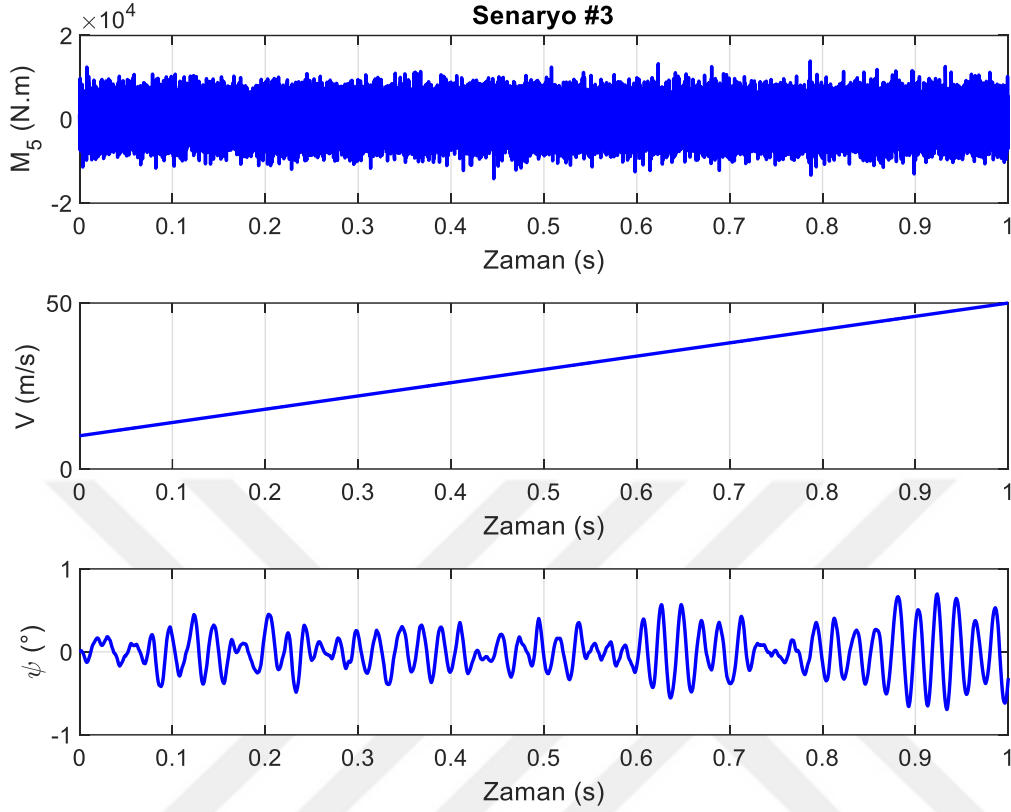
Şekil 3.21 : Pürüzlü pistte sabit hızlı hareket (Senaryo #2) durumunda shimmy davranışı.

3.6.2.3 Pürüzlü pistte hızın arttırılması

İleri hızın giderek arttırıldığı bu senaryoda pistin pürüzlü olduğu varsayılmıştır. Yoldaki pürüzün sıfır ortalamalı, 100 Nm standart sapmaya sahip beyaz gürültü olduğu varsayılmıştır. Pürüzlü pistten hızın arttırılması durumunda burun iniş takımında görülen shimmy titreşimi Şekil 3.16'da verilmiştir.

Senaryo #2'den farklı olarak bu durumda uçak pürüzlü pistte hızını arttırmaya çalışmaktadır. Bu senaryo altında, yönlendirme açısı değişkenlik göstermekte ve ortalaması giderek artmaktadır. Ancak açı değeri sabit hızla hareketin aksine çok yüksek değerlere çıkmamakta ve kabul edilebilir bir bantta kalmaktadır. Bu senaryoda, yönlendirme açısının türevinin yüksek olduğu göz önünde tutularak yolcu konforunun düşük olduğu yorumu yapılabilmektedir. Yine bu senaryoda da shimmy damper

tasarımının gözden geçirilmesi veya kullanılan yapının iyileştirilmesi gerekebilmektedir

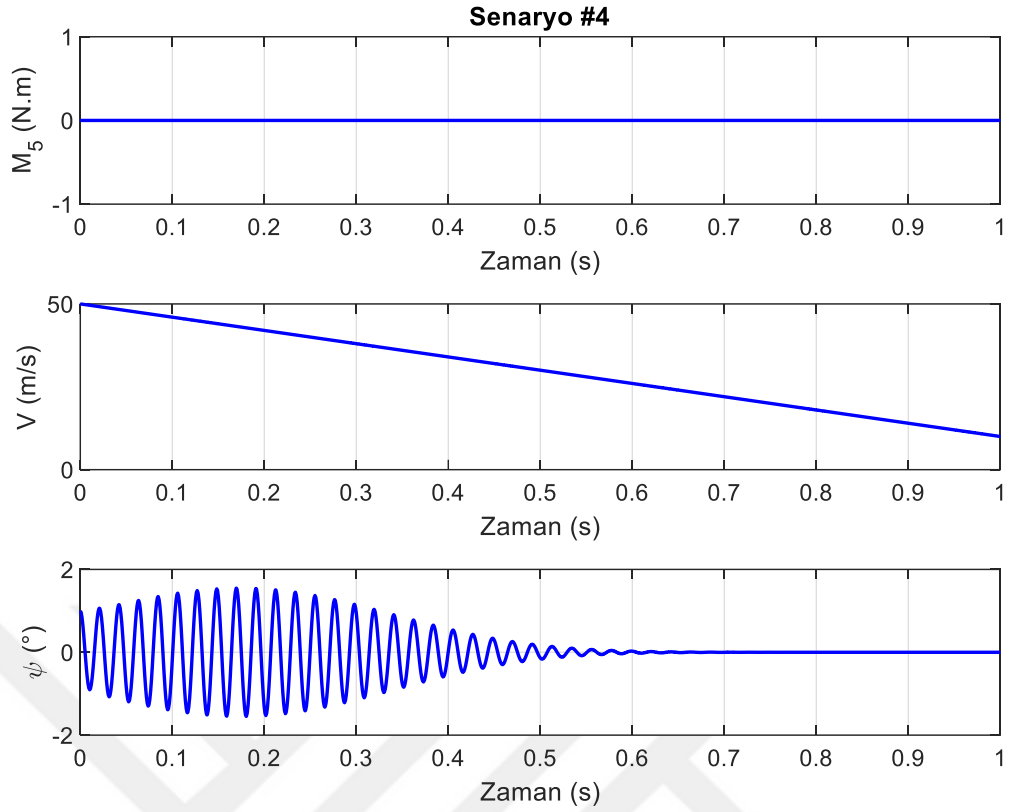


Şekil 3.22 : Pürüzlü pistte hızın artırılması (Senaryo #3) durumunda shimmy davranışı.

3.6.2.4 Tekerleğe yanal bir çarpmanın olması ile hızın azaltılması

Bu testte uçağın ileri hızı simülasyon boyunca azalırken, yönlendirme açısı üzerinde başlangıç bozucusu bulunmaktadır. Bu başlangıç bozucusu tekerleğe olan yanal çarpmayı temsil etmektedir. Bu çarpma yoldaki bir engel veya rüzgar kaynaklı olabilmektedir. Tekerleğe yanal bir çarpma olmasının ardından uçak hızının azaltılması sonucunda shimmy hareketi Şekil 3.17’de görülmektedir.

Bu senaryoda, yanal çarpma ile hızın azaltılmasının sönümleme performansını arttırdığı görülmektedir. Kısa bir süre zarfında yönlendirme açısının genliği azaltılarak 0° ’ye indirilmiştir. Bu süre zarfında da yönlendirme açısı yüksek değerlere çıkmamış, yanal çarpma ile oluşan ilk aç değeri bir miktar aştıktan sonra sönümlenmeye başlamıştır. Sönümlenin daha hızlı olması için taksi hız profili değiştirilebilir veya NLG’de tasarım değişikliğine gidilebilir.

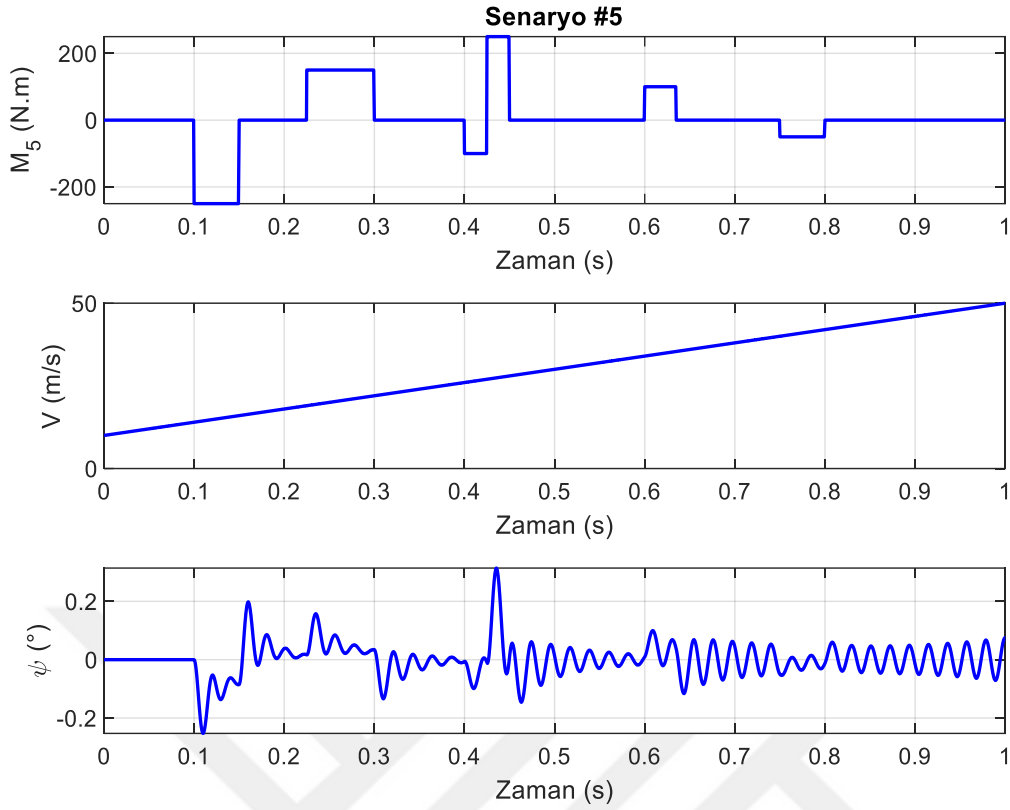


Şekil 3.23 : Tekerleğe yanal bir çarpma olmasının ardından hızın azaltılması (Senaryo #4) durumunda shimmy davranışı.

3.6.2.5 Çukurlu pistte hızın artırılması

Son senaryoda, çukurlu pistte ilerleyen uçak hızını arttırmaya çabalamaktadır. Bununla birlikte, çukurlar sebebiyle uçak yüksek taksi hızlarına erişememektedir. Burada yoldaki çukurlar farklı özellikteki pulsların toplamı olarak modellenmiştir. Çukurlu pistte hızını arttırmaya çalışan uçağın shimmy davranışı Şekil 3.18’de verilmiştir.

Bu senaryoda, çukurlu pistte seyrederken hızın artırılması sönümlemeyi azaltabilecek bir etken olarak görülmektedir. Hızın yükselmesine ve bozucu tork etkisine karşılık yönlendirme açısı dar bir aralıkta değişmektedir. Çok derin ve çok yüksek tümseklerin etkisi yönlendirme açısında tepelere sebep olmuştur. Bu noktalarda yönlendirme açısının değerinin çok yüksek seyretmemesine rağmen, yolcu konforu oldukça düşüktür. Çukur ve tümseklerde oluşan farklı işarettaki bozucu torkların da birbirlerinin etkisini sönümledikleri görülebilmektedir.



Şekil 3.24 : Çukurlu pistte hızın arttırılması (Senaryo #5) durumunda shimmy davranışı.

3.7 Burun İniş takımı Shimmy Modelinin Doğrusallaştırılması

Doğrusallaştırma sistemin dinamiklerini ve yapısını anlamak, sistemin kararlılığını analiz etmek ve tasarım parametreleri ile çalışma noktaları hakkında yorum yapmak için gerekmektedir.

F_y ve M_z/F_z , kayma açısının sınırlı aralıktaki değerleri ile doğrusal orantılıdır [116]. Bu yaklaşım altında, doğrusal olmayan dinamik sistem Taylor serisi açılımı yardımıyla lineerleştirilmiştir [113].

Kullanılan sistem parametreleri Çizelge 3.6’da verilmiştir. Model doğrusallaştırmada ψ , ψ' ve y_1 durum olarak seçilmiştir. İlk olarak tekerlek hafızası etkisi modele entegre edilmeyen gecikmesiz shimmy modeli, ardından tekerlek hafızası etkisi altında gecikmeli shimmy modeli doğrusallaştırılmıştır.

3.7.1 Gecikmesiz shimmy modelinin doğrusallaştırılması

Belirtilen kabullerin ardından tekerlek hafızası etkisinin ihmal edildiği sistemin durum uzayı gösterimi 3.5’te gösterilmiştir.

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \rightarrow \\ \begin{bmatrix} \dot{\psi}(t) \\ \ddot{\psi}(t) \\ \dot{y}_1(t) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi(t) \\ \dot{\psi}(t) \\ y_1(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} M_5(t) \\ y(t) &= Cx(t) \rightarrow y = \psi(t) = [0 \quad 1 \quad 0] \begin{bmatrix} \psi(t) \\ \dot{\psi}(t) \\ y_1(t) \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (3.101)$$

3.14 durum uzayı gösterimindeki A matrisine ait elemanlar 3.15'te verilmiştir.

$$\begin{aligned}A_{21} &= \frac{c}{I_z} \\ A_{22} &= \frac{k + \frac{\kappa}{V} \cos(\varphi)}{I_z} \\ A_{23} &= \frac{(c_{M\alpha} - e_{eff} c_{F\alpha}) F_z}{I_z \sigma} \\ A_{31} &= V \cos(\varphi) \\ A_{32} &= (e_{eff} - a) \cos(\varphi) \\ A_{33} &= -\frac{V}{\sigma}\end{aligned}\quad (3.102)$$

3.7.2 Gecikmeli shimmy modelinin doğrusallaştırılması

Ardından, sisteme ait durum uzayı gösterimi tekerlek hafızası etkisi altında 3.103'te verilmiştir.

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= A_0 x(t) + A_1 x(t - \tau) + Bu(t) \rightarrow \\ \begin{bmatrix} \dot{\psi}(t) \\ \ddot{\psi}(t) \\ \dot{y}_1(t) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ A_{21} & A_{22} & 0 \\ A_{31} & A_{32} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi(t) \\ \dot{\psi}(t) \\ y_1(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & A'_{23} \\ 0 & 0 & A'_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi(t - \tau) \\ \dot{\psi}(t - \tau) \\ y_1(t - \tau) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} M_5(t) \\ y(t) &= Cx(t) \rightarrow y = \psi(t) = [0 \quad 1 \quad 0] \begin{bmatrix} \psi(t) \\ \dot{\psi}(t) \\ y_1(t) \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (3.103)$$

3.15 durum uzayı gösterimindeki A_0 ve A_I matrisine ait elemanlar 3.104’da verilmiştir.

$$\begin{aligned}
 A_{21} &= \frac{c}{I_z} \\
 A_{22} &= \frac{k + \frac{\kappa}{V} \cos(\varphi)}{I_z} \\
 A_{23}' &= \frac{(c_{M\alpha} - e_{eff} c_{F\alpha}) F_z}{I_z (2a + \sigma)} \\
 A_{31} &= V \cos(\varphi) \\
 A_{32} &= (e_{eff} - a) \cos(\varphi) \\
 A'_{33} &= -\frac{V}{(2a + \sigma)}
 \end{aligned} \tag{3.104}$$

4. SHIMMY DAVRANIŞININ ANALİZ EDİLMESİ

Shimmy; iniş takımına ait yapısal parametreler, tekerlek parametreleri ve süreç parametrelerinin farklı kombinasyonları altında ortaya çıkabilen bir titreşim davranışdır. Bu titreşim hareketinin hangi şartlar altında tetiklenebileceğini anlamak ve gerekirse önlem almak bakım, yolcu konforu ve güvenlik açısından oldukça önemlidir. Havacılık sektörü açısından değerlendirme yapılırsa, shimmy analizi tasarım esnasında gerekli shimmy damperin seçimi, yapılacak yer testlerini ve iniş takımı sertifikasyon süreçleri desteklemektedir. Bu sebeple, farklı operasyon koşulları ve iniş takımı parametreleri altında shimmy analizlerinin tamamlanması ve iniş takımına ait shimmy karakteristiğinin ortaya koyulması gerekmektedir.

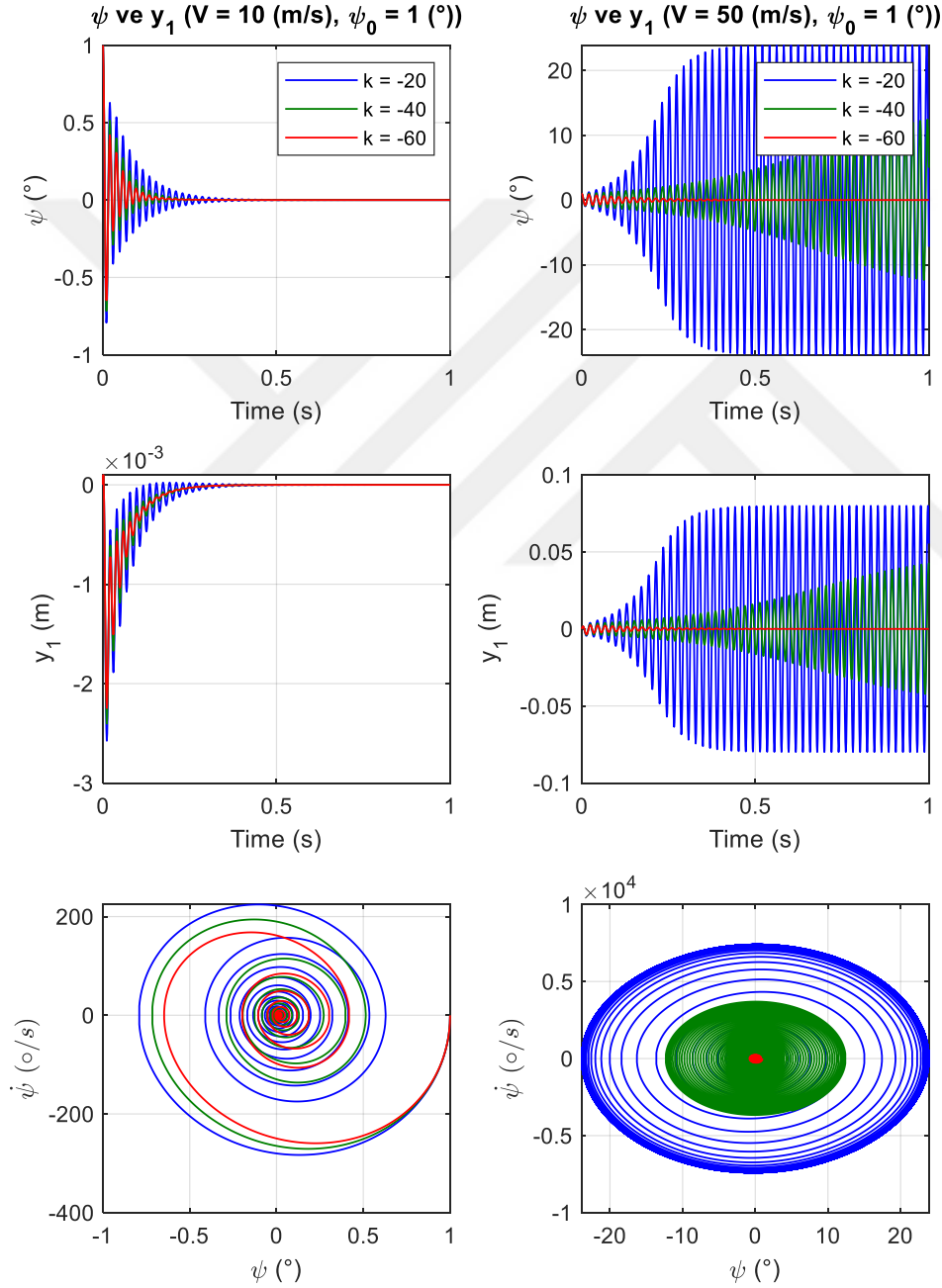
Bu amaçla, Bölüm 3'te açıklanan shimmy matematiksel modeli (gecikmeli ve gecikmesiz) farklı analiz prosedürleri uygulanarak analiz edilmiş ve analiz sonuçları ile ilgili yorumlar paylaşılmıştır. Öncelikle doğrusal olmayan gecikmeli shimmy modeline ait zaman serisi ve limit çevrimleri verilmiştir. Ardından, doğrusal gecikmesiz model için kararlılık haritaları ve özdeğer trendleri verilmiştir. Son olarak, doğrusal gecikmeli model için kararlılık tabloları oluşturulmuş ve parametre değişimleri altında kök hareketleri çizdirilmiştir.

4.1 Zaman Serisi ve Limit Çevrimi

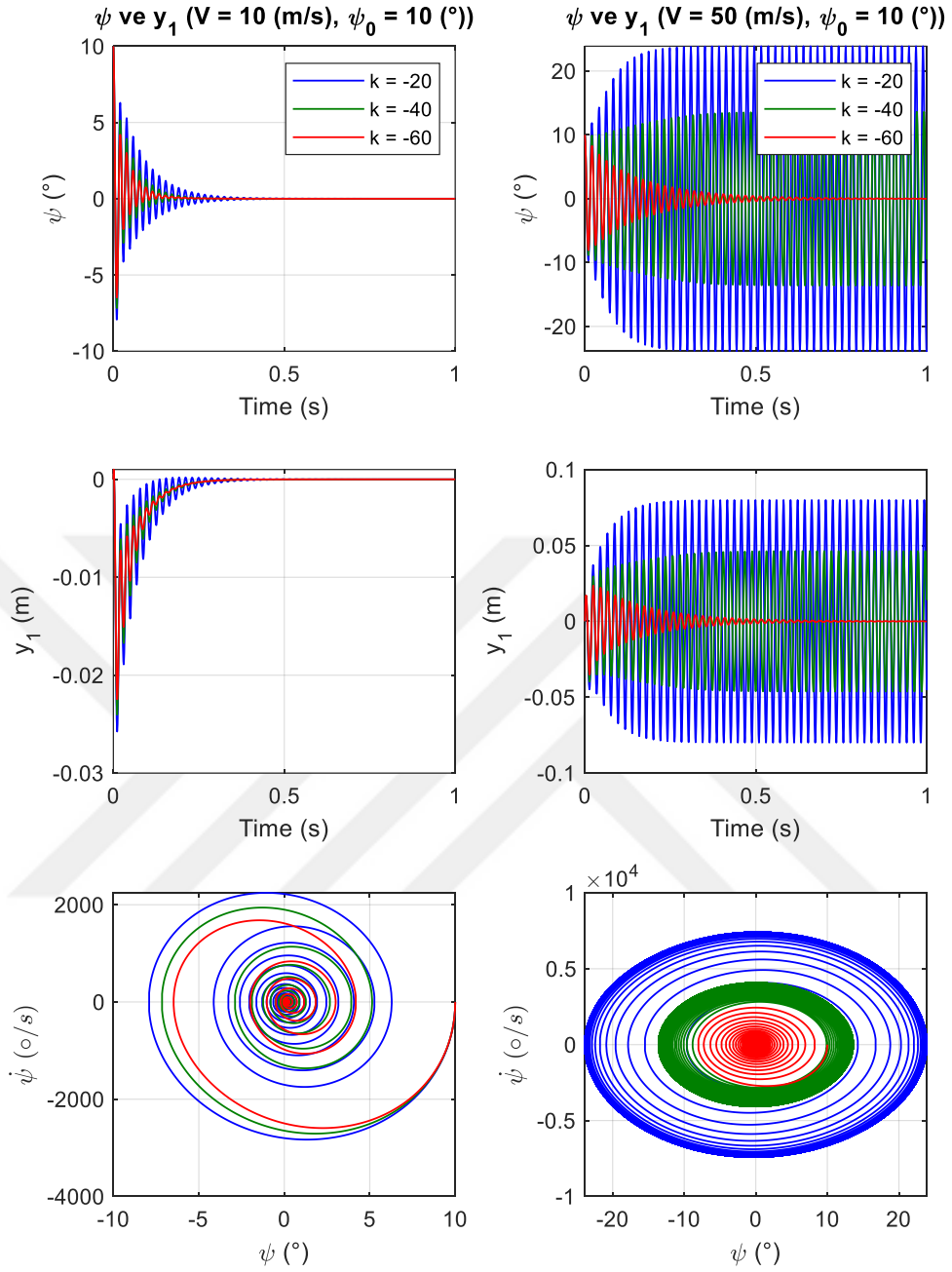
Shimmy davranışın zaman çevrimi ile limit çevrimleri; parametre değişimleri ve farklı ilk koşullar için çizdirilmiştir. İleri hızın 10 ve 50 m/s ile yönlendirme açısının ilk değerinin 1° ve 10° olduğu koşullar değerlendirilmiştir. Bu koşullar için; dönel sönümleme katsayısı, dönel yay katsayısı, dikme atalet momenti, dikey yük, kaster uzunluğu, dikme eğim açısı ve gevşeme uzunluğu parametrelerinin değişimi durumunda shimmy davranışı analiz edilmiştir.

Şekil 4.1 ve Şekil 4.2'de k 'nın değişimi için zaman serisi ve limit çevrimleri verilmiştir. Bu parametre dönel sönümleme katsayısıdır ve şok sönümleyici ile shimmy sönümleyicinin yarattığı torkla ilişkilidir. İleri hızın 10 m/s olması durumunda, ilk açı değerinden bağımsız olarak shimmy titreşimi düşük sönümleme

torku altında dahi rahatlıkla sönümlenebilmiştir. Sönümleme katsayısının mutlak değerce düşük olması titreşim genliğini arttırmıştır. Buna karşılık ileri hızın artmasıyla düşük sönümleme torku yeterli olmamakta ve sistem kararsız davranışına devam etmektedir. İleri hızın ve ilk açı değerinin yüksek olması durumunda, yüksek sönümleme katsayısına sahip bir NLG'nin yüksek genlikli ve yavaş bir titreşim cevabına sahip olduğu görülmektedir.



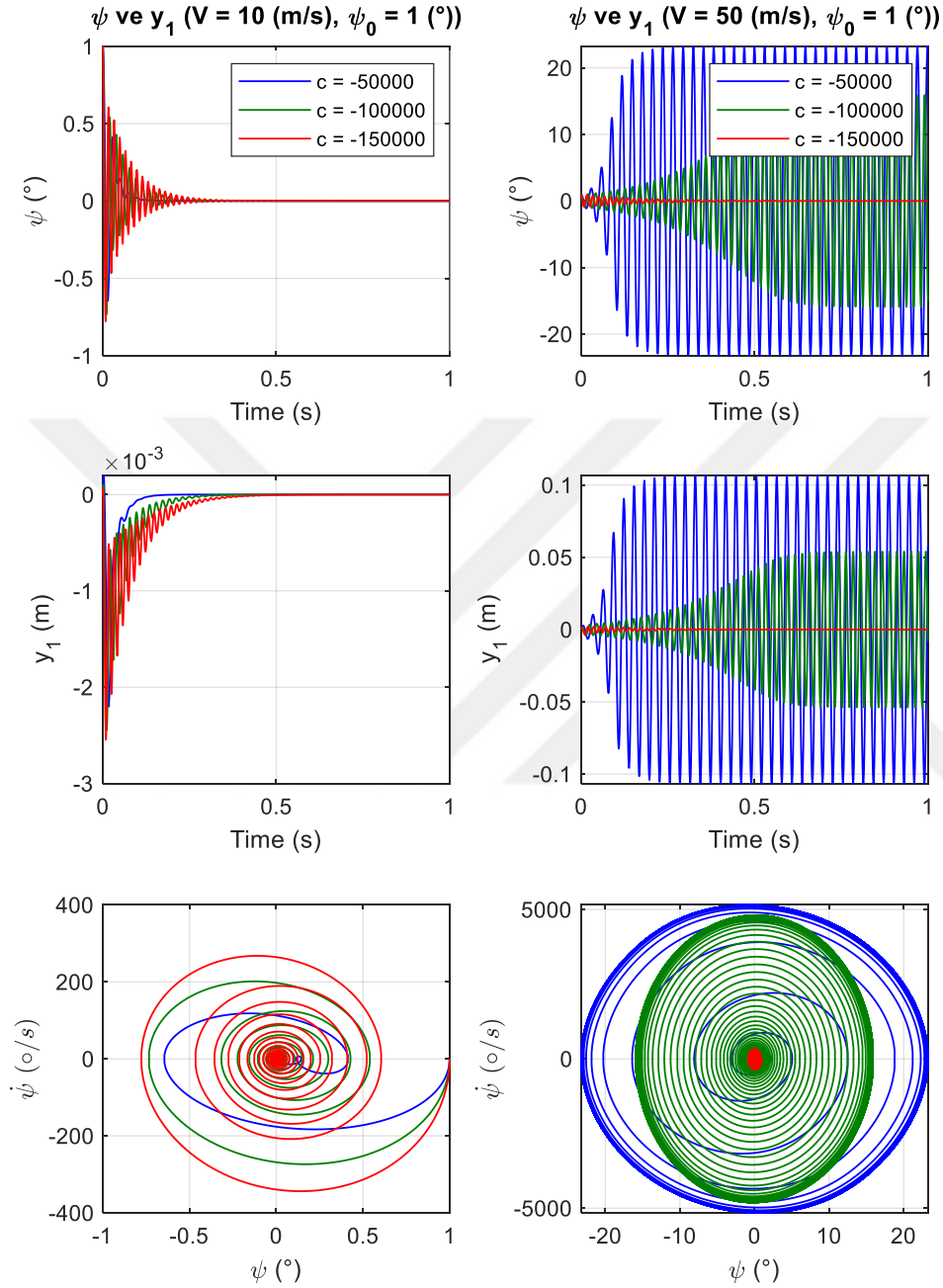
Şekil 4.1 : k değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 1^\circ$).



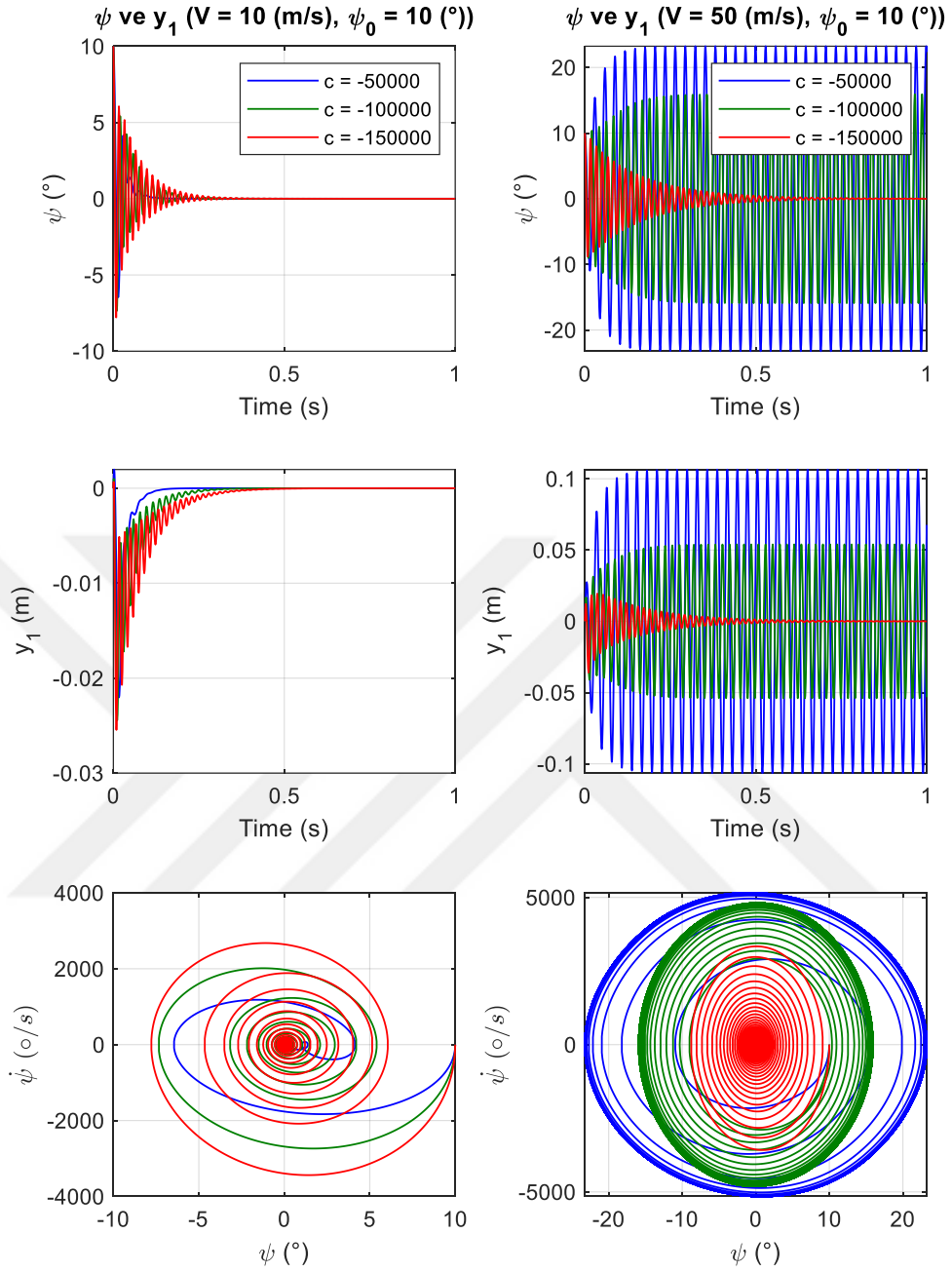
Şekil 4.2 : k değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 10^\circ$).

Şekil 4.3 ve Şekil 4.4'te c 'nin değişimi için zaman serisi ve limit çevrimleri verilmiştir. Bu parametre dönel yay katsayısıdır ve dönme tübü ile tork linkinden kaynaklanan yay torku ile ilişkilidir. Düşük taksi hızlarında; düşük rijitlik shimmy kararlılığını sağlarken, yüksek rijitlik sönümlenme süresini ve geçici haldeki shimmy frekansını arttırmaktadır. Bu koşul altında düşük rijitliğin optimum olduğu söylenebilmektedir. Yüksek hızlı seyreden bir hava aracı için konuşulduğunda yüksek yay torkunun shimmy etkisini sönümlemek için kesinlikle gerekli olduğu gözlemlenmektedir. İki hız

koşulunda da ilk açı değeri yüksekliği titreşim genliğinin artmasına sebep olmuştur.

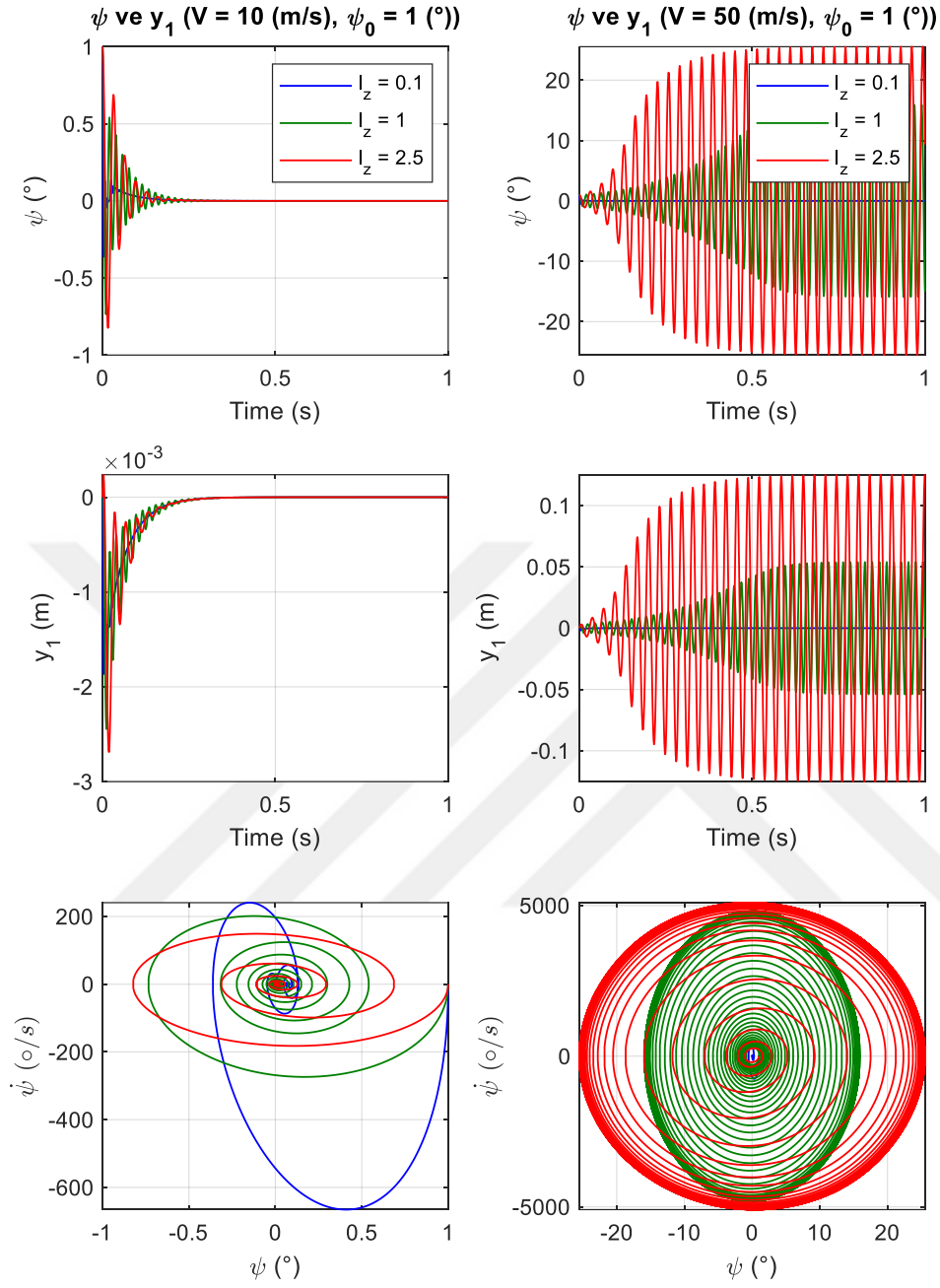


Şekil 4.3 : c değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 1^\circ$).

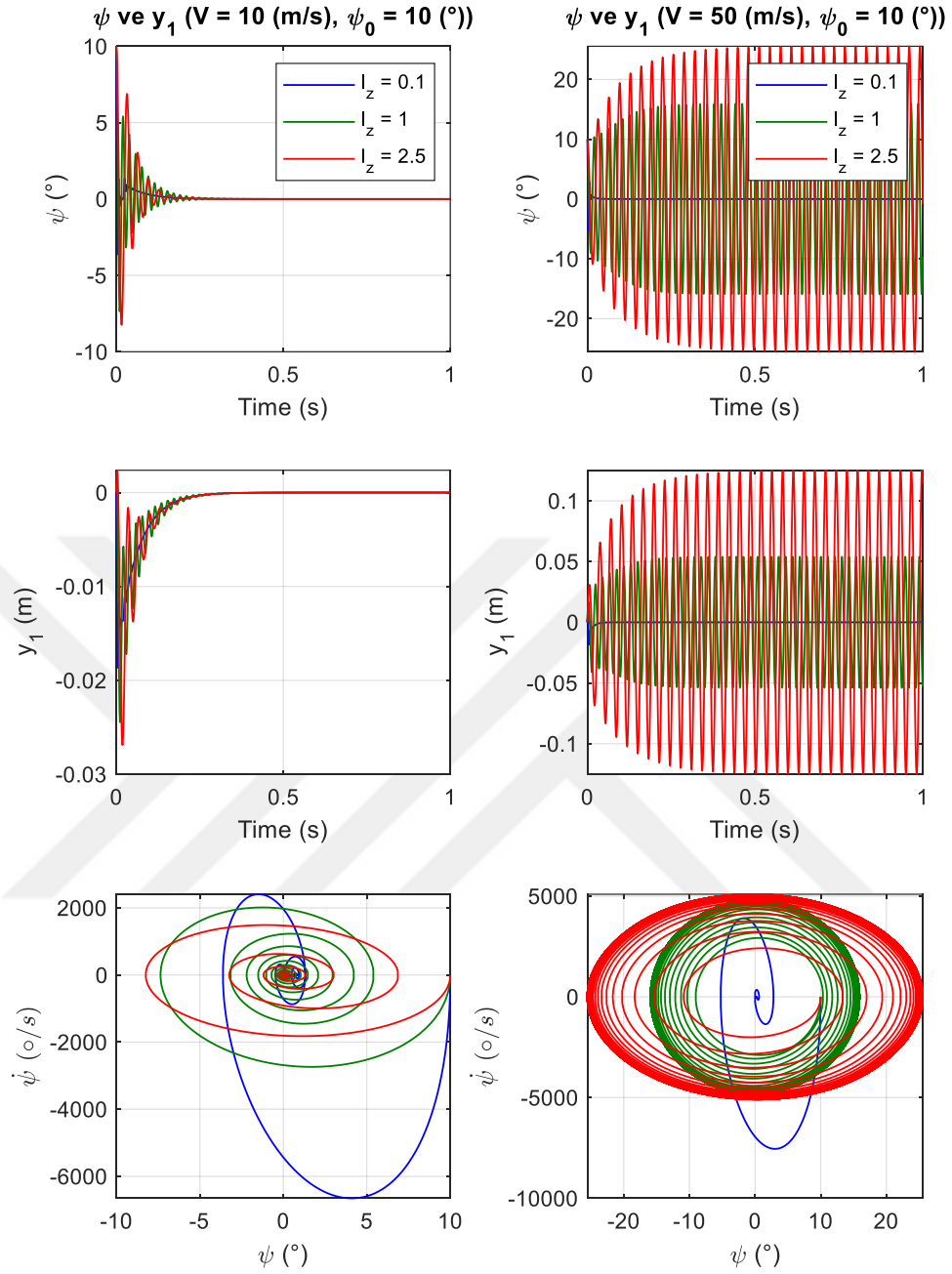


Şekil 4.4 : c değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 10^\circ$).

Şekil 4.5 ve Şekil 4.6’te I_z ’nin değişimi için zaman serisi ve limit çevrimleri verilmiştir. Bu parametre dikmenin atalet momentidir. Düşük ataletli iniş takımına sahip hava araçlarında shimmy titreşimi kısa süreli ve düşük genlikli olmaktadır. Bu noktada, burun iniş takımında yer alması gereken elemanlar ve yük – denge koşulları gözetilerek bir tasarım yapılması gerekmektedir.



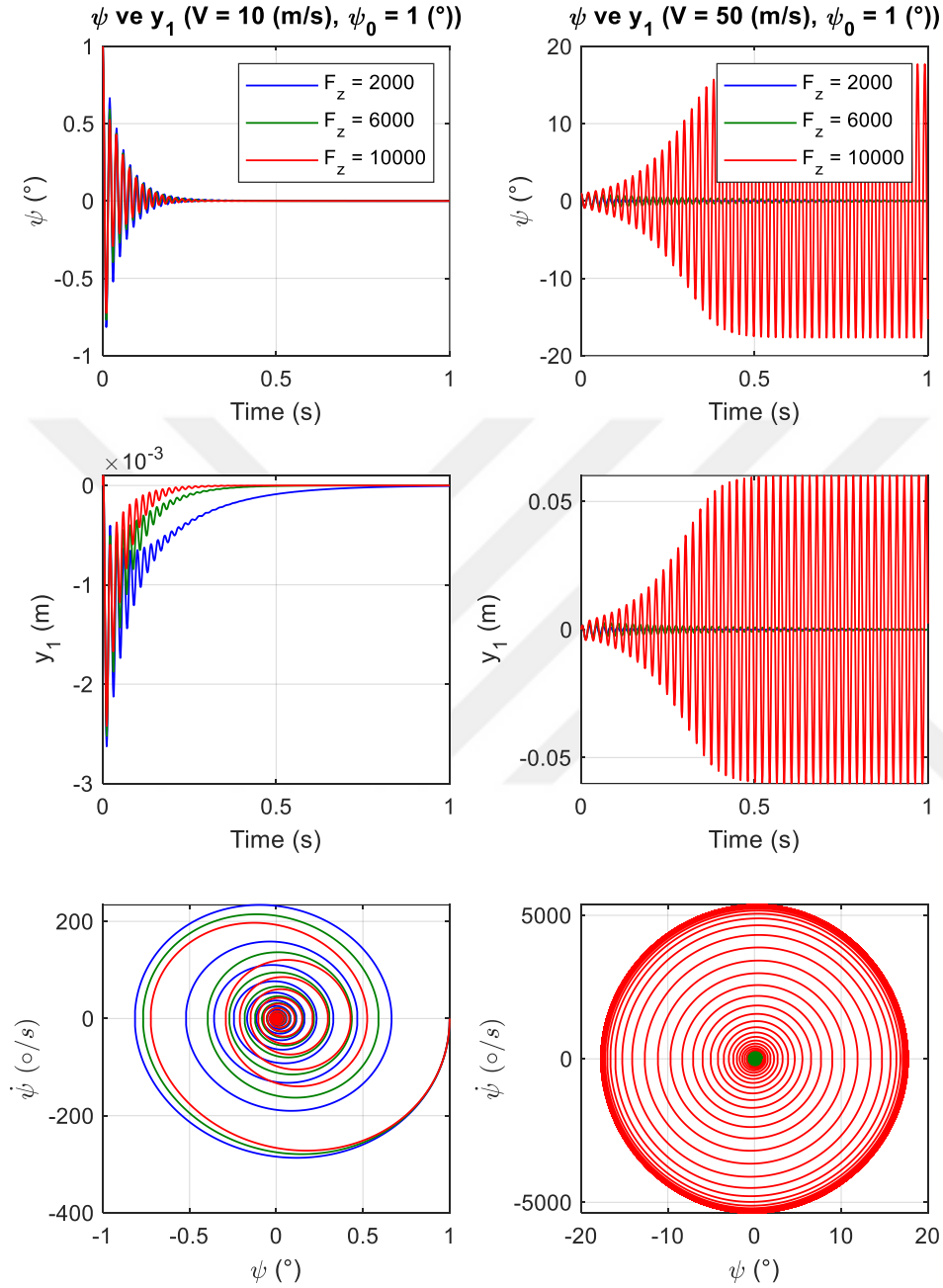
Şekil 4.5 : I_z değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 1^\circ$).



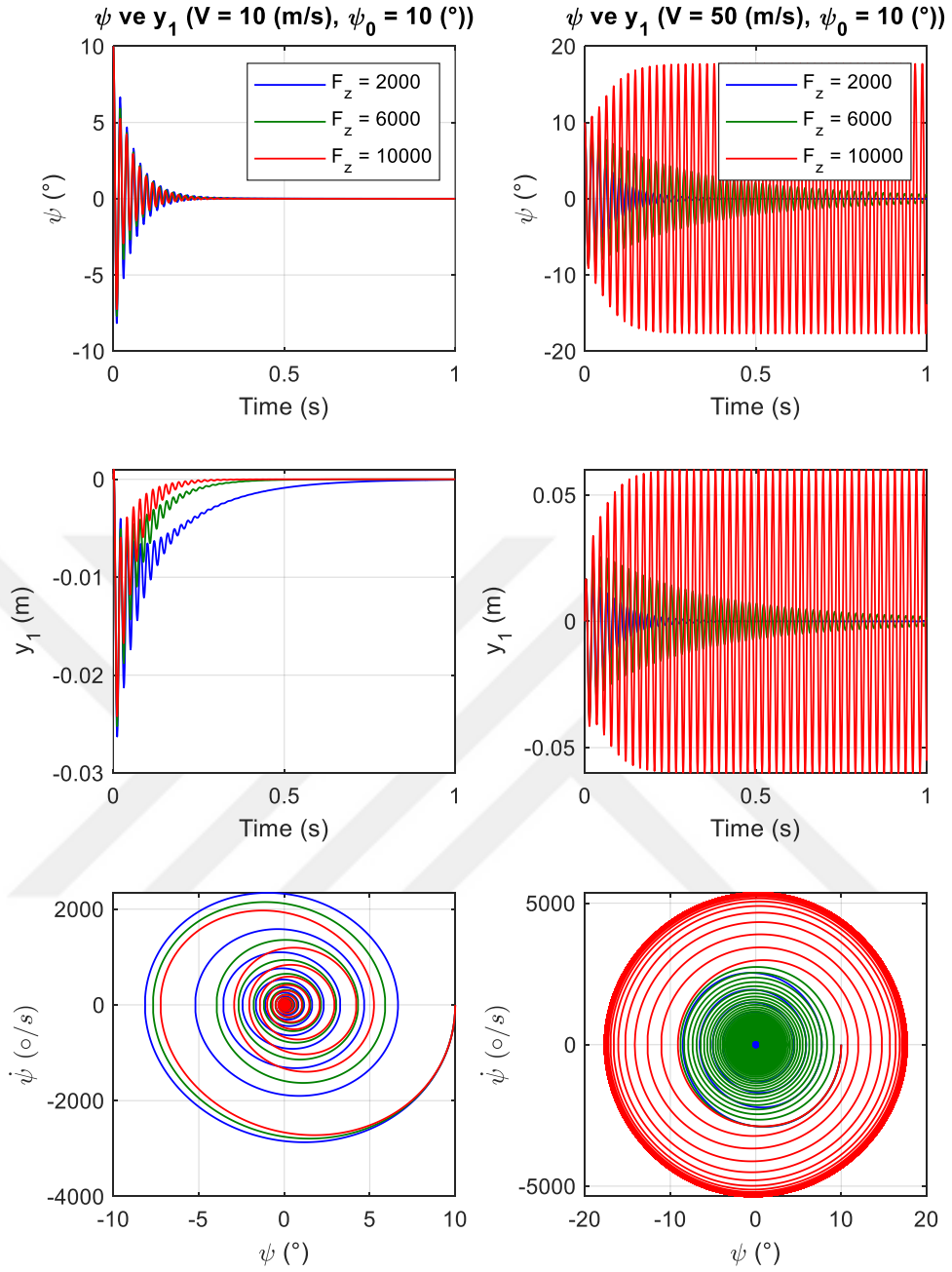
Şekil 4.6 : I_z değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 10^\circ$).

Şekil 4.7 ve Şekil 4.8’te F_z ’nin değişimi için zaman serisi ve limit çevrimleri verilmiştir. Bu parametre iniş takımı üzerindeki dikey yükü temsil etmektedir ve shimmy davranışı üzerinde oldukça belirleyicidir. İniş takımı üzerine uygulanan dikey yükün arttırılması shimmy sönümlleme hızı ciddi şekilde etkilemezken, shimmy frekansının artmasına sebep olmaktadır. Yüksek taksi hızlarında gerçekleştirilen analizlerde ise dikey yükteki artışın shimmy davranışını tetiklediği gözlemlenmiştir. Yine bu analizlerde, yönlendirme açısının ilk değerinin arttırılması sönümlleme hızını

büyük ölçüde azalttığı saptanmıştır. Diğer analizlerdeki yüksek yönlendirme açısı ile harekete başlanması shimmy genliğinde büyümeye sebep olmaktadır.



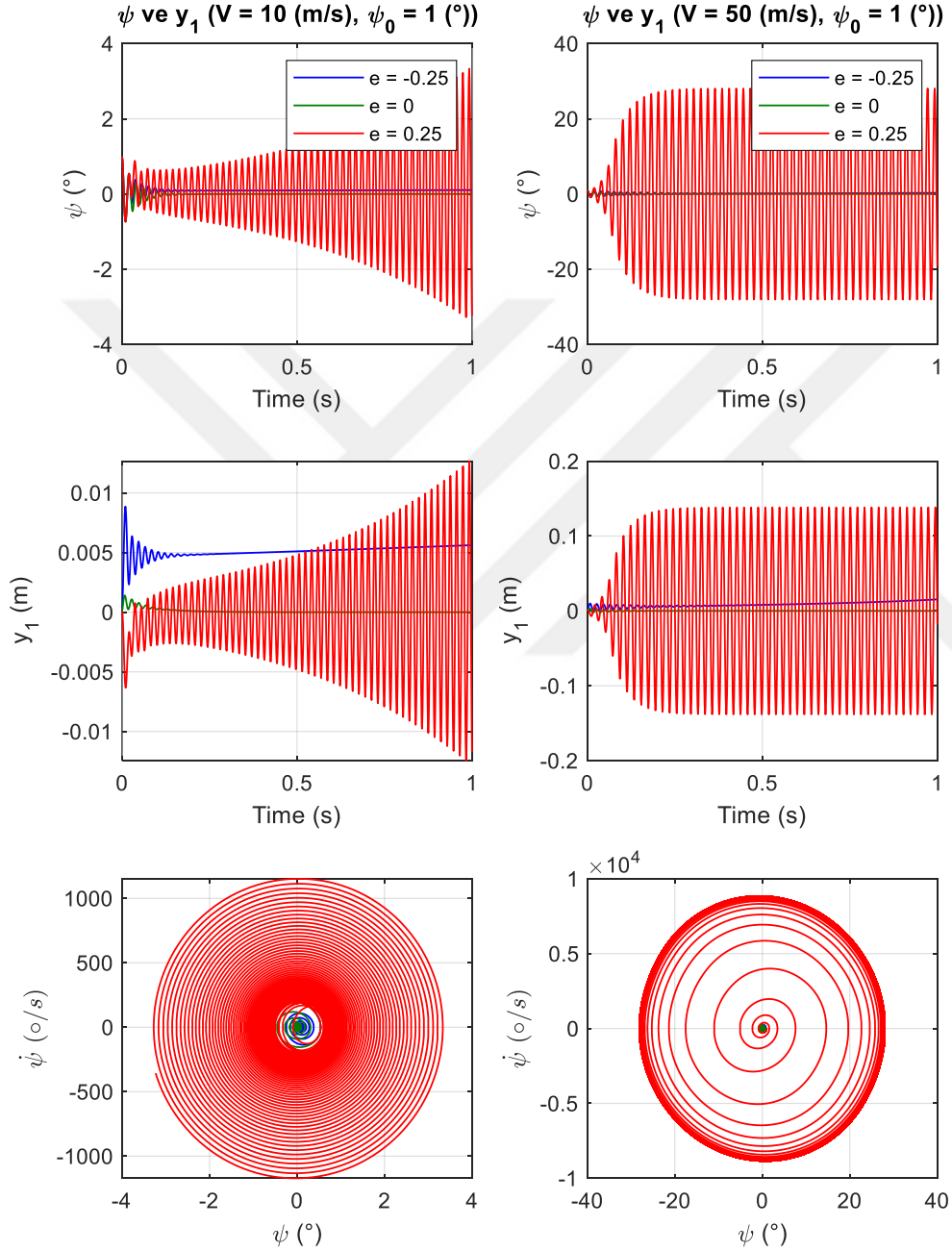
Şekil 4.7 : F_z değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 1^\circ$).



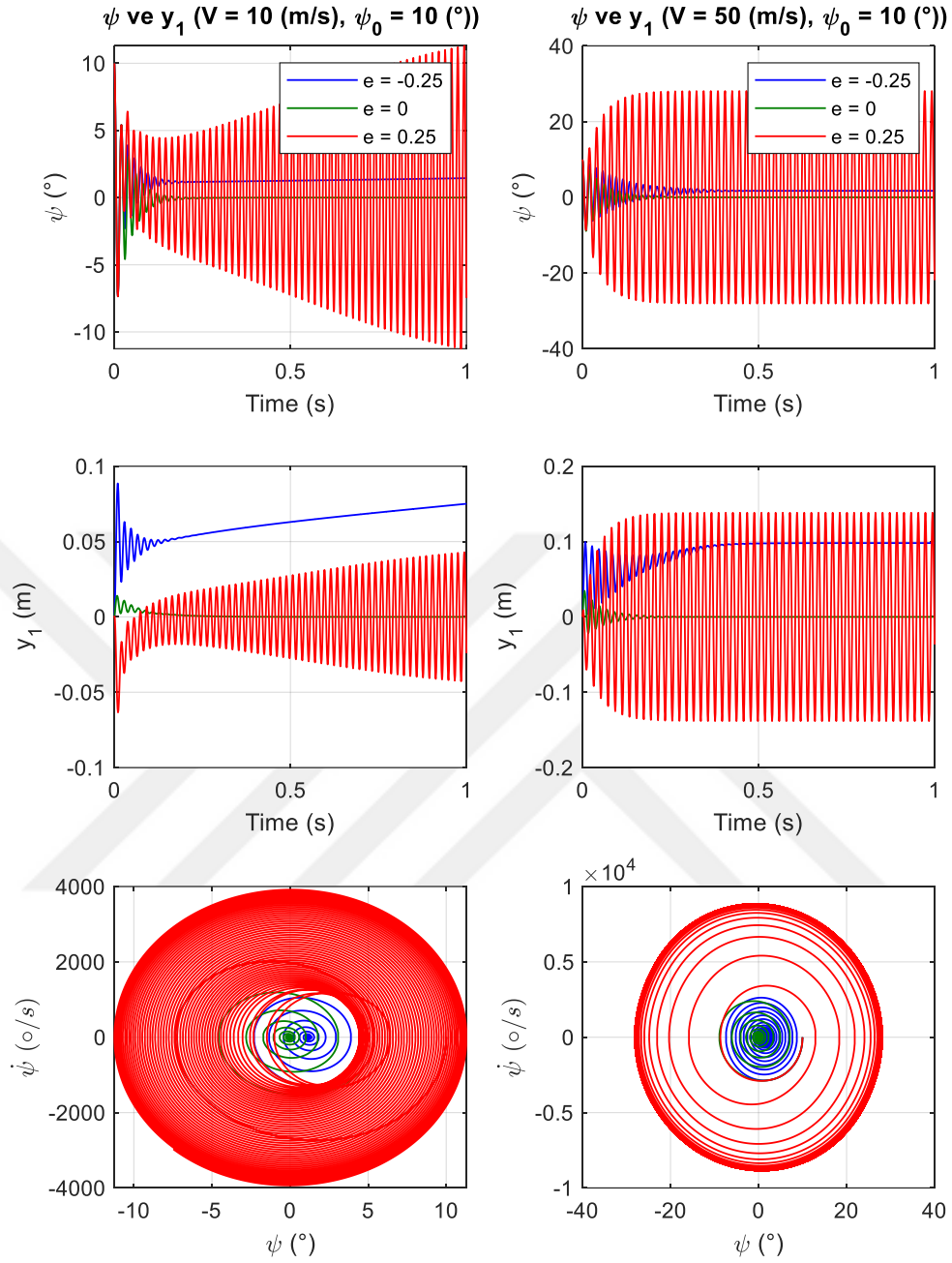
Şekil 4.8 : F_z değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 10^\circ$).

Şekil 4.9 ve Şekil 4.10'te e 'nin değişimi için zaman serisi ve limit çevrimleri verilmiştir. Bu parametre kaster uzunluğunu temsil etmektedir ve dikey yük gibi shimmy davranışını ciddi şekilde etkilemektedir. Negatif kaster uzunluğu davranışta kararsızlığa yol açmamasına rağmen, sürekli hal hatasına sebep olmaktadır ve yönlendirme açısı 0° 'de sönümlenememektedir. Kaster uzunluğunun sağlanmaması durumunda ise iniş takımı istenilen serbestliğe sahip olamamakta ve yönlendirilme kapasite azalmaktadır. Pozitif kaster uzunluğunun belli değerleri için sistemin

osilasyona girdiği gözlemlenmektedir. Yapılan analiz ve çıkarımlara göre kaster uzunluğunun pozitif olması ve hassas şekilde belirlenmesi gerektiği görülmüştür. Kaster uzunluğunun pozitif yönde arttırılması iki hız koşulu için de kararsızlığa yol açmaktadır.

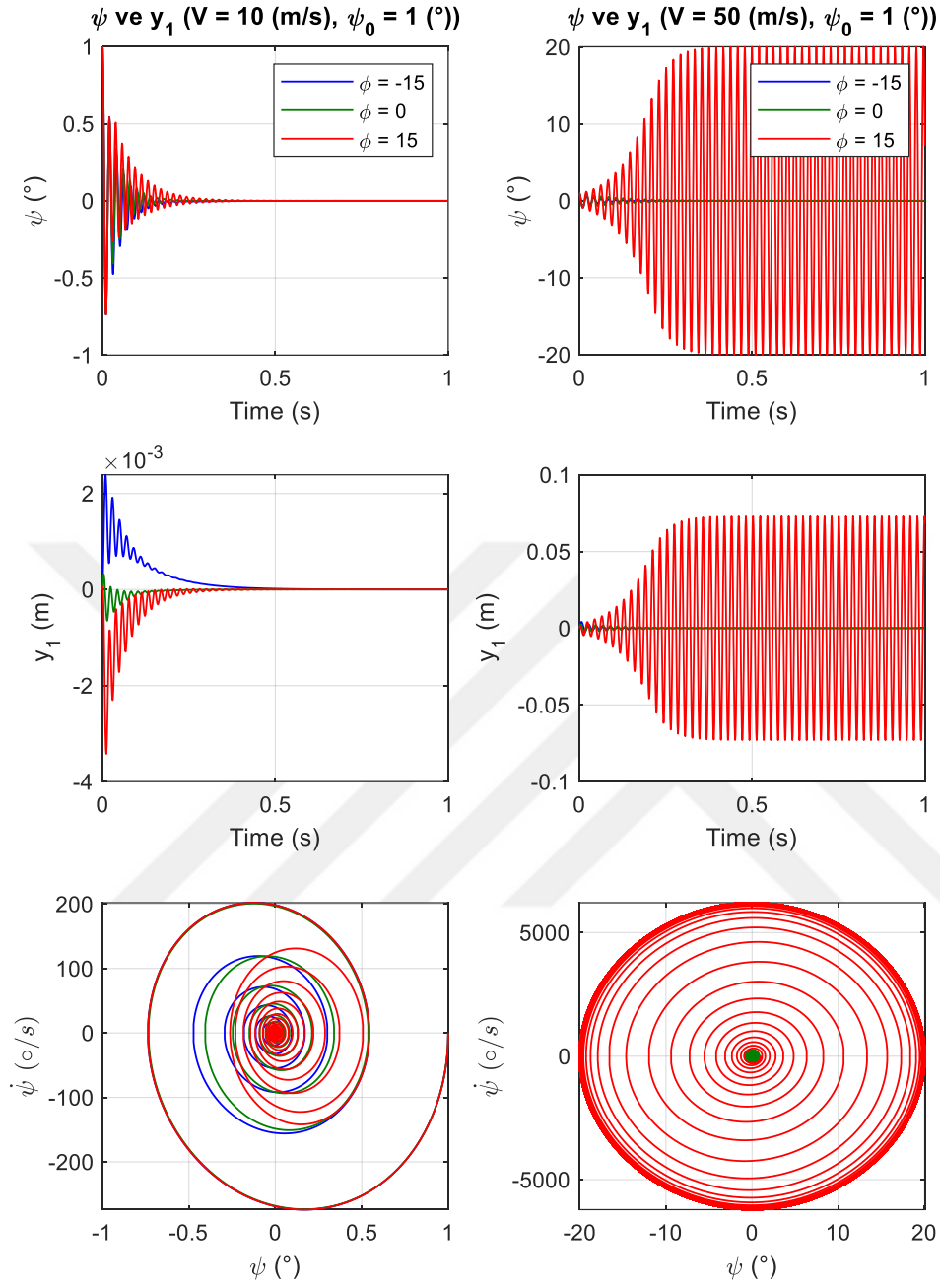


Şekil 4.9 : e değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 1^\circ$).

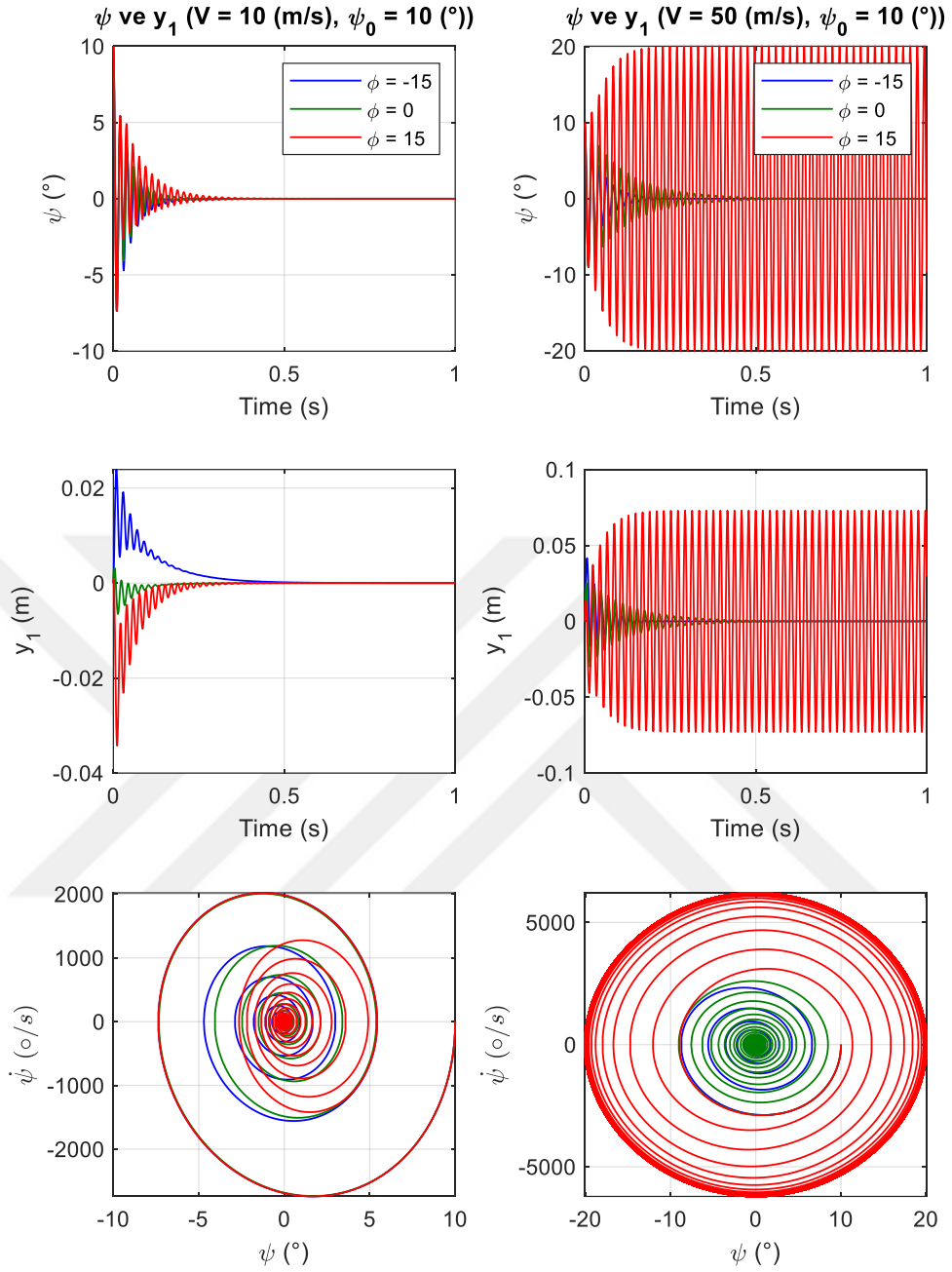


Şekil 4.10 : e değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 10^\circ$).

Şekil 4.11 ve Şekil 4.12’de φ ’nin değişimi için zaman serisi ve limit çevrimleri verilmiştir. Bu parametre dikme eğim açısını temsil etmektedir. Negatif eğim açısı (kaster uzunluğu gibi) osilasyona yol açmamakta ancak sürekli hal hatasına sebep olmaktadır. Ayrıca sistem diğer durumlara göre daha yavaş sönümlenmektedir. Eğim açısının 0° veya üstü seçilmesi uygun gözükmemektedir. Açının pozitif yönde artırılması shimmy frekansını ve genliğini arttırmaktadır. Pozitif eğim açısı özellikle yüksek hızlı takside shimmye sebep olduğu gözlemlenmiştir.

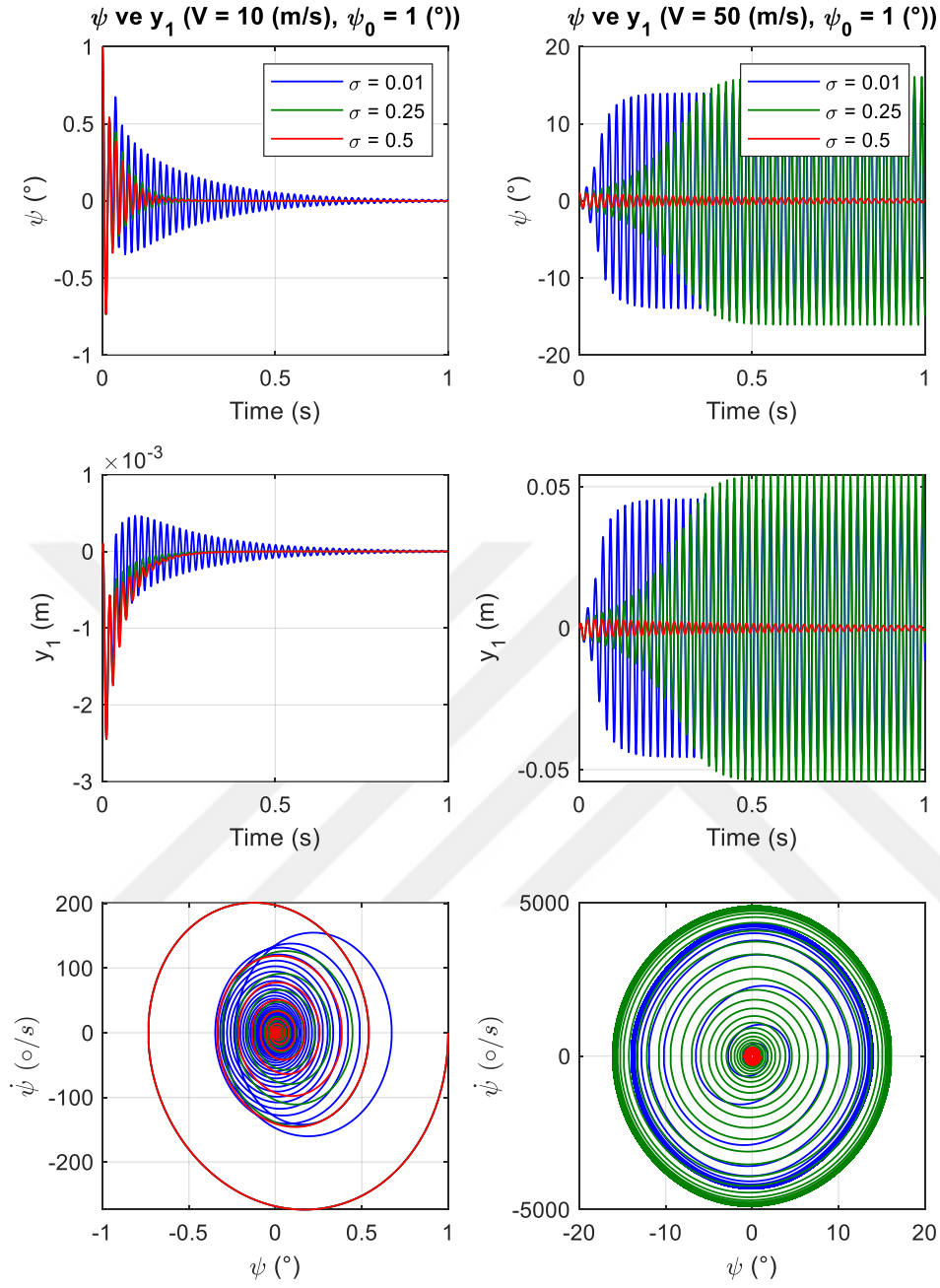


Şekil 4.11 : ϕ değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 1^\circ$).

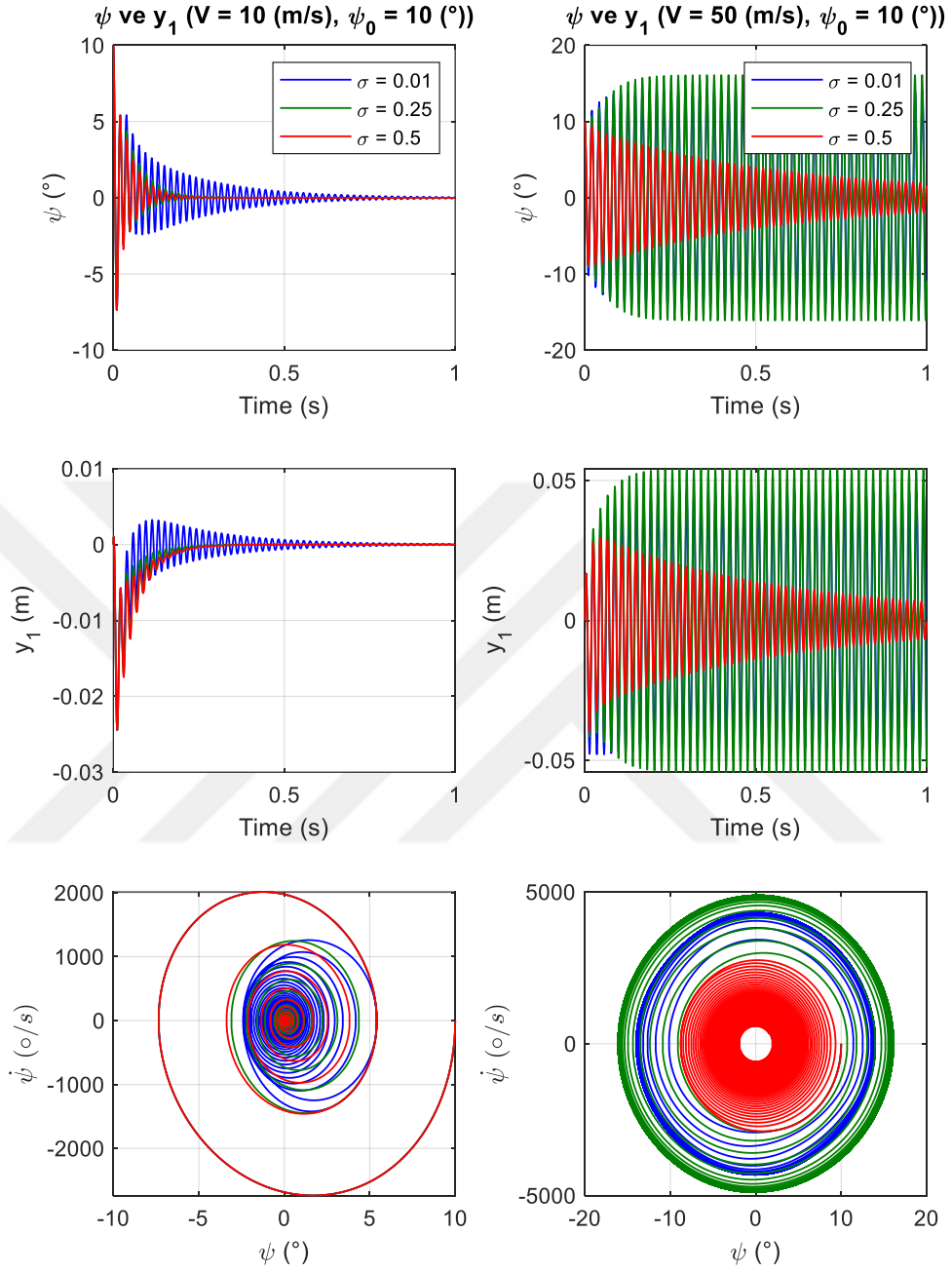


Şekil 4.12 : ϕ değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 10^\circ$).

Şekil 4.13 ve Şekil 4.14'te σ 'nın değişimi için zaman serisi ve limit çevrimleri verilmiştir. Bu parametre tekerlek gevşeme uzunluğunu temsil etmektedir. Düşük hızlarda, gevşeme uzunluğunun artmasıyla daha başarılı bir sönümlleme performansı elde edilmektedir. Buna karşılık, yüksek hızlarda gevşeme katsayısının artırılması sürekli olarak performansı iyileştirmemiştir. Yüksek hızlar için optimum gevşeme uzunluğuna sahip tekerleğin seçilmesi gerekmektedir.



Şekil 4.13 : σ değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 1^\circ$).



Şekil 4.14 : σ değişimi için zaman serisi ve limit çevrimi ($\psi_0 = 10^\circ$).

4.2 Gecikmesiz Doğrusal Shimmy Modelinin Analiz Edilmesi

Bölüm 3'te 3.101 durum uzayı modeli ile ifade edilen gecikmesiz doğrusal shimmy modelinin analizi kararlılık haritaları ve özdeğer trendleri parametre değişimleri altında oluşturulmuştur.

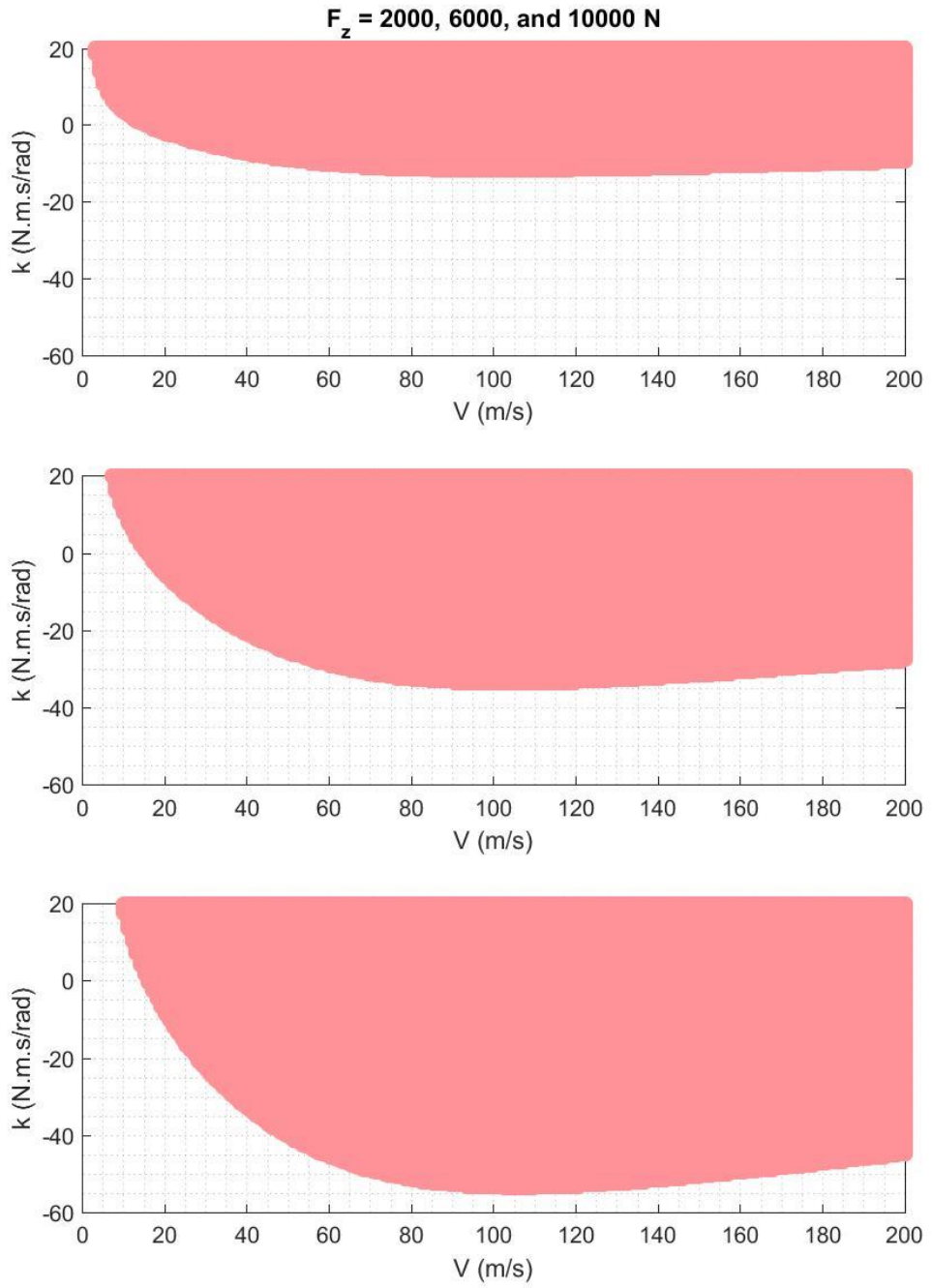
4.2.1 Kararlılık haritası

Gecikmeli olmayan doğrusallaştırılmış modelin karakteristik denklemi, $\det(A - \lambda I)$ formülünden sembolik olarak hesaplanabilmektedir. Burada λ sistemin özdeğerleri ve $A (\in \mathfrak{R} (n \times n))$ sistem matrisi ve $I (\in \mathfrak{R} (n \times n))$ ise birim matristir.

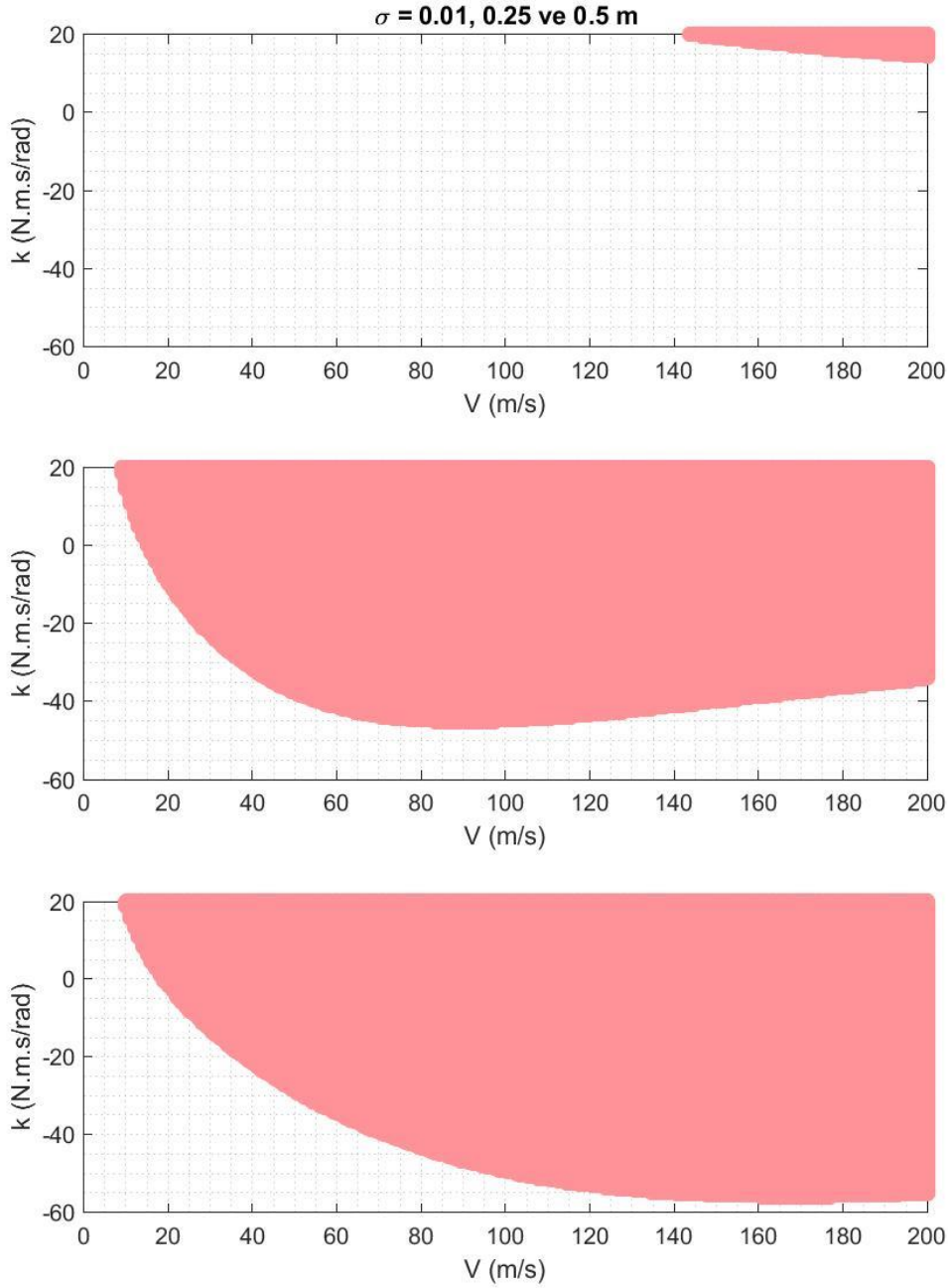
Bu karakteristik denklemin kararlılığı, $\lambda_{1,2,3}$ özdeğerlerinin konumlarının kompleks düzlemin sağında veya solunda olmasıyla belirlenmektedir. Bu ilkeye göre, özdeğerlerin negatif reel değerleri sistemi kararsızlığa götürebilmektedir. Bu nedenle, önceden belirlenmiş aralıklarda istenen iki parametrenin kartezyen çarpımı olarak tanımlanan bir kümenin oluşturulması ve ardından karakteristik denklemin özdeğerlerinin kontrol edilmesiyle bir kararlılık haritası oluşturulmuştur.

NLG sistemine ait; dönel sönümleme katsayısı, dönel yay katsayısı, dikme atalet momenti, dikey yük, kaster uzunluğu, dikme eğim açısı ve gevşeme uzunluğu parametreleri ile taksi hızının kombinasyonları için kararlılık haritaları Şekil 4.15 – 4.26 verilmiştir. Verilen kararlılık haritalarında renkli alan kararsız bölgeleri temsil etmektedir.

Şekil 4.15 ve 4.16 $k - V$ kararlılık haritaları verilmiştir. Şekil 4.15'te F_z dikey yükü değiştirilerek analizler tekrarlanmıştır. Dikey yükün artışı ile kararsız bölgenin alanının arttığı rahatlıkla görülebilmektedir. Yüksek taksi hızlarında, daha büyük sönümleme performansına sahip sistemler dahi kararsız davranabilmektedir. Düşük yük koşullarında ise ciddi bir sönümleme torku gerekmeksizin shimmy etkisinin rahatlıkla sönümlendiği görülebilmektedir. Şekil 4.16'da ise σ gevşeme uzunluğunu değiştirilerek kararlılık haritaları çizdirilmiştir. Gevşeme uzunluğundaki artış kararsızlığı çok ciddi şekilde tetiklemektedir. Shimmy titreşiminin kabul edilebilir sınırlarda görülmesi amacıyla kısa gevşeme uzunluğuna sahip NLG tekerleği seçilmelidir.



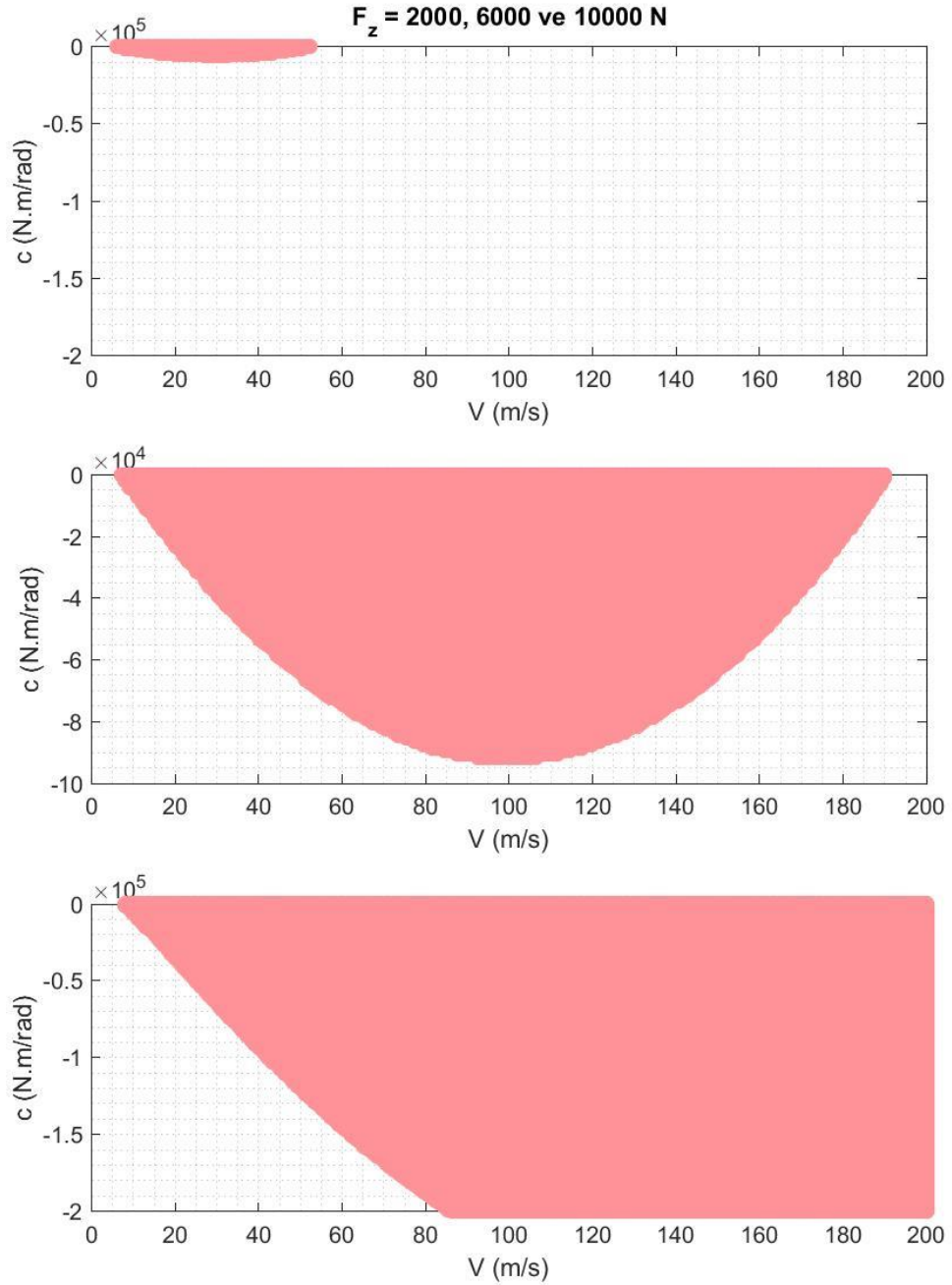
Şekil 4.15 : $k - V$ kararlılık haritası ($F_z = 2000, 6000$ ve 10000 N).



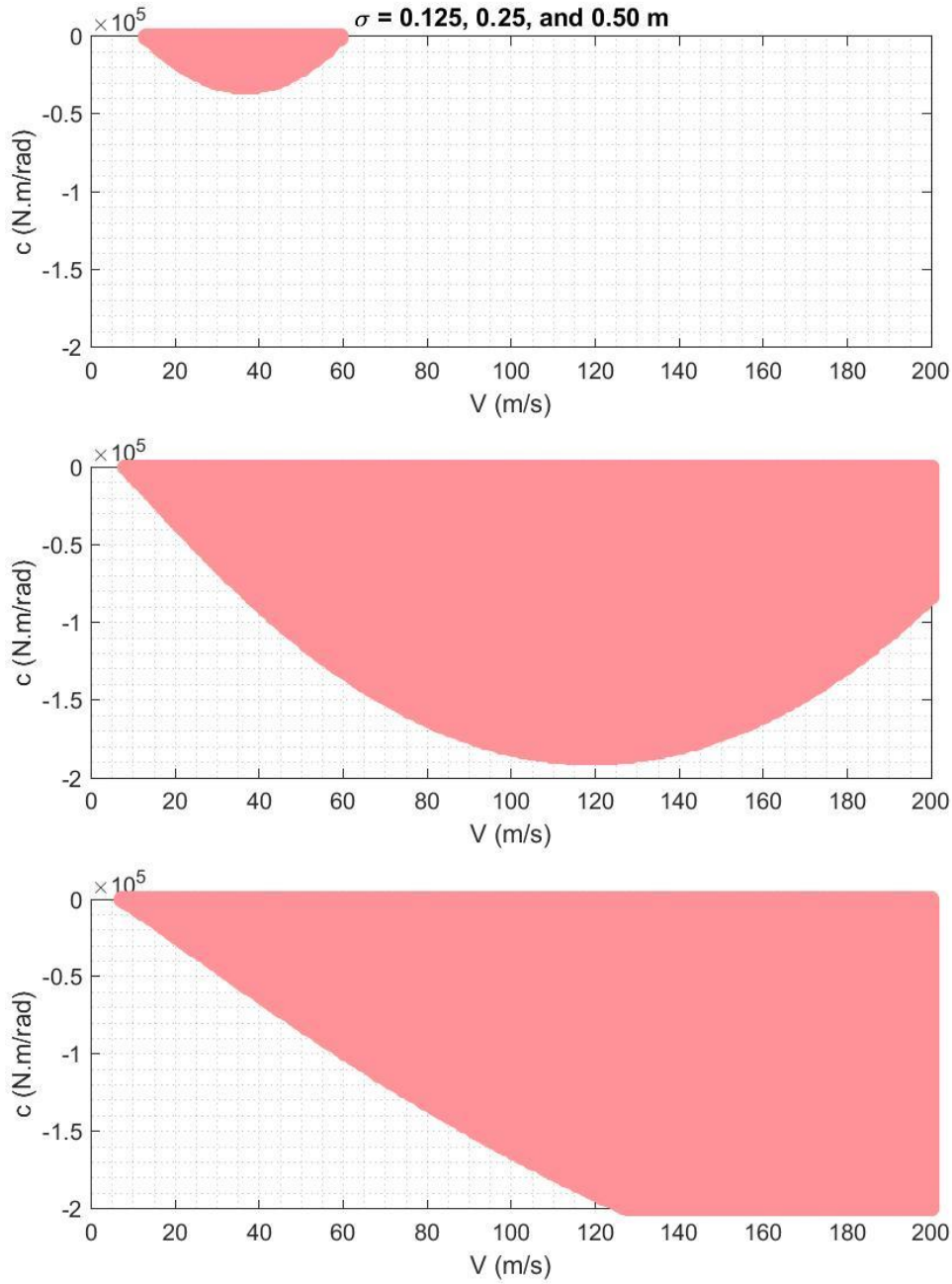
Şekil 4.16 : $k - V$ kararlılık haritası ($\sigma = 0.01, 0.25 \text{ ve } 0.5 \text{ m}$).

Şekil 4.17 ve 4.18’de $c - V$ kararlılık haritaları verilmiştir. Şekil 4.17’de F_z dikey yükünün üç farklı değeri için haritalar verilmiştir. Dikey yükün artışı, (Şekil 4.15’te verilen grafikteki gibi) NLG’yi kararsızlığa itmektedir. Aşırı yük koşullarında dikme yay torkunun artırılması gerektiği gözlemlenmiştir. Ayrıca, dönel rijitliği düşük dikmeye sahip iniş takımlarının düşük hız ve yük durumlarında dahi shimmyi bastıramadığı tespit edilmiştir. Bunun yanı sıra, bazı yük koşullarında yüksek hızlarda kararlılık sağlanırken düşük hızlarda sistemin kararsız davranış gösterdiği

belirlenmiştir. Şekil 4.18’de ise σ gevşeme uzunluğunu değiştirilerek kararlılık haritaları çizdirilmiştir. Bu uzunluğun arttırılması ile iniş takımı shimmy kararlılığını kaybetmeye daha meyilli hale gelmektedir. Maksimum yük koşulunda, belli bir hız sonrası kararlılık herhangi bir yay katsayısı için sağlanamamaktadır. Buna karşılık, iniş takımının daha az yüklenmesi ile yüksek hızlarda shimmy titreşimi görülmemekte ve hatta yüksek hız kararlılık için gerek şart haline gelmektedir.



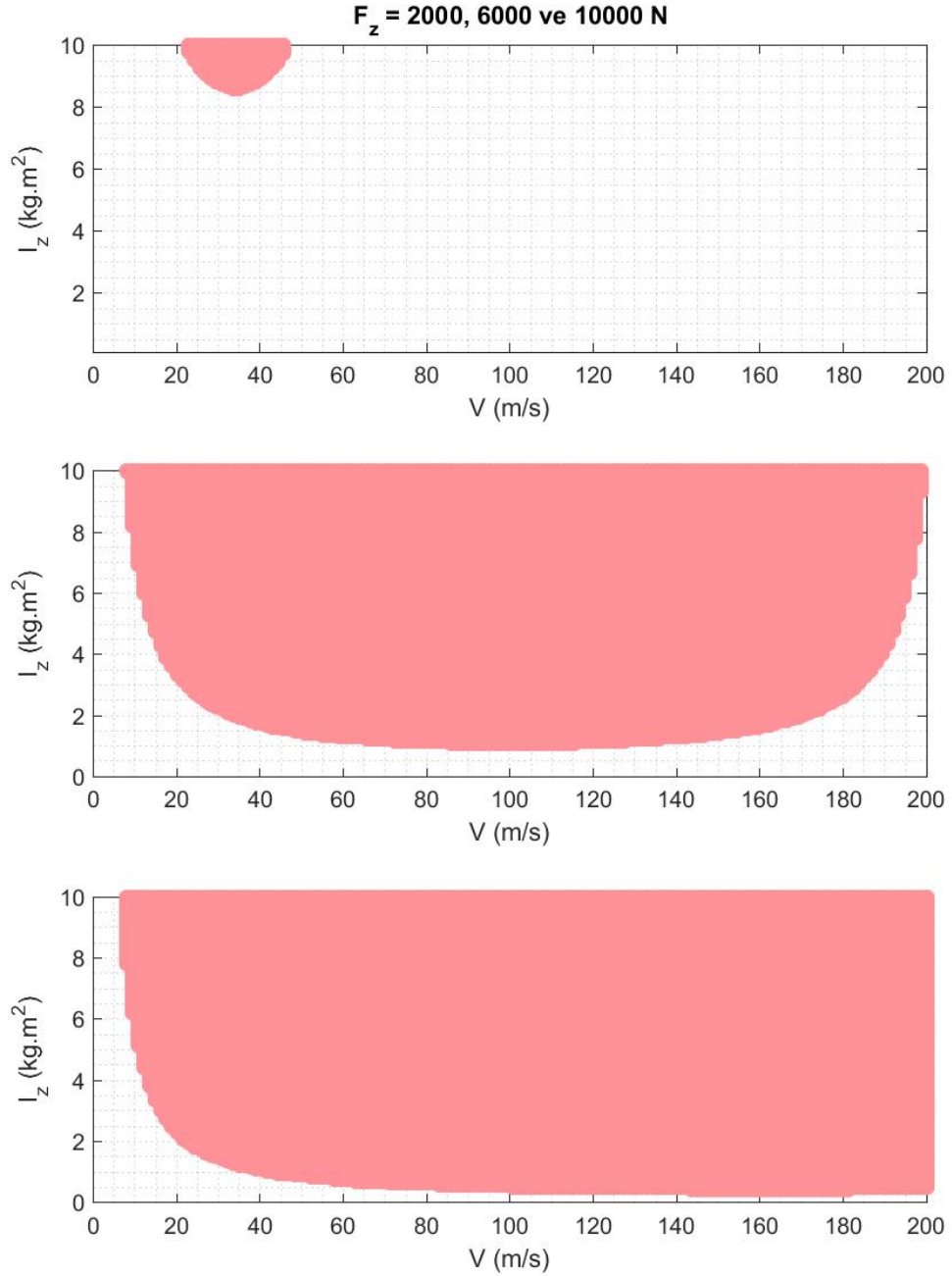
Şekil 4.17 : $c - V$ kararlılık haritası ($F_z = 2000, 6000$ ve 10000 N).



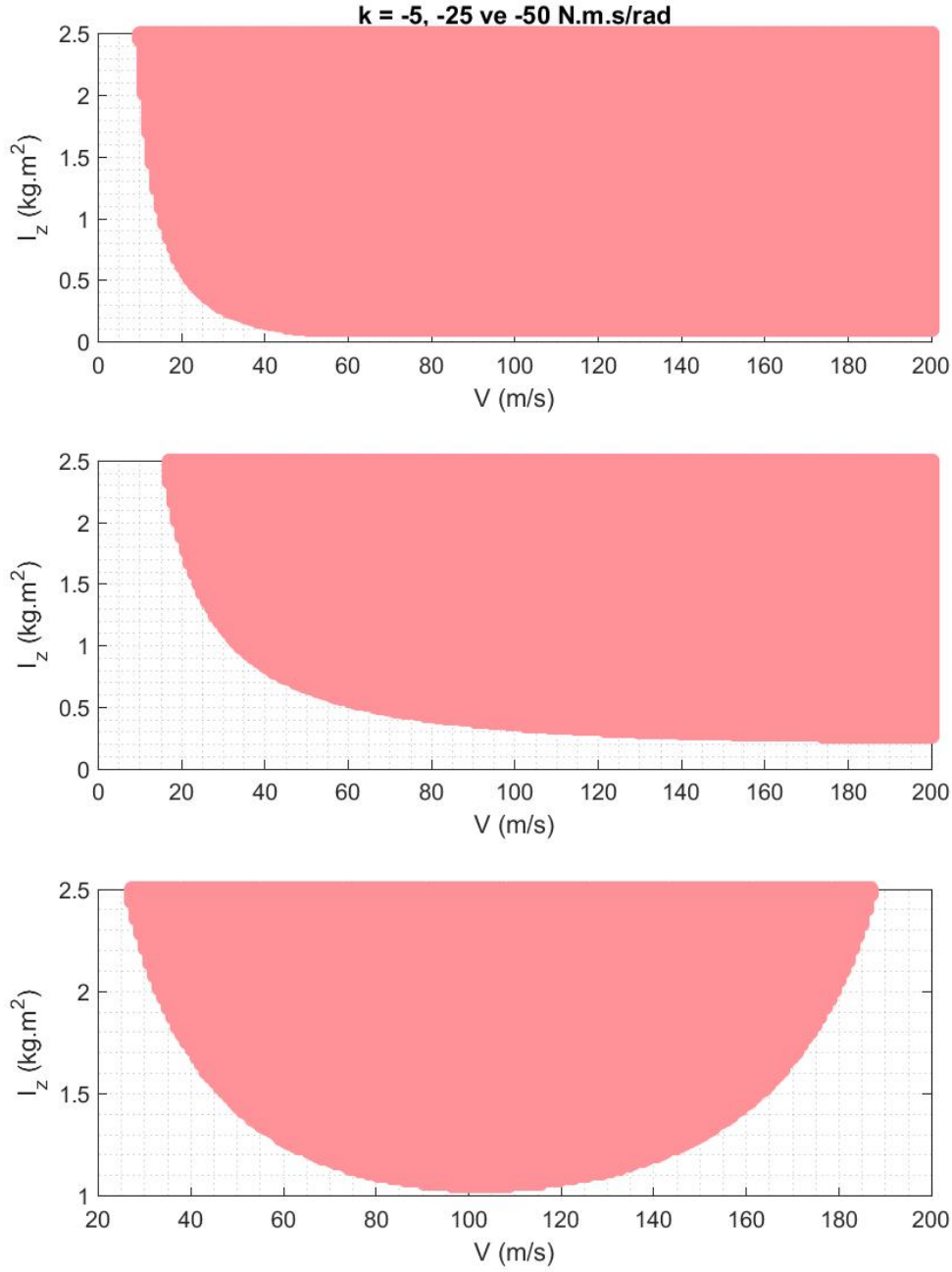
Şekil 4.18 : $c - V$ kararlılık haritası ($\sigma = 0.125, 0.25$ ve 0.5 m).

Şekil 4.19 ve 4.20’de $I_z - V$ kararlılık haritaları verilmiştir. Şekil 4.19’da F_z dikey yük değeri arttırılarak analiz tekrarlanmıştır. Dikey yükün artış ile haritada kararsız olan bölgenin alanı giderek büyümektedir. En düşük yük koşulu için yalnızca küçük bir bölgede shimmy kararsızlığı görülmektedir. Bu bölgede atalet momenti nominal değerinin (0.1 kg.m^2) yaklaşık 100 katıdır. Bununla birlikte, yüksek atalet momentli iniş takımlarının ortalama yüklenmiş durumlarda yüksek hızlı olmasına rağmen kararlı, düşük hızlı seyretmesine rağmen ise kararsız olduğu gösterilmiştir. Şekil

4.20’de ise k sönümleme katsayısının farklı değerleri için kararlılık haritaları sunulmuştur. Sönümleme torkunun artması ile kararlı olan bölgelerin alanı giderek artmıştır. Maksimum sönümleme katsayısı için; yüksek hızlarda kararlı bir davranış görülürken, daha düşük hızlarda kararsız bir davranış elde edilebilmektedir.



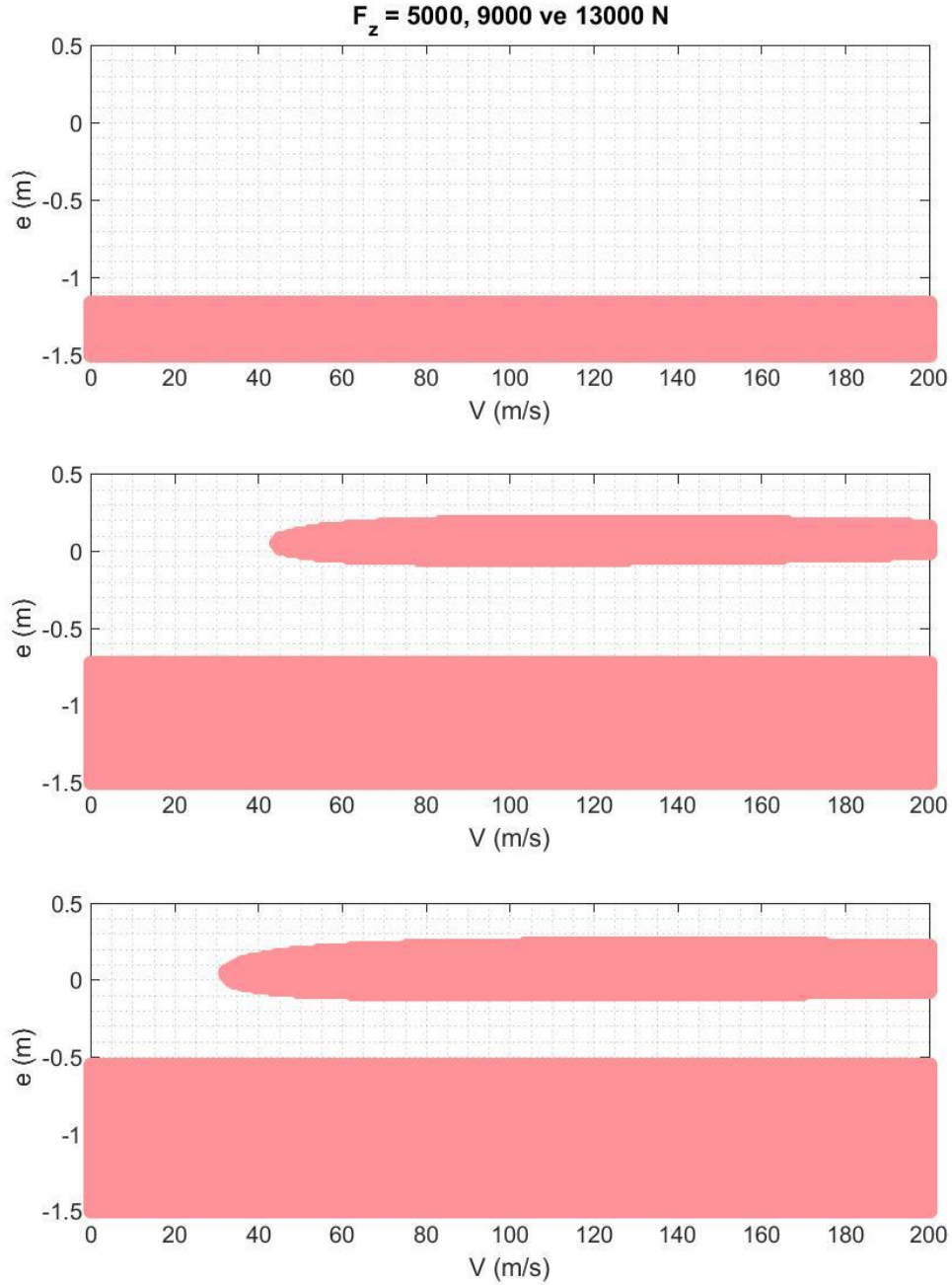
Şekil 4.19 : $I_z - V$ kararlılık haritası ($F_z = 2000, 6000$ ve 10000 N).



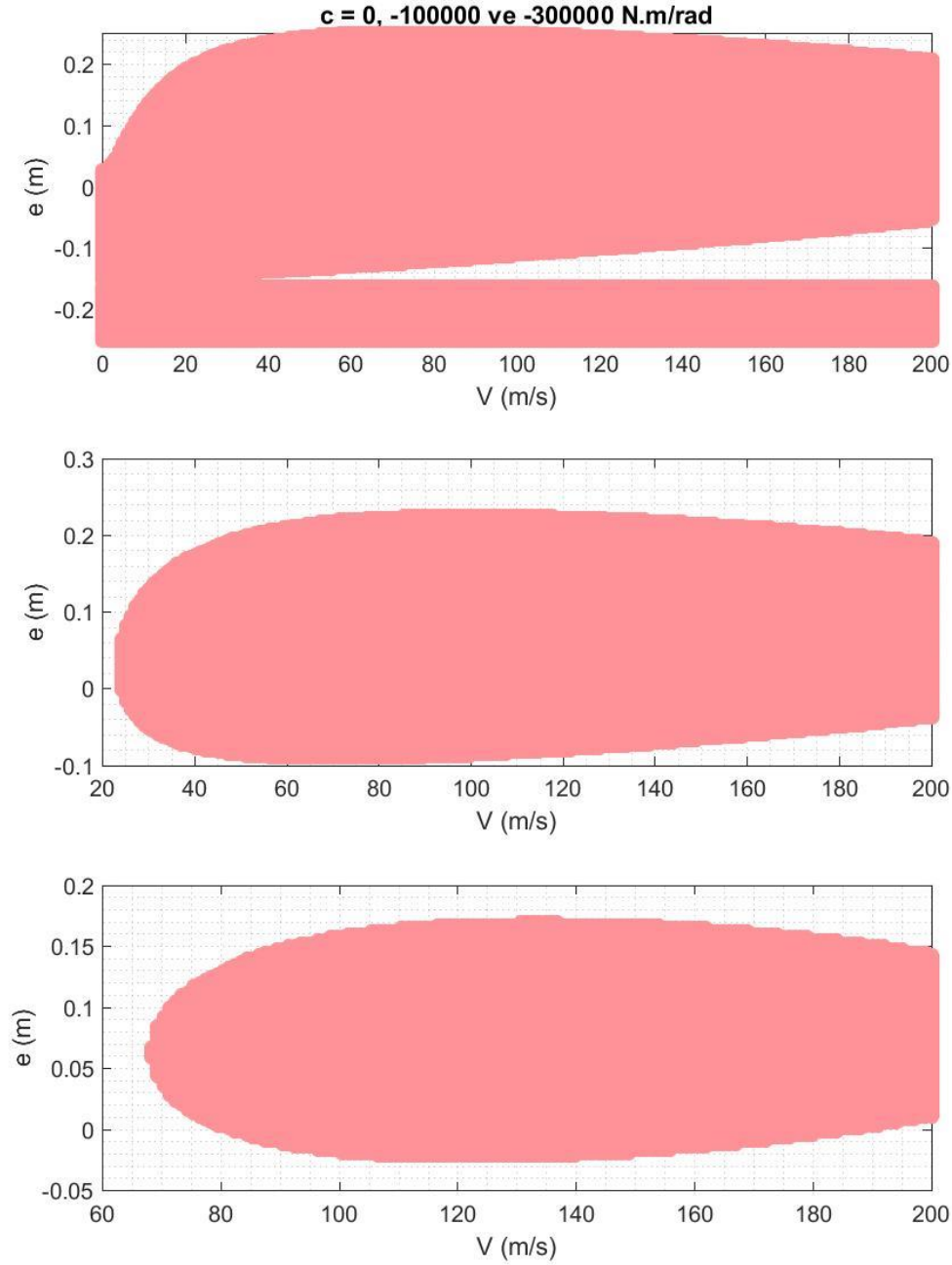
Şekil 4.20 : $I_z - V$ kararlılık haritası ($k = -5, -25$ ve -50 N.m.s/rad).

Şekil 4.21 ve 4.22’de $e - V$ kararlılık haritaları verilmiştir. Şekil 4.21’de F_z dikey yük değerinin farklı değerleri için kararlılık haritaları verilmiştir. Kaster uzunluğunun negatif yönde yüksek değerleri için kararlılık korunamamaktadır. Bu bölgenin alanı dikey yükteki artış ile genişlemektedir. Minimum yük koşulunun üstünde kararsız bölgeler iki alt bölgeye ayrılmakta ve bu alt bölgelerden biri pozitif kaster uzunluklarını da içermektedir. Pozitif kaster uzunluğu için düşük hızlı taksi hareketi kararlılık açısından güvenli olarak değerlendirilebilmektedir. Şekil 4.22’de ise c yay katsayısının değişimi

ile $e - V$ kararlılık haritasının değişimi sunulmuştur. Rijitliğe sahip olmayan sistemlerde kararlılık çok kısıtlı bir bölge için sağlanmaktadır. Düşük rijitlikte, yüksek hızlı hareket hava araçları için negatif kaster uzunluğu uygun bir alternatif olabilmektedir. Örneğin, F-16 uçağının kaster uzunluğu negatif yönde verilmesine rağmen kararlı shimmy karakteristiğine sahiptir [9]. Yay katsayısının artması ile kararlı bölgelerin alanı artmaktadır.



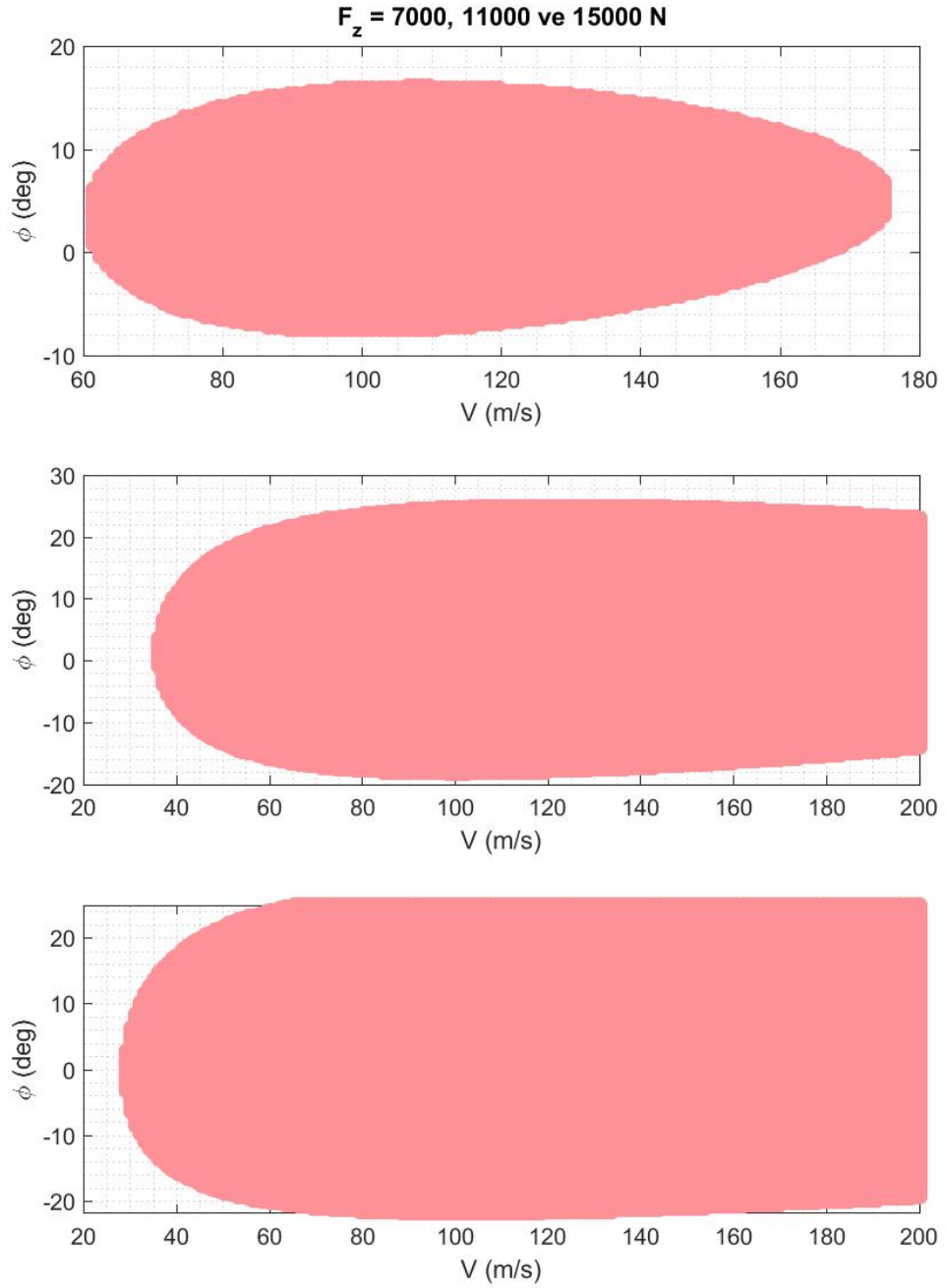
Şekil 4.21 : $e - V$ kararlılık haritası ($F_z = 5000, 9000$ ve 13000 N).



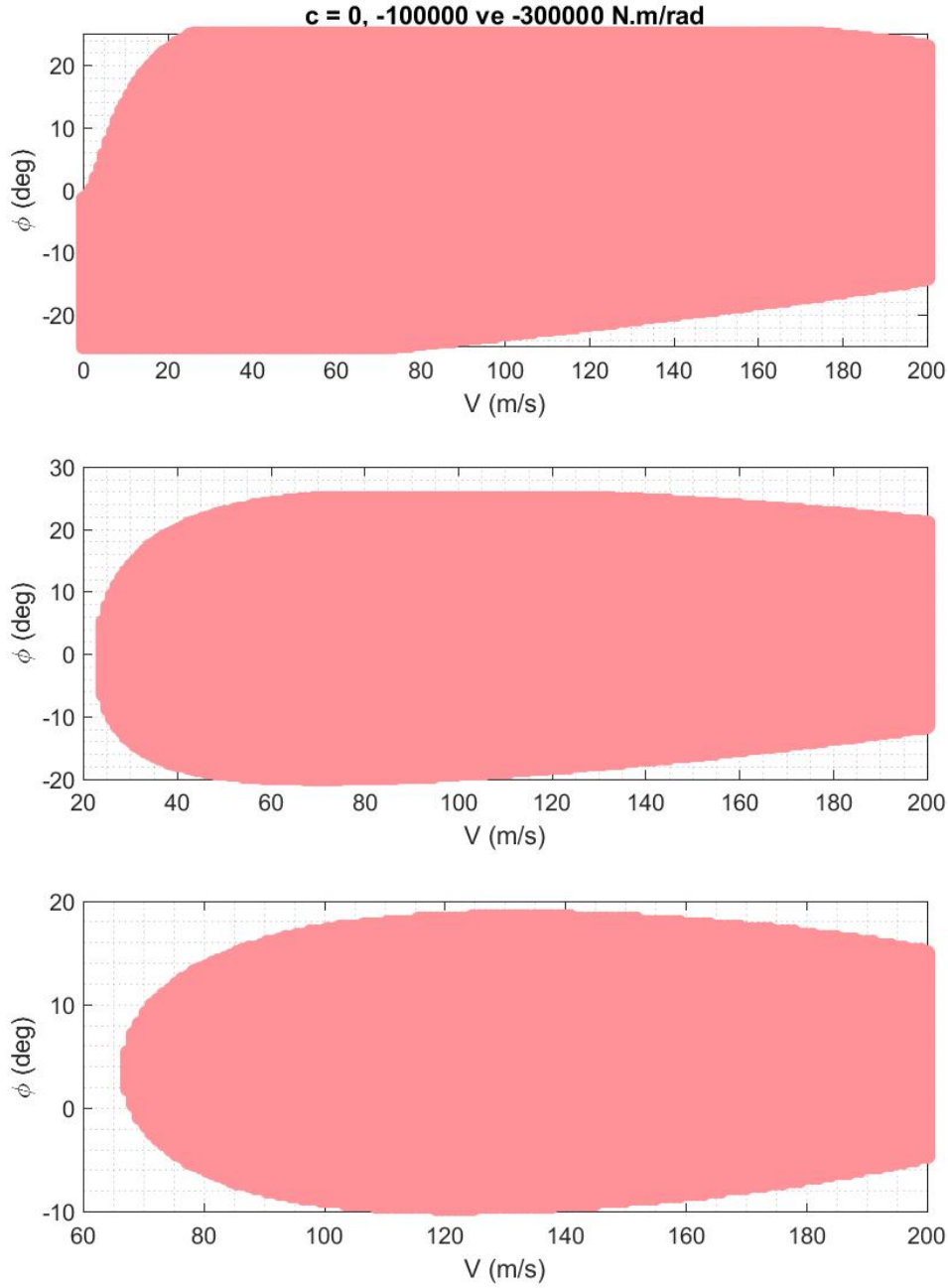
Şekil 4.22 : $e - V$ kararlılık haritası ($c = 0, -100000$ ve -300000 N.m/rad).

Şekil 4.23 ve 4.24'te $\varphi - V$ kararlılık haritaları verilmiştir. Şekil 4.23'te F_z dikey yükteki değişim için kararlılık haritaları oluşturulmuştur. Yük artışı ile kararlı bölge alanında daralma görülmüştür. Belirli bir açının pozitif ve negatif değerlerinde shimmy karakteristiği kararlılık açısından benzerlik göstermektedir. Ayrıca, tüm yük koşulları için açının mutlak değerinin 20° üzerine çıkması sistemi kararsızlığa itmektedir. Nispeten az yüklenmiş iniş iniş takımlarında pozitif eğim açısı kararlılığı koruma açısından daha ideal bir seçenek olarak öne çıkmaktadır. Şekil 4.24'te ise c

yay katsayısının farklı değerleri için kararlılık haritası tekrar çizdirilmiştir. Yay torkunun artması ile kararlı bölge alanı genişlemektedir. Eğim açısının mutlak değerce yüksek olduğu durumlarda yay sabitinden bağımsız olarak sistem kararsız bir davranış göstermektedir. Bu değerlerde yüksek hızla taksi yaparken kararlı bir shimmy davranışı gözlemlenmektedir.



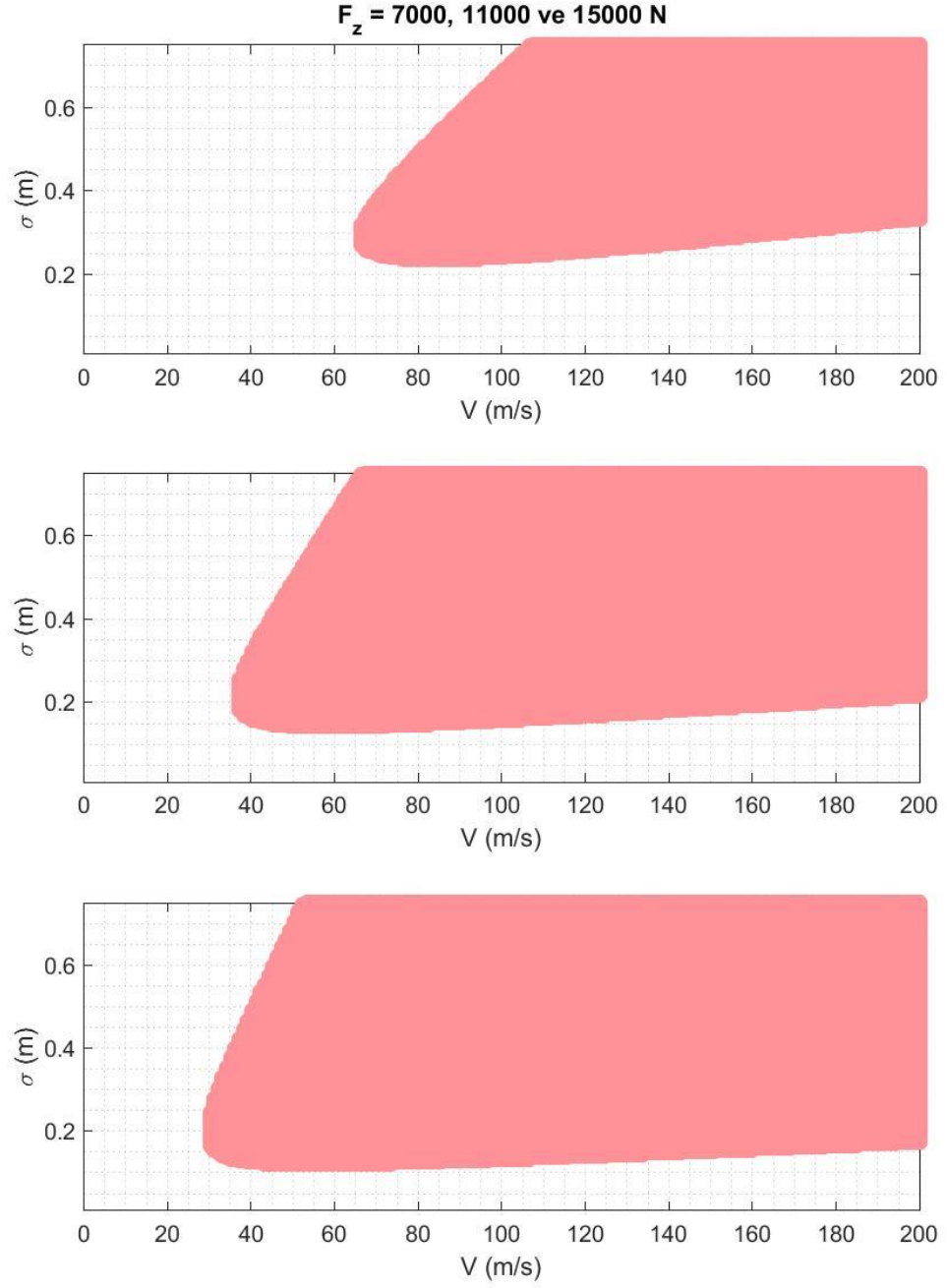
şekil 4.23 : $\phi - V$ kararlılık haritası ($F_z = 7000, 11000$ ve 15000 N).



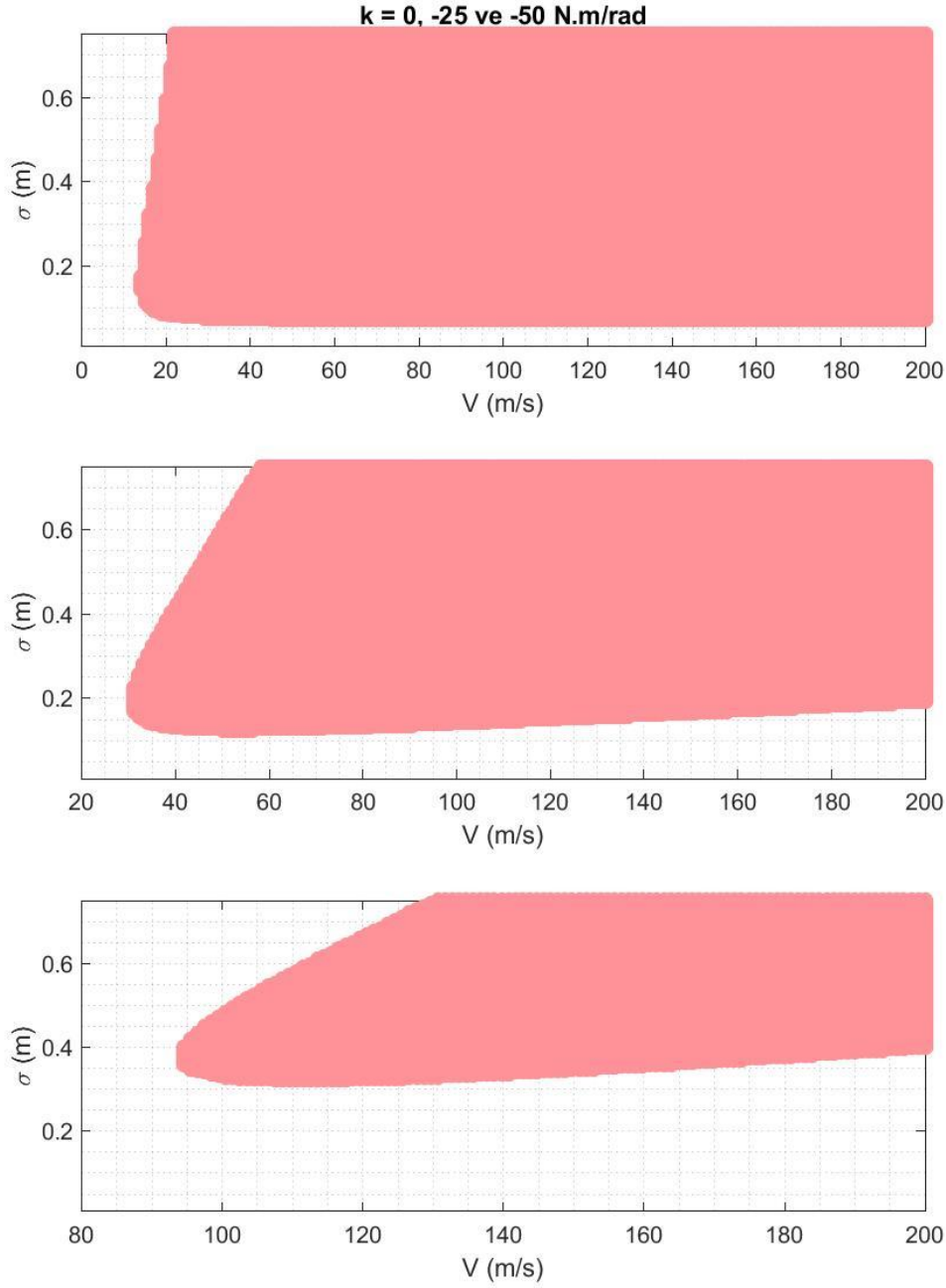
Şekil 4.24 : $\phi - V$ kararlılık haritası ($c = 0, -100000$ ve -300000 N.m/rad).

Şekil 4.25 ve 4.26'da $\sigma - V$ kararlılık haritaları verilmiştir. Şekil 4.25'te F_z dikey yükünün değişimi ile kararlılık haritalarının durumu verilmiştir. Dikey yükün arttırılması ile osilasyonlu bir sistem davranışı görülme olasılığı artmaktadır. Kısa gevşeme uzunluğuna sahip tekerlekli iniş takımlarının kararlı olduğu gösterilmiştir. Özellikle yüksek hızlarda, yalnızca kısa gevşeme uzunluğunun stabil davranış sağladığı görülmüştür. Şekil 4.26'da ise k sönümleme katsayısının kararlılık haritası üzerindeki etkisi verilmiştir. Düşük sönümleme torku altında beklendiği gibi sistem

bir çok koşul için kararsızdır. Ancak, verilen üç koşul için de kısa gevşeme uzunluklarında kararlı bir shimmy karakteristiği edinilmiştir.



Şekil 4.25 : $\sigma - V$ kararlılık haritası ($F_z = 7000, 11000$ ve 15000 N).

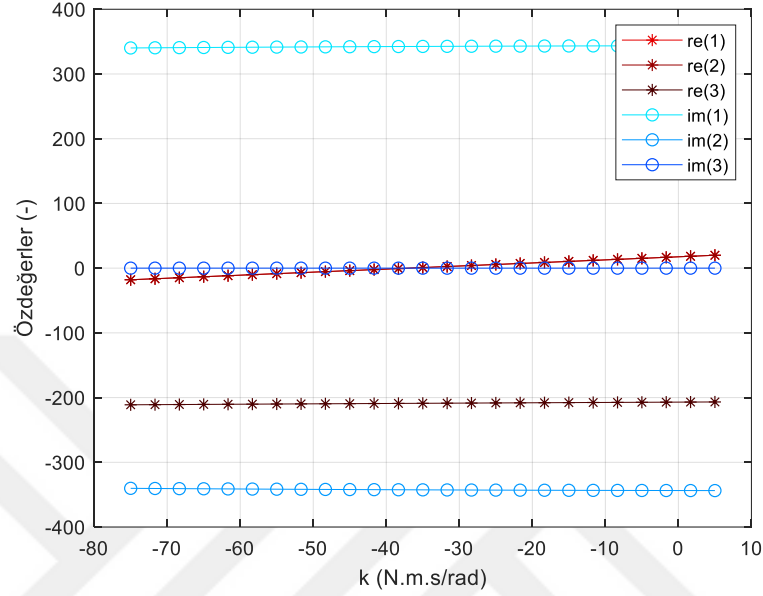


Şekil 4.26 : $\sigma - V$ kararlılık haritası ($k = 0, -25$ ve -50 N.m/rad).

4.2.2 Özdeğer trendi

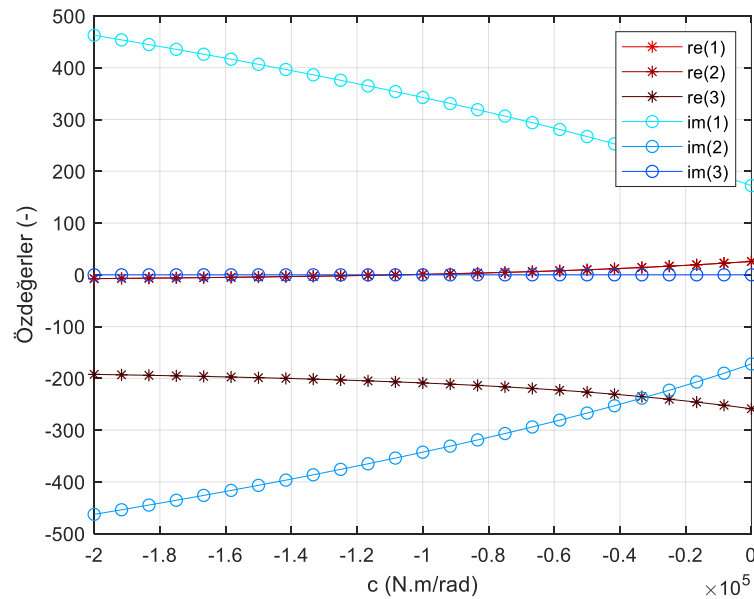
Özdeğerlerin gerçek kısımlarının parametre varyasyonu ile değişimi kararlı bir NLG tasarımı ve durumu hakkında önemli bir bakış açısı sunmaktadır. Bunun yanı sıra belirli parametrelerin değişimine bağlı özdeğer trendleri verilmiştir. Şekil 4.27 – 4.34’te özdeğerlerin sistem, tekerlek ve süreç parametreleri ile arasındaki ilişkiler verilmiştir.

Şekil 4.27’de dönel sönümleme katsayısına bağlı özdeğer trendi verilmiştir. Sönümleme torkunun küçük olması durumunda iniş takımı shimmye girebilmektedir. Sönümleme katsayısının giderek artması ise beklenildiği gibi kararlı shimmy karakteristiği sağlamaktadır.



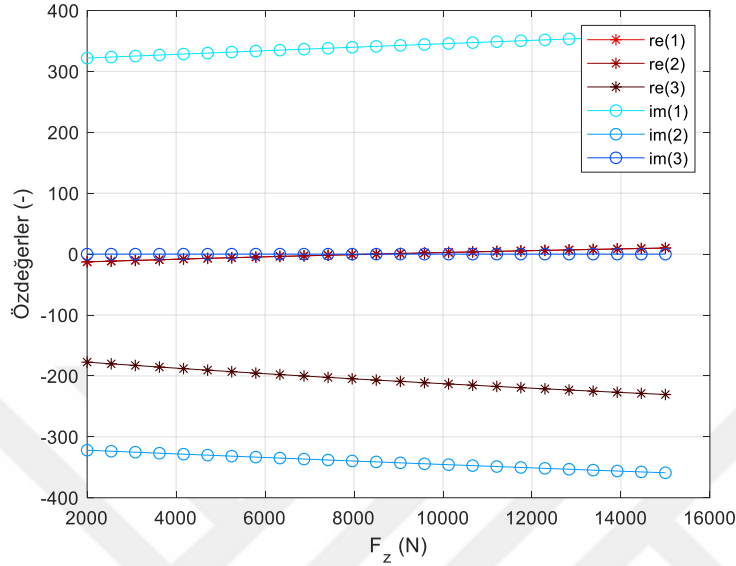
Şekil 4.27 : k parametresine bağlı özdeğer trendi.

Şekil 4.28’de ise dönel yay katsayısına bağlı özdeğer trendi çizdirilmiştir. Yay katsayısının azalması sistemi öncelikle kararlılık sınırına getirmekte ve azalmaya devam etmesi ile kararsız hale getirmektedir.



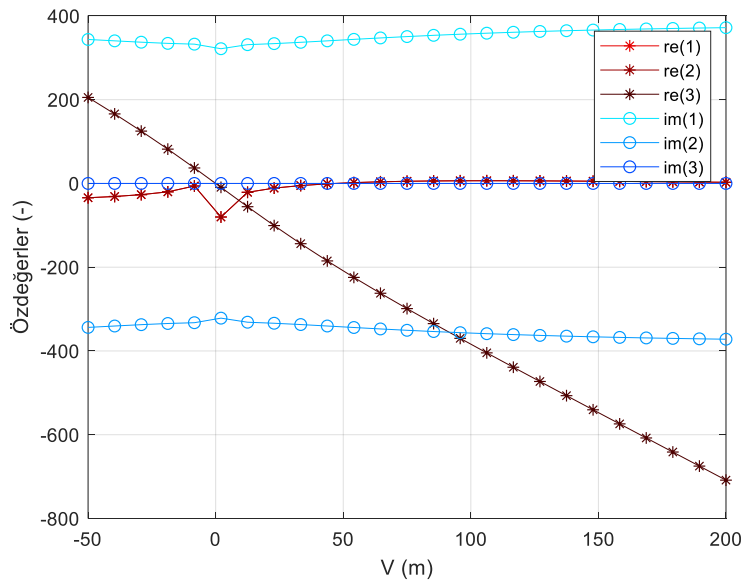
Şekil 4.28 : c parametresine bağlı özdeğer trendi.

Şekil 4.29’de ise dikey yüke bağlı özdeğer trendi çizdirilmiştir. Dikey yükün artışı ile özdeğerlerin gerçekte kısımları kompleks düzlemde sağa tarafa doğru harekete geçirmektedir. Ayrıca, aşırı yüklenmiş NLG’lerin kararsız bir karakteristiğe sahip olduğu görülmektedir.



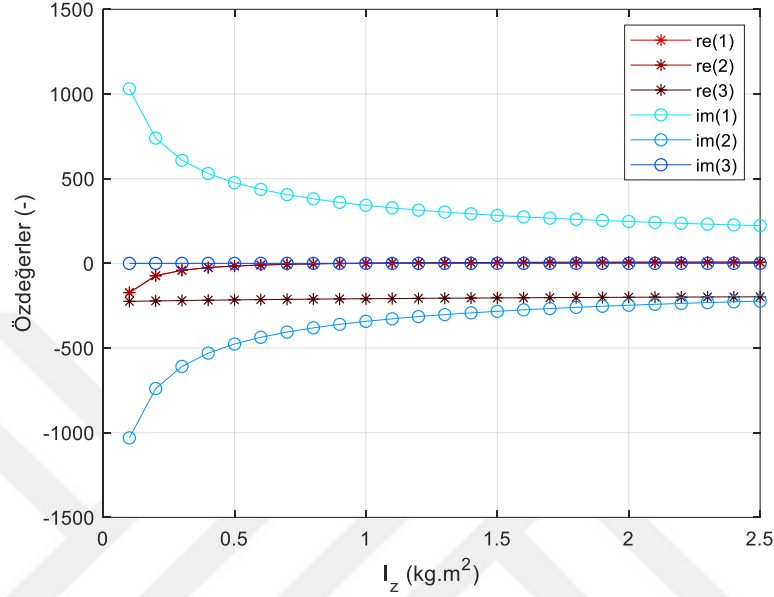
Şekil 4.29 : F_z parametresine bağlı özdeğer trendi.

Şekil 4.30’da ise ileri taksi hızına bağlı özdeğer trendi çizdirilmiştir. Negatif hızlarda ve yüksek pozitif hızlarda kararsız bir shimmy titreşimi görülmektedir. Dikkat edilmesi gereken nokta negatif hızlarda 3. özdeğerin gerçekte kısmı pozitif yarı düzleme geçerken, yüksek pozitif hızlarda 2. özdeğerin gerçekte kısmı bu düzleme doğru hareket etmektedir.



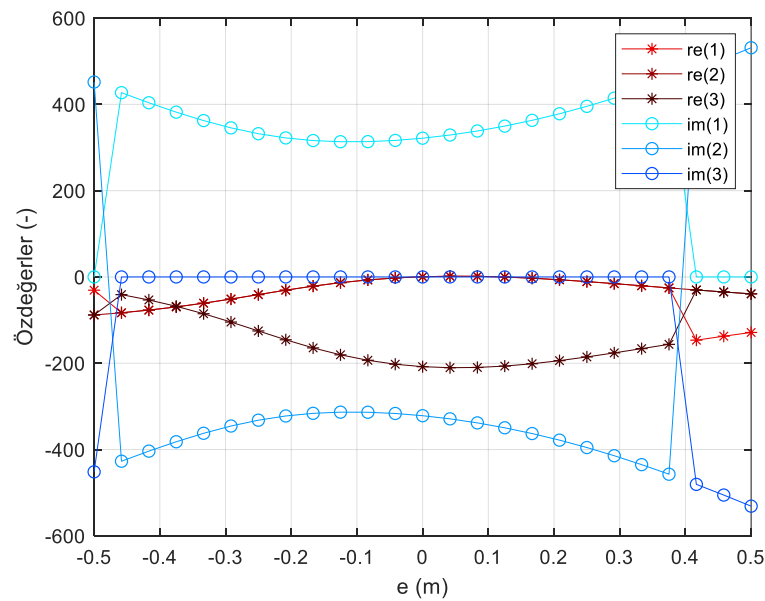
Şekil 4.30 : V parametresine bağlı özdeğer trendi.

Şekil 4.31’de dikme atalet momentine bağlı özdeğer trendi çizdirilmiştir. Yüksek atalet momentine iniş takımlarının kararlılık sınırına yaklaştığı görülmektedir. Tasarım süresince nominal değer etrafında seçim yapılması daha uygundur. Geometrinin değişmemesi şartı altında hafifleştirmenin kararlı bir shimmy davranışı sunabileceği kanıtlanmıştır.



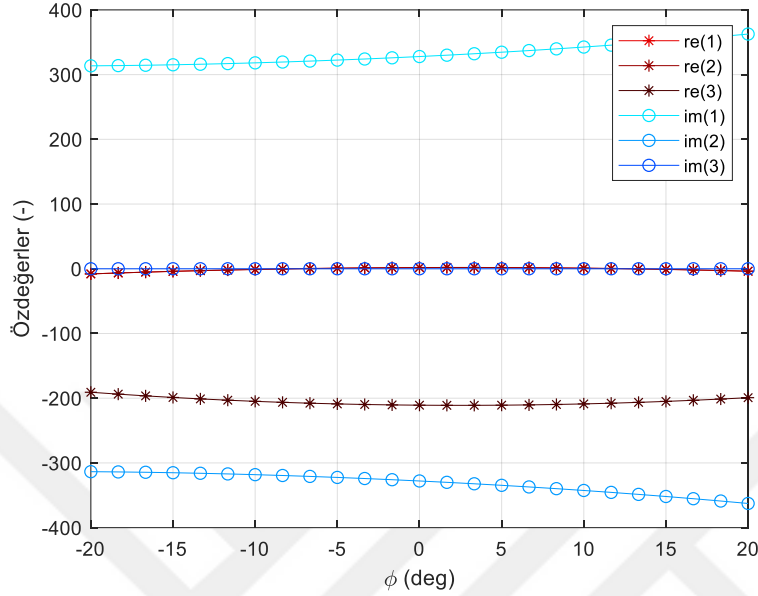
Şekil 4.31 : I_z parametresine bağlı özdeğer trendi.

Şekil 4.32’de kaster uzunluğuna bağlı özdeğer trendi çizdirilmiştir. -0.1 ile 0.2 metre civarlarında sistemin kritik kararlı davrandığı görülmektedir. Ekstra ağırlık ekleneceği göze alınarak iki yönde de kaster uzunluğunun uzatılabilceği kanısına varılmıştır.



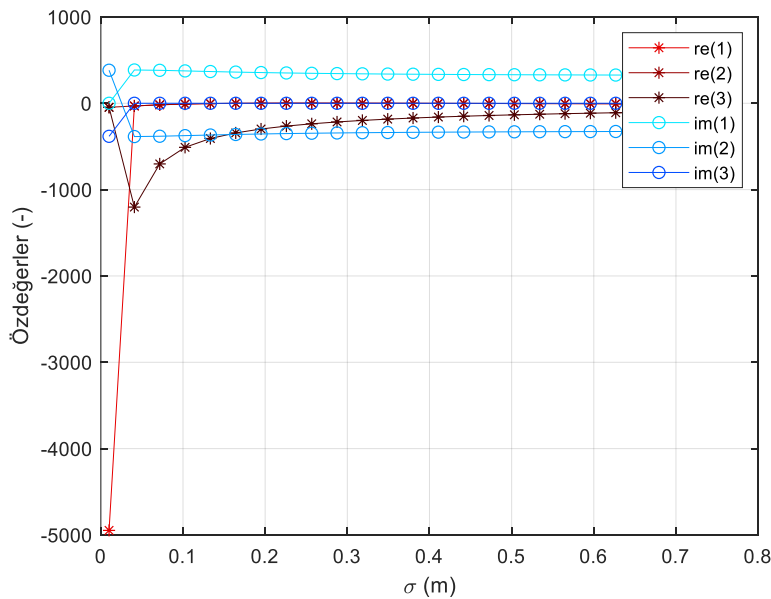
Şekil 4.32 : e parametresine bağlı özdeğer trendi.

Şekil 4.33'te eğim açısına bağlı özdeğer trendi çizdirilmiştir. Eğim açısının geniş aralığı için sistem kritik kararlı davranış sergilemektedir. Bu açısının seçimi esnasında esnek davranılabilmektedir.



Şekil 4.33 : φ parametresine bağlı özdeğer trendi.

Şekil 4.34'te gevşeme uzunluğuna bağlı özdeğer trendi çizdirilmiştir. Gevşeme uzunluğunu arttırıldıkça sistem kritik kararlı halden kararsız hale yakınsamaktadır. Tekerlek seçimi yapılırken kısa gevşeme uzunluğuna sahip tekerlekler tercih edilmelidir.



Şekil 4.34 : σ parametresine bağlı özdeğer trendi.

4.3 Gecikmeli Doğrusal Shimmy Modelinin Analiz Edilmesi

Zaman gecikmeli sistemler (*Time Delay System – TDS*) yaklaşımı herhangi bir gecikme unsuru barındırabilen ulaşım, havacılık ve süreç gibi alanlarda faydalanılabilecek bir metoolojidir. TDS modelleri yapılarındaki gecikme unsurunda ötürü sonsuz boyuta sahiptir ve sonsuz sayıda sıfır – kutup içermektedir. Bu sebeple, TDS dinamiklerini analiz etmek ve yorumlamak oldukça karmaşıktır. TDS'lere ait kutup ve sıfırları hesaplamaksızın dinamikleri inceleyen yöntemler bulunmaktadır. Bu yöntemler, sistem spektrumunun karakteristik üzerinde belirleyici olan kısmını ele almakta ve böylece sistem hakkında detaylı bilgi vermektedir.

Hem gecikmeli hem de nötral sistemlerin (Nötral sistemler, hem durumda hem de durumun türevin gecikme içeren sistemlerdir ve türevdeki gecikme nötral gecikme olarak adlandırılmaktadır [117].) spektrum özellikleri Bellman ve Cooke tarafından ortaya konulmuştur [118]. 1963'te yayınlanan çalışma, US Air Force tarafından RAND projesi kapsamında fonlanmıştır. TDS'lerin spectrum özelliklerine dair bir çok çalışma daha yapılmıştır. Gecikmeli sistemlerin en sağdaki köklerini (*right-most roots*) belirleyen kararlılığı yaklaşık olarak saptamak için sunulan bazı yöntemler sistem çözümü operatörünün ayrıklaştırılmasına dayandırılmaktadır.

Doğrusal çok adımlı yöntemler (*linear multi-step methods*) ilk bahsedilecek operatördür. İlk defa Baker ve Ford tarafından bu yöntemin kararlılığı araştırılmıştır [119]. Engelborghs ve Roose bu konuda önemli çalışmalar yapmış [120], [121] ve 2002 yılında DDE-BIFTOOL adından bir MATLAB aracı hazırlamışlardır [122], [123].

Sistemle ilgili çözüm operatörünün Runge-Kutta zaman ayrıklaştırılması yöntemi de tercih edilmektedir [124], [125]. İleriki bir çalışmada bu yöntem doğruluk ve hesaplama zamanı açısından geliştirilerek Runge-Kutta-Nyström Yöntemi adı ile sunulmuştur [126].

Spektrum hesaplamasında kullanılan diğer bir yaklaşım ise sistemin sonsuzküçük üreticinin (*infinitesimal generator*) ayrıklaştırılmasına dayanmaktadır. Bu ayrıklaştırma esnasında, Runge-Kutta yönteminden [127], psödospektral tekniklerden [128], [129], Euler yönteminden ve trapezoidal kuraldan [130] faydalanılabilmektedir. DDE-BIFTOOL gibi bu yöntem de TRACE-DDE adı ile bir MATLAB aracı haline getirilmiştir [131], [132].

Spektral ayırıklaştırma gecikmeli sistemlerin analizinden kullanılan bir diğer yöntemdir. Wu ve Michiels; spektral ayırıklaştırma yöntemi ile rasyonel yaklaşım arasındaki ilişkiyi kullanarak ayırıklaştırma noktalarının sayısını mümkün olduğunca küçük ancak sağ yarım düzlemdeki belirli bir bölgedeki tüm karakteristik kökleri hesaplamak için yeterince büyük tutan bir prosedür oluşturmuştur [129]. Vyasarayani, Subhash ve Nagy ise spektral tau and spektral en küçük kareler yaklaşımını zaman gecikmeli bir diferansiyel denklemin karakteristik köklerini hesaplamak için kullanmıştır [133].

Sıralanan yöntemler haricinde Lamber W fonksiyonu [134]–[136], nümerik algoritmalar [136], [137], Laplace dönüşümü [138] ve D-subdivizyonu [139] gibi yaklaşımlar gecikmeli diferansiyel denklemleri kararlılığının belirlenmesinde tercih edilmektedir.

Bu çalışmada CTCR ve QPmR yöntemleri kullanılarak 3.103 denkleminde verilen gecikmeli shimmy modelinin analizi gerçekleştirilmiştir. İki algoritma ve kullanımları açıklanmıştır.

4.3.1 CTCR metodolojisi

Gecikmeli shimmy modelinin kararlılık analizi sırasında ilk olarak Louissel tarafından sunulan sanal eksenindeki özdeğerleri bulma yöntemi [140] ile Olgaç ve Sipahi tarafından sunulan *Cluster Treatment of Characteristic Roots* (CTCR) yöntemi [141] kullanılmıştır. CTCR, *Direct Method* (DM) metodolojisini baz almaktadır ve bu yöntem [139], [142], [143] yayınlarında açıklanmıştır. *Advances in Time Delay Systems* kitabının, *Improvements on the Cluster Treatment of Characteristic Roots and the Case Studies* bölümünde DM ve CTCR yöntemleri uygulamalı örneklerle özetlenmiştir [144].

Kullanılan algoritma aşağıda açıklanmıştır.

1. Sistem (4.1)'deki gibi oluşturulur.

$$\dot{x}(t) = A_0 x(t) + A_1 x(t - \tau) \quad (4.1)$$

Burada $x(n \times 1)$, A ve $A_0 \in \mathfrak{R}^+(n \times n)$, $\tau \in \mathfrak{R}^+$ ve A ve A_0 matrisleri 3.103 denklem sistemindeki sabit matrislerdir.

2. Sistemin özdeğerleri $\tau = 0$ için hesaplanır.
3. J_0 matrisi 4.2'deki formül yardımıyla hesaplanır. ($\otimes$: Kronecker çarpımı)

$$J_0 = \begin{bmatrix} A_0 \otimes I & A_1 \otimes I \\ -I \otimes A_1 & -I \otimes A_0 \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

4. J_0 'ın özdeğerleri hesaplanır.
5. Tamamen imajiner olan özdeğerler Ω olarak tutulur.
6. Ω 'nın elemanı olan tüm w değerleri için, (A, A_1) çiftinin genelleştirilmiş özdeğerleri hesaplanır ve z olarak tutulur. Burada A , 4.3'teki gibi hesaplanır.

$$A = A_w = iwI - A_0 \quad (4.3)$$

7. τ aşağıdaki 4.4'teki formül yardımıyla hesaplanır.

$$\tau = \frac{2\pi l}{w} - \frac{\arctan\left(\frac{\text{Im}(z)}{\text{Re}(z)}\right)}{w} \quad (4.4)$$

Burada gecikme değerine $2\pi l/w$ eklenerek gecikmeli sistemin öz değerlerini sanal eksen üzerinde konumlandıran diğer gecikme değerleri hesaplanmaktadır.

8. Sisteme ait karakteristik polinom 4.5'teki gibi elde edilir.

$$CE(s, \tau) = \det(sI - A_0 - A_1 e^{-\tau s}) \quad (4.5)$$

9. Karakteristik polinom 4.6'daki formda tekrar yazılır [145].

$$CE(s, \tau) = P(s) + Q(s)e^{-\tau} \quad (4.6)$$

10. Önceki adımda oluşturulan karakteristik polinomun s 'e göre türevi 4.7'deki gibi alınır. $P'(s)$ ve $Q'(s)$, $P(s)$ ile $Q(s)$ 'in s 'e göre türevlerini belirtir.

$$\frac{ds}{d\tau} = \frac{Q(s)se^{-\tau s}}{P'(s) + Q'(s)e^{-\tau s} - Q(s)\tau e^{-\tau s}}$$

$$\text{veya} \quad (4.7)$$

$$\frac{ds}{d\tau} = -s \left(\frac{P'(s)}{P(s)} - \frac{Q'(s)}{Q(s)} + \tau \right)^{-1}$$

11. İlgili sanal geçiş frekansı ve zaman gecikmelerine karşılık gelen kök eğilimleri (*root tendency* – RT) 4.8’de hesaplanmıştır.

$$\begin{aligned} RT|_{s=iw_c} &= \text{sign} \left\{ \text{Re} \left[\frac{ds}{d\tau} \right]_{s=iw_c} \right\} \\ &= -\text{sign} \left[\text{Re} \left(iw_c \left(\frac{P'(iw_c)}{P(iw_c)} - \frac{Q'(iw_c)}{Q(iw_c)} + \tau \right)^{-1} \right) \right] \\ &= -\text{sign} \left[\text{Re} \left(\frac{1}{iw_c} \left(\frac{P'(iw_c)}{P(iw_c)} - \frac{Q'(iw_c)}{Q(iw_c)} + \tau \right) \right) \right] \\ &= -\text{sign} \left[\text{Im} \left(\frac{1}{iw_c} \left(\frac{Q'(iw_c)}{Q(iw_c)} - \frac{P'(iw_c)}{P(iw_c)} \right) \right) \right] \end{aligned} \quad (4.8)$$

12. Sistemin kararlılığı karşılık gelen RT'ye (kök eğilimi) belirlenir. RT, τ değerinin $\tau - \epsilon$ 'dan $\tau + \epsilon$ 'a ($0 < \epsilon \leq 1$) artışı ile meydana gelen $s = iw_c$ 'deki köklerin yerdeğiştirme yönünü temsil etmektedir [141], [146].

- **RT = +1:** Kökleri sol yarı düzlemden sağ yarı düzleme geçiren gecikmelere karşılık gelen RT değeridir.
- **RT = -1:** Kökleri sağ yarı düzlemden sol yarı düzlemine geçiren gecikmelere karşılık gelen RT değeridir.

13. Elde edilen τ değerleri sıralanır ve kararlılık tablosu oluşturulur.

CTCR yöntemi 3.103'te sunulan durum uzayı modeline uygulanmıştır. Şekil 4.35 – 4.52'de kararlılık tabloları verilmiştir. Bu tablolarda **K** kararlı bölgeleri, **KZ** ise kararsız bölgeleri temsil etmektedir.

3.12 ve 3.13 denklemlerinde tekerlek hafızasından kaynaklanan gecikme değerin $2a/V$ kadar olduğu verilmiştir. Nominal ileri hızların 10 ve 50 m/s olarak belirlenmesi durumunda, bu nominal değerlere karşılık gelen gecikmeler sırasıyla (τ_n) 0.02 s and 0.004 s olarak hesaplanmıştır.

Şekil 4.35 ve 4.36’da sönümleme katsayısı için kararlılık geçiş tabloları verilmiştir. Düşük hızla taksi koşullarında kararlılık sönümleme torkunun değişiminden etkilenmemektedir. Gecikme değerin $\tau - \tau_1$ arasında olması durumunda sistem kararlı bir davranış göstermektedir. Yüksek hız koşulu göze alındığı zaman sönümlemedeki artışın kararlılık tablosunun durumunu değiştirdiği görülmüştür. Verilen yüksek hız koşulu için, iniş takımı yalnız sönümleme torkunun maksimum olduğu durumda kararlı bir davranış sergilemektedir.

k = 0, -25 ve -50 N.m.s/rad (V = 10 m/s)				
	τ	τ_1	τ_2	τ_3
0	OK	0.1610KZ	0.3740KZ	0.5870KZ
-25	OK	0.1610KZ	0.3740KZ	0.5860KZ
-50	OK	0.1610KZ	0.3740KZ	0.5860KZ

Şekil 4.35 : k parametresi için kararlılık tablosu (V = 10 m/s ve $\tau_n = 0.02$ s).

k = 0, -25 ve -50 N.m.s/rad (V = 50 m/s)				
	τ	τ_1	τ_2	τ_3
0	OKZ	0.0160KZ	0.0180K	0.0290KZ
-25	OKZ	0.0180K	0.0190KZ	0.0290KZ
-50	OK	0.0210KZ	0.0280K	0.0290KZ

Şekil 4.36 : k parametresi için kararlılık tablosu (V = 50 m/s ve $\tau_n = 0.004$ s).

Şekil 4.37 ve 4.38’de dönel yay katsayısı için kararlılık geçiş tabloları verilmiştir. İki taksi koşulunda da rijikliğe sahip olmayan sistem sürekli olarak kararsızdır. Rijitliğin artması ile iki koşulda da kararlı bir shimmy karakteristiği elde edilmiştir. Artan hız ile τ_3 gecikme sınırından sonra sistem stabil hale gelmektedir.

c = 0, -100000 ve -300000 N.m/rad (V = 10 m/s)				
	τ	τ_1	τ_2	τ_3
0	OKZ	0.0630KZ	0.1290KZ	0.1950KZ
-100000	OK	0.1610KZ	0.3740KZ	0.5860KZ
-300000	OK	0.2040KZ	0.4760KZ	0.7470KZ

Şekil 4.37 : c parametresi için kararlılık tablosu (V = 10 m/s ve $\tau_n = 0.02$ s).

$c = 0, -100000$ ve -300000 N.m/rad ($V = 50$ m/s)

	τ	τ_1	τ_2	τ_3
0	OK	0.0380KZ	0.0820KZ	0.1260KZ
-100000	OK	0.0200KZ	0.0290KZ	0.0290K
-300000	OK	0.0410KZ	0.0950KZ	0.1490KZ

Şekil 4.38 : c parametresi için kararlılık tablosu ($V = 50$ m/s ve $\tau_n = 0.004$ s).

Şekil 4.39 ve 4.40’da dikme atalet momenti için kararlılık geçiş tabloları verilmiştir. Düşük hızda nominal gecikme değeri $\tau - \tau_1$ aralığı içinde olmasından dolayı sistem osilasyona girmemektedir. İleri hızda artış ile yüksek ataletli iniş takımının kararsız bir karakteristiğe sahip olacağı analiz sonuçları ile doğrulanmıştır. Atalet momentinin tasarım sırasında mümkün mertebe küçük seçilmesi gerektiği görülmüştür.

$I_z = 0.1, 1$ ve 2.5 kg.m² ($V = 10$ m/s)

	τ	τ_1	τ_2	τ_3
0.1	OK	0.1620KZ	0.3750KZ	0.5880KZ
1	OK	0.1610KZ	0.3740KZ	0.5860KZ
2.5	OK	0.1610KZ	0.3720KZ	0.5840KZ

Şekil 4.39 : I_z parametresi için kararlılık tablosu ($V = 10$ m/s ve $\tau_n = 0.02$ s).

$I_z = 0.1, 1$ ve 2.5 kg.m² ($V = 50$ m/s)

	τ	τ_1	τ_2	τ_3
0.1	OK	0.0320KZ	0.0740KZ	0.1170KZ
1	OK	0.0200KZ	0.0290KZ	0.0290K
2.5	OKZ	0.0270KZ	0.0560KZ	0.0860KZ

Şekil 4.40 : I_z parametresi için kararlılık tablosu ($V = 50$ m/s ve $\tau_n = 0.004$ s).

Şekil 4.41 ve 4.42’de dikey yük için kararlılık geçiş tabloları verilmiştir. İki hız koşulu için kararlılığa $\tau - \tau_1$ arasındaki durum değerlendirilerek karar verilmektedir. Düşük hızlarda stabil shimmy hareketi sağlanırken, yüksek hızlara erişildiğinde ekstrem yüklere sahip iniş takımının osilasyona girdiği analizler yardımıyla ispatlanmıştır.

$F_z = 2000, 9000$ ve 15000 N ($V = 10$ m/s)

	τ	τ_1	τ_2	τ_3
2000	OK	0.2140KZ	0.4980KZ	0.7820KZ
9000	OK	0.1610KZ	0.3740KZ	0.5860KZ
15000	OK	0.1330KZ	0.3070KZ	0.4810KZ

Şekil 4.41 : F_z parametresi için kararlılık tablosu ($V = 10$ m/s ve $\tau_n = 0.02$ s).

$F_z = 2000, 9000 \text{ ve } 15000 \text{ N } (V = 50 \text{ m/s})$

	τ	τ_1	τ_2	τ_3
2000	0 K	0.0420 KZ	0.0980 KZ	0.1540 KZ
9000	0 K	0.0200 KZ	0.0290 KZ	0.0290 K
15000	0 KZ	0.0180 KZ	0.0360 KZ	0.0550 KZ

Şekil 4.42 : F_z parametresi için kararlılık tablosu ($V = 50 \text{ m/s}$ ve $\tau_n = 0.004 \text{ s}$).

Şekil 4.43 ve 4.44'te kaster uzunluğu için kararlılık geçiş tabloları verilmiştir. İleri hızın düşük değerlerinde negatif ve 0 kaster uzunluğu için shimmy kararlılığı sağlanmaktadır. Kaster uzunluğu pozitif yönde artırılarak 0.25 m'ye çıkartıldığında ise τ_1 gecikme değeri nominal gecikme τ_n ile eşit olmaktadır. Bu durumda, kaster uzunluğunun aldığı bu değerde sistemin kritik kararlı olduğu söylenebilmektedir. Kaster uzunluğunun pozitif ancak daha küçük bir değer seçilebileceği görülmektedir. Hızın artması ile kararlılığın kaster uzunluğundan bağımsız olarak korunduğu ancak bu durumun gecikme değerinden oldukça etkilendiği gözlemlenebilmektedir.

$e = -0.25, 0 \text{ ve } 0.25 \text{ m } (V = 10 \text{ m/s})$

	τ	τ_1	τ_2	τ_3
-0.25	0 K	0.2850 KZ	0.6570 KZ	1.0290 KZ
0	0 K	0.3030 KZ	0.5460 KZ	0.7890 KZ
0.25	0 K	0.0200 KZ	0.0210 K	0.0370 KZ

Şekil 4.43 : e parametresi için kararlılık tablosu ($V = 10 \text{ m/s}$ ve $\tau_n = 0.02 \text{ s}$).

$e = -0.25, 0 \text{ ve } 0.25 \text{ m } (V = 50 \text{ m/s})$

	τ	τ_1	τ_2	τ_3
-0.25	0 K	0.0180 K	0.0240 KZ	0.0380 K
0	0 K	0.0580 KZ	0.1040 KZ	0.1510 KZ
0.25	0 K	0.0170 KZ	0.0350 KZ	0.0520 KZ

Şekil 4.44 : e parametresi için kararlılık tablosu ($V = 50 \text{ m/s}$ ve $\tau_n = 0.004 \text{ s}$).

Şekil 4.45 ve 4.46'da eğim açısı için kararlılık geçiş tabloları verilmiştir. İki hız koşulunda da nominal gecikme için kararlılık korunmaktadır. İleri hızdaki artış kararlılığı parametreye daha fazla bağlı hale getirmektedir. Bunun yanı sıra hızın düşük olması durumunda geçişlerdeki gecikme değerleri arasındaki farkın daha fazla olduğu görülmüştür.

$\varphi = -15, 0 \text{ ve } 15 \text{ deg } (V = 10 \text{ m/s})$

	τ	τ_1	τ_2	τ_3
-15	OK	0.3290 KZ	0.5940 KZ	0.8590 KZ
0	OK	0.2880 KZ	0.5190 KZ	0.7490 KZ
15	OK	0.1560 KZ	0.3610 KZ	0.5650 KZ

Şekil 4.45 : φ parametresi için kararlılık tablosu ($V = 10 \text{ m/s}$ ve $\tau_n = 0.02 \text{ s}$).

$\varphi = -15, 0 \text{ ve } 15 \text{ deg } (V = 50 \text{ m/s})$

	τ	τ_1	τ_2	τ_3
-15	OK	0.0640 KZ	0.1160 KZ	0.1680 KZ
0	OK	0.0220 KZ	0.0240 K	0.0420 KZ
15	OK	0.0190 K	0.0190 KZ	0.0270 KZ

Şekil 4.46 : φ parametresi için kararlılık tablosu ($V = 50 \text{ m/s}$ ve $\tau_n = 0.004 \text{ s}$).

Şekil 4.47 ve 4.48’de gevşeme uzunluğu için kararlılık geçiş tabloları verilmiştir. Yalnızca yüksek hız – küçük gevşeme uzunluğu kombinasyonu altında (τ_n için) kararlılık görülmektedir. Hızdaki artış ile kararsızlık görülen gecikme zaman aralıkları artmaktadır. Kararlılık geçiş tablosuna göre bu değerin nominal değerine (0.3 m) yakın seçilmesi uygun görülmektedir.

$\sigma = 0.01, 0.25 \text{ ve } 0.5 \text{ m } (V = 10 \text{ m/s})$

	τ	τ_1	τ_2	τ_3
0.01	OK	0.0670 KZ	0.1540 KZ	0.2400 KZ
0.25	OK	0.1450 KZ	0.3360 KZ	0.5270 KZ
0.5	OK	0.2260 KZ	0.5240 KZ	0.8220 KZ

Şekil 4.47 : σ parametresi için kararlılık tablosu ($V = 10 \text{ m/s}$ ve $\tau_n = 0.02 \text{ s}$).

$\sigma = 0.01, 0.25 \text{ ve } 0.5 \text{ m } (V = 50 \text{ m/s})$

	τ	τ_1	τ_2	τ_3
0.01	OKZ	0.0180 KZ	0.0350 KZ	0.0530 KZ
0.25	OK	0.0190 K	0.0190 KZ	0.0240 KZ
0.5	OK	0.0220 KZ	0.0250 K	0.0410 KZ

Şekil 4.48 : σ parametresi için kararlılık tablosu ($V = 50 \text{ m/s}$ ve $\tau_n = 0.004 \text{ s}$).

Şekil 4.49 – 4.52’de ileri hız için kararlılık geçiş tabloları verilmiştir. Verilen hızlar (10, 50 ve 100 m/s) için nominal gecikme değerleri sırasıyla $\tau_n|10 = 0.02$, $\tau_n|50 = 0.004$ ve $\tau_n|100 = 0.002$ ’dir. İlk olarak sönümlleme katsayısı değiştirilmiş ve hızın farklı değerleri için değerlendirme yapılmıştır. Düşük sönümlleme torku altında sistem

yalnızca 10 m/s'lik hızla hareket ettiğinde kararlı bir davranış sergilemektedir. Sönümleme kat sayısının artırılması ile kararlılık tüm hızlar altında garantilenmiştir. Daha sonra ise, yay katsayısı değiştirilerek hıza bağlı analizler tekrarlanmıştır. Zaman gecikmeli model için, rijitlikteki artış sistemi tüm hız koşulları için kararlı hale getirmiştir. Düşük rijitlikteki dikmeye sahip iniş takımı yalnızca yavaş hızlarda seyri esnasında kararlı bir shimmy karakteristiğine sahip olmaktadır.

V = 10, 50 ve 100 m/s ($k = -5 \text{ N.m.s/rad}$)

	τ	τ_1	τ_2	τ_3
10	0 K	0.1610 KZ	0.3740 KZ	0.5870 KZ
50	0 KZ	0.0170 KZ	0.0180 K	0.0290 KZ
100	0 KZ	0.0150 KZ	0.0340 KZ	0.0520 KZ

Şekil 4.49 : V parametresi için kararlılık tablosu ($k = -5 \text{ N.m.s/rad}$).

V = 10, 50 ve 100 m/s ($k = -50 \text{ N.m.s/rad}$)

	τ	τ_1	τ_2	τ_3
10	0 K	0.1610 KZ	0.3740 KZ	0.5860 KZ
50	0 K	0.0210 KZ	0.0280 K	0.0290 KZ
100	0 K	0.0180 KZ	0.0370 KZ	0.0550 KZ

Şekil 4.50 : V parametresi için kararlılık tablosu ($k = -50 \text{ N.m.s/rad}$).

V = 10, 50 ve 100 m/s ($c = -50000 \text{ N.m/rad}$)

	τ	τ_1	τ_2	τ_3
10	0 K	0.1210 KZ	0.2790 KZ	0.4360 KZ
50	0 KZ	0.0240 KZ	0.0490 KZ	0.0740 KZ
100	0 KZ	0.0220 KZ	0.0450 KZ	0.0690 KZ

Şekil 4.51 : V parametresi için kararlılık tablosu ($c = -50000 \text{ N.m/rad}$).

V = 10, 50 ve 100 m/s ($c = -300000 \text{ N.m/rad}$)

	τ	τ_1	τ_2	τ_3
10	0 K	0.2040 KZ	0.4760 KZ	0.7470 KZ
50	0 K	0.0410 KZ	0.0950 KZ	0.1490 KZ
100	0 K	0.0120 KZ	0.0140 K	0.0200 KZ

Şekil 4.52 : V parametresi için kararlılık tablosu ($c = -300000 \text{ N.m/rad}$).

4.3.2 QPmR metodolojisi

QPmR (Quasi – Polynomial Mapping Based Rootfinder – Sözde Polinom için Haritalama Bazlı Kök Hesaplayıcı) hem gecikmeli hem de nötral zaman gecikmeli sistemlerinin karakteristik sözde polinomlarının spektrumunun hesaplanması ve analiz edilmesi amacıyla kullanılan bir MATLAB fonksiyonudur [147]. Bu fonksiyon; 2009 [148], 2003 [149] ve 2005 [150] yıllarında yayınlanan çalışmalarda açıklanan algoritmalarından faydalanmaktadır.

[149] yayınında kompleks düzlemde önceden tanımlanmış bir bölgede bulunan bir sözde polinomun tüm sıfırlarını hesaplamak amacıyla QPmR algoritması tasarlanmıştır. MATLAB'daki bu algoritmanın (QPmR v.1) ilk versiyonunu, Symbolic Math Toolbox [151] kullanımı ile sembolik hesaplamalara dayanmaktaydı. QPmR v.1 oldukça yavaş çalışmaktaydı. Daha sonraki çalışmada [148], algoritma kök pozisyonları göre taranacak bölgelerin azaltılması yardımıyla optimize edilmiştir. Spektrum dağılım analizi ve argüman prensibi kuralı sayesinde kök içermeyen geniş alt – bölgeler belirlenmektedir. Bu alt bölgeler daha sonra kök pozisyonlarının haritalanması işleminden çıkarılmaktadır. Bu algoritma uzantısının yazılım uygulaması aQPmR (advanced QPmR) Matlab fonksiyonudur. Bu versiyon ile hesaplama süresi azaltılmıştır ancak algoritma daha kompleks bir hale gelmiştir. QPmR v.1'in kullanıcı dostu uygulamalarını ve aQPmR'nin bazı gelişmiş özelliklerini birleştiren QPmR v.2, Vyhlídal and Zitek tarafından sunulmuş ve MATLAB ortamında uygulanmıştır [6]. Algoritmanın bu sürümü Symbolic Math Toolbox kullanılmadan oluşturulmuştur. Algoritma; çözeceği problem, amacı ve kullandığı temel algoritmalar ile birlikte açıklanmıştır.

Bu algoritmanın temel amacı, 4.9 denkleminde verilen sözde polinomun (quasi – polynomial) köklerini hesaplamaktır.

$$CE(s) = \sum_{j=0}^N p_j(s) e^{-s\alpha_j} \quad (4.9)$$

$CE(s)$ polinomu $\mathbb{D} \in \mathbb{C}$ kompleks bölgesinde yer almaktadır. Bu bölge, $\beta_{min} < \Re(\mathbb{D}) < \beta_{max}$ ve $\omega_{min} < \Im(\mathbb{D}) < \omega_{max}$ sınırlarına sahiptir. 4.9 polinomunda $\tau_0 > \tau_1 > \dots > \tau_{N-1} > \tau_N = 0$ ifadeleri gecikme değerleri ve $p_j(s) = \sum_{k=0}^{m_j} p_{j,k} s^k$

ifadeleri ise m_j dereceli reel katsayılara sahip polinomlardır. $p_j(s)$ için ($j = 0, 1, 2, \dots, N$) polinom derecesi en fazla n olabilmekte ve bu da $p_N(s)$ polinomunun derecesidir. Bu bölümde, haritalama bazlı kök pozisyonu belirleme algoritması açıklanarak 4.9 sözde polinomunun kökleri hesaplanacaktır.

4.9’da verilen sistem zaman gecikmeli bir sistemin meromorfik transfer fonksiyonun pay ve paydası olabilmektedir. Algoritma yardımıyla meromorfik bir transfer fonksiyona ait hem kutup hem de sıfırlar hesaplanabilmektedir.

Meromorfik bir fonksiyon, tanım kümesinin (tahminen) ayrık bir alt kümesi dışında tümü analitik olan tek değerli bir fonksiyondur ve bu tekilliklerde bir polinom gibi sonsuzluğa gitmelidir (istisnai noktalar kutup ve temel tekillikler olmamalıdır). Meromorfik fonksiyon 4.10’deki gibi tanımlanabilmektedir.

$$f(z) = \frac{g(z)}{h(z)} \quad (4.10)$$

4.10 denkleminde $g(z)$ ve $h(z)$ tam fonksiyonlardır ve $h(z) \neq 0$ ’dır [152].

Bunun yanı sıra algoritma 4.9’da verilen sözde polinomun asimptotik özelliklerine ait spektrumu hesaplamayı da hedeflemektedir. Kök zincirlerine ait asimptotik eksponansiyellerin tanımı ve hesaplama araçları yine bu bölümde açıklanacaktır.

Eğer sözde polinom nötral tipte ise tasarlanan hesaplama aracı ilgili exponansiyel polinomları ve güvenli üst sınırı belirleyebilmektedir.

Spektrum hesaplama algoritması

QPmR v.2’nun temelini oluşturan spektrum hesaplama algoritması QPmR v.1 ile aynıdır ve ilk olarak Vyhlídal and Zítek [149] tarafından açıklanmıştır.

$s = \beta + i\omega$, $\beta \in \mathbb{R}$ ve $\omega \in \mathbb{R}$ olmak üzere, 4.9’da verilen sözde karakteristik $CE(s)$ 4.11 ve 4.12’deki şekilde ikiye bölünebilmektedir.

$$R(\beta, \omega) = \Re(CE(\beta + i\omega)) \quad (4.11)$$

$$I(\beta, \omega) = \Im(CE(\beta + i\omega)) \quad (4.12)$$

$CE(s) = 0$ için, sözde karakteristik polinom aşağıdaki şekilde ikiye bölünmektedir.

$$R(\beta, \omega) = 0 \quad (4.13)$$

$$I(\beta, \omega) = 0 \quad (4.14)$$

Kök pozisyonları sırasıyla 4.13 ve 4.14'te verilen $R(\beta, \omega)$ ve $I(\beta, \omega)$ denklemlerine ait yüzeylerin sıfır seviye eğrilerinin kesişim noktaları belirlenerek rahatlıkla hesaplanabilmektedir. Hesaplanan sıfırlarının doğruluğu Newton yöntemi ile arttırılmaktadır. Algoritmanın tamamı aşağıda verilmiştir.

Algoritma 1: Sözde polinom spektrumunun haritalandırılması

1. İlgilenilen bölge $\mathbb{D}$, düzenli bir ağ ızgara ile çevrilidir ve grid aralığı Δ_g olarak verilmiştir. $\mathbb{D}$ bölgesi 4.15'deki gibi oluşturulmalıdır.

$$\begin{bmatrix} \beta_0 + j\omega_0 & \dots & \beta_0 + j\omega_0 \\ \dots & \beta_0 + j\omega_0 & \dots \\ \beta_0 + j\omega_0 & \dots & \beta_0 + j\omega_0 \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

$$\beta_k = k\Delta_g, k = 0, 1, \dots, k_{max}$$

$$\omega_l = l\Delta_g, l = 0, 1, \dots, l_{max}$$

2. $CE(s)$ fonksiyonu, $\mathbb{D}$ bölgesinin her noktası için hesaplanmalıdır. Reel ve imajiner parçalara bölünerek $\bar{R}(\beta_k, \omega_l)$ ve $\bar{I}(\beta_k, \omega_l)$ matrisleri elde edilmelidir.
3. Sıfır seviye eğrileri $R(\beta, \omega) = 0$ ve $I(\beta, \omega) = 0$ MATLAB *contour* [153] grafik çizim algoritmasının $\bar{R}(\beta_k, \omega_l)$ ve $\bar{I}(\beta_k, \omega_l)$ matrislerine uygulanması yardımıyla haritalandırılmalıdır.
4. $R(\beta, \omega) = 0$ ile $I(\beta, \omega) = 0$ eğrilerinin kesişim noktaları $I_R(\beta, \omega) = \Im(CE(s))$ fonksiyonun $R(\beta, \omega) = 0$ eğrisini üzerinde bulunan sıfırlarının

hesaplanması ile elde edilmelidir. Bu yöntem kullanılarak hesaplanan tüm sıfırlar Δ_g tarafından belirlenen eş doğruluğa sahiptir.

Algoritmaya ait önemli notlar aşağıdaki gibi sıralanmıştır.

- **Not 1:** Kök bulma algoritmasını doğruluğunu görsel olarak kontrol etmek isteyen kullanıcılar için diğer *contour* kümesi $I(\beta, \omega) = 0$ de çizdirilmiştir.
- **Not 2:** Kök bulma algoritmasının başarılı şekilde uygulanmasında grid aralığı Δ_g 'nin uygun şekilde seçilmesi oldukça önemlidir. Bu aralığın seçiminde nispeten daha yumuşak bir kontur elde edilmesine dikkat edilmelidir.

Algoritma 1'e ait detaylar [149], [154] yayınlarında verilmiştir.

Sıfır seviye eğrilerinin haritalandırılması

QPmR algoritması sıfır seviye eğrileri $R(\beta, \omega) = 0$ ve $I(\beta, \omega) = 0$ 'ı haritalandırmak için MATLAB *contour* fonksiyonunu [153] kullanmaktadır. İlgili bölgeyi tek tip bir nokta gridi kaplamaya dayanmaktadır. Ardından, gridin her hücresi için fonksiyon hesaplanmaktadır. Daha sonra, konturun belirli bir hücreyi geçip geçmediğine karar veren işaret bazlı test dahil edilmektedir. Son olarak, geçiş noktaları enterpolasyon ile belirlenmekte ve kontur yaklaşım segmentlerini sağlayan düz çizgilerle birleştirilmektedir. Bu algoritmanın kullanımı ile alakalı dezavantajlar grid düzeninin gerekliliği ile belirli hücre üzerinde seviye segmentlerinin doğrusal yaklaşımının kullanılmasından kaynaklanmaktadır. Bu sebeple, yumuşak sıfır seviye konturleri $R(\beta, \omega) = 0$ ve $I(\beta, \omega) = 0$ 'ın eldesi için gridlerin yeteri kadar yoğun olması gerekmektedir.

Grid yoğunluğunun uyarlanması

Grid aralığının 1.7'de verilen şekilde olması durumunda kompleks düzlemdeki yüksek frekanslı bölgelerde yeterli yoğunlukta gridin sağlandığı gözlemlenmiştir [148]. Buna karşılık, orijine yakın köklerin yoğunluğu diğer bölgelerdekileri kıyasla oldukça farklıdır. Köklerin birbirine çok yakın olduğu veya (hatta) çoklu olarak bulunduğu bölgeler olabilmektedir. Seçilen grid aralığının çok büyük olması durumunda bazı kökler ihmal edilebilmekte veya tersi şekilde küçük grid aralığı seçimi *contour* yardımıyla haritalama sürecinin yavaşlaması ile sonuçlanabilmektedir. Bu sebeplerden dolayı, grid uyarlaması konsepti QPmR v.2 algoritmasında uygulanmıştır. Uyarlama

algortimasının temeli, argüman ilkesi kuralı kullanılarak $\mathbb{D}$ bölgesinde bulunan köklerin sayısının bağımsız olarak kontrol edilmesine dayanmaktadır [118], [155], [156].

$$N_\varphi = \frac{1}{2\pi} \Delta \arg_\varphi h(s) = \frac{1}{2\pi i} \int_\varphi \frac{h'(s)}{h(s)} ds \quad (4.16)$$

4.16'da φ bölge sınırını sıkıca çevreleyen saat yönünün tersine yönlendirilmiş bir eğri ve N_φ ise φ tarafından çevrelenen bölgedeki kök sayısıdır. QPmR kodunda, 4.16'da verilen integralin sayısal olarak hesaplanması sıfır seviye eğrilerini haritalamak için kullanılan grid kıyasla önemli ölçüde daha yoğun bir grid üzerinde gerçekleştirilmektedir. 4.16'da tespit edilen kök sayısı **Algoritma 1** tarafından belirlenen kök sayısından farklıysa bu durum haritalamanın başarılı şekilde yapılmadığına işaret etmektedir. İlk grid aralığı bölgenin büyüklüğüne ve spektrum dağılım özelliklerine göre seçmekte ve bu sayede ilk denemeye ait hesaplama süresinin kısa olması sağlanmaktadır. Argüman artışına dayalı testin başarısız olması durumunda, grid aralığı küçültülmekte ve argüman artışına dayalı test dahil olmak üzere tüm hesaplamalar **Algoritma 1**'e göre tekrar gerçekleştirilmektedir. Testin sonucu hala negatifse, $\mathbb{D}$ bölgesi dört dikdörtgen altbölgeye bölünmekte ve QPmR algoritması altbölgelerin hepsine tekrar uygulanmaktadır. Altbölgeler için gerçekleştirilen sonraki testin sonucu hala negatifse, belirli altbölge tekrar dört altbölgeye bölünür ve QPmR ikinci kez uygulanmaktadır. Bu çözümün de işe yaramaması durumunda algoritma durdurulmakta ve kullanıcının ilgilenilen bölgenin alanını azaltması önerilmektedir.

Spektrum analizi

Yarı-polinom $h(s)$ 'e ait temel terimlerin belirlenmesi ile sınırsız genliğe sahip köklerin dağılım özellikleri belirlenmektedir.

4.17'deki gibi bir $g(s)$ fonksiyonu için

$$g(s) = \sum_{j=1}^N p_{j,m_j} s^{m_j} (1 + \varepsilon_j(s)) e^{s\theta_j} \quad (4.17)$$

sıfır dağılımı 4.9 denklemindeki gibidir ve $\vartheta_j = \alpha_0 - \alpha_j$, $0 = \vartheta_0 < \vartheta_1 < \dots < \vartheta_{N-1} < \vartheta_N$, $p_{j,m_j} \neq 0$ ($j = 0, 1, \dots, N$)'dir. Ayrıca, $\lim_{|s| \rightarrow \infty} |\varepsilon_j(s)| = 0$ 'dır. Dağılım diyagramı, $p_j = (\vartheta_j, m_j)$ noktaları ile aşağıdaki şekilde tanımlanabilmektedir.

QPmR v.2'ye ait spektrum analizi işlevlerinden spektrum dağılım diyagramının oluşturulması **Sav 1**'de , kök zincirlerinin asimptotik üstel fonksiyonlarının belirlenmesi **Sav 2**'de açıklanmıştır.

Sav 1. Sözde polinom spektrum dağılım diyagramı: 4.9'de verilen sözde polinom 4.17'deki forma dönüştürüldükten sonra, spektrum dağılım diyagramı, $p_j = (\vartheta_j, m_j)$ noktaları üzerindeki konkav poligonal L doğrusu olarak oluşturulmaktadır. Bu doğru, aşağıda sıralanan özellikleri sağlamaktadır:

- p_0 ve p_N noktalarını birleştirmektedir.
- Köşe noktaları yalnızca p_j kümesi içerisinde yer almaktadır.
- Konkavdır ve p_j kümesi içerisinde yer alan noktalar doğru üzerinde sıralanmamaktadır.

L doğrusuna ait segmentler soldan sağa $L_1, L_2, \dots, L_M$ olarak ve bu segmentlere ait eğriler μ_r (L_r segmentler olmak üzere $r = 1, \dots, M$) olarak adlandırılmıştır. $\mu_r > 0$ olan her segmentin spektrum dağılım diyagramı için sonsuz sayıda kök içeren gecikmeli bir zincir mevcuttur. $\mu_r = 0$ olması spektrumun nötral kısmını işaret etmektedir ve bu kısım sanal eksen üzerinde konumlanmıştır.

Dağılım diyagramı ile Bellman ve Cooke'un [118] elde ettiği sonuçlara dayanarak gecikmeli kök zincirlerine ait asimptotik üstelleri aşağıdaki gibi elde edilebilmektedir.

Sav. 2 Kök zincirlerinin asimptotik üstelleri [148]: 4.17'ye ait kök zincirlerinin asimptotik üstelleri (yüksek genlikler için $s = \beta + i\omega$, $\beta \in \Re$ ve $\omega \in \Re^+$) 4.18'deki şekilde hesaplanmaktadır.

$$\omega = \exp\left(\frac{c_r - \beta}{\mu_r}\right) \quad (4.18)$$

4.18'de $c_r = \mu_r \ln|w_{r_k}|$ (w_{r_k} polinomun sıfırı olmak üzere),

$$f_r(w) = \sum_{j=0}^{N_r} \bar{p}_j w^{\tilde{m}_j} \quad (4.19)$$

4.19 denkleminde $\tilde{m}_j = \bar{m}_j - \bar{m}_0$ 'dır ve $\bar{m}_j$ ile $\bar{p}_j$ noktaları **Sav 1**'e göre dağılım diyagramında belirli bir L_r segmentinde yer alan noktalardır. $N_r + 1$, L_r segmenti üzerindeki nokta sayısıdır.

QPmR v.2'ye ait spektrum analizi işlevlerinden spektrum dağılım diyagramın oluşturulması **Sav 1**'de , kök zincirlerinin asimptotik üstel fonksiyonlarının belirlenmesi **Sav 2**'de açıklanmıştır.

Nötral sözde polinomların spektral özellikleri

Bir sözde polinom nötral tipte ise bu polinoma ait bağlantılı üstel polinom 4.20'deki gibi tanımlanmaktadır.

$$D(s) = \sum_{j=0}^{N_M} \bar{p}_j e^{-s\bar{\alpha}_j} \quad (4.20)$$

4.20 denkleminde $\bar{p}_j$ katsayılar ve $\bar{\alpha}_0 > \bar{\alpha}_1 > \dots > \bar{\alpha}_{N_M} = 0$ ise L_M segmenti üzerinde p_j noktalarına karşılık gelen gecikmelerdir. $D(s)$ fonksiyonu 1.1'den rahatlıkla türetilbilmektedir.

4.20'ye ait sonsuz spektrum imajiner eksen üzerine dağılmıştır [118], [150]. Bu özelliğinden dolayı 4.20 denklemi sonsuz sayıda kararsız kutba sahiptir. 4.9'daki nötral sözde polinomunun temel özelliği spektrumunun bir bölümünün 4.20'de verilen polinoma ait spektrum ile eşleşme eğilimidir. Bu sebeple 4.20'nin kararlı olması 4.9'un kararlı olması için bir koşul haline gelmektedir. Sonuç olarak, nötral sözde polinomun sınırsız sayıda kararsız sıfırı varken gecikmeli sözde polinom için bu durum geçerli değildir. Ayrıca, 4.20'ye ait spektrumun üst sınırı 4.21'deki gibidir.

$$c_D(\alpha) = \sup\{\Re(s) : D(s) = 0\} \quad (4.21)$$

4.21’de verilen sınır, gecikme $\alpha = [\bar{\alpha}_j]$ ($j = 1 \dots N_{M-1}$) değerlerinin küçük değişimlerine karşı oldukça duyarlıdır. Bu durum, güçlü kararlılık konseptine işaret etmektedir [157]. Nötral sistem gecikmelerdeki küçük değişimlere karşı üstel kararlı kalmaya devam ediyorsa, bu nötral sistem güçlü üstel kararlı bir sistemdir. Bir sistemin güçlü kararlılığını test etmek için **güvenli** üst sınır tanımlanmalıdır.

Tanım 1. Üstel polinom spektrumunun güvenli üst sınırı [150]: $\bar{C}_D(\alpha) \in \mathfrak{R}$, 4.22 denklemindeki gibi tanımlanmaktadır.

$$\bar{C}_D(\alpha) = \lim_{\varepsilon \rightarrow 0^+} c_\varepsilon(\alpha) \quad (4.22)$$

$c_\varepsilon(\alpha)$ ise 4.23’te verilmiştir.

$$c_\varepsilon(\alpha) = \sup\{c_D(\alpha + \delta\alpha) : \delta\alpha \in \mathbb{R}^m \text{ ve } \|\delta\alpha\| \leq \varepsilon\} \quad (4.23)$$

4.22 ve 4.23 denklemlerinde görülebileceği üzere $\bar{C}_D(\alpha) \geq c_D(\alpha)$ ’dır. [150], [157] çalışmalarındaki sonuçlara göre, 4.20’ye ait spektrumun güvenli üst sınırı aşağıdaki şekilde belirlenmektedir.

Sav. 3 $\bar{C}_D$ ’nin belirlenmesi [150]: 4.20’de verilen üstel polinoma ait güvenli üst sınır $\bar{C}_D$ 4.24’teki gibi azalan bir fonksiyonun tek sıfırı olarak belirlenebilmektedir.

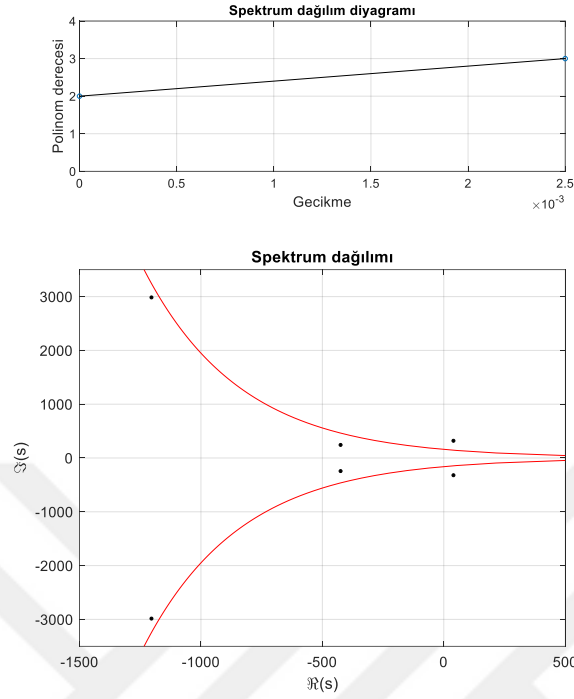
$$c \in \mathbb{R} \rightarrow \sum_{j=0}^{N_{M-1}} \left| \frac{\bar{p}_j}{\bar{p}_{N_M}} \right| e^{-c\bar{\alpha}_j} - 1 \quad (4.24)$$

Sonuç olarak, 4.9 ve 4.20’de verilen nötral sistemler ancak ve ancak $\bar{C}_D < 0$ güçlü kararlıdır.

Verilenlere göre, QPmR v.2 algoritmasında ilk olarak 4.9’de verilen polinom 4.20’deki forma dönüştürülmektedir. Ardından, 4.20’ye ait spektrum **Algoritma 1** yardımı ile hesaplanmaktadır. Güvenli üst sınırın hesaplanması ise **Sav 3**’te açıklanmıştır.

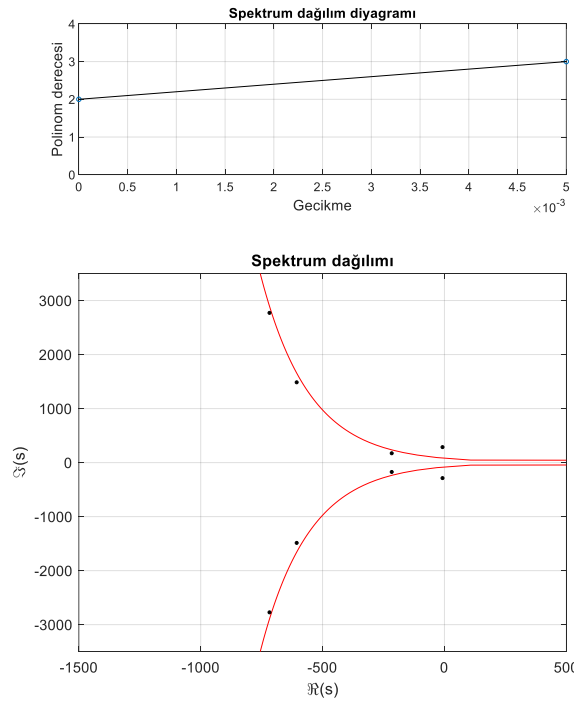
QPmR yöntemi 3.103’te sunulan durum uzayı modeline uygulanmıştır. Öncelikle sistemin spektrum analizi düşük bir sönümlleme değeri ile gerçekleştirilmiştir. Şekil

4.53'te bu analize ait çıktı verilmiştir. Verilen koşulda sağ yarı düzlemde kök bulunduğu için kararsızdır.



Şekil 4.53 : Kararsız sistemin spektrum analizi.

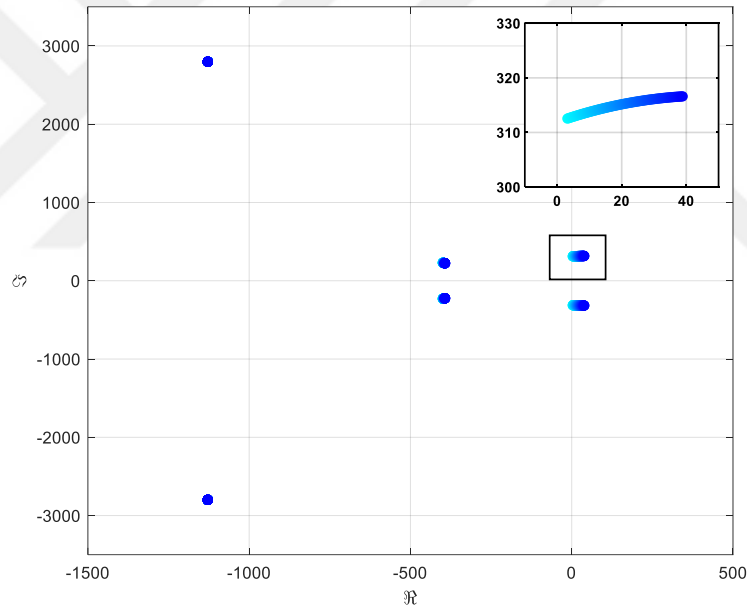
Aradından analizler yüksek sönümlleme ve düşük hız altında tekrarlanmıştır ve kararlı bir sistem davranışı elde edilmiştir. Sonuçlar Şekil 4.53'te verilmiştir.



Şekil 4.54 : Kararsız sistemin spektrum analizi.

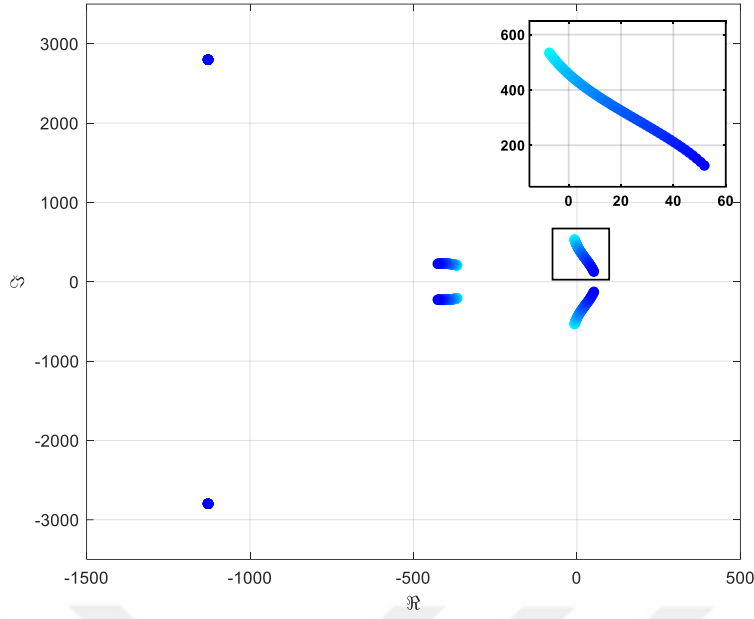
Örnek sistem çıktılarının verilmesinin ardından lineer gecikmeli shimmy modeli QPmR yardımıyla parametre değişimleri için analiz edilmiştir. Bu analizlere ait sonuçlar Şekil 4.55 – 4.61’de verilmiştir. Analizlerde belirlenen alan içerisinde yer alan kompleks köklerin parametre değişimi ile hareketi gösterilmiştir. Verilen sonuçlarda köklerin hareketi (parametre değişimine göre) açık maviden koyu maviye doğrudur. En sağdaki kompleks kök çiftinin (*rightmost roots*) hareketi yakınlştırılarak incelenmiştir.

Öncelikle dikmenin dönel sönümlleme katsayısının değeri $-75 \text{ N.m.s.rad}^{-1}$ ’den $10 \text{ N.m.s.rad}^{-1}$ ’e kadar değiştirilmiştir (Şekil 4.55). Sistem karakteristik polinoma ait en sağdaki kök çifti bu değişim ile sağ yarı düzlemde ilerlemiştir. Bu parametrenin değerindeki artış sönümlleme torkunun azalmasını temsil etmektedir. Sönümlleme torkundaki azalma sistemi kararsızlığa itmektedir.



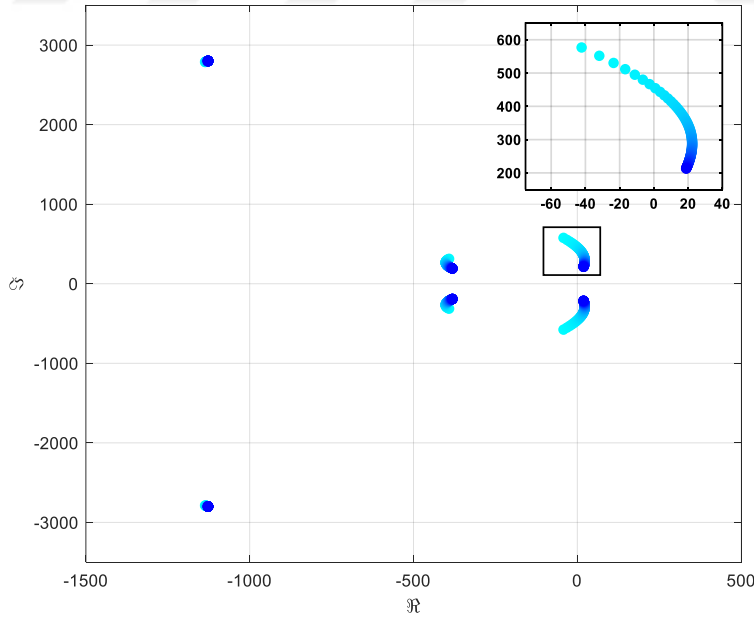
Şekil 4.55 : Karakteristik polinom köklerinin k ’daki değişim ile hareketi.

Şekil 4.56’da analiz sonucu verilen durumda, yay katsayısı $-300000 \text{ N.m.s.rad}^{-1}$ ’den $10000 \text{ N.m.s.rad}^{-1}$ ’e kadar değiştirilmiştir. Şekil 4.56’da görülebileceği üzere sistem bu değişim ile kökler sol yarı düzlemde ayrılmaya başlamıştır. Bu parametrenin artışı ile kararsız bir shimmy dinamiği edinilmiştir.



Şekil 4.56 : Karakteristik polinom köklerinin c 'deki değişim ile hareketi.

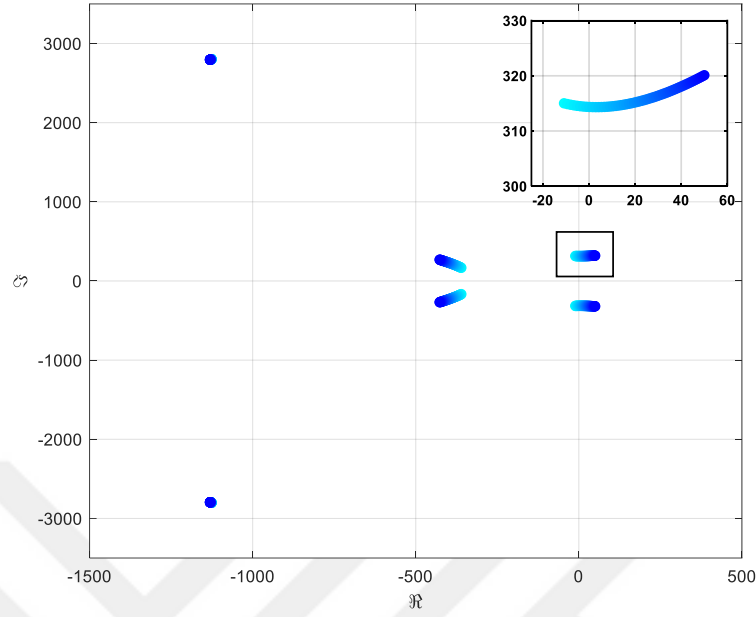
Şekil 4.57'de karakteristik polinom köklerinin dikme atalet momentinin değişimi ile hareketi verilmiştir. Bu parametre 0.25 kg.m^2 'den 2.5 kg.m^2 'ye çıkartılmıştır. Hafif sistem kararlı bölgede kalırken, atalet momenti yüksek iniş takımı osilasyona girmektedir.



Şekil 4.57 : Karakteristik polinom köklerinin I_z 'deki değişim ile hareketi.

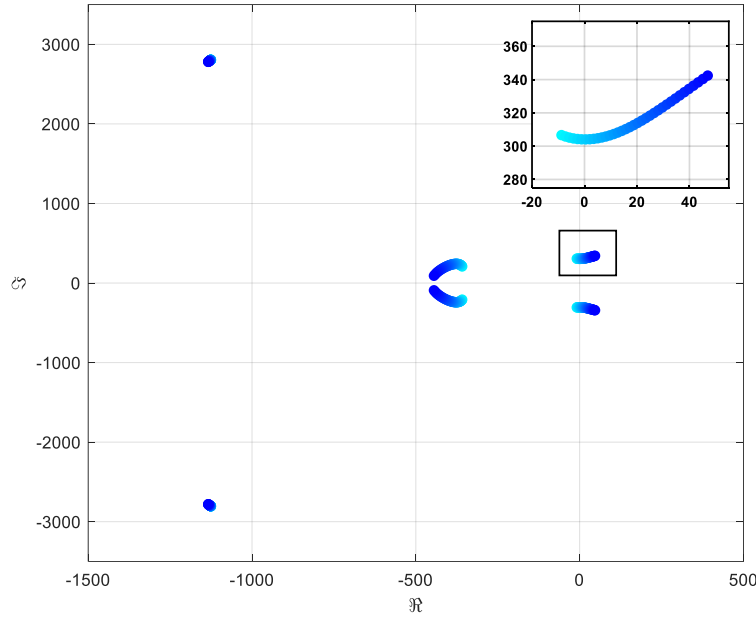
Şekil 4.58'de dikey yükün spektrum dağılımı üzerine etkisi verilmiştir. Dikey yük 1000 N 'dan 15000 N 'a arttırılmıştır. Dikey yükteki artış, sistem köklerini sağa tarafa

harekete yöneltmiştir. Daha az yüklenmiş iniş takımının osilasyona girmeyeceği görülebilmektedir.



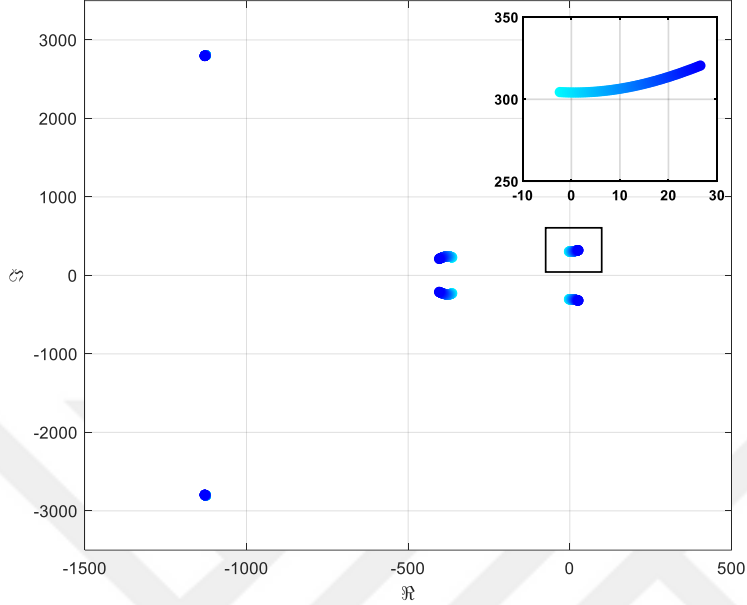
Şekil 4.58 : Karakteristik polinom köklerinin F_z ’deki değişim ile hareketi.

Şekil 4.59’de kaster uzunluğunun gecikmeli sistemin kararlılığı üzerindeki etkisi verilmiştir. Bu parametre -0.1 m’den 0.25 m’ye çıkartılmıştır. Kaster uzunluğunun pozitif yöndeki ciddi artışı sistemi kararsızlaştırmaktadır. Bu parametrenin seçiminde hassas davranılması gerekmektedir.



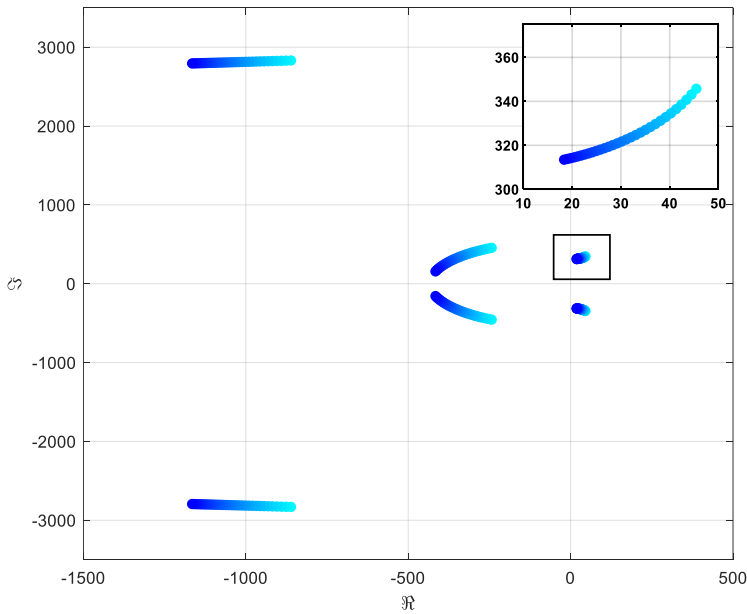
Şekil 4.59 : Karakteristik polinom köklerinin e ’deki değişim ile hareketi.

Şekil 4.60’da eğim açısının değişimi için köklerin hareketi verilmiştir. Açı değeri -15°’den 15°’ye çıkartılmıştır. Eğim açısının artması sistemi kararsız hale getirmektedir. Açı seçiminde diğer köklerin durumu da değerlendirilmelidir.



Şekil 4.60 : Karakteristik polinom köklerinin φ 'deki değişim ile hareketi.

Şekil 4.61’de gevşeme uzunluğunun değişimi için köklerin hareketi verilmiştir. Bu uzunluk 0.05 m’den 0.35 m’ye çıkartılmıştır. Bu uzunluğun tüm değerleri için kökler sol yarı düzlemde kalmıştır. Bu uzunluğun seçimi esnasında performans göz önünde bulundurulmalıdır.



Şekil 4.61 : Karakteristik polinom köklerinin σ 'daki değişim ile hareketi.

Bu bölümde burun iniş takımı modeli farklı yöntemlerle analiz edilmiştir. Bu yöntemler sistemin farklı dinamiklerinin (gecikmeli/gecikmesiz, doğrusal/doğrusal olmayan) incelenmesine olanak tanımıştır.

Doğrusal olmayan sistemin zaman serisi ve limit çevrimi incelenmiştir. Bu yöntem sadece belli koşullar için inceleme yapılabilmekte ancak bu koşullar için detaylı bir görüş sunulmaktadır.

Doğrusal gecikmesiz sistemin analizi için iki parametre kombinasyonu için kararlılık haritası çizdirilmiştir. Parametrelerden biri tüm analizlerde ileri hız seçilmiştir. Bu yöntem lineer koşullar önemli bir yol haritası sunmaktadır. Kararlılık haritasının oluşturulması süresince harcanan hesaplama yükünden dolayı bu analize alternatif olarak parametre değişimleri için özdeğer trendleri oluşturulmuştur. Kararlılık haritası ile benzer şekilde, kararlılık ve tasarım optimasyonu süreci için tercih edilebilecek bir yöntemdir.

Gecikmeli ve doğrusal modelin ele alınmasında daha kompleks çözüm yöntemleri tercih edilmiştir. CTCR ve Louiselle'in yöntemi ile kararlılık geçiş tabloları oluşturulmuştur. Böylece sistem gecikmesinin farklı koşullar altında kararlılığa etkisi gözlemlenebilmiştir. Kritik sistem gecikme değerleri hakkında fikir edinilmiştir. QPmR yaklaşımı ise belirli bir koşul için yorum yapılabilmektedir. Bu yöntem parametre değişimleri için spektrum dağılımının gösterilmesi amacıyla kullanılmıştır. Gecikmeli shimmy davranışı için kapsamlı bilgi sunmaktadır.

Verilen yöntemler yaklaşımlara sahip olup kullanım amacına yönelik olarak çıktıları farklılık göstermektedir. İhtiyaç, hesaplama yükü/zamanı ve doğruluk gibi etekenler göze alınarak bu yöntemlerden herhangi biri tercih edilebilmektedir. Bu yöntemler sistemin kararlılığı hakkında bilgi verirken, tasarım optimizasyonu sürecine katkıda bulunması amacıyla sunulmuştur.



5. SHIMMY DAVRANIŞIN TEST EDİLMESİ

Bölüm 3 ve 4’te burun iniş takımının shimmy davranışı modellenmiş, ardından gerekli analizler sunulmuştur. Shimmy davranışına dair kurulan model ve kullanılan yaklaşımların deney yoluyla doğrulanması oldukça önemlidir. Bu amaçla, çeşitli koşul ve parametre konfigürasyonları altında shimmy testleri yapılmış ve test prosedürleri bu bölümde açıklanmıştır. Öncelikle, shimmy test düzeneğine ait tasarım ve ölçüm sistemi açıklanmış ve düzeneğe ait sistem parametreleri verilmiştir. Farklı koşullar altında tekrarlanan deney sonuçları gösterilmiş ve deney sonuçları simülasyon çıktıları ile karşılaştırılmıştır. Son olarak, deney sonuçları yorumlanmıştır.

5.1 Shimmy Test Düzeneği

Shimmy davranışına dair kurulan modeller ve kullanılan yaklaşımlar deney yoluyla doğrulanmalıdır. Bu amaçla öncelikle bir tekerlek belirlenmelidir. Burun iniş takımı sisteminin gerçek davranışını yansıtmak adına, Cessna 162 Skycatcher (Şekil 5.1) uçağında kullanıldığı bilinen [158] Aeroclassic 11x4-500 8 PLY [159] tekerleği (Şekil 5.2) deney düzeneğinde test edilmiştir.

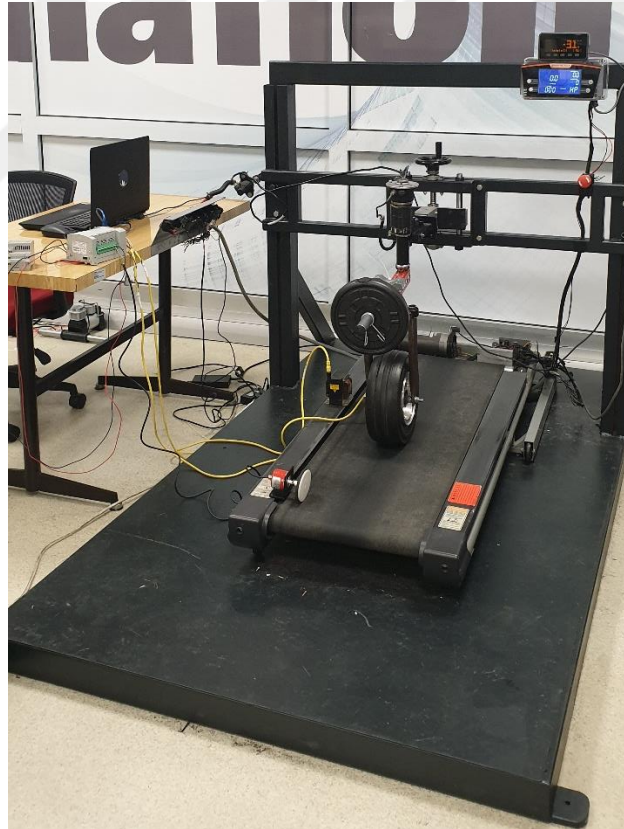


Şekil 5.1 : Cessna 162 Skycatcher.



Şekil 5.2 : Aeroclassic 11x4-500 8 PLY.

Shimmy test düzeneğine ait görsel Şekil 5.3’te verilmiştir. Düzenekte tekerlek sisteme çatal yardımı ile bağlanmış ve sabitlenmiştir. Dikme ile tekerleğin dönme eksenini arasındaki kaster uzunluğu değiştirilebilir olarak tasarlanmıştır. Bu uzunluğa ait aralık $-0.02\text{ m} \leq e \leq 0.22\text{ m}$ ’dir.



Şekil 5.3 : Shimmy test düzeneği.

Lastik/tekerlek yapısının bağlantısı (çatal) ve değiştirilebilir kaster uzunluğunu Şekil 5.4’teki gibidir.



Şekil 5.4 : Tekerlek/lastik yapısı ve değiştirilebilir kaster uzunluğu.

Tekerlek verilen konveyör üzerinde hareket etmektedir. Konveyör lastikten yapılmıştır ve homojen olduğu varsayılmaktadır. Konveyörün hızı ihtiyaca yönelik olarak ayarlanabilmektedir. Konveyör $0 \text{ km/sa} \leq V \leq 13 \text{ km/sa}$ arasında

çalışabilmektedir. Bu hız değeri 0.1 km/sa 'lık aralıklar ile artırılabilir. Bant hızının değişmediği ve bant ile tekerlek arasında sürtünme olmadığı varsayılmaktadır.

Dikey yük Şekil 5.5'te verilen yük değiştirme kolu yardımıyla değiştirilebilmektedir. Konveyörün tekerlek tarafından ezilmesini önlemek adına dikey yük $0 \text{ N} \leq F_z \leq 115 \text{ N}$ aralığında tutulmuştur. Konveyörü ezmeksizin, ek yüke ihtiyaç duyulması durumunda Şekil 5.4'te görülen kasteri temsil eden bağlantıya kütle eklenebilmektedir.



Şekil 5.5 : Dikey yük değiştirme kolu.

Şekil 5.6’da yük ve hız göstergeleri verilmiştir. Hız ve yükteki değişimler bu ekranlar üzerinden kontrol edilebilmektedir.



Şekil 5.6 : Kontrol göstergeleri.

Düzeneği kontrolü ise Şekil 5.7’de verilen butonlar yardımıyla sağlanmaktadır. Bu butonlar sol baştan sayılmak üzere sırasıyla acil stop, açma/kapama, başlama, durma, hız arttırma/azaltma, sıfırlama butonlarıdır. En sağda alarm ışığı bulunmaktadır.



Şekil 5.7 : Sistem çalıştırma butonları.

Shimmy test düzeneğinde dikey yük ölçümü yük hücresi, lastiğin sapması (*deflection*) ve tekerleğin uç noktasının konumu lazer uzaklık sensörü, konveyör hızı ise enkoder tarafından gerçekleştirilmektedir. Veri toplama ünitesi olarak Micro850 Programlanabilir Lojik Kontrolör kullanılmıştır.

5.2 Shimmy Matematiksel Modelinin Deney Sonuçları ile Doğrulanması

Deney düzeneğine ait parametreler Çizelge 5.1’de verilmiştir.

Çizelge 5.1 : Shimmy test düzeneği parametreleri.

Parametreler ve değerleri			
	Tanım	Değer	Birim
	Yapısal parametreler		
e	Kaster uzunluğu	0.02 – 0.22	m
m_a	Ek kütle	2.5 – 10	kg
I_z	Dikmenin atalet momenti	-	kg m ²
	Tekerlek parametreleri		
R	Tekerlek yarıçapı	0.362	m
δ	Tekerlek sapması	4.95	mm
w_t	Tekerlek genişliği	10	cm
c_{tire}	Geri yükleme gücü katsayısı	69	N/rad
p	Tekerlek basıncı	24	psi
p_r	Nominal tekerlek basıncı	20	psi
δ	Geri yükleme kuvvet açısı sınırı	5	deg
α_g	Öz hizalama momenti açısı sınırı	10	deg
	Süreç parametreleri		
F_z	NLG'deki dikey yük	0 – 115	N
V	İleri yöndeki hız	0 – 13	km/sa

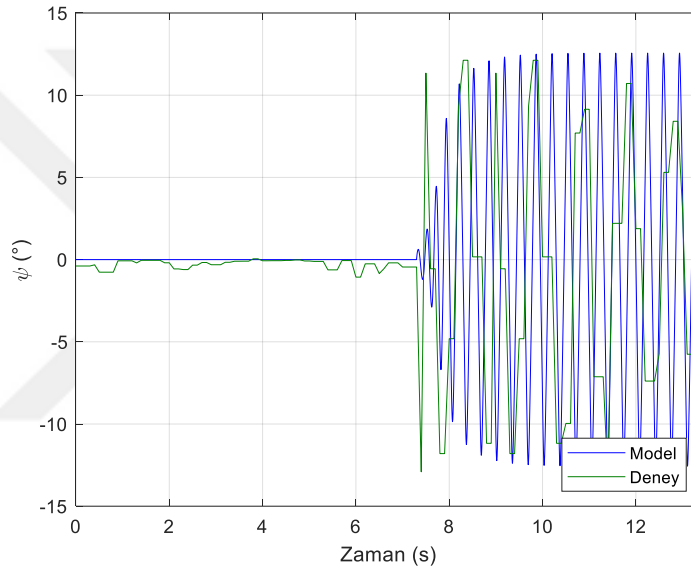
a , σ , $c_{M\alpha}$, $c_{F\alpha}$ parametreleri 2.1, 2.2 ile 3.9 denklemlerindeki gibi hesaplanmıştır. Deney sonuçları ile simülasyonların karşılaştırılması sürecinde bu parametreler kullanılmıştır. I_z atalet momenti ise kaster uzunluğuna ve ek kütlelerin ağırlığına bağlı olarak değişiklik göstermektedir.

Çizelge 5.2'de verilen koşullar için deneyler tekrarlanmıştır. Deneyler esnasında kaster üzerine uygulanan kuvvet ile sisteme uyarın verilmiştir. Bu etki modele impuls bozucusu olarak eklenmiştir.

Çizelge 5.2 : Deney koşulları.

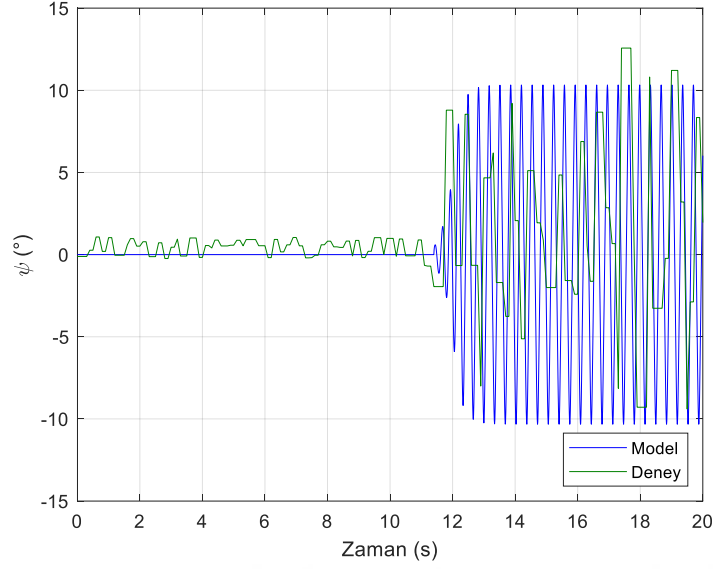
	Hız	Dikey Yük	Kaster	Ek Kütle
Deney 1	13 km/sa	114 N	22 cm	-
Deney 2	8 km/sa	114 N	22 cm	2.5 kg
Deney 3	13 km/h	100 N	7 cm	5 kg

Deney 1 çıktıları ve bu deneye ait parametrelerle gerçekleştirilen simülasyon sonuçları Şekil 5.8’de verilmiştir. Yüksek hız, yük ve kaster uzunluğuyla gerçekleştirilen bu deneyde model ile deney çıktıları yüksek frekanslı/genlikli bir shimmy davranışı göstermektedir. Deney sonuçları ile model arasında örnekleme zamanının farklı olmasında dolayı gecikme görülmektedir. Sonuçların uyum gösterdiği görülmektedir. Deneyde dikmenin oluşturduğu düşük miktardaki sönümlenme torku ve konveyör ile tekerlek arasındaki sürtünmeden kaynaklı shimmy genliğinin zamanla azaldığı görülmektedir. Buna karşılık incelenen aralıkta model kararsız bir davranış sergilemekte ve titreşim sönümlenmemektedir.



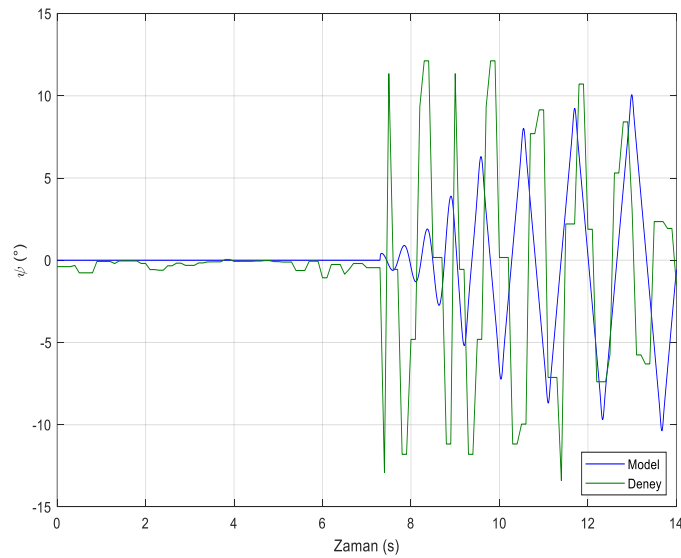
Şekil 5.8 : Deney 1’e ait simülasyon ve verilerin karşılaştırılması.

Deney 2 çıktıları ve bu deneye ait parametrelerle gerçekleştirilen simülasyon sonuçları Şekil 5.9’da verilmiştir. Bu deneyde ilk deneyden farklı olarak konveyör hızı 8 km/sa’e azaltılmıştır. Ayrıca, kaster üzerine 2.5 kg’lık ek kütle bağlanmıştır. Bu koşul altında deney sırasında değişken genlikli bir titreşim elde edilmiştir. Ek kütlenin bu sapmaya sebep olduğu tespit edilmiştir. Shimmy matematiksel modelinin yönlendire açısı $\pm 10^\circ$ civarlarında salınırken, deneyde yönlendirme açısının 15° ’ye yaklaştığı görülmüştür. Model ve deney frekans bakımında uyumlu ancak genlikleri beklenen kadar benzerlik göstermemektedir.



Şekil 5.9 : Deney 2’ye ait simülasyon ve verilerin karşılaştırılması.

Deney 3 çıktıları ve bu deneye ait parametrelerle gerçekleştirilen simülasyon sonuçları Şekil 5.10’da verilmiştir. Bu deneyde kaster uzunluğu oldukça azaltılmış ve ek kütle arttırılmıştır. Sistem üzerindeki dikey yük ise azaltılmıştır. Bu durumda model ve deneyde frekansın azaldığı görülmüştür. Verilen koşulda model artan genlikli bir davranış sergilerken, deneyde yönlendirme açısı giderek sönümlenmektedir. Ek kütle artışı ile model – deney doğrulamasının başarılı olamadığı görülmektedir. Deney 1 sonuçlarına benzer şekilde sürtünme ve dikmenin sönümleme etkisiyle genliğin giderek azalması beklenilir bir sonuç olarak görülmüştür.



Şekil 5.10 : Deney 3’e ait simülasyon ve verilerin karşılaştırılması.

5.3 Shimmy Deneyleri Üzerine Yorumlar

Shimmy deneyleri esnasında edinilen deneyimler ve sonuçlarla ilgili yorumlar aşağıda sıralanmıştır.

- Dikmenin oluşturduğu sönümleme torku ve konveyör ile tekerlek arasındaki sürtünme deneyler esnasında yönlendirme açısının genliğinin giderek azalmasına sebep olmuştur.
- Pozisyon sensörünün hassasiyeti ve deney düzeneği üzerine yerleştirilmesinden dolayı yönlendirme açısının değeri değişkenlik göstermektedir.
- Ölçüm frekansı ile model örnekleme zamanının uyumlu olması doğrulama sürecinde önem kazanmaktadır.
- Modele dikmenin sahip olduğu düşük sönümleme katsayısı eklenmelidir.
- Ek kütle deneyler esnasında ciddi bir osilasyona sebep olmuştur.
- Dikmenin atalet momentinin hesaplanmasında hata payı bulunmaktadır.
- Tekerlek parametrelerinin deneysel metodlar ile hesaplanması modeled hataya sebep olabilmektedir.
- Deney düzeneğinin üretiminde gerçekleşen hatalar deney – model uyumluluğunu azaltmaktadır.
- Tekerleğin sapması (*deflection*) maksimum yük koşulu için ölçülmüştür. Bu değerin her dikey yük için hesaplanarak modele eklenmesi faydalı olabilmektedir.
- Lastik basıncının ölçümünde hata payı bulunmaktadır.

6. SHIMMY DAVRANIŞIN KONTROL EDİLMESİ

Shimmy davranışı 3. bölümde bahsedildiği üzere kendinden uyarmalı, tekerlek ve yol etkileşiminden kaynaklanan ve iniş/kalkış esnasında görülebilen bir titreşim hareketidir. Yolcu konforunun azalmasına, bakım sürelerini geriye çekilmesine, pilot görüş kabiliyetinin bozulması ve hatta kazalara yol açması gibi sebeplerden dolayı bastırılması beklenmektedir. Titreşim bastırma/kontrol stratejisinin hızlı cevap verirken düşük aşım oluşturmaması beklenmektedir. Bunların yanı sıra; güvenlik, konfor ve shimmy ile alakalı havacılık gereksinimleri/standartları shimmy sönümleyicilerle ilgili olan çalışmaların hız kazanmasına sebep olmuştur.

6.1 Shimmy Davranışının Kontrol Edilmesine Dair Literatür Taraması

Yapısal rijitlik, ağırlık ve iniş takımı geometrisi ile ilişkili tasarım kısıtları shimmy titreşiminin bastırılması tasarım/optimizasyon süreci esnasında zor hale getirmektedir. Bu noktada, shimmy sönümleme/kontrol stratejileri öne çıkmaktadır.

Shimmy titreşimi azaltmak adına pasif sönümleme yöntemleri geleneksel bir çözüm olarak öne çıkmaktadır. 2. bölümde açıklanan shimmy sönümleyici endüstride kullanılan pasif titreşim bastırma yöntemlerinden biri olarak gösterilmektedir. Pasif çözümler NLG dikmesinin rijitlik ve viskoz sürtünme katsayısının yapıda farklı materyaller veya pasif damperler kullanılması ile değiştirilmesi konseptine dayanmaktadır [160]. Damper yapısının modellenmesi ve seçimi ile ilgili literatürde farklı yaklaşımlar bulunmaktadır. Bir çalışmada, çift tekerlekli MLG için shimmy sönümleyici lineer yay ve damperin paralel olarak bağlanması ile modellenmiş ve bu sistem için analiz çalışmaları gerçekleştirilerek pasif shimmy sönümleyici parametreleri seçilmiştir [161]. Arreaza, Behdinan ve Zu ise Boeing [162] ile UTAS [163] uçaklarında kullanılan MLG shimmy damperlerine ait lineer kararlılık analizlerini tamamlamıştır. Rahmani ve Bendinan ise Piper Cheyenne uçağının NLG'si için yeni bir pasif shimmy damper tasarımı sunmuştur ve dinamik yük koşulları altında topoloji optimizasyonu çalışmaları gerçekleştirilmiştir [164]. Bunların yanı sıra hidrolik ve kauçuk damperlerin de shimmy sönümleyici olarak

kullanıldıkları bilinmektedir [165]. Bu iki yapının kullanımı da bakım süresi ve sertifikasyon problemi gibi bazı dezavantajlara sahiptir. Hidrolik ve kauçuk damperlerin pasif yapılarından dolayı bazı yük, yol ve yapısal koşullar altında performansları düşebilmekte ve bu durumda NLG sistemi kararsız hale gelebilmektedir [166]. Ayrıca, pasif damperler yönlendirme sisteminin yönlendirme hız performansını azaltmaktadır [58].

Buna karşılık olarak yarı-aktif ve aktif shimmy damperler, shimmy sönümleme performansını arttırmakta ve dayanıklı bir kontrol yapısı sunmaktadır. Yarı-aktif sönümleme stratejilerinden biri olan manyetoreolojik (MR) damper Atabay ve Özkol tarafından *freeplay* etkisi altında shimmy sönümlemek için kullanılmıştır [68]. Daha sonraki çalışmalarda parametre değişimleri MR damper shimmy bastırma performansı ve dayanıklılığı incelenmiştir [167], [168].

Son yıllarda, shimmy titreşimini bastırmak adına çeşitli aktif aktif sönümleme çözümleri geliştirilmiştir. Aktif shimmy sönümleme sistemi üç temel öğeden oluşmaktadır: NLG davranışlarını (yönlendirme ve yalpalama açısı vb.) dentleyen bir ölçüm sistemi, ölçüm sisteminden aldığı verilere göre yeterli/gerekli shimmy sönümleme momentini hesaplayan kontrol algoritması, kontrol algoritması tarafından hesaplanan momenti üreten eyleyici sistemi. Aktif shimmy sönümleme sistemleri, pasif stratejilerden farklı olarak geri beslemeye dayandığı için yük, yer ve hız koşulları değişse dahi yüksek performans göstermektedir. Bu sistemler literatürde farklı kontrol yöntemlerine başvurularak gerçekleştirilmektedir. [169]–[171] çalışmalarında dayanıklı model öngörülü kontrol yaklaşımı shimmy sönümleme amacıyla kullanılmıştır. Shimmy titreşiminin sönümlenmesinde optimal kontrolüne dayanan stratejiler de tercih edilmektedir. Bir çalışmada [172] parçacık sürü optimizasyonu yardımıyla ayarlanan PID tabanlı aktif shimmy sönümleme sistemi sunulurken, diğer bir çalışmada ise [113] dayanıklı optimal kayma kipli kontrolörün shimmy bastırma performansı değerlendirilmiştir. Orlando ve Alaimo azalan popülasyon sürü optimizasyonu ile parametrelerini belirlediği, *freeplay* ve belirsizlikler altında dayanıklı aktif bir shimmy sönümleyici sunmuştur [69]. Ayrıca, bulanık mantık temelli kontrol algoritmaları da shimmy kontrolü problemini çözmek adına önerilmektedir [160], [166], [173]. Bunlar haricinde, bazı çalışmalarda adaptif kontrolden faydalandığı görülmüştür [115], [174].

6.2 Shimmy Titreşimi Kontrol Stratejisi

Shimmy uçak, otomobil ve motorsiklet gibi sistemlerin yönlendirilebilir tekerleklerinde görülen ve bu araçlarda hasara sebebiyet verebilen yüksek frekanslı kendinden uyarmalı titreşim davranışını tanımlamaktadır. Bu çalışmada, shimmy titreşimini sönümleyici bir kontrol stratejisinin oluşturulması hedeflenmektedir. Bu amaçla aktif bir shimmy sönümleme algoritma oluşturulmalıdır.

Gerçek uygulamalarda, shimmy damper tork bağlantılarının destek olarak kullanılmasıyla dikmenin üst ve alt bölgesinin arasına monte edilmektedir. NLG sistemine shimmy damperin eklenmesinin sonucu olarak, serbestlik derecesi (*degree of freedom* – DoF) artmakta ve sistem derecesi değişmektedir. Shimmy damperin NLG sistemine kazandırdığı rijitlik ve sönümleme etkisi detaylı olarak incelenmek yerine analiz sürecinde bir katsayı olarak değerlendirilmektedir [95]. Genellikle, sistemin dönel sönümleme katsayısına eklenmesi ile modellenmektedir [175], [176]. Ayrıca, shimmy damper ve dikmenin tek bir parça olarak modellenmesi de literatürde rastlanılan yaklaşımlardandır [163]. Bu yaklaşımlar, analiz ve modellerin doğruluğunu azaltsa da sistemin davranışı ve kararlılığı hakkında önemli bilgi vermektedir. Bununla birlikte, oluşturulan NLG sistem modelinin karmaşıklığını azaltmaktadır.

Bu bölümde, önerilen kontrolör algoritması açıklanmıştır. Kontrolör yapısı açıklandıktan sonra parametreye ait kararlılık sınırları QPmR algoritması yardımıyla hesaplanmıştır. Kontrolör parametresinin hesaplanması için SQP faydalanılmıştır. Optimizasyon sürecinde, çok amaçlı optimizasyon tekniği kullanılmış ve titreşim enerjisi ve kontrol işaretlerinin karelerinin integrali (ISE) amaç fonksiyonları olarak seçilmiştir. Kontrolör performansları *RMS* değerleri, sönümleme kapasiteleri ve bozucu cevapları göze alınarak değerlendirilmiştir.

6.2.1 Kararlaştırıcı değişken sönümleyici tabanlı kontrolör

Bu çalışmada, tasarlanan aktif shimmy damper sönümleme katsayısı olarak sistem modeline eklenmektedir. Böylece, sistemin dönel sönümleme katsayısı k 'nın kontrol edilmesi ile shimmy titreşiminin bastırılacaktır. Bu metodoloji kararlaştırıcı değişken sönümleme tabanlı kontrol (*Stabilizing Variable Damping Based Controller* – SVDC) olarak adlandırılmıştır.

Bu yöntemle göre, 3.103 denkleminde verilen açık çevrim gecikmeli durum uzayı modeline kontrol işareti giriş sinyali olarak eklenmektedir. Öncelikle, 6.1 denkleminde kontrol işareti tanımlanmıştır.

$$f(t) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & A_c & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi(t) \\ \dot{\psi}(t) \\ y_1(t) \end{bmatrix} \quad (6.1)$$

6.1 denklemindeki A_c kontrol katsayısı ise 6.2’de ifade edilmiştir.

$$A_c = \frac{k_c}{I_z} \quad (6.2)$$

6.2 denkleminde k_c shimmy damperden kaynaklanan sönümlleme katsayısını, I_z ise dikmenin atalet momentini temsil etmektedir.

3.103’te verilen açık çevrim durum uzayı modeli temel alınarak 6.3’teki kapalı çevrim durum uzayı modeli oluşturulmuştur.

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= A_0 x(t) + A_1 x(t - \tau) + B_c u'(t) \rightarrow \\ \begin{bmatrix} \dot{\psi}(t) \\ \ddot{\psi}(t) \\ \dot{y}_1(t) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ A_{21} & A_{22} & 0 \\ A_{31} & A_{32} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi(t) \\ \dot{\psi}(t) \\ y_1(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & A'_{23} \\ 0 & 0 & A'_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi(t - \tau) \\ \dot{\psi}(t - \tau) \\ y_1(t - \tau) \end{bmatrix} \\ &\quad + \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_5(t) \\ f(t) \end{bmatrix} \quad (6.3) \\ y(t) &= Cx(t) \rightarrow y = \psi(t) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi(t) \\ \dot{\psi}(t) \\ y_1(t) \end{bmatrix} \end{aligned}$$

6.3 durum uzayı denklem sistemine ait parametreler 3.104’te verilmiştir. 6.3 kapalı çevrim durum uzayı modeline göre, kapalı çevrim sistemin yeni sönümlleme katsayısı $k_{k\dot{\psi}} = k + k_c$ olarak hesaplanmaktadır.

6.2.1.1 SVDC yapısının kararlılık sınırlarının belirlenmesi

Bu aşamada, SVDC kontrolör parametresinin sınırları belirlenmiştir. Kontrolör parametresi k_c ’nin belirlenen aralıkta iken kapalı çevrim sistemin kararlı bir davranış göstermesi beklenmektedir. Böylelikle, belirlenen aralıkta seçilen k_c ile sistemin robust bir karakteristiğe sahip olması sağlanacaktır. 4.3.2 bölümünde açıklanan QPmR

kararlılık analizi yardımıyla bu sınırlar belirlenebilmektedir. QPmR analizinin yapıldığı aralıkta sistem köklerinin imajiner eksen üzerinde konumlanmasına sebep olan k_c kontrolör parametresi kararlılık sınırıdır.

QPmR ile sistemi kararlılık sınırına getiren k_c parametresine ilişkin arama yapmadan önce, arama yapılacak aralık 6.4 ve 6.5 denklemlerindeki belirlenmiştir.

$$k_{cu} = k_{max} - k \quad (6.4)$$

$$k_{cl} = k_{min} - k \quad (6.5)$$

6.4 ve 6.5 denklemlerinde k sönümleme katsayısı, k_{cu} ve k_{cl} ise sırasıyla aramanın yapıldığı üst ve alt sınırlardır. k_{max} ve k_{min} ise Çizelge 3.6'da verilmiştir ve k parametresinin fiziksel sınırlarını $(-50 - 0)$ ifade etmektedir.

Verilen bölgede yapılan arama sonucunda k_c ye ait kararlı üst sınır k_{cus} belirlenmektedir. Kararlı alt sınır k_{cls} ise fiziksel sınırlardan ötürü k_{cl} 'ye eşittir.

Çizelge 6.1, 6.2 ve 6.3'te farklı sönümleme katsayısı ve süreç parametrelerinin kombinasyonları için k_c kararlılık sınırları hesaplanmıştır. Sönümleme katsayısının çok düşük, düşük ve orta seviyede olması durumları için kararlılık sınırlarının değişimi bu çizelgelerde incelenmiştir. Ayrıca, shimmy görülebilecek koşulların incelenmesi adına dikey yük ve hız değerleri de nispeten yüksek seçilmiştir. Bu iki süreç parametresine ait inceleme aralığı dar tutulmuştur.

Çizelge 6.1 : $k = -5$ için k_c kararlılık sınırları.

Sönümleme katsayısı	Süreç parametreleri	Kararlılık Sınırları
$k = -5$	$F_z = 5000$ ve $V = 55$	$k_{cus} = -32$ ve $k_{cls} = -45$
	$F_z = 5000$ ve $V = 60$	$k_{cus} = -38$ ve $k_{cls} = -45$
	$F_z = 5000$ ve $V = 65$	$k_{cus} = -42$ ve $k_{cls} = -45$
	$F_z = 6000$ ve $V = 45$	$k_{cus} = -23$ ve $k_{cls} = -45$
	$F_z = 6000$ ve $V = 50$	$k_{cus} = -32$ ve $k_{cls} = -45$
	$F_z = 6000$ ve $V = 55$	$k_{cus} = -41$ ve $k_{cls} = -45$
	$F_z = 7000$ ve $V = 45$	$k_{cus} = -30$ ve $k_{cls} = -45$
	$F_z = 7000$ ve $V = 50$	$k_{cus} = -41$ ve $k_{cls} = -45$

Çizelge 6.2 : $k = -15$ için k_c kararlılık sınırları.

Sönümlleme katsayısı	Süreç parametreleri	Kararlılık Sınırları
$k = -15$	$F_z = 5000$ ve $V = 50$	$k_{cus} = -14$ ve $k_{cls} = -35$
	$F_z = 5000$ ve $V = 55$	$k_{cus} = -22$ ve $k_{cls} = -35$
	$F_z = 5000$ ve $V = 60$	$k_{cus} = -28$ ve $k_{cls} = -35$
	$F_z = 6000$ ve $V = 45$	$k_{cus} = -13$ ve $k_{cls} = -35$
	$F_z = 6000$ ve $V = 50$	$k_{cus} = -22$ ve $k_{cls} = -35$
	$F_z = 6000$ ve $V = 55$	$k_{cus} = -31$ ve $k_{cls} = -35$
	$F_z = 7000$ ve $V = 45$	$k_{cus} = -20$ ve $k_{cls} = -35$
	$F_z = 7000$ ve $V = 50$	$k_{cus} = -31$ ve $k_{cls} = -35$

Çizelge 6.3 : $k = -15$ için k_c kararlılık sınırları.

Sönümlleme katsayısı	Süreç parametreleri	Kararlılık Sınırları
$k = -25$	$F_z = 5000$ ve $V = 50$	$k_{cus} = -4$ ve $k_{cls} = -25$
	$F_z = 5000$ ve $V = 60$	$k_{cus} = -18$ ve $k_{cls} = -25$
	$F_z = 5000$ ve $V = 65$	$k_{cus} = -22$ ve $k_{cls} = -25$
	$F_z = 6000$ ve $V = 50$	$k_{cus} = -12$ ve $k_{cls} = -25$
	$F_z = 6000$ ve $V = 55$	$k_{cus} = -21$ ve $k_{cls} = -25$
	$F_z = 7500$ ve $V = 40$	$k_{cus} = 1$ ve $k_{cls} = -25$
	$F_z = 7500$ ve $V = 45$	$k_{cus} = -13$ ve $k_{cls} = -25$

Çizelge 6.1, 6.2 ve 6.3'te verilen koşullarda aynı sönümlleme katsayısı için yük ve hızın arttırılması ile kararlılık sınırlarının daraldığı gözlemlenmiştir.

6.2.1.2 SVDC optimizasyonu

6.2.1.1 Bölümü'nde kararlı k_c kontrol parametresinin belirlenmesinin ardından, parametrenin ilgili aralıktaki optimal değeri hesaplanmalıdır. Bu amaçla, ilk olarak bir optimizasyon kriteri belirlenmelidir.

Optimizasyon yöntemi olarak çok amaçlı optimizasyon (*multiobjective optimization*) seçilmiştir. Çok amaçlı optimizasyon (çok amaçlı programlama, vektör optimizasyonu, vector optimization, çok kriterli optimizasyon, çok nitelikli optimizasyon veya Pareto optimizasyonu olarak da bilinmektedir.) aynı anda optimize edilmesi gereken birden fazla amaç fonksiyonunu içeren matematiksel optimizasyon

problemleriyle ilgili çok kriterli karar verme işlemidir. Birbiriyle çelişen iki veya daha fazla amaç fonksiyonu arasındaki kısıtlar altında ve optimal kararların alınması gereken alanlarda uygulanmaktadır [177].

SVDC'nin optimizasyonu probleminde, titreşim enerjisi ve kontrol işaretlerinin karelerinin integrali (ISE) ayrı amaç fonksiyonları ağırlıklandırılarak kullanılmıştır. 6.6 ve 6.7 denklemlerinde amaç fonksiyonları, 6.8 denkleminde ise kısıtlar verilmiştir.

$$\text{Minimizasyon } J_1 = \int_0^t (c\psi(t)\dot{\psi}(t) + I_z\dot{\psi}(t)\ddot{\psi}(t))^2 \quad (6.6)$$

$$\text{Minimizasyon } J_2 = \int_0^t 0.002u^2(t) \quad (6.7)$$

$$\text{Kısıt: } k_{cus} \leq k_c \leq k_{cls} \quad (6.8)$$

6.6 ve 6.7'de verilen amaç fonksiyonunun minimizasyonu genetik algoritma ile yapılmıştır. Optimizasyon işleminde MATLAB *Response Optimization* aracından faydalanılmıştır [178].

6.2.1.3 Kapalı çevrim sistem davranışı

Kontrolör stratejisine ait işlevin anlatılmasından sonra, kontrolör katsayıları ve kontrolör performansları hesaplanmıştır. Bu amaçla, Çizelge 6.4'te farklı koşullar için kontrolörler hesaplanmış ve performansları değerlendirilmiştir. Tabloda verilen koşullar için k_c parametresinin sınırları QPmR algoritması yardımıyla belirlenmiştir.

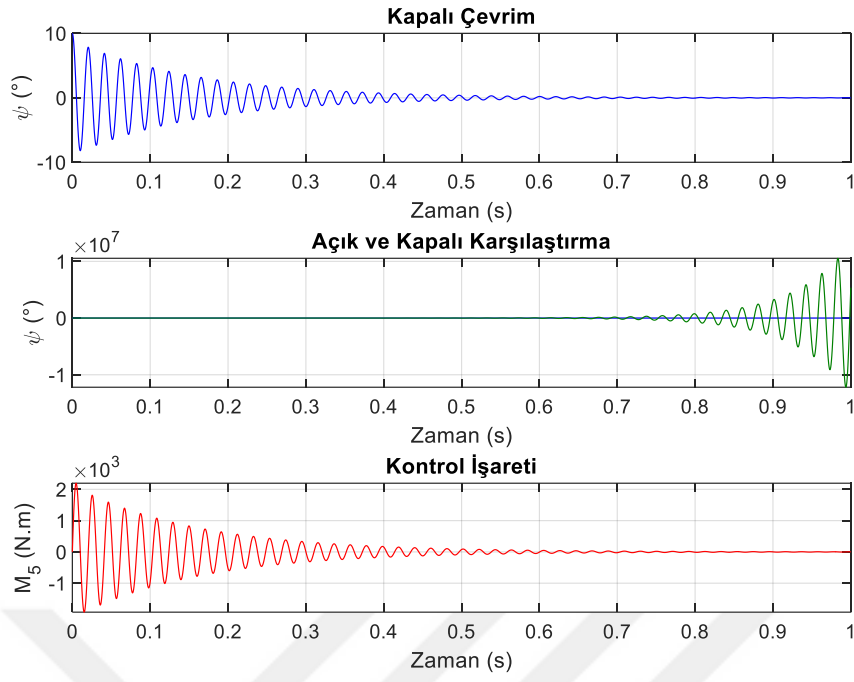
Kontrolör katsayısının optimizasyonunda, ilk değer olarak -5 seçilmiştir. Çizelge 6.4'te verilen koşullar altında yapılan simülasyonlarda yönlendirme açısının ilk değeri 10° olarak belirlenmiştir. Kapalı çevrim sistem davranışı sıfır giriş, beyaz gürültü ($N(0, 300)$) ve basamak bozucu (0.1 s boyunca uygulanan 5000 Nm'lik puls) girişleri için test edilmiştir.

Kontrolör performansının değerlendirilmesinde; 6.6 ve 6.7 denklemlerinde verilen amaç fonksiyonları J_1 ve J_2 'nin açık çevrim ve kapalı çevrim sistem için değerleri incelenmiştir. Ayrıca, açık çevrim ve kapalı çevrim sistem çıkışlarının sıfır giriş için RMS değerleri de karşılaştırma amaçlı hesaplanmıştır.

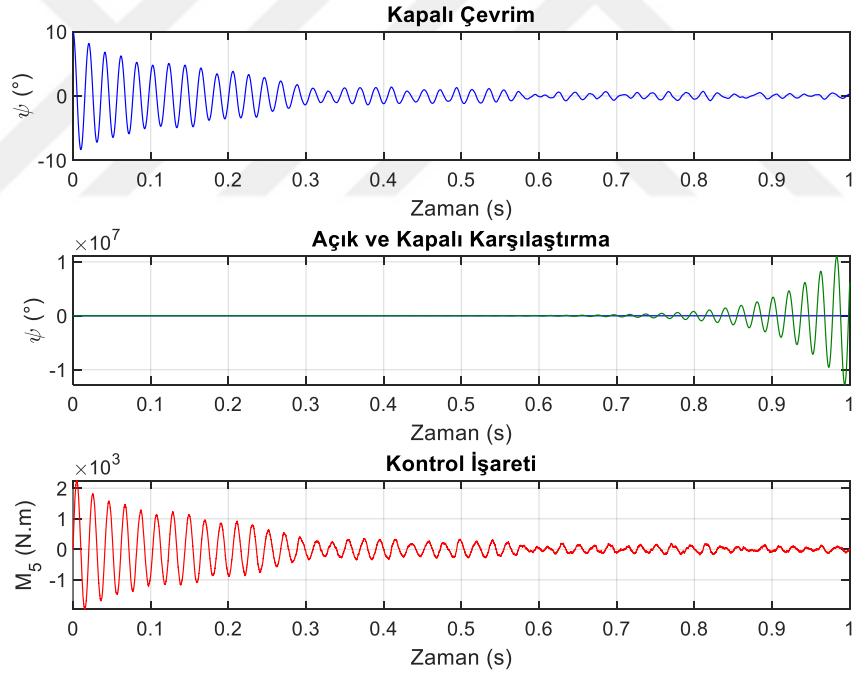
Çizelge 6.4 : Farklı koşullar altında SVDC performansı.

Koşul		k_c	k_{cus} ve k_{cls}	$J_{1a\check{c}}$ ve $J_{2a\check{c}}$	$J_{1k\check{c}}$ ve $J_{2k\check{c}}$	$RMS_{a\check{c}}$	$RMS_{k\check{c}}$
1	$F_z = 5000$	-44.9976	-32 -45	1.116×10^{12} 5.468×10^{10}	99.44 367.4	1.74×10^6	1.795
	$V = 55$						
	$k = -5$						
2	$F_z = 5000$	-10.7720	18 -20	61.54 2.935	49.58 10.97	1.4538	1.6356
	$V = 40$						
	$k = -30$						
3	$F_z = 4000$	-22.176	0 -35	259.6 12.51	63.06 59.72	6.1822	2.9716
	$V = 45$						
	$k = -15$						
4	$F_z = 7500$	-21.8406	1 -25	224.5 10.43	64.06 50.48	5.2771	2.8094
	$V = 40$						
	$k = -25$						
5	$F_z = 3000$	-20.1130	2 -25	186 9.118	65.19 45.48	4.1517	2.4957
	$V = 60$						
	$k = -25$						
6	$F_z = 9000$	-22.5046	0 -35	255.8 11.72	63.98 59.6	5.9848	3.0166
	$V = 35$						
	$k = -15$						

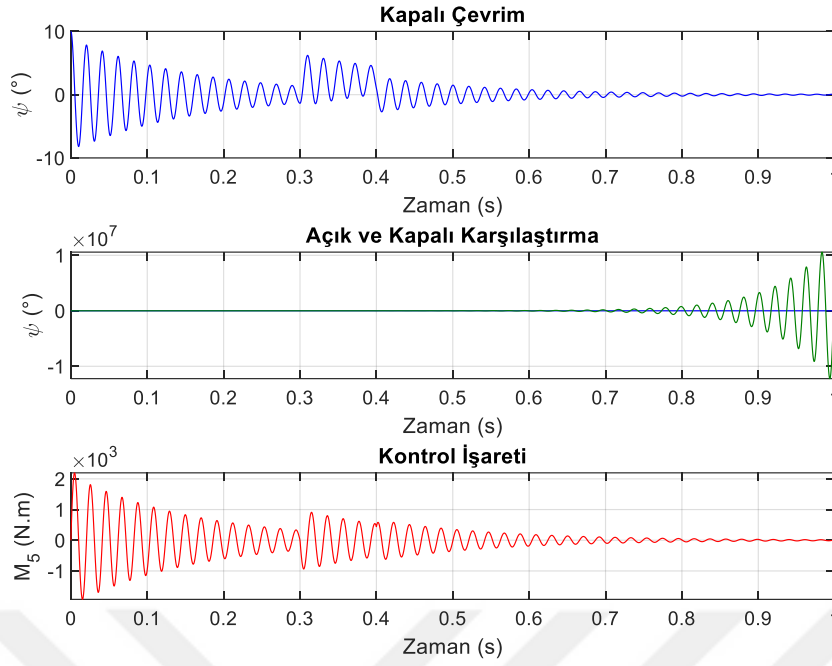
1. Koşul: Şekil 6.1, 6.2 ve 6.3'te sırasıyla sıfır giriş, beyaz gürültü ve basamak bozucu için shimmy cevabı verilmiştir. Bu koşulda sönümleme katsayısının düşük olması ve buna karşılık yüksek hızlı taksi gerçekleştirildiği için sistem osilasyona girmektedir. Tasarlanan kontrolör sistemi kararlı hale getirmiştir. Bunu sağlarken yüksek sönümleme momenti uygulayan bir shimmy dampere ihtiyaç duyulmuştur. Hesaplanan k_c değerinin parametrenin alt sınırı olan k_{cls} 'ye çok yakın olduğu Çizelge 6.4'te görülebilmektedir. Kontrolör işaretinin genliği bu sebeple nispeten daha yüksek hesaplanmıştır. Amaç fonksiyonları ve RMS değerleri (sıfır giriş için) kapalı çevrim sistem için oldukça düşüktür. Şekil 6.2 ve 6.3'te sırasıyla, sistemin beyaz gürültü ve basamak bozucu cevapları verilmiştir. Bozucu bastırma performansının başarılı ve hızlı olduğu görülmektedir.



Şekil 6.1 : Koşul 1’de sıfır giriş için shimmy davranışı.

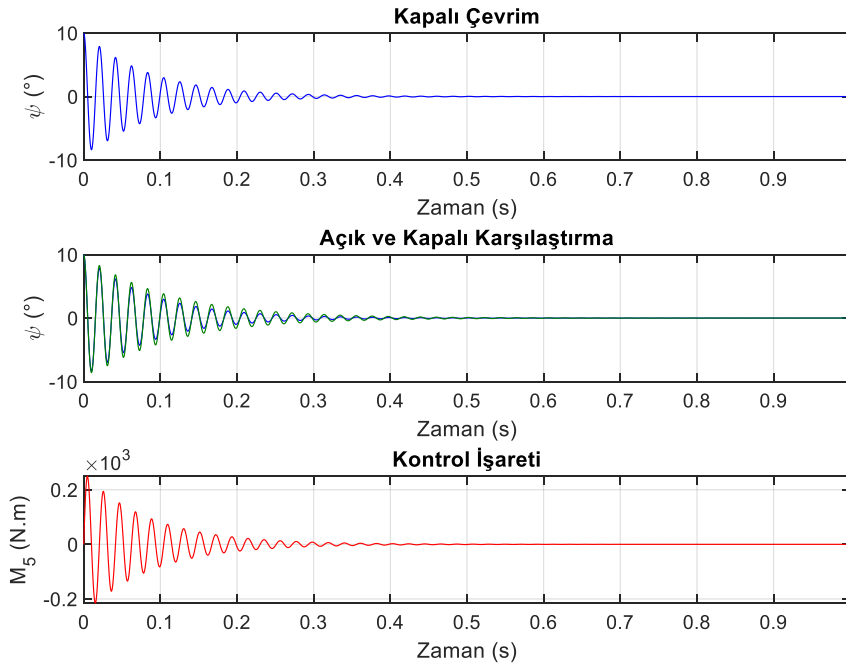


Şekil 6.2 : Koşul 1’de beyaz gürültü girişi için shimmy davranışı.

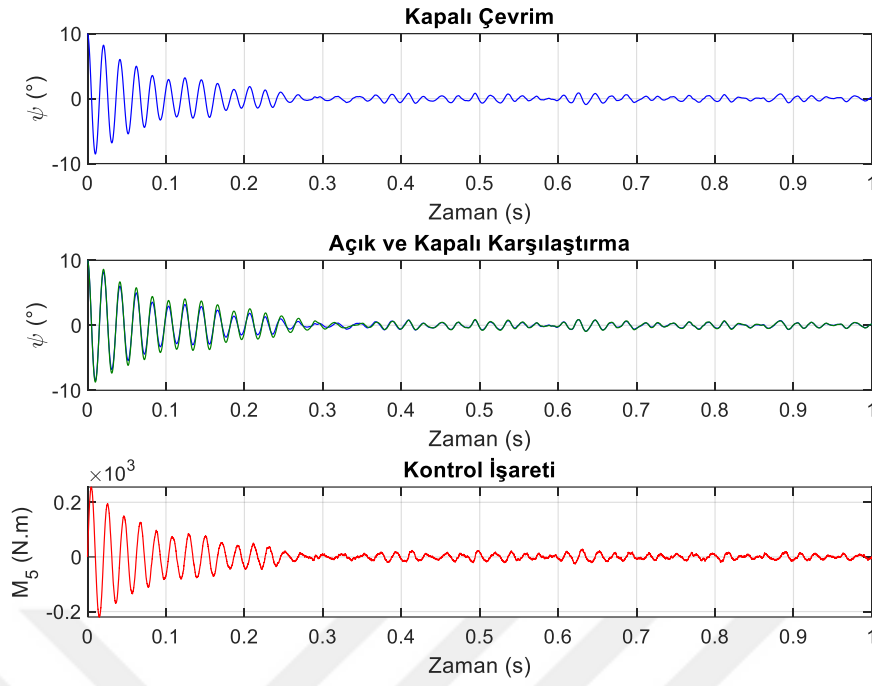


Şekil 6.3 : Koşul 1’de basamak bozucu girişi için shimmy davranışı.

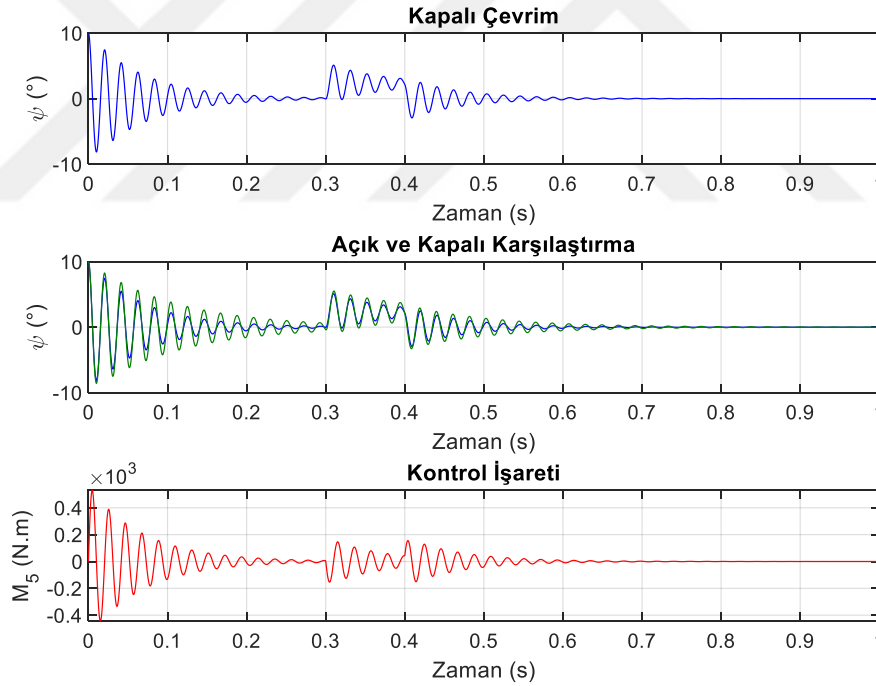
2. Koşul: Şekil 6.3, 6.4 ve 6.5’te sırasıyla sıfır giriş, beyaz gürültü ve basamak bozucu için shimmy cevabı verilmiştir. Bu koşulda öncekinden farklı olarak hız azaltılmış ve sönümleme katsayısı artırılmıştır. Böylece ihtiyaç duyulan kontrolör gücü azalmış ve optimal k_c değeri düşmüştür. Açık çevrim davranışın kontrol işlemi sonunda iyileştiği görülmüştür. 6.4 ve 6.5’te verilen bozucu yanıtlarından görülebileceği üzere açık çevrim ve kapalı çevrim sistemlerin bozucu bastırma süreleri neredeyse aynıdır.



Şekil 6.4 : Koşul 2’de sıfır giriş için shimmy davranışı.



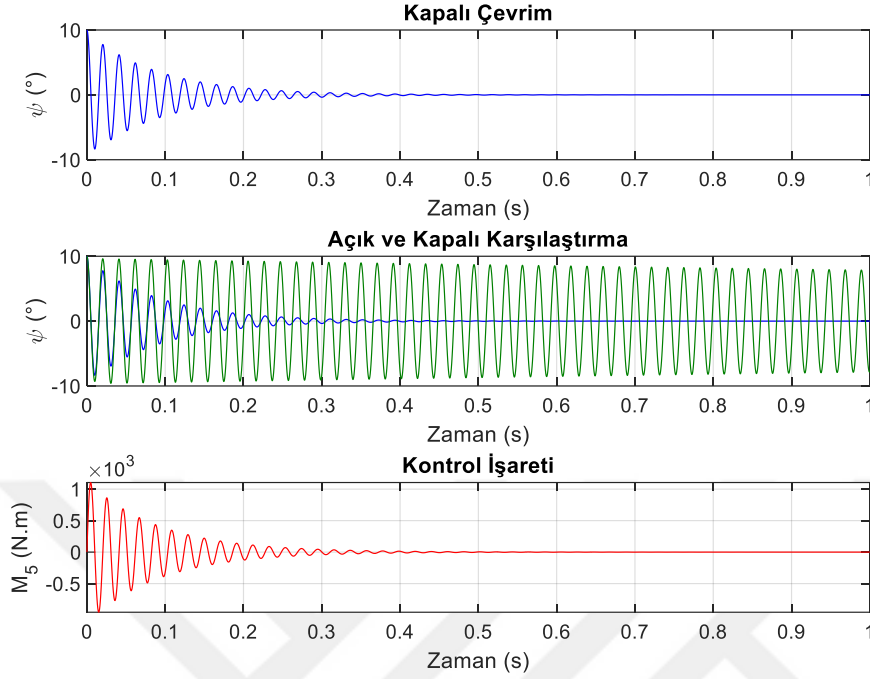
Şekil 6.5 : Koşul 2’de beyaz gürültü girişi için shimmy davranışı.



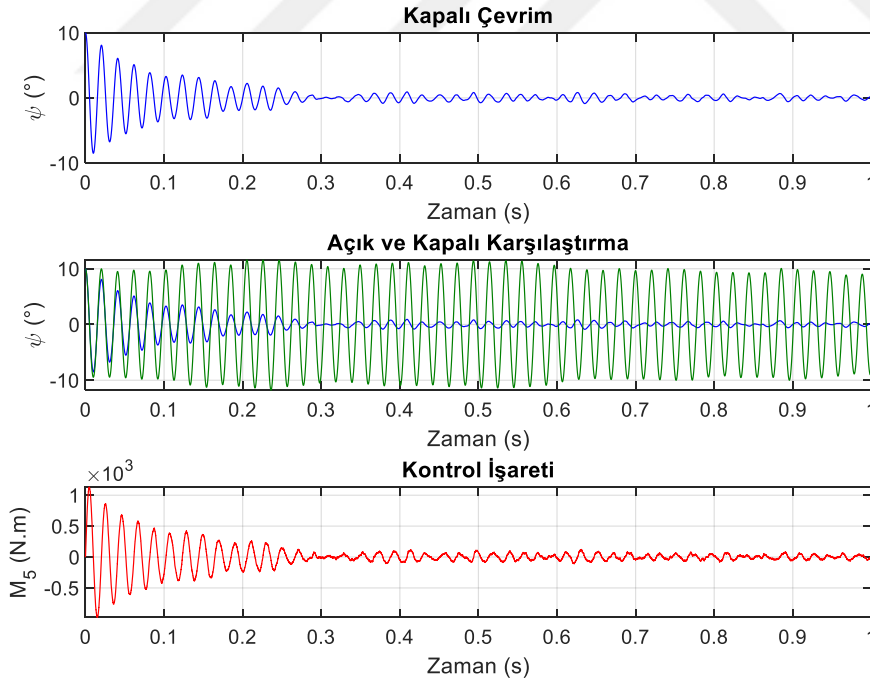
Şekil 6.6 : Koşul 2’de basamak bozucu girişi için shimmy davranışı.

3. Koşul: Şekil 6.7, 6.8 ve 6.9’da sırasıyla sıfır giriş, beyaz gürültü ve basamak bozucu için shimmy cevabı verilmiştir. Bu koşulda, açık çevrim çevrim davranışı kararsızdır. Tasarlana kontrolör ile toplam sönümlleme katsayısı sistem sınırlarına yaklaştırılmıştır. Böylece kapalı çevrimde başarılı bir sönümlleme performansı elde edilmiştir. Şekil 6.8

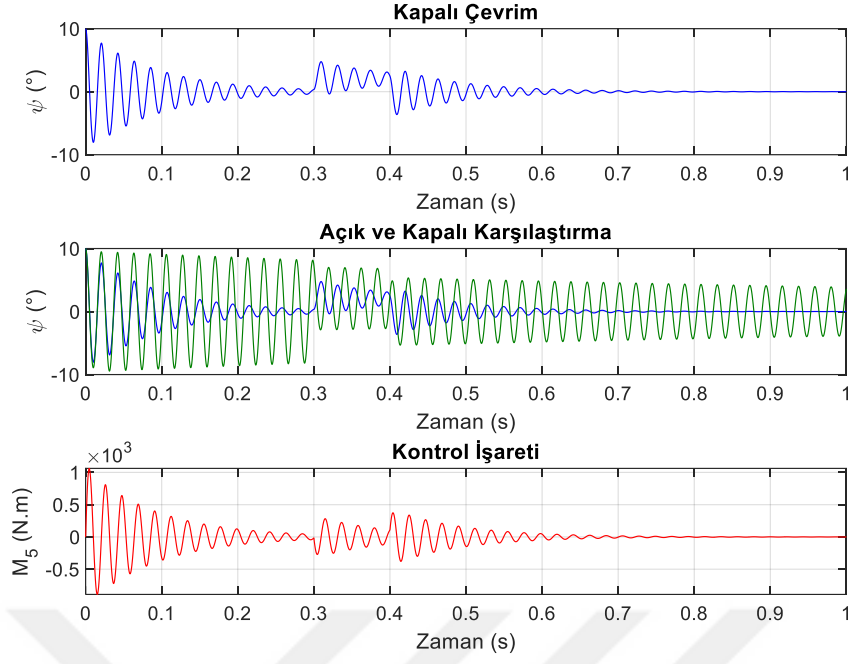
ve 6.9'daki bozucu cevaplarında da dış etkilere karşı dayanıklı bir karakteristik oluştuğu görülmektedir.



Şekil 6.7 : Koşul 3'te sıfır giriş için shimmy davranışı.

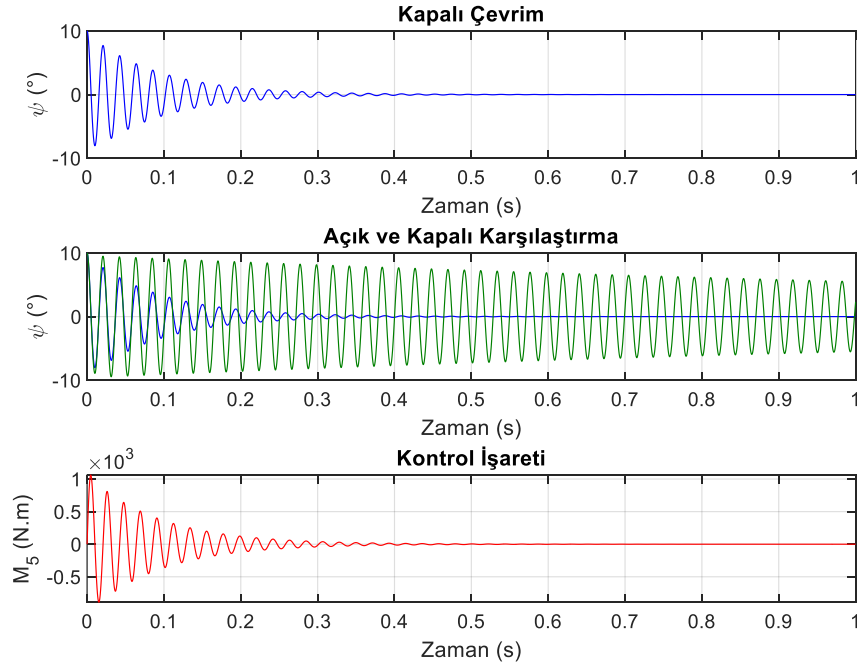


Şekil 6.8 : Koşul 3'te beyaz gürültü girişi için shimmy davranışı.

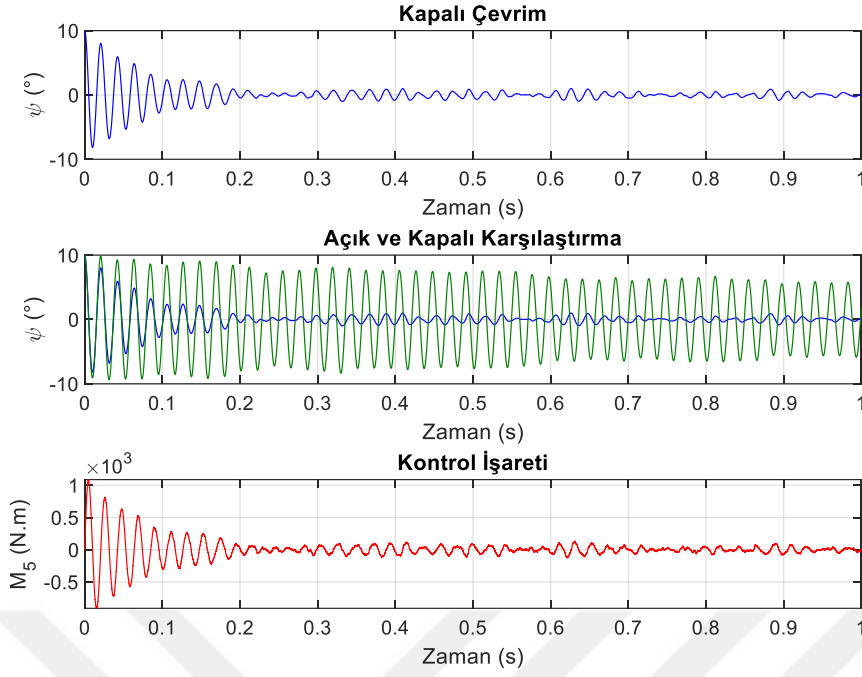


Şekil 6.9 : Koşul 3’te basamak bozucu girişi için shimmy davranışı.

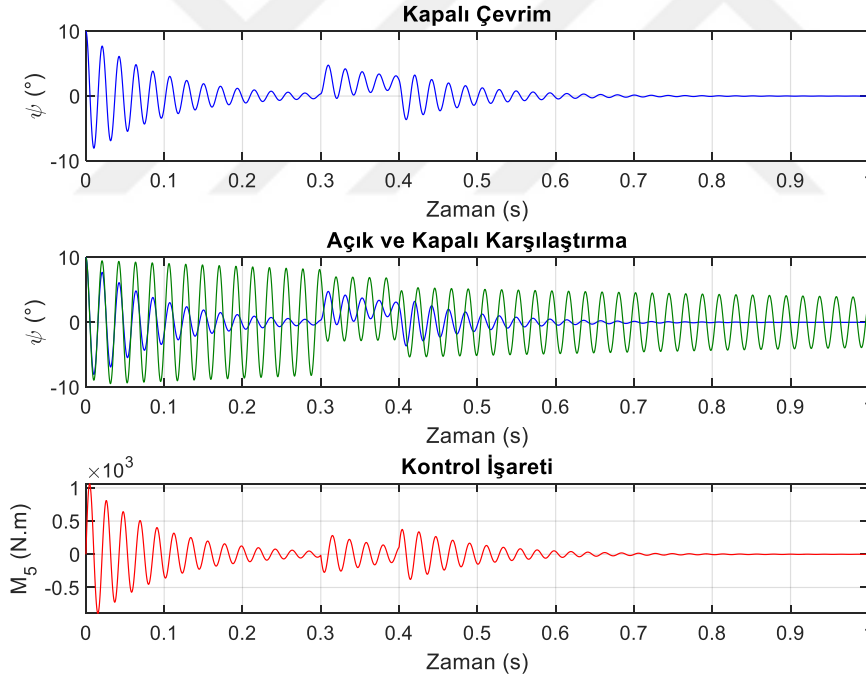
4. Koşul: Şekil 6.10, 6.11 ve 6.12’de sırasıyla sıfır giriş, beyaz gürültü ve basamak bozucu için shimmy cevabı verilmiştir. Bu koşulda iniş takımı üzerindeki dikey yük oldukça yüksektir. Tasarlanan kontrolör sistemi kararlı hale getirmiştir. Kararlı davranışın sağlanması adına hesaplanan optimal kontrolör katsayısı alt sınırı değerine yakındır. Şekil 6.11 ve 6.12’de bozucu etkisi altında kapalı çevrim kontrol sisteminin dayanıklı olduğu sunulmuştur.



Şekil 6.10 : Koşul 4’te sıfır giriş için shimmy davranışı.



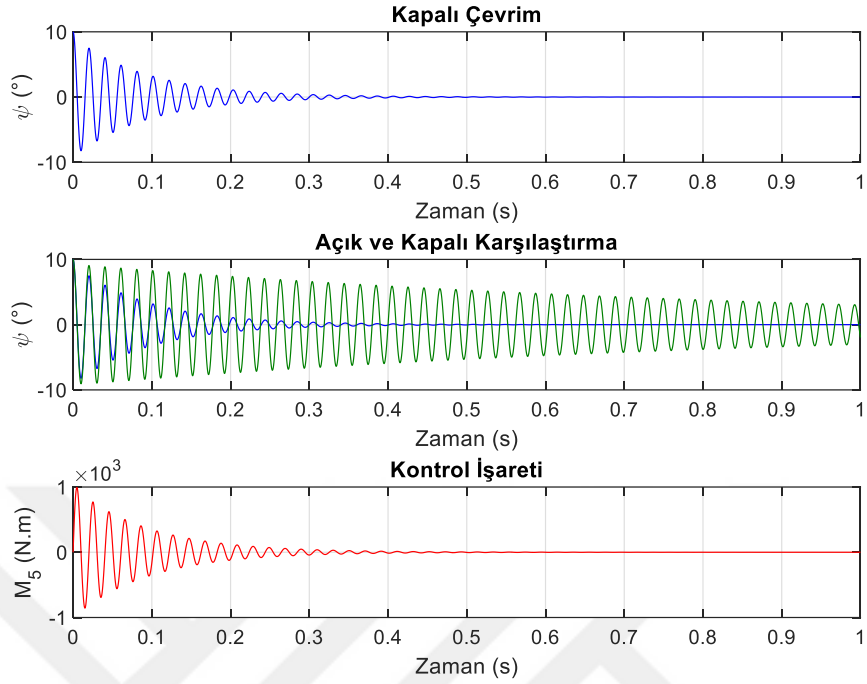
Şekil 6.11 : Koşul 4'te beyaz gürültü girişi için shimmy davranışı.



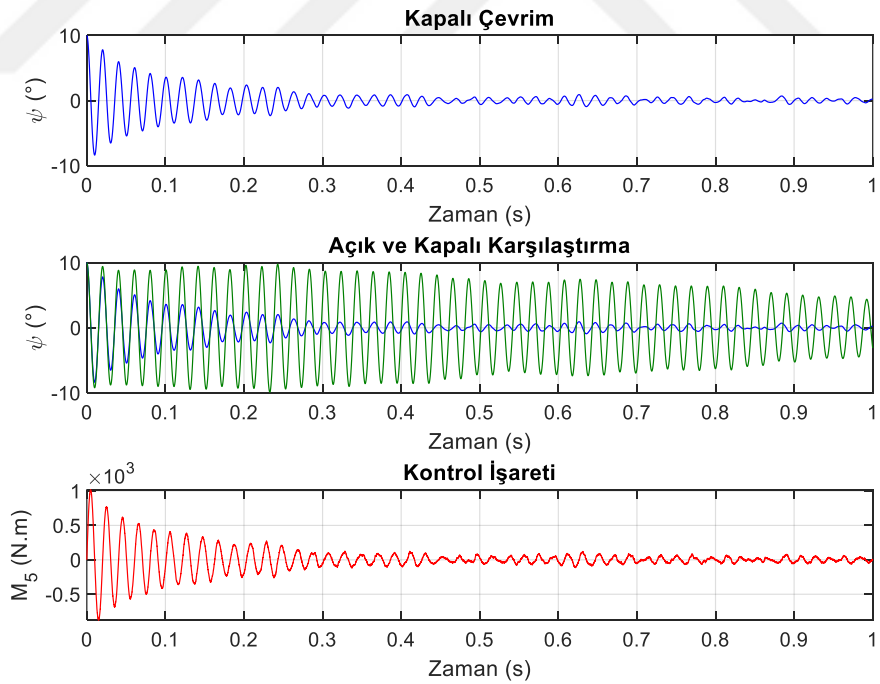
Şekil 6.12 : Koşul 4'te basamak bozucu girişi için shimmy davranışı.

5. Koşul: Şekil 6.13, 6.14 ve 6.15'te sırasıyla sıfır giriş, beyaz gürültü ve basamak bozucu için shimmy cevabı verilmiştir. Bu koşulda dikey yük azaltılmış, buna karşılık taksi hızı arttırılmıştır. Düşük yük koşulu altında açık çevrim sistem davranışının kararlı olmasına rağmen yavaş bir sönümlerme performansına sahip olduğu tespit edilmiştir. Optimal kontrolörün sisteme uygulanması ile yalnızca shimmy genliği

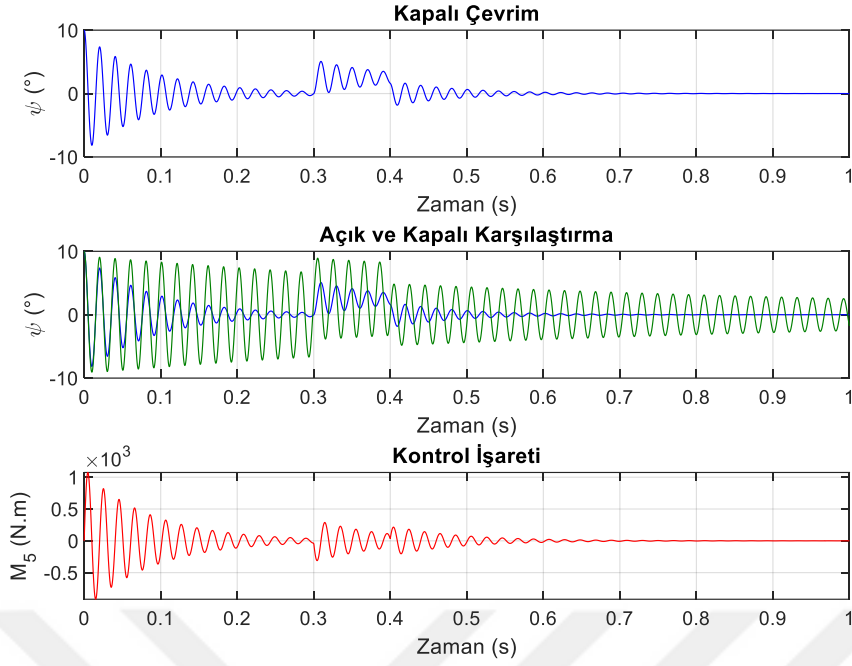
azaltılmamış, aynı zamanda sistem cevabı hızlandırılmıştır. Bozucu yanıtlarında da SVDC yapısının aynı şekilde başarılı olduğu görülmektedir.



Şekil 6.13 : Koşul 5'te sıfır giriş için shimmy davranışı.

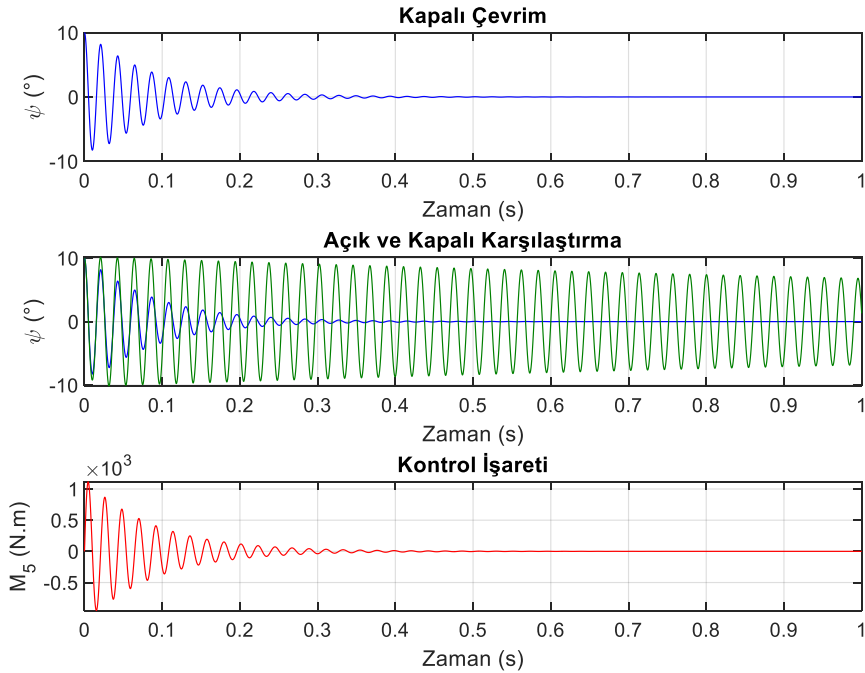


Şekil 6.14 : Koşul 5'te beyaz gürültü girişi için shimmy davranışı.

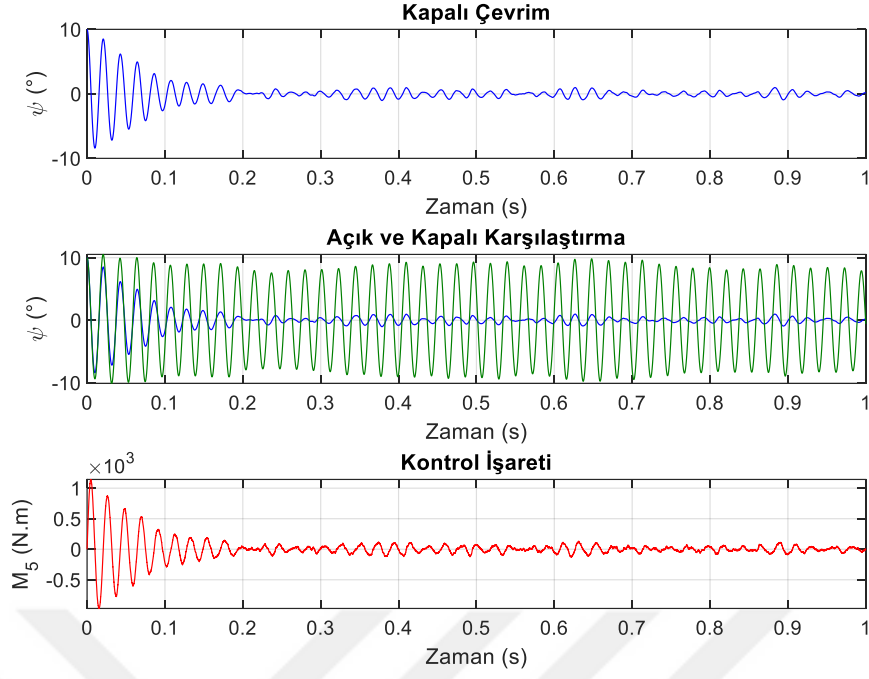


Şekil 6.15 : Koşul 5’te basamak bozucu girişi için shimmy davranışı.

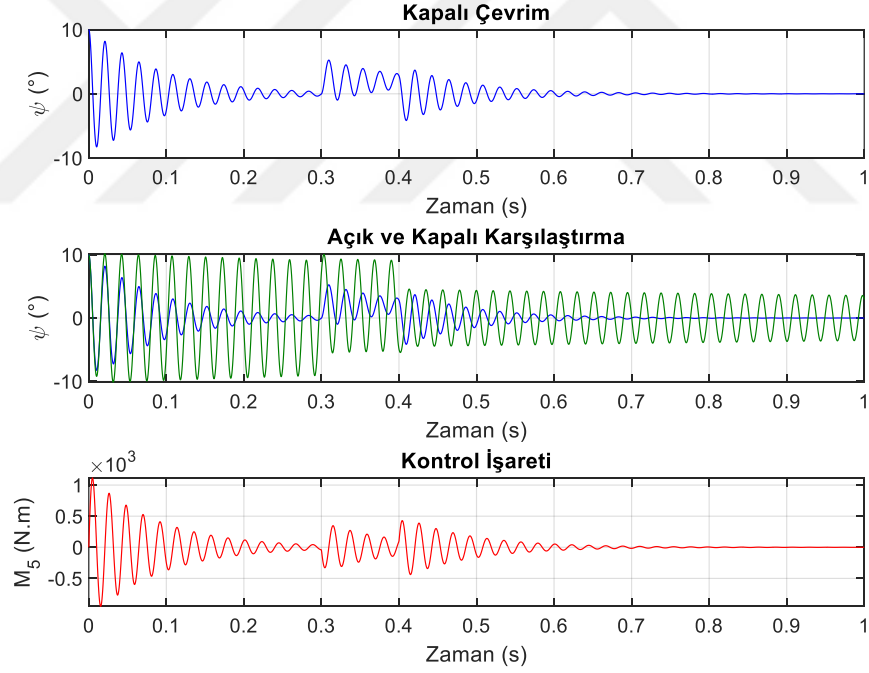
6. Koşul: Şekil 6.16, 6.17 ve 6.18’de sırasıyla sıfır giriş, beyaz gürültü ve basamak bozucu için shimmy cevabı verilmiştir. Bu koşulda maksimum dikey yük ile çalışılmıştır. Dolayısıyla, açık çevrim sistem kararsız bir karakteristik sergilemektedir. Tasarlanan kontrolör ile sönümleme performansı artırılarak sistem kararlı hale getirilmiştir. Şekil 6.17 ve 6.18’de de görülebileceği üzere bozucu altında da sistem başarılı bir sönümleme performansı göstermektedir.



Şekil 6.16 : Koşul 6’da sıfır giriş için shimmy davranışı.



Şekil 6.17 : Koşul 6’da beyaz gürültü girişi için shimmy davranışı.



Şekil 6.18 : Koşul 6’da basamak bozucu girişi için shimmy davranışı.

Sunulan SVDC yapısı, farklı koşullar altında NLG sistemine uygulanmıştır. Sönümleme ve bozucu bastırma performanslarının iyileştiği görülmüştür. Tüm koşullarda, kapalı çevrim sistem cevabının *RMS* değeri düşürülmüştür. Titreşim enerjisi ile ilişkili amaç fonksiyonu her koşul için azaltılırken, sisteme ek bir kontrol gücü uygulandığından kontrol gücüne ilişkin amaç fonksiyonunun değeri artmıştır. Bu kontrol stratejisini geliştirmek adına, yapıya rijitlik eklenmesi değerlendirilebilir.



7. SONUÇLAR

Bu çalışmada kapsamında hava araçlarının burun iniş takımlarındaki shimmy davranışının modellenmesi, analizi, testi ve kontrolü gerçekleştirilmiştir.

Öncelikle, burun iniş takımı shimmy matematiksel modeli oluşturulmuştur. Model, (Von Schlippe'nin tekerlek modelleme yaklaşımı göze alınarak) literatürde tekerlek hafızası olarak bilinen ve tekerlek elastikliğinden kaynaklanan gecikme etkisi göz önünde bulundurularak yeniden düzenlenmiştir. Oluşturulan gecikmeli model, kurgulanan çeşitli senaryolar yardımıyla test edilmiştir. Bu senaryolar gerçek taksi koşulları simüle edilerek oluşturulmuştur. Model bu senaryolarla test edilmiştir. Ardından, gecikmeli model ve klasik gecikmesiz model için lineerleştirme çalışmaları yapılmıştır. Lineerleştirme analiz süreçlerine adım için gerçekleştirilmiştir.

Bu çalışmada, gecikmeli ve gecikmesiz shimmy matematiksel modellerine ait analizler yapılmıştır. Analizlerde amaç tasarım optimizasyonu süreçlerine destek olmaktadır. Gecikmesiz lineer model için kararlılık haritaları ikili parametre kobinasyonları için tekrarlanmıştır. Özdeğer trendleri ise belirli bir parametrenin değişimi altında sunulmuştur. oluşturulmuştur. Gecikmeli nonlineer model için zaman serisi ve limit çevrimleri verilmiştir. Burada da ilk koşullar ve yine parametreler değiştirilmiştir. Gecikmeli modelin analizi için ilk olarak CTCR yardımıyla kararlılık tablosu oluşturulmuştur. Ardından, QPmR algoritması kullanarak spektrum analizleri gerçekleştirilmiş ve sistem kutuplarının konumu tam olarak tespit edilebilmiştir. Yine QPmR ile parametre değişimine karşılık köklerin hareketi incelenebilmiştir.

Tez çalışması kapsamında, bir shimmy test düzeneği kurulmuştur. Test düzeneği, konveyör hızını, dikey yükü ve kaster uzunluğunu değiştirmeye imkan tanıyan bir yapıya tasarlanmıştır. Tasarım ve süreç parametrelerinin shimmy üzerindeki etkisinin anlaşılması sağlanmıştır. Farklı deneyler gerçekleştirilmiş ve matematiksel model ile uyumluluk gözlenmiştir. Doğrulanamayan koşullarla ilgili tespitler verilmiştir.

kararlaştırıcı değişken sönümleme tabanlı bir kontrol yöntemi (Stabilizing Variable Damping Based Control - SVDC) tekerlek hafızası etkisi altındaki modelin shimmy titreşimini sönümlemek adına önerilmiştir. Shimmy damper, sönümleme elemanı

olarak modellenmiştir. Böylece, hız geribeslemesinde faydalanılmıştır. Kapalı çevrim kontrol sisteminin kararlılığını korumak için QPmR ile kontrolör parametresinin sınırları hesaplanmıştır. Kontrolör parametresinin hesaplanmasında çok amaçlı optimizasyon kullanmış ve titreşim enerjisi ile kontrol işareti amaç fonksiyonları olarak seçilmiştir. QPmR ile elde edilen kararlılık sınırları kısıt olarak kullanılmıştır. Kontrolörün etkinliği; ISE değerleri, RMS değerleri, bozucu bastırma ve sönümleme performansı açısından değerlendirilmiştir. Kapalı çevrim sistemin başarılı bir shimmy sönümleme performansı sergilediği görülmüştür.



KAYNAKLAR

- [1] **Besselink, I. J. M.** (2000). Shimmy of aircraft main landing gears. (Doktora Tezi). Technische Universiteit Delft, Delft.
- [2] **Von Schlippe, B. ve Dietrich, R.** (1941). Das Flattern eines bepneuten Rades (NACA Report TM 1365). Stuttgart: NACA Technical Memorandums.
- [3] **Pacejka, H. B.** (2012). *Tire and Vehicle Dynamics (3rd ed.)*. Oxford: Butterworth-Heinemann.
- [4] **Olgaç, N., Sipahi, R., & Ergenç A. F.** (2007). Delay scheduling', an unconventional use of time delay for trajectory tracking, *Mechatronics*, 17(4-5), 199-206.
- [5] **Ran, S., Besselink, I. J. M., & Nijmeijer H.** (2015). Energy analysis of the Von Schlippe tyre model with application to shimmy, *Vehicle System Dynamics*, 53(12), 1795-1810.
- [6] **Vyhlídal, T. & Zítek, P.** (2014). QPmR - Quasi-Polynomial Root-Finder: Algorithm Update and Examples, In: Vyhlídal T., Lafay JF., Sipahi R. (Eds.) *Delay Systems. Advances in Delays and Dynamics*, (Vol. 1, pp. 299-312). Erişim https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-3-319-01695-5_22
- [7] **Smiley, R. F. & Horne, W. B.** (1958). Mechanical properties of pneumatic tires with special reference to modern aircraft tires (NACA Report TN 4110). Washington: NACA Technical Reports.
- [8] **Gudmundsson, S.** (2014). *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*. Oxford: Butterworth-Heinemann.
- [9] **Currey, N. S.** (1986). *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*. Ohio: AIAA Education Series.
- [10] **Raymer, D.** (2013). *Aircraft Design: A Conceptual Approach (2nd ed.)*. Washington, DC.: AIAA Education Series.
- [11] **Url-1** <<https://tonytsang.carbonmade.com>>, date retrieved 11.11.2019.
- [12] **Dengler, M., Martin, G., & Herman, G.** (1951). A bibliographic survey of automobile and aircraft wheel shimmy (WADC Technical Report 52-141). Ohio: Wright Air Development Center Technical Reports.
- [13] **Url-2** <<https://www.lavionnaire.fr>>, erişim tarihi 12.11.2019.
- [14] **Url-3** <<https://aviation.stackexchange.com>>, erişim tarihi 12.11.2019.
- [15] **Young, D. W. S. & Ohly, B.** (1985). European aircraft steering systems (SAE Technical Papers Series 851940). Long Beach, CA.: SAE Technical Papers.
- [16] **Url-4** <<http://www.flight-mechanic.com>>, erişim tarihi 13.11.2019.

- [17] **Url-5** <<https://m.bridgestone.com.tr>>, erişim tarihi 06.10.2020.
- [18] **Zegelaar, P. W. A.** (1998). The dynamic response of tyres to brake torque variations and road unevennesses. (Doktora Tezi). Technische Universiteit Delft, Delft.
- [19] **Keldysh, M. V.** (1945). “Shimmy of the Front Wheel of a Three-Wheeled Landing Gear,” *Tr. Tsentr. Aerogidrodin. Inst.*, vol. 564, 1945.
- [20] **Moreland, W. J.** (1954). The story of shimmy, *Journal of the Aeronautical Sciences*, 21(12), 793-808.
- [21] **Goncharenko, V. I.** (1997). Shimmy of nose gear on an asymmetric suspension, *International Applied Mechanics*, 33(2), 168-173.
- [22] **Goncharenko, V.I., Lobas, L.G., & Nikitina, N.V.** (1981). Wobble in guide wheels, *Soviet Applied Mechanics*, 17(8), 765-769.
- [23] **Baumann, J., Barker, C.R., & Koval, L.R.** (1991). A nonlinear model for landing gear shimmy, *ASME 91-WA-DSC-14*, 1-8.
- [24] **Grossman, D.T.** (1980). F-15 nose landing gear shimmy, taxi test and corrective analyses, (SAE Technical Papers Series 801239). Los Angeles, CA.: SAE Technical Papers.
- [25] **Leve, H.** (1969). Designing stable dual wheel gears, *AIAA Aircraft Design and Operations Meeting*, Los Angeles, California, USA : July 14-16.
- [26] **Black, R. J.** (1976). Realistic evaluation of landing gear shimmy stabilization by test and analysis (SAE Technical Paper Series 760496), Los Angeles, CA.: SAE Technical Papers.
- [27] **Glaser, J. & Hyrcko, G.** (1996) Landing gear shimmy - De Havilland's experience, in The design, qualification and maintenance of vibration-free landing gear, 1996, p. 7.
- [28] **Brewer, H. K. & L. C. Rogers.** (1971). Synthesis of tire equations for use in shimmy and other dynamic studies, *J. Aircr.*, 8(9), 689-697.
- [29] **Smiley, R. F.** (1956). Correlation, evaluation, and extension of linearized theories for tire motion and wheel shimmy (NACA-TR-1299). Hampton, VA. : NACA Technical Reports.
- [30] **Pacejka, H. B.** (1966). The wheel shimmy phenomenon. (Doktora Tezi). Delft University of Technology, Mechanical, Maritime and Materials Engineering, Delft.
- [31] **Segel, L.** (1966). Force and Moment Response of Pneumatic Tires to Lateral Motion Inputs, *ASME J. Eng. Ind.*, 88(1), 37-44.
- [32] **Kluiters, M. A. M.** (1969). An investigation into F-28 main landing gear vibration (Fokker Report X-28-430). Fokker Technical Reports.
- [33] **Rogers, L. C.** (1972). Theoretical tire equations for shimmy and other dynamic studies, *Journal of Aircraft*, 9(8), 585-589.
- [34] **Maas, J. W. L. H.** (2009). A comparison of dynamic tyre models for vehicle shimmy stability analysis. (Master Tezi). Eindhoven University of Technology, Department of Mechanical Engineering, Eindhoven.

- [35] **Clark, S. K.** (1971). Mechanics of the pneumatic tires (NBS Monograph 122). Washington D.C.: United States Department of Commerce, National Bureau of Standards.
- [36] **Maurice, J. P.** (2000). Short wavelength and dynamic tyre behaviour under lateral and combined slip conditions. (Doktora Tezi). Delft University of Technology, Mechanical, Maritime and Materials Engineering, Delft.
- [37] **Greenbank, S. J.** (1991). "Landing Gear—the Aircraft Requirement, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 205(1). 27-34.
- [38] **Limebeer, D. J. N. & Sharp, R. S.** (2006). Bicycles, motorcycles, and models, *IEEE Control System Magazine*, 26(5), 34-61.
- [39] **Bouncier de Carbon, C.** (1948). Analytical study of shimmy of airplane wheels (NACA Report TM 1337). Washington: NACA Technical Memorandums.
- [40] **Brouhiet, G.** (1925). The suspension of the automobile steering mechanism: shimmy and tramp (in French), *Bull Soc. Ing. Civ. Fr.*, 78, 540-554.
- [41] **Lavaud, D. S. D.** (1929). The problem of independent rear wheel suspensions, *Genie Civ.*, vol. 95.
- [42] **Lavaud, D. S. D.** (1928). Independently sprung front wheels a remedy for shimmy, *Soc. Auto. Engrs. J.*, 22.
- [43] **Lavaud, D. S. D.** (1927). Shimmy, pseudo-shimmy and tramp of an automobile, *Acad. Sci., Paris, C. R.*, 185, 254-257.
- [44] **Lavaud, D. S. D.** (1927). Hydraulic dampers are recommended for shimmy and waddling, *Auto. Indust.*, 57.
- [45] **Lavaud, D. S. D.** (1927). The fundamental critical speeds of automobiles (in French), *C. R. Acad. Sci. Paris*, 184, 1636-1638.
- [46] **Den Hartog, J. P.** (1956). *Mechanical Vibrations*, New York : McGraw-Hill Book Company.
- [47] **Lanchester, F. W.** (1928). Automobile steering gear-problems and mechanism, *Proc. Inst. Automob. Eng.*, 22(2), 726-771.
- [48] **Fromm, H.** (1954). Brief Report on the History of the Theory of Shimmy (NACA TM 1365). NACA Technical Reports.
- [49] **Shanley, F. R.** (1936). Tail wheel or nose wheel, *Aviation*, 35, 29-32.
- [50] **Courtney, F. T.** (1935). Nose wheels, *Aviation*, 34, 21-24,.
- [51] **Wylie, J.** (1939). Dynamic problems of the tricycle alighting gear, *J. Aeronaut. Sci.*, 7(2), 56-67.
- [52] **Kantrowitz, A.** (1937). Stability of castering wheels for aircraft landing gears (Special Report 67). Langley Field, Virginia: NACA Langley Memorial Aeronautical Laboratory.
- [53] **Temple, G.** (1942). Simplified general theory of wheel shimmy (ATI no. 40742). Farnborough, Hants: Roy. Aircr. Establ.

- [54] **Temple, G.** (1941). Large angle shimmy (ATI no. 40738). Farnborough, Hants: Roy. Aircr. Establ.
- [55] **Moreland, W. J.** "Landing-Gear Vibration," Dayton, Ohio, 1951.
- [56] **Maier, E. & Renz, M.** (1947). Tests on shimmy with the nose landing gear of the me 309 and the fkfs trailer (N-579 AAF). Air Material Command, Wright Field Technical Intelligence, Dayton, Ohio.
- [57] **Dietz, O. & Harling, R.** (1950). Examination of lateral stress and shimmy phenomena on airplane wheel tires (1156.2 48). Headquarters Air Material Command, Wright Field, Dayton, Ohio: August.
- [58] **Pritchard, J.** (2001). Overview of landing gear dynamics, *J. Aircr.*, 38(1), 130-137.
- [59] **Krabacher, W. E.** (1997). Comparison of the Moreland and Von Schlippe-Dietrich landing gear tire shimmy models, *Vehicle System Dynamics Supplement*, 27, 335-338.
- [60] **Stevens, J. E.** (1961). Shimmy of a nose gear with dual co-rotating wheels, *J. Aerosp. Sci.*, 28(8), 622-630.
- [61] **Li, G. X.** (1993). Modelling and analysis of a dual-wheel nosegear: shimmy instability and impact motions (SAE Technical Paper 931402). Ohio : SAE Technical Paper.
- [62] **Thota, P., Krauskopf, B., & Lowenberg, M.** (2009). "Interaction of torsion and lateral bending in aircraft nose landing gear shimmy," *Nonlinear Dyn.*, 57(3), 455-467.
- [63] **Thota, P., Krauskopf, B., & Lowenberg, M.** (2012). Multi-parameter bifurcation study of shimmy oscillations in a dual-wheel aircraft nose landing gear, *Nonlinear Dyn.*, 70(2), 1675-1688.
- [64] **Thota, P., Krauskopf, B., & Lowenberg, M.** (2010). Bifurcation analysis of nose-landing-gear shimmy with lateral and longitudinal bending, *Journal of Aircraft*, 47(1), 87-95.
- [65] **Thota, P., Krauskopf, B., & Lowenberg, M.** (2008). Modeling of nose landing gear shimmy with lateral and longitudinal bending and a non-zero rake angle, *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*, Honolulu, Hawaii : August 18-21.
- [66] **Howcroft, C., Krauskopf, B., Lowenberg, M., Neild, S., & Krauskopf, B.** (2012). Effects of freeplay on aircraft main landing gear stability, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Minneapolis, Minnesota : August 13-16.
- [67] **Howcroft, C., Lowenberg, M., Neild, S., Krauskopf, B., & Coetzee, E.** (2015). Shimmy of an aircraft main landing gear with geometric coupling and mechanical freeplay, *J. Comput. Nonlinear Dyn.*, 10(5), 1-18.
- [68] **Atabay E. & Ozkol, I.** (2014). Application of a magnetorheological damper modeled using the current-dependent Bouc-Wen model for shimmy suppression in a torsional nose landing gear with and without freeplay, *JVC/Journal Vib. Control*, 20(11), 1622-1644.

- [69] **Orlando, C. & Alaimo, A.** (2017). A robust active control system for shimmy damping in the presence of free play and uncertainties, *Mech. Syst. Signal Process.*, vol. 84(A), 551-569.
- [70] **Somieski, G.** (1997). Shimmy analysis of a simple aircraft nose landing gear model using different mathematical methods, *Aerosp. Sci. Technol.*, 1(8), 545-555.
- [71] **Zhuravlev, V. P. & Klimov, D. M.** (2009). The causes of the shimmy phenomenon, *Dokl. Phys.*, 54(10), 475-478.
- [72] **Zhuravlev, V. P. & Klimov, D. M.** (2010). Theory of the shimmy phenomenon, *Mech. Solids*, 45(3), 324-330.
- [73] **Rahmani, M. & Behdinan, K.** (2019). Investigation on the effect of coulomb friction on nose landing gear shimmy, *JVC/Journal Vib. Control*, 25(2), 255-272.
- [74] **Podgorski, W. A., Krauter, A. I., & Rand, R. H.** (1975). The wheel shimmy problem: its relationship to wheel and road irregularities, *Veh. Syst. Dyn.*, 4(1), 9-41.
- [75] **Feng, F., Nie, H., Zhang, M., & Peng, Y.** (2014). Effect of torsional damping on aircraft nose landing-gear shimmy, *J. Aircr.*, 52(2), 561-568.
- [76] **Thota, P., Krauskopf, B., Lowenberg, M., & Coetzee, E.** (2010). Influence of tire inflation pressure on nose landing gear shimmy,” *J. Aircr.*, 47(5), 1697-1706.
- [77] **Li, S. & Lin, Y.** (2006). Study on the bifurcation character of steering wheel self-excited shimmy of motor vehicle, *Veh. Syst. Dyn.*, 44(1), 115-128.
- [78] **Ran, S.** (2015). Tyre models for shimmy analysis: from linear to nonlinear. (Doktora Tezi). Eindhoven University of Technology, Eindhoven, the Netherlands. S. Ran, “Tyre models for shimmy analysis: from linear to nonlinear,” Eindhoven University of Technology, 2015.
- [79] **Takács, D., Orosz, G., & Stépán, G.** (2009). Delay effects in shimmy dynamics of wheels with stretched string-like tyres, *Eur. J. Mech. A/Solids*, 28(3), 516-525.
- [80] **Takács, D. & Stépán, G.** (2009). Experiments on Quasiperiodic Wheel Shimmy, *J. Comput. Nonlinear Dyn.*, 4(3), 031007-1-7.
- [81] **Takács, D.** (2010). Dynamics of towed wheels: nonlinear theory and experiments. (Doktora Tezi). Budapest University of Technology and Economics, Department of Applied Mechanics, Budapest.
- [82] **Takács, D. & Stépán, G.** (2010) “Comparison of time delayed tyre models,” *IFAC Proceedings Volumes*, 43(2), 114-119.
- [83] **Guckenheimer, J. & Holmes, P.** (1983). Nonlinear oscillations, dynamical systems, and bifurcations of vector fields, *Appl. Math. Sci.*, 42(1), 1983.
- [84] **Kuznesov, Y. A.** (1995). Elements of applied bifurcation theory, 2nd ed. Springer, 1995.
- [85] **Doedel, E. & Oldeman B.** (2012). AUTO-07p: Continuation and bifurcation software for ordinary differential equations, User's Manual.

- [86] **Woerner, P. & Noel, O.** (1995). Influence of nonlinearity on the shimmy behaviour of landing gear, *81st Meeting, The design, qualification and maintenance of vibration-free landing gear*, Banf, Canada : October 4-5.
- [87] **Mi, T., Chen, N., Stepan, G., & Takacs, D.** (2018). Energy distribution of a vehicle shimmy system with the delayed tyre model, *IFAC-PapersOnLine*, 51(14), 7-12.
- [88] **Katayama, T. & Nishimi, T.** (1990). Energy flow method for the study of motorcycle wobble mode, *Veh. Syst. Dyn.*, 19(3), 151-175.
- [89] **Kovacs, A. P. (1998).** Computational vibration analysis of vehicle shimmy by a power-work method, *Veh. Syst. Dyn.*, 29(6), 341-364.
- [90] **Stepan, G.** (1991). Chaotic motion of wheels, *Veh. Syst. Dyn.*, 20(6), 341-351.
- [91] **Gordon, J. T. & Merchant, H. C.** (1978). An asymptotic method for predicting amplitudes of nonlinear wheel shimmy, *J. Aircr.*, 15(3), 155-159.
- [92] **Kuo, C. C., Morino, L., & Dugundji, J.** (1972). Perturbation and harmonic balance methods for nonlinear panel flutter, *AIAA J.*, 10(11), 1479-1484.
- [93] **Smith, L. L. & Morino, L.** (1976). Stability analysis of nonlinear differential autonomous systems with applications to flutter, *AIAA J.*, 14(3), 333-341.
- [94] **Morino, L.** (1969). A perturbation method for treating nonlinear panel flutter problems, *AIAA J.*, 7(3), 405-411.
- [95] **Arreaza, C. K. & Zu, J. W.** (2016). Linear stability analysis and dynamic response of shimmy dampers for main landing gears, *J. Appl. Mech. Trans. ASME*, 83(8).
- [96] **Gualdi, S., Morandini, M., & Ghiringhelli, G. L.** (2008). Anti-skid induced aircraft landing gear instability, *Aerosp. Sci. Technol.*, 12(8), 627-637.
- [97] **Zhang, T.** (2016). Dynamic modeling and control strategies for shimmy in aircraft landing gears. (Master Tezi). Chalmers University of Technology, Department of Signals and Systems, Gothenburg.
- [98] **Url-6** <<https://siteassets.pagecloud.com>>, erişim tarihi 10.12.2020.
- [99] **Khapane, P.** (2004). Simulation of aircraft landing gear dynamics using flexible multibody dynamics methods in Simpack. *International Council of the Aeronautical Sciences*. Yokohama, Japan : August.
- [100] **Chalk, C.** (2015). F0002503 (CAA Information Release). Gatwick: Civil Aviation Authority.
- [101] **AAIB Field Investigation.** (2017). *AAIB Bulletin: 11/2017 (EW/C2016/10/02)*, Belfast: AAIB.
- [102] **AAIB Field Investigation.** (2017). *AAIB Bulletin: 11/2017 (EW/C2016/10/04)*, "EW/C2016/10/02," Manchester: AAIB.
- [103] **Url-7** <<http://www.bst-tsb.gc.ca>>, erişim tarihi 24.09.2019.
- [104] **Url-8** <<https://aviation-safety.net>>, erişim tarihi 24.09.2019.

- [105] **Krüger, W., Besselink, I. J. M., Cowling, D., Doan, D. B., Kortüm, W., & and Krabacher, W.** (1997). Aircraft landing gear dynamics: Simulation and control, *Veh. Syst. Dyn.*, 28(2-3), 119-158.
- [106] **Dionísio, H. J., Santicioli, F. M., J. J. Eckert, Costa, E. D. S., & and Dedini, F. G.** (2015). The influence of tire characteristics on shimmy stability, *23rd ABCM International Congress of Mechanical Engineering*, Rio de Janeiro, Brazil : December 6-11.
- [107] **Krabacher, W. E.** (1995). A review of aircraft landing gear dynamics, In: *81st Meeting of the AGARD Structures and Materials Panel*.
- [108] **Baumann, J.** (1996). A nonlinear model for landing gear shimmy with applications to the McDonnell Douglas F/A-18A (AGARD Report 800 The Design, Qualification and Maintenance of Vibration-Free Landing Gear), Banf, Canada : AGARD.
- [109] **Pazmany, L.** (1986). *Landing gear design for light aircraft*. San Diego, CA. : Pazmany Aircraft Corp.
- [110] **Padmanabhan, M. A. & Dowell, E. H.** (2015). Landing gear design/maintenance analysis for nonlinear shimmy, *J. Aircr.*, 52(5), 1707-1710.
- [111] **McRay, B.** (1985). Nose landing gear shimmy, *Lockheed Serv. News*, 12, 3-5.
- [112] **Ells, S. & Frank, J.** (2010). Nose wheel shimmy (Tech Note No. 001). Santa Maria, CA. : Cessna Pilot Association Tech Notes.
- [113] **Tourajizadeh, H. & Zare, S.** (2016). Robust and optimal control of shimmy vibration in aircraft nose landing gear, *Aerosp. Sci. Technol.*, 50, 1-14.
- [114] **Hadekel, R.**, (1952). The mechanical characteristics of pneumatic tires (S & T Memo No. 10/52). United Kingdom : British Ministry of Supply, TPA 3/TIB.
- [115] **Burbano-L, D. A., Coraggio M., di Bemardo, M., Garofalo, F., & Pugliese, M.** (2018). Adaptive and quasi-sliding control of shimmy in landing gears, *2018 European Control Conference, ECC 2018*, (pp. 563–568). Cyprus, Limassol : June 12-15.
- [116] **Tourajizadeh, H. & Zare, S.** (2015). Optimal Control of Shimmy Oscillation in Aircraft Nose Landing Gear, *Modares. Mech. Eng.*, 15(8), 207-215.
- [117] **Wu, M., He, Y., & She, J-H.** (2010) *Stability of Neutral Systems*. In: *Stability Analysis and Robust Control of Time-Delay Systems* (pp. 93-125). Berlin, Heidelberg : Springer.
- [118] **Bellman, R. & Cooke, K.** (1963). Differential-difference equations, (R-374-PR). Santa Monica, CA. : Report for Unites States Air Force RAND Project.
- [119] **Baker, C.T.H. & Ford, N.J.** (1988) Convergence of Linear Multistep Methods for a Class of Delay-Integro-Differential Equations. In: Agarwal R.P., Chow Y.M., Wilson S.J. (Eds.) *Numerical Mathematics Singapore 1988. International Series of Numerical Mathematics / Internationale Schriftenreihe zur Numerischen Mathematik / Série internationale d'Analyse numérique* (Vol. 86, pp. 47-59). Basel : Birkhäuser.

- [120] **Engelborghs, K. & Roose, D.** (1999). Numerical computation of stability and detection of Hopf bifurcations of steady state solutions of delay differential equations, *Adv. Comput. Math.*, 10(3-4), 271-289.
- [121] **Engelborghs, K. & Roose, D.** (2003). On Stability of LMS Methods and Characteristic Roots of Delay Differential Equations. *SIAM Journal on Numerical Analysis*, 40(2), 629-650.
- [122] **Engelborghs, K., Luzyanina, T., & Roose, D.** (2002). Numerical bifurcation analysis of delay differential equations using DDE-BIFTOOL, *ACM Trans. Math. Softw.*, 28(1), 1-21.
- [123] **Url-9** <<http://twr.cs.kuleuven.be>>, date retrieved 16.11.2020.
- [124] **Breda, D., Maset, S., & Vermiglio, R.** (2001). Numerical computation of characteristic roots for delay differential equations, *IFAC Proc. Vol.*, 34(23), 189-193.
- [125] **Breda, D.** (2006). "Solution operator approximations for characteristic roots of delay differential equations," *Appl. Numer. Math.*, 56(3-4), 305-317.
- [126] **Mechee, M., Ismail, F., Senu, N., & Siri, Z.** (2013). Directly solving special second order delay differential equations using Runge-Kutta-Nyström method, *Math. Probl. Eng.*, 2013, 1-7.
- [127] **Breda, D., Maset, S., & Vermiglio, R.** (2004). Computing the haracteristic roots for delay differential equations, *IMA J. Numer. Anal.*, 24(1), 1-19.
- [128] **Breda, D., Maset, S., & Vermiglio, R.** (2006). Pseudospectral differencing methods for characteristic roots of delay differential equations, *SIAM J. Sci. Comput.*, 27(2), 482-495.
- [129] **Wu, Z. & Michiels, W.** (2012). Reliably computing all characteristic roots of delay differential equations in a given right half plane using a spectral method, *J. Comput. Appl. Math.*, 236(9), 2499-2514.
- [130] **Wulf, V. & Ford, N. J.** (2000). "Numerical Hopf bifurcation for a class of delay differential equations," *J. Comput. Appl. Math.*, 115(1-2), 601-616.
- [131] **Breda, D., Maset, S., & Vermiglio, R.** (2009). TRACE-DDE: A tool for robust analysis and characteristic equations for delay differential equations, *Lecture Notes in Control and Information Sciences*, 388, 145-155.
- [132] **Url-10** <<http://cdlab.uniud.it>>, erişim tarihi 16.11.2020.
- [133] **Vyasarayani, C. P., Subhash, S., & Kalmár-Nagy, T.** (2014). Spectral approximations for characteristic roots of delay differential equations, *Int. J. Dyn. Control*, 2(2), 126-132.
- [134] **Yi, S., Nelson, P. W., & Ulsoy, A. G.** (2010). *Time-delay systems: Analysis and control using the lambert W function. Time-Delay Systems: Analysis and Control Using the Lambert W Function* (pp. 1–142). World Scientific Publishing Co.
- [135] **Asl, F. M. & Ulsoy, A. G.** (2003). Analysis of a system of linear delay differential equations, *J. Dyn. Syst. Meas. Control. Trans. ASME*, 125(2), 215-223.

- [136] **Jarlebring, E. & Damm, T.** (2007). The Lambert W function and the spectrum of some multidimensional time-delay systems, *Automatica*, 43(12), 2124-2128.
- [137] **Henrion, D. & Vyhlídal, T.** (2012). Positive trigonometric polynomials for strong stability of difference equations, *Automatica*, 48(9), 2207-2212.
- [138] **Kalmár-Nagy, T.** (2009). Stability analysis of delay-differential equations by the method of steps and inverse Laplace transform, *Differ. Equations Dyn. Syst.*, 17(1-2), 185-200.
- [139] **Olgac, N. & Sipahi, R.** (2004). An exact method for the stability analysis of time-delayed linear time-invariant (LTI) systems, *IEEE Trans. Automat. Contr.*, 46(12), 793-797.
- [140] **Louisell, J.** (2001). A matrix method for determining the imaginary axis eigenvalues of a delay system, *IEEE Trans. Automat. Contr.*, 46(12), 2008-2012.
- [141] **Olgac, N. & Sipahi, R.** (2004). A practical method for analyzing the stability of neutral type LTI-time delayed systems, *Automatica*, 40(5), 847-853.
- [142] **Olgac, N. & Sipahi, R.** (2003). Direct method for analyzing the stability of neutral type LTI-time delayed systems, *IFAC Proceedings Volumes (IFAC-PapersOnline)*, 36(19), 29-34.
- [143] **Zheng, M., Chen, Q. H., & Xiao, W.** (2012). Stability of time delay systems equivalence between delay fractioning Lyapunov and extended scaled small gain condition, *IET Conference Publications*, 2012.
- [144] **Sipahi, R. & Olgac, N.** (2004) Improvements on the Cluster Treatment of Characteristic Roots and the Case Studies. In: Niculescu SI., Gu K. (Eds.) *Advances in Time-Delay Systems. Lecture Notes in Computational Science and Engineering* (Vol. 38, pp. 61-73). Berlin, Heidelberg : Springer.
- [145] **Ayasun, S., Eminoğlu, U., & Sönmez, Ş.** (2014). Computation of stability delay margin of time-delayed generator excitation control system with a stabilizing transformer, *Math. Probl. Eng.*, 2014, 1-10.
- [146] **Fioravanti, A. R., Bonnet, C., Özbay, H., & and Niculescu, S. I.** (2012). A numerical method for stability windows and unstable root-locus calculation for linear fractional time-delay systems, *Automatica*, 48(11), 2824-2830.
- [147] **Url-11** <<http://www.cak.fs.cvut.cz>>, erişim tarihi 30.03.2020.
- [148] **Vyhlídal, T. & Zitek, P.** (2009). Mapping based algorithm for large-scale computation of quasi-polynomial zeros, *IEEE Trans. Automat. Contr.*, 54(1), 171-177.
- [149] **Vyhlídal, T. & Zitek, P.** (2003). Quasipolynomial mapping based rootfinder for analysis of time delay systems, *IFAC Proc. Vol.*, 36(19), 227-232.
- [150] **Michiels, W. & Vyhlídal, T.** (2005). An eigenvalue based approach for the stabilization of linear time-delay systems of neutral type, *Automatica*, 41(6), 991-998.

- [151] **Url-12** <<https://www.mathworks.com>>, erişim tarihi 30.03.2020.
- [152] **Url-13** <<https://mathworld.wolfram.com>>, erişim tarihi 07.09.2020.
- [153] **Url-14** <<https://www.mathworks.com>>, erişim tarihi 16.04.2020.
- [154] **Vyhliğal, T.** (2003). *Analysis and Synthesis of Time Delay System Spectrum*. (Doktora tezi). Czech Technical University, Faculty of Mechanical Engineering, Prague.
- [155] **Zeng, L. & Da Hu, G.** (2013). Computation of unstable characteristic roots of neutral delay systems, *Acta Automatica Sinica*, 39(1), 81-87.
- [156] **Breda, D., Maset, S., & Vermiglio, R.** (2009). An adaptive algorithm for efficient computation of level curves of surfaces, *Numer. Algorithms*, 52(4), 605-628.
- [157] **Hale, J. K. & Lunel, S. M. V.** (2002). Strong stabilization of neutral functional differential equations, *IMA J. Math. Control Inf.*, 19(1-2), 5-23.
- [158] **Url-15** <<https://www.texasairsalvage.com>>, erişim tarihi 19.11.2020.
- [159] **Url-16** <<https://www.aircraftspruce.com>>, erişim tarihi 19.11.2020.
- [160] **Pouly, G., Huynh, T-H., Lauffenburger, J-P., & Basset, M.** (2011). State feedback fuzzy adaptive control for active shimmy damping, *Eur. J. Control*, 17(4), 370-393.
- [161] **Li, Y., Howcroft, C., Neild, S. A., & Jiang, J. Z.** (2017). Using continuation analysis to identify shimmy-suppression devices for an aircraft main landing gear, *J. Sound Vib.*, 408, 234-251.
- [162] **Boehringer, W. E.** (1993). *U.S. Patent No. 5,224,668*. Washington, DC: U.S. Patent and Trademark Office.
- [163] **Luce, W. E.** (2012). *U.S. Patent No. 8,292,218*. Washington, DC: U.S. Patent and Trademark Office.
- [164] **Rahmani, M. & Behdinan, K.** (2020). Structural design and optimization of a novel shimmy damper for nose landing gears, *Struct. Multidiscip. Optim.*, 62(5), 2783-2803.
- [165] **U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration** (2012). *Aviation Maintenance Technician Handbook - Airframe Vol. 2* (FAA-H-8083-31A). Erişim https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/
- [166] **Pouly, G., Huynh, T-H., Lauffenburger, J-P., & Basset, M.** (2008). Active shimmy damping using direct adaptive fuzzy control, *IFAC Proceeding Volumes*, 41(2), 15052-15057.
- [167] **Bandaru, S. & Maiti, D. K.** (2008). Lateral stability of a typical nose landing gear using torsional magneto-rheological (MR) damper, *Proceedings of the INDICON 2008 IEEE Conference and Exhibition on Control, Communications and Automation*, (pp. 553-558), India : Kanpur, December 11-13.
- [168] **Chen, D. W., Gu, H-B., & Wu, H.** (2010). Application of Magneto-Rheological (MR) Damper in Landing Gear Shimmy, *ISSCAA2010 - 3rd*

International Symposium on Systems and Control in Aeronautics and Astronautics, (pp. 1212–1216). China : Harbin, June 8-10.

- [169] **Hajiloo, A. & Xie, W. F.** (2015). The stochastic robust model predictive control of shimmy vibration in aircraft landing gears, *Asian J. Control*, 17(2), 476-485.
- [170] **Fallah, M. S., Long, S. H., Xie, W. F., & Bhat, R.** (2018). Robust model predictive control of shimmy vibration in aircraft landing gears, *J. Aircr.*, 45(6), 1872-1880.
- [171] **Hajiloo, A. & Xie, W. F.** (2014). Robust Model Predictive Control of Shimmy Vibration in Aircraft Landing Gears with Probabilistic Uncertainty, *2014 IEEE Conference on Control Applications, CCA 2014*, (pp. 146-151). France : Juan Les Antibes, October 8-10.
- [172] **Alaimo, A., Milazzo, A., & Orlando, C.** (2016). Nonlinear model based particle swarm optimization of PID shimmy damping control, *Adv. Aircr. Spacecr. Sci.*, 3(2), 211-244.
- [173] **Pouly, G., Huynh, T-H., Lauffenburger, J-P., & Basset, M.** (2008). Indirect fuzzy adaptive control for active shimmy damping, *IFAC Proceeding Volumes*, 41(2), 15058-15063.
- [174] **Orlando, C.** (2020). Nose landing gear simple adaptive shimmy suppression system, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 43(7), 1298-1312.
- [175] **Sura, N. K. & Suryanarayan, S.** (2007). Closed-form analytical solution for the shimmy instability of nose-wheel landing gears, *Journal of Aircraft*, 44(6), 1985–1990.
- [176] **Sura, N. K. & Suryanarayan, S.** (2007). Lateral response of nonlinear nose-wheel landing gear models with torsional free play, *Journal of Aircraft*, 44(6), 1991-1997.
- [177] **Chang, K-H.** (2015). *e-Design*. USA: Elsevier.
- [178] **Url-17** <<https://www.mathworks.com>>, erişim tarihi 25.12.2020.



ÖZGEÇMİŞ



Ad-Soyad : Sena Koçak

Doğum Tarihi ve Yeri :

E-posta :

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2017, İstanbul Teknik Üniversitesi, Elektrik – Elektronik Fakültesi, Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği
- **Yüksek Lisans** : 2020, İstanbul Teknik Üniversitesi, Mekatronik Mühendisliği Anabilim Dalı, Mekatronik Mühendisliği

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

- 2017 yılından beri Türk Havacılık ve Uzay Sanayii'nde Modelleme, Simülasyon ve Kontrol Mühendisi olarak çalışmaktadır.
- 2020 yılında İstanbul Teknik Üniversitesi'nde yüksek lisansını tamamladı.

YÜKSEK LİSANS TEZİNDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Koçak, S. & Ergenç, A. F. (2019).** İniş Takımlarında Shimmy Davranışının Tekerlek Hafızası Etkisi Altında Modellenmesi ve Kararlılığının Analiz Edilmesi, TOK'17 Türkiye Otomatik Kontrol Komitesi Konferansı. Muğla: Muğla Sıtkı Koçman Üniversitesi, September 11 – 14.

DİĞER YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Koçak, S. & Ergenç, A. F. (2017).** Bağlı Hatayı Kullanan Öz Ayarlama Yöntemine Sahip PID Tipi Bulanık Kontrolör. TOK'17 Türkiye Otomatik Kontrol Komitesi Konferansı. İstanbul: Yıldız Teknik Üniversitesi, September 21 – 23.
- **Koçak, S., Atalay, Ö. N., & Ergenç, A. F. (2017).** An Intelligent Driving Strategy Engine for A Solar Car, ELECO'17 10th International Conference on Electrical

and Electronics Engineering, Bursa: Uludağ Üniversitesi, November 30 – December 2.

- **Koçak, S.** & Ergenç, A. F. (2018). Observer Based Delayed Resonator with Acceleration Feedback, TDS'18 14th IFAC Workshop on Time Delay Systems, Budapest: Budapest University of Technology and Economics
- Kızıl, A., Kutlucan, A. C., Doğan, C., **Koçak, S.**, & Sezer, V. (2018). Design and Implementation of Autonomous Parallel and Vertical Parking Mobile Vehicle, CEIT'18 6th International Conference on Control Engineering & Information Technology, İstanbul: Yıldız Teknik Üniversitesi, October 25 – 27.

