



OSTİM TEKNİK
ÜNİVERSİTESİ
A N K A R A

T.C

OSTİM TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANA BİLİM DALI

MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ

YÜKSEK LİSANS PROGRAMI

**GENEL AMAÇ HELİKOPTERİNİN İNİŞ TAKIMINDA OLUŞAN
KENDİNDEN UYARIMLI TİTREŞİMİN FARKLI FAYDALI
YÜKLER İÇİN ANALİZİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

HAZIRLAYAN

BURAK AKKAYA

TEZ DANIŞMANI

DR. ÖĞR. ÜYESİ HİKMET BAL

ANKARA-2023

TEZ KABUL VE ONAY

Burak AKKAYA tarafından hazırlanan “Genel Amaç Helikopterinin İniş Takımında Oluşan Kendinden Uyarımlı Titreşimin Farklı Faydalı Yükler İçin Analizi” başlıklı bu çalışma, 30/11/2023 tarihinde yapılan savunma sınavı sonucunda başarılı bulunarak jürimiz tarafından Yüksek Lisans Tezi olarak kabul edilmiştir.

Kabul Tarihi:30/11/2023

Jüri Üyesi: **Dr. Öğr. Üyesi Akif HACİNECİPOĞLU** _____
Ostim Teknik Üniversitesi

Jüri Üyesi: **Dr. Öğr. Üyesi Mete BAKIR** _____
Ankara Yıldırım Beyazıt Üniversitesi

Jüri Üyesi: **Unvanı Adı SOYADI** _____
... Üniversitesi

Jüri Üyesi: **Unvanı Adı SOYADI** _____
... Üniversitesi

Tez Danışmanı: **Dr. Öğr. Üyesi Hikmet BAL** _____
Ostim Teknik Üniversitesi

İkinci Danışman: **Unvanı Adı SOYADI** _____
... Üniversitesi

ONAY

Jüri tarafından kabul edilen bu çalışmanın Yüksek Lisans Tezi olması için gerekli şartları yerine getirdiğini onaylıyorum.

...../...../20....

Dr. Öğr. Üyesi Pelin TÖREN ÖZGÜN
Enstitü Müdürü

BİLDİRİM

Enstitü tarafından onaylanan Yüksek Lisans tezimin tamamını veya herhangi bir kısmını basılı veya dijital biçimde arşivleme ve aşağıda belirtilen koşullar dahilinde erişime açma iznini Ostim Teknik Üniversitesi'ne verdiğimi bildiririm. Bu izinle, Üniversiteye verilen kullanım hakları dışındaki tüm fikri mülkiyet haklarım bende kalacak ve gelecekteki çalışmalar (makale, kitap, lisans, patent vb.) için tezimin tamamının veya bir bölümünün kullanım hakları yalnızca bana ait olacaktır.

Tezimin bütünüyle kendi çalışmam olduğunu, başkalarının haklarını ihlal etmediğimi ve tezimin tek yetkili sahibi olduğumu beyan ve taahhüt ederim. Telif hakkı bulunan ve sahiplerinden yazılı izinle kullanılması zorunlu olan kaynakları, yazılı izin alarak kullandığımı ve istenildiğinde izinlerin suretlerini Üniversiteye teslim etmeyi taahhüt ederim.

Yükseköğretim Kurulu tarafından yayımlanan “Lisansüstü Tezlerin Elektronik Ortamda Toplanması, Düzenlenmesi ve Erişime Açılmasına İlişkin Yönerge” kapsamında, tezim, aşağıda belirtilen koşullar haricince, YÖK Ulusal Tez Merkezi ve Ostim Teknik Üniversitesi Açık Erişim Sisteminde erişime açılır.

☐ Enstitü / Fakülte Yönetim Kurulu kararı ile tezimin erişime açılması mezuniyet tarihimden itibaren 2 yıl ertelenmiştir.¹

☐ Enstitü / Fakülte Yönetim Kurulunun gerekçeli kararı ile tezimin erişime açılması mezuniyet tarihimden itibaren ... ay ertelenmiştir.²

☐ Tezimle ilgili gizlilik kararı verilmiştir.³⁴

Tarih:30/11/2023

İmza

¹ MADDE 6(1) Lisansüstü teze ilgili patent başvurusu yapılması veya patent alma sürecinin devam etmesi durumunda, tez danışmanının önerisi ve enstitü anabilim dalının uygun görüşü üzerine enstitü veya fakülte yönetim kurulu iki yıl süre ile tezin erişime açılmasının ertelenmesine karar verebilir.

² MADDE 6(2) Yeni teknik, materyal ve metotların kullanıldığı, henüz makaleye dönüşmemiş veya patent gibi yöntemlerle korunmamış ve internetten paylaşılması durumunda 3. şahıslara veya kurumlara haksız kazanç imkânı oluşturabilecek bilgi ve bulguları içeren tezler hakkında tez danışmanının önerisi ve enstitü anabilim dalının uygun görüşü üzerine enstitü veya fakülte yönetim kurulunun gerekçeli kararı ile altı ayı aşmamak üzere tezin erişime açılması engellenebilir.

³ MADDE 7(1) Ulusal çıkarları veya güvenliği ilgilendiren, emniyet, istihbarat, savunma ve güvenlik, sağlık vb. konulara ilişkin lisansüstü tezlerle ilgili gizlilik kararı, tezin yapıldığı kurum tarafından verilir. Kurum ve kuruluşlarla yapılan iş birliği protokolü çerçevesinde hazırlanan lisansüstü tezlere ilişkin gizlilik kararı ise, ilgili kurum ve kuruluşun önerisi ile enstitü veya fakültenin uygun görüşü üzerine üniversite yönetim kurulu tarafından verilir. Gizlilik kararı verilen tezler Yükseköğretim Kuruluna bildirilir.

⁴ MADDE 7(2) Gizlilik kararı verilen tezler gizlilik süresince enstitü veya fakülte tarafından gizlilik kuralları çerçevesinde muhafaza edilir, gizlilik kararının kaldırılması halinde Tez Otomasyon Sistemine yüklenir.

OSTİM TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ YÜKSEK LİSANS / DOKTORA TEZİ
ORJİNALLİK RAPORU

Tezin Başlığı: Genel Amaç Helikopterinini İniş Takımında Oluşan Kendinden Uyarımlı Titreşimin Farklı Faydalı Yükler İçin Analizi

Öğrencinin Adı, Soyadı: Burak AKKAYA

Tez Danışmanın Unvanı/Adı, Soyadı: Dr. Öğr. Üyesi Hikmet BAL

Anabilim Dalı: Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Programı: Makine Mühendisliği Yüksek Lisans

Tarih: 30/11/2023

Yukarıda başlığı belirtilen Yüksek Lisans tez çalışmama ait Giriş, Ana Bölümler ve Sonuç kısmından oluşan ve toplam 58 sayfadan ibaret olan kısmı, 08/11/2023 tarihinde tez danışmanım tarafından TURNITIN intihal tespit programında incelenmiştir. Orijinallik raporunda aşağıda ifade edilen filtrelemeler uygulanmıştır.

Orijinallik raporuna göre, tezimin benzerlik oranı %3'tür.

Uygulanan filtrelemeler:

1. Kaynakça (hariç)
2. Alıntılar (hariç)
3. Beş (5) kelimeden daha az örtüşme içeren metin kısımları (hariç)

Tez çalışmamın herhangi bir intihal içermediğini; aksinin tespit edileceği muhtemel durumda doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi ve yukarıda vermiş olduğum bilgilerin doğru olduğunu beyan ederim.

Öğrencinin İmzası:

ONAY

Tarih: 30/11/2023

Dr. Öğr. Üyesi Hikmet BAL

ETİK BEYAN

Bu çalışmanın özgün bir çalışma olduğunu, çalışmanın hazırlık, veri toplama, analiz, bilgilerin sunumu ve diğer tüm aşamalarında bilimsel etik ve kurallara uygun davrandığımı, çalışmada bulunan tüm belge bilgileri akademik etik ve kurallar çerçevesinde elde ettiğimi, görsel, işitsel ve yazılı bütün bilgileri ve sonuçları bilimsel ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu, kullanmış olduğum verilerde herhangi bir tahrifat yapmadığımı, yararlandığım kaynaklara bilimsel normlara uygun olarak atıfta bulunduğumu, tezimin kaynak gösterdiğim durumlar dışında tarafımdan kaleme alındığını ve özgün olduğunu, Tez Danışmanım Dr. Öğr. Üyesi Hikmet BAL danışmanlığında ve tarafımdan üretildiğini ve OSTİM Teknik Üniversitesi Tez Yazım Kılavuzuna uygun olarak yazıldığını beyan ederim.

Burak AKKAYA

30/11/2023



Aileme;

TEŞEKKÜR

Bu çalışmanın tamamlanması sırasında yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren, destek olan, günün her saatinde aramalarımın sabırla yanıt veren, her konuşmamızda yapabileceğim konusunda beni motive eden tez danışmanım Sayın Dr. Öğr. Üyesi Hikmet Bal'a,

Yoğun çalışmalar esnasında gösterdiği sabır ve manevi destek için eşim Ceyda'ya, tüm motivasyonumun asıl kaynağı olan ve sürekli çalışmamın izin veren küçük oğlum Kadir Ata'ya, tüm çalışma boyunca sürekli arayıp ümit ve destek veren babam Kadir Akkaya ve annem Mahiye Akkaya'ya,

Çalışmamı yapabilmem için destek olan ve bireyi olmaktan gurur duyduğum Türk Havacılık Uzay Sanayii A.Ş. ailesine,

Bu çalışma esnasında yardımını esirgemeyen herkese teşekkür ederim.

Tarih: 30/11/2023

Burak AKKAYA

ÖZ

Yazar Adı ve Soyadı : Burak AKKAYA
Üniversite : OSTİM Teknik Üniversitesi
Enstitü : Fen Bilimleri Enstitüsü
Program Adı : Makine Mühendisliği
Tezin Türü : Yüksek Lisans Tezi
Sayfa Sayısı : XVI+67
Tarihi : 2023

GENEL AMAÇ HELİKOPTERİNİN İNİŞ TAKIMINDA OLUŞAN KENDİNDEN UYARIMLI TİTREŞİMİN FARKLI FAYDALI YÜKLER İÇİN ANALİZİ

İniş, kalkış ve yer operasyonları sırasında hava aracına destek sağlamak amacıyla, darbe enerjisini absorbe edecek şekilde tasarlanan iniş takımları yapının önemli bileşenlerindendir. Hava aracı arızalarının nedenlerden biri olan shimmy, lastik ve iniş takımı dinamiklerinin etkileşimi sonucu oluşan ve kazaya neden olabilecek bir titreşimdir.

Bu çalışmada sivil, askeri ve hava ambulans amacıyla kullanılan bir helikopterin, farklı yük ve taksii hızlarında shimmy davranışı incelenmiştir. İniş takımının burulma serbestlik dereceli matematiksel modeli elde edilmiş ve Von Schlippe gerilmiş yaylı lastik modeli dahil edilmiştir. Hareket denklemlerinin öz değerleri analiz edilerek sistemin farklı çalışma koşulları için kararlılık haritaları elde edilmiştir. Hareket denklemlerini çözmek için Runge-Kutta yöntemi (MATLAB ode45) kullanılmış ve viskoz bir sönümleyici önerilmiştir. Sönümlemenin elde edilebilmesi için, damperdeki Newtonsal olmayan silikon yağın farklı kinematik viskoziteye sahip versiyonları değerlendirilmiştir. Silikon yağının reolojik değerleri kullanılarak görünür viskoziteler elde edilmiş ve analiz tekrarlanmıştır.

Helikopterin taksii yapması için gereken başlangıç hızları ve maksimum yükleme değerlerindeki shimmy analizi sonucunda, silikon yağın daha yüksek kinematik viskoziteye sahip versiyonları kullanılarak sönümlemenin tüm koşullarda sağlandığı görülmüştür.

Anahtar Sözcükler: Shimmy, iniş takımı, titreşim analizi,

ABSTRACT

Thesis : Burak AKKAYA
University : OSTIM Technical University
Institute : Graduate School of Engineering and Science
Program's Name : Mechanical Engineering
Thesis Type : Master
Pages : XVI+67
Year : 2023

ANALYSIS OF THE SHIMMY IN THE LANDING GEAR OF A GENERAL-PURPOSE HELICOPTER FOR DIFFERENT PAYLOADS

Landing gears, which are designed to absorb impact energy in order to provide support to the aircraft during landing, take-off and ground operations, are important components of the structure. Shimmy, which is one of the causes of aircraft failures, is a vibration that occurs as a result of the interaction of tire and landing gear dynamics and can cause an accident.

In this study, the shimmy behavior of a helicopter used for civil, military and air ambulance purposes are investigated at different load and taxi speeds. A torsional degree of freedom mathematical model of the landing gear is obtained, and a Von Schlippe stressed spring tire model is included. The eigenvalues of the equations of motion are analyzed and stability maps of the system for different operating conditions are obtained. Runge-Kutta method (MATLAB ode45) is used to solve the equations of motion and a viscous damper is proposed. To obtain the damping, versions of the non-Newtonian silicone oil in the damper with different kinematic viscosities were evaluated. Apparent viscosities were obtained using the rheological values of the silicone oil and the analysis was repeated.

As a result of the shimmy analysis at the initial speeds and maximum loading values required for the helicopter to taxi, it was seen that damping was achieved in all conditions by using versions of the silicone oil with higher kinematic viscosities.

Keywords: Shimmy, landing gear, vibration analysis

İÇİNDEKİLER

TEZ KABUL VE ONAY	i
BİLDİRİM	ii
ORJİNALLİK RAPORU	iii
ETİK BEYAN	iv
TEŞEKKÜR	vi
ÖZ	vii
ABSTRACT	viii
İÇİNDEKİLER	ix
TABLolar DİZİNİ	xi
ŞEKİLLER DİZİNİ	xii
SİMGELER VE KISALTMALAR	xv
1. GİRİŞ	1
2. LİTERATÜR TARAMA	5
2.1. Shimmy ve Shimmy Problemleri	5
2.2. Lastikler	10
3. İNİŞ TAKIMI SİSTEMİ ve BİLEŞENLERİ	12
3.1. Temel Bilgiler	12
3.2. İnış Takımı Bileşenleri	12
3.2.1. Şok sönümleyici	13
3.2.1.1. Rigid axle şok sönümleyici	13
3.2.1.2. Solid spring şok sönümleyici	14
3.2.1.3. Bungee cord şok sönümleyici	14
3.2.1.4. Oleo-pnömatik şok sönümleyici	15
3.2.2. Shimmy Sönümleyici	16
3.2.3. Frenler	17

3.2.4. Tekerlek	18
3.2.4.1. Tekerlek kategorileri.....	19
3.2.4.2. Tekerlek modelleri.....	21
3.3. İniş Takımı Üreticileri	24
3.4. İniş Takımı Standartları.....	25
4. TEORİ VE MATEMATİKSEL MODELLEME	27
4.1. İniş Takımı Modelleri.....	27
4.1.1. Burulma serbestlik dereceli tekerlek sistemi	27
4.1.2. Burulma ve yanal serbestlik dereceli tekerlek sistemi	27
4.1.3. Burulma, yanal ve boylanmasına serbestlik dereceli tekerlek sistemi	28
4.2. İniş Takımı Shimmy Modeli	28
4.3. Lastik Modeli Denklemi.....	31
4.4. İniş Takımı Modelinin Doğrusallaştırılması	32
5. ANALİZ VE BULGULAR	34
5.1. Karakteristik Eşitlik ve Öz Değer Haritası.....	34
5.2. Routh–Hurwitz Kriteri ve Kararlılık Sınırları	35
5.2.1. Farklı F_z değerleri için K-V kararlılık haritaları.....	35
5.2.2. Farklı F_z değerleri için E-V kararlılık haritaları	39
5.3. 300.000 cSt Silikon Yağ ile İniş Takımı Shimmy Analizi	42
5.4. 500.000, 600.000 ve 1.000.000 cSt Silikon Yağ ile İniş Takımı Shimmy Analizi	51
6. SONUÇ	58
KAYNAKLAR.....	59
ÖZGEÇMİŞ	67

TABLÖLAR DİZİNİ

Tablo 3.1. Şok sönümleyici verimliliği [86].....	16
Tablo 3.2. İniş takımı üreticilerinden bazıları [109].....	24
Tablo 3.3. İniş Takımları Standartları [110, 111, 112]	25
Tablo 4.1. Shimmy analiz parametreleri.....	32
Tablo 4.2. Lastik modeli parametreleri [115, 116]	33
Tablo 4.3. Lastik sapma limitleri	33
Tablo 5.1. K-V düzlemi stabilite oranları	38
Tablo 5.2. E-V düzlemi stabilite oranları	39
Tablo 5.3. Yük ve lastik sapmalarına göre shimmy sönümleme	51
Tablo 5.4. Farklı silikon yağlar için viskozite değerleri [123]	53
Tablo 5.5. Yüksek viskozitelerde yük ve lastik sapmalarına göre shimmy sönümleme	57

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 1.1. Shimmy salınımı [4].....	1
Şekil 1.2. Shimmy kaza görseli Airbus A300 [11].....	2
Şekil 1.3. Shimmy kaza görseli Fokker MK-100 [12]	3
Şekil 3.1. İniş takımı bileşenleri [80]	12
Şekil 3.2. Rigid axle şok sönümleyici [85]	13
Şekil 3.3. Solid spring şok sönümleyici [84].....	14
Şekil 3.4. Bungee cordon şok sönümleyici [80].....	15
Şekil 3.5. Oleo-pnömatik şok sönümleyici [80].....	15
Şekil 3.6. Shimmy sönümleyiciler [94, 95, 96].....	17
Şekil 3.7. Bias-ply lastik [80].....	18
Şekil 3.8. Radyal lastikler [80].....	19
Şekil 3.9. Tip III hava aracı lastikleri [80]	20
Şekil 3.10. Tip VII hava aracı lastiği [80].....	20
Şekil 3.11. Tip VIII veya üç parçalı terminoloji lastiği [80].....	21
Şekil 3.12. Konum değişikliğini gösteren tek temas noktalı lastik modeli [100]	21
Şekil 3.13. Sağ-sol konum değişikliği sonucu sicim sapması [16]	22
Şekil 3.14. Sicim sapmasının düz teğet yaklaşımı [104].....	23
Şekil 3.15. Rigid ring model [106].....	23
Şekil 4.1. Tekerlek sistemi [100].....	27
Şekil 4.2. İki serbestlik dereceli tekerlek sistemi [100]	28
Şekil 4.3. Shimmy dinamik modeli sırasıyla ön ve üst görünüş	28
Şekil 4.4. F_y/F_z vs α [113]	30
Şekil 4.5. Doğrusal olmayan yanal kayma özellikleri [70]	30
Şekil 4.6. y 'nin yanal sapması [70].....	31

Şekil 5.1. Farklı hız ve kaster uzunluklarındaki öz değerler	34
Şekil 5.2. $F_z=7.500$ N yükünde k-v düzleminde kararlılık.....	36
Şekil 5.3. $F_z=9.000$ N yükünde k-v düzleminde kararlılık.....	36
Şekil 5.4. $F_z=11.000$ N yükünde k-v düzleminde kararlılık.....	37
Şekil 5.5. $F_z=13.000$ N yükünde k-v düzleminde kararlılık.....	37
Şekil 5.6. $F_z=15.000$ N yükünde k-v düzleminde kararlılık.....	38
Şekil 5.7. $F_z=7.500$ N yükünde e-v düzleminde kararlılık	39
Şekil 5.8. $F_z=9.000$ N yükünde e-v düzleminde kararlılık	40
Şekil 5.9. $F_z=11.000$ N yükünde e-v düzleminde kararlılık	40
Şekil 5.10. $F_z=13.000$ N yükünde e-v düzleminde kararlılık	41
Şekil 5.11. $F_z=15.000$ N yükünde e-v düzleminde kararlılık	41
Şekil 5.12. $F_z=7.500$ N, $\delta=0,0117$ mm, $V=10$ m/s shimmy analizi	42
Şekil 5.13. $F_z=7.500$ N, $\delta=0,0117$ mm, $V=15$ m/s shimmy analizi	42
Şekil 5.14. $F_z=7.500$ N, $\delta=0,0117$ mm, $V=20$ m/s shimmy analizi	43
Şekil 5.15. $F_z=7.500$ N, $\delta=0,0117$ mm, $V=25$ m/s shimmy analizi	43
Şekil 5.16. $F_z=7.500$ N, $\delta=0,0117$ mm, $V=30$ m/s shimmy analizi	43
Şekil 5.17. $F_z=9.000$ N, $\delta=0,0133$ mm, $V=10$ m/s shimmy analizi	44
Şekil 5.18. $F_z=9.000$ N, $\delta=0,0133$ mm, $V=15$ m/s shimmy analizi	44
Şekil 5.19. $F_z=9.000$ N, $\delta=0,0133$ mm, $V=20$ m/s shimmy analizi	44
Şekil 5.20. $F_z=9.000$ N, $\delta=0,0133$ mm, $V=25$ m/s shimmy analizi	45
Şekil 5.21. $F_z=9.000$ N, $\delta=0,0133$ mm, $V=30$ m/s shimmy analizi	45
Şekil 5.22. $F_z=11.000$ N, $\delta=0,0146$ mm, $V=10$ m/s shimmy analizi	45
Şekil 5.23. $F_z=11.000$ N, $\delta=0,0146$ mm, $V=15$ m/s shimmy analizi	46
Şekil 5.24. $F_z=11.000$ N, $\delta=0,0146$ mm, $V=20$ m/s shimmy analizi	46
Şekil 5.25. $F_z=11.000$ N, $\delta=0,0146$ mm, $V=25$ m/s shimmy analizi	46
Şekil 5.26. $F_z=11.000$ N, $\delta=0,0146$ mm, $V=30$ m/s shimmy analizi	47

Şekil 5.27. $F_z=13.000$ N, $\delta=0,0181$ mm, $V=10$ m/s shimmy analizi	47
Şekil 5.28. $F_z=13.000$ N, $\delta=0,0181$ mm, $V=15$ m/s shimmy analizi	47
Şekil 5.29. $F_z=13.000$ N, $\delta=0,0181$ mm, $V=20$ m/s shimmy analizi	48
Şekil 5.30. $F_z=13.000$ N, $\delta=0,0181$ mm, $V=25$ m/s shimmy analizi	48
Şekil 5.31. $F_z=13.000$ N, $\delta=0,0181$ mm, $V=30$ m/s shimmy analizi	48
Şekil 5.32. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=10$ m/s shimmy analizi	49
Şekil 5.33. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=15$ m/s shimmy analizi	49
Şekil 5.34. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=20$ m/s shimmy analizi	49
Şekil 5.35. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=25$ m/s shimmy analizi	50
Şekil 5.36. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=30$ m/s shimmy analizi	50
Şekil 5.37. Newtonsal olmayan akışkanlar için gerilim-gerinim grafiği [121].....	52
Şekil 5.38. $F_z=13.000$ N, $\delta=0,0181$ mm, $V=10$ m/s, 500.000 cSt shimmy analizi	54
Şekil 5.39. $F_z=13.000$ N, $\delta=0,0181$ mm, $V=10$ m/s, 600.000 cSt shimmy analizi	54
Şekil 5.40. $F_z=13.000$ N, $\delta=0,0181$ mm, $V=10$ m/s, 1.000.000 cSt shimmy analizi	54
Şekil 5.41. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=10$ m/s, 500.000 cSt shimmy analizi	55
Şekil 5.42. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=10$ m/s, 600.000 cSt shimmy analizi	55
Şekil 5.43. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=10$ m/s, 1.000.000 cSt shimmy analizi	55
Şekil 5.44. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=15$ m/s, 500.000 cSt shimmy analizi	56
Şekil 5.45. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=15$ m/s, 600.000 cSt shimmy analizi	56
Şekil 5.46. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=15$ m/s, 1.000.000 cSt shimmy analizi	56

SİMGELER VE KISALTMALAR

<u>Simgeler</u>	<u>Açıklama</u>
a	Lastiğin yarı kontak uzunluğu
c	Yay katsayısı
c_{fa}	Tekerlek geri yükleme katsayısı
c_{ma}	Tekerlek ön hizalama katsayısı
c_{tire}	Viraj alma gücü katsayısı
e	Kaster uzunluğu
F_y	Viraj alma kuvveti
F_z	Dikey kuvvet
I_z	Dikmenin atalet momenti
k	Sönümleme katsayısı
K	Saniye cinsinden rahatlama süresi
M_1	Doğrusal yay momenti
M_2	Viskoz sürtünme ve shimmy sönümleyicin birleşik momenti
M_3	Lastik hizalama momenti
M_4	Lastik sönümleme momenti
M_z	Lastiğin orta noktası etrafında merkezlenen hizalama torku
n	Güç indeksi
p	Yüklenmiş lastik basıncı
p_r	Nominal lastik basıncı
R_0	Basınçlandırılmış lastik yarıçapı
v	Hava aracı hızı
y	Yanal kayma mesafesi
w_t	Lastik genişliği

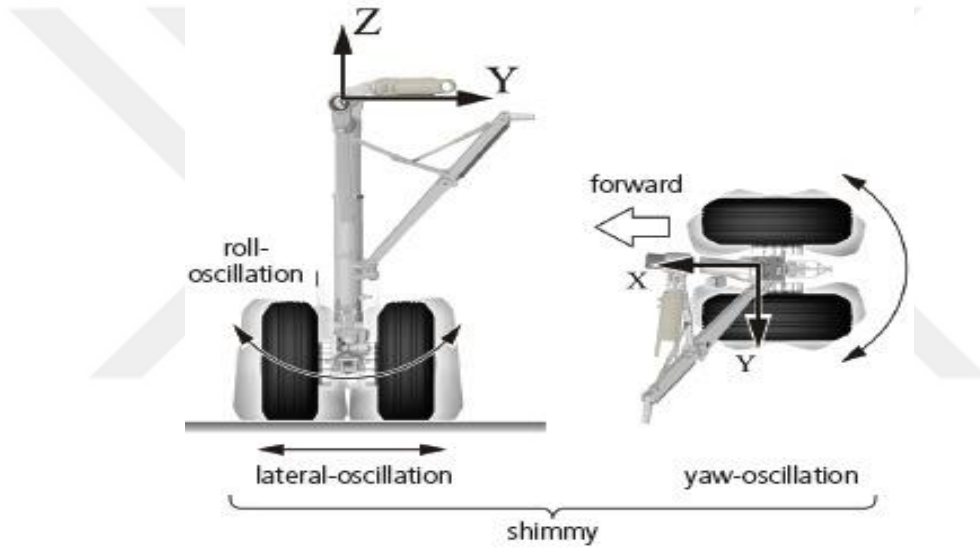
α	Kayma açısı
β	Geri yükleme kuvvet açısı sınırı
α_g	Lastik momenti sınırlayıcı açı
φ	Eğim açısı
ψ	Sapma açısı
κ	Yalpalama oranı
s	Sabit değer
σ	Gevşeme uzunluğu
δ	Lastik sapması
ϑ	Görünür viskozite
ϑ_∞	Sonsuz kesme hızındaki viskozite
ϑ_0	Sıfır kesme hızındaki viskozite

Kısaltmalar Açıklama

ASIAS	FAA Aviation Safety Information Analysis and Sharing System
BEA	Bureau d'Enquêtes et d'Analyses Pour La Sécurité de L'aviation Civile
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
EASA	European Union Aviation Safety Agency
FAA	Federal Aviation Administration
MIL-STD	Military Standard
MIL-SPEC	Military Specification
SAE	Society of Automotive Engineers

1. GİRİŞ

Shimmy; hava aracının iniş, çıkış ve taksi kondisyonlarında iniş takımlarında oluşan çok önemi ve yaygın olarak görülen bir fenomen olarak bilinmektedir. Bu durum, lastik dinamikleri ile iniş takımı arasındaki 10 ila 30 Hertz frekans aralığındaki etkileşimden kaynaklanmaktadır [1]. Hava aracının hareketinden iniş takımının yapısının titreşim modlarına enerji transferi nedeniyle titreme meydana gelmektedir [2]. Bu enerji, hava aracının ileri hareketinin kinetik enerjisi ile sağlanmaktadır [3]. Sonuç olarak, bu enerji, tekerleğin dikey direksiyon ekseninde kendiliğinden uyarılmış bir salınım hareketini tetiklemektedir. Şekil 1.1.'de shimmy salınımının oluşumu gösterilmiştir.



Şekil 1.1. Shimmy Salınımı [4].

Salınımın diğer bazı nedenleri arasında pist yüzeyindeki düzensizlikler ve lastiklerin dinamikleri yer almaktadır [5]. Hava aracı ileri hareket halindeyken, lastik ile zemin arasındaki temas kuvvetinin bir bileşeni nedeniyle bir sürüklenme kuvveti oluşmaktadır. Bu kuvvet, enerjiyi iniş takımına aktararak titremeye neden olmaktadır [6]. İniş takımı parçalarının, lastiğin ve gövdenin dinamik özellikleri ve ayrıca bu bileşenler arasındaki mevcut bağlantı, titreşimin genel kararlılığını etkilemektedir. Belirli hızlarda, küçük hareketler bile kararsızlığa neden olabilmektedir [7]. İniş takımı titreşim analizindeki en zor şey büyük miktarda doğrusal olmayan etkidir. Bu doğrusal olmayan olaylardan bazıları Coulomb sürtünmesi, hız kare sönümleme, tur dışı lastik vb. olup bunların en önemlisi sürtünmedir [8]. Sürtünme iniş takımının denge kararlılığını yükselten enerjiyi dağıtmaktadır. Öte yandan burulma, tekerleğin dengesizliğini artırmaktadır [9].

Hava aracı kazalarında shimmy'nin payı oldukça fazladır. Amerika Birleşik Devletleri Ulaştırma Bakanlığına bağlı bir "federal" yani devlet kuruluğu olan FAA-Federal Havacılık İdaresi'nin geliştirmiş olduğu Havacılık Emniyeti Bilgi Analizi ve Paylaşımı (ASIAS) veri tabanına göre 06 Şubat 1978 – 12 Aralık 2021 tarihleri arasında shimmy kaynaklı 349 adet hava aracı kazası gerçekleşmiştir [10]. Gerçekleşen bu kazalardan birkaçı detaylı olarak incelenmiştir.

Şekil 1.2.'de görseli verilen Airbus A300-B4 kayıtlı EI-EAC uçağı, 16 Kasım 2021 tarihinde iniş takımlarında meydana gelen shimmy sonucu Bratislava hava alanında kaza yapmıştır. Kaza nedeni Fransa Kaza Araştırma ve İnceleme Bürosu (BEA) tarafından hazırlanan rapor [11] da şu şekilde belirtilmiştir. Menteşe mili somununun etkili bir şekilde sabitlenmemesi, bir veya daha çok pulun ön iniş takımı tork bağlantısı merkez menteşesine yanlış takılmasının bir sonucudur. Sonuncusu bakım sırasında sökölüp bağlantı kesildiğinde, ön iniş takımı dişlisi yönlendirmesi yanlışlıkla kaybolmuştur. Sonuç olarak, akstan serbest kalan ön iniş takımı dişli bojisi sallanmaya başlayarak uçağın sağa sola dönmesine neden olmuştur. Olay sırasında hava aracı pistten çıktı ve pist aydınlatması için elektrik kablolarına erişim sağlayan beton bir inceleme çukuruna çarpması sonucu ön iniş takımı dişlisinin çökmesine neden olmuştur.



Şekil 1.2. Shimmy Kaza Görseli Airbus A300 [11].

7 Kasım 1999 tarihinde gerçekleşen kaza da ise FOKKER MK-100 uçağı shimmy nedeniyle sağ ana iniş takımının kırılması sonucu kırıma uğramıştır. Kırım neticesinde düşen hava aracı ve shimmy esnasında pistte oluşan hasar şekil 1.3.'te verilmiştir.

Sivil Havacılık Kaza ve Olay Araştırma Komisyonu (CIAIAC) tarafından hazırlanan A-068/1999 numaralı rapor [12] içeriğinde kaza sebebi şu şekilde belirtilmiştir. “Hava aracı, sağ ana işin takımının ana bağlantısının kırılması nedeniyle kaza yapmıştır. Teknik bir arıza nedeniyle meydana gelen shimmy nedeniyle iniş takımının aşırı yüke maruz kalması sonucu olay gerçekleşmiştir. Shimmy’nin oluşmasındaki teknik arıza ise muhafaza ile damper manşonu arasında bulunan bir lamelin aşırı kalın olması nedeniyle sönümleme kapasitesinin düşmesi olarak açıklanmıştır. Bir diğer ihtimal olarak damper korumasının manşonlarını birbirine bağlayan bağlantı elemanlarının yeterlik sıklığı getirilmemesi olarak belirtilmiştir. Son olarak shimmy’nin, piston kuru olması nedeniyle iniş takımının teması esnasında yüksek sürtünme kuvveti oluşması sonucu oluşabildiği de belirtilmiştir.



Şekil 1.3. Shimmy Kaza Görseli FOKKER MK-100 [12].

Hava aracı iniş takımları ile temas ettikleri yüzey arasındaki parametrelerin kombinasyonu sonucunda shimmy gerçekleşebilmektedir. Bir diğer tanımda hava aracının iniş yaptığı ya da taksi halinde bulunduğu yüzeyin pürüzlülüğü, eğim seviyeleri, düzensiz şekillenmesi ve oluşan sarsıntılardan dolayı ortaya çıkan enerjinin iletimi olarak belirtilebilmektedir [9, 13, 14, 15].

Shimmy tek bir etmen ile oluşabileceği gibi, birçok etmenin bir araya gelmesi şeklinde de oluşabilmektedir. Yüzeydeki düzensizlikler, süspansiyon tasarımıındaki eksiklikler, parçaların aşınması, yetersiz genel burulma sertliği, direksiyon sisteminin özellikleri shimmy salınımına neden olan faktörler olarak gösterilmektedir [13, 14, 16, 17, 18, 19, 20].

Shimmy’nin sönümlenebilmesi için shimmy sönümleyiciler kullanılmaktadır. Bu sönümleyiciler içlerinde silikon yağ barındıran sistemler olup shimmy sönümlemesinde

oldukça başarılı olmuşlardır. Günümüz uçaklarında halen shimmy sönümleyiciler kullanılmaktadır.

Bu çalışmada genel amaçlı kullanılan helikopterin iniş takımlarında oluşan shimmy davranışı incelenmiş ve shimmy oluşan durumlar tespit edilerek silikon yağ değişimi ile giderilmesi teorik olarak araştırılmıştır.

İkinci bölümde; shimmy tarihçesi araştırılmış ve literatür incelenmiştir. Otomotiv sektörüyle literatüre giren bu titreşimin hava araçlarına geçiş aşamasında yapılan çalışmalarla birlikte shimmy için önemli etkenler olan lastikler ve şok sönümleyiciler hakkında da bilgi verilmiş, literatürde kullanılan modelleme ve analizlerin avantaj ve dezavantajları belirlenerek, modelleme için gerekli yaklaşımlar elde edilmiştir.

Üçüncü bölümde; iniş takımı sistemi ve bileşenleri incelenmiştir. Sönümleme için kullanılan şok sönümleyiciler ve yere temas noktasında en önemli etken olan tekerlekler araştırılmıştır. Kullanılacak teker modeli belirlenmiş ve oluşturulacak modelleme için parametreler ve özgün veri aralığı netleştirilmiştir.

Dördüncü bölümde, iniş takımı shimmy modelleri belirlenmiş ve çalışmada kullanılacak olan matematiksel model oluşturulmuştur. Oluşturulan bu modelin matematiksel eşitliği elde edilmiş ve eşitlik doğrusal hale getirilmiştir.

Beşinci bölümde; kullanılacak olan iniş takımı modelinin karakteristik eşitliğinin belirlenmesinden sonra oluşturulan model için özgün çalışma koşullarına göre sistemin shimmy cevabı ve kararlılık haritaları elde edilmiştir. Mevcut halde 300.000 cSt silikon yağ barındıran shimmy sönümleyici ile analiz yapılmış ve shimmy oluşumları incelenmiştir. İnceleme sonrasında yüksek kinematik viskoziteye sahip olan 500.000 cSt, 600.000 cSt, 1.000.000 cSt silikon yağlar ele alınmıştır. Bu üç silikon yağ için reolojik değerleri kullanılarak görünür viskoziteleri elde edilmiş ve iniş takımı tekrar analiz edilmiştir.

Altıncı bölümde; analiz sonuçları değerlendirilmiş kullanılan silikon yağların etkinliği yorumlanmıştır.

2. LİTERATÜR TARAMA

2.1. Shimmy ve Shimmy Problemleri

Hava aracı iniş takımlarında tekerlek titremesi sorununa ilk olarak döküm kuyruk tekerlekleri ve kızaklarla bağlantılı olarak rastlanmıştır. Önden bir arkadan iki tekerlekli bisikletlerin üretilmesiyle ortaya çıkan dişliler sayesinde shimmy bir kez daha büyük bir problem haline gelmiştir. İlerleyen süreçte, iniş yaparken rüzgârın etkisinin dikkate alınması gereken hava araçlarında ise ana iniş takımlarında bu problem daha fazla hissedilmiştir.

Pist ya da apron üzerinde kalkış yapmadan ilerleyen hava araçlarının shimmy dinamiği ile otomotiv sektöründeki titreşim problemleri aynı temele dayanmaktadır. Genel bir dinamik analiz, statik yön kararlılığı, titreme ve dalıp çıkma sorularını kapsamaktadır. Yine ilk iki hareket türünün birçok ortak mekanizması bulunmaktadır.

Shimmy problemine yol açan önemli parametreler içerisinde ileri hız, lastik mekaniği gibi faktörlerin olduğu açıktır. Bunlarla beraber tekerlek süspansiyonunun kaster uzunluğu ve kaster açısı, lastik destek yapısının esnekliği, çeşitli sistem bileşenlerinin ataletleri, sönümleme cihazlarının varlığı vb. hepsi dikkate alınmalıdır. Mühendislik amaçları için, önemli parametrelerin daha az önemli olanlardan ayrılması gerekmektedir. Bu bilgi, shimmy özgürlüğünün çıkarlarına yönelik minimum kısıtlamalarla engellenen verimli süspansiyon ve tekerlek sistemlerinin tasarımına izin vermektedir. Ayrıca, ayrıntılı tasarım için belirli konfigürasyonların performansının tasarım ofisinde, tasarım aşamalarının başlarında doğru bir şekilde tahmin edilebilmesi için shimmy mekanizmasının kapsamlı bir şekilde anlaşılması gerekmektedir.

Yayınlanan en eski raporlar 1920 yılı civarında otomotiv sektörü ile ilgili olarak ortaya çıkmıştır. Otomotiv sektöründe yapılan çalışmalar 1930'lu yıllara kadar literatürde egemenliğini korumuştur. Ancak hava araçlarının artık üretimde olması ve efektif olarak kullanılmaya başlanmasıyla oluşan shimmy problemleri çalışmaların yönünü değiştirerek, literatüre iniş takımlarında oluşan shimmy olarak giriş yapmıştır. Bu yıllardan günümüze kadar olan süreçte shimmy konusunda havacılık sektörü daha etkin bir çalışma içermektedir.

1920 yılında başlayan ve otomotiv sektörüne shimmy olarak giren bu problem için literatüre giren ilk makalelerin yayın tarihi 1922 olarak bilinmektedir. Otomobillerde shimmy 1920 yılından önce gözlemlenmiş olsa da ilk makaleler 1922 yılında yayınlanmıştır.

1922 yılında Clayden [21] , normal direksiyon dişlilerinin geometrisi hakkındaki bazı yanlış anlamaları ortadan kaldırmaya çalışmış ve direksiyonlar gerçekten dikey hale getirildiğinde tekerlek sallanmasının (titremenin) asla gerçekleşmeyeceği sonucuna varmıştır. Myers [22] 'e göre yenilikçi olmayan araçların standart şekilde dizayn edilmiş direksiyon sisteminin shimmy üzerinde etkisi mevcuttur. Bu sonuç, titreme ve serbestlik hareketlerinin birbirinden bağımsız olmamasından kaynaklanmaktadır. Bir araba sağa sola çapraz şekilde hareket ediyorsa, sisteme bağlı olan yaylar kuvvete maruz kaldığında tekerlekler birlikte ve ters yönlerde hareket etmek durumunda kalmaktadır. Duby [23], bu konu ile ilgili olarak yay herhangi bir bastırma kuvvetine maruz kaldığında, kullanıcı elinde olan direksiyon bağlantılı olarak tekerleklerin istemsizce dönme hareketi gösterdiğini ifade etmiştir. Sağa sola kendiliğinden hareketin bu şekilde olduğuna inanmıştır.

Shimmy'ye ait dinamik karakteristikler ilk kez 1924 yılında gözlemlenmiştir. Day [24] ve Hale [25], farklı hızların oluşturdukları titremelerin aynı olmadığını savunmuştur. Bu ayrım kinematik ve dinamik olarak literatürde yer almıştır. 1925 yılında Healey [26], jiroskopik ön aks mekanizmasının shimmy sürecine katkısına dikkat çekmektedir. Ön aksın kendisine paralel veya çapraz şekilde salınan iki tür titreşim gerçekleştirebileceği, yani aracın uzunlamasına eksen etrafında dönmesi anlamına geldiği bulunmuştur.

Dinamik bir sistem olan shimmy'nin tam olarak farkındalığının oluşmasını sağlayan ilk yayın Broulhiet [27] tarafından 1925 yılında literatüre dahil edilen yayını olarak bilinmektedir. Tekerlekte oluşan shimmy sorununa ait olan bu teorik araştırma, lastik elastikiyeti sayesinde yanal esnemenin ve kayma gerçekleşmesinin ortaya çıktığını belirtmiştir. Broulhiet dikkatini lastiğe yoğunlaştırırken, ikinci bir Fransız araştırmacı olan Sensaud de Lavaud, esnek bir lastiğin dikkate alınmasını gerektirmeyen temel bir titreme teorisi formüle etmiştir. Lastiği sert olarak kabul eden Sensaud de Lavaud, otomobilin ön uç titreşimlerini düzenleyen denklemleri yazmış ve aksın çapraz çarpması ile yanal tekerlek titremesi hareketi arasındaki jiroskopik bağlantının sistemin model titreşimlerinin belirlenmesinde önemli bir faktör olduğunu göstermiştir. Sensaud de Lavaud [28, 29, 30, 31, 32] 'un, iki tekerleğinde tek bir mil üzerinde olduğu konfigürasyonlar üzerine çalıştığı bilinmektedir. Shimmy konusunda yapmış olduğu çok sayıda çalışma mevcut olan bu araştırmacının literatürde önemli derecede katkı sağlayan yayınları mevcuttur. Den Hartog [33] 'un "Mechanical Vibration" adlı kitabında verdiği shimmy sorununun tartışılması Sensaud de Lavaud'un fikirlerini takip etmiştir.

1927 yılı boyunca, shimmy sorununun kapsamlı bir incelemesi Lanchester [34] tarafından İngiltere'de yayınlanmıştır. Titremenin kritik hızlarla ilişkili olmasına rağmen devam ettiği hız aralığının, gerçek bir rezonans durumunda olduğu gibi dar bir bant veya çizgi değil, geniş bir bant olduğu gerçeğine vurgu yapmıştır.

Konunun geliştirilmesindeki bir sonraki önemli adım, Alman araştırmacılar Becker vd., [35] 'nin "Vibration of Automobile Steering Systems" metninin ortaya çıkması olarak bilinmektedir.

Hermann [36], 1931 yılına kadar shimmy'nin kapsamlı bir dinamik takdirinin elde edildiğini göstermektedir. Bu yazıda, tekerlek dengesizliği gibi faktörlerin neden olduğu ve yalnızca belirli araç hızlarında lastik ve yol arasındaki kuvvetlerden meydana gelen titreyen rezonans karakter modları ile salınımı sürdürecektir enerjinin çekildiği shimmy arasında net bir ayrım yapılmıştır.

Konunun teorik tarafının gelişmesiyle birlikte erken çalışmaların çoğunun rastgele karakterinin aksine, sistematik deneysel çalışmalara ilgi gösterilmiştir. Wichtendahl [37, 38, 39, 40] 'in bir dizi makalesi, bu noktayı göstermektedir. Otomobil sistemleri üzerinde daha ileri deneysel çalışmalar, Dietz [41, 42], tarafından gerçekleştirilmiştir. En iyi deneysel çalışmaların çoğu, otomobil shimmy'sine olan ilginin bir miktar azalmasından sonraki yıllarda hava araçlarında shimmy sorunlarıyla bağlantılı olarak yapılmıştır. Bununla birlikte, bu çalışmanın sonuçları otomotiv sorunlarına da doğrudan uygulanabilmektedir. Hermann ile karakterize edilen daha önceki çalışmaları sürdüren raporlar ortaya çıkmıştır [43, 44, 45, 46, 47].

Havacılık sektörünün ilerlemesi nedeniyle shimmy'ye olan ilgi bu yeni alana aktarılmıştır. Kuyruk tekerleklerinin titremesine daha önce rastlanmış olmasına rağmen, üç tekerlekli bisiklet tipi iniş takımlarına yönelik eğilim, burun tekerleği titremesini önleme konusunda çok önemli bir sorunu ortaya çıkarmıştır. Courtney [48] ve Shanley [49] havacılıkta kullanılan ön iniş takımlarının boyutlarının otomotive göre büyük olmasının ve buna bağlı olarak ataletlerinin yüksek olmasının problemin daha da artmasına sebep olacağını savunmuşlardır.

Wylie [50] ve Kantrowitz [51], lastik deformasyonlarının dikkate alınmasına dayanan bir burun tekerleği titremesi teorisi çıkarmış, ancak bu teoriler Broulhiet'in teorileriyle uyuşmamıştır. Analizleri ve sonuçlarının çoğu daha sonra Marquard [52] gibi araştırmacılar

ve özellikle Bourcier de Carbon [53] tarafından eleştirilmiştir. Sorunun Greidanus [54] tarafından incelenmesi, aynı genel lastik mekaniği yaklaşımını takip etmiştir.

Alman düşüncesini özetleyen temel teorik makaleler, von Schlippe ve Dietrich [55, 56] 'in mükemmel çiftini içermekte, katkılarının önemi göz önüne alındığında bu makaleler için nispeten halen inceleme yapılabilir. Setin ikinci makalesinde "tandem tekerlek" düzenlemelerinin avantajlarına dikkat çekmek ve ayrıca çift tekerlekli iniş takımlarını incelemek ilginç bir nokta olmuştur. Rotta [57, 58] 'anın daha sonraki raporları, von Schlippe ve Dietrich' in doğrusal sistem analizini, gerçek sistemlerde bulunan doğrusal olmayan etkilerini içerecek şekilde genişletmektedir.

Temple [59, 60] 'ın iki önemli raporu konuya kayda değer katkılar sağlamaktadır. Doğrusal olmayan shimmy sorununa son derece basit ve etkili bir çözüm sunduğu için özellikle ilk rapor ilgi çekici olmuştur. Temple'in tekerlek kuvvetlerine yaklaşımı von Schlippe ve Dietrich'inkinden farklı olsa da lineer sistem sağa sola serbest hareket sorununu Alman uygulamalarına benzer bir şekilde ele almıştır. Büyük öneme sahip başka bir çalışma, Warner [61] 'in çift şaftlı tekerlek döküm versiyonunun sınırlı faydalarını vurgulayan ön bulguları sağlamaktadır.

Hava araçlarındaki sağa sola serbest hareket sorunlarına ilişkin ilk araştırmalardan bazıları Ohio, Dayton'daki Wright Field'de gerçekleştirilmiştir. 1944'te bir savaş uçağının (Me309) ilk taksi testinde, burun dişlisinde ciddi bir sallanma sergilemiştir [62]. Üreticilerle iş birliği içerisinde tasarlanan ve içerisinde piston barındıran şok sönümleyiciler üzerinde çalışılan hava aracı için shimmy problemini ortadan kaldırmıştır. Wright Field'deki diğer çabalarda, analiz geliştirme ve test yoluyla doğrulamayı içermektedir. Böyle bir çaba, yanal deformasyon ve yanal çekme kuvvetini yatış açısı ve yanal yük kuvvetiyle ilişkilendirmek için çeşitli hava aracı lastikleri üzerinde çalışmalar yapmak üzere çelik bir tamburdan yararlanılmıştır [63].

1950'de, sağa sola serbest hareket sorunu uzun yıllar çalışılmış olmasına rağmen, otomobillerde, treylerlerde ve hava araçlarında halen çok yaygın bir olay olarak devam etmektedir. Bu durumu kontrol altına almak için çok sayıda şok sönümleyici olmasına rağmen, problemin ana kaynağını bulmak gerekmektedir ve bu konuda halen çok az bilgi mevcut bulunmaktadır. 1951 yılında shimmy problemini ortadan kaldırmak amaçlı başlatılan çalışma, öncelikle teorik çalışma ve ardından pratik uygulama aşamalarını içermektedir. Bu çalışma kapsamında gerekli test düzenekleri kurularak hesaplanan

shimmy'nin gerçek tekerlek üzerinde kontrolleri ve deneylerinin yapılması amaçlanmaktadır. Bu süreç içerisinde çalışma devam ederken, Moreland [64] lastik elastikiyetinin tekerlek mekaniğinden daha önemli olduğu görüşünü savunmuştur. Elastikiyetin de tek olarak bir anlam ifade etmediğini, ağırlığın ve ataletinde sistemin kararlılığına etkisi olduğunu iddia etmiştir.

1970'lerde birçok araştırmacı, iniş takımı titreşimini tekerlek ve lastik kusurlarına ve yol yüzeyi pürüzlülüğüne bağlamıştır. Tekerleğin maruz kaldığı yükün tekrar sıklığının, sağa sola serbest hareketinin iki katına çıkması durumunda kararlılıkta azalma gerçekleşeceği tespit edilmiştir [65, 66]. Bu azalma maruz kalınan yük ve lastik karakteristiklerinin farklı özelliklerde bir araya gelebilmesinden kaynaklanmaktadır. Konu hakkında çalışan farklı araştırmacılar ise tekerlek titreşim tekrar sıklığının, tekerleğin hareket yönünde çizmiş olduğu dairesel hareketin titreşiminden daha büyük olduğunu tespit etmişlerdir. Çalışmalar, frenleme kuvvetlerinin kararlılığı artırma eğiliminde olduğu ve bu etkiler küçük olmasına rağmen çekiş kuvvetlerinin kararlılığı azalttığı sonucuna varmıştır.

1980'e gelindiğinde, Black [67] 'in sistematik yaklaşımı, Moreland modeli için parametrelerin elde edilmesi için sunulmuştur. Grossmann [68], zaman alan doğrusal olmayan analizleri atlatmanın bir yolu olarak doğrusal hale getirme tekniklerinin uygulanmasını sergilemiştir. Hava aracı yer dinamiği üzerine bir inceleme yazısında Hitch [69], nadiren meydana gelmesi nedeniyle ana tekerlek takozunun genellikle göz ardı edildiğini vurgulamıştır. Bununla birlikte, Douglas DC-9, BAC 1-11 ve bazı kaynaklara göre Boeing 737 ve Fokker F28'in beş yıllık bir zaman dilimi içinde benzer bir spesifikasyona göre tasarlanmasına rağmen değişen derecelerde deneyimlediği gözlemlenmiştir. Ana tekerlek yalpalamıştır. Bu beklenmedik olay, sektörü şaşırtmış ve rakip şirketler arasında bile bazı işbirlikçi tartışmalara yol açmıştır. Bu kolektif çaba şüphesiz en son teknolojiyi geliştirirken, şirketlerin hiçbir bulgularını halka açık literatürde belgelememiş ve bu dört uçağın temsil ettiği benzersiz koşullar hiçbir zaman tekrarlanmamıştır ve sorun yeniden ortaya çıkmamıştır.

1990'da Somieski [70], çeşitli doğrusal ve doğrusal olmayan matematiksel yöntemler kullanarak burulma burunlu dişli modelinin shimmy davranışı üzerine bir çalışma yürütmüştür. Araştırma, hızdaki bir artışın, sönümleme katsayılarındaki bir düşüşün ve dikey kuvvetteki bir artışın yalpalama eğilimini arttırdığını ortaya koymuştur. Daha sonra, 1999'da Esmailzadeh ve Farzaneh [13], hava aracı burun dişlisi için dinamik bir model geliştirmişlerdir. Bu model, lastik uyumu, shimmy sönümleyicinin enerji emme katsayısı,

sönümlleme desteği esnekliği, iniş takımlarının ağırlık merkezinin konumu, ileri hız ve lastik ile lastik arasındaki sürtünme ve yalpalama ile ilgili olarak pist yüzeyi gibi tasarım parametrelerinin etkilerinin incelenmesini sağlamıştır.

2000 yılında Besselink [16], çift tekerlekli dirsekli hava aracı ana iniş takımlarının shimmy kararlılığını incelemiştir. Lineer ve lineer olmayan lastik ve yapısal olarak iniş takımı incelenmiştir. Dişli ve lastik parametreleri açısından kararlılık için analitik ifadeler türetilmiş, çeşitli parametrelerin etkisi incelenmiştir. 2007 yılında, bir burun iniş takımının yanal tepkisi Sura ve Suryanarayan [17] tarafından incelenmiştir. Aynı yıl, pist pürüzlülüğü nedeniyle zemin kaynaklı uyarılara yanal tepki de dikkate alınmıştır [71]. Her iki çalışma da serbest oynamanın kritik yalpalama hızında çok önemli bir azalmaya neden olduğunu, ancak serbest oynama ve pist pürüzlülüğünün bir kombinasyonunun olumsuz bir etkiye sahip olduğunu göstermiştir. Ek olarak aynı yıl içerisinde, ön iniş takımı için serbest hareket hızı ve tekrarı ile ilgili ifadeler türetilmiştir [72]. Zhuravlev ve Klimov [73] 'un 2009 yılında gerçekleştirdiği araştırmaya göre, kuru sürtünme, yalpalamanın başlıca nedenlerinden biri olarak kabul edilmektedir. Aynı yıl, Thota vd., [74] tarafından burulma ve yanal serbestlik dereceli bir burun dişlisinin çatallanma analizi yapılmıştır.

Buna paralel olarak, 2010 yılında Thota vd., [75] bu kez burulma, yanal ve uzunlamasına modlara sahip bir burun dişlisini keşfederek bir çatallanma analizi yolculuğuna çıkmışlardır. Titiz araştırmaları sayesinde, bir kez daha shimmy ile ileri hız ve dikey kuvvet arasındaki karmaşık ilişkiyi ortaya çıkarmışlardır. Eşzamanlı olarak, aynı verimli yılda, ayrı bir çalışma, lastik şişirme basıncı ile bir uçağın burun iniş takımlarındaki titreşim salınımları arasındaki ilgi çekici bağlantıyı araştırmıştır. Bulgular, nominal değerin üzerindeki daha yüksek şişirme basınçlarının, iniş takımlarını titreşimli salınımlara karşı daha az duyarlı hale getirdiğini ortaya çıkarmıştır [76].

2.2. Lastikler

1950'lerde, iki temel analitik lastik modelleme teorisi önerilmiştir. Bu teoriler lastik sapmalarından dolayı tekerlek üzerindeki kuvvetleri belirlemeyi amaçlamaktadır. Bu teoriler arasında Von Schlippe-Dietrich [55] 'in gerilmiş sicim teorisi ve Moreland [64] 'in nokta temas teorisi yer almaktadır. Ayrıca Pacejka [77] 'anın da genişletilmiş bir sicim teorisi olduğu düşünülmektedir. Gerilmiş sicim teorisinde tekerlek boyunca ilerleyen bir sicim gerilmiş durumdadır. Bu sicime bağlı olarak ise esnek yaylar mevcuttur. Nokta temas

teorisinde ise lastik ataleti ve temas yamasının sonlu uzunluğunun etkisi göz ardı edilmekte ve lastiğin zeminle tek bir temas noktası olduğu varsayılmaktadır.

Temas noktası, zeminle ilişkili olarak yanal ve uzunlamasına yönde hareket edebilme özelliğine sahiptir. Bu iki teori, günümüzde shimmy analiziyle ilgili birçok yayında hala kullanılmaktadır. 1972'de L.C. Rogers [78], küçük lastik deformasyonu dikkate alındığında, bu iki klasik lastik modelinin eşdeğer olduğunu ve uygun lastik parametrelerinin seçilmesi durumunda shimmy analizi için benzer sonuçlar sağladığını iddia etmiştir.

Deneyisel verilerin ve sicim modelinden elde edilen teorik eğrilerin karşılaştırılmasına dayalı olarak, tekerlek üzerindeki yer kuvveti ve tork ile keyfi açı ve yanal sapma arasındaki ilişki denklemleri bu araştırmada verilmiştir. Ayrıca, Moreland modelinin fiziği ile deneyisel frekans yanıtı eğrileri arasındaki uyumsuzluk gibi bazı itirazlarda bulunmuştur. Aynı yazıda, Pacejka'nın teorisinin lastik dinamiği çalışmalarında doğrudan kullanım için çok hantal olduğu düşünülmüştür.

Geçici lastik kuvvetlerini hesaplamak için lastik frekansı yanıt verilerinden tekerlek sapma açısı ve yanal yer değiştirme ile lastik kuvvetlerini ilişkilendiren iki lastik denklemi geliştirilmiştir [79]. Bu iki lastik modelinin, küçük kayma açılarının sınırlandırılmasının aşılması koşuluyla nispeten basit formuyla mevcut lastik teorilerinden daha doğru olma avantajına sahip olduğu söylenmiştir.

Literatürde iniş takımlarında meydana gelen shimmy analizi konusunda oldukça az bilimsel çalışma mevcuttur. Daha önce yapılan çalışmalarda, hava araçlarının inişleri ve kalkışları sırasında oluşan shimmy incelenmiş ve analiz edilmiştir. Ancak dikey kalkışa sahip ve faydalı yüklerinin kullanım şekline göre değiştirilebildiği hava aracı ile ilgili bir çalışma literatürde bulunmamaktadır. Bu çalışma ile birlikte kullanım amacının değiştirilmesi ile birlikte alternatif yüklemelere maruz kalabilen bir hava aracında oluşan shimmy davranışın analizi ve shimmy davranışının farklı viskozitelere sahip silikon yağlar kullanılarak sönmelenmesi literatüre eklenmiştir.

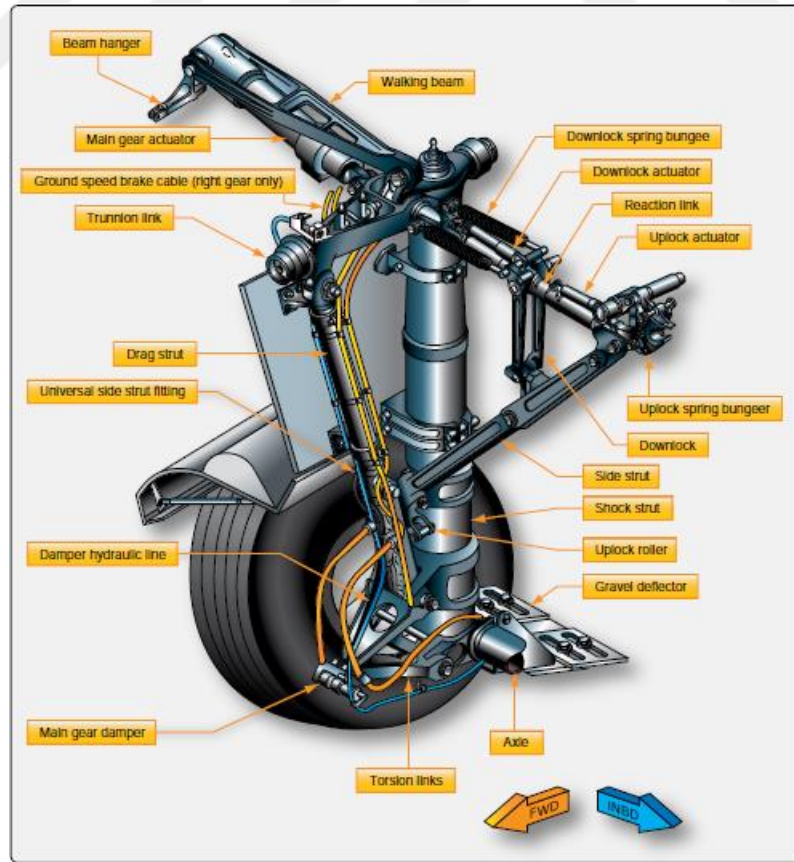
3. İNİŞ TAKIMI SİSTEMİ VE BİLEŞENLERİ

3.1. Temel Bilgiler

Çoğu hava aracı yapısı gövde, kuyruk, kanatlar, iniş takımları ve motorlardan oluşmaktadır. İniş takımlarının hava aracı yapısındaki en önemli bileşenlerden birisinin olduğu ve iniş ve kara operasyonları sırasında uçağı desteklediği bilinmektedir [80]. İniş takımları iniş işlemi sırasında çarpma enerjisini emecek şekilde tasarlanmıştır. Bu nedenle hava aracı arızalarının çoğunun iniş takımlarının arızalanması nedeniyle meydana geldiği görülmüştür [81]. İniş takımının işlevleri zarar görmeden inişe imkân tanıma, maruz kaldığı yükleri ana gövdeye kısmen istemek, manevra kabiliyeti sağlamak ve hava aracının ağırlığını araca ve piste zarar gelmeyecek şekilde dağıtmak olarak belirtilmektedir [82].

3.2. İniş Takımı Bileşenleri

Tipik bir hava aracı iniş takımı şekil 3.1.'de görüleceği üzere, lastikler, tekerlekler, şok sönümleyici ve frenlerden oluşmaktadır [83].



Şekil 3.1. İniş Takımı Bileşenleri [80].

3.2.1. Şok Sönümleyici

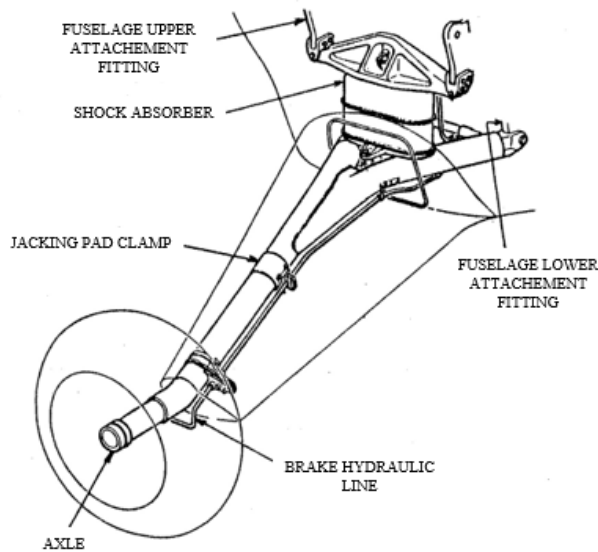
Hava aracının en kritik bileşenlerinden biri olan iniş takımları; kalkış, iniş ve taksi sırasında, hava aracının güvenliğini sağlamakla birlikte içerisinde yer alanlarında güvenliğinden sorumlu olmaktadır. Bu evreler kısa bir zaman içerisinde gerçekleşmiş olsa da hava aracı kazalarında en hassas olan bileşenlerdir.

İniş takımlarının güvenilirliği ve işlevselliğini sağlamak için tasarım, geliştirme ve üretim esnasında birçok çalışma yürütülürken bu çalışmaların zaman olarak büyük bir kısmı şok sönümleyicilere ayrılmaktadır. Şok sönümleyiciler hava aracının performansı için kritik bir rol üstlenmiş olmasından dolayı maliyet olarak ta büyük bir öneme sahiptir.

Hava araçlarında kullanılan birçok şok sönümleyici mevcuttur. Bu sönümleyicilerden birkaç tanesi rigid axle, solid spring, levered bungee, ve oleo-pnömatik şok sönümleyicilerdir.

3.2.1.1. Rigid Axle Şok Sönümleyici

Hava araçların üretildiği yıllarda efektif olarak kullanılmıştır. İki temel alan üzerine çalışmaktadır. Şok sönümlemenin ilk kısmı lastiklerin bağlanmış olduğu akslardır. Aksın üzerinde bulunan yastıklı pet ile dikey sapma özelliği de kullanılarak gövdeye bağlanmaktadır. Aksın yukarı hareketinde pet sıkışmakta ve enerjiyi bu şekilde dağıtmaktadır [84]. Bu sistemin diğer bir alternatifi ise aksı petten daha fazla sapma yapabilme özelliğine sahip olan bir yay üzerine bağlamaktır. Şekil 3.2. üzerinde iki sönümleyici alternatifi de gösterilmektedir.

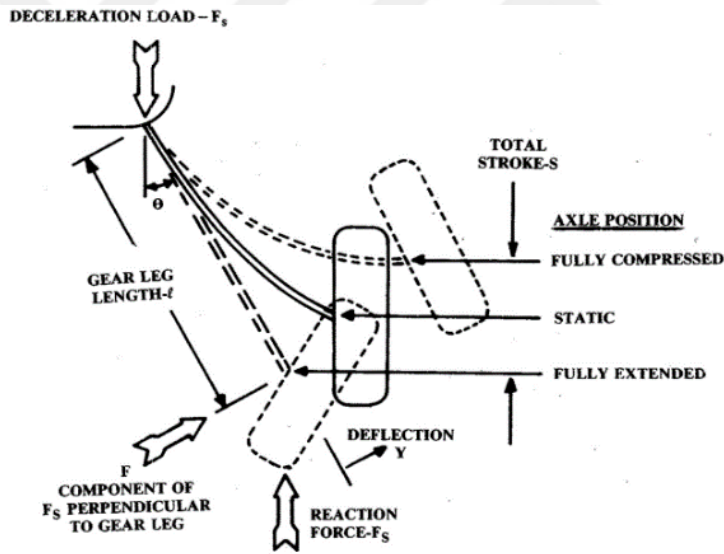


Şekil 3.2. Rigid Axle Şok Sönümleyici [85].

3.2.1.2. Solid Spring Şok Sönümleyici

Şekil 3.3.'te verilen bu sistemde tekerlek ile gövdeyi birleştiren mukavemeti yüksek ancak esnek bir dikme kullanılmaktadır. Payanda içinde bükülme sistemi ile hava aracının dikey olarak bir miktar yer değiştirmesini sağlamak için yanal açı verilerek bağlanmakta ve şok sönümlenme bu şekilde yapılmaktadır. Yay düzeni, tekerlek düzenini gövdeye bağlayan sağlam ancak esnek bir dikme kullanır.

Şekil 3.3.'te görüldüğü üzere destekler yer değiştirdikçe stroku dikey olmayan tekerlek hareket açısına maruz kalmaktadır. Dezavantaj olarak ise, bu hareketler tekerlek kenarlarında aşınmaya neden olmaktadır. Ek bir zorluk ise, şoka bağlı olarak gelişen titreşimin sönümlenememesidir. Sönümlenme olmadığından, dikme aşağı ve yukarı sert hareket ederek hava aracının iniş sırasında sıçramasına neden olmaktadır [84]. Ek olarak düşük maliyete sahip olmalarından dolayı bu tip şok sönümleyiciler hafif ve küçük hava araçları için uygun olmaktadır.



Şekil 3.3. Solid Spring Şok Sönümleyici [84].

3.2.1.3. Bungee Cord Şok Sönümleyici

İniş takımları, tasarımı gereği yüke maruz kaldıklarına dikmenin esneyerek yükü üzerine alma prensibiyle çalışmaktadır. Amaçları, iniş sırasında oluşan yükleri emerek kontrollü bir şekilde gövdeye yeniden dağıtarak hasar görmesini önlemektir. Bu elastik kordonlar, durumlarını sağlamak için düzenli inceleme gerektiren çok sayıda tek tek küçük elastik lastik şeritlerinden oluşur. Ek olarak, bazı hava araçları, iniş takımları için alternatif bir darbe emilimi aracı olarak katı, halka tipi kauçuk yastıklar kullanır [80]. Şekil 3.4.'te

görüldüğü üzere kordonlar iniş esnasındaki yükleri önce üzerine alıp dağıtarak gövdeye iletmektedir.

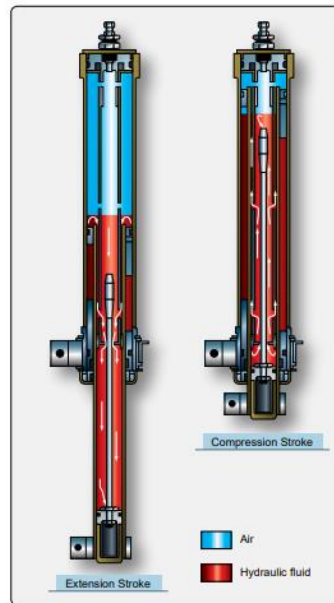


Şekil 3.4. Bungee Cordon Şok Sönümleyici [80].

3.2.1.4. Oleo-Pnömatik Şok Sönümleyici

Ağırlık olarak sınıflandırılması yüksek ve orta olan hava araçlarında efektif olarak kullanılmaktadır. Şok sönümleme kapasiteleri oldukça yüksektir.

Şekil 3.5.'te gösterimi verilen oleo-pnömatik sönümleyiciler, en çok tercih edilen sönümleyicilerdir. Bu özel sönümleyici türleri son derece verimlidir ve diğer sönümleyici türlerine göre ölçüldüğünde üstün bir sönümleme-ağırlık oranına sahiptir. Oleo payandaları aynı zamanda enerjiyi mümkün olan en uygun şekilde dağıtmalarıyla da bilinmektedir. Gerginin sıkıştırma ve genleşme döngüleri sırasında, tutarlı bir darbe kuvveti sağlamak için enerji kontrollü bir oranda depolanmakta ve serbest bırakılmaktadır.



Şekil 3.5. Oleo-Pnömatik Şok Sönümleyici [80].

Hava aracının dikey hareket şokunu sönümleyen bir yay görevi gören sıkıştırılmış gaz odası ve üzerinde bulunan küçük deliklerden hidrolik sıvısını zorlayarak geçiren, sürtünmeye neden olan ve bu şekilde yağ akışını yavaşlatan sistemler olmak üzere iki entegre bileşen içermektedir. Hava araçlarında verimin yüksek olması için sisteme oleo-pnömatik şok sönümleyicinin entegrasyonu gerekmektedir.

Şok sönümleyicilerin iniş takımı üzerindeki verimlilikleri tablo 3.1.'de gösterilmiştir. Tablo incelendiğinde en yüksek verim oleo-pnömatik şok sönümleyicine aittir.

Tablo 3.1. Şok Sönümleyici Verimliliği [86].

Tip	Verimlilik
Çelik yaprak yay	0,50
Çelik helezon yay	0,62
Hava yayı	0,45
Kauçuk blok	0,60
Kauçuk sönümleme lastiği	0,58
Oleo-Pnömatik	
- Sabit püskürtmeli orifis	0,65-0,80
- Ölçülü püskürtmeli orifis	0,75-0,90
Tekerlek	0,47

3.2.2. Shimmy Sönümleyici

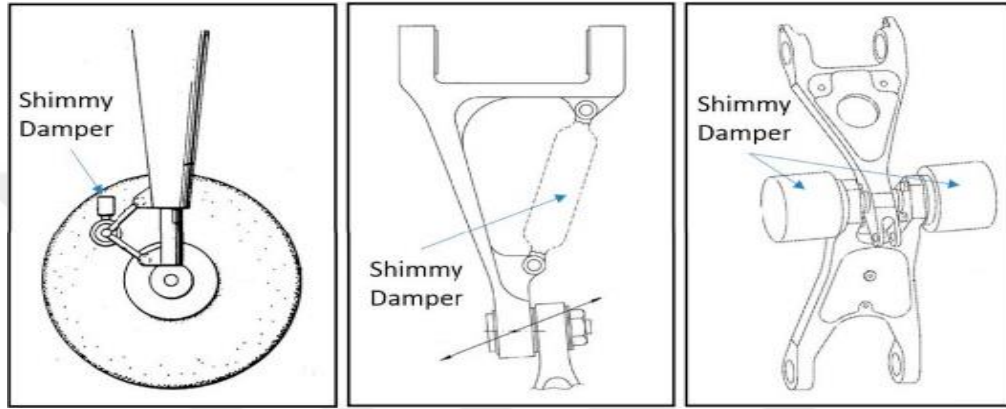
Shimmy sönümleyici, tüm tasarım sorunları ele alındıktan sonra genliği azaltarak ve/veya shimmy limit döngüsünün başlamasını önleyerek shimmy etkilerini azaltmak için kullanılan bir bileşendir [87]. Shimmy sönümleme genellikle burun iniş takımları için ana iniş takımlarından farklı yollarla sağlanmaktadır. Burun iniş takımları için, shimmy sönümleme tipik olarak akış sınırlayıcılar aracılığıyla hidrolik direksiyon sistemi aracılığıyla sağlanmaktadır.

Ana iniş takımları için, titreşimli sönümleme tipik olarak, normalde tork bağlantısının tepesinde bulunan özel bir titreşimli sönümleme ünitesi aracılığıyla yapılmaktadır. Ana ve burun iniş takımları için sönümleme mekanizmaları benzerdir: enerji, sıvının bir delikten geçmeye zorlanmasıyla emilmekte, bu nedenle sönümlemenin bir sönümleme analizinde temsili benzer bilgileri gerektirmektedir. İhtiyaç duyulan bilgi, ilgilenilen frekans ve genlik aralığında sabit durumda ve salınımlı modlarda sönümleme performansdır [88] .

Entegre kayan mod kontrolü [89], doğrudan uyarlamalı bulanık kontrol [90], PD kontrolü [91] ve adaptif kontrol [92] dahil olmak üzere birkaç yarı aktif ve aktif shimmy

sönümleyici sistemler mevcuttur. Aktif ve yarı aktif kontrol sistemlerini sönümleyici sönümleyiciye entegre etmek, sönümleyicilerin bastırma performansını iyileştirebilse de yüksek bakım maliyetleri ve güvenilirliklerinin düşük olması nedeniyle yaygın olarak kullanılmamaktadırlar [89, 93].

Normal shimmy sönümleyiciler, elektrik gücü veya kontrol sistemlerinin entegrasyonunu gerektirmedikinden pratikte shimmy bastırma için hala yaygın olarak uygulanmaktadır [93]. Şekil 3.6.'da bu sönümleyicilere örnek görseller verilmiştir.



Şekil 3.6. Shimmy Sönümleyiciler [94, 95, 96].

3.2.3. Frenler

Frenler hava aracının hızını azaltan veya durduran sistemlerdir. Kampanalı ve diskli olmak üzere iki tip fren sistemi kullanılmaktadır. Kampanalı sistemler hava aracı tekerleği içerisinde bulunmaktadır. Diskli frenler ise kampanalı frenlere göre yüksek performans göstermekle birlikte, hafif ve kolay bakım yapılabilen parçalardır.

Havacılıkta kampanalı frenler yerine diskli frenler tercih edilmektedir. Frenlerin daha hafif olması amacıyla yapılan çalışmaların sonuçlarından birisi de karbon frenlerdir. Karbon frenler diğer malzemelerden üretilenlere göre 40% daha hafif olmaktadır.

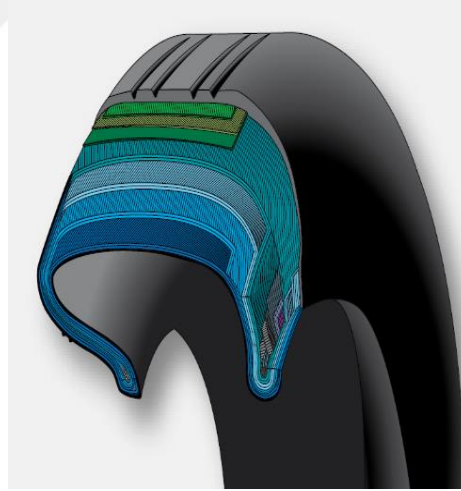
Hava aracının hareketi esnasında yapılan frenlemede, kinetik enerji sürtünme nedeniyle ısı enerjisine dönüşmektedir. Bu ısı fren çevresine, lastiklere ve iniş takımına etki etmektedir. Kampanalı disklerin ısı konusunda verimliliği daha düşüktür. Tekerleğin içerisinde bulunmalarından dolayı ısı direk olarak jantın altına doğru iletilmektedir. Frenleme süresi arttığında çok fazla ısı oluşmakta ve sürtünme kapasitesi düşerek frenleme zayıflamaktadır.

3.2.4. Tekerlek

Hava aracı lastikleri iniş, kalkış ve taksi kondisyonları için bağlı bulundukları iniş takımının kritik parçalarıdır. Otomobillere kıyasla yüksek ağırlığa sahip olan hava araçlarının tekerlekleri, yüksek yüklere maruz kalmalarından dolayı daha mukavemetli olacak şekilde üretilmektedir.

Bu nedenle hava aracı lastiklerinin tasarımı çok detaylıdır, bu da hava aracı lastiklerinin kalkış ve iniş sırasında patlamamasını sağlar. Böylece lastikler lastik sapması ve sıkma yükleri de dahil olmak üzere iniş yüklerinin zorluklarına dayanabilir. Radyal ve bias-play olmak üzere iki adet lastik türü mevcuttur.

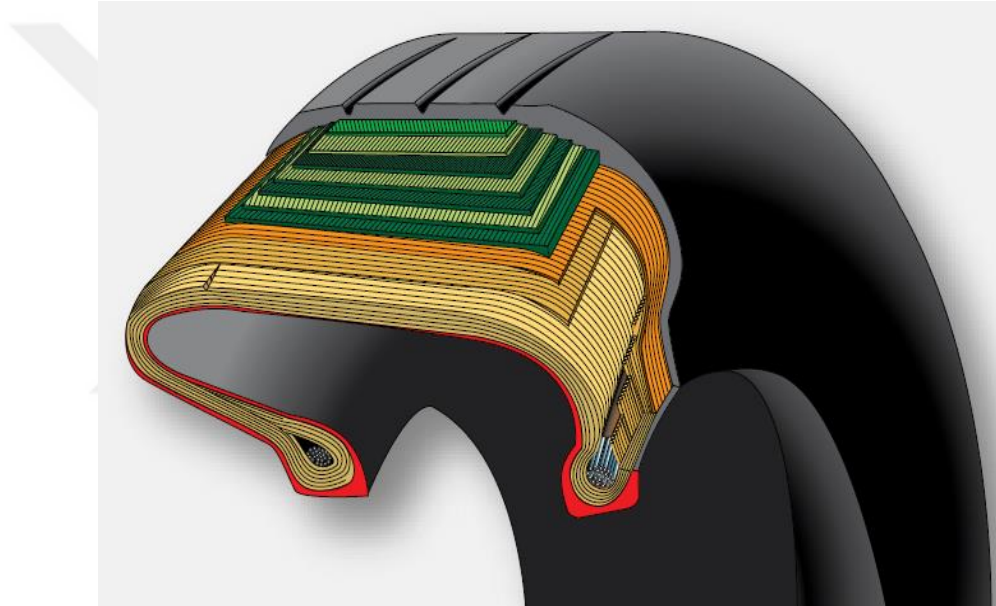
Bias-ply lastikler çevresel yöne göre belirli bir açıda düzenlenen paralel kordonlar ve kauçuk tepe kaplamasından oluşmaktadır. Üst üste binmiş ve birbirine bağlı olan lamineler lastik eni kesiti boyunca dağılmaktadır. Kat sayısının çok olması nedeniyle lastik yanakları yüksek bükülme mukavemetine sahiptir. Lastik yapısının düz olarak değil de çapraz olarak üretilmesi, lastik yanaklarının daha dayanıklı olmasını ve basınç verilmiş durumlarda performansın yüksek olmasını sağlamaktadır [97].



Şekil 3.7. Bias-Ply Lastik [80].

Şekil 3.7.'de görseli verilen bu konfigürasyonda lastik yanakları daha sert olduğu için daha az deformasyon gerçekleşmektedir. Yumuşak yanaklı lastiklere göre, yük altında yere temas noktaları daha az olacağından temas yaraları azdır. Tarihsel olarak hava aracı lastikleri arasında ilk iyi bilinen ve en popüler konfigürasyon olarak muhasebeleştirilen bu yerleştirme düzeninde, daha sert yan duvar daha az radyal deformasyona uğrar ve sonuç olarak, daha yumuşak yan duvar yapısından yapılan konfigürasyonlara kıyasla aynı dikey yük altında daha az geniş bir temas yaması oluşur.

Eğimli lastiklerde meydana gelen ısı problemleri vb. dezavantajlar nedeniyle, tasarım lastik yanaklarının daha kontrollü seviye olduğu ve her bir bileşenin belirli bir mekanik davranıştan sorumlu olduğu döşeme konfigürasyonuna yönelmiştir. Bu tekerleklerde yan duvarlar ve sırt katmanlara ayrılarak, tabakaların sırt orta çizgisine dik ve paralel şekilde gelmesi sağlanmıştır. Radyal tekerleklerde yan duvarların daha sert olması kuvvetler ve sapmalara karşı dayanıklı olması sağlamaktadır. Bu özelliği sayesinde, karkas yapıdaki yüksek esneklik ve karkas-kayış arası bağımlılığın az olması sağlanmıştır. Sonuç olarak ise aşınmaz daha aza indirilmiştir [97]. Şekil 3.8.'de görülebileceği gibi, radyal lastikler, katın lif demetlerine, dönüş yönüne ve lastik yanağına dik olarak yerleştirilmiştir. Bu, lastiğin ağır yükleri taşıma kabiliyetini artırırken, yön esnekliğini ve yanak elastikiyetini sınırlamaktadır.



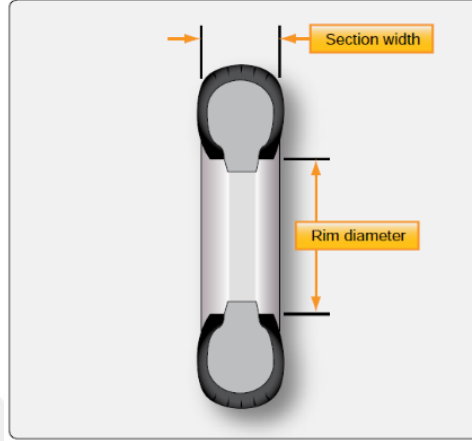
Şekil 3.8. Radyal Lastikler [80].

3.2.4.1. Tekerlek Kategorileri

Tekerlekler, kat sınıflandırması, maksimum izin verilebilir statik yükleme, yüklenmemiş artış basıncı ve maksimum izin verilebilir pist hızına göre sınıflandırılmaktadır [98]. Dokuz kategori olarak belirlenen lastiklerden kullanılanlar, üç parçalı terminoloji lastikleri olarak da adlandırılan tip I, tip III, tip VII ve VIII lastiklerdir. Tip II, IV, V ve VI lastiklerin üretimleri artık mevcut değildir [80]. Açılıp kapanmayan, sabit duran iniş takımları için ise tip I lastikler üretilmiştir.

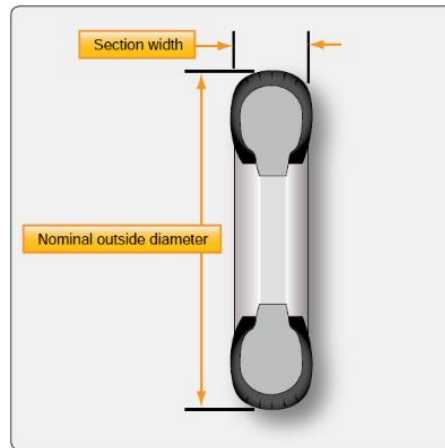
Şekil 3.9.'da gösterimi verilen tip III tekerleklerin lastik basınçlarının düşük olması temas yüzeyini arttırmakta ve yüzdürmeyi yumuşatmaktadır. Etketif bir şekilde kullanılan bu lastiklerde kullanılacağı uçağın maksimum hızı 274 km/saat olarak belirlenmiştir.

Lastiğin takıldığı jant çapı, genişliğe göre küçüktür. Bu lastiklerin tanımlanmasında iki sayı sistemi kullanılmaktadır. “-” işareti ile ayrılan bu sayılardan ilki lastik kesit ölçüsünü İngiliz ölçü birimi üyesi inç ile gösterirken, ikinci rakam ise yine aynı ölçü birimiyle jant çapını göstermektedir. 6.00-6, 6.00 inç genişliğinde ve 6 inç çapında bir janta oturan bir Cessna 172 lastiği bunlardan bir tanesidir [80].



Şekil 3.9. Tip III Hava Aracı Lastikleri [80].

Tip VII lastikler Şekil 3.10.’da verilmiştir. Bu lastikler yüksek basınca sahiptirler ve yüksek performanslı oldukları için günümüz askeri ve sivil jet hava araçlarında kullanımı oldukça yaygındır. Kesit alanları tip III tekerleklerle göre daha dar olmaktadır. “X” işareti ile ayrılan ikili sayı sistemi kullanılmakta ve bu sayılar sırasıyla lastik çapı ve kesit genişliğini yine inç biriminde göstermektedir.



Şekil 3.10. Tip VII Hava Aracı Lastiği [80].

Üç parçalı isimle adlandırılan Şekil 3.11.’deki tip VIII tekerleklerinin basınçları oldukça yüksektir. Modern tasarım olarak bilin bu konfigürasyon günümüz jet hava araçlarında kullanılmaktadır. Yüksek hız ve yüklere dayanıklı olarak üretilen tekerlekler tip

Şekil 3.11. Tip VIII veya Üç Parçalı Terminoloji Lastiği [80].

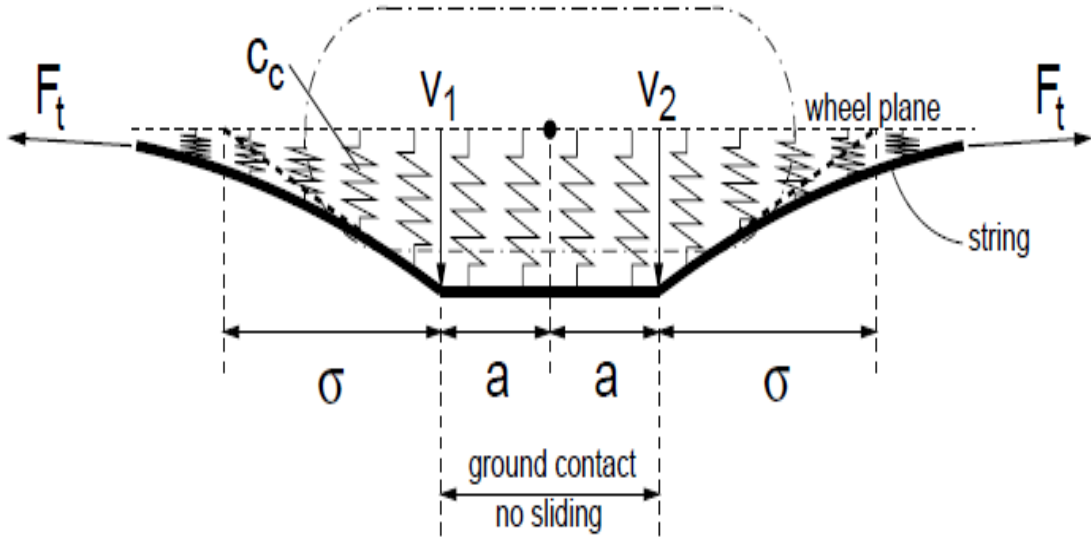
- **Point contact tekerlek modeli**

Şekil 3.12. Konum Değişikliğini Gösteren Tek Temas Noktalı Lastik Modeli [100].



- **Stretched string tekerlek modeli**

Bu modelde lastik davranışlarını birleştirmek amacıyla kullanılan birinci dereceden diferansiyel denklem gevşeme uzunluğunu temsil etmektedir. Birinci derece gevşeme uzunluğu, Pacejka'a ait teoriden beslenen uzunlamasına ve yanal yönlerde janta göre karkasın uyumunu tarif etmektedir [101]. Bu model sicim yönteminin basitleştirilmiş halini temsil etmektedir [102]. Ek olarak PAC2002 formunda da kullanılmaktadır [103]. Şekil 3.13.'ten anlaşılacağı üzere, sicim modeli tek temas modeline uyarlanmaktadır. Şekil üzerinde karkasın sağ-sol ve ileri-geri konum değişikliği gösterilmektedir.

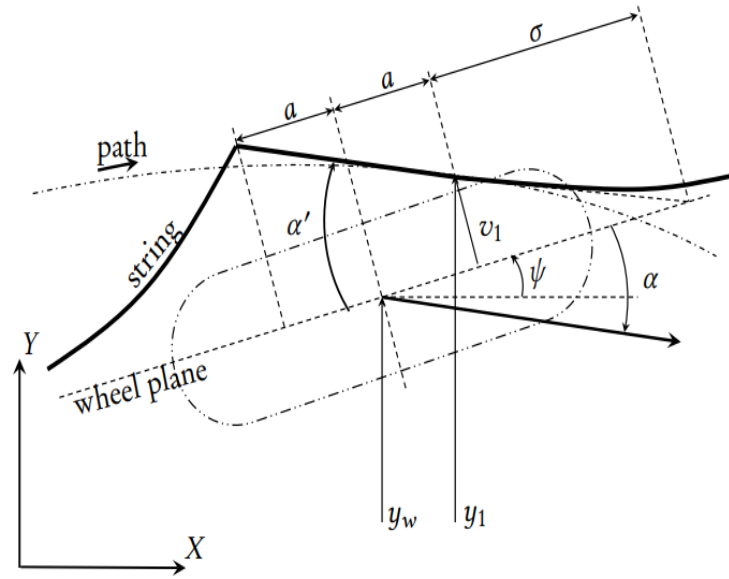


Şekil 3.13. Sağ-Sol Konum Değişikliği Sonucu Sicim Sapması [16].

- **Straight tangent tekerlek modeli**

Yaygın olarak düz teğet tekerlek modeli olarak adlandırılan gerilmiş sicim yaklaşımının doğrusal yaklaşımı iyi bilinen bir yöntemdir. Bu modelde, lastiğin ürettiği yanal kuvvet ve kendi kendine hizalama momentinin hesaplanması yalnızca ön temas noktasındaki sapmaya dayanmaktadır [80]. Ancak bu modelin daha düşük hızlarda daha az hassas olduğu gözlemlenmiştir [18].

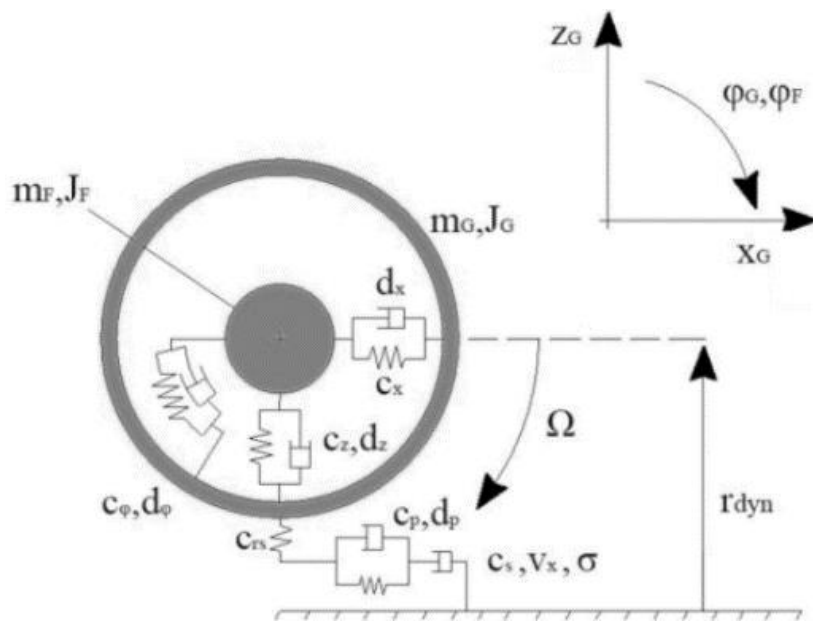
Şekil 3.14.'te verilen görselden anlaşılacağı üzere sicimin dairesel şekli, gerilim nedeniyle radyal kuvvetlere maruz kalmakta ve bu da halatın yanal sapmasının neden olduğu dikey eksen etrafında bir moment ile sonuçlanmaktadır. Yalnızca önde gelen temas noktasındaki sapma 1V tarafından yönetilmektedir.



Şekil 3.14. Sicim Sapmasının Düz Teğet Yaklaşımı [104].

• Rigid ring tekerlek modeli

Sert halkalı lastik modeli 1996 yılında Zegelaar [105] tarafından oluşturulmuştur. Bu model, lastik halkasının sert ve dairesel kaldığı lastiğin titreşim modlarını içermektedir. Diğer bir deyişle, lastik halkası janta göre rijit bir gövde olarak hareket eder. Bu modelin geçerli frekans aralığı, lastiğin birinci doğal frekanslarından daha yüksek frekanslarla sınırlıdır. Burada doğal modlar katı halka modlarına karşılık gelir, ancak halkanın esnek titreşim modlarının daha yüksek doğal frekanslarının yeterince altındadır. Şekil 3.15.'te rigid ring tekerlek modeli görülmektedir.



Şekil 3.15. Rigid Ring Model [106].

3.3. İniş Takımı Üreticileri

Küresel hava aracı iniş takımı pazarı, çok sayıda üreticiyle parçalanmış durumdadır. Pazardaki ilk on rakip, toplam pazarın %27'sini oluştururken, Safran SA %6,94 pazar payıyla en büyük şirketlerden biri olarak yer almıştır [107].

Safran şirketi farklı amaçlarla kullanılan birçok hava aracı için sistemler üretmekte, bakım ve yedek parça desteği sağlamaktadır. Dünyanın en büyük hava aracı firmaları olan Airbus ve Boeing'e çeşitli sistemler üretmektedir. Firma 1980'li yıllarda diskli frenler için bir girişim yapmış ve mevcutta kullanılan çelik yerine performansı oldukça yüksek olan karbon temelli frenler üretmiştir. İlerleyen süreçlerde frenler konusunda iyileştirmeler yapılarak ağırlık azaltılmış, soğutma sistemleri geliştirilmiş ve mukavemetleri artırılmıştır [108].

Dünya genelinde hava araçları için iniş takımı üreten firmalar Tablo 3.2.'de belirtilmiştir.

Tablo 3.2. İniş Takımı Üreticilerinden Bazıları [109].

Şirket	Web Sitesi	Lastik	Tekerlek	Fren	İniş Takımı
Aircraft Spruce	www.aircraftspruce.com	✓	✓	✓	✓
Azusa	www.azusaeng.com	✓	✓	✓	
Bridgestone	www.bridgestone.com	✓			
Goodrich	www.goodrich.com		✓	✓	✓
Goodyear	www.goodyearaviation.com	✓			
Grove	www.groveaircraft.com	✓	✓	✓	✓
Massier-Bugatti-Dowty	www.safranmbd.com		✓	✓	✓
Michelin	www.airmichelin.com	✓			
Parker	www.parker.com		✓	✓	
Triumph	www.triumphgroup.com				✓
Wicks Aircraft	www.wicksaircraft.com	✓	✓	✓	✓
Desser Tire & Rubber Co.	www.desser.com	✓			
Dunlop	www.dunlopaircrafttyres.com	✓			
Speciality Tire of America	www.stausaonline.com	✓			

3.4. İniş Takımı Standartları

İniş takımı standartları, hava araçlarda kullanılan iniş takımı sistemlerinin tasarımını, yapımını ve performansını yöneten özellikler ve gereksinimler kümesini ifade etmektedir. Tablo 3.3.'te verilen bu standartlar, iniş takımlarının farklı hava aracı tiplerinde güvenliğini, güvenilirliğini ve birlikte çalışabilirliğini sağlamaktadır.

İniş takımı standartları için önemli kuruluşlardan bir tanesi Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü'dür. Örgüt, uçuş güvenliği için uluslararası standartları belirlemektedir. Ek olarak, Amerika Birleşik Devletleri'ndeki Federal Havacılık İdaresi (FAA) ve Avrupa'daki Avrupa Havacılık Güvenliği Ajansı (EASA) gibi çeşitli ulusal havacılık otoriteleri ve endüstri kuruluşları da kendi yetki alanlarına özgü iniş takımı standartları ve düzenlemeleri belirlemektedir. Askeri havacılıkta kullanılan Birleşik Devletler savunma standardı olan ve askeri standartlar olarak bilinen "MIL-STD ve MIL-SPEC" ise ABD Savunma Bakanlığı tarafından standardizasyon hedeflerine ulaşılmasına yardımcı olmak için kullanılmaktadır. SAE (Society of Automotive Engineers) tarafından geliştirilen standartlar ise Endüstriyel Standartlar adı ile bilinmektedir.

Tablo 3.3. İniş Takımları Standartları [110, 111, 112].

ENDÜSTRİYEL STANDARTLAR	
AIR1489C	Aerospace Landing Gear Systems Terminology
AIR1494B	Verification of Landing Gear Design Strength
AIR1594D	Plain Bearing Selection for Landing Gear Applications
AIR36	Spiral Failure - "O" Ring Seals - Landing Gear Shock Struts
AIR4004A	Guide for Installation of Electrical Wire and Cable on Aircraft Landing Gear
AIR4077	Mechanical Switch Usage for Landing Gear Applications
AIR4566A	Crashworthy Landing Gear Design
AIR4846A	Extraordinary and Special Purpose Landing Gear Systems
AIR4894	Landing Gear Stability
AIR5024A	Landing Gear Switch Selection Criteria
AIR5358A	Landing Gear Shock Strut Hydraulic Fluid
AIR5451A	A Guide to Landing Gear System Integration
AIR5552	Development and Qualification of Composite Landing Gears
AIR5556	Landing Gear Alignment
AIR5565	Historical Design Information of Aircraft Landing Gear and Control Actuation Systems
AIR5631A	Catalog of Landing Gear Systems and Suppliers
AIR5883A	Landing Gear Shock Strut Bearing Selection
AIR5913A	Landing Gear Component Heat Damage
AIR5914	Landing Gear Fatigue Spectrum Development for Part 25 Aircraft

AIR5938A	Information on Hard Landings and Abnormal Landing Gear Loading Events
AIR6168A	Landing Gear Structural Health Monitoring
AIR6246	Landing Gear (Engine Off) Taxi System
AIR6280	Overview of Aircraft Landing Gear Shimmy Analysis Methods
AIR6411	Effects of Extremely Cold Temperature on Landing Gear Operation
AIR6813	Landing Gear Manufacturing, Maintenance, Repair, And Overhaul Critical Processes
ARP1311D	Landing Gear Structures and Mechanisms
ARP1598C	Landing Gear System Development Plan
ARP4912C	Design Recommendations for Spare Seals in Landing Gear Shock Struts
ARP5429A	Landing Gear Fatigue Tests with Equivalent Damage Spectra
ARP5644A	Landing Gear Shock Absorption Testing of Civil Aircraft
ARP5936	Landing Gear Storage
ARP6408	External Hydraulic Fluid Leakage Definition for Landing Gear Shock Absorbers
ARP6412	Recommended Practice for Landing Gear Integrity Programs
AS4052C	Gland Design: Scraper, Landing Gear, Installation
AS6053A	Tests, Impact, Shock Absorber Landing Gear, Aircraft
ASKERİ HAVACILIK STANDARTLARI	
MIL-A-8862	Landing and Ground Handling Loads
MIL-A-8863	Airplane Strength and Ground Loads for Navy Aircraft
MIL-A-8867	Strength and Rigidity, Ground Tests
MIL-B-8075	Anti-Skid
MIL-B-8584	Brakes-Control Systems
MIL-H-5440	Hydraulic Components
MIL-L-8552	Shock Absorbers—AFSC and USN
MIL-T-5041	Tires, Pneumatic, Aircraft
MIL-W-5013	Brakes and Wheels
MIL-STD-878	Tires and Rims—Dimensions and Clearances
SİVİL HAVACILIK STANDARTLARI	
CFR Part23	Landing Gear Systems
CFR Part25	Landing Gear
CFR Part27	Landing Gear
CFR Part29	Landing Gear

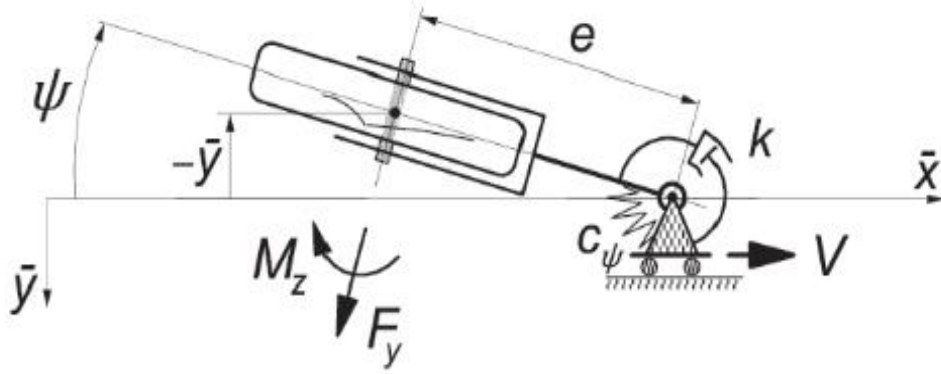
4. TEORİ VE MATEMATİKSEL MODELLEME

4.1. İniş Takımı Modelleri

4.1.1. Burulma Serbestlik Dereceli Tekerlek Sistemi

Şekil 4.1.'de görüldüğü üzere bu sistem sadece bir serbestlik derecesine sahiptir. Bu serbestlik derecesi ise sapma açısıdır. Sapma açısı nedeniyle sağa sola hareket edebilen sistem burulma kuvvetini ortaya çıkarmaktadır.

Stabil olmayan titreşimlerin oluşabildiği en basit tekerlek sistemidir. Şekilde tek serbestlik dereceli(burulma) sistemi gösterilmiştir.

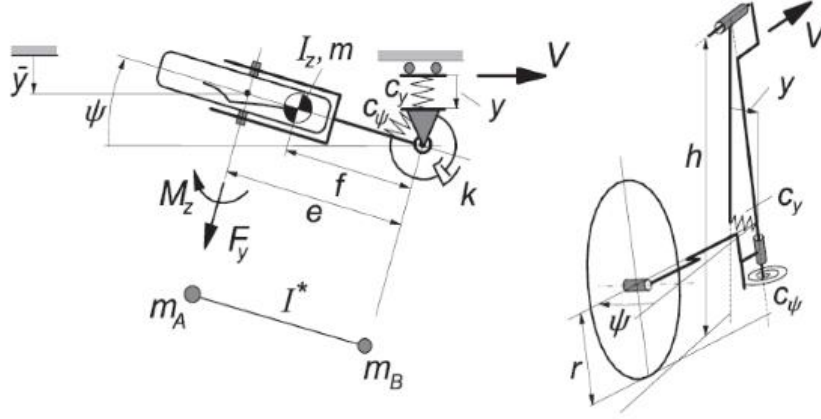


Şekil 4.1. Tekerlek Sistemi [100].

Hareket değişkeni, tekerlek düzleminin dönme eksenini etrafındaki sapma açısıdır. Bu eksen, yol düzlemini, temas merkezinin önünde, mekanik kaster veya iz uzunluğu olarak adlandırılan e mesafesinde kesmektedir.

4.1.2. Burulma ve Yanal Serbestlik Dereceli Tekerlek Sistemi

Burulma serbestlik dereceli tekerlek sistemine oldukça benzer bir yapıya sahiptir. Fark olarak bu modelde yanal esneklikte dahil edilmiş ve kullanılmıştır. Serbestlik derecesinin ikinci seviyede olmasının sebebi ise sağa-sola konum değiştirmeye olanak sağlayan eksendir. Şekil 4.2.'de iki serbestlik dereceli bir tekerlek sistemi verilmiştir.



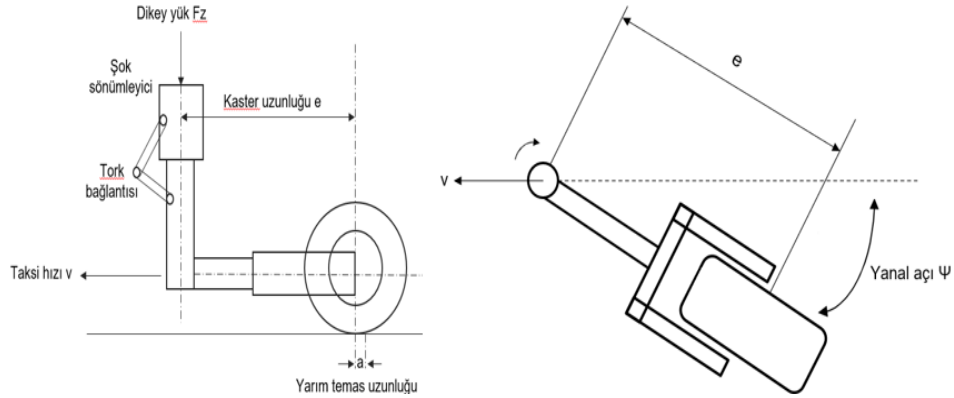
Şekil 4.2. İki Serbestlik Dereceli Tekerlek Sistemi [100].

4.1.3. Burulma, Yanal ve Boylanmasına Serbestlik Dereceli Tekerlek Sistemi

İniş takımları için en gerçekçi modeldir. Son serbestlik derecesi olan boylanmasına, dinamik olarak yüksek bir etki etmemektedir [100]. Daha fazla serbestlik dereceleri eklenerek yüksek serbestlik dereceli modeller elde edilebilse de bu ekleme sistemi daha karmaşık hale getirecektir.

4.2. İniş Takımı Shimmy Modeli

İniş takımı shimmy analizinde şekil 4.3.'te gösterilen dinamik model kullanılmıştır.



Şekil 4.3. Shimmy Dinamik Modeli Sırasıyla Ön ve Üst Görünüş

Açısal momentumun zaman türevi, Eş.4.1'de sistemin sahip olduğu toplam momente eşit olan torku vermektedir. Burada ψ , sapma açısı ve I , atalet momentidir.

$$T = \frac{dL}{dt} = I \frac{d\omega}{dt} = I \ddot{\psi} = M_{total} \quad (4.1)$$

Tek serbestlik dereceli iniş takımı modelinin eşitliği Eş.4.2'deki gibi düzenlenmektedir [113]. Burada M_1 ; doğrusal yay momentini, M_2 ; viskoz sürtünme ve shimmy damperin birleşik sönümlleme momentini, M_3 ; lastik hizalama momentini, M_4 ise lastik sönümlleme momentini belirtmektedir.

$$I_z \ddot{\psi} = M_1 + M_2 + M_3 + M_4 \quad (4.2)$$

Dönen borunun ve tork bağlantısının birleşik torku, M_1 olarak bilinen doğrusal bir yay torku olarak ortaya çıkmaktadır. M_2 olarak bilinen birleşik sönümlleme momenti, yağlı-pnömatik sönümleyici ve shimmy sönümleyicinin yataklarında mevcut olan viskoz sürtünmeden kaynaklanmaktadır. Eş.4.3'te verilen c yay katsayısını, k damperin sönümlleme katsayısını, ψ ise sapma açısını belirtmektedir.

$$M_1 + M_2 = c\psi + k\dot{\psi} \quad (4.3)$$

Bir lastik yanal kayma ve yuvarlanma hızına maruz kaldığında, yan lastiğin deformasyonuna neden olmaktadır. Bu durum, bir lastik momenti olan M_3 'ün ve lastiğin bir sönümlleme momenti olan M_4 'ün ortaya çıkmasına yol açmaktadır. Eş.4.4'te M_3 , lastiğin orta noktası etrafında merkezlenen hizalama torku M_z ve kaster e ile bir manivela kolu görevi gören viraj alma kuvveti F_y 'nin farkından oluşmaktadır.

$$M_3 = M_z - eF_y \quad (4.4)$$

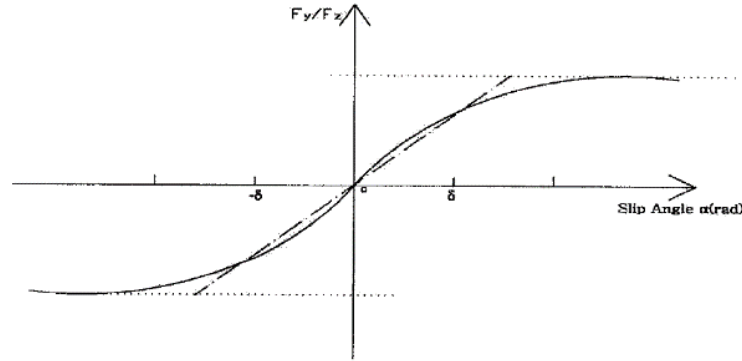
Lastik sırtı genişliğinden gerçekleşen sönümlleme momenti M_4 ; v ile belirtilen hız ile yalpalama oranı κ kullanılarak Eş.4.5' teki şekilde hesaplanmaktadır.

$$M_4 = \frac{\kappa}{V} \dot{\psi} \quad (4.5)$$

Yalpalama oranı ise Eş.4.6'da gösterilen eşitlik ile bulunmaktadır.

$$\kappa = -0,15a^2 c_{F\alpha} F_z \quad (4.6)$$

Şekil 4.4.'te gösterildiği üzere, tekerlek yanal kayma özellikler doğrusal değildir. Yanal kuvvet olan F_y ve lastik hizalama momenti M_z , iniş takımının maruz kaldığı dikey kuvvet F_z 'ye ve kayma açısı α 'ya bağlıdır.



Şekil 4.4. F_y/F_z vs α [113].

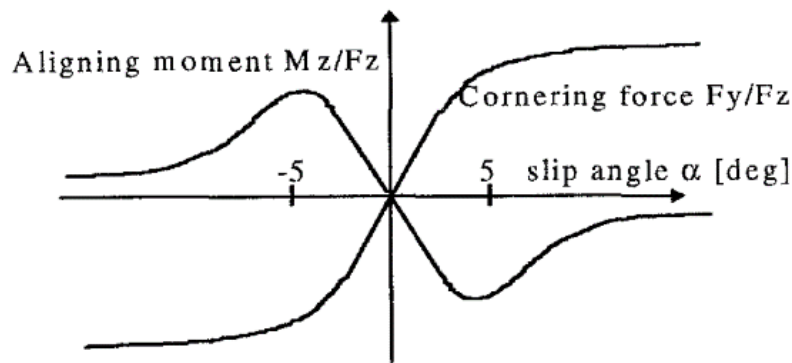
Yanal kuvvet F_y ve dikey kuvvet F_z 'nin kayma açısı ile bağıntıları Eş.4.7, Eş.4.8 ve Eş.4.9' da verilmiştir.

$$F_y/F_z = c_{F\alpha}\alpha, \quad \text{for } |\alpha| \leq \beta \quad (4.7)$$

$$F_y/F_z = c_{F\alpha}\beta \text{sign}(\alpha), \quad \text{for } |\alpha| > \beta \quad (4.8)$$

$$\text{sign}(\alpha) \begin{cases} 1, & \text{if } \alpha > \beta \\ -1, & \text{if } \alpha < -\beta \end{cases} \quad (4.9)$$

Doğrusal olmayan lastik yana kayma özelliği, Pacejka'nın "Sihirli Formülü" ile de belirlenebilir [114].



Şekil 4.5. Doğrusal Olmayan Yanal Kayma Özellikleri [70].

Şekil 4.5'te dikey kuvvet F_z ve hizalama momenti M_z için yarım periyot sinüs, lastik momenti sınırlayıcı açısı $\alpha_g=10^\circ$ ye kadar kullanılmaktadır. M_z ve F_z 'nin limit açısı ile ilişkisi Eş.4.10 ve Eş.4.11'de gösterilmiştir.

$$M_z/F_z = (c_{M\alpha}\alpha_g/180) \sin(180\alpha/\alpha_g), \quad \text{for } |\alpha| \leq \alpha_g \quad (4.10)$$

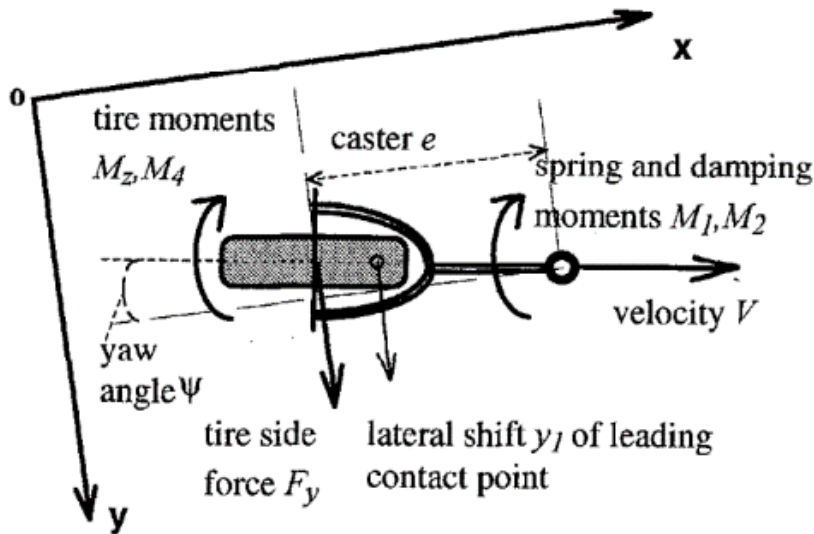
$$M_z/F_z = 0, \text{ for } |\alpha| > \alpha_g \quad (4.11)$$

4.3. Lastik Modeli Denklemi

Gerilmiş sicim modeliyle açıklanan lastiğin yanal sapması yaklaşımından dolayı, lastiğin temas noktasının lastiğin düzlemine göre Şekil 4.6.'da gösterilen yanal kayması zaman sabiti ve birinci dereceden bir diferansiyel denklem ile açıklanmaktadır [70, 113]. Eş.4.12'de verilen a değeri lastiğin zemine olan temas alanının yarısıdır. Eş.4.13'te viraj alma kuvveti ve hizalama momentini hesaplamak için bir eşdeğer kayma açısı oluşturulmuştur.

$$\dot{y} + (V/\sigma)y = V\psi + (e - a) \dot{\psi} \quad (4.12)$$

$$\alpha \approx \arctan a = y/\sigma \quad (4.13)$$



Şekil 4.6. y'nin Yanal Sapması [70].

4.4. İniş Takımı Modelinin Doğrusallaştırılması

Eş.4.7 ve Eş.4.10 eşitliklerinin Eş.4.4 eşitliği ile değiştirilmesi M_3 lastik momentinin tam ifadesini vermektedir. Bu eşitliğe Eş.4.13 ikame ettirildiğinde M_3 için eşitlik Eş.4.14 ortaya çıkmaktadır. $\alpha = 0$ ya da $y = 0$ civarında M_3 şu şekilde ifade edilir:

$$\left. \frac{\partial M_3}{\partial y} \right|_{y=0} = c_{M\alpha} \frac{\alpha_g}{180} \cos \left(\frac{180}{\alpha_g} \frac{y}{\sigma} \right) F_z \frac{180}{\alpha_g \sigma} - e c_{F\alpha} \frac{1}{\sigma} F_z \bigg|_{y=0} = \frac{F_z}{\sigma} (c_{M\alpha} - e c_{F\alpha}) \quad (4.14)$$

(ψ, d, y) değişkenlerin tanımlanmasıyla birlikte doğrusallaştırılmış modeli Eş.4.16'daki 2. dereceden eşitlik olarak vermektedir. Bu eşitlik ise Eş.4.17'de verilen üç adet birinci dereceden adi diferansiyel eşitlik olarak gösterilmektedir. Eş.4.15'te verilen matris kullanılarak katsayılar Eş.4.18'de gösterildiği şekilde elde edilmiştir.

$$\begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{d} \\ \dot{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ c_1 & c_2 & c_3 \\ V & c_4 & c_5 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi \\ d \\ y \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

$$\ddot{\psi} I = -k\psi - c\dot{\psi} + (M_z - eF_y) + (\kappa\dot{\psi}/V) \quad (4.16)$$

$$\dot{\psi} = d$$

$$\dot{d} I = -kd - c\dot{\psi} + (M_z - eF_y) + (\kappa d/V) \quad (4.17)$$

$$\dot{y} = V\psi + (e - a)d - (V/\sigma)y$$

$$c_1 = -\frac{c}{I_z}, c_2 = \left(-\frac{k}{I_z} \right) + \left(\frac{\kappa}{VI_z} \right), c_3 = \frac{(c_{M\alpha} - e c_{F\alpha}) F_z}{I_z \sigma}, c_4 = (e - a), c_5 = \frac{-V}{\sigma} \quad (4.18)$$

Tablo 4.1. Shimmy Analiz Parametreleri

Parametre	Tanım	Değer	Birim
V	Hız	0-30	m/s
e	Kaster uzunluğu	0,037	m
I_z	Dikmenin atalet momenti	0,5	kgm ²
F_z	Dikey yük	7.500-15.000	N
c	Yay katsayısı	5.000	Nm/rad
k	Sönümlleme katsayısı	4	Nm/rad/s
φ	Eğim açısı	7	deg
β	Geri yükleme kuvvet açısı sınırı	5	deg

İniş takımının shimmy analizi için kullanılacak olan lastiğe ait değerleri hesaplamak için Eş.4.19, Eş.4.20, Eş.4.21 ve Eş.4.22’de verilen formüller kullanılmaktadır [16].

$$a = 0,4R_0 \left(\frac{\delta}{R_0} + 2,25 \sqrt{\frac{\delta}{R_0}} \right) \quad (4.19)$$

$$c_{F\alpha} = 69w_t^2(p + 0,44p_r) \left(1,2 \frac{\delta}{2R_0} - 8,8 \left(\frac{\delta}{2R_0} \right)^2 \right) \quad \frac{\delta}{2R_0} \leq 0,0875 \quad (4.20)$$

$$c_{F\alpha} = 69w_t^2(p + 0,44p_r) \left(0,0674 - 0,34 \frac{\delta}{2R_0} \right) \quad \frac{\delta}{2R_0} \geq 0,0875 \quad (4.21)$$

$$\sigma = 3a \quad (4.22)$$

Tip I, tip III, tip VII lastikleri için viraj alma gücü katsayıları sırasıyla 63,69,57 olarak bilinmektedir [115]. Lastik modeli hesaplamaları için kullanılacak değerler Tablo 4.2. ve tablo 4.3.’te verilmiştir.

Tablo 4.2. Lastik Modeli Parametreleri [115, 116].

Parametre	Tanım	Değer	Birim
R ₀	Basınçlandırılmış lastik yarıçapı	0,17685	m
C _{tire}	Viraj alma gücü katsayısı	69	-
p	Yüklenmiş lastik basıncı	631.008,19	Pa
p _r	Nominal lastik basıncı	606.738,64	Pa
w _t	Lastik genişliği	0,12192	m

Tablo 4.3. Lastik Sapma Limitleri

Dikey yük F _z (N)	Lastik sapması δ (mm)
15.000	0,0204
13.000	0,0181
11.000	0,0146
9.000	0,0133
7.500	0,0117

5. ANALİZ VE BULGULAR

5.1. Karakteristik Eşitlik ve Öz Değer Haritası

Sistemin kararlılık analizini yapmak için karakteristik eşitliğinin oluşturulması gerekmektedir. Bu eşitliği oluşturmak için Eş.4.15'te verilen matris ve karakteristik eşitliği elde etmek için aşağıdaki eşitlikler kullanılmıştır. Karakteristik eşitlik aşağıda belirtilen eşitlik ile bulunmaktadır.

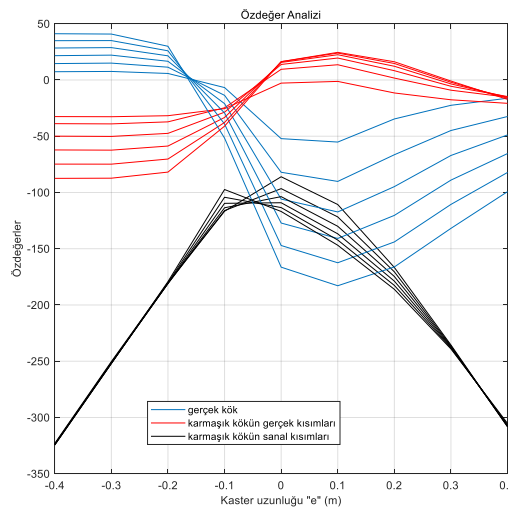
$$|A - \lambda I| = 0 \quad (5.1)$$

$$\begin{vmatrix} -\lambda & 1 & 0 \\ c_1 & c_2 - \lambda & c_3 \\ v & c_4 & c_5 - \lambda \end{vmatrix} \quad (5.2)$$

$$\begin{aligned} &= -\lambda \begin{vmatrix} c_2 - \lambda & c_3 \\ c_4 & c_5 - \lambda \end{vmatrix} - \begin{vmatrix} c_1 & c_3 \\ v & c_5 - \lambda \end{vmatrix} \\ &= -\lambda(c_2c_5 - c_5\lambda - c_2\lambda + \lambda^2 - c_3c_4) - (c_1c_5 - c_1\lambda - vc_3) \\ &= -c_2c_5\lambda + c_5\lambda^2 + c_2\lambda^2 - \lambda^3 + c_3c_4\lambda - c_1c_5 + c_1\lambda + vc_3 \end{aligned} \quad (5.3)$$

$$\lambda^3 - (c_2 + c_5)\lambda^2 + (c_2c_5 - c_1 - c_3c_4)\lambda + (c_1c_5 - vc_3) = 0 \quad (5.4)$$

Kaster uzunluğu e -0,4 m ile 0,4 m arasında, V hızı ise 5 ile 30 m/s arasında değişmektedir. Şekil 5.1'de görüleceği üzere sistemin, -0.4 ile -0.18 kaster uzunlukları arasında gerçek kökün pozitif olması ve -0,03 ile 0,3 m arasındaki kaster uzunlukları arasında kompleks köklerin pozitif gerçek kısımlarından dolayı kararsızlık gösterdiği görülmektedir.



Şekil 5.1. Farklı Hız ve Kaster Uzunluklarındaki Öz Değerler

5.2. Routh–Hurwitz Kriteri ve Kararlılık Sınırları

Doğrusal modele ait kararlılık haritalarının belirlenmesi için Routh-Hurwitz kriteri kullanılmıştır. $a_3s^3 + a_2s^2 + a_1s + a_0 = 0$ şeklinde verilen üçüncü dereceden bir polinomda bu kriter, karakteristik denkleme ait katsayıların ve determinantın pozitif olmasını belirtmektedir.

$$\begin{aligned} a_n &> 0 \\ a_2a_1 &> a_3a_0 \\ a_3 &= 1 \\ a_2 &= -(c_2 + c_5) \\ a_1 &= c_2c_5 - c_1 - c_3c_4 \\ a_0 &= c_1c_5 - vc_3 \end{aligned} \tag{5.5}$$

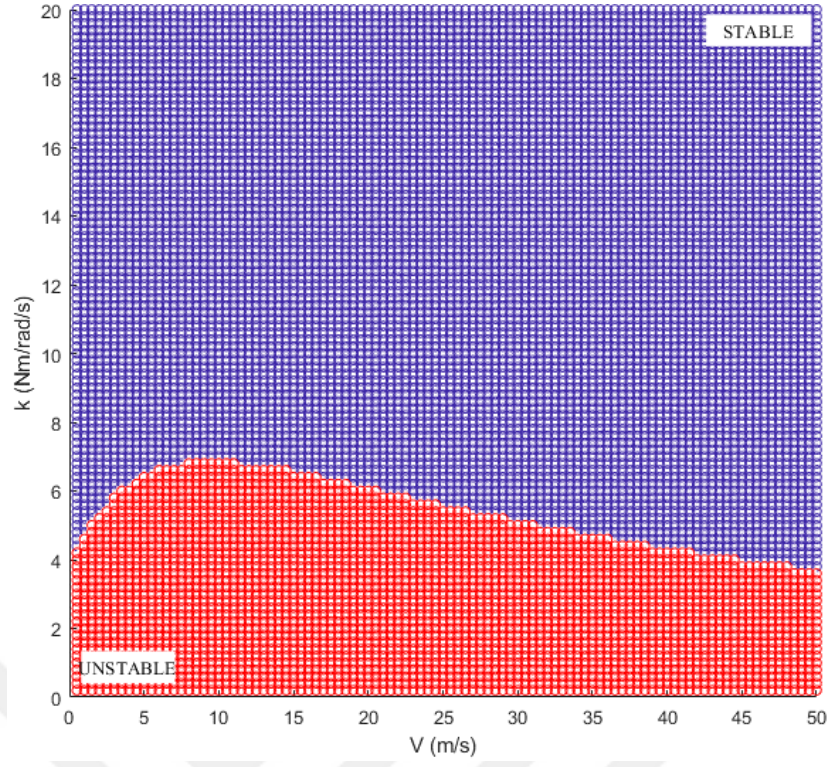
Kararlılık için kullanılan denklemler aşağıda belirtilmiştir. Bu denklemler, matris için verilen katsayı denklemleri ile birlikte kullanılmış ve kararlılık haritaları belirlenmiştir.

$$\begin{aligned} -(c_2 + c_5) &> 0 \\ c_2c_5 - c_1 - c_3c_4 &> 0 \\ c_1c_5 - Vc_3 &> 0 \\ -(c_2 + c_5)(c_2c_5 - c_1 - c_3c_4) &> c_1c_5 - Vc_3 \end{aligned} \tag{5.6}$$

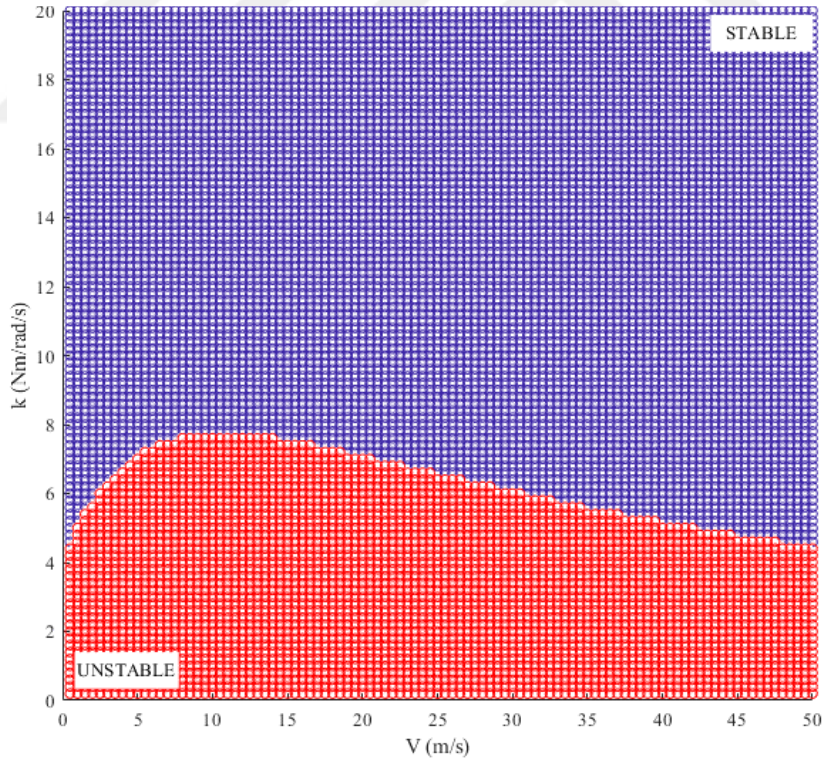
5.2.1. Farklı F_z Değerleri İçin K-V Kararlılık Haritaları

K-V düzleminde kararlılık sınırlarının belirlenmesi için farklı yükler baz alınmıştır. İniş takımına dikey yönde gelen yük olan F_z 'nin 7.500, 9.000, 11.000, 13.000, 15.000 N değerlerindeki etkisi 10 ile 30 m/s hız aralığında incelenmiştir. Bu inceleme esnasında sönümleme katsayısı olan k değeri 4 Nm/rad/s olarak alınmıştır.

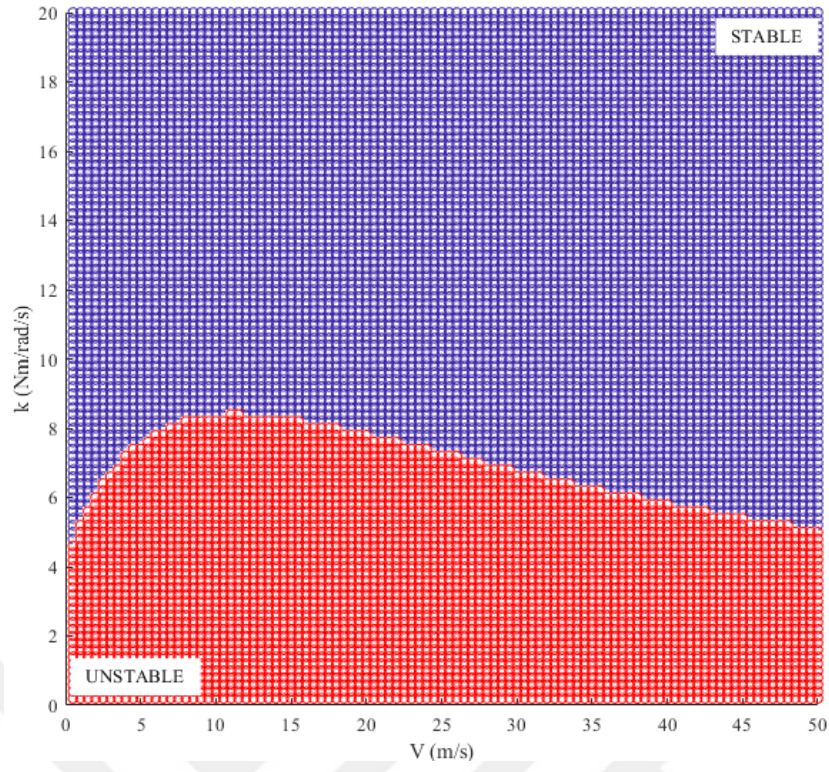
Şekil 5.2., 5.3., 5.4., 5.5. ve 5.6.'da sırasıyla F_z yüklerini etkisi verilmiştir. Stabil bölgelerin yüzde değerleri ise Tablo 5.1.'de gösterilmiştir.



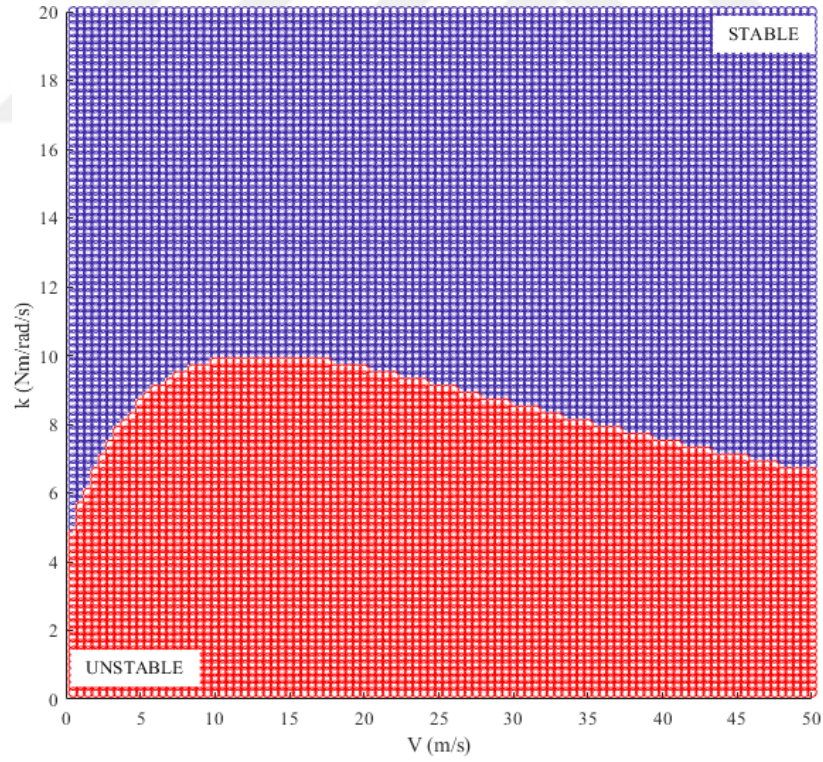
Şekil 5.2. $F_z=7.500 \text{ N}$ Yükünde K-V Düzleminde Kararlılık



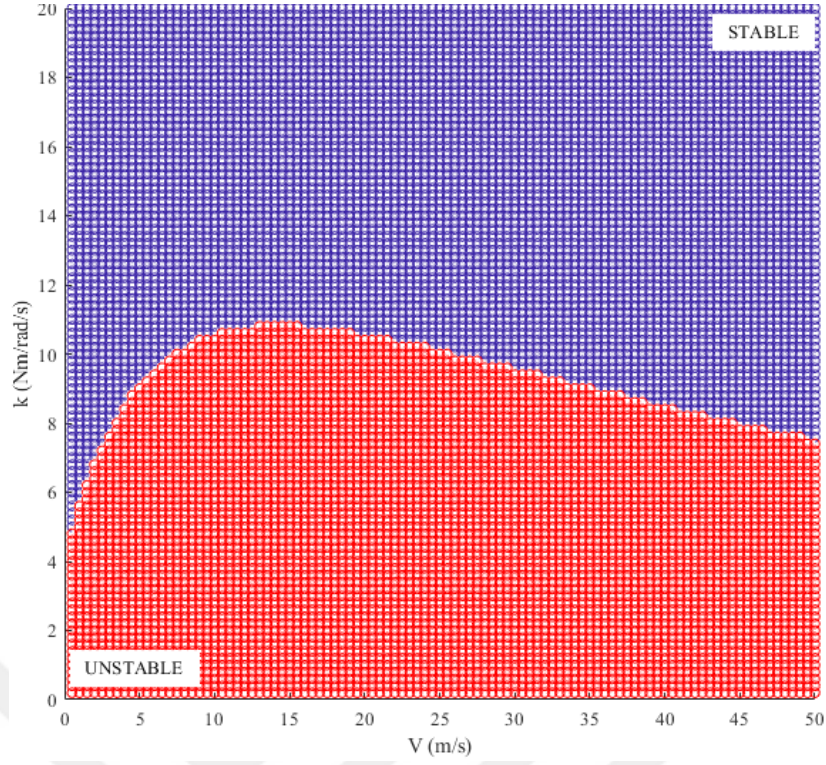
Şekil 5.3. $F_z=9.000 \text{ N}$ Yükünde K-V Düzleminde Kararlılık



Şekil 5.4. $F_z=11.000$ N Yükünde K-V Düzleminde Kararlılık



Şekil 5.5. $F_z=13.000$ N Yükünde K-V Düzleminde Kararlılık



Şekil 5.6. $F_z=15.000$ N Yükünde K-V Düzleminde Kararlılık

Tablo 5.1. K-V Düzlemi Stabilite Oranları

Dikey Yük F_z (N)	Yüzde Oranı
7.500	%68,9 Stabil
9.000	%64,4 Stabil
11.000	%61,6 Stabil
13.000	%59,3 Stabil
15.000	%57,8 Stabil

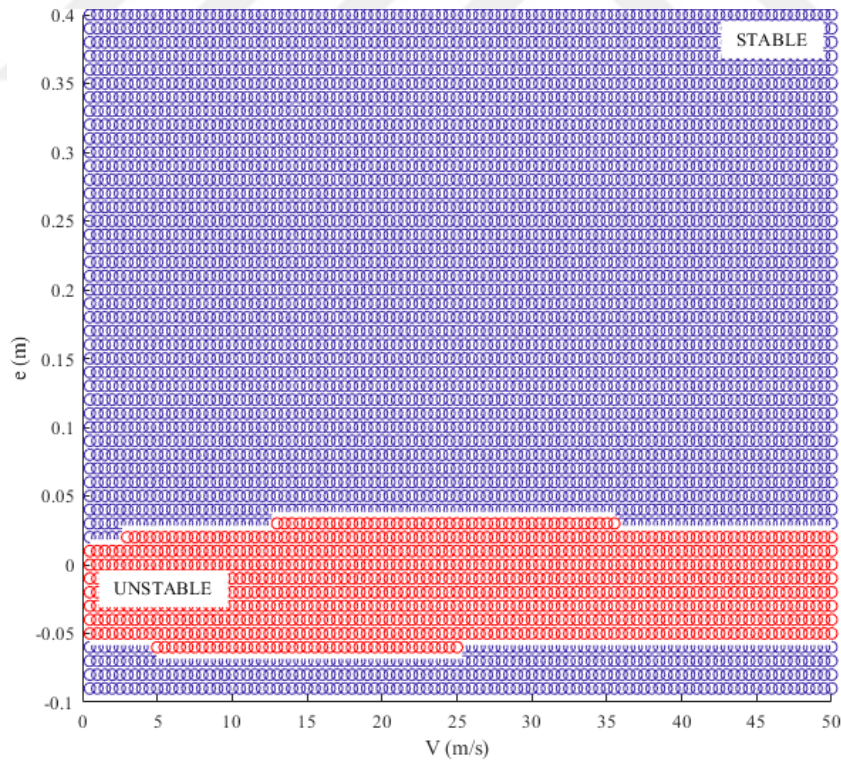
Hava araçlarının taksi yapması esnasındaki iniş takımı stabilitesi yükün değerine göre değişkenlik göstermektedir. Yükün artması hava aracının iniş takımı kararlılığını bozabilmektedir. Şekil 5.2., 5.3., 5.4., 5.5. ve 5.6., incelendiğinde yükün artmasıyla birlikte sönümleme kapasitesi düşmekte kararlılık haritasında stabil olmayan bölgenin arttığı görülebilmektedir. Bir başka deyişle yükün artmasıyla birlikte iniş takımının kararlılığı zayıflamaktadır.

5.2.2. Farklı F_z Değerleri İçin E-V Kararlılık Haritaları

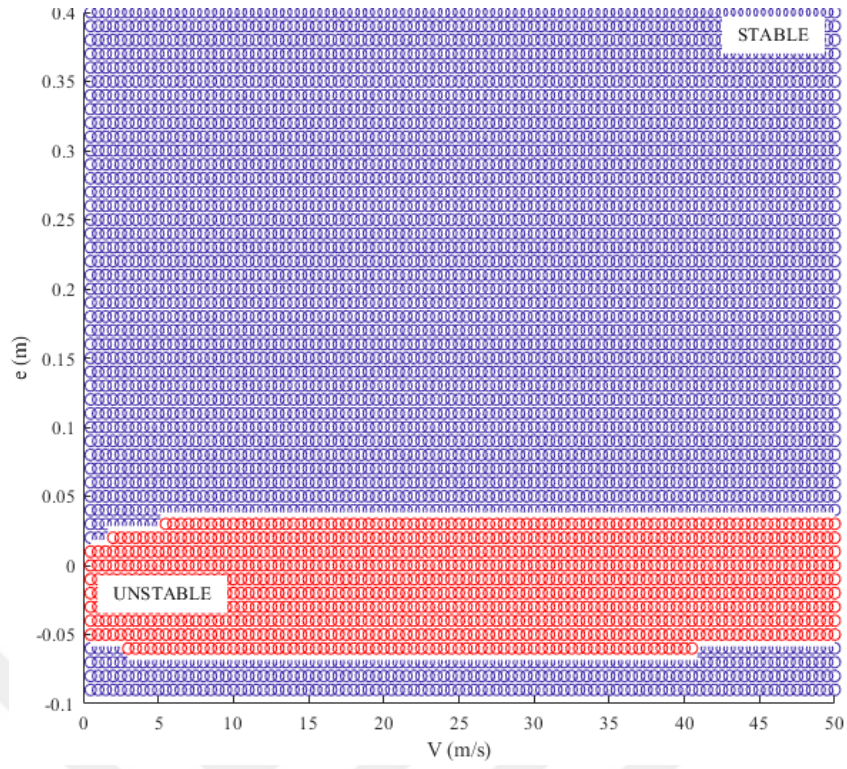
E-V düzleminde kararlılık sınırlarının belirlenmesi için farklı yükler baz alınmıştır. İniş takımına dikey yönde gelen yük olan F_z 'nin 7.500, 9.000, 11.000, 13.000, 15.000 N değerlerindeki etkisi 10 ile 30 m/s hız aralığında incelenmiştir. Bu inceleme esnasında kaster uzunluğu olan e değeri “-0,1 ile 0,4 m” aralığında alınmıştır. Şekil 5.7., 5.8., 5.9., 5.10. ve 5.11.'de sırasıyla F_z yüklerini etkisi incelendiğinde, kaster uzunluğunun negatif olduğu bölgelerde kararlılık sağlanamamıştır. Pozitif olduğu bölgelerde ise kararlılık oranı yüksektir. Dikey yükün artmasıyla birlikte E-V düzlemindeki karasız alan genişlemektedir. Stabil bölgelerin yüzde değerleri ise Tablo 5.2.'de gösterilmiştir.

Tablo 5.2. E-V Düzlemi Stabilité Oranları

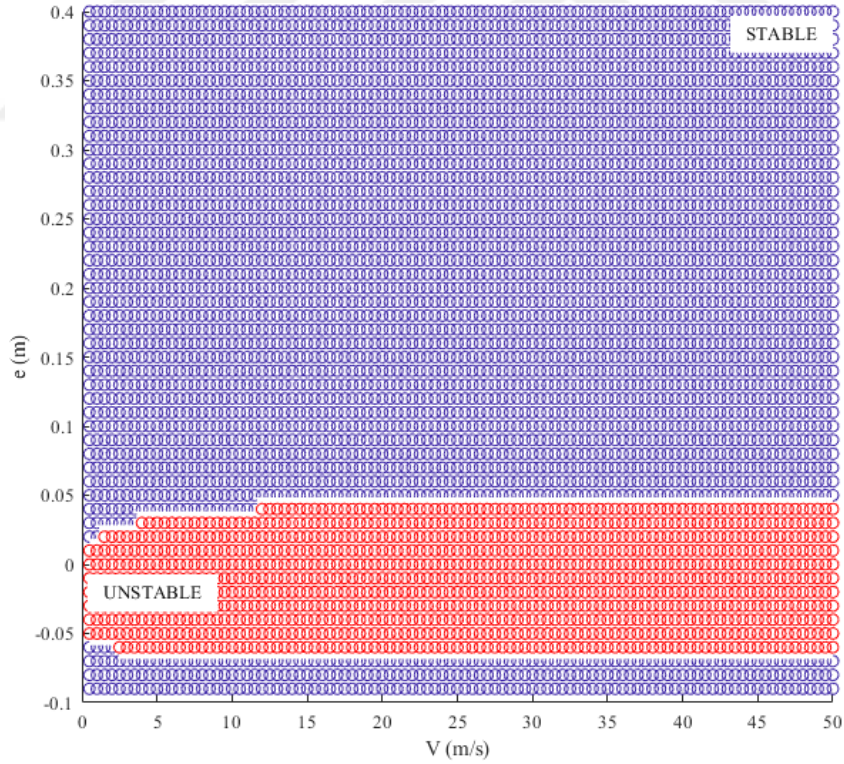
Dikey Yük F_z (N)	Yüzde Oranı
7.500	%82,4 Stabil
9.000	%80,7 Stabil
11.000	%78,7 Stabil
13.000	%76,8 Stabil
15.000	%75,2 Stabil



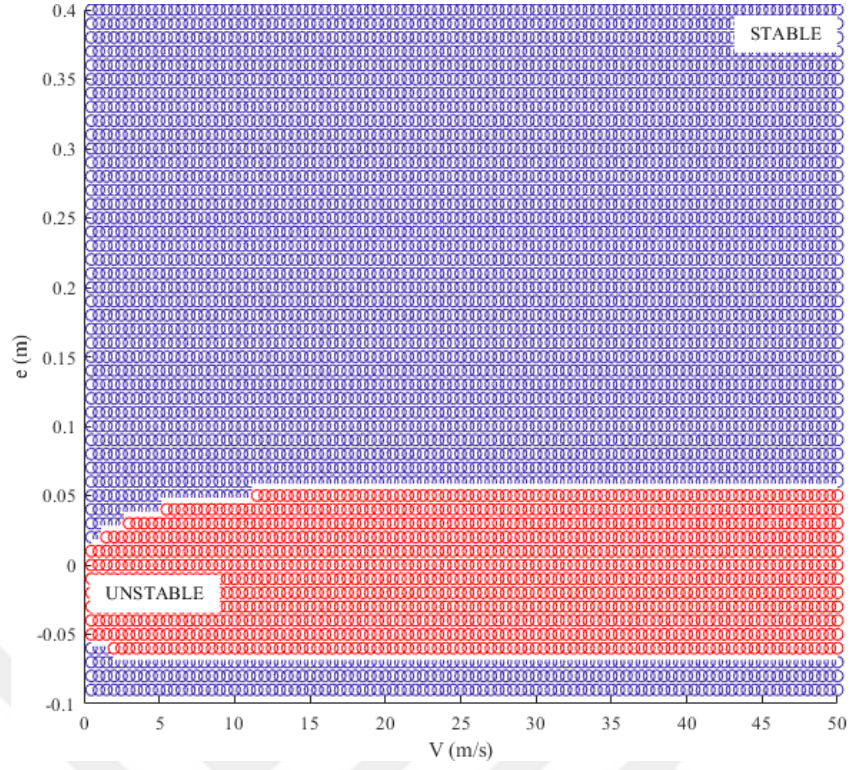
Şekil 5.7. $F_z=7.500$ N Yükünde E-V Düzleminde Kararlılık



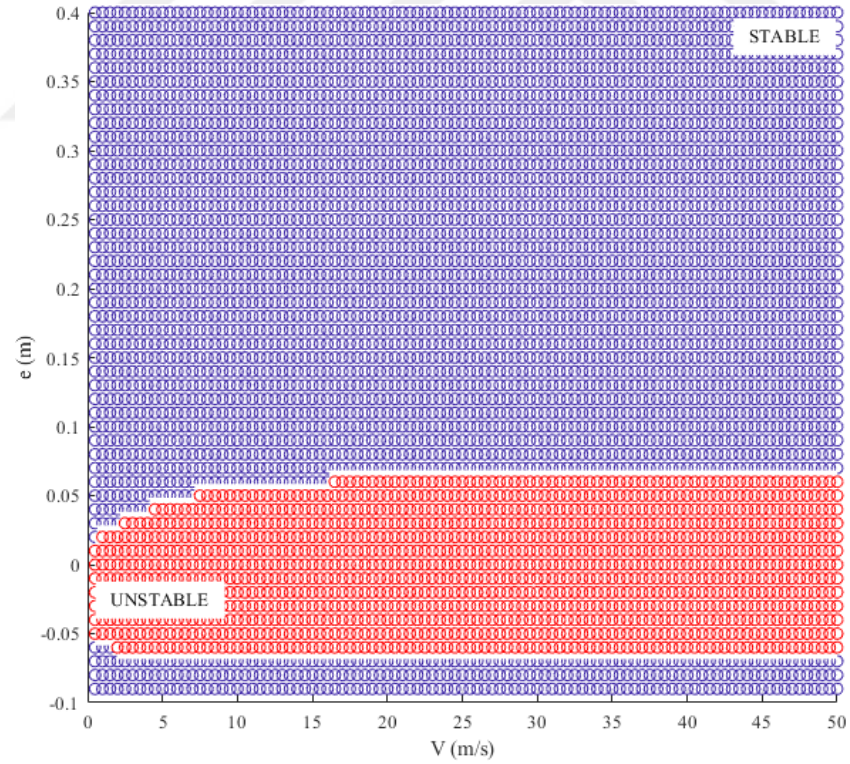
Şekil 5.8. $F_z=9.000$ N Yükünde E-V Düzleminde Kararlılık



Şekil 5.9. $F_z=11.000$ N Yükünde E-V Düzleminde Kararlılık



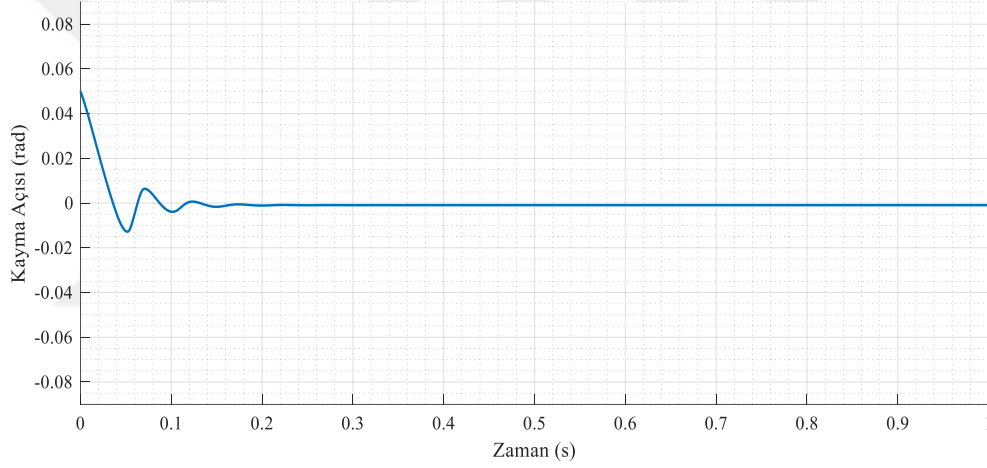
Şekil 5.10. $F_z=13.000$ N Yükünde E-V Düzleminde Kararlılık



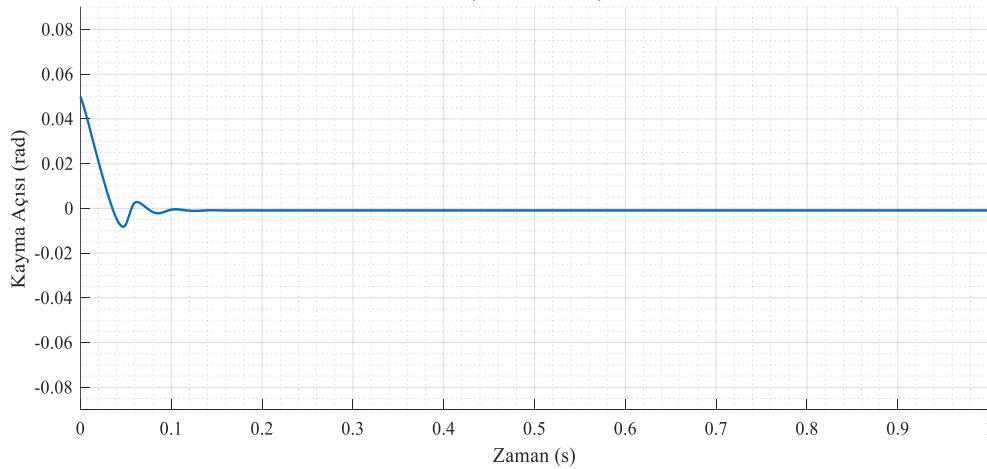
Şekil 5.11. $F_z=15.000$ N Yükünde E-V Düzleminde Kararlılık

5.3. 300.000 cSt Silikon Yağ ile İniş Takımı Shimmy Analizi

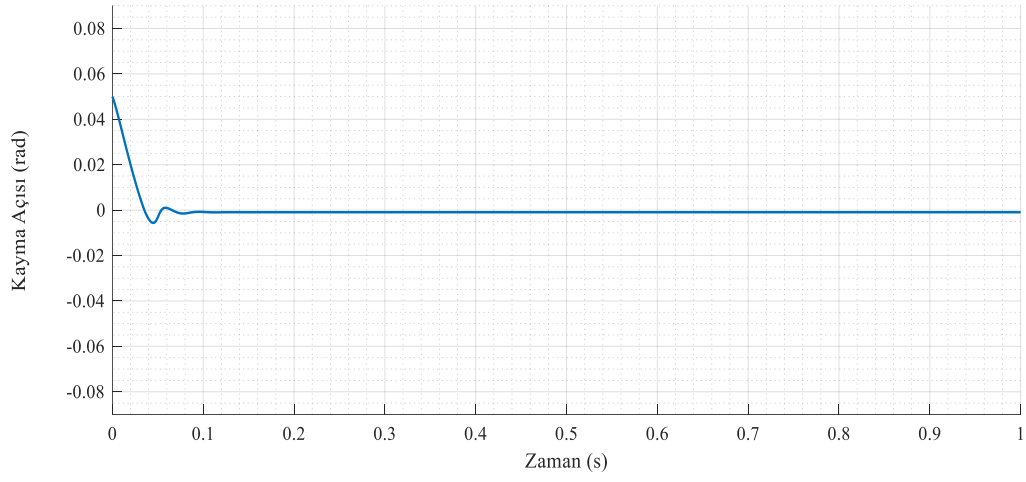
İniş takımı modeli için başlangıç koşulu olarak $(\psi, \dot{d}, y) = [0,05, 0, 0,001]$ değerleri seçilmiş ve farklı yükler altında shimmy davranışı incelenmiştir. Çalışmada silikon yağın sıcaklığı izotermik koşullar için değerlendirilmiştir. Analiz esnasında hava aracı hızı $V=10-30$ m/s, dikey yük $F_z=7.500-15.000$ N değerleri baz alınmıştır. Lastik sapması yük bazlı olarak değişkenlik göstermektedir. Bu analizde lastik sapması için tablo 4.3.'teki değerler baz alınmıştır. İniş takımında kullanılan silikon yağın kinematik viskozitesi 300.000 cSt değerindedir. Sönümleme için, mevcut durumda sürtünme tork değeri yaklaşık 30 Nm olan bir shimmy sönümleyici seçilmiştir. Sürtünme torku; rulmanlar, burçlar ve piston sürtünmelerinde kaynaklanmaktadır. Shimmy hesaplaması yapılırken bu sürtünme kuvveti dahil edilmiştir.



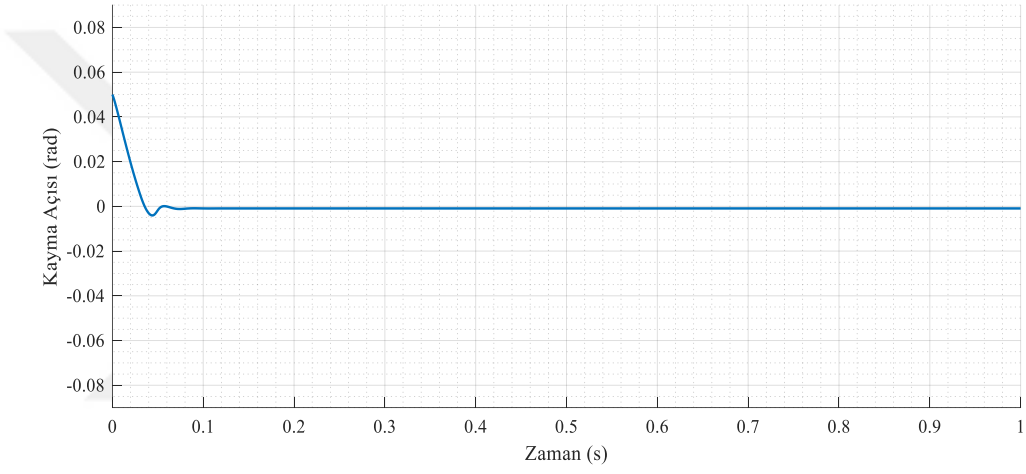
Şekil 5.12. $F_z=7.500$ N, $\delta=0,0117$ mm, $V=10$ m/s Shimmy Analizi



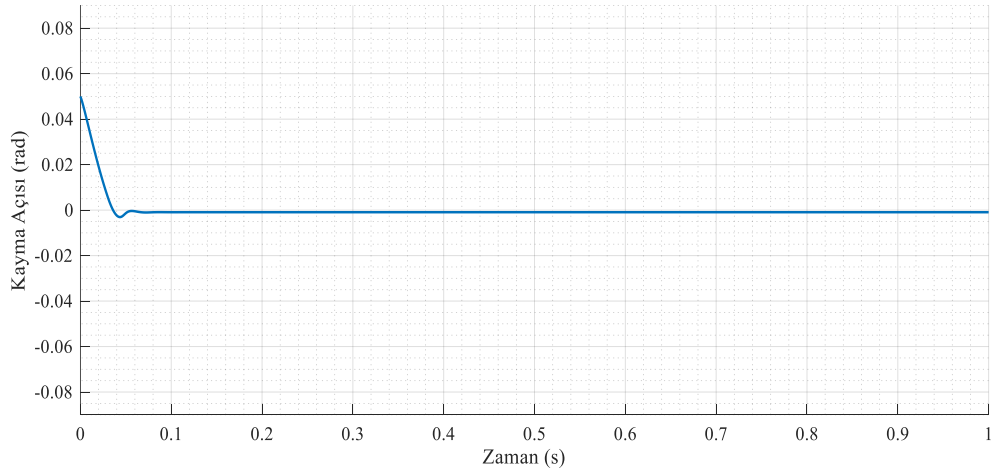
Şekil 5.13. $F_z=7.500$ N, $\delta=0,0117$ mm, $V=15$ m/s Shimmy Analizi



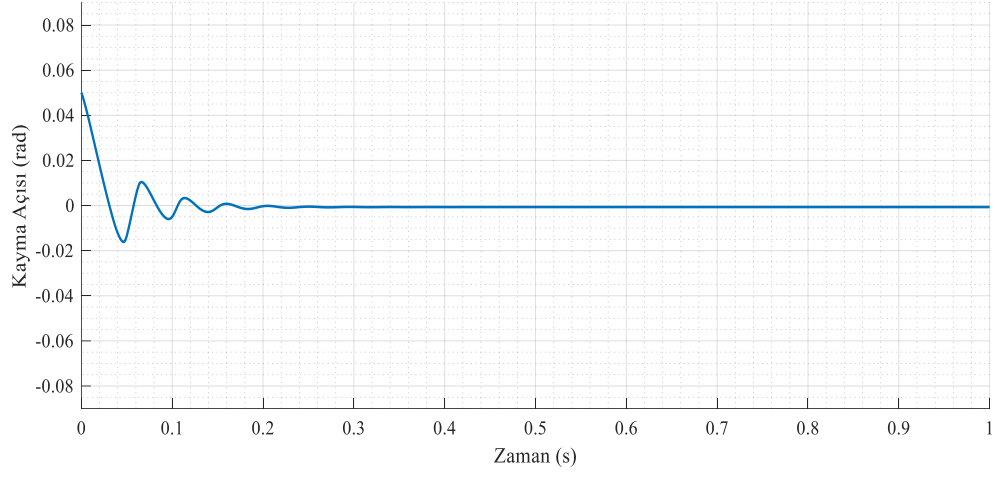
Şekil 5.14. $F_z=7.500$ N, $\delta=0,0117$ mm, $V=20$ m/s Shimmy Analizi



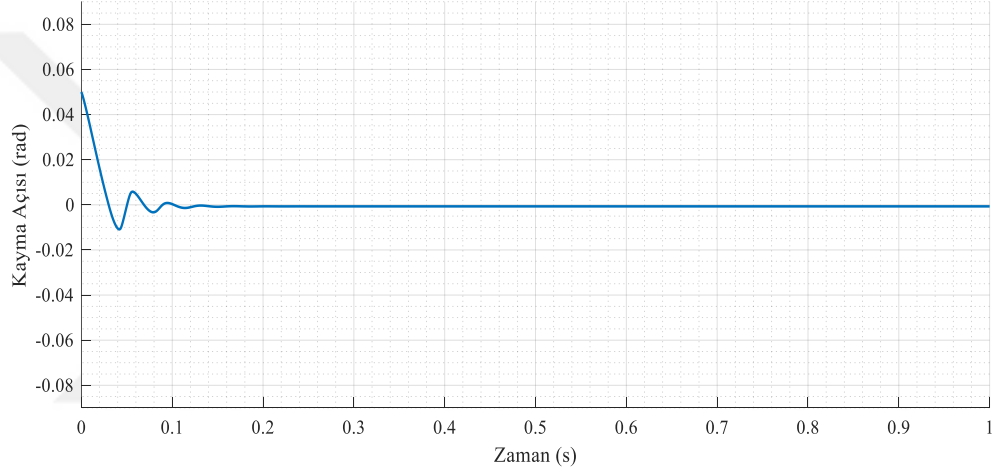
Şekil 5.15. $F_z=7.500$ N, $\delta=0,0117$ mm, $V=25$ m/s Shimmy Analizi



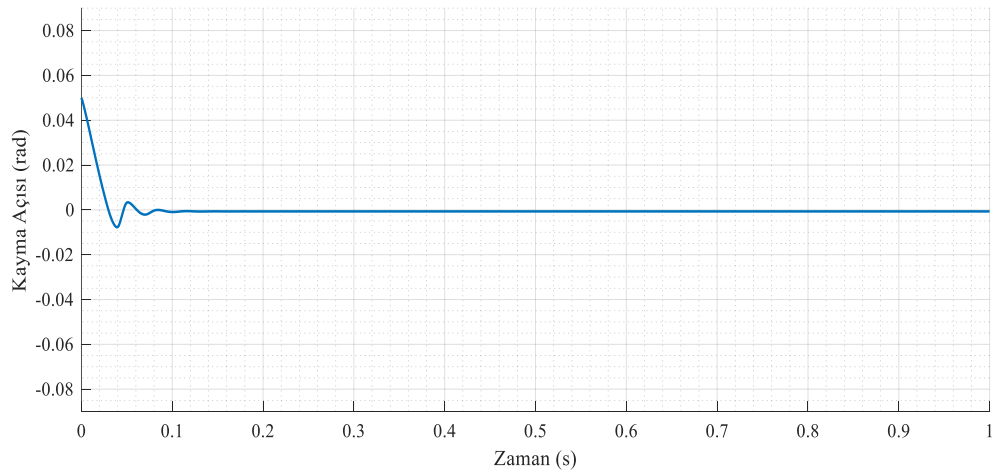
Şekil 5.16. $F_z=7.500$ N, $\delta=0,0117$ mm, $V=30$ m/s Shimmy Analizi



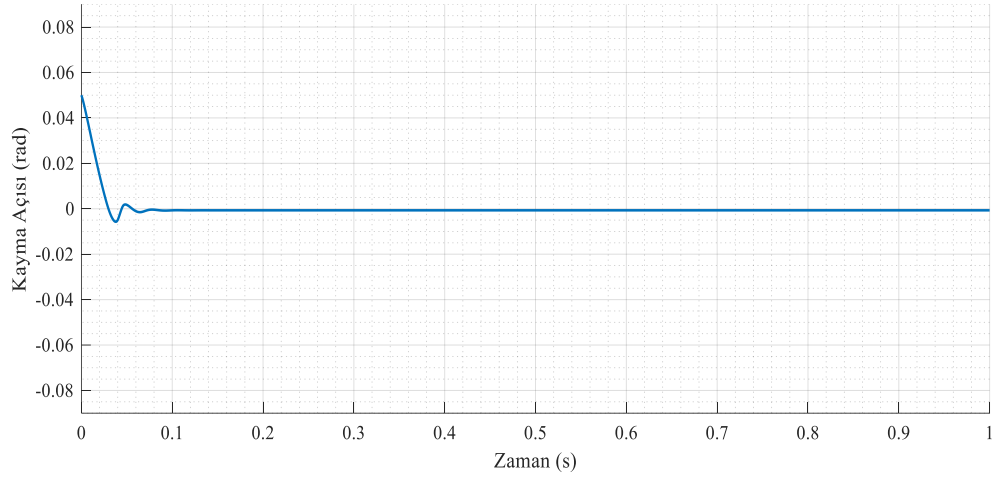
Şekil 5.17. $F_z=9.000$ N, $\delta=0,0133$ mm, $V=10$ m/s Shimmy Analizi



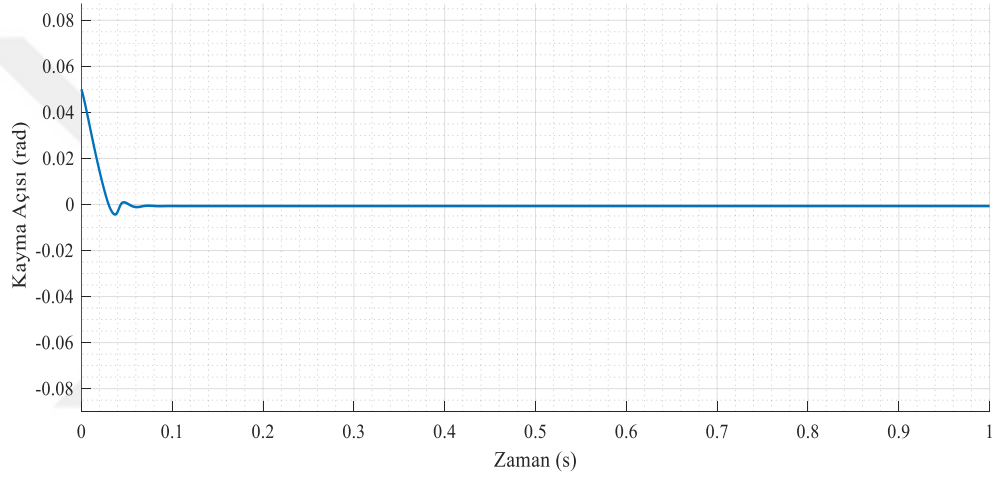
Şekil 5.18. $F_z=9.000$ N, $\delta=0,0133$ mm, $V=15$ m/s Shimmy Analizi



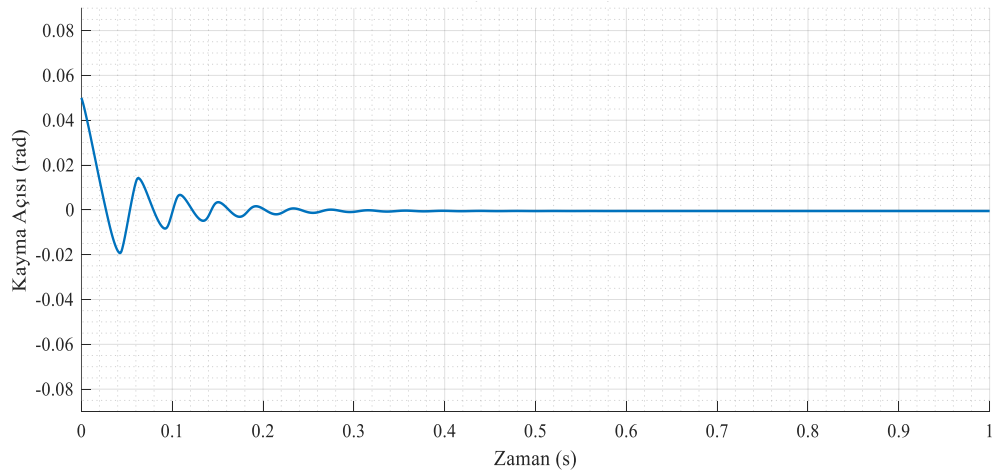
Şekil 5.19. $F_z=9.000$ N, $\delta=0,0133$ mm, $V=20$ m/s Shimmy Analizi



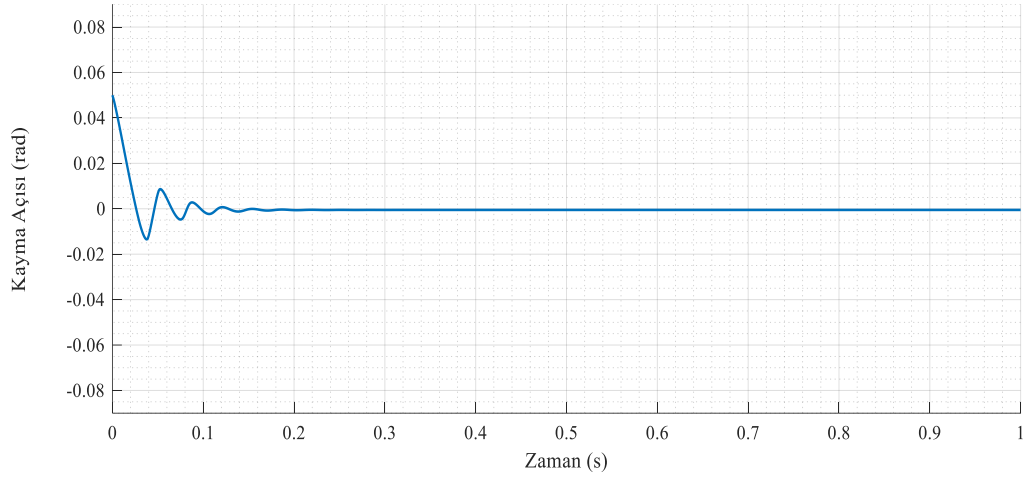
Şekil 5.20. $F_z=9.000$ N, $\delta=0,0133$ mm, $V=25$ m/s Shimmy Analizi



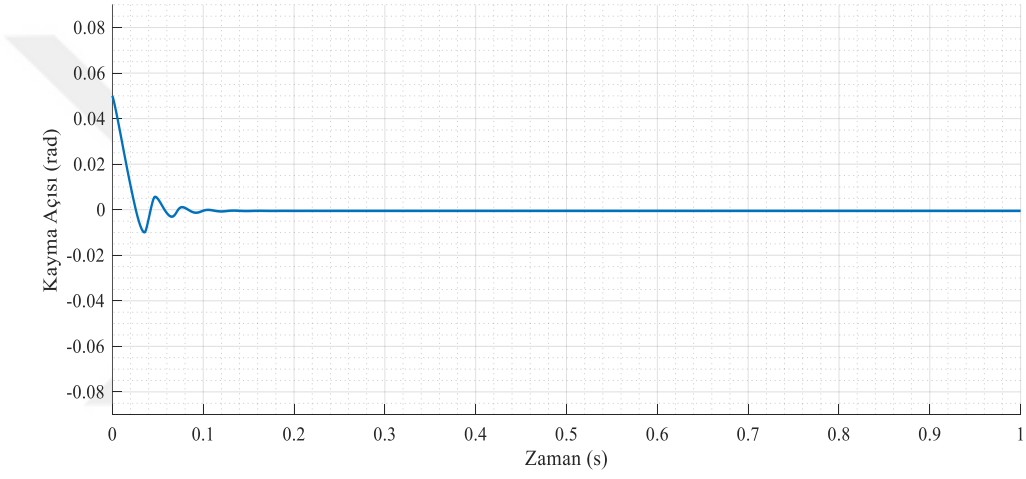
Şekil 5.21. $F_z=9.000$ N, $\delta=0,0133$ mm, $V=30$ m/s Shimmy Analizi



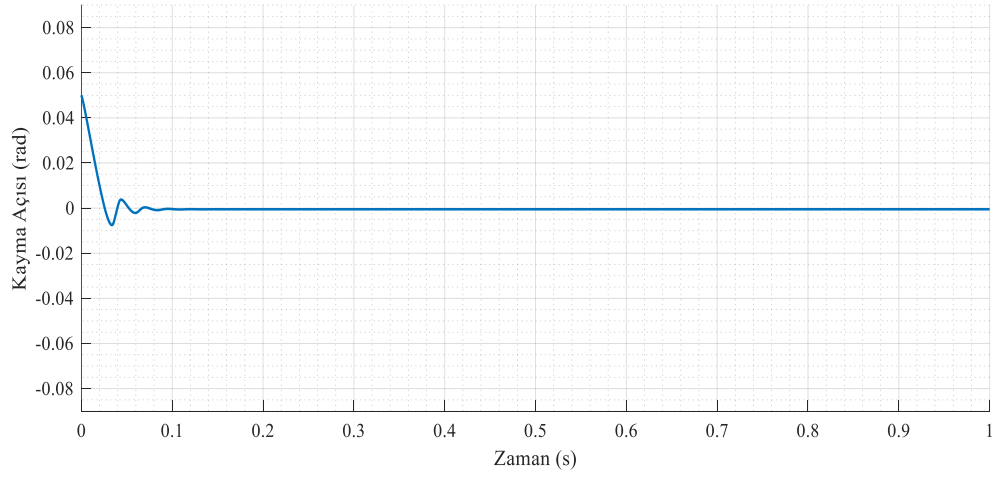
Şekil 5.22. $F_z=11.000$ N, $\delta=0,0146$ mm, $V=10$ m/s Shimmy Analizi



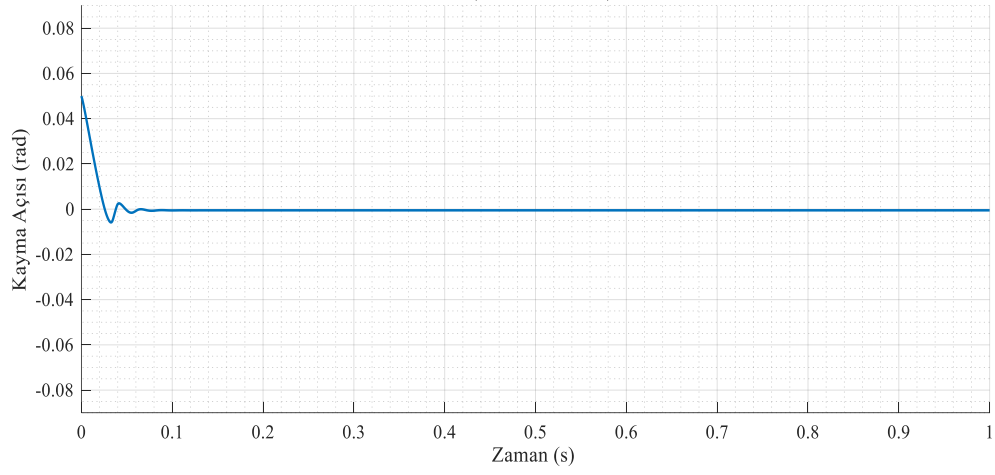
Şekil 5.23. $F_z=11.000$ N, $\delta=0,0146$ mm, $V=15$ m/s Shimmy Analizi



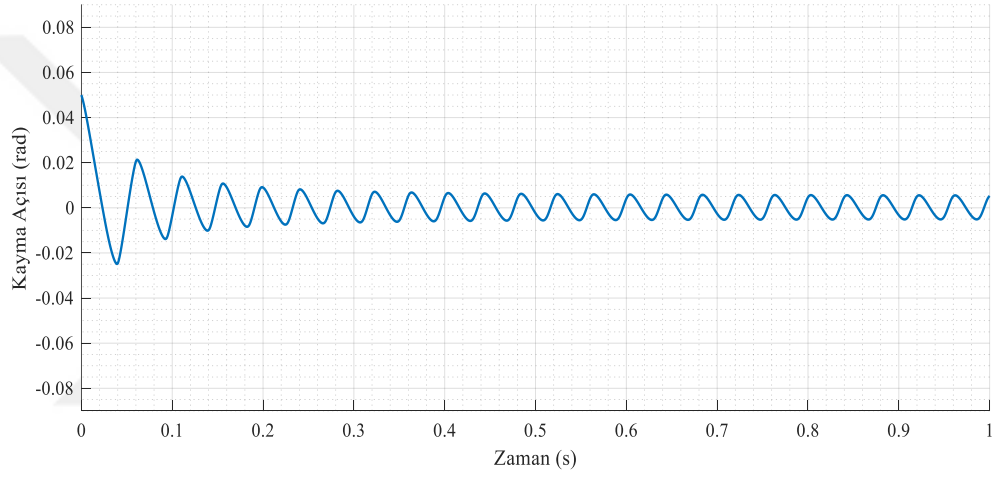
Şekil 5.24. $F_z=11.000$ N, $\delta=0,0146$ mm, $V=20$ m/s Shimmy Analizi



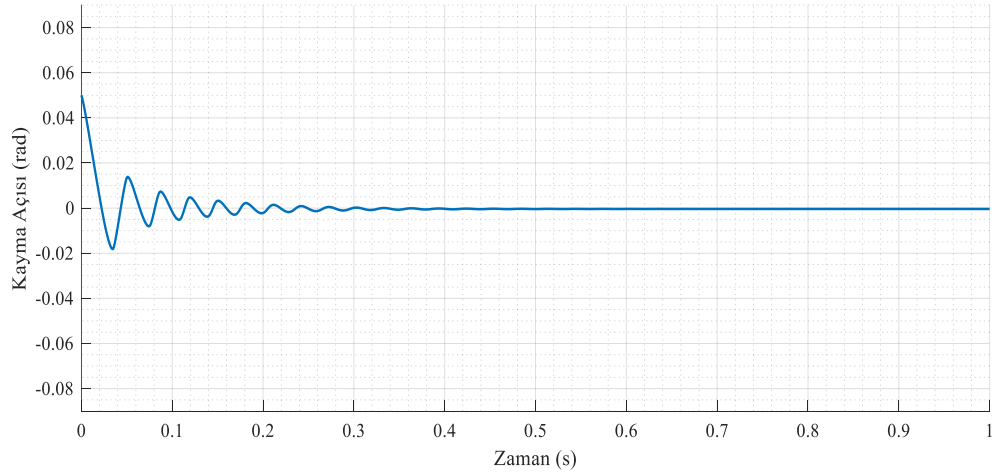
Şekil 5.25. $F_z=11.000$ N, $\delta=0,0146$ mm, $V=25$ m/s Shimmy Analizi



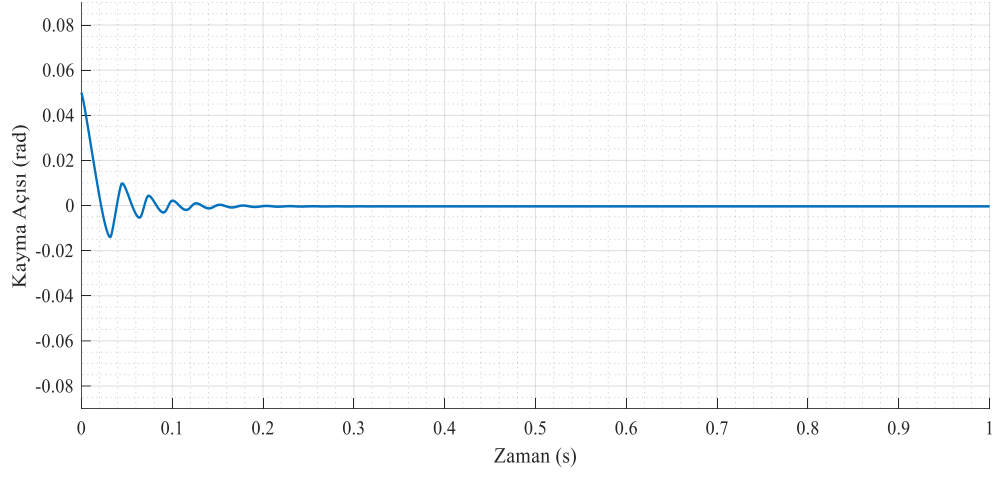
Şekil 5.26. $F_z=11.000$ N, $\delta=0,0146$ mm, $V=30$ m/s Shimmy Analizi



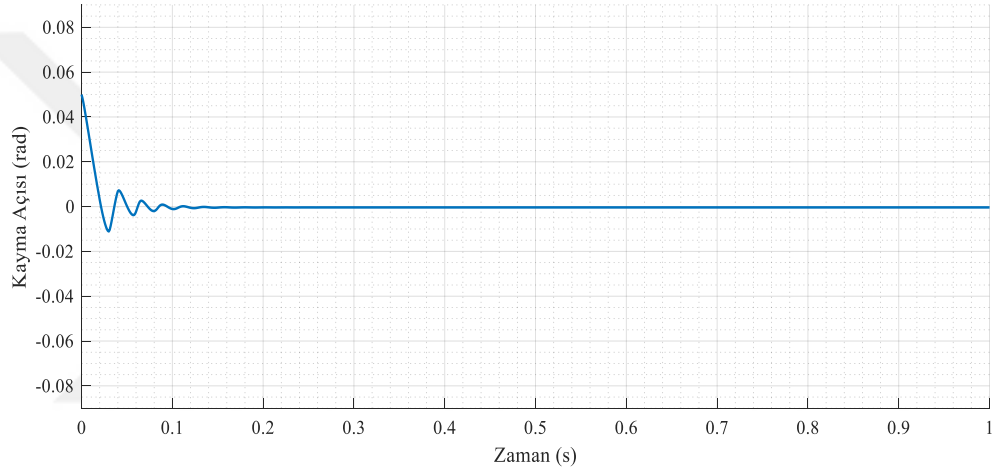
Şekil 5.27. $F_z=13.000$ N, $\delta=0,0181$ mm, $V=10$ m/s Shimmy Analizi



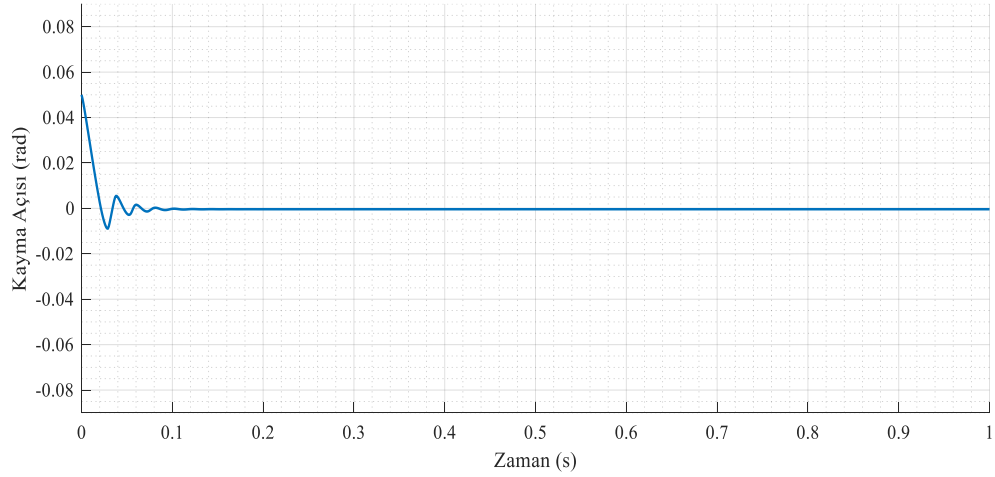
Şekil 5.28. $F_z=13.000$ N, $\delta=0,0181$ mm, $V=15$ m/s Shimmy Analizi



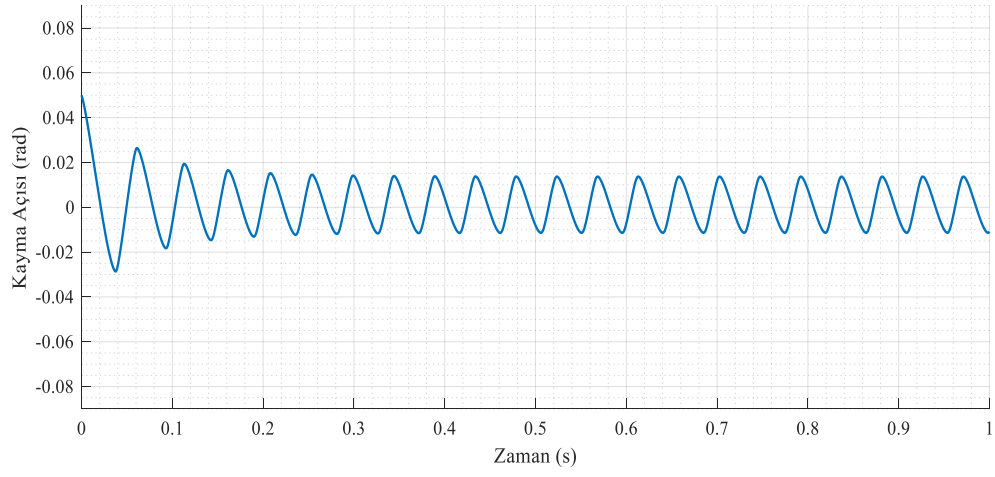
Şekil 5.29. $F_z=13.000$ N, $\delta=0,0181$ mm, $V=20$ m/s Shimmy Analizi



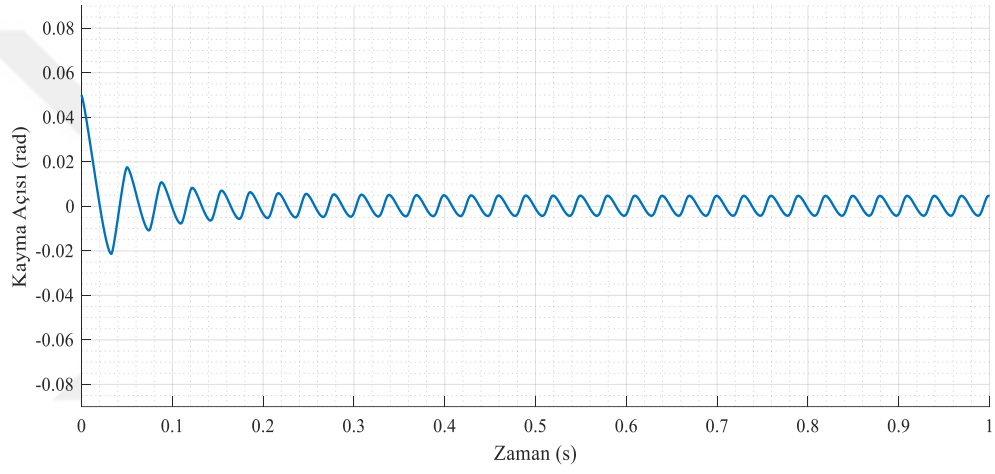
Şekil 5.30. $F_z=13.000$ N, $\delta=0,0181$ mm, $V=25$ m/s Shimmy Analizi



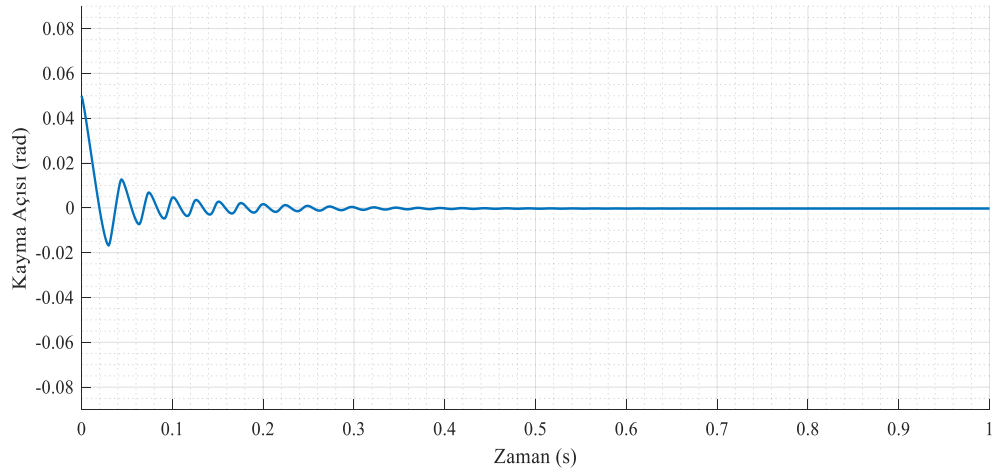
Şekil 5.31. $F_z=13.000$ N, $\delta=0,0181$ mm, $V=30$ m/s Shimmy Analizi



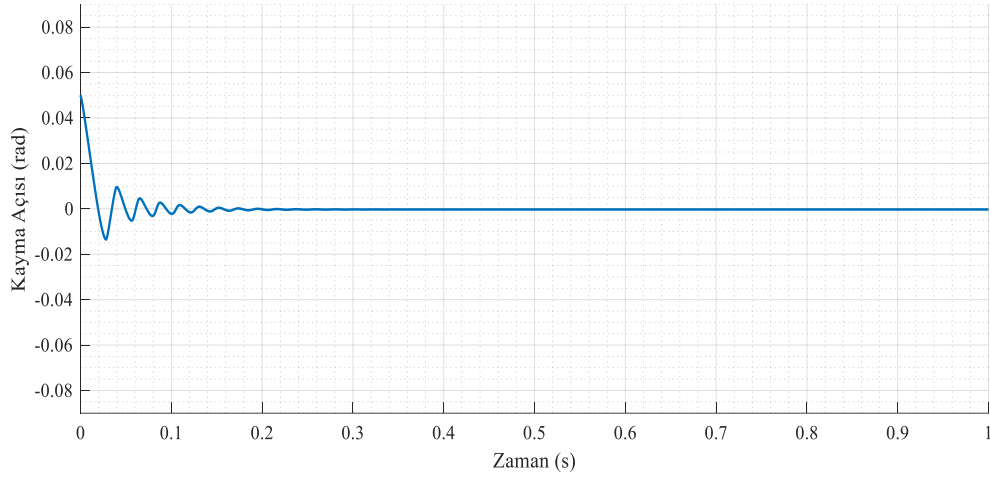
Şekil 5.32. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=10$ m/s Shimmy Analizi



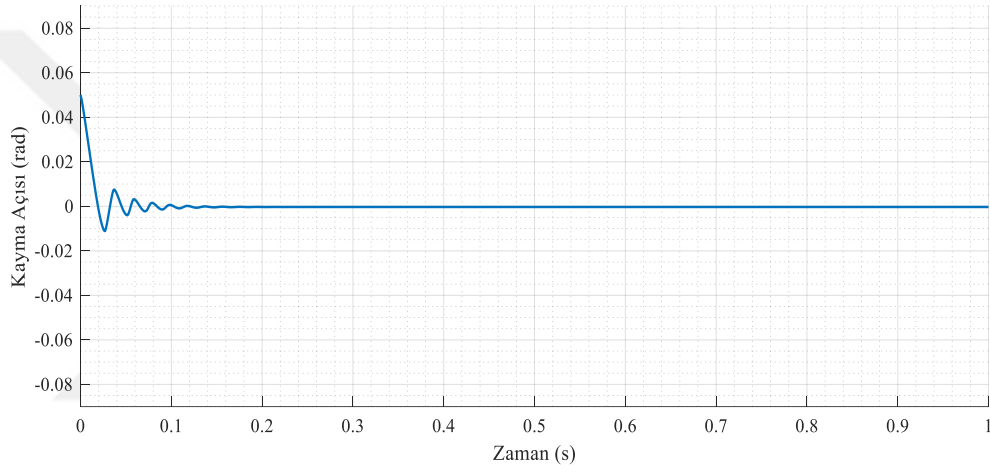
Şekil 5.33. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=15$ m/s Shimmy Analizi



Şekil 5.34. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=20$ m/s Shimmy Analizi



Şekil 5.35. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=25$ m/s Shimmy Analizi



Şekil 5.36. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=30$ m/s Shimmy Analizi

Yapılan analizler sonucu dikey yük olan F_z 'nin 13.000 N olduğu durumdaki $V=10$ m/s hızında ve 15.000 olduğundaki $V=10$ m/s, $V=15$ m/s hızlarında shimmy oluştuğu tespit edilmiştir. Analiz sonuçlarında 25 adet çalışmadan sadece üç tanesinde shimmy oluşması adet olarak az görünse de hava araçları için kabul edilebilir bir durum değildir.

Hava araçlarında oluşan shimmy'nin en kısa sürede pasif hale gelmesi gerekmektedir. Ancak bu üç durum için shimmy durmamakta ve sonsuz zamana devam etmektedir. Bu nedenle iniş takımında kullanılan silikon yağın daha yüksek viskoziteli versiyonları incelenecek ve analizler tekrar değerlendirilecektir. Tablo 5.3.'te yük ve lastik sapmalarına göre shimmy oluşma durumları verilmiştir.

Tablo 5.3. Yük ve Lastik Sapmalarına Göre Shimmy Sönümleme

Dikey Yük F_z (N)	Lastik Sapması δ (mm)	Hız V (m/s)				
		10	15	20	25	30
7.500	0,0117	✓	✓	✓	✓	✓
9.000	0,0133	✓	✓	✓	✓	✓
11.000	0,0146	✓	✓	✓	✓	✓
13.000	0,0181	X	✓	✓	✓	✓
15.000	0,0204	X	X	✓	✓	✓

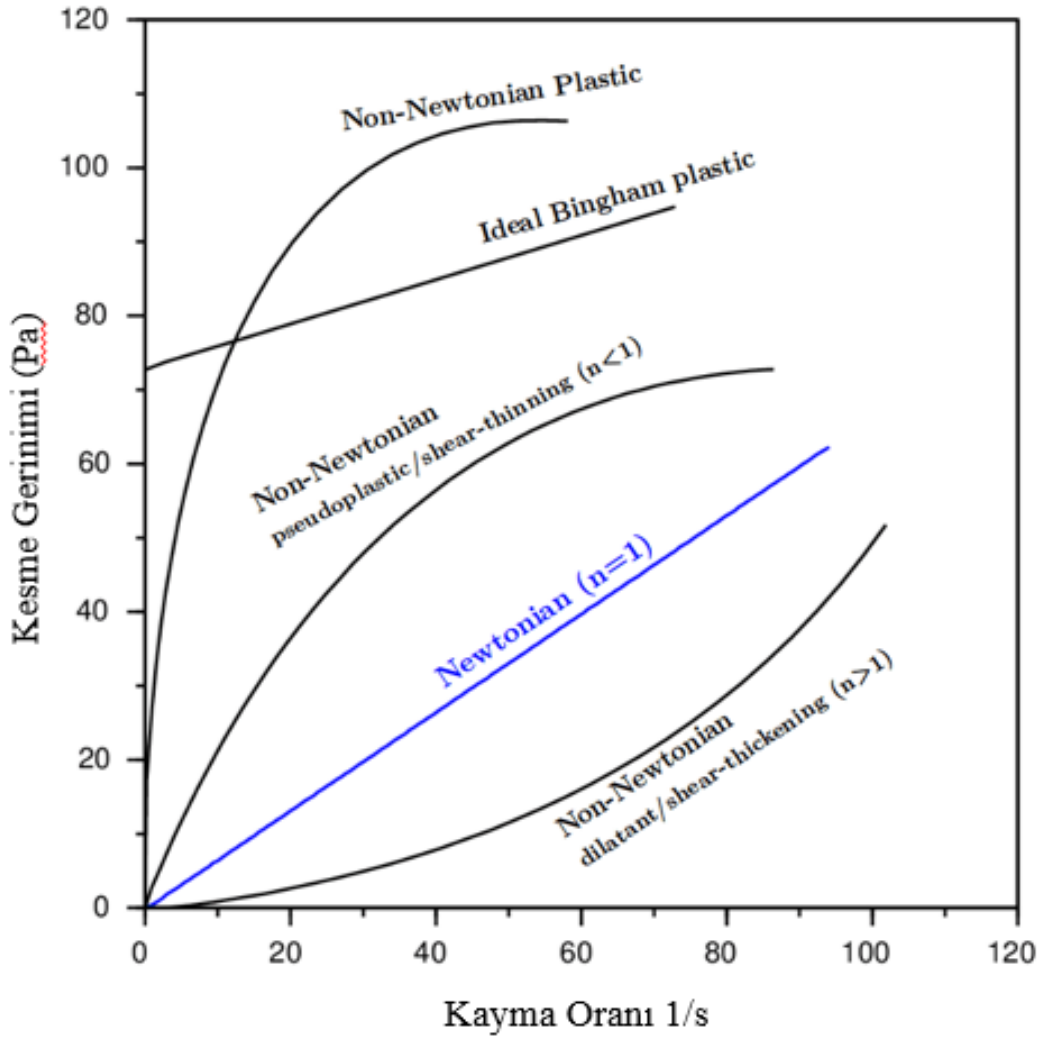
5.4. 500.000, 600.000 ve 1.000.000 cSt Silikon Yağ ile İniş Takımı Shimmy Analizi

Helikopter iniş takımında kullanılan damper içerisinde süper yüksek viskoziteye sahip silikon yağ bulunmaktadır. Kokusuz ve renksiz, viskoziteleri 0,5 cSt ve 2.500.000 cSt arasında olan ve geniş sıcaklık değerleri arasında özellikleri koruyabilen silikon yağlar zirai, gıda, tekstil, cam, metal, otomotiv, havacılık ve birçok endüstride kullanılmaktadır. Özellikle düşük yüzey gerilimi sayesinde yayılımı kolay gerçekleştirmekte olması sönümleme sistemlerinde de kullanılmasına imkân vermiştir [117].

Silikon yağlar karmaşık reolojik yapılarından dolayı Newtonsal olmayan (non-Newtonian) akışkanlar grubundadır [118]. Mekanik bir gerilim ile sıvıların kayma gerilimi ile kayma hızı arasındaki ilişki Newton'un viskozite kanunu ile incelenmektedir. Newtonsal olmayan sıvıların farkı ise, viskozitelerinin kayma hızına bağlı olmasıdır [119]. Bu nedenle hesaplamalarda Newtonsal olmayan (non-Newtonian) sıvı davranışı incelenmiştir.

Newtonsal olmayan (non-Newtonian) bir akışkanın kayma gerilmesinin, kayma hızına olan oranı görünür viskoziteyi vermektedir. Dinamik viskozite birimi görünür viskozitenin birimiyle aynı olmasına rağmen görünür viskozitenin değeri kesme hızına bağlıdır. Bu nedenle görünür viskozite incelenirken, hesaplandığı koşulların belirtilmesi zorunludur.

Görünür viskozite formülü ($n < 1$), kesme hızı arttıkça görünür viskozitenin azalacağını ima etmekte ve bu da psödoplastik özelliklere işaret etmektedir. Bu davranış, akma sınırına ulaşana kadar katı gibi davranan, bu noktada gerçek akışkan gibi davranan emülsiyonlarda ve süspansiyonlarda yaygın olarak gözlemlenmektedir [120].



Şekil 5.37 Newtonsal Olmayan Akışkanlar İçin Gerilim-Gerinim Grafiği [121].

Şekil 5.37.'de görüldüğü üzere $n < 1$ olduğunda kayma oranı ve kayma gerinimine göre psödoplastik eğrisinin eğimi sabit değil ve aşağı doğru konkavdır. Bu malzemelerde viskozite, düşük kayma kuvvetlerinde yüksektir ve kayma kuvveti arttıkça viskozite azalmaktadır. Bu çalışmada Newtonsal olmayan (non-Newtonian) sıvıların viskozitelerinin incelenmesinde kullanılan yöntemlerden Carreau modeli kullanılmıştır. Bu dört parametrelili model tüm kesme hızları aralığı için geçerli olmaktadır. Çok yüksek ve çok düşük kesme oranlarında, yani güç yasası modelinden önemli sapmalar olduğunda, sıfır kesmedeki viskozite değerlerini de içerecek şekilde dört parametrelili model kullanmak gerekmektedir. Bu sayede tüm kesme hızları aralığındaki viskozite değişimini doğru bir şekilde modellenebilmektedir [122]. Carreau modelinin görünür viskozite hesaplanmasında kullanılan eşitlik Eş.5.7 de verilmiştir.

$$\vartheta = \vartheta_{\infty} + (\vartheta_0 - \vartheta_{\infty}) * [1 + (K * \dot{\gamma})^s]^{\frac{n-1}{s}} \quad (5.7)$$

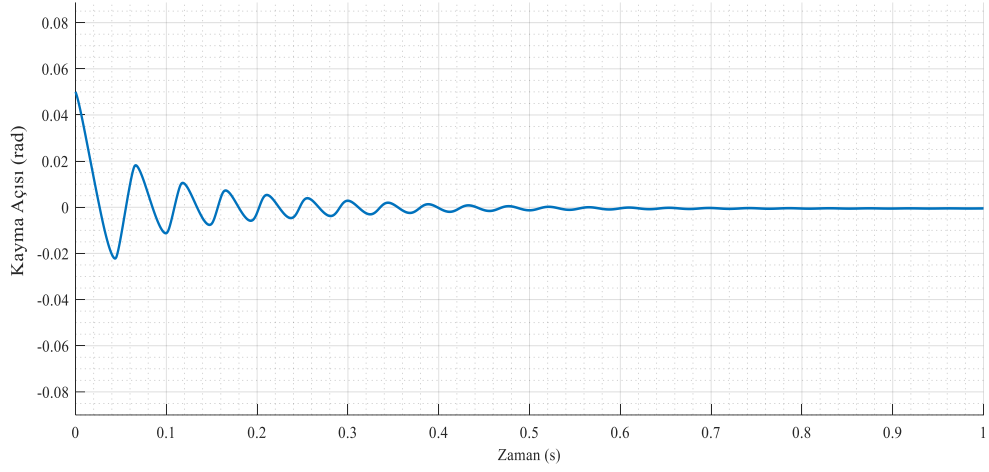
Bu eşitlikte kullanılan s sabitinin varsayılan değeri 2'dir. Doğrusal davranıştan güç yasasına geçişe karşılık gelmektedir. ϑ_0 sıfır kesme hızındaki, ϑ_{∞} sonsuz kesme hızındaki viskozite, K saniye cinsinden rahatlama süresi ve n ise güç endeksini simgelemektedir. Yapılan analizler sonucu shimmy oluşan durumlar için sönümleyici içerisinde bulunan silikon yağın daha yüksek viskozite değerleri ile değişimi sonucunda sönümlemenin gerçekleşip gerçekleşmediği kontrol edilecektir. Mevcut durumda bulunan sönümleyici içerisindeki silikon yağın kinematik viskozitesi 300.000 cSt değerindedir. Çalışmada 500.000 cSt, 600.000 cSt, 1.000.000 cSt kinematik viskoziteye sahip 3 ayrı silikon yağ kullanılmıştır. Bu silikon yağara ait değerler Tablo 5.4.' te verilmiştir.

Tablo 5.4 Farklı Silikon Yağlar İçin Viskozite Değerleri [123].

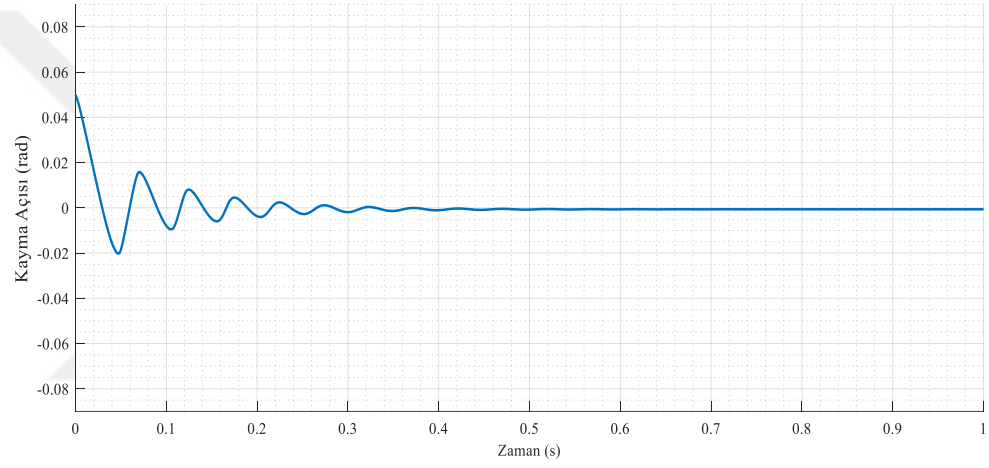
Viskozite		Rahatlama Süresi	Yoğunluk (25 °C)	Yüzey Gerilimi (25 °C)	Kullanım Amacı
Kinematik	Dinamik				
mm ² s ⁻¹	mPa.s	-	g/cm ³	mN/m	Titreşim sönümleyiciler için sönümleme
300.000	290.000	0,04	0,97	21,5	
500.000	485.000	0,05	0,97	21,5	
600.000	582.000	0,07	0,97	21,5	
1.000.000	970.000	0,09	0,97	21,5	

İlk analiz sonuçlarına göre Eş.5.8'de verilen eşitliklerin her bir cSt değeri için Eş.4.15'e dahil edilmesiyle analizler tekrar yapılmıştır. Bu sonuçlara göre sadece 1.000.000 cSt kinematik viskoziteye sahip silikon yağ tüm koşullar için sönümlemeyi sağlayabilmiştir.

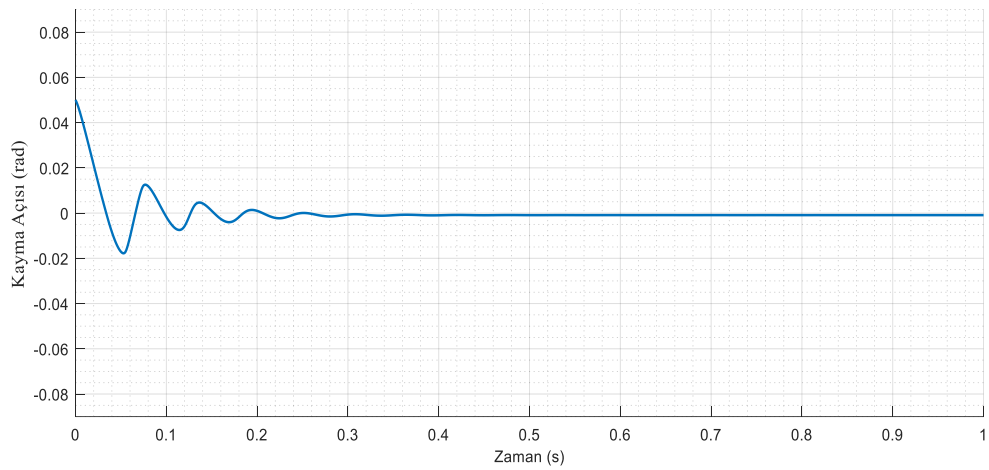
$$\begin{aligned}
 \vartheta &= 302,35 * [1 + (0,04 * \dot{\gamma})^2]^{\frac{-0,62}{2}}, & 300.000 \text{ cSt için} \\
 \vartheta &= 423,58 * [1 + (0,05 * \dot{\gamma})^2]^{\frac{-0,64}{2}}, & 500.000 \text{ cSt için} \\
 \vartheta &= 544,43 * [1 + (0,07 * \dot{\gamma})^2]^{\frac{-0,68}{2}}, & 600.000 \text{ cSt için} \\
 \vartheta &= 756,79 * [1 + (0,09 * \dot{\gamma})^2]^{\frac{-0,74}{2}}, & 1.000.000 \text{ cSt için}
 \end{aligned} \quad (5.8)$$



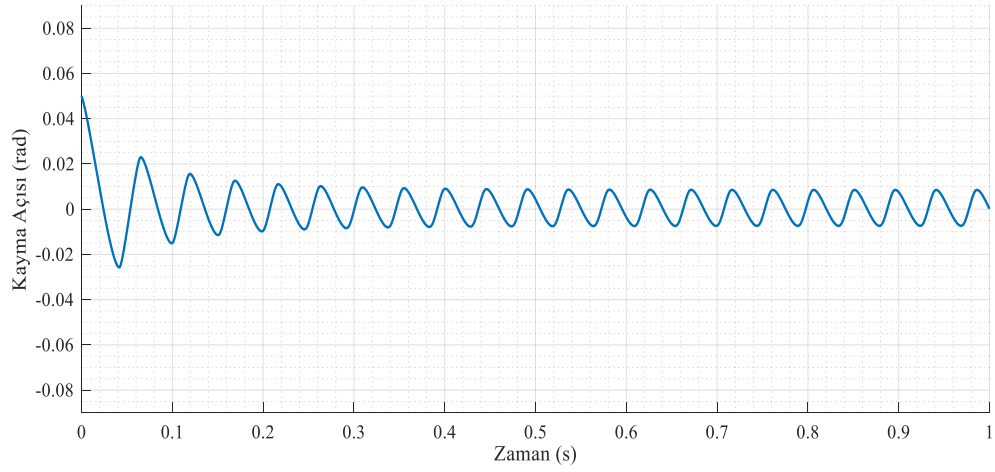
Şekil 5.38. $F_z=13.000$ N, $\delta=0,0181$ mm, $V=10$ m/s, 500.000 cSt Shimmy Analizi



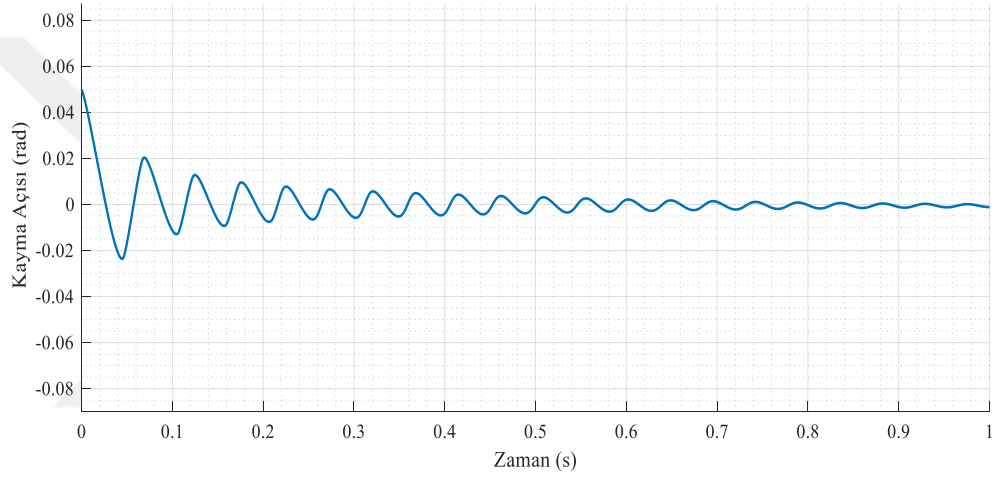
Şekil 5.39. $F_z=13.000$ N, $\delta=0,0181$ mm, $V=10$ m/s, 600.000 cSt Shimmy Analizi



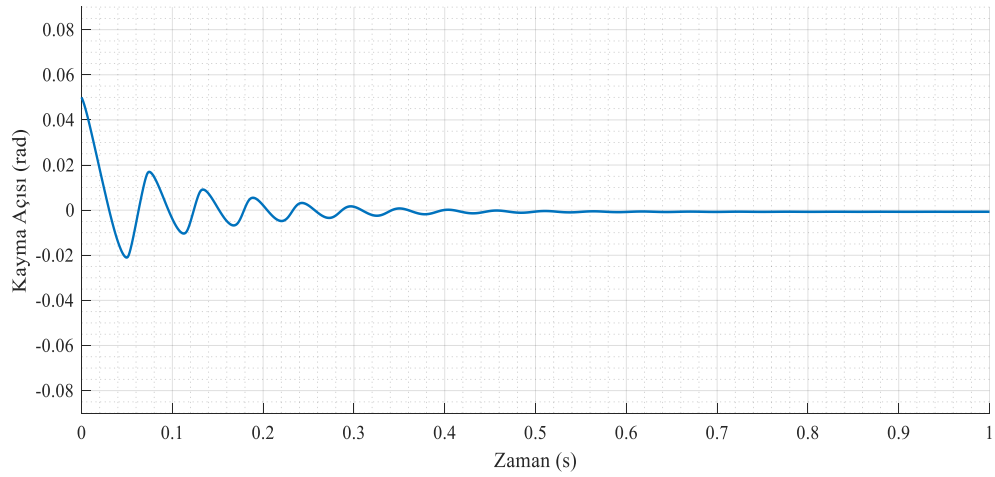
Şekil 5.40. $F_z=13.000$ N, $\delta=0,0181$ mm, $V=10$ m/s, 1.000.000 cSt Shimmy Analizi



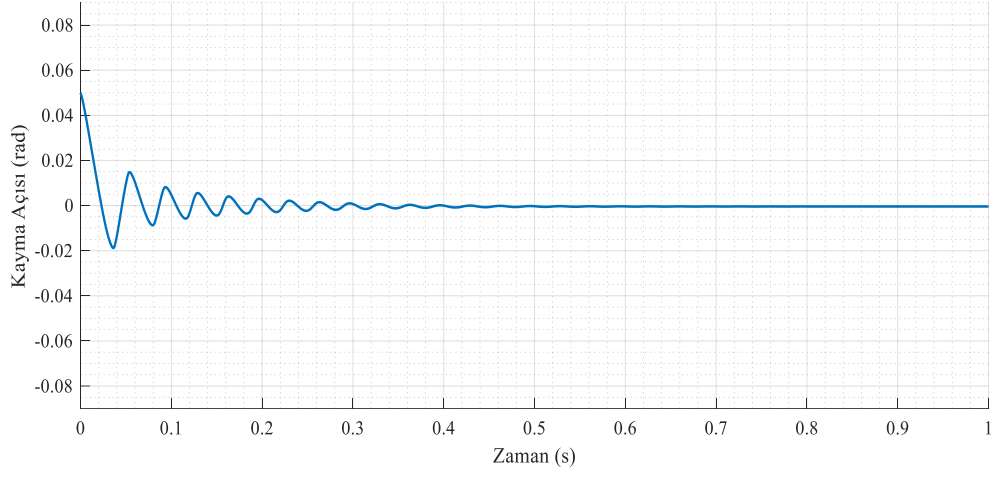
Şekil 5.41. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=10$ m/s, 500.000 cSt Shimmy Analizi



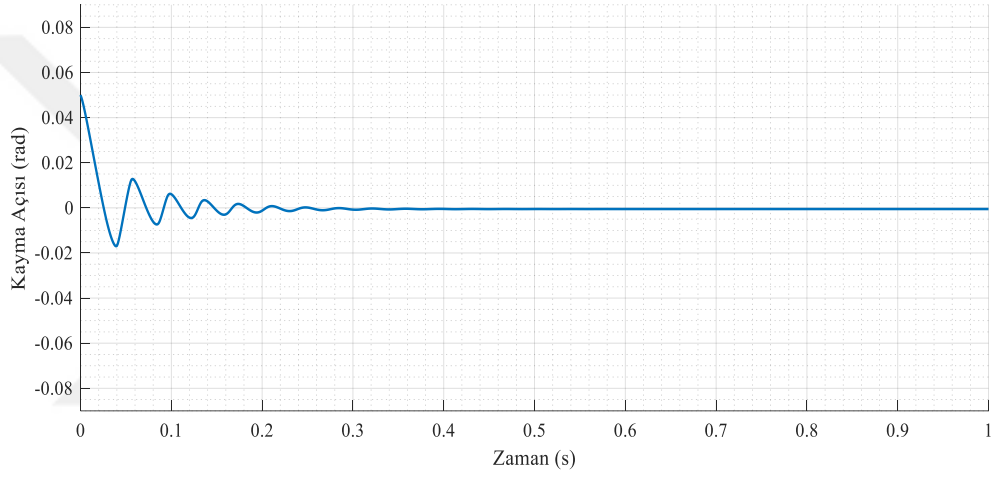
Şekil 5.42. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=10$ m/s, 600.000 cSt Shimmy Analizi



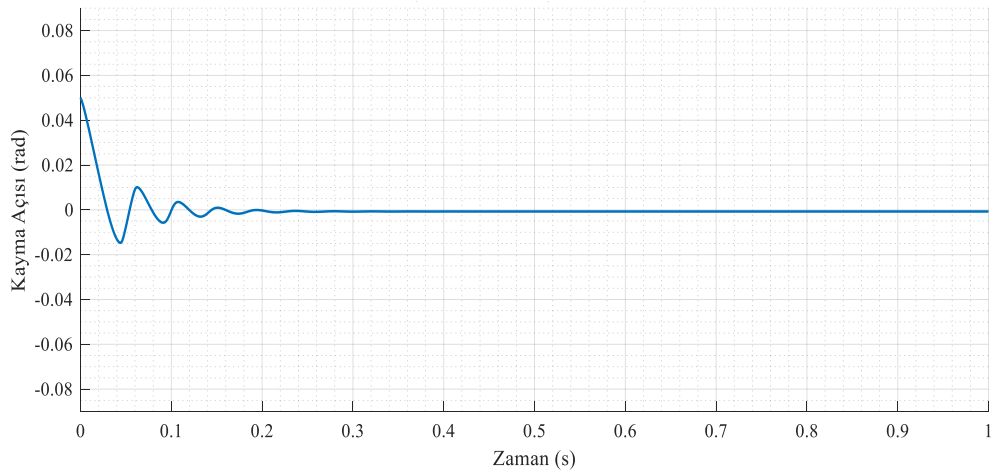
Şekil 5.43. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=10$ m/s, 1.000.000 cSt Shimmy Analizi



Şekil 5.44. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=15$ m/s, 500.000 cSt Shimmy Analizi



Şekil 5.45. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=15$ m/s, 600.000 cSt Shimmy Analizi



Şekil 5.46. $F_z=15.000$ N, $\delta=0,0204$ mm, $V=15$ m/s, 1.000.000 cSt Shimmy Analizi

Yüksek kinematik viskoziteye sahip silikon yağların sönümleyiciye adaptasyonu sonrasında yapılan analiz sonuçları Tablo 5.5.'te gösterilmiştir. 500.000 cSt ve 600.000 cSt viskoziteye sahip silikon yağ uygulaması ile sönümleme çalışması yapılmış ancak $F_z=15.000$

N, V=10 m/s koşulları için shimmy davranışı engellenememiştir. Kinematik viskozitesi 1.000.000 cSt olan silikon yağ uygulaması sonucunda tüm koşullarda sönümleme sağlandığı görülmüştür.

Tablo 5.5. Yüksek Viskozitelerde Yük ve Lastik Sapmalarına Göre Shimmy Sönümleme

Dikey Yük F_z (N)	Lastik Sapması δ (mm)	Hız V (m/s)	Kinematik Viskozite (cSt)			
			300.000	500.000	600.000	1.000.000
13.000	0,0181	10	X	✓	✓	✓
15.000	0,0204	10	X	X	X	✓
15.000	0,0204	15	X	✓	✓	✓

6. SONUÇ

Helikopter iniş takımı shimmy modelinin oluşturulması ve doğrusallaştırılması sonrasında mevcut durumda sönümleyici içerisinde bulunan 300.000 cSt silikon yağ ile shimmy analiz yapılmıştır. Analiz için başlangıç koşulu olarak $(\psi, \dot{d}, y) = [0,05, 0, 0,001]$ değerleri seçilmiş ve farklı yükler altında shimmy davranışı incelenmiştir. Hava aracının $V=10-30$ m/s hızları arasında dikey yük $F_z=7.500-15.000$ N olarak uygulanmış ve lastik sapması için ise dikey yük koşuluna göre Tablo 4.3.' te verilen değerler belirlenmiştir.

İlk analiz sonucunda 25 koşul belirlenmiş ve bu koşullarda $F_z=13.000$, $V=10$ m/s durumunda shimmy oluşumu gerçekleşmiş ve sönümleyici yağı sönümleme için yeterli olmamıştır. $F_z=15.000$ N incelemesinde ise $V=10$ m/s ve $V=15$ m/s hızlarında yine shimmy oluşmuş ve sönümleme başarısız olmuştur.

Yapılan araştırmalar sonucunda Newtonsal olmayan (non-Newtonian) sıvılar sınıfındaki silikon yağın 500.000 cSt, 600.000 cSt ve 1.000.000 cSt kinematik viskoziteye sahip versiyonları ele alınmıştır. Newtonsal olmayan (non-Newtonian) sıvıların viskoziteleri kesme hızı ve kayma oranın bağlı olduğundan bu silikon yağların reolojik değerleri kullanılarak Carreau modeli ile görünür viskoziteler hesaplanmıştır. Hesaplamalar sonucunda her bir yağ versiyonu için tekrar analiz yapılmıştır.

İkinci analiz sonuçları incelendiğinde, 500.000 cSt ve 600.000 cSt kinematik viskoziteye sahip yağların $F_z=13.000$ N, $V=10$ m/s ve $F_z=15.000$ N, $V=15$ m/s koşullarında sönümleme sağladıkları ancak $F_z=15.000$ N, $V=10$ m/s koşulunda başarısız olduğu tespit edilmiştir. Son olarak 1.000.000 cSt kinematik viskoziteye sahip silikon yağ ile analiz yapılmış ve oluşan shimmy salınımının tüm koşullarda sönümlendiği görülmüştür.

KAYNAKLAR

- [1] M. Rahmani and K. Behdinin, "Structural design and optimization of a novel shimmy damper for nose landing gears," *Structural and Multidisciplinary Optimization*, vol. 62, no. 5, pp. 2783–2803, Nov. 2020, Doi: 10.1007/s00158-020-02628-x.
- [2] J. X. Zhou and L. Zhang, "Incremental harmonic balance method for predicting amplitudes of a multi-dof non-linear wheel shimmy system with combined Coulomb and quadratic damping," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 279, no. 1–2, pp. 403–416, Jan. 2005, Doi: 10.1016/j.jsv.2003.11.005.
- [3] M. Rahmani and K. Behdinin, "On the effectiveness of shimmy dampers in stabilizing nose landing gears," *Aerospace Science and Technology*, vol. 91, pp. 272–286, Aug. 2019, Doi: 10.1016/j.ast.2019.05.040.
- [4] R. Lernbeiss, "Simulation of the dynamic behavior of aircraft landing gear systems," *Simpack News*, Vienna, pp. 1–5, Sep. 2010.
- [5] M. S. Fallah, S. H. Long, W. F. Xie, and R. Bhat, "Robust model predictive control of shimmy vibration in aircraft landing gears," *Journal of Aircraft*, vol. 45, no. 6, pp. 1872–1880, Nov. 2008, Doi: 10.2514/1.30499.
- [6] W. J. Moreland, "Landing-gear vibration," *Wright Air Development Center Wright Field, Ohio*, Oct. 1951.
- [7] P. Woerner and O. Noel, "Influence of nonlinearity on the shimmy behavior of landing gear," In 81st Meeting of the AGARD Structures and Materials Panel, Alberta, Oct. 1995.
- [8] A. Krauss, "Technical evaluation report," *The Design, Qualification and Maintenance of Vibration-Free Landing Gear*, Alberta, Oct. 1995.
- [9] W. Krüger, I. Besselink, D. Cowling, D. B. Doan, W. Kortüm, and W. Krabacher, "Aircraft landing gear dynamics: simulation and control," *Vehicle System Dynamics*, vol. 28, no. 2–3, pp. 119–158, Aug. 1997, Doi: 10.1080/00423119708969352.
- [10] FAA-ASIAS, "Preliminary accident and incident reports," Washington, 2023. Accessed: Aug. 28, 2023. [Online]. Available: <https://www.asias.faa.gov/apex/f?p=100:93:::NO:>
- [11] BEA, "Report Accident," Paris, 2012. Accessed: Aug. 29, 2023. [Online]. Available: https://reports.aviation-safety.net/2012/20121116-0_A30B_EI-EAC.pdf
- [12] CIAIAC, "Technical report A-068/1999," Barcelona, Nov. 1999. Accessed: Aug. 28, 2023. [Online]. Available: https://reports.aviation-safety.net/1999/19991107-0_F100_I_ALPL.pdf
- [13] E. Esmailzadeh and K. A. Farzaneh, "Shimmy vibration analysis of aircraft landing gears," *Journal of Vibration and Control*, vol. 5, no. 1, pp. 45–56, Jan. 1999, Doi: 10.1177/107754639900500102.
- [14] J. Roskam, *Airplane design part IV: Layout design of landing gear & systems*, 3rd ed. Kansas: DARcorporation, 2000.

- [15] G. H. Nybakken, "Investigation of tire parameter variations in wheel shimmy," PhD Thesis, The University of Michigan, Michigan, 1973.
- [16] I. J. M. Besselink, "Shimmy of aircraft main landing gears," PhD Thesis, Delft University of Technology, Delft, 2000.
- [17] N. K. Sura and S. Suryanarayan, "Lateral response of nonlinear nose wheel landing gear models with torsional free-play," *Journal of Aircraft*, vol. 44, no. 6, pp. 1991–1997, Nov. 2007, Doi: 10.2514/1.28828.
- [18] J. W. L. H. Maas, "A comparison of dynamic tire models for vehicle shimmy stability analysis," PhD Thesis, Eindhoven University of Technology, Eindhoven, 2009.
- [19] N. S. Currey, *Aircraft landing gear design: Principles and practices*, 1st ed. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1988. Doi: 10.2514/4.861468.
- [20] J. A. Baumann, "Aircraft landing gear shimmy," PhD Thesis, University of Missouri, Columbia, 1992.
- [21] A. L. Clayden, "Wheel wobble and other faults in the steering system," *Automotive Industries*, vol. 47, pp. 667–670, Oct. 1922.
- [22] C. T. Myers, "Correct steering system layout prevents wheel wobble," *Automotive Industries*, vol. 48, pp. 575–577, Mar. 1923.
- [23] J. F. Duby, "Wheel wobble," *Society of Automobile Engineers quarterly transactions Part II*, vol. 18, pp. 493–494, 1923.
- [24] R. B. Day, "Correction of balloon tire shimmying," *Society of Automobile Engineers*, vol. 15, pp. 506–507, Dec. 1924.
- [25] J. E. Hale, "Causes and effects of shimmying," *Society of Automobile Engineers*, vol. 15, pp. 501–506, Dec. 1924.
- [26] A. Healey, "Front wheel wobble," *Proceedings of The Institution of Automobile Engineers*, vol. 19, pp. 822–839, 1924.
- [27] G. Broulhiet, "The suspension of the automobile steering mechanism: shimmy and tramp," *Bulletin de la Société d'Ingénierie Civile*, vol. 78, pp. 540–554, Jul. 1925.
- [28] D. Sensaud de Lavaud, "The fundamental critical speeds of automobiles," *Comptes rendus de l'Académie des Sciences*, vol. 184, pp. 1636–1638, Jun. 1927.
- [29] D. Sensaud de Lavaud, "Hydraulic dampers are recommended for shimmy and waddling," *Automotive Industries*, vol. 57, pp. 726–729, Nov. 1927.
- [30] D. Sensaud de Lavaud, "Shimmy, pseudo-shimmy and tramp of an automobile," *Comptes rendus de l'Académie des Sciences*, vol. 57, pp. 254–257, Jul. 1927.
- [31] D. Sensaud de Lavaud, "Independently sprung front wheels a remedy for shimmy," *Society of Automobile Engineers*, vol. 22, pp. 623–635, Jun. 1928.
- [32] D. Sensaud de Lavaud, "The problem of independent rear wheel suspensions," *Le Genie Civil*, vol. 25, p. 69, Jul. 1929.
- [33] J. P. Den Hartog, "Automobile shimmy," in *Mechanical Vibrations*, 2nd ed., vol. 3, New York: McGraw-Hill, 1940, pp. 372–377.
- [34] F. W. Lanchester, "Automobile steering gear problems and mechanism," *Proceedings of the Institution of Automobile Engineers*, vol. 22, pp. 726–771, 1928.

- [35] G. Becker, H. Fromm, and H. Maruhn, "Vibrations of automobile steering systems," *Auto Technik*, vol. 34, pp. 532–533, 1931.
- [36] W. Herrmann, "Vibrations of automobile steering systems," *Zeitschrift des Vereines Deutscher Ingenieure*, vol. 75, pp. 1469–1470, Nov. 1931.
- [37] R. Wichtendahl, "Effects of various factors on wheel shimmy studied with electric recorder," *Automotive Industries*, vol. 67, pp. 416–422, Oct. 1932.
- [38] R. Wichtendahl, "Shimmy of automobile front wheels, analysis and means for elimination," *Auto Technik*, vol. 36, no. 10, p. 251, 1933.
- [39] R. Wichtendahl, "What makes 'em shimmy? Part I," *Automotive Industries*, vol. 68, pp. 334–337, Mar. 1933.
- [40] R. Wichtendahl, "What makes 'em shimmy? Part II," *Automotive Industries*, vol. 68, pp. 376–379, Mar. 1933.
- [41] O. Dietz, "Pendulum phenomena on road trailer trains", 16th ed. Berlin: Deutsche Kraftfahrtforschung, 1938.
- [42] O. Dietz, "Tracking and swinging of heavy truck trailers (in German)," *Auto Technik*, vol. 42, no. 15, pp. 427–429, 1939.
- [43] H. Schuboth, "Analysis of the steering mechanism of automobiles," *Auto Technik*, vol. 42, no. 21, pp. 559–570, 1939.
- [44] P. Riekert and T. E. Schunck, "On the driving mechanics of the rubber-tired motor vehicle," *Ingenieur-Archiv*, vol. 11, pp. 210–224, Jun. 1940.
- [45] L. Huber, *The directional stability of the fast motor vehicle*, vol. 44. Berlin: Deutsche Kraftfahrtforschung, 1940.
- [46] O. Dietz, R. Harling, and L. Huber, *The driving position of the motor vehicle in the curve*, vol. 44. Berlin: Deutsche Kraftfahrtforschung, 1940.
- [47] G. E. Walker, "Directional stability," *Automotive Engineer*, vol. 40, pp. 281–285, Nov. 1950.
- [48] F. T. Courtney, "Nose wheels," *Aviation and Aircraft*, vol. 34, pp. 21–24, Dec. 1935.
- [49] F. R. Shanley, "Tail wheel or nose wheel?" *Aviation and Aircraft*, vol. 35, pp. 29–32, Jun. 1936.
- [50] J. Wylie, "Dynamic problems of the tricycle alighting gear," *Journal of the Aeronautical Sciences*, vol. 7, no. 2, pp. 56–67, Dec. 1939.
- [51] A. Kantrowitz, "Stability of castering wheels for aircraft landing gears," NACA-TR-686, Virginia, 1940.
- [52] E. Marquard, "Report on two American research papers (wheel wobble)," *Ber. Lil. Ges.*, vol. 140, no. 2, 1941.
- [53] C. Bourcier de Carbon, "Analytical study of shimmy of airplane wheels," NACA-TM-1337, Washington, Sep. 1952.
- [54] J. H. Greidanus, "Steering and stability of the nose wheel undercarriage," Amsterdam, 1942.
- [55] B. Von Schlippe and B. Dietrich, "Shimmying of a pneumatic wheel," Washington, Aug. 1954.

- [56] B. Von Schlippe and R. Dietrich, "The fluttering of a pneumatic tire provided wheel," Berlin, 51760, 1944.
- [57] J. Rotta, "Mechanics foundations for the design of a nose wheel landing," ATI No. 26981, Berlin, 1944.
- [58] J. Rotta, "Mathematical analysis of wheel shimmy," CADO No. 6, Berlin, 1944.
- [59] G. Temple, "A simplified general theory of wheel shimmy," ATI no. 40742, Winchester, 1942.
- [60] G. Temple, "Large angle shimmy," ATI no. 40738, Winchester, 1944.
- [61] E. R. Warner, "The double spindle wheel castering system for airplane nose wheels," Cleveland pneumatic Tool Company.
- [62] E. Maier and M. Renz, "Tests on shimmy with the nose landing gear of the Me309 and the FKFS Trailer," Ohio, 1947.
- [63] O. Dietz and R. Harling, "Lateral stiffness and lateral support of aircraft tires," FB Nr. 1498, 1941.
- [64] W. J. Moreland, "The story of shimmy," *Journal of the Aeronautical Sciences*, vol. 21, no. 12, pp. 793–808, Dec. 1954.
- [65] F. H. Ho and J. L. Lai, "Parametric shimmy of a nose gear," *Journal of Aircraft*, vol. 7, pp. 373–375, 1970.
- [66] W. A. Podgorski, A. I. Krauter, and R. H. Rand, "The wheel shimmy problem: its relationship to wheel and road irregularities," *Vehicle System Dynamics*, vol. 4, no. 1, pp. 9–41, Mar. 1975, Doi: 10.1080/00423117508968459.
- [67] R. J. Black, "Application of tire dynamics to aircraft landing gear design analysis," in *NASA Tire Modelling Workshop*, South Bend: Langley Research Center, Sep. 1983.
- [68] D. T. Grossman, "F-15 nose landing gear shimmy, taxi test and correlative analyses," *SAE Transactions*, pp. 3781-3791, Sep. 1980. Doi: 10.4271/801239.
- [69] H. P. Y. Hitch, "Aircraft ground dynamics," *Vehicle System Dynamics*, vol. 10, no. 4–5, pp. 319–332, Sep. 1981, Doi: 10.1080/00423118108968681.
- [70] G. Somieski, "Shimmy analysis of a simple aircraft nose landing gear model using different mathematical methods," *Aerospace Science and Technology*, vol. 1, no. 8, pp. 545–555, Dec. 1997, Doi: 10.1016/S1270-9638(97)9.0003-1.
- [71] N. K. Sura and S. Suryanarayan, "Lateral response of nose-wheel landing gear system to ground-induced excitation," *Journal of Aircraft*, vol. 44, no. 6, pp. 1998–2005, Nov. 2007, Doi: 10.2514/1.28854.
- [72] N. K. Sura and S. Suryanarayan, "Closed form analytical solution for the shimmy instability of nose-wheel landing gears," *Journal of Aircraft*, vol. 44, no. 6, pp. 1985–1990, Nov. 2007, Doi: 10.2514/1.28826.
- [73] V. Ph. Zhuravlev and D. M. Klimov, "Theory of the shimmy phenomenon," *Mechanics of Solids*, vol. 45, no. 3, pp. 324–330, Jun. 2010, Doi: 10.3103/S0025654410030039.

- [74] P. Thota, B. Krauskopf, and M. Lowenberg, "Interaction of torsion and lateral bending in aircraft nose landing gear shimmy," *Nonlinear Dynamics*, vol. 57, no. 3, pp. 455–467, Aug. 2009, Doi: 10.1007/s11071-008-9455-y.
- [75] P. Thota, B. Krauskopf, and M. Lowenberg, "Bifurcation analysis of nose-landing-gear shimmy with lateral and longitudinal bending," *Journal of Aircraft*, vol. 47, no. 1, pp. 87–95, Jan. 2010, Doi: 10.2514/1.43507.
- [76] P. Thota, B. Krauskopf, M. Lowenberg, and E. Coetzee, "Nonlinear analysis of the influence of tire inflation pressure on nose landing gear shimmy," in *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Aug. 2009. Doi: 10.2514/6.2009-6230.
- [77] H. B. Pacejka, "The wheel shimmy phenomenon: A theoretical and experimental investigation with particular reference to the non-linear problem," PhD Thesis, Technical University of Delft, Delft, 1966.
- [78] L. C. Rogers, "Theoretical tire equations for shimmy and other dynamic studies," *Journal of Aircraft*, vol. 9, no. 8, pp. 585–589, Aug. 1972, Doi: 10.2514/3.59040.
- [79] L. C. Rogers and H. K. Brewer, "Synthesis of tire equations for use in shimmy and other dynamic studies," *Journal of Aircraft*, vol. 8, no. 9, pp. 689–697, Sep. 1971, Doi: 10.2514/3.44295.
- [80] Federal Aviation Administration (FAA) "Aviation maintenance technician handbook—Airframe," Aviation Supplies & Academics (ASA), Washington, FAA-H-8083-31A, 2018.
- [81] M. Imran, R. M. Shabbir Ahmed, and D. M. Haneef, "Static and dynamic response analysis for landing gear of test aircrafts," *International Journal of Innovative Research in Science and Engineering. Technol*, vol. 3, no. 5, May 2014.
- [82] S. Gudmundsson, "The anatomy of the landing gear," in *General Aviation Aircraft Design*, pp. 547–580, 1st ed., Oxford: Elsevier, 2014, Doi: 10.1016/B978-0-12-397308-5.00013-1.
- [83] M. A. Zulkifly, "Modal analysis of an aircraft landing gear," Bachelor of Engineering Thesis, Universiti Teknologi, Petronas, Perak, 2012.
- [84] D. Raymer, *Aircraft design: A conceptual approach*, 5th ed. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012. Doi: 10.2514/4.869112.
- [85] J. Roskam, *Airplane design: Part IV: Layout design of landing gear and systems*, 2nd ed. Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1989.
- [86] S. Sinha, S. R. Gupta, S. Prasad, R. Bansal, R. Maurya, and A. Tewari, "AE 461A: Aircraft design-1 final design report," Kanpur, Nov. 2017.
- [87] A. Meyers, "The development of non-hydraulic shimmy dampers (No.2000-01-1710)," SAE Technical Paper, May 2000. Doi: 10.4271/2000-01-1710.
- [88] SAE Committee A-5 Aerospace Landing Gear Systems, "Overview of aircraft landing gear shimmy analysis methods," Washington, Jun. 2021.
- [89] H. Tourajizadeh and S. Zare, "Robust and optimal control of shimmy vibration in aircraft nose landing gear," *Aerospace Science and Technology*, vol. 50, pp. 1–14, Mar. 2016, Doi: 10.1016/j.ast.2015.12.019.

- [90] T.-H. Huynh, G. Pouly, J.-P. Lauffenburger, and M. Basset, "Active shimmy damping using direct adaptive fuzzy control," IFAC Proceedings Volumes, vol. 41, no. 2, pp. 15052–15057, 2008, Doi: 10.3182/20080706-5-KR-1001.02547.
- [91] P. R. Houlston, S. D. Garvey, and A. A. Popov, "Modal control of vibration in rotating machines and other generally damped systems," Journal of Sound and Vibration, vol. 302, no. 1–2, pp. 104–116, Apr. 2007, Doi: 10.1016/j.jsv.2006.11.013.
- [92] G. Pouly, T.-H. Huynh, J.-P. Lauffenburger, and M. Basset, "Indirect fuzzy adaptive control for active shimmy damping," IFAC Proceedings Volumes, vol. 41, no. 2, pp. 15058–15063, 2008, Doi: 10.3182/20080706-5-KR-1001.02548.
- [93] Y. Li, C. Howcroft, S. A. Neild, and J. Z. Jiang, "Using continuation analysis to identify shimmy-suppression devices for an aircraft main landing gear," Journal of Sound and Vibration, vol. 408, pp. 234–251, Nov. 2017, Doi: 10.1016/j.jsv.2017.07.028.
- [94] W. E. Boehringer, "Torque linkage damper," Canada Patent No.2,084,838, Jul. 06, 1993
- [95] W. E. Luce, "Torque link with shimmy damper," European Patent No.2397407, Dec. 21, 2011
- [96] N. Nguyen, L. Mallet, F. Ivaldi, T. Blanpain, and P. Henrion, "Aircraft undercarriage fitted with a shimmy-attenuator device," U.S. Patent No. 10,974,821, Apr. 13, 2021
- [97] M. H. Behrooz, "Finite element analysis of aircraft tyres," PhD Thesis, The University of Birmingham, Birmingham, 2014.
- [98] E. Gündoğdu, "İki kişilik hafif askeri eğitim uçağı burun iniş takımı," Yüksek Lisans Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul, 1996.
- [99] J. Madsen, "Validation of a single contact point tire model based on the transient pacejka model in the open-source dynamics software Project Chrono," Madison, Nov. 2017.
- [100] H. B. Pacejka, Tire and vehicle dynamics, 3rd ed. Oxford: Elsevier, 2012. Doi: 10.1016/C2010-0-68548-8.
- [101] H. B. Pacejka, Tire and vehicle dynamics, 2nd ed. Oxford: Elsevier, 2006.
- [102] H. B. Pacejka, "Analysis of the dynamic response of a rolling string-type tire model to lateral wheel-plane vibrations," Vehicle System Dynamics, vol. 1, no. 1, pp. 37–66, May 1972, Doi: 10.1080/00423117208968421.
- [103] E. Kuiper and J. J. M. Van Oosten, "The PAC2002 advanced handling tire model," Vehicle System Dynamics, vol. 45, no. sup1, pp. 153–167, Jan. 2007, Doi: 10.1080/00423110701773893.
- [104] S. Ran, "Tyre models for shimmy analysis: from linear to nonlinear," Ph.D. Thesis, Eindhoven University of Technology, Eindhoven, 2016.
- [105] P. W. A. Zegelaar, "The dynamic response of tyres to brake torque variations and road unevenness's," PhD Thesis, Delft University of Technology, Delft, 1998.
- [106] W. Han, Y. Guo, G. Prokop, and T. Roscher, "Simulative research on the tire torsional vibration and its vehicle relevant influencing factors," in 19. Internationaler Stuttgarter Symposium, 1st ed., M. Bargende, H.-C. Reuss, J. Wiedemann, and A.

- Wagner, Eds., Stuttgart: Springer Vieweg Wiesbaden, 2019, pp. 1397–1411. Doi: 10.1007/978-3-658-25939-6_111.
- [107] The Business Research Company, “Aircraft landing gear market trends & share 2023-2030,” MarketResearch.com.
- [108] Safran Company, “Aircraft equipment,” <https://www.safran-group.com/>. Accessed: Aug. 28, 2023. [Online]. Available: <https://www.safran-group.com/>
- [109] S. Gudmundsson, “The anatomy of the landing gear,” in *General Aviation Aircraft Design*, 2nd ed., Oxford: Elsevier, 2022, pp. 541–571. Doi: 10.1016/B978-0-12-818465-3.00013-6.
- [110] Society of Automobile Engineers, “Landing gear standards,” SAE Mobilus. Accessed: Aug. 28, 2023. [Online]. Available: <https://saemobilus.sae.org/>
- [111] Code of Federal Regulations, “Landing gear standards,” eCFR.gov. Accessed: Aug. 28, 2023. [Online]. Available: <https://www.ecfr.gov/>
- [112] Everspec, “Landing gear standards,” Everspec.com. Accessed: Aug. 28, 2023. [Online]. Available: <http://everspec.com/library.php>
- [113] S. H. Long, “Active control of shimmy oscillation in aircraft landing gear,” Master Thesis, Concordia University, Montreal, 2006.
- [114] H. B. Pacejka, *Tire and vehicle dynamics*, 1st ed. Oxford: Elsevier, 2002.
- [115] R. F. Smiley and W. B. Horne, “Mechanical properties of pneumatic tires with special reference to modern aircraft tires,” *National Aeronautics and Space Administration*, vol 64, Washington, Jan. 1958.
- [116] Michelin, “Aircraft tire engineering data,” Clermont, 2023. Accessed: Aug. 30, 2023. [Online]. Available: <https://aircraft.michelin.com/documents>
- [117] Teokim, “Silikon yağı.” Accessed: Aug. 27, 2023. [Online]. Available: <https://www.teokimya.com/silikon-yagi.html>
- [118] M. Venczel, G. Bognár, and Á. Veress, “Temperature-dependent viscosity model for silicone oil and its application in viscous dampers,” *Processes*, vol. 9, no. 2, p. 331, Feb. 2021, Doi: 10.3390/pr9020331.
- [119] H. F. George and F. Qureshi, “Newton’s law of viscosity, Newtonian and non-Newtonian fluids,” in *Encyclopedia of Tribology*, Q. J. Wang and Y.-W. Chung, Eds., Boston, MA: Springer US, 2013, pp. 2416–2420. Doi: 10.1007/978-0-387-92897-5_143.
- [120] Ankara Üniversitesi, “Akışkanların temel özellikleri,” 2023. Accessed: Aug. 30, 2023. [Online]. Available: https://acikders.ankara.edu.tr/pluginfile.php/27368/mod_resource/content/0/5.%20Temel%20Fizik-K%C3%BCtle%2C%20A%C4%9F%C4%B1rl%C4%B1k%2C%20%C3%96zg%C3%BCl%20K%C3%BCtle%20ve%20Viskozite.pdf
- [121] Simscale, “Non-Newtonian models.” Accessed: Aug. 27, 2023. [Online]. Available: <https://www.simscale.com/docs/simulation-setup/materials/non-newtonian-models/>
- [122] Yong Gan, *Continuum mechanics: Progress in fundamentals and engineering applications*. London: Intech Open, 2012.

- [123] Wacker, “Silicone fluids,” Munich, Germany, 2023. Accessed: Aug. 29, 2023. [Online]. Available: https://www.behlke.com/pdf/wacker_silicone_oil.pdf

