

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

İNİŞ TAKIMLARININ HELİKOPTER YER REZONANSINA ETKİSİ

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Deniz YAZGAÇ**

Anabilim Dalı : Makina Mühendisliği

Programı : Makine Dinamiği, Titreşim ve Akustiği

HAZİRAN 2011

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

İNİŞ TAKIMLARININ HELİKOPTER YER REZONANSINA ETKİSİ

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Deniz YAZGAÇ
(503081404)**

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 06 Mayıs 2011

Tezin Savunulduğu Tarih : 10 Haziran 2011

**Tez Danışmanı : Prof. Dr. H.Temel BELEK (İTÜ)
Diğer Jüri Üyeleri : Prof. Dr. Kenan Y. ŞANLITÜRK (İTÜ)
Prof. Dr. Zahit MECİTOĞLU (İTÜ)**

HAZİRAN 2011

Aileme ve tüm sevdiklerime,

ÖNSÖZ

Öncelikle, hayatım boyunca yanımda olan aileme şükranlarımı sunarım. Tez çalışmamın her aşamasında bana yardımcı olan tez danışmanım saygı değer hocam Prof. Dr. H. Temel Belek'e özellikle teşekkür ederim. Ayrıca yorumlarını esirgemeyen Prof. Dr. Kenan Yüce Şanlıtürk'e de desteğinden dolayı teşekkür etmek isterim.

Tez çalışmalarım boyunca teorik ve deneysel konularda beraber çalıştığım Fatih Özbakış'a, ihtiyaç duyduğumda yardımlarını esirgemeyen Hasan Körük'e, tasarım ve analiz süreçlerinde desteğini esirgemeyen Erdem Sevgen ve Namık Kemal Alpaydın'a ayrıca ROTAM'daki diğer çalışma arkadaşlarıma teşekkürü bir borç bilirim. Ayrıca, manevi desteğini esirgemeyen Aileme ve sevgili Emel Danacı'ya da teşekkürlerimi sunarım.

Mayıs 2011

Deniz Yazgaç

Makina Mühendisi

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	v
İÇİNDEKİLER	vii
KISALTMALAR	ix
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xi
ŞEKİL LİSTESİ.....	xiii
SEMBOL LİSTESİ.....	xvii
ÖZET.....	xix
SUMMARY	xxi
1. GİRİŞ	1
1.1 Helikopter İniş Sistemleri.....	2
1.1.1 Tekerlekli iniş takımları	4
1.1.2 Kızaklı iniş takımları.....	5
1.1.3 Yüzen iniş takımları	6
1.2 Yer Rezonansı Probleminin Tanımı	7
1.3 Tezin Amacı	8
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI	9
3. TEORİK MODELLER	15
3.1 Pala Düzlem İçi Direngenliğinin Yer Rezonansına Etkisi	17
3.2 Eşdeğer Mafsal Mesafesi.....	18
3.3 Yer Rezonansı Probleminin Modellenmesi.....	20
3.3.1 Helikopter gövdesinin hareket denklemleri	21
3.3.2 Palaların hareket denklemleri.....	23
3.3.3 Rotor sisteminin kütle merkezinin belirlenmesi	28
3.3.4 Paladan kaynaklanan kuvvetler	32
3.4 Helikopter Direngenlik Sönüm Ve Kütle Matrisinin Oluşturulması	35
3.4.1 Kinematik yaklaşımla direngenlik matrisinin elde edilmesi	35
3.4.2 Altbileşen tekniği (substructure) ve dinamik indirgeme.....	37
3.4.2.1 Dinamik indirgeme(Dİ)	38
3.4.3 Tesir katsayıları(TK) yöntemiyle direngenlik matrisinin elde edilmesi ...	40
3.4.4 Kızak sönümü	43
3.4.5 Tekerlekli iniş sistemlerinde eşdeğer sönüm ve eşdeğer direngenlik	45
3.5 Özdeğer Analizi.....	48
3.6 Gerekli Sönümün Belirlenmesi	50
4. YER REZONANSI ANALİZLERİ	55
4.1 SEM'in , Basitleştirilmiş Model (BM) İle Karşılaştırılması	56
4.2 Kızak Tasarımının Yer Rezonansı Problemine Etkisi.....	67
4.3 Sönümleyicili Kızağın Genel Tasarımı	76
4.3.1 Yer rezonansı analizleri	81
4.3.2 Acil iniş analizleri	83
5. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	89
5.1 Genel Değerlendirme	89

5.2 Sonuçlar	89
KAYNAKLAR.....	93

KISALTMALAR

ROTAM	: Rotorlu Hava Araçları Tasarım ve Mükemmeliyet Merkezi
İTÜ	: İstanbul Teknik Üniversitesi
HTH	: Hafif Ticari Helikopter
DOF	: Degree of Freedom
SEM	: Sonlu Elemanlar Modeli
BM	: Basitleştirilmiş Model
P	: 1/devir
TK	: Tesir Katsayıları
Dİ	: Dinamik İndirgeme
YR	: Yer Rezonansı
ÇK	: Çapraz Kiriş

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 3.1 : TK ve Dİ yöntemiyle elde edilen matrisler.	43
Çizelge 3.2 : Dİ ve (3.9)'la bulunan kütle matrisleri.	44
Çizelge 3.3 : Dİ ve TK yöntemiyle bulunan matrislerle yapılan özdeğer sonuçları..	44
Çizelge 4.1 : Eşdeğer mafsal mesafesi ve kütleli atalet momenti.	57
Çizelge 4.2 : İTÜ-HTH'nin YR modeli için gerekli olan temel parametreler.....	57
Çizelge 4.3 : SEM ve BM modelin frekanslarının karşılaştırılması.....	58
Çizelge 4.4 : Sınır şartlarına göre SEM ve BM arasındaki özdeğer farklılıkları.....	58
Çizelge 4.5 : MATLAB ve ABAQUS modal analizlerinin karşılaştırılması.	59
Çizelge 4.6 : MATLAB ve ABAQUS mod biçimlerinin karşılaştırılması.....	59
Çizelge 4.7 : Kütle merkezi konumu, toplam kütle ve kütleli atalet momentleri...	60
Çizelge 4.8 : Normal kızak, maksimum ağırlıklı BM modelin ilk iki özvektörü.	61
Çizelge 4.9 : İzolatörün direngenlik değerleri.	79
Çizelge 4.10 : İzolatörün sönüm değerleri.....	80
Çizelge 4.11 : 929 kg (minimum kütle).....	82
Çizelge 4.12 : 1923 kg (maksimum kütle).	82
Çizelge 4.13 : Yüzey sürtünme özellikleri.	84
Çizelge 4.14 : Normal kızak ve sönümleyicili kızığın çarpışma analiz sonuçları. ...	85

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Helikopterin genel elemanları [3].....	1
Şekil 1.2 : Eğimli yüzeylerde dinamik yuvarlanma durumu.	3
Şekil 1.3 : Tekerlekli iniş takımına sahip, Westland Lynx[9]	5
Şekil 1.4 : Aerodinamik olarak iyileştirilmiş iniş kızağı, Eurocopter EC 130 [10].....	5
Şekil 1.5 : İniş kızağının elemanları.	6
Şekil 1.6 : Yüzen iniş takımları şişirilmiş halde bulunan, Eurocopter Merlin[11].....	6
Şekil 3.1 : Örnek bir Coleman diyagramı.	15
Şekil 3.2 : Çeşitli rotor yapıları için v_β değerinin değişmesi.	18
Şekil 3.3 : Çeşitli rotorlarda yer rezonansı durumu.	18
Şekil 3.4 : Yataksız bir rotorun düzlem içi eğilme modeli [3].	19
Şekil 3.5 : Helikopterin sabit eksen takımı[16].	20
Şekil 3.6 : Palanın düzlem içi eğilme modeli [16].....	24
Şekil 3.7 : Hareketli (u-v) ve sabit eksen (x-y) eksen takımı [16].....	28
Şekil 3.8 : Düzlem içi müşterek (burulma) (üstte) ve makaslama modları (altta)....	30
Şekil 3.9 : Tekerlekli iniş takımının sadece bir temas bölgesinin modeli.	35
Şekil 3.10 : B parçası A parçasının altbileşenidir.....	37
Şekil 3.11 : Altparça analizi için kurulan ANSYS modeli.	40
Şekil 3.12 : Basitleştirilmiş Modelin (BM) tesir katsayılarının elde edilmesi	41
Şekil 3.13 : Solda: Tekerlekli iniş sistemine sahip helikopterlerin direngenlik-sönüm elemanı modeli , Sağda: Eşdeğer direngenlik-sönüm elemanı modeli. ..	46
Şekil 3.14 : Eşdeğer direngenliğin λ ve $b\omega/k_1$ ile değişimi.	48
Şekil 3.15 : Eşdeğer sönümün λ ve $b\omega/k_1$ ile değişimi.....	48
Şekil 3.16 : Dört serbestlik dereceli yer rezonansı modeli [3].	50
Şekil 3.17 : Eşdeğer mafsallı mesafesi olan mafsallı rotor palası.....	52
Şekil 3.18 : v_β değerinin, mafsallı ve düzlem içi yumuşak yataksız rotorda değişimi.	53
Şekil 3.19 : Kararsızlık aralığının gövde ve pala sönüm oranlarına göre değişimi. ..	54
Şekil 3.20 : v_β değerinin, gerekli olan sönüm minimum sönüm çarpımı ihtiyacına olan etkisi.	54
Şekil 4.1 : SEM modeli ve sınır şartları.....	55
Şekil 4.2 : SEM modelin analiz ve test sonuçları a) yunuslama modu b) yuvarlanma modu. ...	56
Şekil 4.3 : SEM ve BM modelin karşılaştırılması.	57
Şekil 4.4 : Normal kızak, maksimum kalkış ağırlıklı BM modelin Coleman (üstte) ve modal sönüm grafikleri (altta)..	60
Şekil 4.5 : Sekiz ve üç SD'li yer rezonansı modellerinin karşılaştırılması Coleman grafiği (üstte), Modal sönüm grafiği (altta) (Siyah:8SD,Kırmızı:SD)....	62
Şekil 4.6 : Birinci modun sönümlenmesi için gerekli sönüm oranları.	63
Şekil 4.7 : İkinci modun sönümlenmesi için gerekli sönüm oranları.	63
Şekil 4.8 : Rayleigh sönümü ve ortaya çıkan hata.....	64
Şekil 4.9 : Aşırı gövde sönüm oranlarında modal sönüm grafiği.	64

Şekil 4.10 : Normal kızak, minimum kalkış ağırlıklı BM modelin Coleman (üstte) ve modal sönüm grafikleri(altta)....	65
Şekil 4.11 : Birinci modun sönümlenmesi için gerekli sönüm oranları.....	66
Şekil 4.12 : Kızak-ATB Modeli.....	67
Şekil 4.13 : Kızak-ATB maksimum(a) ve minimum(b) kalkış ağırlıklı BM modelin Coleman grafikleri.....	68
Şekil 4.14 : Kızak-ATB maksimum kalkış ağırlıklı BM modelin modal sönüm grafiği....	68
Şekil 4.15 : Kızak-ATB minimum kalkış ağırlıklı BM modelin modal sönüm grafiği.	68
Şekil 4.16 : Kızak ÖTB modeli.	69
Şekil 4.17 : Kızak ÖTB ,maksimum(a) ve minimum(b) kalkış ağırlıklı BM modelin Coleman grafiği.....	70
Şekil 4.18 : Kızak ÖTB ,maksimum(a) ve minimum(b) kalkış ağırlıklı BM modelin modal sönüm grafiği.....	70
Şekil 4.19 : Kızak-Iz modeli.....	71
Şekil 4.20 : Maksimum kalkış ağırlıklı Kızak-Iz modelinin çeşitli elastomer direngenliklerine göre modal sönüm grafikleri.....	71
Şekil 4.21 : İzolatör direngenliğine göre frekansların değişimi (Yatay eksen titreşim modlarını göstermektedir)	71
Şekil 4.22 : Minimum kalkış ağırlıklı Kızak-Iz modelinin çeşitli elastomer direngenliklerine göre modal sönüm grafikleri.....	72
Şekil 4.23 : Kızak modellerinin maksimum kalkış ağırlıklı durumdaki modal sönümleri.....	73
Şekil 4.24 : Kızak modellerinin minimum kalkış ağırlıklı durumdaki modal sönümleri.....	73
Şekil 4.25 : Kızak genişliği-Helikopter yüksekliği ilişkisi (F_w kızak genişliği, F_H gövde yüksekliğidir ve her ikisi de rotor çapına bağlı parametrelerdir, birbiri cinsinden yazılabilir) [44]	74
Şekil 4.26 : Kızak KT modeli.....	75
Şekil 4.27 : Kızak KT ,maksimum(üst) ve minimum(alt) kalkış ağırlıklı BM modelin Coleman grafiği.....	75
Şekil 4.28 : Kızak KT ,maksimum (a) ve minimum (b) kalkış ağırlıklı BM modelin modal sönüm grafiği.....	76
Şekil 4.29 : Sönümleyicili kızak.....	76
Şekil 4.30 : İzolatör tutucusu.....	77
Şekil 4.31 : Üst rondela kesidi (sarı); arka ÇK ara parça kesidi (turuncu).	78
Şekil 4.32 : Arka ÇK ara parçası. a) Tüm ara parça, b) Arka ÇK ara parça, c)Ara parça kesidi.....	78
Şekil 4.33 : İzolatörün kuvvet-yer değişimi ilişkisi.....	79
Şekil 4.34 : Stab-O-Shocta TA20 hidrolik damperi.	80
Şekil 4.35 : Hidrolik damperin bağlantı detayı.....	81
Şekil 4.36 : Minimum kütleli durumda ortaya çıkan pozitif gerçel kökler.....	82
Şekil 4.37 : Maksimum kütleli durumda ortaya çıkan pozitif gerçel kökler.	83
Şekil 4.38 : JAR 27'nin önerdiği en temel çarpışma analizi.	83
Şekil 4.39 : Eşdeğer sürtünme katsayısı.	84
Şekil 4.40 : Sönümleyicili kızağa sahip HTH'nin çarpışma modeli (solda), İzolatör tutucu ve izolatörün modellenmesi (sağda).....	85
Şekil 4.41 : Ara parça ve izolatör tutucular üzerlerine gelen maksimum kuvvetler..	86

Şekil 4.42 : Arka ÇK ara parça gerilme dağılımı; a) arka ara parça modeli ve rijit elemanlar (beyaz) b) arka ara parçanın gerilme dağılımı.....	86
Şekil 4.43 : İzolatör tutucu gerilme dağılımı a) İzolatör tutucu ve rijit boru b) İzolatör tutucusundaki gerilme dağılımları.....	87

SEMBOL LİSTESİ

a	: Eşdeğer mafsal mesafesi [m]
b	: Eşdeğer mafsaldan ağırlık merkezine olan mesafe [m]
B_b	: Palanın düzlem içi sönüm katsayısı [Nms/rad]
c_x	: Üç serbestlik dereceli model için gövdenin sönüm oranı
c_ξ	: Üç serbestlik dereceli model için palanın sönüm oranı
d	: Kızakların temas noktasıyla rotor ve ağırlık merkezi arasındaki mesafe [m]
F_k	: Kuyruk rotorunun itme ve çekme kuvveti [N]
g	: Yer çekimi ivmesi [m/sn^2]
$h_{m,f,r}$	: Ana rotor, ağırlık merkezi ve kuyruk rotoru yüksekliği [m]
I_H	: Palanın düzlem içi statik kütleli atalet momenti [kgm^2]
K_b	: Palanın düzlem içi statik direngenliği [Nm/rad]
$k_{e\varsigma}, b_{e\varsigma}$	: Eşdeğer direngenlik ve eşdeğer sönüm [N/m, Ns/m]
$[K], [B], [I]$	: Helikopter gövdesinin, direngenlik sönüm ve kütle matrisi
M	: Helikopter kütlesi [kg]
m_p	: P. Noktada diferansiyel pala kütleliği
m_b	: Palanın kütlesi [kg]
N	: Pala sayısı
r_{jir}	: Palanın ağırlık merkezine göre jirasyon yarıçapı [m]
S	: Palanın düzlem içindeki ilk kütleli atalet momenti [kg.m]
T_{rotmax}	: Ana rotor maksimum taşıma kuvveti [N]
$[T], [D], [S]$	: Toplam direngenlik sönüm ve kütle matrisi
α_k	: k. Palanın azimut açısı [rad]
$[\alpha]$	: Tesir katsayıları matrisi
β_k	: Düzlem içi eğilme açısı [rad]
δ_j	: j. Gerçel kök
ε, τ	: Rayleigh sönüm modeli katsayıları
ζ_j	: j. Modun sönüm oranı
θ	: Kritik dinamik yuvarlanma açısı [rad]
λ	: Direngenlik oranı
λ_j	: j. Sistem kökü
μ_j	: j. Sanal Kök
v_β	: Palanın düzlem içi boyutsuz doğal frekansı [1/dev]
σ_β	: Palanın düzlem içi boyutlu titreşim frekansı [rad/sn]
φ	: Pala dönüş düzlemi açısı (dinamik yuvarlanma) [rad]
Ω	: Operasyonel devir [rad/sn]
ω	: Rotor hızı [rad/sn]
ω_j	: j. Modun özdeğeri [rad/sn]
ω_x	: Üç serbestlik dereceli model için gövde titreşim frekansı [rad/sn]

İNİŞ KIZAKLARININ HELİKOPTER YER REZONANSINA ETKİSİ

ÖZET

Bu tezde, iniş takımlarının yer rezonansına olan etkileri incelenmiştir. Öncelikle helikopterler ve helikopterlerde kullanılan iniş takımları okuyucuya aktarılmış, ardından iniş takımlarının tasarımındaki birkaç temel hedef açıklanmıştır.

Yer rezonansı modeli sekiz serbestlik dereceli olarak kurulmuştur. Analiz için gerekli olan gövde direngenlik matrislerinin tesir katsayıları yardımıyla veya dinamik indirgeme yöntemiyle elde edilebileceği ve özellikle düşük frekanslı titreşim modlarında, helikopter gövdesinin bir rijit cisim olarak davrandığı gösterilmiştir. Analiz için gerekli olan sönüm matrisi Rayleigh sönüm modeli ile modellenmiş ve aşırı gövde sönüm oranlarında kararsızlık bölgelerinin birbirleriyle birleştiği ve kararlılık için gerekli sönüm oranının çok yüksek mertebelere çıktığı gözlemlenmiştir.

Kızak ile zemin arasında kullanılan sınır şartlarında, kısıtlanan serbestlik dereceleri arttıkça kızığın direngenliği artmaktadır. Kızığın, gövde direngenliği ile karşılaştırılabilir mertebelere yaklaştıran bu durum, sonlu elemanlar modeli (SEM) ile analitik modelleme için kullanılan basitleştirilmiş model (BM) arasındaki özdeğerler farklılıklarını artırmaktadır.

Özellikle karmaşık mod biçimlerine sebep olan veya başka bir değişle, özvektörlerini birçok serbestlik derecesine dağıtan kızak tasarımlarının, yer rezonansı probleminde ortaya çıkan kararsızlık miktarlarını azalttığı ve buna bağlı olarak daha az sönüm gereksinimlerine ihtiyaç duyulduğu gösterilmiştir.

EFFECTS OF LANDING GEAR ON GROUND RESONANCE

SUMMARY

In this thesis, the effects of landing gear on ground resonance problem is inspected. First of all, helicopter and helicopter landing gear systems are illustrated to the reader and after, the main aims of designing a landing gear is explained.

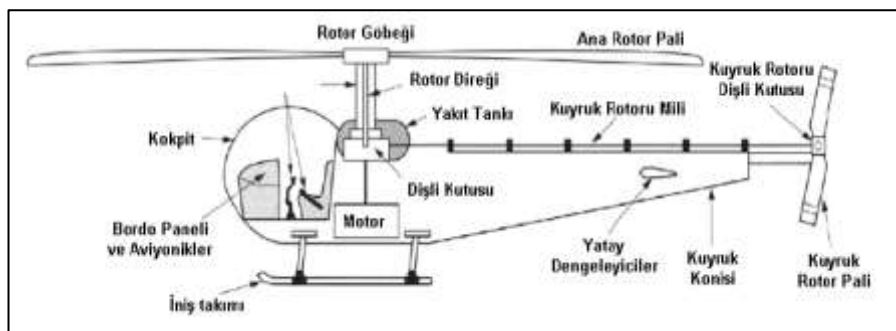
Ground resonance model is created with eight degrees of freedom(DOF). It can be seen that the required stiffness matrix of helicopter fuselage for ground resonance problem, can be determined using influence coefficient or dynamic reduction technics because of rigid body behaviour of helicopter fuselage especially in low frequency dynamics.

Required damping matrix for ground resonance problem is constructed using Rayleigh damping model. One of the main findings of these type of ground resonance model which includes multi DOF fuselage model, if damping ratio of fuselage is very high comparing to blade in-plane damping ratio, some unstable region can join together and this leads to increase in required damping level for fuselage.

Finally, landing gear which transmits some of its kinetic energy on untriggered DOFs, reduce required damping levels. This is the main design rule for decreasing required damping level and reducing ground resonance danger.

1. GİRİŞ

Helikopterler dikey olarak kalkış ve iniş yapabilen ve havada asılı olarak durabilme yeteneğine sahip hava araçlarıdır. Helikopterler de tıpkı uçaklar gibi taşıma kuvveti ihtiyacını hava içinde hareket eden taşıyıcı düzeylerine borçludur. Palalarını bir motor tarafından döndüren helikopterin her bir palasının alt ve üst yüzeylerindeki basınç farkından dolayı taşıma kuvvetleri oluşmaktadır. Bu taşıma kuvvetinin artırılması veya bir tarafa doğru yönlendirilmesi için, özel profillere sahip olan palaların hücum açıları bir kontrol sistemi ile ayarlanmaktadır. Helikopter tüm palaların hücum açılarını aynı fazda değiştirirse dikey olarak yükselmektedir (Müşterek-Collective). Fakat palaların hücum açısı değişimi arasında sabit faz farkı olursa helikopter rotorunda ek bir moment oluşur ve ilk önce pala ucu düzlemi ardından da tüm gövde eğilerek helikopterin eğilen yöne doğru gitmesi sağlanır (Çevrimsel-Cyclic). Helikopterdeki palaların sürekli döndürülmesi için ana rotor sistemine sürekli olarak döndürme momenti uygulanması gereklidir. Bu moment ihtiyacı-motordan sağlanan moment- havada asılı bulunan helikopteri de, Newton'un 3. Hareket Yasası gereği rotorun döndüğü yönün ters yönüne doğru döndürmeye çalışır. Bu dönüşün sürekliliği istenmediğinden, pala hücum açıları ayarlanabilen kuyruk rotorlarından yararlanılmaktadır. Pilot kuyruk rotorunda bulunan palaların hücum açılarını değiştirerek, helikopterin rotor ekseninde istenildiği yönde dönmesini sağlar [1,2].



Şekil 1.1 : Helikopterin genel elemanları [3].

Helikopterler bir çok alt bileşenlerden oluşmaktadır (Şekil 1.1). Helikoptere gerekli enerjiyi sağlayan sistemler; bu enerjiyi helikopterin tasarım kriterlerine göre belirlenmiş rotorlara aktaran dişli kutusu ve güç aktarma sistemleri; rotorlar ve bunların palaları; helikopterin hareketini kontrol etmeyi sağlayan ve bir tür insan-makine arayüzü olan kontrol sistemi, helikopterlerin en önemli alt sistemleri olarak listelenebilir.

Helikopterler, rotorlarına göre ve pala yapılarına göre sınıflandırılabilir. Bazı helikopter tiplerinde eş eksenli veya tandem dizilişe sahip birbirinin tersi yönde dönen iki adet ana rotor olduğundan kuyruk rotoru gereksinimleri olmamaktadır. [1,3,4].

1.1 Helikopter İniş Sistemleri

İniş sistemleri hava araçlarının yere inmesi için tasarlanan elemanlardır. İniş sistemleri helikopterin büyüklüğüne, işlevine ve helikopterin sıklıkla indiği bölgeye göre değişiklik gösterebilir. Bazı düşük kalkış ağırlıklı insansız hava araçları hariç olmak üzere neredeyse tüm hava araçlarında çeşitli iniş sistemleri bulunmaktadır.

İniş sistemlerinden istenen temel ortak özellikler;

- Acil bir iniş esnasında yeteri kadar enerjiyi soğurabilme özelliğine sahip olması
- İmalat ve bakımının kolay olması

şeklinde özetlenebilir.

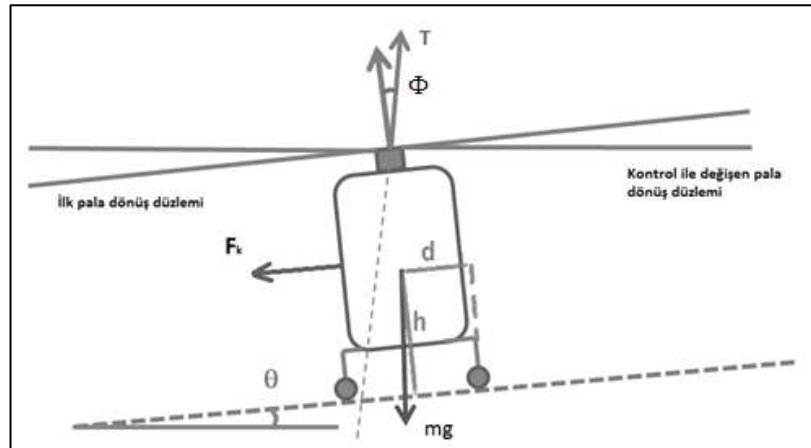
Bunun yanı sıra bazı helikopterlerde, ileride değinilecek olan yer rezonansı tehlikesinin görülmemesi için, iniş sisteminin yeterli derecede sönüm sağlayan sönümleyici elemanlara sahip olması gereklidir. Sönüm elemanları gövde-iniş sistemi arasında bulunmalıdır ve olası bir yer rezonansı durumunda sistemin kararlı kalmasını sağlamalıdır.

Helikopter iniş sistemlerinin enerji sönümleme özellikleri; iniş sisteminin yüksekliğinin artırılmasıyla, artmaktadır. Ancak helikopter iniş sistemlerinin yüksekliklerinin artırılması dinamik yuvarlanma (dynamic rollover) denilen bir durumun oluşma ihtimalini de artırmaktadır[6].

Helikopterler kalkış esnasında bir tarafa doğru devrilme eğilimi gösterebilirler. Bu durum özellikle eğimli veya engebeli arazilerden kalkışlarda, gemi güvertelerine inişlerde yaşanabilir. Dinamik yuvarlanma tehlikesi, helikopter kritik dinamik yuvarlanma açısına ulaşana kadar pilot tarafından önlenebilmektedir. Kritik açı geçildikten sonra, pilot döngüsel (cyclic) kontrol yaparak- taşıma kuvvetinin doğrultusunu değiştirerek- devrilmeye ters yönde moment oluşturmaya çalışsa da bunu başaramaz ve bu durumda helikopterin devrilmesi kaçınılmazdır [6,7].

Dinamik yuvarlanma helikopterin bir tekerin veya bir kızağın çevresinde yaşanır. Bu durum bir çok sebepten oluşsa da tek kızağın veya tek tekerin çevresinde dönüş yapmaya zorlayabilecek olan; iniş sisteminin çamurlu, karlı arazide dengesiz olarak sıkışması; dalgalar üstünde sallanan bir gemiye iniş, asıkıda taksi (hover taxi) manevrası esnasında iniş sisteminin bir engele çarpması, eğimli araziye talimatlara uymayarak yapılan iniş kalkış gibi etmenler başlıca sebeplerdir.

Helikopter tek kızak tüpü veya tekerleğin çevresinde yuvarlanma yönünde dönmeye başladığında, bu noktaya göre olan momentlerin vektörel toplamı, helikopteri devirme yönünde olmaması gereklidir. Kritik dinamik yuvarlanma açısı, kuyruk rotorundan kaynaklanan itki kuvvetinin de yuvarlanma yönünde moment yaratmasından dolayı, helikopterin sağa veya sola devrilmesine göre farklılık gösterir.



Şekil 1.2 : Eğimli yüzeylerde dinamik yuvarlanma durumu.

Şekil 1.2’de gösterildiği gibi dinamik yuvarlanmaya maruz kalabilecek bir sistemin kritik yuvarlanma açısı;

$$m.g.((d - h_m \cdot \sin \theta) \cdot \cos \theta) = F_k \cdot h_k + T_{rotmax} \cdot ((d - h_r \cdot \sin \varphi) \cdot \cos \varphi) \quad (1.1)$$

Denkleminden bulunabilir.

Burada;

d : Kızak temas noktası ile ağırlık merkezi ve rotor merkezi arasındaki yere paralel uzaklık

h_m , h_f ve h_r : Ağırlık merkezi, kuyruk rotoru, ana rotor yükseklikleri

F_k : Kuyruk rotoru itme veya çekme kuvveti

T_{rotmax} : Ana rotorun maksimum taşıma kuvveti

θ, φ : Kritik dinamik yuvarlanma açısı ve pala dönüş düzlemi açısı

Olarak belirtilir. θ açısı haricindeki tüm bilgiler tasarım aşamasında belli olduğundan, iterasyon adımları ile kritik dinamik yuvarlanma açısı belirlenebilir. Tüm iniş sistemleri, olası bir çarpışma durumunda ortaya çıkan enerjinin bir kısmını yutmak durumundadır.

İniş sistemlerinden istenen enerji yutumu, pilot ve yolcuların hasar düzeyinin altında ivme hissetmesini hedeflemelidir. Bu nedenlerle tüm iniş sistemleri için analiz yöntemleri ve test standartları mevcuttur [8].

1.1.1 Tekerlekli iniş takımları

Bu tür iniş takımına sahip olan helikopterler indikleri noktalarda kolaylıkla taksi manevrası gerçekleştirebilirler ve helikopterin hangara taşınması çok daha kolaydır.

Tekerlekli iniş takımları tasarım isterlerine göre, gövde içesine hidro-mekanik kontrol sistemleri ile çekilebilirler. Bu durumda hidrolik sistemin enerji ihtiyacı ve bakım isterleri karşılanmak durumundadır.

Bu tür iniş takımlarının en olumsuz yönü helikopterin kalkış ağırlığını artırmasıdır bu yüzden tekerlekli iniş takımı seçilirken, helikopterin yerdeki taşınma kolaylığı düşünülmeli ve orta ve ağır sınıf helikopterlerde kullanılmalıdır.

İniş takımının içeriye çekilebilir olması helikopterin uçuşu sırasında ortaya çıkan sürüklenmeyi azaltmaktadır. Özellikle yaralı ve hasta taşınmasına yönelik olarak kullanılan ambulans helikopterler veya arama kurtarma helikopterleri intikal edecekleri noktaya hızlıca ulaşmalıdırlar. İçeri çekilebilen iniş takımları hem çıkılabilecek olan en yüksek seyir hızını artırmakta hem de daha verimli bir uçuş sağlamaktadır. Askeri helikopterlerde iniş takımının içeriye çekilebilmesi radar izini azaltma anlamına da gelmektedir.

Helikopterlerde kullanılabilecek olan içeri çekilebilen tekerlekli iniş takımlarının toplam ağırlığı, helikopterin diğer iniş takımı tiplerinde, iniş kızağı sürüklemesinden dolayı harcadığı yakıtla karşılaştırılabilir ölçüde yakınsa, içeri çekilebilir iniş takımları kullanılmaktadır.



Şekil 1.3 : Tekerlekli iniş takımına sahip, Westland Lynx[9] .

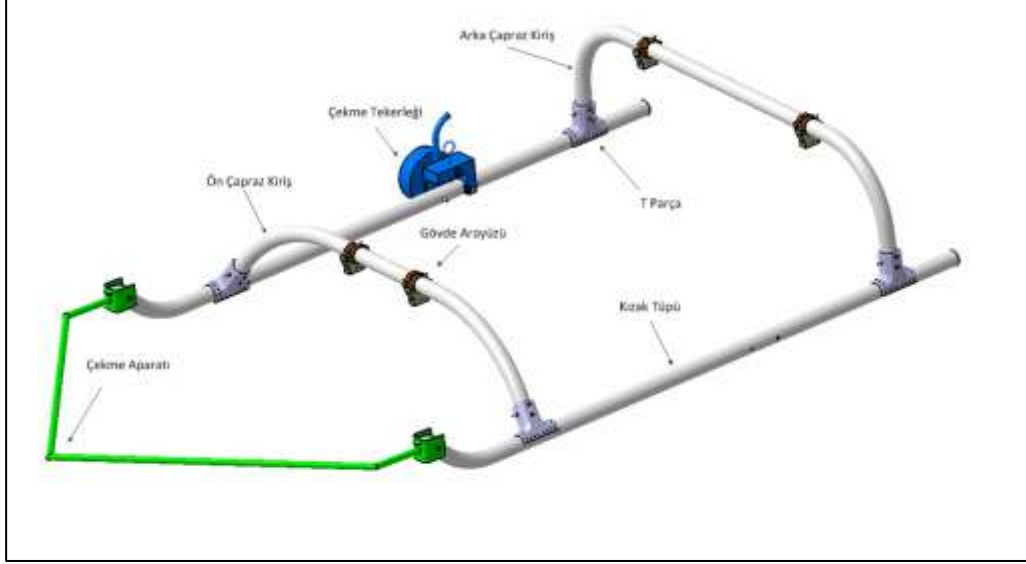
1.1.2 Kızaklı iniş takımları

Kızaklı iniş takımları hafifliği, imalat ve bakım kolaylığı gibi üstünlüklerden dolayı seçilmektedir. Helikopterin kızaklı iniş takımına sahip olması, helikopterin pistteki operasyonlarını güçleştirmektedir. Helikopter pistten hangara çekilmek istendiğinde çekme tekerlekleri takılmak durumundadır. Ayrıca bu tür iniş takımları içeri çekilebilir olmadığından gövde sürüklenme kuvvetlerini artırmaktadır (Şekil 1.4).



Şekil 1.4 : Aerodinamik olarak iyileştirilmiş iniş kızağı, Eurocopter EC 130 [10].

İniş kızıağı kaynak ve perçin yardımıyla birbirlerine geçen borulardan oluşmaktadırlar (Şekil 1.5). Helikopterler gövde altlarına bağlı çeşitli algılayıcılar veya yükler taşıyacaksa yükseltilmiş kızaklar kullanılabilir.



Şekil 1.5 : İniş kızıağının elemanları.

1.1.3 Yüzen iniş takımları

Bu tür sistemler tekerlekli veya kızak tipi iniş takımına sahip olan helikoptere bir ek özellik kazandırmak için kullanılırlar. Yüzen iniş takımları istenildiği zaman şişirilebilen balonlardan oluşturulmaktadır. Özellikle arama kurtarma helikopterleri ve denizaltı savunma harbinde kullanılan askeri helikopterlerde kullanılabilen yüzen iniş takımları helikopterin işlevini ciddi oranda artırmaktadır. Yüzen iniş takımları, helikopterin karaya acil inişi esnasında da şişirilerek enerjinin bir kısmını emilmesi için de kullanılabilmektedir.



Şekil 1.6 : Yüzen iniş takımları şişirilmiş halde bulunan, Eurocopter Merlin[11].

1.2 Yer Rezonansı Probleminin Tanımı

Yer rezonansı problemi gövde ile rotor kütle merkezi hareketinin birbirini etkilemesi sonucunda oluşan kararsızlık halidir. Bu kararsızlık yaşandığında gövdenin titreşimi giderek artar ve sonunda helikopter devrilerek veya ciddi şekilde zarar görerek kullanılamaz hale gelir. Pala hava içerisinde dönerken rotor göbeğine göre yaptığı düzlem içi eğilme titreşim hareketi (ileri-geri titreşim hareketi) frekansı rotor hızının bir fonksiyonudur. Helikopter palasının titreşim denkleminde direngenliği oluşturan unsur pala kökündeki statik direngenlik ve rotor hızından kaynaklanan merkezkaç kuvvettir. Mafsallı rotorlarda direngenlik sadece merkezkaç kuvvet ile sağlanırken düzlem-içi sert (stiff in-plane) veya düzlem-içi esnek (soft in-plane) rotorlu helikopterlerde pala kökünün statik direngenliği de sistem dinamiğinde önemli rol oynamaktadır. Yer rezonansı problemi palaların yere göre yaptığı düzlem içi titreşim hareketinin düşük frekanslı bileşeninin gövdenin kritik frekanslarından biri ile çakışması sonucu ortaya çıkmaktadır [5]. Gövdenin kritik frekansları yuvarlanma ve yunuslama modunun frekanslarıdır. Bu modların frekansı; gövde ağırlığı, iniş kızağı direngenliği ve gövde direngenliği ile belirlenir.

Tekerlekli iniş takımlarında, iniş takımının direngenliği ; tekerlek basıncı, tekerlek yapısı, tekerlek-gövde arasında bulunan hidro-pnömatik süspansiyon özellikleri ve taksi hızı ile belirlenmektedir.

Kızaklı iniş takımlarında ise iniş takımı direngenliğini; kızağın geometrisi, bağlantı biçimi belirlemektedir. Ayrıca kızak-gövde bağlantısında kullanılacak elastomer elemanlar da iniş takımı direngenliğini değiştirmektedir.

Yer rezonansı problemi helikopterlerde görülen rotor-gövde kararsızlıklarından biridir ve bu sebeple, palanın düzlem içi dinamiğinin ile gövdenin dinamiğinin denklem takımları beraberce ve eş zamanlı çözülmek durumundadır. Yer rezonansı problemini çözmek için kullanılan denklem takımlarının karşı taraflarında herhangi bir tahrik kuvveti bulunmamaktadır. Rotorun kütle merkezinin yeri, dönme ekseninden kaydıkça helikopter gövdesi tahrik edilmekte, helikopter gövdesinin hareketi de dönen palalarda atalet kuvveti yaratarak rotor kütle merkezinin yerinin değişmesine neden olmaktadır. Yer rezonansı gerçekte lineer olmayan bir problemdir ve kendini besleyen titreşim olarak sınıflandırabileceğimiz yer rezonansı probleminde, sistem cevabı kararsız bile olsa genlikler belli bir büyüklüğe kadar ulaşabilir (limit çevrim) [12]. Yer rezonansı esnek bir yapı üzerine oturmuş tüm

dönen sistemlerde ortaya çıkabilecek bir problemdir ve özellikle pervaneli uçaklarda ve rüzgar türbinlerinde de görülür[13].

1.3 Tezin Amacı

Bu tezin amacı;

- Yer rezonansı probleminin yaşanmaması için iniş takımlarında alınan önlemleri tanıtmak,
- Özel olarak kızaklı iniş takımlarını yer rezonansı bakımından incelemek ve bunlarda alınabilecek önlemleri tartışmak,
- Önlemlerin iyi ve kötü yönlerini ortaya koymak ve
- İTÜ ROTAM bünyesinde tasarlanmakta olan helikopterin iniş takımını bu bulgular doğrultusunda şekillendirmektir.

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Yer rezonansı problemine analitik olarak yaklaşan ve problemin temellerini ortaya koyan ilk araştırmacılar NASA'nın flutter uzmanlarından Robert Coleman ve Arnold Feingold olmuşlardır. Coleman ve Feingold [14] çalışmasında, palaların ve gövdenin hareket denklemleri üstel fonksiyonlarla yere bağlı bir referans eksen takımına göre yazılmış ve Lagrange denklemi kullanılarak elde edilen denklem takımları bir matriste toplanarak özdeğer problemi rotor hızına bağlı olarak çözülmüştür. Edinilen bulgular NACA (Şimdi : NASA) tarafından raporlar halinde yayınlanmıştır.

Deustch [15] kurduğu dört serbestlik dereceli yer rezonansı modelinde bağlı denklem takımını elde ettikten sonra sistemin karakteristik denklemini, analiz sonucu ortaya çıkan matrisin determinantını alarak elde etmiş ve çözümleme sonucu elde edilen gerçel ve sanal sayıların fiziksel anlamı grafikler ve yorumlarla ortaya konmuştur. Çalışmada gerçel kökün pozitif olduğu durumda kararsızlık ortaya çıktığı görülmektedir. Gerçekten de gerçel kökün pozitif olması, sönüm oranının negatif olmasına sebep vermektedir. Deustch'un elde ettiği en önemli bulgu "Deustch kararlılık kriteri" olarak anılan helikopter pala ve gövde sönüm oranının çarpımının belli bir değerin üzerinde olma zorunluluğudur. Bu değer kararsızlığın yaşandığı rotor hızına göre değişiklik göstermektedir.

Coleman ve Feingold'un yaptığı temel araştırmalardan sonra Price helikopterin yer rezonansı ile ilgili kararlılık ilkesini ortaya koymaya çalışmış ve parametreler olarak; gövde kütlesi, gövde direngenliği, gövde sönüm oranı, pal düzlem içi mafsallık mesafesi ve paller arası düzlem içi direngenlik olarak ele almıştır[12]. Price çalışmasında aerodinamik kuvvetleri ihmal ederek probleme mekanik kaynaklardan bakmıştır. Price bulgularında Deustch kararlılık kriterinin yalnızca belli pala ve gövde sönüm oranlarında doğru sonuçlar vereceğini göstermiştir.

Nahas, yer rezonansında kullanılan gövde serbestlik sayısını altıya çıkarmıştır. Nahas'ın ele aldığı sistem tekerlekli iniş takımına sahip bir helikopterdir. Helikopterin gövde direngenliğini tamamen iniş takımındaki tekerlek-damper

sisteminin belirleyeceği düşünölmüş ve bu iki sistem gevşeyen (relaxation) yay-damper modeli ile bir başka değışle standart viskoelastik katı modeli ile modellenmiştir. Nahas çalışmasında mafsallı rotorlar ve menteşesiz rotorlar için iki ayrı FORTRAN kodu geliştirmiştir. Menteşesiz rotorlar için yapılan çalışmada palalar sürekli sistem olarak modellenmiştir. Nahas ayrıca probleme aerodinamik kaynaklı kuvvetleri ve düzlem dışı -düzlem içi eğilme etkileşimini de modele yansıtmıştır [16].

Eckerd[17] Rooivalk saldırı helikopterinin yer rezonansı analizini yapmıştır. Eckerd analizlerinde helikopter palini sürekli sistem olarak ele alınmıştır. Sonuçlarını DYMORE ve MSC ADAMS programlarını da kullanarak karşılaştırabilir bir şekilde sunmuştur. Çalışmada, saldırı helikopterinin sönüm sağlaması gereken donanımlarının operasyon sırasındaki bozulma senaryoları da incelenmiştir.

Wei ve Pinqi [18] yer rezonansında MR sıvılı damperlerin kullanılmasını önermiştir. Agarwal [19] çalışmasında piezoelektrik elemanlarla yüzey basıncı ayarlanabilen yarı aktif sürtünmeli düzlem içi damper sisteminin analizlerini gerçekleştirmiştir. Yarı aktif sistemlerin kullanılması gerektiği zaman, gerektiği kadar sönümün elde edilmesini sağlayarak, damperin çabuk yıpranmasının önüne geçileceği düşünülmektedir.

Kowaleczko ve Dzygadlov [20] Polonya helikopteri olan Sokol'un analizini gerçekleştirmişlerdir. Analizlerde kanat çırpma ve düzlem içi serbestlik derecelerinin hesaba katılmasının yanında, kanadın aerodinamik katsayıları çeşitli tablolardan ara değer hesaplarıyla kullanılmışlardır. İniş takımı, temasın varlığı ele alınarak modellenmiştir. Tekerlekli iniş takımına sahip olan helikopterlerde görölen, helikopterin taksi hızının artması ile düşen yanal direngenlik de hesaplara dahil edilmiştir.

Byers ve Gandhi [21] helikopter pallerinde kullanılmak üzere tasarlanan iki adet dinamik titreşim emicisini analitik olarak karşılaştırmışlardır. Veter ve kanat açıklığı boyunca hareket eden titreşim absorberlerinin uygulanabilirlik çalışması yapılmıştır ve Lord firması çalışmanın sonucunda ortaya çıkan veter dinamik titreşim absorberinin prototipini geliştirmiştir.

Liu ve Chattopadhyay [22] helikopter pallerinde, yapışabilen sönümleyici katmanlar (constrained layer damper) kullanmışlardır. Analizlerinde helikopter palı diktörtgen bir profil olarak ele alınmış ve optimizasyon teknikleri ile en az sönümleyici ile en fazla düzlem içi sönüm oranı elde etmeye çalışmışlardır.

Donald [23] yer rezonansı probleminin sonucunda bir limit çevrim olduğunu ve gerçekte olması istenmeyen lineer olmayan durumların, aslında yer rezonansını sönümleyici kullanmadan önleme yollarından biri olduğunu açıklamış ve bu sebeple lineer olmayan modelleme ve çözüm teknikleri kullanmıştır. Böylece elastomerik elemanları bulunan yataksız rotorların daha doğru modellemeleri yapılmış olmaktadır.

Robinson, King ve Wood [24] helikopterin yer rezonansı modelini Lagrange denklemlerini kullanarak MAPLE programında sembolik olarak oluşturmuş ve oluşturulan program MATLAB programına doğrudan yollanarak çözüm yapılması sağlanmıştır. Çalışmada giderek sertleşen Duffing yayının sistem dinamiğine etkisi, balistik çarpma, damper arızası gibi bir takım etkiler incelenmiştir. Çalışmada kanatların sertleşen yay gibi davranmasının helikopter dinamik cevabında limit çevrim görülmüştür. Limit çevrim palalara veya helikopter parçalarına zarar vermeyecek ve ömrünün makul seviyelerde olmasını gerektirecek kadar düşük genlikte olması makalede değinilen başka bir konudur.

Gandhi ve Chopra [25] günümüzün helikopterlerinde fazlasıyla kullanılan elastomerik düzlem içi damperini nonlineer olarak analiz etmişlerdir. Analizlerinde standart viskoelastik modeli kullanan araştırmacılar statik düzlem içi eğilme hareketini de bir parametre olarak analizlerine dahil etmişlerdir. Elastomerik damperin bir takım modelleme parametrelerini deneylerle elde etmişlerdir. Gandhi ve Chopra çözümlemelerinde durağan düzlem içi eğilme açısının artmasıyla palanın düzlem içi sönüm oranının düştüğünü görmüşlerdir. Bu durum özellikle kalkış anına yaklaştıkça sönümlenme özelliklerini kaybeden elastomerik düzlem içi izolatöre işaret etmektedir.

Jank ve Chopra yataksız bir rotor sistemine sahip helikopterin yer ve hava rezonansı problemini incelemişlerdir [26]. İncelemede menteşesiz rotorda bulunmayan nonlineer eğilme burulma bağlaşımını da modellendiği belirtilmiş ve tasarlanan

analiz programı 1/8 Froude ölçeğinde imal edilmiş deney düzeneği ile karşılaştırılmıştır. Kayan bloklu FFT (Yüksek hızlı FFT) tekniğinin kullanıldığı deneylerde, analiz sonuçları ile çok benzer sonuçlar vermesi dikkat çekicidir. Bunun temel sebebi çalışmanın aerodinamik iç akış (inflow) etkilerini, nonlinear analizi, palanın tüm serbestlik derecelerinin birbirleri ile statik ve dinamik bağlı oluşunu, tork tüp direngenliğini ve dinamiğini, pala ön burulma açısını (twist), pala koniklik açısını, pala düzlem içi ön eğilme açısını ve kontrol girişlerini içermesidir. Bu çalışmada; kollektif açısının artırılmasının kararsızlığa yakın olan bölgeleri daha kararsız yapacağı ancak kararlı bölgeleri daha kararlı yapacağı görülmektedir. Ayrıca dinamik iç akış (dynamic inflow) etkileri göz ardı edildiğinde aslında gerçek durumdan daha fazla sönüm tahmini yapıldığı görülmektedir. Çalışmada ortaya çıkan en ilginç bulgulardan biri ise pala kontrol çubuğu (pitch link) direngenliğinin düşmesinin düzlem içi sönüm oranını artırmasıdır. Bunun temel sebebi direngenlik düştükçe negatif burulma-düzlem içi eğilme bağlaşımının artmasıdır.

King çalışmasında katılan Duffing tip nonlinear direngenliğin yer rezonansına olan etkisini incelemiştir[27]. Çalışmasında genlikle artan pala direngenliğinin helikopterin, yer rezonansı cevabını sınırlı bir alanda (limit-cycle) tuttuğunu incelemiştir.

Tho, Sparks ve arkadaşları [28] ABD donanmasına yeni katılacak olan ağır tonajlı helikopterlerin çarpışma analizlerini yapmışlardır. İniş kızaklarında dairesel kesit yerine simetrik olmayan kesit kullanımının helikopterin yer rezonansı probleminde ortaya çıkan isterlerle çarpışma enerjisi sönümlenmesi için gerekli olan isterleri ayırdığı belirlenmiştir. Çarpışma analizleri LS-Dyna ile gerçekleştirilmiş ve helikopter kızığa, arka çapraz kirişten mafsallı olmak üzere üç yerden bağlanmıştır. Helikopter kızığı AR-56 tasarım standartlarına göre çeşitli testlere tabi tutulmuş ve LS-Dyna ile yapılan analizlerin testlerle yüksek oranda örtüştüğü görülmüştür.

Monterrubio ve Sharf [29] iniş kızaklarının yer rezonansına olan etkisini incelemiştir. Helikopter, ANSYS sonlu elemanlar programı kullanılarak oluşturulmuş sistem bağlaşımsız olarak çözülmüştür ayrıca alt bileşenlere ayırma (Substructure) tekniği kullanılarak analitik çalışmalar için gerekli olan kızak direngenlik ve sönüm matrisi 6x6 boyutunda elde edilmiştir. Çalışmada alüminyum ve kompozit iniş kızakların yer rezonansına olan etkileri incelenmiştir. Düşük modlarda gövdenin esnekliğinin ihmal

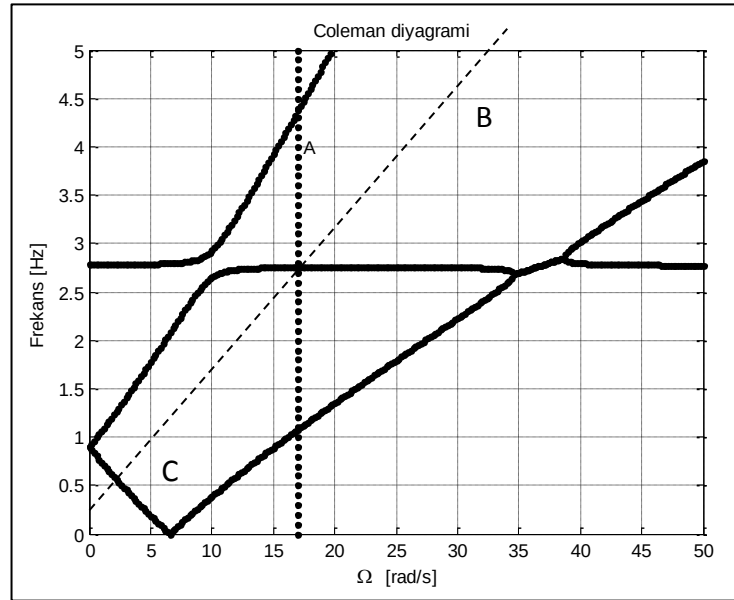
edilebileceği öne sürülmüştür. Kızak dört noktadan Çok Noktadan Bağlanabilen (Multi Point Constraint) elemanları ile helikopter ağırlık merkezine bağlanmıştır. Alüminyum kızakta bağlantı noktalarındaki sürtünmeden kaynaklı sönümler Rayleigh yöntemi kullanılarak modellenmiştir. Çalışmada ayrıca iniş kızaklarının temel tasarım kriterleri ortaya konulmuştur.

Lewis ve Darbo [30] çalışmalarında yer rezonansına sebep veren etkileri; dengesiz rotor, hasarlı düzlem içi titreşim damperi, dengesiz şok emici kuvvetleri ve dengesiz hava basıncı, eğimli iniş (iniş sırasında tek kızıağın dokunması), sert iniş veya kötü yüzeylerden taksi ile kalkış, dalga üstünde sarsılan gemiye iniş olarak özetlemiştir. Yer rezonansından kaçınmak için rotor göbeğine ve gövdenin bazı bölgelerine dinamik titreşim emicilerini koymayı önermiştir.

Jun ve Weiqin [31] çalışmalarında bir helikopter iniş kızıağının dinamik direngenliğini deneysel olarak araştırmışlardır. Çalışmada hem çeşitli taşıma kuvvetlerindeki dinamik direngenlik değişimi hem de buzlu, çamurlu yüzeylerdeki dinamik direngenlik değişimi araştırılmıştır.

3. TEORİK MODELLER

Rotor dinamiği problemlerinin genelinde rotor devir hızının bir fonksiyonu olan öz değerler ve tahrik kuvvetleri olduğu bilinmektedir. Sistem öz değerlerinin rotor devir hızının bir fonksiyonu şeklinde değiştiren etkilerin başında jiroskopik ve merkezkaç kuvvetler bulunmaktadır. Bu iki olgu sistemin direngenlik matrisindeki terimlerin değişmesine sebep olur ve sistem özdeğerleri dönüş hızına bağlı olur. Rotor sisteminin tehlikesiz bir şekilde çalışabilmesi için rotor hızına bağlı olan değişken tahrik kuvvetlerinin yine rotor hızına bağlı olan sistem özdeğerleri ile çalışma bölgesinde çakışmamasıdır. Ancak yer rezonansı analizinde kararsızlığın yaşandığı hızlarla, rotorların eğilme veya burulma doğal frekanslarının dönüş devri veya harmonikleriyle çakıştığı kritik hızlar birbiri ile karıştırılmamalıdır. Bu durumu gözlemlemek için Campbell grafikleri (Yer rezonansı için Coleman grafikleri) kullanılmaktadır.



Şekil 3.1 : Örnek bir Coleman diyagramı.

Örnek olarak Şekil 3.1’de 2.7 Hz frekansta rotor devrinden bağımsız bir titreşim modu olan, helikopterin yerdeki yuvarlanma modudur. Sistemin özdeğerleri 10

rad/sn ve 35-39 rad/sn hızlarda çakışmaktadır ve ileride açıklanacağı üzere sadece 35-39 rad/sn arası kararsızlık bölgesidir

Ana rotor, yer rezonansı analizlerinde rijit olarak ele alındığından, ana rotorun eğilme kritik hızı; sanki bir yataklama sisteminin direngenliği gibi davranan, gövde direngenliği ve gövde toplam kütlesi ele alınarak belirlenir. Eğilme kritik hızı şekil-3.1’de 1Ω eğrisi ile gövde doğal frekansının çakıştığı yerde ortaya çıkmaktadır(17rad/sn -B eğrisi 1Ω).

Ana rotorun burulma kritik hızı, palaların eşdeğer mafsala göre ataletlerinin toplamı ve eşdeğer mafsallarda bulunan düzlem içi eğilme direngeliklerinin toplamı ele alınarak hesaplanmaktadır (şekil 3.1). Burulma kritik hızı şekil 3.1’de C noktası olarak gösterilebilir(6 rad/sn). Palaların burulma kritik hızı, yer rezonansı için bir sınır teşkil etmektedir. Herhangi bir gövde moduyla daha sonra açıklanacak olan gerileyen düzlem içi titreşim modunun çakışması sonucunda yer rezonansı görülmektedir.

Campbell diyagramlarında iki ayrı zdeğer de akışabilmektedir. Bu durumda çakışan modların birbirine bağlaşımlı (coupled) olup olmadığı önemlidir. Örneğin yer rezonansı problemlerinin incelenmesinde pala, düzlem içi eğilme serbestlik derecesi ve gövde serbestlik dereceleri olarak alınabildiği gibi, palanın düzlem dışı eğilme serbestlik derecesi de modellere eklenebilmektedir. Böyle bir durumda palanın düzlem dışı ve düzlem içi eğilme titreşimlerinin birbirleri ile bağlaşımlı olmasından dolayı daha gerçekçi bir model elde edilir.

Mühendislik problemlerinin kararlılık üzümünde çeşitli kararlılık analiz yöntemleri kullanılmaktadır. Yöntemlerin kullanılabilirliğini sınırlandıran bir takım etmenler bulunmakla birlikte, sabit katsayılı lineer diferansiyel denklem takımlarının kararlılığının testinde kullanılan başlıca yöntem, karmaşık ve eşlenik halde ortaya çıkan özdeğerlerin gerçel kısmının sıfırdan büyük veya küçük olmasını araştıran yöntemdir. Bu tanıma göre sistem özdeğerlerinin en az birinin bile reel kısmı sıfırdan büyükse, sistem kararsızdır ve üstel olarak artan bir cevap vermektedir. Kendini, sistemin genelleştirilmiş koordinatlarının (serbestlik derecelerinin) zaman cevabında üstel bir artış olarak gösteren bu kararsızlık hali, belli bir rotor hızı aralığında etkili olmaktadır. Kendini besleyen titreşimlerin ortaya çıktığı bu kararsızlık bölgeleri de kritik hızlarda olduğu gibi Campbell diyagramı üzerinden gözlemlenebilmektedir.

Rotor sisteminde gözlemlenen kararsızlık durumlarının deneysel olarak incelenmesinde sıklıkla kullanılan deneysel yaklaşım, hızlanma ve yavaşlama (run-up, coast down) esnasında uygulanan mertebe analizi (order tracking, order analysis) ve belli rotor hızlarında uygulanan logaritmik azalma (decay rate) analizi olarak belirtilebilir.

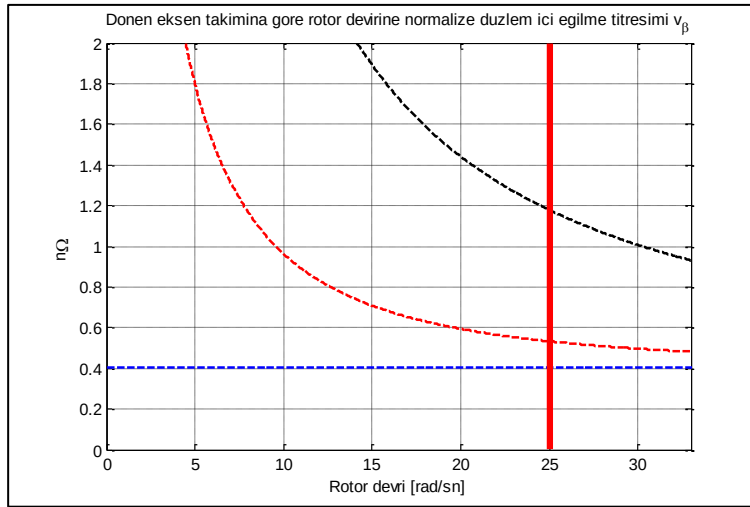
Mertebe analizi, toplanan titreşim sinyalinin belirlenen zaman dilimi içerisinde kısa süreli Fourier dönüşümü teknikleri kullanılarak frekans uzayında içeriğinin ortaya çıkarılması ve bu kısa süre içerisinde sabit olarak düşünülen rotor dönüş frekansına bölünmesiyle, elde edilmektedir(A) (Şekil3.1).

Mertebe analizi için kısa süreli FFT analizi yapabilen analizör, algılayıcılar ve rotor devrini ölçebilen takometre gerekmektedir. Bu grafikler rotor devrine bağlı olarak veya mertebeye bağlı olarak çizdirilebilir. Logaritmik azalma analizinden de sistemin modal sönüm değerleri hesaplanabilmektedir [3]

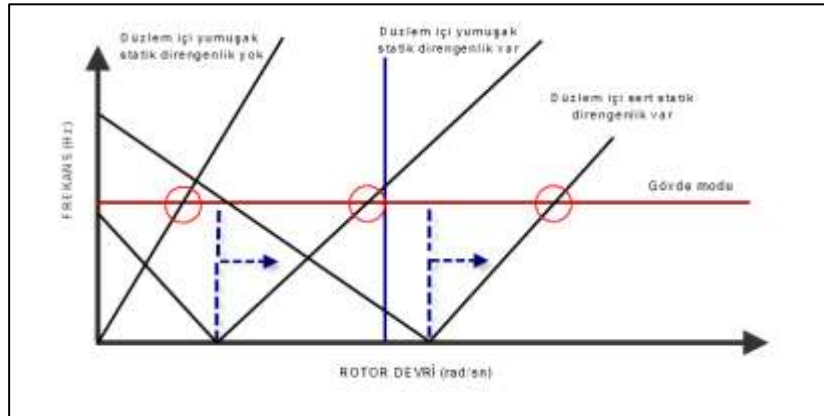
3.1 Pala Düzlem İçi Direngenliğinin Yer Rezonansına Etkisi

Helikopter palaları, düzlem içi titreşim frekansının rotor devrine oranına göre düzlem içi yumuşak veya düzlem içi sert olarak adlandırılmaktadır. Düzlem içi sert rotorlar, genellikle menteşesiz rotorlarda görülmektedir ve düzlem içi titreşim modu frekansı $v_{\beta} = 1.4, \dots, 1.6$ olarak tasarlanmaktadır (v_{β} , rotorun operasyonel hızına oranlanmış düzlem içi eğilme titreşimi frekansdır) [3]. Düzlem içi sert rotorlarda yer rezonansı görülmez ancak aerodinamik kuvvetlerden kaynaklanan titreşimler, sönümlenmeden rahatlıkla gövdeye geçebilmektedir (Şekil 3.3) [32],[33],[34]. Düzlem içi sert rotorun ana rotordan kaynaklı titreşim sönümleme kabiliyetini artırmak için ana rotor şaftı esnek olarak da tasarlanabilmektedir ve palalarda çeşitli rezonatörler kullanılabilmektedir [34]. Düzlem içi yumuşak rotorlar tipik olarak yataksız ve mafsallı tipte olan rotorlardır. Yataksız rotorlar sahip olduğu statik direngenliklerinden dolayı çok daha yüksek düzlem içi titreşim frekanslarına sahiptirler. Düzlem içi yumuşak rotorların düzlem içi titreşim modu frekansları tipik olarak v_{β} : 0.2,...,0.3 (mafsallı rotor) ; 0.65,...,0.8 (yataksız rotor) değerindedir (Şekil 3.2). Örneğin Şekil 3.2’de mavi renkli grafik mafsallı rotor sistemine ait olan v_{β} : 0.4 Ω ; kırmızı grafik düzlem içi yumuşak rotora ait olan v_{β} : 0.55 Ω ve siyah grafik de düzlem içi sert rotora ait olan v_{β} : 1.2 Ω normalize düzlem içi titreşim frekansının rotor hızına göre değişimini vermektedir. Düzlem içi yumuşak rotorlarda,

aerodinamik kuvvetlerin gövdede yaratacağı titreşim ve akustik kaynaklı problemler çok daha az görülmektedir. Palaların yorulma ömrü açısından, düzlem içi sert ve düzlem içi yumuşak rotorlarda, düzlem içi titreşim modu frekansının $0.9P-1.1P$ değerleri arasında olması istenmemektedir [3]. Şekil 3.3'te çeşitli rotor sistemlerinin yer rezonansı kararsızlığı gösterilmektedir. Örneğin düzlem içi sert rotorların gerileyen düzlem içi titreşim frekansı, operasyonel hıza kadar herhangi bir gövde moduyla çakışamayacağından yer rezonansı problemi görülmemektedir (Kırmızı yatay çizgi olası bir gövde modudur. Mavi dikey çizgi rotor hızıdır).



Şekil 3.2 : Çeşitli rotor yapıları için v_β değerinin değişmesi.



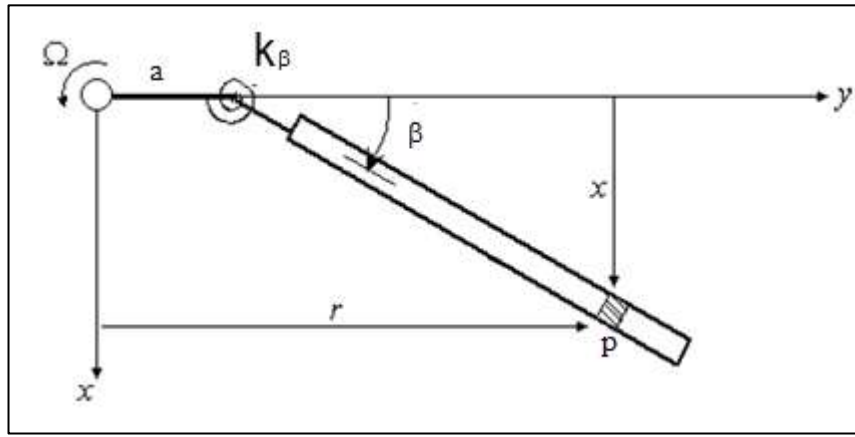
Şekil 3.3 : Çeşitli rotorlarda yer rezonansı durumu.

3.2 Eşdeğer Mafsallı Mesafesi

Yataksız rotorlarda, pala tüm hareketlerini elastik kirişin deformasyonu sayesinde yapmaktadır. Mafsallı rotorlarda ise tüm bu hareketler rotor merkezinden belli uzaklıklarda bulunan mafsallar sayesinde yapılmaktadır. Yataksız rotorlarda yer

rezonansı modelinin kurulabilmesi için palanın ya sürekli sistem olarak modellenmesi ya da ayırık sistem olarak modellenerek eşdeğer mafsalsal mesafelerinin tanımlanması gereklidir. Bu tür ayırık modellemeler, yer rezonansı problemini genel hatları ile ortaya koymakla beraber pratikte pek güvenilir sayılmazlar. Sonuçta palanın elastik düzlem içi eğilme hareketinden kaynaklı potansiyel enerji, eşdeğer mafsalsal mesafesine yerleştirilen bir burulma yayı ile eşdeğer kılınmaya çalışılır ve tüm pala rijit olarak ele alınır(Şekil 3.4) [3].

Rotor göbeğine düzlem içi eğilme mafsalsal ile bağlı rijit bir palanın denge konumu etrafındaki dış kuvvetler altında görülen küçük titreşimler için hareket denklemi yazılabilmektedir[1,2,5].



Şekil 3.4 : Yataksız bir rotorun düzlem içi eğilme modeli [3].

Ortaya çıkan sistemin dönen düzlem içi eğilme frekansı açık olarak yazılırsa;

$$v_{\beta}^2 = \frac{K_b}{I_H \cdot \Omega^2} + \frac{a \int_a^R m_p(r-a)dr}{I_H} \quad (3.1)$$

elde edilir.

Bu denklemde $\int_a^R m_p(r-a)dr$ değeri ilk kütleli atalet momenti olarak adlandırılmaktadır. Bu bağlantı (3.1) boyutsuz haldedir. (3.1) denkleminin boyutlu hale getirilmesi ve düzlem içi yay katsayısının denklemin bir tarafına atılması durumunda;

$$K_b = I_H \cdot \sigma_\beta^2 - a \cdot \Omega^2 \int_a^R m_p(r - a) dr \quad (3.2)$$

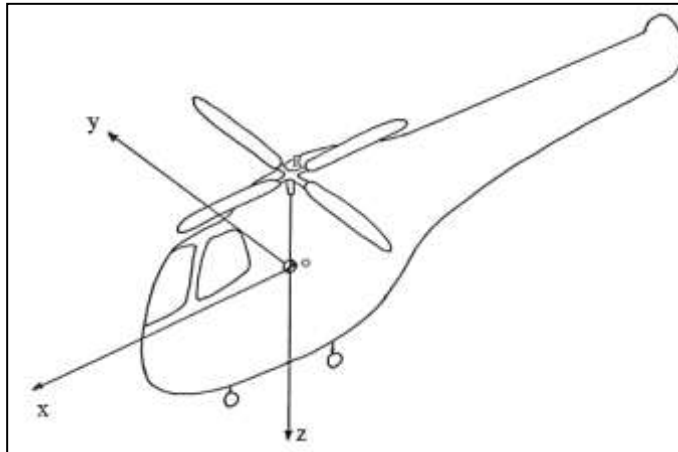
denklemini elde edilir.

Palanın a eşdeğer mafsalsal mesafesi ve eşdeğer mafsalsal mesafesine göre I_β kütleli atalet momenti birbirine bağlı parametrelerdir. Farklı eşdeğer mafsalsal mesafesi ve eşdeğer mafsalsal mesafesine bağlı farklı kütleli atalet momenti değerleri denkleminde yerine konularak palanın doğal frekansları hesaplanabilir. Seçilmesi gereken eşdeğer mafsalsal mesafesi ve eşdeğer atalet kütlesi değerleri mafsalsız rotorun gerçek kabul edilen ve sonlu elemanlarla elde edilen doğal frekanslarını sağlayan değerlerdir.

3.3 Yer Rezonansı Probleminin Modellenmesi

Yer rezonansı analizi için kullanılacak olan hareket denklemleri sabit bir eksene göre elde edilecektir. Helikopterin kuyruk rotorunun getirmiş olduğu asimetriklik göz ardı edilerek, helikopterin Şekil 3.5'deki xoz düzlemine göre simetrik olduğu kabul edilmiştir.

Helikopter gövdesi rijit kabul edilmiştir ve elastik kızıklar üzerine oturmaktadır. Böylece helikopter elastik destek üzerinde x , y ve z yönünde ötelemeler ve yine bu eksenlerde dönmeler yapabilir. Şekil 3.5'de görülen helikopter eksen takımının merkezi, helikopter ağırlık merkezindedir. Gövde altında bulunan elastik destekler (iniş kızıağı) çalışma bölgesinde lineerizasyon işlemine tabi tutulacaktır.



Şekil 3.5 : Helikopterin sabit eksen takımı[16].

Modellemede kullanılan rotor sisteminin N adet palası vardır ve palalar düzlem içi eğilme mafsasında serbestçe hareket edebilmektedir. Her mafsalda, burulma yayı K_b ve burulma damperi B_b bulunmaktadır. Palaların birbirleri arasındaki açı eşit ve 90 derecedir. Ana rotor dönmeye başladıktan sonra; palalar 90 derece faz farkı ile aynı azimut açısından geçer. Azimut açısı, Şekil 3.5’de kuyruk konisi ve burundan geçen doğrultuda 0 ve 180; y ve $-y$ yönlerinde 90 ve 270 olarak belirtilmekte olan referans açısı olarak tanımlanabilir.

Rotor göbeği, helikopter ağırlık merkezinin üstünde R ile gösterilen noktada bulunmaktadır ve rotor göbeği, helikopter ağırlık merkezinden h kadar uzaktadır.

3.3.1 Helikopter gövdesinin hareket denklemleri

Helikopter gövdesi daha önceden bahsedildiği üzere altı serbestlik derecesine sahiptir. Bunlar u_x, u_y, u_z ötelemeleri ve θ_x, θ_y ve θ_z dönmeleridir.

$$k_i = k_i(u_x, u_y, u_z, \theta_x, \theta_y, \theta_z) \quad (3.3)$$

$$b_i = b_i(u_x, u_y, u_z, \theta_x, \theta_y, \theta_z) \quad (3.4)$$

Helikopter gövdesinin hareket denklemlerini elde etmek için gerekli olan gövde direngenlik matrisi,

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \\ M_{\theta_x} \\ M_{\theta_y} \\ M_{\theta_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & \dots & \dots & \dots & k_{16} \\ k_{21} & \ddots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \ddots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \ddots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \ddots & \dots \\ k_{61} & \dots & \dots & \dots & \dots & k_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \\ \theta_x \\ \theta_y \\ \theta_z \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

şeklinde elde edilebilir. Bu denklem kapalı formda

$$\{F\} = [K]\{u\} \quad (3.6)$$

olarak yazılabilir. Helikopterin kızığa bağlı olduğu bölgelerdeki direngenliklerin birbirlerine eşit olması (izotropik) istenmeyen statik bağılıkların ortaya çıkmaması için gerekli olmaktadır. Eğer bağlantı bölgelerinin direngenlikleri birbirlerinden

farklı ise helikopterin dikey modları da yunuslama ve yuvarlanma modlarını tahrik edebilir. Helikopterin dikey modunu tahrik eden daimi bir harmonik olduğundan ($N.\Omega$: Ana rotor dikey tahrik frekansı), böyle bir anizotropik bağlantı direngenliği oluştuğunda, yer rezonansı riski artmaktadır. Ayrıca helikopterin tek ana rotorlu veya koaksiyal rotorlu olması durumunda analiz yöntemleri değişmezken, iki ana rotorlu tandem (ardışık) ve yanyana dizilişte, helikopterin sapma modu (yawing mode) da önem kazanmaktadır. Koaksiyal rotorlu sistemlerde iki rotor takımı da birbirinden bağımsız olarak analiz edilerek sonuca gidebilir. Koaksiyal rotorlu sistemlerde aerodinamik etkiler ele alınmazsa; iki ana rotor ,yer rezonansı problemi bakımından birbirinden tamamen bağımsızdır.

Benzer olarak sönüm matrisi için de ;

$$\{F\} = [B]\{\dot{u}\} \quad (3.7)$$

yazılabilir.

$[B]$ = sönüm matrisi

$\{\dot{u}\}$ = genelleştirilmiş koordinatlar hızıdır.

Helikopter gövdesinin hareket denklemleri matris formunda ;

$$[I]\{\ddot{u}\} + [B]\{\dot{u}\} + [K]\{u\} + \{F\} = 0 \quad (3.8)$$

şeklinde yazılabilir.

Kütle matrisi ,

$$I = \begin{bmatrix} M & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & M & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & M & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

Şeklinde gösterilebilir. Helikopter xoz düzlemine göre simetrik olduğundan I_{xy} ve I_{yz} çarpım atalet momenti sıfırdır. Diyagonal dışındaki kütle atalet momentleri

serbetlik derecelerinin birbirlerine dinamik olarak bağılığınan sorumludur ve kütle dağılımı simetrik olan yapılarda çok küçük değerlerde oldukları ortaya konulabilir. Gerçekten de İTÜ-HTH kütleli atalet momenti ve kütle verilerinde de bu değerler diğer kütleli atalet momentlerine göre çok küçüktür [32].

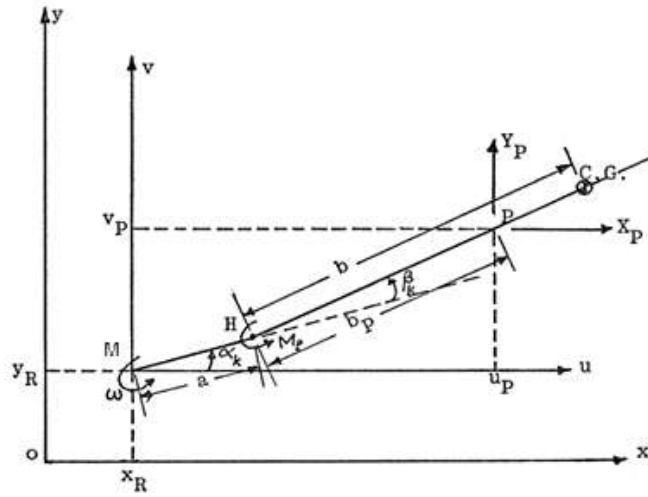
Hareket denkleminde bulunan F sütun matrisi rotor göbeğinden gövdeye iletilen kuvvet ve momentlerdir. Bunlar;

$$F = \begin{bmatrix} F_{xb} \\ F_{yb} \\ 0 \\ h.F_{yb} \\ -h.F_{xb} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

Şeklinde gösterilebilir. Burada F_{xb} ve F_{yb} rotor merkezinde x ve y yönünde ortaya çıkan kuvvetlerdir. Bu kuvvetler helikopterin ağırlık merkezinde bulunan eksen takımına taşınmak istendiğinde iki ayrı kuvvet ve iki ayrı moment $h.F_{yb}$, $-h.F_{xb}$ ile temsil edilebilir. F_{zb} kuvvetinin yer rezonansı problemine herhangi bir etkisi olmamasından dolayı hesaplamalara dahil edilmemektedir. Bu kuvvet ve momentler modellenmenin ilerleyen aşamalarında elde edileceklerdir.

3.3.2 Palaların hareket denklemleri

Helikopterde bulunan k. palanın rotor düzlemindeki hareketi Şekil 3.6’da görülmektedir. Palaların her birinin kütlesi m_b ve atalet yarıçapı da r dir. Palalarda bulunan düzlem içi eğilme mafsallı rotor göbeğinden a kadar uzaktadır. Palaların ağırlık merkezi düzlem içi eğilme mafsallından b kadar uzaktadır. Şekil 3.6’da görülen k. pala, düzlem içi eğilme mafsallı sayesinde β_k açısını yapmıştır. Palaların düzlem içi eğilme mafsallarında K_b yayı ve B_b sönümü bulunmaktadır (Şekil 3.6). Helikopter gövdesi, yere sabitlenmiş olan x-y eksen takımına göre hareket etmektedir. M noktasında bulunan rotor merkezi çevresinde dönen palaların tüm yer değiştirmeleri u-v eksen takımına göre yazılmaktadır.



Şekil 3.6 : Palanın düzlem içi eğilme modeli [16].

M noktası rotor göbeğini temsil etmektedir. Rotor göbeği, helikopter ağırlık merkezinin hareketleri ile tahrik olabilmektedir.

$$x_R = u_x - h. \theta_y \quad (3.11)$$

$$y_R = u_y + h. \theta_x \quad (3.12)$$

Palanın azimut açısı t anında

$$\alpha_k = \omega t \quad (3.13)$$

dır. Burada ω rotor milinin açısal hızıdır.

Palanın ağırlık merkezi olan P noktasına etki eden atalet kuvvetleri, palanın düzlem içi hareketi ve helikopter gövdesinin hareketinden kaynaklanmaktadır;

$$X_P = m_p (\ddot{x}_R + \ddot{u}_p) \quad (3.14)$$

$$Y_P = m_p (\ddot{y}_R + \ddot{v}_p) \quad (3.15)$$

şeklinde yazılabilir. Bu kuvvetler düzlem içi mafsallında bir momente sebep olur;

$$M_P = -X_P. b_p. \sin(\alpha_k + \beta_k) + Y_P. b_p. \cos(\alpha_k + \beta_k) \quad (3.16)$$

X_p ve Y_p atalet kuvvetleri denklem (3.14) ve (3.15) kullanarak açık halde denklem (3.16) ya konulursa ve $m_p \cdot b_p$ çarpımına bölünürse,

$$M_p/m_p \cdot b_p = -(\ddot{x}_R + \ddot{u}_p) \cdot \sin(\alpha_k + \beta_k) + (\ddot{y}_R + \ddot{v}_p) \cdot \cos(\alpha_k + \beta_k) \quad (3.17)$$

Elde edilir [16].

P noktasının koordinatları u-v eksen takımında;

$$u_p = a \cdot \cos \alpha_k + b_p \cdot \cos (\alpha_k + \beta_k) \quad (3.18)$$

$$v_p = a \cdot \sin \alpha_k + b_p \cdot \sin (\alpha_k + \beta_k) \quad (3.19)$$

gibi ifade edilebilir. Bu denklemler iki kere zamana göre türevlenirse P noktasının u-v eksen takımındaki ivmelerine ulaşılır. Türev alma işleminde denklem (3.13)'e de dikkat etmek gereklidir.

$$\begin{aligned} \ddot{u}_p = & -a \omega^2 \cdot \cos \omega t - b_p \left(\omega^2 + 2\omega \dot{\beta}_k + \dot{\beta}_k^2 \right) \cos \omega t \cdot \cos \beta_k + \\ & b_p \left(\omega^2 + 2\omega \dot{\beta}_k + \dot{\beta}_k^2 \right) \sin \omega t \cdot \sin \beta_k - b_p \ddot{\beta}_k \cdot \sin \omega t \cdot \cos \beta_k \end{aligned} \quad (3.20)$$

$$-b_p \ddot{\beta}_k \cdot \sin \beta_k$$

$$\begin{aligned} \ddot{v}_p = & -a \omega^2 \cdot \sin \omega t - b_p \left(\omega^2 + 2\omega \dot{\beta}_k + \dot{\beta}_k^2 \right) \sin \omega t \cdot \cos \beta_k - \\ & b_p \left(\omega^2 + 2\omega \dot{\beta}_k + \dot{\beta}_k^2 \right) \cos \omega t \cdot \sin \beta_k + b_p \ddot{\beta}_k \cdot \cos \omega t \cdot \cos \beta_k \end{aligned} \quad (3.21)$$

$$-b_p \ddot{\beta}_k \cdot \sin \omega t \cdot \sin \beta_k$$

Denklemleri elde edilir. Denklem (3.20) ve (3.21) de denge konumunda lineerizasyon işlemi yapılmak istenirse, küçük açı kabulünden dolayı $\sin \beta_k \approx \beta_k$ ve $\cos \beta_k \approx 1$ ifadeleri kullanılır. Bu şartlarda denklem (3.20) ve (3.21) tekrardan yazılırsa;

$$\ddot{u}_p = -[2b_p\omega \dot{\beta}_k + (a + b_p)\omega^2] \cos \omega t - b_p(\ddot{\beta}_k - \omega^2\beta_k) \sin \omega t \quad (3.22)$$

$$\ddot{v}_p = -[2b_p\omega \dot{\beta}_k + (a + b_p)\omega^2] \sin \omega t - b_p(\ddot{\beta}_k - \omega^2\beta_k) \cos \omega t \quad (3.23)$$

Elde edilir.

$$a_1 = 2b_p\omega \dot{\beta}_k + (a + b_p)\omega^2 \quad (3.24)$$

$$a_2 = b_p(\ddot{\beta}_k + \omega^2\beta_k) \quad (3.25)$$

Olmak üzere

$$\ddot{u}_p = -a_1 \cos \omega t - a_2 \sin \omega t \quad (3.26)$$

$$\ddot{v}_p = -a_1 \sin \omega t + a_2 \cos \omega t \quad (3.27)$$

Olarak yazılabilir.

Denklem (3.26) ve (3.27) yi , denklem (3.17)ye konulursa ve küçük açı kabulü ile ;

$$\sin(\alpha_k + \beta_k) = \sin \alpha_k + \beta_k \cdot \cos \alpha_k \quad (3.28)$$

$$\cos(\alpha_k + \beta_k) = \cos \alpha_k - \beta_k \cdot \sin \alpha_k \quad (3.29)$$

İfadeleri kabul edilirse;

$$M_p/m_p \cdot b_p = -\ddot{x}_R(\sin \alpha_k + \beta_k \cdot \cos \alpha_k) + \ddot{y}_R(\cos \alpha_k - \beta_k \cdot \sin \alpha_k) + \quad (3.30)$$

$$a_1\beta_k(\cos^2\alpha_k + \sin^2\alpha_k) + a_2(\cos^2\alpha_k + \sin^2\alpha_k)$$

bulunur. Yüksek mertebeden terimlerin ihmal edilmesi ve a_1, a_2 değerlerinin denklem (3.30)'a konulmasıyla;

$$M_p/m_p \cdot b_p = -\ddot{x}_R(\sin \alpha_k + \beta_k \cdot \cos \alpha_k) + \ddot{y}_R(\cos \alpha_k - \beta_k \cdot \sin \alpha_k) + \quad (3.31)$$

$$a_1\beta_k(\cos^2\alpha_k + \sin^2\alpha_k) + a_2(\cos^2\alpha_k + \sin^2\alpha_k)$$

$$M_P = -m_p \cdot b_p \ddot{x}_R \sin \alpha_k + m_p \cdot b_p \ddot{y}_R \cos \alpha_k + m_p \cdot b_p^2 \cdot \ddot{\beta}_k + m_p \cdot b_p \cdot a \cdot \omega^2 \beta_k \quad (3.32)$$

elde edilir.

Denklem (3.32) , pala üzerinde bulunan P noktasındaki kütleden kaynaklanan atalet kuvvetlerinin ve merkezci kuvvetlerin H noktasında oluşturduğu düzlem içi momenti göstermektedir. Bu değer tüm pala için toplanırsa;

$$M_B = \sum M_P \quad (3.33)$$

$$\sum m_P \cdot b_p = m_b \cdot b \quad (3.34)$$

$$\sum m_P \cdot b_p^2 = m_b \cdot (r_{jir}^2 + b^2) = I_H \quad (3.35)$$

elde edilir [16].

Denklem (3.32)'ye düzlem içi mafsal direngenliğinden kaynaklanan $K_b \cdot \beta_k$ ve düzlem içi mafsal sönümünden kaynaklanan $B_b \cdot \dot{\beta}_k$ eklenirse ;

$$I_H \cdot \ddot{\beta}_k + B_b \cdot \dot{\beta}_k + (K_b + m_b \cdot b \cdot a \cdot \omega^2) \cdot \beta_k + m_b \cdot b (-\ddot{x}_R \sin \alpha_k + \ddot{y}_R \cos \alpha_k) = 0 \quad (3.36)$$

denklemini elde edilir. Burada $(K_b + m_b \cdot b \cdot a \cdot \omega^2)$ değeri, düzlem içi mafsal direngenliği ve merkezci kuvvetlerden kaynaklanan düzlem içi direngenlik değerinin toplamıdır. Mafsal direngenliği statik bir değerdir ve mafsalı rotor sistemine sahip helikopterlerde bulunmamaktadır.

$m_b \cdot b (-\ddot{x}_R \sin \alpha_k + \ddot{y}_R \cos \alpha_k)$ ifadesi helikopter gövdesinin sabit eksen takımındaki hareketleri sonucu palaların düzlem içi eğilme modunu tahrik ettiğini göstermektedir.

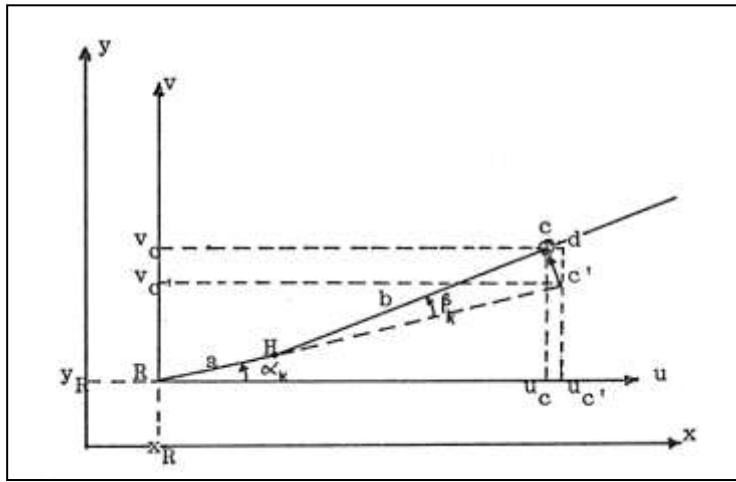
3.3.3 Rotor sisteminin kütle merkezinin belirlenmesi

Şekil 3.7’de görülen bir palanın düzlem içi eğilmesi sonucu oluşan yeni kütle merkezinin yeri u-v eksen takımında;

$$u_{c'} = (a + b) \cos \alpha_k \quad (3.37)$$

$$v_{c'} = (a + b) \sin \alpha_k \quad (3.38)$$

olarak gösterilebilir. Küçük β_k açıları için ;



Şekil 3.7 : Hareketli (u-v) ve sabit eksen (x-y) eksen takımı [16].

$$\widehat{cc'd} = \alpha_k \quad (3.39)$$

$$\sin \beta_k = \beta_k = cc' / b \quad (3.40)$$

$$cc' = b \cdot \beta_k \quad (3.41)$$

$$cd = cc' \cdot \sin \alpha_k = b \cdot \beta_k \cdot \sin \alpha_k \quad (3.42)$$

$$c'd = cc' \cdot \cos \alpha_k = b \cdot \beta_k \cdot \cos \alpha_k \quad (3.43)$$

yazılabilir.

Böylece k. palanın yeni kütle merkezi;

$$u_c = u_{c'} - cd = (a + b). \cos \alpha_k - b. \beta_k. \sin \alpha_k \quad (3.44)$$

$$v_c = v_{c'} + c'd = (a + b). \sin \alpha_k + b. \beta_k. \cos \alpha_k \quad (3.45)$$

olacaktır.

Denklem (3.44) ve (3.45), palanın düzlem içi eğilmesi sonucu ortaya çıkan yeni kütle merkezinin tarifini sağlayan kinematik ilişkilerdir.

Tüm palaların toplam kütle merkezi yani rotor sisteminin kütle merkezinin yeri;

$$u_G = \sum_{k=0}^{N-1} m_b u_c / N. m_b = \sum_{k=0}^{N-1} u_c / N \quad (3.46)$$

$$v_G = \sum_{k=0}^{N-1} m_b v_c / N. m_b = \sum_{k=0}^{N-1} v_c / N \quad (3.47)$$

denklemleri ile tanımlanır.

Eğer denklem (3.44) ve (3.45) , denklem (3.46) ve (3.47)'e eklenirse;

$$u_G = \frac{1}{N} \left[(a + b). \sum_{k=0}^{N-1} \cos \alpha_k - b. \sum_{k=0}^{N-1} \beta_k. \sin \alpha_k \right] \quad (3.48)$$

$$v_G = \frac{1}{N} \left[(a + b). \sum_{k=0}^{N-1} \sin \alpha_k + b. \sum_{k=0}^{N-1} \beta_k. \cos \alpha_k \right] \quad (3.49)$$

olarak yazılabilir.

Palaların bir referans çizgisine göre yaptıkları α_k açılarının toplam cosinüsü ve sinüsü daima sıfırdır.

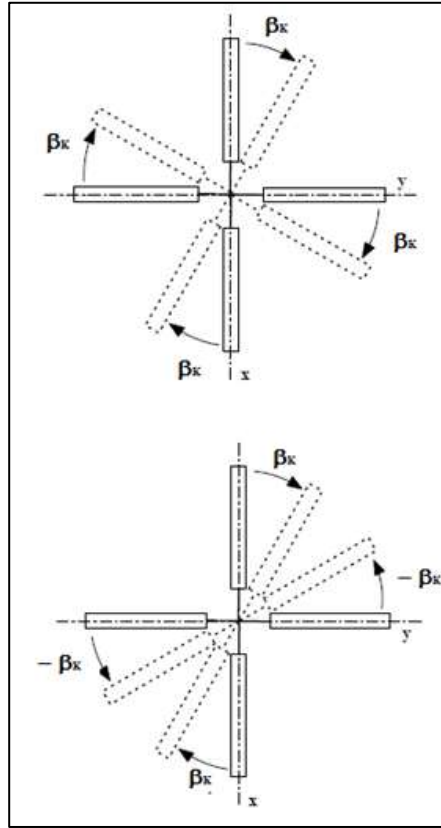
$$\sum_{k=0}^{N-1} \cos \alpha_k = \sum_{k=0}^{N-1} \sin \alpha_k = 0 \quad (3.50)$$

Buradan;

$$u_G = \frac{-b}{N} \cdot \sum_{k=0}^{N-1} \beta_k. \sin \alpha_k \quad (3.51)$$

$$v_G = \frac{b}{N} \cdot \sum_{k=0}^{N-1} \beta_k \cdot \cos \alpha_k \quad (3.52)$$

denklemleri elde edilir [16]. Palaların düzlem içi eğilme hareketinden kaynaklı olarak yaptıkları β_k açıları birbirlerine eşitse; β_k seri toplamının dışına çekilebilir ve denklem (3.50)'den yararlanılarak, denklem (3.51) ve (3.52) ifadelerinin sıfır olacağı söylenebilir. Bu durumda rotor sisteminin kütle merkezinin yeri değişmemektedir. Bu durum palaların müşterek hareketinden aynı müşterek titreşim modundan başka bir şey değildir ve helikopter gövde serbestlik derecelerinin biri ile bile bağlaşımlı olmadığından yer rezonansı probleminde incelenmesi gereksizdir. Rotor sisteminin buna benzer incelenmesi gereksiz olan başka bir modu da makaslama modudur. Bu düzlem içi titreşim modları yer rezonansı problemi için olmasa da güç iletim sisteminin ve rotor göbeğinin analizlerinde önemli olabilmektedir (Şekil 3.6).



Şekil 3.8 : Düzlem içi müşterek (burulma) (üstte) ve makaslama modları (altta).

Eğer denklem (3.36) $\sin \alpha_k$ ile çarpılır ve tüm palalar için toplama işlemi yapılırsa ;

$$I_H \cdot \sum_{k=0}^{N-1} \ddot{\beta}_k \cdot \sin \alpha_k + B_b \cdot \sum_{k=0}^{N-1} \dot{\beta}_k \cdot \sin \alpha_k + (K_b + m_b \cdot b \cdot a \cdot \omega^2) \cdot \sum_{k=0}^{N-1} \beta_k \cdot \sin \alpha_k +$$

$$m_b \cdot b \left(-\ddot{x}_R \sum_{k=0}^{N-1} \sin \alpha_k + \ddot{y}_R \sum_{k=0}^{N-1} \sin \alpha_k \cdot \cos \alpha_k \right) = 0 \quad (3.53)$$

$$I_H \cdot \sum_{k=0}^{N-1} \ddot{\beta}_k \cdot \sin \alpha_k + B_b \cdot \sum_{k=0}^{N-1} \dot{\beta}_k \cdot \sin \alpha_k + (K_b + m_b \cdot b \cdot a \cdot \omega^2) \cdot \sum_{k=0}^{N-1} \beta_k \cdot \sin \alpha_k +$$

$$m_b \cdot b \left(-\ddot{x}_R \sum_{k=0}^{N-1} \sin \alpha_k + \ddot{y}_R \sum_{k=0}^{N-1} \sin \alpha_k \cdot \cos \alpha_k \right) = 0 \quad (3.54)$$

elde edilir. Denklem (3.51) ve (3.52) nin zamana göre türevleri alınırsa;

$$\dot{u}_G = \frac{-b}{N} \cdot \sum_{k=0}^{N-1} (\dot{\beta}_k \cdot \sin \alpha_k + \beta_k \cdot \omega \cdot \cos \alpha_k) \quad (3.54)$$

$$\ddot{u}_G = \frac{-b}{N} \cdot \sum_{k=0}^{N-1} (\ddot{\beta}_k \cdot \sin \alpha_k + 2 \cdot \dot{\beta}_k \cdot \omega \cdot \cos \alpha_k - \beta_k \cdot \omega^2 \cdot \sin \alpha_k) \quad (3.55)$$

$$\dot{v}_G = \frac{b}{N} \cdot \sum_{k=0}^{N-1} (\dot{\beta}_k \cdot \cos \alpha_k - \beta_k \cdot \omega \cdot \sin \alpha_k) \quad (3.56)$$

$$\ddot{v}_G = \frac{b}{N} \cdot \sum_{k=0}^{N-1} (\ddot{\beta}_k \cdot \cos \alpha_k - 2 \cdot \dot{\beta}_k \cdot \omega \cdot \sin \alpha_k - \beta_k \cdot \omega^2 \cdot \cos \alpha_k) \quad (3.57)$$

ifadeleri elde edilir. Buradan;

$$\sum_{k=0}^{N-1} \ddot{\beta}_k \cdot \sin \alpha_k = -\frac{N}{b} \ddot{u}_G - 2\omega \cdot \sum_{k=0}^{N-1} \dot{\beta}_k \cdot \cos \alpha_k + \omega^2 \sum_{k=0}^{N-1} \beta_k \cdot \sin \alpha_k$$

$$= \frac{N}{b} (-\ddot{u}_G - 2\omega \dot{v}_G + \omega^2 u_G) \quad (3.58)$$

$$\sum_{k=0}^{N-1} \dot{\beta}_k \cdot \sin \alpha_k = -\frac{N}{b} \dot{u}_G - \omega \cdot \sum_{k=0}^{N-1} \dot{\beta}_k \cdot \cos \alpha_k = \frac{N}{b} (-\dot{u}_G - \omega \cdot v_G) \quad (3.59)$$

ifadeleri elde edilir.

$N \geq 3$ durumu için ;

$$\sum_{k=0}^{N-1} \beta_k \cdot \sin^2 \alpha_k = \frac{N}{2} \quad (3.60)$$

$$\sum_{k=0}^{N-1} \sin \alpha_k \cdot \cos \alpha_k = 0 \quad (3.61)$$

ifadeleri de kullanılarak, denklem (3.58) den denklem (3.60)'a kadar olan denklemler kullanılarak; denklem (3.53)e geri dönülürse;

$$I_H (\ddot{u}_G + 2\omega \dot{v}_G - \omega^2 u_G) + B_b (\dot{u}_G + \omega \cdot v_G) + (K_b + m_b \cdot b \cdot a \cdot \omega^2) \cdot u_G + \frac{1}{2} m_b \cdot b^2 \cdot \ddot{x}_R = 0 \quad (3.62)$$

elde edilir. Denklem (3.36)'yı bu sefer de $\cos \alpha_k$ ile çarparak ve gerekli işlemler yapıldıktan sonra;

$$I_H (\ddot{v}_G + 2\omega \dot{u}_G - \omega^2 v_G) + B_b (\dot{v}_G + \omega \cdot u_G) + (K_b + m_b \cdot b \cdot a \cdot \omega^2) \cdot v_G + \frac{1}{2} m_b \cdot b^2 \cdot \ddot{y}_R = 0 \quad (3.63)$$

denklemini elde edilir. Palanın düzlem içi eğilme mafsallı çevresindeki hareketini u-v eksen takımında ifade etmeye yarayan denklem (3.62) ve (3.63)'ün birbirilerine bağımlı oldukları kolaylıkla görülebilir.

3.3.4 Paladan kaynaklanan kuvvetler

Palalardan kaynaklanan X_b ve Y_b kuvvetlerini (3.10) bulabilmek için denklem (3.14) ve (3.15)'i hatırlanacak olursa;

$$X_P = m_p (\ddot{x}_R + \ddot{u}_p) \quad (3.14)$$

$$Y_P = m_p (\ddot{y}_R + \ddot{v}_p) \quad (3.15)$$

Bu denklemlerde $\ddot{u}_p$ ve $\ddot{v}_p$ ifadeleri denklem (3.26) ve (3.27) de elde edilmişti. Bu ifadeler yerlerine konulursa k. palada P kütleciği tarafından oluşturulan kuvvetler;

$$X_P = m_p \ddot{x}_R - m_p \left(2b_p \omega \dot{\beta}_k + (a + b_p) \omega^2 \right) \cos \omega t - m_p \left(b_p (\ddot{\beta}_k - \omega^2 \beta_k) \right) \sin \omega t \quad (3.64)$$

$$Y_P = m_p \ddot{y}_R - m_p \left(2b_p \omega \dot{\beta}_k + (a + b_p) \omega^2 \right) \sin \omega t + \quad (3.65)$$

$$m_p \left(b_p (\ddot{\beta}_k - \omega^2 \beta_k) \right) \cos \omega t$$

şeklinde yazılabilir [16].

Bu kuvvetler, denklem (3.13) , (3.34) ve (3.35) kullanılarak, bir k. pala boyunca toplanırsa;

$$X_k = m_b \ddot{x}_R - m_b (2b \omega \dot{\beta}_k + (a + b) \omega^2) \cos \alpha_k - m_b (b (\ddot{\beta}_k - \omega^2 \beta_k)) \sin \alpha_k \quad (3.66)$$

$$Y_k = m_b \ddot{y}_R - m_b (2b \omega \dot{\beta}_k + (a + b) \omega^2) \sin \alpha_k + m_b (b (\ddot{\beta}_k - \omega^2 \beta_k)) \cos \alpha_k \quad (3.67)$$

denklemleri elde edilir. Denklem (3.66) ve (3.67) sadece k. Palanın gövdeye aktardığı kuvvetlerdir. Tüm rotor sistemi düşünülürse bir seri toplamı gerekmektedir. Seri toplamı yapılırken denklem (3.66) ve (3.67) de bulunan ilk terimler $N.m_b \ddot{x}_R$ ve $N.m_b \ddot{y}_R$ olacaktır. Bu iki ifade toplam rotor kütlelerinin x ve y yönündeki atalet kuvvetleridir. Bu iki ifade denklem (3.9) da yer alan gövde kütle matrisinde M (gövde kütle) parametresinin içerisinde olduğundan bu ifade tekrardan hesaplanmamaktadır.

Böylece ortaya çıkan rotor kaynaklı kuvvetler;

$$X_b = -m_b \cdot b \cdot \sum_{k=0}^{N-1} [2\omega \cdot \dot{\beta}_k \cos \alpha_k + (\ddot{\beta}_k - \omega^2 \beta_k) \sin \alpha_k] \quad (3.68)$$

$$Y_b = m_b \cdot b \cdot \sum_{k=0}^{N-1} [-2\omega \cdot \dot{\beta}_k \sin \alpha_k + (\ddot{\beta}_k - \omega^2 \beta_k) \cos \alpha_k] \quad (3.69)$$

olarak belirtilebilir.

Denklem (3.55) ve (3.57) e dikkat edilirse, denklem (3.68) ve (3.69) şu şekilde yazılabilir;

$$X_b = N \cdot m_b \cdot \ddot{u}_G \quad (3.70)$$

$$Y_b = N \cdot m_b \cdot \ddot{v}_G \quad (3.71)$$

Helikopterin yer rezonansı modeli genelleştirilmiş koordinatlarda yazılırsa;

$$[T]\{\ddot{u}\} + [D]\{\dot{u}\} + [S]\{u\} = 0 \quad (3.72)$$

olarak yazılabilir. Bu denklemde T, kütle; D, sönüm ve S, direngenlik matrislerini tanımlamaktadır. Genelleştirilmiş koordinatlar;

$$u = \begin{Bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \\ \theta_x \\ \theta_y \\ \theta_z \\ u_G \\ v_G \end{Bmatrix} \quad (3.73)$$

olarak belirtilir;

T, kütle matrisi denklem (3.5), (3.9), (3.10), (3.11), (3.12), (3.62), (3.63), (3.70) ve (3.71) kullanılarak;

$$[T] = \begin{bmatrix} & & & & & & Nm_b & 0 \\ & & & & & & 0 & Nm_b \\ & & [I]_{6 \times 6} & & & & 0 & 0 \\ & & & & & & 0 & hNm_b \\ & & & & & & -hNm_b & 0 \\ & & & & & & 0 & 0 \\ \frac{1}{2}m_b \cdot b^2 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{2}m_b \cdot b^2 & 0 & I_H & 0 \\ 0 & \frac{1}{2}m_b \cdot b^2 & 0 & \frac{1}{2}m_b \cdot b^2 h & 0 & 0 & 0 & I_H \end{bmatrix} \quad (3.74)$$

olarak yazılabilir.

$$D = \begin{bmatrix} & & & & & & 0 & 0 \\ & & & & & & 0 & 0 \\ & & [B]_{6 \times 6} & & & & 0 & 0 \\ & & & & & & 0 & 0 \\ & & & & & & 0 & 0 \\ & & & & & & 0 & 0 \\ & & & & & & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & B_b & 2I_H \omega \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -2I_H \omega & B_b \end{bmatrix} \quad (3.75)$$

$$S = \begin{bmatrix} & & & & & & 0 & 0 \\ & & & & & & 0 & 0 \\ & & [K]_{6 \times 6} & & & & 0 & 0 \\ & & & & & & 0 & 0 \\ & & & & & & 0 & 0 \\ & & & & & & 0 & 0 \\ & & & & & & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & K_b + (m_b \cdot b \cdot a - I_H) \cdot \omega^2 & B_b \omega \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -B_b \omega & K_b + (m_b \cdot b \cdot a - I_H) \cdot \omega^2 \end{bmatrix} \quad (3.76)$$

Denklem (3.74), (3.75) ve (3.76) de bulunan $[I]_{6 \times 6}$, $[B]_{6 \times 6}$, $[K]_{6 \times 6}$ alt matrisleri gövdenin kütle, sönüm ve direngenlik matrisleridir [16]. Bu alt matrisler helikopter

gövdesinin dinamik denklemlerinden çıkarılabileceği gibi, altbileşenler (substructure) tekniği kullanılarak da elde edilebilir.

3.4 Helikopter Direngenlik Sönüm Ve Kütle Matrisinin Oluşturulması

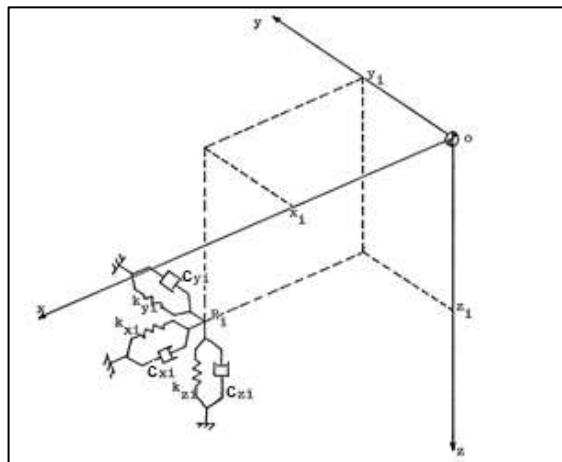
Helikopterin direngenlik, sönüm ve kütle matrisleri çeşitli yollarla oluşturulabilir. Bunlardan ilki doğrudan kinematik yaklaşımlarla matrislerin elde edilmesidir[16]. İkincisi ise altbileşen (substructure) tekniğinin; sonuncusu da tesir katsayıları yardımıyla direngenlik matrisinin bulunması şeklindedir.

Yöntemlerin tümünde sınır şartları zamana göre değişmemektedir, çünkü helikopterlerin operasyonel rotor devrine ulaşana kadar müşterek rotor açısının değiştirilmesi istenmez. Böylece fazla yüke sahip olmayan motor, helikopter rotorunu hızlıca operasyonel devire getirir.

Helikopterlerin bulunduğu zemin özellikleri de helikopterlerin direngenlik matrislerini değiştirebilmektedir. Yumuşak ve sert zeminler ya da helikopter kızıağı ile sürtünme katsayıları düşük veya yüksek olan yüzeyler, helikopterin direngenlik matrislerini değiştirebilir. Bunun önlenmesi için birden çok durum için analiz yapılması ve bir nevi gürbüzlük testi yapılması gereklidir.

3.4.1 Kinematik yaklaşımla direngenlik matrisinin elde edilmesi

Bu yaklaşım tekerlekli iniş sistemlerine sahip helikopterlerin direngenlik matrislerinin eldesinde kullanılmaktadır .



Şekil 3.9 : Tekerlekli iniş takımının sadece bir temas bölgesinin modeli.

Şekil 3.9’da görüldüğü gibi, incelenmek istenen helikopterin ağırlık merkezi O noktasındadır. Helikopter gövdesi, iniş sistemine bir kaç bölgeden bağlıdır. Her bağlantı bölgesinde x,y ve z serbestlik derecelerinde etkin olan direngenlik ve sönüm elemanları bulunmaktadır.

Helikopterin direngenlik ve sönüm matrisini kinematik ilişkiler yoluyla elde etmek için, helikopter gövdesinin n adet bağlantı ile tekerleklere bağlandığı düşünülmelidir. Bu bölümde açıklanan yöntemde, direngenlik ve sönüm özelliklerinin tamamen darbe emici (hidro-pnömatik süspansiyon) tarafından sağlandığı unutulmamalıdır. Başka bir deyişle, darbe emicinin seri bağlı olduğu tekerleğin direngenliği, darbe emici sistemin direngenliğine göre çok daha büyüktür ve tekerleğin direngenliği fiziksel modelde ihmal edilebilir. Her bir tekerlek bağlantı bölgesinde bulunan bölgesel direngenlik elemanları helikopterin ağırlık merkezine göre kinematik ilişkiler yardımı ile yazılırsa;

$$[K_i] = \begin{bmatrix} k_{xi} & 0 & 0 & 0 & k_{xi}z_i & -k_{xi}y_i \\ 0 & k_{yi} & 0 & -k_{yi}z_i & 0 & k_{yi}x_i \\ 0 & 0 & k_{zi} & k_{zi}y_i & -k_{zi}x_i & 0 \\ 0 & -k_{yi}z_i & k_{zi}y_i & k_{yi}z_i^2 + k_{zi}y_i^2 & -k_{zi}x_iy_i & -k_{yi}x_iz_i \\ k_{xi}z_i & 0 & -k_{zi}x_i & -k_{zi}x_iy_i & k_{xi}z_i^2 + k_{zi}x_i^2 & -k_{xi}y_iz_i \\ -k_{xi}y_i & k_{yi}x_i & 0 & -k_{yi}x_iz_i & -k_{xi}y_iz_i & k_{xi}y_i^2 + k_{yi}x_i^2 \end{bmatrix} \quad (3.77)$$

İfadesi bulunabilir. Tüm tekerlek bağlantı bölgelerinin, helikopter ağırlık merkezine göre yazılması durumunda;

$$[K] = [K_1] + [K_2] + [K_3] + \dots + [K_i] \quad (3.78)$$

İfadesine gelinir.

Benzer bir ifade sönüm elemanları için de elde edilebilir.

$$[C_i] = \begin{bmatrix} c_{xi} & 0 & 0 & 0 & c_{xi}z_i & -c_{xi}y_i \\ 0 & c_{yi} & 0 & -c_{yi}z_i & 0 & c_{yi}x_i \\ 0 & 0 & c_{zi} & c_{zi}y_i & -c_{zi}x_i & 0 \\ 0 & -c_{yi}z_i & c_{zi}y_i & c_{yi}z_i^2 + c_{zi}y_i^2 & -c_{zi}x_iy_i & -c_{yi}x_iz_i \\ c_{xi}z_i & 0 & -c_{zi}x_i & -c_{zi}x_iy_i & c_{xi}z_i^2 + c_{zi}x_i^2 & -c_{xi}y_iz_i \\ -c_{xi}y_i & c_{yi}x_i & 0 & -c_{yi}x_iz_i & -c_{xi}y_iz_i & c_{xi}y_i^2 + c_{yi}x_i^2 \end{bmatrix} \quad (3.79)$$

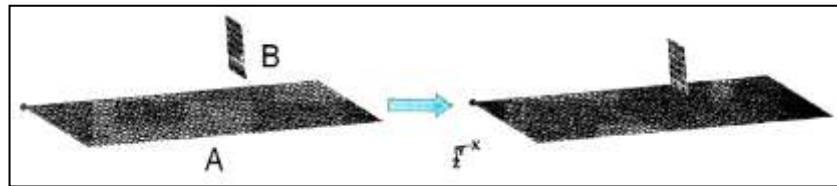
$$[C] = [C_1] + [C_2] + [C_3] + \dots + [C_i] \quad (3.80)$$

Buraya kadar yazılan tüm direngenlik ve sönüm matrisleri direngenlik ve sönüm elemanının birbirlerine paralel bağlı olarak kabul edildiği tekerlek bağlantı bölgeleri için geçerlidir (Şekil 3.9). Eğer bağlantı bölgelerindeki direngenlik ve sönüm elemanlarının fiziksel modeli, bu sözü edilen paralel bağlı direngenlik-sönüm elemanı modelinden farklı ise, eşdeğer sönüm ve eşdeğer direngenlik tanımlarından bahsedilebilir (Bölüm 3.4.5). Bu durum darbe emiciye seri olarak bağlı ve ihmal edilemeyecek oranda karşılaştırılabilir direngenliğe sahip olan tekerleğin, fiziksel modele eklenmesiyle oluşturulabilir.

3.4.2 Altbileşen tekniği (substructure) ve dinamik indirgeme

Sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak modellenen bazı yapılar altbileşen modellemesine tabi tutulabilirler. Bu işlemdeki öncelikli amaç, çeşitli modellerde veya bizzat mevcut model içinde birçok defa kullanılacak parçaların tek bir parça olarak saklanması (Bir türbin üzerinde bulunan kanatlar) olarak belirtilebilir. Böylece altbileşenin sistem matrisleri bir kere hesaplandıktan sonra ana (master) modellerin içinde kullanılabilir (Şekil 3.11). Ayrıca altbileşen sıklıkla düzenlenmesi gereken bir parça ise bu yapı, ana yapıdan ayrı tutularak, ana yapının çözüm ağı özellikleri bozulmamış olmaktadır[33].

Altbileşen oluşturma tekniği, altbileşen yapılacak sistemi serbestlik dereceleri azaltılmış biçimde ana modele aktarmaktadır. Böylece çözüm süreleri bir hayli azalmaktadır. Ayrıca altbileşen istenildiği zaman, dış uzayla komşu halde bulunan düğüm noktalarına indirgenmiş kuvvetlerle çözümlenebilmektedir[34].



Şekil 3.10 : B parçası A parçasının altbileşenidir.

Altbileşen oluşturma tekniği, ana modelin lineer ve nonlineer olan kısımlarının ayrılmasına olanak tanır. Böylece lineer teori kullanılarak oluşturulan altbileşen matrisleri her bir adım sonrasında iterasyona tabi tutulmaz ve ana modelin çözüm süresi azalır [33]. Altbileşenler bazı durumlarda katman katman

oluşturulabilmektedir. Böyle bir yapıda büyük altbileşen de birden çok küçük altbileşenden oluşabilmektedir.

3.4.2.1 Dinamik indirgeme(Dİ)

Sürekli sistemin, sönümsüz serbest titreşim hareket denklemi matris formunda yazılırsa;

$$[I]\{\ddot{Q}\} + [K]\{Q\} = \{0\} \quad (3.77)$$

elde edilir. Burada bazı düğüm noktalarının, altbileşen oluşturmak için özel seçildiğini düşünerek, bu altbileşenlerle ilgili altvektör ve altmatrisler oluşturursak;

$$\begin{bmatrix} I_{AA} & I_{AB} \\ I_{BA} & I_{BB} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{Q}_A \\ \ddot{Q}_B \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{AA} & K_{AB} \\ K_{BA} & K_{BB} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} Q_A \\ Q_B \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (3.78)$$

şeklinde yazabiliriz. Burada;

$\{Q_A\}$ = Altbileşen yapılmak istenen parçadan atılacak serbestlik derecelerini

$\{Q_B\}$ = Altbileşen yapılmak istenen parçada bırakılacak serbestlik derecelerini göstermektedir.

Bu denklemde $\{\ddot{Q}_A\}$ ve $\{\ddot{Q}_B\}$ ivmelerinin sıfıra yakın olduğu (düşük frekans incelemeleri) düşünülürse [40] ;

$$\begin{bmatrix} K_{AA} & K_{AB} \\ K_{BA} & K_{BB} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} Q_A \\ Q_B \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (3.79)$$

elde edilmektedir.

$$K_{AA} \cdot Q_A + K_{AB} \cdot Q_B = 0 \quad (3.80)$$

$$K_{BA} \cdot Q_A + K_{BB} \cdot Q_B = 0 \quad (3.81)$$

Denklem (3.80) ve (3.81) beraberce çözülürse;

$$-[K_{BA}] \cdot [K_{AA}]^{-1} [K_{AB}] \{Q_B\} + [K_{BB}] \cdot \{Q_B\} = \{0\} \quad (3.82)$$

olarak bulunur. Denklem (3.82) şu şekilde de yazılabilir;

$$[K_{BB}^*] \cdot \{Q_B\} = \{0\} \quad (3.83)$$

$$[K_{BB}^*] = -[K_{BA}] \cdot [K_{AA}]^{-1} [K_{AB}] + [K_{BB}] \quad (3.84)$$

Denklem (3.84) ifadesi indirgenmiş direngenlik matrisidir. Bu matris kullanılarak ve denklem (3.83)'ün karşı tarafında tahrik kuvvetleri olduğu düşünülerek $\{Q_B\}$ yer değiştirme vektörü bulunabilir. Elde edilen $\{Q_B\}$ ifadeleri kullanılarak;

$$\{Q_A\} = -[K_{AA}]^{-1} [K_{AB}] \{Q_B\} \quad (3.85)$$

atılan serbestlik dereceleri denklem.. yardımıyla bulunabilir.

Modal analiz için altbileşenin indirgenmiş kütle matrisini de oluşturmak gereklidir.

Bunun için virtüel işler prensibini kullanırsak;

$$\delta\{Q_B\}^T [I_{BB}^*] \{Q_B\} = \delta[Q]^T [I] [Q] \quad (3.86)$$

$$\delta\{Q_B\}^T [I_{BB}^*] \{Q_B\} = [\delta\{Q_A\}^T \quad \delta\{Q_B\}^T] \begin{bmatrix} I_{AA} & I_{AB} \\ I_{BA} & I_{BB} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{\ddot{Q}_A\} \\ \{\ddot{Q}_B\} \end{Bmatrix} \quad (3.87)$$

denklem (3.85)'den;

$$\delta\{Q_A\} = -[K_{AA}]^{-1} [K_{AB}] \delta\{Q_B\} \quad (3.88)$$

$$\delta\{\ddot{Q}_A\} = -[K_{AA}]^{-1} [K_{AB}] \delta\{\ddot{Q}_B\} \quad (3.89)$$

elde edilir. Denklem (3.88) ve (3.89)'u , denklem (3.87)'ye konulursa;

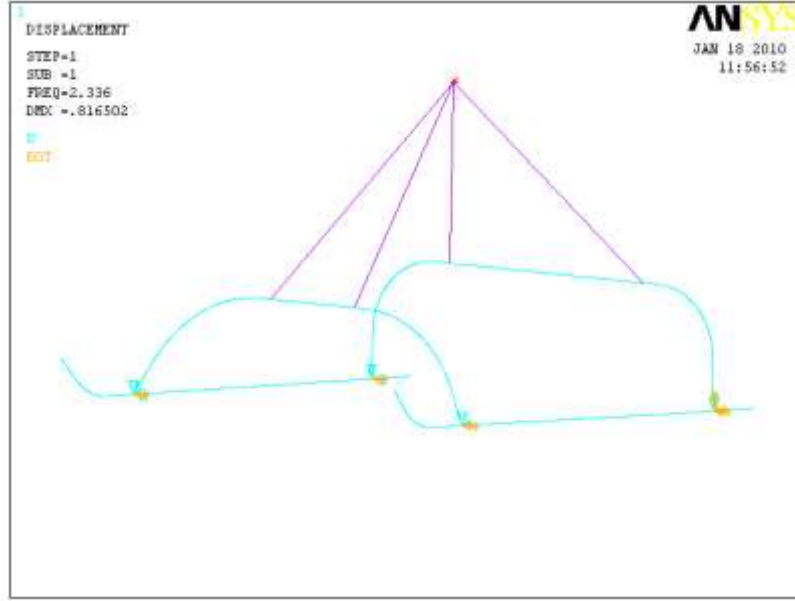
$$[I_{BB}^*] = [T_B]^T [I] [T_B] \quad (3.90)$$

$$[T_B] = \begin{bmatrix} -[K_{AA}]^{-1} [K_{AB}] \\ [I_B] \end{bmatrix} \quad (3.91)$$

elde edilir. Burada denklem (3.90)'da bulunan $[I_{BB}^*]$ matrisi, $[I]$ matrisi ile benzer enerji özelliğine sahiptir. Yani sistemin tüm enerjisi, altbileşende bırakılan geliştirilmiş koordinatlara indirgenmiştir[35]. $[I_B]$ matrisi $[I]$ matrisi boyutunda olmaktadır ve birim matristir. Altbileşen yapıldıktan sonra sistem matrisi $[I_{BB}^*]$ ve $[K_{BB}^*]$ den oluşmaktadır. Matrislerin boyutları, altbileşenin serbestlik derecesi kadardır ve doğal olarak özdeğer çözümünde serbestlik derecesi kadar doğal frekans bulunur.

Guyan indirgemesinin bu tezde kullanım amacı, helikopter iniş kazağının 6×6 boyutunda indirgenmiş kütle, direngenlik matrislerini elde etmektir. Helikopter iniş kazağının altbileşen olarak düşünüldüğü bu yöntemde, indirgeme aşamasında bırakılan tek düğüm noktası helikopter ağırlık merkezidir. Helikopter ağırlık merkezi, kızak-gövde bağlantı noktalarına rijit giriş elemanlarla bağlanmaktadır

(Şekil 3.11). ANSYS 12 ortamında kızağa öngörülen şartlara göre oluşan sınır şartları uygulandıktan sonra, bütünsel (global) kütle ve direngenlik matrisleri elde edilmektedir. Elde edilen matrisler MATLAB’de hazırlanan bir program yardımıyla Guyan indirgemesine tabi tutulmaktadır. Helikopter gövdesinin bir noktaya indirgenmiş tekil kütle olarak ele alınması düşük frekanslı gövde modlarının elde edilmesi için yeterli olacaktır.



Şekil 3.11 : Altparça analizi için kurulan ANSYS modeli.

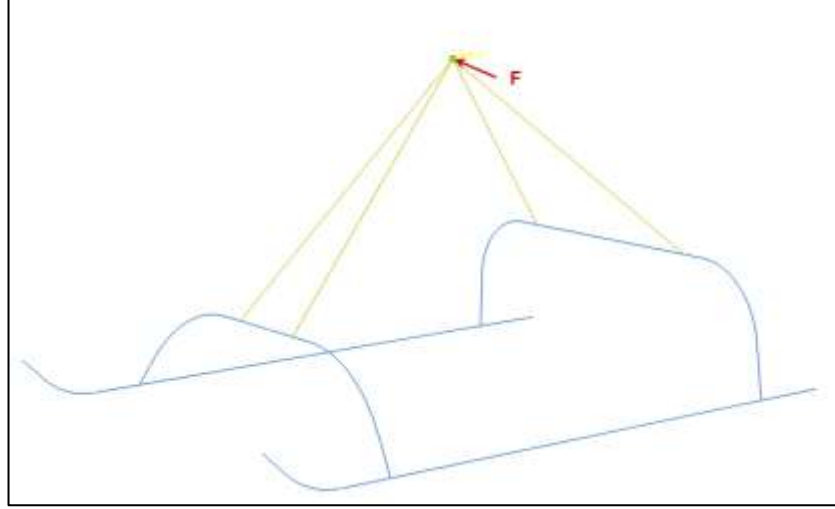
3.4.3 Tesir katsayıları(TK) yöntemiyle direngenlik matrisinin elde edilmesi

Basitleştirilmiş Modelin (BM) 6x6 boyutunda direngenlik matrisi, tesir katsayıları yöntemini kullanılarak elde edilmektedir(Şekil 3.12). Tesir katsayıları; noktasal kütleyle tüm serbestlik derecelerinden teker teker uygulanacak birim kuvvet ve momentlerle yapılan lineer statik analizin sonucunda elde edilen, ağırlık merkezinin altı serbestlik derecesindeki yer değiştirmelerle bulunmaktadır .

Ağırlık merkezinin herhangi bir dış yük altındaki yer değiştirmesi;

$$\{u\}_{6 \times 1} = [\alpha]_{6 \times 6} \{F\}_{6 \times 1} \quad (3.92)$$

Her bir analiz için $\{F\}_{6 \times 1}$ sütun vektörünün sadece bir serbestlik derecesinde birim kuvvet veya moment olursa; ortaya çıkan yer değiştirme vektörü aynı zamanda tesir katsayısıdır. Örneğin y doğrultusu için;



Şekil 3.12 : Basitleştirilmiş Modelin (BM) tesir katsayılarının elde edilmesi

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \\ \theta_x \\ \theta_y \\ \theta_z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha_{11} & \alpha_{12} & \alpha_{13} & \dots & \dots & \alpha_{16} \\ \alpha_{21} & \dots & \dots & \dots & \dots & \vdots \\ \alpha_{31} & \dots & \dots & \dots & \dots & \vdots \\ \vdots & \dots & \dots & \dots & \dots & \vdots \\ \vdots & \dots & \dots & \dots & \dots & \vdots \\ \alpha_{61} & \dots & \dots & \dots & \dots & \alpha_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (3.93)$$

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \\ \theta_x \\ \theta_y \\ \theta_z \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \alpha_{12} \\ \alpha_{22} \\ \alpha_{32} \\ \alpha_{42} \\ \alpha_{52} \\ \alpha_{62} \end{Bmatrix} \quad (3.94)$$

Olarak elde edilebilir. Tesir katsayılarının bir özelliği olan Maxwell karşılıklı teoremi çerçevesinde; $\alpha_{ij} = \alpha_{ji}$ olduğundan [36],

$$\begin{Bmatrix} \alpha_{12} \\ \alpha_{22} \\ \alpha_{32} \\ \alpha_{42} \\ \alpha_{52} \\ \alpha_{62} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \alpha_{21} \\ \alpha_{22} \\ \alpha_{23} \\ \alpha_{24} \\ \alpha_{25} \\ \alpha_{26} \end{Bmatrix} \quad (3.95)$$

Tesir katsayıları matrisinin bir satırı tamamen elde edilmektedir. Bu işlem altı serbetlik derecesi için de tekrarlanarak tesir katsayıları matrisi elde edilir. Buradan yola çıkarak direngenlik matrisi;

$$\{F\}_{6 \times 1} = [K]_{6 \times 6} \{u\}_{6 \times 1} \quad (3.96)$$

$$\{u\}_{6 \times 1} = [\alpha]_{6 \times 6} \{F\}_{6 \times 1} \quad (3.97)$$

$$[K]_{6 \times 6} = [\alpha]_{6 \times 6}^{-1} \quad (3.98)$$

işlemleriyle elde edilmektedir. Helikopterin yer rezonansı için kritik olan düşük frekanslı dinamiğinde gerekli olan direngenlik matrisleri, tesir katsayıları kullanılarak veya dinamik indirgeme yöntemiyle elde edilmektedir.

Altparça yapılırken kullanılan dinamik indirgeme işlemi için kızıağın $n \times n$ boyutundaki direngenlik ve kütle matrisi gereklidir. Bu iki matris, ANSYS programı yardımıyla elde edilir ve kızıağın bağlı olduğu ağırlık merkezindeki fiktif noktaya 6×6 boyutunda indirgenir. Çizelge 3.1'den görüldüğü gibi direngenlik matrisinin dinamik indirgeme yöntemiyle veya tesir katsayılarıyla elde edilmesi arasındaki hata çok küçük düzeydedir.

Benzer biçimde; dinamik indirgeme yöntemiyle elde edilmiş kütle matrisi ile noktasal kütlenin kabul edilen kütle matrisiyle karşılaştırılırsa, özellikle diyagonal terimlerde ortaya çıkan hata oranının çok düşük olduğu görülmektedir(Çizelge 3.2).

Dinamik indirgeme yöntemiyle elde edilen kütle matrisi çarpım atalet momentleri içermektedir. Bunun temel sebebi, kütlesi ihmal edilen kızıağın etkileridir. Ancak gerçekte, çarpım atalet momentinin doğal frekanslar üzerindeki etkisi önemszenmeyecek oranda azdır. İki yöntemle elde edilen direngenlik ve kütle matrisi kullanılarak yapılan özdeğer analizinde frekansların birbiriyle uyum içinde olduğu görülebilir.

Dinamik indirgeme yöntemi kızak sistemlerinde rahatlıkla uygulanabilir ancak kızak sisteminde olası Lagrange çarpanı ile modellenenebilecek mafsallık veya elastomer gibi ayrıntıların varlığı direngenlik ve kütle matrisine ek terimler getirdiğinden dinamik indirgeme tekniğini uygulamak mümkün olmamaktadır. Bu sebeple bu tezin genelinde tesir katsayıları yardımıyla elde edilecek direngenlik matrisleri kullanılacaktır.

Çizelge 3.1 : TK ve Dİ yöntemiyle elde edilen matrisler.

7381,80	688,63	6237,78	-2,09E+06	-4,82E+06	5,56E+06
688,63	2152,43	490,23	2,08E+06	-6,19E+05	8,70E+05
6237,78	490,23	9750,15	2,59E+06	-3,55E+06	2,55E+06
-2,09E+06	2,08E+06	2,59E+06	1,19E+10	3,27E+09	-5,67E+09
-4,82E+06	-6,19E+05	-3,55E+06	3,27E+09	8,05E+09	-6,16E+09
5,56E+06	8,70E+05	2,55E+06	-5,67E+09	-6,16E+09	1,07E+10

Dinamik indirgeme yoluyla 1804 SD'li modelden elde edilen 6×6 boyutunda direngenlik matrisi

7369,483	686,5467	6248,386	-2,10E+06	-4,81E+06	5,54E+06
686,5467	2068,551	492,3435	2,05E+06	-6,18E+05	8,71E+05
6248,386	492,3435	9662,231	2,67E+06	-3,56E+06	2,56E+06
-2,10E+06	2,05E+06	2,67E+06	1,18E+10	3,27E+09	-5,67E+09
-4,81E+06	-6,18E+05	-3,56E+06	3,27E+09	8,04E+09	-6,15E+09
5,54E+06	8,71E+05	2,56E+06	-5,67E+09	-6,15E+09	1,07E+10

Tesir katsayıları kullanılarak elde edilen 6×6 boyutunda direngenlik matrisi

0,17	0,30	0,17	0,30	0,21	0,28
0,30	3,90	0,43	1,58	0,21	0,07
0,17	0,43	0,90	3,29	0,19	0,27
0,30	1,58	3,29	0,81	0,12	0,00
0,21	0,21	0,19	0,12	0,13	0,19
0,28	0,07	0,27	0,00	0,19	0,12

Dinamik indirgeme yöntemiyle ve tesir katsayıları kullanılarak elde edilen direngenlik matrislerinin bağıl hatası (%)

3.4.4 Kızak sönümü

Helikopter kızağındaki toplam sönüm;

- Yapısal sönüm (Bağlantı elemanı sürtünmeleri, malzeme içi sönümü, temas sürtünme sönümü)
- Yapay olarak eklenmiş (Elastomerik veya hidrolik sönümleyiciler) sönümden kaynaklanmaktadır.

Çizelge 3.2 : Dİ ve (3.9)'la bulunan kütle matrisleri.

Dinamik indirgeme yöntemiyle elde edilen kütle matrisi					
1,950	0,000	-0,008	-0,934	-22,430	2,619
0,000	1,934	0,000	10,833	0,128	-0,832
-0,008	0,000	1,939	2,312	3,828	0,622
-0,934	10,833	2,312	3746516	-804,887	4402,407
-22,430	0,128	3,828	-804,887	1682426	-6153,115
2,619	-0,832	0,622	4402,407	-6153,115	2825874

Kabul edilen kütle matrisi					
1,923	0	0	0	0	0
0	1,923	0	0	0	0
0	0	1,923	0	0	0
0	0	0	3721844	0	0
0	0	0	0	1659784	0
0	0	0	0	0	2800421

Çizelge 3.3 : Dİ ve TK yöntemiyle bulunan matrislerle yapılan özdeğer sonuçları.

Dinamik indirgeme (Hz)	Tesir katsayıları (Hz)	Bağıl hata (%)
2,55	2,51	1,53
4,12	4,11	0,15
6,11	6,10	0,11
7,14	7,09	0,63
11,80	11,84	0,32
17,20	17,33	0,75

Yapay sönüm, tekerlekli iniş takımına sahip helikopterlerde denklem.. de hesaplandığı gibi elde edilebilir. Yapısal sönüm ise oransal (Rayleigh) sönüm prensibine göre oluşturulacaktır. Bunun için ;

$$[B_o] = \varepsilon[I] + \tau[K] \quad (3.99)$$

olarak yazılabilir.

Burada ε ve τ katsayıları her sistem için farklılık göstermektedir ve deneysel olarak hesaplanan bir takım değerlerdir. Oransal sönümlü sistemlerde kütle matrisinin ε ile çarpılması; sürtünme kaynaklı (bağlantı bölgeleri) sönümleri modellerken, direngenlik matrisi ile çarpılan τ değeri yapısal sönümü modellemektedir. [37]

Oransal sönüme sahip bir sisteme modal dönüşüm uygulandığında;

$$\zeta_j = \frac{1}{2\omega_j} \alpha + \frac{\omega_j}{2} \tau \quad (3.100)$$

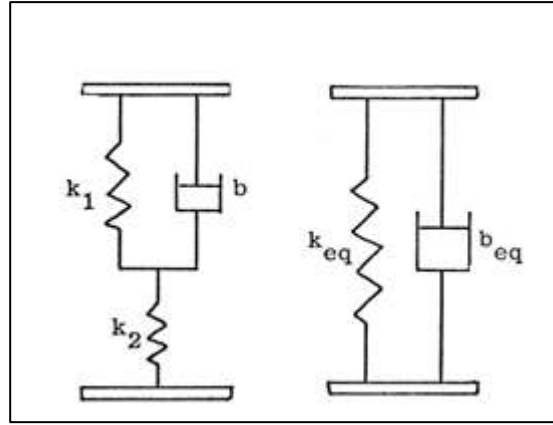
ifadesi yazılabilir [38]. Analiz edilen sisteme, deneysel modal analiz uygulandığında en az iki modun sönüm oranı ile ε ve τ katsayılarına ulaşmak mümkündür. Bu iki önemli parametre, özdeğer analizi yapılan sistemden elde edilen sönüm oranlarına göre de bulunabilir. Bu tezde, tüm sönümleyici elemanların sonlu elemanlar modeline yerleştirilmesi ve ardından özdeğer analizi yapılması suretiyle elde edilen modal sönüm oranları kullanılarak ε ve τ katsayıları elde edilecektir.

3.4.5 Tekerlekli iniş sistemlerinde eşdeğer sönüm ve eşdeğer direngenlik

Tekerlekli iniş sistemlerine sahip olan helikopterlerde; tekerlekler, gövdeye sönümleyici elemanlarla bağlanmaktadır. Fiziksel model olarak; paralel bağlı yay-sönüm elemanı grubuna seri olarak bağlanmış bir yay elemanı, helikopterin direngenlik ve sönüm parametrelerini temsil etmektedir (Şekil 3.11a). Burada paralel bağlı yay-sönüm elemanı grubu sönümleyiciyi; bunlara seri olarak bağlanan yay da tekerleği temsil etmektedir [16]. Böylelikle elde edilen gevşeyen tip(relaxation) sönümleyicinin modellenmesi için paralel bağlı eşdeğer direngenlik ve eşdeğer sönüm katsayıları kullanılmak durumundadır.

Ayrıca, tekerlekli iniş sistemlerine sahip olan helikopterlerde, tekerleklerin yanıl direngenlikleri de tekerleğin dönüş devrine göre değişmektedir. Bu durum pistten hızlanarak kalkış yapmak zorunda kalan helikopterde incelenmesi gereken ayrı bir parametre olmakla beraber bu çalışmada incelenmeyecektir[20].

Eğer eşdeğer sistemin iki ucu birbirine göre izafi hareket yaparsa ve hareketin periyodik olduğu düşünülürse , ortaya çıkan kuvvet;



Şekil 3.13 : Solda: Tekerlekli iniş sistemine sahip helikopterlerin direngenlik-sönüm elemanı modeli , Sağda: Eşdeğer direngenlik-sönüm elemanı modeli.

$$F = k_{eş}x + b_{eş}\dot{x} \quad (3.101)$$

$$\dot{x} = i. \omega. x \quad (3.102)$$

$$F = (k_{eş} + i. \omega. b_{eş}) x \quad (3.103)$$

gibi yazılabilir.

Bu ifadede dinamik direngenlik,

$$\frac{F}{x} = (k_{eş} + i. \omega. b_{eş}) \quad (3.104)$$

ve mekanik empedans;

$$Z_{eş} = \frac{F}{\dot{x}} = \frac{F}{i. \omega. x} = \frac{(k_{eş} + i. \omega. b_{eş})}{i. \omega} = b_{eş} - i \frac{k_{eş}}{\omega} \quad (3.105)$$

Gibi yazılabilir.

Tekerlekli iniş sistemi modelini gösteren Şekil 3.13'ün eşdeğer empedansı;

$$Z_{sistem} = \frac{Z_1 \cdot Z_2}{(Z_1 + Z_2)} \quad (3.106)$$

Z_1 : Paralel bağlı direngenlik-sönüm elemanı grubunun mekanik empedansı

Z_2 : Tekerlek direngenliğinin mekanik empedansı

gibi ifade edilebilir.

$$Z_1 = b - i \frac{k_1}{\omega} \quad (3.107)$$

$$Z_2 = -i \frac{k_2}{\omega} \quad (3.108)$$

$$Z_{eş} = Z_{sistem} \quad (3.109)$$

olduğundan,

$$b_{eş} - i \frac{k_{eş}}{\omega} = \frac{\left(b - i \frac{k_1}{\omega}\right) \cdot \left(-i \frac{k_2}{\omega}\right)}{b - i \frac{k_1}{\omega} - i \frac{k_2}{\omega}} \quad (3.110)$$

$$k_{eş} = \frac{k_1 \cdot k_2 \cdot (k_1 + k_2) + k_2 \cdot b^2 \cdot \omega^2}{b^2 \cdot \omega^2 + (k_1 + k_2)^2} \quad (3.111)$$

$$b_{eş} = \frac{k_2^2 \cdot b}{b^2 \cdot \omega^2 + (k_1 + k_2)^2} \quad (3.112)$$

Gibi yazılabilir. (3.111) ve (3.112) ifadelerine dikkat edilirse, eşdeğer direngenlik ve sönüm katsayılarının frekansa bağlı olduğu görülür.

Sönümsüz bir durum için ($b=0$);

$$k_{eş} = \frac{k_1 \cdot k_2}{(k_1 + k_2)} \quad (3.113)$$

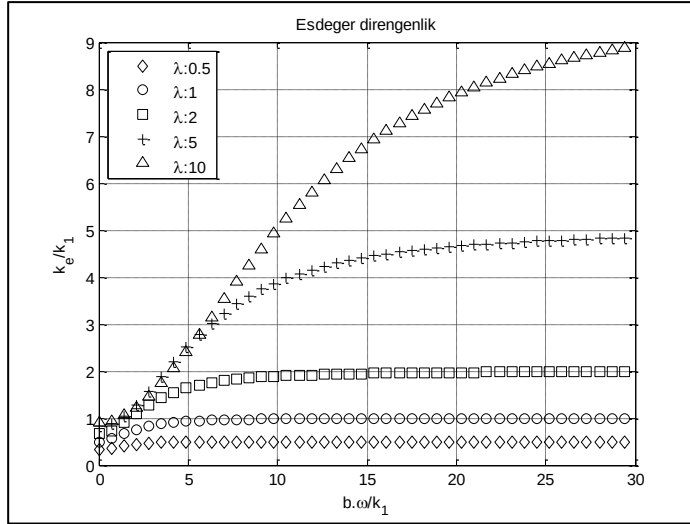
İfadesi elde edilir ki, bu ifade seri bağlı iki yayın eşdeğer direngenliğidir. Eğer sönüm katsayısı çok büyükse $k_{eş} = k_2$ olduğu görülür ($b=\infty$). Bu durum, paralel bağlı grubun çalışmadığını ve bu nedenle sadece tekerlek direngenliğinin etkili olduğunu gösterir. $\lambda = k_2/k_1$ ifadesi kullanılırsa denklem (3.111) ve (3.112) ;

$$\frac{k_{eş}}{k_1} = \frac{\lambda \cdot (1 + \lambda) + \lambda \cdot \left(\frac{b \cdot \omega}{k_1}\right)^2}{\left(\frac{b \cdot \omega}{k_1}\right)^2 + (1 + \lambda)^2} \quad (3.114)$$

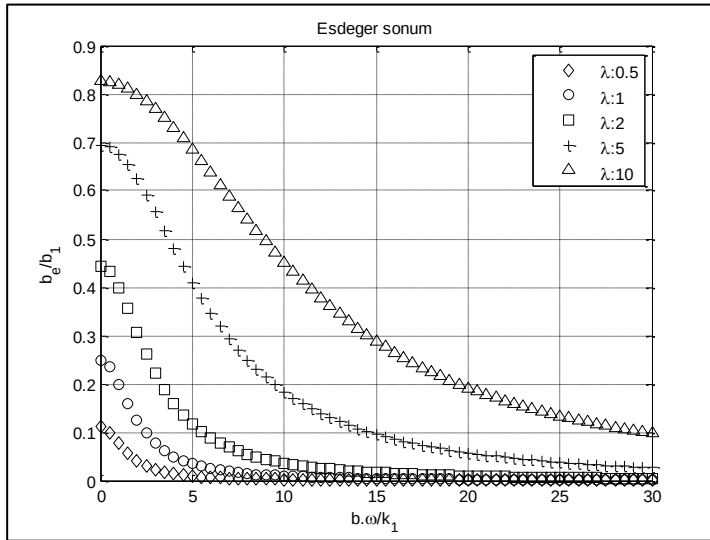
$$\frac{b_{eş}}{b} = \frac{\lambda^2}{\left(\frac{b \cdot \omega}{k_1}\right)^2 + (1 + \lambda)^2} \quad (3.115)$$

İfadesine gelinir.

(3.114) ve (3.115) ifadeleri ($b \cdot \omega / k_1$) ifadesi ve λ direngenlik oranı parametresine göre çizilirse; Şekil 3.14 ve Şekil 3.15’de görüldüğü gibi λ parametresi küçüldükçe eşdeğer sönüm ve direngenlik azalmakta; λ parametresi büyüdükçe eşdeğer sönüm ve direngenlik artmaktadır. Buradan yola çıkarak; hidro-pnömatik sönümleyicilerin altında bulunan tekerleklerin gereğinden az basınca sahip olması durumunda, sönümleyici elemanların etkin bir şekilde çalışamayacağı sonucuna varılabilir.



Şekil 3.14 : Eşdeğer direngeliğin λ ve $b\omega/k_1$ ile değişimi.



Şekil 3.15 : Eşdeğer sönümün λ ve $b\omega/k_1$ ile değişimi.

3.5 Özdeğer Analizi

Sekiz serbestlik dereceli yer rezonansı problemi için bulunan denklem takımları en genel halde (3.116)'deki gibi yazılabilir.

$$[T]\ddot{u} + [D]\dot{u} + [S]u = 0 \quad (3.116)$$

Denklem takımını durum uzayı formunda yazıldığında; ikinci dereceden diferansiyel denklem takımı birinci dereceden diferansiyel takımı haline gelir.

$$\{u\} = \{x_1\} \quad (3.117)$$

$$\{\dot{u}\} = \{x_2\} \quad (3.118)$$

değişken dönüşümü yapılırsa (3.116) denklem takımı, iki ayrı birinci mertebeden diferansiyel denklem takımına dönmektedir.

$$\{\dot{x}_1\} = \{x_2\} \quad (3.119)$$

$$\{\dot{x}_2\} = -[T]^{-1}[S]\{x_1\} - [T]^{-1}[D]\{x_2\} \quad (3.120)$$

denklem (3.119) ve (3.120) matrisyel formda yazılırsa;

$$\begin{Bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{Bmatrix}_{2n \times 1} = \begin{bmatrix} [0] & [I] \\ -[T]^{-1}[S] & -[T]^{-1}[D] \end{bmatrix}_{2n \times 2n} \begin{Bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{Bmatrix}_{2n \times 1} \quad (3.121)$$

veya;

$$\{\dot{x}\}_{2n \times 1} = [A]_{2n \times 2n} \{x\}_{2n \times 1} \quad (3.122)$$

şeklinde yazılabilir.

Üstel çözüm kabulünden ;

$$\{x(t)\}_{2n \times 1} = \{X\}_{2n \times 1} e^{\lambda_j t} \quad (3.123)$$

gibi bir çözüm aranmaktadır.

(3.123) 'deki çözüm kabulünün, (3.124)'deki denkleme konulmasıyla, standart özdeğer problemine gelinir.

$$[A]\{X\} = \lambda\{X\} \quad (3.124)$$

(3.124)'ün çözülmesi sonucunda elde edilen λ_j değerleri, $[A]$ matrisi ile tanımlanmış dinamik sistemin özdeğerleridir. λ_j değerleri kompleks formdadır ve birbirine eşleniktir. Özdeğerler sistem doğal frekanslarını ve modal sönüm oranını içinde barındırır [38].

$$\lambda_j = \delta_j \mp i\mu_j \quad j = 1, 2, 3, \dots, n \quad (3.125)$$

$$\lambda_j = -\zeta_j \omega_j \mp i \left(\omega_j \sqrt{1 - \zeta_j^2} \right) \quad j = 1, 2, 3, \dots, n \quad (3.126)$$

(3.120) ifadesinde

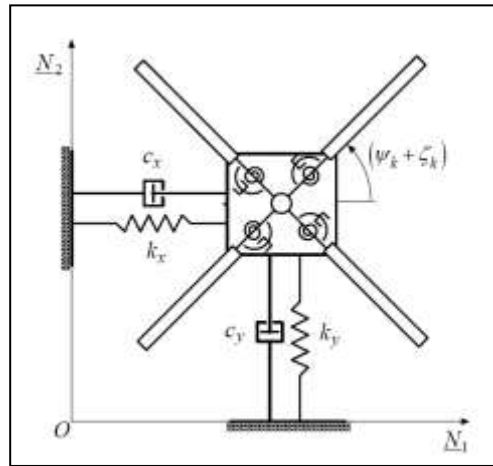
$$\omega_j = \sqrt{\delta_j^2 + \mu_j^2} \quad \zeta_j = -\delta_j / \sqrt{\delta_j^2 + \mu_j^2} \quad (3.127)$$

(3.127) ifadeleri j. modun sönümsüz doğal frekansı ve sönüm oranıdır.

3.6 Gerekli Sönümün Belirlenmesi

Yer rezonansı düzlem içi eğilme serbestlik derecesiyle, olası bir gövde serbestlik derecesinin çakışması sonucu meydana geldiğinden, kararsızlığın yok edilmesi için bu serbestlik derecelerine sönüm sağlayacak mekanizmaların yerleştirilmesi gereklidir. Coleman ve Feingold'un çalışmalarında da gösterildiği gibi düzlem içi eğilme ve gövde serbestlik derecesinin sönüm oranları çarpımı belli bir değerin üstünde olmalıdır [14]. Sönümün sadece düzlem içi veya gövde serbestlik derecesine konulması kararsızlığı önlemede yeterli olmamaktadır.

Yer rezonansı analizinde, kararsızlık bölgelerinin belirlenmesinde; dört serbestlik dereceli yer rezonansı modeli literatürde sıkça kullanılmaktadır (Şekil 3.16) [3,13,39]. Dört serbestlik dereceli modelde; iki serbestlik derecesi gövdenin ağırlık merkezini, kalan iki serbestlik derecesi ise palaların rotor dönüş ekseninden sapmış ağırlık merkezini x ve y geliştirilmiş kordinatlarında tanımlamak için kullanılmaktadır.



Şekil 3.16 : Dört serbestlik dereceli yer rezonansı modeli [3].

Yer rezonansı modeli olarak dört serbestlik dereceli model kullanıldığında, elde edilen kütle, dirençlik ve sönüm matrislerinin;

$$-[I]\omega^2 + [B]i\omega + [K] = 0 \quad (3.128)$$

şeklinde toplanması ve sistemin karakteristik denklemlerinin çıkartılması sonucunda sistemin kararlılık sınırları çeşitli yöntemlerle incelenebilir. Bu noktada amacın ,

literatürde belirtildiği gibi gövde ve düzlem içi sönüm değerlerinin çarpımının belli bir değerin üstünde olduğunu göstermek olarak belirlenmiştir.

Öyleyse sistemin kararsızlığa maruz kalacağı bölgenin ortaya konulması ve bu noktadaki minimum sönüm gereksiniminin bulunması gereklidir. Sistemin kararsızlığa girdiği bölge gerileyen düzlem içi eğilme titreşim frekansı ile, gövdenin herhangi bir doğal frekansının çakıştığı bölge olduğu düşünülebilir.

O halde denklem (3.128)'deki tüm ω değerlerinin $\omega = \omega_x = \Omega(1 - v_\beta)$ olarak belirtilmesi sistemin x yönündeki doğal frekansının, gerileyen düzlem içi eğilme titreşim frekansı ile çakışmış olduğunu göstermektedir. Benzer bir durum $\omega = \omega_y = \Omega(1 - v_\beta)$ için yazılabilir. İlk durum için $\omega_x \neq \omega_y$ koşulu ortaya atılırsa ve $\omega = \omega_x = \Omega(1 - v_\beta)$ durumu incelenirse;

$$c_x c_\xi > \frac{N(1 - v_\beta)\omega_x}{4v_\beta} S^2 \quad (3.129)$$

olduğu görülür. (3.129), Coleman Kararlılık Kriteri veya Deutsch Kararlılık Kriteri olarak adlandırılmaktadır ve y serbestlik derecesi için de benzer şekilde yazılabilir.

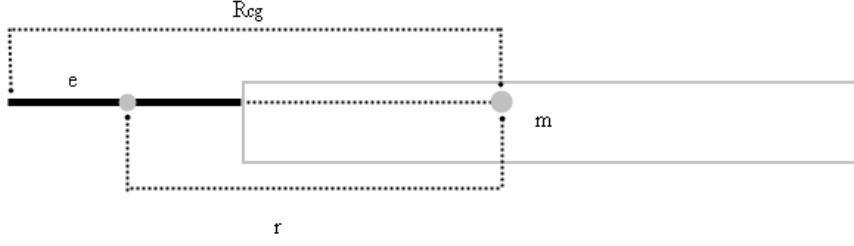
Gövdenin doğal frekansın artması veya palanın birincil kütleli atalet momentinin artmasıyla, minimum sönüm gereksinimi artmaktadır. Palanın dönen düzlem içi eğilme titreşim frekansı arttıkça sönüm gereksinimi düşmektedir. Burada palanın dönen düzlem içi eğilme titreşim frekansını veren denklemi tekrardan yazarsak;

$$v_\beta^2 = \frac{K_\beta}{I_H \cdot \Omega^2} + \frac{a \cdot S}{I_H} \quad (3.130)$$

elde edilir.

v_β değeri, mafsallı rotorlar için sabitken; menteşesiz ve yataksız rotorlarda rotor devri boyunca değişmektedir.

Basit bir mafsallı rotor sistemi için (Şekil 3.17) v_β ;



Şekil 3.17 : Eşdeğer mafsallı mesafesi olan mafsallı rotor palası.

$$I_H = m_b \cdot r^2 \quad S = m_b \cdot b \quad (3.131)$$

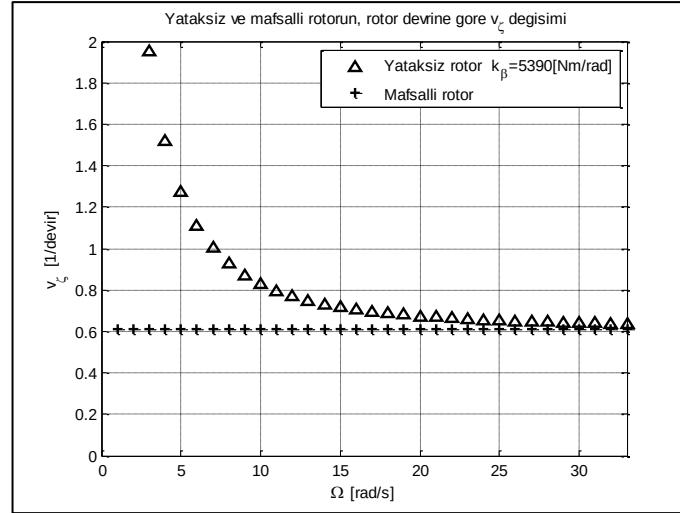
$$v_\beta = \frac{a \cdot m_b \cdot b}{m_b \cdot b^2} = \frac{a}{b} = \frac{a}{R_{cg} - a} \quad (3.132)$$

olarak yazılabilir. Görüldüğü gibi e mesafesi arttıkça v_β artmakta ve sönüm gereksinimi düşmektedir (R_{cg} sabittir). Etkin mafsallı mesafesi (a) değerinin artması, düzlem içi eğilme hareketine katılan pala ataletinin azaltmasından dolayı gerekli sönüm ihtiyacı düşmektedir.

Düzlem içi yumuşak yataksız ve menteşesiz rotorlarda görülen v_β , ancak $\Omega = \infty$ olduğu durumda, mafsallı rotorun v_β değerine yaklaşılmaktadır (Şekil 3.18) (R_{cg} : 5.5 [m] , m_b : 21 [kg], a : 0.5[m]). Bu tür rotorlarda bulunan statik direngenlik değerleri palalara bir direnç getirdiğinden daha kararlı olması beklenir. Gerçekten de düzlem içi yumuşak rotor sistemlerinde gerekli olan sönüm miktarı, aynı kütle ve geometrik özelliklere sahip mafsallı rotordan çok daha azdır. Bu denklem (3.130)'dan rahatlıkla görülebilir. Ayrıca düzlem içi sert rotorlarda v_β değeri çalışma aralığı boyunca $v_\beta > 1$ değerini sağladığından, herhangi bir sönüm gereksinimi olmamaktadır.

Düzlem içi yumuşak yataksız, düzlem içi yumuşak menteşesiz veya mafsallı rotor sistemine ait olabilecek, $v_\beta = 0.6$, 0.4 , 0.2 değerlerinde denklem (3.123) çizilebilir (Şekil 3.20). Serbestlik derecelerinden yalnızca birine sönüm elemanı koymanın sistemi kararsızlıktan kurtarmadığı da Şekil 3.20'den açıkça görülebilir ($c \neq \infty$).

Coleman sönüm oranlarının çarpımı hakkında bilgi sunsada sönüm oranlarının birbirlerine olan oranının da çok önemli olduğunu gösteren araştırmacı Hooper olmuştur [40]. Hooper uygunsuz olarak seçilen ancak Coleman-Deutsch kararlılık

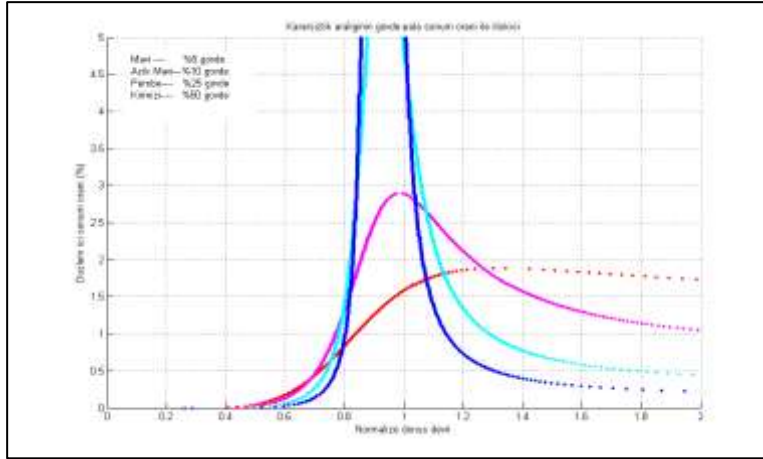


Şekil 3.18 : v_{β} değerinin, mafsallı ve düzlem içi yumuşak yataksız rotorda değişimi.

kriterini sağlayacak sönüm oranı çiftinin, gerçekte kararlılığı tamamen yok etmediği, hatta kararsızlık bölgesini çakışma bölgesinin de dışına çıkardığını gözlemlemiştir.

Öyle ki uygunsuz bir sönüm çiftinde, kararsızlık ana rotorun burulma kritik hızından başlayıp $\Omega = \infty$ değerine kadar görülebilir (Şekil 3.19). Şekil 3.19'da yatay eksen helikopter operasyonel devrine göre normalize edilmiştir ve rotor dönüş devrini göstermektedir. Dikey eksen palanın viskoz sönüm oranını göstermektedir. Şekil 3.17'deki grafikler çeşitli gövde sönüm oranlarına göre kararsızlığın hangi rotor devri aralığında olacağını göstermektedir. Örneğin, %5 pala, %5 gövde sönüm oranında; hesaplanan modelin $0.85\Omega - 1\Omega$ arasında yer rezonansı tehlikesinin olduğu görülebilir. Eğer gövde sönüm oranı %50, pala sönüm oranı %0.5 olduğu durumda; bir evvelki örneğe göre aynı sönüm oranı çarpımı olmasına rağmen, kararsızlık aralığının neredeyse $0.2\Omega - >2\Omega$ olduğu görülebilir. Seçilen parametrelerle yapılan analizlerde 0.2Ω ana rotorun burulma kritik hızıdır ve gövde sönüm oranının, pala sönüm oranına göre çok büyük olduğu değerlerde kararsızlığın rotorun burulma frekansından başlaması beklenen bir durumdur. Bu bakımdan, Coleman-Deutsch kararlılık kriteri eğer pala ve gövde sönüm oranları birbirleriyle karşılaştırılabilir mertebelerde olduğu sürece geçerlidir [41]. Bu sebeple, formülasyonun doğrudan kullanılması mümkün değildir.

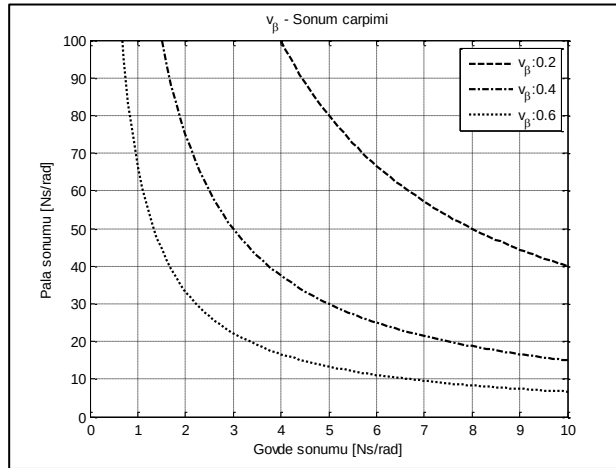
Bunun yerine, bilgisayarların hesaplama kabiliyetlerinden de yararlanarak, seçilen gövde ve pala sönümü çiftiyle özdeğer analizini her bir rotor devri için gerçekleştirilmesi ve her rotor devrinde ortaya çıkan köklerden birinin bile gerçel kısmı pozitif yarı düzlemde ise bu kökün kararsızlık oluşturduğunun bilinmesinden



Şekil 3.19 : Kararsızlık aralığının gövde ve pala sönüm oranlarına göre değişimi.

dolayısı sistemin, bu seçilen sönüm çiftiyle, rotor devri boyunca kararlılığın sağlanıp sağlanmayacağı incelenebilir. Böylece farklı sönüm çiftleri taranarak, çeşitli sönüm çifti çarpımının veya sönüm çifti oranının etkisi doğrudan sayısal olarak belirlenmiş olur.

Bu tezde, İTÜ-HTH için çıkartılacak olan kararlılık grafiği sekiz serbestlik derecesini içerecektir. Gövdenin direngenlik matrisi tesir katsayıları yöntemiyle bulunacak ve Rayleigh sönümü yardımı ile sönüm matrisleri elde edilecektir. Kütle matrisi, noktasal kütle yaklaşımına uygun olarak (3.9)'daki gibi ancak sadece diyagonal elemanları barındıracak şekilde oluşturulacaktır.



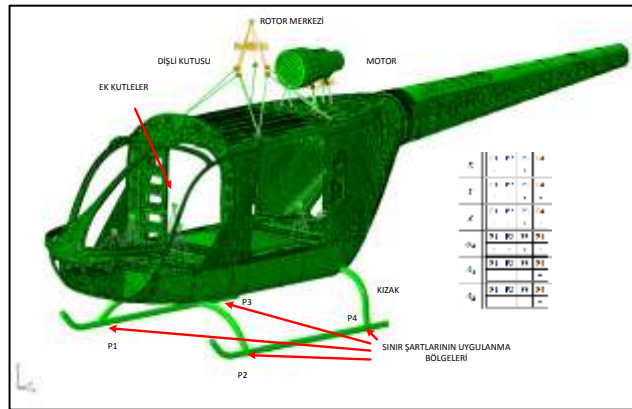
Şekil 3.20 : v_β değerinin, gerekli olan sönüm minimum sönüm çarpımı ihtiyacına olan etkisi.

4. YER REZONANSI ANALİZLERİ

İTÜ-HTH'nin SEM (Sonlu Elemanlar Modeli) yaklaşık 667480 adet eleman modellenmiştir ve toplamda 4576486 serbestlik derecesine sahiptir [42]. Bu modelde, helikopter içindeki yapısal olmayan (yapısal elemanlara ait olmayan) kütle ve atalet momentleri, kinematik kaplinlerle [33] yapısal elemanlara bağlanmaktadır. Bu kütleler; helikopterin her hangi bir kalkış ağırlığını da sembolize edebilmek için modelin içerisinde istenildiği zaman kaldırılabilir. SEM, birçok yapısal analizde kullanıldığı gibi; yer rezonansındaki kritik gövde frekanslarının belirlenmesi için de kullanılmaktadır. Bu noktada helikopterin kızak-zemin arasındaki sınır şartları; helikopterin kritik gövde frekanslarını ciddi oranda etkilediği tahmin edilebilecek bir durumdur.

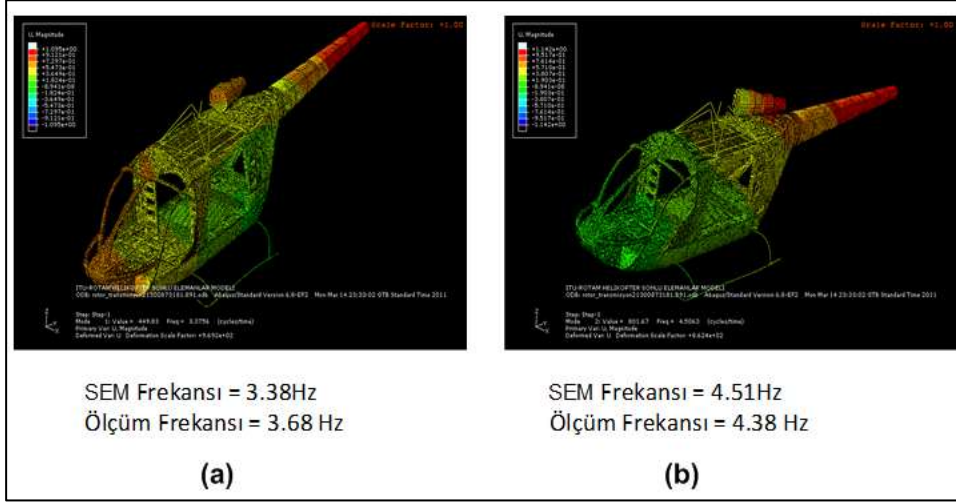
SEM'in çözümü sonucunda elde edilen doğal frekansların yalnızca küçük titreşimlerde geçerli olduğu unutulmamalıdır. Büyük titreşimlerde, sınır şartı değişikliğinden dolayı kritik gövde frekanslarının değişmesi kaçınılmazdır.

Bu çalışmada, küçük titreşimlerdeki yer rezonansı problemi için geçerli olabilecek kritik gövde frekanslarının belirlenmesi için deneysel olarak da doğrulanan sınır şartları kullanılmıştır (Şekil 4.1) [42]. ITU-HTH 391 kg toplam ağırlığa sahipken yapılan modal testler; benzer kütle değeriyle SEM'de tekrarlanmış ve modal analizlerle karşılaştırılmıştır.



Şekil 4.1 : SEM modeli ve sınır şartları.

SEM'in bir kez daha kontrol edilmesi için ITU-HTH'nin güç aktarma organları, rotor göbeği ve palalar, noktasal kütlelerle temsil edilecek şekilde, [42] kaynağında doğrulanmış olan SEM'e eklenerek, helikopterin SEM'i güncellenmiş ve deneysel sonuçlar SEM sonuçlarıyla da karşılaştırılmıştır (Şekil 4.2)[43]. Şekil 4.2'de sonlu elemanlar modeli ile deneysel modelin karşılaştırılması verilmiştir.



Şekil 4.2 : SEM modelin analiz ve test sonuçları a) yunuslama modu b) yuvarlanma modu.

İvme verileri helikopterin farklı yerlerine yerleştirilen birden çok ivmeölçerle toplanmıştır. Böylece mod şekillerinin de kontrol edilmiştir. Ölçümler sonucunda ilk modun yunuslama (Pitch) ikinci modun da yuvarlanma(Roll) modu olduğu söylenebilir. Gerçekte de SEM'in çözümüyle benzer mod şekilleri görülmektedir. İTÜ-HTH'nin pala özellikleri ve bazı geometrik özellikleri analizler açısından önemli olmaktadır. Bunların başında eşdeğer mafsala mesafesi, bu mafsala göre ortaya çıkan pala düzlem içi eğilme kütleli atalet momenti gelmektedir(Çizelge 4.1). Geri kalan özellikler Çizelge 4.2'de verilmiştir.

4.1 SEM'in , Basitleştirilmiş Model (BM) İle Karşılaştırılması

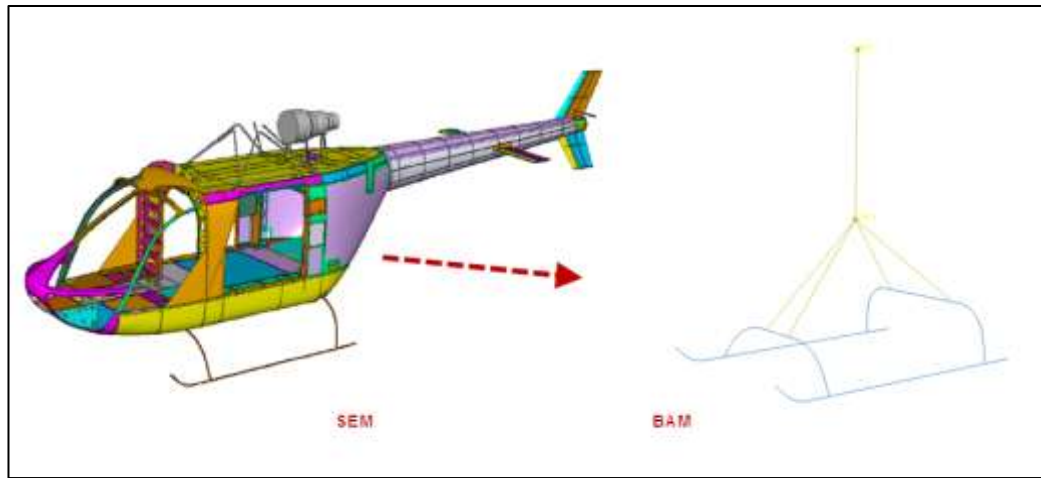
Basitleştirilmiş model, tüm helikopter gövde kütlelerinin ve atalet momentlerinin tek bir ağırlık merkezine noktasal kütle kabulüne dayanarak ortaya atılan bir modelleme yöntemidir. Düşük frekanslı titreşimlerde helikopter gövdesinin bir bütün olarak hareket etmesinden dolayı helikopterin tüm kütleli özelliği tek bir noktasal kütleyle indirgenebilmektedir[41].

Çizelge 4.1 : Eşdeğer mafsalsal mesafesi ve kütleli atalet momenti.

Rotor Hızı ($P=33,33\text{rad/s}$ n)	Düzlem içi mod frekansı[Hz]	Eşdeğer Mafsalsal Mesafesi [m]	Eşdeğer Kütleli Atalet [kg.m^2]	Düzlem içi direngenlik [Nm/rad]
0P	0,93	0,573	167,336	5713
0,1P	0,97	0,573	167,336	6215
0,2P	1,02	0,573	167,336	6873
0,3P	1,11	0,568	167,774	8160
0,4P	1,23	0,555	168,916	10088
0,5P	1,36	0,543	170	12413
0,6P	1,50	0,530	171,125	15200
0,7P	1,65	0,518	172,192	18507
0,8P	1,79	0,505	173,352	21927
0,9P	1,94	0,493	174,428	25916
1P	2,08	0,481	175,507	29976
1,1P	2,23	0,470	176,501	34651
1,2P	2,37	0,455	177,861	39440

Çizelge 4.2 : İTÜ-HTH'nin YR modeli için gerekli olan temel parametreler.

Parametre	Değer
Pala adedi (N)	4
Pala kütlesi (m_b) [kg]	14,5
Pala düzlem içi direngenliği (K_b) [Nm/rad]	Bkn. Çizelge 4.1
Pala düzlem içi sönümü (B_b) [Nms/rad]	Değişken
Pala düzlem içi kütleli atalet momenti (I_H) [kgm^2]	Bkn. Çizelge 4.1
Eşdeğer mafsalsal mesafesi (a) [m]	Bkn. Çizelge 4.1
Düzlem içi mafsalsalından ağırlık merkezine olan mesafe (b) [m]	3.000-a
Rotor merkeziyle helikopter ağırlık merkezi arasındaki mesafe (h) [m]	Dolu: 1.905 Boş:1.517



Şekil 4.3 : SEM ve BM modelin karşılaştırılması.

Herhangi bir kalkış ağırlığına sahip SEM'in analizi yapıldıktan sonra, SEM ile aynı kütleli özelliklere ve ağırlık merkezi konumuna sahip olan BM model aynı sınır şartları için çözüldüğünde, düşük frekanslı modlarda, iki modelin özdeğerlerinin ve mod şekillerinin birbirlerine yakın olduğu görülmektedir(Çizelge 4.3 , Şekil 4.3). Eğer kızıklarda bulunan sınır şartları artırılırsa -örneğin ankastre veya pin bağlantı – kızıkların direngenleşeceği açıktır. Bu durumda SEM ile BM özdeğerleri arasındaki hata miktarı artacaktır (Çizelge 4.4). Ancak en direngen durumda bile (ankastre bağlantı) yer rezonansı bakımından kritik olan ilk iki modun frekansları SEM ve BM modelde birbirine yakındır. Bu bir hata olmakla beraber, gerekli olan sönüm miktarını azaltmamakta aksine bir miktar artırmaktadır. Bunun temel sebebi daha direngen olan altı serbestlik dereceli sistemin tahmin ettiği frekansların her zaman daha yüksek olmasıdır.

Çizelge 4.3 : SEM ve BM modelin frekanslarının karşılaştırılması.

SEM [Hz]	BM [Hz]	Bağıl Hata (%)
2,39	2,47	3,20
3,64	3,94	8,32
5,76	5,96	3,55
6,82	6,94	1,76
7,48	11,11	48,63
8,06	17,05	111,54

Çizelge 4.4 : Sınır şartlarına göre SEM ve BM arasındaki özdeğer farklılıkları.

x-y-z tutulu			Tüm SD'ler tutulu		
SEM [Hz]	BM [Hz]	Bağıl Hata (%)	SEM [Hz]	BM [Hz]	Bağıl Hata (%)
3,80	4,19	9,60	4,65	5,38	15,51
5,75	5,48	4,73	6,06	6,34	4,69
6,94	7,45	7,34	7,40	10,80	46,01
7,43	9,58	28,90	7,49	11,89	58,69
8,13	13,63	48,63	8,31	15,07	81,20
8,29	20,92	152,1	9,09	30,82	238,90

Elde edilen direngenlik ve kütle matrisleri kullanılarak, MATLAB programı yardımıyla çözülen özdeğer probleminin sonucunda serbestlik derecesi sayısı kadar doğal frekansı bulunmaktadır. ABAQUS programında BM'in modal analizi sonuçlarının ilk altı doğal frekansı ile, MATLAB programıyla elde edilen doğal

frekansların; en büyüğü %1 olan bağıl hata ile birbirlerine çok yakın olduğu belirlenmiştir (Çizelge 4.5). Ayrıca her iki analiz sonucunda ortaya çıkan özvektörlerde birbirlerine çok yakındır (Çizelge 4.6)

Çizelge 4.5 : MATLAB ve ABAQUS modal analizlerinin karşılaştırılması.

MATLAB [Hz]	ABAQUS [Hz]	Bağıl Hata (%)
2,47	2,48	0,38
3,94	3,96	0,55
5,96	5,98	0,26
6,94	6,97	0,45
11,11	11,16	0,39
17,05	17,22	0,95

Çizelge 4.5 ve Çizelge 4.6’den görüldüğü gibi tesir katsayıları yöntemiyle elde edilen direngenlik matrisleri ve noktasal kütle kabulü ile elde edilen kütle matrisleri güvenle kullanılabilir. Helikopter farklı görev isterlerine göre; farklı kütlelere, kütleli atalet momentlerine ve farklı kütle merkezi konumuna sahiptir [32]. Tüm bu veriler; yer rezonansı için kritik olan gövde doğal frekanslarının değerlerini değiştirmektedir. Ayrıca rotor göbeği ile kütle merkezinin arasındaki mesafe de kararlılık açısından önemli olduğundan (Çizelge 4.2), farklı yükleme durumlarına göre yer rezonansı analizlerinin tekrarlanması çok önemlidir.

Çizelge 4.6 : MATLAB ve ABAQUS mod biçimlerinin karşılaştırılması.

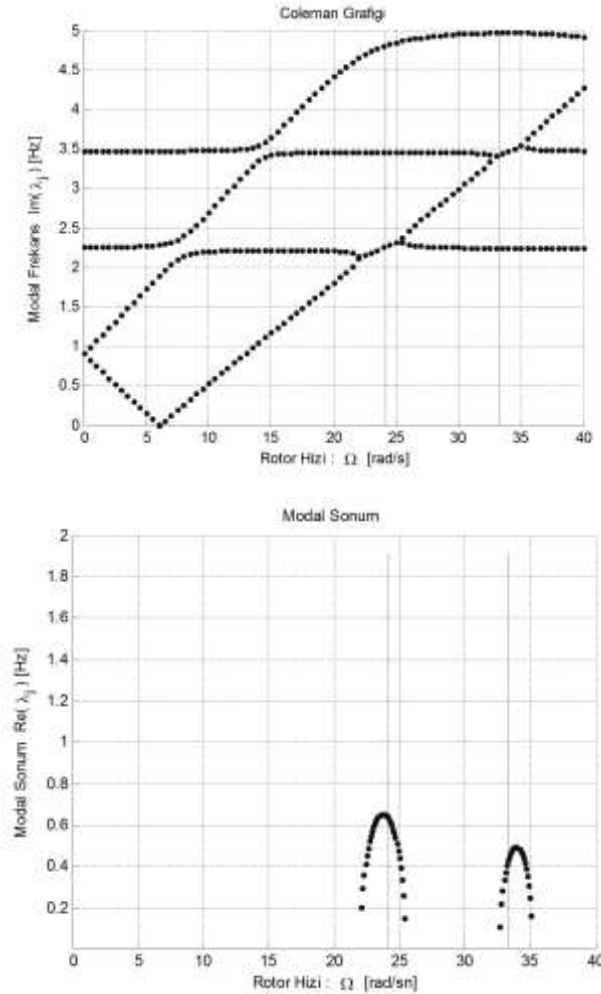
	1.Mod	2.Mod	3.Mod	4.Mod	5.Mod	6.Mod	
x	-1	0,68	-1	1	0,19	0,09	ABAQUS
y	0,69	1	-0,68	-0,48	0,22	1	
z	-0,63	-0,50	0,20	-0,65	1	0,89	
θ_x	-6,66E-05	-5,42E-06	-0,00201	-0,00096	0,000282	-0,0012	
θ_y	0,00058	-0,00019	-0,00019	0,000716	0,000703	-0,00026	
θ_z	0,000143	-0,00066	-0,00144	0,000285	-0,00043	0,000764	
	1.Mod	2.Mod	3.Mod	4.Mod	5.Mod	6.Mod	
x	1	0,66	1	1	-0,20	0,09	MATLAB
y	-0,69	1	0,68	-0,47	-0,22	1	
z	0,62	-0,50	-0,18	-0,65	-1	0,86	
θ_x	6,54E-05	-8,18E-07	0,002049	-0,00095	-0,00028	-0,00121	
θ_y	-0,00058	-0,00019	0,000188	0,000715	-0,0007	-0,00026	
θ_z	-0,00014	-0,00065	0,001465	0,000288	0,000428	0,000756	

Çizelge 4.7 : Kütle merkezi konumu, toplam kütle ve kütleli atalet momentleri.

Yükleme Durumu	m (kg)	x (mm)	y (mm)	z (mm)
Minimum	1079,00	4,56	5172,61	3694,95
Maksimum	2095,94	2,37	4997,14	3306,07

Yükleme Durumu	I_{xx} [kgm ²]	I_{yy} [kgm ²]	I_{zz} [kgm ²]	$I_{xy,yz}$ [kgm ²]	$I_{xz,zx}$ [kgm ²]	$I_{yz,zy}$ [kgm ²]
Minimum	4381,981	1488,879	4102,430	-27,405	-1,774	-447,317
Maksimum	5852,236	2129,367	5244,479	-28,809	-4,751	-512,995

Helikopter maksimum kalkış ağırlığındayken sahip olduğu kütleli özellikler BM'a eklenmiş ve sonrasında da tesir katsayıları yöntemiyle direngenlik matrisini bulma yoluna gidilmiştir. Ardından mevcut kütle matrisi yaklaşımıyla yer rezonansı problemi çözümlenmiş ve sistemin Coleman grafiği ile modal sönüm grafikleri elde edilmiştir(Şekil 4.4).



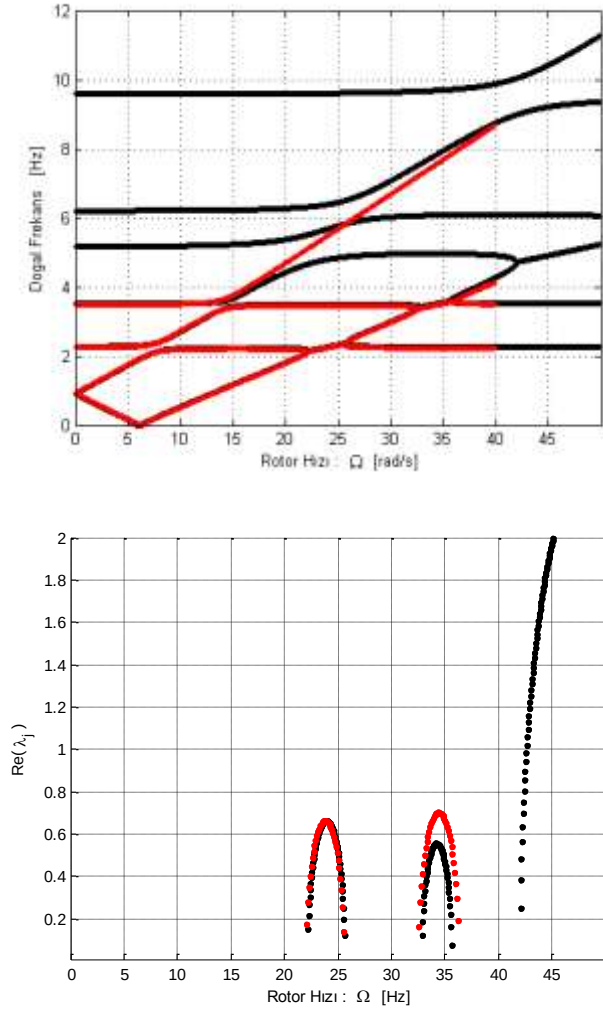
Şekil 4.4 : Normal kızak, maksimum kalkış ağırlıklı BM modelin Coleman (üstte) ve modal sönüm grafikleri (altta).

Şekil 4.4'den yer rezonansının görülebileceği ilk çakışma aralığının yaklaşık 24 rad/sn değerindeki rölanti devri ve ikinci çakışmanın da yaklaşık 33 rad/sn olan kalkış devrinde olduğu görülmektedir. Bu kararsızlık bölgelerinin giderilmemesi durumunda; rölanti devrindeki kararsızlığın bir hayli tehlikeli olabileceği düşünülmektedir. Ayrıca, modal sönüm grafiğinden, ikinci kararsızlık bölgesinin sönümlenebilmesi için birinci kararsızlık bölgesine göre daha az sönüm gerektirdiği görülmektedir. Palaların düzlem dışı serbestlik derecesindeki hareketlerini ihmal eden yer rezonansı probleminde; gövdenin rotor eksenindeki hareketleri veya bu eksenindeki dönüşü kararsızlık yaratmamaktadır. Bu sebeple kararsızlık yaratan serbestlik derecelerinde daha büyük özvektöre sahip olan titreşim modu, diğer titreşim modlarına göre daha kararsız olmaktadır. Bu durum, maksimum kalkış ağırlığındaki BM'in modal matrisleriyle de görülebilir(Çizelge 4.5).

Çizelge 4.8 : Normal kızak, maksimum ağırlıklı BM modelin ilk iki özvektörü.

SD	1.Mod	2.Mod
x	-1,00	0,43
y	0,69	1,00
z	-0,67	-0,54
θ_x	-6,7E-05	-1,7E-04
θ_y	6,3E-04	-1,4E-04
θ_z	1,9E-04	-7,9E-04

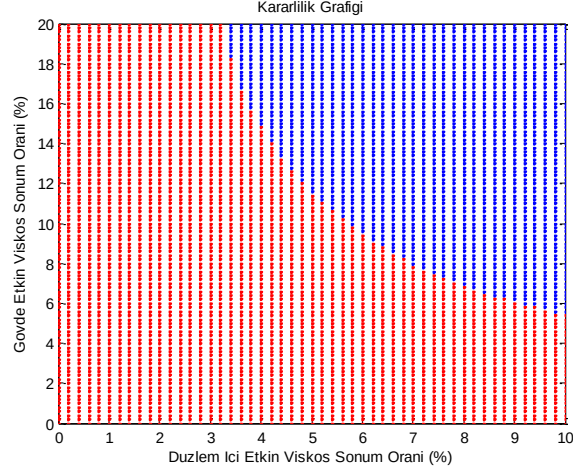
Çizelge 4.8'den görüldüğü gibi, yer rezonansı bakımında daha kararsız olan ilk tabi modun, pala düzlem içi hareketi ile dinamik bağlı olan serbestlik derecelerinde daha fazla hareket etmeye eğilimli olduğu görülebilmektedir. Bu noktada; literatürde sıklıkla kullanılan bir model olan üç serbestlik dereceli yer rezonansı modeli ile bu tezde kullanılan sekiz serbestlik dereceli modelin karşılaştırılması için, normal kızaklı ve maksimum kalkış ağırlığına sahip BM'in hem üç hemde sekiz serbestlik dereceli olarak özdeğer analizi yapılmıştır. Analiz sonucunda ortaya çıkan Coleman ve modal sönüm grafikleri (Şekil 4.5); özellikle ikinci kararsızlık bölgesinde, üç serbestlik dereceli modelin kararlılığa ulaşabilmesi için sekiz serbestlik dereceli modelin sonuçlarından daha fazla sönüme ihtiyaç duyduğunu göstermektedir.



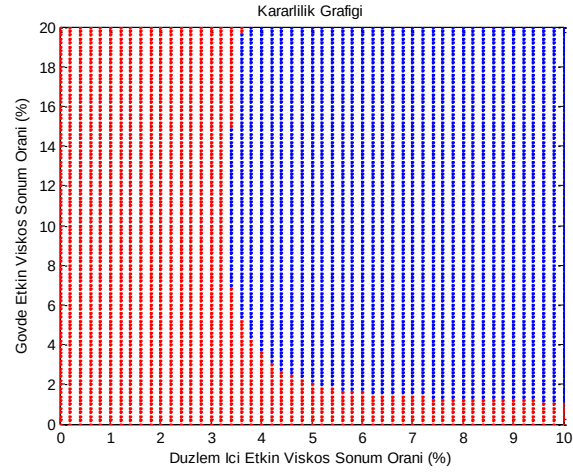
Şekil 4.5 : Sekiz ve üç SD’li yer rezonansı modellerinin karşılaştırılması Coleman grafiği (üstte), Modal sönüm grafiği (altta) (Siyah:8SD,Kırmızı:SD)

Bu durumun asıl sebebi, ikinci kararsızlık bölgesinin özvektöründe aranmalıdır. Zira ikinci kararsızlık bölgesindeki mod biçimine bakıldığında bu modun bir çok serbestlik derecesine dağıldığı görülmektedir. Bu durum yer rezonansı bakımından, helikopter rotorunun düzlem içindeki ağırlık merkezi hareketi ile dinamik bağlı olmayan serbestlik derecelerine de, titreşim esnasındaki kinetik enerjinin aktarılmasına ve bundan dolayı kararsızlığın tahmin edilenden daha az olmasına sebep olmaktadır. Üç serbestlik dereceli modelde, helikopterin yer rezonansı bakımından kritik titreşim modlarının sadece yunuslama ve yuvarlanma mod şekline sahip olduğu düşünülmektedir [3,39]. Burada karşılaştırılan iki model, yer rezonansı bakımından kritik olan mod biçimlerinin karmaşık olmadığı durumlarda benzer sönüm oranı tahmini açısından birbirlerine yaklaşabilmektedir.

BM maksimum kalkış ağırlığındayken, ilk iki modun kararsızlık yaratmaması için gerekli olan düzlem içi ve gövde sönüm oranları Bölüm 3.6’da açıklandığı gibi yapılmıştır (Şekil 4.6, Şekil 4.7).



Şekil 4.6 : Birinci modun sönümlenmesi için gerekli sönüm oranları.

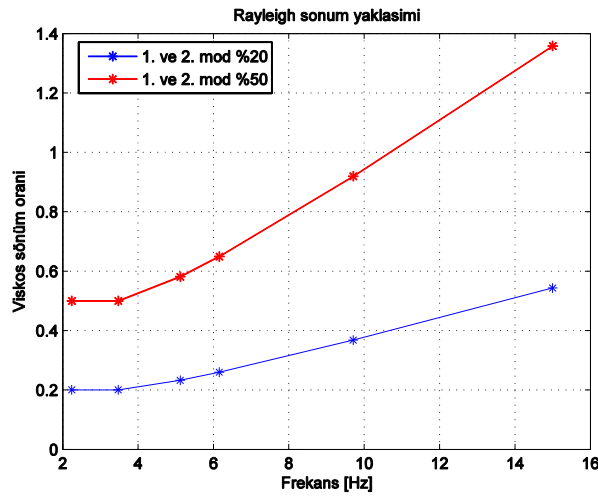


Şekil 4.7 : İkinci modun sönümlenmesi için gerekli sönüm oranları.

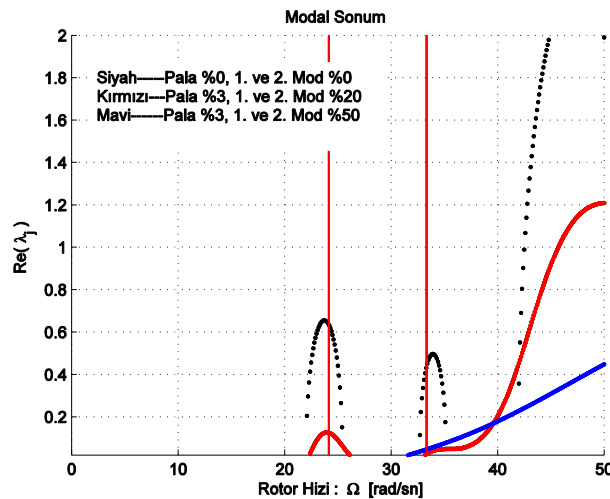
İkinci modun sönüm isterinin, birinci moda göre daha az olduğu grafiklerden kolayca tespit edilebilir. Örneğin pala düzlem içi sönüm oranı %4 ise; ilk mod için %14, ikinci mod için %4 sönüm oranı ihtiyacı bulunmaktadır. Özellikle ikinci modun kararlılık grafiğine (Şekil 4.7) yaklaşık %3.5 pala sönümünde bir asimtot olduğu gözlemlenebilir. Normal şartlarda gözlemlenmemesi gereken bu durum, ikinci mod ile üçüncü modun etkileşimiyle ilgilidir.

Kararlılık grafiği oluşturulurken, daha önceden de bahsedildiği gibi (Bölüm 3.6) bir pala-gövde sönüm oranı çifti alınarak, ilgilenilen hız aralığında özdeğer analizi yapılmakta ve gerçel köklerin işaretlerine bakılarak kararlı veya kararsız olarak ele

alınmaktaydı. Gövde sönüm oranı modeli Rayleigh prensibine dayandığından ve bu prensipte yalnızca iki adet modun sönüm oranı hatasız olarak girilebileceğinden (Bölüm 3.4.5), sönümün etkin olmasını istemediğimiz modlara da belli miktarlarda sönüm hatalı olarak eklenmektedir (Şekil 4.8). Herhangi bir kararsızlık bölgesindeki gövde sönüm oranı ile pala sönüm oranının oranı büyük değerlerde olduğunda kararsızlık tepesi düşmekte ancak kararsızlık bölgesinin genişliği artmaktadır (Şekil 3.19). Şekil 4.9’da görüldüğü gibi aşırı gövde sönümüne sahip üçüncü modun kararsızlık bölgesi, ikinci modun kararsızlık bölgesiyle birleşerek, birinci ve ikinci modun %50 sönüm oranına sahip olduğu durumda bile kararsızlık durumu sürmektedir (0-40 rad/sn arasında analiz yapılmaktadır) (Şekil 4.9).



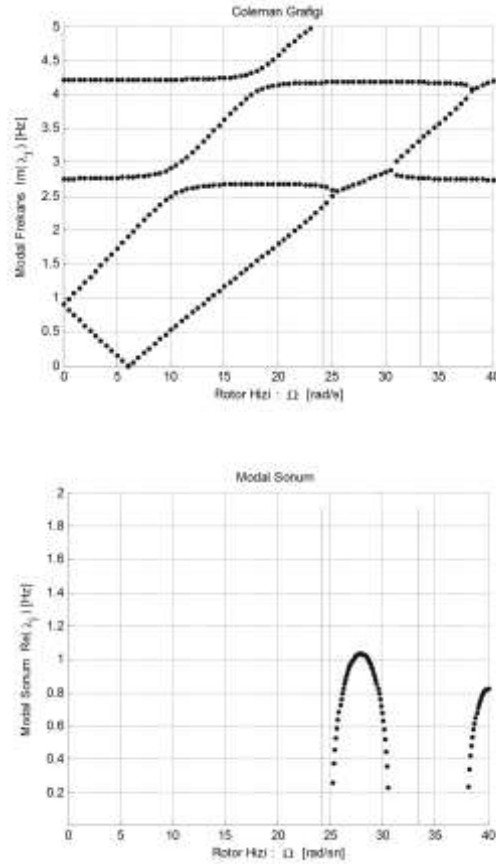
Şekil 4.8 : Rayleigh sönümü ve ortaya çıkan hata.



Şekil 4.9 : Aşırı gövde sönüm oranlarında modal sönüm grafiği.

İşte tüm bu sebeplerden dolayı; pala sönüm oranının %3.5 civarında olduğu durumda, gövde sönüm oranı ne olursa olsun kararlılık sağlanamamaktadır (Şekil 4.7). Üçüncü moda hatalı olarak eklenen sönüm oranı(Şekil 4.8) sonucunda oluştuğu düşünülebilecek bu durum gerçekte, kızak sistemindeki sönümleyicilerin etkilerine ve oluşturdukları sönüm matrisine göre görülebilecek bir etkidir. Sönümleyici elemanların her titreşim moduna belli bir modal sönüm oluşturacağı açıktır. Böyle bir durumda, birleşmesi istenmeyen kararsızlık bölgelerine karşılık gelen titreşim modlarının modal sönüm oranlarına dikkat edilmelidir. Kullanılan sönümleyiciler bazı modlara daha yüksek sönüm oranlarının oluşmasına sebep olabilir (Yüksek frekanslı modlar daha fazla sönüm oranına sahiptir). Gerekirse sönüm elemanlarının optimizasyonu, belli modlara maksimum modal sönüm eklemeyi hedeflenerek yapılmalıdır.

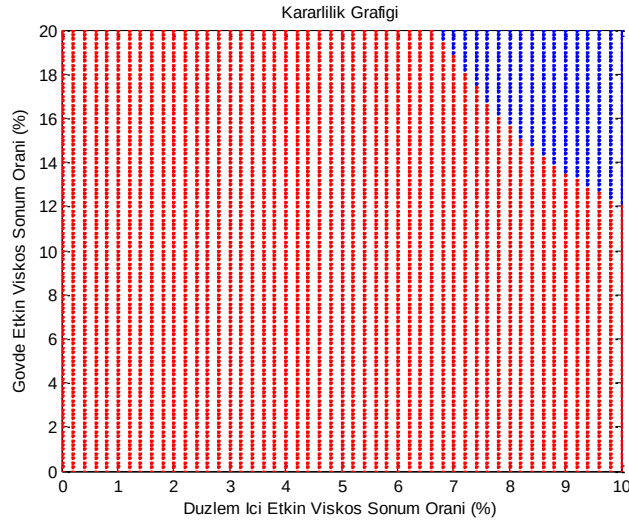
Helikopter minimum kalkış ağırlığındayken yapılan analizlerde frekansların yükseldiği açıkça görülmektedir. Ayrıca; her iki modun da modal kütlesi düştüğünden, minimum kalkış ağırlığındaki kararsızlıkların yer rezonansı oluşturma ihtimali, maksimum kalkış ağırlığına sahip sisteme göre daha fazladır (Şekil 4.10).



Şekil 4.10 : Normal kızak, minimum kalkış ağırlıklı BM modelin Coleman (üstte) ve modal sönüm grafikleri(altta).

Minimum kalkış ağırlığındaki BM’da; ikinci mod herhangi bir kararsızlık yaratamaz. Çünkü helikopter 33 rad/sn civarındaki sabit rotor devrinde havalanmaktadır.

BM minimum kalkış ağırlığındayken, ilk modun kararsızlık yaratmaması için için gerekli olan düzlem içi ve gövde sönüm oranları Bölüm 3.6’da açıklandığı gibi yapılmıştır(Şekil 4.11).



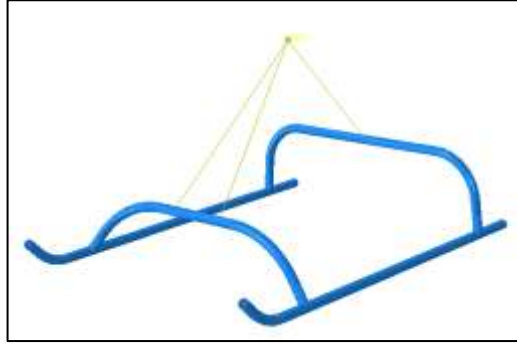
Şekil 4.11 : Birinci modun sönümlenmesi için gerekli sönüm oranları.

Analiz sonuçlarından görüldüğü gibi, kararsızlığın tamamen yok edilmesi için gerekli olan sönüm oranı çarpımı, kütlenin azalmasıyla beraber artmaktadır. İTÜ-HTH’de pala düzlem içi serbestlik derecelerinin sönüm oranları %3-%5 arası ön görülmektedir (Sönümleyici dahil). Helikopterin sönüm oranı gereksiniminin en büyük değeri aldığı minimum kalkış ağırlıklı senaryoda; kararlılığı sağlayacak ilk modun sönüm oranının %20’nin üzerinde olduğu kesindir ve bu değeri pratik olarak elde etmek çok güçtür.

Kararlılığı sağlamak için gereken gövde sönüm oranlarını pratik olarak gerçekleştirilebilir seviyelere getirmek için, kızak tasarımında değişiklikler düşünülmüştür. Gerekli sönüm oranlarını azaltmak temelde; pala ve gövde parametrelerine bağlıdır (Bölüm 3.6). Ancak pala parametreleri değişmez olduğundan; kullanılabilecek tek yöntemin bir gövde parametresi olan, kızak direngenliği azaltmak olduğu düşünülmelidir.

4.2 Kızak Tasarımının Yer Rezonansı Problemine Etkisi

Bu bölümde çeşitli kızak tasarımlarının etkinliği tartışılacaktır. Kızak tasarımları çeşitli kısaltmalarla anılacaktır. Kızak-ATB modelinde, helikopter gövdesi arka çapraz kirişin tam ortasından ve ön çapraz kirişin de mevcut bağlantı noktalarından bağlanmıştır (Şekil 4.12).

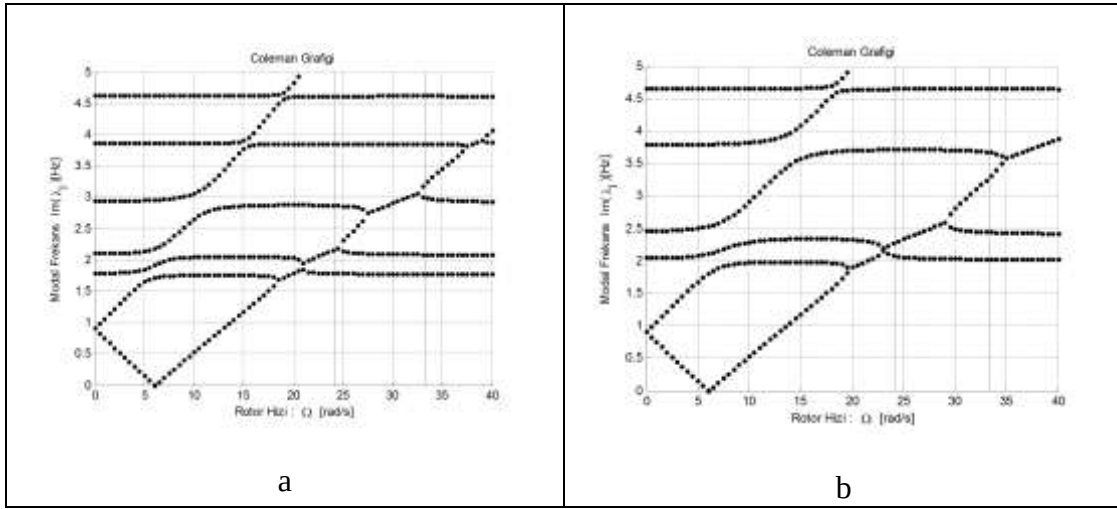


Şekil 4.12 : Kızak-ATB Modeli.

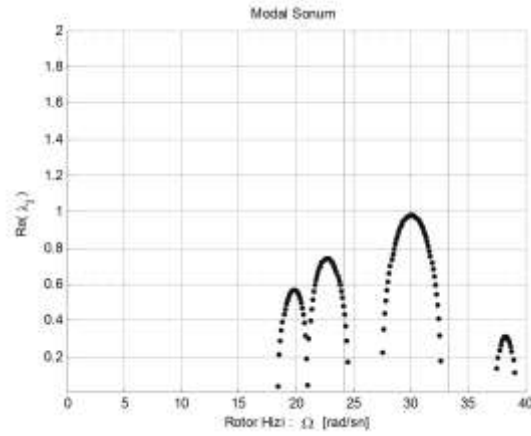
Arka çapraz kirişin tam ortasından yapılan bağlantı kızak direngenliğini değiştireceğinden dolayı, kararlılık için gerekli olan sönüm oranlarının da düşürülmesi öngörülmektedir. Ancak arka çapraz kirişteki bağlantı sayısı azalacağından, olası bir acil iniş durumunda kızak bölgesindeki gerilme değerleri artacaktır. Ayrıca dört noktadan kızağa bağlanması hedeflenerek üretilen İTÜ-HTH gövdesi, üç noktadan bağlanacağı zaman gövdenin arka kısmına yerleştirilecek olan ara parçanın da acil iniş durumu dikkate alınarak tasarımının yapılması gereklidir. Kızak-ATB modelinin BM'a eklenmesi sonucunda yapılan yer rezonansı analizlerinde, ilk üç modun kararsızlık yaratabileceği görülmektedir (Şekil 4.13).

Modların birbirlerine yakın oluşu da olası bir yer rezonansının yıkıcı sonuçlanmasına sebep verebilmektedir. Özellikle minimum yüklü durumda görülen modların iç içe geçmesi durumu yer rezonansı bakımından istenmeyen bir durumdur (Şekil 4.15).

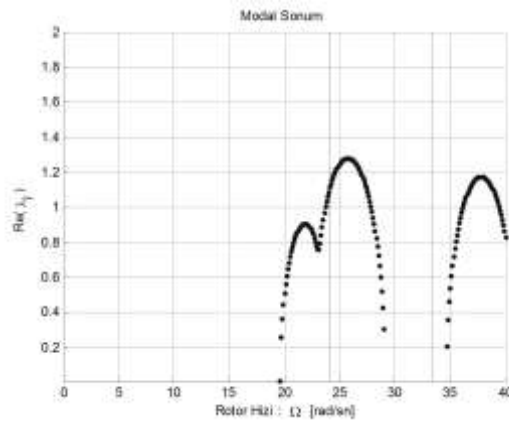
Ayrıca kararsızlığın yok edilmesi için gerekli olan sönüm oranlarının da pratik olarak uygulanamaz olduğu minimum kalkış ağırlıklı sistemin modal sönüm grafiğinden görülebilir (Şekil 4.15). Çünkü yaklaşık 1.3 değerinde pozitif gerçel kök görülen ikinci kararsızlık bölgesinde(Şekil 4.15), minimum kalkış ağırlığına sahip normal kızaklı yapıdan daha fazla miktarda gövde ve düzlem içi sönüm oranı gerektirmektedir(Şekil 4.11).



Şekil 4.13 : Kızak-ATB maksimum(a) ve minimum(b) kalkış ağırlıklı BM modelin Coleman grafikleri.

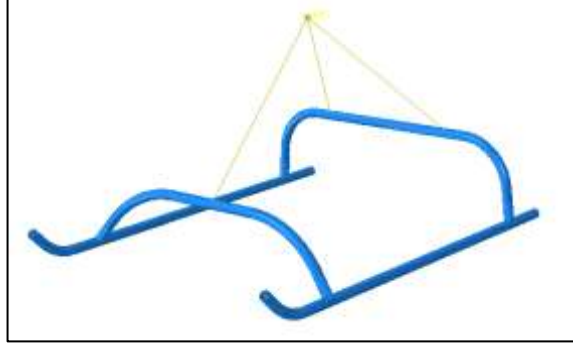


Şekil 4.14 : Kızak-ATB maksimum kalkış ağırlıklı BM modelin modal sönüm grafiği.



Şekil 4.15 : Kızak-ATB minimum kalkış ağırlıklı BM modelin modal sönüm grafiği.

Kararlılık için gerekli olan sönüm oranı değerlerini düşürmeyi hedefleyerek düşünülmüş olan Kızak-ATB modeli, hem özvektör dağılımının yer rezonansı bakımından kolaylıkla tetiklenebilecek biçimde oluşmasından hem de yer rezonansı bakımından kritik olan gövde frekanslarının birbirlerine çok yaklaşmasından sebep, uygulanabilir bir konstrüksiyon olarak ele alınmamıştır. Kızak-ÖTB modeli, Kızak-ATB modeli gibi üç noktadan bağlantı sağlayan ve bu yolla gerekli olan sönüm oranı miktarını düşürmeyi hedefleyen bir konstrüksiyondur (Şekil 4.16).

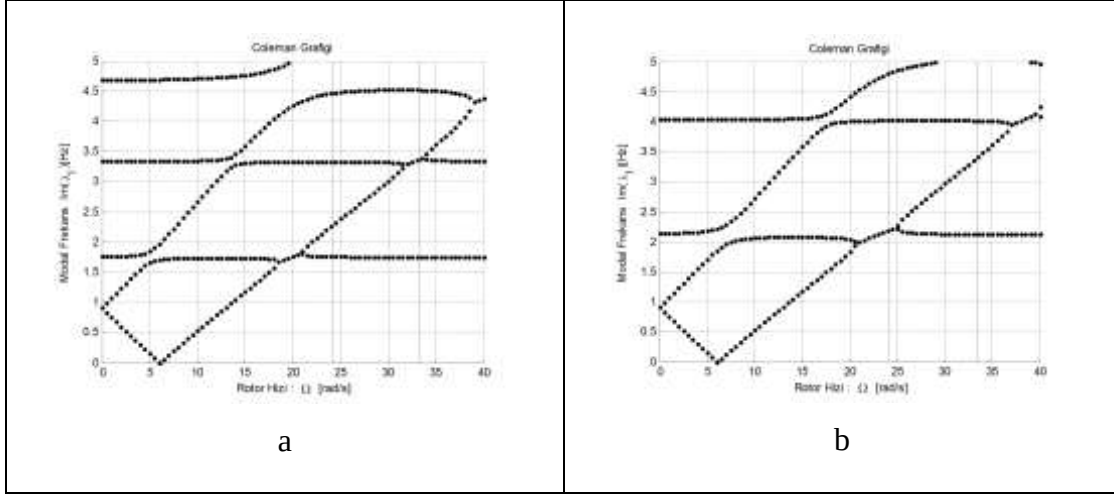


Şekil 4.16 : Kızak ÖTB modeli.

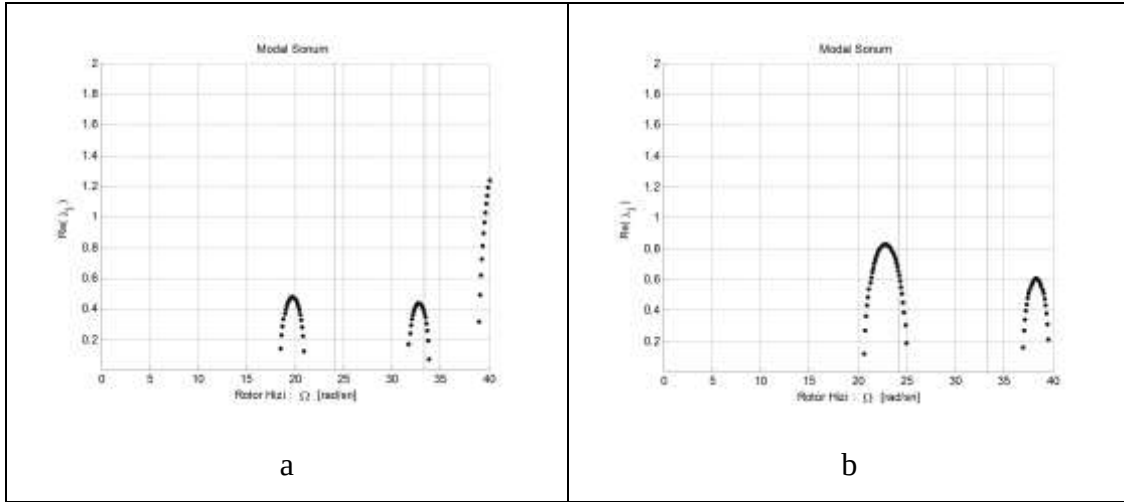
Kızak-ÖTB modelinde, helikopter gövdesi ön çapraz kirişe bir noktadan; arka çapraz kirişe iki noktadan bağlıdır. Kızak-ÖTB modeli de Kızak-ATB modeli gibi, acil iniş esnasında gerilmelerin daha büyük olmasına sebep verecektir. Ayrıca, Kızak-ÖTB modelinde de, iki adet gövde bağlantısını bir adete düşürecek bir ara parçanın bulunması gereklidir. Kızak-ÖTB modelinin BM'a eklenmesi sonucunda yapılan yer rezonansı analizlerinde, ilk iki modun kararsızlık yaratabileceği görülmektedir. Analizlerde helikopterin kalkış ağırlığına göre, ikinci kararsızlık bölgesinin kalkış devrinden geçtiği görülebilir. Ayrıca yükleme durumuna bağlı olarak, birinci kararsızlık bölgesi de rölanti devrine yaklaşmaktadır (Şekil 4.17, Şekil 4.18).

Kızak-ÖTB modelinin modal sönüm grafiğine bakıldığında, en yüksek sönüm ihtiyacının; yaklaşık 0.8 değerinde pozitif gerçel köke sahip, rölanti devrine yakın olan kararsızlık bölgesinde oluşacağı kolaylıkla görülebilir (Şekil 4.18).

Kızak-Iz modelinde; kızak ile gövde bağlantı bölgeleri arasına sadece tek serbestlik derecesinde (rotor dönüş eksenine doğrultusunda-z) çalışan elastik elemanlar konulmuştur (Şekil 4.19). Bu elemanların, kızaklara eklenebilecek izolatörleri modellediği düşünülmüştür. Gerçekte, kullanılacak izolatörlerin tüm öteleme ve dönme yönlerinde direngenliklerinin olacağı unutulmamalıdır. BM'ın maksimum ve



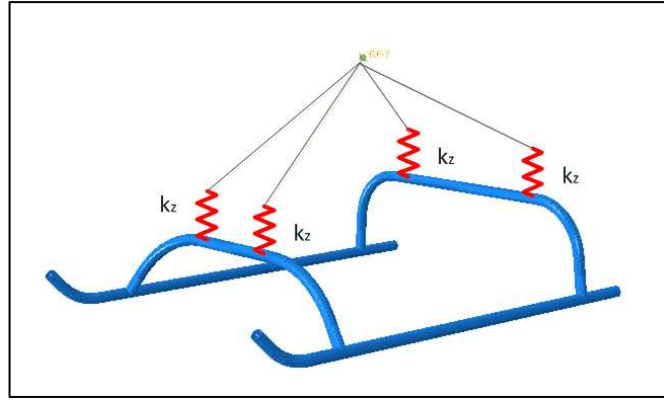
Şekil 4.17 : Kızak ÖTB ,maksimum(a) ve minimum(b) kalkış ağırlıklı BM modelin Coleman grafiği.



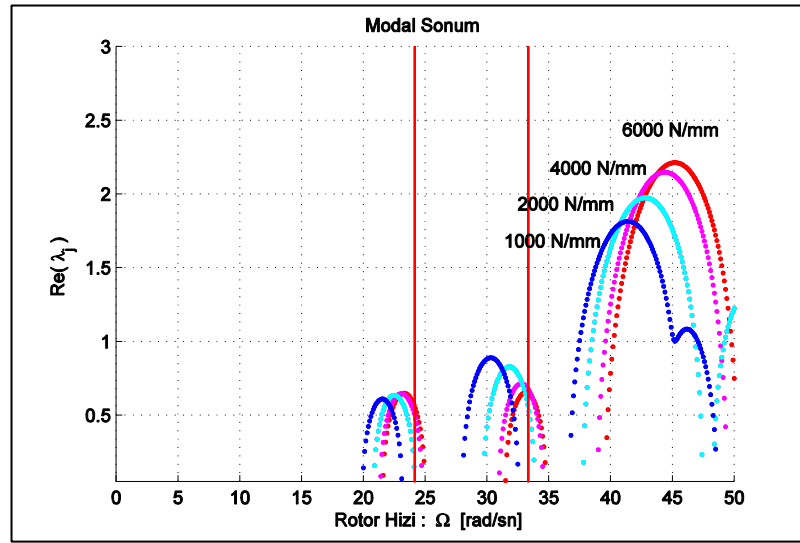
Şekil 4.18 : Kızak ÖTB ,maksimum(a) ve minimum(b) kalkış ağırlıklı BM modelin modal sönüm grafiği.

minimum kütleli analizlerinde 6000, 4000, 2000 ve 1000 N/mm'lik izolatörler kullanılarak analizler gerçekleştirilmiştir(Şekil 4.20). Analiz sonuçlarından sadece modal sönüm grafiği, çeşitli izolatör direngenliğine sahip modellerin karşılaştırılabilmesini mümkün kılmaktadır.

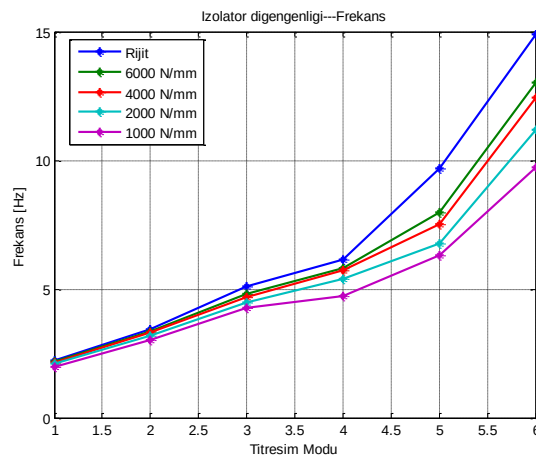
BM maksimum kalkış ağırlığına sahipken yapılan analizlerde; izolatör direngenliği düştükçe ilk modun yarattığı kararsızlık miktarının düştüğü ancak ikinci modun kararsızlık miktarının arttığı görülmüştür. Ayrıca izolatörlerin direngenlikleri düştükçe, modlar birbirlerine yaklaştıklarından (Şekil 4.21) üçüncü ve dördüncü modun yarattığı kararsızlık bölgeleri iç içe girmektedir.



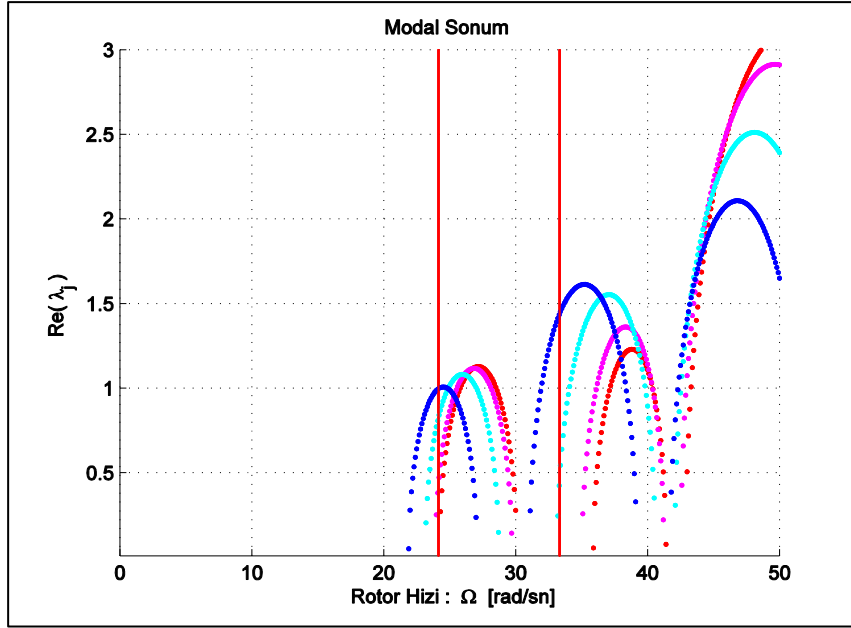
Şekil 4.19 : Kızak-Iz modeli.



Şekil 4.20 : Maksimum kalkış ağırlıklı Kızak-Iz modelinin çeşitli elastomer dirençliklerine göre modal sönüm grafikleri.



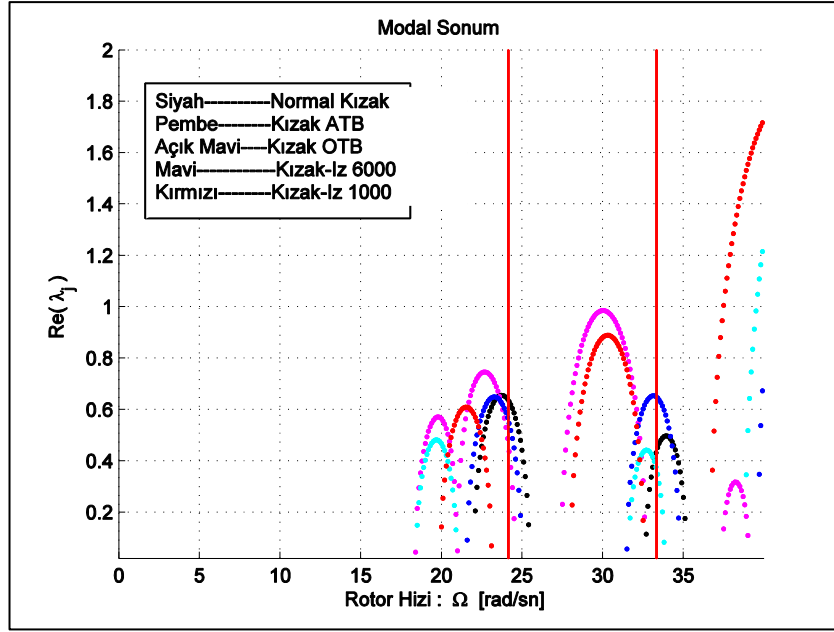
Şekil 4.21 : İzolator dirençliğine göre frekansların değişimi (Yatay eksen titreşim modlarını göstermektedir).



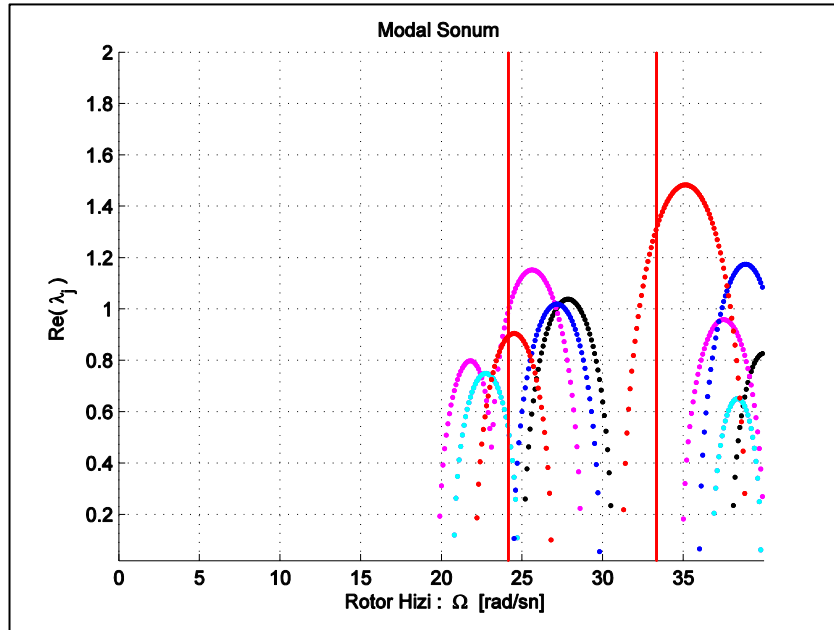
Şekil 4.22 : Minimum kalkış ağırlıklı Kızak-Iz modelinin çeşitli elastomer direngenliklerine göre modal sönüm grafikleri.

BM'in minimum kalkış ağırlığına sahipken yapılan analizlerde, kararsızlık miktarları beklendiği gibi her mod için artmaktadır. Ayrıca ikinci titreşim modunda, kızak direngenliğinin azalması ile kararsızlığın artması durumu da gözlemlenebilmektedir (Şekil 4.22). İkinci titreşim modunda kararsızlığın artmasındaki en önemli neden, kullanılan izolatörlerin eşdeğer özellikte (izotropik) olmasından dolayı, ikinci modun özvektörünün de daha belirgin bir yuvarlanma mod biçimine sebep vermesidir. Başka bir söylemle; helikopterin karmaşık bir mod biçimi ortaya koymasına sebep vererek kızak tasarımı, kızak bağlantı bölgelerine seri olarak bağlanan izolatörler sonucunda giderek daha izotropik kızak bağlantı bölgelerine dönüşmekte ve bu durum helikopterde görülen modun saf ve belirgin olarak bazı yönlerde olmasına sebep olmaktadır. İzolatörsüz kızakta (normal kızakta) ikinci mod, yuvarlanma modu olarak ele alınmasına rağmen hayli karmaşık bir özvektör içermektedir (Çizelge 4.8).

Kızak, Kızak-ATB, Kızak-ÖTB, Kızak-Iz 6000 ve Kızak-Iz 2000 modellerinin karşılaştırılması için; yer rezonansı problemi bakımından önemli parametreler olarak düşünülebilecek pozitif gerçel köklerin mertebesi ve bu pozitif gerçel köklerin bulunduğu hız aralıkları ele alınmıştır. BM modelin maksimum kalkış ağırlığındayken yapılan analizlerde; en iyi kızak konstrüksiyonunun Kızak ÖTB modeli olduğu görülmüştür (Şekil 4.23). Kızak ÖTB modeli en küçük pozitif gerçel kök tepe değerlerini oluşturmaktadır.



Şekil 4.23 : Kızak modellerinin maksimum kalkış ağırlıklı durumdaki modal sönümleri.



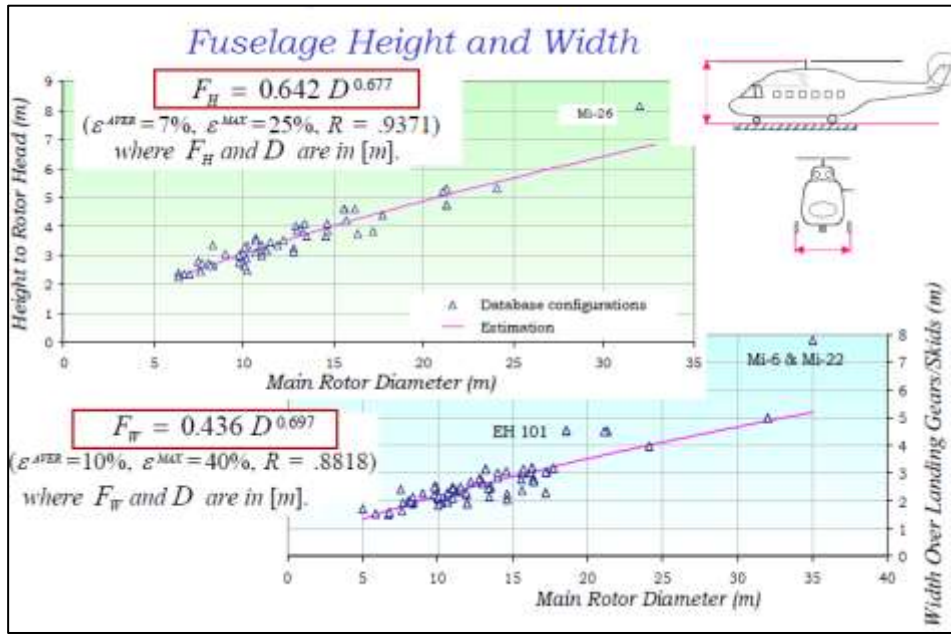
Şekil 4.24 : Kızak modellerinin minimum kalkış ağırlıklı durumdaki modal sönümleri.

BM modelin minimum kalkış ağırlığındayken yapılan analizlerde de Kızak ÖTB modeli ile en düşük pozitif gerçel kökler elde edilmiştir (Şekil4.24).

Bağlantı biçimi olarak Kızak-ÖTB modelinde kararlılık için gerekli olan sönüm oranları en düşük değerlerindedir. Ancak gerek, İTÜ-HTH'nin ön çapraz kirişle bağlantı noktasının iki adet olmasından dolayı gerekli olan ara parça, gerekse ön

çapraz kirişteki bölgesel gerilmelerin artış ihtimalinden dolayı; bu türden bir kızak bağlantı şekli İTÜ-HTH’ de düşünülmemiştir.

İniş kızıağında; iki kızak tüpü arasındaki mesafeyi artırmak, yer rezonansı için kritik olan doğal frekansları düşürmektedir. Kızak tüpleri arasındaki mesafeyle, helikopter yüksekliği arasındaki ilişkiyi temel bir ön tasarım parametresi olarak ele alındığında; İTÜ-HTH’nin kızak tüpleri arasındaki mesafenin olması gerekenden daha az olduğu görülmektedir (Şekil 4.25) [44].

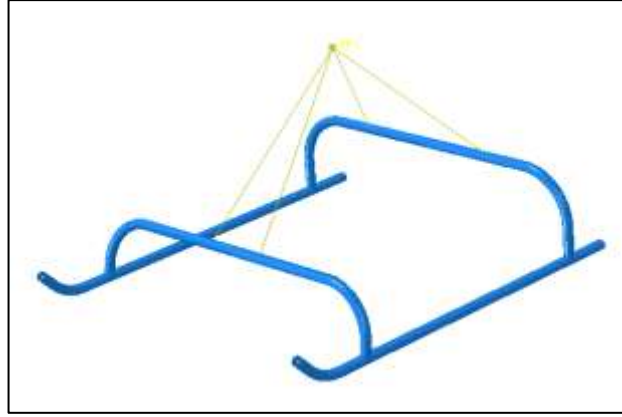


Şekil 4.25 : Kızak genişliği-Helikopter yüksekliği ilişkisi (F_w kızak genişliği, F_H gövde yüksekliğidir ve her ikisi de rotor çapına bağlı parametrelerdir, birbiri cinsinden yazılabilir) [44].

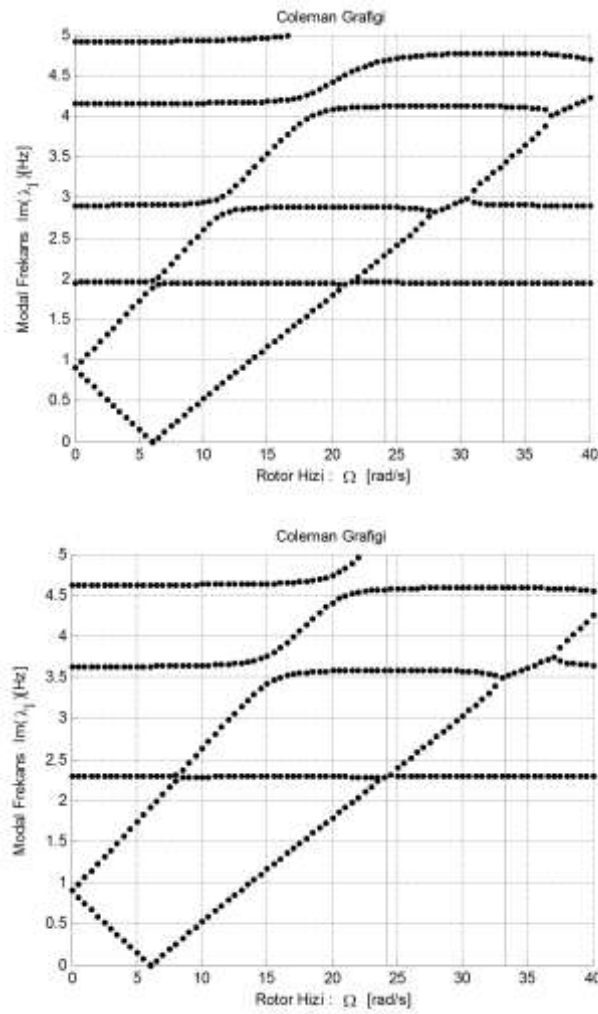
Kızak tüpleri aralığının açılması ve çapraz kirişlerin tasarımlarının değiştirilmesiyle elde edilen Kızak-KT modelinin(Şekil 4.26); basitleştirilmiş modele (BM) eklenmesi sonucunda sistemin yer rezonansı analizleri hem minimum hem de maksimum kalkış ağırlıklarında tekrar edilmiştir(Şekil 4.27).

Kızak-KT modelinde; ilk kararsızlık bölgesinin helikopterin kalkış ağırlığına göre 21-24 rad/sn arasında olacağı görülebilmektedir(Şekil 4.28). İlk kararsızlık bölgesinin, gerçel özdeğerine bakılırsa, çok küçük bir kararsızlığın varlığı kolayca tespit edilebilir(Şekil 4.28).

Kızak KT modelinde, helikopter minimum kalkış ağırlığındaiken ikinci kararsızlık bölgesinde görülen yaklaşık 0.9 değerindeki pozitif gerçel kökü, helikopterin bir

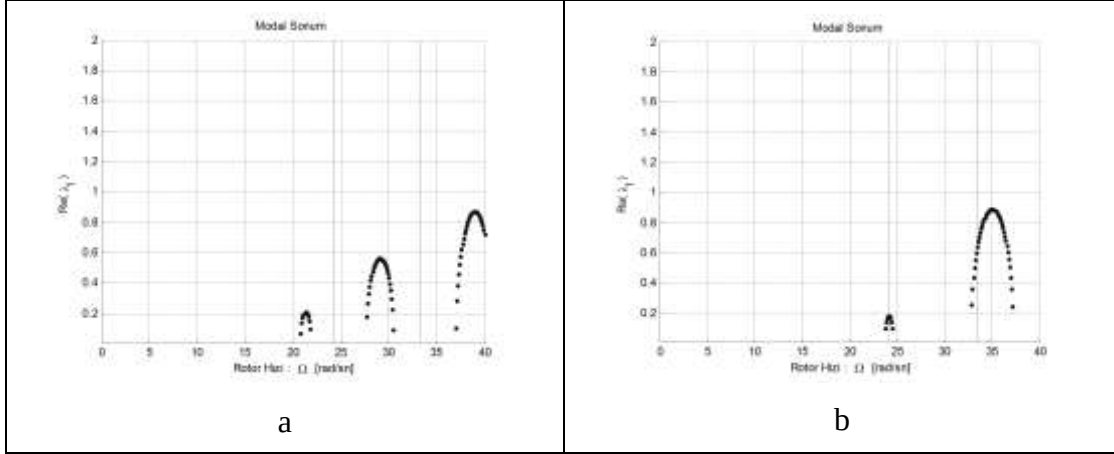


Şekil 4.26 : Kızak KT modeli.



Şekil 4.27 : Kızak KT ,maksimum(üst) ve minimum(alt) kalkış ağırlıklı BM modelin Coleman grafiği.

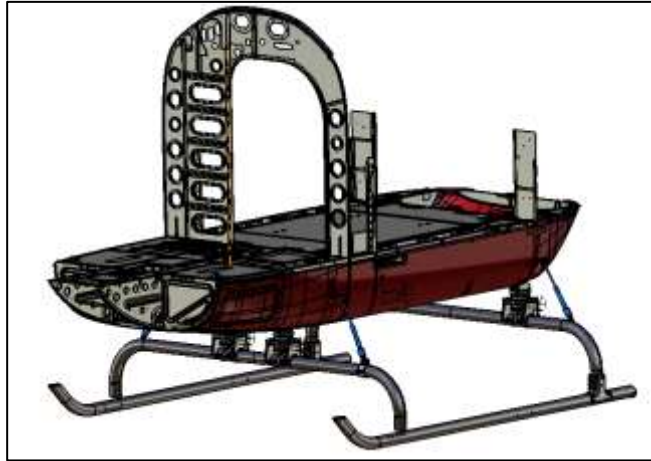
miktar yüklenmesiyle, azalarak kalkış devrine gelebilir. Bu sebeple kararlılığı sağlayacak sönüm oranlarının hesabında, helikopterin minimum kütlesindeki ikinci kararsızlık bölgesi dikkate alınması gereklidir.



Şekil 4.28 : Kızak KT ,maksimum (a) ve minimum (b) kalkış ağırlıklı BM modelin modal sönüm grafiği.

4.3 Sönümleyicili Kızakın Genel Tasarımı

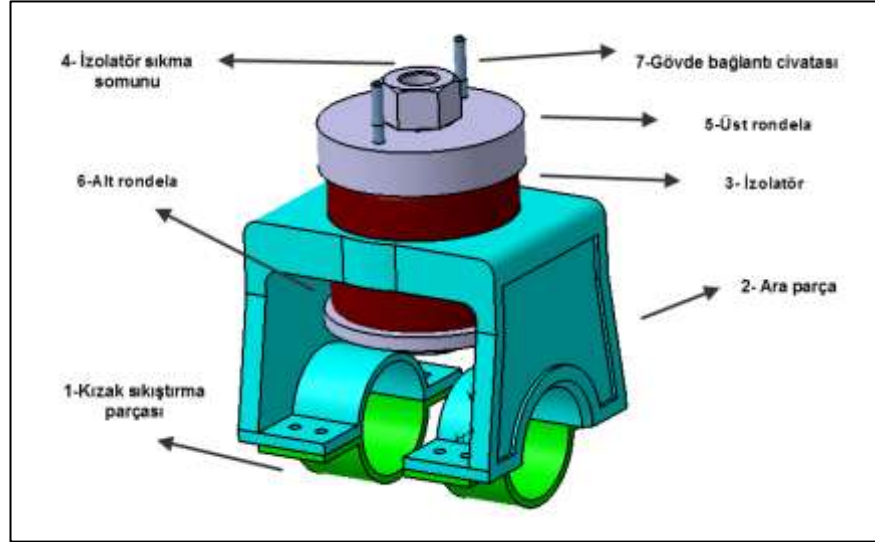
Helikopterin YR kararlılığının sağlanabilmesi için geliştirilen sönümleyicili kızak, Kızak-KT modeline bir takım sönümleyicilerin yerleştirilmesiyle elde edilmiştir. Sönümleyicili kızak, 4 adet elastomer izolatör ve 4 adet hidrolik sönümleyici silindirler kullanmaktadır (Şekil 4.29) Kullanılan sönümleyici elemanlar hem gövde frekanslarını düşürmekte hem de gerekli olan gövde sönümlerini sağlayabilmektedir. Yer rezonansı için tasarlanan bu yapının olası bir acil iniş sonrasında da çalışabilirliği önemlidir.



Şekil 4.29 : Sönümleyicili kızak.

Kızakta, Barry Control firmasının 22005-11 Tube Mounts isimli elastomer izolatörü kullanılmaktadır. İzolatör, firmanın önerdiği ince metal parçaların(rondela) kullanılması durumunda bozulmaya karşı gürbüzdür(fail-safe)(Şekil 4.30). Böylece acil iniş gibi durumlarda bile izolatörler zarar görmesine rağmen, helikopter ile kızak

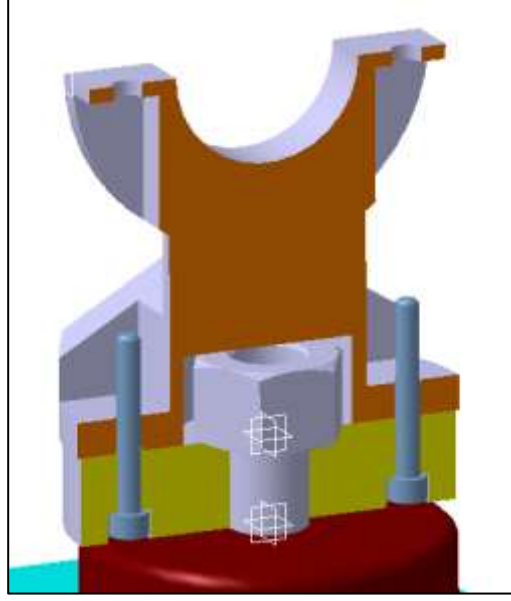
arasındaki bağlantı sürdürölmektedir. Elastomer izolatörlerin, kızağa bağlanabilmesi için ek ara parçalar tasarlanmıştır. Böylece kızağın bütönlüğü bozulmadan, izolatörlerin sisteme eklenmesi mümkün olmuştur. Bu ara parçaların ilki izolatör tutucusudur ve kızakta 4 adet bulunur (Şekil 4.30). Diğer bir ara parça ise arka ÇK ara parçasıdır. Bu parça arka ÇK'nın gövdeye bağlı olduğı bölgenin izolatör tutucusuna bağlanabilmesi için kullanılmaktadır (Şekil 4.32).



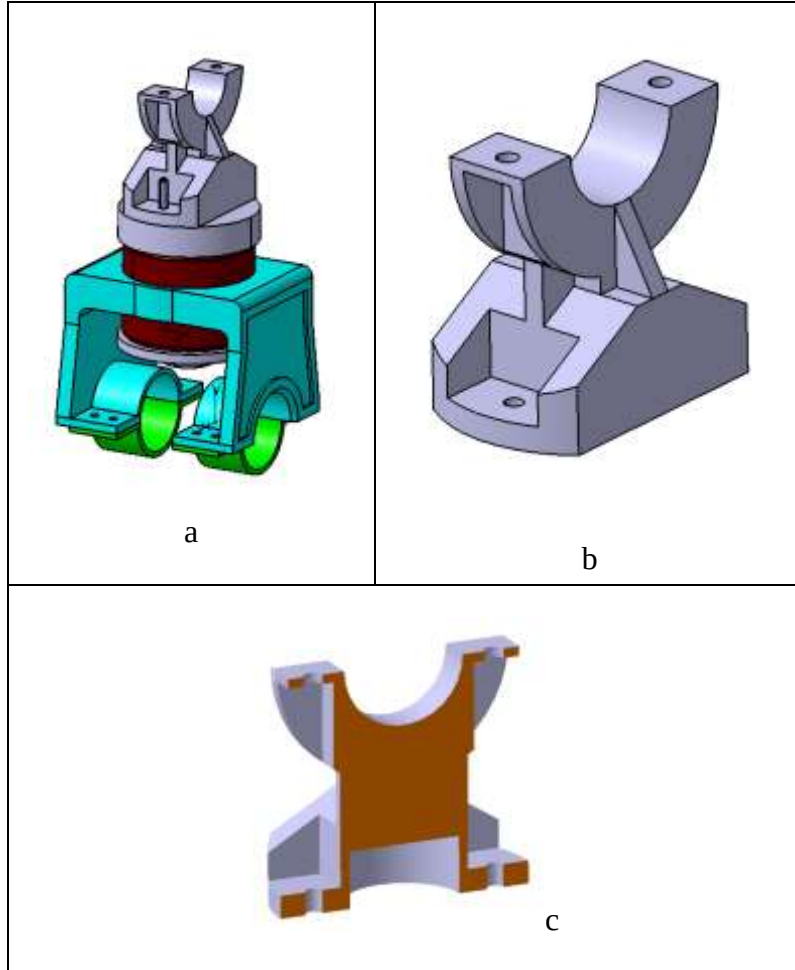
Şekil 4.30 : İzolatör tutucusu.

İzolatörlerle kullanılacak olan rondelaların kalınlığı için belli sınırlandırmalar bulunmaktadır. Buna göre; kullanılacak rondelaların kalınlığı 31,75 (1,25 inç) olmalıdır [45]. Üst rondelanın içerisinde kanallar bulunduğundan, alt rondeladan biraz daha kalındır. Bu kanallara girecek olan silindirik başlı civatalarla gövde bağlantısı gerçekleştirilecektir (Şekil 4.31) .

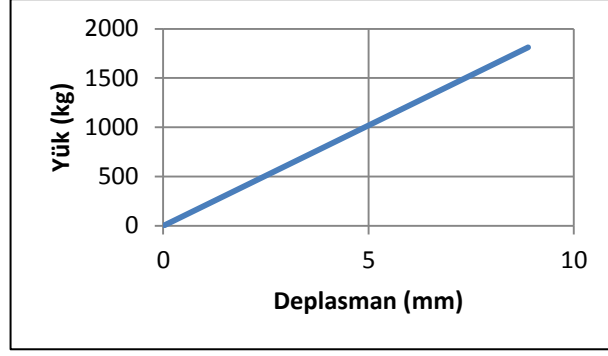
Kızakta kullanılması düşünölen elastomer izolatör, 2056 N/mm'lik dikey direngenliğe ve yine aynı mertebede radyal direngenliğe sahiptir (1:1 direngenlik oranı) [45]. Elastomerin dikey direngenliği çalışma bölgesi içinde lineerdir. İzolatör maksimum 1800 kg'a kadar çalışabilmektedir (Şekil 4.33).



Şekil 4.31 : Üst rondela kesidi (sarı); arka ÇK ara parça kesidi (turuncu).



Şekil 4.32 : Arka ÇK ara parçası. a) Tüm ara parça, b) Arka ÇK ara parça, c)Ara parça kesidi.



Şekil 4.33 : İzolatörün kuvvet-yer değişimi ilişkisi.

Yapılan analizlerde elastisite modülünün 4 Mpa olduğu görülmüş ve literatürdeki benzer çalışmalarla uyumlu olduğu anlaşılmıştır [47,48]. İzolatörün her iki yöndeki (θ_x , θ_y) eğilme direngenliği de 4 Mpa değerindeki elastisite modülü kullanılarak elde edilmiştir. İzolatörün kendi eksen doğrultusundaki dönüşü (burulması) esnasındaki direngenlik izolatörün rondela ile sürtünme durumuna göre değişiklik gösterdiğinden detaylı hesaplanabilmesi zordur. Ayrıca olası yer rezonansı modlarında(yuvarlanma,yunuslama), elastomer izolatörün burulma direngenliğinin önemi yoktur. Özdeğer analizlerinde ve çarpışma analizlerinde kullanılan elastomer izolatör direngenlikleri Çizelge 4.9’da listelenmiştir.

Çizelge 4.9 : İzolatörün direngenlik değerleri.

k_x	k_y	k_z	k_{θ_x}	k_{θ_y}	k_{θ_z}
2056 N/mm	2056 N/mm	2056 N/mm	2659500 Nmm/rad	2659500 Nmm/rad	0 Nmm/rad

Elastomer izolatörlerin rezonans anındaki büyütme faktörü 8 olarak verilmiştir [45]. Buradan hareketle izolatörün %12,5 yapısal sönüm oranına sahip olması gerektiği hesaplanabilir.

Abaqus programında, izolatörün sönümü viskoz sönümle modellenmiştir. Bunun için eşdeğer viskoz sönüm katsayısı;

$$c_{es} = \frac{k \cdot \eta}{\omega} \quad (4.1)$$

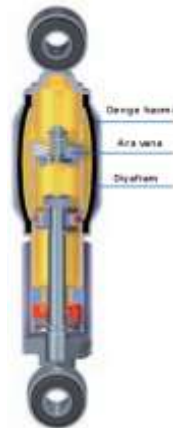
formülü kullanılarak elde edilebilir. Bu formülde k , herhangi bir serbestlik derecesindeki direngenliği; η kayıp faktörünü ve ω titreşim frekansını ifade etmektedir.

Denklem 4.1'e göre izolatörün her frekanstaki sönüm katsayısının farklı olması gerekir ve yüksek frekanslarda eşdeğer viskoz sönüm katsayısı azalmaktadır. Gerileyen düzlem içi titreşim moduyla kesişerek kararsızlık yaratacak en büyük gövde frekansı 3,2 Hz civarındadır. Bu durum düşünülerek yapılan hesaplamalar sonucu elde edilen sönüm katsayıları Çizelge 4.10'de gösterilmektedir.

Çizelge 4.10 : İzolatörün sönüm değerleri.

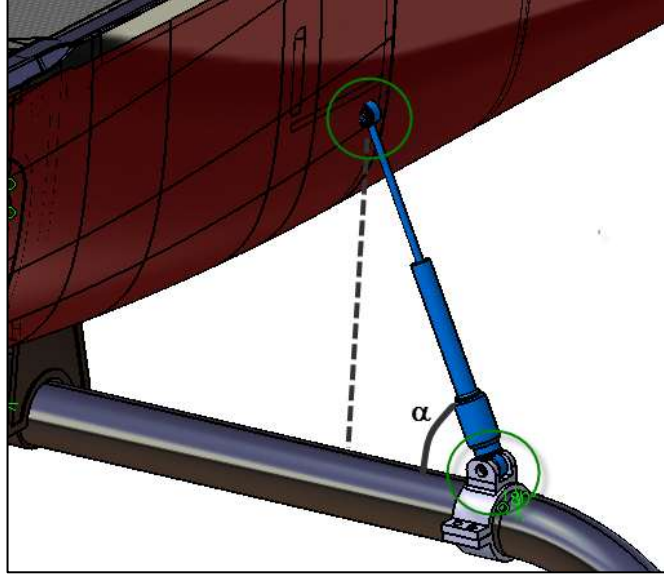
C_x	C_y	C_z	$C_{\theta x}$	$C_{\theta y}$	$C_{\theta z}$
12,7 N.s/mm	12,7 N.s/mm	12,7 N.s/mm	16539 N.mm/rad	16539 N.mm/rad	0 N.mm.s/rad

Yapılan ilk özdeğer analizlerinde gövdenin sönüm oranları istenilen seviyelerde olmadığından, gövde ile kızak arasına ek sönümleyici elemanlar konulmuştur. Bunun için Stabilus firmasının Stab-O-Shocta TA20 hidrolik damperleri kullanılmıştır [49](Şekil 4.34). Hidrolik damperin pistonuna 20 mm genlik ve 0,82 Hz frekansa sahip harmonik hareket uygulandığında, hidrolik damper basma ve çekme doğrultularında eşit ve 1000 N değerinde kuvvet üretmiştir [49]. Hidrolik damperin sisteme uygulayabileceği maksimum sönümleme kuvveti 9000N değerindedir [49].



Şekil 4.34 : Stab-O-Shocta TA20 hidrolik damperi.

Hidrolik damperler kızak-gövde arasına; gövdenin yanlarına ve kızığa konulacak bir takım tutucu aparatlarla bağlanmaktadır (Şekil 4.35)(Mavi: Hidrolik damper).



Şekil 4.35 : Hidrolik damperin bağlantı detayı.

Hidrolik damperin gövdeye bağlanacağı nokta ile kızığa bağlanacağı nokta arasındaki bağıl hızın büyük olması, sönümleyicinin sistemden daha fazla kinetik enerjiyi soğurabileceği anlamına gelmektedir. Bu sebeple, hidrolik damperin gövdeye ve kızığa bağlandığı noktalar önemlidir. Ayrıca Bölüm 3.4.5'te belirtildiği gibi, bağlantı bölgelerinin direngenliklerinin düşük olması damperin etkinliğini azaltabilmektedir. Bu sebeple de damper mümkün olduğunca direngen bölgeler arasına yerleştirilmelidir.

Damper en fazla 9000N'luk sönümleme kuvveti üretebildiğinden, olası bir yer rezonansı anında bozulmadan çalışabileceği maksimum rotor göbeği yer değiştirmesi bulunabilir. Örneğin yer rezonansının gerçekleşebileceği maksimum frekans 3,2 Hz olarak ele alınırsa; damper, damper doğrultusunda maksimum 447 mm genliğine kadar çalışabilir.

4.3.1 Yer rezonansı analizleri

Sönümleyicili kızağın minimum ve maksimum kütleli durumuna ait SEM özdeğer analizleri sonucunda ortaya çıkan yer rezonansı için önemli olan modların; frekans, mod şekli ve sönüm oranına ilişkin bilgiler Çizelge 4.11 ve Çizelge 4.12'de verilmiştir.

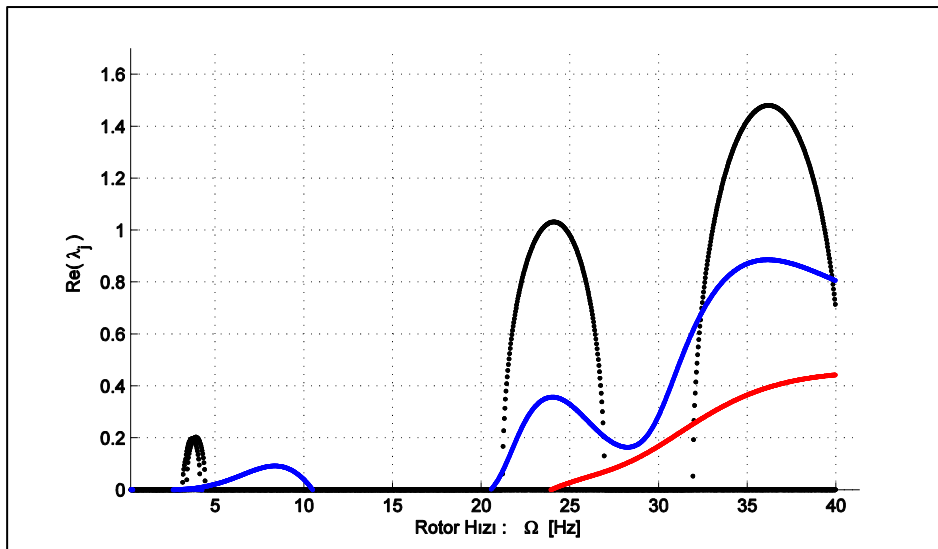
Çizelge 4.11 : 929 kg (minimum kütle).

Doğal frekans [Hz]	Mod biçimi	Viskoz sönüm oranı (%)
2,11	Yunuslama	19
3,26	Yuvarlanma	19

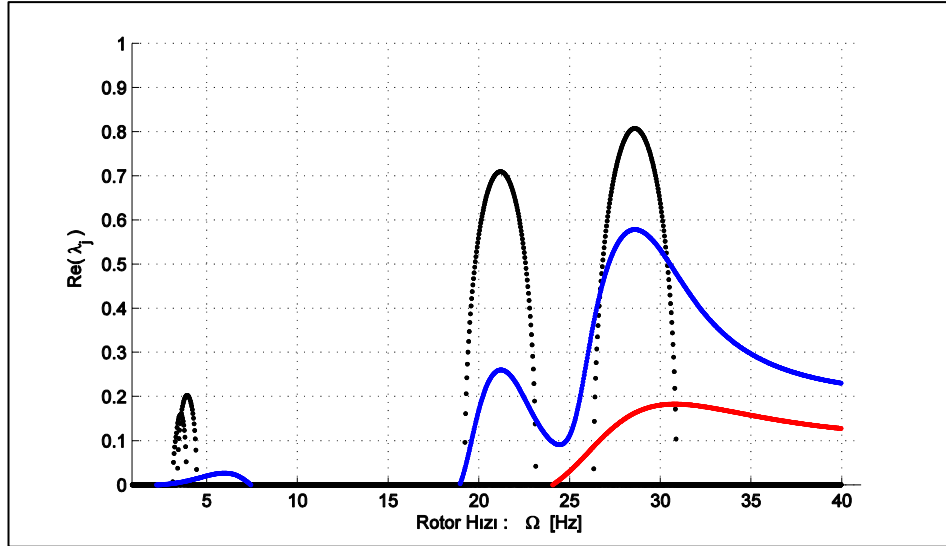
Çizelge 4.12 : 1923 kg (maksimum kütle).

Doğal frekans [Hz]	Mod biçimi	Viskoz sönüm oranı (%)
1,74	Yunuslama	17
2,51	Yuvarlanma	15

Sönümleyicili kızaklı helikopterin minimum ve maksimum kütleli durumdaki yer rezonansı analizleri sonucunda ortaya çıkan pozitif gerçel kökler Şekil 4.36 ve Şekil 4.37’de görülmektedir. Analizlerde düzlem dışı pala dinamiğinin etkisi de ele alınmıştır [39]. Buna göre; siyah renkli grafik pala ve gövdede hiçbir sönüm bulunmadığı durumu yansıtmaktadır. Bu grafiklerde birincil kararsızlık bölgesi gerileyen düzlem dışı titreşim moduyla, gövde modlarının çakışması sonucu oluşmaktadır. Mavi renkli grafik sadece aerodinamik sönümlerin etkileri sonucunda elde edilen pozitif gerçel kökleri göstermektedir. Kırmızı renkli grafik gövde ve palaya konulan yapay sönümlerin de hesaba katılmasıyla elde edilmektedir. Yapay sönüm olarak palaya %4, gövdeye de Çizelge 4.11 ve 4.12’te belirtilen sönüm oranı eklenmiştir. Her iki grafikte de görüldüğü gibi kararsızlık tüm çalışma bölgesinde giderilememesine rağmen, yaklaşık 23-24 rad/sn arasında bulunan rölanti devrinde kararsızlık görülmemektedir.



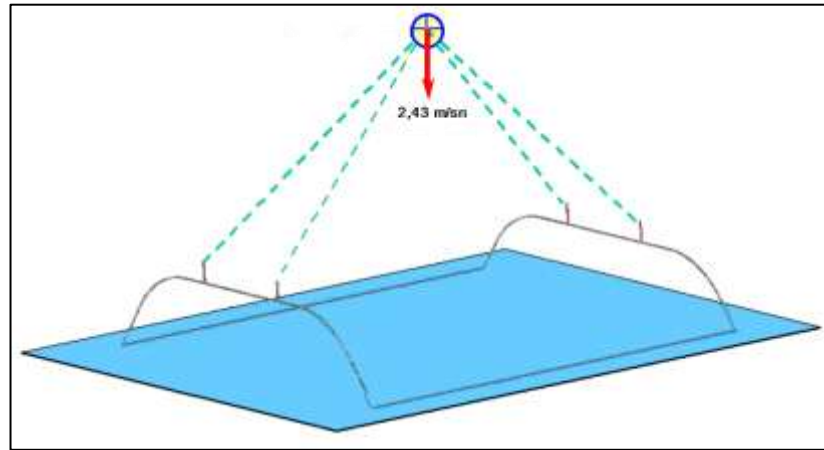
Şekil 4.36 : Minimum kütleli durumda ortaya çıkan pozitif gerçel kökler.



Şekil 4.37 : Maksimum kütleli durumda ortaya çıkan pozitif gerçel kökler.

4.3.2 Acil iniş analizleri

Helikopterin yer rezonansı kararsızlığını azaltmak için tasarlanan sönümleyicili kızıağın, JAR 27 [8] standardında ön görülen yüklemelere dayanması beklenmelidir. JAR 27 standartına göre; helikopter tam yüklü halde ve rotor eksenini doğrultusunda aşağıya doğru 2,43 m/sn hızla rijit bir yüzeye çarptırılmalıdır (Şekil 4.38).



Şekil 4.38 : JAR 27'nin önerdiği en temel çarpışma analizi.

Bu çarpışma esnasında kızıakta sadece elastik deformasyonlar görülmelidir. Çarpışma analizlerinde, yüzeylerin sürtünme özellikleri için [28] kaynağından alınan değerler kullanılmaktadır (Çizelge 4.13).

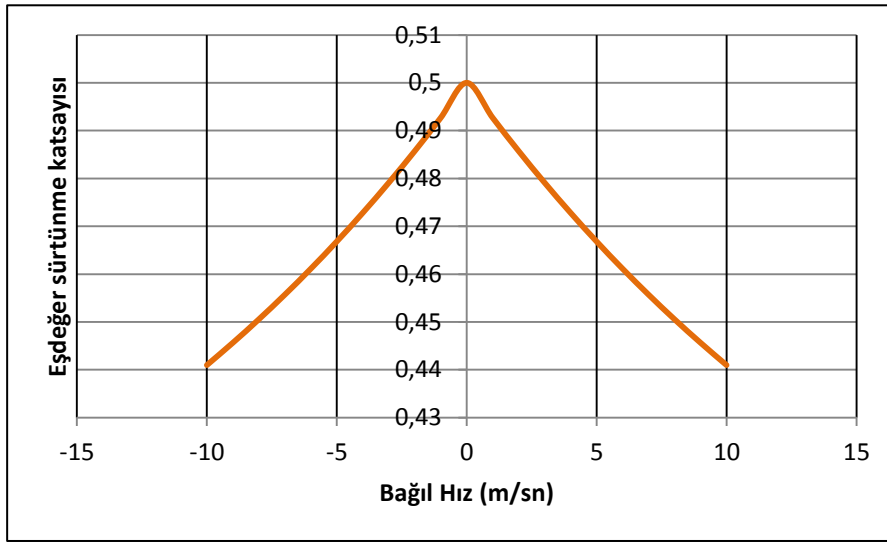
Çizelge 4.13 : Yüzey sürtünme özellikleri.

Parametre	Değer
Statik sürtünme katsayısı μ_s	0.5
Dinamik sürtünme katsayısı μ_d	0.35
Üstel azalım katsayısı β	0.05

Abaqus programının hesaplamalarda kullandığı eş değer sürtünme katsayısı Denklem 4.2’de gösterilmiştir. Buna göre eşdeğer sürtünme katsayısının bağıl hıza bağlı olarak

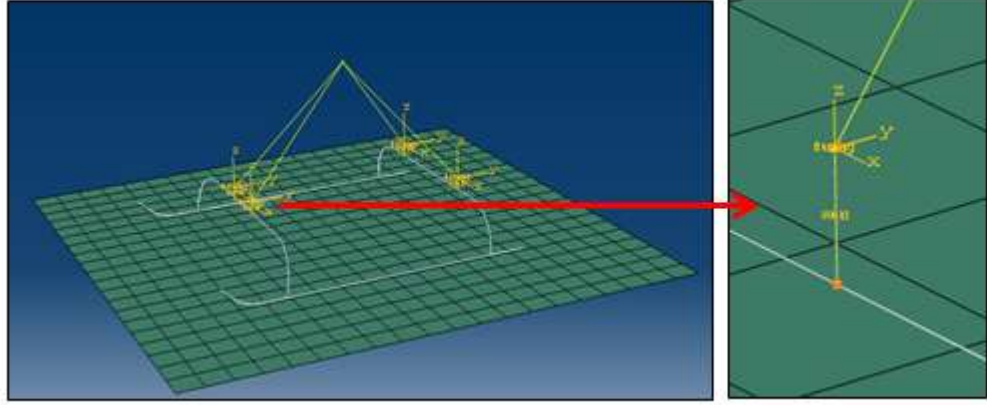
$$\mu_{es} = \mu_d + (\mu_s - \mu_d)e^{-\beta |v_b|} \quad (4.2)$$

değişimi (Şekil 4.39)’dan gözlemlenebilir.



Şekil 4.39 : Eşdeğer sürtünme katsayısı.

Helikopterin sönümleyicili kızakla gerçekleştirilmesi gereken çarpışma analizleri için, tüm elastomer izolatörler gerekli direngenlik ve sönüm değerleri ile modele eklenmiştir (Şekil 4.40). Ara parçalar kaynak(weld) elemanlarla oluşturulmuştur. Çarpışma analizi explicit(açık) olarak çözdürülmüştür. Explicit çözüm implicit(kapalı) çözüme göre daha hızlı bir sonuç sunmasına karşın, doğruluğu mutlaka implicit analizlerle kontrol edilmelidir. Tasarlanmış olan sönümleyicili kızakla, normal kızıağın; sürüklemeli çarpışma analizi (Şekil 4.34) sonuçlarının karşılaştırılması Çizelge 4.14’te verilmiştir. Çarpışma analizi 0,25 sn sürmekte ve bu süre içerisinde 800 örnek alınmaktadır.



Şekil 4.40 : Sönümleyicili kızığa sahip HTH'nin çarpışma modeli (solda), İzolatör tutucu ve izolatörün modellenmesi (sağda).

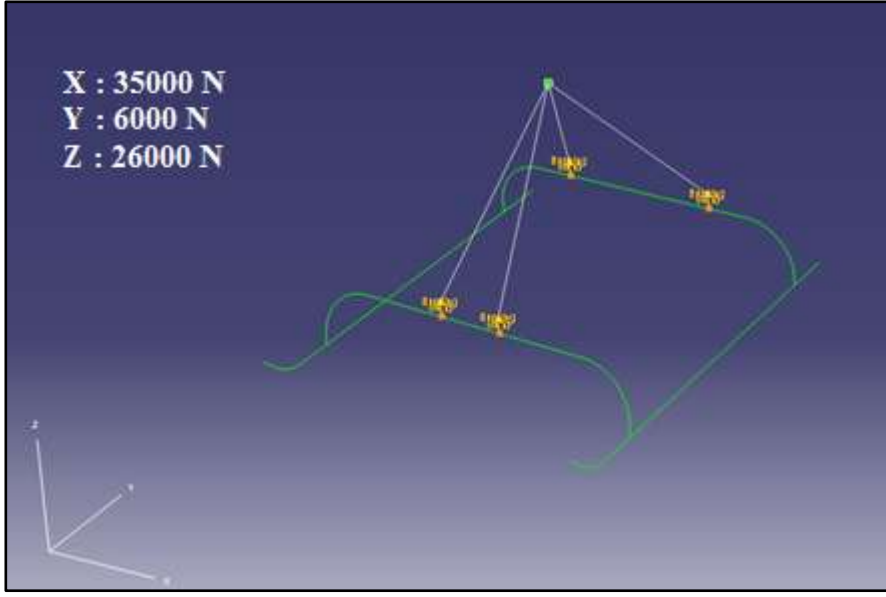
Örnekleme frekansı, gerilme değerlerinin bir önceki analize göre değişmediği değere getirilerek seçilmiştir. İki kızık arasındaki en belirgin fark, çarpışma esnasında, helikopter ağırlık merkezinde görülen G değerleridir. Kızığın malzemesi Al 2024-T3'tür ve bu malzemenin akma dayanımı 345 MPa civarındadır [50]. Görüldüğü gibi yeni kızıkta acil iniş esnasında ortaya çıkan gerilmeler akma sınırlarının üstündedir. Ancak; sönümleyicili kızıkta ortaya çıkan gerilmeler, normal kızıktaki gerilmelere göre daha azdır.

Çizelge 4.14 : Normal kızık ve sönümleyicili kızığın çarpışma analiz sonuçları.

Kızık Tipi	Dikey G	Yatay G	Maks. Gerilme
Normal Kızık	8,62	2,03	1385 MPa
Sönümleyicili Kızık	3,36	1	783 MPa

Analiz esnasında, ara parçalar ve izolatör tutucular üzerine gelecek tepki kuvvetleri de elde edilmiştir. Böylece bu parçaların dayanması gereken kuvvetler elde edilebilmiş ve ara parçalara bu kuvvetler altında statik analizler uygulanmıştır. Analiz esnasında bağlantı bölgelerine gelen kuvvetler Şekil 4.41'de gösterilmektedir. Maksimum kuvvetlerin tamamı arka ÇK'da bulunan ara parçalarda görülmektedir.

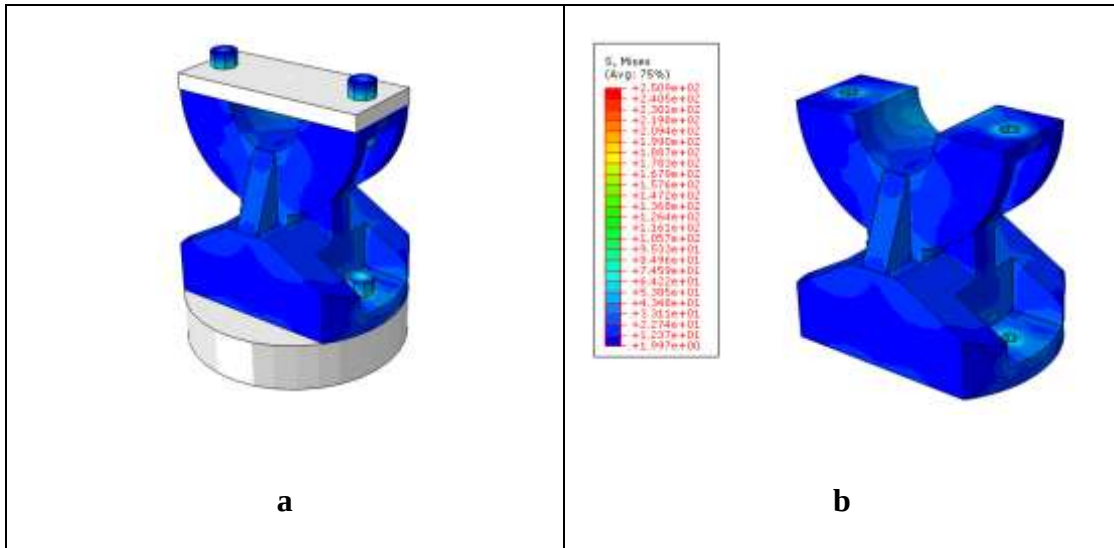
Tüm statik analizlerde, gerilme dağılımı ve emniyeti incelenecek parça detaylı olarak modellenmiş, civatalar ve bu civataların ön yüklemeleri modele eklenmiş; incelenecek parçalar ve civatalar haricindeki yapıların tamamı rijit olarak modellenmiştir.



Şekil 4.41 : Ara parça ve izolatör tutucular üzerlerine gelen maksimum kuvvetler.

Gerçekte sonlu bir direngenlik değerine sahip olacak bu rijit parçalar, incelenen parçaların maksimum gerilme değerlerini düşürecektir.

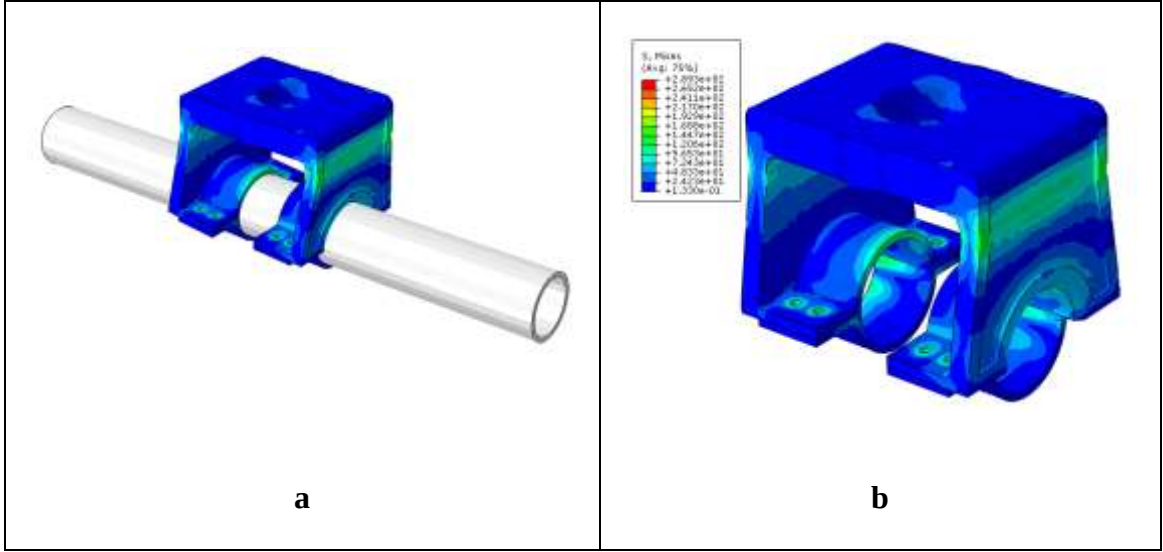
Arka ÇK'da bulunan ara parça üzerine gelen kuvvetler sonucu oluşan gerilmeler Şekil 4.42'de görülmektedir. Analize göre en büyük gerilme 250 Mpa olarak temas bölgesinde elde edilmiştir. Malzeme olarak tüm ara parçalarda Alüminyum (300 Mpa akma dayanımı) kullanılmaktadır.



Şekil 4.42 : Arka ÇK ara parça gerilme dağılımı; a) arka ara parça modeli ve rijit elemanlar (beyaz) b) arka ara parçanın gerilme dağılımı.

Ön ÇK ve arka ÇK'da bulunan izolatör tutucusu da benzer şekilde statik analize tabi tutulmuştur. İzolatör tutucusuna gelen maksimum kuvvet, arka ÇK'da bulunan ara

parçaya gelen kuvvettir. Analiz sonucunda izolatör tutucu parçaya gözlemlenen maksimum gerilme 290 MPa'dır (Şekil 4.43).



Şekil 4.43 : İzolatör tutucu gerilme dağılımı a) İzolatör tutucu ve rijit boru b) İzolatör tutucusundaki gerilme dağılımları.

Analizlerden de görüldüğü gibi, olası bir çarpışma durumunda izolatöre gelecek dikey kuvvetler dayanım sınırlarını aştığından tamamen kullanılamaz hale gelecektir. Ancak sistemin hataya karşı gürbüz tasarlanmasından dolayı, kızakla gövde arasındaki bağlantı korunacaktır. Ayrıca acil iniş sırasında sönümleyici kızakta görülen gerilme değerleri, malzemenin ön gördüğü akma dayanımını geçmektedir. Normal kızığa göre daha iyi bir acil iniş performansı gösteren sönümleyicili kızığın çarpışma analizlerinin daha detaylı olarak yapılması gereklidir (farklı çarpışma durumları, sürtünmenin etkisi, kabuk SEM) .

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

5.1 Genel Değerlendirme

Bu tezde, kızak tasarımının yer rezonansı problemine etkisini görmek amacıyla; helikopter gövdesini düşük titreşim frekanslarında rijit kabul eden, aerodinamik etkileri ve palaların düzlem dışı eğilme dinamiğini ihmal eden sekiz serbestlik dereceli inceleme yapılmıştır. Hareket denklemlerinin elde edildikten sonra ortaya çıkan matrislerle özdeğer problemi çözülmüş , Coleman ve modal sönüm grafikleri elde edilmiştir. Yer rezonansı oluşturabilecek kararsızlık bölgelerinin ortadan kaldırılması için gerekli olan gövde ve pala sönüm oranları elde edilmiş ve üç serbestlik dereceli yer rezonansı modelinin sonuçlarıyla karşılaştırılmıştır(Çizelge 4.3). Analiz esnasında ihtiyaç duyulan pala direngenliği ABAQUS programında kurulan model yardımıyla elde edilmiştir(Çizelge 4.1). Ayrıca, düşük frekanslı gövde direngenliğini temsil eden kızak direngenliği de tesir katsayıları kullanılarak elde edilmiştir(Bölüm 3.4.3).

5.2 Sonuçlar

Helikopterin düşük frekanslı titreşimlerinde; gövdenin, kızıklara göre daha rijit olması ve bunun sonucunda noktasal kütle ile modellenebilmesi mümkündür. Ancak kızıklarda kullanılan sınır şartlarında kısıtlanan serbestlik derecesi arttıkça kızıklar daha direngen olduklarında, BM ve SEM arasındaki özdeğer farklılıkları giderek artmaktadır (Çizelge 4.4).

Helikopterin direngenlik matrisi tesir katsayılarıyla belirlenmektedir. Elde edilen direngenlik matrisleri ve kütle matrisleriyle, MATLAB ortamında yapılan özdeğer analizleri ile ABAQUS programında model üzerinden yapılan özdeğer analizleri arasındaki fark ihmal edilebilecek düzeydedir (Çizelge 4.5). Tüm bu karşılaştırmalar hem tesir katsayıları kullanılarak elde edilen direngenlik matrisinin doğruluğunu, hem de kabul edilen kütle matrisinin doğruluğunu ortaya koymaktadır.

Helikopter kızağında bulunan sınır şartlarının, özdeğer probleminin çözümünü doğrudan etkilediği bilinmektedir. Bu tezde kullanılan sınır şartlarının, iki farklı deneyle kontrol edilip doğruluğu ortaya konulmasına rağmen; helikopterin kalkış ağırlığı, gövdenin titreşim genliği, zemin özellikleri ve hatta kızağın imalat kalitesiyle(kızağın makro eğrilikleri) bile değişebileceği düşünülmelidir.

Analizler için gerekli olan sönüm matrisi, Rayleigh sönüm modeli ile elde edilmektedir (Bölüm 3.4.4). Çeşitli sönümleyici elemanları bulunan kızak tasarımları ABAQUS programında modal analize tabi tutulmakta ve ortaya çıkan modal sönüm oranlarıyla Rayleigh sönüm modelinin katsayılarını hesaplanarak, analitik incelemeler için gerekli olan sönüm matrisi elde edilmektedir. Bilindiği gibi Rayleigh sönüm modeli yaklaşımıyla ancak iki adet modun sönüm oranları doğru bir şekilde modellenebilmektedir. Bunun sonucunda Rayleigh sönüm modelindeki katsayıların belirlenmesi için kullanılan iki titreşim modu haricindeki titreşim modlarına hatalı olabilecek sönüm oranları eklenmektedir (Şekil 4.8). Yapılan analizlerde, kızak konstrüksiyonunun ortaya koyduğu titreşim modlarının serbestlik dereceleri bakımından karmaşık olmasının yani başka bir değişle, titreşim esnasında ortaya çıkan kinetik enerjinin çok serbestlik derecesine dağılmış olmasının yer rezonansı tehlikesini azalttığını göstermektedir. Bu bulgu, tasarımcılar için iniş takımları isterlerine eklenebilecek başka bir tasarım amacı olarak kabul edilebilir. Kızaklarda elastomer sönümleyici kullanmak, yer rezonansı için kritik olan gövde modlarını düşürerek gerekli olan sönümü genellikle azaltmakla beraber kimi gövde modlarında, karmaşık mod şeklini saf ve belirgin bir mod şekline dönüştürmesinden dolayı sönüm gereksinimini artırabilmektedir (Şekil 4.23-4.24). Bunun sebebi, kullanılan elastomerlerin benzer direngenliklere sahip olmasından dolayı kızağı giderek daha izotropik direngenlikli bir yapı haline getirmesinden kaynaklanmaktadır. Böylece gerçek anlamda bir yuvarlanma veya yunuslama modu baskın bir mod şekli olarak görülmektedir. İTÜ-HTH’de kullanılan pala direngenliğinin bir hayli düşük olması, kararlılık için gerekli olan sönüm değerlerini yükseltmektedir. Elde edilen kararlılık grafiğinde, palaya eklenebilecek sönüm oranının %3-%5 civarında olacağı öngörüldüğünden [39], gövdeye yüksek sönüm oranları eklemek gerekmektedir. Bu sözü edilen yüksek gövde sönüm oranlarının hem yapılabirliği tartışma konusu olmakta hem de gövde sönüm oranı ile pala sönüm oranının birbirine oranı çok büyüdüğünden; kararsızlık miktarı azaltılmasına

rağmen kararsızlık bölgesinin genişlemesinden dolayı birden çok modun kararsızlık bölgesinin birleşmesine ve sonucunda geniş bir hız aralığında kararsız olan bir sistemin elde edilmesine sebep olmaktadır (Şekil 3.19). Özellikle, helikopterin yerdeki tabi titreşim modlarının birbirlerine yakın olmasına sebep olan kızak tasarımlarında, bu sözü edilen durum daha da kontrol altına alınamayan bir hal almaktadır (Şekil 4.7). Kızak tasarımları bakımından en uygun konstrüksiyonun, iki kızak tüpü arasındaki mesafesi uzatılmış Kızak-KT(Şekil 4.26) olduğu anlaşılmaktadır. Bu konstrüksiyonun uygunluğu, helikopterin gövde frekanslarını düşürmesi ve yer rezonansı için kritik olabilecek titreşim modlarının bir hayli karışık modlar olmasından dolayıdır. Helikopterin yer rezonansı bakımından kararlı olabilmesi için geliştirilen Sönümleyicili Kızağın yer rezonansı kararsızlığını tamamen ortadan kaldırmamasına rağmen, rölanti devrinde herhangi bir kararsızlık görülmemektedir. Ayrıca acil iniş sırasında sönümleyici kızakta görülen gerilme değerleri, malzemenin ön gördüğü akma dayanımını geçmektedir. Normal kızağa göre daha iyi bir acil iniş performansı gösteren sönümleyicili kızağın çarpışma analizlerinin daha detaylı olarak yapılması gereklidir (farklı çarpışma durumları, sürtünmenin etkisi, kabuk SEM) .

KAYNAKLAR

- [1] **Leishman, G.**, 2006. Principles of Helicopter Aerodynamics, 2nd Ed., Cambridge University Press, New York.
- [2] **Newman, S.**, 2006. Foundations of helicopter flight, 1st Ed., Arnold, London.
- [3] **Gürses, K.**, 2009. Bir Helikopterin Yer Rezonansının İncelenmesi ve Yer Rezonansına Karşı Tasarımı, *Yüksek Lisans Tezi*, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [4] **Watkinson, J.**, 2004. The Art of the Helicopter, Elsevier Butterworth
- [5] **Johnson, W.**, 1980. Helicopter Theory, Princeton University Press, Princeton, New Jersey.
- [6] **Brennon, T.W.**, 1980. Helicopter Dynamic Rollover, US Department of Transportation, Advisory Circular.
- [7] **Url-1** http://helicopterflight.net/dynamic_rollover.htm, alındığı tarih 24.04.2010.
- [8] **JAR-27**, 2002. Small Rotorcraft Requirements, FAA, USA.
- [9] **Url-2** http://en.wikipedia.org/wiki/Westland_Lynx, alındığı tarih 24.04.2010.
- [10] **Url-3** http://en.wikipedia.org/wiki/Eurocopter_EC130, alındığı tarih 24.04.2010.
- [11] **Url-4** <http://www.militaryaviation.eu/helicopter/Eurocopter/EH101.htm>, alındığı tarih 24.06.2010.
- [12] **Turhan, Ö.**, 2007., Lineer Olmayan Titreşimler Ders Notu, İstanbul Teknik Üniversitesi, Makine Fakültesi, İstanbul.
- [13] **Hodges, D.**, 2004. Lecture Notes from Distance Learning DVDs, Georgia Institute of Technology, Atlanta, USA.
- [14] **Coleman, R. P., ve Feingold A. M.**, 1958. Theory of Self-Excited Mechanical Oscillations of Helicopter Rotors with Hinged Blades, NACA, Report 1351, USA
- [15] **Deutsch, M. L.**, 1946. Ground Vibration on Helicopters, *Journal of the Aeronautical Sciences*, **13**, 5, 223, 228.
- [16] **Nahas, M. N.**, 1976, Development of An Analysis Technique for Self-Excited Oscillations in Aircraft, *M.Sc. Thesis*, Cranfield Institute of Technology, Cranfield, UK.
- [17] **Eckerd, B.**, 2007, Analytical and a numerical ground resonance analysis of a conventionally articulated main rotor damper., *M.Sc. Thesis*, Stellenbosch University, Stellenbosch, South Africa.

- [18] **Wei, W., Pinqi X.**, 2007, Adaptive control of helicopter ground resonance with magnetorheological damper, *Chinese Journal of Aeronautics*, **20**, 2007, 501, 510.
- [19] **Agarwal ,S.**, 2005,Aeromechanical stability augmentation using semi active friction based lead-lag damper,, *PhD. Thesis*,Georgia Institute of Technology,Atlanta,USA
- [20] **Zibigniew ,D., Kowaleczko ,G.**, 2002, Effect of free-play in rotor blades hinges on the non-linear ground resonance of a helicopter, *Aircraft Eng. and Aerospace Tech.* **74**, 6, 508, 516.
- [21] **Byers ,L., Gandhi ,F.**, 2009, Embedded absorbers for helicopter rotor lag damping, *Journal of Sound and Vibration*,**325**, 4, 705, 721.
- [22] **Liu ,Q., Chattopadhyay ,A.**, 2000, Improved helicopter aeromechanical stability analysis using segmented constrained layer damping and hybrid optimization, *Journal of Intelligent Material System and Structures*, **11**, 492-500.
- [23] **Donald,K.**, 2002, Nonlinear analysis of helicopter ground resonance, *Nonlinear analysis real world applications*, **3**, 3, 383, 395.
- [24] **Robinson C. S., King R. L., Wood E. R.**, 2004. Non-linear simulation of coupled rotor- fuselage response using symbolically derived equations of motion. Part 1-2 *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* **218**, 4, 11, 22.
- [25] **Gandhi F.,Chopra I.**, 1994, An analytical model for a nonlinear elastomeric lag damper and its effect on aeromechanical stability in hover, Nonlinear analysis of helicopter ground resonance, *American Helicopter Society* ,**39**, 4, 35, 48.
- [26] **Jank J.,Chopra I.**, 1987, Ground and air resonance of an advanced bearingless rotor in hover, *American Helicopter Society*, **33**, 3, 127, 160
- [27] **Robert L.K.**, 1999, Nonlinear inplane flexbeam stiffness provides rotor system stability without lag dampers, *American Helicopter Society*, **46**, 4, 98, 110.
- [28] **Tho C., Sparks. W.**, 1999, Efficient helicopter skid landing gear dynamic drop simulation using LS-Dyna, *American Helicopter Society*, 49,4,110, 125.
- [29] **Monterrubio, L., ve Sharf, I.**, 2002. Influence of Landing-Gear Design on Helicopter Ground Resonance, *Canadian Aeronautics and Space Journal*, **48**, 2, 133, 144.
- [30] **Lewis C.,Darbo J.**,2006, Helicopter ground resonance, *Flight safety information journal* , **5**, 1, 1, 6.
- [31] **Jun S.,Wei qin C.**,1995, Experimental investigation on dynamic stiffness and damping characteristics of skid landing gear, *Transactions of Nanjing University of Aeronautics*, **1995**, 4, 17, 45.
- [32] **Türkyılmaz U.,Abdülhamitbilal E.**, 2008, İTÜ-HTH Bileşenlerinin Ağırlık Merkezi Konumları, Atalet Momentleri ve Ağırlık Merkezi Zarfının Güncellenmesi, *Rapor*, ROTAM, İstanbul.

- [33] ABAQUS v6.8. Documentation, 2009, Rhode Island, Providence, USA.
- [34] ANSYS Release 12 Documentation, 2008, Pennsylvania, USA.
- [35] **Mecitoğlu Z.**, 2008, Finite element analysis in structures, *Lecture Notes*, İstanbul
- [36] **Gürgöze, M.**, 1984. Analitik Metotlarla Titreşimlerin Etüdü, İTÜ, Elektrik–Elektronik Fakültesi, Ofset Baskı Atölyesi, İstanbul.
- [37] **Petyt M.**, 1990. Introduction to Finite Element Vibration Analysis, Cambridge University Press, Cambridge, England.
- [38] **Gürgöze, M.**, 2003. Analitik Metotlarla Titreşimlerin Etüdü Ek Notlar, İstanbul
- [39] **Özbakiş, F.**, 2011., Helikopterlerde yer rezonansını incelenmesi, *Yüksek Lisans Tezi*, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- [40] **Hooper, W. E.**, 1959. Helicopter Ground Resonance, *Aircraft Engineering*, **31**, 360, 32,39.
- [41] **Bielawa, R. L.**, 2006. Rotary Wing Structural Dynamics and Aeroelasticity, 2nd Ed., AIAA, Virginia.
- [42] **Körük, H.**, 2008. Measurement, Modelling and Modal Analyses of Helicopter Structures, *M.Sc. Thesis*, İstanbul Technical University, Institute of Science and Technology, İstanbul
- [43] **Özbakiş, F., Koruk, H., Yazgaç, D.**, 2011. İTÜ-HTH mevcut prototipin gövde frekanslarının belirlenmesi ve yer rezonansı durumu, *Rapor*, ROTAM, İstanbul
- [44] **Rand, O., Vladimir, K.**, 2008. Helicopter sizing with statistics, *Report*, Technion, Tel Aviv
- [45] **Url-5** <http://www.barrycontrols.com/products/product.cfm?cid=1&fid=45> alındığı tarih 28.06.2010.
- [46] **Eugene I. Rivin**, 2003. Passive Vibration Isolation, New York, USA
- [47] **Url-6** <http://www.matbase.com> alındığı tarih 28.06.2010.
- [48] **Url-7** <http://www.engineeringtoolbox.com> alındığı tarih 28.06.2010.
- [49] **Url-8** <http://www.stabilus.com> alındığı tarih 28.06.2010.
- [50] **Url-9** <http://www.matweb.com/> alındığı tarih 28.06.2010.

ÖZGEÇMİŞ

Ad Soyad: Deniz Yazgaç

Doğum Yeri ve Tarihi: İstanbul 1984

Adres: Üsküdar/İstanbul

Lisans Üniversitesi: Yıldız Teknik Üniversitesi Makina Mühendisliği Bölümü

Yayın Listesi:

- Özbakiş F., Körük H., **Yazgaç D.**, Şanlıtürk K. and Belek T., 2010: İTÜ-HTH İleri-Geri Sönümleyicilerinin Dinamik Davranışının İncelenmesi. *III. Havacılık ve Uzay Konferansı*, Eylül 16-18, 2010 Eskişehir, Türkiye.