

**T.C.
KIRIKKALE ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**MAKİNE ANABİLİM DALI
YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**HELİKOPTER ROTORLARINDA NİTi ŞEKİL HAFIZALI ALAŞIM
KULLANIMININ BURULMA TİTREŞİMLERİ ÜZERİNE ETKİSİNİN
ARAŞTIRILMASI**

Mak. Müh. Oğuzhan NAZLIM

EYLÜL 2017

Makine Anabilim Dalında Oğuzhan NAZLIM tarafından hazırlanan HELİKOPTER ROTORLARINDA NiTi ŞEKİL HAFIZALI ALAŞIM KULLANIMININ BURULMA TİTREŞİMLERİ ÜZERİNE ETKİSİNİN ARAŞTIRILMASI adlı Yüksek Lisans Tezinin Anabilim Dalı standartlarına uygun olduğunu onaylarım.

Prof. Dr. Ali ERİŞEN

Anabilim Dalı Başkanı

Bu tezi okuduğumu ve tezin **Yüksek Lisans Tezi** olarak bütün gereklilikleri yerine getirdiğini onaylarım.

Yrd. Doç. Dr. Hakan ARSLAN

Danışman

Jüri Üyeleri

Başkan : Prof. Dr. Sadettin ORHAN

Üye (Danışman) : Yrd. Doç. Dr. Hakan ARSLAN

Üye : Yrd. Doç. Dr. Barış KALAYCIOĞLU

/09/2017

Bu tez ile Kırıkkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu Yüksek Lisans derecesini onaylamıştır.

Prof. Dr. Mustafa YİĞİTOĞLU

Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü



Aileme

ÖZET

HELİKOPTER ROTORLARINDA NiTi ŞEKİL HAFIZALI ALAŞIM KULLANIMININ BURULMA TİTREŞİMLERİ ÜZERİNE ETKİSİNİN ARAŞTIRILMASI

NAZLIM, Oğuzhan

Kırıkkale Üniversitesi

Fen Bilimleri Enstitüsü

Makine Anabilim Dalı, Yüksek Lisans Tezi

Danışman: Yrd. Doç. Dr. Hakan ARSLAN

Eylül 2017, 78 Sayfa

Bu çalışmada helikopter rotorlarında Alüminyum alaşım yerine NiTi Şekil hafızalı alaşım kullanılmasının, pervanenin dönüşü esnasında rotorda meydana gelen burulma titreşimlerine olan etkisi araştırılmıştır. Bu amaçla SOLIDWORKS programı kullanılarak helikopter rotor ve pervanesinin tasarımı ve modellemesi yapılmış sonra ANSYS sonlu eleman programı kullanılarak iki farklı rotor malzemesi için modelin titreşim analizleri gerçekleştirilmiştir.

Analiz için yapılan modellemede, rotor sisteminin tüm elemanlarının boyut ve geometri bakımından aslına uygun olmasına dikkat edilmiştir. Tamamlanan model ANSYS Design Modeler 'e aktarılmış ve tüm elemanların birbirileri ile olan montaj ilişkileri düzenlenmiştir. Transient ve Harmonik analiz için tüm sistem tek bir parça olarak tanımlanıp, analizlerde hava sürtünmesi ihmal edilmiştir. Sistem elemanlarına malzeme atamaları yapıldıktan sonra burulma mod değeri ve frekansını bulmak için Modal analiz yapılmıştır. Saptanan burulma frekanslarında oluşan genliklerin elde

edilmesi için Harmonik analizde rotorun açısız hızına bağlı olarak pervaneye ve mile karşıt yönlü moment değerleri aslına uygun olarak tanımlanmıştır.

Rotor sisteminin belirli zaman aralıklarında oluşan genlik değerlerini elde etmek için ise Transient Analiz kullanılarak, hareket halinde oluşan titreşim değerleri, zamana bağlı olarak grafikleri ile beraber elde edilmiştir. Şekil hafızalı alaşım ve alüminyum alaşım rotor mili için elde edilen titreşim verilerinin RMS, Standart Sapma, Varyans, Basıklık, Çarpıklık karşılaştırmaları yapılmıştır. Yapılan analizler sonucunda, şekil hafızalı alaşım kullanılan rotor milinin alüminyum alaşım kullanılan mile göre daha az titreşime neden olduğu tespit edilmiştir.

Anahtar kelimeler: Helikopter, Rotor, Şekil hafızalı alaşım, Titreşim analizi

ABSTRACT

INVESTIGATION OF THE EFFECT OF USAGE OF NiTi SHAPE MEMORY ALLOYS IN HELICOPTER ROTORS ON THE TORSIONAL VIBRATIONS

NAZLIM, Oğuzhan

Kırıkkale University

Graduate School Of Natural and Applied Sciences

Department of Mech. Eng., M.Sc.Thesis

Supervisor: Asst. Prof. Dr. Hakan ARSLAN

Sep 2017, 78 pages

In this study, the effects of using NiTi shape memory alloys instead of aluminum alloys for helicopter rotors was examined. For that purpose, the program SOLIDWORKS is used to design and modelling the helicopter rotor and propeller. Vibration analysis for two different rotor materials is carried out using the ANSYS finite element modeling program.

All elements of the rotor system were carefully chosen to suit the size and geometry of the original structure for modeling analysis, completed model is transferred to ANSYS Design Modeler and installation connections for each element were arranged accordingly. The whole system was defined as a single system and the air friction was neglected for the transient and harmonic analysis. Modal analysis was done after the materials are assigned to the system components, to find the torsional modes and frequencies. In order to obtain the amplitudes occurring in the detected rotor torsional frequencies, in the harmonic analysis, original opposite moment values on the propeller and shaft was selected. Transient Analysis is used to obtain amplitude values occurring at specific time intervals in the rotor system and vibration values occurring during motion and the charts of them were obtained.

Vibration data obtained for shape memory alloy and aluminum alloy rotor shaft were compared regarding the RMS, standard deviation, variance, kurtosis and skewness. The results of the analysis indicate that the shaft made of shape memory alloy causes less vibration than the shaft made of aluminum alloy.

Keywords: Helicopter, Rotor, Shape Memory Alloys, Vibration analysis.



TEŞEKKÜR

Tezin Hazırlanması safhasında ve tüm lisansüstü eğitimim boyunca yol gösterici olan, tecrübe bilgi ve bilgi birikimini hiç eksik etmeyen, değerli danışman hocam Sayın Yrd. Doç. Dr. Hakan ARSLAN 'a ve sonlu elemanlar analizi konusunda önerilerini esirgemeyip çalışmama değer kazandıran Ercenk AKTAY 'a teşekkür ederim.



İÇİNDEKİLER DİZİNİ

Sayfa

ÖZET	i
ABSTRACT	iii
TEŞEKKÜR	v
İÇİNDEKİLER DİZİNİ	vi
ÇİZELGELER DİZİNİ	viii
ŞEKİLLER DİZİNİ	ix
SİMGELER DİZİNİ	xi
KISALTMALAR DİZİNİ	xiii
1. GİRİŞ	1
1.1. Rotor Mekanizması Tanımı ve Helikopter Rotorları.....	2
1.2. Şekil Hafızalı Alaşımın Kullanım Alanları ve Tanımı.....	5
1.3. Amaç ve kapsam.....	7
1.4. Literatür Özetleri.....	7
2. MATERYAL VE YÖNTEM	13
2.1 ANSYS Programının Özellikleri.....	13
2.2. Sonlu Eleman Analizleri.....	13
2.2.1. Ön İşleme (Preprocessing).....	14
2.2.2. Çözüm (Solution).....	15
2.2.3. Son İşleme (Postprocessing).....	16
2.3. Analitik Çalışmalar.....	17
2.3.1. Milin Burulma Titreşim Denklemi.....	17
2.4. Titreşim Verileri Değerlendirme Parametreleri.....	24
2.4.1. RMS (Root Mean Square).....	24
2.4.2. Basıklık.....	24
2.4.3. Çarpıklık.....	25
2.4.4. Varyans.....	25
2.4.5. Standart Sapma.....	26
2.4.6. Hızlı Fourier Dönüşümü.....	26
2.4.7. Kısa Zaman Fourier Dönüşümü(STFT).....	27

3. SAYISAL ANALİZ ADIMLARI	29
3.1. Model Oluşturulması	29
3.2. ANSYS Workbench	31
3.2.1. Model Tanımlama İşlemi.....	32
3.2.2. Model Geometrisi Geliştirme İşlemi	34
3.2.3. Modal Analiz İşlemi	36
3.2.4. Modele Malzeme Atama İşlemi	38
3.2.5. Rulman Ekleme ve Sınır Şartları.....	40
3.2.6. Model Meshleme	41
3.2.7. Modal Analiz Çözüm (Solve) İşlemi ve Campbell Diyagramı	43
3.3. Harmonik Analiz İşlemi	44
3.3.1. Rotor Miline Tork Tanımlanması İşlemi	46
3.3.2. Harmonik Analiz Sonucu Verilerin Toplanması	47
3.4. Transient(Zamana Bağlı) Analiz	47
4. BULGULAR VE TARTIŞMALAR	52
4.1. Modal Analiz ile Doğal Frekansların Bulunması	52
4.2. Campbell diyagramı	55
4.3. Harmonik Analiz	57
4.3.1. Mil Yataklarına Gelen Kuvvetler	58
4.4. Transient Analizden Elde Edilen Titreşim Verileri	60
4.5. Analizler Sonucu Elde Edilen Verilerin Değerlendirilmesi	69
5. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	72
KAYNAKLAR	74

ÇİZELGELER DİZİNİ

ÇİZELGE

Sayfa

1.1. Şha 'ların Kimyasal Özellikleri.....	5
1.2. AA ve ŞHA Rotor Sistemi Cevapları.....	22
3.1. Mil Sınır Şartları Değerleri.....	41
4.1. AA ve ŞHA Mod ve Karşılık gelen Frekans Değerleri	55
4.2. AA ve ŞHA Malzemeleri Burulma Frekansları ile Genliklerinin Harmonik Analiz ile İncelenmesi	58
4.3 AA Mil İçin Üst Rulman Tepki Değerleri	58
4.4. ŞHA Mil İçin Üst Rulman Tepki Değerleri	59
4.5. AA Mil İçin Alt Rulman Tepki Değerleri.....	59
4.6. ŞHA Mil İçin Alt Rulman Tepki Değerleri	60
4.7. Titreşimle İlgili İstatistiksel Verilerin Karşılaştırılması	71
4.8. Analitik ve Nümerik Çözüm Fark Oranları	71

ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>ŞEKİL</u>	<u>Sayfa</u>
1.1. Helikopter Ana Bölüm ve Rotorları	1
1.2. Genel Hatlarıyla Rotor ve Bağlantı Elemanları	3
1.3. Kuyruk Rotoru	4
1.4. Kuyruk Rotorsuz Helikopter Kamov KA-52.....	4
1.5. Şekil Hafızalı Etkisi Mekanizması	6
2.1. CAD Yazılımda Sadeleştirilip Modellenen Helikopter Ana Rotoru	14
2.2. Burulma titreşimi modeli	17
2.3. Serbest Cisim Diyagramı	17
2.4. Örnek FFT grafiği	27
2.5. Örnek Kısa Zaman Fourier Dönüşümü	28
3.1. Mil Katı Oluşturma İşlemi	29
3.2. Rotor Yıldız Kesiti	30
3.3. Kanat Ana Formu	30
3.4. Kanat Kesit görünümü	31
3.5. Workbench Ortamı Genel Görünümü	32
3.6. ANSYS Workbench Giriş Ekranı Geometri Sekmesi	33
3.7. Geometri Çağırma İşlemi	33
3.8. Geometri Geliştirme Sekmesi	34
3.9. Generate Komutu Ekran Görüntüsü	35
3.10. Eksen Oluşturma ve Kaydırma İşlemi	36
3.11. Modal Analiz Sekmesi	37
3.12. Modeli Modal Analize Aktarma İşlemi	37
3.13. Engineering Data Sekmesi	38
3.14. Epoxy Carbon Malzemenin Özellikleri	38
3.15. AA Malzeme	39
3.16. ŞHA Malzeme Girdileri	39
3.17. Rulman ve Diğer Elemanların Eklenmesi	40
3.18. Sınır şartları gösterim	41
3.19. Mesh İşlemi Gösterimi	42

3.20. Multibody işlemi gösterimi	43
3.21. Solve Komutu Ekran Görüntüsü	43
3.22. Örnek Campbell Diyagramı	44
3.23.a. Harmonik Analizi Yapılan Model.....	45
3.23.b. Harmonik Analiz Ayarları.....	45
3.24. Tork Tanımlama İşlemi	46
3.25. Öncelikli Kullanılan Harmonik Analiz Yöntemleri	47
3.26. Transient Analiz Tanımlama İşlemi.....	48
3.27. Geometri Tanımlama İşlemi.....	48
3.28. “Setup” Komutu Gösterimi	49
3.29. “Coordinate System” İle Ek Düzlem Oluşturulması	49
3.30. “Connection” Komutu Gösterimi.....	50
3.31. Transient Analiz Ayarları	50
3.32. “Solution” Komutu Gösterimi.....	51
3.33. Örnek bir Transient Analiz Diyagramı	51
4.1. Örnek Bir Burulma Mod Değerinin Oklar İle Gösterilmesi	52
4.2. AA Mil Burulma Mod Değeri İçin Oluşan Toplam Deformasyon.....	53
4.3. ŞHA Mil Burulma Mod Değeri İçin Oluşan Toplam Deformasyon.....	54
4.4. AA Mil İçin Campbell Diyagramı	56
4.5. ŞHA mil için Campbell Diyagramı.....	57
4.6. Transient Analiz Ayarları	60
4.7. AA Rotor Mili Açısız Hız Genlik (rad/s) – Zaman (s).....	61
4.8. ŞHA Rotor Mili Açısız hız Genlik (rad/s) – Zaman (s).....	61
4.9. AA Rotor Mili Açısız İvme Genlik (rad/s ²) – Zaman (s).....	62
4.10. ŞHA Rotor Mili Açısız İvme Genlik (rad/s ²) – Zaman (s).....	62
4.11. AA Rotor Mili Dönme Açısı (rad) – Zaman (s)	63
4.12. ŞHA Rotor Mili Dönme Açısı (rad) – Zaman (s)	63
4.13. AA Mil Açısız İvme Fourier Dönüşüm Grafiği.....	64
4.14. ŞHA Mil Açısız İvme Fourier Dönüşüm Grafiği	65
4.15. AA Mil Açısız Hız Fourier Dönüşüm Grafiği.....	66
4.16. ŞHA mil Açısız Hız Fourier Dönüşüm Grafiği	67
4.17. AA Mil Açısız ivme Kısa Zaman Fourier grafiği.....	68
4.18. ŞHA AA Mil Açısız ivme Kısa Zaman Fourier grafiği.....	69

SİMGELER DİZİNİ

T	Sıcaklık
t	Zaman
P	Basınç
v	Hız
x	Konum
ρ	Yoğunluk
σ	Standart Sapma
k	Katılık Değeri
m	Kütle
g	Yer Çekimi İvmesi
ρ_k	Kanatçık yoğunluğu
A_k	Kanatçık kesit alanı
L_k	Kanatçık Uzunluğu
m_s	Mil kütlesi
m_k	Kanatçığın kütlesi
c	Yatak sönüm katsayısı
L_s	Milin uzunluğu
E	Esneklik modülü
ω	Açısal hız
ω_n	Doğal Frekans
T_{bur}	Burulma Periyodu
J_m	Mil atalet momenti

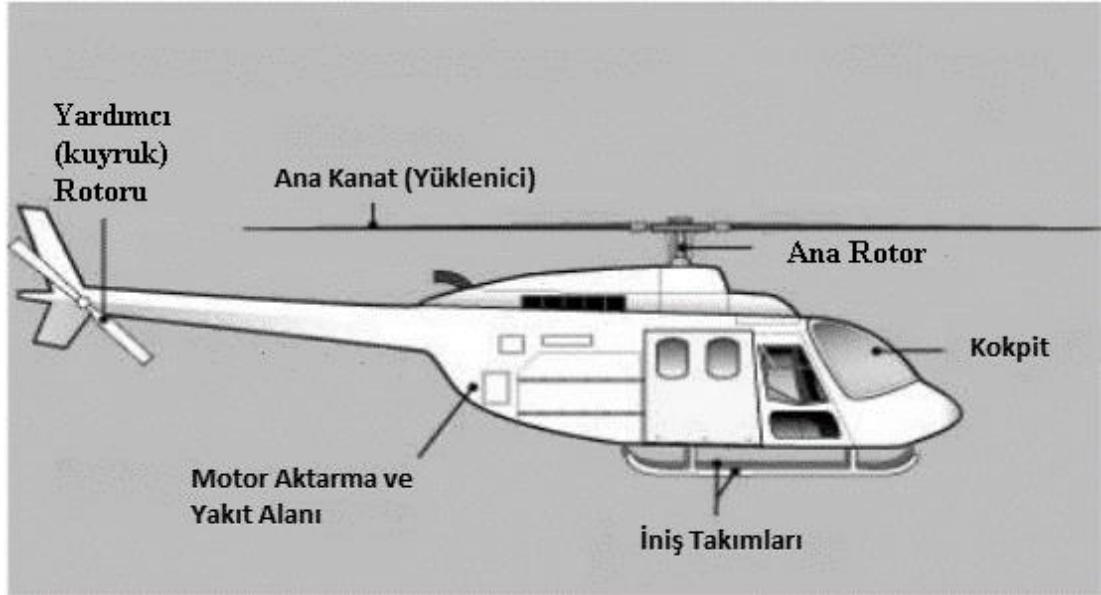
J_p	Pervane atalet momenti
k_b	Burulma sabiti
W_n	n . trigonometrik adım
N	Fonksiyon aralığı sayısı
r_p	Pervane yarıçapı
r_m	Mil yarıçapı
m_p	Pervane kütlesi
m_m	Mil kütlesi
x_k	Toplam dönüşüm fonksiyonu
x_n	n . terim
N	Terim sayısı
$x(n)$	n . Saniyedeki veri
$\omega(n)$	Pencere fonksiyonu uzunluğu
$X_m(\omega)$	Dönüşüm fonksiyonu
R	Tepe noktası büyüklüğü

KISALTMALAR DİZİNİ

AA	Alüminyum Alaşım
AF	Ana Faz
CAD	Computer Aided Design (Bilgisayar Destekli Tasarım)
MF	Martenzitik Faz
RMS	Root Mean Square
SMA	Shape Memory Alloy
ŞHA	Şekil Hafızalı Alaşım
FFT	Fast Fourier Transform
STFT	Short Time Fourier Transform

1. GİRİŞ

Helikopter rotorları ana rotor ve kuyruk rotorundan oluşur ve bu iki sistem birbirlerinin yardımcı sistemleridir. Şekil 1.1 'de görünen ana rotor kaldırma, itiş ve yönelim hareketini sağlarken, yardımcı rotor ise bu sistemlere yardımcı olup, asıl görevi ana rotorun helikopter üzerinde oluşturduğu olumsuz dönme etkisini sönmüleyip, dengelemek ve kuyruk hız kontrolüyle helikopter yönünü belirlemektir. Kuyruk rotoru ve ana rotor sistemleri temelde aynı hareketi yapsalar da görevleri anlatıldığı gibi farklıdır. Nadiren bazı helikopterde kuyruk rotoru olmayabilir. Ana rotor kaldırma itiş ve yönelim hareketlerini rotor kanatlarına dönme hareketi ileterek yapar.



Şekil 1.1 Helikopter Ana Bölüm ve Rotorları [1]

Helikopter ana taşıyıcı sistemleri bilindiği üzere rotorlar olup, bu rotorların en önemli özelliği ve dezavantajı ise titreşimli çalışmasıdır. Rotorlarda titreşimli çalışma sonucu enerji kaybı olmakta ve malzeme ömrü azalmaktadır. Bu yüzden rotor tasarımı zor ve çok sonuçlu bir durumdur. Dolayısı ile malzeme bilimindeki gelişme ile rotor tasarım ve performansındaki gelişmeler paralellik göstermektedir. Helikopter rotorlarındaki

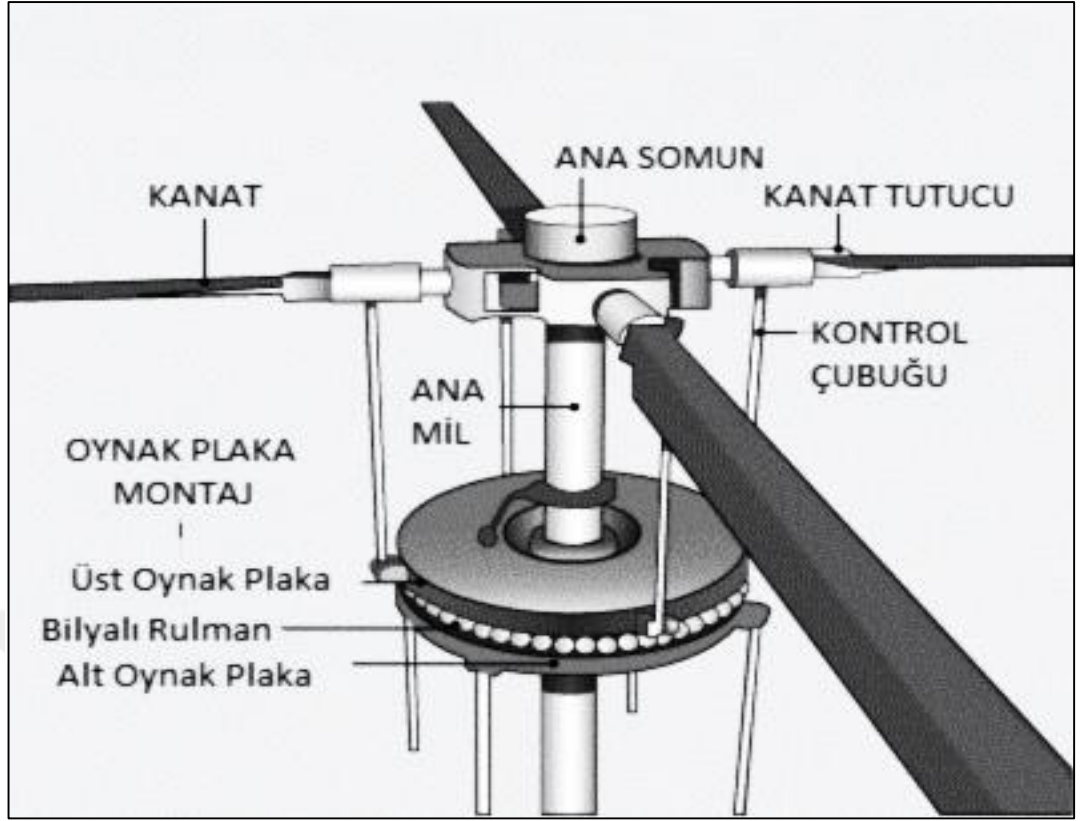
taşıyıcı sistemlerde, kanat malzemesi olarak kompozit, rotor mili ise Alüminyum Alaşım (AA) kullanılmaktadır.

Yeni çalışmalarla birlikte, şekil hafızalı alaşımlar (ŞHA) mühendislik, makine ve teçhizatlar, yapı malzemeleri, medikal cihazlar (stent, damar yolu), uzay araçları ve elektronik cihazlar gibi üst düzey uygulamalarda kullanılmaya başlanmıştır. Bu alaşımlar sıcaklık etkisi ile mekanik tepki veren sensörler olarak da uygulama alanı bulmuşlardır. Ayrıca ısı etkisiyle bünyelerinde oluşan fiziksel değişim özellikleri de kullanılarak herhangi bir alanda kapatma, sıkıştırma ve sızdırmazlık sağlayabilmektedirler.

Süper elastikler sınıfındaki ŞHA 'lar en önemli özelliği olan titreşim yutuculuk yeteneği ile hem hareket halindeki fiziki deformasyonu azaltır hem de çalışan parçalardaki titreşimin azaltılarak kullanım mahallinde hissedilen rahatsız edici titreşimi önlemektedir. Aynı zamanda kanat yapılarında kullanılan ŞHA 'lar, kanatlardaki bağlantı elemanları olmadan ısı etkisiyle kanat şeklinin değişmesine imkân tanımakta ve kanat elastikliğini artırarak dayanımını ve buna bağlı olarak da kullanım ömrünü olumlu yönde etkilemektedir.

1.1 Rotor Mekanizması Tanımı ve Helikopter Rotorları

Rotor, tahrik makinelerinin dönme hareketi yapan bölümüdür. Çoğunlukla bir eksen etrafında konumlanmış bir sistem olarak bilindik şekliyle helikopter rotor sistemi örnek olarak verilebilir. Helikopter rotoru, bir helikopterin havalanabilmesi için gerekli aerodinamik kaldırma kuvveti oluşturan rotor sistemidir. Tek ana rotora sahip helikopterlerde ana rotor, gövdenin üst kısmının ortasında yer almakta ve kuyruk kısmının sonunda ise kuyruk rotoru bulunmaktadır. [2]



Şekil 1.2 Genel Hatlarıyla Rotor ve Bağlantı Elemanları [3]

Helikopter rotorları ana rotor ve kuyruk rotoru olarak sınıflandırılabilir. Ana rotor Şekil 1.2 'de görülen elemanları ile kaldırma ve sürüklenme özelliği yaparken, Şekil 1.3 'de görülen kuyruk rotoru ise yönelim görevini üstlenir. Fakat asıl görevi ana rotorun helikopter üzerindeki döndürme etkisini sıfırlamaktır. Kuyruk rotorlu fakat kuyruk rotoru çalışmayan bir helikopter ana rotor yönünde ve onunla birlikte kendi ekseninde dönmeye başlayacaktır.



Şekil 1.3 Kuyruk Rotoru [4]

Kuyruk rotorsuz helikopterlerde ise ana rotor kısmında çift pervane sistemi bulunur ve bu pervaneler Şekil 1.4 'de görüldüğü gibi birbirinin aksi yöne dönerek helikopter üzerindeki dönme etkisi dengelenmiş olur.



Şekil 1.4 Kuyruk Rotorsuz Helikopter Kamov KA-52 [5]

1.2 Şekil Hafızalı Alaşımların Kullanım Alanları ve Tanımı

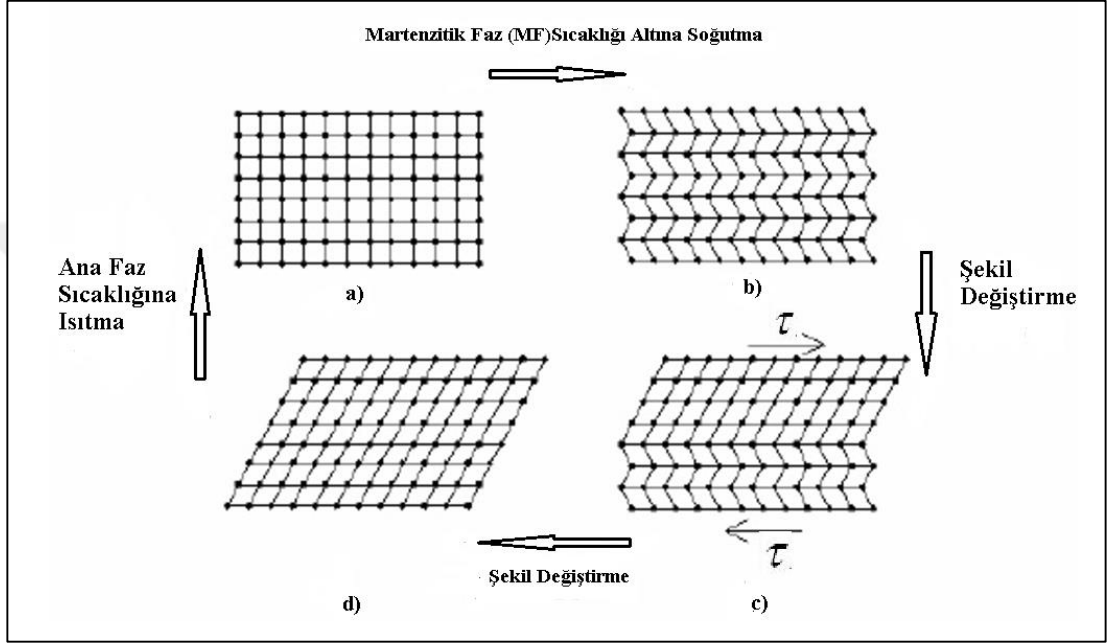
ŞHA 'lar deformasyona maruz kaldığında ortam sıcaklığı ve deformasyon kuvvetlerine bağlı olarak ilk boyutlarına ve şekline erişme özelliği barındıran metalik malzemelerdir. ŞHA 'ların temel özellikleri içyapılarındaki elementlerin oranları ile belirlenir ve malzemenin temelde iki farklı kristal yapısı mevcuttur. Kristal yapı dönüşümleri ŞHA 'nın faz dönüşme sıcaklıklarının üzerinde veya altında olması ile gerçekleşir.

ŞHA 'lar iki faza sahiptir. Eğer dönüşüm sıcaklığının üzerinde bir sıcaklığa sahip ise östenit, altında ise martenzitik yapıya sahiplerdir. Malzemeye uygulanan deformasyon etkisi eğer martenzitik fazda iken yapılıyorsa, malzemenin ilk fiziksel haline geri dönebilmesi için dönüşüm sıcaklığını aşacak bir şekilde ısıtılması gerekir, bu ilk fiziksel yapıya dönüş olayına şekil hafıza özelliği denilir. Bazı ŞHA 'ların kimyasal bileşimleri Çizelge 1.1 'de görüldüğü gibidir.

Çizelge 1.1 ŞHA 'ların Kimyasal Özellikleri [6]

Alaşım	Bileşim Oranı	Martenzitik Faz Sıcaklığı (°C)
AgCd	%44/49 Cd	-190 ile -150 arası
AuCd	%46.5/50 Cd	30 ile 100 arası
Bakır Esashı		
CuZn	%38.5 / 41.5 Zn	-180 ile -10 arası
CuAuZn	%23-28 Au , %45-47 Zn	140 ile 100 arası
CuAlNi	% 14 Al , %3,5 Ni	-150 ile 200 arası
CuSn	yaklaşık %15 Sn	-120 ile 30 arası
CuMn	%5/35 Cu	-250 ile 180 arası
Nikel Esashı		
NiTi	%49-51 Ni	-50 ile 100 arası
NiAl	%26-38 Al	-180 ile 100 arası
Demir Esashı		
FeMnSi	%32 Mn , %6 Si	-200 ile 150 arası
FePt	%25 Pt	~ -200
FePd	%30 Pd	~ -100

Şekil 1.5' deki ŞHA 'nın şekil hafızası iki boyutlu incelediğinde Şekil 1.5 a bölümünde östenit fazdaki ŞHA martenzitik faza soğutulup, iç yapısı Şekil 1.5 b'deki gibi martenzite çevrilir. Aynı sıcaklıkta malzemeye Şekil 1.5 c'deki gibi şekil değişimi uygulanır ve çevrimin tamamlanması için Şekil 1.5 d' de alaşım ısıtılarak östenite geri döndürülür. [7]



Şekil 1.5 Şekil Hafızalı Etkisi Mekanizması [7]

ŞHA 'lar ayrıca tıp, uzay, otomotiv endüstrisinde, mikro düzeyde mekanik işlemlerde aktif olarak kullanılmaktadır. Malzeme kullanımında en çok dikkat edilmesi gereken nokta ise; sıcaklık gibi ortam değişkenleridir. Genel olarak ŞHA 'lar karmaşık malzeme yapısına sahip olduğundan, bileşenlerindeki malzemelerin özelliklerinin kullanımı mümkündür. Nikel alaşımlı malzemelerin oksitlenmeye olan dirençleri ya da altın içeren bileşenlerinin iletkenlik açısından avantajları buna örnek olarak gösterilebilir.

ŞHA 'lardan ticari olarak en fazla kullanılanlar NiTi ve bakır esaslı alaşımlardır. NiTi alaşımlar, bakır esaslı olanlara göre daha fazla şekil hafızalı şekil değiştirme özelliğine

sahiptir. Bakır esaslılarda bu değer yüzde 4 civarında iken NiTi alaşımında yaklaşık yüzde 8'lik bir şekil değiştirme yeteneği vardır. [8]

1.3 Amaç ve Kapsam

Tezin amacı, helikopterin çalışması esnasında oluşup kullanım ömrünü ve bakım aralıklarını düşüren titreşim etkisinin incelenmesi ve ayrıca bu etkinin ŞHA malzemelerle nasıl asgariye indirilebileceğinin bilgisayar destekli analiz programıyla ortaya konulmasıdır.

Bu amaçla çalışmanın ilk kısmında rotor düzenekleri ve çeşitleri incelenecek, ŞHA 'lar hakkında ayrıntılı bilgi verilecektir. Bununla beraber ANSYS analiz programı kullanılarak model üzerinde Harmonik ve Transient(zamana bağlı) analizler yapılacaktır. Eylemsizlik dikkate alınarak, zamanla azalan şekilde kanatçık kısmından mil hızına ters yönde 7000 Nm' lik bir moment ile harekete karşıt etkenler temsil edilecektir. Yapılan analiz sonrasında ŞHA ' ların helikopterlerde titreşim azaltma amacıyla kullanılabilirliği irdelenecektir.

Uygulanan analizlerin doğruluğunun araştırılması için, yaklaşık sonuçlar içerdiğinden ANSYS ile yapılan işlemlerin tamamının analitik olarak doğrulanması gerekmektedir. Bu aşamada mil ve pervane sisteminin atalet kuvvetleri ile işlemler yapılmış ve işlem sonuçları tablo halinde verilecek ve sayısal analiz ile analitik çözüm arasındaki hata payları gösterilecektir. Bu sayede yapılan analizin doğruluğu irdelenebilecektir.

1.4. Literatür Özetleri

İlk olarak 16. Yüzyılda dikey iniş kalkış yapan araç Leonardo Da Vinci tarafından tasarlanmış ve uçuş ilkeleri araştırılmıştır. Yaptığı çalışmalarda kaldırma kuvveti oluşturan kanatlar yerine formu vida şeklinde havayı delmeyi amaçlayan bir sistem düşünmüştür. Pratikte uçmayı tam anlamı ile başaran ilk helikopter 20. Yüzyıl

içerisinde Paul Cornu tarafından tasarlanmıştır ve bildiğimiz çift motorlu hali 1939 yılında Igor Sikorsky tarafından tasarlanmıştır.

Şekil hafızası dönüşümü ilk kez 1932 yılında altın kadmiyum (AuCd) alaşımlarında Chang ve Read tarafından keşfedilmiş, 1938 'de ise bahsi geçen yapısal dönüşümün pirinç malzemedede de olduğu görülmüştür. 1951 yılında ise altın kadmiyum (AuCd) alaşımlı bir çubukta şekil hafızası görüldükten sonra 1962 'de Buehler tarafından eş-atomlu nikel titanyum (NiTi) alaşımlarda şekil hafızası tespit edilmiştir. Bunun sonucunda da bu alaşımların ticari olarak kullanımlarına başlanmıştır [8].

Hashemi ve Khadem çalışmalarında; ŞHA 'ların titreşim sönümlenme yetenekleri ve potansiyellerini incelenmiştir. Araştırmalarında bu malzemelerin aktif bir titreşim yalıtım sistemi olarak kullanılabilirliği malzeme alaşım türüne göre ayrı matematiksel modellerle sunulmuştur. [9]

Zhang vd. çalışmalarında; sönümleyici özellikleriyle tanınan ŞHA 'ların titreşim özellikleri ölçülmüş ve bu ölçüm sırasında sıcaklığın etkisi de parametrelere dahil edilmiştir. ŞHA 'lardan oluşan artık kolayca üretilebilen küçük çaplı teller bu çalışmada kompozit yapı oluşturulmak için kullanılmış ve bu amaçla iki tip kompozit malzeme üretilmiştir. Bunların ilki tek yönlü ince tel şeklinde ŞHA içeren lamine edilmiş kompozit plakadır, sonrasında bu mamulün titreşim özelliği sıcaklığa bağlı olarak değerlendirilmiştir. Sonradan üretilen kompozit plakada ise dokuma farklılaştırılmış ve gömülü dokuma kullanılıp katmanlı lamine kompozit plaka imal edilip titreşim özelliklerine bakılmıştır. [10]

Ni vd. çalışmalarında; ŞHA 'ların elastiklik, sönümlenme, algılama ve dolaylı olarak çalıştırma özelliklerini incelemiştir. Çalışmada NiTi alaşımlı kısa liflerle doldurulmuş epoksi reçine kompozitleri geliştirilmiş ve bu kompozit malzemenin mikro yapısı yüksek frekanslı mikroskopla görüntülenmiştir. Oluşturulan kompozit malzemenin dinamik özellikleri ve titreşim davranışları irdelenmiştir. Ayrıca çalışmada ŞHA 'ların doğal frekansları teorik olarak bulunabilmiştir. ŞHA 'ların titreşim özelliklerinin ve

dinamik karakteristiklerinin sıcaklığa olan bağımlılığının büyük oranda içyapıdaki elyaf miktarıyla ilişkilendirilebileceği sonucuna varılmıştır. [11]

Forouzes N, Ali Asghar Jafari çalışmalarında; Şekil hafızalı malzeme davranışı Boyd Lagoudas modeli ile simüle edilmiştir. Hareket denklemlerini elde etmek ve çözmek için Hamilton ilkesi, Diferansiyel ve Newmark yöntemi kullanılmıştır. [12]

P.G. Patil, Y.S. Kumara Swamy çalışmalarında; önde gelen endüstrilerden biri olan havacılıkta, önlenemeyen bazı titreşimler nedeniyle büyük ölçüde yapısal zararların olduğunu ve titreşim tahribatı sebebiyle kirişler ve bağlantı elemanları kontrolsüz bırakıldıklarında hayati risk taşıdığını belirtmişlerdir. Çalışmaya göre titreşimlerin, uçuş sırasında meydana geldiği ve uçaklarda bağlantı elemanı olarak da kullanılan kirişlerin, bu titreşimler sebebiyle çok çabuk tahribata uğradıkları tespit edilmiştir. [13]

J. Graesser çalışmasında; Nikel titanyum (NiTi) ŞHA yaylarının iletilebilirliğini ölçmek ve sonuçlarını da çelik yaylar ile ilgili verileri karşılaştırmak için bir araştırma yapmıştır. Olası aktif kontrol özellikleri ile kauçuk esaslı makine yalıtımı bağlantılarına etkili bir metal alternatifi bulmak amacıyla yapılan bu çalışmada NiTi, şekil hafızasının iyi bilinen özelliklerine ve yüksek sönümlemeye kabiliyetine bağlı olarak kullanılmıştır. Böylece NiTi yayların yüksek frekanslı akustik izolasyon kabiliyeti, çelikten daha iyi olduğu ortaya konulmuş ayrıca NiTi malzemesinin, pasif yalıtım özelliklerinde de daha fazla gelişme olasılığı gözlenmiştir. [14]

He1 vd. araştırmalarında; rotor taşıyan bir sistemin kritik hızdan güvenli bir şekilde geçmesini sağlamak ve bu sırada titreşimini kontrol etmek için şekil hafıza alaşımına dayalı kendi kendini optimize eden destek sistemi önerilmiştir. Bu destek sisteminde, ŞHA yayları rotor taşıyan sistem için kaide yatağını oluşturmak için kullanılmıştır. Çalışma aynı zamanda önerilen yöntemin çok çeşitli aktif titreşim kontrol problemlerini çözmeye potansiyeline sahip olduğunu göstermektedir. Sonuçlar, bir rotor taşıyıcı sistem üzerinde deneysel bir araştırmayla doğrulanmıştır. Teorik modeli doğrulamak için sayısal bir benzetim hazırlanmıştır. Deney süreci ve deney sonuçları detaylı olarak sunulmuş, analizler ve karşılaştırmalar yapılmıştır. [15]

Toptaş yüksek lisans tezinde; ŞHA 'ların endüstri uygulamaları üzerine yoğunlaşmış sürücü tasarım, modellemesinde ŞHA kullanmayı amaçlamıştır. Bu amaca istinaden öncelikle ŞHA 'ların hal durumları incelenmiş ve içlerinden biri ŞHA olacak şekilde iki malzemenin modellerinin birbiriyle kıyaslanması yapılmıştır. ŞHA 'ların ani çevresel etkilere çok açık olacağı için kullanım alanlarının tartışılır olduğu ve nispeten diğer alaşımlardan daha maliyetli olduğu için yalnızca sürücü tasarımı konusunda ihtiyaç olup olmadığının değerlendirilmesi gerektiği sonucuna varılmıştır. ŞHA 'ların daha çok robot gelişiminde kullanılabileceği, havacılık endüstrisinde, sensör endüstrisinde ve biyo uyumluluğu nedeniyle sağlık sektöründe kullanılması gibi çeşitli öneriler sunulmuştur. [16]

S. Ağduk yüksek lisans tezinde: manyetik özelliğe sahip olan NiMn tabanlı ŞHA 'ların titreşim, elastiklik gibi karakteristik özelliklerini incelemiştir. Değerlendirmelerinin sonuçlarını yoğunluk fonksiyoneli teorisi ve pertürbasyon yöntemiyle ele almış, incelediği malzemelerde östenit yapının martenzitik yapıya göre daha kararsız olduğunu ve malzemelerin imalat yönüne göre enine deformasyonlara karşı daha kararsız olduğunu göstermiştir. [17]

Yurtoğlu yüksek lisans tezinde; ŞHA 'lar ile bugüne kadar modellenmiş tanımlamaları sonlu elemanlar modeliyle tekrar ele alıp incelemiştir. Çatlaklı bir malzeme üzerinde 2 boyutlu olarak çalışmış ve bu çalışmayı ABAQUS yazılımıyla farklı metotlarla simüle etmiştir. Çatlak civarında oluşan faz değişimleri sırasında oluşan gerilim değişimleri incelemiş ve farklı modellerle olan karşılaştırmaları yapmıştır. [18]

Emeksiz, doktora tezinde; yüksek hızlı rüzgâr alan yerlerde türbinin işlem kapasitesinin kullanım ömrü açısından iyileştirilmesi için çalışılmıştır. Bu bağlamda daha yüksek mukavemet gerektiren alanlarda; “çevrim sistemi ve kanatların bağlantı noktaları gibi” çelik yerine NiTi alaşımının çeliğe göre daha fazla mukavemet sunduğu yapılan bilgisayar destekli benzetim ve modellemelerde ortaya çıkmıştır. Bu sayede kullanım ömrü artmış dolaylı olarak işletim ücretleri düşmüştür. Bu sonuca kanat sapı yani gerilmenin en çok olduğu yer belirlenerek ve bu nokta üzerinde kanat birleşim parçalarının mukavemet analizi yapılarak ulaşılmıştır. [19]

Chen ve Levy çalışmalarında; ŞHA katmanları ile kaplanmış esnek bir kirişin matematiksel modeli sunulmuştur. Matematiksel metodun farklı yöntemlerle çözümü yapılmış ve ŞHA tabakasının kalınlığının ve kiriş kalınlığının bir fonksiyonu olarak frekans faktörü değişimi tartışılmıştır. [20]

Rustighi vd. çalışmalarında; ŞHA kullanılarak bir titreşim emici üretilmiştir. Sürekli ısıtma ve soğutma sırasındaki davranış incelenmiş ve titreşim emicinin sürekli ayarlanabilir olduğu görülmüştür. Soğuk martenzit ve sıcak östenit devreleri arasında ayarlanan frekanstaki % 21.4 'lük bir değişiklik gözlemlenmiştir. [21]

Malgaca doktora tezinde; aktif kontrol yöntemlerinin mühendislik yapılarında istenmeyen titreşimleri ortadan kaldırmak için kullanılabilir olduğunu göstermiştir. Tezde mekanik sistemler ve akıllı yapıların aktif titreşim kontrolü üzerine sayısal ve deneysel çalışmalar sunulmuştur. Yapıların kontrolü için bütünleşmiş bir analiz prosedürü geliştirilmiştir. Kapalı döngü kontrol yasaları, ANSYS parametrik tasarım algoritması kullanılarak sonlu elemanlara ait modellere dahil edilmiştir. Önerilen işlem ilk olarak çok serbestlik dereceli sistemlere uygulanarak test edilmiştir. Daha sonra, piezo elektrik akıllı kirişlerin serbest ve zorlanmış titreşimlerinin farklı konfigürasyonlarda etkin kontrolü bu işlem ile incelenmiştir. [22]

Ö. Özgümüş doktora çalışmasında; helikopter hareket pozisyonlarındaki (havalanma ileri hareket iniş) titreşim özelliklerini araştırmak amacıyla bilgisayar kodunu geliştirmeyi hedeflemiştir. Akıllı yapılar, akıllı malzemeler, rotor türleri, rotor aerodinamik ortamı, rotor titreşim kontrol teknikleri, akıllı rotorlar ve sürücüler hakkında bilgi verilmiş ayrıca bu araştırmada tercih edilen bıçak ve sürücü türleri tanıtılmıştır. [23]

Mersin yüksek lisans tezinde; havacılıkta yüksek performans için hafif olarak tasarlanıp üretilen elamanların düşük frekanslardaki esneklik özelliklerinin artmasından dolayı oluşan problemleri ve getirilen çözümleri incelemiştir. Çalışmaya göre, alaşım malzemelerin bu etkileri indirgemeye yardımcı olduğu, matematiksel modellemeler sonucunda elde etmiştir. [24]

Stubar S. vd. çalışmalarında; yapısal olarak helikopterlerdeki titreşim kaynaklarını belirlemiş ve bu kaynakları rotor sistemleri(kuyruk ve ana rotor), motor ve bağlı şanzımana indirgemişlerdir. Bu elemanlardan kaynaklı titreşimin yapısal yorulma hasarına yol açtığını ortaya koymuşlardır. Oluşan hasarı belirlemede titreşim analizi algoritması kullanıp sonuca gitmişlerdir. Analizde helikopterin farklı yapısal noktaları referans alınmış ve uluslararası standartların karşılanması gerektiği belirtilmiştir. [25]

C. Rivera S. Ve T. Rodriguez M. çalışmalarında; helikopter aerodinamik yapılarını incelemiş ve karşılaştırmışlardır. Referans olarak Skorsky tipi helikopter kullanılmış ve aynı aerodinamiklere sahip olan modeller farklı şartlarda serbestlik dereceleri dikkate alınarak incelenmiş ve motorlardaki dönme davranışları nedeniyle titreşim oluştuğu gözlenmiştir. Sonradan modellenen ortamlarda(benzetimlerde) kısa zamanlı Fourier Dönüşümü ile analiz yapılmıştır. [26]

Pearson J, Doktora tezinde; helikopter gövde titreşimlerini azaltmak için aktif ve pasif kontrol sistemleri denenmiş ve kullanılan kontrol sistemlerinin helikopter titreşimi azaltılmasında etkinliği ortaya konulmuştur. Helikopterler, titreşim modellemesi için çok karmaşık olduğundan modelde kullanılan elemanlar ayrı ayrı ele alınmıştır. Ayrıca titreşimin düşürülmesi halinde ortaya çıkan olumlu yönlerden bahsedilmiştir. [27]

Glaz doktora çalışmasında; helikopterlerin kullanım alanları ve kapasitelerinden bahsetmiş, sabit kanatlı uçan araçlardan farkını ortaya koymuştur. Ayrıca dezavantajları olan gürültü, aşırı gerilme ve titreşim özelliklerinden de bahsetmiştir. Kuyruk, rotorlar ve motor gibi gürültü ve titreşim kaynaklarını incelemiştir. Özellikle frekans azalması nedeniyle oluşan düşük hızlardaki uçuşlarda titreşimlerin kanat tasarımıyla ilgili olduğunu ancak sabit kanatlılardaki(uçaklar) seviyeye indirilemediğini göstermiştir. [28]

2. MATERYAL VE YÖNTEM

2.1 ANSYS Programının Özellikleri

Çalışma kapsamında, titreşim analizi konusunda sonlu elemanlar yöntemini kullanan programlar arasında en gelişmiş olan ANSYS sonlu eleman programı ile inceleme yapılması planlanmıştır. ANSYS kullanılarak statik, dinamik ve her türlü koşul için önceden planlanmış iş ağı ile aynı anda birkaç analiz yapılabilmektedir. Üstelik sadece düzenli haller ve ivmelerde değil, örneğin parçacık tesirini incelemek için ANSYS kullanılabilir ve program bunu zaman aralıklarına bölerek yapmaktadır. Ayrıca kendi içinde bir malzeme kataloğuna sahip olan programda mekanik işlemlerin yanı sıra akış elektriksel işlemler çarpışma testleri gibi işlemler yapabilmektedir. Bu tez için ANSYS R18 sürümü kullanılmış olup, bu program temel fizik yasalarıyla çalışan bir programdır.

ANSYS içerisinde çok farklı alanlarda çözücüler olup, mekanik alanda işlem yapılabileceği gibi farklı grafik motorlarıyla akışlar da analiz sonuçları tek rapor halinde gösterilebilmektedir. Tez kapsamında ANSYS 'in mekanik özelliklerini barındıran Workbench sekmesinde çalışılmıştır. Tez kapsamında model SOLIDWORKS ile tasarlanmış, burulma frekanslarının bulunması için Modal Analiz kullanılmıştır. Burulma frekanslarındaki genlik ölçümü için ise Harmonik analiz, tam zamanlı benzetim için ise zamana bağlı olarak yapılan Transient(zamana bağlı) Analiz yapılmıştır. Hesaplamalara tüm sistemin (pervane ve mil) ataletleri dahil edilmiş olup, pervane faktörü dahil edilerek sadece milin titreşimleri incelenmiştir.

2.2 Sonlu Eleman Analizleri

Kullanılan model öncelikle SOLIDWORKS modelleme programı ile düzenlenmiş, oldukça karmaşık olan rotor düzeneği tez kapsamında sadeleştirilmiş ve Şekil 2.1 'deki hale getirilmiştir. Sadeleştirilmedeki amaç, tezin analiz kısmında oluşan zaman

kaybını azaltmaktır. Sadeleştirme ile birlikte sekiz saat süren yaklaşık analiz zamanı 6 saatin altına indirilmiştir.



Şekil 2.1 CAD Yazılımda Sadeleştirilip Modellenen Helikopter Ana Rotoru

Modelin analizi ANSYS programı ile yapılmış ve ANSYS analizi üç aşamada sonlandırmıştır. Bu aşamalardan ilki “Preprocessing” denilen ön işlemdir. Ön işleme kısmında malzeme özellikleri kütle hacim ilişkileri bağlantı elemanları ve sonlu elemanlara bölme işlemleri yapılmaktadır. Ön işlemin ardından “Solution” denilen çözüm işleminde analiz yapılacak uzayda modele etkiyen yükler sınır şartları atanır ve çözüm gerçekleştirilir. Son olarak çözüm aşamasından sonra “Postprocessing” denilen son işlemede bir önceki aşamada çözümü yapılan modelin değerlendirilmesine yönelik işlemler yapılmıştır.

2.2.1 Ön İşleme (Preprocessing)

Analizi yapılacak modelin hazırlanmasında ANSYS içinde zaten hazır bulunan CAD ara yüzü kullanılabilir veya dosya uzantısı eğer uygunsa farklı bir CAD programı ile

oluşturulan model ANSYS ortamına aktarılabilir. Tez kapsamında Model CAD programıyla oluşturulup aktarılmıştır. Bu aşamada örnek uzayda birim seçimi önemli olup, oluşturulan modelin birim sistemi ile ANSYS 'te analiz sırasında kullanılan birim sisteminin aynı olması sonuçların doğru alınması açısından önem taşımaktadır. Eleman boyutu belirlenmesi analiz sonuçlarının doğruluğu için elzemdir. Yapılacak modelin özelliklerine ve analizin cinsine göre tek boyuttan üç boyuta kadar seçim yapılabilir. Tez kapsamında 3 boyutlu uzayda modelleme yapılmış ve analizlerde 3 boyutlu olarak çözdürülmüştür.

Modelde kullanılan malzemelerin özellikleri SOLIDWORKS programı kütüphanesinden seçilebileceği gibi ANSYS kütüphanesinden de modele malzeme atanabilir. Tez kapsamında kullanılan ŞHA özellikleri (Elastisite modülü, Poisson oranı, yoğunluk değeri vd.) programların kütüphanesinde bulunmadığı için değerler internet ortamından bulunup, program kütüphanesine manüel yolla eklenerek işlemler gerçekleştirilmiştir.

ANSYS çözümlenme esnasında modeli parçalarına ayırmak zorundadır. Bu zorunluluk sınır şartları ve model sürekliliği sebebiyledir. ANSYS 'te bu parçalara bölme işlemi "Mesh" işlemi olarak adlandırılmıştır. ANSYS dâhilinde "Mesh" işlemi otomatik veya manuel olarak (hassasiyet ve ayırma şekilleri kullanıcı tarafından girilerek) yapılabilir. Bu "Mesh" denilen parçalara ayırma işlemi kabaca modelin sonlu elemanlara bölünmesi olarak tanımlanabilir. Eleman sayısı artıp boyutu küçüldükçe analizdeki hassasiyet ve dolaylı olarak doğruluk artacak ama daha çok işlem kapasitesi gerektireceği için çözüm süresi uzayacaktır.

2.2.2 Çözüm (Solution)

Analiz tipinin belirlenmesi noktasında model hangi açıdan analiz edilecekse, örneğin titreşim için Harmonik Analiz kullanılabilmesi gibi çarpışma testleri için Explicit Analiz veya elektriksel inceleme yapılacaksa ona uygun analiz yöntemi Workbench ara yüzünden seçilebilir.

Sonlu eleman analizlerinde sınır şartı uygulama gereksinimi ANSYS uzayında modele uygulanan kuvvet veya herhangi bir etkinin sonsuza kadar sürmesinin istenmeyişindedir. Analizi yapılacak modelin etki halinde sonsuza kadar gidişi sınır şartı belirlenmesiyle son bulur. Bu sınır şartları, örneğin yer değiştirme için eksenel olarak (x , y ve z) belirlenebilir ve çoklu olarak tanımlanabilir.

Yüklerin tanımlanıp uygulanması, yapılacak analize göre modele uygulanacak olan kuvvet, basınç, moment, sıcaklık gibi etkenlerin programda model üzerinde tanımlandığı ve uzayda yerlerinin (eksenlerinin) belirlenmesi gerekir. Program çıktıları bu nokta ve etkilere göre oluşturulup, uygulanabilecek tüm etkiler modelin yüzeyine, eksenine, köşesine veya sadece bir noktasına uygulanabilir.

Analizler temelde 3 aşamada çözülür. Sonlu elemanlarda önce model oluşturulur ve sonra oluşturulan modelin matematiksel modeli hazırlanır. Oluşturulan bu matematiksel model, modele etkiyecek kuvvet, basınç, sıcaklık vd. etkileri kapsar. Son olarak program çözümden önce oluşturulan matematiksel modele, atanan değerleri tüm parametreleriyle beraber yerleştirir ve analizi sonlandırır. Tüm bu aşamaların sorunsuz ilerlemesi modelin düzgün hazırlanması ve uyumlu veri girişi ile mümkün olup, aksi takdirde matematiksel model tamamlanamadığı için program çözümü tamamlayamaz.

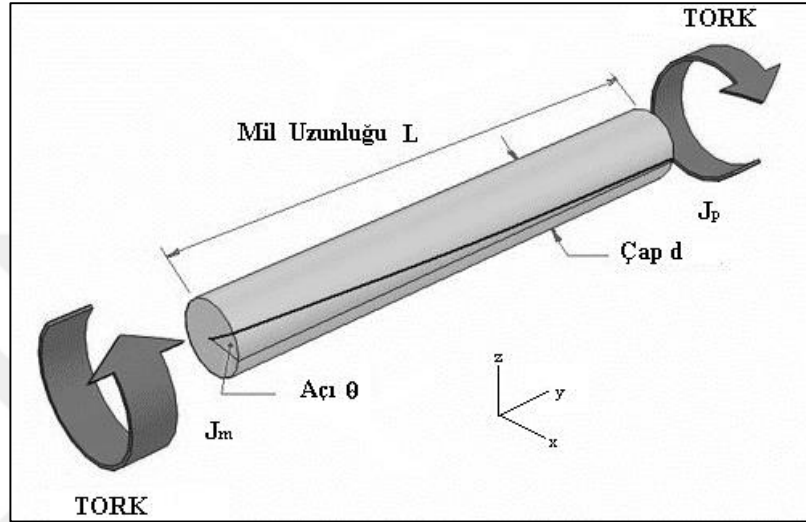
2.2.3 Son İşleme (Postprocessing)

Tüm sonuçların izlenebildiği bölüm olup, analiz sonucu istenilen tüm veriler doğru matematiksel model yoluyla bulunmakta ve tüm veriler tablolar, grafikler ve animasyonlar olarak kullanıcıya sunulmaktadır. Programın genel kullanımında mühendislik alt yapısı ve mantığı gerekmektedir. Sonuçların yorumlanması esnasında elde edilen veriler ANSYS ile rapor haline getirilebilir. Tüm sonuçların model üzerindeki etkisini somut olarak görmek mümkündür. Örneğin program kullanıcı için katı model ve mekanik analizde etkileri maviden kırmızıya kadar renklerle gösterir. Kırmızı renk tehlikeyi gösterirken yeşil mavi renkler gerilme olmadığının işaretidir.

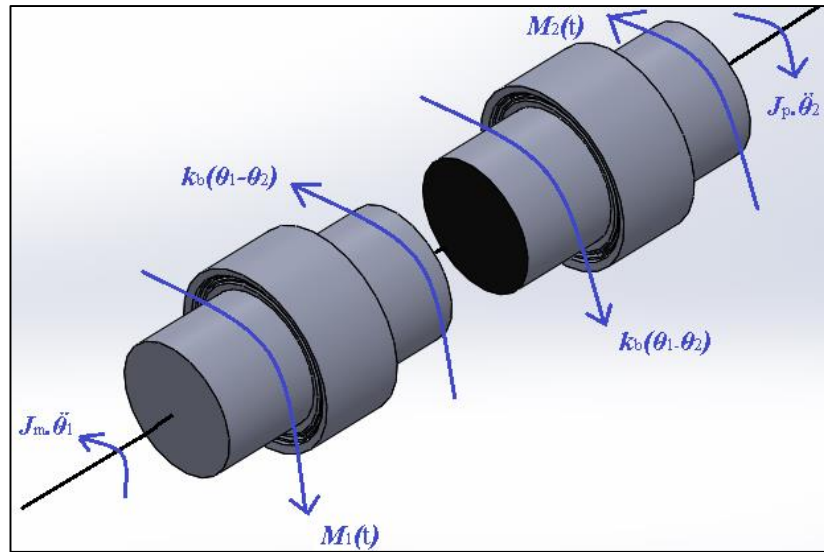
2.3 Analitik Çalışmalar

2.3.1 Milin Burulma Titreşim Denklemi

Milde oluşan burulma titreşimleri modellenmesi yapılmıştır. Milin sadece y ekseninde dönmesi Şekil 2.2 ve Şekil 2.3'te gösterilmiştir.



Şekil 2.2 Burulma titreşimi modeli



Şekil 2.3 Serbest Cisim Diyagramı

J_m : Mil atalet momenti

J_p : Pervane atalet momenti

k_b : Burulma sabiti

$M_1(t)$: Moment fonksiyonu

$M_2(t)$: Pervane Moment fonksiyonu

$\theta_1 > \theta_2$ varsayımı ile Eşitlik 2.1 ve 2.2 yazılabilir.

$$J_m \cdot \ddot{\theta}_1(t) + k_b \cdot \theta_1(t) - k_b \cdot \theta_2(t) = M_1(t) \quad (2.1)$$

$$J_p \cdot \ddot{\theta}_2(t) + k_b \cdot (\theta_2(t) - \theta_1(t)) = M_2(t) \quad (2.2)$$

$$\begin{bmatrix} J_m & 0 \\ 0 & J_p \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{\theta}_1(t) \\ \ddot{\theta}_2(t) \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} k_b & -k_b \\ -k_b & k_b \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \theta_1(t) \\ \theta_2(t) \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} M_1(t) \\ M_2(t) \end{Bmatrix} \quad (2.3)$$

Eşitlik 2.1 ve 2.2 den yola çıkılarak Eşitlik 2.3 durum uzayını temsil etmesi için oluşturulmuştur. Kütle atalet momenti matrisi, katılık matrisi, moment, açılal ivme vektörü, açılal yer değiştirme vektörü eşitlikleri katsayıları ile bulunabilir.

$$\text{Kütle ataleti matrisi } [J] = \begin{bmatrix} J_m & 0 \\ 0 & J_p \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

$$\text{Katılık matrisi } [K] = \begin{bmatrix} k_b & -k_b \\ -k_b & k_b \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

$$\text{Moment } \{M\} = \begin{Bmatrix} M_1(t) \\ M_2(t) \end{Bmatrix} \quad (2.6)$$

$$\text{Açılal ivme vektörü } \{\ddot{\theta}(t)\} = \begin{Bmatrix} \ddot{\theta}_1(t) \\ \ddot{\theta}_2(t) \end{Bmatrix} \quad (2.7)$$

$$\text{Açısal yer değiştirme vektörü } \{\theta(t)\} = \begin{Bmatrix} \theta_1(t) \\ \theta_2(t) \end{Bmatrix} \quad (2.8)$$

2.3-2.8 eşitliklerinde bulunan vektör ve matrisler yerine, isimlendirildikleri katsayılar kullanıldığında 2.9 ve 2.10 eşitlikleri bulunmuştur.

$$[J] \cdot \{\ddot{\theta}_1(t)\} + [K] \cdot \{\theta_1(t)\} = \{M_1(t)\} \quad (2.9)$$

$$[J] \cdot \{\ddot{\theta}_2(t)\} + [K] \cdot \{\theta_2(t)\} = \{M_2(t)\} \quad (2.10)$$

Burulma esnasındaki doğal frekansların belirlenmesi için moment etkisi çıkarılarak Eşitlik 2.11'deki gibi denklem düzenlenip çözüm yapılır.

$$[J] \cdot \{\ddot{\theta}(t)\} + [K] \cdot \{\theta(t)\} = \{0\} \quad (2.11)$$

$$\{\theta(t)\} = \{\theta_{\max}\} \cdot \cos(\omega_n \cdot t) \quad (2.12)$$

$\{\theta_{\max}\}$ burulma genliği vektörünü temsil eder. Bu durum için açısal ivme denklemi Eşitlik 2.13' de görölmektedir.

$$\{\ddot{\theta}(t)\} = -\omega_n^2 \cdot \{\theta_{\max}\} \cdot \cos(\omega_n t) \quad (2.13)$$

Eşitlik 2.11 ve 2.12, Eşitlik 2.13'de yerine konulduğunda, 2.14 eşitliği elde edilir.

$$-\omega_n^2 \cdot [J] \{\theta_{\max}\} \cdot \cos(\omega_n t) + [K] \cdot \{\theta_{\max}\} \cdot \cos(\omega_n t) = \{0\} \quad (2.14)$$

Eşitliğin her iki tarafı $\cos(\omega_n t)$ ile bölündüğünde 2.15 eşitliği bulunur.

$$[[K] - \omega_n^2 [J]] \{\theta_{\max}\} = \{0\} \quad (2.15)$$

[K] ve [J] matrisleri yerlerine konulduğunda ve lineer cebir denklemin ilk kısmına Δ denilip, determinant alınarak sıfıra eşitlendiğinde 2.16 eşitliği elde edilir

$$\begin{pmatrix} k_b - J_m \cdot \omega_n^2 & -k_b \\ -k_b & k_b - J_p \cdot \omega_n^2 \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} \theta_1 \\ \theta_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (2.16)$$

$\det|\Delta|=0$ için eşitlikler düzenlendiğinde 2.17 eşitliğine ulaşılmıştır.

$$\omega_n^2(-J_m k_b + J_m J_p \omega_n^2 - J_p k_b) = 0 \quad (2.17)$$

Birinci kök sıfır ve ikinci kök Eşitlik 2.18'deki gibidir.

$$-J_m k_b + J_m J_p \omega_n^2 - J_p k_b = 0 \quad (2.18)$$

Eşitlik 2.27 kullanılarak ω_{n2} ve k_b eşitlikleri 2.19 ve 2.20 bulunmuştur.

$$\omega_{n2} = \sqrt{\frac{(J_m + J_p) \cdot k_b}{J_m \cdot J_p}} \quad (2.19)$$

$$k_b = \frac{G \cdot I_p}{L} = \frac{\pi \cdot G \cdot d^4}{32 \cdot L} \quad (2.20)$$

d : Mil çapı

L : Burulan Milin uzunluğu

G : Kayma modülü

E : Elastisite modülü

Malzeme kayma modülleri 2.21 eşitliği ile bulunmuştur.

$$G = \frac{E}{2 \cdot (1 + \gamma)} \quad (2.21)$$

γ : Poisson oranı iki malzeme için de 0.33 olarak alınmıştır.

AA ve ŞHA Milin burulma yay katsayısı için Eşitlik 2.20 kullanılmıştır.

Pervane kütle atalet momentlerinin hesaplanması için Eşitlik 2.22 kullanılmıştır.

$$J_p = \frac{1}{2} \cdot m_p \cdot r_p^2 \quad (2.22)$$

AA ve ŞHA mil kütle atalet momenti bulunması için Eşitlik 2.23 kullanılmıştır.

$$J_m = \frac{1}{2} \cdot m_m \cdot r_m^2$$

(2.23)

ŞHA ve AA milin 620 d/d için açısal hızı eşitlik 2.24 ile hesaplanmıştır. ŞHA ve AA rotor sistemi için doğal frekans değerleri Eşitlik 2.19 ile bulunmuştur.

$$\omega = \frac{\pi \cdot n}{30} \quad (2.24)$$

Motor gücü, maksimum tork denkleminde 2.25 eşitliği ile 1000 kW gücünde motor için 620 d/d için 16950 Nm olarak bulunmuş ve tez kapsamında 15000 Nm artan şekilde alınmıştır.

$$M = \frac{P}{2 \cdot \pi \cdot n} \quad (2.25)$$

n : Devir sayısı

P : Motor gücü

Çizelge 2.1 AA ve ŞHA Rotor Sistemi Değerleri

	G (Pa)	$k_b \left(\frac{Nm}{rad}\right)$	ω_{n2} (Hz)	J_m (kgm^2)	ω (rad/s)	J_p (kgm^2)
AA	26.7×10^9	6137817	597.94 Hz	0.436	64.9	10476
ŞHA	28.2×10^9	7057340	392.2 Hz	1.016	64.9	10476

Her iki malzeme içinde rotor sisteminin doğal frekans değerleri 64.9 rad/s' in çok üzerinde olduğundan rezonans riski bulunmamaktadır. Sistemin kütle atalet momenti azaldıkça doğal frekans artmaktadır. Kullanılan pervane ve milin düşük kütle atalet moment değerine sahip olması nedeniyle yüksek doğal frekans değerleri elde edilmiştir.

Sistemin zorlama momenti harmonik olduğu için sistem tepkisi de harmonik olarak elde edilmiştir. Sistemin zorlayıcı momentinin cevabı Eşitlik 2.26 ile görülmektedir. Eşitliğin iki kez türevi alındığında Eşitlik 2.27 ortaya çıkmaktadır.

$$\{\theta(t)\} = \{\theta\} \cdot \cos(\omega \cdot t) \quad (2.26)$$

$$\{\ddot{\theta}(t)\} = -\omega^2 \cdot \{\theta\} \cdot \cos(\omega \cdot t) \quad (2.27)$$

Moment genlikleri vektörü, açısal yer değiştirme vektörü ve açısal ivme vektörü sırasıyla 2.28-2.30 eşitliklerinde verilmiştir.

$$\{\theta\} = \begin{Bmatrix} \theta_1 \\ \theta_2 \end{Bmatrix} \quad (2.28)$$

$$\{\theta(t)\} = \begin{Bmatrix} \theta_1(t) \\ \theta_2(t) \end{Bmatrix} \quad (2.29)$$

$$\{\ddot{\theta}(t)\} = \begin{Bmatrix} \ddot{\theta}_1(t) \\ \ddot{\theta}_2(t) \end{Bmatrix} \quad (2.30)$$

$$-\omega^2[J] \cdot \{\theta\} \cdot \cos(\omega \cdot t) + [K] \cdot \{\theta\} \cdot \cos(\omega \cdot t) = \{M\} \cdot \cos(\omega \cdot t) \quad (2.31)$$

Eşitlik 2.31 sabit değişken olan $\cos(\omega t)$ ile sadeleştirilir ve denklemin her iki tarafı θ eşitliğini yakalamak için eşitlik $[[K] - \omega^2[J]]^{-1}$ ile çarpılırsa 2.32 eşitliği elde edilir.

$$\{\theta\} = [[K] - \omega^2[J]]^{-1} \cdot \{M\} \quad (2.32)$$

$$[[K] - \omega^2[J]]^{-1} = [H(\omega)] \quad (2.33)$$

2.32 eşitliği düzenlendiğinde, 2.33 eşitliğinden $[H(\omega)]$ frekans cevabı matrisine ulaşılır. Frekans cevabı matrisi yerine konulduğunda 2.34 ve 2.35 ana eşitliklerine ulaşılmıştır.

$$\{\theta\} = [H(\omega)] \cdot \{M\} \quad (2.34)$$

$$\{\theta(t)\} = [H] \cdot \{M\} \cdot \cos(\omega \cdot t) \quad (2.35)$$

$[K]$, $[J]$, $\{M\}$ ifadeleri yerlerine konulduğunda ve matris işlemleri MATLAB ile çözüldüğünde sistem tepkisi eşitlik 2.36'teki gibi elde edilmiştir.

$$\{\theta(t)\} = \begin{Bmatrix} -0.018 \\ -0.0231 \end{Bmatrix} \cdot \cos(64.9 \cdot t) \quad (2.36)$$

2.4 Titreşim Verileri Değerlendirme Parametreleri

2.4.1 RMS (Root Mean Square)

Bu tezde mil titreşimini incelediğimiz için ANSYS 'ten aldığımız sonuçlar yetersiz kalmaktadır. RMS temelde analizi saniyelere böler ve her saniye için anlık frekans değerlerini toplu olarak irdeler ve bir RMS değeri elde edilir. Herhangi bir analiz için titreşim bakımından modelin başarısı RMS değerine bakılarak ölçülmektedir. Tez kapsamında RMS hesabı MATLAB ortamında 2.46 eşitliği kullanılarak yapılmıştır. [30]

$$RMS = \sqrt{\frac{1}{N} \cdot \sum_{k=1}^N x_k^2} \quad (2.37)$$

x_k : k . terim

N : Terim sayısı

2.4.2 Basıklık

Basıklık komutuyla çözümde elde ettiğimiz verilerin basıklık değeri bulunur. Basıklık değerleri 2.47 eşitliği kullanılarak MATLAB ortamında bulunmuştur. [31]

$$\text{Basıklık} = \frac{1}{N \cdot \sigma^4} \cdot \sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^4 \quad (2.38)$$

x_i : i . terim

N : Terim sayısı

σ : Standart Sapma

2.4.3 Çarpıklık

Çarpıklık komutu ile 2.48 eşitliği kullanılarak değerler arasındaki çarpıklık bulunur. Dağılımın ortalamaya göre simetrisizliğini ifade eder. [32]

$$\text{Çarpıklık} = \frac{\sum (x_i - \bar{x})^3}{(n-1)^3} \quad (2.39)$$

x_i : i . terim

n : Terim sayısı

\bar{x} : Terimlerin ortalaması

2.4.4 Varyans

Analiz sonucunda tüm verilerin ortalamalarının alınması, analiz sonucu hakkında bilgi vermez. Değerlerin varyansının alınması sonucun yayılımının da hesaplanmasını sağlar. Aritmetik sonucun dağılımını verir. Varyans değerleri 2.49 eşitliği kullanılarak EXCEL programı yardımı ile hesaplanmıştır. [33]

$$V_x = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2 \quad (2.40)$$

V_x : Seri içindeki verilerin varyansı

N : Seri içindeki terim sayısı

x_i : i . değer

\bar{x} : Seri içindeki verilerin ortalaması

2.4.5 Standart Sapma

Matematiksel olarak varyans ile ilişkilendirilebilir, varyansın kareköküne eşit olmakla beraber, her bir veri ile aritmetik ortalama arasındaki fark bulunur. Tez kapsamında standart sapma değerleri 2.50 eşitliği kullanılarak MATLAB ortamında bulunmuştur. [33]

$$\sigma_x = \sqrt{V_x} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2 \quad (2.41)$$

V_x :Seri içindeki verilerin varyansı

N :Seri içindeki terim sayısı

x_i : i. sayı

\bar{x} : Seri içindeki verilerin ortalaması

2.4.6 Hızlı Fourier Dönüşümü(FFT)

Titreşim analizi için kullanılan matematiksel bir algoritma olmakla beraber amacı hangi frekansta hangi genliğin oluştuğunu göstermektir. Bu dönüşümde sinyallerin sadece periyodik tekrarlı olanları işleme dahil edilip çözülür.

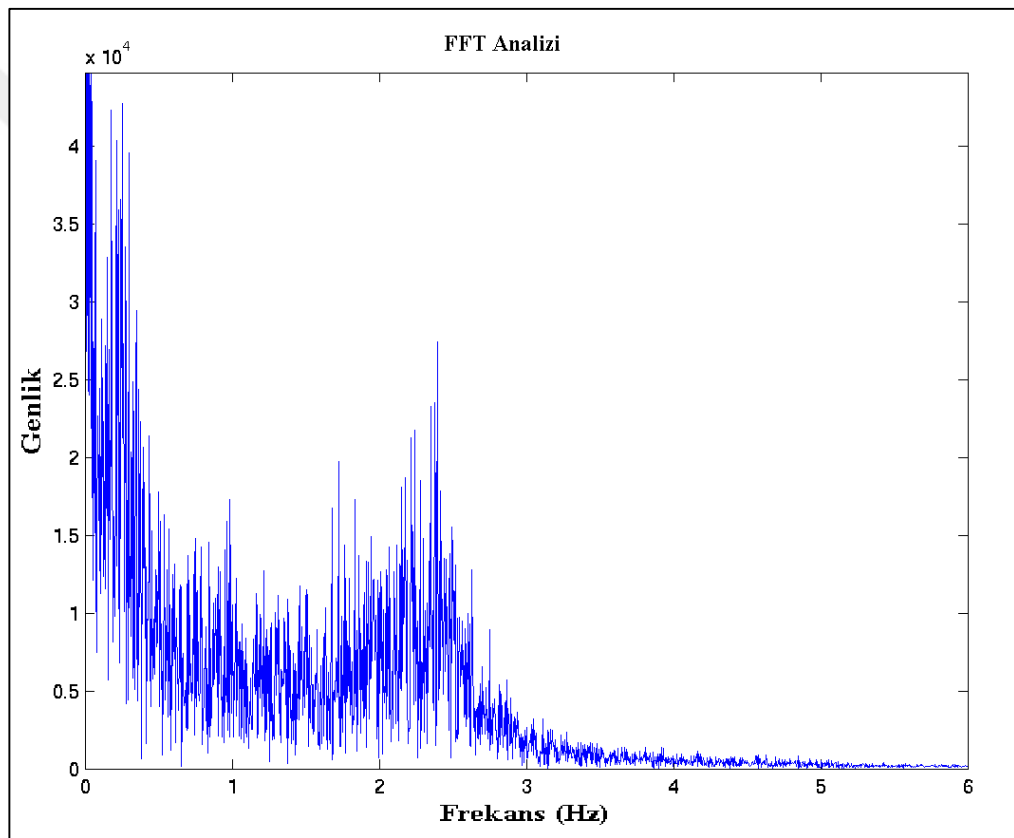
Zamana bağlı herhangi bir veriyi frekans değişkenine çevirmek için kullanılan bir dönüşüm algoritması olarak, teoreme göre tüm sürekli dalgalar, sinus ve cosinus dalgalarının toplamları şeklinde ifade edilebilirler.

$$x_k = \sum_{n=0}^{N-1} x_n \cdot e^{-i2\pi kn/N} \quad k = 0, \dots, N-1 \quad (2.42)$$

x_k : Toplam dönüşüm fonksiyonu

x_n : n . terim

N : Terim sayısı



Şekil 2.4 Örnek FFT grafiği

2.4.7 Kısa Zaman Fourier Dönüşümü(STFT)

Fourier Dönüşümünün sadece dikey sinüs fonksiyonlarını inceleyen çeşididir. 3 boyutta veri işleme yapabilir, frekans zaman uzayında çalışan dönüşümde genlikler

Şekil 2.5' de görüldüğü gibi renklendirilerek gösterilir. Mavi renk ve sarı renk arasında genlik büyüklüğü artar.

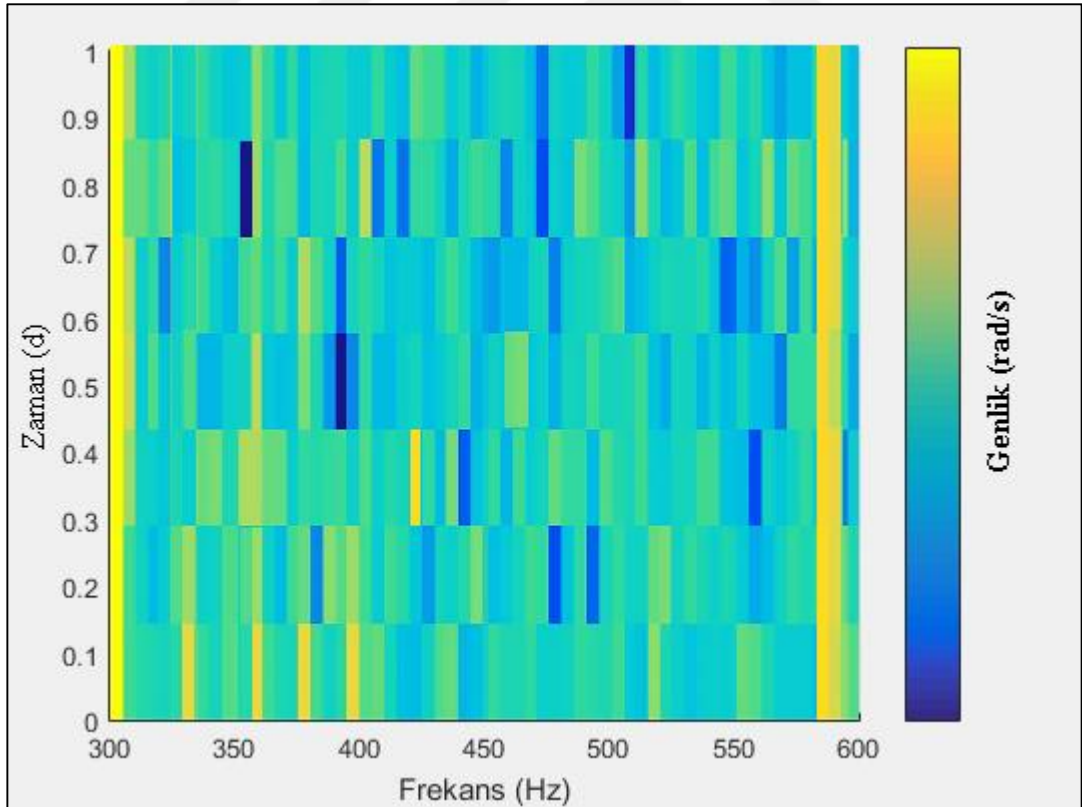
$$X_m(\omega) = \sum_{n=-\infty}^{\infty} x(n) \cdot \omega \cdot (n - R) \cdot e^{-j\omega n} \quad (2.43)$$

$x(n)$ n. Saniyedeki veri

$\omega(n)$ Pencere fonksiyonu uzunluğu

$X_m(\omega)$ Dönüşüm fonksiyonu

R Tepe noktası büyüklüğü



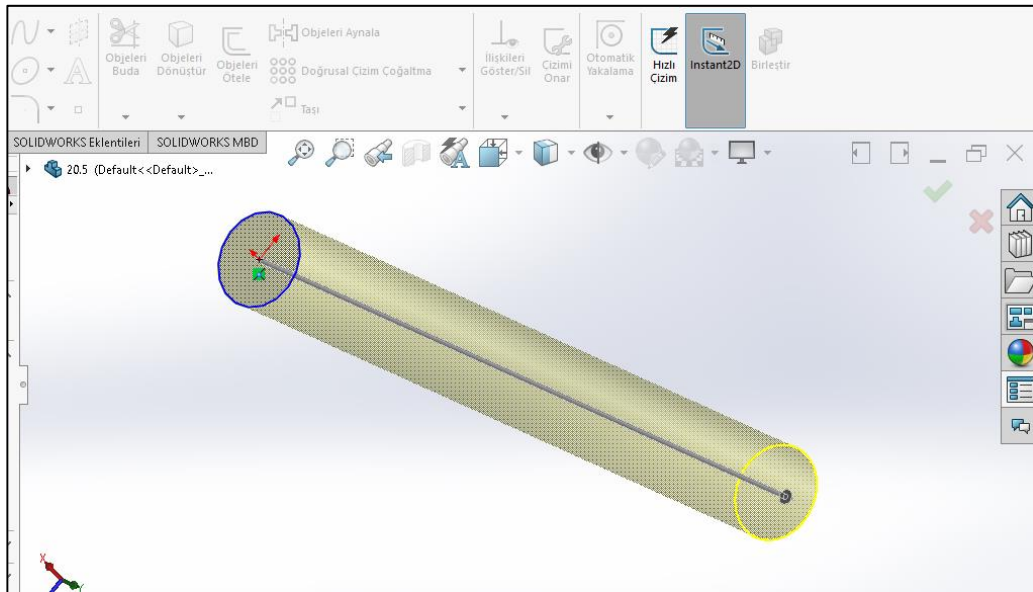
Şekil 2.5 Örnek Kısa Zaman Fourier Dönüşümü

3. SAYISAL ANALİZ ADIMLARI

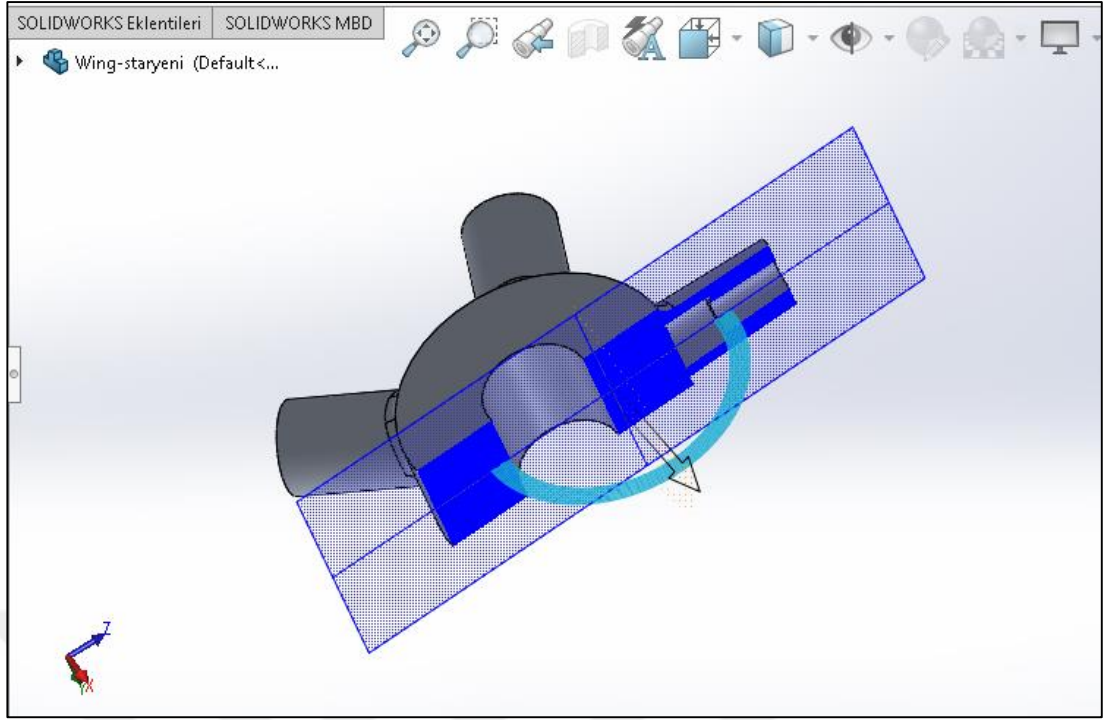
Bu bölümde rotor sisteminin öncelikle katı modeli oluşturulmuştur sonra sayısal analiz kısmında ANSYS R18 kullanılmıştır. Helikopter rotor modeli genel hatlarıyla ANSYS 'e aktarılacak referans düzlemleri, sınır şartları, çalışma koşulları, etkiyen kuvvetler ve istenilen veriler tanımlanıp, adım adım gösterilmiştir.

3.1 Modelin Oluşturulması

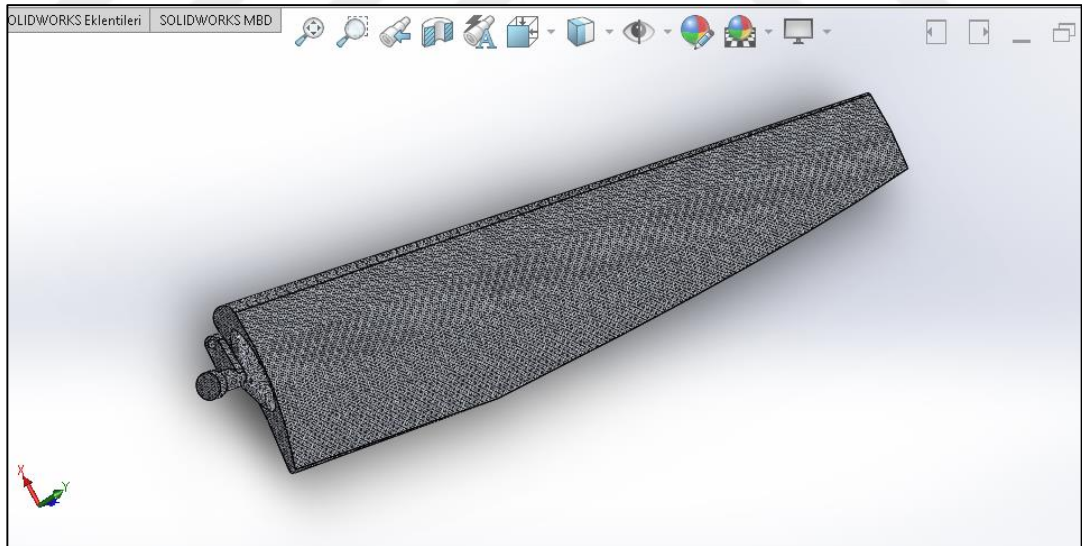
Model sadeleştirilirken SOLIDWORKS kullanılmıştır. Şekil 3.1' de görüldüğü gibi mil özellikle normalden uzun tutulmuştur. Uzunluğu yaklaşık 2.6 m olacak şekilde ayarlanmıştır. Rotor yıldızı Şekil 3.2' deki kesitte gösterildiği gibi sabitlenip alüminyum alaşım olarak 5 kanatlı bir sistem oluşturulmuştur. Şekil 3.3' de görüldüğü gibi Kanatlar gerçeğine uygun kesittedir ve rotor sistemi bu elemanlar ile oluşturulmuştur. Kanat açıklığı yaklaşık 15 m olup, mil çapı 0.28 m olarak modellenmiştir. Mil yataklanacağı için uzun tutulup 2.6 m alınmıştır.



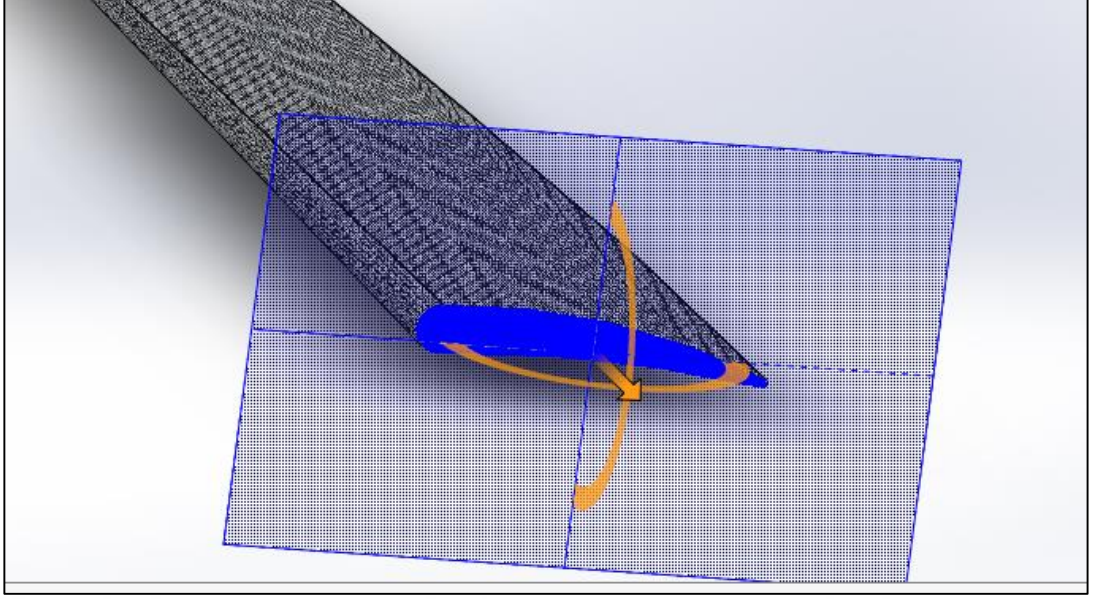
Şekil 3.1 Milin Katı Modelini Oluşturma İşlemi



Şekil 3.2 Rotor Yıldız Kesiti Çizimi



Şekil 3.3 Kanat Ana Formu

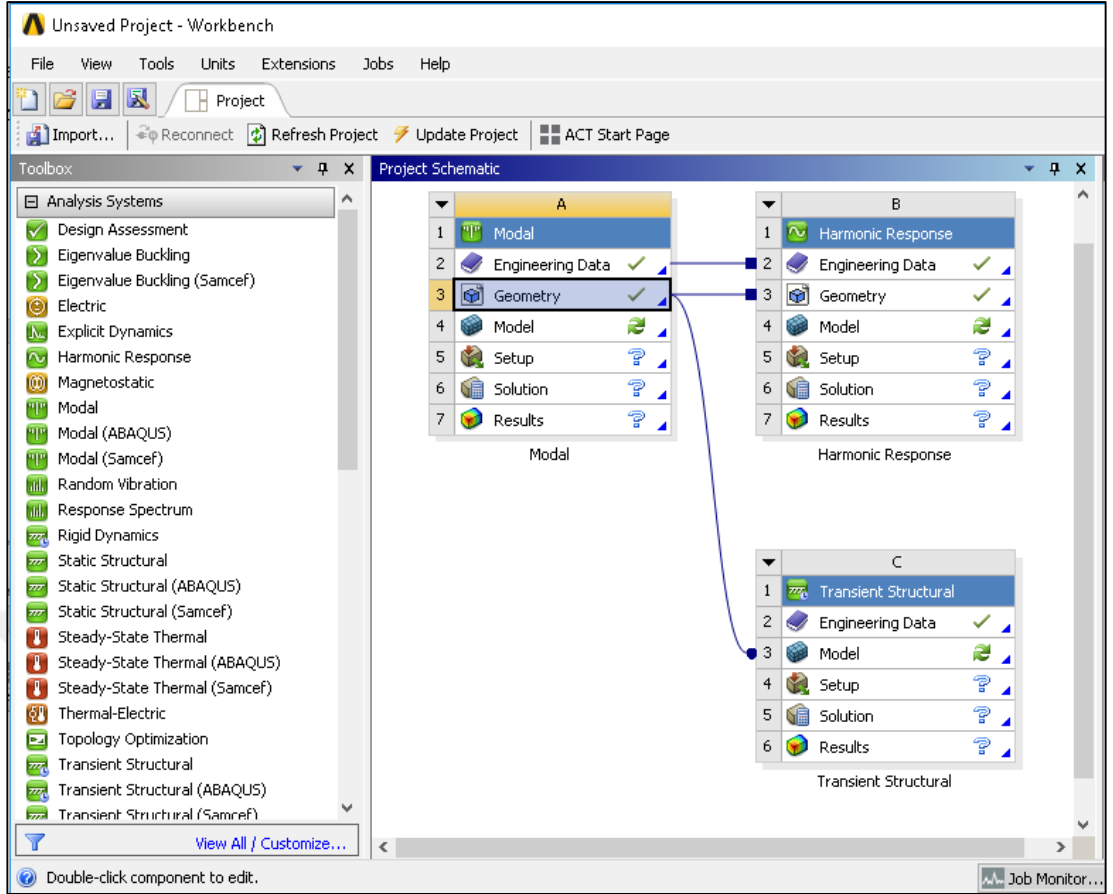


Şekil 3.4 Kanat Kesit görünümü

3.2 ANSYS Workbench

Şekil 3.5’ de görüldüğü gibi ANSYS ortamındaki her türlü analizin çağırılabilceği, analizlerin birbiriyle ilişkilendirilip, malzeme seçimine kadar bütün işlemlerin tanımlanabildiği Workbenchte analizler yapılmıştır.

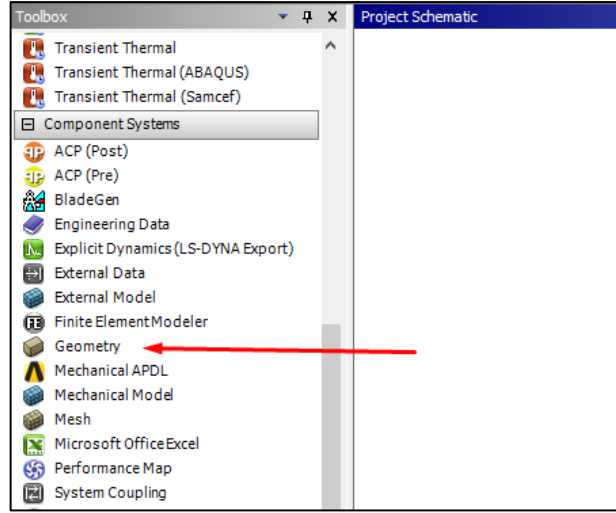
Analizler Workbench ortamında birbiri ile ilişkilendirilebilir durumdadır. Şekil 3.5’de görüldüğü gibi “Engineering Data” ve “Geometry” sekmesi hem Transient hem de Harmonik analizde kullanılabilmiştir. İş akışının birbiri ile bağı olmamasından dolayı, yapılan analizlerin sonuçları bir önceki analizle karışmaz. Her analiz türündeki sonuçlar birbirinden bağımsız olup, sadece giriş verileri ortak kullanılabilmiştir.



Şekil 3.5 Workbench Ortamı Genel Görünümü

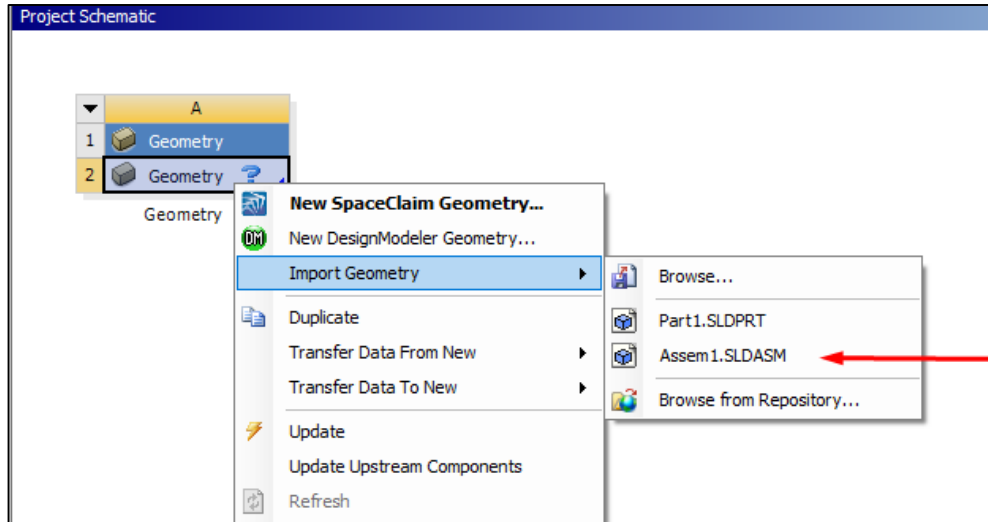
3.2.1 Model Tanımlama İşlemi

Workbench ortamına analizi yapılacak rotor modelini çağırmak için arayüzdeki Araçlar(Toolbox) menüsünden “Geometry” sekmesi seçilmiştir. Şekil 3.6’da görülen sekme içerisinden geometri dosyası bulunarak, model üzerinde işlem yapılabilmesi sağlanmıştır. Seçilen modelin, düzlem ve montaj özellikleri kaybolduğundan analiz öncesi tekrar elemanlar arası ilişkilendirme yapılması gerekmektedir. Montaj ilişkileri için “Geometry” komutu kullanılabileceği gibi, “DesignModeler” uygulaması ile de çözüm getirilebilir.



Şekil 3.6 ANSYS Workbench Giriş Ekranı Geometri Sekmesi

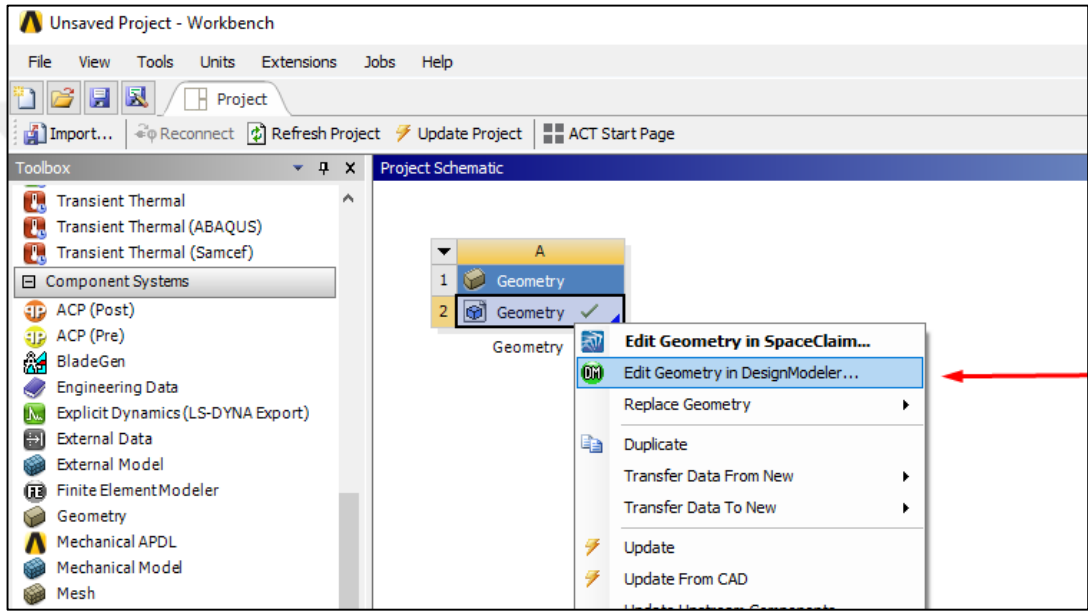
Şekil 3.7’ de görüldüğü gibi açılmış olan geometri sekmesinde Mouse sağ tuşu ile “Import Geometry” kısmından kullanılacak olan model çağırılır. Bu aşamada önemli olan, modelin dosya uzantısı ile ANSYS ’in dosya uzantısının uyumlu olmasıdır.



Şekil 3.7 Geometri Çağırma İşlemi

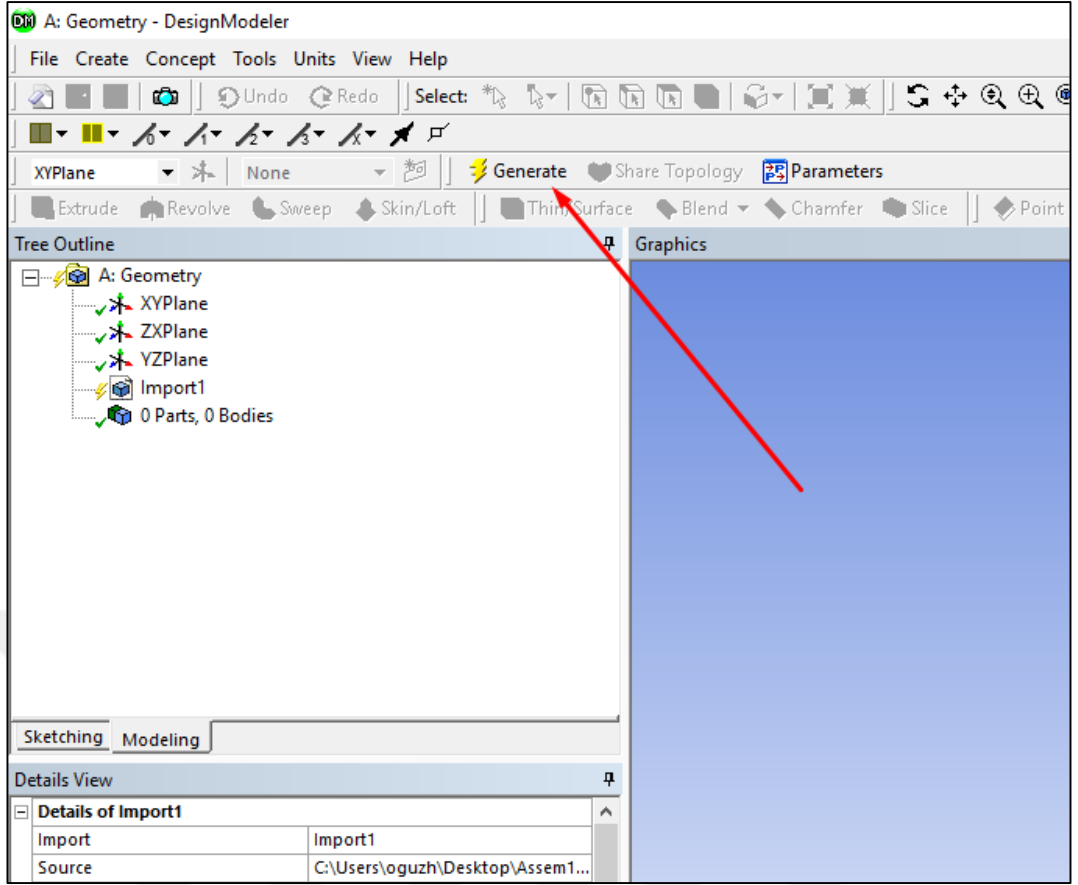
3.2.2 Model Geometrisi Geliştirme İşlemi

Seçim yapıldıktan sonra model dosya uzantısı uygun ise Şekil 3.8’ de görüleceği gibi yeşil tik belirecektir. Modelde değişikliğe ihtiyaç varsa “SpaceClaim” veya “Design Modeler” komutları kullanılabilir Şekil 3.8’ deki gibi tez kapsamında kullanılacak rulmanlar için eksenler tanımlanacağı için şekilde görünen “DesignModeler” sekmesi seçilmiştir.



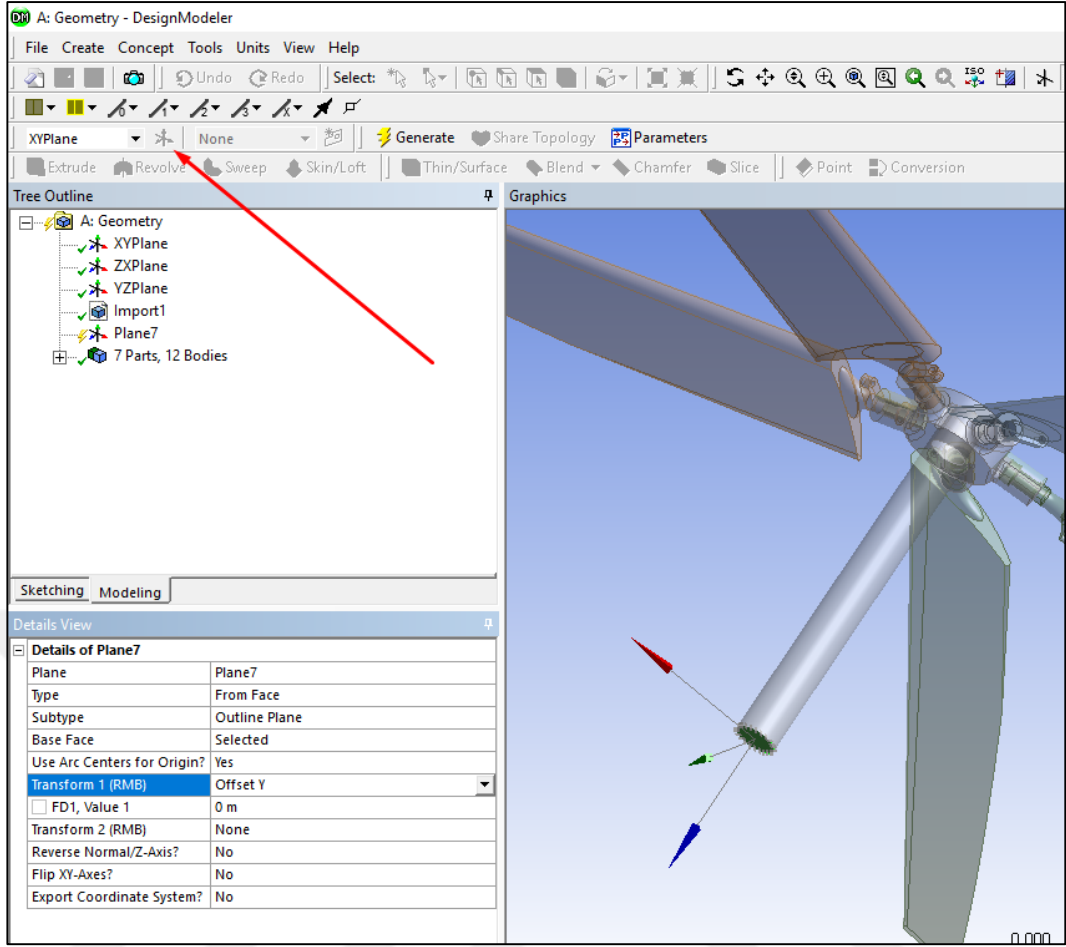
Şekil 3.8 Geometri Geliştirme Sekmesi

“Design Modeler” üzerinden yapılacak değişiklikler için öncelikle Şekil 3.9’ daki “Generate” komutu çalıştırılmıştır.



Şekil 3.9 Generate Komutu Ekran Görüntüsü

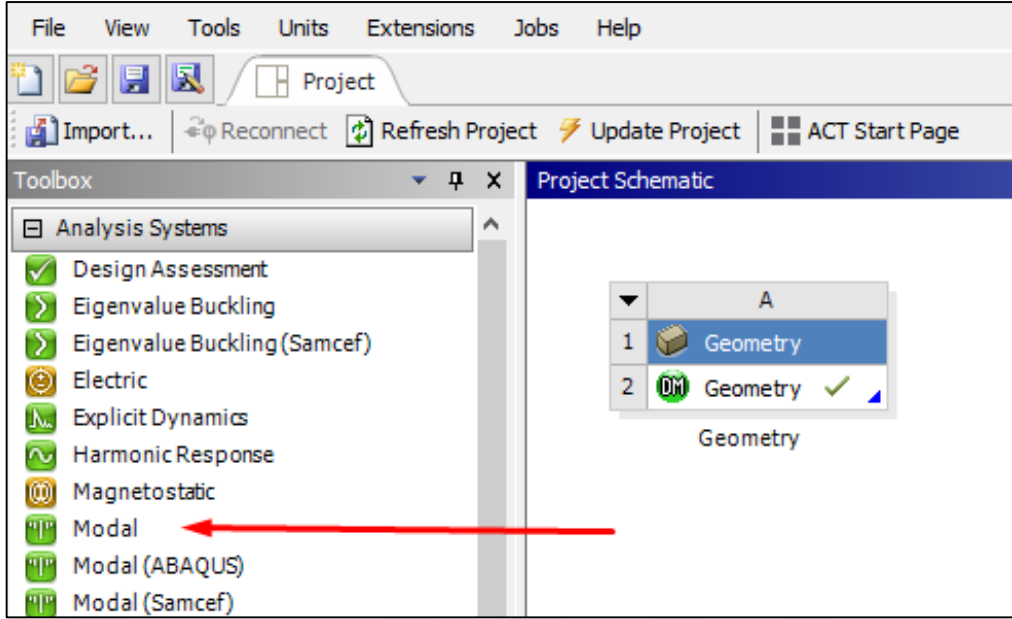
Şekil 3.10’ da görünen eksen ekleneceği için, istenen yer seçilip ok ile gösterilen eksen ekleme komutu kullanılmıştır. Analizin ilerleyen safhalarında burada oluşturulan düzlemler veya eksenler yardımcı olarak kullanılmıştır. Taşıma(Transform) özelliği sayesinde model eksi yönde 0.2 m kaydırılmıştır. Her işlem ardından “Generate” komutu kullanılmıştır. Analiz esnasında eklenecek olan yataklamaların eksenleri de yine bu eksen ekleme işlemi ile gerçekleştirilmiştir. İki yataklama arası mesafe alınırken rotor mil uzunluğunun üçe bölünmesine dikkat edilmiştir.



Şekil 3.10 Eksen Oluşturma ve Kaydırma İşlemi

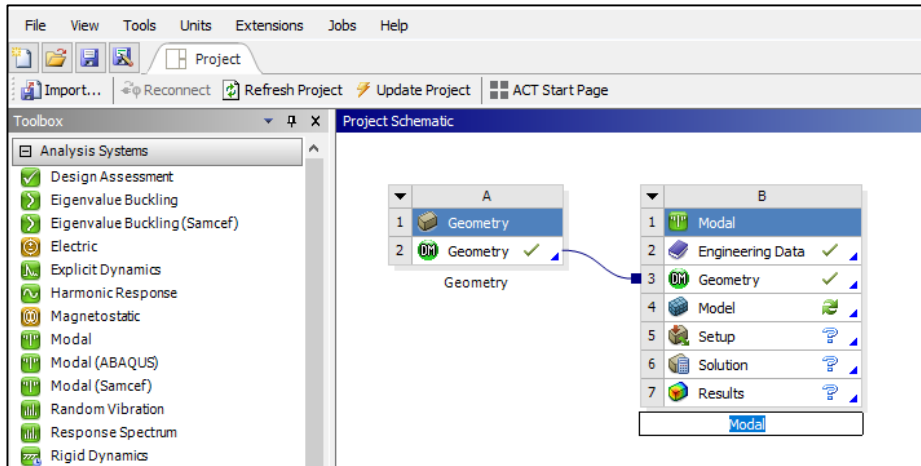
3.2.3 Modal Analiz İşlemi

Sistemin serbest titreşim davranışlarını belirleyebilmek için Modal analiz yapılmıştır. Şekil 3.11' deki gibi Araçlar sekmesinden Modal analiz seçilmiş ve diğer işlemlere bağlanmıştır. Modal analizde bulunan frekans değerleri, analizin tüm adımlarında kullanılacak olup tez kapsamında burulma titreşimi incelendiğinden, yalnızca burulma titreşimi frekans değeri ve burulma mod şekli Modal analiz ile elde edilmiştir.



Şekil 3.11 Modal Analiz Sekmesi

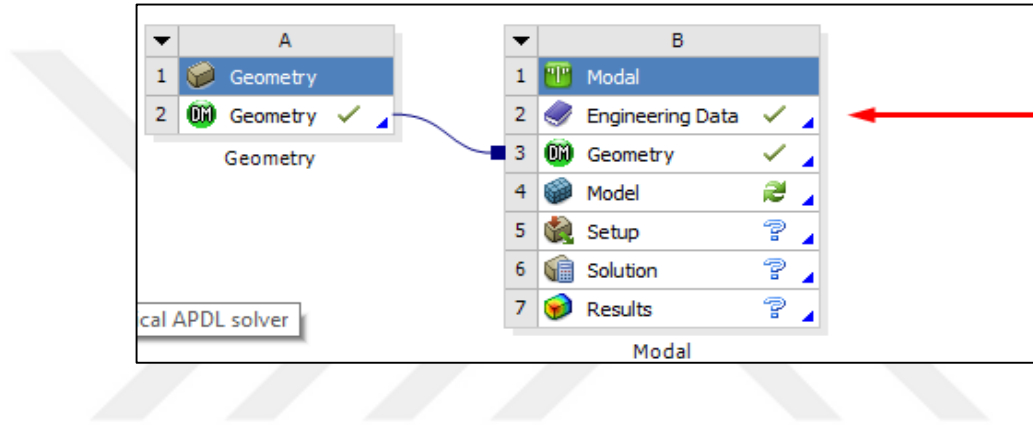
Oluşturulan geometri Şekil 3.12’deki gibi Modal Analize aktarılmış ve aynı geometri üzerinde işlem yapılması sağlanmıştır. İki menü arasında ilişki kurulmak için Geometri sekmesi, Modal Analiz sekmesinin üzerinden açılmıştır.



Şekil 3.12 Modeli Modal Analize Aktarma İşlemi

3.2.4 Modele Malzeme Atama İşlemi

Malzeme özelliklerini belirlemek için Modal analiz menüsü içerisindeki Şekil 3.13’deki Engineering Data sekmesinde işlem yapılmıştır. Kanatlar Şekil 4.9 ‘daki Epoxy Carbon Woven 395 GPa ve mil için Şekil 3.14 ‘daki ANSYS veri tabanından bulunan ve havacılıkta kullanılan Şekil 3.15’de görünen AA kullanılmıştır. Aynı veri tabanında ŞHA bulunmadığından Şekil 3.16 ‘daki veriler, normal şartlarda elastisite yeteneği düşük olan ŞHA yerine ısıl işlem görmüş NiTi alaşım özelliklerinden sonradan el ile girilmiştir.[36]



Şekil 3.13 Engineering Data Sekmesi

Properties of Outline Row 4: Epoxy_Carbon_Woven_395GPa_Prepeg			
	A	B	C
1	Property	Value	Unit
3	Density	1480	kg m ⁻³
4	Orthotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion		
5	Coefficient of Thermal Expansion		
6	Coefficient of Thermal Expansion X direction	2,5E-06	C ⁻¹
7	Coefficient of Thermal Expansion Y direction	2,5E-06	C ⁻¹
8	Coefficient of Thermal Expansion Z direction	1E-05	C ⁻¹
9	Orthotropic Elasticity		
10	Young's Modulus X direction	9,182E+10	Pa
11	Young's Modulus Y direction	9,182E+10	Pa
12	Young's Modulus Z direction	9E+09	Pa
13	Poisson's Ratio XY	0,05	
14	Poisson's Ratio YZ	0,3	

Şekil 3.14 Epoxy Carbon Malzemenin özellikleri

Properties of Outline Row 3: Aluminum Alloy				
	A	B	C	D E
1	Property	Value	Unit	<input checked="" type="checkbox"/> <input checked="" type="checkbox"/>
2	Material Field Variables	Table		
3	Density	2770	kg m ⁻³	<input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/>
4	Isotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion			<input type="checkbox"/>
6	Isotropic Elasticity			<input type="checkbox"/>
7	Derive from	Young's Modu...		
8	Young's Modulus	7E+10	Pa	<input type="checkbox"/>
9	Poisson's Ratio	0,33		<input type="checkbox"/>
10	Bulk Modulus	6,9608E+10	Pa	<input type="checkbox"/>
11	Shear Modulus	2,6692E+10	Pa	<input type="checkbox"/>
12	Alternating Stress R-Ratio	Tabular		<input type="checkbox"/>
16	Tensile Yield Strength	2,8E+08	Pa	<input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/>
17	Compressive Yield Strength	2,8E+08	Pa	<input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/>
18	Tensile Ultimate Strength	3,1E+08	Pa	<input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/>
19	Compressive Ultimate Strength	0	Pa	<input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/>
20	Isotropic Thermal Conductivity	Tabular		<input type="checkbox"/>

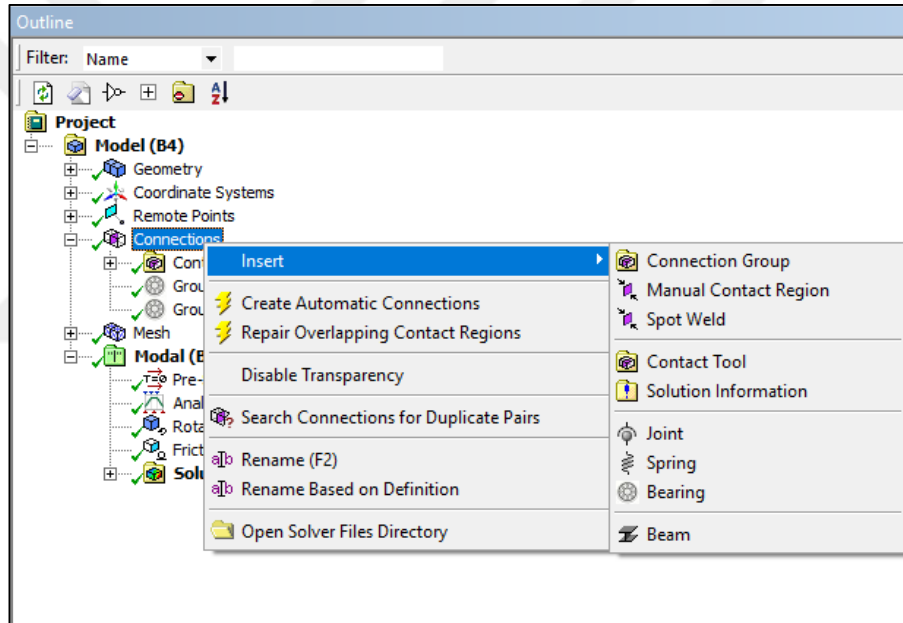
Şekil 3.15 AA Malzeme

Properties of Outline Row 8: Shape Memory Alloy				
	A	B	C	D E
1	Property	Value	Unit	<input checked="" type="checkbox"/> <input checked="" type="checkbox"/>
2	Material Field Variables	Table		
3	Density	6450	kg m ⁻³	<input type="checkbox"/> <input type="checkbox"/>
4	Isotropic Elasticity			<input type="checkbox"/>
5	Derive from	Young's Modu...		
6	Young's Modulus	7,5E+10	Pa	<input type="checkbox"/>
7	Poisson's Ratio	0,33		<input type="checkbox"/>
8	Bulk Modulus	6,8627E+10	Pa	<input type="checkbox"/>
9	Shear Modulus	2,8216E+10	Pa	<input type="checkbox"/>
10	Superelasticity			<input type="checkbox"/>
11	Sigma SAS	3,5853E+08	Pa	<input type="checkbox"/>
12	Sigma FAS	4,1369E+08	Pa	<input type="checkbox"/>
13	Sigma SSA	2,0684E+08	Pa	<input type="checkbox"/>
14	Sigma FSA	1,379E+08	Pa	<input type="checkbox"/>
15	Epsilon	0,07	m m ⁻¹	<input type="checkbox"/>
16	Alpha	0,01		<input type="checkbox"/>

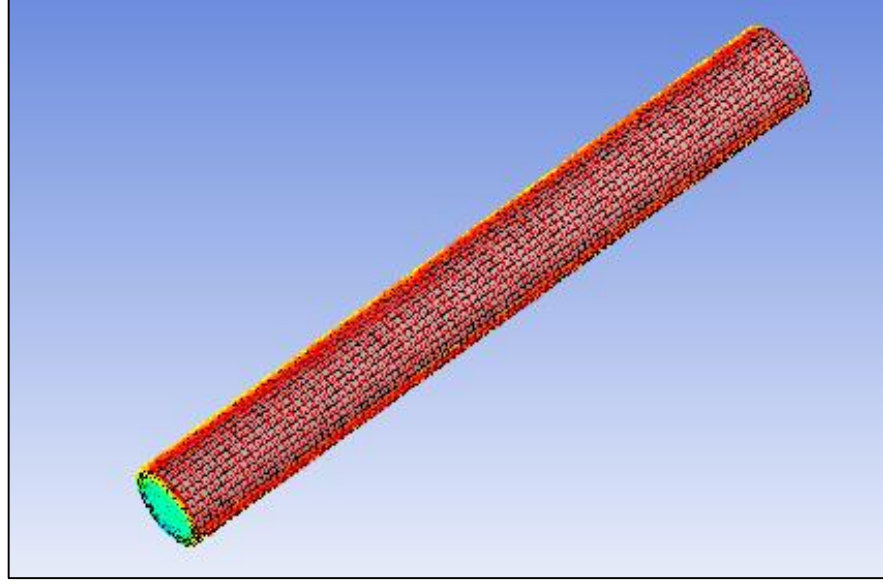
Şekil 3.16 ŞHA Malzeme Girdileri

3.2.5 Rulman Ekleme ve Sınır Şartları

Malzeme ataması bittikten sonra modele yüklemeler “Insert” komutu ile Şekil 3.17’deki gibi yapılmıştır. Mil üzerindeki yataklamalar “Connection” sekmesinden seçilmiş ve mili üç eşit parçaya bölmüştür. Sınır Şartları 3. Bölümde hesaplanarak tayin edilmiş ve analizi yapılacak elemanın serbest cisim diyagramını Şekil 3.18’de görüldüğü gibidir. Analiz kısmında ise modellenmiş ve aynı mil üzerinde iki adet yay sabiti 370000 N olan iğneli rulman ile yataklanmış rotorun, 620 d/d ya ulaşabilmesi için gereken moment değeri hesaplanmıştır.



Şekil 3.17 Rulman ve Diğer Elemanların Eklenmesi



Şekil 3.18 Sınır şartları gösterimi

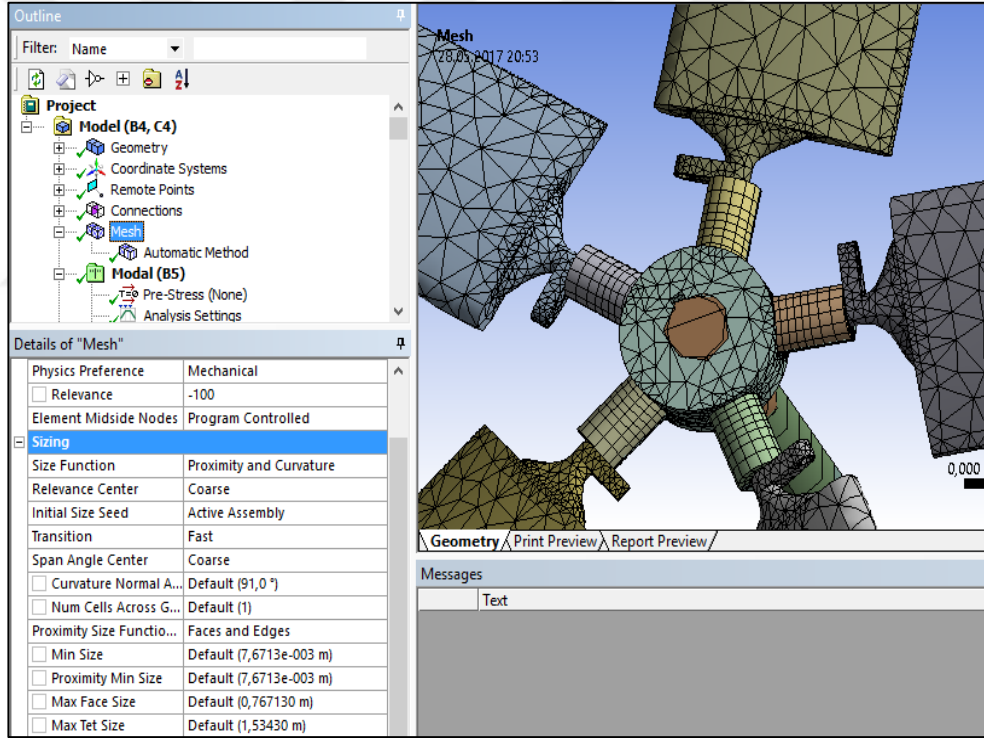
Çizelge 3.1 Mil Sınır Şartları Değerleri

Sembol	Değer	Birim
L	2.625	m
D	0.28	m
$M_1(t)$	15000	Nm
$M_2(t)$	70000	Nm
J_p	10476	kgm^2
J_m (AA)	0.436	kgm^2
J_m (ŞHA)	1.16	kgm^2
k_b (AA)	6137817	N/rad
k_b (ŞHA)	7057340	N/rad

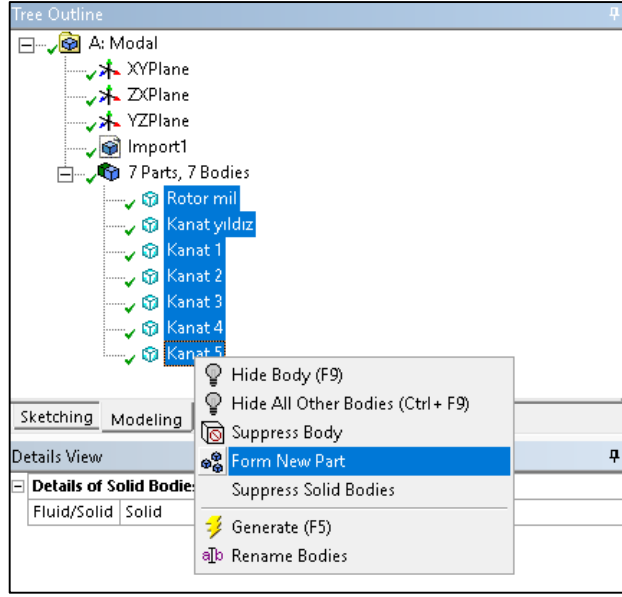
3.2.6 Model Meshleme

Analiz sırasında istenilen hassasiyet ve modelin sonlu elemanlara ayrılması işlemi Şekil 3.19' daki gibi "Mesh" komutu ile yapılmıştır. Mesh işlemi, istenirse otomatik

şekilde yapılabileceği gibi, istenilen hassasiyet ve bölme boyutu girilerek el ile yapılabilir. Her bir geometrinin Mesh işlemi farklı farklı geometriler barındırmaktadır. Azami hassasiyet değeri için parametreler seçilmiştir. Model için Meshleme işlemi boyunca silindirik ve eğimi değişen yüzeylerin program tarafından parçalara ayrılması için yakınlık ve eğrilik (proximity and curvature) modu kullanılmıştır. Bu ayar, eleman boyutları ile ilgilidir. Ayrıca elemanların birbiri ile olan ilişkisi için kaba (coarse) ayar seçilmiştir. Rotor sisteminde yaklaşık otuz bin node olup, model Transient analize maruz bırakılacağından, tüm elemanların tek bir parçaymış gibi meshlenmesi işlemi için Şekil 3.20'deki gibi Multibody yöntemi kullanılmıştır. Bu sayede elemanlara farklı malzeme atamak mümkünken analiz tek parça malzemeymiş gibi yapılabilir.



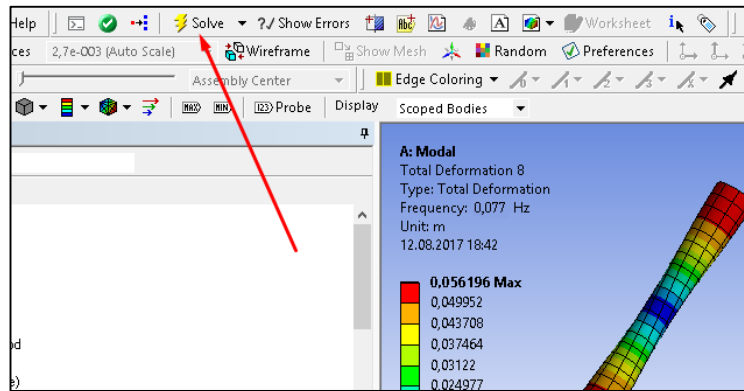
Şekil 3.19 Mesh İşlemi Gösterimi



Şekil 3.20 Multibody işlemi gösterimi

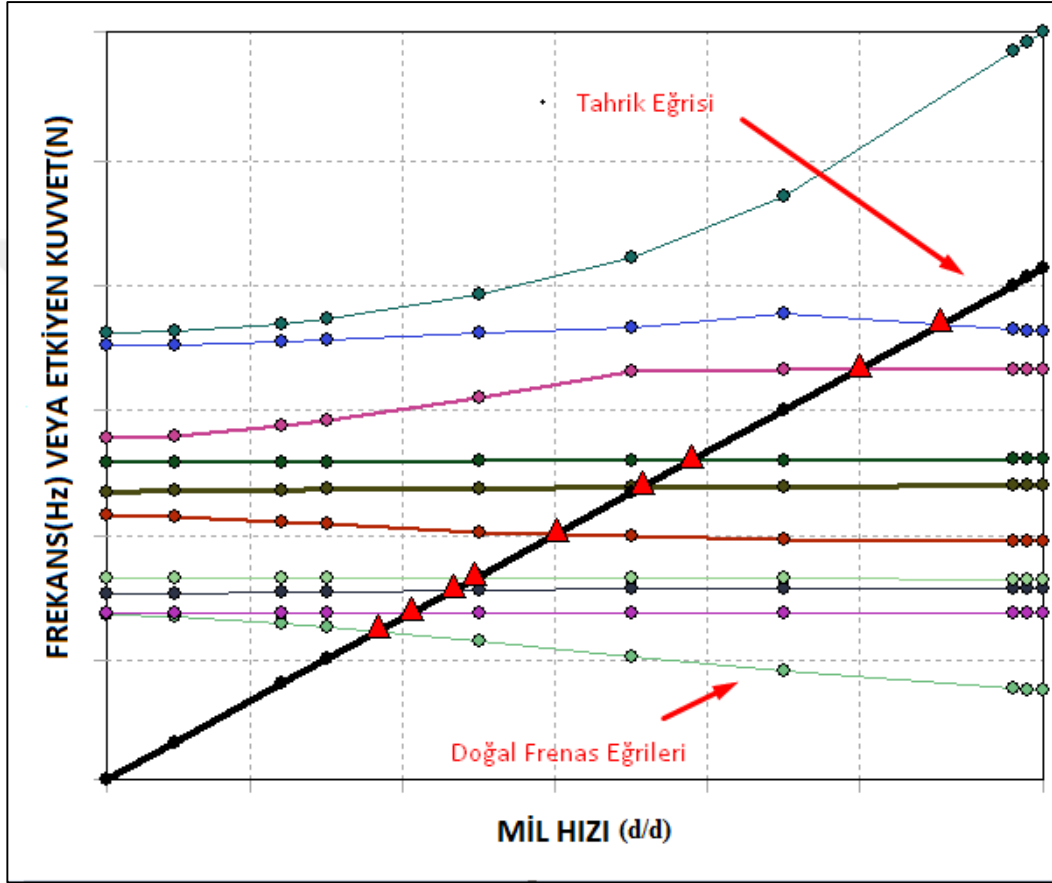
3.2.7 Modal Analiz Çözüm (Solve) İşlemi ve Campbell Diyagramı

Modal çözüm, şekil 3.21’ deki gibi “Solve” Komutu ile Supernode yöntemiyle yapılmış ve burulma frekansı da dahil olmak üzere değerleri bulunmuştur. Solution sekmesi içinden istenilen analiz verileri alınabilir ve Modal Analiz ile tepki kuvvetleri ve deformasyon analizleri yapılabilir.



Şekil 3.21 Solve Komutu Ekran Görüntüsü

Şekil 3.22’de görünen Campbell diyagramında kırmızı üçgen semboller milin kritik hız noktalarını vermektedir. Kırmızı üçgenlerle belirlenen bu noktalar tahrik frekansı ile mod frekansının kesiştiği noktalardır. Rezonans oluşumu kritik noktalarda gözleneceği için hareketin bu noktalarda oluşmaması veya bu noktaları daha çabuk geçmesi istenir.

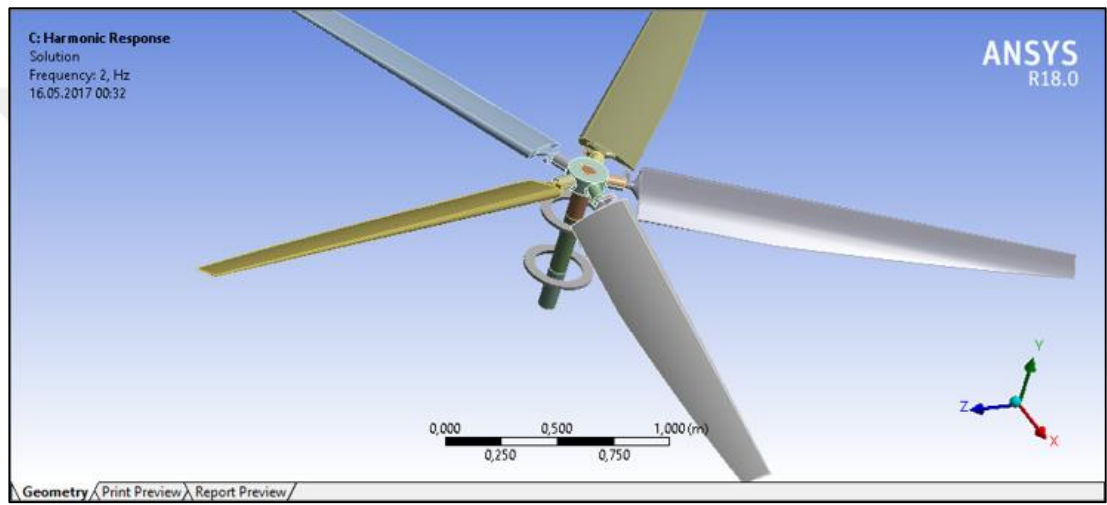


Şekil 3.22 Örnek Campbell Diyagramı

3.3 Harmonik Analiz İşlemi

Harmonik analizler, sinüs fonksiyonu olarak (harmonik olarak) zamanla değişen yüklere göre doğrusal bir yapının kararlı durum tepkisini belirlemek için kullanılır ve böylece tasarımların rezonans, yorulma ve zorlanmış titreşimlerin zararlı etkilerini

başarıyla aşır çıkarmayacağını doğrulamaya olanak tanır. Model titreşim hesaplanmasında Şekil 3.23.a. daki gibi harmonik analiz kullanılmıştır ve harmonik analiz titreşim çözücüsünün frekans aralığı Şekil 3.23.b. 'de görüldüğü gibi hem AA hem de ŞHA mil için burulma aralığı olan 300 Hz ve 600 Hz olarak ayarlanmıştır. Bu frekans aralığı her iki malzemenin de burulma frekansını kapsamaktadır. Bu aralıkta 100 nokta değerinin incelenmesi sağlanmıştır. Eylemsizlik gibi dış etkenler için 7000 Nm büyüklüğünde aslına uygun bir tork, mile tanımlanmıştır. [37]



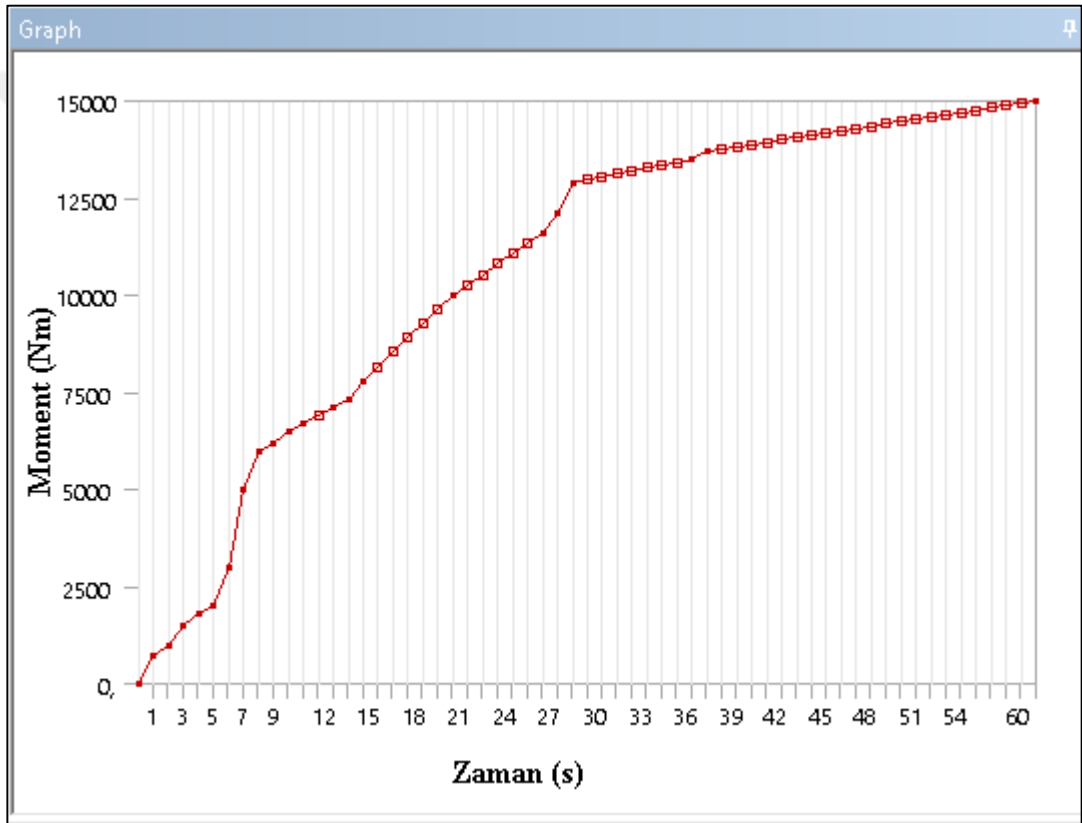
Şekil 3.23.a. Harmonik Analizi Yapılan Model

Details of "Analysis Settings"	
Options	
Frequency Spacing	Linear
Range Minimum	300, Hz
Range Maximum	600, Hz
Solution Intervals	100
User Defined Frequencies	Off
Solution Method	Full
Variational Technology	Program Controlled

Şekil 3.23.b. Harmonik Analiz ayarları

3.3.1 Rotor Miline Tork Tanımlanması İşlemi

Motorun rotor miline uyguladığı tork zamanla değişken olarak kabul edilmiştir. Şekil 3.24 'deki gibi en düşük değer 0 ve en yüksek değer olarak 15000 Nm olacak şekilde bir tork alınmıştır. Her iki malzeme için de aynı tork artım grafiği uygulanmıştır. Tork-Zaman grafiğinde karakteristik, gerçeğine uygun olarak programa girilmiştir.

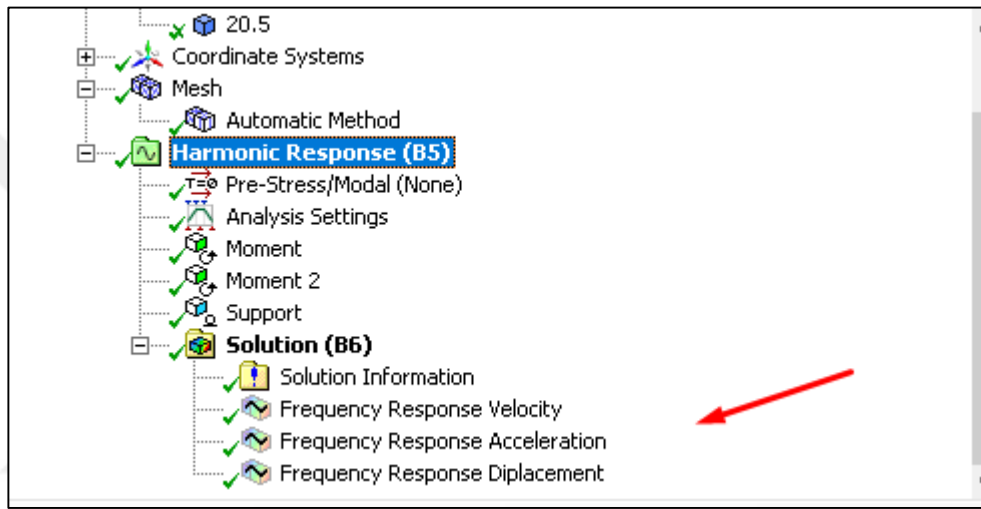


Şekil 3.24 Analiz için Tork Tanımlama İşlemi

Burulma gerçekleşmesi için tepki kuvveti tanımlanması amacıyla ters yönde 7000 Nm den başlayıp zamanla büyüklüğü azalan bir karşı tork pervane kısmından etki ettirilmiştir.

3.3.2 Harmonik Analiz Sonucu Verilerin Toplanması

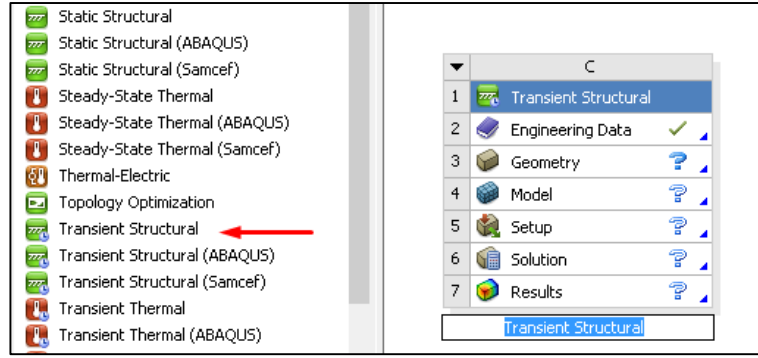
Modeldeki titreşim sonucu oluşacak etkiler için toplam Frekans Tepkisi (Frequency Response) komutları başlıca Şekil 3.25’deki gibi ayrı ayrı seçilip kullanılmıştır. Verilen karşıt yönlü tahrikler (momentler) sonucunda mil kaynaklı olan titreşimler belirlenmiştir. Modal analizde bulunan burulma frekans değerlerine karşılık gelen genlik değerleri elde edilmiştir.



Şekil 3.25 Öncelikli Kullanılan Harmonik Analiz Yöntemleri

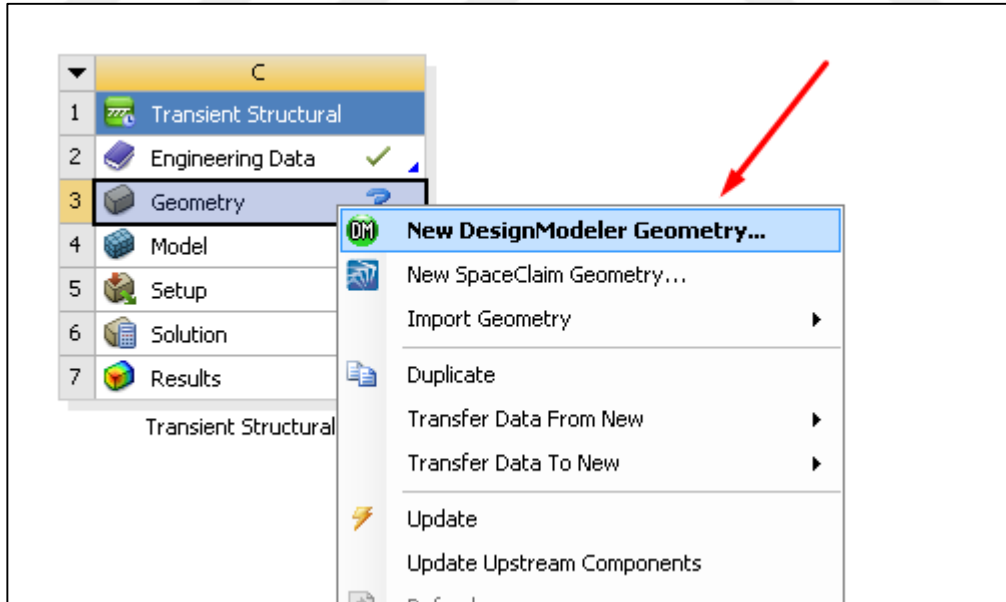
3.4 Transient(Zamana bağlı) Analiz

Transient analiz, ANSYS kapsamında zaman uzayında çalışır ve tez kapsamında mil üzerindeki titreşimlerin ölçülmesi açısından genlik değerlerinin hangi zamanda oluştuğu önemlidir. ANSYS ‘ten toplamda üç çeşit genlik zaman grafiği elde edilmiş ve θ (rad), ω (rad/s), α (rad/s²) cinsinden genlik cevapları alınmıştır. ANSYS Workbench ile Transient analiz tanımlama işlemi Şekil 3.26’deki gibidir. Sol taraftaki “Toolbox” menüsünden Transient analiz sekmesi seçilerek analiz başlangıcı yapılmış olur.



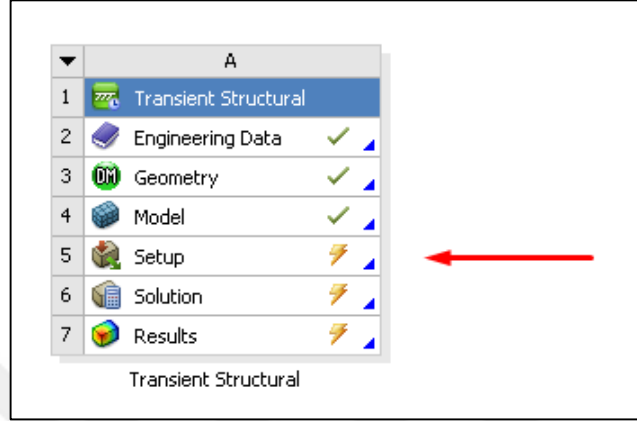
Şekil 3.26 Transient analiz tanımlama işlemi

Analizde kullanılacak olan geometri Şekil 3.27 'deki gibi "Geometry" sekmesi üzerinden analize aktarılır ve düzeltmeleri "DesignModeler" sekmesinden yapılabilir.



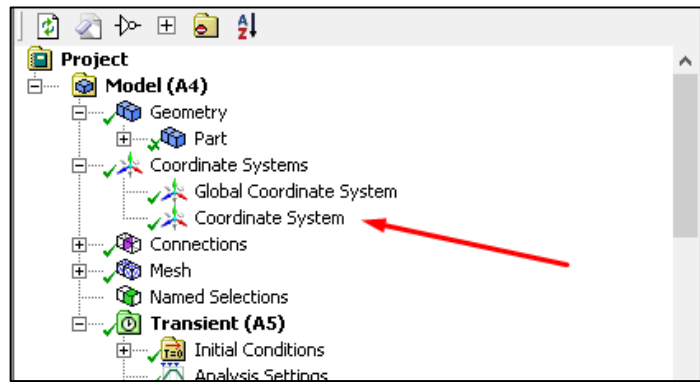
Şekil 3.27 Geometri tanımlama işlemi

“Setup” komutu ile tanımlanan geometriye etki edecek faktörler tanımlanır. Analiz dahilinde modele etki etmesi gereken momentler ve bu momentlerin zamanla değişimleri, işlem saniye basamak aralıkları bu sekmeden tanımlanmıştır.



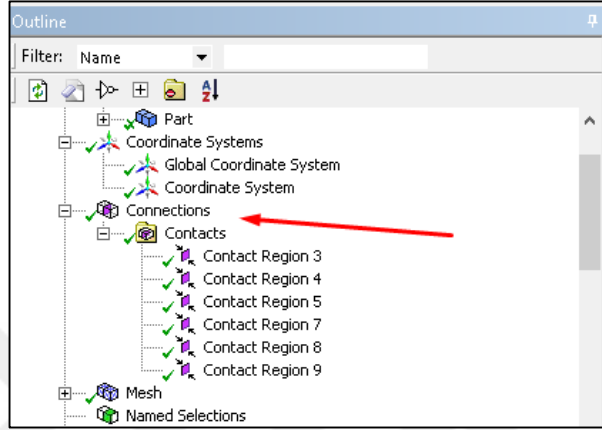
Şekil 3.28 “Setup” komutu gösterimi

Rotor mili üzerinden işlem yapılacağından mildeki dönme hareketi verilerinin rad cinsinden olması için milin özel olarak koordinat düzlemine ihtiyacı olmuştur. Şekil 3.29’deki gibi “Coordinate System” komutu ile mil için düzlem tekrar tanımlanmıştır.



Şekil 3.29 Coordinate System ile ek düzlem oluşturulması

Transient analiz zaman uzayında çalıştığından parça ilişkilerinin doğruluğu Harmonik analize göre daha önemlidir. Her elemanın belirli zaman aralıklarında hareket karakteristiğinin doğruluğu için montaj noktaları Şekil 3.30 'da görüldüğü gibi tanımlanmıştır.



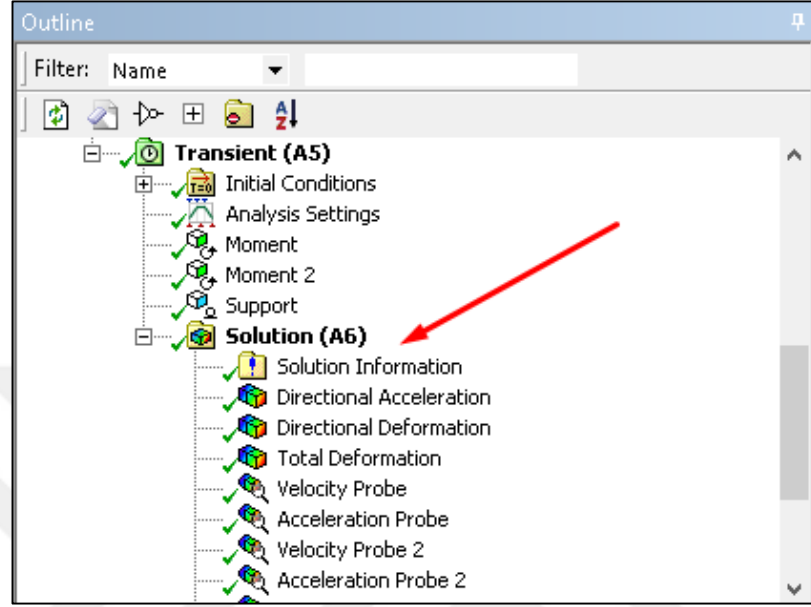
Şekil 3.30 “Connection” komutu gösterimi

Transient analizde tez kapsamında burulma titreşimleri ele alındığı için, burulma mod değerinin yakalanması zaman aralığının doğru girilmesi ile mümkün olmuştur. Normal şartlarda bir saniye aralıklar ile 60 s boyunca işlem yapılmaktadır. Fakat burulma titreşimi için zaman aralıkları 0,065 s olarak 3.31’deki gibi belirlenmiştir.

Details of "Analysis Settings"	
Step Controls	
Number Of Steps	1,
Current Step Number	1,
Step End Time	60, s
Auto Time Stepping	On
Define By	Time
Initial Time Step	6,5e-002 s
Minimum Time Step	6,5e-002 s
Maximum Time Step	6,5e-002 s

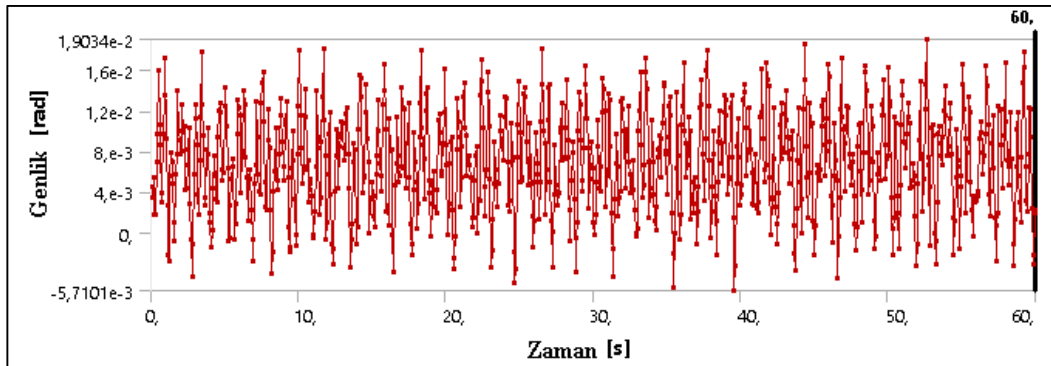
Şekil 3.31 Transient analiz ayarları

Transient analizde gerekli her değişkeni tanımladıktan sonra “Solution “ komutuyla istenilen veriler seçilir. Şekil 3.32 ’deki örnek Şekilde görüldüğü gibi hız, ivme ve yer değiştirme gibi veriler seçilerek analiz sonuçları alınabilir.



Şekil 3.32 “Solution” komutu gösterimi

Transient analizde saniye aralığına bağlı olarak Şekil 3.33 ’deki gibi bir grafik elde edilebilir. Transient analizde elde edilen grafiklerde harmonik analizden farklı olarak frekans yerine zaman değişkeni kullanılır.



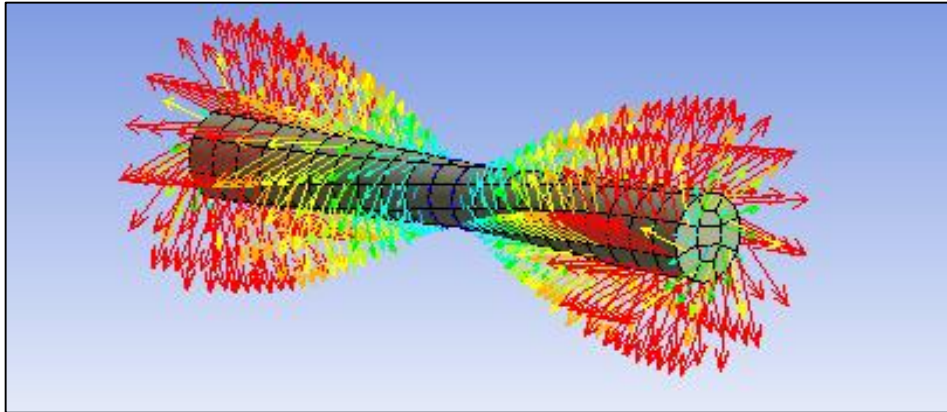
Şekil 3.33 Örnek bir Transient analiz diyagramı

4. BULGULAR VE TARTIŞMALAR

Yapılan analizler sonucunda her iki malzeme için sistemde oluşan titreşimler belirlenerek, bu titreşimlerin özellikleri değerlendirilmiştir. Alüminyum ve ŞHA 'ların karşılaştırılması; doğal frekanslar, burulma frekans ve mod şekilleri, Standart Sapma, Varyans, RMS, Basıklık, Çarpıklık değerleri kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Analiz grafik şekillerindeki renklendirmeler maviden kırmızıya doğru güvenli ve tehlikeli bölgeleri temsil eder.

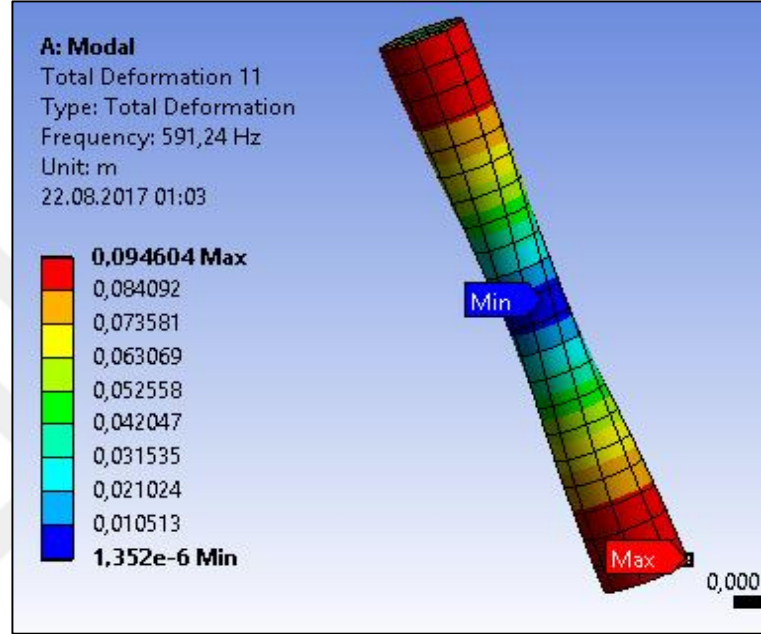
4.1 Modal Analiz ile Doğal Frekansların Bulunması

Modelin serbest frekans değerlerini bulma amaçlı yapılan bu analizde, 20 mod değeri üzerinden işlem yapılmış olup, milin burulma mod değerine kadar olan frekans değerleri elde edilmiştir. Modal analizin amacı burulmanın hangi frekansta başladığının gözlemlenmesidir. AA ve ŞHA olmak üzere her iki malzemenin de burulma frekansları sırasıyla 591.24 Hz ve 384.72 Hz olarak bulunmuştur. Bulunan bu değerlerden yola çıkılarak burulmanın hangi aralıklarında ölçülebileceği öğrenilmiş ve Transient analizin hangi zaman artışları ile yapılacağı ortaya konulmuştur.



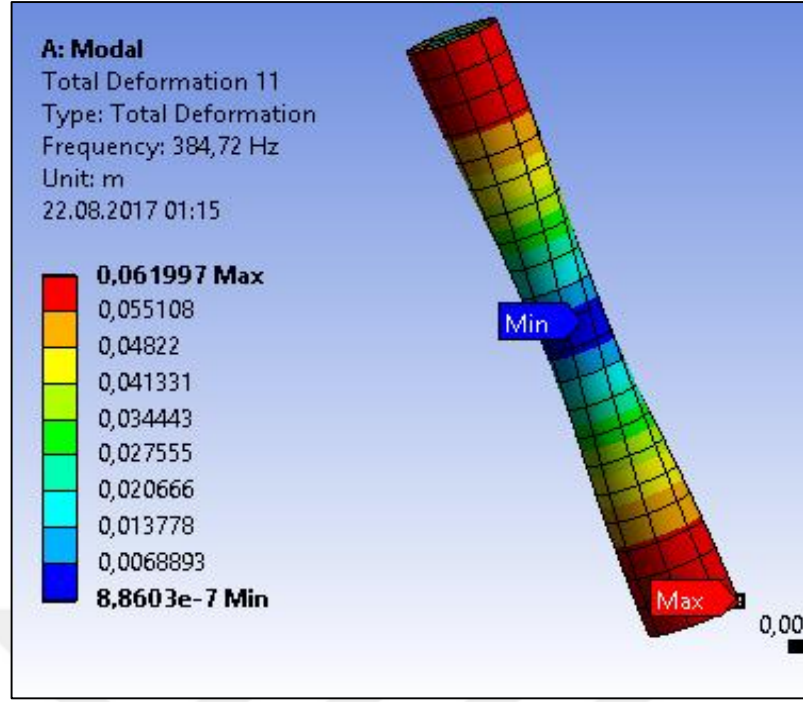
Şekil 4.1 Örnek bir burulma mod değerinin oklar ile gösterilmesi

AA Rotor mili doğal frekans değerleri 20 mod için çözdürülmüş olup, Şekil 4.2 'de burulma doğal frekans değeri için milde oluşan toplam deformasyonlar ve burulma mod değeri için toplam deformasyon değerleri görülmektedir. Tez kapsamında bizim için önemli olan burulma frekans değeri ve gösterimidir.



Şekil 4.2 AA Mil Burulma Mod Değeri İçin Oluşan Toplam Deformasyon

ŞHA Rotor mili doğal frekans değerleri 20 mod için çözdürülmüş olup, Şekil 4.3 'de doğal frekans değerleri için milde oluşan toplam deformasyonlar ve burulma mod değeri için toplam deformasyon verisi görülmektedir.



Şekil 4.3 ŞHA Mil Burulma Mod Değeri İçin Oluşan Toplam Deformasyon

Çizelge 4.1 'de Alüminyum ve ŞHA mil için doğal frekans değerleri görülmektedir. Sol kısımdaki AA olmak üzere her iki malzemenin mod frekans değerlerine bakıldığında; ŞHA 'ın doğal frekansları çoğu noktada Alüminyum Alaşımından daha küçük değerlerde bulunmuştur ve ilk burulma frekans değerleri ok ile gösterilmiştir. Frekans tanımı açısından saniyede oluşan titreşim sayısını verdiğinden ŞHA kullanılan modelde saniyede oluşan titreşim sayısı daha az olmuştur.

Çizelge 4.1 AA ve ŞHA Mod ve Karşılık Gelen Frekans Değerleri

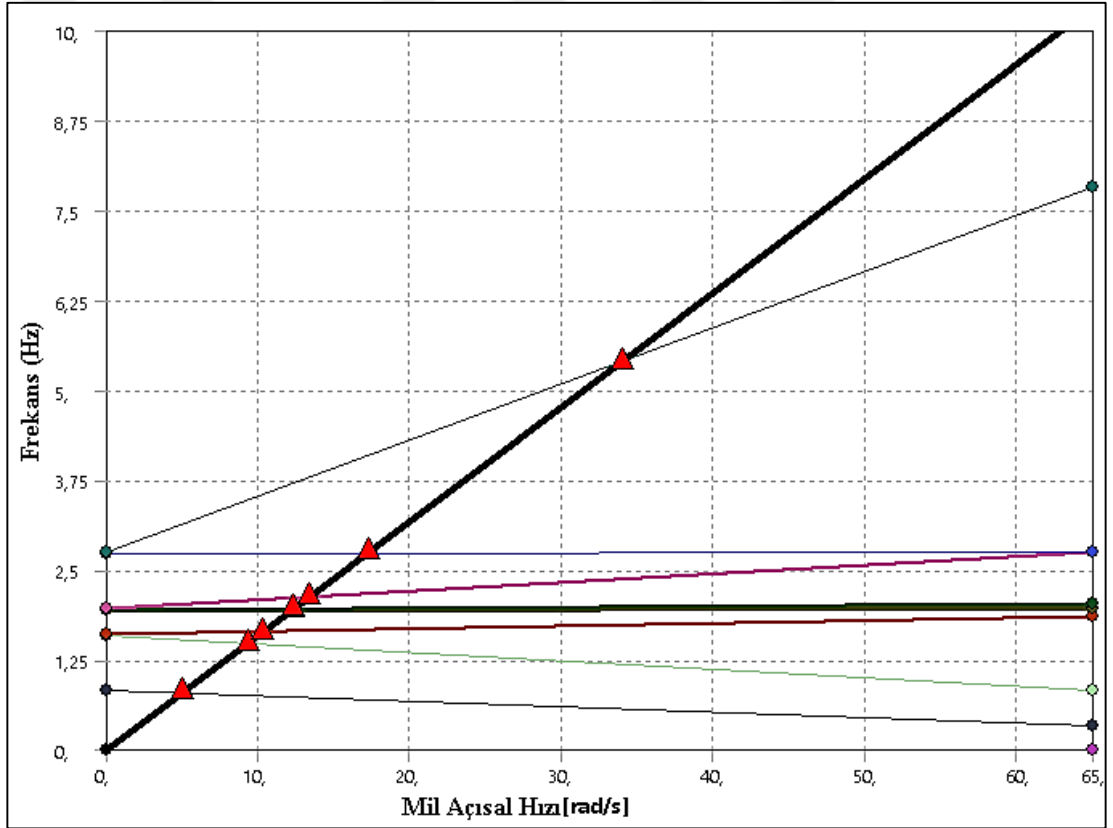
Mod	AA için Doğal Frekanslar (Hz)	ŞHA için Doğal Frekanslar (Hz)
1	0.0372	0.0001584
2	0.077	0.072
3	1.9907	1.0395
4	79.458	51.86
5	306.37	199.84
6	306.4	199.87
7	591.24	384.72
8	653.02	425.73
9	653.06	425.75
10	960.83	627.01
11	1088.1	708.95
12	1088.1	708.97

4.2 Campbell diyagramı

Burulma titreşimi kaynaklı kritik hızları incelediğimizden, sadece belirli frekans aralıklarındaki mod değerleri için Campbell diyagramı çizdirilmiştir. Şekil 4.4 ve Şekil 4.5 ' teki diyagramlara göre transient ve harmonik analizde bulunduğu gibi, düşük devir hızlarında daha büyük titreşim genlik değerleri olduğundan düşük hızlardaki kritik hıza ulaşma gerçekleşmiş ve grafiklerden anlaşılacağı gibi tüm frekans değerlerinde olmasa bile kritik hıza ulaşılmıştır. Kritik hızın üstündeki hızların güvenli olmaması ve rezonans oluşumu riski sebebiyle özellikle çok yüksek hızlarda kritik hızlara ulaşılması istenmemiştir. İki malzeme içinde Rotorun burulma frekanslarında kritik nokta oluşmadığından Campbell diyagramı, daha çok kritik nokta oluşan 0-10 Hz aralığında yapılmıştır. Yatay olan çizgiler doğal frekansları, kalın siyah doğru ise, tahrik frekansını göstermektedir. Tahrik frekansını verilen hıza göre değişmekle beraber, rotorun ilk kritik noktaları kısa sürede geçmesi rezonansa girilmemesi için elzemdir.

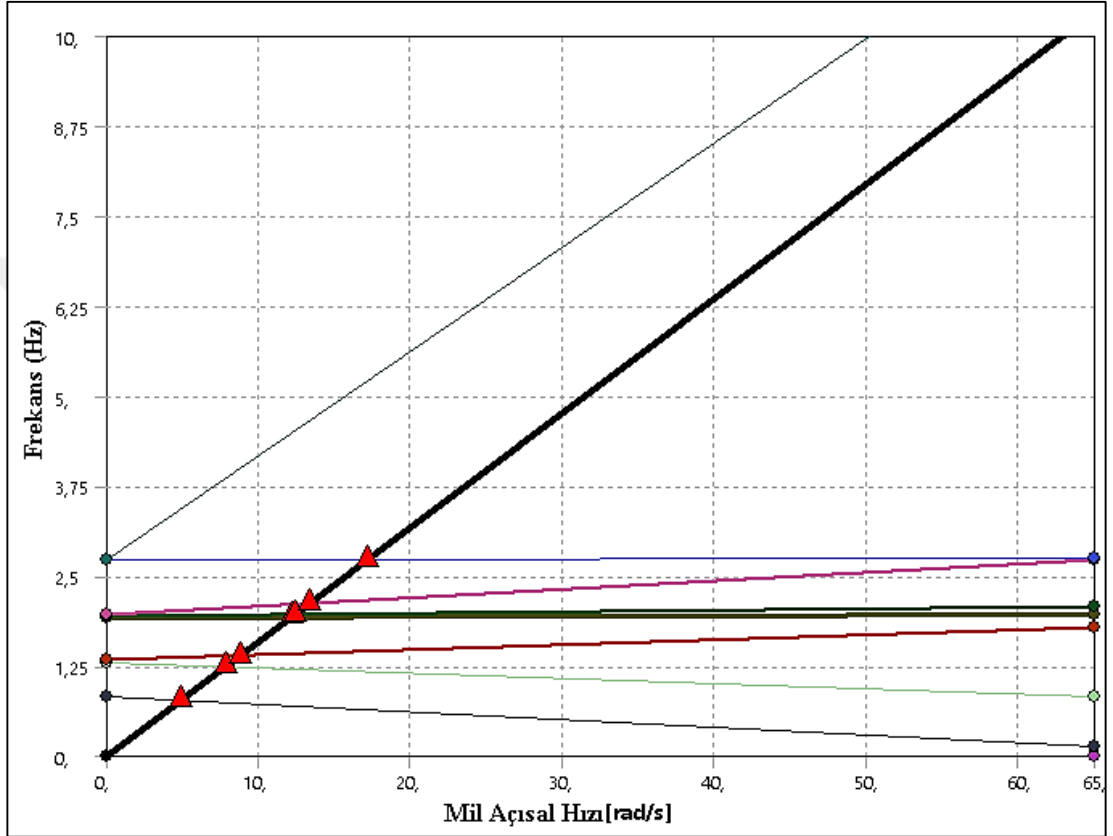
Yüksek hızlarda rezonansa girilmesi için daha çok enerji gerekeceğinden alt noktadaki çakışmaların daha önemli olduğu görülmüştür. ŞHA ve AA için yüksek hızlarda kritik hızlara ulaşılamamasının sebebi, daha yüksek enerji gerekliliğidir. Bu sayede rezonans ihtimali de azalmaktadır. 65 rad/s 'da her iki malzeme için de güvenli seyir izlenmektedir.

AA alaşım mil için hazırlanan Şekil 4.4 'deki Campbell grafiğinde 7 kritik noktaya ulaşılmıştır. Bu kritik noktalar rotorun normal çalışma devri olan 65 rad/s 'de olmadığı için sistem güvenli kabul edilebilir.



Şekil 4.4 AA mil için Campbell diyagramı

ŞHA alaşım mil için oluşturulan Şekil 4.5 'deki grafiğe göre, normal çalışma devri olan 65 rad/s devrine kadar 6 kritik noktaya ulaşılmıştır. Helikopter rotorunun çalışmaya başladıktan sonra rezonansa yakalanmaması için burada oluşan kritik noktaları hızlı geçmesinin önemli olduğu ortaya çıkmıştır ve 65 rad/s 'de burulma açısından kritik nokta oluşmadığı gözlemlenmiştir.



Şekil 4.5 ŞHA mil için Campbell diyagramı

4.3 Harmonik Analiz

Modal Analiz ile AA ve ŞHA olmak üzere her iki malzeme için bulunan burulma modları frekans değerleri birbirlerine yakın değildir. Frekanslara karşılık gelen genlik verileri oluşan titreşimin karşılaştırılması açısından gerekli görülmüştür. Harmonik analiz ile oluşturulan frekans – genlik uzayında bu iki malzeme için burulma anında ortaya çıkan frekans değerlerinin genlik karşılaştırması, oluşan titreşimlerin büyüklüğü açısından fikir vermiştir.

Çizelge 4.2 AA ve ŞHA Malzemelerin Burulma Frekansları İle Genliklerinin Harmonik Analizde İncelenmesi

Malzeme	Frekans (Hz)	Açısal ivme (rad/s ²)	Açısal Hız (rad/s)	Dönme Açısı (rad)
AA	591.24	1.813	0.075152	0.03114
ŞHA	384.72	0.50327	0.014619	0.0039368

Harmonik analizden elde edilen sonuçlarla bakıldığında, burulmaya uğradıkları an ve mod frekans değerinde oluşturdukları genliklerden de görülebileceği gibi titreşim genlik büyüklüğü açısından ŞHA ile üretilen rotor mili gerek yer değiştirme gerekse hız ve ivme gibi parametrelerde AA mile göre daha az genlikli titreşimler üretmiştir.

4.3.1 Mil Yataklarına Gelen Kuvvetler

Yataklama işlemi sonucunda AA ve ŞHA milin kanatçık kısmına yakın olan üst kısmındaki rulmanda ortaya çıkan değerler sırasıyla Çizelge 4.3 ve Çizelge 4.4 'deki gibidir. üst rulmandaki kanatçık kaynaklı atalet neticesinde bu rulmandaki tepki kuvvetleri ve uzamalar alt rulmana göre daha fazla olup ŞHA Rulman tepki kuvvetleri ve uzama miktarı, Alüminyum Alaşımına göre daha az bir değer almıştır.

Çizelge 4.3 AA Mil İçin Üst Rulman Tepki Değerleri

AA Üst Rulman Tepki Değerleri		
Kuvvet (N)	x eksen	-918.71
Kuvvet (N)	z eksen	119.85
Uzama (mm)	x eksen	-0.0985
Uzama (mm)	z eksen	0.01275

Çizelge 4.4 ŞHA Mil İçin Üst Rulman Tepki Değerleri

ŞHA Üst Rulman Tepki Değerleri		
Kuvvet (N)	x eksen	-754.56
Kuvvet (N)	z eksen	92.91
Uzama (mm)	x eksen	-0.0598
Uzama (mm)	z eksen	7.36×10^{-3}

Mil titreşimi ölçümü sırasında yataklamada kullanılan alt rulman, üst rulmana göre hareket verilen noktaya daha yakın olmasına rağmen daha az tepki kuvvetine maruz kalmıştır. Bunun sebebi, üzerine etkiyen eksenel kuvvetlerin azlığıdır. Alt rulman verilerine bakıldığında; AA için Çizelge 4.5 ve ŞHA için Çizelge 4.6 'da görüldüğü üzere ŞHA kullanılan mildeki rulman tepki kuvvetleri AA göre daha az olarak ortaya çıkmıştır. ŞHA kullanılan milde kuvvet ve uzamanın daha az oluşu, hareket sırasında rulman üzerinde daha az gerilim oluşması ve bundan kaynaklı olarak daha az titreşim oluştuğunu gösterir.

Çizelge 4.5 AA Mil İçin Alt Rulman Tepki Değerleri

AA Alt Rulman Tepki Değerleri		
Kuvvet (N)	x eksen	427.19
Kuvvet (N)	z eksen	-82.91
Uzama (mm)	x eksen	0.00885
Uzama (mm)	z eksen	-1.71×10^{-3}

Çizelge 4.6 ŞHA Mil İçin Alt Rulman Tepki Değerleri

ŞHA Alt Rulman Tepki Değerleri		
Kuvvet (N)	x eksen	386.97
Kuvvet (N)	z eksen	-72.49
Uzama (mm)	x eksen	0.00657
Uzama (mm)	z eksen	-1.66×10^{-3}

4.4 Transient Analizden Elde Edilen Titreşim Verileri

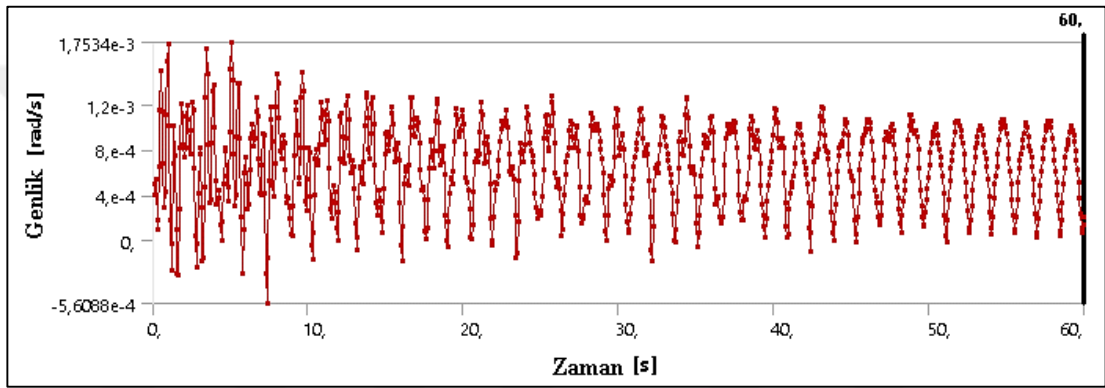
Şekil 4.6 'de görüldüğü gibi 0-60 s aralığında Transient Analiz yapılmıştır. 0-60 s aralığı 924 noktaya bölünmüştür. Modal analiz ile yakalanan burulma frekans değeri Eşitlik 4.1 denkleminde yerine konulduğunda çıkan 0.065 s değeri analizin saniye adımlarını belirlemiştir. Bu sayede 0.065 s değeriyle başlayan analiz yine 0.065 s aralıklar ile 60. saniyeye kadar devam etmiştir. Analiz için kullanılan 60 saniyenin parçalanmasındaki sebep, burulma titreşiminin yakalanması amacıdır. Hem ŞHA hem de AA için aynı işlemler uygulanmış ve aynı zaman aralığında incelenmiştir. Yapılan analizin sonucunda bulunan veriler için FFT dönüşümü kullanılarak grafikler çizdirilmiş ve yorumlanmıştır.

$$T_b = \frac{1}{20 \cdot \omega_n} \quad (4.1)$$

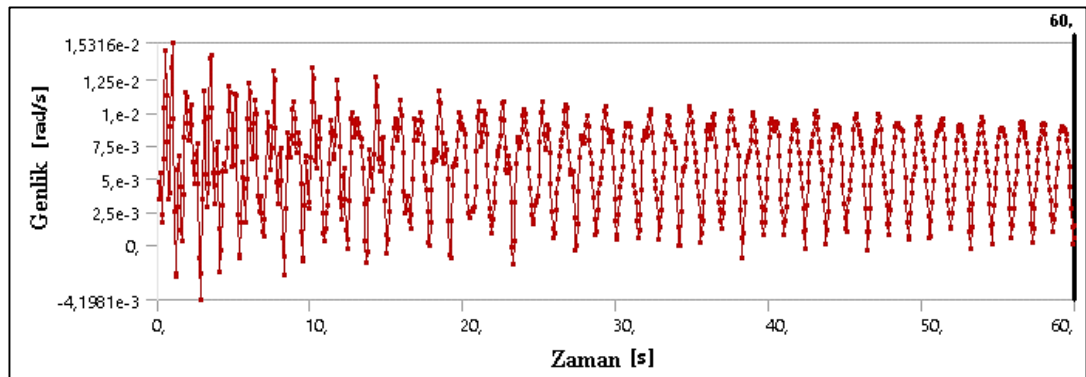
Step Controls	
Number Of Steps	1,
Current Step Number	1,
Step End Time	60, s
Auto Time Stepping	On
Define By	Time
Initial Time Step	6,5e-002 s
Minimum Time Step	6,5e-002 s
Maximum Time Step	6,5e-002 s

Şekil 4.6 Transient Analiz zaman ayarları

Sisteme etkiyen faktörler(Momentler) neticesinde sadece AA rotor milinde oluşan titreşim genlik değerleri açısal hız cinsinden Şekil 4.7 'deki gibidir. 0-60 s değerleri arasındaki açısal hız rad/s cinsinden olmak üzere en büyük genlik değeri olan -5.6088×10^{-5} rad/s değerine 7.56201 saniyede ulaşmıştır. ŞHA için Şekil 4.8 'de görüldüğü gibi en büyük genlik 4.1961×10^{-3} rad/s olup bu değere 2.21612 saniyede ulaşılmıştır.

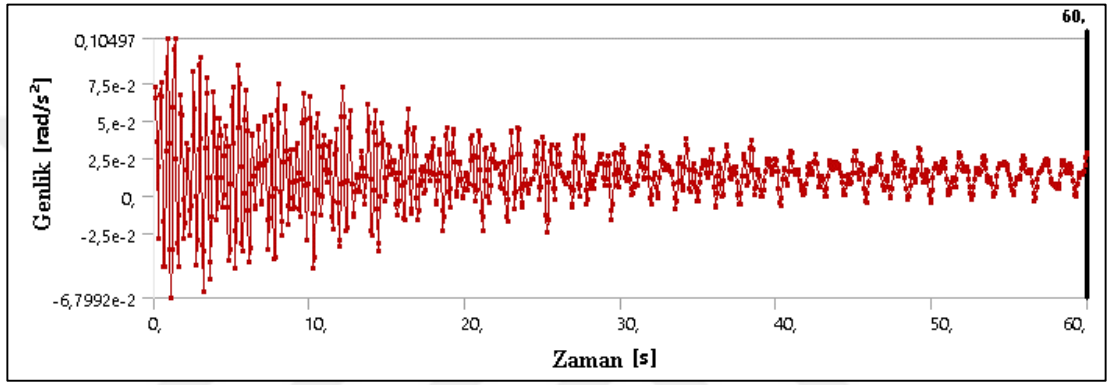


Şekil 4.7 AA için Açısal hız Genlik (rad/s) – Zaman (s)

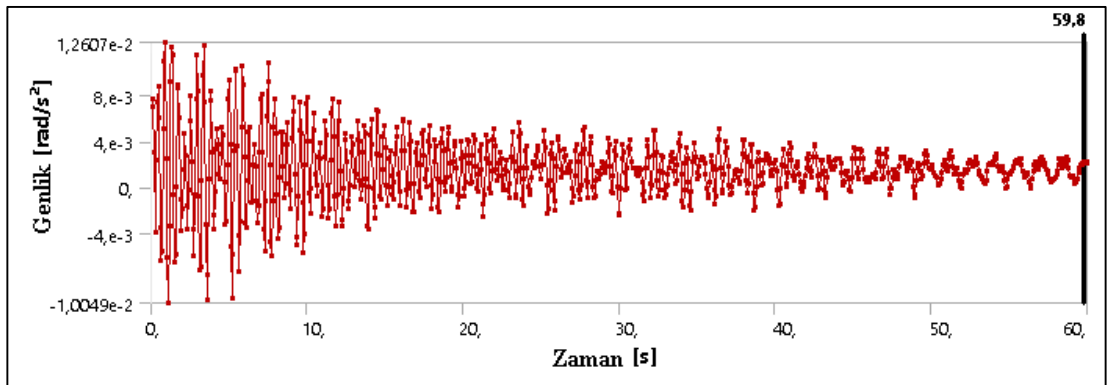


Şekil 4.8 ŞHA için Açısal hız Genlik (rad/s) – Zaman (s)

Momentler neticesinde sadece AA rotor milinde oluşan titreşim genlik değerleri ivme cinsinden Şekil 4.9 'daki gibidir. 0-60 s değerleri arasındaki açısal ivme rad/s^2 cinsinden olmak üzere en büyük genlik değeri olan $-6.7992 \times 10^{-2} \text{ rad/s}^2$ değerine 1.82 saniyede ulaştığı görülmüştür. ŞHA için Şekil 4.10 'da görüldüğü gibi en büyük genlik $1.2607 \times 10^{-2} \text{ rad/s}^2$ olup bu değere 1.2 saniyede ulaşılmıştır.

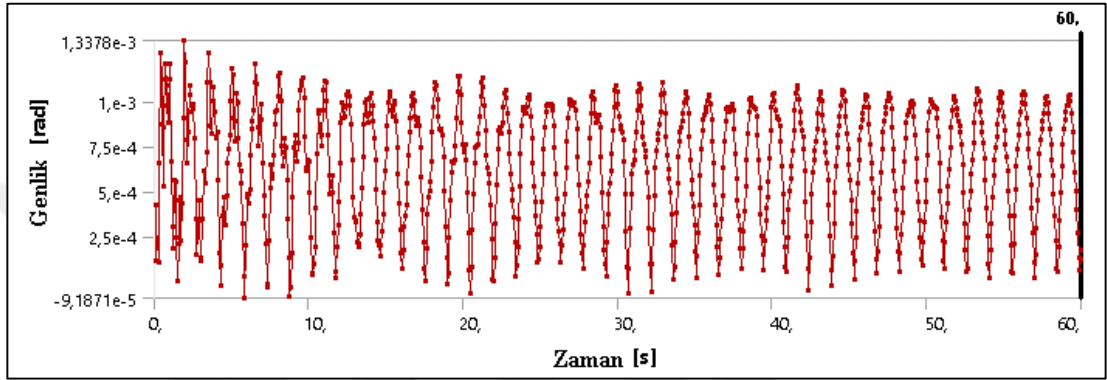


Şekil 4.9 AA için Açısal ivme Genlik (rad/s^2) – Zaman (s)

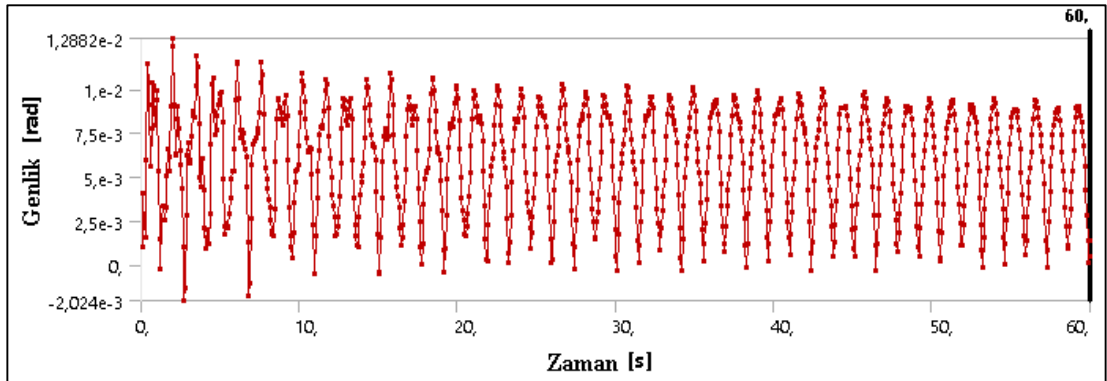


Şekil 4.10 ŞHA için Açısal İvme Genlik (rad/s^2) – Zaman (s)

Sisteme etkiyen faktörler nedeniyle sadece AA rotor milinde oluşan titreşim genlik değerleri konum cinsinden Şekil 4.11 'deki gibidir. 0-60 s değerleri arasındaki konum rad cinsinden olmak üzere en büyük genlik değeri -9.1871×10^{-5} rad değerine 6.85 saniyede ulaşmıştır. ŞHA için Şekil 4.12 'de görüldüğü gibi en büyük genlik 1.2882×10^{-2} rad olup bu değere 2.62 saniyede ulaşılmıştır.



Şekil 4.11 AA için Rotor Mili Dönme Açısı (rad) – Zaman (s)

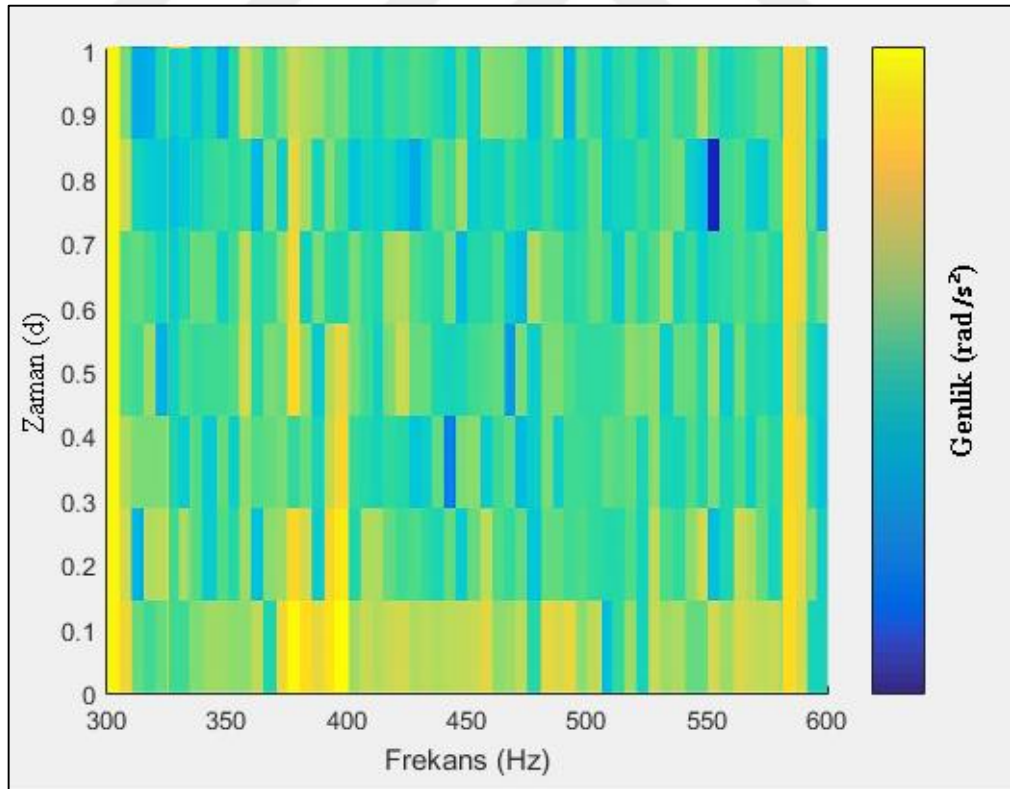


Şekil 4.12 ŞHA için Rotor Mili Dönme Açısı (rad) – Zaman (s)

ANSYS harmonik analiz verilerini sistemin denge anına göre vermiş ve zaman uzayı ile yapmamıştır. Bu sebeple, zamana bağlı olan transient analizin yanında eldeki

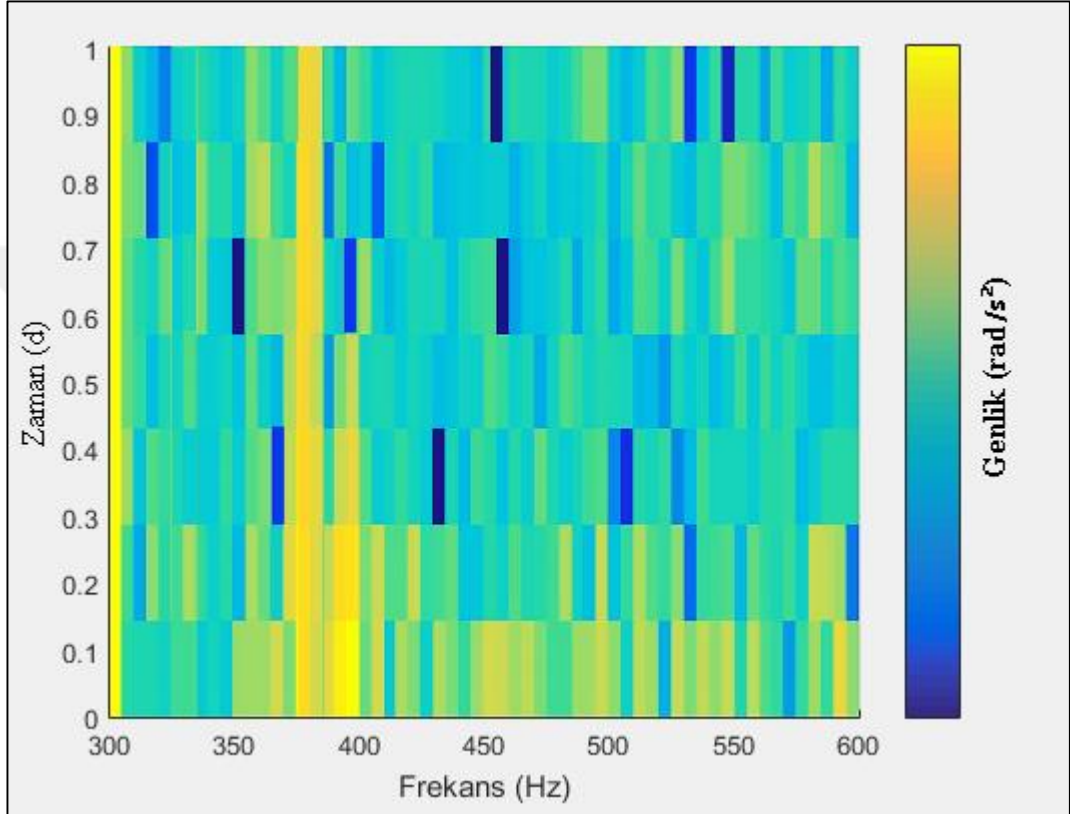
verilerle sistem titreşimlerine zaman değişeni katmak gerektiği için, Matlab ile Kısa Zamanlı Fourier Dönüşümü yapılmıştır. Bu dönüşüm kapsamında hem AA hem NiTi ŞHA milin titreşimlerine zaman genlik frekans alanında bakılabilmiş ve genlik (Açısal ivme) frekans verileri kullanılmıştır. Genlik büyüklüğü renklendirme açısından maviden kırmızıya doğru belirtilmiştir. Fourier dönüşümü grafikleri renklendirilmeleriyle yorumlandığından, malzemeler arasında aynı frekanstaki genlik büyüklükleri renklerle karşılaştırılabilir.

Zamanla beraber sistemde oluşan titreşimler incelendiğinde AA için burulmanın yaşandığı 591.24 Hz frekans değerinde genlik artışı sarı renk ile Şekil 4.13’ de gösterilmiştir. Bunun yanı sıra bazı frekans değerlerinde de sarı renk oluşumu yani genlik büyüklüğü ortaya çıkmıştır. Fakat kesin frekansları belirlemek için ne zaman çözünürlüğü, ne de frekans çözünürlüğü yeterli değildir.



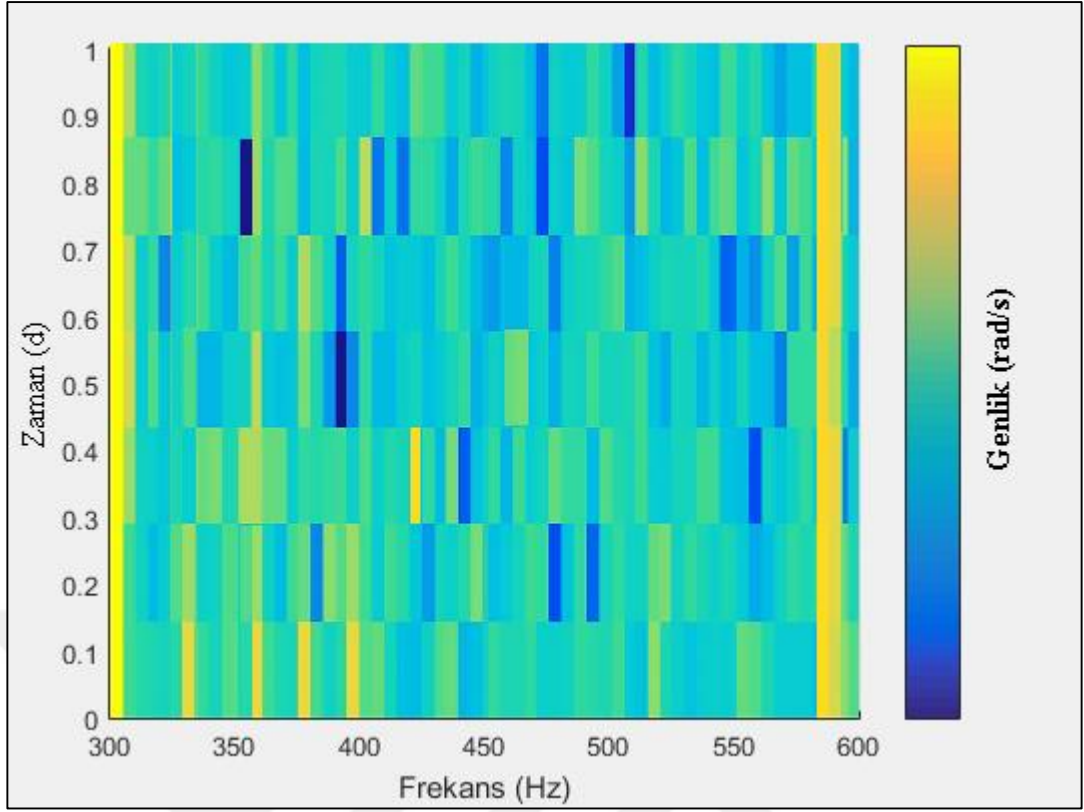
Şekil 4.13 AA Mil Açısal İvme Fourier Dönüşüm Grafiği

AA alaşıma göre Şekil 4.14' deki grafik üzerinde oluşan renklere bakılmış ve ŞHA' nın daha düşük genlikli hareket sağladığı tespit edilmiştir. Gerek sarı noktaların azlığı gerekse mavi dalgalanmaların çokluğu sebebiyle aynı frekans değerlerinde aynı zamanda oluşan genlik değerlerinin ŞHA mil için daha az olduğu ortaya çıkmıştır.



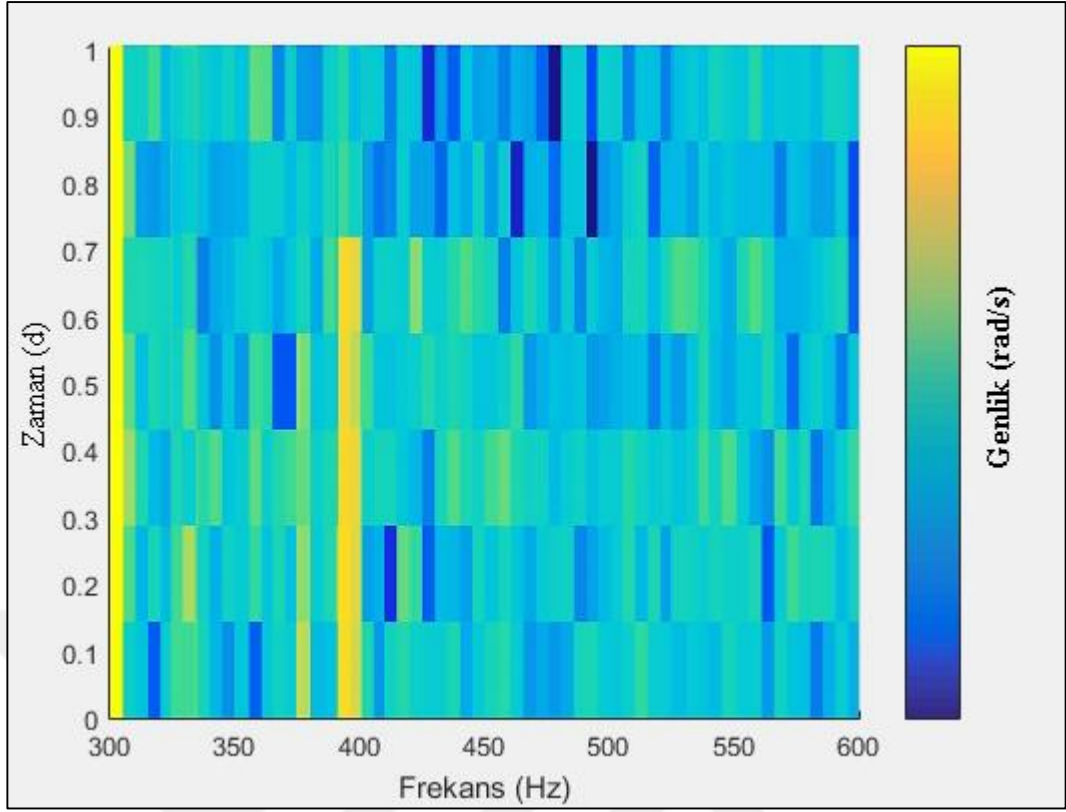
Şekil 4.14 ŞHA Mil Açısal İvme Fourier Dönüşüm Grafiği

Mil titreşiminin açısal hızı için yapılan Fourier dönüşümü AA ve ŞHA mil açısal hız değerleri için de yapılmış ve Şekil 4.15 ve Şekil 4.16 'da görüldüğü gibi bulunmuştur. AA mil için Fourier dönüşümünde hız değerleri işlenmiştir. Şekil 4.15 'de görünen grafikte frekans değerleri sabit tutulduğunda 591.24 Hz değerindeki genlik en yüksek olarak elde edilmiş ve renklendirilmiş noktaların yerleri titreşim genliklerinin büyüklüğünü anlamaya yardımcı olmuştur.



Şekil 4.15 AA Mil Açısal Hız Fourier Dönüşüm Grafiği

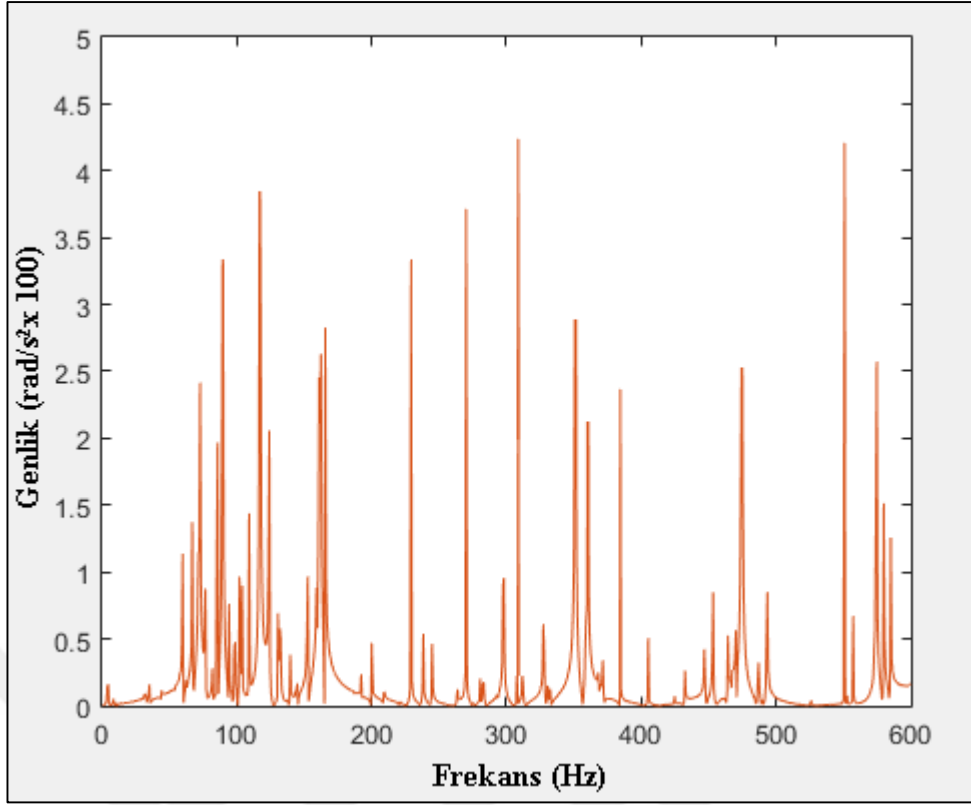
ŞHA milde oluşan titreşim açısal hızları Fourier dönüşümünde oluşturulan grafik Şekil 4.16 'daki gibidir. En büyük genlik 384.72 Hz değerinde yakalanmış olup, genlik büyüklüğü açısından ŞHA mil AA mile göre daha küçük bir genlik değerine sahiptir ve grafik incelendiğinde düşük genlikli mavi noktaların AA mile göre daha çok olduğu gözlemlenmiştir.



Şekil 4.16 ŞHA mil Açısal Hız Fourier Dönüşüm Grafiği

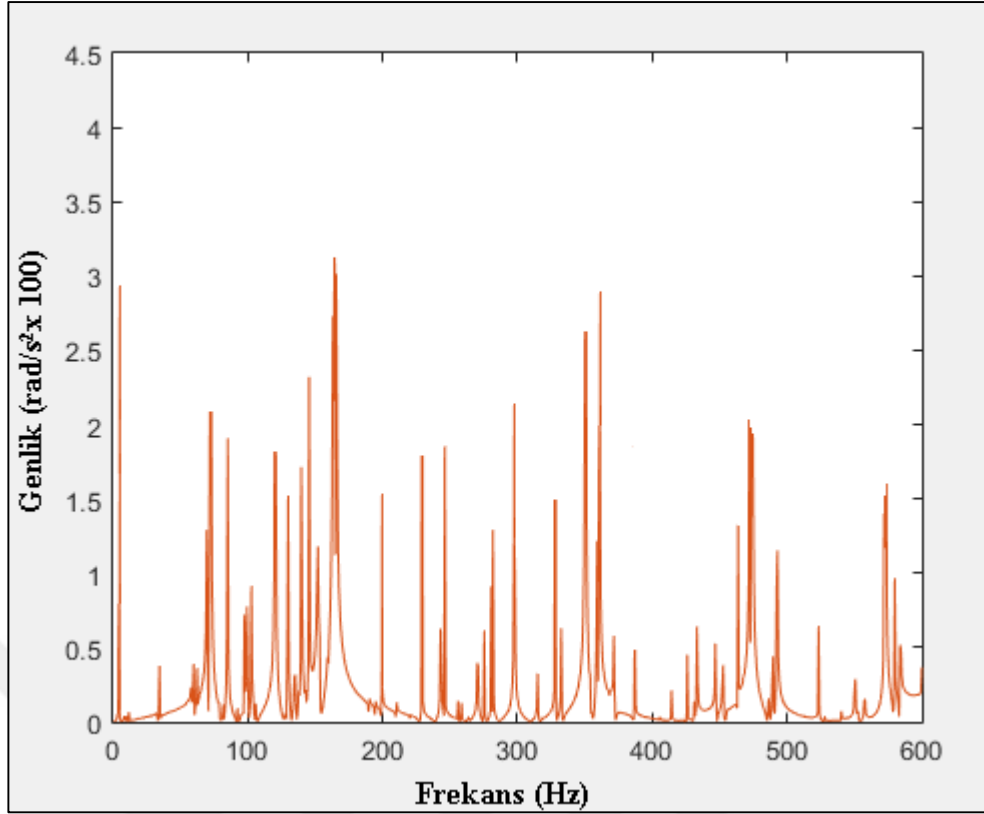
AA ve ŞHA malzemeden imal edilen rotor milinin zaman-genlik grafikleri transient analizde bulunmuştur ve bu genlik zaman ifadelerinden yola çıkılarak Hızlı Fourier Dönüşümü MATLAB 'da yapılmıştır. Harmonik analizde elde edilen veriler ile Fourier Dönüşümü sonucunda elde edilen veriler uyusmaktadır.

Şekil 4.17' de görüldüğü gibi AA' dan imal edilen milin burulma frekansı olan 594 Hz değerindeki genlik lik değeri 1.8 rad/s^2 tekrar doğrulanmıştır.



Şekil 4.17 AA Mil Açısal ivme Kısa Zaman Fourier grafiği

ŞHA'dan imal edilen rotor mili burulma frekansı olan 384 Hz için genlik değeri 0.5327 rad/s^2 Şekil 4.18' de görülmüştür. Tüm frekans değerlerinde ise genlik büyüklükleri karşılaştırıldığında AA' dan üretilen rotor miline kıyasla ŞHA' dan üretilen rotor milinin daha zayıf titreşim genlikleri oluşturduğu saptanmıştır.



Şekil 4.18 ŞHA Mil Açısal ivme Kısa Zaman Fourier grafiği

4.5 Analizler Sonucu Elde Edilen Verilerin Değerlendirilmesi

Gerçek işletim değerlerine sadık kalınarak, AA ve ŞHA malzemenen üretilen rotor milinin titreşim genlikleri açısal hız, açısal ivme ve açısal yer değiştirme(dönme) cinsinden elde edilmiştir. Karşılaştırılması, RMS, Basıklık, Çarpıklık, Varyans ve Standart Sapma yöntemleri ile Matlab programında bulunan bu değerler Çizelge 4.7' de yüzde farkları ile gösterilmiştir. gösterilmiştir. Karşılaştırması yapılan RMS, Basıklık, Çarpıklık gibi parametrelerde ŞHA, Alüminyum Alaşıma göre daha başarılı olduğu görülmüştür.

RMS değerine her iki alaşım için bakıldığında ŞHA' ın daha başarılı olduğu görülmüştür. Belirli bir sürede oluşan ortalama genlik büyüklüğü olarak tanımlanan

RMS 'de Açısal Hız, Açısal Yer değiştirme ve Açısal İvme değerlerinde şHA' ın daha kk ortalama genlik değerleri elde edilmiştir.

Basıklık, istatistik ls olarak dağılım şekillerini vermektedir. Frekans-Genlik grafiklerine bakıldığında; basıklık değerinin kk olması, grafikteki tepe noktalarının eğiminin az olduğunu belirtmektedir. Dik noktalar daha büyük genlik değeri verdiği için, basıklık değerinin kkklğ de sistem genliğinin az olduğunu göstermiştir. şHA' ın Basıklık değerleri Alüminyum Alaşıma göre daha düşük yani daha ideal çıkmıştır.

Çarpıklık değeri, şHA için Açısal Hız ve İvme değerlerinde daha kk olmakla birlikte şHA' ın kimyasal bileşimine müdahalede bulunularak daha iyi sonuçlar alınabilir. Varyans ve Standart Sapma birbiriyle bağlantılı değerlerdir. Varyans bir frekans dizisinde değerler arasındaki farkların büyüklüğünü ifade eder. Değerler arasındaki büyüklük ne kadar fazla ise grafikteki dalgalanma sayısı ve dolaylı olarak titreşim o kadar artacaktır. Açısal yer değiştirme ve hız değişkenlerinde şHA malzemededen imal edilen rotor mili, Alüminyum malzemededen imal edilene göre daha az Varyans ve standart Sapma değerleri vermektedir.

Çizelge 4.7 Titreşimle İlgili İstatistiksel Verilerin Karşılaştırılması

	AA	ŞHA	Fark yüzdesi
RMS-Açısal Yer Değişirme	43,9856	37.7854	16.4
RMS-Açısal Hız	49.6973	45.3106	9.7
RMS-Açısal İvme	205.5930	190.9032	7.6
Basıklık-Açısal Yer Değişirme	15.2365	11.9173	27.8
Basıklık-Açısal Hız	16.7823	13.8246	21.3
Basıklık-Açısal İvme	19.1469	16.548	15.7
Çarpıklık Yer-Açısal Değişirme	3.2351	2.9654	9.1
Çarpıklık-Açısal Hız	3.5698	3.1254	14.2
Çarpıklık-Açısal İvme	3.8591	3.3498	15.2
Varyans Açısal-Yer Değişirme	0.0791	0.06	31.8
Varyans-Açısal Hız	0.125217	0.107715	16.2
Varyans-Açısal İvme	8164.3	6198.4	31.7
Standart Sapma-Açısal Yer D.	0.2812	0.2463	14.1
Standart Sapma-Açısal Hız	0.3538	0.3282	7.8
Standart Sapma-Açısal İvme	90.35	78.73	1.147

Çizelge 4.8’ de görüldüğü üzere nümerik ve analitik olarak bulunan burulma doğal frekans verileri birbirine oldukça yakın sonuçlar vermiştir.

Çizelge 4.8 Doğal Frekanslar için Analitik ve Nümerik Çözüm Fark Oranları

Malzeme	Analitik Çözüm	Nümerik Çözüm	Titreşim Tipi	Hata Oranı %
AA	597.94 Hz	591.24 Hz	Burulma	1.1
ŞHA	392.2 Hz	384.72 Hz	Burulma	1.9

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında yapılan araştırmalarda helikopter rotorlarında kalkışa kadar oluşan titreşimler irdelenmiştir. Bu titreşim etkisinin uzun vadede ve işletim sırasında doğurabileceği olumsuz etkiler göz önüne alınarak bu çalışma hazırlanmıştır. Oluşan titreşimlerin helikopter üzerinde ne gibi sorunlar oluşturacağı göz önüne alınarak hazırlanmış bu çalışmada model gerçeğe yakın olarak sadeleştirilerek SOLIDWORKS tasarım programında modellenmiştir. Bu çalışmada titreşim azaltımı, makine elemanlarının fiziksel özelliklerini değiştirmek yerine elastiki sönümleme özellikleri daha kuvvetli başka bir malzeme olan NiTi alaşımından imal edilerek yapılmıştır. Sadeleştirilerek oluşturulan model, ANSYS benzetim ortamına aktarılarak gerekli analizlerin yapılması sağlanmıştır.

ANSYS Workbench uygulamasında öncelikle, mod özellikleri burulmaya göre olacak şekilde bulunmuş, burulmanın meydana geldiği frekans değerinden yola çıkılarak, milin burulma titreşimlerinin analizde yakalanması için gereken saniye aralıklarında işlemler yapılmıştır. 60 saniye boyunca yapılan analizde burulma kritik genlik değerinin bulunması için burulma frekans değerinin zaman aralığı olan 0.065 s kullanılmıştır. 0.065 saniyelik artışlar ile 60 saniye için yapıp tamamlanan analizde toplam 924 noktada işlem yapıp, AA ve NiTi alaşımının kullanıldığı model karşılaştırılmıştır. Titreşimlerin analizi, modal analiz, akabinde transient analiz olacak şekilde karşıt yüklü döndürme etkisi(momentler) atanarak yapılmıştır. Çözüm kısmında toplam ve yöne bağlı deformasyon, genlik değerleri bulunmuş ve değerlendirilmiştir. Aynı zamanda burulmanın meydana geldiği frekans değerlerine Harmonik analiz vasıtasıyla bakılarak burulma frekanslarındaki genliklerin karşılaştırılması yapılmıştır.

Analiz sonucu değerlendirmesinde Matlab sayısal hesaplama yazılımı ve Microsoft Excel yazılımı kullanılmıştır. RMS, Varyans, Standart Sapma, Basıklık, Çarpıklık değerleri her iki malzemenin modeli için de bulunarak kritik olanlarının karşılaştırılması yapılmıştır.

Tez kapsamında ilk kez titreşim azaltımı için rotor sistemlerinde rotor mili malzemesi değişikliği yapılmış olup, eldeki tüm verilere, modellere ve analizlere dayanarak ısıtılma işlem görmüş ŞHA' ların burulma titreşimini azaltma yeteneklerinin, AA' lara göre azımsanamayacak kadar iyi olduğu ortaya çıkmıştır.

Uygulanan ısıtılma göre malzeme özellikleri esneklik gösteren, ayrıca burulma titreşimini azaltma konusunda daha iyi bir alternatif olarak ilk kez rotor millerinde kullanılabilirliği araştırılan ŞHA' ların bu yeteneği, Nikel ve Titanyum alaşımlarının malzeme yoğunluğu ve AA malzemeye göre yüksek Elastisite modülü sayesinde, hareketli elemanlar üzerindeki titreşim oluşumunu azaltıcı yönde etkisi olduğu görülmüştür. Oluşan burulma titreşim frekanslarında da bu etki gözlemlenmiştir. ŞHA malzeme olan milin burulma frekansı, AA olan mile göre daha küçük bir değer almıştır. Bu sayede titreşim azaltma özelliği sayesinde ŞHA' ların kullanım alanlarına yeni bir alternatif eklenmiş ve gerek kullanım sağlığı gerek servis maliyetlerinin düşürülmesi açısından uygun bir malzeme olduğu görülmüştür.

Tüm bilgiler ışığında analizlerle elde edilen genlik değerlerinden faydalanılarak ŞHA' ların titreşim sönümlenme özelliklerinin rotor milleri ve dönel hareket yapan her türlü makine elemanında kullanımı mümkündür. Bundan sonra yapılacak çalışmalarda ise, kolay işlenebilirliği, titreşim azaltma yeteneği ve ısıtılma uygunluğu neticesinde tüm hareket iletim elemanlarında ŞHA kullanımı mümkün olabilir.

KAYNAKLAR

- [1] Howstuffworks jpeg ,
<http://science.howstuffworks.com/transport/flight/modern/helicopter3.html>
(Erişim tarihi 03.11.2016)
- [2] Wikipedia, https://tr.wikipedia.org/wiki/Helikopter_rotor_sistemi.html
(Erişim Tarihi 03.11.2016)
- [3] Howstuffworks jpeg,
<http://science.howstuffworks.com/transport/flight/modern/helicopter5.html>
(Erişim Tarihi 07.04.2017)
- [4] Wikipedia, https://tr.wikipedia.org/wiki/Kuyruk_rotoru.html
(Erişim Tarihi 07.04.2017)
- [5] Russian helicopters jpeg ,
<http://www.russianhelicopters.aero/en/helicopters/military/ka-52.html>
(Erişim Tarihi 20.06.2017)
- [6] Dilibal, S. “Nikel-Titanyum Şekil Bellekli Alaşım Üretimi Ve Şekil Bellek Eğitimi”, Doktora Tezi, Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, 2005.
- [7] Arın, T. “Şekil Bellekli NiTi Alaşımlarında Kimyasal Bileşim-Isıl İşlem Koşullarının Optimizasyonu”, Doktora Tezi, Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, 2008.
- [8] Akdoğan, A. ve Nurveren, K., “Akıllı Malzemeler ve Uygulamaları” MakinaTek, sayı 57, s. 35, 2002.

- [9] S.M.T. Hashemia, S.E. Khademb, “Modeling and Analysis Of The Vibration Behavior of a Shape Memory Alloy Beam”, *International Journal of Mechanical Sciences* 48:44–52, 2006.
- [10] Run-xin Zhang, Qing-Qing Ni , Arata Masuda, Takahiko Yamamura, Masuharu Iwamoto , “Vibration Characteristics of Laminated Composite Plates with Embedded Shape Memory Alloys”, *Composite Structures* 74:389–398, 2006.
- [11] Qing-Qing Ni a, Run-xin Zhang b, Toshiaki Natsuki c, Masaharu Iwamoto, "Stiffness and vibration characteristics of SMA/ER3 composites with shape memory alloy short fibers" *Composite Structures* 79:501–507, 2007.
- [12] Forouzes, F., Jafari, A. A., “Radial Vibration Analysis of Pseudoelastic Shape Memory Alloy Thin Cylindrical Shells by The Differential Quadrature Method “ K.N. Toosi University of Technology, PO Box 19395, 1999.
- [13] Premjyoti G.Patil, Dr.Y.S.Kumara Swamy "An Efficient Model for Vibration Control by Piezoelectric Smart Structure Using Finite Element Method" *International Journal of Computer Science and Network Security*, 8:258, 2008.
- [14] Edward J. Graesser “Effect of Intrinsic Damping on Vibration Transmissibility of Nickel-Titanium Shape Memory Alloy Springs”, *Metallurgical and Materials Transactions A*, 1995.
- [15] Yong-Yong He1, Satoko Oi1, Fu-Lei Chu1 and Han-Xiong Li, “Vibration control of a rotor–bearing system using shape memory alloy: I. Theory” *Smart Mater. Struct.* 16:114–121 2007.
- [16] Toptaş, E. “Şekil Hafızalı Metaller İle Aktüatör Tasarımı” Yüksek Lisans Tezi, Marmara Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, 2006.
- [17] Ağduk, S. “Manyetik Şekil Bellek Yapıların Elastik ve Titreşim Özelliklerinin İlk

Prensiplerden İncelenmesi” Yüksek Linsans Tezi, Karabük Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Fizik Ana Bilim Dalı, 2011.

[18] Yurtoğlu, M. “Constitutive Models Of Shape Memory Alloys And Their Implementation To Finite Elements” M.Sc Thesis, Mechanical Engineering, Boğaziçi University, 2008.

[19] Emeksiz, C. ”Şekil Hafızalı Alaşım lar Kullanarak Sonlu Elemanlar Yöntemi İle Değişken Devirli Rüzgar Türbini Modellemesi “ Doktora Tezi, Ege Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, 2014.

[20] Q Chen and C Levy “Active vibration control of elastic beam by means of shape memory alloy layers” Smart Mater. Struct. 5:400–406,1996.

[21] E Rustighi, M J Brennan¹ and B R Mace “A shape memory alloy adaptive tuned vibration absorber: design and implementation” Smart Mater. Struct. 14 19–28 2005.

[22] Malgaca, L. “Integration of Active Vibration Control Methods with Finite Element Models of Smart Structures” Ph. D. Thesis, Dokuz Eylül University Graduate School of Natural And Applied Sciences, 2007.

[23] Özdemir, Ö., Ö. “Dynamic And Aeroelastic Analysis of A Helicopter Blade With An Actively Controlled Trailing Edge Flap In Forward Flight” Ph. D. Thesis, Istanbul Technical University Department of Aeronautical and Aerospace Engineering, 2012.

[24] Mersin K. “Active Vibration Control Of Complex Structures In Modal Space” M.Sc Thesis, M.E.T.U. Department of Mechanical Engineering, 2014.

- [25] Slobodan Stupar Aleksandar Simonović Miroslav Jovanović “Measurement and Analysis of Vibrations on the Helicopter Structure in Order to Detect Defects of Operating Elements “ Scientific Technical Review, 62:58-63, 2012.
- [26] Salvador Castillo-Rivera M. Tomas-Rodriguez “Hover Flight Helicopter Modelling and Vibrations Analysis” Actas de las XXXVI Jornadas de Automática, 2 :4-5, 2015.
- [27] John T. Pearson “Adaptive Strategies for the active control of helicopter vibration” Ph. D. Thesis, Loughborough University, 1997.
- [28] Bryan Glaz “Active/Passive Optimization of Helicopter Rotor Blades for Improved Vibration, Noise, and Performance Characteristics” Ph. D. Thesis, The University of Michigan 2008.
- [29] Kırışik, R. “Kanatçıklı Rotorlarda Titreşim Analizi”, Doktora Tezi, Gazi Üniversitesi, Ankara, 2010.
- [30] Vibration : Fundamentals And Practice, Second Edition 2nd Edition by Clarence W. De Silva (Author) CRC Press; 2 edition, 2006.
- [31] Özgen O., “Pervane Şaftı Titreşim Analizi”, Yüksek Lisans Tezi, Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, 2010.
- [32] Mathworks; <https://www.mathworks.com/help/signal/ref/rms.html>
(Erişim Tarihi 03.05.2017)
- [33] Mathworks; <https://www.mathworks.com/help/stats/kurtosis.html>
(Erişim Tarihi 03.05.2017)

[34] Mathworks, <https://www.mathworks.com/help/stats/skewness.html>

(Erişim Tarihi 03.05.2017)

[35] Wikipedia, https://tr.wikipedia.org/wiki/Standart_sapma

(Erişim Tarihi 03.05.2017)

[36] Confluent;

<https://confluentmedical.com/wp-content/uploads/2016/01/Material-Data-Sheet-Shape-Memory.pdf.html> (Erişim Tarihi 06.01.2017)

[37] Yıldız, İ., “Uzaysal Hareket Eden Taşıtların Stewart Platform Mekanizması İle Tek Noktadan Kuvvet Geri Beslemeli Kontrolü”, Doktora Tezi, Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, 2011.