

**T.C.
MANİSA CELAL BAYAR ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
MEKANİK BİLİM DALI**

HELİKOPTER PAL TİTREŞİMLERİNİN HESAPLAMALI ANALİZİ

Hüseyin AVAN

Doç.Dr. Bozkurt Burak ÖZHAN



MANİSA-2022

Hüseyin AVAN

HELİKOPTER PAL TITREŞİMLERİNİN HESAPLAMALI ANALİZİ

2022

TAAHHÜTNAME

Bu tezin Manisa Celal Bayar Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü'nde, akademik ve etik kurallara uygun olarak yazıldığını ve kullanılan tüm literatür bilgilerinin referans gösterilerek tezde yer aldığını beyan ederim.

Hüseyin AVAN



İÇİNDEKİLER

	Sayfa
İÇİNDEKİLER	II
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	IV
ŞEKİLLER DİZİNİ	V
TABLO DİZİNİ	VII
TEŞEKKÜR.....	VIII
ÖZET	IX
ABSTRACT	X
1. GİRİŞ.....	1
1.1. Genel Bilgiler ve Amaç	1
1.2. Literatür İncelemesi	2
2. HELİKOPTERLER ve HELİKOPTER DİNAMİĞİ	4
2.1. Helikopterler	4
2.2. Helikopter Dinamiği	10
2.2.1. Pal Kesitinin Aerodinamiği.....	10
2.2.2. Güç İletim Şekline Göre Paller	11
2.2.3. Hatve Özelliğine Göre Paller	11
2.2.4. Yüksek/Alçak Pal Açısı	13
2.2.5. Ters Açısı.....	13
2.2.6. Hücüm Açısı	14
2.2.7. Dönme Hızı	14
2.3. Tork Etkisi ve Anti Tork Rotor	16
2.4. Titreşim ve rezonans.....	17
2.5. Euler- Bernoulli Kiriş Teorisi.....	19
2.6. Mekanik Titreşimler	20
2.6.1. Titreşim sınıfları.....	21
2.6.1.1. Serbest ve Zorlanmış Titreşimler	22
2.6.1.2. Sönümsüz ve Sönümlü Titreşimler	22
2.6.1.3. Doğrusal (Lineer) ve Doğrusal Olmayan (nonlinear) Titreşimler ...	22
3. HELİKOPTER PALLERİ VE TASARIMI	23
3.1. Pervane Tasarımları	23
3.2. Ahşap, Kompozit ve Metal Pervaneler	23
3.3. Kompozit ve Metal Pervanelerin Yapım Yöntemleri ve Kullanılan Malzemeler	
26	
3.3.1. Metal Yapıştırma Yöntemi:	26
3.3.2. Kompozit Parça Yapım Yöntemi:.....	26
3.4. 3B Modelleme	28
3.4.1. Malzeme ve Özellikleri.....	29
4. SONLU ELEMAN YÖNTEMİ.....	30
4.1. Sonlu Elemanlar Yönteminin Avantajları	31

4.2. Sonlu Elemanlar Yönteminin Dezavantajları	32
4.3. Sonlu Eleman Yönteminin Uygulama Adımları	32
4.3.1. Ön İşlem Süreci (Pre – Processing)	32
4.3.2. Çözüm (Solution).....	33
4.3.3. Son İşlem Süreci (Post processing).....	33
5. HELİKOPTER PALLERİNİN DİNAMİK ANALİZİ.....	33
5.1. Modelin Ağ Örgüsü	33
5.2. Modal Analiz	35
5.3. Harmonik Tepki Analizi	45
6. SONUÇ VE ÖNERİLER	48
KAYNAKLAR	50
ÖZGEÇMİŞ	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.



SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

SEY	Sonlu eleman yöntemi
LDVA	Doğrusal dinamik titreşim sönümleyici
NSNES	Doğrusal olmayan enerji yutağı
HAD	Hesaplamalı akışkanlar dinamiği
DIC	Dijital görüntü korelasyonu
HMB2	Helikopter çoklu blok yöntemi
DSP	Dijital benek fotoğrafçılığı
STOL	Kısa kalkış ve iniş
STOVL	Kısa kalkış ve dikey iniş
ρ	Kiriş yoğunluğu
A	Kirişin kesit alanı
E	Elastite modülü
I	Atalet momenti
ω_n	Doğal frekans
L	Kiriş uzunluğu
T	Periyot
Ω	Açısal hız
X	Hareket genliği
t	Zaman

ŞEKİLLER DİZİNİ

	Sayfa
Şekil 2.1. VS-300 Helikopteri.....	5
Şekil 2.2. FW 61 Helikopteri	6
Şekil 2.3. Tiltrotorlu helikopter	7
Şekil 2.4. Ka 52 kamov helikopteri	7
Şekil 2. 5. Kaman k-max helikopteri	8
Şekil 2.6. Dron	8
Şekil 2.7. Tek rotorlu helikopter modeli	9
Şekil 2.8. CH-47 model helikopter	10
Şekil 2.9. Aerodinamik kesite etki eden kuvvet vektörleri.....	11
Şekil 2.10. Pal ve rotor birleşimi (hub).....	12
Şekil 2. 11. Kesit konum açısının gösterimi	13
Şekil 2.12. Pal açısı.....	13
Şekil 2.13. Hücüm açısı	14
Şekil 2.14. Pal dönüşü ve rölatif rüzgâr	15
Şekil 2.15. Helikopter üzerindeki kuvvetler	16
Şekil 2.16. Tork etkisi	17
Şekil 2.17. Periyodik titreşimler	21
Şekil 2.18. Rastgele titreşimler	21
Şekil 2.19. Lineer titreşim hareketi yapan bir sistem.....	22
Şekil 3.1. Ahşap pervane	24
Şekil 3.2. Metal/ Kompozit pervane	24
Şekil 3.3. RTM yöntemi ile üretim	27
Şekil 3.4. Fiber takviye (AFR) yöntemi	28
Şekil 3.5. Helikopter palinin 3B katı modeli	29
Şekil 4.1. Sonlu eleman yöntemine göre elemanlarına ayrılmış bir konsol giriş modeli.....	31
Şekil 5.1. Helikopter pali ağ örgüsü	34
Şekil 5.2. Palin mesnetlendiği noktanın gösterimi.....	34
Şekil 5.3. Ağ örgü (mesh) kalitesi	35
Şekil 5. 4. Ansys paket programında modal analiz şablonu	36
Şekil 5.5. Helikopter palinin 1.mod şekli	36
Şekil 5.6. Helikopter palinin 2.mod şekli	37
Şekil 5.7. Helikopter palinin 3.mod şekli	37
Şekil 5.8. Helikopter palinin 4.mod şekli	38
Şekil 5.9. Helikopter palinin 5.mod şekli	38
Şekil 5.10. Helikopter palinin 6.mod şekli	38
Şekil 5.11. Helikopter palinin 1.mod şekli	39
Şekil 5.12. Helikopter palinin 2.mod şekli	39
Şekil 5.13. Helikopter palinin 3.mod şekli	40
Şekil 5.14. Helikopter palinin 4.mod şekli	40

Şekil 5.15. Helikopter palinin 5.mod şekli	41
Şekil 5.16. Helikopter palinin 6.mod şekli	41
Şekil 5.17. Helikopter palinin 1.mod şekli	42
Şekil 5.18. Helikopter palinin 2.mod şekli	42
Şekil 5.19. Helikopter palinin 3.mod şekli	43
Şekil 5.20. Helikopter palinin 4.mod şekli	43
Şekil 5.21. Helikopter palinin 5.mod şekli	44
Şekil 5.22. Helikopter palinin 6.mod şekli	44
Şekil 5. 23. Harmonik analiz şablonu	46
Şekil 5.24. Uygulanan kuvvet bölgesi	46
Şekil 5.25. Bal Peteği full harmonik analiz frekans-genlik cevabı.....	47
Şekil 5.26. Karbon fiber süperpozisyon harmonik frekans-genlik cevabı.....	47
Şekil 5.27. Titanyum alaşım süperpozisyon harmonik frekans-genlik cevabı	48



TABLO DİZİNİ

	Sayfa
Tablo 3.1. Malzeme özellikleri tablosu (Ansys kütüphanesinden alınan)	29
Tablo 5.1. Doğal frekans değerlerinin karşılaştırılması	45



TEŞEKKÜRLER

Tez sürecimde ve dahi her zaman yanımda olup bana desteklerini sunan Doç. Dr. Bozkurt Burak ÖZHAN' a, değerli eşim ve aileme sonsuz şükranlarımı sunarım.

Hüseyin AVAN
Manisa, 2022



ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

Hüseyin AVAN

Manisa Celal Bayar Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Doç. Dr. Bozkurt Burak ÖZHAN

Bu çalışmada helikopter pervanelerinin bileşenlerinden olan ve pal adı ile anılan yapının hesaplamalı dinamik analizi yapılmıştır. Paller üzerinde oluşan titreşimler sarsıntıya sebebiyet vermekte olup, yapıda malzeme ömrüne, uçuş ekibine ve helikopter çalışmasına olumsuz etki etmektedir. Titreşim kaynaklı sarsıntıların en uygun seviyede olabilmesi ve tahribata sebep olmaması için titreşim karakteristiğinin ortaya konulması oldukça önemlidir. Yapının malzemesi titreşim karakteristiğini etkilediğinden, pallerde kullanılan malzemelerin seçimi önem arz etmektedir. Çalışma kapsamında helikopter pallerinin çeşitleri ve özellikleri ortaya konulmuş paller üzerinde oluşabilecek titreşimlerin karakteristiğinin anlaşılması hedeflenmiştir. Ele alınan pal yapı, ince çubuk teorisi olarak bilinen Euler-Bernoulli kirişi temel alınarak tasarlanmıştır. Pal tasarımı Solidworks paket programı kullanılarak yapılmıştır. Tasarlanan pal modeli için farklı malzemeler (titanyum alaşım, bal peteği ve karbon fiber) tanımlanarak elde edilen yapıların sonlu eleman modelleri Ansys paket programı kullanılarak elde edilmiştir. Ele alınan malzemeler için modal ve harmonik titreşim analizleri yapıp sonuçlar karşılaştırmalı olarak tartışılmıştır. Malzemelerin kullanım açısından uygunluğu analiz sonuçlarına göre değerlendirilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Helikopter dinamiği, pal titreşimleri, modal analiz, harmonik analiz, Euler-Bernoulli kirişi,

2022, 52 Sayfa

ABSTRACT

M.Sc. Thesis

Hüseyin AVAN

**Manisa Celal Bayar University
Graduate School of Applied and Natural Sciences
Department of Mechanical Engineering**

Supervisor: Assoc. Prof. Bozkurt Burak ÖZHAN

In this study, computational dynamic analysis of the blade structure, one of the helicopter rotors components, is performed. The vibrations on the blades cause vibration and adversely affect the structure's material life, flight crew, and helicopter operation. It is vital to reveal the vibration characteristic for vibration-induced tremors to be at the most appropriate level and not cause destruction. Since the structure's material affects the vibration characteristics, the choice of material used in the blade is essential. Within the scope of the study, it aims to understand the aspects of the vibrations that may occur in helicopter blades. The blade structure under consideration is based on the Euler-Bernoulli beam theory. The blade design is done using the Solidworks package program. The finite element model is constructed using the Ansys program. Modal and harmonic vibration analyses are performed for three materials: Titanium alloy, honeycomb, and carbon fiber. The results are discussed comparatively. The suitability of the materials in terms of use is evaluated according to the analysis results. The analyses are assessed, and the appropriate material is selected.

Keywords: Helicopter dynamics, blade vibrations, modal analysis, harmonic analysis, Euler-Bernoulli beam

2022, 52 Pages

1. GİRİŞ

1.1. Genel Bilgiler ve Amaç

Helikopterler hem askeri hem de sivil havacılıkta kullanılan oldukça önemli araçlardır. Helikopter pervanelerinin bir parçası olan pallerin en önemli görevi yaptığı dönme hareketiyle helikopterin uçuşunu sağlamasıdır. Paller, rotor shaftı üzerine simetrik olarak monte edilmiş yapılardır. Ana rotor kısmı, pal dönüşünü itme/çekme kuvvetine dönüştüren ana parçadır. Paller, hafif, sağlam ve esnek bir yapıdadırlar. Havacılıkta kullanılan genel olarak bütün paller ahşap, çelik, titanyum veya farklı içeriklerde kompozit malzemelerden üretilmişlerdir. Özellikle helikopterlerin ve uçakların geliştirildiği dönemlerde paller ahşap malzemeden üretilmiştir. Bununla beraber ahşap, dış etkilere (zararlılar, hava koşulları vb.) karşı hassastır. Ardından çelik paller havacılık sektöründe öne çıkmıştır. Bugün ise alüminyum alaşımlarla oluşturulan üstün özellikte pal yapıları üretilmektedir.

Paller dönerken, palin üst bölgesinde alçak basınç, alt bölgesinde yüksek basınç oluşmaktadır. Meydana gelen basınç farkı helikopteri yukarı doğru kaldırır. Burada kritik nokta palde meydana gelen titreşimlerdir. Titreşimler önemli sorunlara sebep olmaktadır. Dönen elemanların belirli bir seviyede titreşim oluşturmaları normaldir ve bu durum engellenemez. Burada meydana gelen titreşimlerin genliği ve frekansı kısacası karakteristiği önemlidir. Titreşimlerin sebep olduğu genlikler zamanla helikopteri oluşturan malzemelerde problemlere, malzeme ömrüyle birlikte güç kaybına, uçuş ekibine ve özellikle operasyon ve konfor açısından rahatsızlıklara sebep olur. Rotor dönme düzlemini oluşturan pallerde titreşimler, ağırlık merkezinin kayması gibi istenmeyen durumları meydana getirir. Bir dinamik sistemin doğal frekanslarının ve mod yapılarının bilinmesi, sistemin maruz kaldığı etkiler karşısında vereceği titreşim cevabını bulmakta yardımcı olur.

Bu çalışmada helikopter palı tasarımı ve farklı malzemeler için modal ve harmonik titreşim analizleri yapılmıştır. Öncelikle helikopterlerin yapısı ve çeşitleri hakkında bilgiler verilmiş ardından helikopter dinamiği ele alınmıştır. Paller önemli bazı özelliklerine göre tanımlanmış, pal dinamiğinde önemli parametreler ortaya konulmuştur. Pal ince çubuk teorisi olarak bilinen Euler-Bernoulli kirişi temel alınarak modellendiğinden bu kiriş teorisi de tanıtılmıştır. Çalışmada titreşim analizi yapılması

sebebiyle mekanik titreşimler konusundan genel anlamda bahsedilmiştir. Helikopter palinin tasarımları malzeme ve imalat yöntemleri açısından tartışılmış Solidworks modelleme programı ile yapılan üç boyutlu pal tasarım aşamaları gösterilmiştir. Tasarlanan üç boyutlu pal yapısı hesaplamalı analizde üç farklı malzeme kullanılarak ele alındığından dolayı malzeme özellikleri tanıtılmıştır. Bu malzemeler bal peteği (honeycomb), karbon fiber ve titanyum alaşım malzemeleridir. Bir hesaplamalı analiz yöntemi olan sonlu eleman yöntemi tanıtılmış ardından Ansys paket programı kullanılarak modal ve harmonik titreşim analizleri gerçekleştirilmiştir. Sonuçlar grafiklerle görselleştirilmiş, tablolarla ifade edilmiş ve karşılaştırılmıştır.

1.2. Literatür İncelemesi

Bıçak M.M.A (2004), uçak kanadını modelleyip düzlem içi ve düzlem dışı titreşimlerini analiz etmiş ardından ön burulmalı bir kirişin titreşimlerini ele almıştır. Çalışmasında dinamik direngenlik matris yöntemi, iletim matrisi yöntemi, sonlu eleman yöntemi ve Green fonksiyonu yaklaşımlarını kullanmıştır. Uçak kanadı ve ön burulmalı kiriş sonuçlarını karşılaştırmıştır [1].

Wang ve Huang (2010), kanat-rotor yatak sistemi için Lagrange yöntemiyle model oluşturulmuş, Runge-Kutta yöntemini kullanarak sayısal olarak çözümlemiştir. Sistemi çatallanma (bifürkasyon) diyagramları, üç boyutlu spektral grafikler ve Poincare haritaları ile analiz etmişlerdir. Rotorun doğrusal olmayan (nonlinear) titreşimlerinin kanat üzerindeki etkisini ortaya koymuşlardır [2].

Han ve diğerleri (2016), UH-60A helikopterinin uçuş verilerini Helikopter Çoklu Blok Yöntemi (HMB2) ile analiz etmişlerdir. Palin burulma titreşimlerini analiz etmişlerdir [3].

Hoa ve Yeob (2017), H-34, SA 330, SA 349/2 ve UH-60A helikopterlerinin pallerinin dönmesinden dolayı rotorun üzerine düşen yüklerin karşılaştırmasını RCAS teorisiyle değerlendirmişlerdir [4].

Sousaa, Barrosb ve diğerleri (2019), RC helikopter kanatlarının model tasarımı, hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) ve Dijital görüntü korelasyonu (DIC) yöntemleriyle analiz etmişler, çıkan sonuçları karşılaştırarak aralarındaki farkları ortaya koymuşlardır [5].

Şahin (2019), helikopter pallerinin modellenmesinde Euler-Bernoulli ve Timoshenko kiriş modellerini kullanmıştır. Titreşim analizlerini sonlu eleman yöntemini kullanarak yapmıştır [6].

Mishra ve diğerleri (2020), kanat ve pervanelerde meydana gelen titreşimlerde güvenlik faktörünün etkisini ele almışlardır. NASTRAN programı ile sonlu eleman analizleri yapmışlar, güvenlik faktörünün sistem üzerine etkilerini değerlendirmişlerdir [7].

Cao ve diğerleri (2020), rotor kanat sisteminin titreşimin azaltılmasında kullanılan doğrusal olmayan enerji yutağı (NSNES) ve doğrusal dinamik titreşim sönümleyicilerin (LDVA) hangisinin daha fazla titreşim sönümlendiğini araştırmışlardır. Bu çalışmada rotor-blade-NSNES sisteminin hareket denklemi Lagrange yöntemi ile oluşturulmuş ve sayısal benzetim (simülasyon) yöntemi ile elde edilen sonuçlar değerlendirilmiştir. Doğrusal olmayan enerji yutağının (NSNES) doğrusal dinamik titreşim sönümleyiciden (LDVA) daha iyi titreşim izolasyon özelliğine sahip olduğunu göstermişlerdir [8].

Agrawal ve diğerleri (2021), pal titreşimlerini analiz etmek için pal dikdörtgen kesitli konsol kiriş olarak modellemişler ve sonlu eleman yöntemini kullanarak modal analiz yapmışlardır. Modellenen pal için analizleri üç farklı malzeme kullanarak (alüminyum alaşım 2024, karbon fiber ve cam elyaf) gerçekleştirmişler ve sonuçları karşılaştırmışlardır [9].

Ahmad ve diğerleri (2021), bir dron çeşiti olarak bilinen quadcopter için üç farklı pervane geometrisi ile model kurarak sonlu elemanlar yöntemi ile modal analizler yapmışlardır. Malzeme olarak karbon elyaf takviyeli polimer kullanmışlardır. Rezonans frekansları ve en büyük (maksimum) deformasyon değerlerini elde edip karşılaştırmışlardır [10].

2. HELİKOPTERLER ve HELİKOPTER DİNAMİĞİ

2.1. Helikopterler

Helikopter, dikey kalkış ve iniş yapabilen döner kanatlı bir hava aracıdır. Helikopterler rotor çeşidi açısından çift ve tek rotorlu olmak üzere ikiye ayrılır. Tek rotorlu helikopterlerde dikey yönde hareket eden ana rotor ve helikopterin dengede kalmasını sağlayan ve dönmesini engelleyen kuyruk rotor bulunur. Çift rotorlu helikopterlerin ön ve arka kısmında ise eş iki ana rotor bulunur. Çift rotorlu helikopterler tek rotorlu helikopterlere nazaran yük ve yolcu taşıma açısından daha elverişlidir.

Helikopterler yüksek manevra kabiliyeti, iniş ve kalkışlarda özel bir piste gerek duymaması sebebiyle tercih edilmektedir. Askeri görev, keşif ve seyahat gibi amaçlar için kullanılmaktadır. Bunların yanı sıra orman yangınlarını söndürmek için de helikopterlerden faydalanılır.

Helikopter ve uçakların aerodinamik yapıları farklı olmasına rağmen uçuş özellikleri aynıdır. Uçaklarda kaldırma kuvveti elde edebilmek için uçak hava içinde hareket ettirilir fakat kanat, uçak gövdesine bağlı olduğundan dolayı sabit bir yapıdadır. Helikopterlerde ise kanat sabit değil, hareketlidir. Bu sebeple taşıma kuvveti elde edebilmek için döner kanat yani pal kullanılır. İki ya da daha fazla palin bir arada eşit açılarda konumlandığı kısma pervane denir. Pervane palinin kanat (kesit) profili uçak kanadının kesit profiliyle aynıdır (airfoil). Paller helikopterin rotoru sayesinde döner. Pallerin hava içinde hareket etmesiyle üst kısımda alçak basınç, alt kısımda ise yüksek basınç oluşur. Bu basınç farkı kaldırma kuvvetini meydana getirir. Pallerde oluşan devir sayılarının ve -ileride bahsedilecek olan- hücum açısının artması ile bu taşıma (kaldırma) kuvvetinin büyüklüğü de artar. Hücum açısının azalması durumunda ise taşıma kuvveti azalır. Hücum açısı, pallerin havayı karşılama açısıdır. Taşıma kuvveti helikopterin ağırlığına eşit olduğunda helikopter havada sabit kalır. Taşıma kuvveti büyük olduğunda dikey olarak yükselir; daha az olduğu durumda ise dikey olarak alçalır. Palin dönme düzlemi eğildiğinde, yani palin oluşturduğu taşıma kuvvetinin yönü değiştirildiğinde, helikopter ileri- geri ve sağa- sola doğru hareket eder. Böylelikle helikopterin hava içinde hareket etmesi sağlanır. Paller sürekli döndüğü için gövde üzerinde moment oluşturur; oluşan bu moment helikopterin

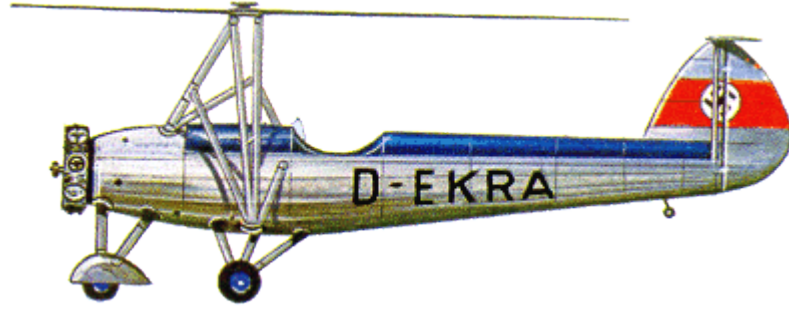
gövdesini de döndürmeye çalışır. Helikopterin kuyruğunda bulunan rotora bağlı olan diğer bir paller ise bu dönmeyi engelleyerek gövde üzerindeki dönme momentini sönümler. [1,6].

Helikopter ismi Fransızca “hélicoptère” kelimesinden alınmıştır. Kelime kökeni Eski Yunancada “heliko” ve “pteron” kelimelerinin birleşiminden meydana gelmektedir. Hareketli kanatlar (pervane) anlamındadır. Fransız Gustave Ponton d'Amécourt tarafından 1861'de ortaya konulan helikopterlerin tarihsel sürecine bakıldığında ise ilk helikopterin Çin’de tasarlandığı görülür. İlk motorlu helikopteri uçuran kişi ise 1907’de Fransız Paul Cornu olmuştur. Günümüzde kullanılan helikopterlerin atası niteliğindeki VS-300 helikopteri (Şekil 2.1.) ve aynı prototipten yola çıkarak geliştirilen R-4 modeli, helikopter tarihinde dönüm noktası olmuştur [21].



Şekil 2.1. VS-300 Helikopteri

Endüstrinin gelişmesiyle birlikte tamamen kontrol edilebilir döngüsel adım hub sistemi geliştirilmiştir. Dünyanın ilk enine çift rotorlu helikopteri olan Focke-Wulf FW 61 modeli mühendisler Henrich Focke (1890-1979) ve Georg Wulf (1895-1927) tarafından tasarlanmıştır. İlk uçuşunu 1936’ da yapan Focke-Wulf FW 61 helikopteri (Şekil 2.2), bu uçuşunu yüksek irtifalarda gerçekleştirmiştir.



Şekil 2.2. FW 61 Helikopteri

Paller helikopterin aşağı ve yukarı hareket etmesine, havada tutunmasına, ileri/geri ve sağa/sola uçuşuna izin verir. Bu özellikler sayesinde helikopterler sabit kanatlı hava aracı olarak STOL (Kısa Kalkış ve İniş) veya STOVL (Kısa Kalkış ve Dikey İniş) pist ihtiyacının olmadığı yerlerde kullanılır.

Klasik helikopterlerde birden fazla ana rotor kullanılmaktaydı. Ancak helikopter teknolojisi geliştikçe tek bir ana rotor (monorotor) kullanımına gidilmiş buna ilave olarak kuyruk bölümüne de bir rotor dikey olarak monte edilmiştir. Tek ana rotor ve yardımcı kuyruk rotoru olan helikopter ilk olarak Rus mühendis Igor Sikorsky (1889-1972) tarafından tasarlanmış ve 1939 yılında başarıyla uçurulmuştur. Bu sayede helikopterde denge daha rahatlıkla sağlanabilmektedir. Kuyruk bölümüne eklenen rotor bir anti-tork oluşturur. Bu şekilde helikopter kararlılığı (stabilizasyonu) sağlanmış olur. Aşağıda kuyruk rotorları ve kullanıldıkları helikopter modelleri örnek olarak verilmiştir.

Enine rotor sistemi, BOEİNG V22 OSPREY helikopterinde (Şekil 2.3)

Koaksiyal rotor sistemi, KA 52 KAMOV helikopterinde (Şekil 2.4)

Birbirine geçen rotor sistemi, KAMAN K-MAX helikopterinde (Şekil 2.5)

Quadcopter sistemi DRONE helikopterinde (Şekil 2.6)

Tail Rotor, AB412 EP helikopterinde (Şekil 2.7)

Tandem rotor, CH47 helikopterinde (Şekil 2.8)

Quadcopterler olarak bilinen dörtlü helikopter 1907 yılında Fransa'da tasarlanmıştır. Diğer çoklu (multikopter) türlerinin gelişimiyle birlikte dron olarak bilinen multikopter geliştirilmiştir.

Enine rotorlar, sabit kanatların uçlarına enlemesine konumlandırılmış ters dönen çift rotorlardır. Tiltrotorlu helikopterler enine rotorlu helikopterlere örnektir (Şekil 2.3).



Şekil 2.3. Tiltrotorlu helikopter

Koaksiyel rotorlar eş ekseninde birbiri üzerine konumlandırılmış ters dönen iki rotor olarak tanımlanır. Şekil 2.4’te verilen Ka 52 kamov helikopteri örnek olarak verilebilir.



Şekil 2.4. Ka 52 kamov helikopteri

İç içe dönen rotorlar rotorların birbirine temas etmeden helikopter üst kısmında belirli bir açıyla konumlandırılmış ters dönen iki rotordur. Şekil 2.5'te gösterilen Kaman k-max helikopteri örnek olarak verilebilir.



Şekil 2. 5. Kaman k-max helikopteri



Şekil 2.6. Dron

Multikopterlerde en az üç rotor kullanır. Üç rotorlular tricopter, dört rotorlular quadcopter, altı rotorlular hexacopter ve sekiz rotorlu octocopter olarak bilinir. En yaygın olanı quadcopterdir (Şekil 2.6).

Tek rotorlu helikopter (Şekil 2.7) helikopterin yatay/dikey, ileri/geri hareket etmesini sağlayan ana rotor ve gövdenin dönmesini engelleyen yardımcı bir rotor bulunur.



Şekil 2.7. Tek rotorlu helikopter modeli

Tandem rotorlar, biri ön kısma diğeri arka kısmına konumlandırılmış, ters yönde dönen iki rotordur. Çift rotorlu helikopterlerde biri ön kısımda diğeri arka kısımda eş iki ana rotor bulunur. Çift rotorlu helikopterler özellikle yük ve yolcu taşımaya daha elverişlidir. İlk defa 1960 yılında uçmaya başlamıştır. Şekil 2.8’de gösterilen CH-47 helikopteri bu gruba en iyi örnektir.



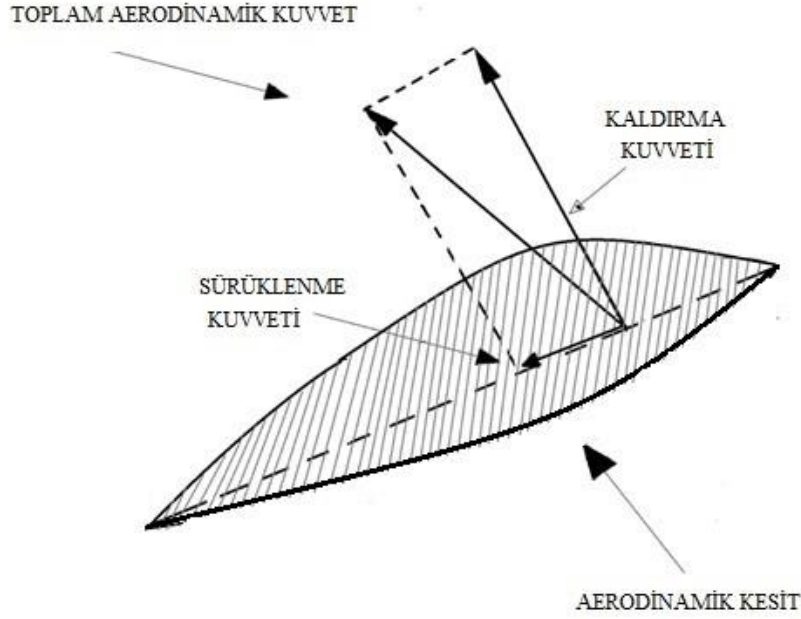
Şekil 2.8. CH-47 model helikopter

2.2. Helikopter Dinamiği

2.2.1. Pal Kesitinin Aerodinamiği

Helikopterler ve uçaklar, havanın aerodinamik kesitler etrafından geçmesi ile oluşan aerodinamik kuvvetler sayesinde uçarlar. Bir aerodinamik kesit, hava içindeki hareketinden dolayı bir tepki kuvveti oluşturmak için tasarlanan bir yapıdır. Çoğunlukla kaldırma kuvveti oluşturmak için kullanılır. Aerodinamik kesitler, aynı zamanda kararlılık sağlamada, kontrol etmede (kanatçık, elevatör) ve itme/çekme kuvveti oluşturmada kullanılır. Rotor palleri gibi aerodinamik kesite sahip elemanlar, bu fonksiyonların bir kısmını aynı anda yerine getirir. Aerodinamik kesitler, özel bir takım uçuş karakteristiklerini de yerine getirecek şekilde imal edilirler.

Şekil 2.9’da görüldüğü üzere, aerodinamik kesit üzerinde bulunan kordo hattı; aerodinamik kesitin hücum ve firar kenarlarını birleştiren düz bir hattır. Aerodinamik kesitin uçuş yolu hızına zıt, fakat ona eşit olan hareket halindeki havaya rölatif rüzgâr hattı denir. Uçuş yolu hızının yaratılmış hava akışı tarafından değiştirilmesi nedeniyle, rölatif rüzgâr aerodinamik kesitin hareket istikametine tam olarak zıt olmayabilir. Bu değiştirilmiş rölatif rüzgâr olarak da isimlendirilmektedir [23].



Şekil 2.9. Aerodinamik kesite etki eden kuvvet vektörleri

2.2.2. Güç İletim Şekline Göre Paller

1. **Çekici pal:** Hava aracında çekme gücü elde etmek için kullanılır. Paller motorun ön kısmında bulunur. Hava araçlarında bulunan motor sayısı ve motorun hava aracındaki konumuna göre farklı noktalarda yer alabilir.
2. **İtici pal :** Hava araçlarında itme gücü elde etmek için kullanılır. İtici paller motorun arka kısmında yer alır.

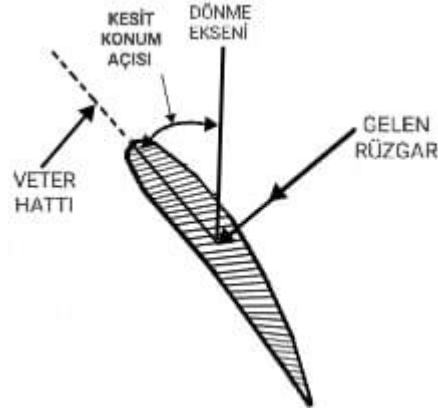
2.2.3. Hatve Özelliğine Göre Paller

Pal, pervane göbeği (pervane merkezi) etrafında eşit aralıklara ayrılarak konumlandırılmıştır. Pervane iki veya daha fazla palin birleşiminden meydana gelir. Palleri ve bunları birarada tutan ana rotor göbeğinin birleşim noktası daha önce belirtildiği üzere “Hub” olarak adlandırılır. Hub, palleri motor ana rotor kısmına bağlar. Şekil 2.10’da pal ve rotor birleşimi (hub) görülmektedir.



Şekil 2.10. Pal ve rotor birleşimi (hub)

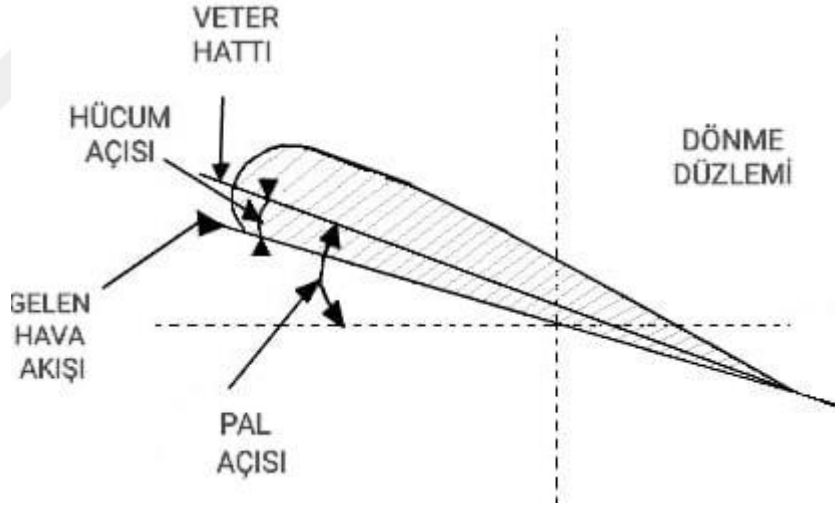
Palın dik olarak kesilmesiyle elde edilen kesit profilin veter hattının pervanenin içinde döndüğü düzlemle yaptığı açıya kesit konum açısı denir (Şekil 2.11). Herhangi bir kesitindeki konum açısı sabit olan pale “sabit hatveli pal”, konum açısı değişken pale “değişken hatveli pal” denir [22,23].



Şekil 2. 11. Kesit konum açısının gösterimi

2.2.4. Yüksek/Alçak Pal Açısı

Pal açısı; pal yüzeyi ve dönüş düzlemi arasındaki açıdır. Pal açısı palin başından sonuna kadar aynı değildir. Bu elemanlar farklı hücum açılarında dönüş (dönme) düzlemine konumlandırılır. Dönme hareketiyle palin üzerindeki hız dağılımı değişir. Bunun sebebi pal elemanlarının farklı açılarda konumlandırılmasıdır.



Şekil 2.12. Pal açısı

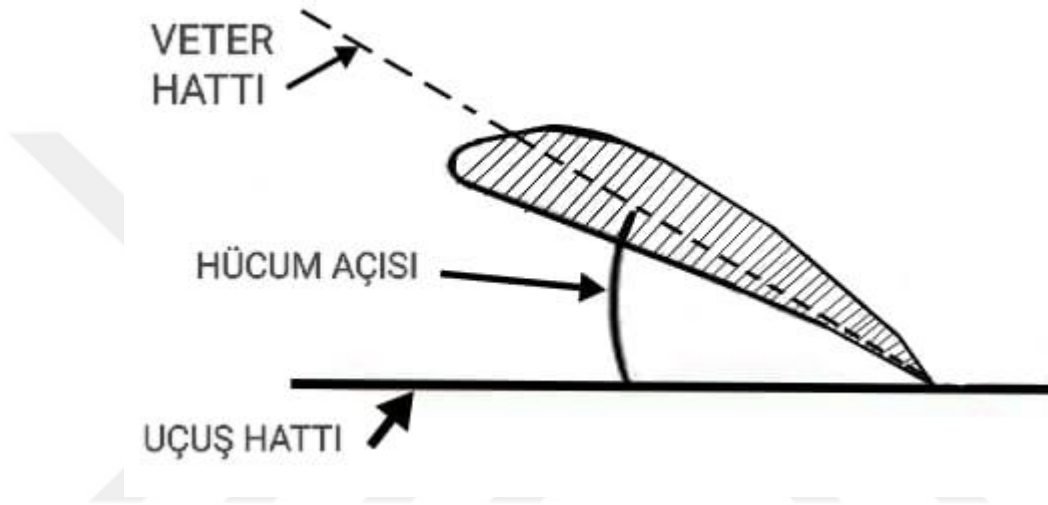
2.2.5. Ters Açı

Helikopterler havada sabit pozisyonunda iken (hover) dönme sırasında pal açıları aynıdır. Paller yüksek hıza ulaştığında önden arkaya doğru dönüşünde arkadaki konumundaki palin merkeze yakın bölgesinde “Ters Akış” oluşturur. Ters akış olayı helikopterin kaldırma kuvvetinde güç kaybına yol açarak sağ ve sol tarafta kaldırma kuvvetinin dengesizliğinden dolayı yana doğru yatma eğilimine sebep olur. Bu durum

ileri hareket hızını etkileyen bir durumdur. Ters akışın oluşturduğu olumsuz etkinin ortadan kaldırılmasını sağlamak için palde değiştirilebilir hatve zorunludur.

2.2.6. Hücüm Açısı

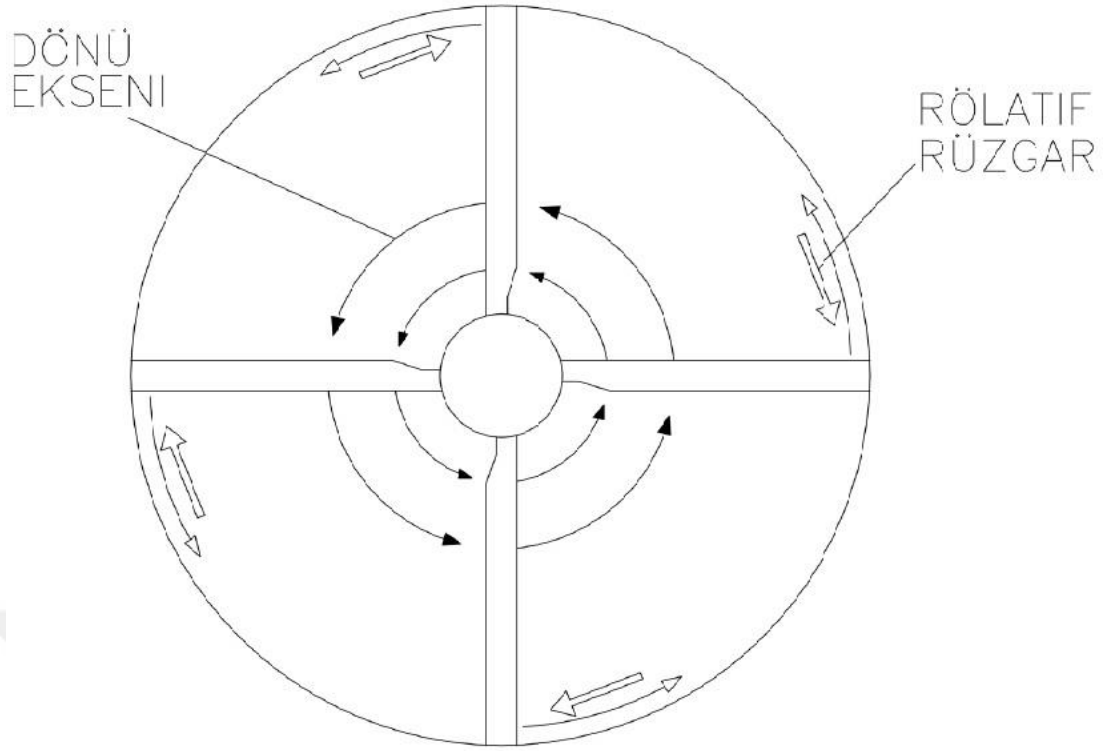
Hücüm açısı, aerodinamik kesitin veter hattıyla, uçuş hattı arasındaki açıdır. Hücüm açısı aerodinamik kesit tarafından üretilen kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerinin miktarını belirleyen temel faktörlerden biridir (Şekil 2.13).



Şekil 2.13. Hücüm açısı

2.2.7. Dönme Hızı

Rotor pallerinin dönüşü, rotor sisteminin en basit hareketidir ve dönü rölatif rüzgarını oluşturur. Hover durumunda, rotor palleri üzerine hava akımı rotor sisteminin dönüşüyle elde edilir. Pal dönüşü ve rölatif rüzgâr Şekil 2.14’ te gösterilmiştir.



Şekil 2.14. Pal dönüşü ve rölatif rüzgâr

İtme-çekme kuvveti (Thrust): Thrust, hava aracının uçmasına izin veren bir kuvvettir.

Geri sürüklenme (Drag) kuvveti : Hava aracının hava akımına karşı gösterdiği dirençtir. İtme yönü ile zıt yönde oluşur.

Ağırlık kuvveti: Hava aracının ağırlığını temsil eder. Ağırlık merkezinden etki ettiği kabul edilir.

Taşıma kuvveti: Hava araçlarının yerden havalanmasını sağlayan ve havada tutan kuvvettir.

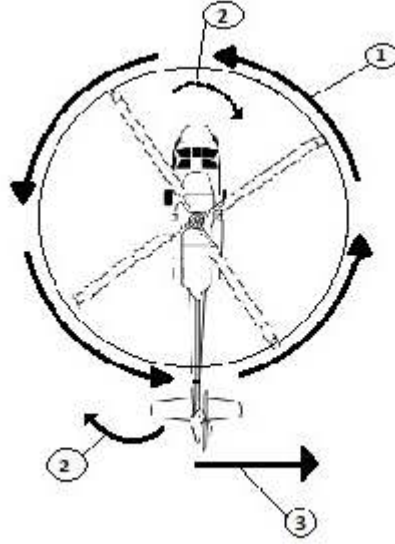
Helikopter üzerindeki kuvvetler Şekil 2.15' te gösterilmiştir.



Şekil 2.15. Helikopter üzerindeki kuvvetler

2.3. Tork Etkisi ve Anti Tork Rotor

Newton'un etki-tepki prensibine göre, rotorun dönme hareketinden dolayı, gövde de ters yönde dönmek ister. Rotor hareketlerinden dolayı, gövdenin ters yönde dönmek istemesine döndürme kuvveti etkisi denir. Hava aracının kontrolünün sağlanması için bir anti döndürme kuvveti gereklidir. Tandem rotorlu ve aynı merkez rotorlu helikopterlerde, iki rotor sistemi ters yönlerde hareket eder ve birbirlerinin dönme etkilerini dengelerler. Helikopterlerin büyük çoğunluğu tek rotorludur. Anti tork etkisi için kuyruk rotoruna ihtiyaç vardır. İlk hareket motor gücünün ana rotoru döndürmesiyle oluştuğu için döndürme kuvveti uygulanan güce ve pilotun yaptığı manevraya bağlıdır. Kuyruk rotoru, değişken hatveli tasarlanmış olup, anti tork etkisi rotoru farklı (zorlu) çevresel durumlarda bile dengelenmesini sağlar. Kuyruk rotoru, transmisyona, buradan şaft ile kuyruk bumundan geçerek ana rotora bağlanır.



Şekil 2.16. Tork etkisi

Tork etkisi Şekil 2.16’da görselleştirilmiştir. 1 numara motordan hareketli ana rotorun dönü istikameti, 2 tork etkisi gövdeyi ana ratorun aksi istikametinde döndürür, 3 kuyruk rotoru, tork etkisini yener ve gövdenin pozitif baş istikametini sağlar [22,23].

2.4. Titreşim ve rezonans

Palin neden olduğu en önemli sorunlardan biri de titreşimdir. Bir sistemde eşit zaman aralıklarında tekrar eden bir hareket periyodik harekettir. Birim zamanda gerçekleşen periyodik hareket sayısı ise frekans olarak tanımlanır. Helikopterlerde frekans ölçümü temel olarak, helikopterin ana rotorunun %1 devirde bir turu olarak alınır. Titreşimin her frekanstaki büyüklüğü ona sebep olan malzemenin ürettiği güce veya bağımlı olduğu diğer bir malzemenin gösterdiği tepkiye bağlıdır.

Dönen pallerin uç kısımlarının aynı düzlemde hareket etmesi gerekir. Farklı düzlemlerde hareket ettikleri zaman, helikopterde; 1/1 ve 2/1 titreşim rezonanslarının oluşmasına sebep olur. Bu da ağırlık merkezinin kaymasına neden olur. Ağırlık merkezinin kaymasıyla dönen ve hareketli olan parçalar farklı frekanstaki titreşimlerini de beraberinde getirir. Pallerin dönmesiyle oluşan titreşimler belirli frekans aralığına göre sınıflandırılmıştır.

- Çok alçak frekans: Bir devirde birden az titreşimdir.
- Alçak frekans: Bir devirde bir veya iki titreşimdir.
- Orta frekans: Bir devirde dört, beş veya altı titreşimdir.
- Yüksek frekans: Kuyruk rotor frekansı ve ona bağlı dönen parçalardır.

Titreşimler genel olarak alçak frekans oluşturmaktadır. Helikopterlerin maruz kaldığı titreşimler;

- Motor devir frekansının ve harmoniklerinin yol açtığı titreşimler
- Helikopterin kafes yapılarının doğal frekansı ile aerodinamik yüklerin frekanslarının birbirleri ile çakışması sebebiyle meydana gelen ve kendi kendini tahrik eden titreşimler şeklinde sınıflanabilir.

Helikopter palleri dönme frekansında periyodik bir tahrike maruz kalırlar. Titreşim analizi yaparken, tahrik periyodik olduğundan tahrik frekansının harmonikleri de göz önünde bulundurulur. Bir başka deyişle rezonans frekanslarını belirlerken, tahrik frekansının harmoniklerinin yapının doğal frekansıyla çakışıp çakışmadığının belirlenmesi gerekir. Bu tip analizlerde genelde tahrik frekansı ve harmoniklerinin incelenen yapının doğal frekanslarıyla beraber dönüş frekansına bağlı olarak çizildiği grafikten (Campbell diyagramı) faydalanılır.

İyi bir helikopter pal tasarımı,

1. Doğal frekansların ve titreşim biçimlerinin belirlenmesi
2. Değişen kuvvetlerin belirlenmesi
3. Sönümün değerlendirilmesi ve uygun bir model oluşturulması
4. Seçilen bir yorulma teorisine göre ömür hesabı
5. Teorik olarak çözümü yapılan sistemin deneysel modal analiz yardımıyla elde edilen sonuçları arasındaki ilişkilerin incelenmesi ve teorik sistemin düzeltilmesi dikkate alınarak yapılır. Bir helikopter pal tasarımı yapılırken doğal frekansların ve titreşim biçimlerinin belirlenmesi için;

1. İletim matris yöntemi
2. Dinamik rijitlik matris yöntemi
3. Sınır elemanları yöntemi
4. Sonlu elemanları yöntemi

gibi yöntemler kullanılır. Dönen bir palin en sade temsili, dönme düzlemi içinde veya bu düzleme dik eğilme yapabilen dönen bir Euler-Bernoulli kirişidir [6,20].

2.5. Euler- Bernoulli Kiriş Teorisi

Kiriş veya kolon elemanları, genel anlamda, üç boyutlu uzayda, boyutlarından birinin diğer iki boyutundan daha büyük olduğu bir yapı olarak tanımlanır. Kirişin eksenini, daha uzun olan boyutu boyunca tanımlanır ve bu eksene dik olan kesitin, kirişin açıklığı ya da uzunluğu boyunca değişebildiği varsayılır. İnşaat mühendisliği yapıları, genellikle, T, I veya dikdörtgen şekilli kesitlere sahip yapı elemanlarının montajı ile oluşur. Birçok makine elamanı da kiriş veya kolon elemanları (kaldıraç kolları, şaftlar(miller) vb.) olarak düşünülebilir. Son olarak, uçak kanatları ve gövdeleri gibi bazı havacılık yapıları da ince cidarlı kirişler olduğu varsayılarak yaklaşılabılır. Literatürde “kiriş teorisi” olarak adlandırılan kirişlerin mekaniğinin teorisi yapısal analizde önemli bir rol oynar çünkü bu yaklaşım tasarımcıya çok çeşitli yapıları analiz etmek için basit bir araç sağlar.

Çeşitli varsayımlara dayalı olarak birçok kiriş teorisi geliştirilmiştir ve her bir teori, birbirlerine yakın fakat farklı hassasiyet veya doğruluk seviyelerinde sonuçlar vermektedir. Bu teorilerden en basit ve araştırmacılar tarafından en çok kullanılan, Euler ve Bernoulli tarafından tanımlanmış, Euler-Bernoulli kiriş teorisi olarak adlandırılmış yaklaşımdır. Bu teorinin temel bir varsayımı, kirişin enine kesitinin kendi düzleminde sonsuz derecede rijit olduğu, yani enine kesit düzleminde hiçbir deformasyonun meydana gelmediğidir. Sonuç olarak, düzlem içi yer değiştirme alanı sadece iki doğrultuda rijit gövdenin ötelenmesi ve bir gövdenin de dönmesi ile temsil edilebilir. Bu temel varsayım, sadece kesitin düzlem içi yer değiştirmeleri ile ilgilidir. İki ilave varsayım, bölümün düzlem dışı yer değiştirmeleri ile ilgilidir: deformasyon sırasında, kesitin kirişin deforme eksenine düzlem ve normal kalacağı varsayılmıştır. Örnek olarak Euler Bernoulli yaklaşımına göre ele alınan bir konsol kirişin uzunluğu (ekseni) boyunca sapması (sehim) w , eksenel koordinat x zaman t ile ifade edilirse herhangi bir anda kiriş üzerindeki herhangi bir noktada meydana gelen sehim ya da deplasmanı ifade eden $w(x, t)$ aşağıdaki gibidir [6,20].

$$\rho A \frac{\partial^2 w}{\partial t^2}(x, t) + EI \frac{\partial^4 w}{\partial x^4}(x, t) = 0 \quad (2.1)$$

Denklem 2.1’de; ρ , kiriş yoğunluğunu, A, kirişin kesit alanını, E, Elastisite modülünü ve I, Atalet momentini temsil eder. Bu denklem bir Euler-Bernoulli kirişinin titreşim hareket denklemidir. Kirişin doğal (tabii) frekansı

$$\omega_n = (\beta_n L)^2 \sqrt{\frac{EI}{\rho A L^4}} \quad (2.2)$$

şeklinde ifade edilir. Denklem 2.2’de; ω_n , doğal frekans ve L, kiriş uzunluğudur.

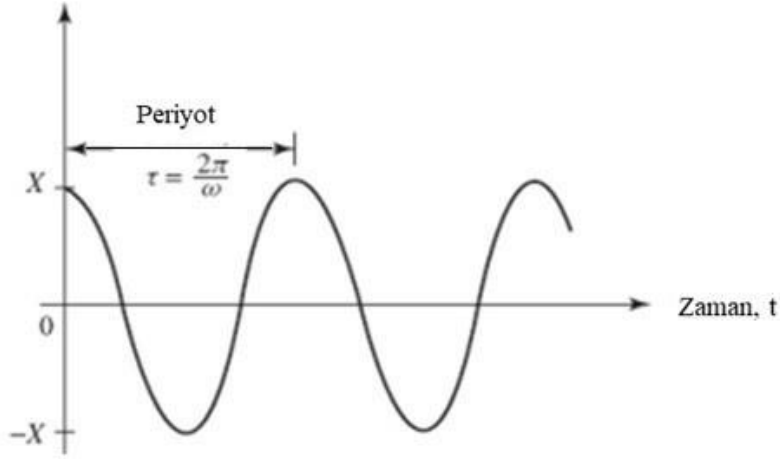
$$\beta_n L = \frac{(2n-1)\pi}{2}, \quad (n = 1, 2, 3 - \infty). \quad (2.3)$$

2.6. Mekanik Titreşimler

Titreşim bir sistemin referans olarak kabul edilen bir eksene göre tekrarlanan hareketi anlamına gelmektedir. Bir maddesel noktanın veya maddesel nokta sisteminin denge konumu etrafındaki salınımıdır. Mekanik titreşimler, genellikle bir sistemin bir etki ile kararlı denge konumundan saptırılması halinde ortaya çıkar. Sistem, geri döndürücü kuvvetlerin etkisi altında ilk konumuna dönme eğilimi gösterir. Fakat sistem genellikle ilk konumuna belirli bir hız kazanmış olarak döner. Eğer sistemde sönüm yoksa saptırılmış konum ile kararlı konumu arasında daimî olarak gelir gider. Titreşim günümüzde birçok alanda karşımıza çıkmakla birlikte yer yer istenen bir durum olabilirken yer yer de yıkıcı sonuçlara sebebiyet verebilmektedir. Havacılık, uzay mühendisliği ve diğer endüstriyel alanlarda birçok uygulamaları mevcuttur. Örneğin; helikopter kanatları, uçak kanatları, rüzgâr türbinleri ve esnek kolları olan robotlar gibi sistemlerde görülür. Mühendislik açısından titreşimlerin incelenmesi önemli bir konu olarak karşımıza çıkmaktadır.

Titreşimde cisimlerin salınım hareketleri ele alınır. Bu hareketler kendiliğinden gerçekleşebileceği gibi dış bir zorlanma sonucu da meydana gelebilmektedir. Sabit zaman aralıklarında gerçekleşen titreşim hareketlerine periyodik titreşimler denilmektedir. Şekil 2.17 ‘de periyodik bir titreşim hareketinin yer değiştirme-zaman ilişkisi görülmektedir.

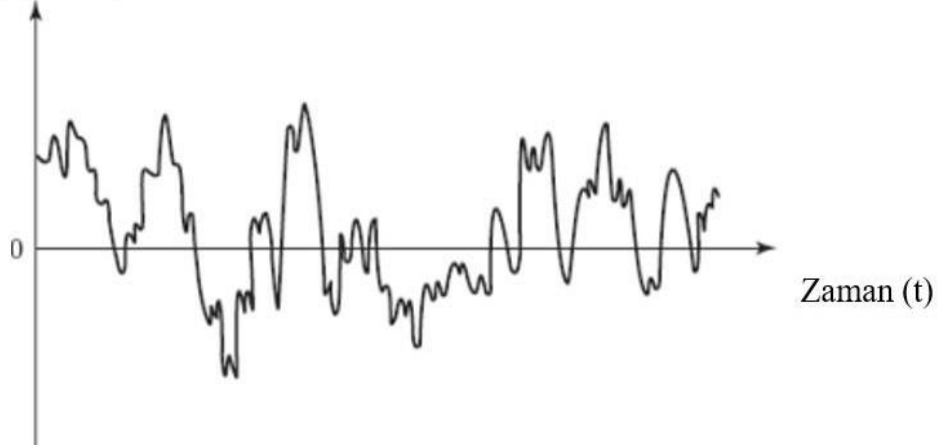
Yer Değiştirme $x(t)$



Şekil 2.17. Periyodik titreşimler

Bu grafikte T periyodu, ω açısal frekansı, X hareket genliğini ve t zamanı göstermektedir. Her hareket periyodik olmak zorunda değildir. Periyodik olmayan hareketlerde hareket sabit bir zaman aralığında tekrarlanmamakta, rastgele olarak gerçekleşmektedir. Şekil 2.18 rastgele titreşim karakteristiğini göstermektedir.

Yer Değiştirme (x)



Şekil 2.18. Rastgele titreşimler

2.6.1. Titreşim sınıfları

Titreşim problemleri aşağıdaki şekilde sınıflandırılabilir

- Serbest ve zorlanmış titreşimler
- Sönümsüz ve sönümlü titreşimler

- Doğrusal (linear) ve doğrusal olmayan (nonlinear) titreşimler

2.6.1.1. Serbest ve Zorlanmış Titreşimler

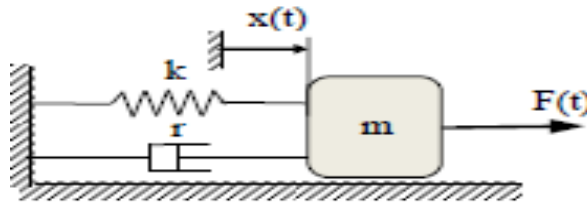
Sisteme herhangi bir dış müdahale olmadan titreşim hareketi yapıyor ise böyle titreşimlere serbest titreşimler adı verilmektedir. Eğer sistem dış bir zorlama etkisi altında titreşim hareketi yapıyor ise böyle titreşimlere zorlanmış titreşimler denilmektedir. Zorlayıcı dış etkenler kuvvet, yük, dönme vb. sebepler ile oluşabilmektedir.

2.6.1.2. Sönümsüz ve Sönümlü Titreşimler

Sistemde sürtünme vb. dirençler ile enerjide kayıp yaratacak etkiler mevcut değilse sistem sönümsüz olarak kabul edilmektedir. Eğer bu tarz etkiler mevcut ise sistem sönümlü olarak kabul edilmektedir. Sönüm etkisi oluşturan kuvvetlere viskoz sönüm kuvvetleri denilmektedir. Titreşim sisteminde sönüm etkisi yoksa sönümsüz titreşim, sönüm etkisi varsa sönümlü titreşim tanımlamaları yapılabilir.

2.6.1.3. Doğrusal (Linear) ve Doğrusal Olmayan (nonlinear) Titreşimler

Titreşim sisteminin elemanlarının hepsi doğrusal bir davranışa sahip ise böyle titreşimler doğrusal ya da lineer titreşimler olarak adlandırılır. Şekil 2.19' de bir doğrusal sistem örneği gösterilmektedir. Eğer sistem elemanlarından herhangi biri ya da birkaçı doğrusal olmayan bir davranışa sahip ise bu tarz sistemlere ise doğrusal olmayan ya da nonlinear sistemler denilmektedir.



Şekil 2.19. Lineer titreşim hareketi yapan bir sistem

Helikopter uçarken zamanla değişen aerodinamik kuvvetlere maruz kalır. Zamana bağlı kuvvetler, paller dönerken üzerindeki hız dağılımlarının ve hücum açılarının değişimlerinden anlaşılır. Zamana bağlı olan bu kuvvetler, pallerin

helikopter gövdesine bağlandıkları rotor gövdesini tahrik eder. Bu kuvvet akışının tam ters yönünde gövdede oluşan kuvvet ve momentler palleri tahrik eder [20].

3. HELİKOPTER PALLERİ VE TASARIMI

3.1. Pervane Tasarımları

Pervaneler farklı ölçülerde, pal sayısında, pal şeklinde, sabit hatveli, yerde veya uçuşta ayarlanabilir hatve özelliğine sahip, değişken hatveli veya sabit hızlı olabilmektedir. Bu özelliklerin yanı sıra, ağaç, metal veya kompozit malzemelerden üretilmektedir. Ağaçtan üretilen pervaneler genellikle sabit hatveli veya yerde/uçuşta ayarlanabilen hatve özelliklerde olan hafif hava araçlarında kullanılmaktadır.

Küçük iki palli sabit hatveli bir pervane düşük güçlü pistonlu motora sahip küçük hava aracı için yeterli olmakla beraber, yüksek oranlarda güç üretebilen motorlar için daha fazla palli pervane tasarımı gereklidir. Motor gücü yanı sıra, hava aracının hızı ve manevra kabiliyeti için gerekli hatve ile pal açısını sağlayabilecek pervane tasarımına ihtiyaç duyulmaktadır.

3.2. Ahşap, Kompozit ve Metal Pervaneler

Pervaneler ahşap, çelik, alüminyum veya kompozit malzemeden üretilir. Tarihi sürece bakıldığında, havacılık sektöründe ilk olarak pervaneler ağaçtan üretilmekteydi. Hasarlanma oranları yüksek olması nedeniyle iki farklı türden malzeme ile pervane üretimleri havacılık sektörüne katılmıştır. Çelik pervaneler buna bir örnektir.

Günümüzde dayanımının yanı sıra hafiflik ihtiyacı doğrultusunda alüminyum alaşımlardan pervane üretilmektedir. Kolay şekillendirilebilme ve hafif özellikleri nedeni ile kompozit malzemelerde üretiminde kullanılan diğer bir malzeme türü olarak kullanılmaktadır. Her biri farklı özelliklere sahip malzemelere ilişkin bir takım avantaj ve dezavantajlar bulunmaktadır.

a) Ahşap Pervaneler:

Sabit hatveli ahşap pervaneler, havacılık sektöründe düşük devirli küçük hava araçlarında uzun dönemler kullanılan bir pervane türüdür. Hatveler, meteorolojik koşullar, yük durumu, irtifa vb. ihtiyaçlara göre üretim aşamasında tasarlanırlar.

Ahşap pervaneler, yüksek hatve durumlarında titreşimleri emme özelliğine sahip olma avantajı olmakla beraber, hasarlanma ihtimali yüksekliği ve meteorolojik koşullardan olumsuz etkilenmesi dezavantajları bulunmaktadır.

Üretim aşamasında pervane kaba bir balans işlemine tabi tutulur. İnce balanslama cila öncesinde yapılır. Balans işlemi hafif olan pal üzerine ilave cila uygulanmak suretiyle yapılarak sonuçlandırılır.



Şekil 3.1. Ahşap pervane



Şekil 3.2. Metal/ Kompozit pervane

Pal uçları ve hücum kenarları metal levhalar ile kaplanmak suretiyle yamaha (yabancı maddeler sebebiyle hasar) vb. dış etkenlere karşı korunmaktadır. Uçak park edildiğinde iki palli ahşap pervane, rutubetin aşağıda kalan palde toplanarak balans bozukluğuna sebep olmasını önlemek için yatay düzlemde yere paralel olarak bırakılmalıdır.

b) Kompozit (Fiberglas) Pervaneler:

Kompozit malzemeler, farklı özelliklere sahip, birbiri içerisinde pratik olarak çözilemeyen iki ya da daha fazla kimyasal malzemenin birleştirilmesi sonrası oluşan malzemelerdir. Fiberglas paller, cam elyaf ve reçine levhalarından imal edilir. Havacılık sektöründe kompozitlere yönelme, hafiflik, maliyet etkinlik ve performans nedenleri ile tercih edilmiştir.

Kompozit pervane pallerinin; hafifliği, ömürlerinin uzun olması, üzerine binen yük ve titreşimleri emebilmesi, hasar limitlerinin yüksek ve tamir edilebilmesi gibi özellikleri kompozit pervanelerin avantajı olarak öne çıkmaktadır. Ayrıca kompozit yapılar, korozyona ve zararlarına karşı koyacak şekilde imal edilebilirler. Kompozit pervane pallerinin dezavantajı veriminin metal pervanelere göre düşük olmasıdır.

Kompozit pallerde dışarıdan bakıldığında anlaşılamayan hasarlanmalar, “Coin Trapping” yöntemi kullanılmak suretiyle tespit edilebilmektedir. Metal para veya benzeri bir malzeme kullanılarak pal yüzeyine hafif ve hasarlanmayacak şekilde vurulup ses değişikliklerini ve ezilmeleri/boşlukları algılamak suretiyle hasar tespiti yapılabilir. Bu kontrol her iki palin tüm yüzeyi ile hücum kenarları metal kaplamalarına uygulanmalıdır. Hasarlanma tespit edilen yerde normal çıkan ses yerine daha farklı bir ses algılanmakta ve yüzeyin ezilmesi/boşluğu anlaşılabilmektedir. Tespit edilen hasar teknik dokümanlarda belirtilen yönergelerdeki limitlere göre tamir edilir.

c) Alüminyum Alaşımli Pervaneler:

Dayanım ve hafiflik özelliklerinin birlikte bulunabildiği alüminyum alaşımlar, günümüzde pervane imalatında sıklıkla kullanılan malzeme türüdür. Alüminyum, metalik özellikleri ve daha verimli bir aerodinamik yapı olmasından dolayı daha çok tercih edilmektedir. Alüminyum pervaneler motorun soğutulmasını da sağlar.

Bakımı kolay ve maliyeti düşük olmasından dolayı alüminyum pervaneler daha çok tercih edilir. Bakım ve kontroller teknik dokümanlarda belirtilen hususlar göz önüne alınarak yürütülür. Limit harici hasar tespit edildiğinde, pal onarımına gönderilmelidir.

d) Çelik Pervaneler:

Ağır bir metal olduğundan günümüzde yaygın şekilde kullanılmamaktadır. Kullanıldığı dönemde ağırlığı nedeniyle, paller içi boş imal edilerek köpüklerle doldurularak güçlendirilmiş hem de pervane üzerine etkiyen titreşimler kısmen azaltılmıştır.

3.3. Kompozit ve Metal Pervanelerin Yapım Yöntemleri ve Kullanılan Malzemeler

3.3.1. Metal Yapıştırma Yöntemi:

Normal perçin, cıvata gibi bağlantı elemanlarını kullanarak farklı yapıda metalleri birleştirmek güçtür ve istenilen verimi sağlayamamaktadır. Farklı imalat yöntemleri ile üretilmiş metaller birbirlerine yapıştırılarak metal pal ve uçuş kumanda yüzeyleri elde edilebilmektedir. Yüzeysel yüklere dayanıklı ve hafif bir yapı elde etmek için iki metal malzeme arasına yine metal olan bal peteği bir dolgu malzemesi yapıştırılır.

3.3.2. Kompozit Parça Yapım Yöntemi:

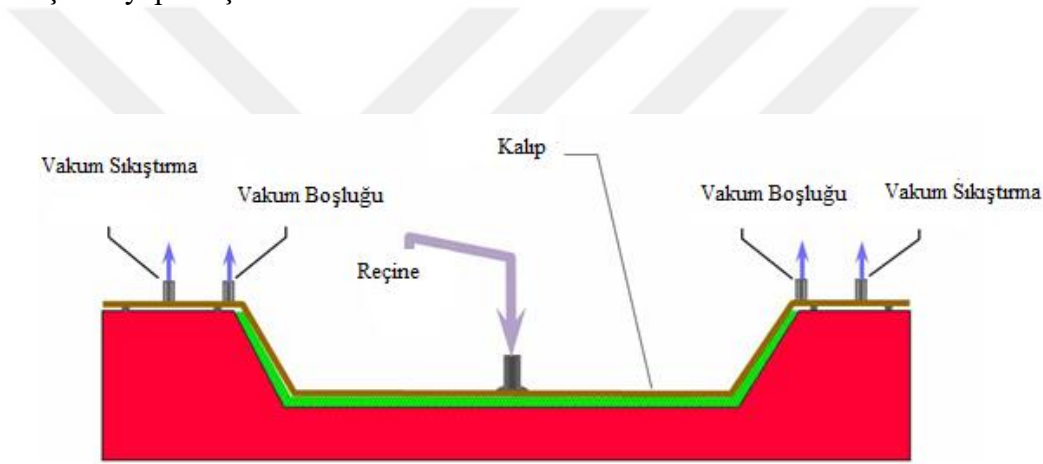
a) Elle Serme (Hand Lay-Up), Islak yöntem (Wet process); Elyaf güçlendirici tabakalar açık bir kalıpta belirli açıyla elde serilip, reçineler malzeme üzerine emdirilerek, oda sıcaklığında talep edilen kalınlığa ulaşınca kadar sertleşmeye bırakılır. Bu yöntemde cam elyaf (fiberglas) ile polyester reçine kullanılır.

b) Pregreg ile Elle Serme Vakum Altında Oda Sıcaklığında Kürleme (Curing); Pregreg malzemeler reçine emdirilerek belirli bir sertleşmede olan kumaş örgülü veya tek yönde sarılmış elyaflardan oluşan kumaş görünümlü, rulo halinde saklanan kompozit ham bir malzemelerdir. Pregreg malzemesi ömürlük malzeme olmasından dolayı soğuk hava ortamlarında saklanmaktadır. Toz almayan ortamda şekil verici

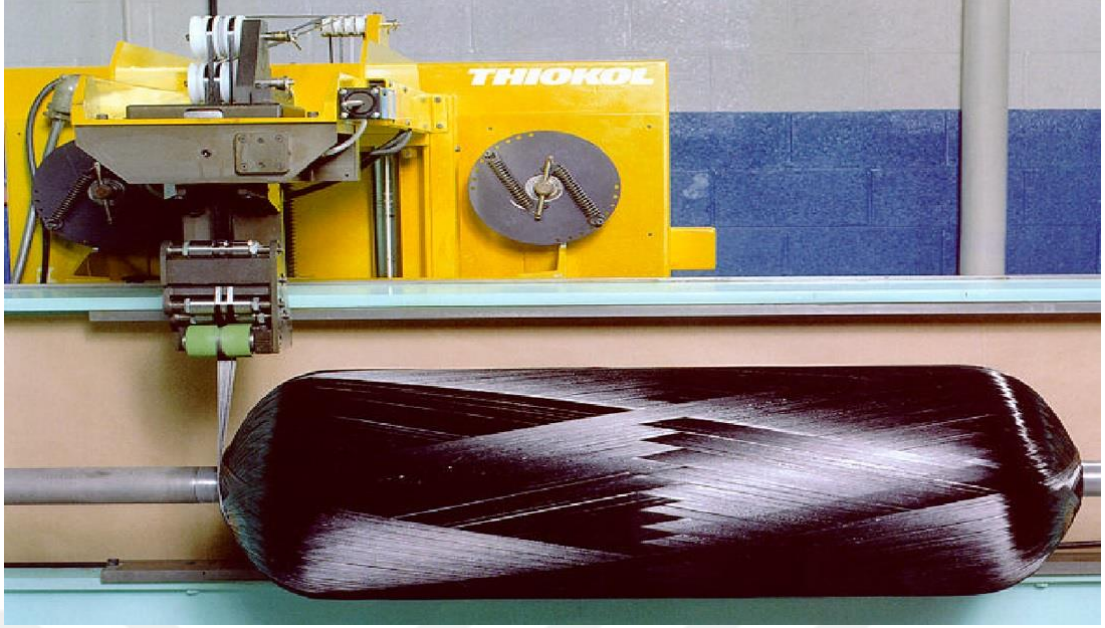
kalıba talep edilen ölçüde ve miktarda serilir. Hava ile teması kesilecek şekilde vakum işlemi gerçekleştirilerek sertleşene kadar oda sıcaklığında bekletilir.

c) Pregreg ile Elle Serme, Fırında veya Otoklavda Basınç ve Isı ile Kürleme (Curing); Sertleştirme işlemi fırın ya da otoklav ile basınç ve ısı verilerek havası boşaltılmış kalıplardaki pregreg gerçekleştirilir.

ç) Reçine Transfer Kalıplama (Resin Transfer Moulding, RTM) Yöntemi; Havayla teması kesilmiş kalıp içinde bulunan elyaf güçlendiriciye basınçla reçine verilir, kalıbın diğer tarafından da vakumla reçinenin emilmesi sağlanır. Son olarak malzemenin basınç altında pişirilmesi için kalıp ısıtılır böylelikle polimerleştirme işlemi yapılmış olur.



Şekil 3.3. RTM yöntemi ile üretim



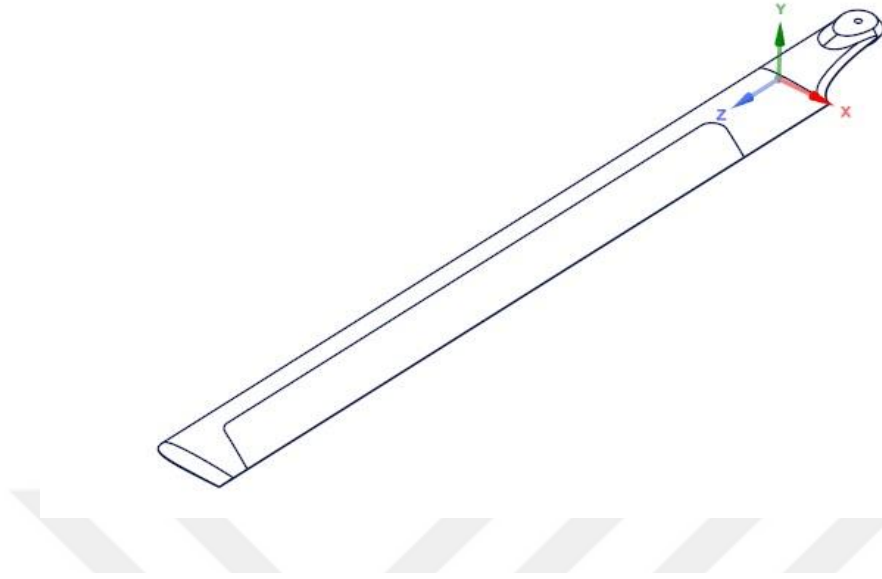
Şekil 3.4. Fiber takviye (AFR) yöntemi

d) Fiber Takviye Yöntemi (Advanced Fiber Replacement) AFR; Elyaf kalıba özel bir cihaz ile yerleştirilir. Bu yöntem ile yekpare kanat ve kuyruk parçaları yapılmaktadır [22].

3.4. 3B Modelleme

Bu tez kapsamında tasarlanan helikopter palinin genişliği 61 mm, uzunluğu 675 mm ve pal açısı 15 derece olarak alınmıştır. İzotropik ve ortotropik malzemeler seçilmiştir. Sonlu eleman yöntemi tabanlı Ansys paket programı kullanılarak modellerin sonlu eleman dinamik analizleri yapılmış sonuçlar karşılaştırılmıştır.

Helikopter palinin üç boyutlu (3B) katı modeli Solidworks programı kullanılarak oluşturulmuştur (Şekil 3.5).



Şekil 3.5. Helikopter palinin 3B katı modeli

3.4.1. Malzeme ve Özellikleri

Seçilen, bal peteği, karbon fiber (395GPa) ve titanyum alaşım malzemelerin Ansys kütüphanesinden alınan mekanik özellikleri Tablo 3.1’ de gösterilmiştir.

Tablo 3.1. Malzeme özellikleri tablosu (Ansys kütüphanesinden alınan)

Malzeme	Özellikleri
Bal peteği	$E_x=0,001$ GPa, $E_y=0,001$ GPa, $E_z=0,255$ GPa, $\mu_{xy}=0,49$, $\mu_{yz}=0,001$, $\mu_{xz}=0,001$, $G_{xy}=0,1 \times 10^{-9}$ GPa, $G_{yz}=0,037$ GPa, $G_{xz}=0,07$ GPa, $\rho=80$ kg/m ³
Karbon fiber	$E_x=3,95 \times 10^2$ GPa, $E_y=6$ GPa, $E_z=6$ GPa, $\mu_{xy}=0,2$, $\mu_{yz}=0,4$, $\mu_{xz}=0,2$, $G_{xy}=8$ GPa, $G_{yz}=2,1429$ GPa, $G_{xz}=8$ GPa, $\rho=1800$ kg/m ³
Titanyum Alaşım	$E=96$ GPa, $\mu=0,36$, $K=1,1429 \times 10^2$ GPa, $G=3,5294 \times 10$ GPa, $\rho=4620$ kg/m ³

4. SONLU ELEMAN YÖNTEMİ

Sonlu eleman prensibinde, analiz edilecek yapının geometrisi küçük (alt) geometrik bölümlere ayrılarak (ağ örgüsü, mesh) bunların ayrı ayrı analiz sonuçlarını uygun şekilde birleştirilip bütün bir yapı geometrisin analiz sonucu ortaya konur.

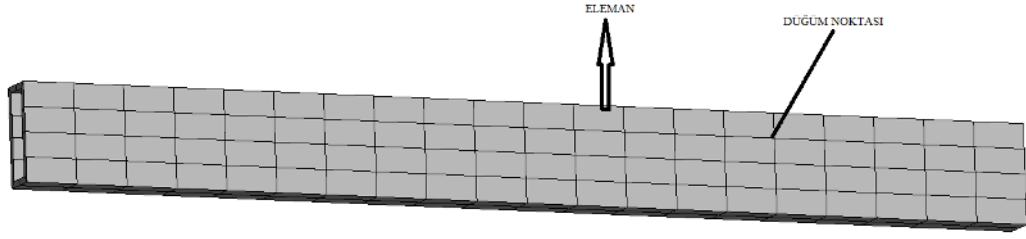
Sonlu eleman yöntemi, yapıyı düğüm noktalarına ve elemanlara ayrıştırır. Her bir eleman için denklem (ifade) geliştirir. Bütün elemanları birleştirerek global denklem takımlarını (matris) oluşturur. Sınır ve başlangıç koşulları ve yüklerin de uygulanmasıyla düğüm noktalarındaki belirlenmek istenen değişken değerlerinin bulunmasını sağlar.

Bir mühendislik sistemini anlayabilmek için onun matematiksel bir modeli oluşturulur. Bu matematiksel model oluşturulurken bazı kabuller ve basitleştirmeler yapılabilmektedir. Bunların sonucunda diferansiyel denklem yapısında matematik model elde edilmektedir. Bu diferansiyel denklemlerin çözümleri genellikle çok zor olmaktadır. Günümüz teknolojisi ile gelişen bilgisayar sistemleri bu denklemlerin çözülmesini kolaylaştırmaktadır. Bu teknolojilerin gelişmesi ile daha da önem kazanan Sonlu Eleman Yöntemi ile mühendislik problemleri çözülebilmektedir.

Sonlu eleman yöntemi ile çok kompleks şekillere ve yüklemelere sahip ve farklı mühendislik alanlarından problemlerin çözümü gerçekleştirilebilmektedir. Bunlara örnek olarak ise; akış problemleri, ısı problemleri, dinamik problemler vb. verilebilir. Sonlu eleman yöntemi ile elde edilen sonuçlar kesin sonuçlara oldukça yakın değerler vermektedir.

Sonlu elemanlar yöntemi sürekli fonksiyonları bölgesel sürekli fonksiyonlar ile sağlar. Bir eleman içerisinde hesaplanması istenen büyüklüğün değeri o elemanın nodlarındaki değerler kullanılarak interpolasyon yöntemiyle bulur. Bu nedenle sonlu elemanlar yönteminde bilinmeyen ve hesaplanması istenen değerler düğüm noktalarındaki (nodlardaki) değerlerdir.

Sonlu eleman yönteminde sistem çok sayıda küçük parçalara ayrılır. Bu elemanların her birine sonlu eleman denilmektedir. Bu şekilde mühendislik problemleri çok sayıda sonlu elemana bölünerek çözülür. Şekil 4.1’de sonlu eleman yöntemine uygun olarak elemanlarına ayrılmış bir konsol kiriş örneği verilmiştir.



Şekil 4.1. Sonlu eleman yöntemine göre elemanlarına ayrılmış bir konsol kiriş modeli.

Sonlu eleman yöntemi ile düğüm noktalarında istediğimiz değişkenlere (gerilme, sıcaklık vb.) ait değerleri elde edebilmektedir. Ancak düğüm noktaları arasındaki bölgeler hakkında da fikir sahibi olabilmek için şekil fonksiyonları adı verilen ifadelerin elde edilmesi gerekmektedir. Bu işlem yapılırken ise bulmaya çalıştığımız değişkene uygun mertebeden şekil fonksiyonunun seçilmesi gerekir.

4.1. Sonlu Elemanlar Yönteminin Avantajları

1-Sonlu elemanlar yöntemi karmaşık geometrilere sahip yapıların incelenmesinde kullanılır. Yapının çözümünü gerçekleştirilebilmesi için yapıyı alt bölgelere ayırarak sonlu elemanlar yöntemi kullanılır. Alt bölgelere ayrılan yapının çözümü daha hassas yapılır. Bu yönüyle sonlu elemanlar yöntemi diğer sayısal yöntemlerden daha kullanışlıdır.

2-Sonlu elemanlar yöntemi karmaşık malzeme özelliklerine sahip yapılara kolaylıkla uygulanabilir. Bir bir bölgesinde malzeme açısından farklılık gösteren, non-lineer, anizotropik, zamana bağlı, sıcaklığa bağlı malzeme özelliklerine göre çözüm sağlar.

3-Sonlu elemanlar yönteminde sürekli, süreksiz veya değişken yükler kolaylıkla ele alınabilir.

4-Yapıya ait fiziksel ve matematiksel verileri işler.

5-Tasarım aşamasında olan ürünlerin performanslarının kontrolünü sağlar.

6-Yapının farklı işletme koşullarına göre uygunlunun değerlendirilmesine yardımcı olur.

7-Yapıda oluşacak problemlerin tasarım aşamasında öngörülüp çözümlenmesini sağlar.

4.2. Sonlu Elemanlar Yönteminin Dezavantajları

1-Sonlu elemanlar yönteminin, çatlama, kırılma, temas problemleri, non-lineer malzeme davranışı gibi durumların söz konusu olduğu bazı problemlere uygulanmasında belli birtakım zorluklar yaşanmaktadır.

2-Sonlu elemanlar yönteminde, çok karmaşık şekillerdeki yapının çözüm amacına göre çözümleme işleminin yapılabilmesi için zamana ve belleği yüksek bilgisayara ihtiyaç duyulmaktadır.

3-Malzemenin doğru bir şekilde ağ yapısına (örgüsüne) ayrılması ve giriş bilgilerinin hatasız olması gerekir. Burada yapılacak hata analiz sonuçlarının hatalı olmasına sebep olur.

4.3. Sonlu Eleman Yönteminin Uygulama Adımları

Sonlu elemanlar yöntemi uygulama adımları üç aşamada gerçekleştirilir. Bunlar Pre-processing (ön işlem süreci), Solution (çözüm) ve Post-processing (son işlem süreci) adımlarıdır.

4.3.1. Ön İşlem Süreci (Pre – Processing)

Yapının sonlu eleman modeli ağ örgüsünü kurularak analize hazır hale getirilmesini sağlar. Bu aşama sırasıyla modelleme, eleman seçimi, malzeme özelliklerinin belirlenmesi, sonlu eleman modeli için ağ örgüsü oluşturma, yüklerin ve sınır koşullarının belirlenmesi ile tamamlanır.

a) Modelleme: İlk olarak çözümü yapılacak modelin geometrik yapısı oluşturulur.

b) Eleman Seçimi: Uygun eleman seçimi yapılan analiz türüne ve yapının geometrik şekline göre yapılır.

c) Malzeme özelliklerinin belirlenmesi: Yapının karakteristik özelliği malzemenin özelliklerine (değerlerine) bağlıdır. Bu değerler elastisite modülü, poisson oranı, kayma modülü, ısı genleşme katsayısı ve benzeri gibi değerlerdir.

d) Sonlu eleman modeli ağ örgüsü oluşturma: Malzemenin kafes yapısının oluşturulduğu kısımdır. Ağ örgüsü ile yapı belli sayıda elemana bölünür.

e) Yüklerin ve sınır koşullarının belirlenmesi: Sınır koşulları yapının mesnetlendiği noktalardır. Bunun dışında dış yük tanımlamaları yapılır.

4.3.2. Çözüm (Solution)

Yükleri ve sınır koşulları belli olan modelin sonlu sayıda oluşturulan elemanları için tesis edilen (kurulan) denklemlerin çözülmesi ve sonuçların ortaya çıkarılması aşamasıdır. Modelin eleman rijitlik matrisi oluşturularak tüm düğüm noktalarındaki yer değiştirmeleri veya sıcaklıklar gibi fiziksel büyüklüklere ait değerler bulunur.

4.3.3. Son İşlem Süreci (Post processing)

Oluşturulan matematiksel modelde düğüm noktalarında yer değiştirme değerlerindeki genlikler, genliklerden gerilmeler hesaplanır. İstenilenleri eleman bazında tablolar halinde listelenir [19].

5. HELİKOPTER PALLERİNİN DİNAMİK ANALİZİ

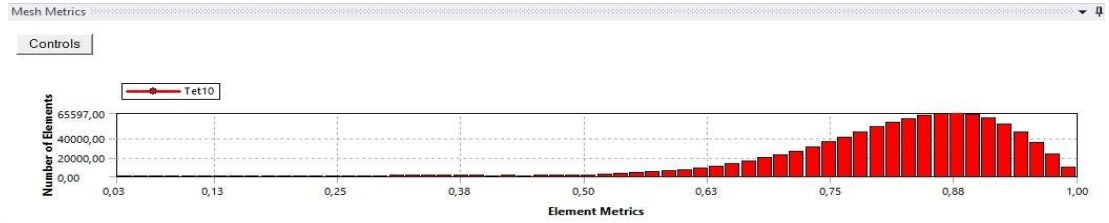
5.1. Modelin Ağ Örgüsü

Bal peteği, Karbon fiber ve Titanyum alaşım malzemeleri ile benzetim (simülasyon) yapılmıştır. Her malzemenin kendine özgü doğal (tabii) frekansı vardır. Doğal frekansı daha yüksek olan malzemelerin rijitlik daha yüksektir. Bu sebeple ilk olarak malzemelerin doğal frekansları ile rijitliği kıyas edilecektir. Öncelikle malzemelerin 6 mod şekli dikkate alınarak sonlu elemanlar analizleri yapılmıştır. Şekil 5.1.'de helikopter pali ağ yapısı gösterilmiştir. Eleman ölçüsü (Element size) 3 mm

Şekil 5.1. Helikopter palı ağ örgüsü

34

Sınır koşulları ana rotor kısmına bağlanılan sabit destek kısmı seçilmiş ve mesnetli olduğu nokta ifade edilmiştir. Aşağıdaki Şekil 5.3’ te gösterilen resimde ağ (mesh) kalitesinin 1’e doğru yaklaştığını gösterir. Eleman parametresi (element metrics) kısmı seçilen ağ örgüsündeki kalite boyutunu ifade eder, eleman numarası (number of elements) kısmı da bilinen noktalarda kaç adet elemanın olduğunu ifade eder.

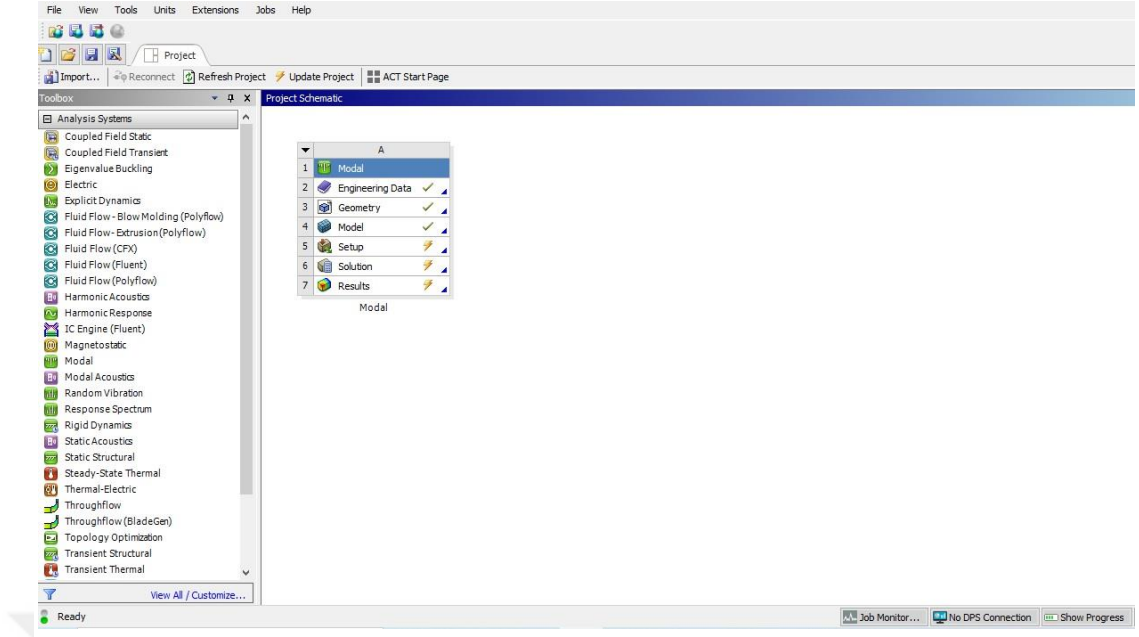


Şekil 5.3. Ağ örgü (mesh) kalitesi

5.2. Modal Analiz

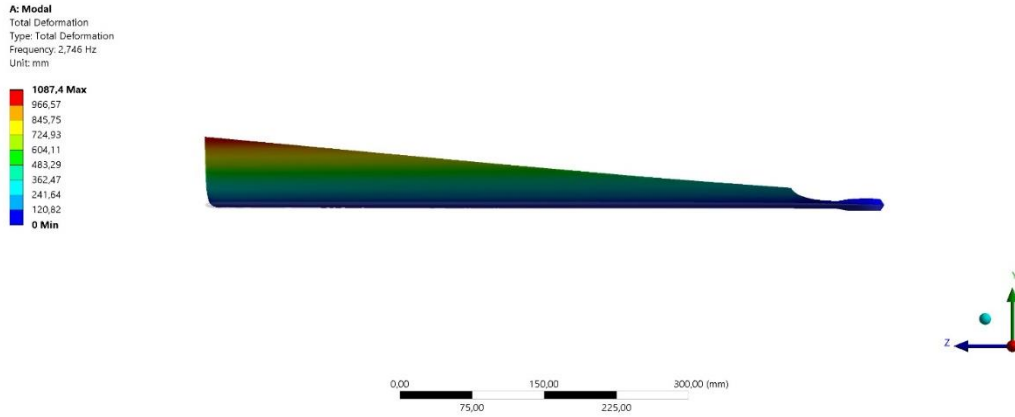
Modal analiz, bir yapının ya da makine parçasının tasarım aşamasında doğal titreşim karakterini (örn. doğal frekans) belirlemede kullanılmaktadır. Sisteme ait doğal freanslar ve bunlara bağlı mod yapıları dinamik analizde çok önemli parametrelerdir. Birinci mod düşey yön boyuna hareket (y yönü), ikinci mod yatay yön enine hareket (x yönü), üçüncü mod eğilme modu, dördüncü ve beşinci mod ise burulma modlarıdır. Şelik 5.4 Ansys paket programındaki modal analiz şablonunu göstermektedir.

Titreşimin azalması ile malzemelerin ömrü uzar, hava araçlarında daha fazla saat uçuş gerçekleştirilmiş olur. Titreşimin azalması ile gerilme düşer, yorulma azalır ve kırılma olmasını engellenir.



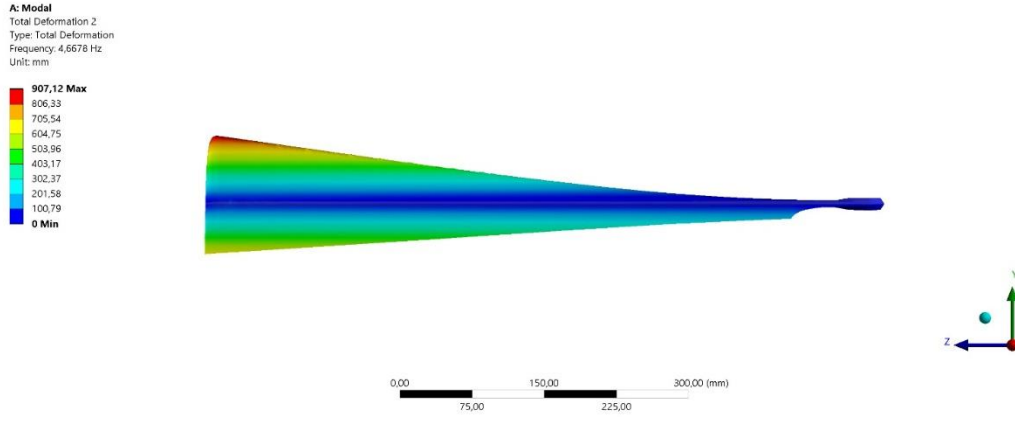
Şekil 5. 4. Ansys paket programında modal analiz şablonu

Seçilen malzemelerin doğal frekanslara ait ilk altı mod şekli gösterilmiştir. Aşağıda verilen mod şekilleri Bal peteği malzemesine aittir.



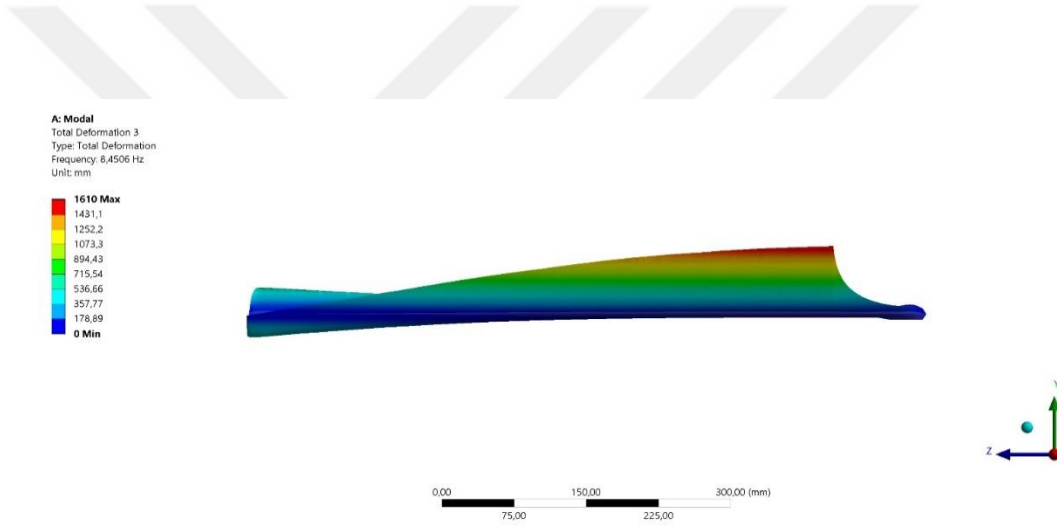
Şekil 5.5. Helikopter palinin 1.mod şekli

Birinci mod doğal frekans değeri 2,746 Hz' dir. Burulma modu oluşmaktadır.



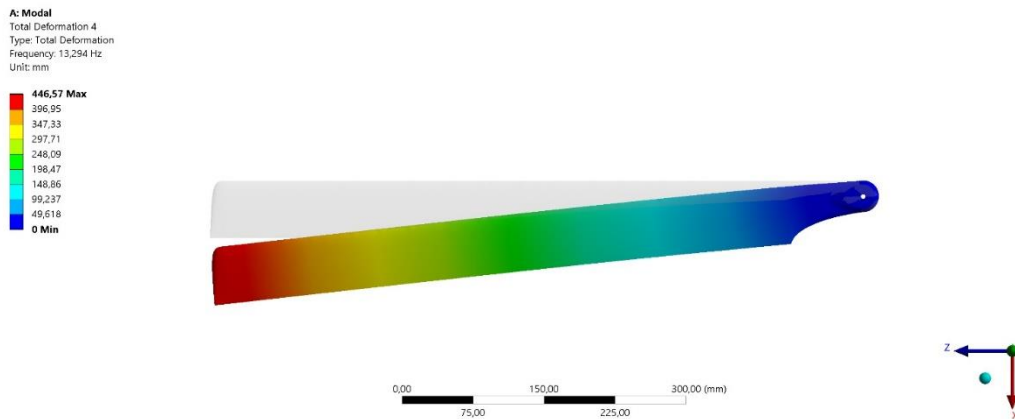
Şekil 5.6. Helikopter palinin 2.mod şekli

İkinci mod doğal frekans değeri 4,6678 Hz' dir. Burulma modu oluşmaktadır.



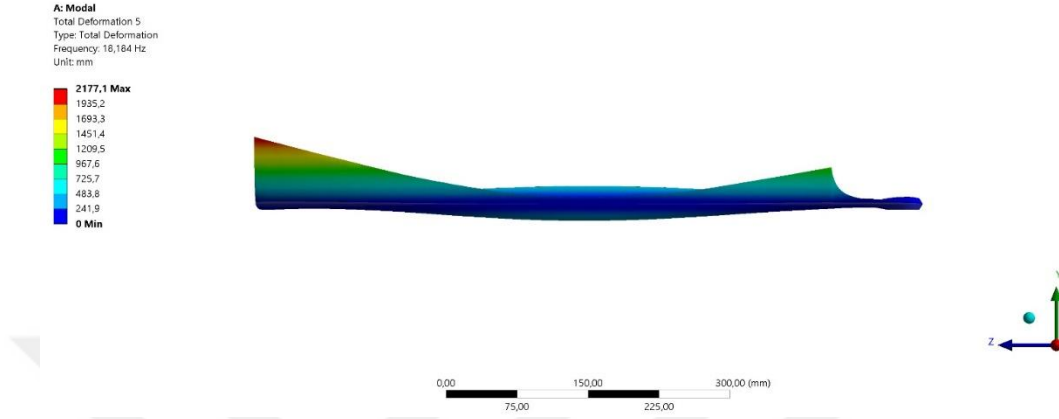
Şekil 5.7. Helikopter palinin 3.mod şekli

Üçüncü mod doğal frekans değeri 8,4506 Hz' dir. Burulma modu oluşmaktadır.



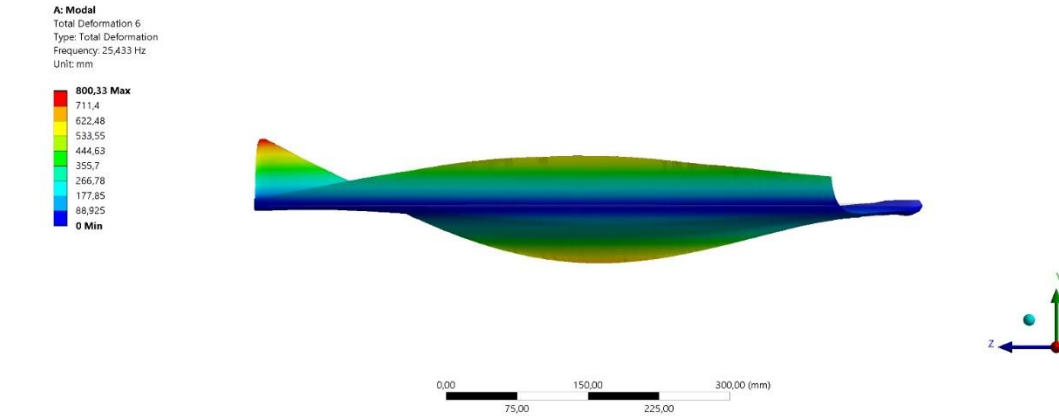
Şekil 5.8. Helikopter palinin 4.mod şekli

Dördüncü mod doğal frekans değeri 13,294 Hz' dir. Yanal (lateral) eğilme modu oluşmaktadır.



Şekil 5.9. Helikopter palinin 5.mod şekli

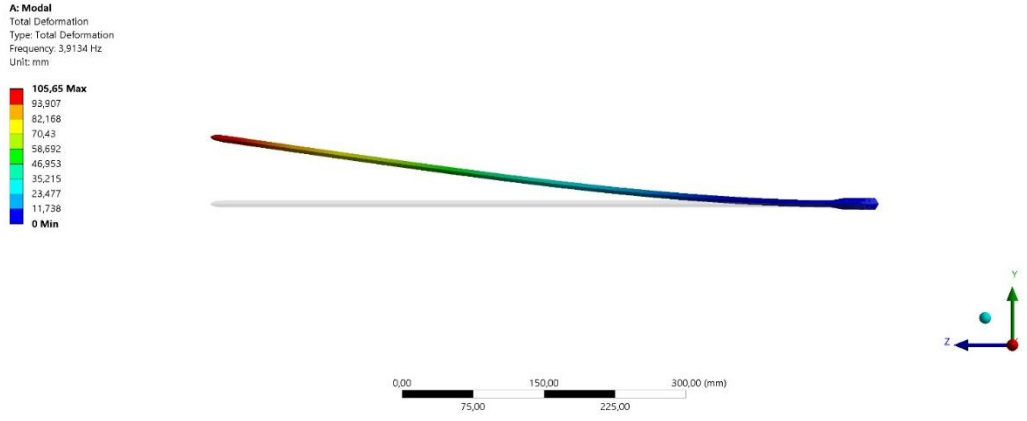
Beşinci mod doğal frekans değeri 18,184 Hz' dir. Burulma modu oluşmaktadır.



Şekil 5.10. Helikopter palinin 6.mod şekli

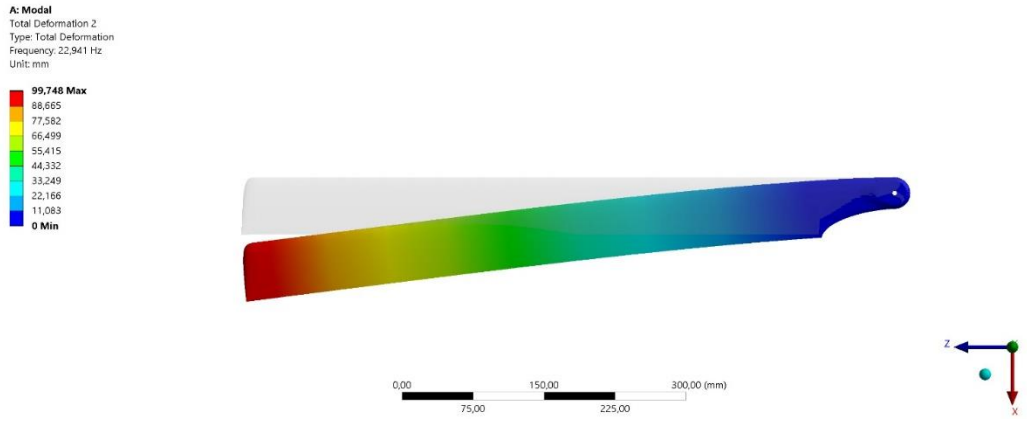
Altıncı mod doğal frekans değeri 25,433 Hz' dir. Burulma modu oluşmaktadır.

Karbon fiber malzemesine ait analiz sonuçları aşağıda verilmiştir.



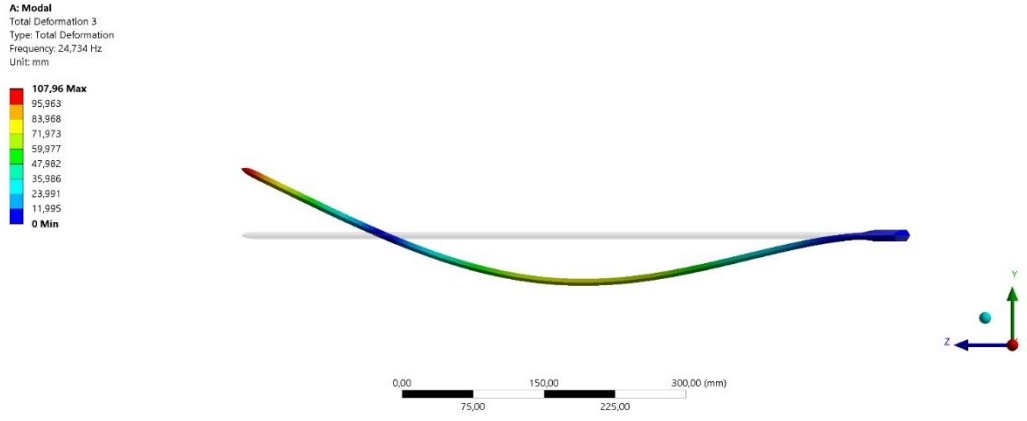
Şekil 5.11. Helikopter palinin 1.mod şekli

Birinci mod doğal frekans değeri 3,9134 Hz’ dir. Enine (transverse) eğilme modunu oluşturmaktadır.



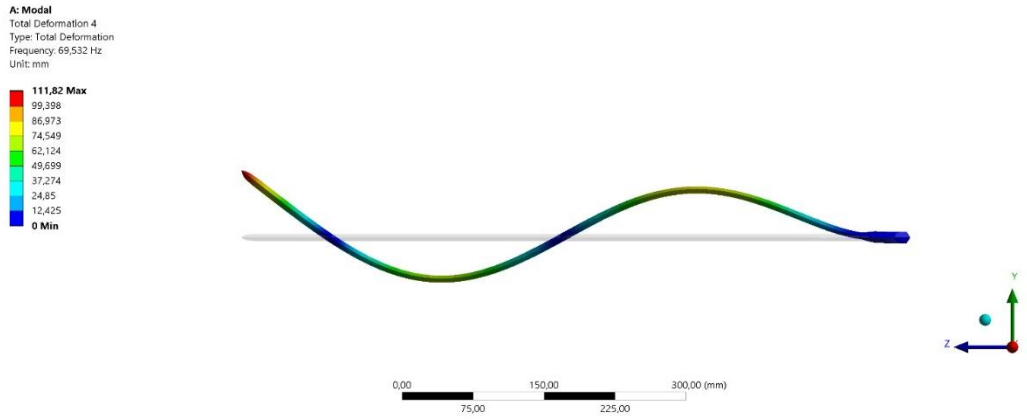
Şekil 5.12. Helikopter palinin 2.mod şekli

İkinci mod doğal frekans değeri 22,941 Hz’ dir. Yanal (lateral) eğilme modunu oluşturmaktadır.



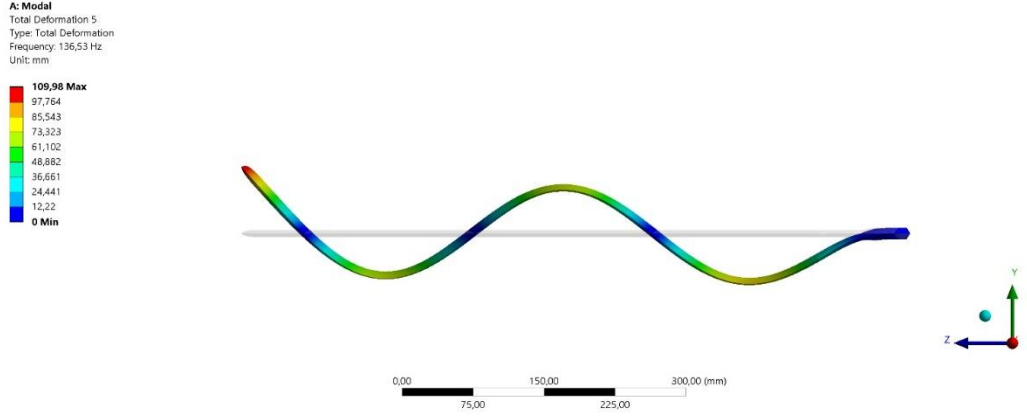
Şekil 5.13. Helikopter palinin 3.mod şekli

Üçüncü mod doğal frekans değeri 24,734 Hz’ dir. Enine (transverse) eğilme modu oluşmaktadır.



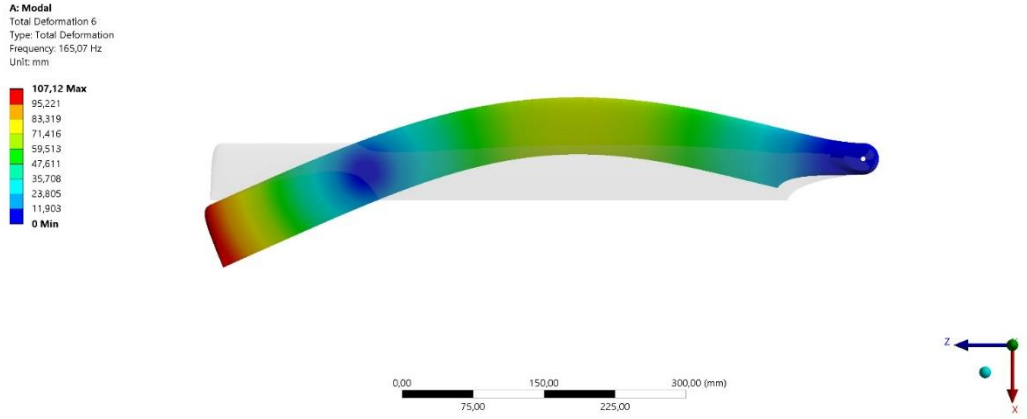
Şekil 5.14. Helikopter palinin 4.mod şekli

Dördüncü mod doğal frekans değeri 69,532 Hz’ dir. Enine (transverse) eğilme modu oluşmaktadır.



Şekil 5.15. Helikopter palinin 5.mod şekli

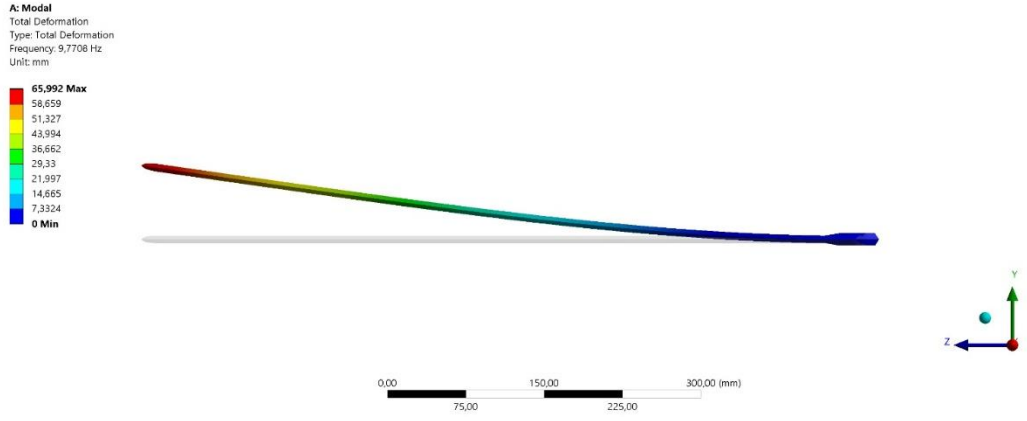
Beşinci mod doğal frekans değeri 136,53 Hz' dir. Enine (transverse) eğilme modu oluşmaktadır.



Şekil 5.16. Helikopter palinin 6.mod şekli

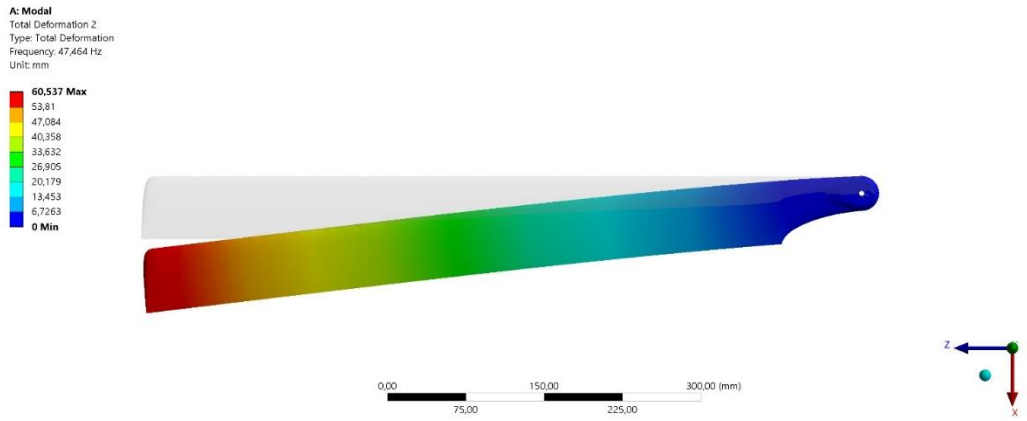
Altıncı mod doğal frekans değeri 165,07 Hz' dir. Yanal (lateral) eğilme modu oluşmaktadır.

Titanyum alaşım malzemesine ait analiz sonuçları aşağıda verilmiştir.



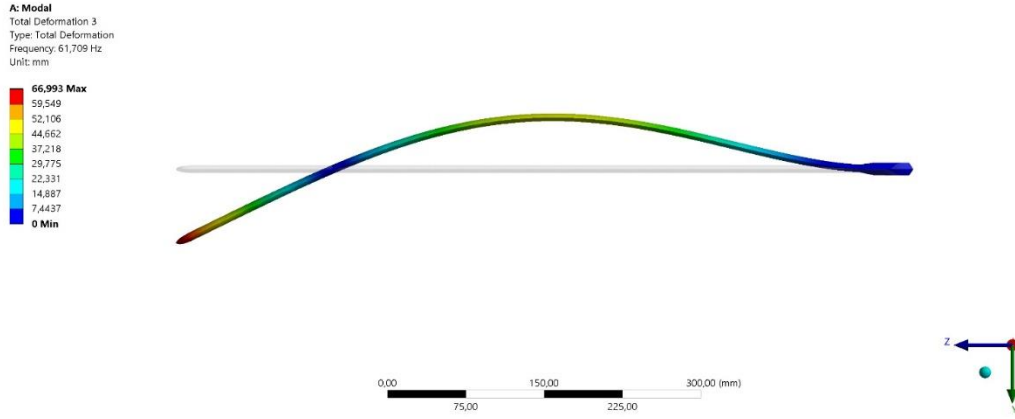
Şekil 5.17. Helikopter palinin 1.mod şekli

Birinci mod doğal frekans değeri 9,7708 Hz’ dir. Enine (transverse) eğilme modu oluşmaktadır.



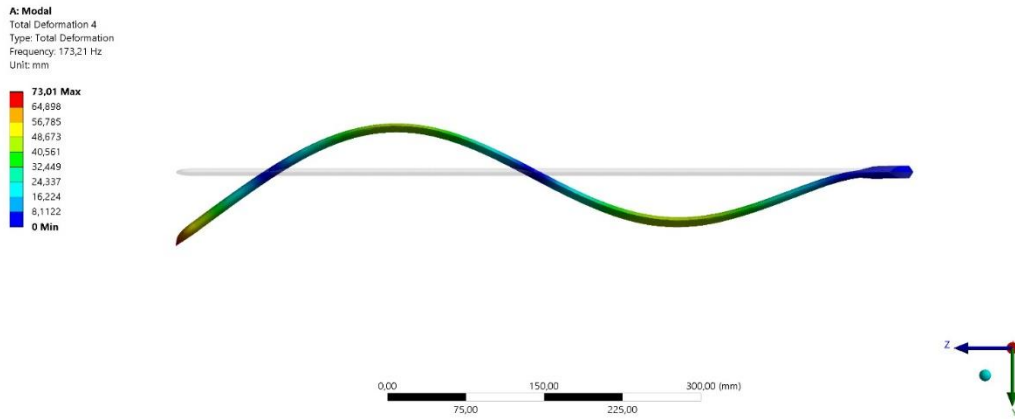
Şekil 5.18. Helikopter palinin 2.mod şekli

İkinci mod doğal frekans değeri 47,464 Hz’ dir. Yanal (lateral) eğilme modu oluşmaktadır.



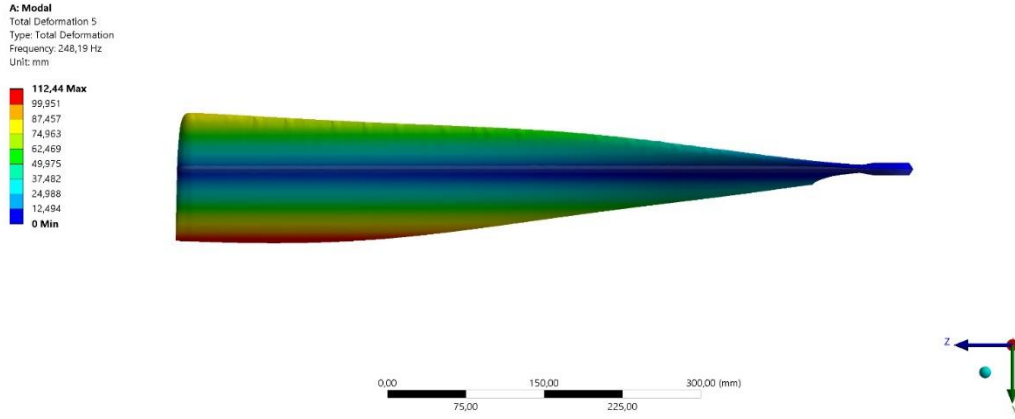
Şekil 5.19. Helikopter palinin 3.mod şekli

Üçüncü mod doğal frekans değeri 61,709 Hz' dir. Enine (transverse) eğilme modu oluşmaktadır.



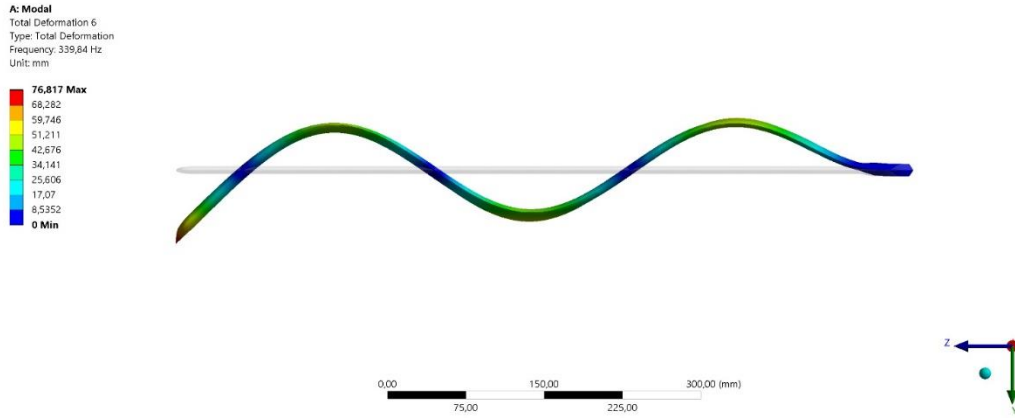
Şekil 5.20. Helikopter palinin 4.mod şekli

Dördüncü mod doğal frekans değeri 173,21 Hz' dir. Enine (transverse) eğilme modu oluşmaktadır.



Şekil 5.21. Helikopter palinin 5.mod şekli

Beşinci mod doğal frekans değeri 248,19 Hz’ dir. Burulma modu oluşmaktadır.



Şekil 5.22. Helikopter palin 6.mod şekli

Altıncı mod doğal frekans değeri 339,84 Hz’ dir. Enine (transverse) eğilme modu oluşmaktadır.

Üç farklı malzeme için bulunmuş mod şekilleri malzemelerin dinamik karakteristik özelliklerini ifade etmektedir.

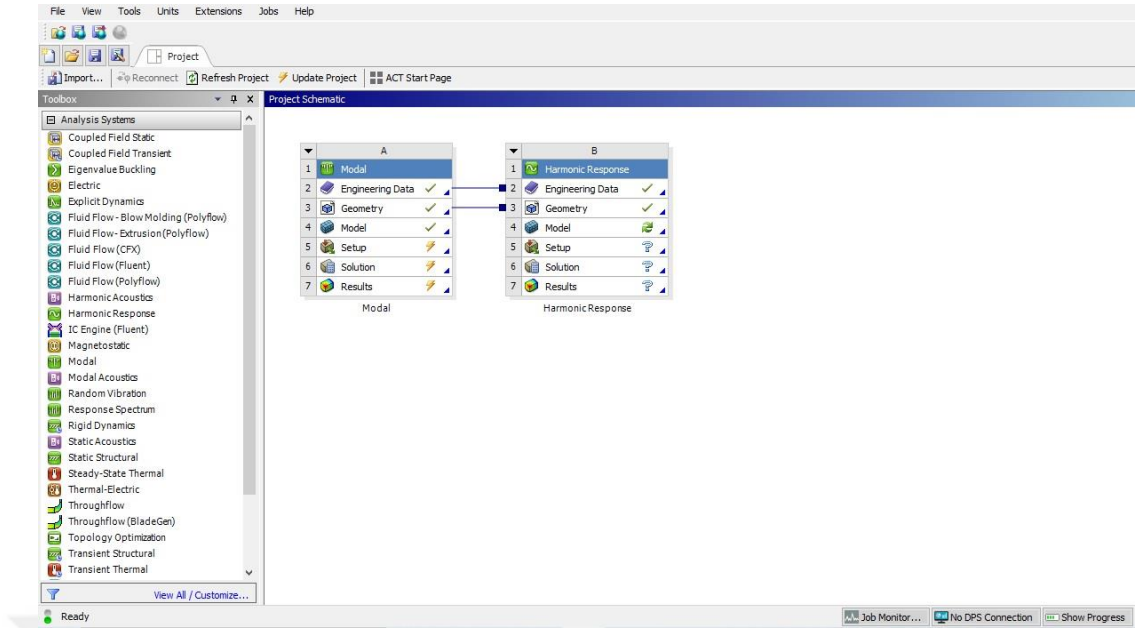
Tablo 5.1. Doğal frekans değerlerinin karşılaştırılması

Mod Şekilleri	Bal peteği (Hz)	Karbon fiber (Hz)	Titanyum alaşım (Hz)
1.mod	2,746	3,9134	9,7708
2. mod	4,6678	22,941	47,464
3.mod	8,4506	24,734	61,709
4.mod	13,294	69,532	173,21
5.mod	18,184	136,53	248,19
6.mod	25,433	165,07	339,84

Bal peteği, karbon fiber ve titanyum alaşım malzelerinin ilk altı mod doğal frekans değerlerinin karşılaştırılması Tablo 5.1’de gösterilmiştir. Doğal frekans aralıkları titanyum alaşım için 9,7708-339,84 Hz, karbon fiber için 3,9134-165,07 Hz ve bal peteği için 2,746-25,433 Hz’ dir. Yapılan karşılaştırmalarda 1. ve 6. Mod değerlerine arasında en büyük değer aralığı Titanyum Alaşım malzemedeki görülmüştür. En büyük birinci mod doğal frekans değeri ise yine Titanyum alaşım malzemedeki görülmüştür.

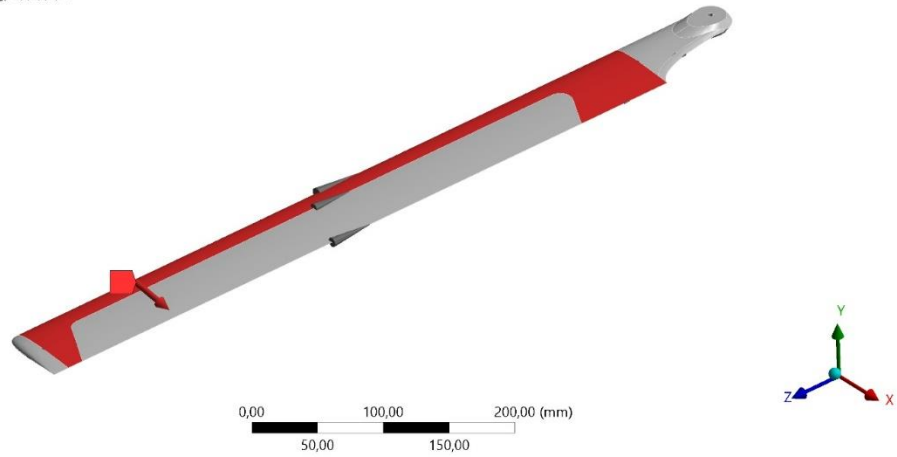
5.3. Harmonik Tepki Analizi

Şekil 5.23’te şablonu verilen harmonik analizde, helikopter palinin ön tarafı (hücum kenarı) olan bölge en fazla yükün maruz kaldığı bölümdür. Bu sebeple hücum kısmına dikey (y yönünde) -10 N yatay (x yönünde) 60 N’ luk kuvvetler uygulanmıştır. Helikopter palinin tahrik frekans değeri 5,41 hz olmasından dolayı karbon fiber ve titanyum alaşım malzemelerinin 1.mod ve diğer mod değerleri tahrik frekans değerinden büyük olduğu için süperpozisyon harmonik analizi yapılmıştır. Bal peteği malzemesinin 1.mod ve 2.mod değerleri tahrik frekans değerinden küçük olmasından dolayı süperpozisyon harmonik analiz (Şekil 5.26) ile birlikte full harmonik analiz yapılmış frekans-genlik cevapları şekiller üzerinde gösterilmiştir. Uygulanan kuvvet bölgesi Şekil 5.24’de gösterilmiştir. Mesnetlenen kısım Şekil 5.2’ de ifade edildiği gibidir.

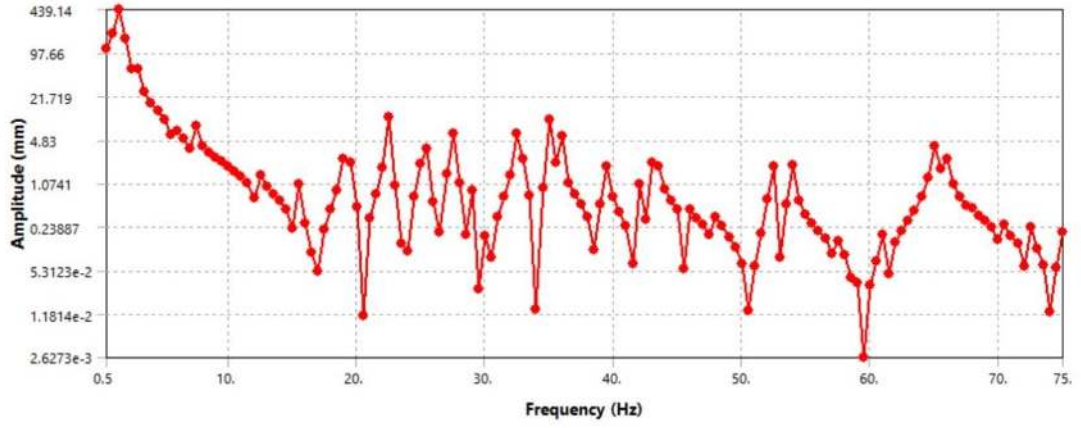


Şekil 5. 23. Harmonik analiz şablonu

B: Harmonic Response
 Force
 Frequency: 9,7708 Hz
 Force: (Real) 60,828, (Imag) 0, N
 Components: (Real) 60, -10, 0, N
 Components: (Imag) 0, 0, 0, N

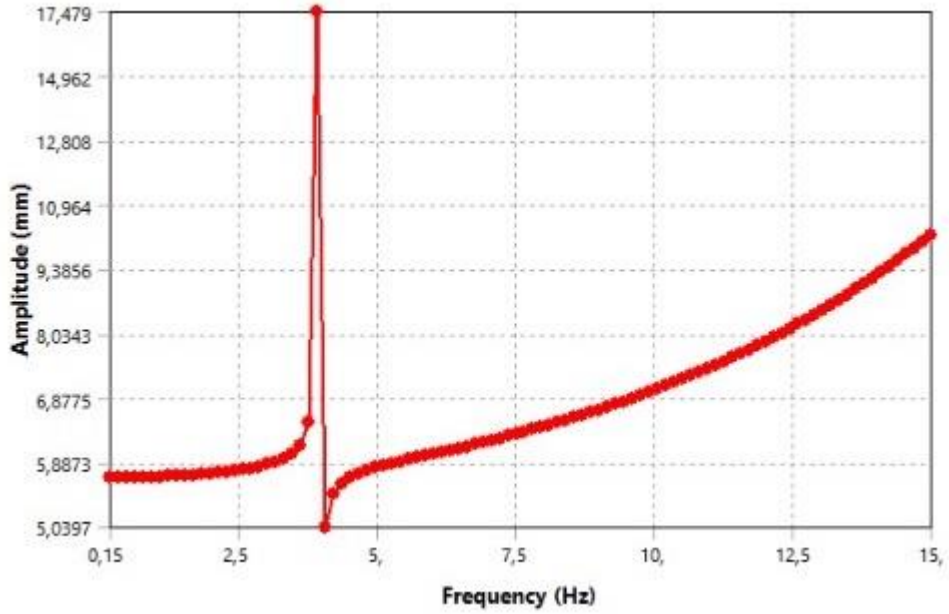


Şekil 5.24. Uygulanan kuvvet bölgesi

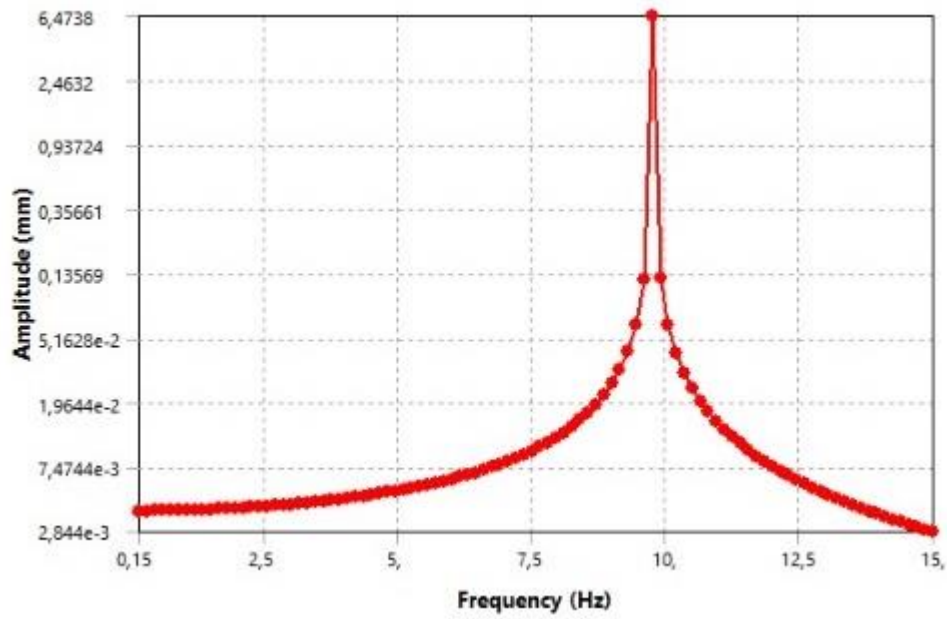


Şekil 5.25. Bal Peteği full harmonik analiz frekans-genlik cevabı

Bal peteği malzemesinde modal analiz sonucunda bulunan 1. mod ve 2.mod doğal frekans değerlerinin helikopter palinin tahrik frekans değerinden küçük olması sebebiyle 1. mod ve 2. mod doğal frekans genlik değerlerinin ayrı ayrı hesaplanabilmesi, yani program tarafından süperpoze yapıp yanlış değerler elde edilmemesi açısından full harmonik analizi yapılmış ve analiz sonucu Şekil 5.25’ te gösterilmiştir. Şekil 5.26’da karbonfiber malzemenin, Şekil 5.27 ise titanyum alaşım malzemenin süperpozisyon harmonik frekans-genlik cevabı gösterilmiştir



Şekil 5.26. Karbon fiber süperpozisyon harmonik frekans-genlik cevabı



Şekil 5.27. Titanyum alaşım süperpozisyon harmonik frekans-genlik cevabı

6. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bal peteği, karbon fiber ve titanyum alaşım malzemelerinin helikopter pervane pal modeli tasarlanmış ve modal ve harmonik analizleri yapılmıştır. Modal analizde enine, yanal ve burulma mod şekilleri gösterilmiştir. Modal analizi yapılan helikopter palinin alınan doğal frekans sonuçlarında karbon fiber ve bal peteğinin doğal frekans değer aralıkları titanyum alaşımdan daha düşük olduğu görülmüştür. Harmonik analiz sonucunda maksimum genlik değeri en düşük titanyum alaşım malzemesinin olduğu görülmüştür. Titanyum alaşım malzemesinin pal tasarımlarında kullanımının daha uygun olduğu anlaşılmıştır.

Bu çalışmanın devamı niteliğinde;

-Aynı malzemeler için değişken kesitli pal tasarımları yapıлып analiz sonuçları değerlendirilebilir.

-Yapılan analizler farklı malzemeler için ortaya konulup değerlendirilebilir.

-Fonksiyonel derecelendirilmiş malzemelerden imal edilmiş paller modellenip dinamik analizler yapılabilir.

-Hem malzeme hem de kesit geometrisinin sürekli olarak değiştiği pal modelleri analiz edilebilir.



KAYNAKLAR

- [1]. Bıçak M.M.A, Vibrations of helicopter blades Yüksek Lisans Tezi, Tez Numarası:151350 İstanbul Teknik Üniversitesi, 2004, 85 s.
- [2]. Wang L, Huang W, Nonlinear coupled dynamics of flexible blade–rotor–bearing systems, Tribology International 43, 2010, 759–778 s.
- [3]. Han D, Pastrikakis V, Barakos N.G, Helicopter flight performance improvement by dynamic blade twist, Aerospace Science and Technology 58, 2016, 445–452 s.
- [4]. Hoa J.C, Yeob H, Assessment of comprehensive analysis predictions of helicopter rotor blade loads in forward flight, Journal of Fluids and Structures 68, 2017, 194–223 s.
- [5]. Sousaa P.J, Barrosb F, Tavares J.P, Moreira P, Displacement analysis of rotating RC helicopter blade using coupled CFD-FEA simulation and digital image correlation, Procedia Structural Integrity 17, 2019, 812–821s.
- [6]. Şahin, S, İki Eksende Daralan Helikopter Pallerinin Sonlu Elemanlar Yöntemi ile Titreşim Analizi, Tez Numarası:553951, İstanbul Teknik Üniversitesi, 2019, 71 s. (Yüksek Lisans Tezi).
- [7]. Mishra A, Pal S, Singh Pr, Design & Vibration Analysis Of Helicopter Main Rotor Blade, Department of Aerospace Engineering, Chandigarh University International Journal of Advance Science and Technology Vol. 29, No. 10S, pp. 2020, 4897-4906 s.
- [8]. Cao Y, Yao H, Han J, Li Z, Application of non-smooth NES in vibration suppression of rotor-blade systems Applied Mathematical Modelling 87, 2020, 351–371 s.
- [9]. Pranjal Agrawal, Pankaj Dhatrak ve Paras Choudhary, comparative study on vibration characteristics of aircraft wings using finite element method, materials today proceedings, Vol.46, Part 1, 2021, Pages 176-183 s.
- [10]. F. Ahmad, P. Kumar, P.P.patil, V. Kumar, Design and modal analysis of a Quadcopter propeller through finite element analysis, 2021, Proceeding 46, 10322-10328 s.
- [11]. Ilie M, Numerical study of helicopter blade–vortex mechanism of interaction using large-eddy simulation, Computers and Structures 87, 758–768 s.

- [12]. Lau, J. H. Vibration frequencies of tapered bars with end mass, *Journal of Applied Mechanics*, 51, 1984, 179–181 s.
- [13]. Chelirem, T., Lakhdar, B. Dynamic study of a turbine tapered blade, *Science Academy Transactions on Renewable Energy Systems Engineering and Technology (SATRESET)*, Vol. 1, No. 4, 2011, ISSN: 2046-6404 s.
- [14]. Kwon, Y.W., Bang, H. *The Finite Element Method Using MATLAB*, New York,:CRC Press. 1997,
- [15]. Gupta, R. S., Rao, S.S. Finite element eigen value analysis of tapered and twisted Timoshenko beams, *J. Sound Vibration*, 56, 1978, 187-200 s.
- [16]. Mabie, H. H., Rogers, C. B. Transverse vibrations of tapered cantilever beams with end support. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 44(6), 1968, 1739-1741 s.
- [17]. Attarnejad, R., Shahba, A. Basic displacement functions for centrifugally stiffened tapered beams. *International Journal numerical Methods Biomedical Engineering*, 2011, 27:1385–1397 s.
- [18]. Ece, M.C., Aydoğdu, M., Taşkın, V. Vibration of a variable cross section beam. *Mechanics Research Communications*, 34, 2007, 78–84 s.
- [19]. Erhan, E, Kiriş Elemanlardan oluşan bir yapının sonlu eleman analizi, Tez Numarası:48933, İstanbul Üniversitesi, 2011, 84 s. (Yüksek Lisans Tezi).
- [20]. Aktaş, M, İki ekseninde daralan ankastre kirişlerin sonlu eleman yöntemi ile serbest titreşim analizi, Tez Numarası:640888, İstanbul Üniversitesi, 2020, 77 s. (Yüksek Lisans Tezi).
- [21]. <https://bilgiyanem.com/helikopterin-icadi-helikopter-nedir/>.
- [22]. Jandarma Genel Komutanlığı, Jandarma Havacılık Okul Komutanlığı Pervane Tamamlayıcı Ders Notu Modül 17, 2017, ANKARA.
- [23]. T.C. Millî Eğitim Bakanlığı, uçak bakım pervane yapısı kitabı 2011, ANKARA
- [24]. R. Rimaškauskienė, V. Jureška, M. Radzienskib, M. Rimaškaskas, W. Ostachowiczb, Experimental analysis of active–passive vibration control on thin-walled composite beam, 2019, *Compos. Struct* 223, pages 110-975 s.