T.C.

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

HELİKOPTER ANA ROTOR GÖBEĞİNİN MAKSİMUM UÇUŞ YÜKLERİ ALTINDA SONLU ELEMANLAR ANALİZİ

Muhammed Talha ERTUNÇ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Konstrüksiyon Programı

Danışman

Dr. Öğr. Üyesi Birgül AŞÇIOĞLU TEMİZTAŞ

Eş Danışman

Doç. Dr. Cihan DEMİR

Temmuz, 2020

T.C

YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

HELİKOPTER ANA ROTOR GÖBEĞİNİN MAKSİMUM UÇUŞ YÜKLERİ ALTINDA SONLU ELEMANLAR ANALİZİ

Muhammed Talha ERTUNÇ tarafından hazırlanana yüksek lisans tez çalışması 28.07.2020 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı Konstrüksiyon Programı'nda **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Dr. Öğr.Üyesi Birgül A. TEMİZTAŞ	Doç. Dr. Cihan DEMİR
Yıldız Teknik Üniversitesi	Yıldız Teknik Üniversitesi
Tez Danışmanı	Eş-Danışman

Jüri Üyeleri

Dr.Öğr.Üyesi Birgül A. TEMİZTAŞ,Danışman
Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Dr.Öğr.Üyesi Muharrem Erdem BOĞOÇLU, Üye
Yıldız Teknik Üniversitesi _____

Doç.Dr.Serpil KURT HABİBOĞLU, Üye
İstanbul Teknik Üniversitesi _____

Danışmanım Dr.Öğr.Üyesi Birgül A. TEMİZTAŞ sorumluluğunda tarafımca hazırlanan Helikopter Ana Rotor Göbeğinin Maksimum Uçuş Yükleri Altında Sonlu Elemanlar Analizi başlıklı çalışmada veri toplama ve veri kullanımında gerekli yasal izinleri aldığımı, diğer kaynaklardan aldığım bilgileri ana metin ve referanslarda eksiksiz gösterdiğimi, araştırma verilerine ve sonuçlarına ilişkin çarpıtma ve/veya sahtecilik yapmadığımı, çalışmam süresince bilimsel araştırma ve etik ilkelerine uygun davrandığımı beyan ederim. Beyanımın aksinin ispatı halinde her türlü yasal sonucu kabul ederim.

Muhammed Talha ERTUNÇ

İmza

Aileme,

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans eğitimim boyunca benden yardımlarını hiçbir zaman esirgemeyen, bilgi ve tecrübelerini benimle paylaşarak yol gösteren değerli hocalarım Dr.Öğr.Üyesi Birgül A. TEMİZTAŞ ve Doç. Dr. Cihan DEMİR'e sonsuz teşekkür ve minnetlerimi sunarım.

Bu zorlu süreçte yardımlarını hiçbir zaman esirgemeyen çalışma arkadaşlarım Gökberk ALTIOK, Sedat GÜLDÜ, Mevlüt Asım AKTÜRK ve Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş'deki iş arkadaşlarıma desteklerinden dolayı minnettar olduğumu belirtmek isterim.

Hayatım boyunca her zaman beni olumlu motive eden, emeklerini hiçbir zaman esirgemeyerek bana destek olan canım aileme sonsuz teşekkürler.

Muhammed Talha ERTUNÇ

İÇİNDEKİLER

SİMGE LİSTESİ vii

KISALTMA LİSTESİ viii

ŞEKİL LİSTESİ ix

TABLO LİSTESİ xi

ÖZET xiii

ABSTRACT xv

1 GİRİŞ 1

1.1 Literatür Araştırması 1
1.2 Tezin Amacı 5
1.3 Hipotez 6

2 HELİKOPTER ROTOR SİSTEMİ 7

2.1 Helikopterlerin Tarihçesi 8
2.2 Rotor Konfigürasyonları 14
2.2.1 Tek Rotor 14
2.2.2 Tandem Rotor 15
2.2.3 Eş-eksenli Rotor 15
2.2.4 İç-içe dönen Rotor 16
2.3 Rotor Tipleri 16
2.3.1 Tam Mafsallı Rotor 17
2.3.2 Yarı-Rijit Rotor 18
2.3.3 Rijit Rotor 19

3 MATERYAL VE METOD 21

3.1 Üç Boyutlu Ana Rotor Tasarımı 21
3.1.1 Maksimum Uçuş Yükleri 24
3.1.2 Malzeme seçimi ve özellikleri 27
3.2 Sonlu Elemanlar Modeli 32
3.2.1 Metal Malzeme için Sonlu Elemanlar Modeli 32

3.2.2 Kompozit Sonlu Elemanlar Modeli 38
3.3 Kompozit Hasar Teorileri 43
3.3.1 Maksimum Gerilme Hasar Kriteri 44
3.3.2 Maksimum Geçerli Gerinim Kriteri 44
3.3.3 Tsai-Hill Kriteri 44
4 SONLU ELEMANLAR ANALİZİ SONUÇLARI 45
4.1 Metal Model Sonlu Elemanlar Analizi Sonuçları 45
4.1.1 Çelik Malzeme Sonlu Elemanlar Analizi Sonuçları 45
4.1.2 Titanyum Malzeme Sonlu Elemanlar Analizi Sonuçları 46
4.2 Kompozit Model Sonlu Elemanlar Analizi Sonuçları 47
4.2.1 Tek Yönlü Karbon-Epoksi Kompozit Malzeme Sonlu Elemanlar Analizi Sonuçları 47
4.2.2 Kumaş Cam-Epoksi Kompozit Malzeme Sonlu Elemanlar Analizi Sonuçları 53
4.3 Metal Geometride İyileştirme Çalışmaları 56
5 SONUÇ VE ÖNERİLER 61
KAYNAKÇA 64
TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR 66

SİMGE LİSTESİ

Al	Alüminyum
$\sigma_{ii,b}$	Basma durumunda i. maksimum eksendeki emniyetli gerilme
$\varepsilon_{ii,b}$	Basma durumunda i. maksimum eksendeki emniyetli gerinim
$\sigma_{ii,ç}$	Çekme durumunda i. maksimum eksendeki emniyetli gerilme
$\varepsilon_{ii,ç}$	Çekme durumunda i. maksimum eksendeki emniyetli gerinim
dak	Dakika
dev	Devir
Eii	i. eksendeki elastisite modülü
G_{ii}	i. eksendeki kayma modülü
σ_{ii}	i eksenindeki gerilme
σ_{jj}	i eksenindeki gerilme
ε_{ii}	i eksenindeki gerinim
γ_{ij}	ij eksenlerinde kayma gerinimi
T_{ij}	ij eksenlerinde kayma gerilmesi
$T_{ij,e}$	ij eksenlerinde maksimum emniyetli kayma gerilmesi
$\gamma_{ij,e}$	ij eksenlerinde maksimum emniyetli kayma gerinimi
$\sigma_{jj,e}$	j. maksimum eksendeki emniyetli gerilme
kg	Kilogram
Mg	Magnezyum
Mpa	Megapaskal
m	Metre
μ	Mikro
με	Mikro gerinim
mm	Milimetre
N	Newton
ν_{ii}	Poisson oranı
s	Saniye
Ti	Titanyum
F_r	X eksenindeki kuvvet
M_r	X eksenindeki moment
F_θ	Y eksenindeki kuvvet
M_θ	Y eksenindeki moment
F_z	Z eksenindeki kuvvet
M_z	Z eksenindeki moment

KISALTMA LİSTESİ

CS	Sertifikasyon Spesifikasyonu
RP	Referans noktası
STOL	Kısa Kalkış ve İniş(Short Take-Off and Landing)
VTOL	Dikey Kalkış ve İniş(Vertical Take-Off and Landing)

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 1.1 Üç palli helikopter ana rotor göbeğinin analiz sonuçları 3
Şekil 1.2 Beş palli helikopter ana rotor göbeğinin sonlu elemanlar analizi 4
Şekil 1.3 Kompozit ana rotor göbeği sonlu elemanlar analizi 4
Şekil 1.4 Ana rotor göbeği parçaları 5
Şekil 2.1 Helikopter ana parçaları 7
Şekil 2.2 Çin topu 8
Şekil 2.3 Leonardo da Vinci'nin helikopteri 8
Şekil 2.4 Launoy ve Bienvenu helikopter modeli 9
Şekil 2.5 Sir George Cayley helikopter modeli 9
Şekil 2.6 Ponton d'Amecourt helikopteri 9
Şekil 2.7 Enrico Forlanini helikopteri 10
Şekil 2.8 Paul Cornu'nun ilk insanla uçuş yapan helikopteri 10
Şekil 2.9 Louis Charles Brequet 4 rotorlu helikopteri 10
Şekil 2.10 Emile ve Henry Berliner'in eş eksenli helikopteri 11
Şekil 2.11 Emile ve Henry Berliner'in yan-yana iki rotoru olan helikopteri 11
Şekil 2.12 Sikorsky eş-eksenli helikopteri 11
Şekil 2.13 de Bothezat helikopteri 12
Şekil 2.14 Cierva C8V Otojiro 13
Şekil 2.15 Sikorsky VS300 helikopteri 13
Şekil 2.16 Helikopterler 14
Şekil 2.17 Tek Rotorlu Mi-24 helikopteri 15
Şekil 2.18 Tandem rotorlu helikopterler 15
Şekil 2.19 Eş-eksenli Kamov Ka-25 helikopteri 16
Şekil 2.20 İç-içe dönen rotora sahip HH-43 Huskie helikopteri 16
Şekil 2.21 Rotor menteşeleri 17
Şekil 2.22 Tam mafsallı rotorun şematik gösterimi 17
Şekil 2.23 AgustaWestland AW139 helikopteri rotor kafası 18
Şekil 2.24 Yarı-Rijit rotorun şematik gösterimi 18
Şekil 2.25 Bell model 47 2 ralli yarı-rijit rotor 19
Şekil 2.26 Rijit rotorun şematik gösterimi 19
Şekil 2.27 AgustaWestland AW159 helikopteri rotor kafası 20
Şekil 3.1 Ana rotor parçaları 21
Şekil 3.2 Numaralandırılmış ana rotor kafası parçaları 22
Şekil 3.3 Metal modellenen ana rotor göbeği 23
Şekil 3.4 Kompozit modellenen ana rotor göbeği 24
Şekil 3.5 Pale etkiyen kuvvetler 26
Şekil 3.6 Ana rotor göbeğine etkiyen kuvvetler 26
Şekil 3.7 "Step" oluşturma 33
Şekil 3.8 Referans noktası-1 ilişkilendirme 34

Şekil 3.9 Referans noktası-2 ilişkilendirme 34
Şekil 3.10 "RP-1" için indirgenmiş noktasal kuvvetleri tanımlama 35
Şekil 3.11 "RP-1" için indirgenmiş momentleri tanımlama 35
Şekil 3.12 "RP-2" için indirgenmiş damper yüklerini tanımlama 36
Şekil 3.13 Eleman sayısı – ağ boyutu ilişkisi 36
Şekil 3.14 Eleman sayısı – Von Mises gerilmesi ilişkisi 37
Şekil 3.15 "Tetrahedron" eleman şekli seçimi 37
Şekil 3.16 Ağ yapısı 38
Şekil 3.17 Malzeme özelliklerinin girilmesi 39
Şekil 3.18 Tek yönlü karbon-epoksi tabaka serim açılarının belirlenmesi 40
Şekil 3.19 Tek yönlü karbon-epoksi tabaka serim açılarının gösterilmesi 40
Şekil 3.20 Kumaş cam/epoksi kompozit tabaka serim açıları 41
Şekil 3.21 Referans noktası-1 ilişkilendirme 41
Şekil 3.22 Referans noktası-2 ilişkilendirme 42
Şekil 3.23 Kuvvetlerin girilmesi 42
Şekil 3.24 Eleman tipi seçimi 43
Şekil 3.25 Tabakalı yapılar için havacılıkta kullanılan hasar kriterleri 44
Şekil 4.1 Çelik malzeme analiz sonucu gerilme değerleri 45
Şekil 4.2 Kritik gerilme bölgesi 46
Şekil 4.3 Titanyum malzeme analiz gerilme sonucu 46
Şekil 4.4 Fiber yönünde oluşan gerilme değerleri 47
Şekil 4.5 Matris yönünde oluşan gerilme değerleri 48
Şekil 4.6 Fiber ve matrise dik yönde oluşan gerilmeler 49
Şekil 4.7 Fiber-matris düzleminde kayma gerilme değerleri 49
Şekil 4.8 Diğer düzlemlerdeki kayma gerilmeleri 50
Şekil 4.9 Fiber yönündeki gerinim değerleri 51
Şekil 4.10 Matris yönündeki gerinim değerleri 51
Şekil 4.11 Fiber-matris kayma düzlemi gerinim değerleri 52
Şekil 4.12 Diğer yönlerdeki kayma gerinim değerleri 52
Şekil 4.13 Fiber yönünde oluşan gerilme değerleri 53
Şekil 4.14 Matris yönünde oluşan gerilme değerleri 54
Şekil 4.15 Fiber yönündeki gerinim değerleri 54
Şekil 4.16 Matris yönündeki gerinim değerleri 55
Şekil 4.17 Emniyet değerleri 56
Şekil 4.18 Kütle değerleri 57
Şekil 4.19 İlk tasarım ölçüleri 58
Şekil 4.20 İnceltilmiş yeni tasarım 58
Şekil 4.21 İnceltilmiş model sonlu elemanlar analizi 59
Şekil 4.22 Kritik bölge 59
Şekil 4.23 Kütle-Gerilme Grafiği 60
Şekil 5.1 Kütle-malzeme türü 61
Şekil 5.2 Emniyet-malzeme türü 62

TABLO LİSTESİ

Tablo 3.1 Rotor tasarım parametreleri 22
Tablo 3.2 Hayali mafsal noktasına indirgenen maksimum uçuş yükleri 27
Tablo 3.3 Damper yükleri 27
Tablo 3.4 Havacılıkta kullanılan malzemeler kıyaslanması 28
Tablo 3.5 Metal malzemelere karşı kompozit malzemeler 30
Tablo 3.6 Titanyum ve Çelik alaşımları malzeme özellikleri 31
Tablo 3.7 Karbon-fiber tek yönlü (UD) malzeme özellikleri 31
Tablo 3.8 Kumaş cam/fiber mekanik özellikleri 32
Tablo 4.1 Tek Yönlü Karbon Epoksi farklı oryantasyonlarda analiz sonuçları 55
Tablo 4.2 Kumaş Cam Epoksi farklı oryantasyonlarda analiz sonuçları 56

ÖZET

Helikopter Ana Rotor Göbeğinin Maksimum Uçuş Yükleri Altında Sonlu Elemanlar Analizi

Muhammed Talha ERTUNÇ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Yüksek Lisans Tezi

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Birgül AŞÇIOĞLU TEMİZTAŞ

Eş-Danışman: Doç. Dr. Cihan DEMİR

Sabit veya döner kanatlar, hava araçlarında kaldırma kuvveti sağlar. Hava araçları kaldırma sağlamak için döner kanatlar kullandığında "pervane kanatlı, rotorlu uçak" adı verilir ve bu sistem helikopterlerde, otojirde ve cayrodin'de görülebilir. Bu çalışmanın konusu olan helikopterler çoğunlukla arama kurtarma, ulaşım ve askeri amaçlarla kullanılmaktadır. Bu amaçları yerine getirmek için helikopterlerin tasarım sürecinde rotor parçaları tandem rotorlar, koaksiyel(eş-eksenli) rotorlar gibi çeşitli şekillerde tasarlanmalıdırlar. Genellikle helikopterlerin bir veya iki rotoru vardır ve bu iki rotorlu system esas olarak ana rotor ve kuyruk rotorundan oluşur. Ana rotor sistemi ayrıca yarı-rijit rotor, rijit rotor ve tam mafsallı olarak sınıflandırılabilir. Tamamen mafsallı ana rotor sistemi, helikopterin her palinin ana rotor göbeğine menteşe/menteşelerle bağlayan ve her palin birbirinden bağımsız olarak çırpınmasına, ilerleme-gerilemesine ve hatve değişimine izin verir. Temel olarak tamamen mafsallı ana rotor sistemi, paller, ana rotor göbeği, elastomer yataklar, pal bağlantı kolları, hatve değişim kolları, ve eğilebilen plakadan

oluşmaktadır. Bu çalışmada titanyum/çelik alaşımları ve kompozit malzeme kullanılarak tam mafsallı ana rotor göbeğinin mekanik dayanımı araştırmak için tasarlanmış ve ana rotor göbeğinin kritik bölgeleri tartışılmıştır. Bu bir ağırlık azaltma probleminin bir sonucudur. Bu amaçla maksimum uçuş yükleri altında gerilimenin kritik olduğu bölgeleri bulmak için sonlu eleman paket programı "ABAQUS" kullanılarak analizler yapılmış ve uçuş sırasında oluşan yüklerin maksimum değerleri statik analiz de sisteme uygulanarak ağırlık ve dayanım açısından en iyi tasarıma ulaşılmıştır.

Anahtar Kelimeler: Ana rotor göbeği, tamamen mafsallı helikopterler, sonlu elemanlar yöntemi

ABSTRACT

Finite Element Analysis of a Main Rotor Hub under Maximum Flying Loads for a Helicopter

Muhammed Talha ERTUNÇ

Department of Mechanical Engineering

Masters of Science Thesis

Advisor: Asst. Prof. Dr. Birgül AŞÇIOĞLU TEMİZTAŞ

Co-advisor: Doç. Dr. Cihan DEMİR

Lift is provided in aircraft is as a result of either fixed or rotary wings. When the aircraft uses rotary wings to provide lifting, this is called rotorcraft and this system can be seen in helicopters, autogyro, gyrodyne systems, etc. Helicopters which are the main topic of this study are mostly used for search&rescue, transportation, and military purposes. To fulfill these purposes, in the design process of the helicopters, their rotor parts must be designed in a variety of ways such as in the form of tandem rotors, coaxial rotors and etc. Generally helicopters have either one or two rotors and this two-rotor system mainly consists of the main rotor and tail rotor. The main rotor system could be also categorized as a semi-rigid main rotor system, rigid main rotor system, and fully-articulated main rotor system. Fully articulated main rotor system allows each helicopter blade to attach the main rotor hub by hinge/hinges which let/lets blade flap up and down, feather and lead/lag independently of each other. Basically fully articulated main rotor systems consist of blades, main rotor hub, elastomeric bearings, retention links, pitch links, and swashplate mechanism.

In this study, titanium/steel alloys and composite main rotor hub is designed for fully articulated main rotor system to investigate the mechanical strength of the main rotor hub to discuss the critical area of the main rotor hub. This is a result of weight reduction concerns. For that purpose, static analysis is made by using the finite element method package program “ABAQUS” to find out critical stress regions under maximum flying loads and by applying the maximum loads during the flight to system in static analysis optimum design is achieved in terms of weight and strength.

Keywords: Main rotor hub, fully articulated helicopters, finite element analysis

1
GİRİŞ

1.1 Literatür Araştırması

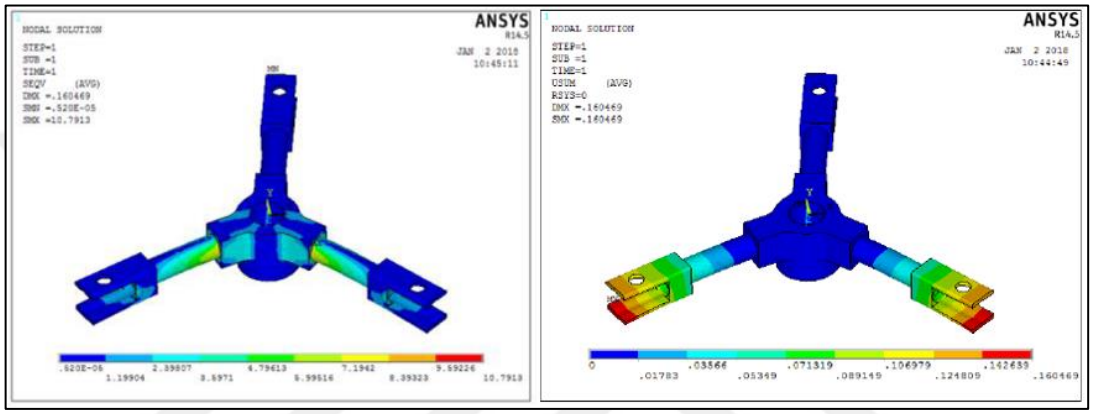
İkinci Dünya Savaşının ardından helikopterlerin uçaklara karşı dikey iniş – kalkış avantajının saha operasyonlarında kendini kanıtlamasından sonra helikopterler günümüzde arama-kurtarma, ambulans, yangın gözlem ve söndürme, boru hattı gözlem, ulaşım ve askeri amaçlar için yaygın olarak kullanılmaktadır. Özellikle kısa mesafeli ulaşım ve taşıma görevlerinde kullanılan helikopterler özel bir piste ihtiyaç duymamaları, bazı özel kuyruk rotoru tasarımları (ör. NOTAR, Fenestron, vb.) sayesinde şehir görevleri için önemli bir özellik olan daha az gürültü çıkarabilmeleri, iniş – kalkış yapılan yerlerin şehir içinde kalabilmesi ve insan yaşamına yakın yerler olması (hastane ve bina üzerlerindeki heliportlar) gibi özellikler nedeniyle şehir yaşamında daha sık karşılaşılan hava araçlarıdır. Uçak pistlerinin etrafında havacılık kuralları gereği belli bir yarıçap dahilinde yüksek binalar inşa edilemediği için uçaklar şehirlerden görece daha uzak alanlara iniş – kalkış yapabilirler. Helikoptere benzer avantajlara sahip olan zeplinler ve sıcak hava balonları ise günümüzde sadece eğlence ve reklam amaçlı faaliyetlerde kullanılabilmektedirler, helikopterler bu hava araçlarına göre çok daha hızlı ve çok daha dayanıklıdırlar. Helikopteri diğer hava araçlarından ayıran ve 100 yılı aşkın süredir ekarte edilemeyen dikey iniş – kalkış özelliğini sağlayan yapı ise ana rotor sistemidir. Helikoptere avantaj sağlayan özellikleri uçaklara aktarmak için planlanan VTOL veya STOL özelliklerine sahip uçaklar üretilmiş olmasına rağmen operasyon maliyetlerinin ve bakım masraflarının yüksekliği nedeniyle yaygınlaşamamıştır. Helikopter ana rotor sistemi; tasarım, üretim ve test aşamaları hassasiyetle ve titizlikle yürütülmesi gereken karmaşık bir yapıya sahiptir. Yedeği olan bir sistem olmaması ve helikopterin maruz kaldığı tüm yüklerle karşılaşıyor olması sebebiyle bu aşamalarda yapılacak küçük bir hata önemli can kayıplarına sebebiyet verebilir, zira tarihte de bunun örneklerini görmek mümkündür.

Geçmişte pek çok sorunla karşılaşılan bu aşamaları en az hatayla geçmek günümüz teknolojisiyle mümkün olabilmektedir. Gelişen teknolojiyle birlikte makine elemanı tasarım, imalat ve kullanımı arasında önemli bir paya sahip olan sonlu elemanlar yöntemi, farklı malzemeler kullanılarak karmaşık geometrilere sahip sistemleri modellemeye veya mekanizmaya etkiyen yükler karşısında tasarlanan makine elemanlarının davranışını incelememize olanak sağlar. Böylece maliyet ve zaman gibi iki önemli hususta kazanç sağlanır. Bilgisayarların hesaplama hızlarının artması, eskiye nazaran çok daha gelişmiş algoritma ve iterasyonların çok kısa sürelerde yapılabilmesine olanak sağlamıştır. 1969'da Ay'a insanlı iniş yapan Apollo 11 görevinde kullanılan bilgisayarların günümüzde kullanılan ve sadece 4 işlem yapabilen hesap makineleri kapasitesinde olduğu düşünüldüğünde günümüz bilgisayar teknolojisiyle yapılabilecek sonlu elemanlar analizlerinin potansiyelini anlamak daha kolay olacaktır. Sonlu elemanlar analizinde eleman boyutlarını daha küçük hale getirmek artık mümkün olduğundan, malzeme davranışlarını daha üretilmeden gözlemlemek tasarımcıya önemli avantajlar kazandırmakta ve tasarım sürecini büyük ölçüde hızlandırmaktadır.

Helikopterlerin havacılık görevlerinde önemli bir paya sahip olması, helikopter araştırmalarının yıldan yıla artış göstermesine sebep olmuştur. Helikopter ana rotor göbeğini konu alan çalışmalar, havacılıkta büyük bir öneme sahip ağırlık ve dayanım kriterlerinden dolayı farklı malzemeler ve farklı rotor konfigürasyonlarına sahip helikopterler için araştırılmıştır. Literatürde uçuş yüklerinde sonlu elemanlar yöntemini kullanarak uçuş yükleri altında yapısal analiz, yorulma analizi yapılmıştır ve bazı çalışmalarda deneyler ile analiz sonuçları doğrulanmıştır. Hem askeri hem de sivil bazda gerçekleştirilen bu çalışmalar yeni tasarım alternatiflerinin ve gelişmelerin önünü açmıştır. Halihazırda karmaşık hesapları olan aerodinamik yüklerin döner bir platforma etki etmesi, bu konuda yapılan çalışmaları oldukça zorlaştırmakta ve bilinmeyen sayısını artırmaktadır. Yapılan çalışmalarda yer alan aerodinamik, titreşim, metalürji gibi bilimlerin neredeyse tüm kuralları bilinmesine rağmen günümüzde halen hava aracı arıza ve kazalarının meydana geliyor oluşu ise bu bilimlerin harmanlanmasının ve bununla ilgili çalışmalar yapılabilmesinin zorlu oluşundan gelmektedir. Dolayısıyla havacılık alanındaki ilerlemeler yeni buluşlar yapılmasından ziyade birbiri üzerine inşa edilen kanıtlanmış teknikler üzerine

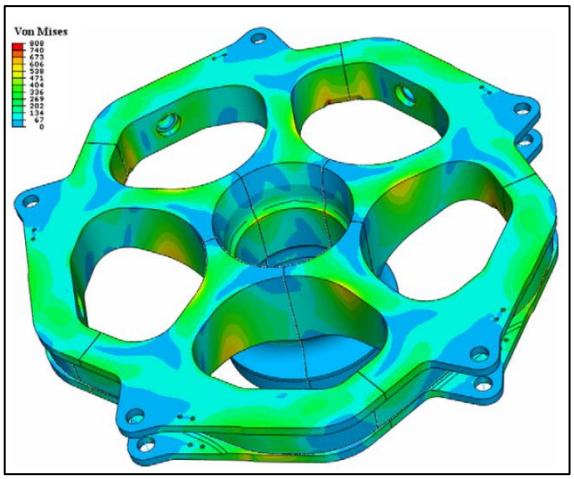
gerçekleşmektedir. Aşağıda bu teze yol gösterebilecek, literatürde yer alan bazı çalışmalardan notlar bulunmaktadır.

K.Ravikumar vd. [1] çalışmasında helikopter ana rotor göbeğini üç boyutlu olarak tasarlayıp yapısal yükler altında statik ve modal analizi gerçekleştirmiştir. Üç palli tasarlanan helikopter ana rotorunun göbeği malzemesi alüminyumdur. ANSYS programı kullanılarak sonlu elemanlar modeli oluşturulmuştur. Analiz sonucunda maksimum VonMises gerilmesi ve şekil değiştirme, ana rotor göbeğinin kollarında Şekil 1.1'de gösterildiği gibi bulunmuştur. [1]



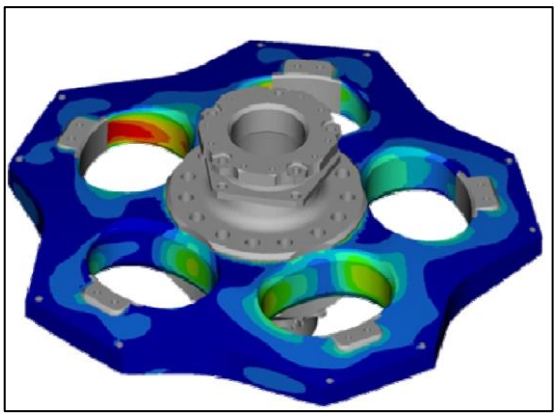
Şekil 1.1 Üç palli helikopter ana rotor göbeğinin analiz sonuçları [1]

A.Manes vd. [2] ise çalışmasında 5 palli bir helikopter ana rotor göbeğinin yorulma ve hasar analizini incelemiştir. Ana rotor göbeğinin malzemesi, havacılıkta sıklıkla tercih edilen Ti-6Al-4V'dur. Yorulma dolayısıyla oluşabilecek hasardan dolayı titanyum ana rotor göbeğini güçlendirmek amacıyla çevresine filament sarma yöntemiyle kompozit takviyesi yapılmıştır. Sonlu elemanlar analizi en kötü yük durumuna göre ABAQUS ile yapılmış, gerilmenin yoğun olduğu bölgeler tespit edilmiş (Şekil 1.2) ve test ile analiz sonuçları doğrulanmıştır. Helikopter ana rotor göbeği gibi karmaşık geometriye sahip parçaların yorulma ömrünü hesaplamak için tam ölçekli testin yanında sonlu elemanlar modelinin kurulması gerektiği sonucuna ulaşılmıştır.



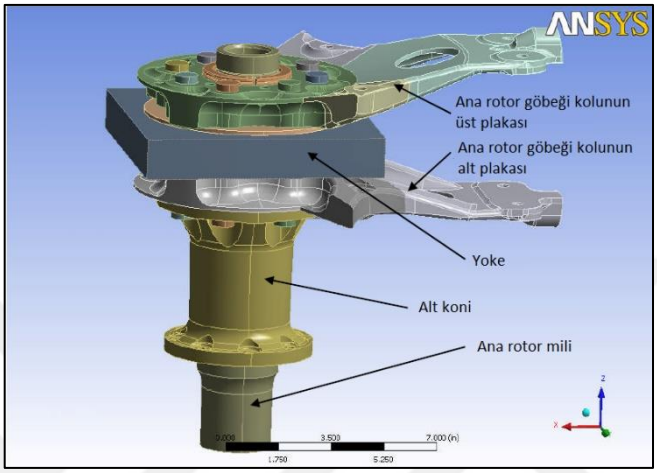
Şekil 1.2 Beş palli helikopter ana rotor göbeğinin sonlu elemanlar analizi [2]

J.M.BESSON vd. [3] Airbus Helikopter firmasının heliştirediği H160 helikopterinin kompozit tasarlanmış ana rotor göbeğini ve Airbus'ın kompozit rotor parçalarındaki tecrübesini incelemiştir. Ana rotor göbeği Ecureuil ve H135 helikopterlerinde cam elyaf takviyeli termoset reçine; Eurocopter Tiger helikopterinde ise karbon elyaf takviyeli polieter eter keton termoplastik reçine kullanılarak kompozit tasarlanmıştır. Termoplastik ve termoset reçineler; mekanik özellikler, raf ömrü, çevresel etkilere karşı dayanım gibi konularda karşılaştırılmıştır. Termoplastik reçineler, termoset reçinelere oranla 1.28 kat daha iyi statik dayanıma ve 2.13 kat daha iyi yorulma dayanımına sahip olduğu söylenmiştir. H160 helikopteri ana rotor göbeğinin boyutlandırılma, analiz, üretim, test ve sertifikasyon süreçleri anlatılmıştır. Sonuç olarak bu teknoloji metalden tasarlanmış ana rotor göbeğine göre daha hafif, daha az maliyetli ve daha iyi yorulma dayanımına sahip olacağı sonucuna ulaşılmıştır.



Şekil 1.3 Kompozit ana rotor göbeği sonlu elemanlar analizi [3]

Douglas Wittig [4] yüksek lisans çalışmasında dövme ile imal edilmiş alüminyum helikopter ana rotor göbeği(Şekil 1.4) plakalarının uçuş yükleri altında sonlu elemanlar analizi ve ömür hesabını incelemiştir. Sonlu elemanlar modeli ANSYS programında kurulmuştur. Ömür hesabı, sabit ve değişken yükler altında Miner Kuralından faydalanılarak bulunmuştur. Düşük ve yüksek çevrimli yorulma durumları için Miner hasar analizi yapılmıştır.



Şekil 1.4 Ana rotor göbeği parçaları [4]

1.2 Tezin Amacı

Birçok tasarıma sahip helikopterler olmasına karşın yaygın olarak helikopterler bir ana rotor ve karşı tork oluşturacak kuyruk rotoruna sahiptir. Helikopterlerde değişen tasarımlar daha ziyade operasyonel dezavantaj oluşturabilen kuyruk rotorunun ortadan kaldırılmasına yönelik olup, helikopterin ana unsuru olan ve dikey iniş – kalkışa imkan veren ana rotor ilk tasarımlardan günümüze kadar varlığını korumuştur. Helikopterin tüm ağırlığını ve ona etkiyen tüm yükleri taşıyan ve bunun yanında pallerin merkezkaç kuvvetine de dayanmak durumunda olan ana rotor sistemi tasarımı itibarıyla helikopter tasarımının en önemli aşamasını oluşturmaktadır. Sabit ve periyodik yüklere ve bu periyodik yüklerden kaynaklanan karmaşık titreşim karakteristiklerine dayanım gösterecek şekilde tasarlanması gereken ana rotor, uçuş esnasında yedeğinin olmaması ve kaybı durumunda katastrofik arızaya sebebiyet vermesi amacıyla helikopterin operatif ömrüne hizmet eder şekilde tasarlanıp üretilmelidir. Bu tezde amaç, helikopter ana rotorunun önemli parçalarından biri olan ana rotor göbeğinin tasarımı yapılıp, maksimum

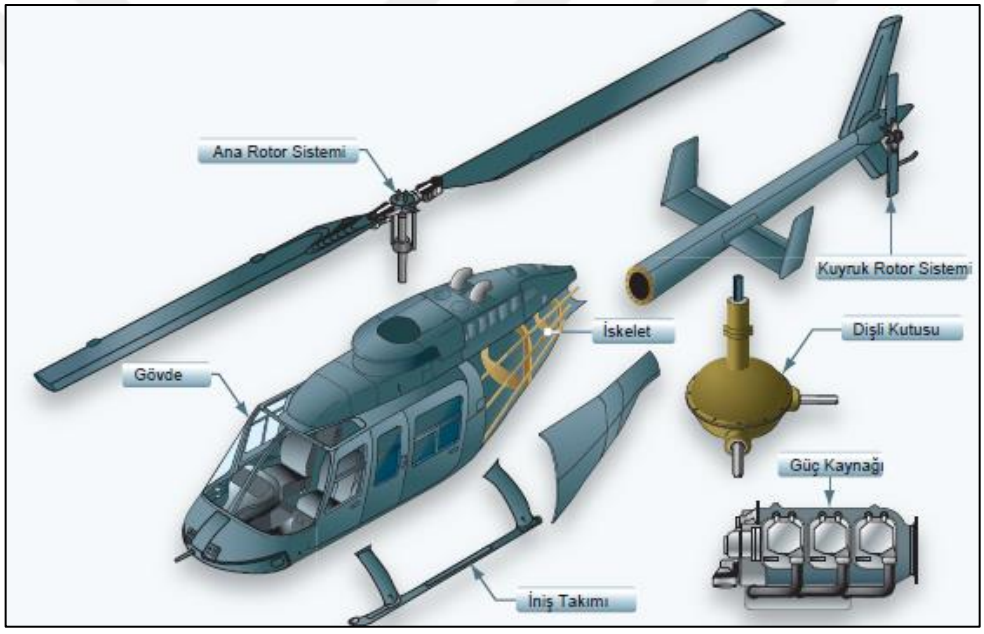
uçuş yükleri altında yapısal analizi yapılarak; geometri ve malzeme değişikliği ile dayanımı yüksek ve aynı zamanda hafif bir tasarım elde etmektir.

1.3 Hipotez

Ağırlık ve dayanım havacılıkta önemli iki hususdur. Uçak, helikopter ve insansız hava aracı gibi uçan araçların hem hafif hem de aerodinamik kuvvetlere dayanıklı olarak tasarlanması istenmektedir. Malzeme ve imalat sektöründeki gelişmeler, daha fazla malzemeyi test ederek malzeme özellikleri hakkında daha fazla bilgi edinmemizi sağlamaktadır. Metaller ve kompozit malzemeler havacılık sektöründe yaygın olarak kullanılmaktadır. Metal parçalar dayanımı yüksek olarak öne çıksa da kompozit malzemelere göre daha ağırdırlar. Havacılıkta kullanılan malzemeler daha ziyade bu nedenle daha mukavemetli malzemelerden çok dayanım – ağırlık oranı daha yüksek malzemelerden oluşmaktadır. Metaller arasında dövme çelik işlenebilirlik açısından avantajı sayesinde öne çıkarken, dayanım-ağırlık oranı en yüksek metal olan titanyum alaşımlarının ise dökümü ve işlenebilirliği çalışmaları kısıtlandırmaktadır. Havacılıkta dayanım – ağırlık oranı çelikten daha yüksek olan alüminyum yaygın şekilde kullanılmasına rağmen rotor göbeği gibi üst düzey dayanım gerektiren parçalarda kullanılamamaktadır. Kompozit ise bu bahsi geçen malzemelerden daha yüksek bir dayanım – ağırlık oranına sahiptir, ancak üretiminin tekrarlanabilirliği malzeme karakteristiğinin davranışları metaller kadar net güvenilirlikte olmaması nedeniyle kritik parçalarda geçtiğimiz yüzyılın son zamanlarına kadar kullanılamamıştır. Bu çalışmada helikopter ana rotor göbeği, çelik, titanyum, tek yönlü karbon-epoksi kompozit ve kumaş cam-epoksi kompozit malzemeler ile tasarlanacaktır. Kompozit malzeme ile tasarlanan ana rotor göbeğinin daha hafif ve aynı zamanda maksimum uçuş yüklerine de dayanabileceği ön görülmektedir.

2
HELİKOPTER ROTOR SİSTEMİ

Helikopterler bir veya daha fazla ana rotora sahip ve her rotorda iki veya daha fazla pali bulunan döner kanatlı hava araçlarıdır (Şekil 2.1). Sabit kanatlı uçakların aksine helikopterler, herhangi bir piste ihtiyaç duymadan iniş-kalkış yapabilir veya havada asılı durabilirler. Helikopter'e ismi Fransız mucit Viscount Gustave de Ponton d'Amécourt tarafından Yunanca'da spiral anlamına gelen "helix" ve kanat anlamına gelen "pteron" sözcüklerinden esinlenerek "hélicoptère" ismi verilmiştir. [5]

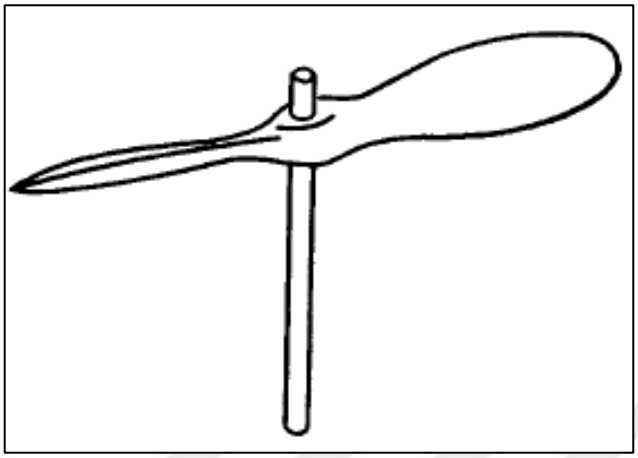


Şekil 2.1 Helikopter ana parçaları [5]

Helikopter rotoru pal adı verilen döner kanatlara sahiptir. Pallerin dönmesi için gerekli güç bir mil yardımıyla motordan aktarılır. Helikopteri yönlendirmenin altındaki bilimi kavramak için pallerdeki damla kanat prensibini anlamak gerekir. Helikopterin havalanması esnasında, damla kanat profili gereği pallerin üst yüzeyinde alçak basınç ve alt yüzeyinde ise yüksek basınç meydana gelir. Bu basınç farkı kaldırma kuvvetini oluşturur ve helikopterin uçmasını sağlar. [6]

2.1 Helikopterlerin Tarihçesi

Milattan önce 4. yüzyılda Çin'de bir çubuk ve üzerinde pervanesi bulunan ve avuç içi ile döndürülebilen uçan oyuncak helikopter (Şekil 2.2) olarak kayıt altına alınmıştır. [7]



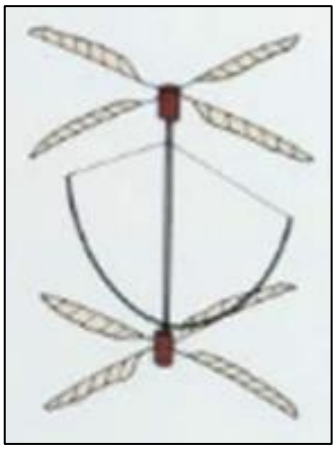
Şekil 2.2 Çin topu [8]

15. yüzyılda ise Leonardo da Vinci havada uçabilecek bir makine(Şekil 2.3) tasarladı. [7]

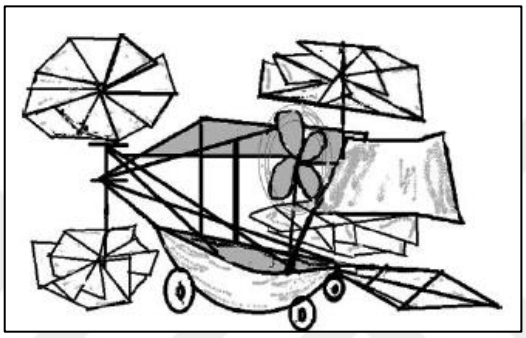


Şekil 2.3 Leonardo da Vinci'nin helikopteri [9]

18. yüzyılda ise Rus bilim insanı Mikhail Lomonosov gücünü yaydan alan eş eksenli bir rotoru tasarladı. Christian de Launoy ve Bienvenu ise hindi kanatları kullanarak birbirine zıt yönde dönen çift rotorlu model (Şekil 2.4) tasarladılar. Sir George Cayley ise bu tasarımdan faydalanarak gücü lastik bantlardan alan bir model (Şekil 2.5) tasarladı. [8]

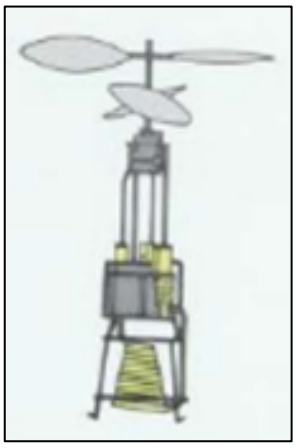


Şekil 2.4 Launoy ve Bienvenu helikopter modeli [9]

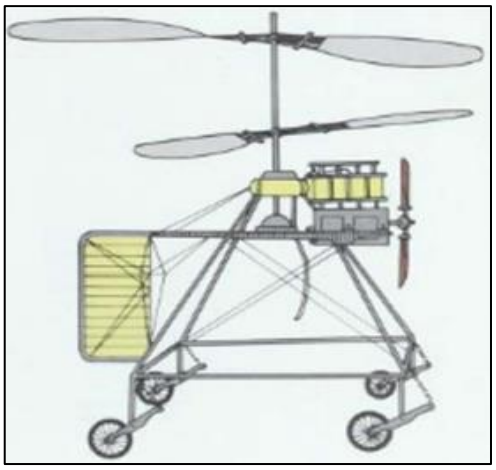


Şekil 2.5 Sir George Cayley helikopter modeli [7]

19. yüzyılda ise buhar makinesinden güç alan helikopterler tasarlanmıştır. Fransız Ponton d'Amecourt ise 4kglık eş eksenli rotoru olan bir model (Şekil 2.6) tasarladı. İtalyan Enrico Forlanini ise 3.5 kglık bir model (Şekil 2.7) tasarladı ve Milano parkında 12m yükseklikte 20s havada kaldı. 19. yüzyılın sonlarında ise içten yanmalı motorlar ile uçak ve helikopterlerin uçuşu mümkün hale geldi. [6],[7]



Şekil 2.6 Ponton d'Amecourt helikopteri [9]



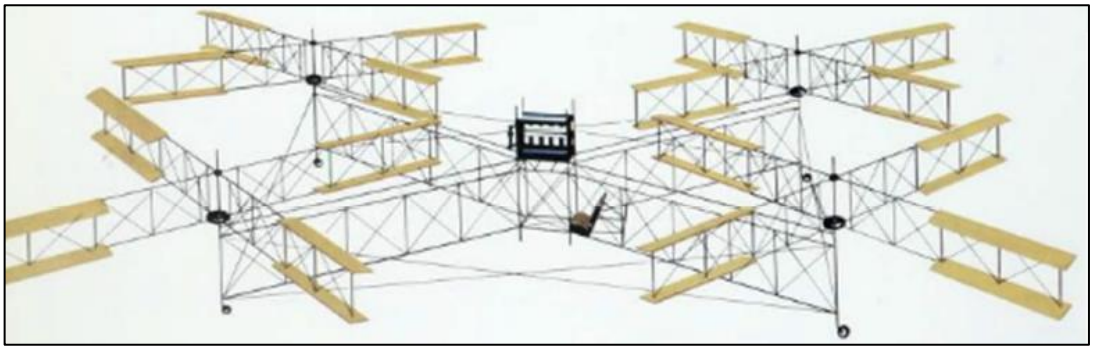
Şekil 2.7 Enrico Forlanini helikopteri [9]

20.yüzyılda Fransız mucit Paul Cornu zıt dönüşlü iki rotora sahip, insan uçuran ilk helikopteri(Şekil 2.8) tasarladı. 260kg olan helikopter 20s havada 0.3m yüksekliğe çıktı. [10]



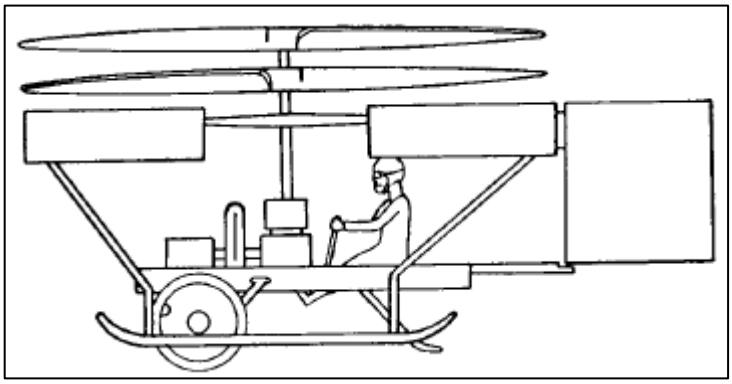
Şekil 2.8 Paul Cornu'nun ilk insanla uçuş yapan helikopteri [9]

Şekil 2.8'de 1907 yılında Fransız Louis Charles Brequet 580kg ağırlığında, 4 rotorlu ve her bir rotor çağı 8m olan bir helikopter(Şekil 2.9) tasarladı. [9]

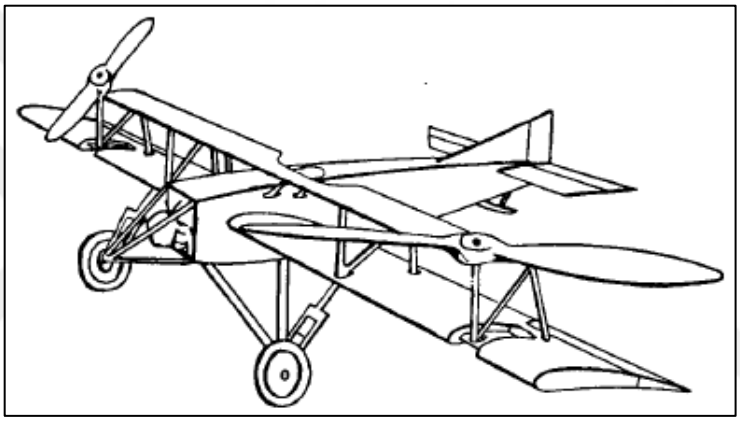


Şekil 2.9 Louis Charles Brequet 4 rotorlu helikopteri [9]

Emile ve Henry Berliner 1909 yılında iki motorlu eş eksenli rotoru olan(Şekil 2.10) ve yan yana iki rotora sahip(Şekil 2.11) helikopterler tasarladı. [7]

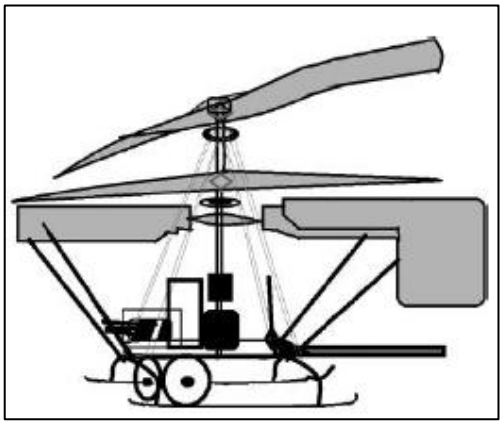


Şekil 2.10 Emile ve Henry Berliner'in eş eksenli helikopteri [8]



Şekil 2.11 Emile ve Henry Berliner'in yan-yana iki rotoru olan helikopteri [8]

1910 yılında Rus asıllı Amerikan mühendis Igor Sikorsky 5.8m çapında eş-eksenli rotora sahip, üç palli ve 180kg ağırlığında helikopter (Şekil 2.12) tasarladı, ancak bu helikopter sadece kendi ağırlığnı taşıyabildi. [6]

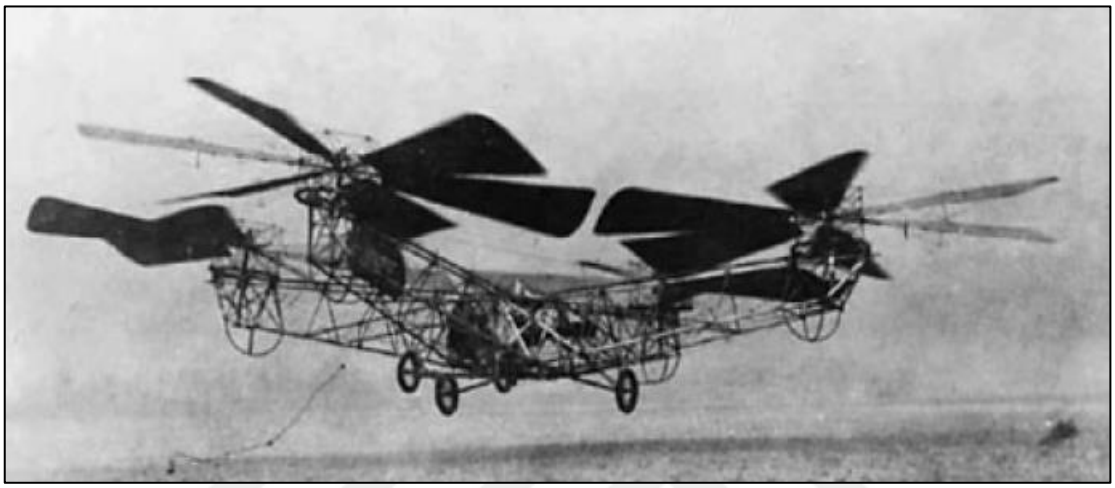


Şekil 2.12 Sikorsky eş-eksenli helikopteri [7]

1912 yılında B.N.Yuriev, 200kg ağırlığında, 8m çapında ana rotor ve kuyruk rotoruna sahip bir helikopter tasarladı. [6]

1916 yılında Lts.Petroczy ve von Karman Avusturya'da 6 metre çaplı birbiriyle zıt yönde dönen rotora sahip eş-eksenli helikopter tasarladı. [7]

George de Bothezat 1922 yılında 6 palli, 4 rotora sahip 1600kg ağırlığında bir helikopter (Şekil 2.13) tasarladı. [10]



Şekil 2.13 de Bothezat helikopteri [10]

Etienne Oehmichen ise 1924 yılında 2 palli, 4 rotora sahip bir helikopter tasarladı. [3]

Pateras Pescara ise 1920-1926 yılında çiftekanatlı rotora sahip eş eksenli helikopter tasarladı. Devri hatve değişimini sağlayan ilk helikopterdir. [8]

Von Baumhauer 1925 yılında tek ana ve kuyruk rotorlu, iki palli bir helikopter tasarladı. [10]

1920-1930 yılları arasında İspanyol Juan de la Cierva tarafından Otojiro(Şekil 2.14) tasarlandı. Çırpınma menteşesi olan ilk helikopterdir. [7]



Şekil 2.14 Cierva C8V Otojiro [10]

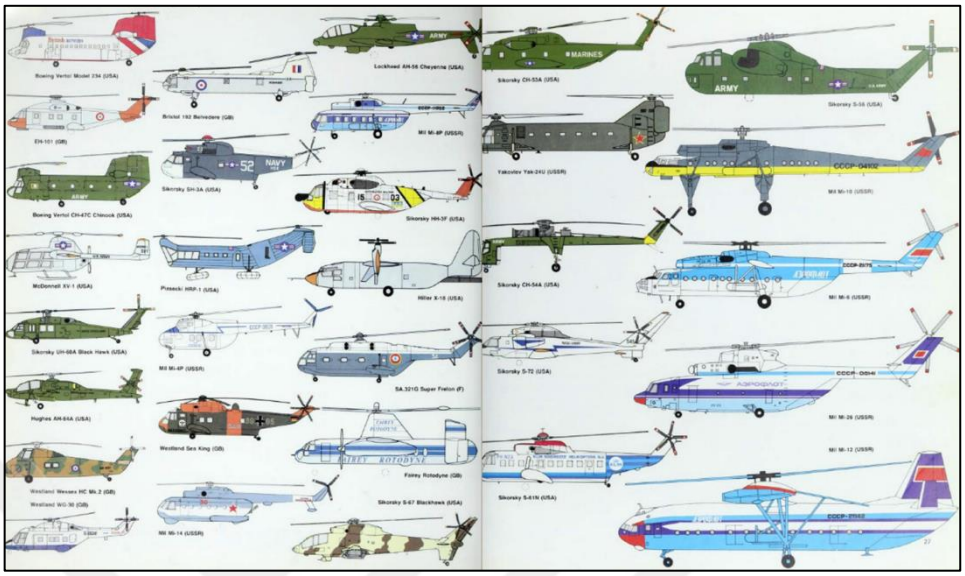
1941 yılında Igor Sikorsky VS300 helikopterini(Şekil 2.15) tasarladı. Tek ana rotor ve kuyruk rotoruna sahip helikopter İkinci Dünya Savaşı sırasında yüzlerce üretildi. [7]



Şekil 2.15 Sikorsky VS300 helikopteri [10]

Sikorsky'nin bu başarısı helikopter üretiminde büyük etki oluşturdu. Bell Helikopter Şirketi, Piasecki Helikopter Şirketi, Stanley Hiller, Charles Kaman, McDonnel, Mikhail Mil helikopterleri, Alexander Yakolev helikopterleri üretildi. [10]

Günümüzde ise helikopter üreten Sikorsky, Bell Helikopter, Airbus Eurocopter, Agustawestland, Kamov, Türk Havacılık Sanayii gibi firmalardır. Şekil 2.16'da bazı helikopterler gösterilmiştir.



Şekil 2.16 Helikopterler [9]

2.2 Rotor Konfigürasyonları

Rotor sistemleri, helikopterlerin dönen parçalarıdır. Helikopterde dikey ve yatay olarak monte edilir ve helikopterin pallerinin döndürülmesini sağlar. Farklı bir çok rotor konfigürasyonu olmasına rağmen her bir çeşitin kendine has avantaj ve dezavantajı vardır. [5]

2.2.1 Tek Rotor

Bu konfigürasyon tek ana rotor ve tek kuyruk rotoruna sahip olan helikopterlerdir. Şekil 2.17'te gösterildiği gibi ana rotor düşey olarak monte edilmişken, kuyruk rotoru ise yatay olarak monte edilir ve karşıt-tork oluşturmakla görevlidir. [8]



Şekil 2.17 Tek Rotorlu Mi-24 helikopteri [9]

2.2.2 Tandem Rotor

Tandem Rotorlu helikopterler (Şekil 2.18), tek rotorlu helikopterlerin aksine iki adet eş ana rotora sahiptirler ve bu iki rotor farklı yönlerde dönmektedirler. Bu konfigürasyonda kuyruk rotoruna ihtiyaç yoktur. Tek rotorlu helikopterlere göre daha fazla ağırlık taşıyabilme kapasitesine sahiptirler. [5]



Şekil 2.18 Tandem rotorlu helikopterler [5]

2.2.3 Eş-eksenli Rotor

Bu konfigürasyonda iki rotorun Şekil 2.19'daki gibi aynı mil üzerinde monte edildiği rotorlardır. Birbiriyle zıt yönde dönerler ve kuyruk rotoruna ihtiyaç yoktur. Ancak bu tip rotorların parçalarının tasarımı karmaşıktır. [8]



Şekil 2.19 Eş-eksenli Kamov Ka-25 helikopteri [9]

2.2.4 İç-içe dönen Rotor

Bu konfigürasyonda(Şekil 2.20) iki rotor mil eksenleri birbiriyle açı yapacak ve palleri birbirine çarpmayacak şekilde monte edilmiştir. [5]

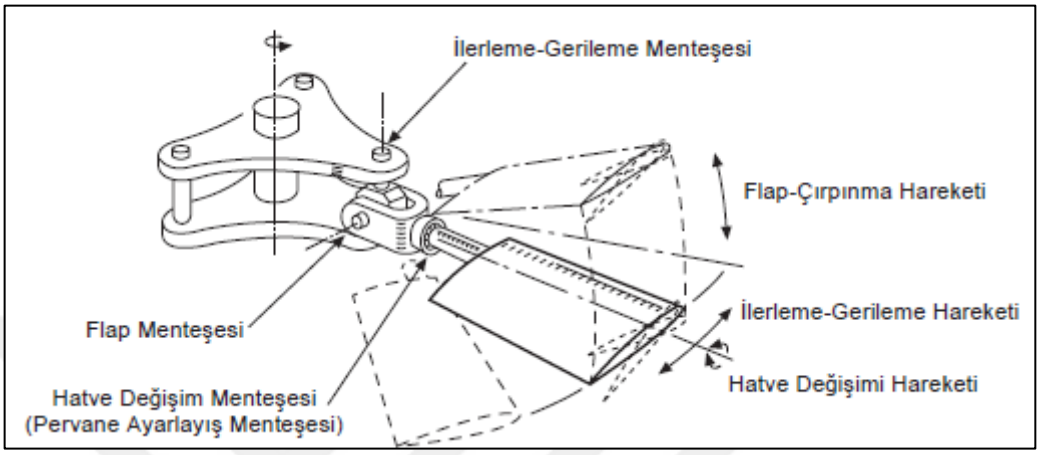


Şekil 2.20 İç-içe dönen rotora sahip HH-43 Huskie helikopteri [5]

2.3 Rotor Tipleri

Helikopterlerdeki rotor tiplerini anlatmadan önce uçuş esnasında palin yapabileceği hareketlerden ve rotor menteşe çeşitlerinden bahsedilmesi gerekir. Pal kökünde

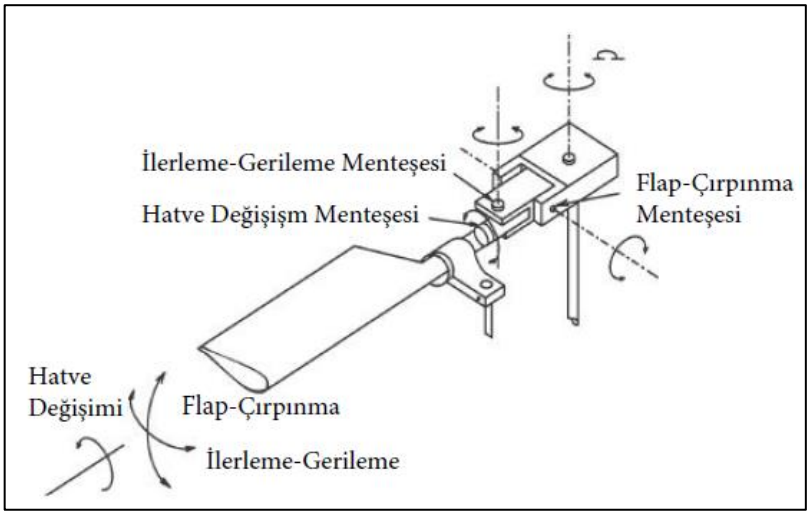
oluşan yük ve moment etkilerinden dolayı üç farklı menteşe ihtiyacı duyulmuştur. Şekil 2.21'de Flap-çırpınma menteşesi, palin yukarı-aşağı hareket etmesine ; ilerleme-gerileme menteşesi, palin dönme eksenine dik yönde ileri-geri hareket etmesine ; hatve değişim menteşesi ise palin hatve değişimi ekseni etrafında dönmesine olanak sağlar. [11]



Şekil 2.21 Rotor menteşeleri [11]

2.3.1 Tam Mafsallı Rotor

İki veya daha fazla palli helikopterlerde, pallerin flap-çırpınma, ilerleme-gerileme ve hatve değişimi hareketlerini yapabildiği rotorlardır (Şekil 2.22) (Şekil 2.23). [1] Hayali menteşe mesafesinin ve palin uç kısmının rotor göbeğinin merkezine olan mesafesinin oranı helikopterin performans, stabilite ve kontrol gibi özelliklerinde etkilidir. [8]



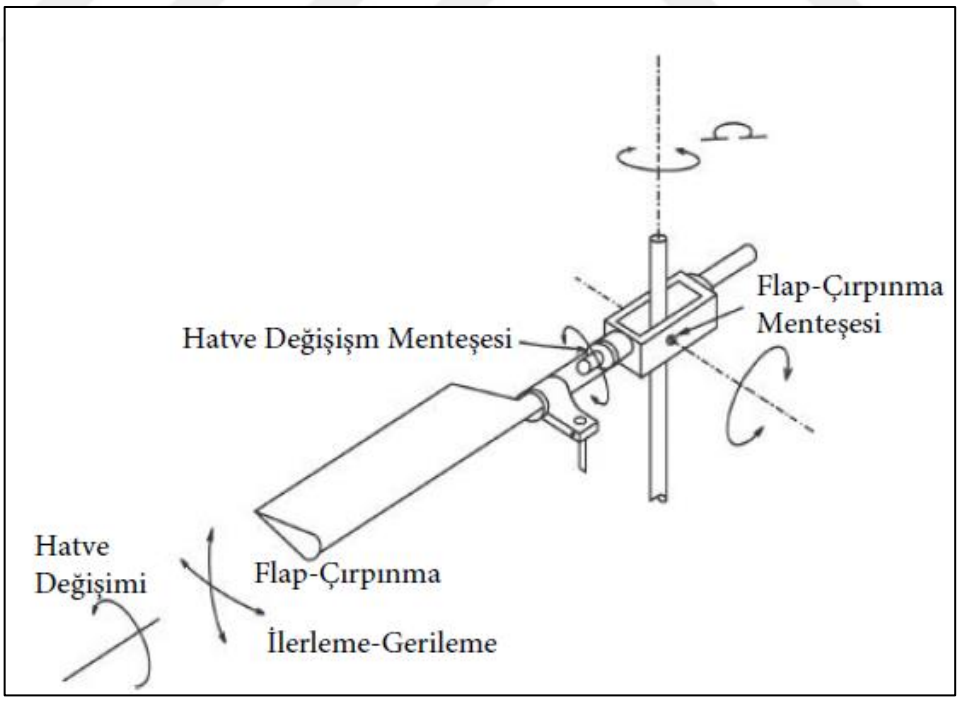
Şekil 2.22 Tam mafsallı rotorun şematik gösterimi [7]



Şekil 2.23 AgustaWestland AW139 helikopteri rotor kafası [12]

2.3.2 Yarı-Rijit Rotor

Yarı rijit rotorlarda iki pal yekpare şekilde tahterevalli gibi rotor şaftına sadece flap-çırpınma menteşesi ile monte edilmiştir (Şekil 2.24 ve Şekil 2.25) . [6]



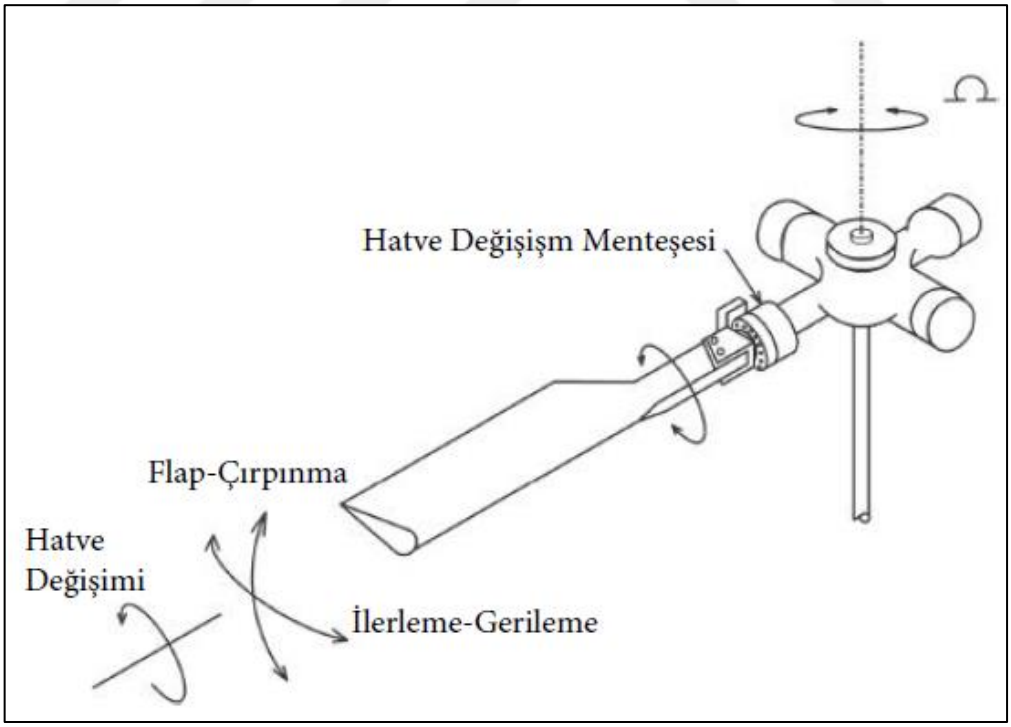
Şekil 2.24 Yarı-Rijit rotorun şematik gösterimi [7]



Şekil 2.25 Bell model 47 2 ralli yarı-rijit rotor [12]

2.3.3 Rijit Rotor

Rijit rotor sisteminde ise paller rotor göbeğine Şekil 2.26'daki gibi sadece hatve değişim menteşesi ile bağlanmıştır. Diğer rotor tiplerine göre basit yapısı vardır. (Şekil 2.27) [5]



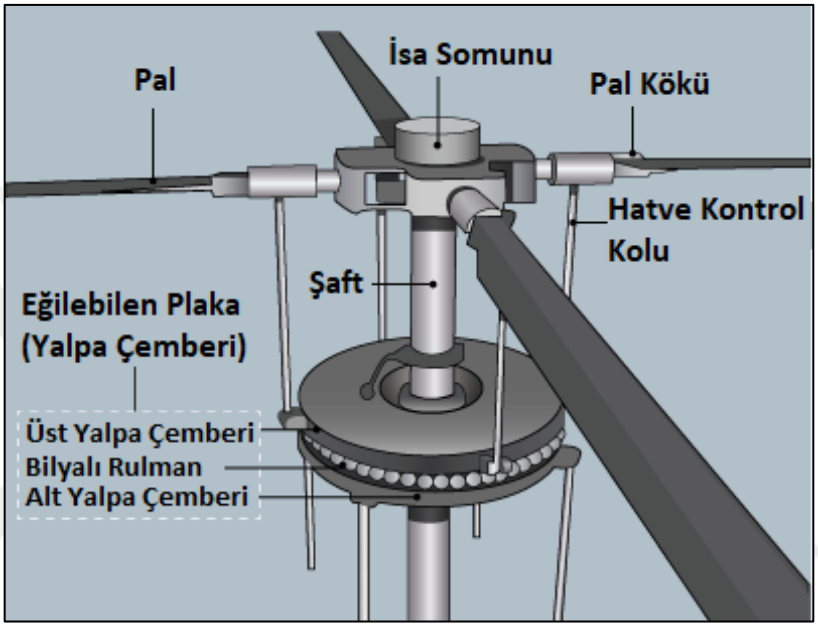
Şekil 2.26 Rijit rotorun şematik gösterimi [7]



Şekil 2.27 AgustaWestland AW159 helikopteri rotor kafası [12]

3
MATERYAL VE METOD

Bu bölümde tamamen mafsallı rotora sahip, 4 palli, 2 ton ağırlığında olan bir helikopterin ana rotor tasarımı yapılıp, maksimum uçuş yükleri altında ana rotor göbeğinin dayanımı için kurulan sonlu eleman modelleri anlatılacaktır.



Şekil 3.1 Ana rotor parçaları [13]

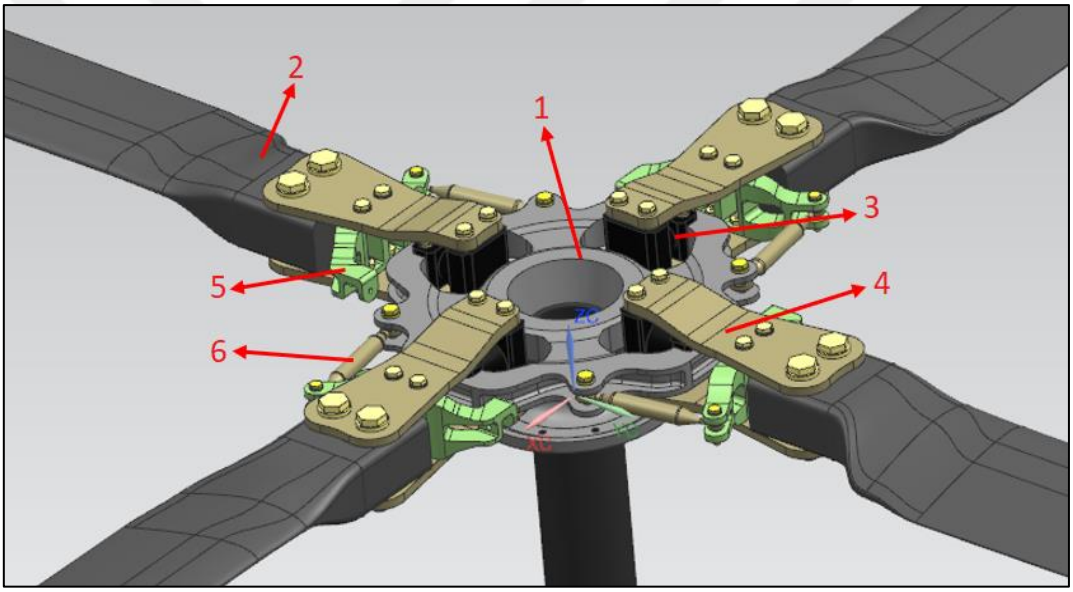
Şekil 3.1'de ana rotor parçaları gösterilmektedir. Helikopter rotor sistemi, genel olarak ana rotor kafası ve eğilebilen plaka sistemi olmak üzere ikiye ayrılır.

3.1 Üç Boyutlu Ana Rotor Tasarımı

Tam mafsallı olarak tasarlanacak ana rotor tasarım parametreleri Tablo 3.1'de verilmiştir. Ana rotor tasarımı, helikopterden helikoptere farklılık göstermektedir. Bu çalışmada [2] ve [3]'teki ana rotor göbeği baz alınarak ve tasarım basitleştirilerek üç boyutlu çizilen ana rotor parçaları Şekil 3.2'de gösterilmiştir.

Tablo 3.1 Rotor tasarım parametreleri

Rotor Pal Sayısı	4
Rotor Çapı	10.5m
Rotor Dönüş Hızı	371dev/dak
Rotor Dönüşü	Saat yönünün tersi
Pal kesitleri	Naca 23012/Naca 1410
Pal Ağırlığı(varsayım)	43.05kg



Şekil 3.2 Numaralandırılmış ana rotor kafası parçaları

Şekil 3.2'deki numaralandırılmış ana rotor parça isimleri:

1 : Ana rotor göbeği

2 : Pal

3 : Elastomer yatak

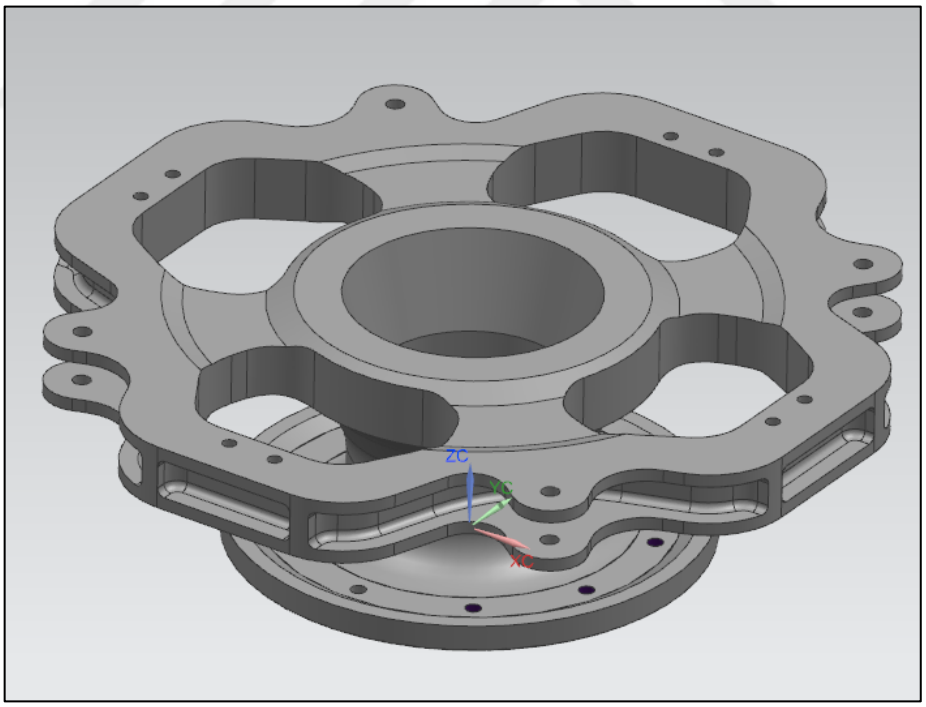
4 : Pal bağlantı kolu

5 : Hatve kontrol levyesi

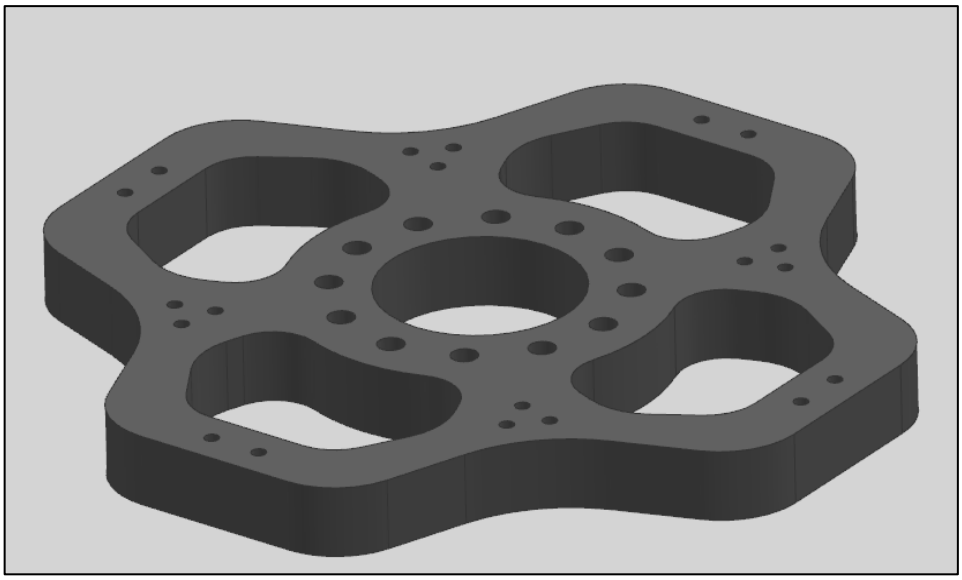
6 : Damper

Bu parçalardan kısaca bahsedecek olur isek;

Paller kompozit yapıdadır ve rotorun dönmesiyle yüksek merkezkaç ve aerodinamik kuvvetler etkisi altındadır. Pal bağlantı kolu, pali 2 adet civata ile elastomer yatak yardımıyla ana rotor göbeğine bağlar. Elastomer yatak, palin ilerleme-gerileme, hatve değişimi ve flap-çırpınma hareketlerine olanak sağlayan bir mafsaldır. Birbiri arkasına vulkanizasyon işlemiyle bağlanan çelik plakalar ve kauçuktan oluşur. Çelik yapılar korozyana karşı dayanıklı olmaları için elastomer içine gömülmüştür. Pal bağlantı kolu ise metal veya kompozit olabilir. Burada metal olarak alt ve üst olmak üzere iki parça şeklinde tasarlanmıştır. Hatve kontrol levyesi ise metal parçadır ve iki kulağı bulunmaktadır. Bir kulağına damper, diğer kulağına ise hatve kontrol koluna bağlıdır ve metal olarak tasarlanmıştır. Damper ise dinamik yükler altında çalışan sistemi sönümlemek ile görevlidir. Ana rotor göbeği, ana rotorda palleri şafta bağlayan en kritik parçalardan biridir. Pal sayısına bağlı olarak geometrisi değişebilir. 4 pal için tasarlanan üç boyutku metal ana rotor göbeği Şekil 3.3'de, kompozit ana rotor göbeği ise Şekil 3.4'te gösterilmiştir.



Şekil 3.3 Metal modellenen ana rotor göbeği

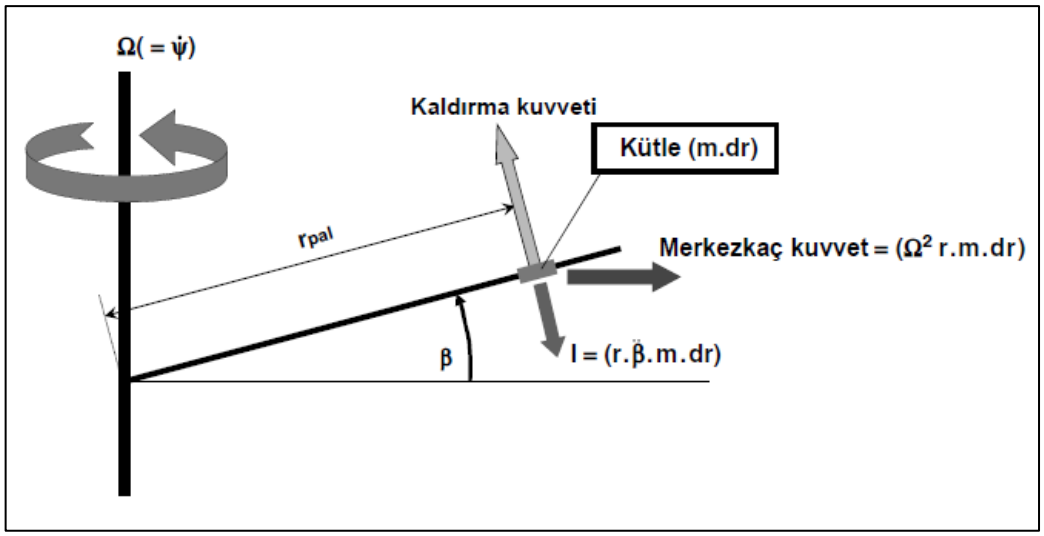


Şekil 3.4 Kompozit modellenen ana rotor göbeği

3.1.1 Maksimum Uçuş Yükleri

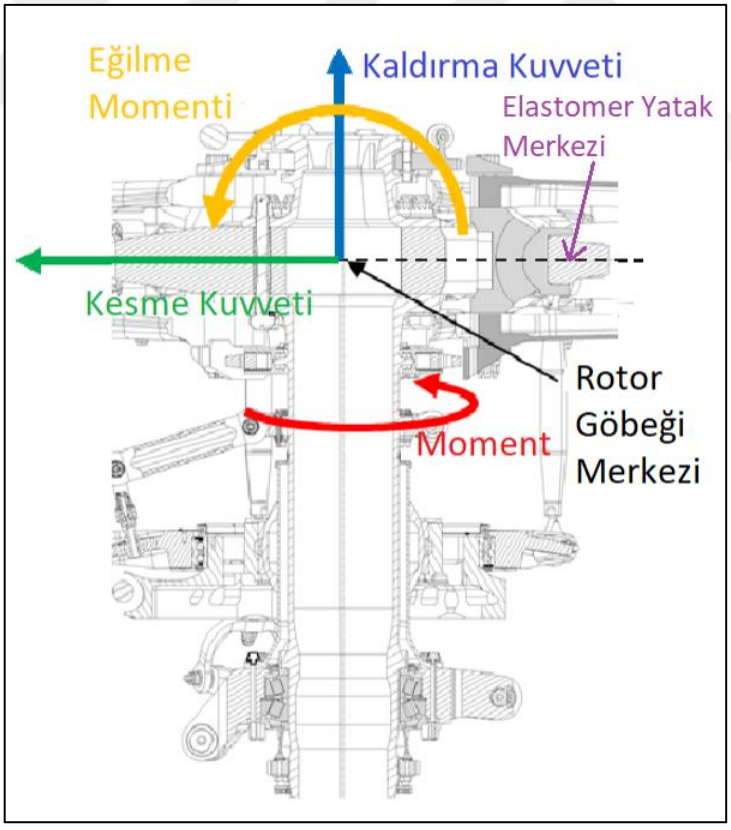
Helikopterlerin görev profillerinde ana unsur olarak yer alan dikey iniş – kalkış özelliğini yerine getirmesinde en büyük pay sahibi olan rotor sistemi, bu özelliği rotorun kendi ekseni etrafında dönüşüyle elde etmektedir. Asıl amacı kaldırma kuvvetini elde etmek olan ve kendi ekseni etrafında dönen rotor sistemi kaldırma kuvvetinin yanında asıl amacının dışında farklı yüklere maruz kalmaktadır. Helikopterin havada kalmasını ve havadaki hareketini sağlayan kuvvetlerin yanında, sistemin dönüşünden kaynaklı olarak merkezkaç kuvvetleri, sistemin döner yüzeye izdüşümünden kaynaklı sürüklenme kuvveti, sistemin aerodinamik karakteristiğinden kaynaklı "ilerleme-gerileme (lead-lag)" hareketlerinin neticesinde bu hareketleri sönümlemekte kullanılan damper kuvvetleri ve sistemin mekaniğinin neticesinde ortaya çıkan atalet kuvvetleri mevcuttur. Helikopterin itki sistemlerinde üretilen gücü tüketme yönünde davranan bu kuvvetler helikopter dinamiğinin doğası gereği ortaya çıkmak durumundadırlar. Rotor sistemi en kötü şartlarda dahi bu kuvvetlere karşı optimum düzeyde tasarlanmak durumundadır. Sırayla bahsetmek gerekirse, helikopteri havaya kaldırmak ve havada tutmak için kaldırma kuvvetine ihtiyaç vardır ve rotor sistemi tüm helikopteri taşıyan sistemdir. Aynı zamanda sistem, helikopterin güvenli operasyonunu daimi olarak sağlayabilmek için açısal hızından kaynaklı maruz kaldığı yüksek orandaki merkezkaç kuvvetine dayanmak durumundadır. Sistem yine uçuş esnasında sabit

olan açısal hızın bir sonucu olarak ortaya çıkan sürünme kuvvetini yenmediği takdirde operasyona devam edememektedir. Bunların yanında sistemin dinamik karakteristiklerinin, bir başka deyişle Coriolis etkisinin ortaya çıkardığı hareketler olan pallerin dönme düzlemi üzerindeki hareketlerini ifade eden "ilerleme-gerileme" hareketleri meydana gelmektedir. Helikopterin uçuşu esnasında kendi düzlemleri üzerinde dönme yönü ve tersine hareket eden pallerin harmonikleri, helikopter gövdesinin ileri-geri eksenindeki dönme frekansının harmonikleriyle çakışarak yer ve hava rezonansına sebep olmaktadırlar. Bir başka deyişle paller rotor göbeğine göre aynı hızda dönmemektedirler. Bahsi geçen rezonans durumlarına sebep olmaması için bu hareketlerin fazlarının manipüle edilmesi gerekmektedir, bu sayede rezonans etkileri helikopteri rotorunun operasyonel frekanslarının dışına ötelenebilmektedir. Bundan dolayı da "ilerleme-gerileme" hareketlerinin viskoz ya da yapısal bir sönümlemeye maruz kalmaları gerekmektedir. Pallerin dönme yüzeylerindeki hareketi manipüle etmeye yarayan damperlerin bulunma sebebi de budur. Bahsi geçen bu hareketleri değiştirmeleri damperlerin kuvvet almalarına sebep olmaktadır. Bunların yanında temel hareket denklemlerinden gelen atalet kuvvetleri mevcuttur. Dolayısıyla rotorun dönmesiyle birlikte pallerde aerodinamik kuvvetler, merkezkaç kuvveti ve atalet kuvveti oluşur(Şekil3.5). Bahsi geçen merkezkaç kuvveti, palin ağırlık merkezinde etki etmektedir ve palin ağırlığı, rotorun dönüş hızı ve ağırlık merkezinin rotor merkezine olan uzaklığına bağlı olarak hesaplanır. Aerodinamik kuvvetler ise pale etki eden kaldırma kuvveti ve sürüklenme kuvvetinin bileşkesidir. Kaldırma palin her kesitinde, kesit profiline göre değişiklik göstermektedir. Sürüklenme kuvveti ise palin dönüşüne zıt etki eden kuvvettir. Rotorun dönmesiyle birlikte palin hareketleri atalet kuvveti meydana getirir.[10] Palde oluşan bu kuvvetler, pal bağlantı kolu ve elastomer yatak yardımıyla ana rotor göbeğine aktarılır.



Şekil 3.5 Pale etkiyen kuvvetler [10]

Ana rotor göbeğine etkiyen yükler, hayali mafsal noktası (Şekil 3.6) adı verilen elastomer yatağın ve palin dönme merkezi olan noktaya indirgenmiştir. Damper yükleri ise damper ile ana rotor göbeğinin bağlandığı yere indirgenmiştir.



Şekil 3.6 Ana rotor göbeğine etkiyen kuvvetler [3]

Türk Havacılık Sanayi A.Ş'de yapılmış olan 4 palli 2 ton helikopter için öngörülen uçuş yüklerinden en yüksek yükler bu çalışmada kullanılmıştır.

Hayali mafsal noktasına indirgenmiş kuvvetler Tablo 3.2'de verilmiştir.

Tablo 3.2 Hayali mafsal noktasına indirgenen maksimum uçuş yükleri

$F_r(N)$	$F_\theta(N)$	$F_z(N)$	$M_r(N.mm)$	$M_\theta(N.mm)$	$M_z(N.mm)$
186574	-3542	21319	2261	-128	-26

Damper bağlantı noktasına indirgenen damper yükleri ise Tablo 3.3'de verilmiştir.

Tablo 3.3 Damper yükleri

$F_r(N)$	$F_\theta(N)$	$F_z(N)$
10770	1042	2917

3.1.2 Malzeme seçimi ve özellikleri

Malzeme bilimi ve üretim teknolojisindeki gelişmeler havacılık sektörünü büyük ölçüde etkilemiştir. Havacılıkta malzeme seçimi; hava araçlarında tasarım, üretim zorluğu, sertifikasyon, ağırlık, bakım-onarım, maliyet, mekanik özellikler için kritik öneme sahiptir. Maliyet açısından malzeme seçiminde dikkat edilecen hususlar: satın alma maliyeti, işleme maliyetleri(üretimdeki maliyetler), bakım maliyetleri, geri dönüşüm ve ortadan kaldırma maliyetleridir. Olabildiğince ucuz olması istenir. Malzeme ulaşılabilirliği yani tedarik edilebilirliği hava aracının imalatını veya satın alma maliyetinde dalgalanmaları etkileyen önemli bir faktördür. Havacılıkta, uygun maliyetli ve zaman açısından verimli üretim yöntemlerine olanak sağlayan malzemeler seçilmelidir. Hafif malzeme seçimi, hava aracının daha az yakıt kullanmasına, hızına ve havadaki manevra kabiliyetinde etkilidir. Bu yüzden daha hafif ve yüksek mekanik özelliklere sahip olması ve çevresel faktörlere(korozyon, aşınma vb.) dayanım malzemeler havacılıkta önemlidir. Havacılık malzemelerinde diğer malzemelere oranla Tablo 3.4'de bahsedilen bir çok özellik yönünden iyi olması istenir. [15]

Tablo 3.4 Havacılıkta kullanılan malzemeler kıyaslanması[15]

Özellik	**Al**	**Ti**	**Yüksek dayanımlı çelik**	**Karbon elyaf/ epoksi kompozit**
Üretim maliyeti	Ucuz	Pahalı	Orta	Pahalı
Ağırlık (Yoğunluk)	Hafif	Orta	Ağır	Çok Hafif
Rijitlik (Elastisite Modülü)	Düşük/ Orta	Orta	Çok Yüksek	Yüksek
Mekanik Dayanım	Orta	Orta/Yüksek	Çok Yüksek	Yüksek
Kırılma tokluğu	Orta	Yüksek	Düşük/Orta	Yüksek
Yorulma dayanımı	Düşük	Yüksek	Orta/Yüksek	Yüksek
Korozyona karşı dayanım	Orta	Yüksek	Düşük/Orta	Çok Yüksek
Yüksek sıcaklıkta sürünme dayanımı	Düşük	Orta	Yüksek	Düşük
Geri dönüşüm kolaylığı	Yüksek	Orta	Yüksek	Çok Düşük

Alüminyum 1920/1930lerde havacılıkta yaygın olarak kullanılmış bir malzemedir. Yüksek dayanımlı alüminyum alaşımları Boeing, Airbus vb. firmaların uçak gövdelerinde, kanatlarında ve gövdeyi destekleyen yapılarda kullanılmıştır. Kompozit malzemelerin kullanımının artmasıyla beraber alüminyum kullanımında azalma meydana gelse de düşük maliyet, hafif bir yapıya sahip olması, kolay işlenilebilirlik, orta derecede rijitlik ve mekanik dayanıma sahip olması nedeniyle havacılıkta önemli bir yere sahiptir. Alüminyum alaşımlarına göre daha ağır olmasına rağmen titanyum alaşımları yüksek mekanik , korozyon ve yorulma dayanımı gibi özelliklerinden dolayı gövde yapılarında, jet motorlarında, helikopter parçalarında sıklıkla kullanılmaktadır. Havacılıkta yaygın olarak kullanılan titanyum alaşımı, Ti-6Al-4V(Titanyum-6Alüminyum-4Vanadyum)'dur. Çelik ise mühendislikte yapısal olarak yaygın kullanılan bir malzemedir. Havacılıkta yüksek alaşımlı ve ısıl işlem görmüş yüksek dayanımlı çelikler kullanılır. Alüminyumdan üç kat, titanyumdan ise iki kat güçlü olmasına rağmen ağırlık olarak yaklaşık alüminyumdan üç kat, titanyumdan ise iki kat daha ağırdır. Ayrıca çevresel faktörlere karşı(korozyon, aşınma vb.) dayanımının düşük olması havacılıkta yaygın olarak kullanılmaması nedenidir. [15]

Kompozit malzemeler ise havacılık, ulaşım, inşaat, deniz işletmeciliği, spor vb alanlarda kullanılmaktadır. Yaygın olarak kullanılan kompozit ise karbon elyaf destekli epoksi matrisli kompozittir ve ağırlık başına yüksek dayanım ve rijitliğe sahip olması tercih edilme sebebidir. Askeri hava araçlarının daha çok mühimmat taşıyabilmesi için hafif olması istenmektedir. Örneğin helikopter gövdesinde karbon elyaflı; kanatlarında ise cam elyafla takviyelenmiş kompozit kullanılır. Havacılıkta kullanımı ise geçtiğimiz yıllarda ciddi miktarda artmıştır. Boeing 787 uçağında kompozit kullanımı %50, F-35'de %45, Airbus A350'de ise %45 olarak karşımıza çıkmaktadır. Kompozit malzemelerde elyafın yönüne göre malzeme özelliği değişmektedir. Metal malzemelere oranla bir yönde çok yüksek dayanıma sahipken diğer yönlerde çok az dayanıma sahip olabilirler. Tablo 3.5'te kompozit malzemeler metallerle karşılaştırılmıştır.[16]

Tablo 3.5 Metal malzemelere karşı kompozit malzemeler [16]

Durum	**Metallere oranla davranış**
Yük-Gerinim ilişkisi	Hasara karşı doğrusal gerinim
Çentik hassasiyeti	
Statik / Yorulma	Fazla hassas / Az hassas
Enine özellikler	Daha zayıf
Mekanik özellik çeşitliliği	Fazla
Yorulma dayanımı	Fazla
Hidrotermal çevreye hassasiyet	Daha büyük
Korozyon hassasiyeti	Daha az

Kompozit malzemelerin metallere göre tercih edilme sebeplerinin başında hafiflik gelir. Paslanma ve korozyona karşı, kırılmaya karşı dayanıklıdır. Bakım-onarımı ve montajı kolaydır. Cıvata/perçin gibi bağlama elemanlarına az ihtiyaç duyulur. Fiberlerin istenilen sertlik ve mukavemet değerlerine göre oryantasyonu ile hafif ve yüksek dayanımlı parçalar tasarlanabilir. Yorulma dayanımı metallere göre yüksektir. Bunların yanında pahalıdırlar ve hammadde temini zordur. Termoset reçinelere sahip kompozitlerde raf ömürleri nedeniyle özel saklama depolarına ihtiyaç duyulur. Kompozit malzeme ile üretilmiş parçaların kalite kontrolü zordur ve tasarım,üretim ve tamirinde tecrübeli insan gereksinimi duyar. Üretim maliyetleri yüksektir ve geri kazanım oranı azdır. [15],[16],[17]

Bu çalışmada ana rotor göbeği çelik, titaniym, tek yönlü karbon-epoksi kompozit ve kumaş cam-epoksi kompozit malzemeler kullanılarak olarak dört farklı şekilde tasarlanmıştır. Malzeme özellikleri Tablo 3.6, Tablo 3.7 ve Tablo 3.8'de verilmiştir.

Tablo 3.6 Titanyum ve Çelik alaşımları malzeme özellikleri

Malzeme Adı	Titanyum 6-4 Beta Alaşımı	Çelik 15-5PH H1025 AMS 5659 Alaşımı
Elastik Modül [MPa]	116526	196508
Poission Oranı	0.31	0.27
Maksimum Çekme Dayanımı [MPa]	896	1069
Maksimum Kayma Dayanımı [MPa]	493	669
Akma Sınırındaki Çekme Dayanımı [MPa]	827	1000
Akma Sınırındaki Kayma Dayanımı [MPa]	455	621
Akma Sınırındaki Basma Dayanımı [MPa]	827	986
Maksimum Basma Dayanımı [MPa]	896	1069

Tablo 3.7 Karbon-fiber tek yönlü (UD) malzeme özellikleri

Malzeme			**HEXPLY 913 Epoksi 132 HTA Karbon Elyaf**								
ELASTİK ÖZELLİKLER	Exx	MPa	Exx / Exx = 1	**EMNİYETLİ GERİNİM DEĞERLERİ**	$\varepsilon_{xx,ç}$	με	9685	**EMNİYETLİ GERİLME DEĞERLERİ**	$\sigma_{xx,ç}$	MPa	1230
	Eyy	MPa	Eyy / Exx =0.07563		$\varepsilon_{xx,b}$	με	5118		$\sigma_{xx,b}$	MPa	650
	Ezz	MPa	Ezz / Exx =0.07563		$\varepsilon_{yy,ç}$	με	1707		$\sigma_{yy,ç}$	MPa	16.4
	Gxx	MPa	Gxx /Gxx = 1		$\varepsilon_{yy,b}$	με	10828		$\sigma_{yy,b}$	MPa	104
	Gxz	MPa	Gxz /Gxx = 1		$\varepsilon_{zz,ç}$	με	1707		$\sigma_{zz,ç}$	MPa	16.4
	Gyz	MPa	Gyz /Gxx = 0.646931		$\varepsilon_{zz,b}$	με	10828		$\sigma_{zz,b}$	MPa	104
	ν_{xy}	-	ν_{xy} / ν_{xy} = 1		$\gamma_{xy,e}$	με	11011		$T_{xy,e}$	MPa	61
	ν_{xz}	-	ν_{xz} / ν_{xy} = 1		$\gamma_{xz,e}$	με	7401		$T_{xz,e}$	MPa	41
	ν_{yz}	-	ν_{yz} / ν_{xy} = 1		$\gamma_{yz,e}$	με	11440		$T_{yz,e}$	MPa	41
	Yoğunluk		kg/mm3	1.53E-06		**Kalınlık**		mm		0.125	

Tablo 3.8 Kumaş cam/fiber mekanik özellikleri

Malzeme			**HEXPLY 913/37%/778 Kumaş Cam Elyaf**								
ELASTİK ÖZELLİKLER	Exx	MPa	Exx / Exx = 1	**EMNİYETLİ GERİNİM DEĞERLERİ**	$\varepsilon_{xx,ç}$	με	10909	**EMNİYETLİ GERİLME DEĞERLERİ**	$\sigma_{xx,ç}$	MPa	240
	Eyy	MPa	Eyy / Exx =0.957946		$\varepsilon_{xx,b}$	με	10455		$\sigma_{xx,b}$	MPa	230
	Ezz	MPa	Ezz / Exx =0.131783		$\varepsilon_{yy,ç}$	με	11034		$\sigma_{yy,ç}$	MPa	240
	Gxx	MPa	Gxx /Gxx = 1		$\varepsilon_{yy,b}$	με	10575		$\sigma_{yy,b}$	MPa	230
	Gxz	MPa	Gxz /Gxx = 1		$\varepsilon_{zz,ç}$	με	4412		$\sigma_{zz,ç}$	MPa	15
	Gyz	MPa	Gyz /Gxx = 1		$\varepsilon_{zz,b}$	με	20294		$\sigma_{zz,b}$	MPa	69
	ν_{xy}	-	ν_{xy} / ν_{xy} = 1		$\gamma_{xy,e}$	με	20571		$T_{xy,e}$	MPa	72
	ν_{xz}	-	ν_{xz} / ν_{xy} = 1		$\gamma_{xz,e}$	με	10000		$T_{xz,e}$	MPa	35
	ν_{yz}	-	ν_{yz} / ν_{xy} = 1		$\gamma_{yz,e}$	με	10000		$T_{yz,e}$	MPa	35
	Yoğunluk		kg/mm3	1.83E-06		**Kalınlık**		mm		0.250	

3.2 Sonlu Elemanlar Modeli

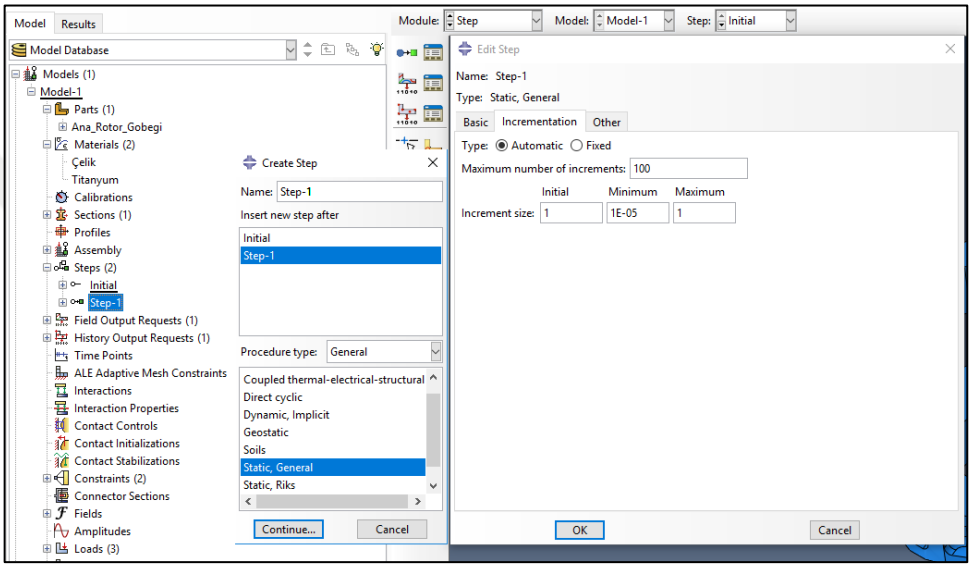
Çalışma kapsamında ana rotor göbeğinin üç boyutlu sonlu elemanlar modeli ve analizi ABAQUS sonlu elemanlar programı kullanılarak yapılmıştır. ABAQUS/CAE sonlu elemanlar programı kullanıcıya lineer statik analiz, doğrusal olmayan analiz, dinamik analiz, yorulma analizi, burkulma analizi, ısıl analizler gibi sonlu elemanlar modelleri oluşturmaya olanak sağlar. "Standard" ve "Explicit" gibi çözücüleri mevcuttur. ABAQUS'de yapılacak her işlem kendi modülü altında toplanmıştır ve kullanıcıyla dost bir arayüzüne sahiptir. ABAQUS'de basitçe bahsetmek gerekirse; parça ile ilgili işlemleri gerçekleştirebileceğimiz "part" modülü, malzeme özelliklerini belirleyebileceğimiz "property" modülü, montaj işlemlerini belirleyebileceğimiz "assembly" modülü, analiz tipini belirleyebileceğimiz "step" modülü, kurulan modeldeki etkileşimleri belirleyebileceğimiz "interaction" modülü, sınır koşulları ve yük durumunu girebileceğimiz "interaction" modülü, ağ yapısını ve eleman özelliklerini belirleyebileceğimiz "mesh" modülü, analizi koşturacağımız "job" modülü gibi modüller mevcuttur. [18] Metal ve kompozit parçalar ayrı ayrı modellenmiş ve sonuçları incelenmiştir.

3.2.1 Metal Malzeme için Sonlu Elemanlar Modeli

Bu kısımda ana rotor göbeğinin malzemesi çelik ve titanyum olarak sonlu eleman modelinin nasıl kurulduğu anlatılacaktır. Her analiz programında olduğu gibi üç

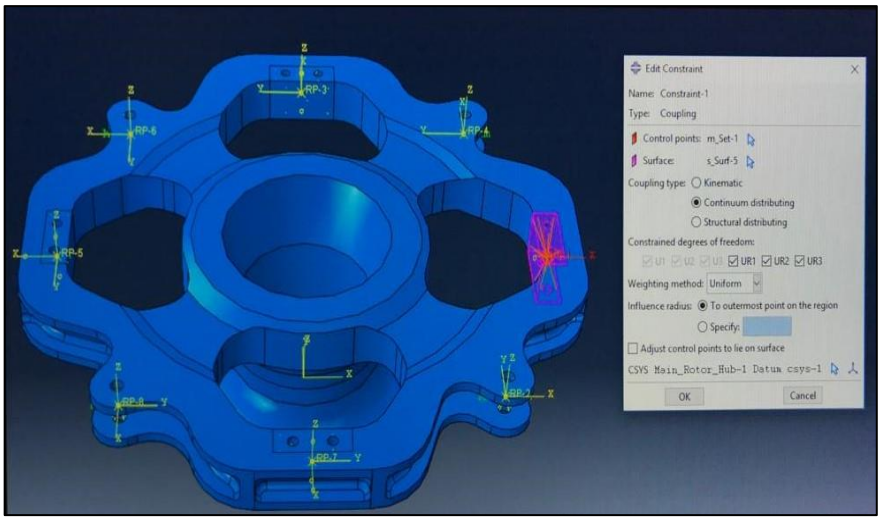
boyutlu tasarım modeli .step uzantısı olarak ABAQUS sonlu elemanlar programına aktarılır. Çelik ve titanyum için kurulan modellerde sadece malzeme özellikleri değişeceği için aynı başlıkta anlatılacaktır.

Çelik ve titanyum için malzeme özellikleri "property" modülünde girilerek malzeme tanımlaması yapılır, ve bu malzemeler ana rotor göbeğine atanır. "Step" modülünde yapılacak analiz türü, analiz süresi ve analizden elde edilecek çıktılar belirlenir. Bu modelde tek adımlı "Static,General" türü analiz seçilmiştir (Şekil 3.7). Analiz çıktıları gerilme, gerinim ve yer değiştirmedir.

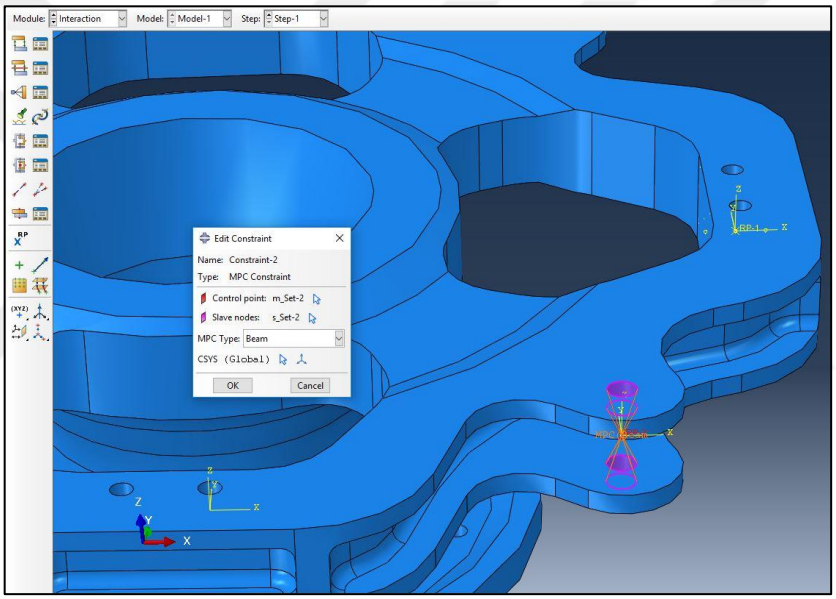


Şekil 3.7 "Step" oluşturma

Temas tanımlamaları "interaction" modülünde gerçekleştirilir. Öncelikle bir pal için kuvvetleri indirgediğimiz noktalara "RP-1" ve "RP-2" olmak üzere iki adet referans noktaları atanır. Bu referans noktalarından "RP-1", elastomer yatağın merkez noktasıdır. Elastomer yatağın iç duvarı, ana rotor göbeğinin koluna temas etmektedir. Bu durumu ABAQUS'de Şekil 3.8'de gösterildiği gibi "Continuum distributing coupling" seçeneği kullanarak "RP-1"i elastomer yatağın temas ettiği yüzeylerle ilişkilendirebiliriz.Aynı şekilde damperin dönme merkezi olarak tanımlanan "RP-2"yi de ana rotor göbeğiyle cıvata yardımıyla bağlandığı yüzeylerle Şekil 3.9'deki gibi "MPC" kullanarak ilişkilendirebiliriz.

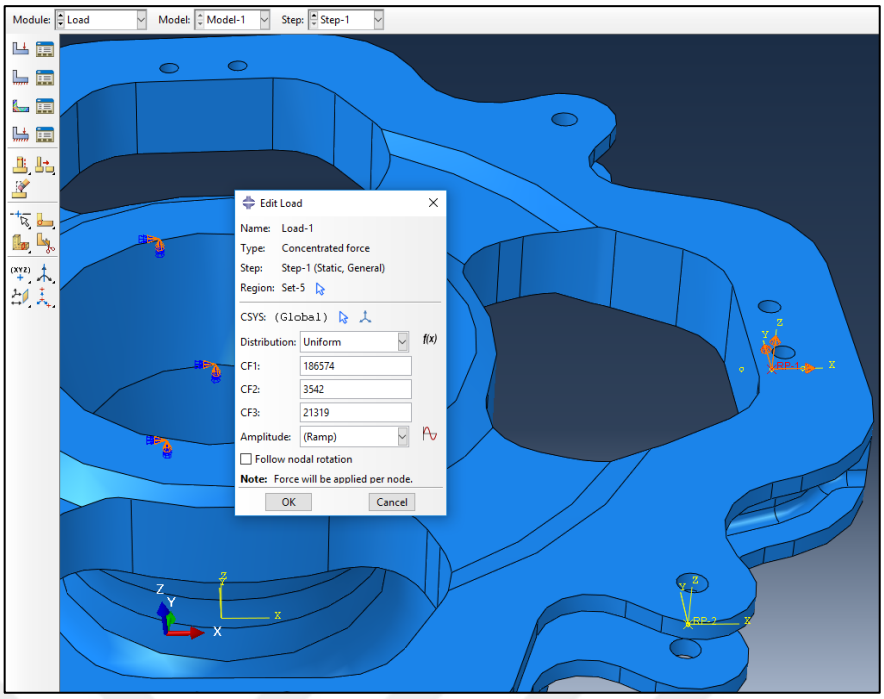


Şekil 3.8 Referans noktası-1 ilişkilendirme

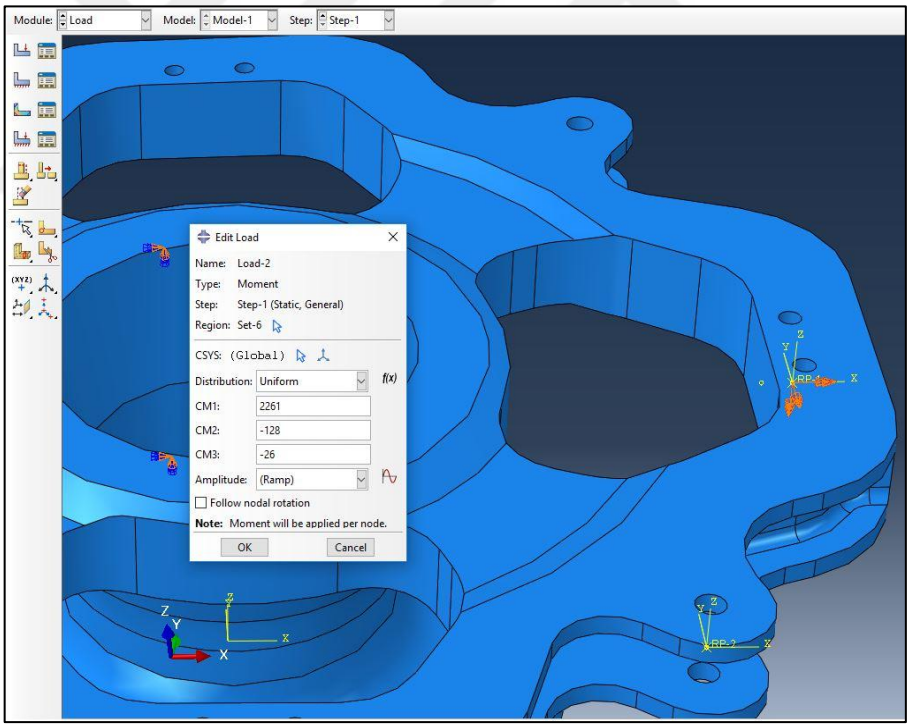


Şekil 3.9 Referans noktası-2 ilişkilendirme

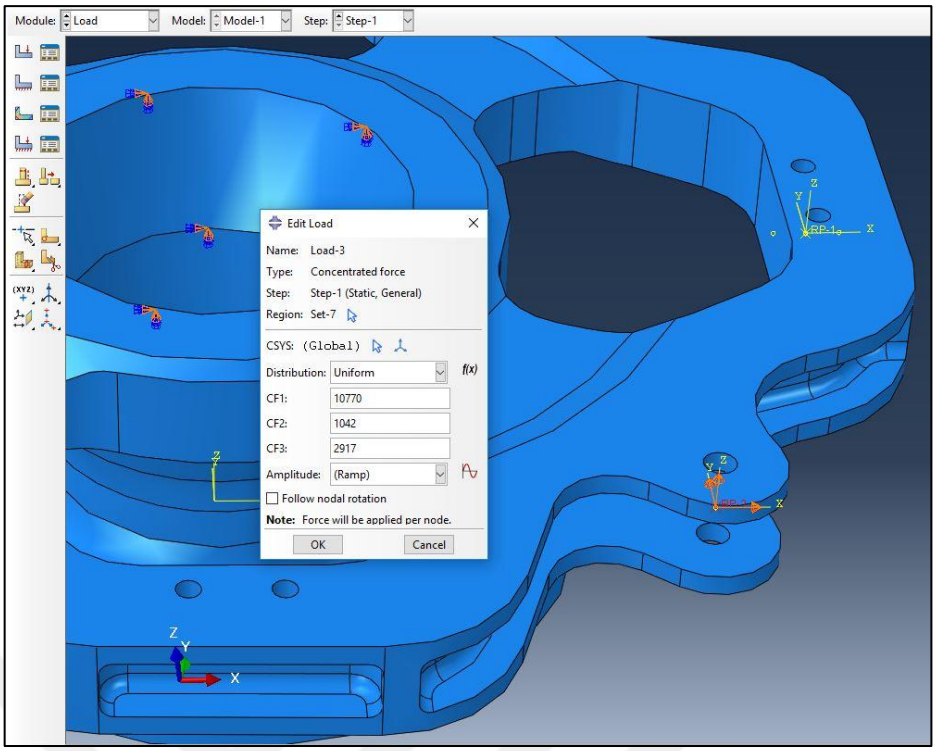
Sınır koşulları ve yükleri tanımlamak için "Load" modülüne geçilir. Bu modelde ana rotor göbeğinin, şaft ile tamas eden iç yüzeyleri "Encastre" olarak sabitlenmiştir. "RP-1"e Şekil 3.10'te indirgenmiş noktasal kuvvetler ve Şekil 3.11'te indirgenmiş momentler uygulanırken Şekil 3.12'te "RP-2" sadece indirgenmiş noktasal kuvvetler uygulanmıştır.



Şekil 3.10 "RP-1" için indirgenmiş noktasal kuvvetleri tanımlama



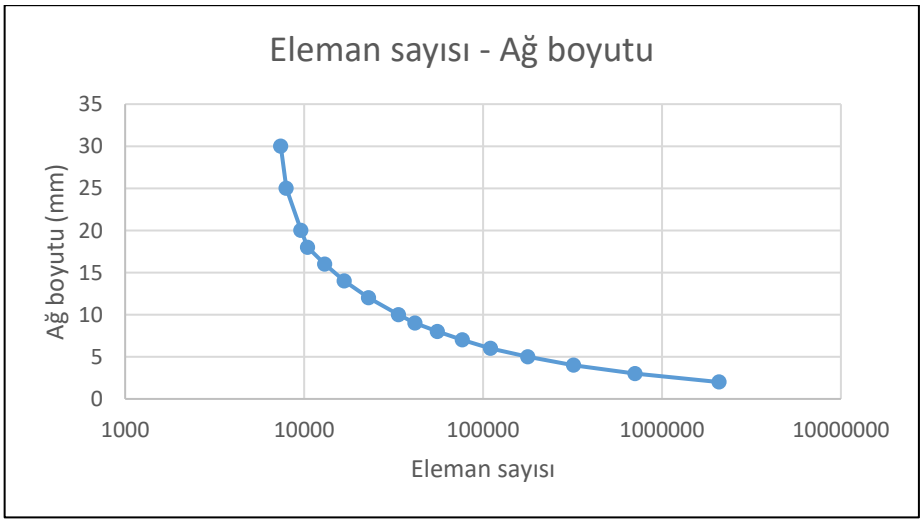
Şekil 3.11 "RP-1" için indirgenmiş momentleri tanımlama



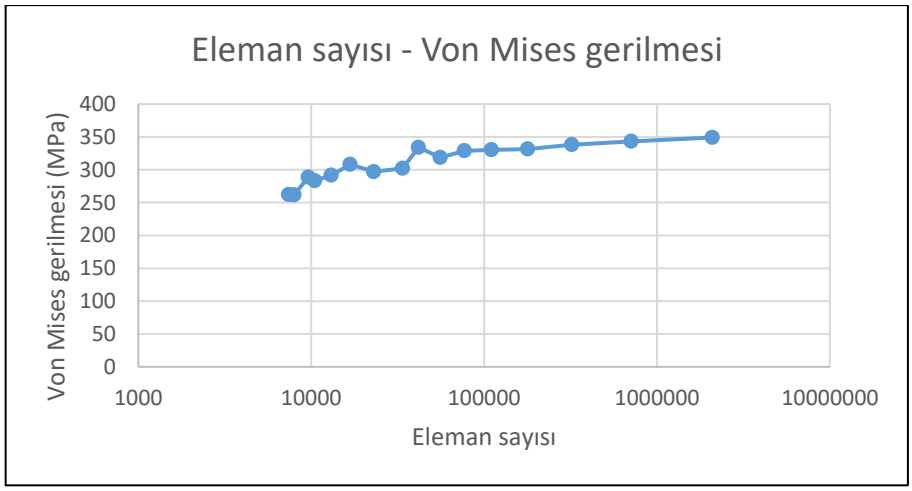
Şekil 3.12 "RP-2" için indirgenmiş damper yüklerini tanımlama

Ana rotor göbeğinin bir koluna uygulanan bu yükler diğer üç koluna da aynı şekilde uygulanır ve tam ölçekli analiz yapılabilir.

Analizde kullanılacak ağ yapısını belirlemek için öncelikle "mesh convergence-ağ yakınsama" çalışması yapılmıştır. Ağ boyutu(mesh size) azaltılarak yapılan peşi sıra analizlerde eleman sayısı-ağ boyutu ve eleman sayısı-gerilme arasındaki ilişki gözlemlenerek en uygun ağ yapısı analizde kullanılmak üzere tercih edilmiştir.

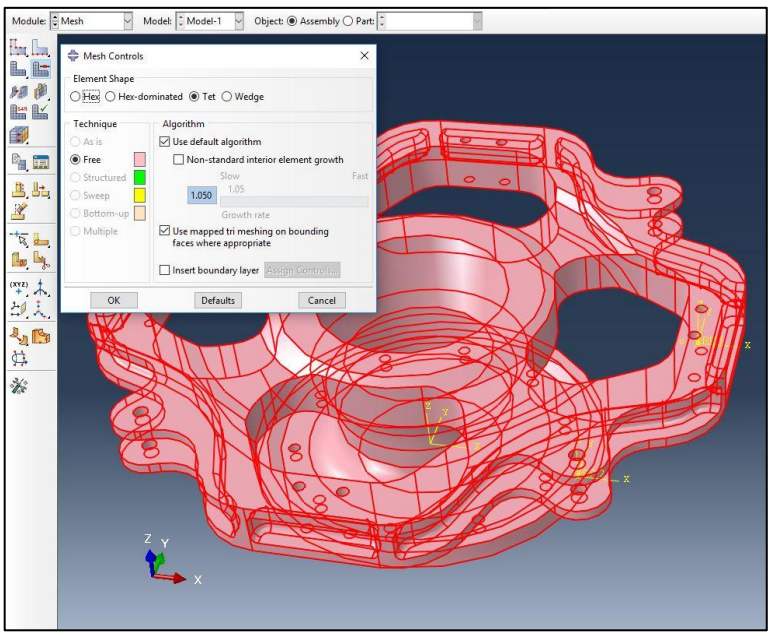


Şekil 3.13 Eleman sayısı – ağ boyutu ilişkisi



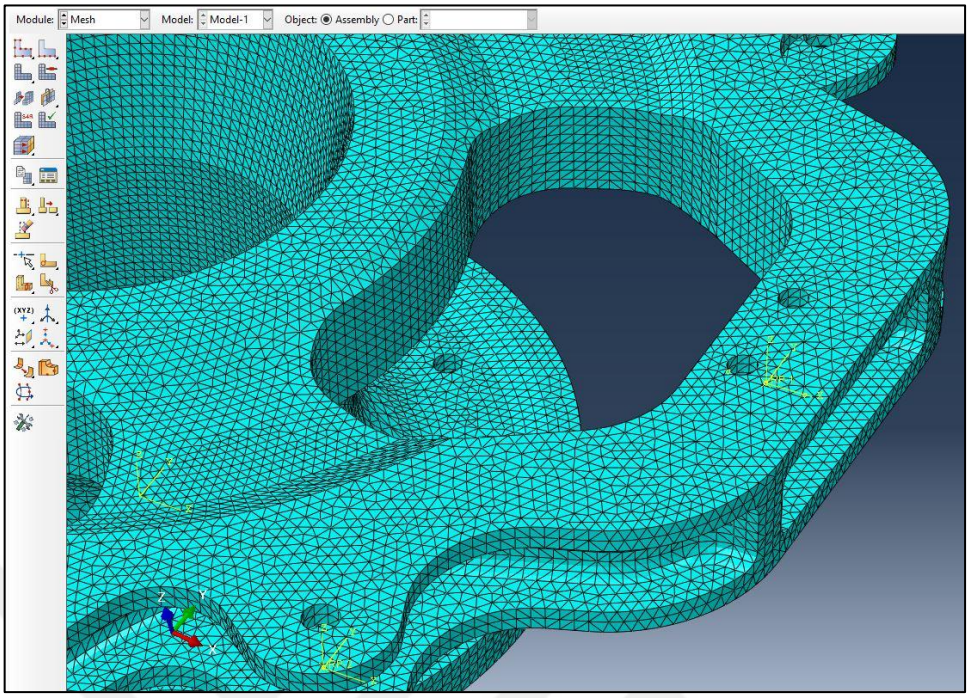
Şekil 3.14 Eleman sayısı – Von Mises gerilmesi ilişkisi

Modelde kullanılan eleman sayısının artmasıyla ağ boyutunun azalacağı bilinmektedir (Şekil 3.13). "Mesh converge" çalışmasında ise önemli olan eleman sayısının artmasıyla gerilmenin belli bir noktaya kadar artması ve o noktadan sonra kabul edilebilecek bir oranda değişmemesi yani bir gerilmeye yakınsamasıdır. Şekil 3.14'de belirli bir eleman sayısı dolayısıyla belirli bir ağ boyutundan sonra gerilme değeri yakınsamaya başlamıştır. Ağ boyutunun değerinin 3 mm olarak alınmıştır. Eleman tipi ve şekli ise Şekil 3.15'de gösterildiği gibi "Mesh Controls" komutuyla eleman şeklini "Tetrahedron" olarak, "Element Type" komutuyla ise "Quadratic" eleman tipini seçebiliriz.



Şekil 3.15 "Tetrahedron" eleman şekli seçimi

Son olarak “Mesh part” komutu ile Şekil 3.16’deki gibi “mesh” atılır.



Şekil 3.16 Ağ yapısı

Model bu şekilde kurulduktan sonra “Job” modülü ile analiz gerçekleştirilir.

3.2.2 Kompozit Sonlu Elemanlar Modeli

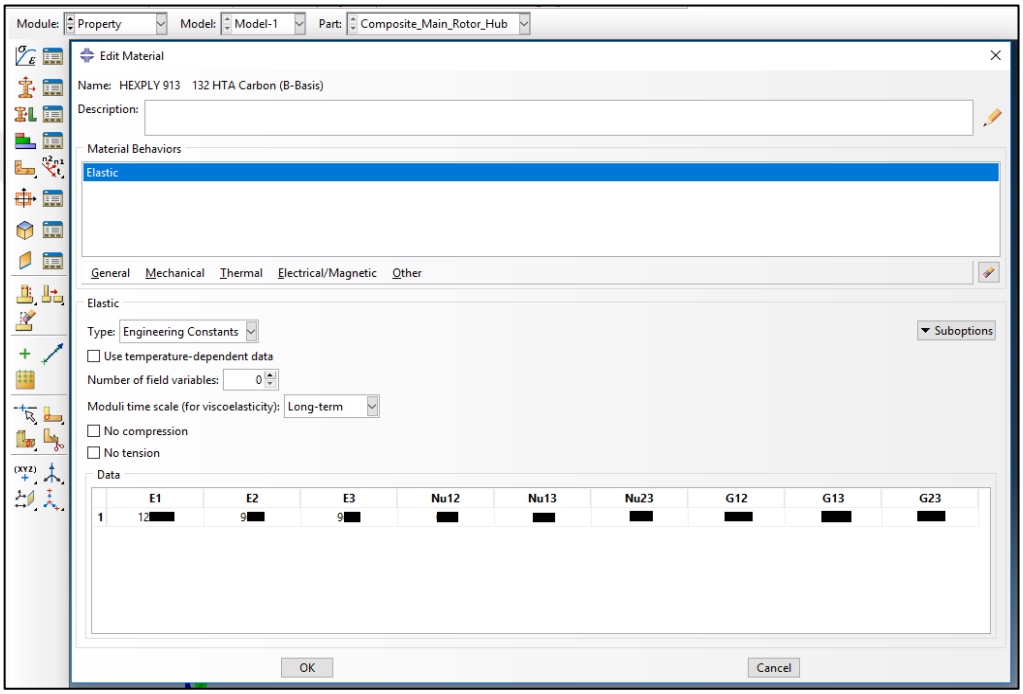
Bu kısımda ana rotor göbeğinin malzemesi tek yönlü karbon-epoksi kompozit ve kumaş cam/epoksi kompozit malzemeleri kullanılarak tasarlanan geometrinin sonlu eleman modelinin nasıl kurulduğu anlatılacaktır. Her analiz programında olduğu gibi yardımcı bir üç boyutlu tasarım “.step” uzantısı olarak ABAQUS sonlu elemanlar programına aktarılır. Modül modül ilerleyerek, model oluşturulmaya başlanır.

Modelde kullanılan tek yönlü “prepreg”(önceden reçine emdirilmiş karbon elyaf) kalınlığı 0.125 mm’dir. Ana rotor göbeği kolunun kalınlığı ise 50 mm’dir. Bu durumda 400 katmanlı bir kalın kompozit modelinde tabakaların serim yönleri her yönde eşit dağılıma sahip olacak şekilde ve simetriklik kuralına uyarak (0/90/45/-45)s, (0 90 90 0)s, (0 90 15 -15 30 -30 45 -45 60 -60 75 -75)s ve son olarak (0 90 30 -30 60 -60)s dört farklı oryantasyonda modellenmiştir.

Modelde kullanılan kumaş cam/epoksi kompozit “prepreg”in kalınlığı 0.25 mm’dir. Ana rotor göbeğinin kalınlığı 50 mm olduğundan dolayı 200 katmanlı bir kalın kompozit

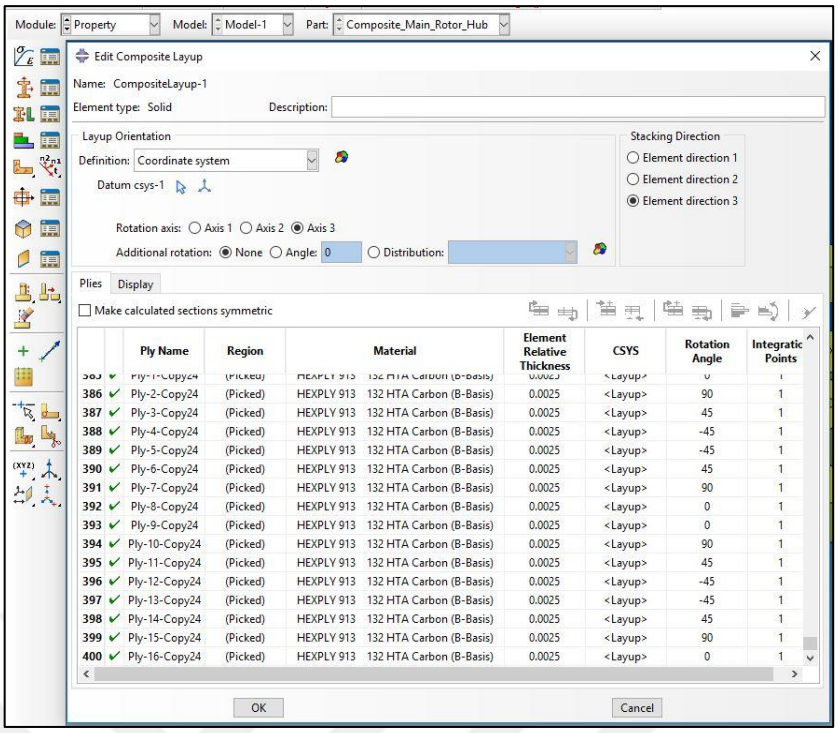
modellenmiştir. Serim yönleri ise eşit dağılıma sahip olacak şekilde ve simetriklik kuralına uyarak (0/90/45/-45)s, (0 90 90 0)s, (0 90 15 -15 30 -30 45 -45 60 -60 75 -75)s ve son olarak (0 90 30 -30 60 -60)s dört farklı oryantasyonda modellenmiştir şeklindedir.

Kompozit malzemelerin her yönde mekanik özellikleri aynı değildir. Bu yüzden ABAQUS'de malzeme özellikleri tanımlanırken buna dikkat edilir. Kompozit malzemelerin mekanik özelliklerini Şekil 3.17'de gösterildiği gibi "Type: Engineering Constraints" seçilerek tanımlanır.

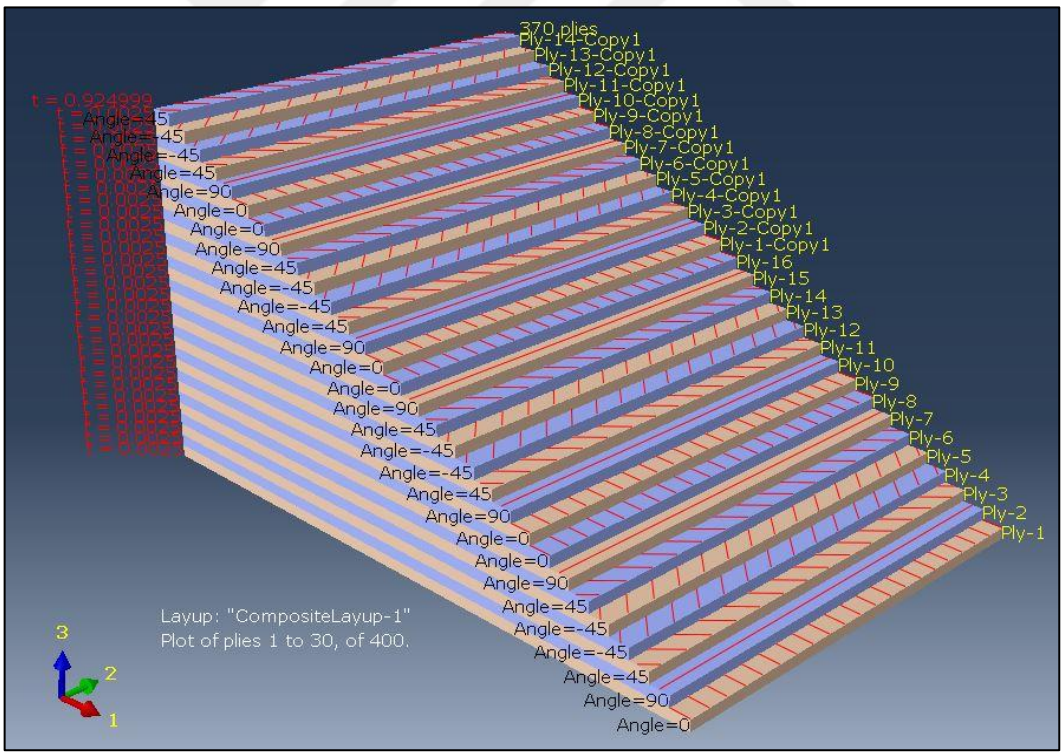


Şekil 3.17 Malzeme özelliklerinin girilmesi

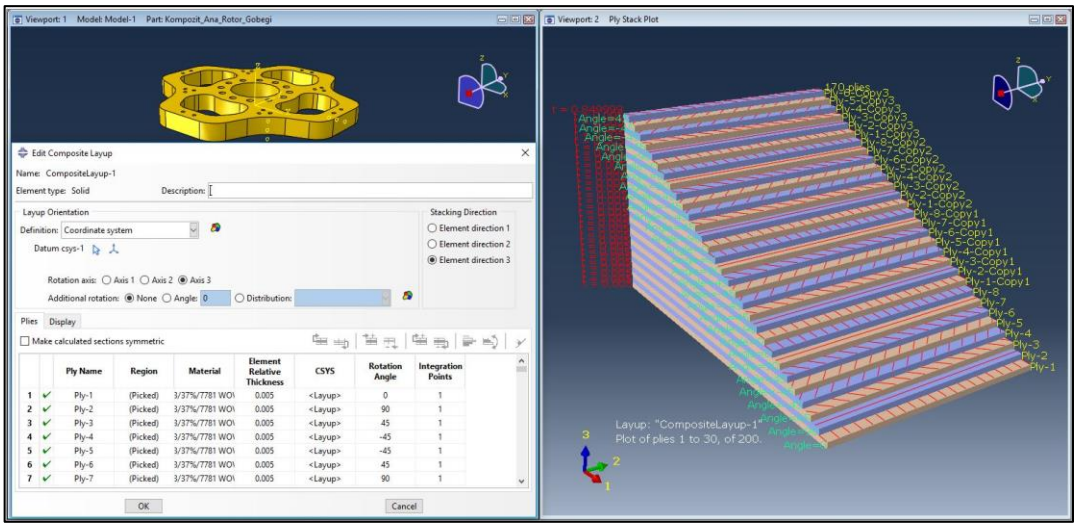
Şekil 3.18 ve Şekil 3.19'de tek yönlü karbon-epoksi kompozit malzeme için "Composite Layup" komutuyla 400 tabakanın serim yönleri ve bir tabakanın ana rotor göbeğinin kalınlığına oranı tanımlanır. Şekil 3.20'de ise kumaş cam/epoksi kompozit malzeme için tanımlanan 200 tabakanın serim açıları gösterilmiştir. Serim yönü ve tabakaların döndürme ekseni "Element direction 3/Axis 3" olarak tanımlanan +Z global eksenidir.



Şekil 3.18 Tek yönlü karbon-epoksi tabaka serim açılarının belirlenmesi

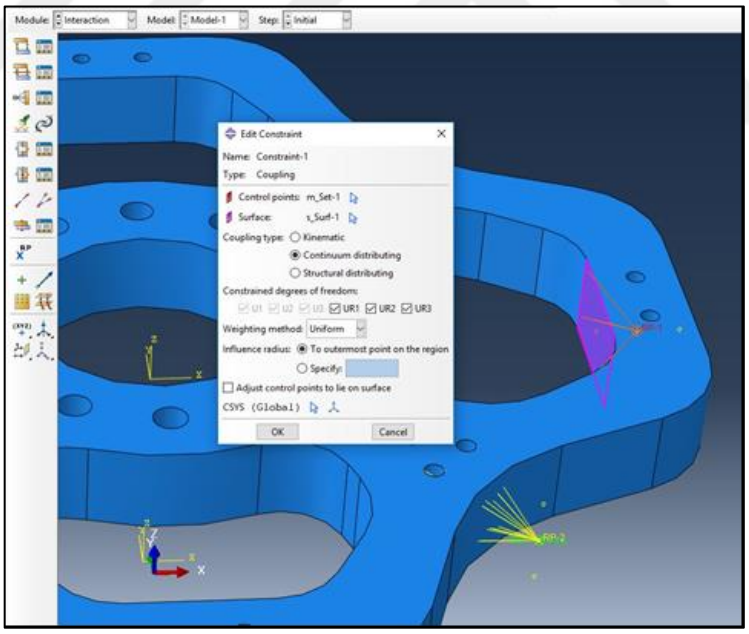


Şekil 3.19 Tek yönlü karbon-epoksi tabaka serim açılarının gösterilmesi

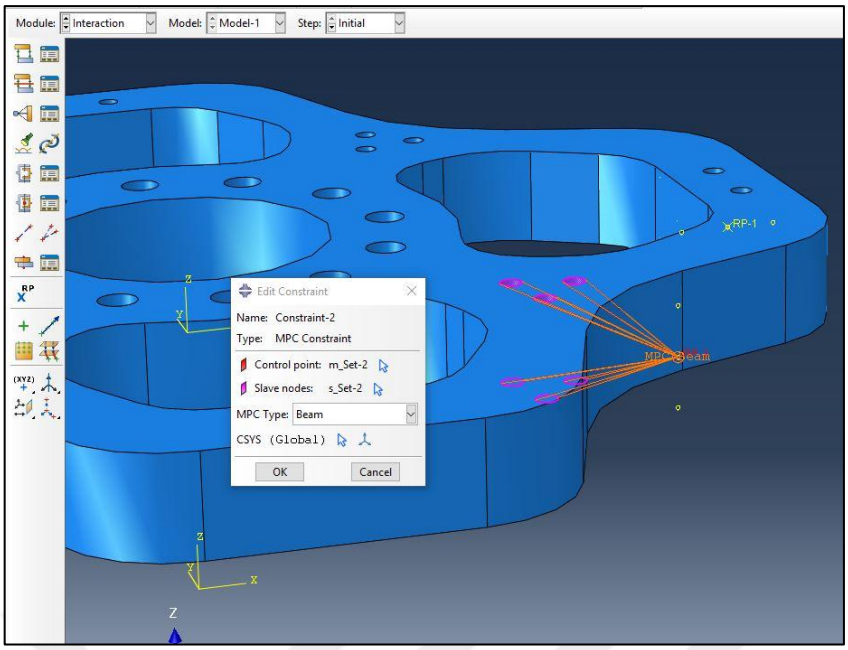


Şekil 3.20 Kumaş cam/epoksi kompozit tabaka serim açıları

Analiz türü "Step" modülünde statik analiz olarak seçilmiştir. "Interaction" modülünde indirgenmiş kuvvetlerin uygulanacağı "RP-1" ve "RP-2" olarak tanımlanan referans noktaları için sırasıyla Şekil 3.21 ve Şekil 3.22'de ilişkili olduğu yüzeyler tanımlanmıştır.

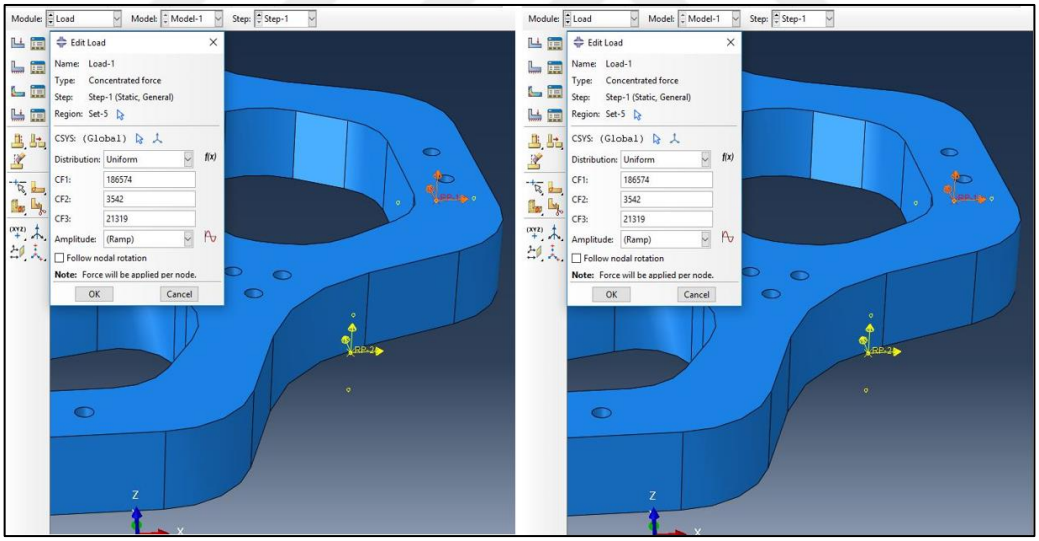


Şekil 3.21 Referans noktası-1 ilişkilendirme



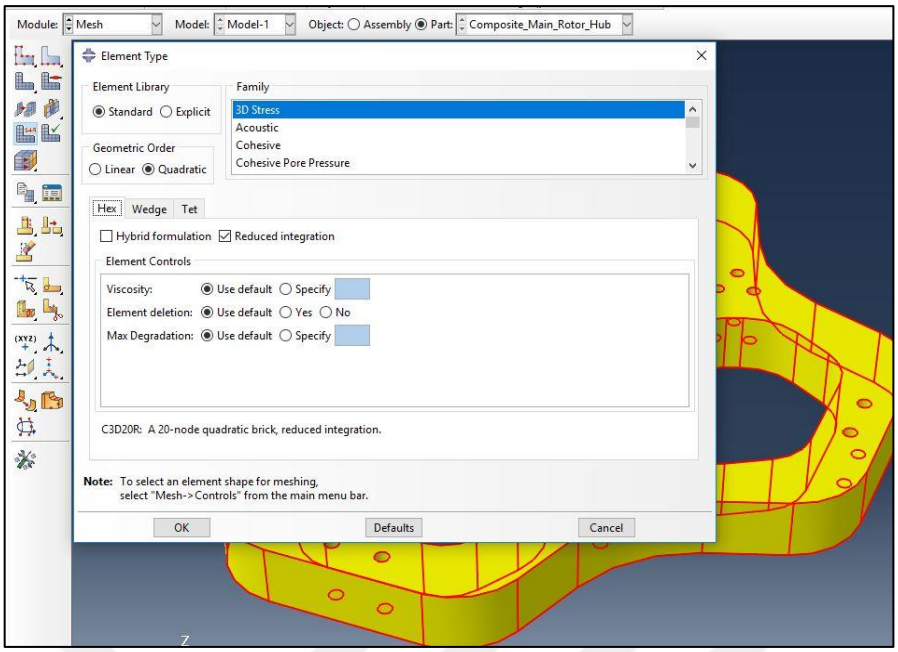
Şekil 3.22 Referans noktası-2 ilişkilendirme

Ana rotor göbeğine etki eden indirgenmiş kuvvetler "RP-1" ve "RP-2" referans noktalarına Şekil 3.23'te gösterildiği gibi uygulanmıştır.



Şekil 3.23 Kuvvetlerin girilmesi

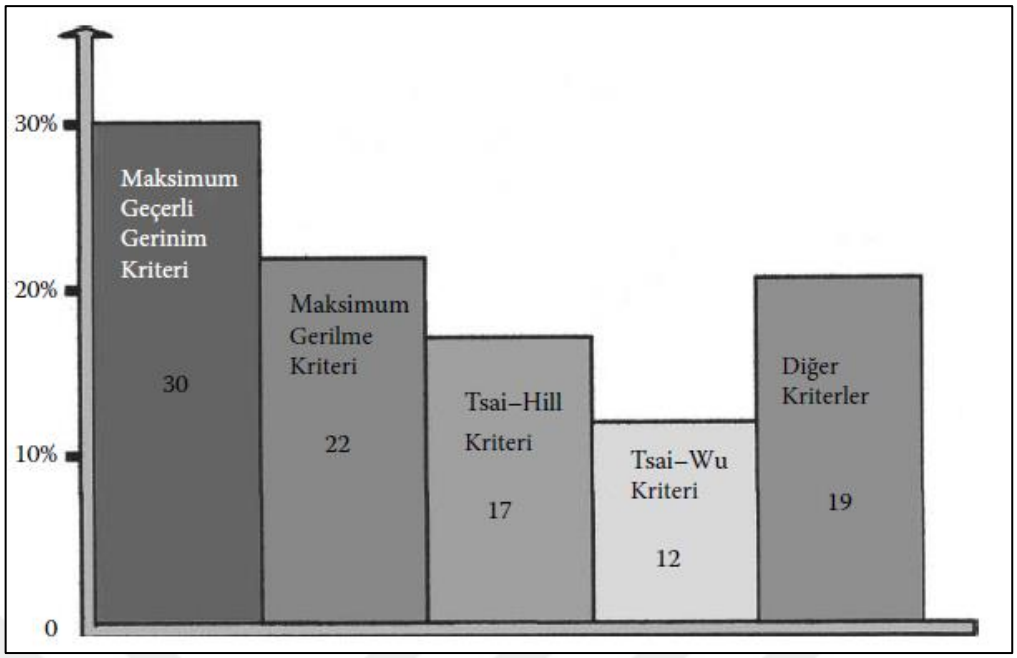
Ağ atılacak eleman boyutu ve tipi Şekil 3.24'te ""Hexahedron-Quadratic" seçilmiştir. Bu modülde metal parça için yapıldığı gibi "job" oluşuturulur ve analiz koşturulur.



Şekil 3.24 Eleman tipi seçimi

3.3 Kompozit Hasar Teorileri

Tabakalı kompozit parçalarda fiber boylamasına çatlak oluşumu, fiberin kopması, enine çatlama, lokal delaminasyon , tabakalar arasında delaminasyon gibi makroskobik hasarlar meydana gelebilir. Kompozit malzemeler için yıllar içerisinde 20'den fazla hasar teorisi kriterleri belirlenmiştir, fakat tüm yükleme koşullarında hasarı belirlemede hangi kriterin baskın olduğu sonucuna ulaşılamayabilir. Bu kriterler "Maksimum Gerilme Hasar Kriteri" , " Maksimum Geçerli Gerinim Kriteri" , "Tsai-Hill Kriteri" , "Tsai-Wu Kriteri" ve diğer kriterlerdir. Havacılıkta kullanımı Şekil 3.25'de gösterilmiştir.[19]



Şekil 3.25 Tabakalı yapılar için havacılıkta kullanılan hasar kriterleri [19]

3.3.1 Maksimum Gerilme Hasar Kriteri

Maksimum gerilme kriterine göre kompozit parçada hasar kontrolü 4.1'deki eşitsizliklere göre yapılır. Hasar oluşmaması için her yöndeki gerilmeler o yöndeki emniyetli gerilmele değerlerinden küçük olmalıdır.[19]

$$\frac{\sigma ii}{\sigma ii,ç} < 1 \qquad \frac{Tij}{Tij,e} < 1 \tag{4.1}$$

3.3.2 Maksimum Geçerli Gerinim Kriteri

Maksimum geçerli gerinim kriterinde ise 4.2'deki eşitsizliklerdeki gibi kompozit parçanın her yöndeki gerinim değerleri emniyetli gerinim değerlerinden düşük olmalıdır.[19]

$$\frac{\varepsilon ii}{\varepsilon ii,ç} < 1 \qquad \frac{\gamma_{ij}}{\gamma_{ij,e}} < 1 \tag{4.2}$$

3.3.3 Tsai-Hill Kriteri

Tek yönlü kompozit tabakalarda Tsai-Hill kriterinin basitleştirilmiş hali 4.3'de verilmiştir.

$$\frac{\sigma_{ii}^2}{\sigma_{ii,ç}^2} + \frac{\sigma_{jj}^2}{\sigma_{jj,e}^2} - \frac{\sigma_{ii}\sigma_{jj}}{\sigma_{ii,.}^2} + \frac{\tau_{ij}^2}{\tau_{ij,e}^2} < 1 \tag{4.3}$$

4
SONLU ELEMANLAR ANALİZİ SONUÇLARI

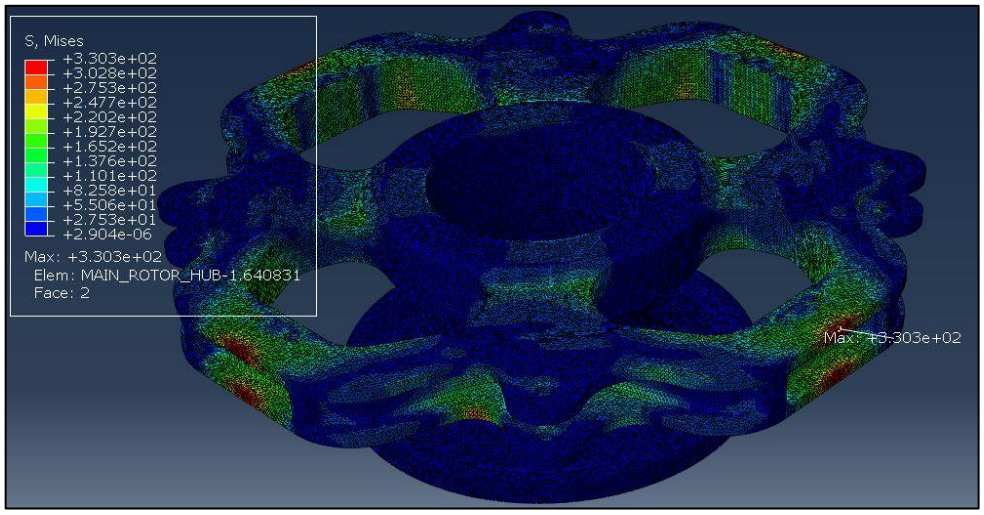
"Job" modülü ile koşturulan çelik, titanyum ve kompozit malzemeler kullanılarak modellenen ana rotor göbeği sonlu elemanlar analizi sonuçları bu bölümde anlatılmıştır. ABAQUS' analiz sonucu ".odb" uzantılı dosya açılarak "Visualization" modülünde bakılır.

4.1 Metal Model Sonlu Elemanlar Analizi Sonuçları

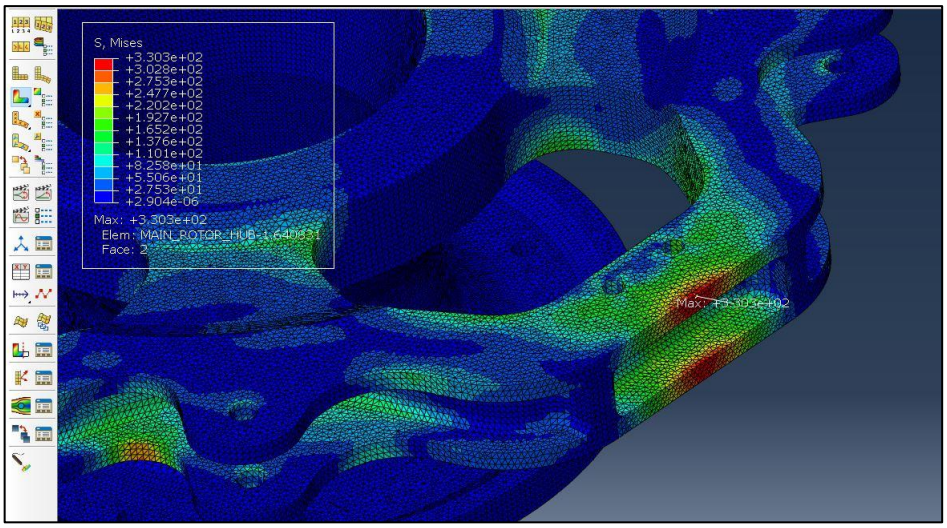
Bu bölümde çelik ve titanyum malzeme kullanılarak modellenen ana rotor göbeğinin sonlu elemanlar analizi sonucu anlatılacaktır. Avrupa Havacılık Güvenliği Ajansı'nın (European Aviation Safety Agency) yayınlamış olduğu CS-27'göre ağırlığı 3175kg olan hava araçları sertifikasyon sürecinde belirlemiş olduğu emniyet katsayısı 1.5'dur

4.1.1 Çelik Malzeme Sonlu Elemanlar Analizi Sonuçları

Şekil 4.1'de çelik malzeme kullanılarak tasarlanan ana rotor göbeğinin analiz sonucu gösterilmektedir.



Şekil 4.1 Çelik malzeme analiz sonucu gerilme değerleri

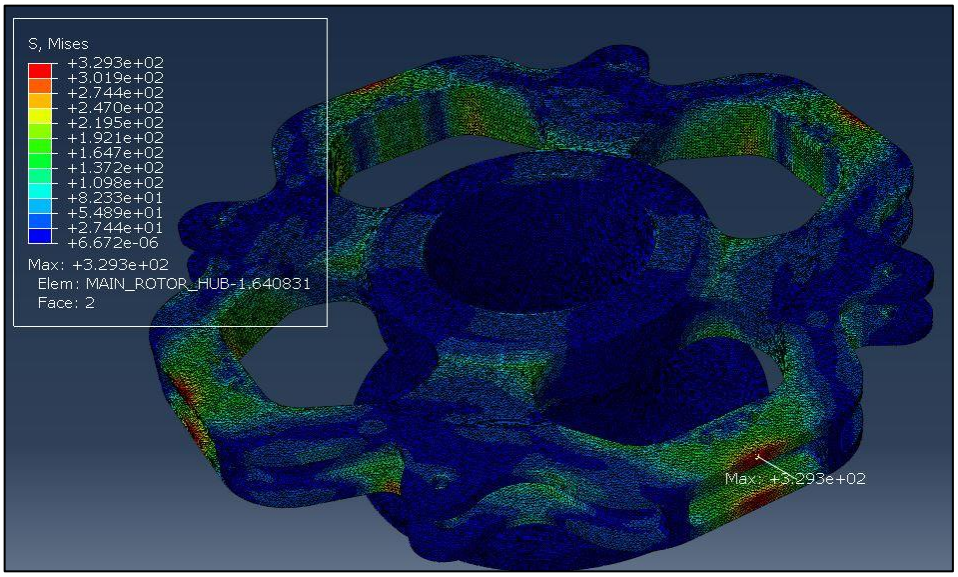


Şekil 4.2 Kritik gerilme bölgesi

Şekil 4.2'de çelik malzeme için maksimum Von-Mises gerilmesi gösterilmektedir. Bu durumda gerilmenin kritik olduğu bölge ana rotor göbeğinin koludur ve bu kritik bölgedeki gerilmenin değeri 330.3 MPa'dır. Çelik için akma dayanımı 1000 MPa'dır, $\frac{1000}{330.3} = 3.02 > 1.5$ olduğu için emniyetlidir.

4.1.2 Titanyum Malzeme Sonlu Elemanlar Analizi Sonuçları

Titanyum malzeme kullanılarak tasarlanan ana rotor göbeğinin sonlu elemanlar analiz sonucu gerilme değerleri Şekil 4.3'te gösterilmektedir.



Şekil 4.3 Titanyum malzeme analiz gerilme sonucu

Gerilmenin kritik olduğu bölge ana rotor göbeğinin koludur ve değeri 329.3 MPa okunmaktadır. Titanyum için akma dayanımı 827 Mpa ve $\frac{827}{329.3} = 2.51 > 1.5$ olduğu için emniyetlidir.

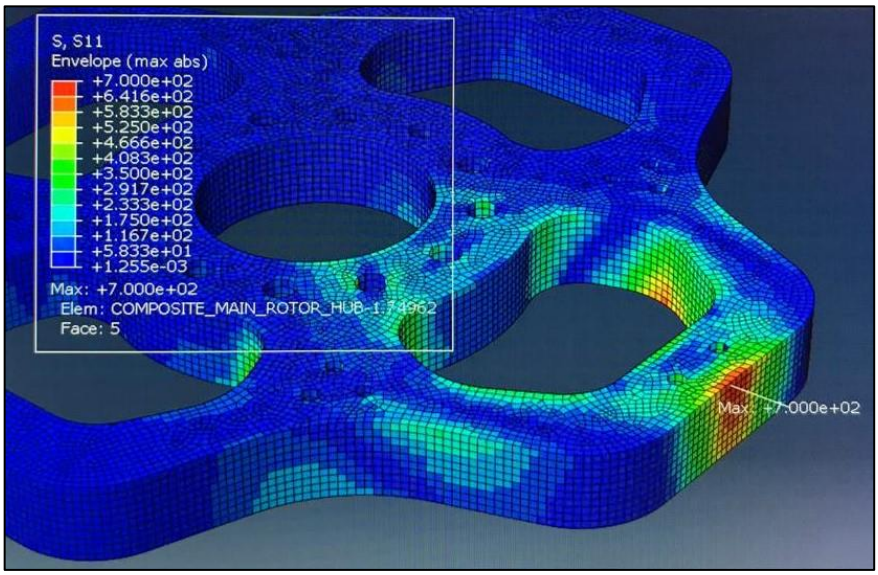
4.2 Kompozit Model Sonlu Elemanlar Analizi Sonuçları

Tek yönlü karbon-epoksi kompozit ve kumaş cam/epoksi kompozit malzemeler kullanılarak kullanılarak modellenen ana rotor göbeğinin sonlu elemanlar analizi sonuçları bu kısımda anlatılacaktır. Hasar kontrolü "Maksimum Gerilme Hasar Kriteri" ve " Maksimum Geçerli Gerinim Kriteri"ne göre yapılacaktır.

4.2.1 Tek Yönlü Karbon-Epoksi Kompozit Malzeme Sonlu Elemanlar Analizi Sonuçları

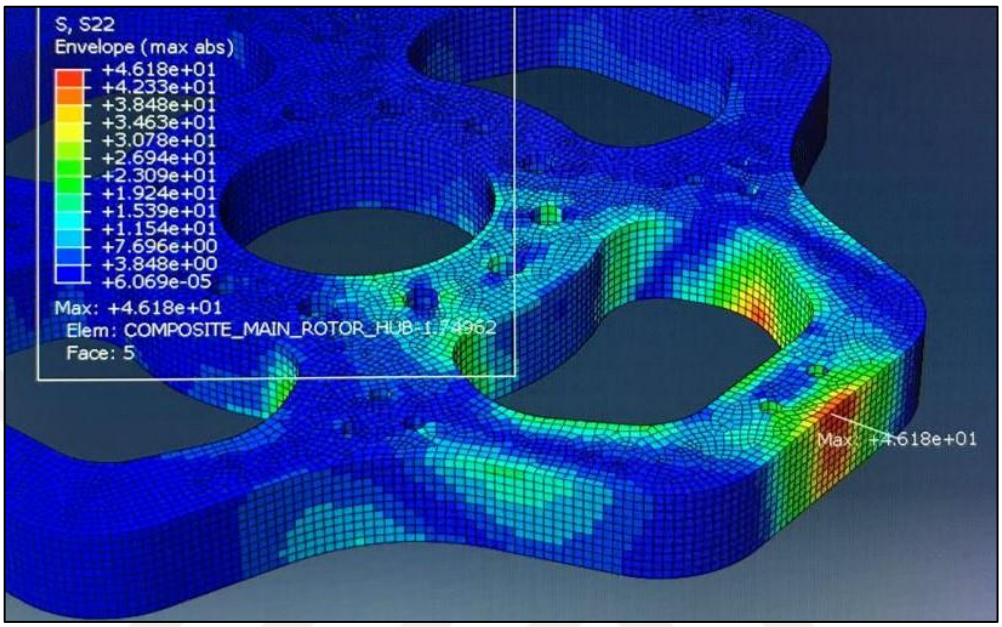
4.2.1.1 Gerilme Sonuçları

Tek yönlü karbon epoksi kullanılarak ve (0 90 45 -45)s oryantasyonuyla modellenen ana rotor göbeği sonlu elemanlar analiz sonuçları anlatılacaktır.Şekil 4.4'te fiber yönünde meydana gelen gerilme değerleri gösterilmektedir. Maksimum gerilme ana rotor göbeği kolunda 700 MPa olarak okunmaktadır.Bu yöndeki emniyetli çekme gerilme değeri 1230 MPa olarak bilinmektedir. Maksimum gerilme hasar kriterine göre $\frac{1230}{700} = 1.75 > 1.5$ olduğu için bu yönde oluşan gerilmeler emniyetli bölgededir.



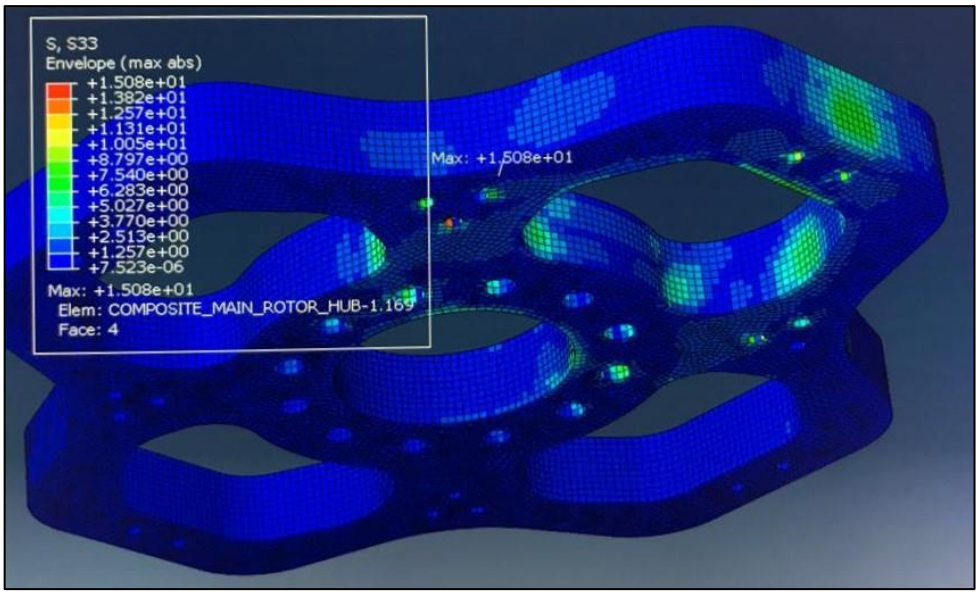
Şekil 4.4 Fiber yönünde oluşan gerilme değerleri

Şekil 4.5'te ise matris yönünde meydana gelen gerilmeleri göstermektedir. Maksimum gerilme ana rotor göbeği kolunda 46.18 Mpa olarak okunmaktadır.Bu yöndeki emniyetli çekme gerilme değeri 16.4 MPa, maksimum gerilme hasar kriterine göre $\frac{16.4}{46.18} < 1.5$ olduğu için bu yöndeki tabakalar için emniyetli bölgede olunduğundan söz edilemez.

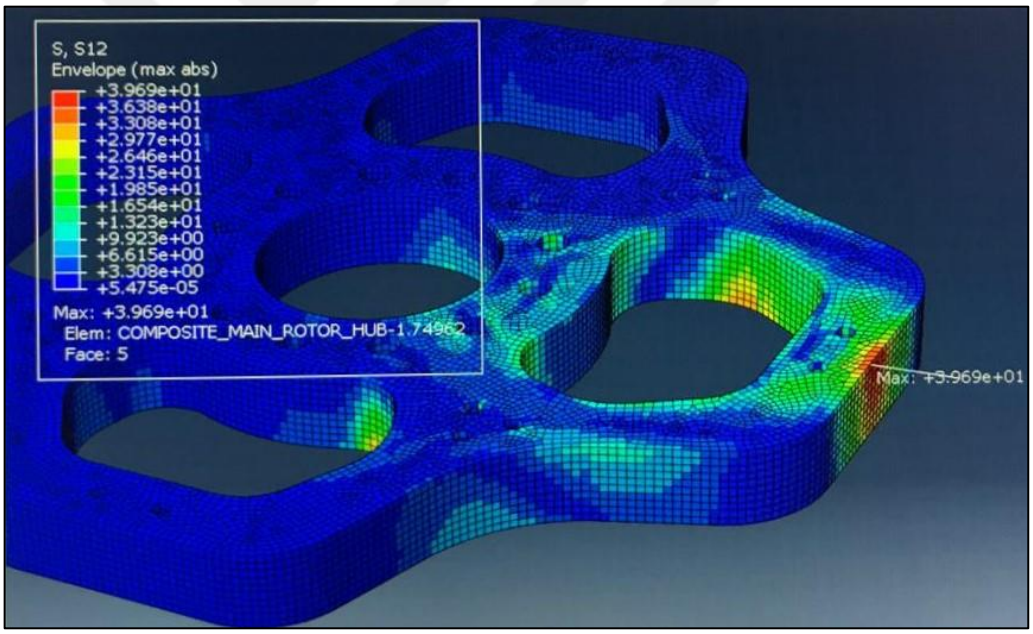


Şekil 4.5 Matris yönünde oluşan gerilme değerleri

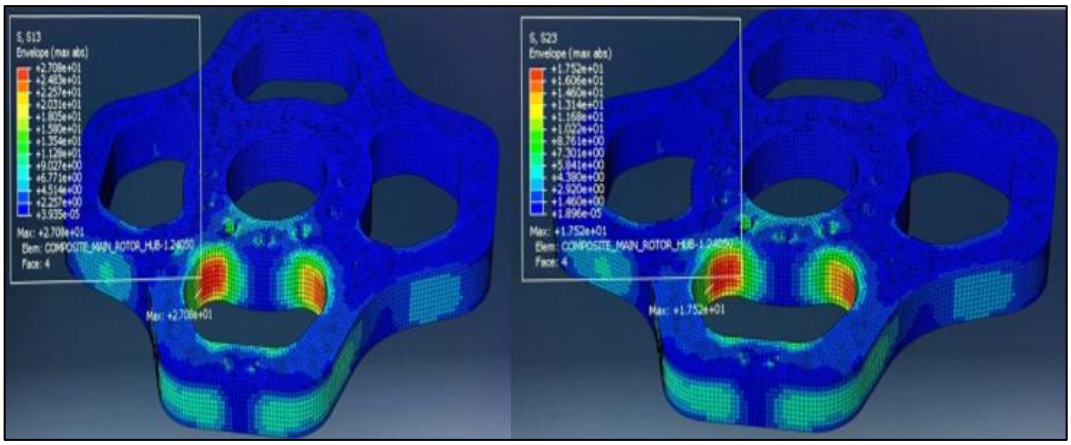
Şekil 4.6'da ise fiber ve matrise dik yöndeki oluşan gerilme değerleri gösterilmektedir. Maksimum gerilme değeri 15.08 MPa olarak okunmaktadır ve maksimum gerilme hasar kriterine göre $\frac{16.4}{15.08} < 1.5$ olduğu için gerilme bu yönde emniyetli değildir.



Şekil 4.6 Fiber ve matrise dik yönde oluşan gerilmeler



Şekil 4.7 Fiber-matris düzleminde kayma gerilme değerleri

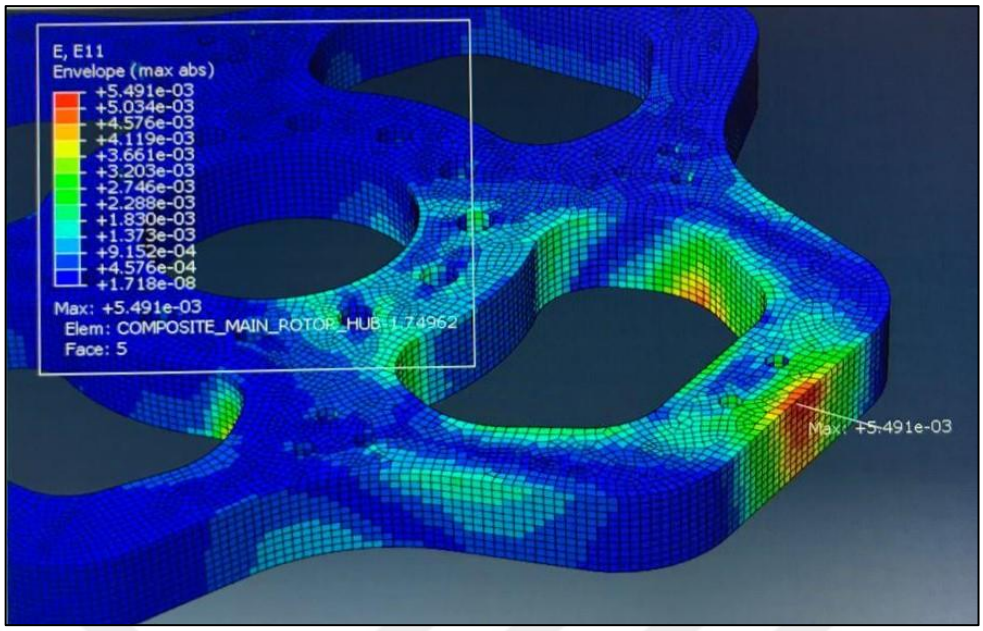


Şekil 4.8 Diğer düzlemlerdeki kayma gerilmeleri

Şekil 4.7 ve Şekil 4.8'de üç düzlemde oluşan kayma gerilmeleri gösterilmektedir. Maksimum gerilme değerleri düzlem Şekil 4.7'de 39.69 MPa ve Şekil 4.8'de 27.08 ve 17.52 MPa olarak okunmaktadır. Emniyetli gerilme değerleri ise sırasıyla 61 MPa , 41 MPa ve 41 MPa'dır. Maksimum gerilme hasar kriterine göre bu düzlemlerde meydana gelen kayma gerilmeleri emniyetli bölgede denilebilir.

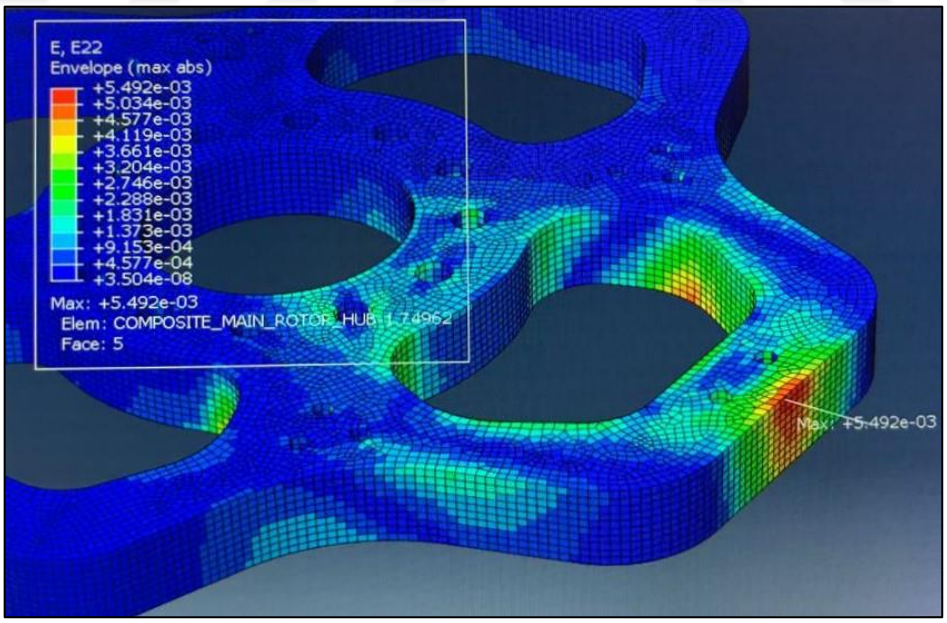
4.2.1.2 Gerinim Sonuçları

Kompozit malzeme hasar kontrollerinde bir diğer yöntem ise "Maksimum geçerli gerinim kriteri"dir. Bu bölümde sonlu elemanlar analizinde meydana gelen gerinim değerleri anlatılıp, maksimum geçerli gerinim kriterine göre emniyetli olup olmadığı incelenecektir.



Şekil 4.9 Fiber yönündeki gerinim değerleri

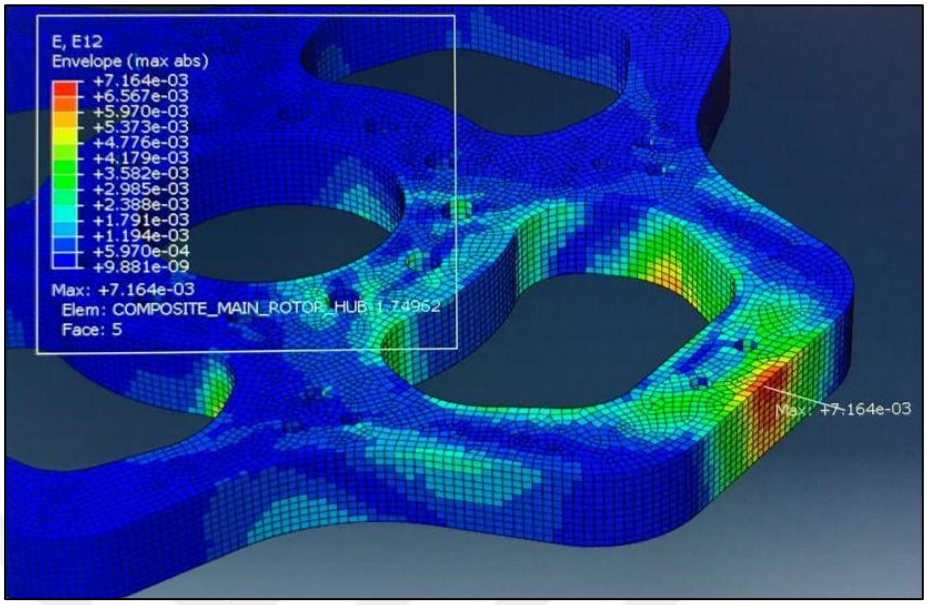
Şekil 4.9'da fiber yönünde meydana gelen gerinim değerleri gösterilmektedir. Maksimum gerinim değeri 5.491e-03 ε'dur. Bu yöndeki emniyetli gerinim değeri ise 9685 με'dir ve maksimum geçerli gerinim kriterine göre $\frac{9685}{5491} = 1.76 > 1.5$ olduğu için bu yönde oluşan gerinim değerleri emniyetlidir.



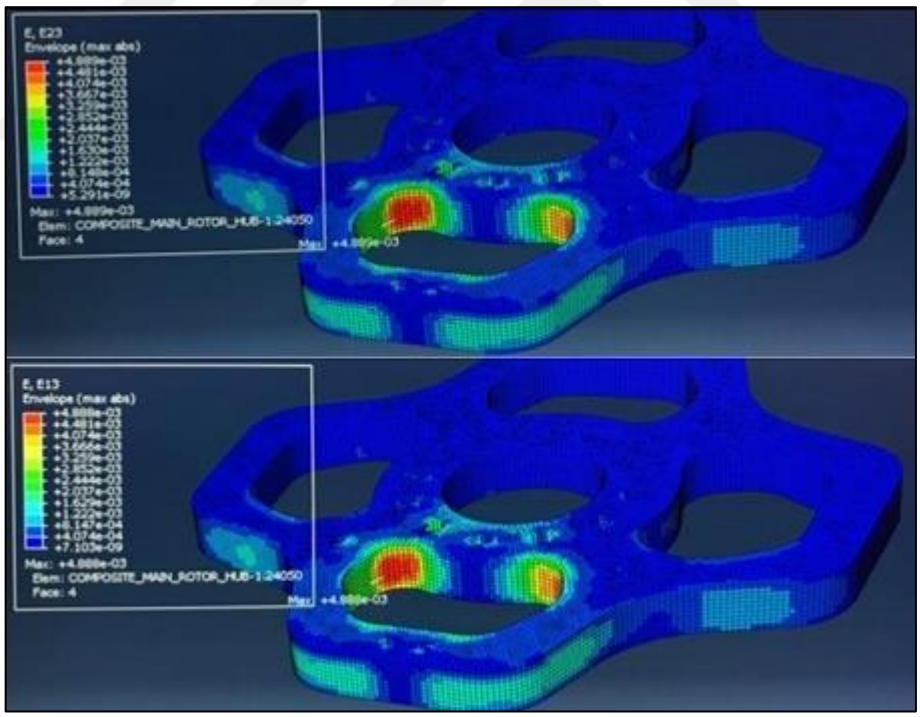
Şekil 4.10 Matris yönündeki gerinim değerleri

Şekil 4.10'da ise matris yönünde meydana gelen gerinim değerleri gösterilmektedir. Maksimum gerinim değeri 5.492e-03 ε'dur. Bu yöndeki emniyetli gerinim değeri ise

1707 με'dir ve maksimum geçerli gerinim kriterine göre $\frac{1707}{5492} = 0.31 < 1.5$ olduğu için bu yönde oluşan gerinim değerleri emniyetli değildir.



Şekil 4.11 Fiber-matris kayma düzlemi gerinim değerleri



Şekil 4.12 Diğer yönlerdeki kayma gerinim değerleri

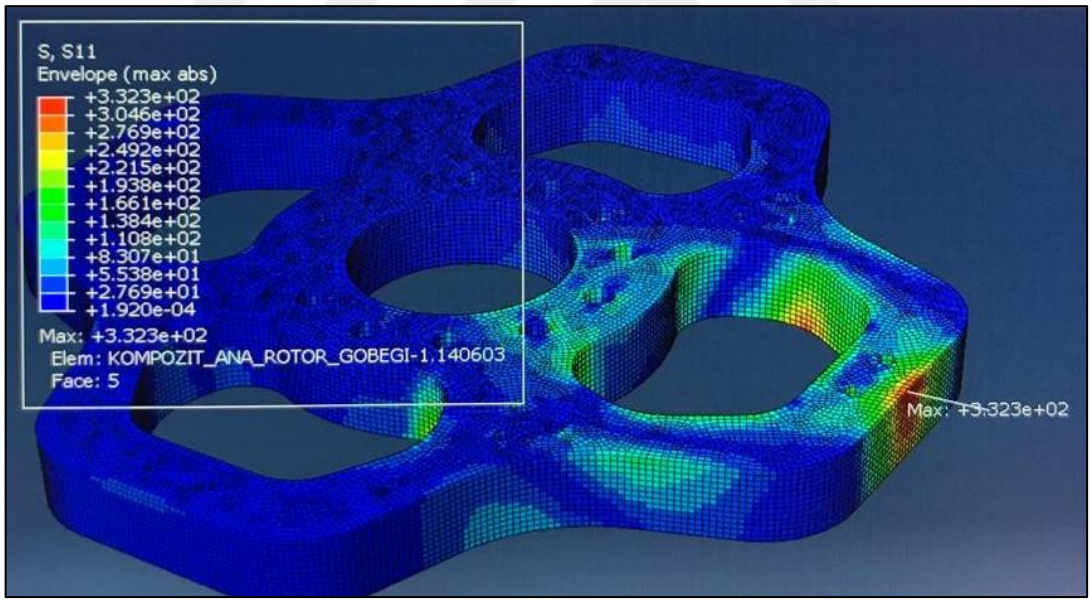
Şekil 4.11 ve Şekil 4.12'de kayma düzlemlerinde oluşan gerinim değerleri gösterilmektedir. Maksimum gerinim değerleri Şekil 4.11'de 7.164e-03 ε'dur ve

Şekil 4.12'de 4.889e-03 ε ve 4.889e-03 ε olarak okunmaktadır. Emniyetli gerinim değerleri ise sırasıyla 11011 με , 7401 με ve 11011 με 'dir. Maksimum geçerli gerinim hasar kriterine göre bu düzlemlerde meydana gelen kayma gerilmeleri emniyetlidir.

4.2.2 Kumaş Cam-Epoksi Kompozit Malzeme Sonlu Elemanlar Analizi Sonuçları

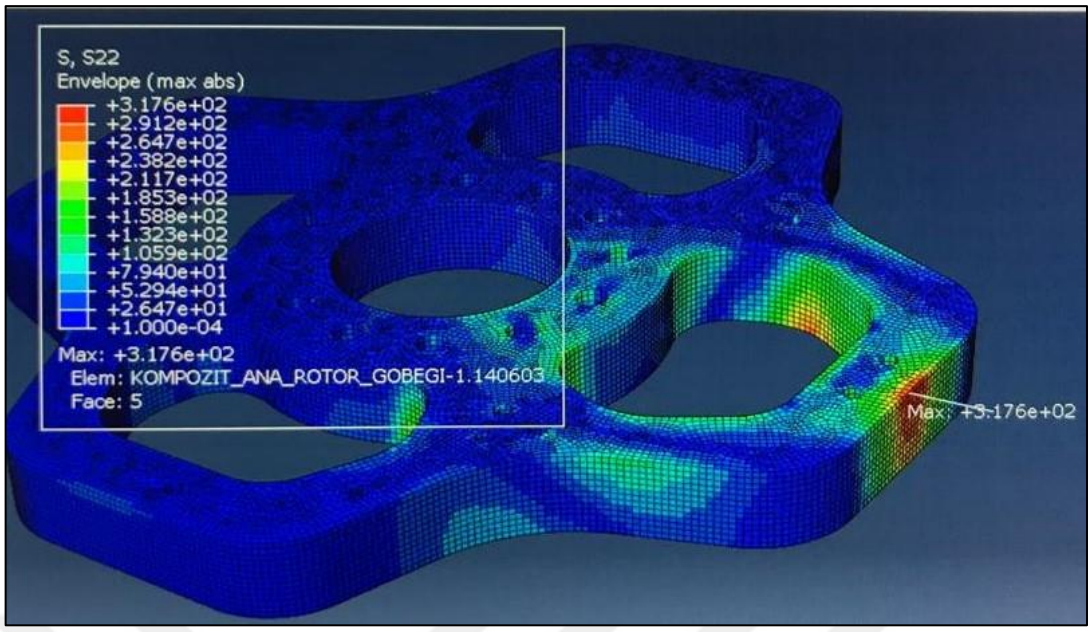
4.2.2.1 Gerilme Sonuçları

Kumaş cam epoksi kullanılarak ve (0 90 45 -45)s oryantasyonuyla modellenen ana rotor göbeği sonlu elemanlar analiz sonuçları anlatılacaktır. Şekil 4.13'te fiber yönünde meydana gelen gerilme değerleri gösterilmektedir. Maksimum gerilme ana rotor kolunda 332.3 MPa olarak okunmaktadır. Bu yöndeki emniyetli çekme gerilme değeri 240 MPa olarak bilinmektedir. Maksimum gerilme hasar kriterine göre $\frac{240}{332.3} = 0.72 < 1.5$ olduğu için bu yönde oluşan gerilmeler emniyetli bölgede değildir.



Şekil 4.13 Fiber yönünde oluşan gerilme değerleri

Şekil 4.14'te ise matris yönünde meydana gelen gerilmeleri göstermektedir. Maksimum gerilme ana rotor göbeği kolunda 317.6 MPa olarak okunmaktadır. Bu yöndeki emniyetli çekme gerilme değeri 240 MPa'dır ve $\frac{240}{317.6} = 0.75 < 1.5$ olduğu için bu yöndeki tabakalar için emniyetli bölgede olunduğundan söz edilemez.

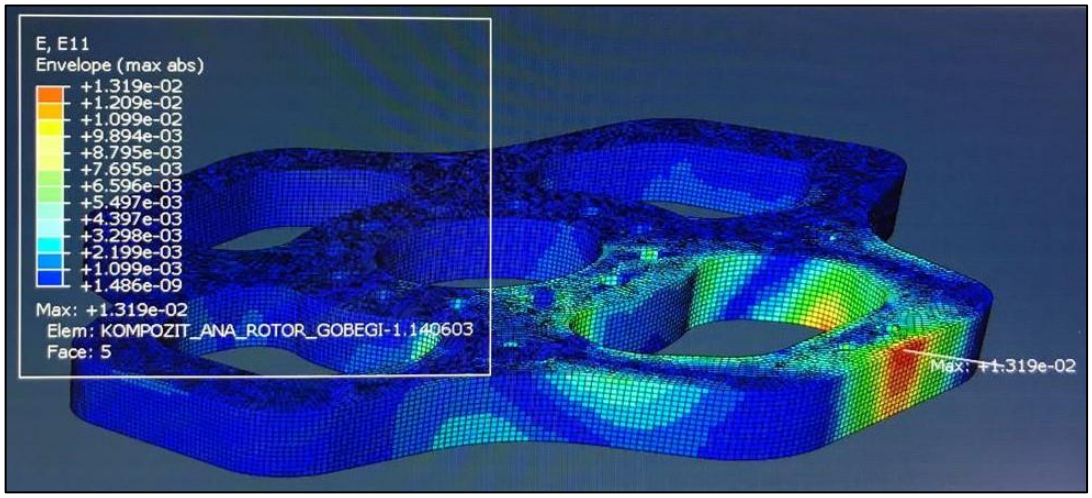


Şekil 4.14 Matris yönünde oluşan gerilme değerleri

Fiber ve matris yönündeki gerilmeler emniyetli bölgede olmadıkları için kayma düzlemlerindeki gerilmelere bakılmaya ihtiyaç duyulmamıştır.

4.2.2.2 Gerinim Sonuçları

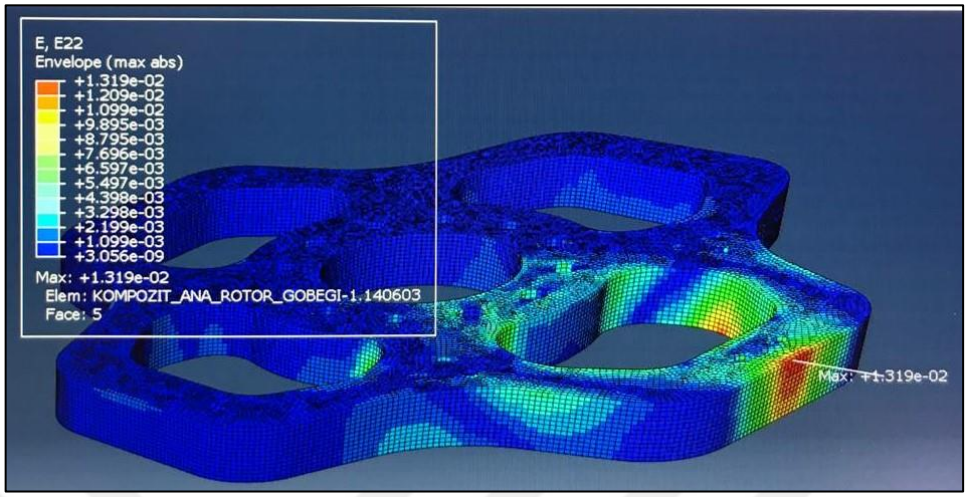
Bu bölümde sonlu elemanlar analizinde meydana gelen gerinim değerleri anlatılıp, maksimum geçerli gerinim kriterine göre emniyetli olup olmadığı incelenecektir.



Şekil 4.15 Fiber yönündeki gerinim değerleri

Şekil 4.15'te fiber yönünde meydana gelen gerinim değerleri gösterilmektedir. Maksimum gerinim değeri 1.319e-02 ε'dur. Bu yöndeki emniyetli gerinim değeri ise

10909 με'dir ve maksimum geçerli gerinim kriterine göre $\frac{10909}{13190} = 0.82 < 1.5$ olduğu için bu yönde oluşan gerinim değerleri emniyetli değildir.



Şekil 4.16 Matris yönündeki gerinim değerleri

Şekil 4.16'da ise matris yönünde meydana gelen gerinim değerleri gösterilmektedir. Maksimum gerinim değeri 1.319e-02 ε'dur. Bu yöndeki emniyetli gerinim değeri ise 11034 με'dir ve maksimum geçerli gerinim kriterine göre $\frac{11034}{13190} = 0.83 < 1.5$ olduğu için bu yönde oluşan gerinim değerleri emniyetli değildir.

Fiber ve matris yönlerindeki gerinim değerleri emniyetli olmadıkları için kayma düzlemlerinde oluşa gerinim değerlerine bakılma ihtiyacı duyulmamıştır.

Tablo 4.1 Tek Yönlü Karbon Epoksi farklı oryantasyonlarda analiz sonuçları

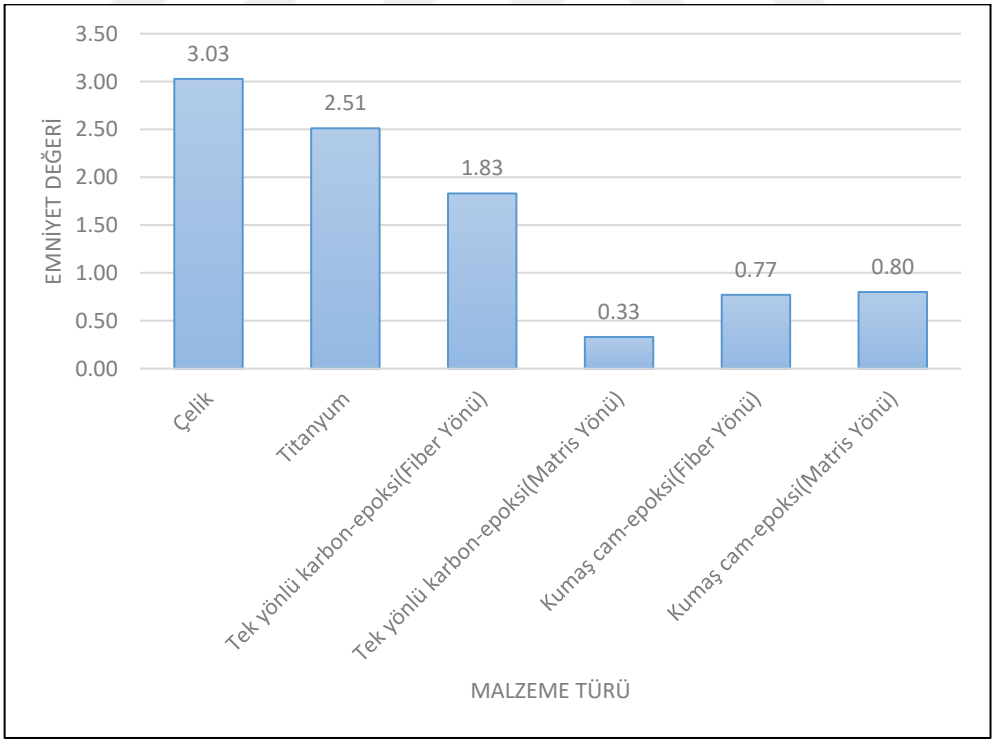
	Tek Yönlü Karbon Epoksi							
	(0 90 45 -45)s		(0 90 90 0)s		(0 90 15 -15 30 -30 45-45 60 -60 75 -75)s		(0 90 30 -30 60 -60)s	
Yön	Gerilme	Gerinim	Gerilme	Gerinim	Gerilme	Gerinim	Gerilme	Gerinim
XX	700	5491	673.2	5249	700	5491	696.8	5465
YY	46.18	5492	49.6	5250	46.19	5492	46.25	5465
ZZ	15.08	1682	14.54	2080	15.68	1682	15.72	1688
XY	39.69	7161	77.12	13920	39.66	7159	36.51	6591
XZ	27.08	4888	25.78	4654	27.51	4965	27.91	5037
YZ	17.52	4889	16.68	4654	17.8	4967	18.06	5040

Tablo 4.2 Kumaş Cam Epoksi farklı oryantasyonlarda analiz sonuçları

	Kumaş Cam Epoksi							
	(0 90 45 -45)s		(0 90 90 0)s		(0 90 15 -15 30 -30 45-45 60 -60 75 -75)s		(0 90 30 -30 60 -60)s	
Yön	Gerilme	Gerinim	Gerilme	Gerinim	Gerilme	Gerinim	Gerilme	Gerinim
XX	332.3	13190	311.9	12080	331.4	13090	331.4	13090
YY	317.6	13190	298.5	12080	316.9	13090	316.9	13090
ZZ	6.361	2937	6.4	3077	5.75	3005	6.75	3005
XY	82.67	17290	89.76	18780	81.01	16950	76.86	16080
XZ	32.26	6748	29.44	6158	33.65	7040	33.65	7041
YZ	32.26	6749	29.44	6158	33.7	7050	33.68	7047

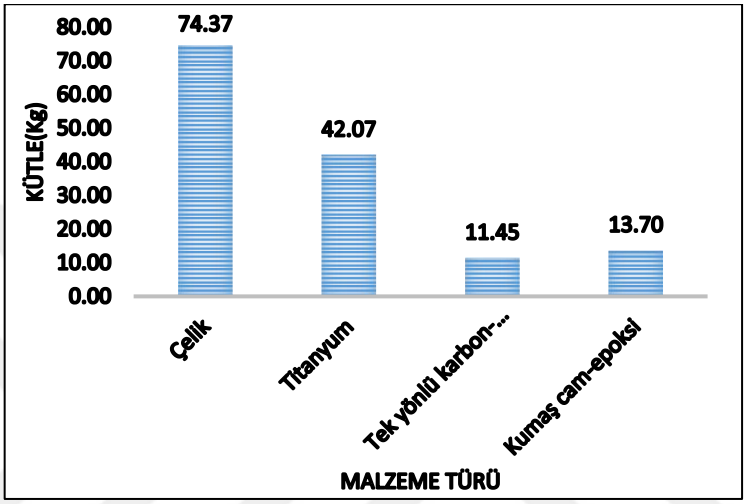
Tablo 4.1 ve Tablo 4.2'de farklı oryantasyonlarda dizilen kompozit tabakalar için kurulan modellerin sonlu elemanlar analiz sonuçları gösterilmektedir. Gerilme değerleri MPa, gerinim değerleri ise με olarak verilmiştir. Emniyetli gerilme ve gerinim değerlerine bakıldığında tek yönlü karbon epoksi ve kumaş cam epoksi için farklı oryantasyonlarla önerilen modellerin emniyetsiz olduğu gözükmektedir.

4.3 Metal Geometride İyileştirme Çalışmaları



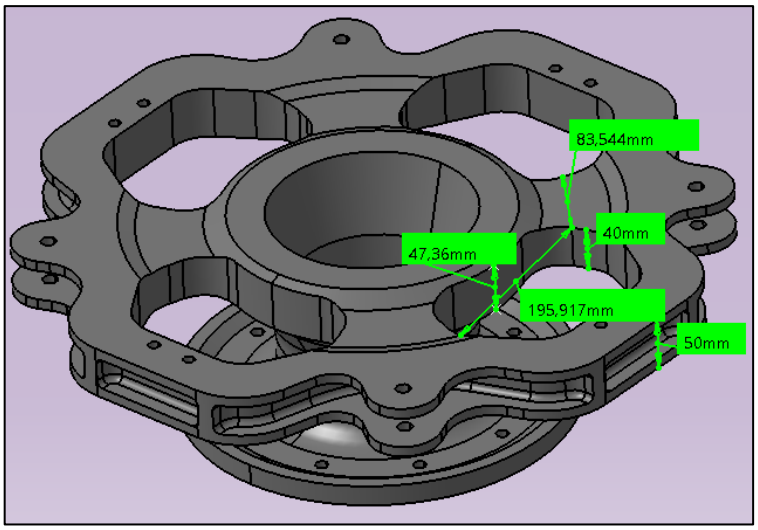
Şekil 4.17 Emniyet değerleri

Yapılan analizler sonucunda Şekil 4.17'de gösterildiği gibi çelik ve titanyum ile modellenen ana rotor göbeği, emniyetli fakat iki farklı kompozit malzemeyle modellenen tasarım maksimum uçuş yükleri için emniyetsiz olduğu sonucuna ulaşılmıştır. Daha hafif bir malzeme kullanmak dışında kütle azaltmak için bir başka yöntem ise gerilme değerlerinin emniyet değerinden çok düşük olduğu bölgelerde geometride incelmeye gidilmesidir. Tasarımın ilk versiyonun malzeme türüne göre ağırlıkları Şekil 4.18'de verilmiştir.

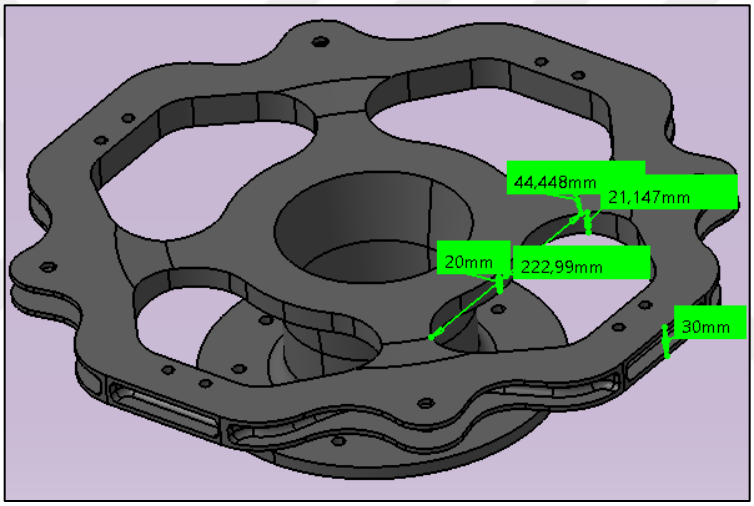


Şekil 4.18 Kütle değerleri

Çelik malzeme kullanılarak modellenen ana rotor göbeği 74.37kg iken titanyuma geçildiğinde 42.07kg gelmektedir.Üç boyutlu geometride hiçbir değişikliğe gitmeden sadece malzeme değiştirilerek, çelikten titanyuma geçiş yapılarak ağırlıkta 43,43%'lik bir hafifletmeye gidilmiştir. Emniyet katsayısı değeri ise 4.08 iken 3.38 olmaktadır. Avrupa Havacılık Güvenliği Ajansı'nın (European Aviation Safety Agency) yayınlamış olduğu CS-27'göre ağırlığı 3175kg olan hava araçları sertifikasyon sürecinde maksimum uçuş koşullarında belirlemiş olduğu emniyet katsayısı 1.5'dur. Bu durumda titanyum kullanılarak modellenen ana rotor göbeğinde emniyet katsayısını 1.5'a yaklaştırmak için geometride inceltmeye yapılarak kütle azaltmaya gidilebilir.



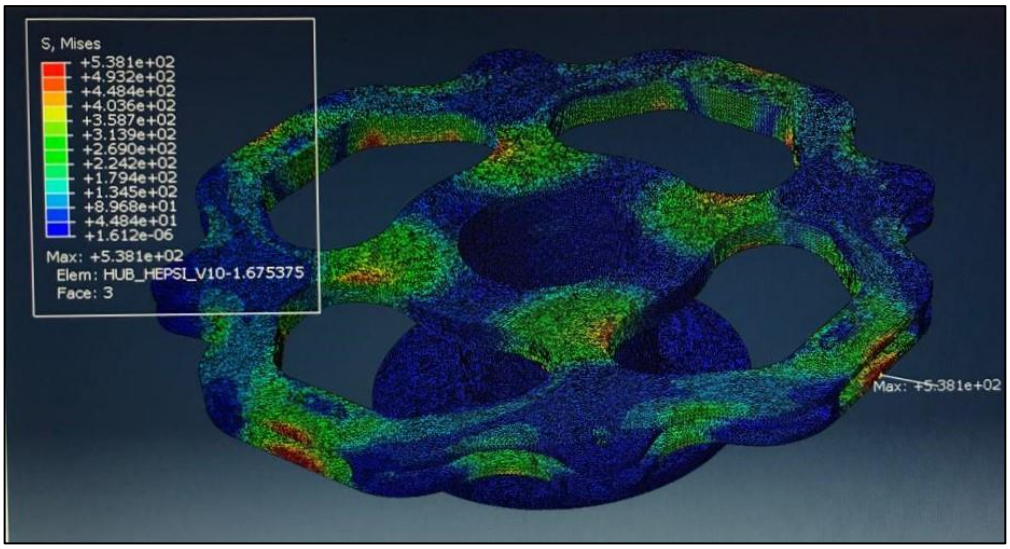
Şekil 4.19 İlk tasarım ölçüleri



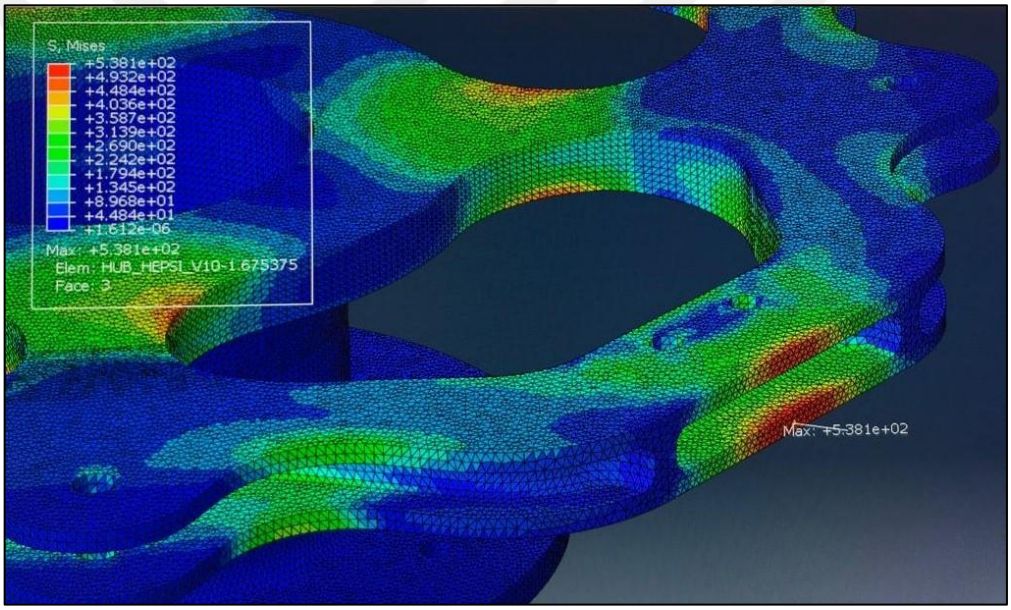
Şekil 4.20 İnceltilmiş yeni tasarım

Şekil 4.19'da ilk tasarlanan model, Şekil 4.20'de ise sonlu elemanlar analizine göre inceltilen tasarım ve ölçüleri gösterilmektedir. Geometride inceltme işlemi Şekil 19 ve Şekil 20'de gösterildiği gibi ana rotor göbeği kolunun yüksekliği 50mm'den 30mm'ye indirilmiş ve elastomer yatağın bağlandığı oyuk alanı arttırılarak gerçekleştirilmiştir.

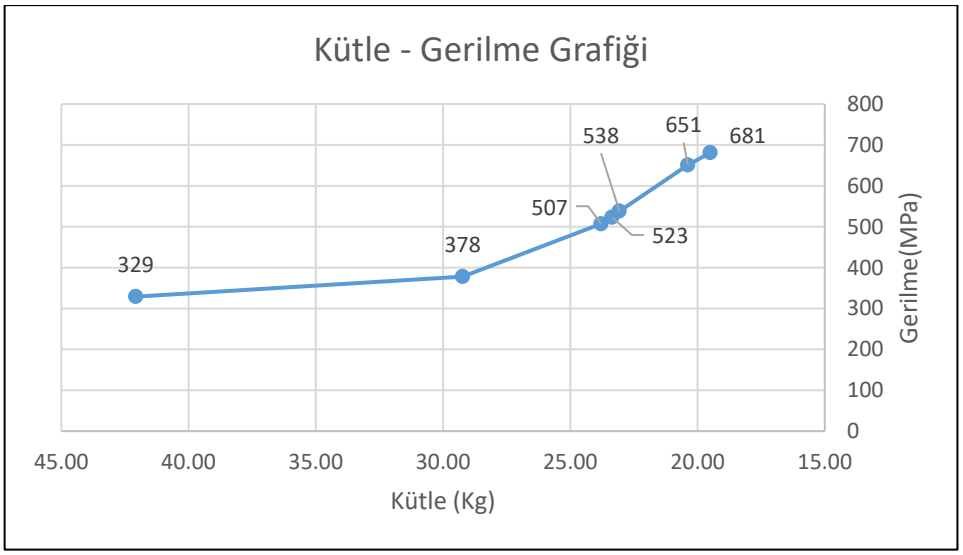
İnceltilmiş model 23.07kg ağırlığındadır. Uçuş yükleri altında sonlu elemanlar analizi sonucunda Şekil 4.21 ve Şekil 4.22'de kritik bölgeler gösterilmektedir.



Şekil 4.21 İnceltilmiş model sonlu elemanlar analizi



Şekil 4.22 Kritik bölge

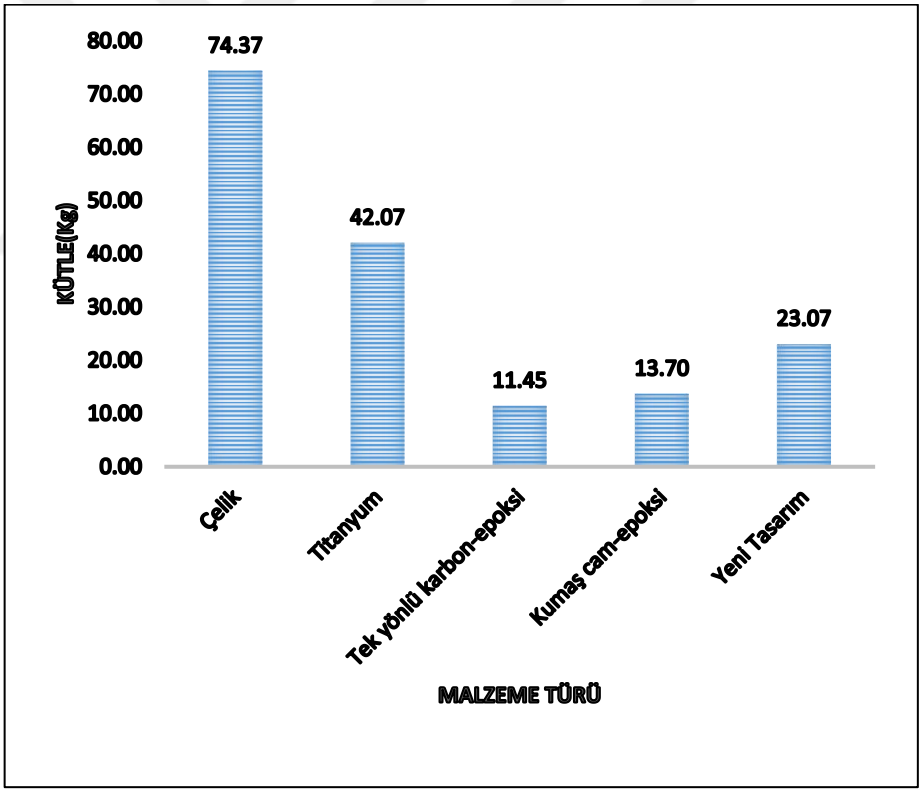


Şekil 4.23 Kütle-Gerilme Grafiği

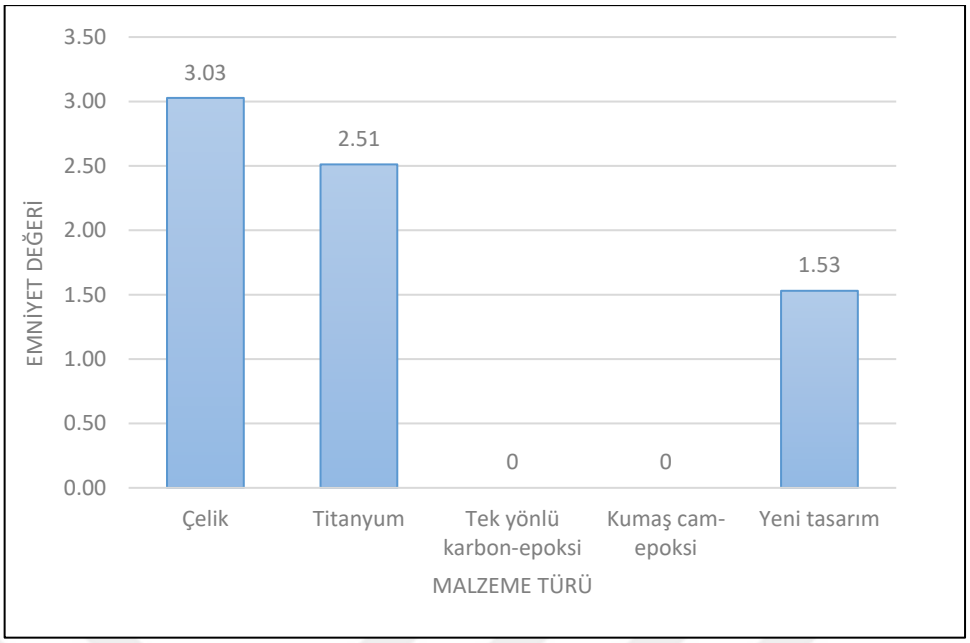
Geometride inceltme işlemi Şekil 4.23'de gösterildiği iteratif bir şekilde yapıldıktan sonra sonlu elemanlar modeli kurulup gerilmenin kritik olduğu bölgedeki maksimum gerilmeler Şekil 4.21'de gösterilmiştir. Hayali mafsal ve damper bağlantı noktalarına dört koldan uygulanan maksimum uçuş yükleri sonrasında oluşan maksimum Von-Mises gerilmesi 538 MPa'dır. Titanyum için maksimum akma dayanımı 827 MPa'dır, bu durumda emniyet katsayısı $\frac{827}{538} = 1.53$ olarak bulunmuştur ve emniyet katsayısı standartlarda belirtilen 1.5'dan yüksektir.

5
SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada helikopterin ana rotor sisteminin kritik parçalarından biri olan ana rotor göbeğinin maksimum uçuş yükleri altında sonlu elemanlar analizi yapılmıştır. Ağırlık havacılık sektöründe çok önemlidir, tasarlanan hava araçlarının hafif ancak uçuş yüklerine dayanabilecek şekilde tasarlanmaları istenmektedir. Bu yüzden ana rotor göbeği metal ve kompozit malzeme kullanılarak tasarlanmıştır. Metal olarak tasarlanan ana rotor göbeği çelik ve titanyum; kompozit olarak tasarlanan ana rotor göbeğinde ise tek yönlü karbon-epoksi ve kumaş cam-epoksi malzemeleri kullanılmıştır.



Şekil 5.1 Kütle-malzeme türü



Şekil 5.2 Emniyet-malzeme türü

Şekil 5.1'de malzeme türlerine göre ana rotor göbeğinin kütlesi, Şekil 5.2'de ise emniyet katsayısı gösterilmektedir. Her iki kompozit malzeme için kurulan modellerde dört farklı oryantasyonda analiz sonuçları irdelenmiş ve en düşük gerilme ve gerinim değerleri (0 90 90 0)s oryantasyonda oluşmuştur. Ancak 11.45kg ile tek yönlü karbon-epoksi kompozit malzeme kullanılarak tasarlanan ana rotor göbeği ağırlık olarak en hafif olmasına karşın dayanım açısından incelendiğinde matris yönünde oluşan gerinim değeri, emniyetli gerinim değerinden fazla olduğu için maksimum geçerli gerinim kriterine göre emniyetsizdir. 13.70kg ile kumaş cam-epoksi malzemesi kullanılarak tasarlanan kompozit modelde ise oluşan gerilme ve gerinim değerleri hem fiber hem de matris yönlerinde izin verilen emniyetli değerlerden yüksek olduğu için emniyetsizdir. Çelik malzeme kullanılarak tasarlanan ana rotor göbeğinde ağırlık 76kg gelmiştir, ve oluşan maksimum gerilmeye göre emniyet katsayısı 3'tür. Titanyum malzemede ise ağırlık 42.07kg'dır ve emniyet katsayısı 2.51'dir. Avrupa Havacılık Güvenliği Ajansı'nın (European Aviation Safety Agency) yayınlamış olduğu CS-27'göre ağırlığı 3175kg olan hava araçları sertifikasyon sürecinde belirlemiş olduğu emniyet katsayısı 1.5'dur. Bu durumda titanyum kullanılarak modellenen ana rotor göbeğinde emniyet katsayısını 1.5'a yaklaştırmak için geometride iteratif şekilde inceltme yapılarak kütle azaltmaya gidilmiştir. Yeni tasarım 23.07kg ağırlığındadır ve sonlu elemanlar

analizi ile gerilmenin kritik olduğu bölgeler bulunarak emniyet katsayısı 1.53 olarak hesaplanmıştır.

Bu çalışma sonucunda helikopter ana rotor göbeğinin malzemesini değiştirerek ve sonlu elemanlar analizi ile gerilmenin kritik olduğu bölgelerde inceltmeye gidilerek 2 tonluk helikopterde maksimum uçuş yükleri altında en hafif ve emniyetli dayanım kriterini sağlayan bir tasarıma ulaşılmıştır. Kütle hafifleme oranı ise 68.98%'dir.

Gelecekteki çalışmalar için, malzeme teknolojisindeki özellikle termoplastik reçineli kompozit alanındaki gelişmeler ile emniyetli dayanım değerleri daha yüksek olan kompozit malzemeler kullanılarak ana rotor göbeğinde daha hafif ve dayanımı yüksek tasarımlara ulaşılabilir. Helikopter rotoru döner bir sistem olduğundan dolayı ana rotor göbeğinde dinamik yükler için yorulma analizi yapılıp rotor sistemindeki her parça için ömür hesabı yapılabilir.

KAYNAKÇA

[1] Ravikumar, K., Ramudu, M.V., 2018. Design and analysis of helicopter rotor hub for structural loads. International Journal of Research. Volume 5, Issue 22 pp.501-515.

[2] Viganò, F., Manes, A., Giglio, M. and Mariani, U., 2011. Failure analysis of a composite main rotor helicopter hub. Engineering Failure Analysis, 18(1), pp.97-109.

[3] Besson, J., Celli, M. and Capelle, N., 2016. H160 Helicopter: development of a carbon thermoplastic.

[4] D. Wittig, "Finite element analysis of helicopter main rotor hub plates to evaluate the possibility of increasing the time to retirement," Degree of Master of Science in Mechanical Engineering, The University of Texas, Arlington, December 2008. [Çevrimiçi]. Mevcut: https://rc.library.uta.edu/uta-ir/handle/10106/1896 [Erişim tarihi: 08.01.2020].

[5] Federal Aviation Administration, U., 2019. Helicopter Flying Handbook . Oklahoma City: Aviation Supplies & Academics, Inc.

[6] Johnson, W., 1980. Helicopter Theory. New Jersey: Dover Publications.

[7] Venkatesan, C., 2015. Fundamentals Of Helicopter Dynamics. CRC Press.

[8] Gessow, A. and Myers, G., 1967. Aerodynamics Of The Helicopter. New York: F. Ungar.

[9] Apostolo, G., 1984. The Illustrated Encyclopedia Of Helicopters. New York: Bonanza Books.

[10] Seddon, J. and Newman, S., 2011. Basic Helicopter Aerodynamics. 3rd ed. Chichester, Eng.:Wiley.

[11] Bramwell, A., Done, G. and Balmford, D., 2001. Bramwell's Helicopter Dynamics. 2nd ed. Oxford: Butterworth-Heinemann.

[12] https://b-domke.de/AviationImages/Rotorhead.html [Çevrimiçi] [Erişim Tarihi:10.05.2020]

[13] https://science.howstuffworks.com/transport/flight/modern/helicopter5 .htm [Çevrimiçi] [Erişim Tarihi:10.05.2020]

[14] Allred, C., Jolly, M. and Buckner, G., 2015. Real-time estimation of helicopter blade kinematics using integrated linear displacement sensors. Aerospace Science and Technology, 42, pp.274-286.

[15] Mouritz, A., 2012. Introduction To Aerospace Materials. Cambridge: Woodhead Publishing.

[16] Campbell, F., 2010. Structural Composite Materials. Materials Park, Ohio: ASM International.

[17] Baker, A., Dutton, S. and Kelly, D., 2004. Composite Materials For Aircraft Structures. 2nd ed. Virginia: American Institude of Aeronautics and Astronautics, Inc..

[18] http://www.a-ztech-tr.com/ ,"ABAQUS/CAE'ye giriş dersleri".

[19] Gay, D., 2015. Composite Materials Design and Applications. 3rd ed. New York. CRC Press.

TEZDEN ÜRETİLMİŞ YAYINLAR

İletişim Bilgisi: talhaertunc03@gmail.com

Konferansta Bildirileri

1. Ertunç, M.T. , Temiztaş, B.A., & Demir, C. (2020). "Finite element analysis of a main rotor hub under maximum flying loads for a helicopter", 2nd International Conference Material Science Mechanical and Automotive Engineerings and Technology, 24-26 Haziran, Nevşehir, Türkiye.