

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**TAŞIT GÖVDE TASARIMINDA KOMPOZİT MALZEME KULLANIMININ
SONLU ELEMAN ANALİZLERİ İLE İNCELENMESİ VE OPTİMİZASYONU**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Recep UFUK

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Otomotiv Programı

ARALIK 2015

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**TAŞIT GÖVDE TASARIMINDA KOMPOZİT MALZEME KULLANIMININ
SONLU ELEMAN ANALİZLERİ İLE İNCELENMESİ VE OPTİMİZASYONU**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Recep UFUK
(503121733)**

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Otomotiv Programı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Murat EREKE

ARALIK 2015

İTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 503121733 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Recep UFUK, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “TAŞIT GÖVDE TASARIMINDA KOMPOZİT MALZEME KULLANIMININ SONLU ELEMAN ANALİZLERİ İLE İNCELENMESİ VE OPTİMİZASYONU” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Prof. Dr. Murat EREKE**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Doç. Dr. Özgen AKALIN**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Doç. Dr. Tarkan SANDALCI
Yıldız Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : 27 Kasım 2015
Savunma Tarihi : 22 Aralık 2015

Aileme,

ÖNSÖZ

Lisans eğitimimdeki inşaat mühendisliği ve makina mühendisliği programlarında edindiğim bilgileri bu yüksek lisans tezinde bir arada kullanma fırsatı buldum. Bu çalışma ile kompozit malzemelerin otomotiv sektöründe ulaşabileceği geniş uygulama alanları hakkında birçok kazanım elde ettim.

Öncelikle Sayın Prof. Dr. Murat EREKE' ye yapmış olduğum tez konusuna beni yönlendirmesi, tez boyunca yapmış olduğu gözetim, öneri ve katkılar için teşekkürlerimi sunarım. Taşıt şasileri ve yorulma konuları hakkında sahip olduğu bütün bilgi birikimini aktardığı için ayrıca teşekkür ederim.

Son olarak bütün eğitim hayatım boyunca beni sürekli destekleyen anne, baba ve abime minnetlerimi sunarım.

Kasım 2015

Recep Ufuk
(İnşaat Mühendisi, Makina Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ	vii
İÇİNDEKİLER	ix
KISALTMALAR	xi
SEMBOLLER	xiii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xv
ŞEKİL LİSTESİ.....	xvii
ÖZET	xxi
SUMMARY	xxv
1. GİRİŞ	1
1.1 Tezin Amacı	3
1.2 Literatür Araştırması	4
2. KOMPOZİTLER.....	7
2.1 Takviye Elemanları-Fiberler	7
2.1.1 Cam fiberler	8
2.1.2 Karbon fiberler	8
2.1.3 Boron fiberler	8
2.1.4 Aramid fiberler.....	8
2.2 Bağlayıcı Eleman-Matrisler	8
2.2.1 Polimer matrisler	9
2.2.2 Cam matrisler	9
2.2.3 Metal matrisler	9
2.2.4 Seramik matrisler	9
2.2.5 Karbon matrisler	9
2.3 Kompozit Malzeme Türleri ve Sınıflandırılması	9
2.3.1 Fiber yapısı ve geometrisine göre sınıflandırma.....	9
2.3.1.1 Parçacıklı kompozitler	10
2.3.1.2 Süreksiz veya kısa fiberli kompozitler	10
2.3.1.3 Sürekli fiber kompozitler	10
2.3.2 Matrise göre sınıflandırma	11
2.3.2.1 Polimer matrisli kompozitler.....	11
2.3.2.2 Metal matrisli kompozitler	11
2.3.2.3 Seramik matrisli kompozitler	11
2.3.2.4 Karbon matrisli kompozitler	11
2.4 Kompozit Yapılarda Malzeme Yönleri	11
2.5 Laminat Kompozitler	12
2.6 Kompozitlerin Mikro ve Makromekanik Yapısı.....	13
2.6.1 Klasik kompozit tabakalı plak teorisi.....	14
3. BİLGİSAYAR DESTEKLİ SONLU ELEMAN MODELİNİN	
HAZIRLANMASI.....	17
3.1 Statik Durum İçin Kuvvetlerin Belirlenmesi.....	19
3.2 Dinamik Durum İçin Kuvvetlerin Basit Yükleme Kollektifi İle Belirlenmesi	21
3.2.1 Dinamik düşey kuvvet katsayısı ve yan kuvvet katsayısı hesabı.....	21

3.2.2 Basit yükleme kolektifinin oluşturulması	22
3.2.3 Dinamik yükleme (gerilme genliği hesabı).....	24
3.3 Çelik Malzeme için Sonlu Eleman Modelinin Hazırlanması	26
4. KOMPOZİT MALZEME İLE SONLU ELEMANLAR MODELİ	
OLUŞTURULMASI VE OPTİMİZASYON	29
4.1 Kompozit Malzeme İle Optimizasyon Aşamaları	30
4.1.1 Faz-1: serbest boyut (free-size) optimizasyonu ile malzeme yerleşimi belirlenmesi	30
4.1.2 Faz-2: katman demet boyutlandırılması	31
4.1.3 Faz-3: kalınlık boyunca katman yerleşiminin yapılması.....	32
4.2 Kompozit Malzeme Optimizasyonu İçin Sonlu Elemanlar Modeli Hazırlanması	32
4.2.1 AS4-PEEK karbon fiber- polietereeterketon matris ile optimizasyon.....	33
4.2.2 EGlass-epoksi cam fiber- epoksi matris ile optimizasyon	35
4.3 Kompozit Malzemeler İçin Hasar Teorileri ve Hasar İndisi Belirlenmesi	35
4.3.1 Hill plaka hasar indisi.....	36
4.3.2 Hoffman plaka hasar indisi	36
4.3.3 Tsai-Wu plaka hasar indisi	36
4.3.4 Maksimum şekil değiştirmeye göre plaka hasar indisi	37
4.3.5 Matris malzemesi hasarı.....	37
4.3.6 Hasar indisinin belirlenmesi.....	37
5. KOMPOZİT MALZEMELERDE YORULMA	39
5.1 Metal ve Kompozit Yorulması Arasındaki Farklar	40
5.2 Kompozit Malzemelerde Yorulma Olayı	40
5.2.1 Kompozit malzemelerde ömür diyagramları.....	49
5.2.2 Kompozit malzemelerde çentik faktörü	56
6. ANALİZ SONUÇLARI	61
6.1 Çelik Malzeme Analiz Sonuçları.....	61
6.1.1 Statik analiz sonuçları	61
6.1.2 Dinamik analiz sonuçları.....	62
6.1.2.1 Yanal kuvvetin pozitif yönde etkidiği durum	62
6.1.2.2 Yanal kuvvetin negatif yönde etkidiği durum.....	64
6.1.3 Çelik malzeme için statik ve dinamik analiz sonuçları kullanılarak yorulma kontrolü	65
6.2 Kompozit Malzemeler İçin Analiz Sonuçları.....	66
6.2.1 Optimizasyon ve statik analiz sonuçları.....	66
6.2.1.1 AS4-PEEK optimizasyon sonuçları	66
6.2.1.2 EGlass-epoksi optimizasyon sonuçları.....	77
6.2.2 Optimize edilmiş kompozit yapının dinamik analiz sonuçları.....	88
6.2.2.1 AS4-PEEK kompozit malzemesi için dinamik analiz sonuçları.....	88
6.2.2.2 EGlass-epoksi kompozit malzemesi için dinamik analiz sonuçları ..	89
6.2.3 Optimize edilmiş kompozit yapı için yorulma kontrolü	91
6.2.3.1 Goodman-Boller kriterine göre kontrol.....	92
6.2.3.2 Şekil değiştirmelere göre yorulma kontrolü.....	95
7. ÇIKTILAR VE DEĞERLENDİRME	97
KAYNAKLAR.....	101
EKLER	105
ÖZGEÇMİŞ.....	115

KISALTMALAR

ÇDS	: Çatlak Doygunluk Seviyesi
KKK	: Karbon Matris-Karbon Fiber Kompozit
MMK	: Metal-matrisli kompozit
NSR	: Çentik Dayanım Oranı
PAN	: Poliakrilonitril
SMK	: Seramik Matrisli Kompozit
TMK	: Titanyum Matrisli Kompozit

SEMBOLLER

A	: Zemin destekleri arasındaki mesafe
A_{ij}	: Uzama rijitliği katsayıları
B_{ij}	: Eğilme-uzama çifti rijitliği katsayıları
C	: Tekerleğin merkezinden yükün ağırlık merkezine olan mesafe
c_r	: Maksimum kapasitedeki lastik yay katsayısı
c₁	: Nominal yükteki lastik yay katsayısı
D	: Lastik dış çapı
D_{ij}	: Eğilme rijitliği katsayıları
f	: Çökme
f(x)	: Amaç fonksiyonu
g(x)	: Tepki fonksiyonu
g_j(x)	: j inci tepki
g_j^U	: j inci tepki üst limiti
H₁₂	: Deneysel olarak belirlenen katsayı
I	: Hasar indisi
K	: Gerilme yığılma faktörü
K_f	: Çentik faktörü
k₁	: Dinamik düşey kuvvet katsayısı (sonsuz mukavemet)
k₂	: Dinamik düşey kuvvet katsayısı (sonlu mukavemet, tekil darbe)
M	: Toplam sınır şartı sayısı
M_x, M_y, M_{xy}	: Moment Bileşenleri
N	: Nominal yük
NE	: Toplam eleman sayısı
NSR	: Çentik dayanım oranı
N_f	: Yorulma ömrü
N_i	: Hasar başlangıcı süresi
N_p	: Hasar ilerlemesi süresi
N_p	: Toplam süper tabaka sayısı
N_x, N_y, N_{xy}	: Normal Kuvvet Bileşenleri
P_{statik}	: Statik kuvvet
P_{din iyi yol}	: İyi yol koşulunda düşey dinamik kuvvetler
P_{din kötü yol}	: Kötü yol koşulunda düşey dinamik kuvvetler
P_{din viraj}	: Virajlı yol koşulunda düşey dinamik kuvvetler
P_{din tekil darbe}	: Tekil darbeli yol koşulunda düşey dinamik kuvvetler
P_{Din YK}	: Düşey dinamik basit yükleme kollektifi kuvveti
p	: Nominal yüke tekabül eden lastik basıncı
p_{max}	: N _{max} 'a tekabül eden lastik basıncı
R	: Değişken gerilme genliği oranı
S	: İzin verilebilir kayma gerilmesi
S_{din iyi yol}	: İyi yol koşulunda düşey yanal kuvvetler
S_{din kötü yol}	: Kötü yol koşulunda yanal dinamik kuvvetler
S_{din viraj}	: Virajlı yol koşulunda yanal dinamik kuvvetler
S_{din tekil darbe}	: Tekil darbeli yol koşulunda yanal dinamik kuvvetler
S_{Din YK}	: Yanal dinamik basit yükleme kollektifi kuvveti

S_m	: Matris malzemesi için izin verilebilir maksimum kayma şekil değiştirmesi
q	: Z eksenini doğrultusundaki plak dış yükü
t	: Zaman
TF	: Ön iki aksın kuvveti yere ilettiği nokta
TR	: Arka iki aksın kuvveti yere ilettiği nokta
U	: Kamyon yükü
u, v, w	: Yer değiştirme vektörü bileşenleri
X, X_t, X_c	: Fiber doğrultusunda izin verilebilir gerilme bileşenleri
Y, Y_t, Y_c	: Fiber doğrultusuna dik yönde izin verilebilir gerilme bileşenleri
x_{ik}	: k ıncı elemanın i inci süper tabakasının kalınlığı
γ_{12}	: Kayma şekil değiştirmesi
ρ	: Yoğunluk
σ_a	: Tam ters çevirmeli yükleme için gerilme genliği
σ_a^0	: Gerilme genliği
σ_c	: Belirtilen ömür için kopma dayanımı
σ_m	: Ortalama gerilme
σ^n	: Çentiksiz dayanım
σ_{net}^n	: Çentikli net dayanım
σ_{TU}	: Malzeme çekme dayanımı
$\sigma_1, \sigma_2, \zeta_{12}$	: Kabuk iç asal gerilmeleri
ϵ_1, ϵ_2	: Kompozit şekil değiştirmeleri
ϵ_c	: Fiber yorulma sınırı şekil değiştirmesi
ϵ_{db}	: Fiberlere dik doğrultudaki minimum yorulma sınırı şekil değiştirmesi
ϵ_m	: Yorulma sınırı şekil değiştirmesi
μ_{F1}	: Yan kuvvet katsayısı (sonsuz mukavemet)
μ_{F2}	: Yan kuvvet katsayısı (sonlu mukavemet, tekil darbe)
ΔP	: Dinamik genlik kuvveti

ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 1.1 : Alternatif malzemeler ile elde edilebilecek potansiyel ağırlık azalması..	5
Çizelge 3.1 : Aracın ömrü boyunca seyir yapacağı koşullar	23
Çizelge 3.2 : Yol şartlarına göre şasiye etkiyecek dinamik kuvvetler.....	23
Çizelge 3.3 : Taşıtın ömrü boyunca seyredeceği yol kalitesi kabulü.	24
Çizelge 3.4 : Düşey dinamik kuvvetler.....	25
Çizelge 3.5 : Yatay dinamik kuvvetler.	25
Çizelge 3.6 : St-52 çelik malzeme genel ve mekanik özellikleri.....	26
Çizelge 4.1 : AS4-PEEK kompozit malzemesi mekanik özellikler	34
Çizelge 5.1 : Farklı kompozit malzemeler için m ve b sabitleri.....	50
Çizelge 7.1 : Tasarım karşılaştırmaları ve özet	97

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Kompozit profillerle oluşturulmuş yapı	2
Şekil 1.2 : 300 metre uzunluğunda 140 cm çapında boru desteği için kullanılan kompozit profiller.....	2
Şekil 1.3 : Pultrüzyon üretim şeması	3
Şekil 2.1 : Kompozit malzemelerin sınıflandırılması	10
Şekil 2.2 : Kompozit malzemelerde temel malzeme yönleri	12
Şekil 2.3 : Birleştirilmemiş (-45/45/0/90) fiber açılarındaki plakalar	12
Şekil 2.4 : İki çapraz kat tabakanın eksenel ve eğilme deformasyonu	12
Şekil 2.5 : Kompozit malzemelerin yapım aşaması.....	13
Şekil 3.1 : 3 Boyutlu şasi modeli.	17
Şekil 3.2 : Sonlu eleman modeli genel görünümü.	18
Şekil 3.3 : Yapının genel dış ölçüleri ve mesnetlenme noktaları.	18
Şekil 3.4 : Karayolları trafik yönetmeliğine göre ağır taşıtlar için dingil sayısına göre azami yükler	19
Şekil 3.5 : Kaldıraç sistemi.....	20
Şekil 3.6 : Sonlu eleman modeli üzerinde yayılı yükler ve uygulama bölgeleri	21
Şekil 3.7 : Düşey ve yan dinamik kuvvet katsayısı diyagramları.....	22
Şekil 3.8 : Tekere etkiyen değişken dinamik kuvvet genliği grafiği	24
Şekil 3.9 : Sonlu eleman modeli üzerinde düşey ve yanal dinamik kuvvet yüklemeleri.....	27
Şekil 4.1 : Optimizasyon fazları ve işleyişi	30
Şekil 4.2 : Sonlu eleman normallerinin düzenlenmesi	32
Şekil 4.3 : Sonlu elemanlar üzerinde malzeme oryantasyonlarının düzenlenmesi....	32
Şekil 5.1 : Kompozit ve metal malzemelerin yorulma ömrü karşılaştırması	41
Şekil 5.2 : Çevrim sayısı ve gerilmelere göre kompozit hasar mekanizmaları	41
Şekil 5.3 : Kompozitlerde yorulma olayında çatlak ilerleme mekanizmaları	42
Şekil 5.4 : Kompozitlerde yorulma mekanizmaları; (a)matris kırılması, (b) çatlak birleşmesi, arayüz ayrılması, (c) tabaka ayrılması, fiber kopması, (e)hasar	43
Şekil 5.5 : Aynı laminat içerisindeki farklı katmanlarda çevrim sayısına göre çatlak oluşumu	44
Şekil 5.6 : Kompozit malzemede çevrimli yükleme sırasında dayanım ve rijitlik kaybı	44
Şekil 5.7 : Çapraz fiber oryantasyonlu laminatlarda çatlak ilerlemesi	45
Şekil 5.8 : Fiber dayanımının kompozit yapının yorulma dayanımı üzerindeki etkisi	45
Şekil 5.9 : Cam fiberli kompozit malzemelerin farklı matrislerdeki yorulma dayanım eğrileri	46
Şekil 5.10 : Fiber oryantasyonlarının yorulma ömrü üzerindeki etkisi	47

Şekil 5.11 : Farklı fiber oryantasyonları ve tabaka yerleşimlerinin yorulma ömrü üzerindeki etkisi	47
Şekil 5.12 : Fiber boyunun yorulma ömrü üzerindeki etkisi	48
Şekil 5.13 : Fiber hacimsel oranının yorulma ömrü üzerindeki etkisi.....	48
Şekil 5.14 : Testteki yükleme durumunun kompozit yapının yorulma ömrü üzerindeki etkisi	49
Şekil 5.15 : Gerilme genliğinin yorulma dayanımı üzerindeki etkisi	49
Şekil 5.16 : Fiber doğrultusunda çevrimli çekme gerilmesine maruz kalan tek yönlü kompozit malzemenin fiber rijitliği ve matris sünekliğine göre yorulma ömrü diyagramı	52
Şekil 5.17 : Yorulma ömrü diyagramındaki 2. bölgede gerçekleşen fiber köprülemeli matris çarlağı mekanizması	53
Şekil 5.18 : Yorulma ömrü diyagramında 3. bölgedeki matris çatlak mekanizması	53
Şekil 5.19 : Tek yönlü, fiber doğrultusunda çevrimli çekme yüküne maruz bırakılan cam fiber-epoksi kompozitin yorulma ömrü diyagramı.....	54
Şekil 5.20 : Tek yönlü, fiber doğrultusuna belirli açılarda çevrimli çekme yüküne maruz bırakılan kompozitin yorulma ömrü diyagramı.....	55
Şekil 5.21 : Laminatlar için genel yorulma ömrü diyagramları: (a) cam-fiber epoksi kompozit; (b) karbon-fiber epoksi kompozit.....	56
Şekil 5.22 : Çeşitli kompozit malzemeler için test sonucu elde edilen NSR değerleri	57
Şekil 5.23 : [0/90] _s çapraz katmanlı laminat için farklı yüklemeler altında elde edilen gerilme yığılma faktörleri.....	58
Şekil 5.24 : Test sonucunda elde edilen matris-fiber arayüzündeki gerilme yığılma faktörü	59
Şekil 6.1 : Çelik malzeme statik analiz von mises gerilme dağılımı.	61
Şekil 6.2 : Çelik malzeme statik analiz düşey deplasman dağılımı.	62
Şekil 6.3 : Çelik malzeme yanal kuvvet pozitif yönde iken dinamik analiz von mises gerilme dağılımı.	62
Şekil 6.4 : Çelik malzeme yanal kuvvet pozitif yönde iken dinamik analiz düşey deplasman dağılımı.....	63
Şekil 6.5 : Çelik malzeme yanal kuvvet pozitif yönde iken dinamik analiz yanal deplasman dağılımı.....	63
Şekil 6.6 : Çelik malzeme yanal kuvvet negatif yönde iken dinamik analiz von mises gerilme dağılımı.	64
Şekil 6.7 : Çelik yanal kuvvet negatif yönde iken dinamik analiz düşey deplasman dağılımı.....	64
Şekil 6.8 : Çelik malzeme yanal kuvvet negatif yönde iken dinamik analiz yanal deplasman dağılımı.....	65
Şekil 6.9 : Faz-1 sonunda toplam laminat kalınlığı dağılımı.	66
Şekil 6.10 : Faz-1 sonunda her bir tabaka oryantasyonuna ait kalınlık dağılımları...	67
Şekil 6.11 : Faz-1 sonunda düşey ve yanal deplasmanlar.....	67
Şekil 6.12 : Faz-1 sonunda kompozit gerilmeleri	68
Şekil 6.13 : Faz-1 sonunda kompozit gerinimleri	69
Şekil 6.14 : Kompozit hasar indisi dağılımı.	69
Şekil 6.15 : Faz-2 sonunda toplam laminat kalınlığı dağılımı.	70
Şekil 6.16 : Faz-2 sonunda her bir tabaka oryantasyonuna ait kalınlık dağılımları...	71
Şekil 6.17 : Faz-2 sonunda düşey ve yanal deplasmanlar.....	71
Şekil 6.18 : Faz-2 sonunda kompozit gerilmeleri	72
Şekil 6.19 : Faz-2 sonunda kompozit gerinimleri	73

Şekil 6.20 : Kompozit hasar indisi dağılımı.	73
Şekil 6.21 : Faz-2 sonunda oluşan 121 tabaka.....	74
Şekil 6.22 : Faz-3 sonunda düşey ve yanal deplasmanlar.	74
Şekil 6.23 : Faz-3 sonunda kompozit gerilmeleri.....	75
Şekil 6.24 : Faz-3 sonunda kompozit gerilmeleri.....	76
Şekil 6.25 : Kompozit hasar indisi dağılımı.	76
Şekil 6.26 : Eglass-epoksi faz-1 sonunda toplam laminat kalınlığı dağılımı.	77
Şekil 6.27 : Eglass-epoksi faz-1 sonunda her bir tabaka oryantasyonuna ait kalınlık dağılımları.	78
Şekil 6.28 : Eglass-epoksi faz-1 sonunda düşey ve yanal deplasmanlar.	78
Şekil 6.29 : Eglass-epoksi faz-1 sonunda kompozit gerilmeleri.....	79
Şekil 6.30 : Eglass-epoksi faz-1 sonunda kompozit gerilmeleri.....	80
Şekil 6.31 : Eglass-epoksi kompozit hasar indisi dağılımı.	80
Şekil 6.32 : Eglass-epoksi faz-2 sonunda toplam laminat kalınlığı dağılımı.	81
Şekil 6.33 : Eglass-epoksi faz-2 sonunda her bir tabaka oryantasyonuna ait kalınlık dağılımları.	82
Şekil 6.34 : Eglass-epoksi faz-2 sonunda düşey ve yanal deplasmanlar.	82
Şekil 6.35 : Eglass-epoksi faz-2 sonunda kompozit gerilmeleri.....	83
Şekil 6.36 : Eglass-epoksi faz-2 sonunda kompozit gerilmeleri.....	84
Şekil 6.37 : Eglass-epoksi kompozit hasar indisi dağılımı.	84
Şekil 6.38 : Faz-2 sonunda oluşan 153 tabaka.....	85
Şekil 6.39 : Eglass-epoksi faz-3 sonunda düşey ve yanal deplasmanlar.	85
Şekil 6.40 : Eglass-epoksi faz-3 sonunda kompozit gerilmeleri.....	86
Şekil 6.41 : Eglass-epoksi faz-3 sonunda kompozit gerilmeleri.....	87
Şekil 6.42 : Eglass-epoksi kompozit hasar indisi dağılımı.	87
Şekil 6.43 : AS4-PEEK dinamik analiz kompozit gerilmeleri	88
Şekil 6.44 : AS4-PEEK dinamik analiz sonunda kompozit gerilmeleri	89
Şekil 6.45 : EGlass-epoksi dinamik analiz kompozit gerilmeleri	90
Şekil 6.46 : EGlass-epoksi dinamik analiz sonunda kompozit gerilmeleri	91
Şekil 6.47 : AS4-PEEK fiber doğrultusunda yükleme durumunda S-N eğrisi.....	92
Şekil 6.48 : AS4-PEEK fiber doğrultusuna dik yükleme durumunda S-N eğrisi.....	92
Şekil 6.49 : EGlass-epoksi fiber doğrultusunda yükleme durumunda S-N eğrisi	94
Şekil 6.50 : EGlass-epoksi fiber doğrultusuna dik yükleme durumunda S-N eğrisi.	94
Şekil 6.51 : PEEK matrisinin sünek ve gevrek durumları için gerilme-şekil değiştirme grafiği	95
Şekil 6.52 : PEEK malzemesi 23 derece sıcaklıktaki yorulma dayanımı diyagramı.	96
Şekil A.1 : AS4-PEEK için faz 3 sonunda elde edilen tabaka dizilimi.	107
Şekil B.1 : Eglass-epoksi için faz 3 sonunda elde edilen tabaka dizilimi.....	111

TAŞIT GÖVDE TASARIMINDA KOMPOZİT MALZEME KULLANIMININ SONLU ELEMAN ANALİZLERİ İNCELENMESİ VE OPTİMİZASYONU

ÖZET

Taşımacılık ve ulaşım endüstrisi ekonomi üzerinde büyük bir etkiye sahiptir. Ulaşım araçlarında meydana gelecek yeni gelişmeler ekonomi üzerinde birçok olumlu etki yaratacaktır. Ürün taşımacılığı, inşaat işleri gibi birçok alanda kullanılan ağır taşıtların rolü ulaşımında sürekli olarak artış göstermektedir. Ağır vasıtaların taşıma organlarında, gövdelerinde, motor aksamlarında sağlanacak potansiyel ağırlık azalması birçok olumlu etkiye gebedir. Bu sayede taşıtların yük taşıma kapasitesi artacağı gibi yakıt sarfiyatı düşen ağırlık ile azalacak, ayrıca günümüzde önemli bir hal almış olan egzoz emisyonlarının da ciddi düşüşler görülecektir. Bu taşıtlardaki %35 lik potansiyel ağırlık azalmasının %12-20 aralığında yakıt sarfiyatını engelleyeceği tahmin edilmektedir.

Ağır taşıt şasileri, araç aksamları hasar almayacak ve sürüş kalitesi düşmeyecek şekilde, sürüş sırasında meydana gelecek doğrusal, yanal ve dikey yükleri karşılayarak çalışmalıdırlar. Buna ek olarak şasi iyi yol tutuş özelliği için yeterli eğilme ve burulma rijitliğini sağlamalıdır. Şasiler çalışma ömrü boyunca statik, dinamik ve tekrarlı yüklere maruz kalmaktadırlar. Bu yükleme kombinasyonlarına göre yapılacak tasarım ve optimizasyon şasinin genel yapısını ortaya çıkaracaktır. Şasi tasarımında yeterli rijitlik ve mukavemetin sağlanması en önemli ön iki tasarım parametresidir.

Konvansiyonel ağır taşıt şasileri genellikle çelik malzemeden ve merdiven tipinde yapılmaktadır. Günümüz ağır taşıtlarında şasi elemanı toplam ağırlığın %20-25'ini oluşturmaktadır. Şasi ağırlığında ortaya çıkarılacak ağırlık azalması taşıt performansı ve kullanımında pozitif etkiler sağlayacaktır.

Araçlarda ağırlık azaltımı sağlamanın yöntemlerinden biri de alternatif malzemeler kullanmaktır. Alüminyum, magnezyum, çinko, yüksek dayanımlı çelikler ve kompozit gibi malzemeler çeliğe göre hafif olduklarından bu amaç doğrultusunda kullanılabilirler. Ancak otomotiv sektöründe yeni malzeme kullanımı beraberinde zorluklar da getirmektedir. Yeni malzemenin varolan altyapılarla kullanımı, malzeme üzerindeki üretim tecrübesi, malzeme maliyeti uygulanabilirlik açısından önemli kavramlar olarak öne çıkmaktadır. Ayrıca, alternatif malzeme, kompozitler gibi mekanik özellikleri tasarımına göre değişen bir malzeme ise, bu malzemenin mukavemeti ile ilgili verilerin tam anlamıyla kabul görmesi uzun yıllar aldığından otomotiv sektöründe uygulanabilirliği hemen gerçekleşmemektedir.

Hafiflik gerektiren uygulamalarda fiber takviyeli kompozit malzemeler, metallere göre üstün özellikler göstermektedir. Kompozit malzemeler yoğun olarak rüzgar türbin kanatlarında, hava taşıtlarında ve otomotiv sektöründe kullanılmaktadır. Kompozit malzemeler bu uygulamalarda yorulma yüklerine maruz kalmaktadırlar.

Kompozitlerin tekrarlı yük altındaki davranışları hakkında genel geçer bir form yoktur. Herbir kompozit yapı kendine has yorulma karakteristiği göstermekte ve bu karakteristiklerin birçok test ile tayin edilmesi gerekmektedir.

Çalışmada konvansiyonel şasi malzemelerine alternatif oluşturabilecek kompozit malzemeler üzerinde sonlu elemanlar yazılımları yardımı ile incelemeler gerçekleştirilmiştir. Burada 4 akslı bir kamyon şasisi modeli üzerinde çelik ve kompozit malzemeler ile çalışılmıştır. Çalışmada AS4-PEEK karbon fiber takviyeli ve EGlass-epoksi cam fiber takviyeli iki farklı kompozit malzeme ele alınmıştır. Bilgisayar destekli sonlu elemanlar analizi için, Hyperworks yazılımının Hypermesh ve Optistruct paketleri kullanılmıştır. Şasi 3 boyutlu modeli bu program vasıtası ile sonlu elemanlarla modellenmiş ve daha sonra analizler gerçekleştirilmiştir. Analizler, statik durum ve basit yükleme kollektifi ile dinamik durum olmak üzere iki grupta gerçekleştirilmiştir.

Gövdenin yorulma şartları, basit yükleme kollektifi yardımı ile oluşturulmuş ve yorulma analizi bu kollektif vasıtası ile statik analiz olarak gerçekleştirilmiştir. Öncelikle çelik malzeme için analizler yapılmış daha sonrasında ise iki farklı kompozit malzeme için yazılım yardımıyla yapı içerisindeki malzeme durumu optimize edilmiştir. Kompozit malzeme optimizasyonu ile, toplam laminat kalınlığı, her bir tabakaya ait kalınlık, oryantasyon ve tabaka yerleşimi optimize edilmiştir. Analizlerde kompozit malzemeler için klasik kompozit tabakalı plak teorisi kullanılarak makromekanik özellikler ele alınmış, mikromekanik durum gözetilmemiştir.

Yapısal optimizasyon, konsept tasarım aşamasında getirdiği kazanımların farkedilmesiyle geçen on yılda tüm endüstriler için önemli hale gelmiştir. Metal yapılar için 2 aşamalı optimizasyon başarı ile kullanılmıştır. Birinci aşamada genel konsepti oluşturmak için topoloji optimizasyonu kullanılırken, ikinci aşamada ölçülendirme ve şekil optimizasyonu ile detaylı tasarım oluşturulur. Kompozit yapılar için gelen ek tasarım değişkenleri optimizasyon işleminde modifikasyon gerektirmiştir. Kompozit malzemeler çok farklı formlarda oluşturulabilmelerine rağmen, bunların genel kullanımı ince tabakalardan oluşmuş katmanların farklı oryantasyonlarda istiflenmesi ile kabuk yapı meydana getirilmesidir. Son yıllarda kompozit malzemeler için 3 fazlı optimizasyon işlemi geliştirilmiştir.

İlk fazın amacı oryantasyon ve kalınlık açısından yapı içerisindeki malzeme dağılımını belirlemektir. Bu işlemde, her biri kendine özel fiber oryantasyonuna sahip süper tabaka tanımı kullanılarak, bu tabaka kalınlıklarının serbestçe değişebilmesi sağlanır ve her bir oryantasyon için gerekli tabaka kalınlığı elde edilir. Soyut kalınlık konturu ifadesi ile tabaka yerleşimi ve kalınlıkları için konsept tasarım elde edilir. Faz 2' de, önceki aşamada oluşturulan tabaka bazlı yapısal model, tüm tasarım kısıtları ve her bir oryantasyon için tabaka sayısını belirten tasarım değişkenleri yardımıyla optimize edilmeye devam edilir. Faz 3' te ise üretim kısıtları yardımıyla önceki kısıtlarda gözetilerek tabaka istiflenmesi optimize edilir. Üretim kısıtları her üç fazda da dikkate alınmıştır.

Çelik malzeme ile kompozit malzemeler arasındaki en büyük farklardan biri elastisite modülleri arasında görülmektedir. Çelik malzeme yüksek elastisite modülü sayesinde deplasmanlar açısından daha iyi performans göstermektedir. Kompozit malzemenin bu dezavantajını ortadan kaldırmak için optimizasyon çalışmasında amaç fonksiyonu olarak yapı rijitliğini maksimize etmek hedeflenmiştir.

Analizler sonunda çeliğe göre ağırlık performansı incelendiğinde, AS4-PEEK malzemesi ile %49,8 lik bir azalma sağlanırken, EGlass-epoksi ile bu oran %46,8

olmuştur. AS4-PEEK malzemesi ile yapılan optimizasyondaki yapı deplasmanlar açısından çeliğe yakın bir performans sergilemektedir. Analiz sonuçlarına göre hem statik dayanım kontrolü hem de yorulma kontrolleri gerçekleştirilmiştir. Çelik malzeme için yorulma kontrolünde düşey ve yanal kuvvetler göz önüne alınırken, düşey statik yüklemeye göre optimizasyonu gerçekleştirilen kompozit yapıların yorulma ömrü kontrolü sadece düşey kuvvetlere göre gerçekleştirilmiştir. Kompozit yapıların yorulma kontrolünde Goodman-Boller kriteri ve maksimum şekil değiştirmelere göre iki farklı kontrol ele alınmıştır. Kompozit malzemeler ile yapılan optimizasyon sonucunda her iki kritere göre sonsuz ömür durumu ortaya çıkmaktadır.

Kompozit malzemeler yüksek mukavemet ve yüksek yorulma dayanımları ile konvansiyonel yapılarda çeliğe rakip olma potansiyeline sahiptir. Kompozit malzemelerin çeliğe göre düşük olan elastisite modülü nedeniyle artan deplasmanlar tasarım optimizasyonları ile aşılabilecek bir problemdir. Bu sayede ağırlıklarda %50 ye varan iyileşmeler sağlanarak yakıt sarfiyatı, egzoz emisyonları gibi konularda ciddi düşüşler sağlanabilir.

Tez çalışmasında üzerinde durulan konulardan olan kompozit yorulması, üzerinde ciddi araştırma gerektiren bir konudur. Kompozit yapılarda, metaller için kullanılan klasik S-N eğrilerinin kullanımı yanlış sonuçlara yönlenmeye sebep olabilir. Tezin ilk aşamasında konvansiyonel Goodman yorulma diyagramlarının kompozit malzemeler için uygulanabilirliği incelenmiş fakat bu malzemeler için Goodman yorulma modelinin kullanımının birçok deneyle korele edilmesi gereken ampirik ifadelerle bağlı olduğu görülmüştür. Çalışma, temeli Goodman yorulma modelinin uygulanması üzerine kurulmuş analizler ile gerçekleştirildiğinden kompozit malzemelerin yorulma kontrolü öncelikle kompozit malzemeler için modifiye edilmiş Goodman-Boller yorulma modeli kullanılarak gerçekleştirilmiştir. İkinci yorulma kontrolü ise kompozit malzeme içerisindeki maksimum şekil değiştirme miktarları incelenerek, bu değerlerin matriste çatlak başlangıcına neden olabilecek minimum şekil değiştirme miktarını aşp aşmadığı kontrolü ile yapılmıştır. Kompozit malzemelerin daha detaylı analizlerinde progresif hasar modelleri ve detaylı sonlu eleman analiz modelleri kullanılmalıdır. Kompozit yapıların yorulma kabiliyeti, fiber oryantasyonu, katman kalınlıkları, katman yerleşimi, fiber sünekliği, matris sünekliği, yükleme açısı gibi birçok faktörden ciddi oranda etkilenmektedir. Bu nedenle yapılan teorik hesaplamalar ve analizler mutlak surette testler yapılarak korele edilmeli ve doğrulukları sınanmalıdır.

INVESTIGATION AND OPTIMIZATION OF COMPOSITE MATERIAL APPLICABILITY FOR VEHICLE CHASSIS BY FINITE ELEMENT ANALYSIS

SUMMARY

Transportation industry has a major impact on the economy. Potential new developments in transport vehicles may have many positive effects on the economy. The role of heavy vehicles which are used in many areas such as goods transportation, construction works has been increasing continuously in transportation. The potential weight reduction in heavy vehicle components may provide such great effects of increase in the load capacity of the vehicle, decrease in fuel consumption. Also, the exhaust emissions, which are have now become critical, will be reduced by weight decreasing. It is estimated that, %35 of weight reduction in these vehicles can provide a decrease of fuel consumption in the range of %12-20.

Heavy vehicle chassis, should work properly against the lateral and vertical loads without any damage on vehicle components and should provide good ride quality. In addition, chassis should provide adequate bending and torsional stiffness for better handling characteristics. Chassis is exposed to static, dynamic and cyclic loads through its working life. The design and optimization, which are done according to the combination of this load types, will specify the overall structure of the chassis. Ensuring sufficient rigidity and sufficient strength in chassis is the most important design parameters of concept design.

Conventional heavy vehicle chassis is usually made of steel and type is generally ladder. In today's heavy vehicle chassis member constitutes 20-25% of the total weight. The weight reduction of the vehicle weight will provide positive impacts on usage and performance.

One method of achieving weight reduction in vehicles is using alternative materials. Aluminum, magnesium, zinc, high strength steels and composite materials can be used for this purpose as they are lighter than steel. But there are also challenges for the usage of new materials in the automotive industry. Compability of the existing infrastructure, production experience on the new material and the material cost stands out as an important factors for applicability of new material. In addition, acceptance of the material properties of new alternative materials is a long process, thus it takes many years to apply such new materials in automotive industry.

Lightweight fiber-reinforced composite materials shows superior properties compared to metals in applications requiring lightness. Composite materials are used extensively in wind turbine blades, aircrafts and automotive industry. Composite materials continuously are exposed to fatigue loading in these applications. There is no generally accepted form of fatigue behaviour of composite materials under cyclic loading. Each

composite structure shows unique characteristics both in mechanical and fatigue properties, so these properties should be determined by several tests.

In the study, investigation of composite materials that can be an alternative to conventional steel was performed by finite element analysis with the help of software. Steel and composite materials have been studied on a four axles truck chassis model. AS4-PEEK-carbon fiber reinforced and EGlass-epoxy eglass fiber reinforced composite materials are approached for study. Computer-aided finite element analysis, was performed by Optistruct and Hypermesh software packages of Hyperworks. Three dimensional finite element model was created with this program, and then analyzes were performed. The analyzes were performed for static and dynamic conditions. Dynamic condition is simulated by simple loading collective model which is explained in the thesis.

Fatigue conditions are formed with the help of simple loading collective model and fatigue analyzes were performed as static analyzes with this load collective. First, analyzes were performed for steel and after that optimization analyzes were made for the two composite materials with the help of the software. Optimization of composite material analyzes include determining the total laminate thickness, thickness of each ply, orientation of each ply and ply stacking sequence. Analyzes were made according to macromechanical properties of composite, micromechanics case has not been considered.

Structural optimization has become important for all industries as the positive influences are recognized in the last decade. For metal structures, a two phase design optimization has become well established. In Phase-1, topology optimization is made for determining concept design. Phase-2 performs further optimization by sizing and shape optimization. Additional design parameters for composite structures requires modifications in the optimization process. Although they can be created in many different forms, composite materials is generally manufactured by stacking thin layers with different orientations. Three phase optimization process for composite materials have been developed in recent years.

The purpose of the first phase to determine the material distribution in the structure in terms of orientation and thickness. In this process, each super ply with a unique fiber orientation definition has freely changeable thickness. After process, with the help of this changeable thickness, required ply thickness values for each orientation is obtained. In Phase-2, ply-based structural model is continued to optimize considering all design constraints with discrete design variables which represents the number of plies of each orientation. Phase-3, performs the ply stacking optimization to consider manufacturing constraints. Production constraints are taken into account in all three phases.

One of the biggest differences between steel and composite materials is seen on modulus of elasticity. Due to its high modulus of elasticity of steel shows better performance in terms of deflections. To eliminate the disadvantage of having low elastic modulus, composite material optimization objective function is determined as maximizing the stiffness of the structure.

The analyzes show that weight reduction in case of the AS4-PEEK material is %49,8 and for Eglass-epoxy %46,8. AS4-PEEK material structure performs close results compared to steel in terms of displacements. The results are checked for both static and fatigue cases. The fatigue analysis for steel is made by both considering vertical and lateral load collectives. Optimization for composites performed only carrying out

vertical loads, also fatigue analysis of composites is made by only with vertical load collective. Fatigue control of composite structures is performed for two different control criterias; Goodman-Boller criteria and the maximum strain criteria. Optimized composite material structure satisfies infinite life for both criterias.

Composite materials have the potential to replace steel materials with their high strength and high fatigue strength properties. Increasing deflections due to having lower modulus of elasticity than steel, is a problem that can be solved with design optimizations. Improvements in weight reduction up to %50 can be provided and decreases can be achieved in fuel consumption and exhaust emissions.

Composite fatigue, which is one of the issue highlighted in the study, requires big amount of research. In the composite structures, the use of conventional S-N curves can lead to false results. In the first phase of the thesis, Goodman diagram applicability is examined for the composite materials, but it has been understood that the conventional Goodman fatigue criteria needs emprical statements and test correlation factors for composite materials. However, in this study the fatigue analyzes built based on the implementation of the conventional Goodman fatigue criteria to composite materials. For this reason, the composite fatigue is checked via modified Goodman-Boller fatigue model for composite materials. The second fatigue control is performed by checking if the maximum strain value in composite material exceeded or not the minimum strain value of matrix at which cracking initiation starts. Progressive damage analyzes and detailed finite element analysis models should be used for a more detailed analysis of composite materials. Fatigue strength of the composite structure depends on various factors such as, fiber orientation, ply thickness, ply stack sequence, fiber ductility, ductility of the matrix, loading angle. Therefore, the accuracy of theoretical calculations and analyzes should be correlated by testing.

1. GİRİŞ

Ulaşım endüstrisi ekonomi üzerinde kilit bir role sahiptir. Bu alanda gösterilecek teknik gelişmelerin ekonomik yönden birçok katkı sağlayacağı aşîkardır. Ağır taşıtların taşımacılık ve diğer alanlardaki rolü günbegün artmaktadır. Bu taşıtların ağırlıklarında sağlanacak gelişmeler ürün taşıma kabiliyetini arttırabileceğı gibi yakıt sarfiyatını da ciddi oranda azaltacaktır. Ağırlık azalması aynı zamanda günümüzde önemi gitgide farkedilen egzoz emisyonları açısından da pozitif katkı sunacaktır. Taşıtlarda boyut ve ağırlık azaltılması yakıt sarfiyatının da önemli derecede azalmasını sağlar. Literatürde taşıt ağırlığındaki %35' lik bir azalmanın %12-20 arasında yakıt tasarrufu sağlayacağı öngörülmektedir [1].

Ağır taşıt şasileri, araç organlarını güvenle taşımali ve sürüş sırasındaki doğrusal, yanal ve dikey yükleri hasar almaksızın karşılamalıdır. Ayrıca, şasi iyi yol tutuş özelliğı için yeterli eğilme ve burulma rijitliğini sağlamalıdır. Şasiler çalışma ömrü boyunca statik, dinamik ve tekrarlı yüklere maruz kalmaktadırlar. Bu yüklemelere göre yapılacak tasarım ve optimizasyon şasinin genel yapısını ortaya çıkaracaktır. Şasiler için maksimum gerilme ve maksimum deplasman tasarımda en önemli parametreler olarak öne çıkmaktadır [1-3].

Ağır taşıt şasileri genellikle çelik malzemeden yapılmaktadır ve bu taşıtlar için genellikle merdiven tip şasiler tercih edilmiştir. Şasi, ağır taşıtlarda ağırlığın %20-25'ini oluşturmaktadır. Bu yapıda gösterilecek ağırlık azalması taşıt performansı ve kullanımında pozitif etkiler sağlayacaktır [1].

Fiber takviyeli kompozit malzemeler özellikle hafiflik istenen uygulamalarda metallere göre üstün özellikler göstermektedir. Kompozit malzemeler yoğun olarak rüzgar türbin kanatlarında, hava taşıtlarında ve otomotiv sektöründe kullanılmaktadır. Kompozit malzemeler kullanıldıkları bu alanlarda sürekli tekrarlı yüklere maruz kalmaktadırlar. Kompozitlerin tekrarlı yük altındaki davranışları hakkında genel geçer bir form yoktur [4]. Yapılan literatür araştırmalarından görüldüğü üzere her bir

kompozit yapı kendine has yorulma karakteristiği göstermekte ve bu karakteristiklerin birçok test ile tayin edilmesi gerekmektedir [4-9].

Kompozit malzemelerden üretilmiş profiller günümüzde ulaşım, inşaat, havacılık gibi birçok alanda kullanılmaktadır. Strongwell firmasının ürettiği fiber takviyeli kompozit EXTREN profilleri yapılarda taşıyıcı eleman olarak üstün performans sergilemektedir. Kompozit profiller korozyon direnci, ısı ve elektriğe karşı yalıtkanlık, çeliğe karşı %80 hafiflik, yüksek dayanım gibi özellikler sunmaktadır. Şekil 1.1 ve Şekil 1.2' de kompozit profillerin kullanımına dair örnekler verilmiştir [10].



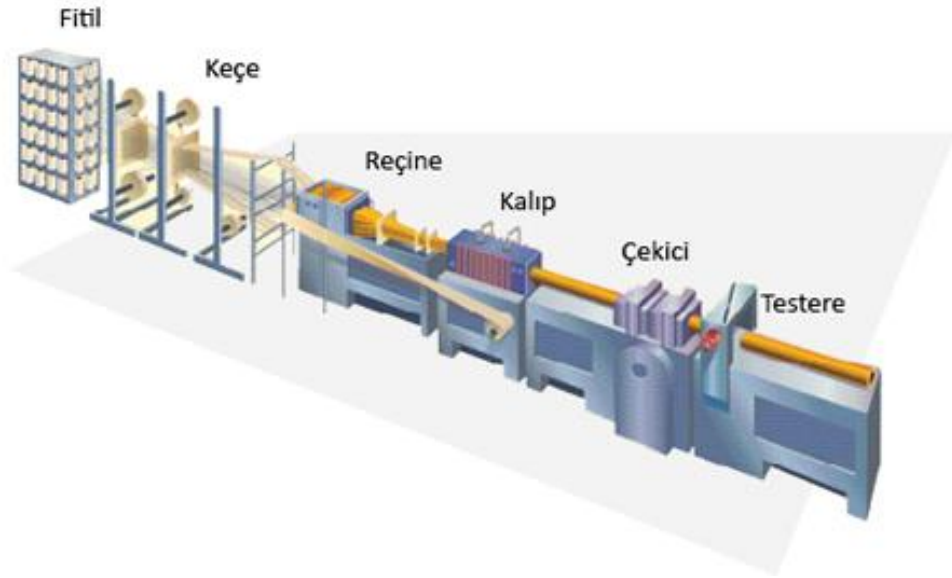
Şekil 1.1 : Kompozit profillerle oluşturulmuş yapı [10].



Şekil 1.2 : 300 metre uzunluğunda 140 cm çapında boru desteği için kullanılan kompozit profiller [10].

Kompozit profiller 100 den fazla standart boyutta üretilebilirler [10]. Profillerin üretim yöntemi olarak pultrüzyon tekniği kullanılır. Bu üretim yönteminde takviye malzemesinin bir reçine matrisi ile birleştirilerek sıcak bir kalıptan çekilmesi ile profiller imal edilir. Şekil 1.3’ te pultrüzyon tekniğinin genel şeması görülebilir [11].

Çalışmada pultrüzyon tekniği ile üretilebilecek profillerden oluşan kompozit bir şasi elde edilmeye çalışıldı.



Şekil 1.3 : Pultrüzyon üretim şeması [11].

1.1 Tezin Amacı

Çalışmanın amacı otomotiv sektöründe kullanılan konvansiyonel elemanlarda kompozit malzemelerin uygulanabilirliğinin incelenmesidir. Burada 4 akslı bir kamyon şasi modeli üzerinde çelik ve kompozit malzemeler ile çalışılmıştır. Kompozit malzeme olarak, AS4-PEEK karbon fiber takviyeli kompozit ve Eglass-epoksi cam fiber takviyeli kompozit olmak üzere 2 malzeme türü kullanıldı. Çalışmada sonlu elemanlar analiz programı olan Hyperworks yazılımının Hypermesh ve Optistruct paketleri kullanılmıştır. Şasi 3 boyutlu modeli bu program vasıtası ile sonlu elemanlarla modellenmiş ve daha sonra analizler gerçekleştirilmiştir. Analizler, statik durum ve basit yükleme kolektifi ile dinamik durum olmak üzere iki grupta gerçekleştirilmiştir. Yorulma modeli basit yükleme kolektifi yardımı ile oluşturulmuş ve yorulma analizi bu kolektif vasıtası ile statik analiz olarak gerçekleştirilmiştir. Öncelikle çelik malzeme için analizler yapılmış daha sonrasında ise farklı kompozit malzemeler için yazılım vasıtası ile yapı içerisindeki malzeme durumu optimize

edilmiştir. Kompozit malzeme optimizasyonu ile, toplam laminat kalınlığı, her bir tabakaya ait kalınlık, oryantasyon ve tabaka yerleşimi optimize edilmiştir. Analizlerde kompozit malzemeler için klasik kompozit tabakalı plak teorisi kullanılarak makromekanik özellikler ele alınmış, mikromekanik durum gözatilmemiştir.

Analizler sonunda hem statik dayanım kontrolü hem de yorulma kontrolleri gerçekleştirilmiştir. Çelik malzeme için yorulma kontrolünde düşey ve yanal kuvvetler göz önüne alınırken, düşey statik yüklemeye göre optimizasyonu gerçekleştirilen kompozit yapıların yorulma ömrü sadece düşey kuvvetlere göre gerçekleştirilmiştir. Kompozit yapıların yorulma kontrolünde Goodman kriteri ve maksimum şekil değıştirme miktarına göre iki farklı kontrol ele alınmıştır.

1.2 Literatür Araştırması

Literatürde kompozit malzemelerin kullanımına dair birçok kaynak bulunmakla birlikte şasi yapılarında kompozit profillerin kullanımı konusu üzerindeki çalışma sayısı sınırlıdır.

Taşıtta kütle azaltımına gidebilmenin en kolay yollarından biri alternatif malzemelere yönelmektir. Alüminyum, magnezyum, çinko, yüksek dayanımlı çelikler ve kompozit gibi malzemeler araçlarda hafiflik sağlanması için birçok opsiyon sunar. Ancak taşıtlarda yeni malzemeleri hemen kullanabilmek pek kolay bir seçenek değildir. Yeni malzemenin varolan altyapılarla kullanımı, malzeme üzerindeki üretim tecrübesi, malzeme maliyeti uygulanabilirlik açısından önemli kavramlar olarak öne çıkmaktadır. Yeni malzemenin mukavemeti ile ilgili verilerin tam anlamıyla kabul görmesi uzun bir süreç gerektirdiğinden otomotiv sektöründe uygulanabilirliği uzun yıllar almaktadır [12,13].

Karbon fiberli kompozit malzemelerin otomotiv sektöründeki kullanımı yüksek maliyetleri nedeniyle sınırlı kalmıştır. Günümüzde otomobil parçalarının ağırlık olarak %8' ini karbon fiberli kompozit malzemeler oluşturmaktadır. Polimer fiberli kompozitler, kompozit malzemeler arasında otomotiv sektöründe en sık kullanılanıdır. Polimer bazlı kompozitlerin otomobillerdeki ilk kullanımı 1953 yılında Chevrolet Corvette aracının gövdesinde olmuştur [12].

Daha sonraları kompozit malzemeler üzerindeki araştırma ve geliştirme faaliyetleri artmıştır. Corvette aracında yorulma ömrü çelikten 5 kat daha fazla olan cam fiber

epoksi yaprak yaylar kullanılmıştır. Kompozit yaylar daha düzgün bir sürüş sağlamasının yanında yol şoklarına daha hızlı cevap vererek sürüş kalitesini arttırmıştır [12].

Knouff ve diğ. (2006) Class 7/Class 8 tipi ağır taşıtlarda kompozit malzeme ile taşıyıcı elemanların tasarımı üzerinde çalışmıştır. Class 8 traktörlerin yan kuşakları üzerinde yaptığı çalışmada kompozit malzemeler ile ağırlık azaltılması konusunda ciddi sonuçlar sunmasının yanında, uygulanabilirlik konusunda da önemli öneriler getirmiştir. Sonlu elemanlar analizleri yardımıyla kompozit malzemenin hasar mekanizmalarını progresif hasar modelleri ile incelemiştir [12].

2003 yılında Daimler Chrysler SUV tipi araçlar için tasarladığı hibrid iskeletin testlerini gerçekleştirmiştir. Sonuçlar, hibrid iskeletin araç performans kriterleri açısından gerekli dayanım ve durabiliteyi sağladığını göstermiştir. Lavender ve diğ. (2006) bilgisayar destekli analizler ile iskeleti daha da geliştirmiş ve %35' lik ağırlık azalımı sağlamışlardır. Tasarımı ve testleri tamamlanan iskelet Dodge Durango aracına monte edilmiş araç simülatörlerinde kontrolleri gerçekleştirilmiştir. İskelet istenen tasarım ömrünü başarıyla sağlamıştır [12].

Amerikan enerji departmanı tarafından yayınlanan enerji verimliliği raporunda hafif yapılı malzemelerin kullanımı ile oluşabilecek potansiyel ağırlık azalma miktarları Çizelge 1.1' de verilmiştir [1].

Çizelge 1.1 : Alternatif malzemeler ile elde edilebilecek potansiyel ağırlık azalması [1].

Kullanılacak Hafif Yapılı Malzeme	Değiştirecek Malzeme	Potansiyel Ağırlık Azalması (%)
Karbon Fiber Kompozitler	Çelik	50-70
Cam Fiber Kompozitler	Çelik	25-35
Magnezyum	Çelik, Dökme Demir	30-70
Aluminyum	Çelik, Dökme Demir	30-60
Yüksek Mukavemetli Çelikler	Düşük Karbonlu Çelik	0-15

2. KOMPOZİTLER

Malzeme alanında son yüzyıldaki en önemli gelişmelerden birisi de kompozit malzemelerdir. Kompozit malzemeler en az iki organik veya inorganik bileşenin bir araya gelmesiyle oluşurlar. Yapıyı oluşturanlardan birisi ana malzeme olan matris, diğeri de taşıyıcı görevi yapan fiberdir. Fiberler kompozit malzemenin mukavemetinin büyük çoğunluğunu sağlayan bileşendir. Matris ise; fiberleri bir arada tutarak optimum yerleşimi sağlamak, yükleri fiberlere aktarmak, fiberleri dış etkenlerden kaynaklanan risklere karşı korumak, çatlak büyümesi ve yayılmasına karşı direnç sağlamak, yüksek sıcaklık ve korozyona karşı koymak görevlerini üstlenir. Kompozit malzemeler için en önemli kavram daha iyi performans sergileyebilecek özelliklere sahip bir yapı ortaya çıkarmak amacıyla uygun fiber ve matris birleşiminin seçilmesidir. Ek olarak; mukavemet, rijitlik, yorulma, yüksek sıcaklık ve rutubet direnci gibi özelliklerin daha iyi olması için uygun fiber oryantasyonu seçilmelidir. Bu durum kompozit yapılarda çok çeşitli tasarımlar elde edilmesine neden olur [14-16].

Cam fiberler en çok kullanılan kompozit malzemeler olarak, 1950' li yıllarda denizcilikte tekne yapımında, otomotivde ise karoserlerde uygulama alanı bulmuştur. Havacılık sektöründe de kullanılan cam fiberler ilk olarak Boeing 707'de ağırlık olarak %2 oranında, daha sonra Boeing 777'de %10 oranında kullanılmıştır. Bu oran tasarımlar geliştikçe %65 değerine kadar ulaşmıştır. Yüksek hız ve sıcaklık değerlerine ulaşılan havacılık faaliyetlerinde aerodinamik etkiye ve yüksek sıcaklıklara dayanabilecek gövde yapıları yine kompozit malzemelerden yapılmıştır [14].

2.1 Takviye Elemanları-Fiberler

Kompozit malzemelerde taşıyıcı takviye elemanı olarak fiberler kullanılmaktadır. Fiberler mukavemet ve rijitlik sağlarlar. Cam fiber, karbon fiber, aramid fiber ve boron fiber türleri kullanımı yaygın fiberlerdir [14,15].

2.1.1 Cam fiberler

Cam fiberlerin maliyetleri yüksek olmamasının yanında mekanik, kimyasal ve elektriksel özellikleri oldukça iyidir. Yaygın kullanım alanları uçak panelleri, roket motorları, helikopter rotor pervaneleri, basınçlı kaplar ve spor malzemeleri olarak belirtilebilir [14,15].

2.1.2 Karbon fiberler

Karbon fiberler yüksek performans istenen alanlarda kullanımı yaygın olan takviye elemanlarıdır. Genellikle suni ipek ve poliakrilonitrilden (PAN) üretilirler. Karbon fiber takviyeli kompozit malzemelerin mukavemet ve rijitlik açısından cam fiber takviyeli kompozitlere göre daha iyi performans göstermeleri sebebiyle günümüzde kullanımları gittikçe artmaktadır. Uçak motorlarında, roket lülelerinin ve türbinlerde kanatçıkların üretiminde kullanılmaktadırlar [14,15].

2.1.3 Boron fiberler

Boron fiberlerin kullanımı ilk olarak 1960 yıllarında görülmektedir. Bu fiberler, yüksek rijitlik ve yüksek mukavemete sahip olsalarda işleme maliyeti sebebiyle pahalıdırlar. Savaş uçakları F-15 ve F-145' lerde kullanılmaktadırlar [14,15].

2.1.4 Aramid fiberler

Aramid fiberler yüksek mukavemetleri sebebiyle birçok uygulamada kullanılırlar. Fakat rutubete karşı düşük direnç, nem tutma ve düşük matris yapışma kabiliyeti gibi negatif özellikleri bulunur. Cam fiberlerden hafif ancak maliyetleri daha yüksektir. Araç lastiklerinin üretiminde kullanılırlar. Düşük basma mukavemetine sahipken, korozyon dirençleri yüksektir [14,15].

2.2 Bağlayıcı Eleman-Matrisler

Matrisler kompozit malzeme içerisinde fiberleri birarada tutan ve birlikte çalışmalarını sağlayan yapıdır. Matris kompozit yapıya uygulanan yükü tüm fiberlere aktararak çalışmayı sağlar. Matris malzemesi, fiber malzemesinden daha düşük yoğunluk, rijitlik ve mukavemete sahiptir. Matris, kullanılan matris türüne göre sünek veya gevrek olabilir. Bu nedenle doğrusal veya doğrusal olmayan gerilme-şekil değiştirme

davranışı gösterebilirler. Yaygın matris türleri polimer, cam, metal, seramik ve karbonlardır [14,15].

2.2.1 Polimer matrisler

Polimer matrisler düşük maliyetleri sebebi ile kullanımı en yaygın matris türüdür. Polimerler, işleme kolaylığı ve nem tutma gibi özellikleri ile kullanımda birçok avantaj sunarlar. Yoğunlukları düşük olan polimer malzemeler sıcaklık, nem ve zaman etkisiyle viskoelastik ve viskoplastik davranış sergilerler [14,15].

2.2.2 Cam matrisler

Cam ve seramik matrisli kompozitlerin sunduğu en önemli avantajlar yüksek sıcaklıklarda çalışabilme ve iyi mukavemet özellikleridir. Cam matrise sahip kompozit malzemelerin uygulama alanları yüksek sıcaklık dayanımına ihtiyaç duyulan parçalar ve elektriksel bileşenlerdir [14,15].

2.2.3 Metal matrisler

Metal matrisli kompozitler oksitlenme riskinin yüksek olduğu dış etkilerde bile yüksek sıcaklıklarda uygulanabilmeleri ile öne çıkarlar. Yaygın olarak kullanım alanı bulan metal matrisler demir, alüminyum, titanyum, nikel, magnezyumdur [14,15].

2.2.4 Seramik matrisler

Seramik matrisler yapıları itibariyle gevrektiler. Yüksek sıcaklık dayanımı gerektiren çalışma alanlarında karbon, cam, metal ve seramik fiberlerle kullanılırlar [14,15].

2.2.5 Karbon matrisler

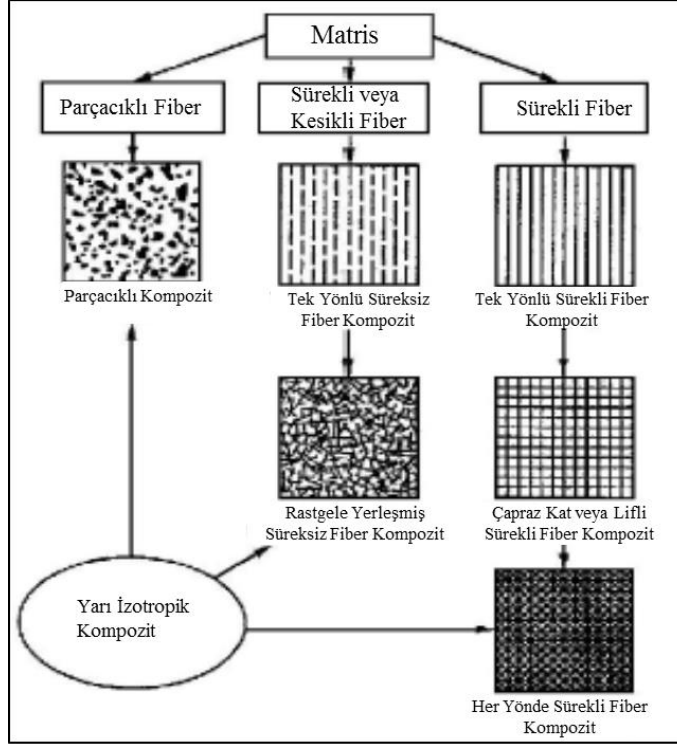
Karbon matrisler yüksek sıcaklık dayanımına sahiptirler. Havacılık ve otomobil yarışları gibi yüksek performans alanlarında kullanılırlar [14,15].

2.3 Kompozit Malzeme Türleri ve Sınıflandırılması

2.3.1 Fiber yapısı ve geometrisine göre sınıflandırma

Kompozit malzemeler oluştuğu iki bileşenin (matris ve fiber) türüne, geometrisine ve fiber oryantasyonuna göre üç genel sınıfa ayrılırlar.

Şekil 2.1’ de matris ve fiber durumuna göre sınıflandırma görülebilir [14,15].



Şekil 2.1 : Kompozit malzemelerin sınıflandırılması [14].

2.3.1.1 Parçacıklı kompozitler

Parçacıklı kompozitler, Şekil 2.1’ de görüleceği üzere matris içinde rastgele yerleşmiş birçok farklı şekil ve boyutlarda fiber parçacıkları içerir. Parçacıklı kompozitler; metal olmayan matris içinde metal olmayan parçacıkların bulunması (beton gibi), metal olmayan matris içinde metalik parçacıkların bulunması (alüminyum takviyeli poliüretan kauçuk gibi), metal matris içerisinde metalik parçacıkların bulunması (bakır alaşımları gibi) ile oluşturulabilirler [14,15].

2.3.1.2 Süreksiz veya kısa fiberli kompozitler

Şekil 2.1’ de belirtildiği gibi, süreksiz fiberli kompozitler matrislerinde kısa veya kesik yapıda fiberler bulundurur. Kısa fiberlerin boy-çap oranı oldukça büyüktür ve matriste tek yönlü ya da rastgele yerleşimde bulunabilirler. Süreksiz kompozitler genellikle anizotropik veya ortotropik yapıda olmakla beraber yarı izotropik davranış da sergileyebilirler [14,15].

2.3.1.3 Sürekli fiber kompozitler

Yapısında sürekli fiberler bulunduran bu kompozitler yüksek mukavemet ve rijitlik değerlerine sahiptir. Sürekli fiberler tek yönlü, birbirine dik yönlerde veya farklı birçok yönde yerleşimde bulunabilirler. Şekil 2.1’ de bu kompozit türü incelenebilir [14,15].

2.3.2 Matrise göre sınıflandırma

Fiber takviyeli kompozitler matrislerine göre polimer, metal, seramik ve karbon matrisli kompozitler olarak sınıflandırılabilirler [14,15].

2.3.2.1 Polimer matrisli kompozitler

Polimer matrisli kompozitler termoset (polyester, epoksi, poliamit) ya da termoplastik (polisülfon, polieter, keton) reçineler ile cam, karbon, aramid (kevlar) veya boron fiberlerin birleştirilmesiyle oluşurlar. Yapıları itibarı ile düşük sıcaklıktaki çalışma ortamlarında kullanılırlar [14,15].

2.3.2.2 Metal matrisli kompozitler

Bu matris tipine sahip kompozitler, metal veya metal alaşımlarının (magnezyum, alüminyum, bakır, titanyum) seramik, karbon gibi fiberler ile bir araya gelmesiyle oluşurlar. Sıcaklık yönünden metalin erime sıcaklığı yönünden sınırlandırılırlar [14,15].

2.3.2.3 Seramik matrisli kompozitler

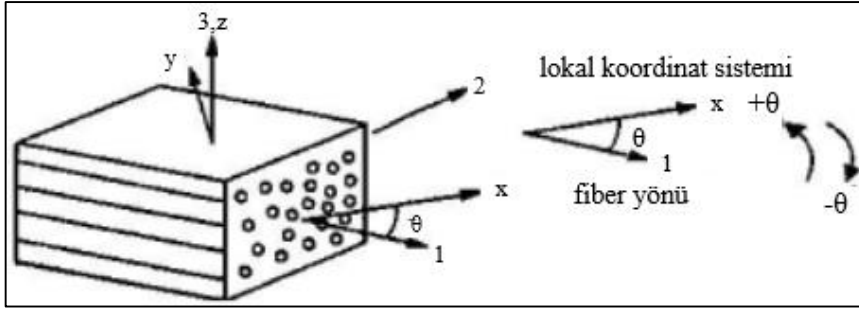
Seramik matrisler ile seramik fiberlerin bir araya gelmesiyle oluşurlar. Yüksek sıcaklık ihtiyacı bulunan uygulamalarda kullanılırlar [14,15].

2.3.2.4 Karbon matrisli kompozitler

Karbon fiber takviye elemanları ile karbon matrisin takviye edilmesi ile oluşurlar. Düşük yoğunluğa, düşük ve yüksek sıcaklıklarda çalışabilme gibi özelliklere sahiptir [14,15].

2.4 Kompozit Yapılarda Malzeme Yönleri

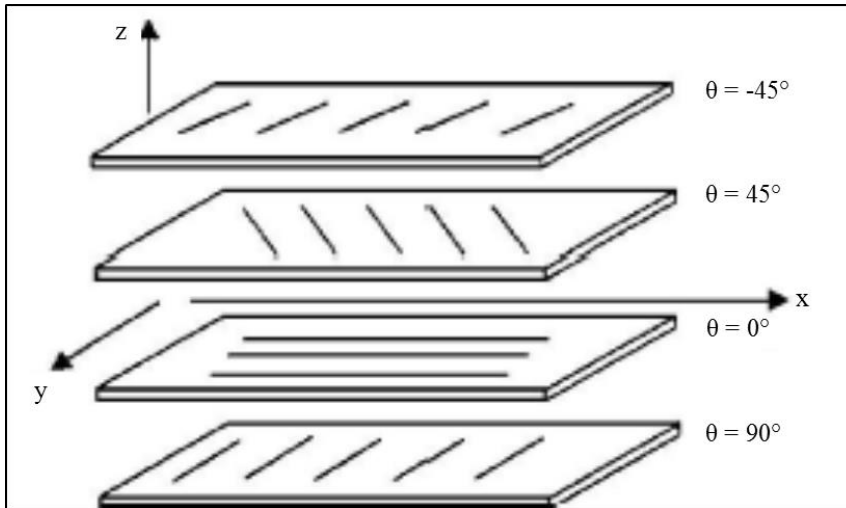
Şekil 2.2’de tek yönlü fiberlere sahip kompozit malzemeye ait temel yönler görülmektedir. Kompozit malzeme fiberler doğrultusunda fiberin takviye özelliği sayesinde daha dayanıklı ve daha rijittir. Ancak fiber doğrultusuna dik yönde yüklemeler matris tarafından karşılandığından mukavemet ve rijitlik daha düşüktür. Çift yönlü fiberlere sahip örgü tipi kompozitlerde her iki yöne ait rijitlik ve mukavemet değerleri aynıdır. Dağılmış yapıdaki fiberlere sahip kompozitlerde bu özellikler zayıflar [14,16].



Şekil 2.2 : Kompozit malzemelerde temel malzeme yönleri [14].

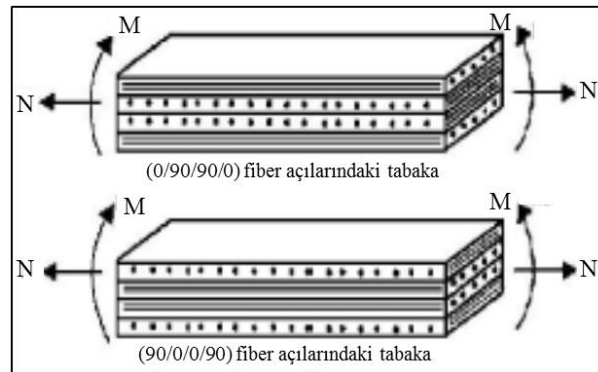
2.5 Laminat Kompozitler

Laminat kompozitler fiber takviyeli tabakaların istiflenmesi ile oluşturulurlar. Tabakaların istiflenmesinin ardından yapıya pres yoluyla sıcaklık ve basınç uygulanır. Şekil 2.3'te birleştirilmemiş çeşitli fiber açlarına sahip $(-45/45/0/90)$ tabakalar görülmektedir [14,16].



Şekil 2.3 : Birleştirilmemiş $(-45/45/0/90)$ fiber açlarındaki plakalar [14].

Şekil 2.4'te iki adet tabaka görülmektedir.

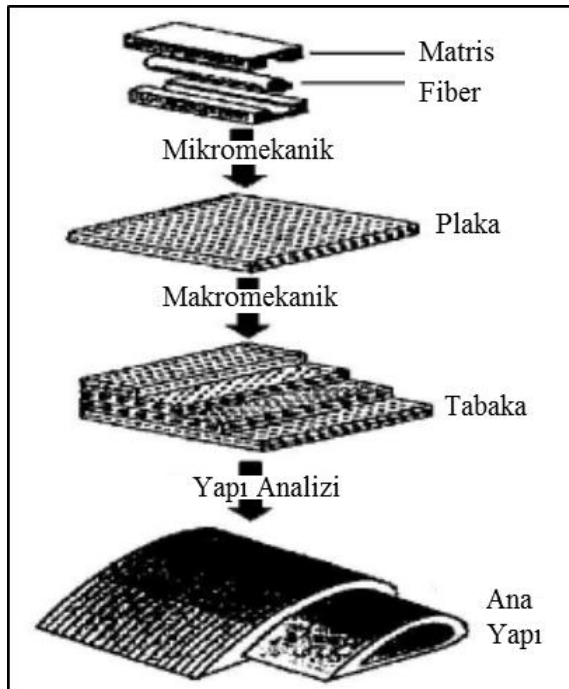


Şekil 2.4 : İki çapraz kat tabakanın eksenel ve eğilme deformasyonu [14].

Tabakalardan biri (0/90/90/0) başka bir ifadeyle (0/90)s, ikincisi ise (90/0/0/90) ya da başka bir ifadeyle (90/0)s yerleşimindedir. Şekildeki laminat yapıları ait geometri, tabaka sayıları, kalınlıklar, etkisi altında oldukları eksenel yük (N) ve momentler (M) aynıdır. Aynı değerlerde eksenel çekme yükü etkilendiğinde aynı değerlerde uzamalar oluşacaktır. (0/90/90/0) istiflenmesindeki laminatın rijitliği (90/0/0/90) olan laminatdan daha yüksektir. Buradan anlaşılacağı üzere her bir kompozit yapıya ait rijitlik ve mukavemet değerleri fiber açılara ve tabaka yerleşimine bağlıdır [14,16].

2.6 Kompozitlerin Mikro ve Makromekanik Yapısı

Şekil 2.5’ te kompozit malzemelere ait mikro ve makromekanik durumlar genel hatlarıyla görülebilir. Fiber çapı, parçacık boyutu ve fiberler ile matris arasındaki boşluk tasarım açısından önemli parametrelerdir. Mikromekanik model ile bütün bu elemanların birbirleri ile etkileşimleri incelenir [14]. “Deformasyon ve gerilme durumu, matris hasarı (çeki, bası, kayma gerilmeleri nedeniyle) ve fiber hasarı (çeki, burkulma, kesilme nedeniyle oluşan) gibi lokal hasarlar ve ara yüzey/ara faz hasarlarını inceler. Mikromekanik davranışlar malzeme özelliklerini etkileyen en önemli faktördür” [14].



Şekil 2.5 : Kompozit malzemelerin yapım aşaması [14].

Tabakalar genellikle homojen özellik gösterir fakat anizotropik yapı davranışı da gösterebilirler. Bu sebeple analizler sırasında bu aşamada ortalama mekanik özellikler

kullanılır. Bu yolla gerçekleştirilen analiz tipine makromekanik analiz denir ve ortalama rijitlik ve mukavemette yarı homojen anizotropik yapıda tek yönlü tabaka özelliği kullanılır. Laminat yapılarda makromekanik analiz tabakaların istiflenmesinin ve tabaka davranışının fonksiyonu şeklinde ele alınır. Bu yolla kompozitler için tabaka teorisi uygulanır. Sonuç olarak, her bir tabakadaki mekanik durum göz önüne alınırken klasik tabaka teorisi yardımı ile sonlu elemanlar analizleri gerçekleştirilir [14,16].

2.6.1 Klasik kompozit tabakalı plak teorisi

Plaka aşamasında genellikle homojen olan kompozit malzeme anizotropik özellik sergileyebilir. Bu sebeple analizlerin bu aşamasında ortalama mekanik özellikler kullanılır. Makromekanik analiz adı verilen bu analizlerde, malzeme ortalama mukavemet ve rijitlikte yarı homojen anizotropik ve tek yönlü plaka özelliği gösterir. Tabaka teorisi, makromekanik analiz tabaka aşamasında katman istiflenmesinin ve katman davranışının fonksiyonu şeklinde düşünülerek uygulanır. Sonuç olarak, her tabakada gerilme durumu ayrı ayrı incelenerek tabaka teorisi sonlu elemanlar analizinde kullanılır [14-17].

“Klasik kompozit tabakalı plak teorisi, klasik plak teorisinin tabakalı kompozitlere uyarlanmasıdır. Bu teoride Kirchhoff hipotezindeki kabuller geçerlidir” [17].

Plak elemanındaki denge denklemlerini deplasmanlar cinsinden ifade etmek için plak orta düzleminde x yönündeki kuvvet dengesi, y yönündeki kuvvet dengesi ve z yönündeki toplam moment dengesi kullanılır. Denklem 2.1, 2.2 ve 2.3’ te bu denge denklemleri sırasıyla yazılmıştır.

$$\sum_x F = 0 = \frac{\partial N_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial y} \quad (2.1)$$

$$\sum_y F = 0 = \frac{\partial N_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial x} \quad (2.2)$$

$$\sum_z F = 0 = \frac{\partial^2 M_{xx}}{\partial x^2} + 2 \frac{\partial^2 M_{xy}}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 M_{yy}}{\partial y^2} + q \quad (2.3)$$

Denklem 2.1, 2.2 ve 2.3’ teki N_{ij} eksenel kuvvetleri, M_{ij} değerleri ise eksenlerdeki momentleri ifade eder. Kuvvet dengeleri yardımıyla ortaya çıkan bu üç denklemdeki ikinci dereceden terimler ihmal edilirse ve plağa sadece düşey yüklerin etki ettiği

varsayımıyla klasik kompozit tabakalı plak teorisine ait doğrusal denge denklemleri denklem 2.4, 2.5 ve 2.6' daki gibi elde edilir [17].

$$\begin{aligned} \Sigma_x F = 0 = & A_{11} \left[\frac{\partial^2 u_0}{\partial x^2} \right] + 2A_{16} \left[\frac{\partial^2 u_0}{\partial x \partial y} \right] + A_{66} \left[\frac{\partial^2 u_0}{\partial y^2} \right] + A_{16} \left[\frac{\partial^2 \vartheta_0}{\partial x^2} \right] + (A_{16} + A_{16}) \left[\frac{\partial^2 \vartheta_0}{\partial x \partial y} \right] + \\ & A_{26} \left[\frac{\partial^2 \vartheta_0}{\partial y^2} \right] - B_{11} \left[\frac{\partial^3 \omega_0}{\partial x^3} \right] - 3B_{16} \left[\frac{\partial^3 \omega_0}{\partial x^2 \partial y} \right] - (B_{12} + 2B_{66}) \left[\frac{\partial^3 \omega_0}{\partial x \partial y^2} \right] - B_{26} \left[\frac{\partial^3 \omega_0}{\partial y^3} \right] \quad (2.4) \end{aligned}$$

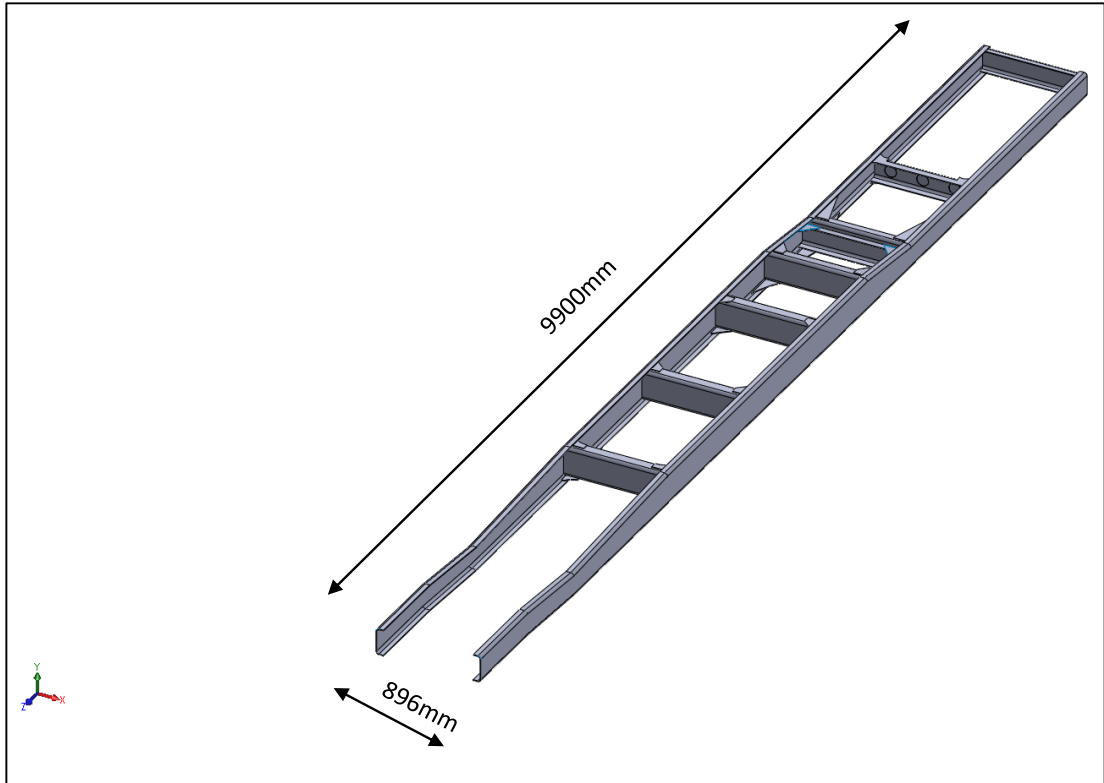
$$\begin{aligned} \Sigma_y F = 0 = & A_{16} \left[\frac{\partial^2 u_0}{\partial x^2} \right] + (A_{12} + A_{66}) \left[\frac{\partial^2 u_0}{\partial x \partial y} \right] + A_{26} \left[\frac{\partial^2 u_0}{\partial y^2} \right] + A_{66} \left[\frac{\partial^2 \vartheta_0}{\partial x^2} \right] + 2A_{26} \left[\frac{\partial^2 \vartheta_0}{\partial x \partial y} \right] + \\ & A_{22} \left[\frac{\partial^2 \vartheta_0}{\partial y^2} \right] - B_{16} \left[\frac{\partial^3 \omega_0}{\partial x^3} \right] - (B_{12} + 2B_{66}) \left[\frac{\partial^3 \omega_0}{\partial x^2 \partial y} \right] - 3B_{26} \left[\frac{\partial^3 \omega_0}{\partial x \partial y^2} \right] - B_{22} \left[\frac{\partial^3 \omega_0}{\partial y^3} \right] \quad (2.5) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Sigma_z F = 0 = & B_{11} \left[\frac{\partial^3 u_0}{\partial x^3} \right] + 3B_{16} \left[\frac{\partial^3 u_0}{\partial x^2 \partial y} \right] + (B_{12} + 2B_{66}) \left[\frac{\partial^3 u_0}{\partial x \partial y^2} \right] + B_{26} \left[\frac{\partial^3 u_0}{\partial y^3} \right] + B_{16} \left[\frac{\partial^3 \vartheta_0}{\partial x^3} \right] + \\ & (B_{12} + 2B_{66}) \left[\frac{\partial^3 \vartheta_0}{\partial x^2 \partial y} \right] + 3B_{26} \left[\frac{\partial^3 \vartheta_0}{\partial x \partial y^2} \right] + B_{22} \left[\frac{\partial^3 \vartheta_0}{\partial y^3} \right] - D_{11} \left[\frac{\partial^4 \omega_0}{\partial x^4} \right] - 4D_{16} \left[\frac{\partial^4 \omega_0}{\partial x^3 \partial y} \right] - \\ & 2(D_{12} + 2D_{66}) \left[\frac{\partial^4 \omega_0}{\partial x^2 \partial y^2} \right] - 4D_{26} \left[\frac{\partial^4 \omega_0}{\partial x \partial y^3} \right] - D_{22} \left[\frac{\partial^4 \omega_0}{\partial y^4} \right] = -q \quad (2.6) \end{aligned}$$

Denklem 2.4, 2.5 ve 2.6' daki u, v, w ifadeleri sırasıyla x, y ve z eksenleri için şekil değiştirmeleri, A_{ij} uzama rijitlik katsayılarını, B_{ij} eğilme-uzama çifti rijitliğini ve D_{ij} eğilme rijitliği katsayılarını, q z yönündeki dış yüklemeyi ifade eder [17].

3. BİLGİSAYAR DESTEKLİ SONLU ELEMAN MODELİNİN HAZIRLANMASI

Katı model 4 akslı olup boyuna ve enine kiriş bağlantıları orjinal modelde kaynak parçaları ile sağlanmıştır. Sonlu eleman optimizasyonunda çözüm kolaylığı sağlamak amacı ile geometrik temizlik sırasında bu bağlantı elemanları kaldırılmış ve enine kirişler direk olarak boyuna kirişlere bağlanmıştır. Yani, yapı yekpare hale getirilmiştir. Orjinal model Şekil 3.1’ de görülebilir. Model 9900mm boyunda ve 896mm enindedir. Şasi çeşitli boyutlardaki U profillerin birleştirilmesi ile oluşturulmuştur.

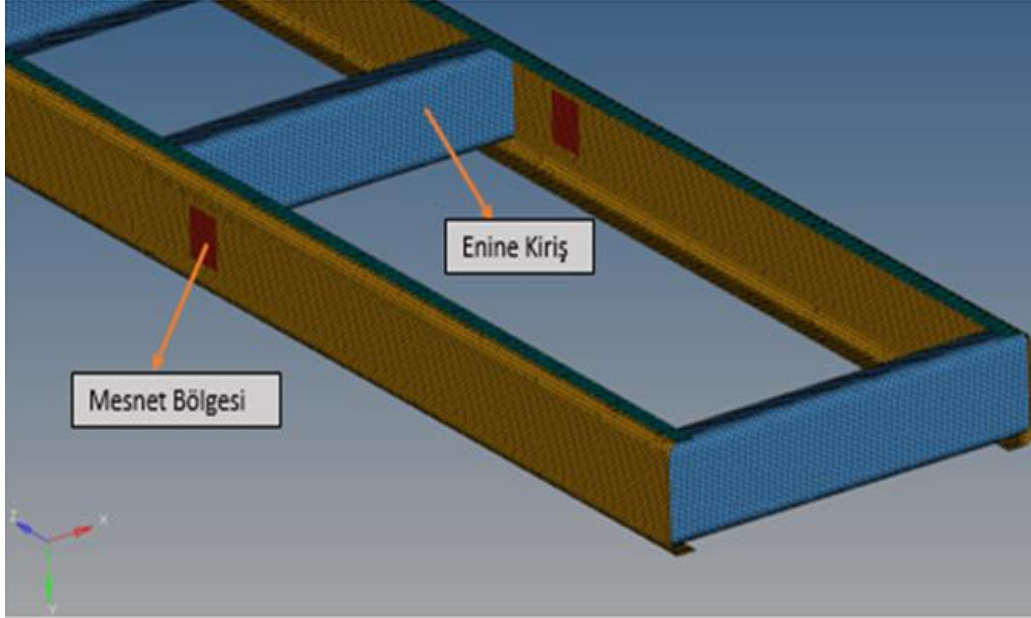


Şekil 3.1 : 3 Boyutlu şasi modeli.

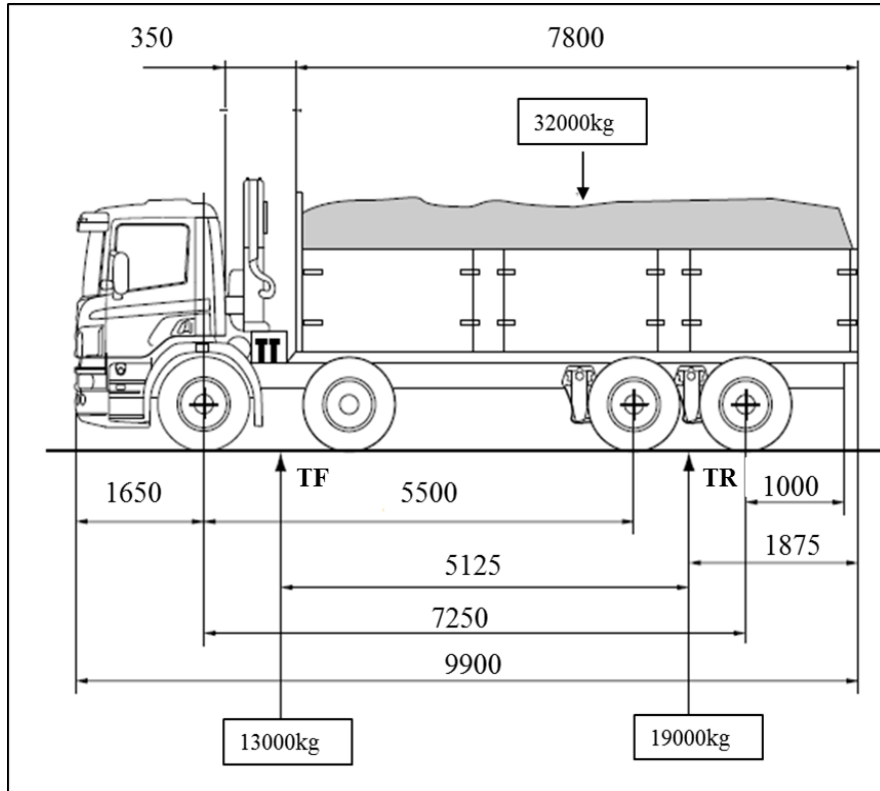
Solidworks ortamından Hypermesh programına aktarılan model, geometrik temizliğin ardından “Midsurface” yani orta yüzey alınarak kabuk yapı haline getirildi.

Toplam eleman sayısı 147.948, toplam düğüm noktası sayısı ise 150.735 olarak gerçekleşti. Eleman boyutunu çok fazla küçültmek elemanlarda kayma kilitlenmesine

yol açığından bu eleman boyutunda karar kılındı. Ağ örgüsü oluşturulurken yapı mesnet bölgeleri, yayılı yük uygulama bölgeleri vb. gibi bölgelere ayrılarak çalışma kolaylığı sağlandı. Şekil 3.2’ de bu yapı görülebilir. Şekil 3.3’ te ise yapının genel dış ölçüleri ve mesnetlenme noktaları gösterilmektedir. Şekil 3.3’ te birimi belirtilmemiş uzunluklar milimetredir.



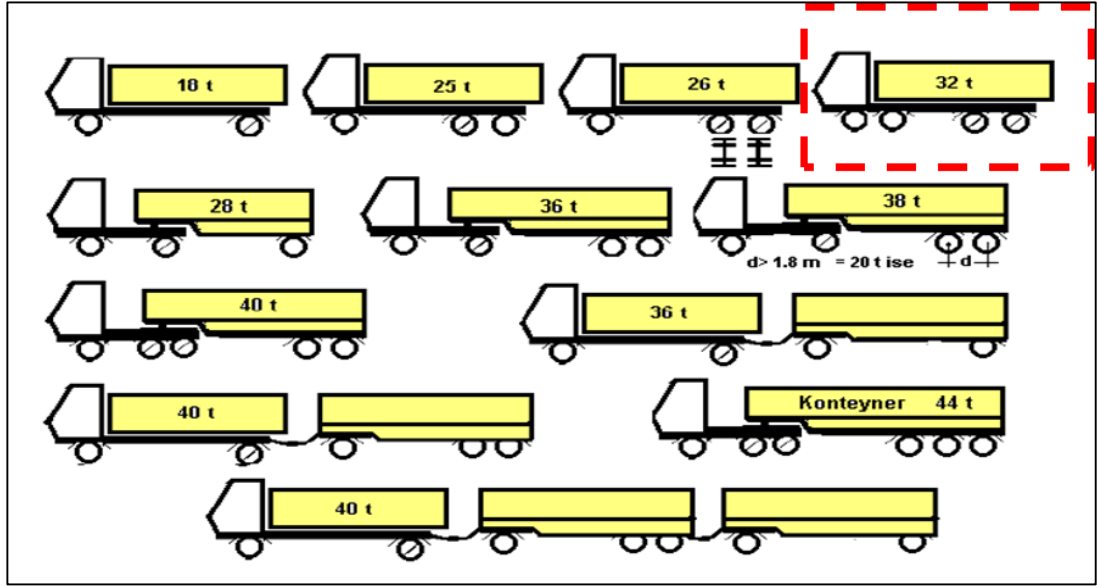
Şekil 3.2 : Sonlu eleman modeli genel görünümü.



Şekil 3.3 : Yapının genel dış ölçüleri ve mesnetlenme noktaları.

3.1 Statik Durum İçin Kuvvetlerin Belirlenmesi

Karayolları Trafik Yönetmeliği 128. Maddesine göre, karayolunda trafiğe çıkarılacak araçlarda yüklü ve yüksüz olarak uyulacak boyutlar ve karayolu yapısına zarar vermeden güvenle seyredebilecek ağırlıklar belirlendi [18]. Model 4 akslı olduğundan kamyon maksimum ağırlığı 32 ton olarak alındı. Şekil 3.4’ te karayolları trafik yönetmeliğine göre ağır taşıtlar için azami ağırlıklar görülebilir.

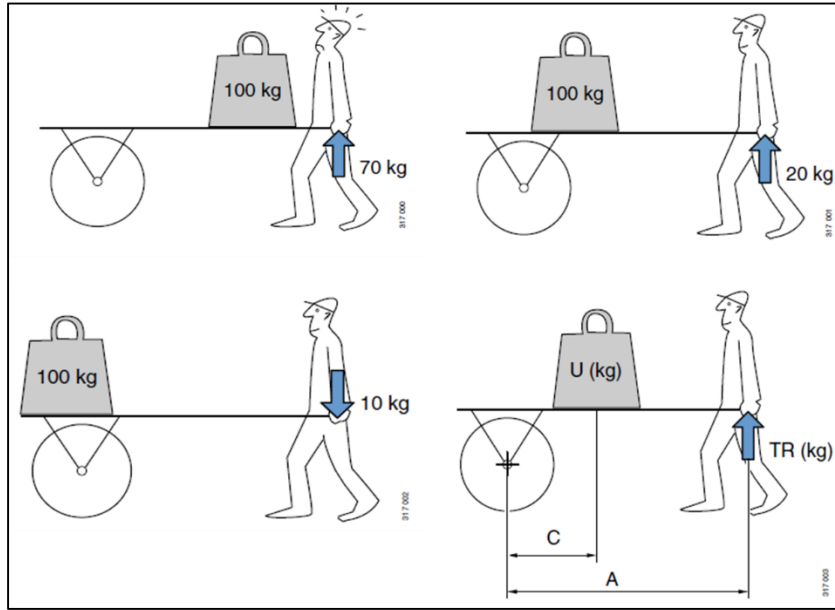


Şekil 3.4 : Karayolları trafik yönetmeliğine göre ağır taşıtlar için dingil sayısına göre azami yükler [18].

Şekil 3.3’ ten görülebileceği üzere 32 ton ağırlık durumunda ön 2 aksın, ağırlığın 13 tonunu karşıladığı, kalan 19 tonun ise arka iki aks tarafından yere iletildiği kabul edilmiştir [19,20]. Yapı yayılı yükleri, kamyon ön gövde kısmı ve arka gövde yükleme kısmı olarak iki gruba ayırdı. Bu değerler şasi yapısı, kaldırma sistemi gibi düşünülerek hesaplandı. Ön aksların tepki noktası mesnet, arka aksların tepki noktası ise kuvvet olarak alındı.

Kaldırma prensibi tekerlekli krikonun örneği ile açıklanabilir. Tekerlekli krikonun iki zemin desteği tekerlek ve krikonun diğer tarafına kuvvet uygulayan bir insan olarak düşünülebilir. Yük kişinin yanına yerleştirildiğinde, tekerlek daha az bir kısmı taşırken, kişi yükün büyük bölümünü karşılar. Yük tekerleğe yaklaştıkça, tekerlek üzerindeki yükleme artar ve kişi daha düşük yük taşır. Ağırlık tekerlek merkezinin önüne gelirse, kişi krikonun ileriye doğru devrilmemesini sağlamak için aşağıya doğru kuvvet uygulamalıdır. Şekil 3.5’ te bu durumlar görülebilir. Kişinin karşıladığı yük,

araç üzerindeki ağırlığın konumuna göre değişkenlik gösterir. Sistem hareketsiz durumda iken, tüm kuvvetlerin ve torkların toplamı sıfırdır [19].



Şekil 3.5 : Kaldıraç sistemi [19].

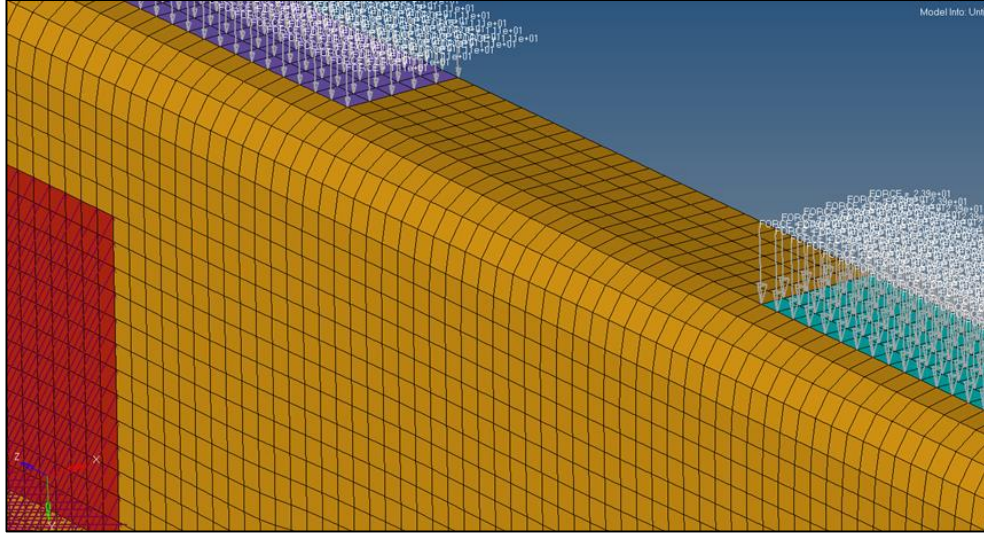
Tekerleğin merkezine göre bir moment dengesi yazıldığında, denklem 3.1 uygulanır.

$$TR \cdot A = U \cdot C \quad (3.1)$$

Denklemde U yükü, TR kişinin karşıladığı yükü, C tekerleğin merkezinden yükün ağırlık merkezine olan mesafe, A zemin destekleri arasındaki mesafeyi ifade eder. Aks ağırlığı ve üstyapı hesaplamaları statik denge kurallarına göre gerçekleştirilir [19].

Bir nokta etrafındaki kuvvetler tarafından oluşturulan toplam moment, aynı noktanın reaksiyon kuvvetleri tarafından uygulanan moment toplamı ile aynıdır. Şekil 3.5’ teki tekerleğin yerine kamyonun ön tekerlekleri ve kişinin yerine de arka tekerlekler koyulabilir [19].

Gövde yayılı yükü şasi ön yüzünden itibaren 1750mm uzunluğa, arka yük ise şasi arka yüzünden ön yüze doğru 7800mm boyunca uygulandı. İki yayılı yükün uygulandığı uzunluklar ile çarpımından toplam yük olan 32.000kg elde edilmelidir. TF noktasına göre moment alınarak şasi ön yükleme kısmı için yayılı yük olan q_1 ve şasi arka yükleme kısmı için olan yayılı yük q_2 hesaplanabilir. Bu hesaplar doğrultusunda q_1 gövde yayılı yükü 2,601kg/mm, arka yayılı yük ise 3,519kg/mm olarak elde edildi. Sonlu eleman modelinde yükleme bölgeleri Şekil 3.6’ da görülebilir. Hesaplamalarda şasi ağırlığı toplam ağırlık içerisinde düşünülmüştür.



Şekil 3.6 : Sonlu eleman modeli üzerinde yayılı yükler ve uygulama bölgeleri.

Bazı çalışma şartlarında, kamyonun kısmen dolu olduğundaki durumda tam dolu duruma göre daha yüksek aks yüklemeleri oluşabilir [19]. Hesaplamalarda bu durum gözötilmemiş, maksimum yükleme durumuna göre analizler gerçekleştirilmiştir.

3.2 Dinamik Durum İçin Kuvvetlerin Basit Yükleme Kollektifi İle Belirlenmesi

Basit yükleme kollektifi, lastik dataları ve tekerlek yükü ele alınarak bulunan dinamik düşey kuvvet katsayısı ile yan kuvvet katsayısından faydalanarak belirli bir “Yük Kollektifi” öngörüsü altında dinamik kuvvetlerin hesaplandığı ve yorulma analizinin gerçekleştirilebildiği bir yöntemdir. Bu yöntem ile hesaplanan dinamik kuvvetler, hem konvansiyonel tasarım konseptine göre elde edilecek eşdeğer gerilmelerin hesabında, hem de ön teorik kabulde bilgisayar destekli sonlu eleman modeline direk olarak uygulanabilir. Gerilme genlikleri ilk aşamada Goodman etkileşim eğrisine göre yorulma açısından kontrol edilebilir [21].

3.2.1 Dinamik düşey kuvvet katsayısı ve yan kuvvet katsayısı hesabı

İlk aşamada lastik kataloğundan D lastik dış çapı, r_{st} lastiğin statik yarıçapı, N_{max} lastiğin maksimum taşıma kapasitesi, p_{max} N_{max} 'a tekabül eden lastik basıncı, N nominal yük, p nominal yüke tekabül eden lastik basıncı değerleri seçilir [21].

Daha sonra denklem 3.2, 3.3 ve 3.4' teki hesaplamalar yapılır.

Çökme (cm);

$$f = \frac{D}{2} - r_{st} \quad (3.2)$$

Maksimum kapasitedeki lastik yay katsayısı (kg/cm);

$$C_R = \frac{N_{\max}}{f} \quad (3.3)$$

Nominal yükteki lastik yay katsayısı (kg/cm);

$$C_1 = \frac{P}{P_{\max}} C_R \quad (3.4)$$

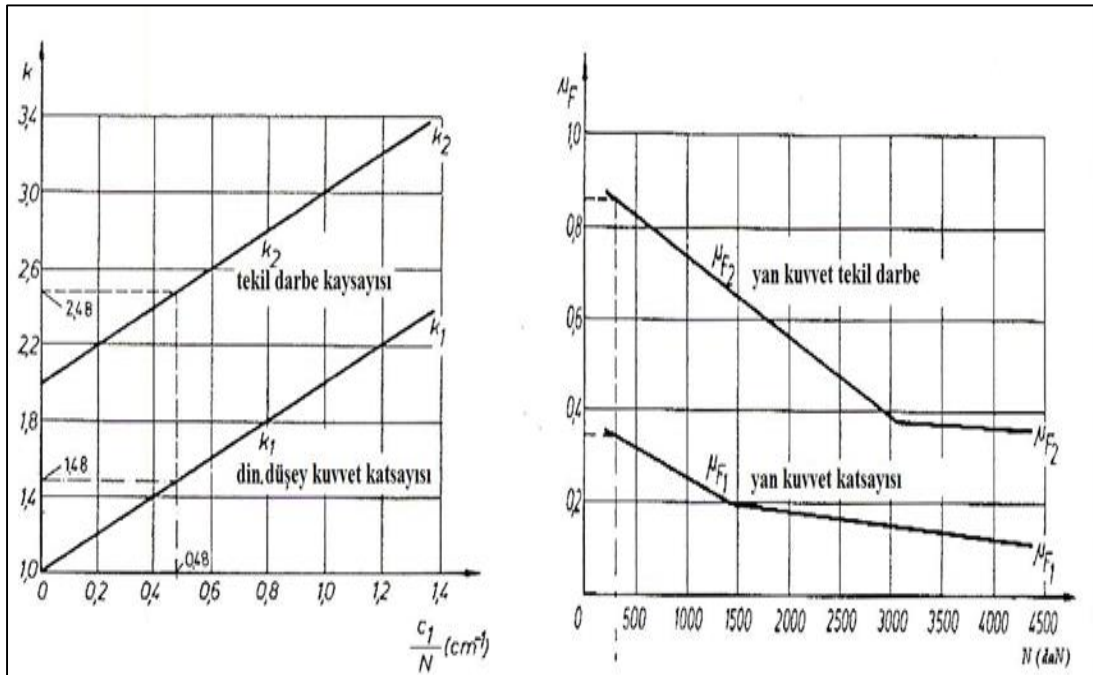
Bulunan bu değerlerden yararlanılarak Şekil 3.7’ deki diyagramlar yardımıyla aşağıdaki katsayılar hesaplanır:

k_1 : Dinamik düşey kuvvet katsayısı (sonsuz mukavemet)

k_2 : Dinamik düşey kuvvet katsayısı (sonlu mukavemet, tekil darbe)

μ_{F1} : Yan kuvvet katsayısı (sonsuz mukavemet)

μ_{F2} : Yan kuvvet katsayısı (sonlu mukavemet, tekil darbe)



Şekil 3.7 : Düşey ve yan dinamik kuvvet katsayısı diyagramları [21].

3.2.2 Basit yükleme kollektifinin oluşturulması

Aracın toplam ömrü boyunca seyir yapacağı koşullar Çizelge 3.1’ deki gibi öngörülebilir [21].

Çizelge 3.1’ deki seyir dağılımı değişik işletme koşullarına göre oranlar değiştirilerek istenen şekilde tasarlanabilir.

Buna göre her yol şartı için bulunacak kuvvetler Çizelge 3.2’ de verilmiştir [21].

Çizelge 3.1 : Aracın ömrü boyunca seyir yapacağı koşullar [21].

Yol Çeşiti	Toplam Ömrün Yüzdesi %
Doğrusal İyi Yol	n = 50
Doğrusal Kötü Yol	m ₁ = 47
Dönemeçli Kötü Yol	m ₂ = 2
Tekil Darbeli Yol	m ₃ = 1

Çizelge 3.2 : Yol şartlarına göre şasiye etkiyecek dinamik kuvvetler [21].

Yol Çeşiti	Düşey Kuvvet	Yan Kuvvet
Doğrusal İyi Yol	P _{din iyi yol} = P _{statik}	-
Doğrusal Kötü Yol	P _{din kötü yol} = k ₁ x P _{statik}	S _{din kötü yol} = μ _{F1} x P _{statik}
Dönemeçli Kötü Yol	P _{din viraj} = k ₁ x P _{statik}	S _{din viraj} = (0,25.μ _{F1}) x P _{statik}
Tekil Darbeli Yol	P _{din tekil darbe} = k ₂ x P _{statik}	S _{din tekil darbe} = μ _{F2} x P _{statik}

Yukarıda açıklanan koşullar göz önüne alınarak gerek düşey dinamik kuvvet gerek yan dinamik kuvvet denklem 3.5 ve 3.6’ da verilen ve yükleme kollektifindeki toplam ömrün paylaşımını oluşturan yüzdelerin kombine edildiği formül vasıtasıyla hesaplanır. Bulunan iki kuvvet de yük kollektifinin içinde bulunan tüm yol şartlarını kapsayan kuvvetlerdir. Bundan dolayı “Yük Kollektifi”ni temsilen “YK” indisi kullanılmıştır [21].

$$P_{Din YK} = \left\{ \frac{P_{din kötü yol}}{100} m_1 + \frac{P_{din viraj}}{100} m_2 + \frac{P_{din tekil darbe}}{100} m_3 \right\} \left(1 + \frac{n}{50}\right) \quad (3.5)$$

$$S_{Din YK} = \left\{ \frac{S_{din kötü yol}}{100} m_1 + \frac{S_{din viraj}}{100} m_2 + \frac{S_{din tekil darbe}}{100} m_3 \right\} \left(1 + \frac{n}{50}\right) \quad (3.6)$$

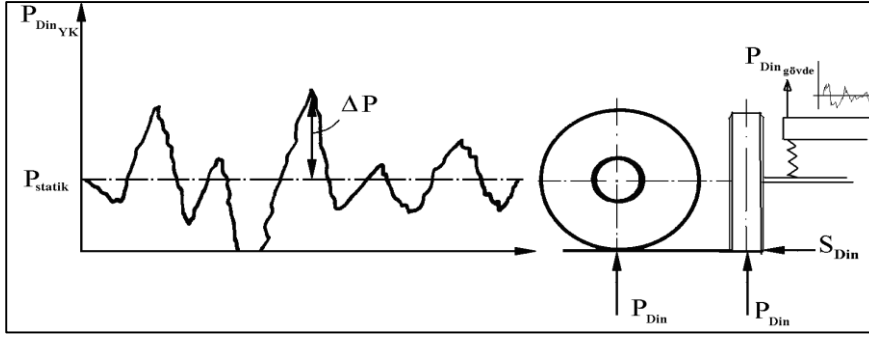
Şekil 3.8’ de tekerleğe etkiyen dinamik kuvvet grafiği temsili olarak görülebilir.

Yük kollektifini temsil eden kuvvet olarak hesaplanan dinamik düşey kuvvet “P_{Din YK}” mutlak değer olup, buradan denklem 3.7 yardımıyla genlik şiddeti hesaplanır:

$$P_{Din YK} = P_{statik} + \Delta P \quad (3.7)$$

Buradan ΔP çekilirse;

$$\Delta P = P_{Din YK} - P_{statik} \quad (3.8)$$



Şekil 3.8 : Tekere etkiyen değişken dinamik kuvvet genliği grafiği [21].

formülasyon 3.8 bulunur. P_{statik} değeri kullanılarak σ_m , ΔP değeri kullanılarak da σ_{gen} gerilme değerleri hesaplanır ve doğrudan yan kuvvetin kendisinin yatay düzlemde oluşturacağı gerilmeler de eklenerek eşdeğer gerilme bulunur. Bulunan eşdeğer gerilme değerinden Goodman etkileşim eğrisi yardımıyla kesitin yorulma kontrolü gerçekleştirilir [21].

3.2.3 Dinamik yükleme (gerilme genliği hesabı)

Dinamik hesap için aracın dinamik yüklenme şartlarını ifade eden yol koşulları belirlenir. Şasinin ömrü boyunca seyir yapacağı öngörülen yol tipleri ve onların etkisi yükleme kolektifleri yardımıyla belirlenmiş ve hesaplamalarda “Basit Yükleme Kolektifi” yöntemi uygulanmıştır. Yol türlerinin toplam taşıt ömrü içerisindeki oranları Çizelge 3.3’ teki gibi kabul edilmiştir.

Çizelge 3.3 : Taşıtın ömrü boyunca seyredeceği yol kalitesi kabulü.

Yol Çeşiti	Toplam Ömrün Yüzdesi %
Doğrusal İyi Yol	$n = 50$
Doğrusal Kötü Yol	$m_1 = 47$
Dönemeçli Kötü Yol	$m_2 = 2$
Tekil Darbeli Yol	$m_3 = 1$

Araç lastiklerinin karşılayacakları aks yükleri düşünülerek lastik tipi 1200 R 20 olarak seçilmiştir. 32 ton maksimum yükleme durumunda çekişsiz ön iki aks ağırlığının 13 tonunu karşılarken lastik başına maksimum 3500kg yük gelir. Arka 8 teker ise kalan 19 ton yükü karşılar ve lastik başına 2375kg yük gelir. Hankook (2012), lastik kataloğundan alınan statik yarıçap, çap, maksimum ve nominal basınç değerleri ile maksimum ve nominal yük değerleri her bir aks için ayrı ayrı kullanılarak, Şekil 3.7’

deki grafiklerden düşey dinamik kuvvet katsayıları her bir aks için ayrı ayrı bulunmuştur [21,22].

Ön akstaki lastikler için yapılan hesaplara göre yaklaşık olarak $k_1=1,25$, $k_2=2,19$, $\mu_{F1}=0,17$, $\mu_{F2}=0,38$ olarak bulundu.

Orta akstaki lastikler için yapılan hesaplara göre yaklaşık olarak $k_1=1,25$, $k_2=2,2$, $\mu_{F1}=0,16$, $\mu_{F2}=0,38$ olarak bulundu.

Arka akstaki lastikler için yapılan hesaplara göre yaklaşık olarak $k_1=1,2$, $k_2=2,1$, $\mu_{F1}=0,1$, $\mu_{F2}=0,375$ olarak bulundu.

Sonuç olarak $k_1=1,25$, $k_2= 2,2$, $\mu_{F1} =0,17$, $\mu_{F2}=0,38$ olarak seçildi.

Bu katsayılar ışığında düşey ve yatay dinamik kuvvetler sırasıyla Çizelge 3.4 ve Çizelge 3.5’ deki gibi olacaktır.

Çizelge 3.4 : Düşey dinamik kuvvetler.

Yol Çeşiti	Düşey Kuvvet	
Doğrusal İyi Yol	$P_{din\ iyi\ yol} = P_{statik}$	$P_{din\ iyi\ yol} = 32.000\ kg$
Doğrusal Kötü Yol	$P_{din\ kötü\ yol} = k_1 P_{statik}$	$= 1,25 \times 32.000 = 40.000\ kg$
Dönemeçli Kötü Yol	$P_{din\ viraj} = k_1 P_{statik}$	$= 1,25 \times 32.000 = 40.000\ kg$
Tekil Darbeli Yol	$P_{din\ tekil\ darbe} = k_2 P_{statik}$	$= 2,2 \times 32.000 = 70.400\ kg$

Çizelge 3.5 : Yatay dinamik kuvvetler.

Yol Çeşiti	Yan Kuvvet	
Doğrusal İyi Yol	-	
Doğrusal Kötü Yol	$S_{din\ kötü\ yol} = \mu_{F1} P_{statik}$	$= 0,17 \times 32.000 = 5.440\ kg$
Dönemeçli Kötü Yol	$S_{din\ viraj} = (0,25+\mu_{F1}) P_{statik}$	$= 0,42 \times 32.000 = 13440\ kg$
Tekil Darbeli Yol	$S_{din\ tekil\ darbe} = \mu_{F2} P_{statik}$	$= 0,38 \times 32.000=12.160\ kg$

Tablolardaki değerlerden yararlanılarak ve denklem 3.5 ve 3.6 yardımı ile Basit Yükleme Kollektifi’ni temsil eden kuvvetler aşağıdaki gibi bulunur:

$$P_{Din\ YK} = 40.608kg , S_{Din\ YK} = 5894,4kg$$

Bulunan bu ifadelerden kamyonu uygulanacak dinamik genlik kuvveti denklem 3.8 vasıtası ile bulunur:

$$\Delta P = P_{genlik} = 8608kg$$

Genlik kuvveti “ P_{genlik} ” statik kuvvette olduğu gibi düşey yayılı yük olarak, “ $S_{Din YK}$ ” de yatay yayılı yük olarak sonlu eleman modeline doğrudan uygulandı ve bulunan bileşke gerilmeler dinamik genlik gerilmesi olarak Goodman eğrisinde yerine kondu.

3.3 Çelik Malzeme için Sonlu Eleman Modelinin Hazırlanması

Analizler Hypermesh ortamında hazırlanan sonlu eleman modeli üzerinden Optistruct çözücüsü kullanılarak yapılmıştır.

Çelik malzeme atanan şasi modeli yaklaşık olarak 650kg ağırlığındadır. Şasi ağırlığı sisteme ayrı olarak etkililmemiş 32 ton ağırlığın içerisinde homojen olarak yayıldığı düşünülmüştür. Çelik malzemeye ait analizde kullanılan genel ve mekanik özellikler Çizelge 3.6’ da verilmiştir.

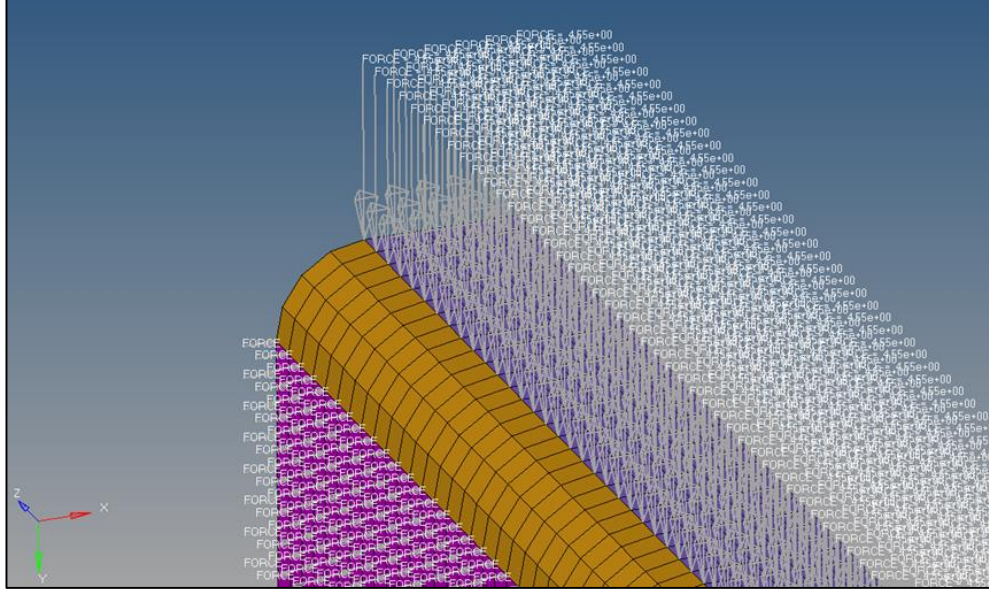
Çizelge 3.6 : St-52 çelik malzeme genel ve mekanik özellikleri.

Malzeme St-52 Çelik	
Yoğunluk(t/mm^3)	7,90E-09
Elastisite Modülü(N/mm^2)	2,10E+09
Poisson oranı	0,3
Kopma dayanımı(N/mm^2)	520

Statik analiz için; $2,601kg/mm = 4552kg$ gövde yükü gövde bölümünde olan 2640 düğüm noktası sayısına bölündü ve her bir düğüm noktasına $1,724kg \sim 16,915N$ kuvvet uygulandı. $3,519kg/mm = 27.448kg$ arka ağırlık kamyon yükleme bölümü olan 11.706 adet düğüm noktasına dağıtıldı. Düğüm noktası başına yaklaşık $2,345kg \sim 23,002N$ kuvvet uygulandı.

Dinamik Analiz için; düşey 8608kg dinamik genlik kuvveti statik analiz için bulunan q_1 ve q_2 yükleri toplam yüke oranlanarak gövde yükleme genliği ve arka bölge yükleme genliği olarak uygulanmıştır. Gövde bölgesine 1224,5kg yük genliği 2640 düğüm noktasına $0,464kg \sim 4,55N$ olarak uygulandı. Arka yük bölgesinde ise 7383,5kg arka yükleme genliği 11.706 adet düğüm noktasına $0,631kg \sim 6,188N$ olarak dağıtıldı. Yan 5894,4kg dinamik genlik kuvveti statik analiz için bulunan q_1 ve q_2 yükleri toplam yüke oranlanarak gövde yükleme genliği ve arka bölge yükleme genliği olarak uygulanmıştır. Gövde bölgesine 838,5kg yük genliği 9719 düğüm noktasına $0,0863kg \sim 0,846N$ olarak uygulandı. Arka yük bölgesinde ise 5055,9kg

arka yükleme genliği 50.696 adet düğüm noktasına 0,0997kg ~ 0,978N olarak dağıtıldı. Dinamik analiz yanal kuvvetin pozitif ve negatif yönde etkidığı iki ayrı durum şeklinde gerçekleştirilmiştir. Şekil 3.9’ da düşey ve yanal dinamik kuvvet yüklemeleri sonlu eleman modeli üzerinde görülebilir.



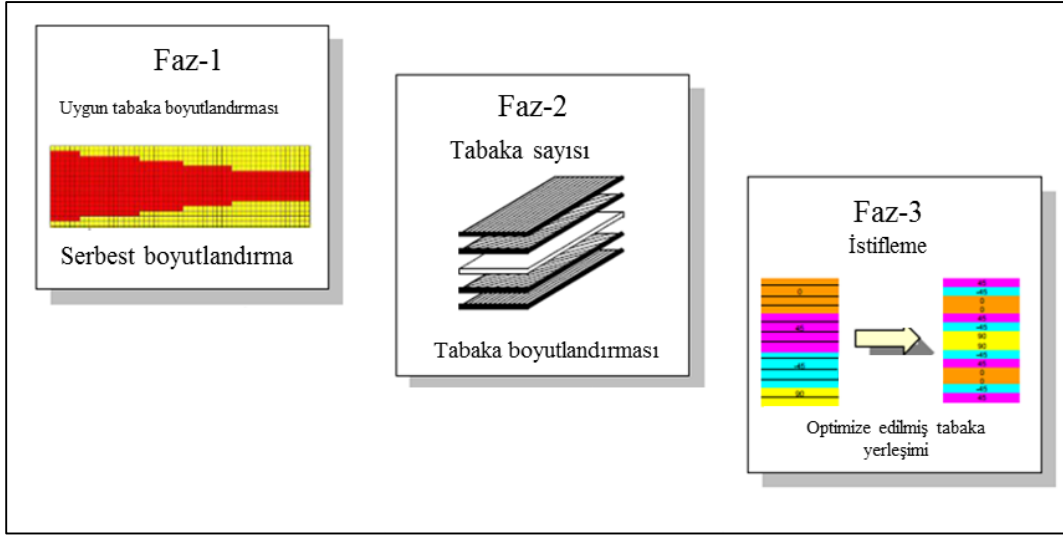
Şekil 3.9 : Sonlu eleman modeli üzerinde düşey ve yanal dinamik kuvvet yüklemeleri.

4. KOMPOZİT MALZEME İLE SONLU ELEMANLAR MODELİ OLUŞTURULMASI VE OPTİMİZASYON

Yapısal optimizasyon, konsept tasarım aşamasında getirdiği kazanımların farkedilmesiyle geçen on yılda tüm endüstriler için önemli hale gelmiştir. Metal yapılar için 2 aşamalı optimizasyon başarı ile kullanılmıştır. Birinci aşamada genel konsepti oluşturmak için topoloji optimizasyonu kullanılırken, ikinci aşamada ölçülendirme ve şekil optimizasyonu ile detaylı tasarım oluşturulur. Kompozit yapılar için gelen ek tasarım değişkenleri optimizasyon işleminde modifikasyon gerektirmiştir. Kompozit malzemeler çok farklı formlarda oluşturulabilmelerine rağmen, bunların genel kullanımı ince tabakalardan oluşmuş katmanların farklı oryantasyonlarda istiflenmesi ile kabuk yapı meydana getirilmesidir. Son yıllarda kompozit malzemeler için 3 fazlı optimizasyon işlemi geliştirilmiştir [23,24].

İlk fazın amacı oryantasyon ve kalınlık açısından yapı içerisindeki malzeme dağılımını belirlemektir. Bu işlemde, her biri kendine özel fiber oryantasyonuna sahip süper tabaka tanımı kullanılarak, bu tabaka kalınlıklarının serbestçe değişebilmesi sağlanır. Sonuç olarak her bir fiber oryantasyonuna ait kalınlık konturu (dağılımı) yapı boyunca elde edilir. Faz 2' de, önceki aşamada oluşturulan tabaka bazlı yapısal model, tüm tasarım kısıtları ve her bir oryantasyon için tabaka sayısını belirten tasarım değişkenleri yardımıyla optimize edilmeye devam edilir. Faz 3' te ise üretim kısıtları yardımıyla önceki kısıtlarda gözetenilerek tabaka istiflenmesi optimize edilir. Üretim kısıtları her üç fazda da dikkate alınır [23,24].

Optistruct çözücüsü kullanılarak şasi modeli üzerinde kompozit malzeme ile optimizasyon çalışması gerçekleştirilmiştir. Çelik malzeme ile kompozit malzemeler arasındaki en büyük farklardan biri elastisite modülleri arasında görülmektedir. Çelik malzeme yüksek elastisite modülü sayesinde deplasmanlar açısından daha iyi performans göstermektedir. Kompozit malzemenin bu dezavantajını ortadan kaldırmak için optimizasyon çalışmasında amaç fonksiyonu olarak yapı rijitliğini maksimize etmek hedeflenmiştir. Şekil 4.1' de faz akışı ve genel optimizasyon işleyişi görülebilir.



Şekil 4.1 : Optimizasyon fazları ve işleyişi [23].

4.1 Kompozit Malzeme İle Optimizasyon Aşamaları

4.1.1 Faz-1: serbest boyut (free-size) optimizasyonu ile malzeme yerleşimi belirlenmesi

Optimizasyon matematiksel olarak amaç fonksiyonu $f(x)$ ' i; $g(x)$ tepki fonksiyonu için tanımlanan limitler içerisinde minimum yapan noktayı bulmak olarak açıklanabilir.

4.1 formülasyonunda bu durum görülebilir.

$$g(x)_j - g_j^U \leq 0, \quad j = 1, \dots, M$$

$$x_{ik}^L \leq x_{ik} \leq x_{ik}^U, \quad i = 1, \dots, Np, k = 1, \dots, NE \quad (4.1)$$

Burada $f(x)$ fonksiyonu amaç fonksiyonunu, $g_j(x)$ ve g_j^U ise sırasıyla j inci tepkiyi ve bunun üst limitini simgelemektedir. M sınır şartlarının toplam sayısı, NE toplam eleman sayısı ve Np toplam süper-tabaka sayısı, x_{ik} ise k inci elemanın i inci süper tabakasının kalınlığıdır. Süper tabaka tanımı analiz içerisinde kompozit malzemedeki istifin herhangi bir bölgesindeki her bir fiber oryantasyonu için sanal kalınlık değişimini sağlayabilmek amacı ile tanımlanmıştır. Kabuk yapılar eğilme kapasitesi de sağladıklarından düzlemsel yükler için kullanılır ve tipik olarak her bir fiber oryantasyonu için tek bir süper tabaka tanımı gereklidir. Dizayn aşamasında genellikle, yapının toplam rijitliğini optimize edebilmek için “compliance” veya deplasman tepkileri kullanılır [23,24].

Kompozit yapıların optimizasyonunda üretim kısıtlarında önemli bir yer tutmakta ve dizayn fazlarında kullanılması gereklidir. Örnek olarak, her bir fiber oryantasyonunun

toplam kalınlık içerisindeki miktarı yüzdesel olarak sınırlandırılarak, aynı malzeme oryantasyonundaki tabakaların ard arda gelmesini engelleyecek alternatif fiber oryantasyonlarının oluştuğundan emin olunur. Diğer bir sık kullanılan kıstas ise laminantın toplam kalınlığının sınırlandırılmasıdır. Bu iki sınır şartı matematiksel olarak denklem 4.2a ve 4.2b’ deki gibi ifade edilebilir [23,24].

$$\text{Toplam kalınlık: } T_k^L \leq \sum_{i=1}^{Np} x_{ik} \leq T_k^U, \quad k = 1, \dots, NE \quad (4.2a)$$

$$\text{Tabaka yüzdesi: } P_j^L \leq \frac{x_{jk}}{\sum_{i=1}^{Np} x_{ik}} \leq P_j^U, \quad j = 1, \dots, Np, k = 1, \dots, NE \quad (4.2b)$$

Serbest boyut optimizasyonu tüm süper tabakaların kalınlıklarının sürekli olarak değişebildiği aşamadır. Serbest boyut formülasyonu kompozit malzeme için seçilen doğal formülasyon olmasına rağmen, 0/1 kalınlık dağılımını hedefleyen topoloji optimizasyonu, normalize edilmiş süper tabaka kalınlığına denklem 4.3’ teki “power law” fonksiyonu düzeltilmesi uygulanarak elde edilebilir.

$$x_{ik} = (x_{ik} / x_{ik}^U)^p x_{ik}^U \quad (4.3)$$

Burada p düzeltme faktörüdür. p genel olarak 2 ile 4 arasında değerler alır. Ek dizayn kısıtı olarak iki fiber oryantasyonun kalınlıklarının dengelenmesi kullanılabilir. Örneğin, eğilme etkisi altındaki bir plakada +45 ve -45 oryantasyonlarını dengelemek plakanın burulmasını engellemeye yardımcı olur [23,24].

4.1.2 Faz-2: katman demet boyutlandırılması

Faz-1 sonunda her bir fiber oryantasyonu için sürekli kalınlık dağılımı elde edilir. Burada her bir oryantasyondaki fiber katmanlarının kalınlıkları toplam olarak verilir. Ayrıca belirtilen her kalınlık değeri aynı oryantasyonda bulunan tabakaların toplamıdır. Uygulamalar göstermiştir ki, 4 farklı fiber oryantasyon açısı kalınlık için doğru bir yaklaşım oluşturmaktadır. Bu şekilde farklı fiber açılara ait katmanlar üst üste yerleştirilerek kompozit laminat oluşturulur.

Bu aşamada optimizasyon problemi denklem 4.1 ve 4.2’ de belirtilen aşamadır. Ancak tasarım değişkenleri birim tabaka kalınlığındaki soyut kalınlıklardır. Buna ek olarak bu aşamada detaylı bütün kısıtlar ve tabaka hasarı gözetilir. Faz 1’ de belirtilen bütün üretim kısıtları da bu aşamaya aynen taşınır [23-25].

4.1.3 Faz-3: kalınlık boyunca katman yerleşiminin yapılması

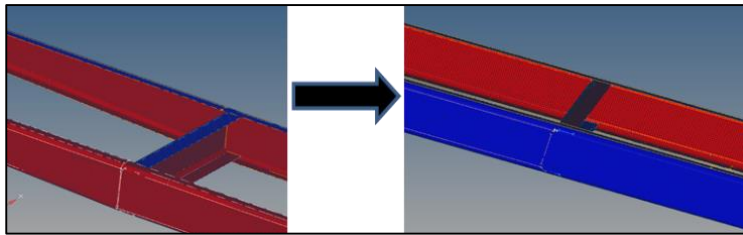
Faz-2 sonunda tüm demetler için yerleşim ve istifleme düzeni elde edilmesine rağmen genellikle üretim kısıtları sağlanmaz. Bu kısıtları önceki tasarım kısıtlarını da gözeterek sağlamak için Faz-3' te her bir demetin katmandaki yerini belirlemek için optimizasyon yapılır. Önemli üretim kısıtlarından bazıları şunlardır:

- +/- fiber oryantasyonlarının çift haline getirilmesi
- Önceden tanımlanmış örtü katmanları
- Önceden tanımlanmış çekirdek katmanları [23-25].

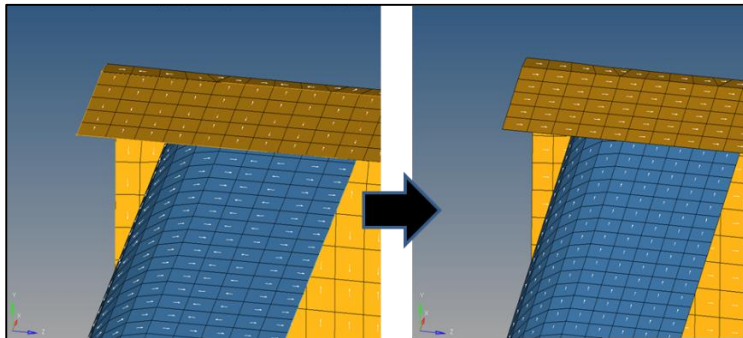
4.2 Kompozit Malzeme Optimizasyonu İçin Sonlu Elemanlar Modeli

Hazırlanması

Sonlu eleman analizlerinde kompozit malzeme ile modelleme yapılırken eleman normalleri ve eleman üzerindeki malzeme yerleşimleri öncelikle kontrol edilmelidir. Birkaç eleman normallerindeki uygunsuzluk ya da malzeme oryantasyonlarındaki farklılık optimizasyonda yanlış sonuçlara sebep olabilir. Bu nedenle Şekil 4.2 ve Şekil 4.3' de belirtilen şekilde eleman normalleri ve malzeme oryantasyonları düzenlenmiştir. Fiber oryantasyonları, 0 derece fiber açısı kirişlerin boyuna doğrultusuna gelecek şekilde ayarlandı.



Şekil 4.2 : Sonlu eleman normallerinin düzenlenmesi



Şekil 4.3 : Sonlu elemanlar üzerinde malzeme oryantasyonlarının düzenlenmesi

Optimizasyonda 0, 90, +45, -45 olmak üzere dört farklı fiber açısı kullanıldı. Tanımlanan dört farklı süper tabaka tek bir laminant tabaka içerisinde istif olacak şekilde gömüldü. Kompozit malzeme ortotropik olarak tanımlandı.

Faz-1’ de öncelikle optimizasyon tasarım değişkeni tanımlandı. Tasarım değişkeninde laminant için kullanılabilecek minimum ve maksimum kalınlık değerleri, birbirleriyle dengelenmesi istenen fiber oryantasyonları tanımlandı. Daha sonrasında ise kütle, düşey deplasman, yanal deplasman ve gerilme-deplasman uygunluğu (compliance) olarak dört farklı tepki fonksiyonu (response) tanımlandı. Optimizasyonun amaç fonksiyonu ise gerilme-deplasman uygunluğu fonksiyonunu minimize etmek yani rijitliği maksimize etmek olarak tanımlandı. Ayrıca kompozit malzeme içerisindeki tabaka içi kayma gerilmelerini belirli bir seviyede tutmak için Hoffman teorisine göre belirli değerler koyuldu.

Optimizasyonun diğer amaçlarından olan hafif yapı için maksimum kütle 350 kg ile sınırlandırılırken, kullanım uygunluğu için de maksimum deplasmanların görüldüğü gövde uç bölgesindeki düşey deplasman 20mm, yanal deplasman ise 15 mm ile sınırlandı.

Faz-1’ in tamamlanmasının ardından daha önce tanımlanan tüm sınır şartları, tepki fonksiyonları ve amaç fonksiyonu Faz-2’ ye taşınır. Faz-1 sonunda elde edilen tabaka kalınlıkları gerçekçi ve üretilebilir değildir. Bu faz için Faz-1’ de verilen 4 açıda olmak üzere program tarafından 16 adet otomatik tabaka oluşturulmuştur. Bu tabakaların her biri için tekrar minimum ve maksimum tabaka aralıkları verilerek boyut optimizasyonu gerçekleştirilmesi sağlanmıştır. Ayrıca her bir tabaka için üretilebilir tabaka kalınlığı değeri verilerek üretilebilir tabakalar elde edilecek ve her açı için toplam gerekli tabaka sayıları bulunacaktır.

Faz-3’ te optimum tabaka dizilimi gerçekleştirilmiştir. Burada +45 ve -45 fiber oryantasyonlarının, yapı içerisinde ekstra burulma oluşturmasını engellemek için çift oluşturulması sağlanmıştır.

4.2.1 AS4-PEEK karbon fiber- polietereketon matris ile optimizasyon

AS4-PEEK ve EGlass-epoksi tek yönlü sürekli kompozit malzemelere ait mekanik özellikler Çizelge 4.1’ de görülebilir. Çizelgede, V_f fiber hacim oranını, ρ yoğunluğu, E11 fiber doğrultusundaki elastisite modülünü, E22 fiber doğrultusuna dik doğrultudaki elastisite modülünü, G12 kayma modülünü, μ_{12} poisson oranını, F_{1t}

fiber doğrultusundaki çekme dayanımını, F1c fiber doğrultusundaki basma dayanımını, F2t fiber doğrultusuna dik doğrultudaki çekme dayanımını, F2c fiber doğrultusuna dik doğrultudaki basma dayanımını, F6 kesme dayanımını belirtmektedir [26].

Çizelge 4.1 : AS4-PEEK kompozit malzemesi mekanik özellikler [28].

Kompozit Malzeme Mekanik Özellikleri	AS4-PEEK	Eglass-epoksi
Fiber	AS4 Carbon	Cam fiber
Matris	APC2 PEEK	Epoksi
Vf	0,58	0,55
ρ (g/cm ³)	1,57	2,1
E11(Gpa)	131	39
E22(Gpa)	8,7	8,6
G12(Gpa)	5	3,8
μ 12	0,28	0,28
F1t(MPa)	2060	1080
F1c(MPa)	1080	620
F2t(MPa)	78	39
F2c(MPa)	196	128
F6(MPa)	157	89

AS4-PEEK malzemesi ile optimizasyonda Faz-1’ de tanımlanan 4 farklı açıdaki süper tabaka kalınlıkları ilk olarak 8mm alındı. Kalınlığın büyük alınmasının sebebi, optimizasyon algoritmasında malzeme ekleme olmaması bunun yerine malzeme çıkarılması üzerinden işlem yapılmasıdır.

Optimizasyon sırasında AS4-PEEK için tabakalar arası maksimum kayma gerilmesinin Hoffman teorisine göre 100MPa’ ın altında kalması talep edilmiştir.

Tasarım değişken fonksiyonu için laminat yapısının minimum kalınlığı 4mm, maksimum kalınlığı 24mm ile sınırlandırılmıştır. Ayrıca yapı içerisinde ekstra burulma oluşmaması için +45 ve -45 fiber oryantasyonlarındaki tabakaların dengelenmesi ister olarak eklenmiştir.

Faz-2’ de, Faz-1’ de tanımlanan tasarım değişkenine ek olarak 16 adet otomatik tabaka değişkeni oluşturulur. Bu 16 değişkenin her birine ait kalınlık aralıkları programa tekrar girdi olarak verilerek tasarım aralığı tanımlandı. Bu aşamada AS4-PEEK için üretilbilir tabaka kalınlığı 0,2mm olarak belirlendi.

Faz-3 sonunda 121 adet tabaka ortaya çıkmıştır. Faz-2 sonunda ortaya çıkan 121 tabaka tanımlandıkları sıra düzenindedir. Bu tabakaların yerleşimi Faz-3’te

gerçekleştirilmiştir. Bu aşamada +45 ve -45 fiber oryantasyonundaki tabakaların çift oluşturması isteri tanımlanmıştır.

4.2.2 EGlass-epoksi cam fiber- epoksi matris ile optimizasyon

EGlass-epoksi kompozit malzemesi mekanik özellikleri AS4-PEEK ile karşılaştırmalı olarak Çizelge 4.1’ de görülebilir. EGlass-epoksi mekanik özellikler açısından AS4-PEEK malzemesine göre daha zayıftır.

EGlass-Epoksi malzemesi ile optimizasyonda Faz-1’ de tanımlanan 4 farklı açıdaki süper tabaka kalınlıkları ilk olarak 9mm alındı. Kalınlığın büyük alınmasının sebebi, optimizasyon algoritmasında malzeme ekleme olmaması bunun yerine malzeme çıkarılması üzerinden işlem yapılmasıdır.

Optimizasyon sırasında EGlass-Epoksi için tabakalar arası maksimum kayma gerilmesinin Hoffman teorisine göre 50MPa’ ın altında kalması talep edilmiştir.

Tasarım değişken fonksiyonu için laminat yapısının minimum kalınlığı 4mm, maksimum kalınlığı 32mm ile sınırlandırılmıştır. Ayrıca yapı içerisinde ekstra burulma oluşmaması için +45 ve -45 fiber oryantasyonlarındaki tabakaların dengelenmesi ister olarak eklenmiştir.

Faz-2’ de, Faz-1’ de tanımlanan tasarım değişkenine ek olarak 16 adet otomatik tabaka değişkeni oluşturulur. Bu 16 değişkenin her birine ait kalınlık aralıkları programa tekrar girdi olarak verilerek tasarım aralığı tanımlandı. Bu aşamada EGlass-Epoksi için üretilebilir tabaka kalınlığı 0,2mm olarak belirlendi.

Faz-3 sonunda 153 adet tabaka ortaya çıkmıştır. Faz-2 sonunda ortaya çıkan 153 tabaka tanımlandıkları sıra düzenindedir. Bu tabakaların yerleşimi Faz-3’te gerçekleştirilmiştir. Bu aşamada +45 ve -45 fiber oryantasyonundaki tabakaların çift oluşturması isteri tanımlanmıştır.

4.3 Kompozit Malzemeler İçin Hasar Teorileri ve Hasar İndisi Belirlenmesi

Analiz sonuçlarını doğru yorumlayabilmek için elde edilen çıktıların içerikleri aşağıda açıklanmıştır.

Klasik tabaka teorisi her plak için 2 boyutlu gerilme varsayımında bulunmaktadır. Bu gerilme ve şekil değiştirme değerleri her bir plakanın orta yüzeyinde

hesaplanmaktadır. Yeterli derecede ince plakalar için bu değerler tüm plaka kalınlığı boyunca homojen olarak ifade edilebilir [17,27].

Plaka gerilme ve şekil değiştirmeleri plakadaki malzeme açıları ile uyumlu koordinat sisteminde hesaplanır. Burada σ_1 birincil, σ_2 buna dik sekonder ve τ_{12} ise kayma gerilmesini ifade etmektedir [17,27].

Kompozit malzemenin hasar, kırılma durumlarını öngörme amacı ile plaka ve matrislerde hasar indisi hesaplanır. Bu hesap için birçok teori olmakla birlikte, bu teorilerin temelinde hasar indisi izin verilebilir gerilme veya şekil değiştirmelere oranlanır. Buradan;

-Hasar indisinin 1 den küçük olması gerilme ve şekil değiştirmelerin izin verilebilir sınırlar içerisinde kaldığını gösterir.

-Hasar indisinin 1 den büyük olması gerilme ve şekil değiştirmelerin izin verilebilir sınırları aştığını ve hasar oluşacağını gösterir [27,28].

4.3.1 Hill plaka hasar indisi

Hill in teorisi göre plaka hasar indisi denklem 4. 4' teki gibi hesaplanır.

$$I = \frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} \quad (4.4)$$

Denklem 4.4' te X fiber doğrultusunda izin verilebilir gerilme, Y fiber doğrultusuna dik yönde izin verilebilir gerilme, S izin verilebilir kayma gerilmesi anlamına gelmektedir [27,28].

4.3.2 Hoffman plaka hasar indisi

Hoffman ın teorisi göre plaka hasar indisi denklem 4.5' teki gibi hesaplanır.

$$I = \left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}\right)\sigma_1 + \left(\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c}\right)\sigma_2 + \frac{\sigma_1^2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_2^2}{Y_t Y_c} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X_t X_c} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} \quad (4.5)$$

Denklem 4.5' teki X_t fiber doğrultusunda izin verilebilir çekme gerilmesini, X_c fiber doğrultusunda izin verilebilir basma gerilmesini, Y_t fiber doğrultusuna dik yönde izin verilebilir çekme gerilmesini, Y_c fiber doğrultusuna dik yönde izin verilebilir basma gerilmesini, S izin verilebilir kayma gerilmesini ifade eder [27,28].

4.3.3 Tsai-Wu plaka hasar indisi

Tsai-Wu nun teorisi göre plaka hasar indisi denklem 4. 6' daki gibi hesaplanır.

$$I = \left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}\right) \sigma_1 + \left(\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c}\right) \sigma_2 + \frac{\sigma_1^2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_2^2}{Y_t Y_c} + \frac{\gamma_{12}^2}{S^2} + 2H_{12}\sigma_1\sigma_2 \quad (4.6)$$

Denklem 4.6' daki X_t fiber doğrultusunda izin verilebilir çekme gerilmesini, X_c fiber doğrultusunda izin verilebilir basma gerilmesini, Y_t fiber doğrultusuna dik yönde izin verilebilir çekme gerilmesini, Y_c fiber doğrultusuna dik yönde izin verilebilir basma gerilmesini, S izin verilebilir kayma gerilmesini, H_{12} ise deneysel olarak belirlenen katsayıyı ifade eder [27,28].

4.3.4 Maksimum şekil değiştirmeye göre plaka hasar indisi

Maksimum şekil değiştirmeye göre plaka hasar teorisinde plaka hasar indisi maksimum şekil değiştirme-izin verilebilir şekil değiştirme oranlarından en büyüğü olarak belirlenir.

$$I = \max \left(\left| \frac{\varepsilon_1}{\varepsilon_{1ult}} \right|, \left| \frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_{2ult}} \right|, \left| \frac{\gamma_{12}}{\gamma_{12ult}} \right| \right) \quad (4.7)$$

Denklem 4.7' deki ε_{1ult} fiber doğrultusunda izin verilebilir şekil değiştirmeyi, ε_{2ult} fiber doğrultusuna dik yönde izin verilebilir şekil değiştirmeyi, γ_{12ult} izin verilebilir kayma şekil değiştirmesini ifade eder [27,28].

4.3.5 Matris malzemesi hasarı

Reçine Malzemesindeki temel hasar tabaka içi kayma gerilmeleri sebebi ile hasıl olur. Hasar indisi denklem 4.8' deki gibi hesaplanır.

$$I = \frac{\max(|\zeta_{1z}|, |\zeta_{2z}|)}{S_m} \quad (4.8)$$

Formülasyondaki S_m matris malzemesi için izin verilebilir maksimum kaymayı ifade eder [27,28].

4.3.6 Hasar indisinin belirlenmesi

Bütün plakalar için hasar indislerinin belirlenmesinin ardından kompozit malzemeye ait olan hasar indisi bunların arasındaki maksimum olan olarak belirlenir [27].

5. KOMPOZİT MALZEMELERDE YORULMA

Kompozit yapılarda yorulma hasarı genellikle matris üzerinde gerçekleşir. Yorulma polimer içerisinde mikro çatlakların birikmesi ile başlar. Bu mikro çatlaklar yorulma hayatının erken zamanlarında çok hızlı şekilde birikirken, birikme oranı artan çevrim sayısı ile yavaşlar. Son aşamada da bu mikro çatlaklar makro çatlaklara dönüşerek ani hasara neden olur. Doğru bir yorulma ömrü tayini için her bir çevrimdeki mikro çatlak birikme miktarını öğrenmek gereklidir. Kompozitlerde hasar, tipik olarak üç şekilde gerçekleşmektedir: eksen dışı hasar, eksene paralel hasar ve katman ayrılması. Eksen dışı hasar, kompozit çekme gerilmesi fiber ekseninden birkaç derece saptığında gerçekleşir. Kompozitlerde karakteristik hasar, fiber eksenine paralel olarak matrisin kırılması veya fiber-matris arayüzünün ayrılmasıdır. Eksen dışı hasar ile matris içerisinde öncelikle mikro çatlaklar oluşur fakat bu çatlaklar fiberlere doğru kolayca ilerleyemez. Bunun yerine çatlaklar fiberlerde yakalanır ve yakalandıkları bölgelerde fiber üzerinde gerilme yığılma noktaları oluşturur [29-31].

Karma laminat yapıda katman ayrılma hasarı da söz konusu olabilir. Katman ayrılması hadisesi, matristeki mikro çatlakların birikmesi ile oluşur. Bu yüzden katman ayrılması açısından, mikro çatlakların birikme miktarının ölçülmesi kompozitin yorulma ömrü tayini açısından yeterli olacaktır [29-31].

Kompozitlerde yorulma olayı, yorulmayı tetikleyebilecek yüksek sayıda ve çeşitte faktör düşünüldüğünde zorlu bir süreç ortaya koymaktadır. Kompozit yapılarda yorulmaya göre tasarım fiziksel modellere dayanan gerçekçi hesaplar ortaya konmadığı sürece ampirik modellere dayanacak ve yüksek maliyetli olacaktır [4-9,29].

Yorulma konusu üzerinde metal yapılar üzerinde birçok araştırma bulunmasına rağmen, kompozit malzemeler için bu alandaki çalışmalar yetersizdir. Literatürde kompozit yapıların iki eksenli ve çok eksenli yorulma yükleri altındaki davranışları Shokrieh(200), Degrieck(2001), Quaresimin(2002), Philippidis(1999), Found(1985), Chen ve Matthews(1993) tarafından sunulmuş ve bu çalışmalarda kompozit yorulması hakkında daha fazla araştırma gerektiği belirtilmiştir [32].

5.1 Metal ve Kompozit Yorulması Arasındaki Farklar

İlk bakışta kompozit malzeme yorulması ve metal yorulmasının birbirine benzediği söylenebilir. Her iki süreçte çatlak başlangıcı, çatlak ilerlemesi ve hasar oluşması aşamalarından oluşur. N_f yorulma ömrü olmak üzere, her iki malzeme için de yorulma ömrü, hasar başlangıcı N_i ve hasar ilerlemesi N_p süreçlerinin toplamıdır [29-31].

Farklılıklardan biri hasar başlangıcı ve hasar ilerlemesi fazları için geçen göreceli sürelerdir. Metallerde, yorulma sürecinin büyük bir bölümü tek bir çatlağın ilerlemesine aittir. Çatlağın oluştuğu süreç metal içerisinde zaten tane yerleşim bozuklukları, dislokasyonlar gibi sebeplerle var olan mikro çatlaklar sebebi ile ihmal edilir. Çatlak ilerleme süreci pekleşme sebebi ile uzundur. Çatlak ilerlemeye çalışıldığında çatlak ucunda plastikleşme oluşarak çatlak kütleşmesine ve pekleşmeye sebep olur. Çatlak kütleşmesi, pekleşme ve çatlak ilerlemesi binlerce çevrim boyunca tekrar edilebilir. Bu nedenle metallerde yorulma ömrü N_f nin çatlak ilerleme ömrü N_p ye eşit olduğu söylenebilir [29-31].

Kompozit malzemelerde pekleşme ihmal edilebilir. Bu durum çatlak ilerleme süresinin çatlak başlangıç süresinden çok daha kısa olmasına sebep olur. Yeterli boyuttaki tek bir çatlak çekirdeklenmesi oluştuğunda hasar çok ani şekilde gerçekleşir. Bu nedenle fiber takviyeli kompozitlerde yorulma ömrü N_f , çatlak başlangıç ömrü N_i ye eşit kabul edilir [29-31].

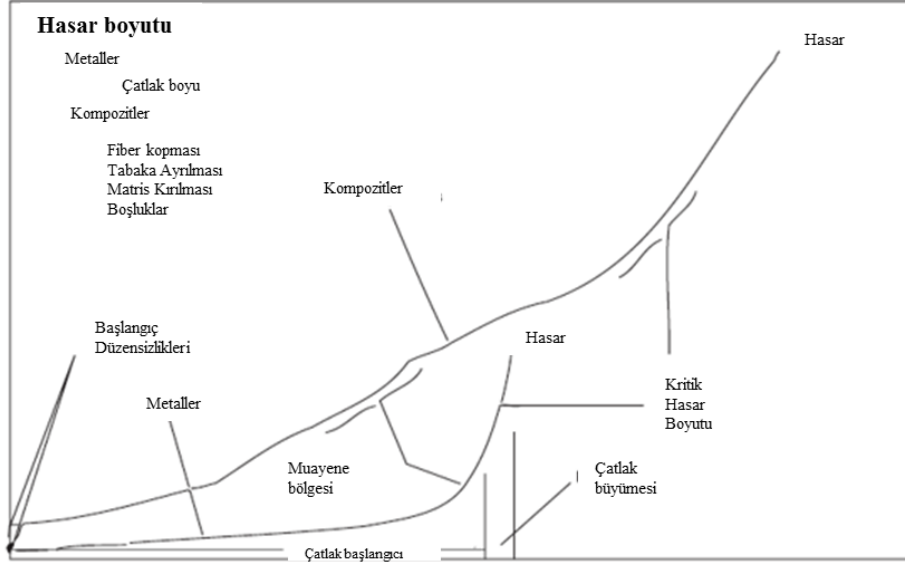
Kompozit malzemelerin yorulma modellemesi için 3 temel kullanılmaktadır. Bunlar, S-N diyagramı veya Goodman diyagramına göre, malzemenin artık mekanik özellikleri hesaplanarak, progresif hasar modelleri kullanılarak yorulma modellemeleri olarak sıralanabilir [29-31].

Şekil 5.1’ de kompozit ve metal malzemelerin yorulma ömür diyagramları karşılaştırması görülebilir.

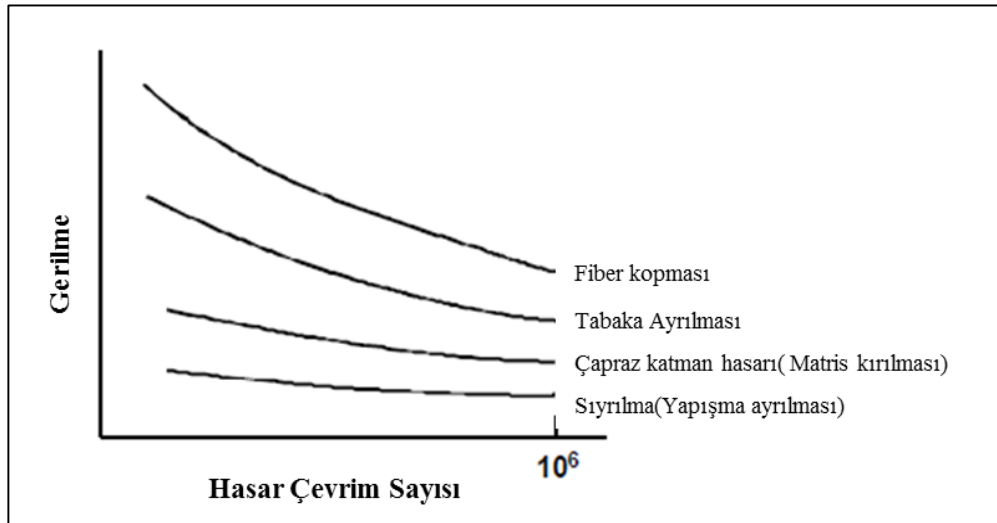
5.2 Kompozit Malzemelerde Yorulma Olayı

Tek yönlü bir tabakalı kompozitlerde üç farklı yorulma modu görülür. Bunlar fiber kopması, matris kırılması ve fiber matris ayrılmasıdır. Fiber kopması fiber dayanımına bağlıdır. Fiberler yüksek rijitliğe sahipse matrise aktarılan gerinme miktarını azaltarak matris kırılma zamanını öteleyebilirler. Matris fiber ayrılması iki malzemenin birbirine

yapışma dayanımına bağlıdır. Çok katmanlı kompozitlerde ayrıca tabaka ayrılması da yorulma hasarı olarak görülebilir [29-32]. Şekil 5.2’ de çevrim sayısı ve gerilmelere göre kompozit hasar mekanizmaları görülebilir [33].



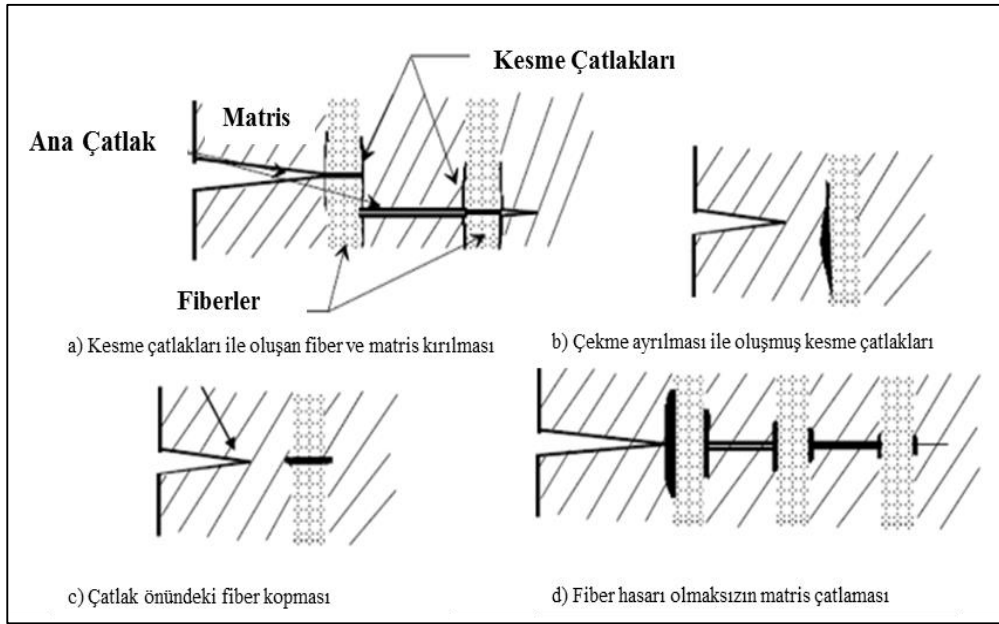
Şekil 5.1 : Kompozit ve metal malzemelerin yorulma ömrü karşılaştırması [33].



Şekil 5.2 : Çevrim sayısı ve gerilmelere göre kompozit hasar mekanizmaları [34]

Kompozitlerde fiber/matris süreksizlikleri ve matris boşlukları potansiyel çatlak başlangıç noktalarını oluşturmaktadır. Kompozitlerde çatlak ilerlemesi fiber ve matris hasarına neden olan kesme çatlakları gibi farklı şekillerde gelişebilir. Kesme çatlakları, çekme nedeniyle oluşan ayrılmalardan, fiber kırılmasından ve matris çatlaklarından kaynaklanır. Bu olaylar Şekil 5.3’ de görülebilir. Kesme çatlaklarının oluşması yorulma ömrü açısından genellikle olumludur. Kesme çatlakları kırılma yolunu uzatarak kırılma enerjisini absorbe eder ve yorulma ömrünü uzatır. Şekil 5.3a’

da kesme çatlağı nedeniyle oluşan fiber ve matris hasarı görülebilir. Şekil 5.3b’ de görüleceği üzere, kesme çatlakları fiber ve matris arasındaki farklı şekil değişimlerinden dolayı yorulma çatlağının önünde oluşabilir. Fiberlerin kopma uzaması matrisinkine göre küçük ise çatlak önündeki fiberler Şekil 5.3c’ deki gibi hasar alabilir. Sünek fiber, gevrek matris durumunda fiberler zarar görmeden matris hasar alabilir. Bu durum Şekil 5.3d’ de gösterilmiştir. Şekil 5.3’ de gösterilen hasar mekanizmaları tek yönlü ve çok yönlü laminat kompozitlerin her ikisinde de görülebilir [34].

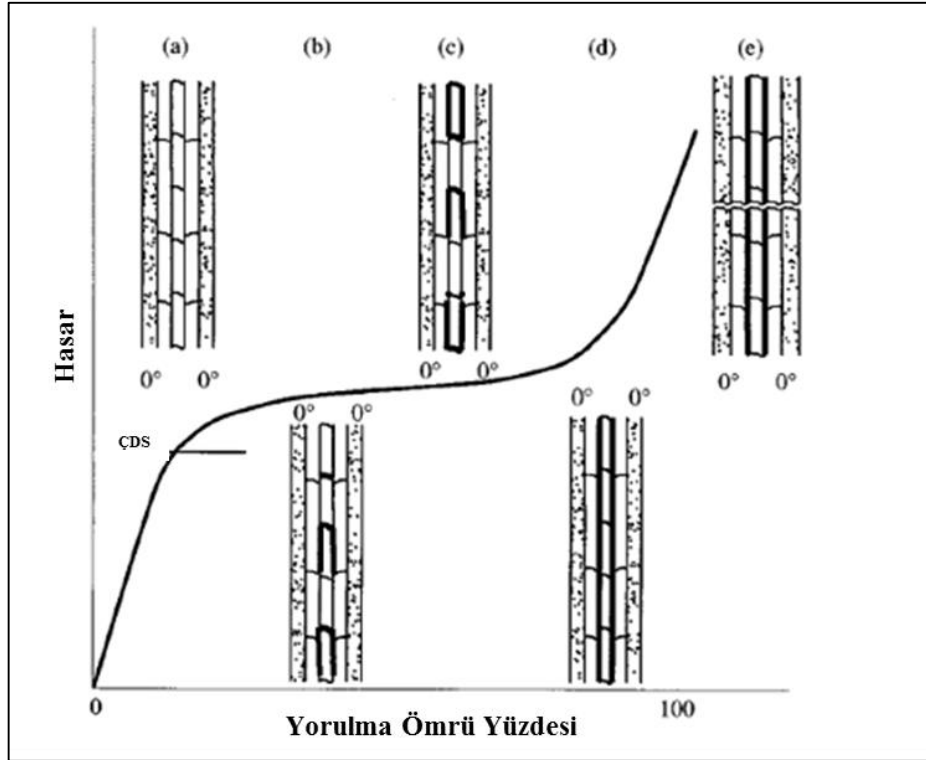


Şekil 5.3 : Kompozitlerde yorulma olayında çatlak ilerleme mekanizmaları [34]

Kompozitlerde yorulma mikroskopik ve makroskopik olarak birçok mekanizmadan oluşur. Genellikle matris kırılması en düşük dayanımlı katmanda oluşur. Daha sonrasında daha güçlü olan katmanlarda çatlak başlangıcı ve çatlak birikmesi yorulma ömrünün çoğunluğunu oluşturur. Çatlaklar birbirleri ile kesiştiklerinde ayrılmalar oluşabilir. Son aşamada fiberler yükleme doğrultusunda kopar ve laminatta hasar meydana gelir [15,29-31,34].

Şekil 5.4’ de tek yönlü kompozit yapılarda yorulma mekanizmasının gelişimi görülebilir. Fiber oryantasyonu yükleme doğrultusuna dik olan katmanda çatlaklar daha ilk çekme yüklemesinde veya artan çevrim sayısı ile oluşabilir. Bu genellikle ilk katman hasarı olarak adlandırılır ve laminatta rijitlik kaybına sebep olur. Aynı şekilde hasar yükleme doğrultusu dışındaki diğer katmanlarda da meydana gelebilir ve laminat rijitliği daha da düşer. Bu biçimde oluşan katmaniçi hasarlar her bir tabakanın kendi

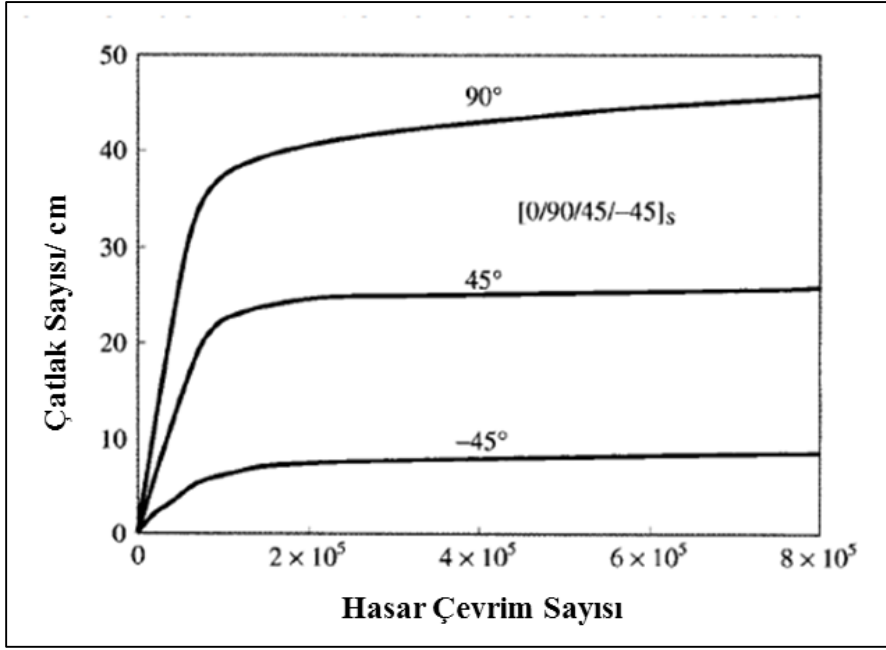
içerisinde meydana gelen birbirinden bağımsız matris hasarı ile oluşabilir. Yükleme eksenini dışında, çatlak sayısı belirli bir doygunluğa ulaşır ve bu seviye malzemenin karakteristik hasar sınırı olarak belirtilir. Şekil 5.5’ te tek bir laminat yapı içerisindeki farklı katmanlardaki çatlak yoğunluğunun çevrim sayısı ile değişimi ve doygunluk durumu gösterilmiştir. Kompozit yapılarda çatlak doygunluk seviyesi tabaka dizilimine de bağlıdır. Bu yüzden ÇDS [0/90/_45]_s and [0/_45/90]_s yerleşimleri için farklı olacaktır [30].



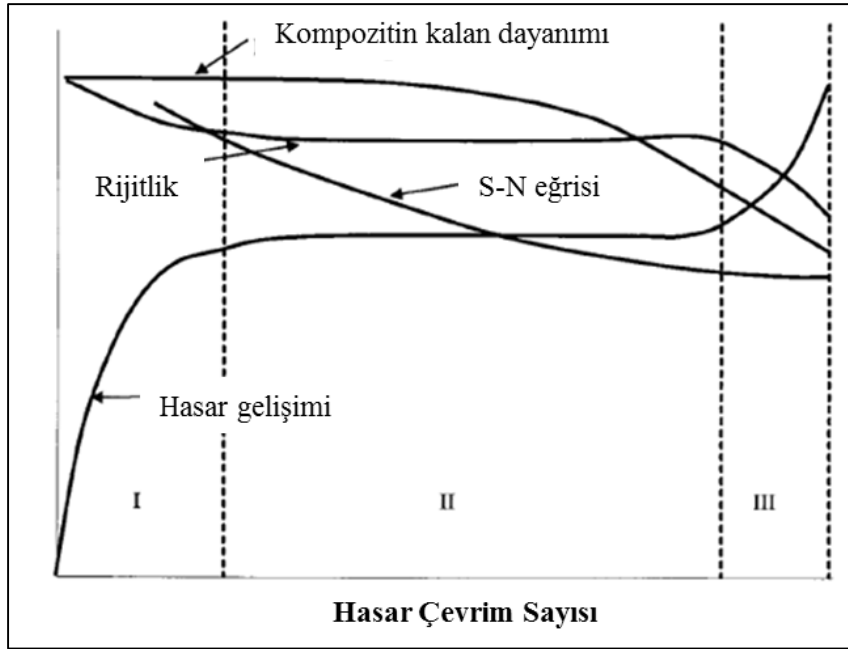
Şekil 5.4 : Kompozitlerde yorulma mekanizmaları; (a)matris kırılması, (b) çatlak birleşmesi, arayüz ayrılması, (c) tabaka ayrılması, fiber kopması, (e)hasar [30].

Doygunluk seviyesinin ötesinde çevrim sayısı arttırılmaya devam ederse fiber-matris arayüzünde çatlak etkileşimleri ve birleşmeleri oluşarak rijitlikte çok büyük değişimlere neden olmayan ayrılmalar oluşacaktır [30].

Şekil 5.6’ da belirtildiği gibi hasar 3 aşamada oluşur. 1. aşama, matris kırılması nedeniyle hızlı rijitlik kaybının olduğu bölümdür. 2. aşama matris çatlaklarının tabaka arayüzlerinde kesiştiği, birleştiği ve ayrılmaların olduğu uzun periyottur. 3. aşamada ani dayanım kaybı oluşur ve yüzey ayrılmaları ve fiber kopmaları meydana gelir.

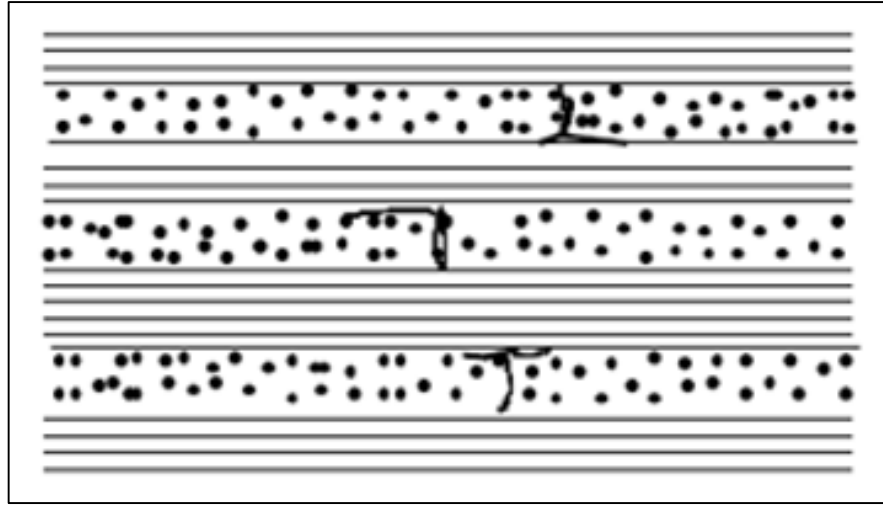


Şekil 5.5 : Aynı laminat içerisindeki farklı katmanlarda çevrim sayısına göre çatlak oluşumu [30].



Şekil 5.6 : Kompozit malzemede çevrimli yükleme sırasında dayanım ve rijitlik kaybı [30].

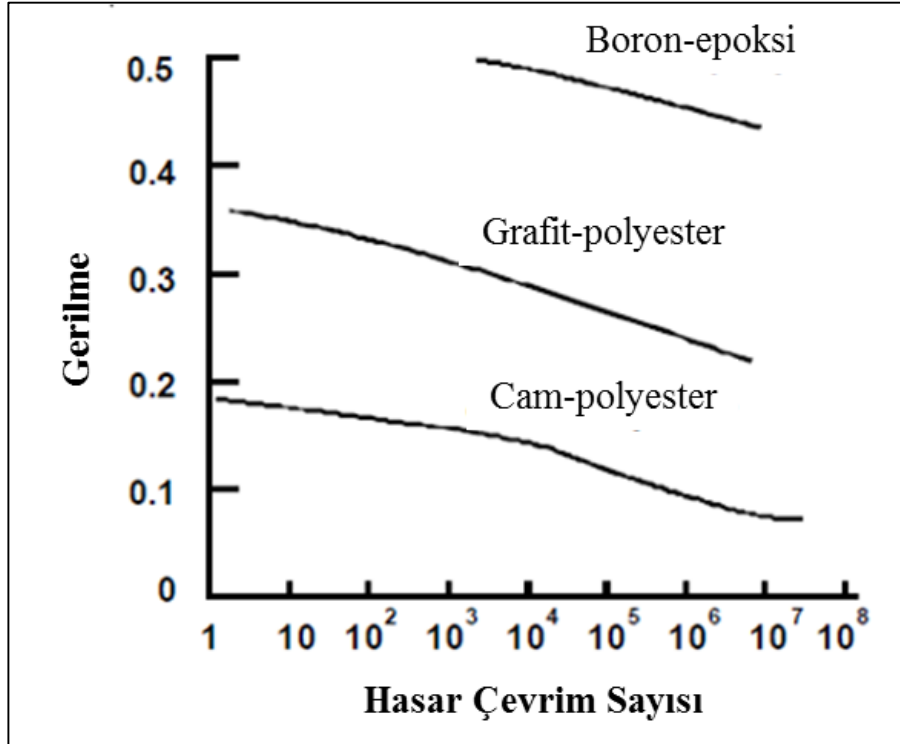
Ancak çok yönlü laminat kompozitlerde fiber oryantasyonları ve tabaka sınırları yorulma çatlakları ilerlemesi işleminde önemli etkilere sahiptir. Yorulma çatlakları fiberlere paralel oluşacak ufak bir engelleme ile fiberlere dik yönde ilerleyebilir. Bu nedenle çapraz katlı kompozitlerde statik ve yorulma hasarı fiberlere dik doğrultuda oluşur. Fiberlere dik yönde ilerleyen çatlaklar katmanlar arasında körlenerek kesme çatlaklarına sebep olabilir. Bu durum Şekil 5.7' de görülebilir [34].



Şekil 5.7 : Çapraz fiber oryantasyonlu laminatlarda çatlak ilerlemesi [34].

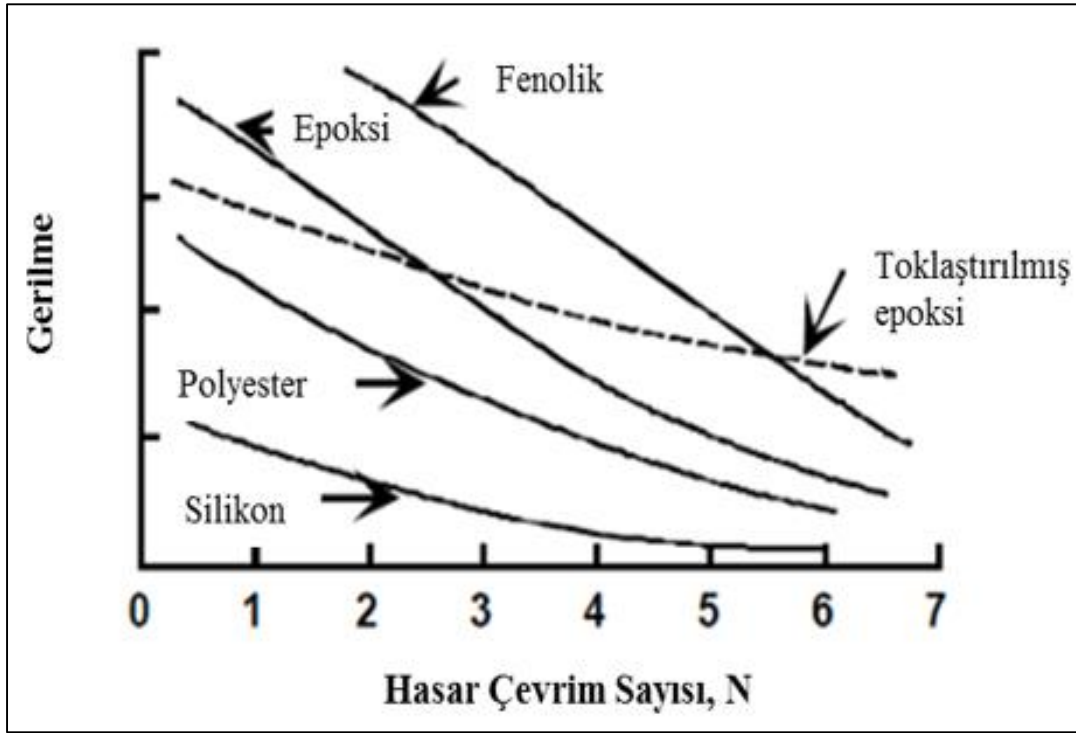
Kompozitlerde yorulma olayı birçok laminat ve tabaka özelliğinden etkilenir. Fiber özellikleri, matris özellikleri, tabaka yerleşimi ve oryantasyonu ve fiberlerin hacimsel oranı yorulmayı etkileyen faktörlerden bazılarıdır [34].

Şekil 5.8’ de fiber malzemesinin, yorulma dayanımı üstündeki etkisi gözlenebilir. Tek yönlü kompozitlerde, yüksek dayanımda ve yüksek rijitlikte fiber kullanımı yüksek yorulma dayanımı sağlamaktadır. Yüksek dayanımlı fiberler matristeki uzama miktarını sınırlar ve gerilme yığını oluşturabilecek çatlak oluşumlarını azaltır [34].



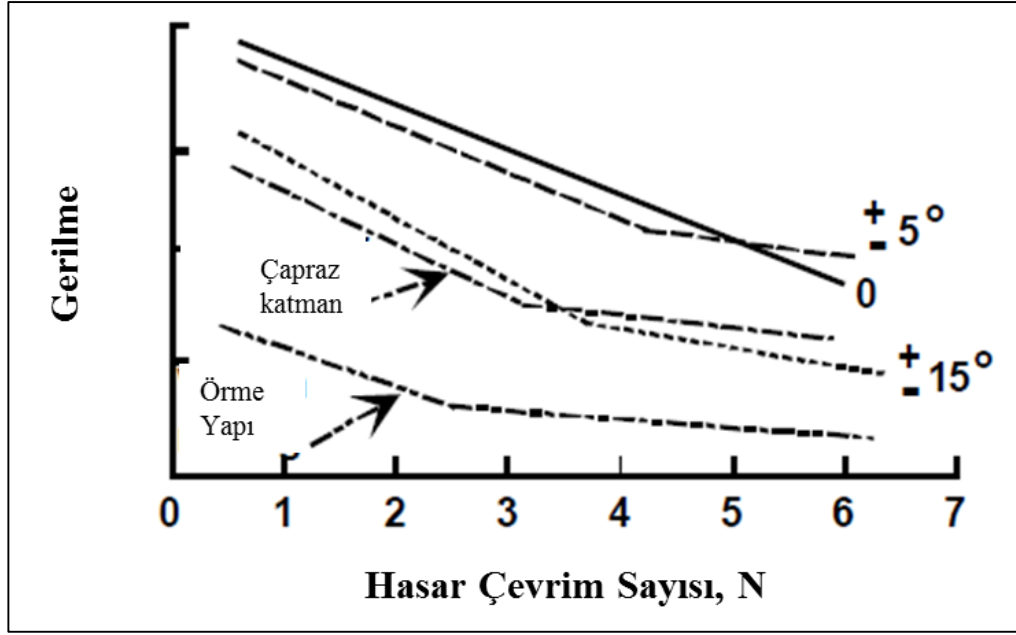
Şekil 5.8 : Fiber dayanımının kompozit yapının yorulma dayanımı üzerindeki etkisi [34].

Yüksek uzama kabiliyetine sahip ve güçlü matrisler yorulma dayanımını yükseltir. Şekil 5.9’ da cam fiberli kompozit malzemelerin yorulma ömrü farklı matris bileşenleri için gösterilmiştir. Düşük dayanımlı silikon matrisli kompozit malzemeler en düşük yorulma dayanımına sahiptir. Polyester malzemelerin dayanımı daha yüksek olmakla birlikte daha iyi bir yorulma ömrü sağlarlar. Yüksek dayanımlı epoksiler ise en yüksek yorulma dayanımına sahiptirler. Toklaştırmış epoksi, düşük dayanımlı epoksiye göre daha düşük mukavemete sahiptir, bu da yüksek gerilme değerlerinde daha düşük bir yorulma dayanımı ile sonuçlanır. Düşük gerilme değerlerinde ise toklaştırmış epoksi yorulma açısından daha iyi bir performans gösterir. Fenolik matris ise en iyi yorulma dayanımı performansını göstermiştir [34].



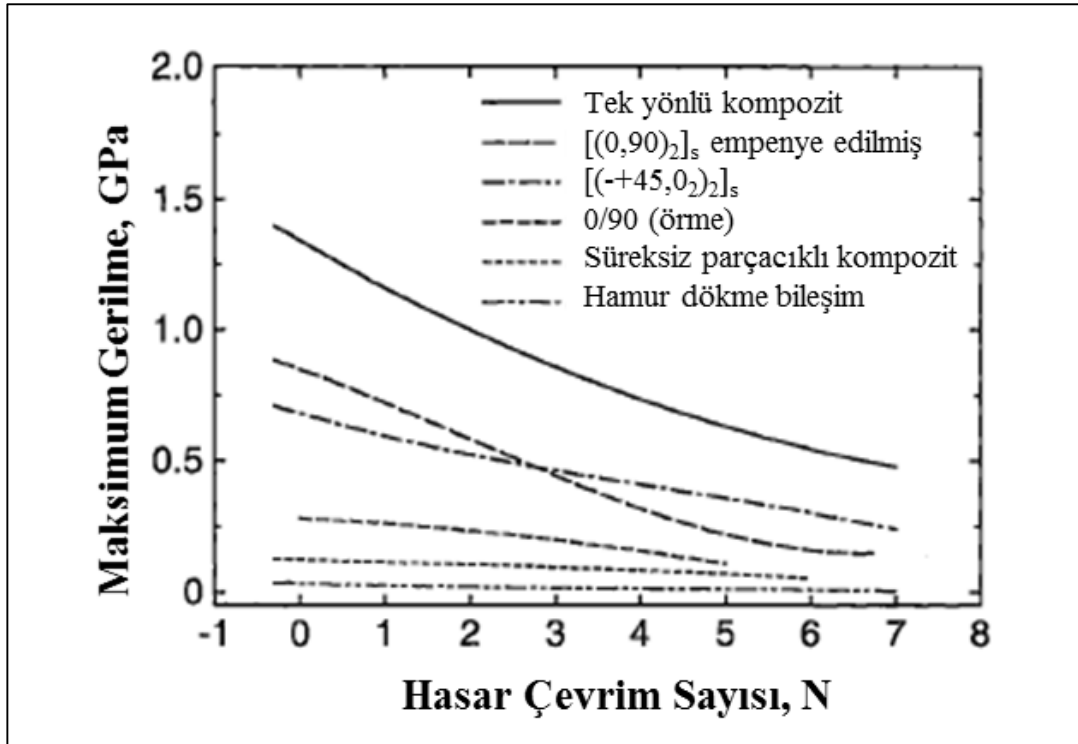
Şekil 5.9 : Cam fiberli kompozit malzemelerin farklı matrislerdeki yorulma dayanım eğrileri [34].

Şekil 5.10’ da çeşitli fiber oryantasyonlarının yorulma ömrü üzerindeki etkisi gösterilmiştir. Fiber eksenine doğrultusundaki yüklemelerde özellikle düşük çevrimli yorulmalarda en iyi yorulma performansı gözlenmiştir. Yüklemin fiber oryantasyonundan çok az sapması ile doğrusal ayrılma tetiklenebilir ve çatlak büyüme oranı yavaşlatılabilir. Bu durum yüksek çevrim oranlarında yorulma dayanımının yükselmesini sağlar. Bu olay daha büyük açılı fiber oryantasyonlarında toplam yorulma dayanımı daha düşük olmasına rağmen gözlenebilir. Örme fiber yapısındaki kompozit yapılar yorulma açısından çok düşük bir performans göstermektedirler [34].

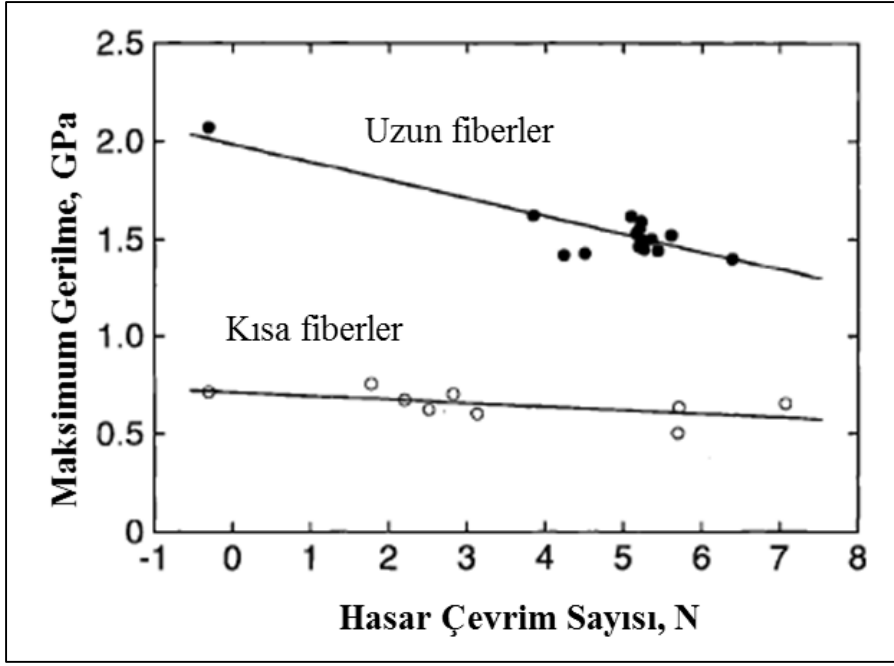


Şekil 5.10 : Fiber oryantasyonlarının yorulma ömrü üzerindeki etkisi [34].

Şekil 5.11’de de farklı fiber oryantasyonları ve tabaka yerleşimlerinin yorulma ömrü üzerindeki etkisi incelenebilir. Tek yönlü fiber oryantasyonları en yüksek yorulma dayanımını gösterirken çapraz katmanlı fiber oryantasyonlarında dayanım 1,5 kat civarında azalmıştır. Fiber boyları kısaldığında ise dayanım kaybı çok büyük seviyelerdedir. Bu durum Şekil 5.12’ de gözlenebilir [15].

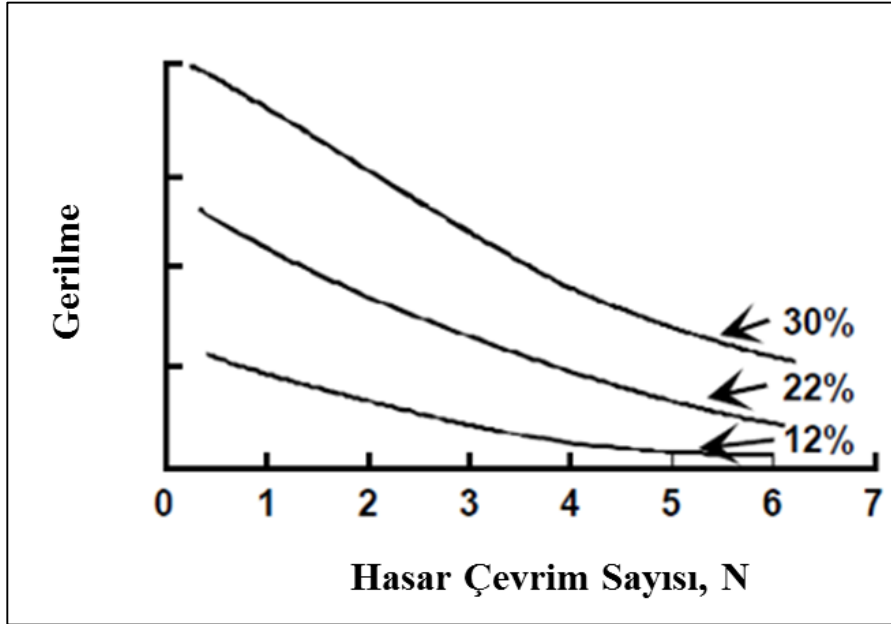


Şekil 5.11 : Farklı fiber oryantasyonları ve tabaka yerleşimlerinin yorulma ömrü üzerindeki etkisi [15].



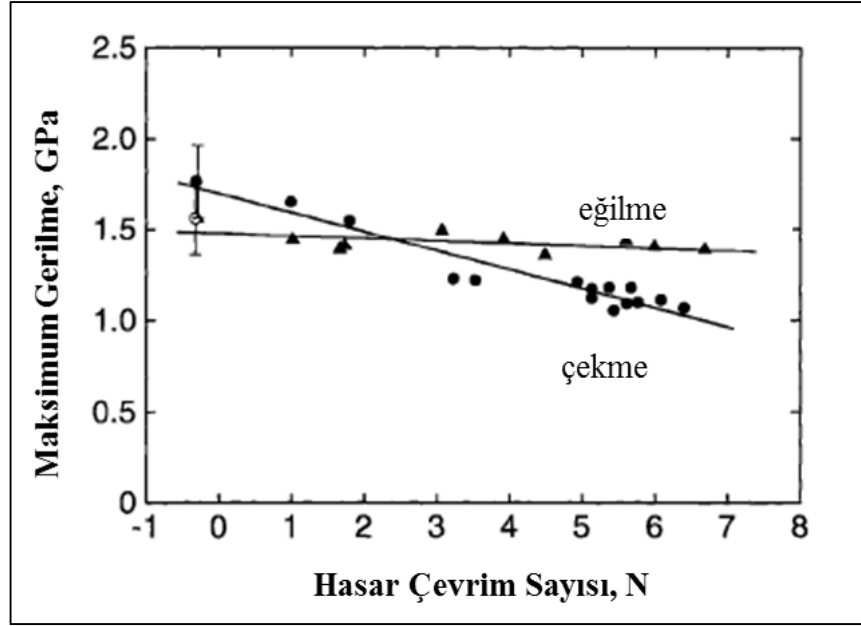
Şekil 5.12 : Fiber boyunun yorulma ömrü üzerindeki etkisi [15].

Fiberlerin tabaka içerisindeki hacimsel oranının yorulma ömrüne etkisi Şekil 5.13’ de görülebilir. Fiber oranı azaldıkça yorulma dayanımı da düşüş göstermiştir.



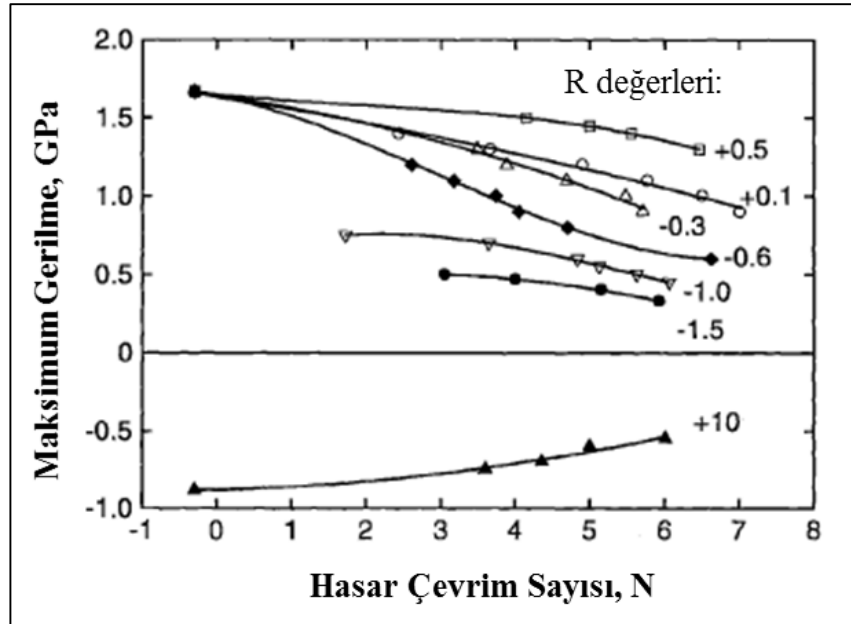
Şekil 5.13 : Fiber hacimsel oranının yorulma ömrü üzerindeki etkisi [34].

Yapılan testteki yükleme durumu da kompozit yapının yorulma ömrünün tayininde farklı sonuçlar verir. Şekil 5.14’ de XAS/913 tek yönlü kompozit yapısı için yapılan testlerde eğilme yorulma dayanımı çevrim sayısı artmasına rağmen sabit bir dayanım verirken, çekme testinde ise yorulma dayanımı, çevrim sayısı ise lineer olarak azalmaktadır [15].



Şekil 5.14 : Testteki yükleme durumunun kompozit yapının yorulma ömrü üzerindeki etkisi [15].

Şekil 5.15' te gerilme genliğinin yorulma dayanımı üzerindeki etkisi görülebilir.



Şekil 5.15 : Gerilme genliğinin yorulma dayanımı üzerindeki etkisi [15].

5.2.1 Kompozit malzemelerde ömür diyagramları

Metaller için Goodman diyagramı denklem 5.1' deki gibi ifade edilir. Burada σ_a gerilme genliği, σ_a^0 tam ters çevirmeli yükleme için gerilme genliği, σ_m ortalama gerilme ve σ_{TU} malzeme çekme dayanımıdır [21,34].

$$\frac{\sigma_a}{\sigma_a^0} = 1 - \frac{\sigma_m}{\sigma_{TU}} \quad (5.1)$$

Çelik gibi metaller için yorulma dayanımının sonsuz olduğu bir gerilme değeri vardır. Bu gerilmeye yorulma dayanım gerilmesi denir. Fakat alüminyum gibi metaller için yorulma dayanım gerilmesinden söz edilemez.

Kompozit malzemelerde ortalama gerilmenin yorulma ömrüne etkisini inceleyebilmek için Goodman diyagramında bazı değişiklikler gerekmektedir. Goodman-Boller çizgisi olarak adlandırılan bu yeni diyagramda x ekseninde malzemenin çekme dayanımı yerine, malzemenin belirtilen ömür için olan kopma dayanımı kullanılır [34,35].

$$\frac{\sigma_a}{\sigma_a^0} = 1 - \frac{\sigma_m}{\sigma_c} \quad (5.2)$$

Kompozit malzemenin kopma gerilmesi denklem 5.3' te belirtilen formül ile tespit edilebilir.

$$\sigma_c = \sigma_{TU}(A - B \log t) \quad (5.3)$$

Burada t zaman, σ_{TU} statik çekme dayanımı, A ve B ise malzeme sabitleridir.

Kompozit malzemelerin S-N eğrileri için denklem 5.4' deki formülasyon verilmiştir [34].

$$S = \sigma_{TU}(m \log N + b) \quad (5.4)$$

Burada S maksimum yorulma dayanımı, N hasar çevrim sayısı, σ_{TU} ortalama statik dayanım, m ve b ise sabitlerdir. m eğimi, b ise S-N eğrisinin gerilme eksenini kestiği noktadır. Çizelge 5.1' de m ve b değerleri çeşitli kompozit malzemeler ve bunların farklı yapıları için verilmiştir. Çizelgeden de görüleceği üzere sabitler kompozit malzemede kullanılan reçinenin yapısından, fiber oryantasyonundan ciddi oranda etkilenmektedir [34].

Çizelge 5.1 : Farklı kompozit malzemeler için m ve b sabitleri [34].

Malzeme	R	m	b
E-glass/ sünek epoksi 0	0,1	-0,1573	1,3743
T300 karbon/ sünek epoksi 0	0,1	-0,0542	1,042
E-glass/ gevrek epoksi 0	0,1	-0,111	1,0935
T300 karbon/ gevrek epoksi 0	0,1	-0,0873	1,2103
E-glass/ epoksi [0/90]s	0,05	-0,0815	0,934

Kompozit malzemelerin S-N eğrileri oluşturulurken test datası ile analitik ifadelerin uyumunu sağlamak için power-law fonksiyonu yardımıyla en az 3 parametre kullanılır [5]. Denklem 5.5'e göre;

$$\sigma_0 - \sigma = a\sigma \left[\frac{\sigma}{\sigma_0} \right]^b (N^c - 1) \quad (5.5)$$

formülasyonunu test datası ile uyumlu hale getirmek için a, b, c eğri uydurma sabitleri kullanılır. Fakat bu sabitler kompozit malzemenin kendine has birçok özelliğinden ciddi oranda etkilenir.

Junior ve diğ.(2005)' in verdiği Goodman formülasyonunda yine test datası ile analitik formülü uyumlu hale getirmekte kullanılan sabitler bulunmaktadır. Denklem 5.6' da a ve b sabitleri, denklem 5.8' de f, u ve v katsayıları malzemeye bağımlı sayılar olup testlerle korelasyon gerektirmektedir [9].

$$\sigma_{max} = a - b[\log(N)]^k \quad (5.6)$$

$$\log(\sigma_{max}) = A - B[\log(N)]^P \quad (5.7)$$

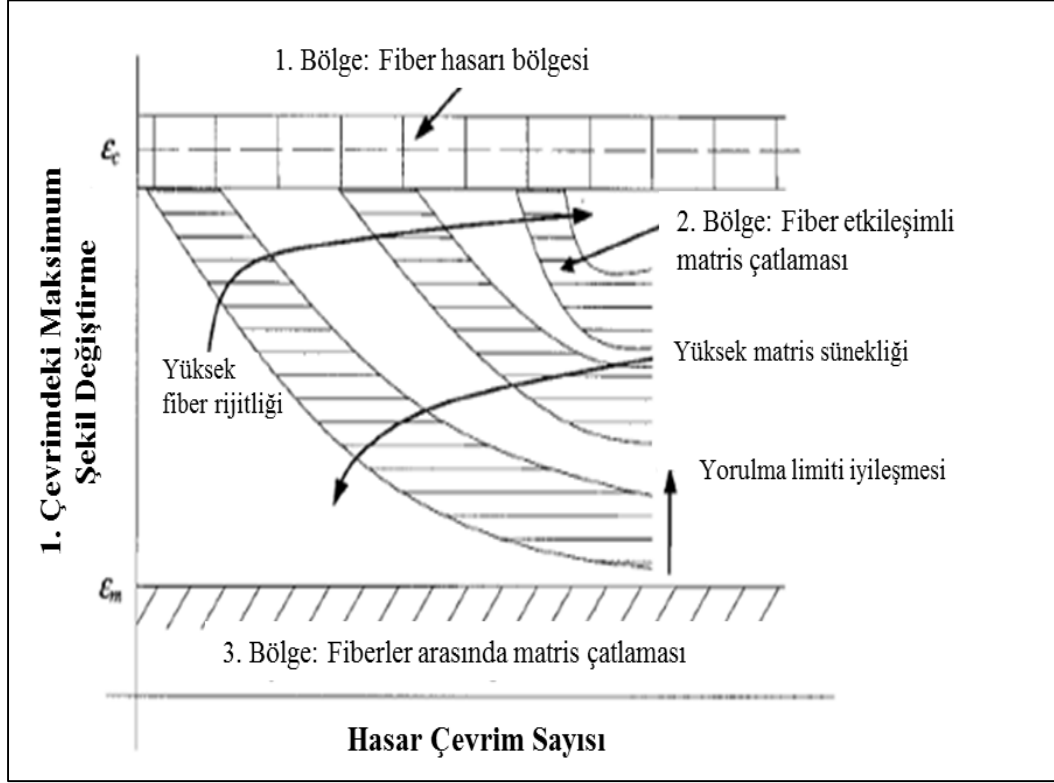
$$\frac{\sigma_a}{\sigma_{ultT}} = f \cdot \left(1 - \frac{\sigma_{med}}{\sigma_{ultT}} \right)^u \cdot \left(\frac{\sigma_{ultC}}{\sigma_{ultT}} + \frac{\sigma_{med}}{\sigma_{ultT}} \right)^v \quad (5.8)$$

Bütün literatür incelemelerinden çıkan sonuçta, kompozit malzemelerin yorulma ömrü ile ilgili analitik ifadelerin ampirik yollarla elde edildiği görülmektedir. Bu malzemelerin yorulma tayini için sürekli testler yapılmalı ve bunlar matematiksel yorulma ifadeleri ile korele edilmelidir.

S-N eğrileri ile yorulma davranışı ifadesi metal malzemeler için ortaya çıktığından, bu ifade şekli kompozit malzemelerin bileşenlerinin etkisini ortaya tam olarak koyamaması nedeniyle kompozit malzemeler için yetersiz kalmaktadır. Bu bileşenlerin etkisi tam olarak belirlenmedikçe fiber oryantasyonu, hacimsel fiber oranı, katman dizilimi, geometrik faktörler gibi birçok faktörün kombinasyonları sonucu birçok yorulma eğrisi ortaya çıkacaktır [29].

Bu durumdan kaçınmak ve kompozit malzemelerin yorulmasına temel bir model oluşturmak için Talreja ve Singh(2012) tarafından konsept yorulma ömrü diyagramları ortaya atılmıştır. Bu diyagramda yatay eksen klasik S-N eğrilerinde olduğu gibi çevrim sayısını temsil ederken, dikey eksen şekil değiştirmeleri temsil etmektedir. Şekil 5.17' de diyagramın tek yönlü fiber yapısına sahip periyodik çekme yüklemesi altındaki kompozitler için genel yapısı görülebilir. 1. bölge kompozit şekil değişiminin(ϵ_c) fiber

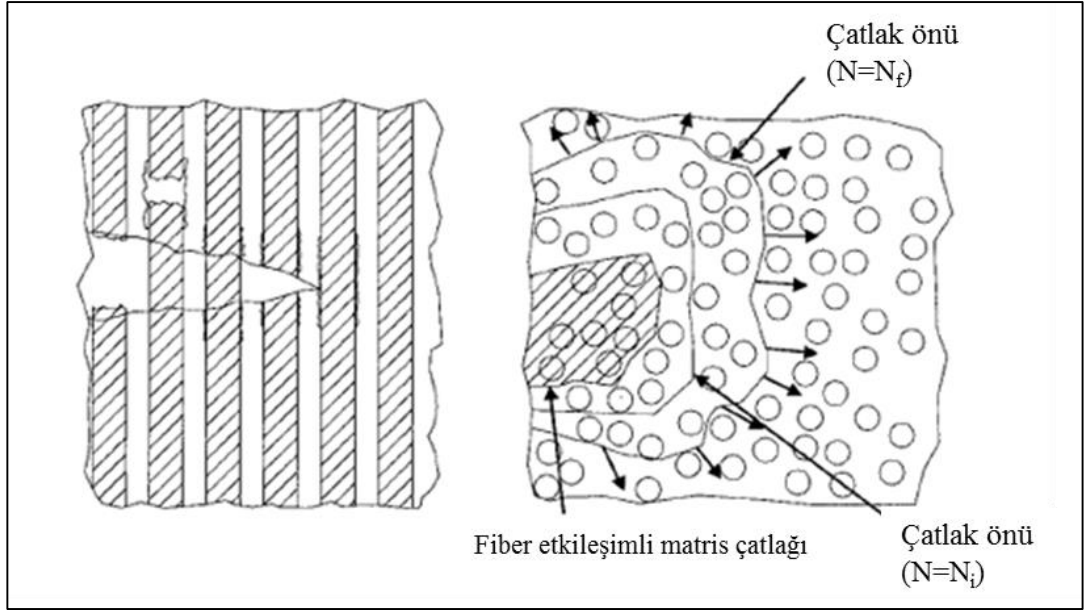
şekil değişimi ile ifade edildiği bölgedir. 2. bölge ise 1. bölge ile düşük çevrim sayılarında kesişen ve yüksek çevrim sayılarında asimptotik olarak yorulma sınırına(ϵ_m) ulaşan bölgeyi ifade eder. 3. bölge ise yorulma limitinin altında kalır. Bu bölgede çoğu uygulamada göz önüne alınan 10^6 çevrim için herhangi bir hasar oluşmaz [29].



Şekil 5.16 : Fiber doğrultusunda çevrimli çekme gerilmesine maruz kalan tek yönlü kompozit malzemenin fiber rijitliği ve matris sünekliğine göre yorulma ömrü diyagramı [29].

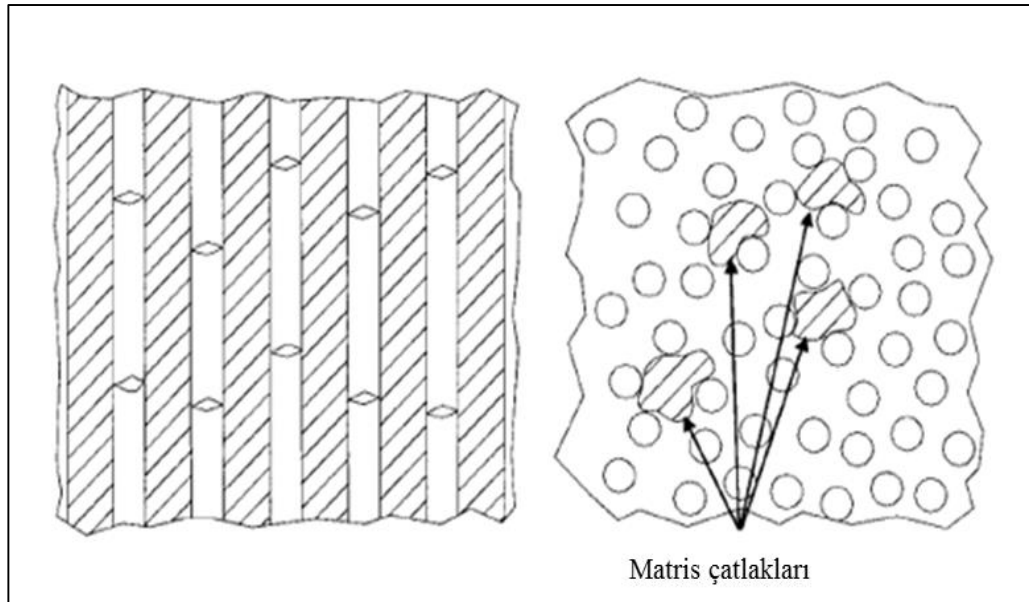
Eğer test numunesi ilk yüklemde ϵ_c bandında maksimum şekil değiştirmeye maruz kalmasına rağmen çalışmaya devam ediyorsa, belli sayıdaki fiberler kesitteki önemli bir dayanım kaybına neden olmaksızın hasar görür. Fiberlerin elastik ve gevrek olduğu kabulü ile progresif fiber hasarı polimer matris içerisinde kalır ve gerilmeler diğer fiberler arasında tekrar paylaşılır [29].

2. bölge geniş çaplı bir fiber hasarına neden olmayacak maksimum şekil değiştirme ile karakterize edilir. Devam eden çevrim yüklemelerinde matriste yorulma çatlakları oluşur ve bunlar fiber ayrılmasına veya fiber hasarına sebep olur. Fiberler tarafından köprülenen tipik bir matris çatlağı Şekil 5.17’ de görülebilir. Bu çatlak Şekil 5.16’daki eğimli bandı açıkça ifade etmektedir. Bandın son kısmı yorulma limitine (ϵ_m) ulaştıkça düzleşir [29].



Şekil 5.17 : Yorulma ömrü diyagramındaki 2. bölgede gerçekleşen fiber köprülemeli matris çarlağı mekanizması [29].

Yorulma limitinin altında kalan 3. bölge, belirli bölgelerde sıkışıp kalan ve büyüymeyen matris çatlakları ile ifade edilir. Şekil 5.18’ de bu durum görülebilir. Fiberlerdeki lokal şekil değiştirmeler önemli sayıda fiberde hasar oluşturacak seviyede değildir [29].



Şekil 5.18 : Yorulma ömrü diyagramında 3. bölgedeki matris çatlak mekanizması[29].

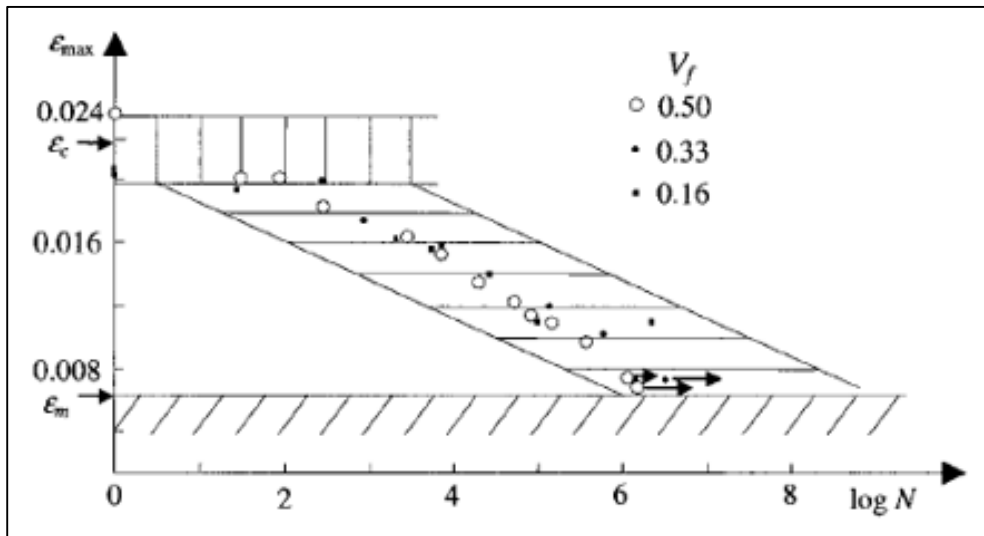
Talreja ve Singh(2012) tarafından sunulan yorulma diyagramı bileşenlerin yorulma üzerindeki etkilerini gözlemlemek adına önemli avantajlar sunmaktadır. Şekil 5.16’ dan görüleceği üzere ϵ_c ve ϵ_m arasında progresif yorulma hasarı oluşması muhtemeldir.

Cam fiberler için ε_c değeri %2 den büyük iken, yüksek rijitliğe sahip karbon fiberlerde %0,5 ten azdır [29].

Fiberlerin köprülemesi ile oluşan matris çatlaklarının hakim olduğu hasar mekanizması 2. bölgede görülmektedir. Çatlak açılması fiberler tarafından sınırlandırıldığından çatlak büyümesi yavaşlar ve Şekil 5.16’ da görülen band oluşur [29].

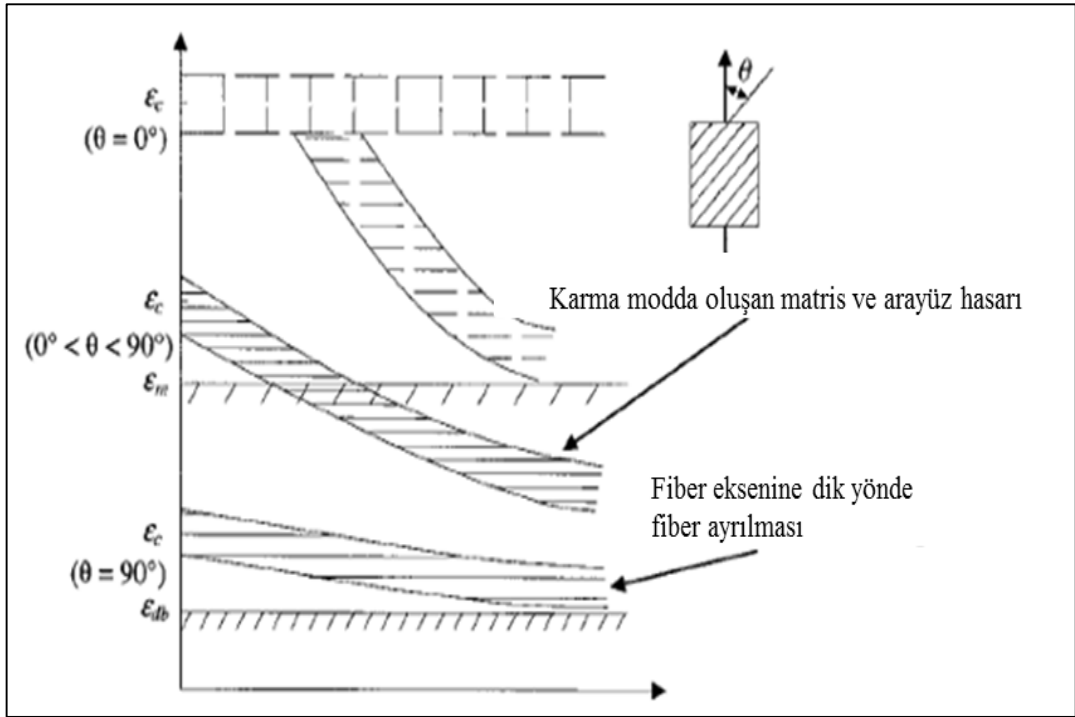
Elastik matrislerde çatlak ucu keskin olacaktır fakat matris aktıkça matris içerisinde kütleşecektir. Bu nedenle matris sünekliğinin artması çatlak ucu kütleşmesine sebep olacak ve elastik çatlak ağzı kaymasına eklenecektir. Bu da çatlakın köprülendiği fiberler üzerinde daha yüksek şekil değişimlerine neden olacağından çatlak büyüme oranları artacak ve hasar daha kolay oluşacaktır. Bu durum geleneksel düşünce olan yüksek tokluğa sahip matrisin yüksek yorulma dayanımı sağlar fikri ile çelişmektedir. Bu geleneksel düşünce fiberler ile desteklenmemiş matrisler için doğru olsa da, fiber destekli kompozit malzemeler için geçersizdir [29].

Talreja ve Singh(2012) ortaya attıkları yorulma ömrü diyagramının doğruluğunu birçok data ile analiz etmiştir. Şekil 5.19’ da farklı fiber hacim oranlarına sahip cam fiber-epoksi kompozitlere ait test datası görülmektedir. Görüldüğü üzere bütün datalar aynı bölge bandları içerisinde yer almaktadır. S-N diyagramında çizildiğinde yorulma ömrü üç yapı için de farklı eğriler oluşturmaktadır. Ultra rijit karbon fiberlerin hasar uzaması ε_c yorulma limiti, ε_m (%0,06) den küçük olduğu için 2. bölge diyagramda görülmez [29].



Şekil 5.19 : Tek yönlü, fiber doğrultusunda çevrimli çekme yüküne maruz bırakılan cam fiber-epoksi kompozitin yorulma ömrü diyagramı [29].

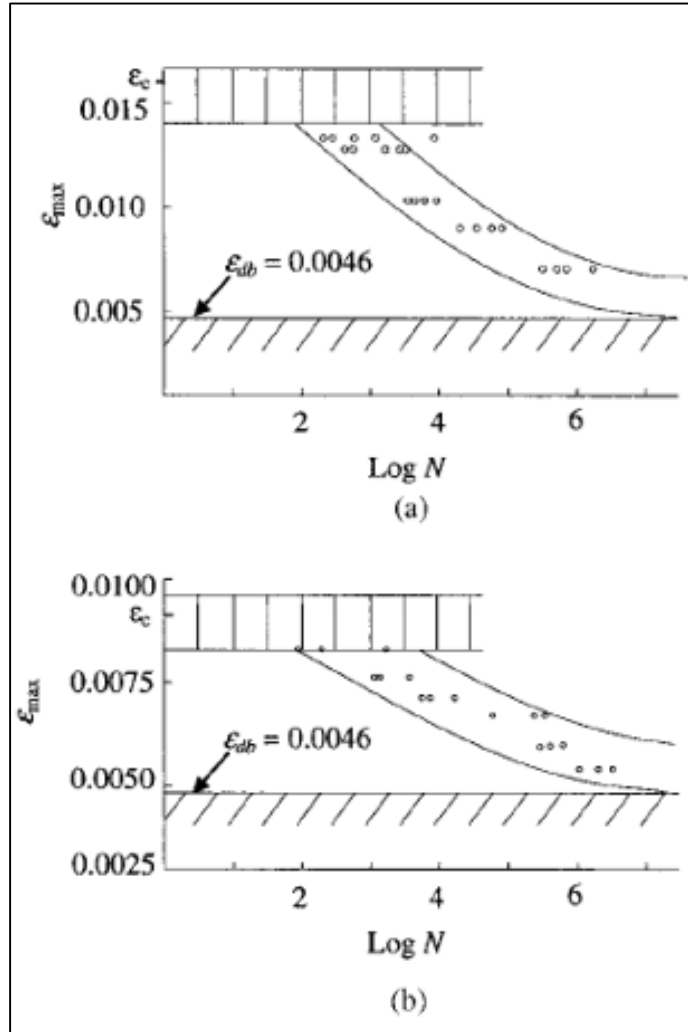
Uygulanan kuvvet fiber doğrultusundan saptığında fiber-matris arayüzü normal ve kayma gerilmelerine maruz kalır. Kombine olan bu iki gerilme daha sonra çevrimsel yükleme ile büyüyecek arayüzey çatlaklarına sebep olabilir. Birkaç dereceden büyük yükleme açılarında, parçayı ikiye ayırabilecek bir fiber hasarından artık söz edilemez. Bu nedenle Şekil 5.20’de görüleceği gibi 1. bölge yorulma diyagramında artık yer almaz. Yükleme açısı arttıkça, 2. bölge bandı daha düşük şekil değiştirmelerde ve daha küçük eğimde ortaya çıkar. Yorulma limiti ε_m de, artan yükleme açısının sebep olduğu arayüzeyde artan normal gerilmeler sebebi ile düşer. En düşük yorulma limiti ε_{db} yükleme açısı fiberlere dik yani 90 derece olduğunda gerçekleşir. Buradaki hakim hasar mekanizması çapraz fiber ayrılmasıdır [29].



Şekil 5.20 : Tek yönlü, fiber doğrultusuna belirli açılarda çevrimli çekme yüküne maruz bırakılan kompozitin yorulma ömrü diyagramı [29].

Şekil 5.21’ de $[0/_{45}/90]_s$ dizilimindeki cam fiber-epoksi ve $[0/45/90/_{45}/90/45/0]_s$ dizilimindeki karbon fiber-epoksi kompozit laminatları için yorulma diyagramları görülebilir. Görüleceği üzere iki laminat için benzer yorulma diyagramları oluşmuştur. 1. bölge bandı doğrusal yöndeki fiberlerin varlığı sebebi ile diyagramlarda yer alır ve yorulma limiti matris üzerinde çatlak oluşturan şekil değiştirme değerine tekabül eder. Bu nedenle iki laminat yapıda da yorulma limiti çapraz katmanlardaki çatlaklara bağlıdır [29]. Literatürde kompozit yapıların yorulma modellenmesi için birçok teori

bulunmasına rağmen kompozit malzemenin kendi içerisindeki birçok değişken faktör nedeniyle bu teoriler sadece ön izlenim amacıyla kullanılmalıdır.



Şekil 5.21 : Laminatlar için genel yorulma ömrü diyagramları: (a) cam-fiber epoksi kompozit; (b) karbon-fiber epoksi kompozit [29].

Laminatların yorulma dayanımını öğrenmenin en iyi yolu test işleminden geçmektedir. Teorilerin doğruluğunu arttırmak amacı ile test ve araştırma sayısı arttırılmalıdır. Kompozit yapıların yorulma modellemeleri ampirik ifadelerle dayanmasına rağmen yorulma performansı açısından metallerden daha iyi bir konumda bulunmaktadır.

5.2.2 Kompozit malzemelerde çentik faktörü

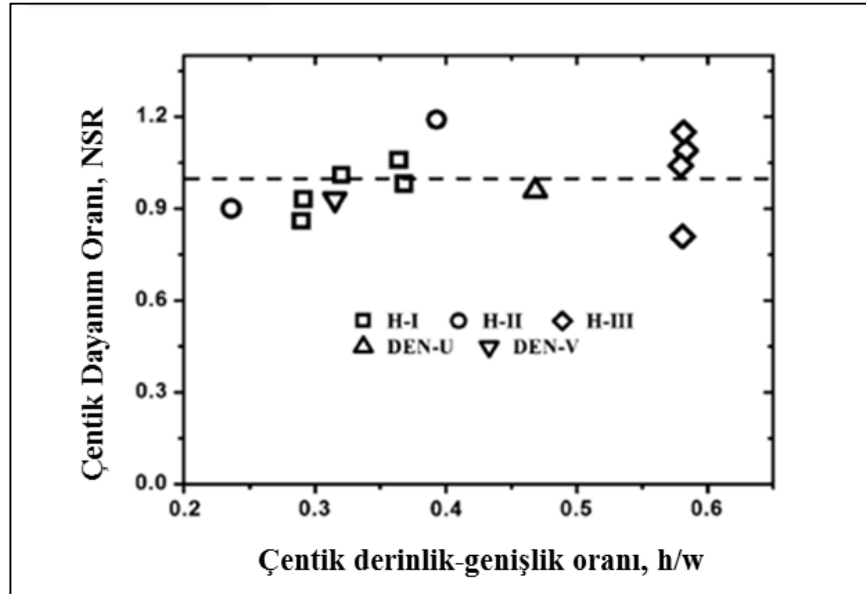
Gerilme yığılmasının çentikli numunenin maksimum yük kapasitesi üzerindeki etkisini tanımlamak için çentik dayanım oranı tanımlaması kullanılır. Denklem 5.10’ da bu ifade görülebilir [36].

$$NSR = \frac{\sigma_{net}^n}{\sigma^n} \quad (5.10)$$

Burada σ^n çentiksiz dayanım, σ_{net}^n ise çentikli net dayanımı belirtmektedir. Net dayanım, net kesit alanı üzerindeki ortalama hasar gerilmesini ifade eder [36].

NSR indeksi kullanılarak malzemeler üçe sınıflandırılabilir. Bu değerin 1 den büyük olduğu malzemeler çentik etkisiyle dayanımı artan, 1 den küçük olduğu malzemeler çentik etkisi ile dayanımı azalan ve değerin 1 e eşit olduğu malzemeler çentik etkisine duyarsız olarak belirtilir [36].

Çentik duyarsızlığı, malzemenin net dayanımının sadece o bölgedeki kesit alanına bağlı olduğunu gösterir. Çeşitli kompozit malzemeler ile yapılan sonuçlarda, genel olarak NSR değeri 1 civarında yoğunlaşmıştır. Şekil 5.22’ de bu durum görülebilir [36].



Şekil 5.22 : Çeşitli kompozit malzemeler için test sonucu elde edilen NSR değerleri [36].

Yapılan deneylere göre ise delik içeren kompozit malzemenin efektif dayanımı, delik içermeyen orjinal yapının yüzde 15 – 20 sidir [36].

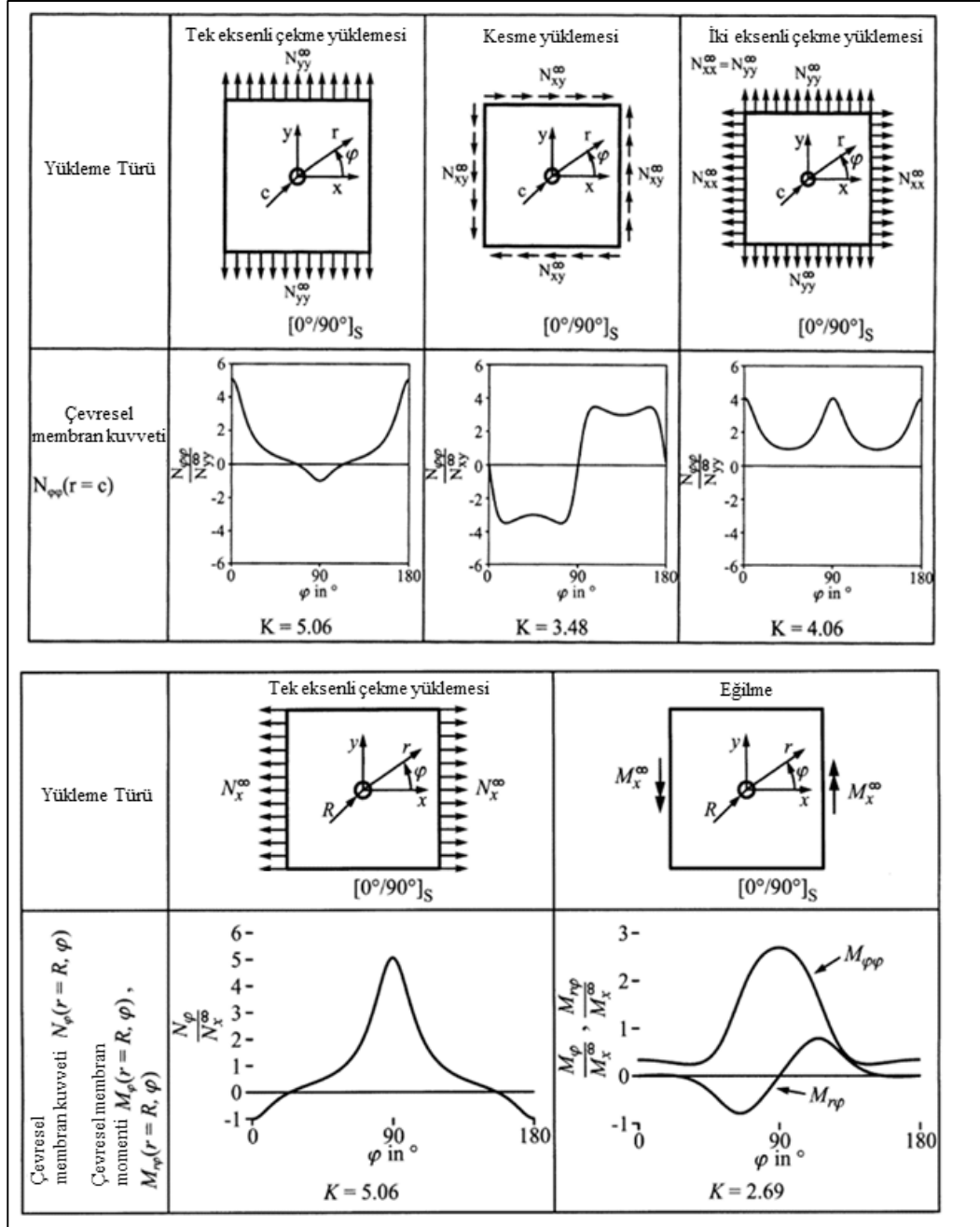
Literatürdeki farklı bir gerilme yığılma faktörü denklem 5.11’ deki gibi tanımlanmıştır [37].

$$K = \frac{N_{\phi\phi,max}}{N_0} \quad (5.11)$$

Paydaki ifade delik etrafındaki maksimum kuvveti, paydadaki ifade ise sonsuzda uygulanan orjinal kuvveti belirtir. Gerilme yığın faktörü değeri, kompozit tabakaların

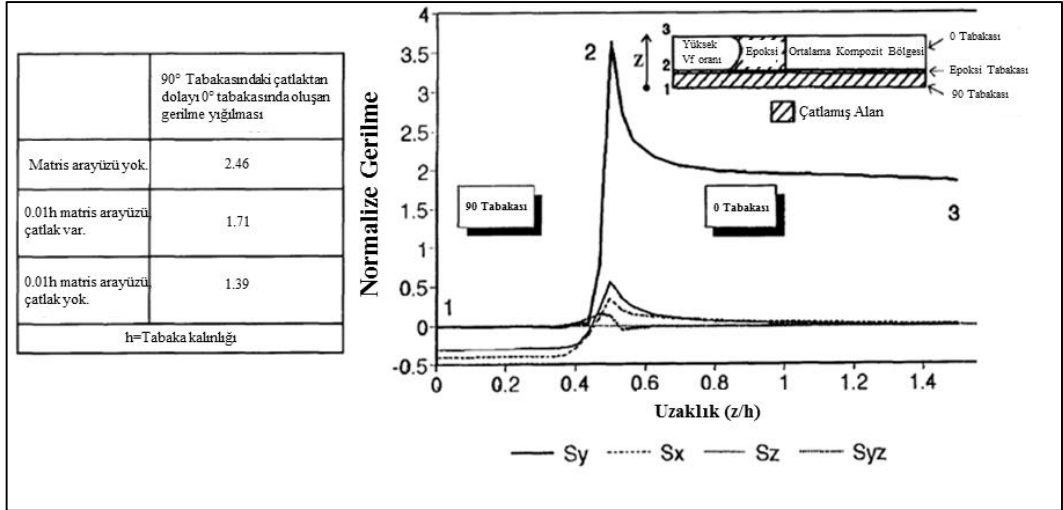
açı ve yerleşimlerine, ayrıca göz önüne alınan kuvvet durumuna bağlıdır. Şekil 5.23’te ise bazı kuvvet durumları için K değerleri verilmiştir [37].

Analizlerde eğilme durumu olduğundan burada verilen 2,69 değeri gözetilerek çentik faktörü olarak 3 kullanılmıştır.



Şekil 5.23 : $[0/90]_S$ çapraz katmanlı laminat için farklı yüklemeler altında elde edilen gerilme yığılma faktörleri [37].

DOE-MSU rüzgar türbinleri için kompozit malzeme yorulma testleri datasında ise gerilme yığılma faktörü ile ilgili Şekil 5.24’deki bilgi verilmiştir. Burada gerilme yığılma faktörü matris ve fiber ayrılması durumuna göre ölçülmüştür [38].



Şekil 5.24 : Test sonucunda elde edilen matris-fiber arayüzündeki gerilme yığılma faktörü [38].

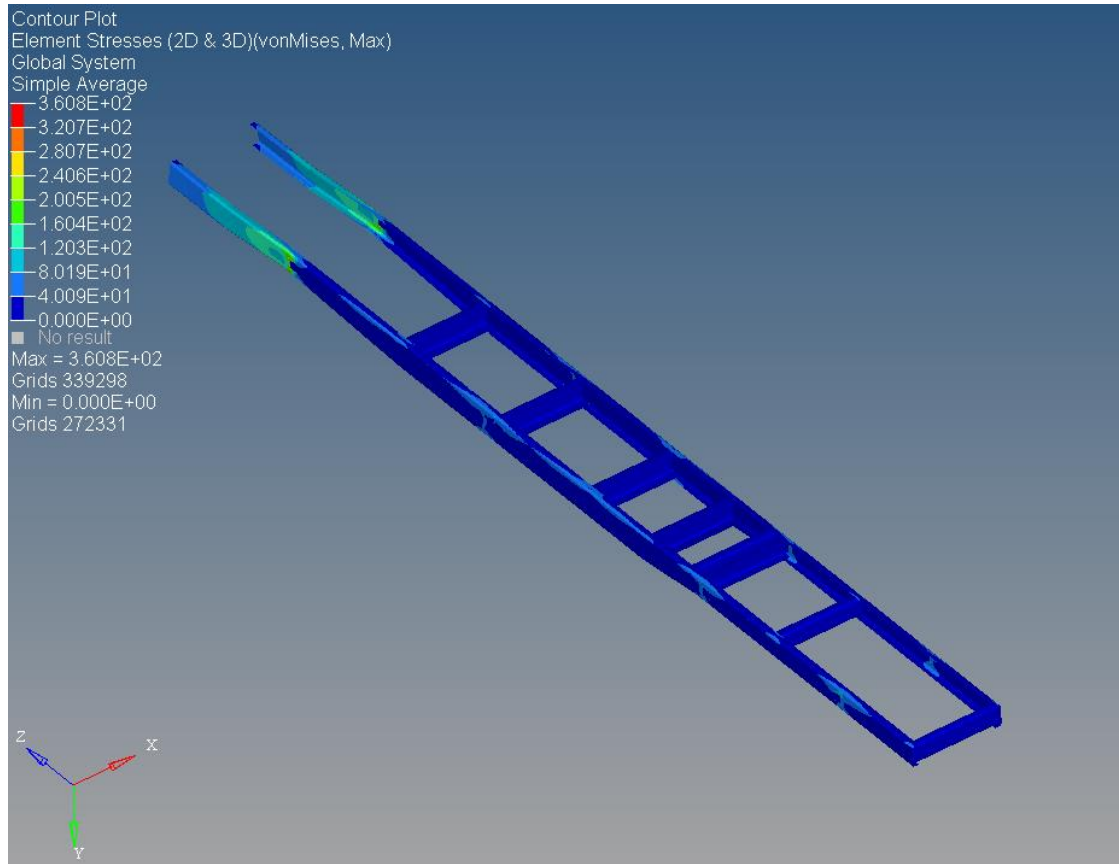
6. ANALİZ SONUÇLARI

6.1 Çelik Malzeme Analiz Sonuçları

6.1.1 Statik analiz sonuçları

Şekil 6.1’ de şasi üzerindeki gerilme dağılımı görülebilir. Boyuna kirişlerde maksimum Von Mises gerilmesi mesnet bölgesinde 360 MPa civarında, ortalama gerilme ise 40MPa civarındadır.

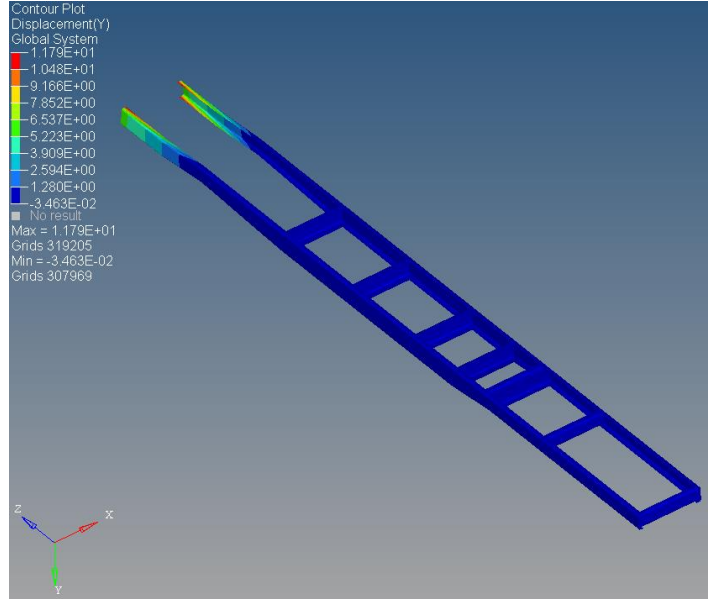
Şasi üzerinde oluşan maksimum gerilme değeri akma değerinin altında ve şasi güvencedir.



Şekil 6.1 : Çelik malzeme statik analiz von mises gerilme dağılımı.

Boyuna kirişlerde maksimum düşey deplasman gövde bölgesinde yerel olarak 11,8mm civarında, ortalama düşey deplasman ise 1,0mm civarındadır.

Şekil 6.2’ de şasi üzerindeki düşey deplasman dağılımı görülebilir.



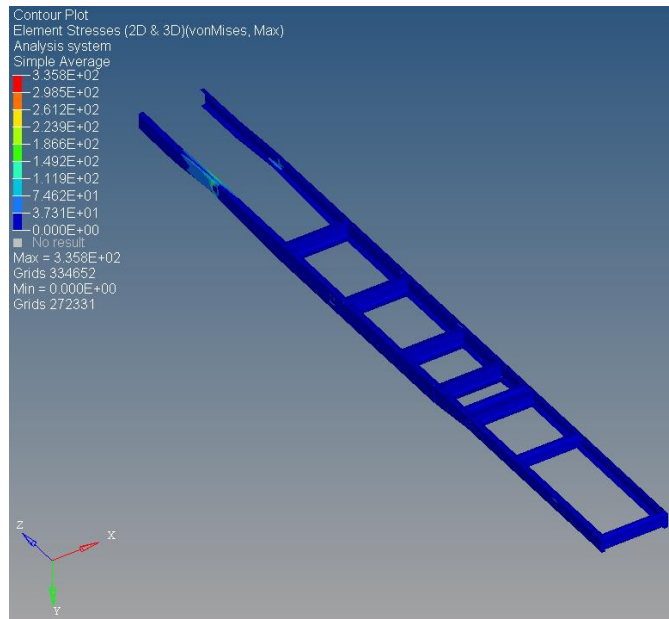
Şekil 6.2 : Çelik malzeme statik analiz düşey deplasman dağılımı.

6.1.2 Dinamik analiz sonuçları

Dinamik analiz yanal kuvvetin pozitif ve negatif yönde etkidiği iki durum için ayrı ayrı yapılmıştır.

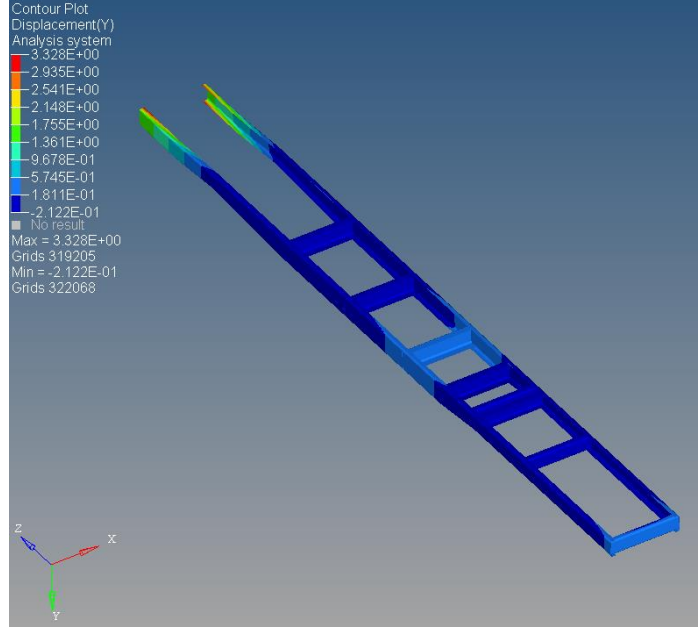
6.1.2.1 Yanal kuvvetin pozitif yönde etkidiği durum

Boyuna kirişlerde maksimum gerilme mesnet bölgesinde 335 MPa civarında, ortalama gerilme ise 37 MPa civarındadır. Şekil 6.3' te şasi üzerindeki dinamik analize ait gerilme dağılımı görülebilir.



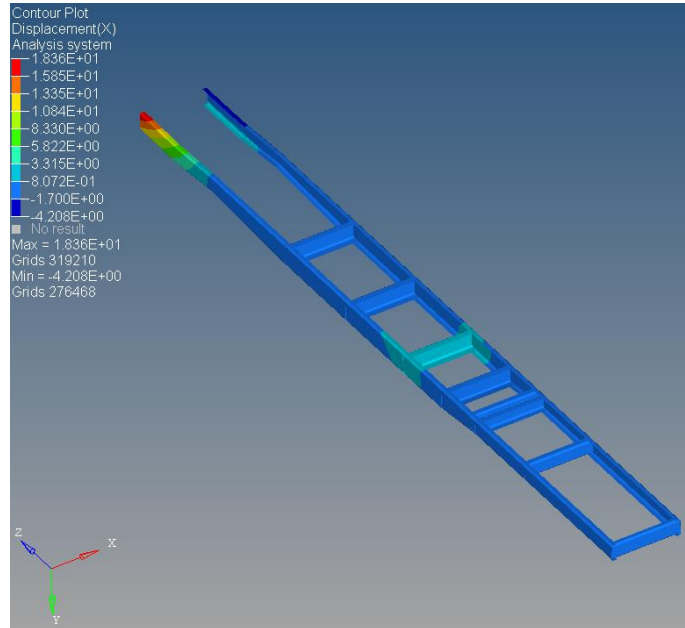
Şekil 6.3 : Çelik malzeme yanal kuvvet pozitif yönde iken dinamik analiz von mises gerilme dağılımı.

Boyuna kirişlerde maksimum düşey deplasman gövde bölgesinde 3,3mm civarında, ortalama düşey deplasman ise 0,2mm civarındadır. Şekil 6.4' te şasi üzerindeki dinamik analize ait düşey deplasman dağılımı görülebilir.



Şekil 6.4 : Çelik malzeme yanıl kuvvet pozitif yönde iken dinamik analiz düşey deplasman dağılımı.

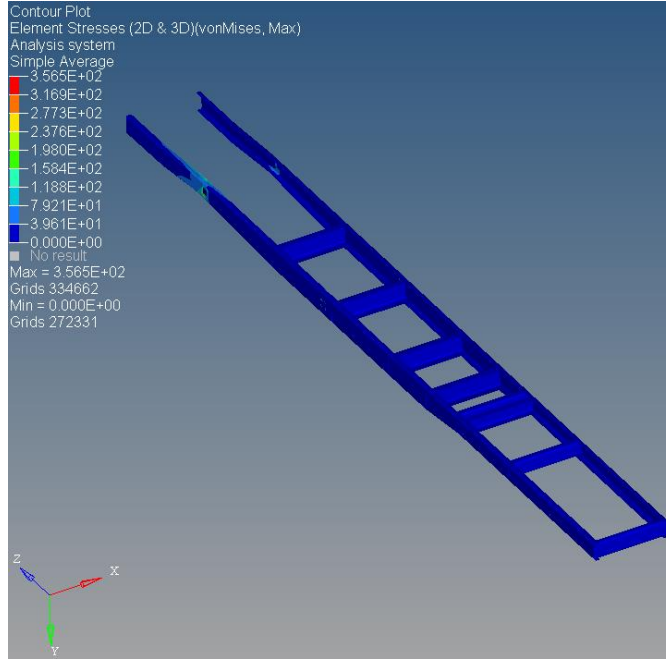
Boyuna kirişlerde maksimum yanıl deplasman gövde bölgesinde 18,3mm civarında, ortalama yanıl deplasman ise 0,8mm civarındadır. Şekil 6.5' te şasi üzerindeki dinamik analize ait yanıl deplasman dağılımı görülebilir.



Şekil 6.5 : Çelik malzeme yanıl kuvvet pozitif yönde iken dinamik analiz yanıl deplasman dağılımı.

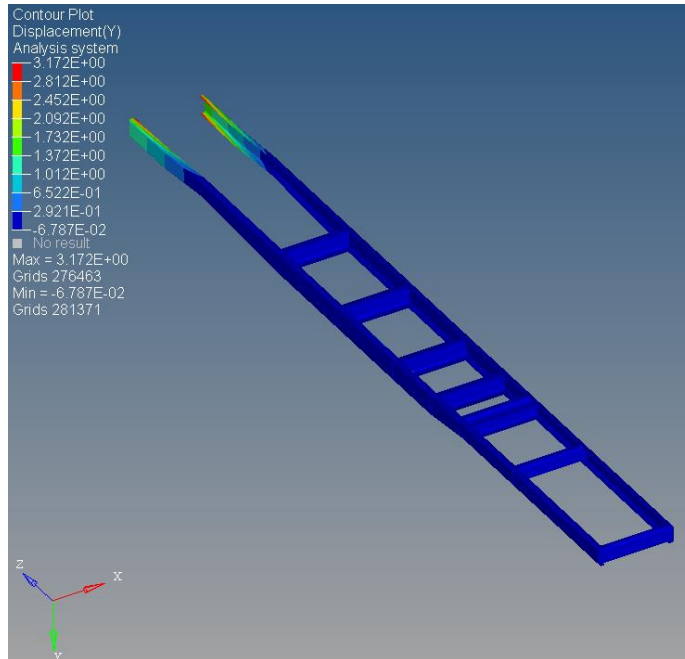
6.1.2.2 Yanal kuvvetin negatif yönde etkidiği durum

Boyuna kirişlerde maksimum gerilme mesnet bölgesinde 356 MPa civarında, ortalama gerilme ise 40MPa civarındadır. Şekil 6.6’ da şasi üzerindeki dinamik analize ait gerilme dağılımı görülebilir.



Şekil 6.6 : Çelik malzeme yanal kuvvet negatif yönde iken dinamik analiz von mises gerilme dağılımı.

Şekil 6.7’ de şasi üzerindeki dinamik analize ait düşey deplasman dağılımı görülebilir.

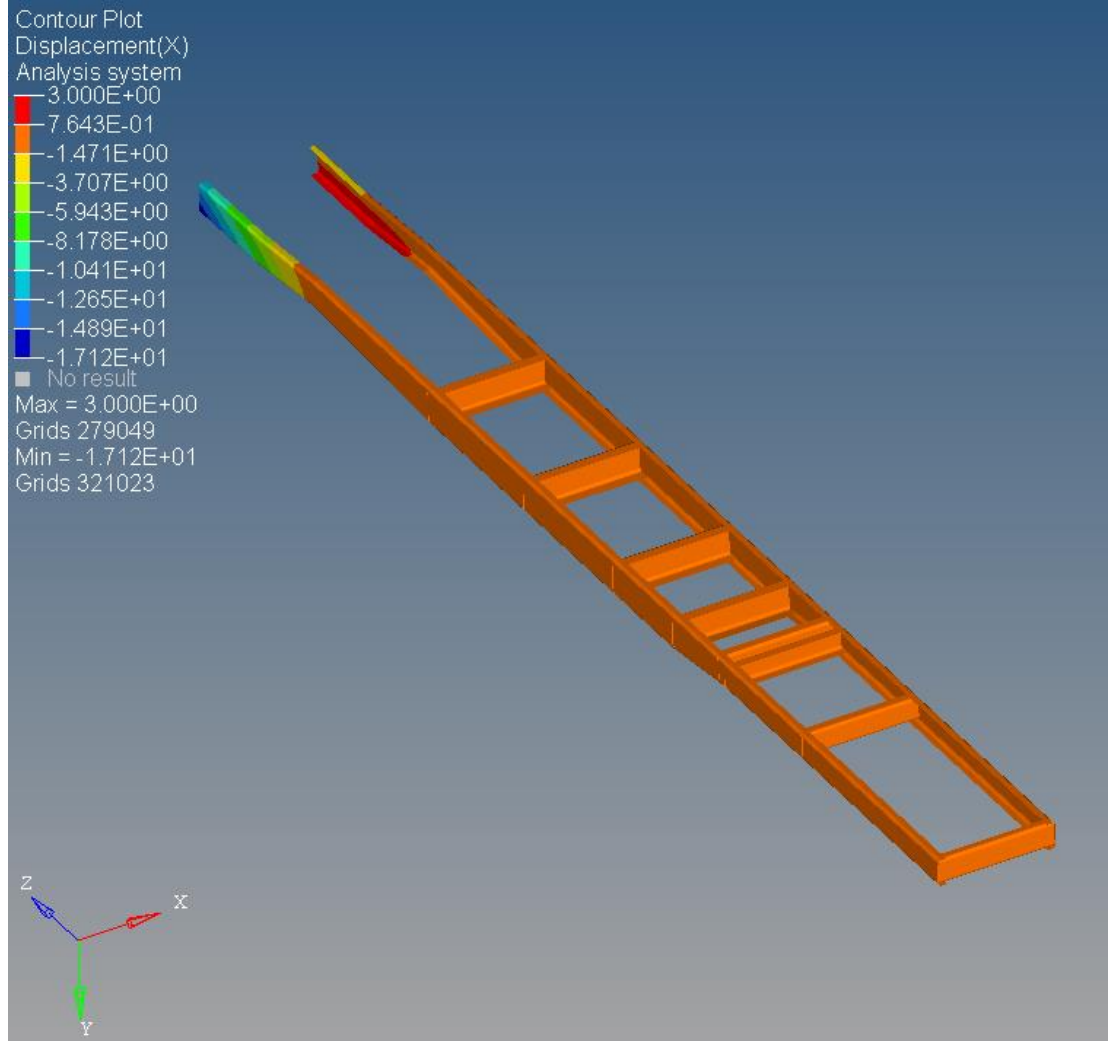


Şekil 6.7 : Çelik yanal kuvvet negatif yönde iken dinamik analiz düşey deplasman dağılımı.

Boyuna kirişlerde maksimum düşey deplasman gövde bölgesinde 3,2mm civarında, ortalama düşey deplasman ise 0,2mm civarındadır.

Şekil 6.8’ de şasi üzerindeki dinamik analize ait yanal deplasman dağılımı görülebilir.

Boyuna kirişlerde maksimum yanal deplasman gövde bölgesinde 17,1mm civarında, ortalama yanal deplasman ise 0,8mm civarındadır.



Şekil 6.8 : Çelik malzeme yanal kuvvet negatif yönde iken dinamik analiz yanal deplasman dağılımı.

6.1.3 Çelik malzeme için statik ve dinamik analiz sonuçları kullanılarak yorulma kontrolü

Şasi malzemesi St-52 çelik olarak alınmış, kopma mukavemeti de 520 MPa olarak hesaba katılmıştır. σ_D^* , σ_D ’ nin 0,8’ i kabul edilmiş olup, σ_D ’ de σ_{kopma} ’ nın 0,5’ i kabulü ile $\sigma_D^* = 208$ MPa hesaplanmıştır.

Bulunan bu değerler Goodman eğrisine göre kontrol edildiğinde;

$$\frac{K_f \sigma_g}{\sigma_D^*} + \frac{\sigma_m}{\sigma_{Kop}} = \frac{1}{S} \Leftrightarrow \frac{1,5 \times 40}{208} + \frac{40}{520} = \frac{1}{S}$$

emniyet katsayısı “S = 2,74” olarak bulunur ki, gövde yorulma açısından sonsuz ömürlüdür.

Hesaplamalarda gerilmeler von Misses’e göre alınmış, çentik katsayısı da $K_f = 1,5$ kabul edilmiştir.

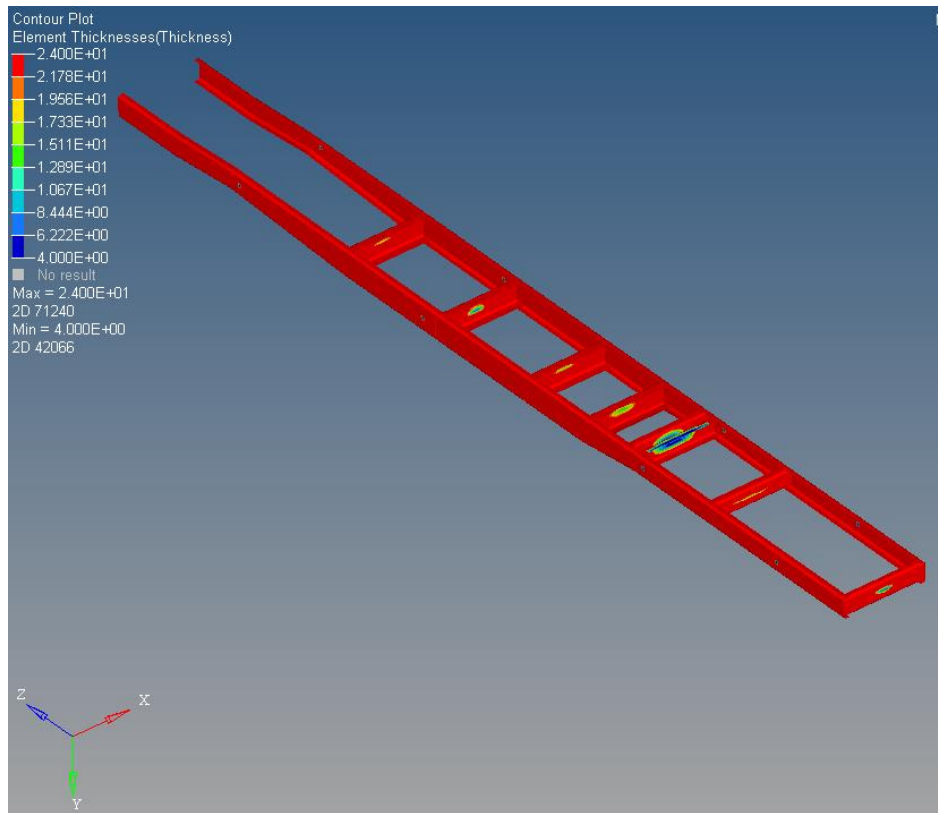
6.2 Kompozit Malzemeler İçin Analiz Sonuçları

6.2.1 Optimizasyon ve statik analiz sonuçları

6.2.1.1 AS4-PEEK optimizasyon sonuçları

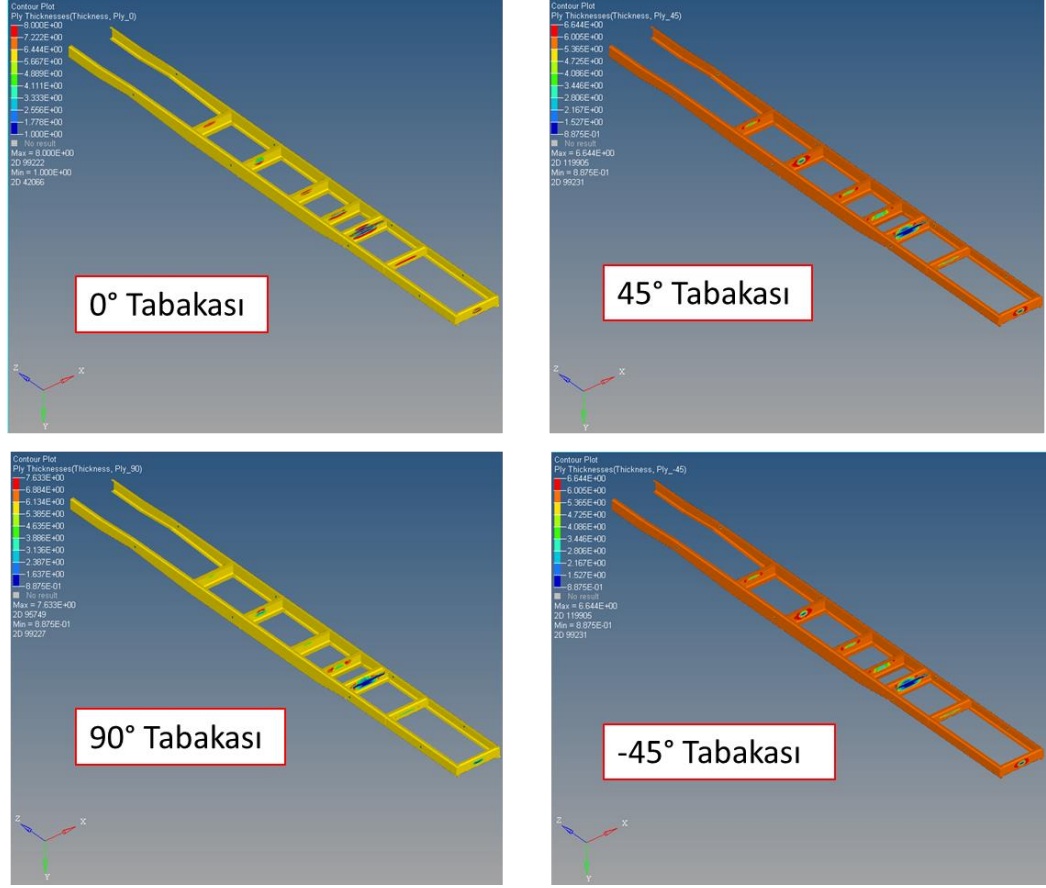
Faz-1

Toplam laminat kalınlığı dağılımı Şekil 6.9’ da görülebilir. Verilen ister ve kısıtlar doğrultusunda faz-1 sonunda toplam laminat kalınlığı yapının büyük bölümünde maksimum değer olan 24mm olarak seçilmiştir.



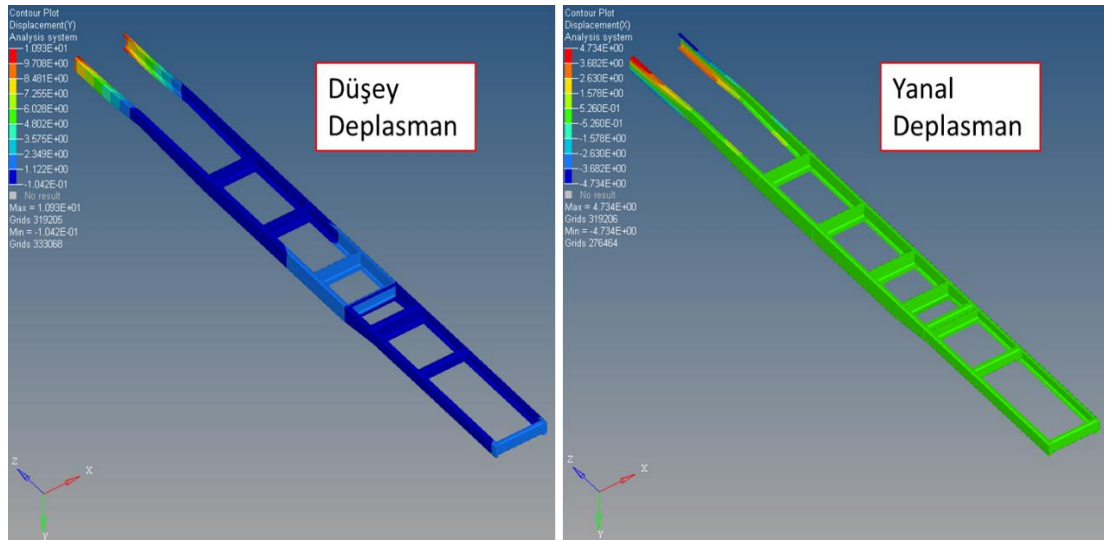
Şekil 6.9 : Faz-1 sonunda toplam laminat kalınlığı dağılımı.

Her bir fiber oryantasyonuna ait olan kalınlık dağılımları Şekil 6.10’ da belirtilmiştir. Her bir oryantasyon için tabaka kalınlıkları yaklaşık olarak 6 milimetre civarındadır.



Şekil 6.10 : Faz-1 sonunda her bir tabaka oryantasyonuna ait kalınlık dağılımları.

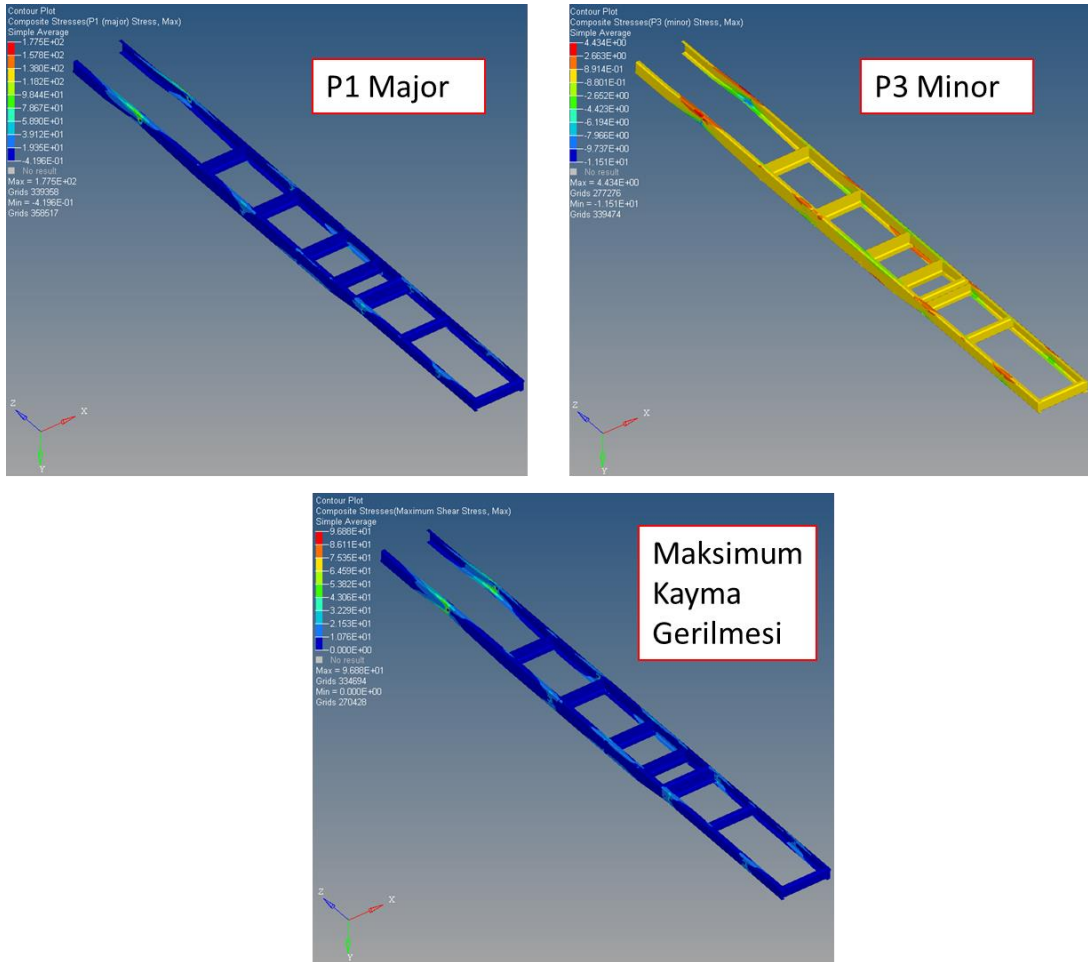
Faz-1 sonunda yapının performansı deplasman, gerilme ve hasar indislerine göre değerlendirilmiştir. Şekil 6.11’de yapının statik yükleme koşulları altındaki deplasman performansı görülebilir. Maksimum düşey deplasman yaklaşık 11mm ile hedeflenen değerin oldukça altındadır. Maksimum yanal deplasman da 4,7mm ile istenen seviyenin altında kalmıştır.



Şekil 6.11 : Faz-1 sonunda düşey ve yanal deplasmanlar.

Kompozit malzemeye ait gerilme dağılımları Şekil 6.12’ de görülebilir.

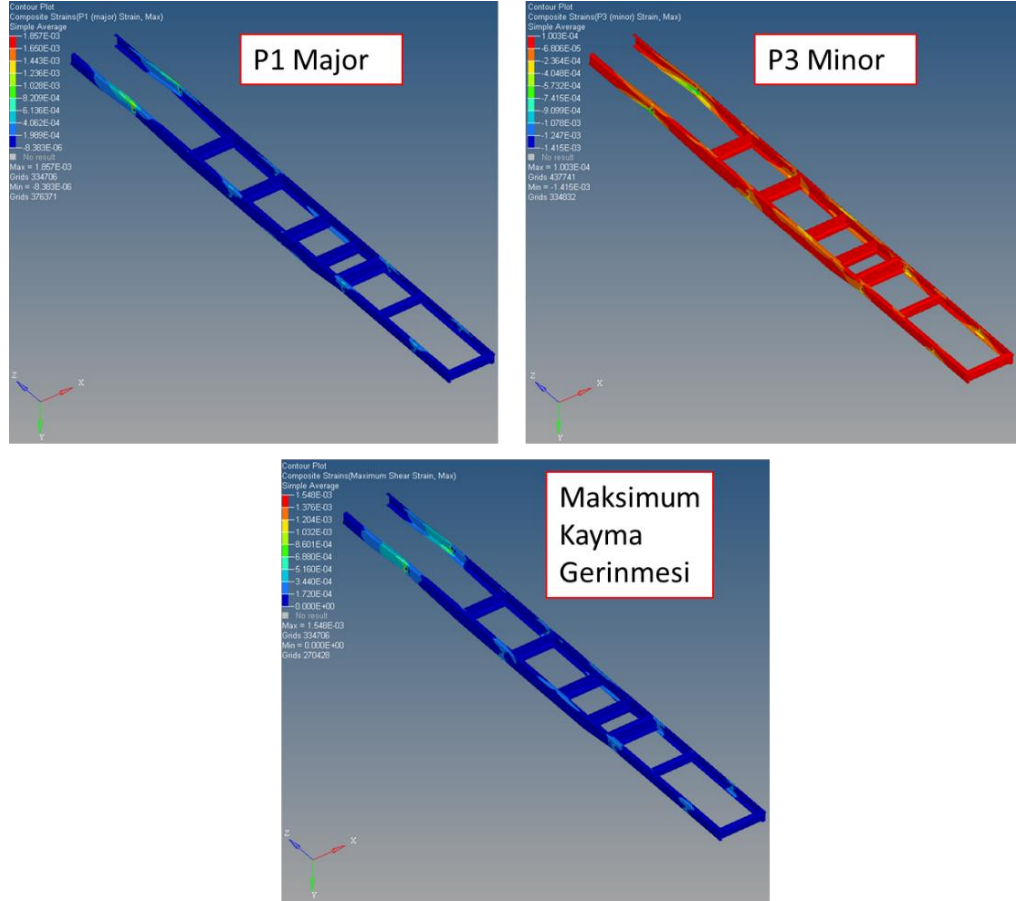
Şekil 6.12’ de P1 fiber doğrultusundaki maksimum gerilmeler, P3 fiber doğrultusuna dik yöndeki maksimum gerilmeler ve maksimum kayma gerilmeleri belirtilmiştir. Kompozit malzemede fiberler doğrultusundaki maksimum gerilme 177,5MPa, fiberlere dik yöndeki maksimum gerilme 4,4MPa, maksimum kayma gerilmesi mesnetlenme bölgelerindeki lokalize gerilmeler ihmal edilirse 60MPa civarındadır. Bu değerler kompozit malzemenin dayanım değerlerinin oldukça altındadır.



Şekil 6.12 : Faz-1 sonunda kompozit gerilmeleri

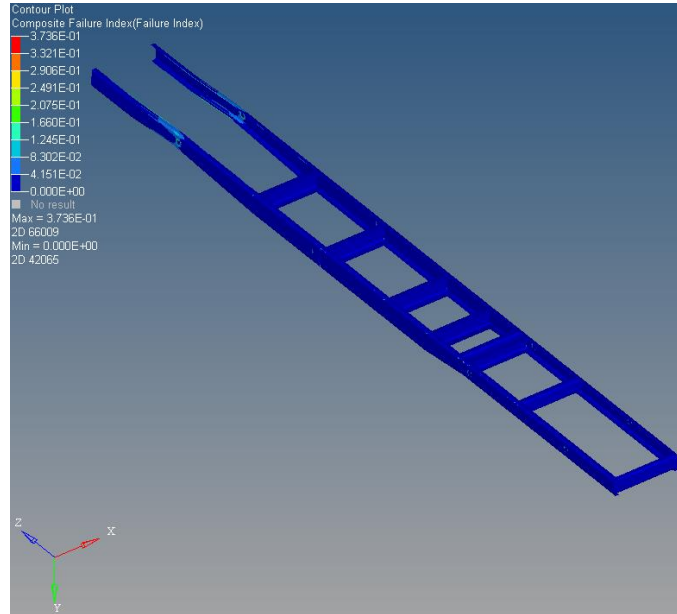
Kompozit malzemeye ait gerilme dağılımları Şekil 6.13’ te görülebilir.

Şekil 6.13’ te P1 fiber doğrultusundaki maksimum gerilmeler, P3 fiber doğrultusuna dik yöndeki maksimum gerilmeler ve maksimum kayma gerilmeleri belirtilmiştir. Kompozit malzemede fiberler doğrultusundaki maksimum gerilme %0,1857, fiberlere dik yöndeki maksimum gerilme %0,1415, maksimum kayma gerilmesi %0,1548 civarındadır. AS4-PEEK için maksimum kopma gerilmesi %1,8 olduğundan malzeme güvenli şekilde çalışır.



Şekil 6.13 : Faz-1 sonunda kompozit gerinmeleri

Faz-1 sonunda kompozit malzeme hasar indisi dağılımı Şekil 6.14’ te görülebilir. Maksimum kompozit hasar indisi 0,37 ile 1 değerinin çok altındadır.



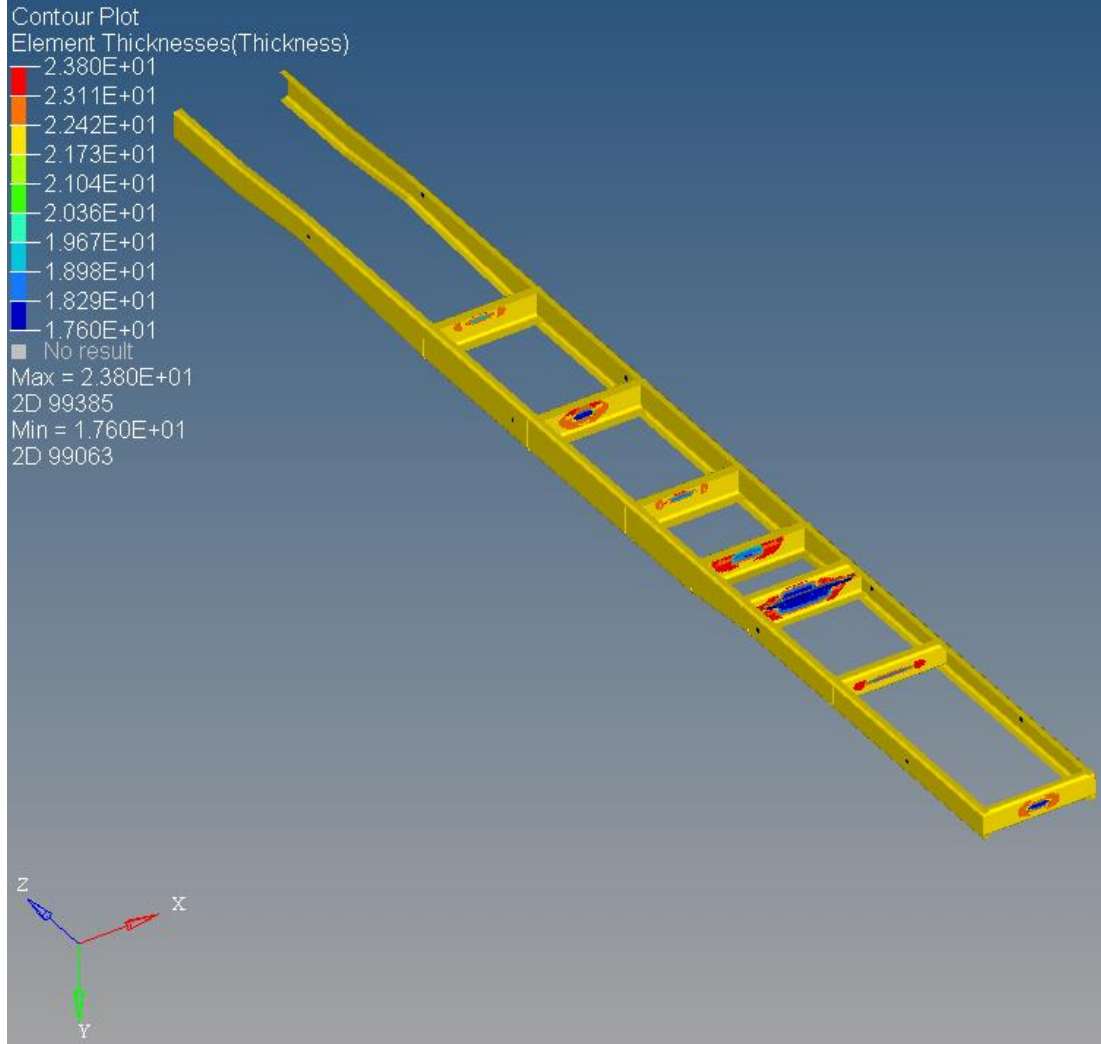
Şekil 6.14 : Kompozit hasar indisi dağılımı.

Faz-1 sonunda toplam şasi ağırlığı yaklaşık 353kg’ dır.

Faz-2

Faz-2 sonundaki toplam laminat kalınlığı dağılımı Şekil 6.15’ te görülebilir.

Verilen ister ve kısıtlar doğrultusunda Faz-2 sonunda toplam laminat kalınlığı yapının büyük bölümünde ortalama 22 milimetreye gerilemiştir.

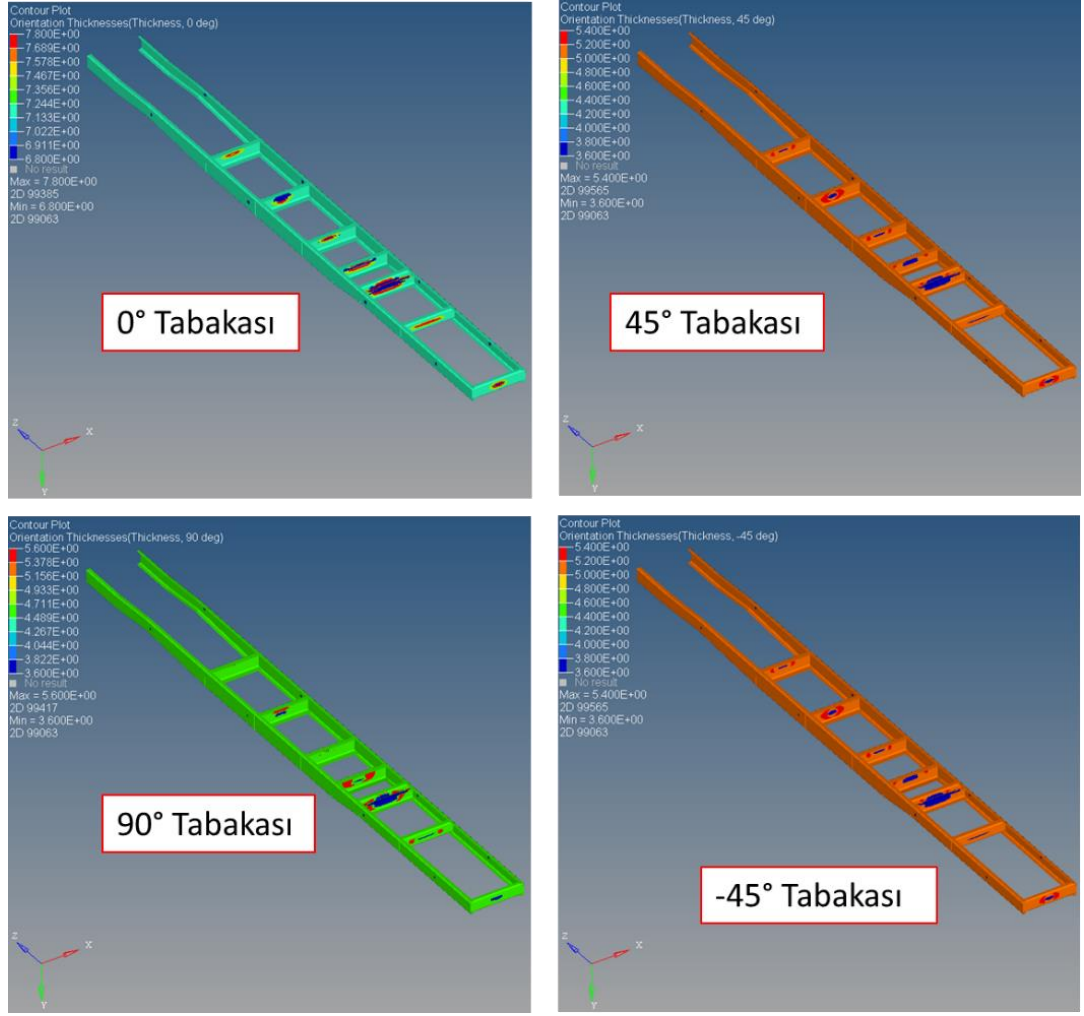


Şekil 6.15 : Faz-2 sonunda toplam laminat kalınlığı dağılımı.

Her bir fiber oryantasyonuna ait olan kalınlık dağılımları Şekil 6.16’ da belirtilmiştir. 0 ve 90 derece fiber oryantasyonundaki tabakalar için ortalama kalınlık 7,2mm, +45 ve -45 fiber oryantasyonundaki tabakalar için ortalama kalınlık 5,2mm olarak gerçekleşmiştir.

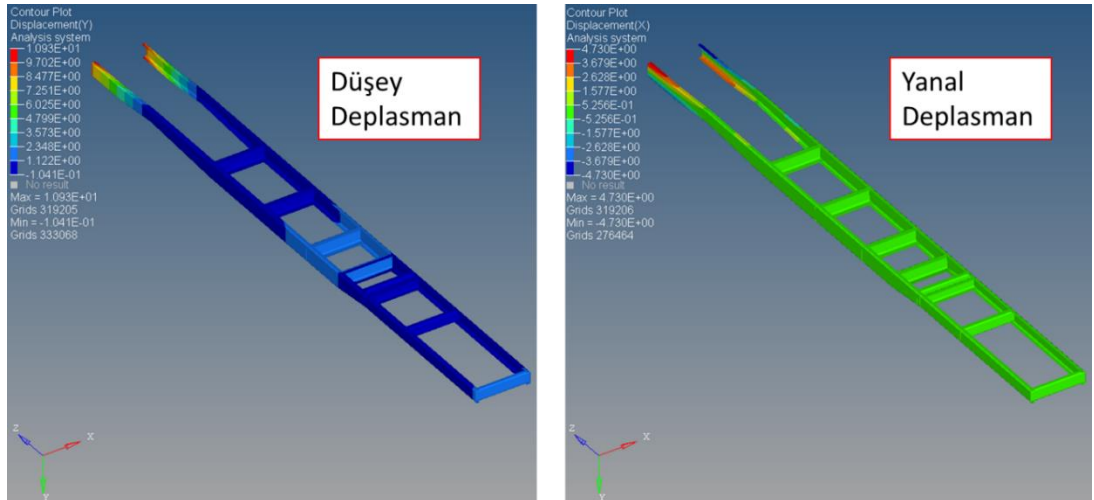
Faz-2 sonunda yapının performansı deplasman, gerilme ve hasar indislerine göre yine gözden geçirilmiştir.

Şekil 6.17’ de yapının statik yükleme koşulları altındaki deplasman performansı görülebilir.



Şekil 6.16 : Faz-2 sonunda her bir tabaka oryantasyonuna ait kalınlık dağılımları.

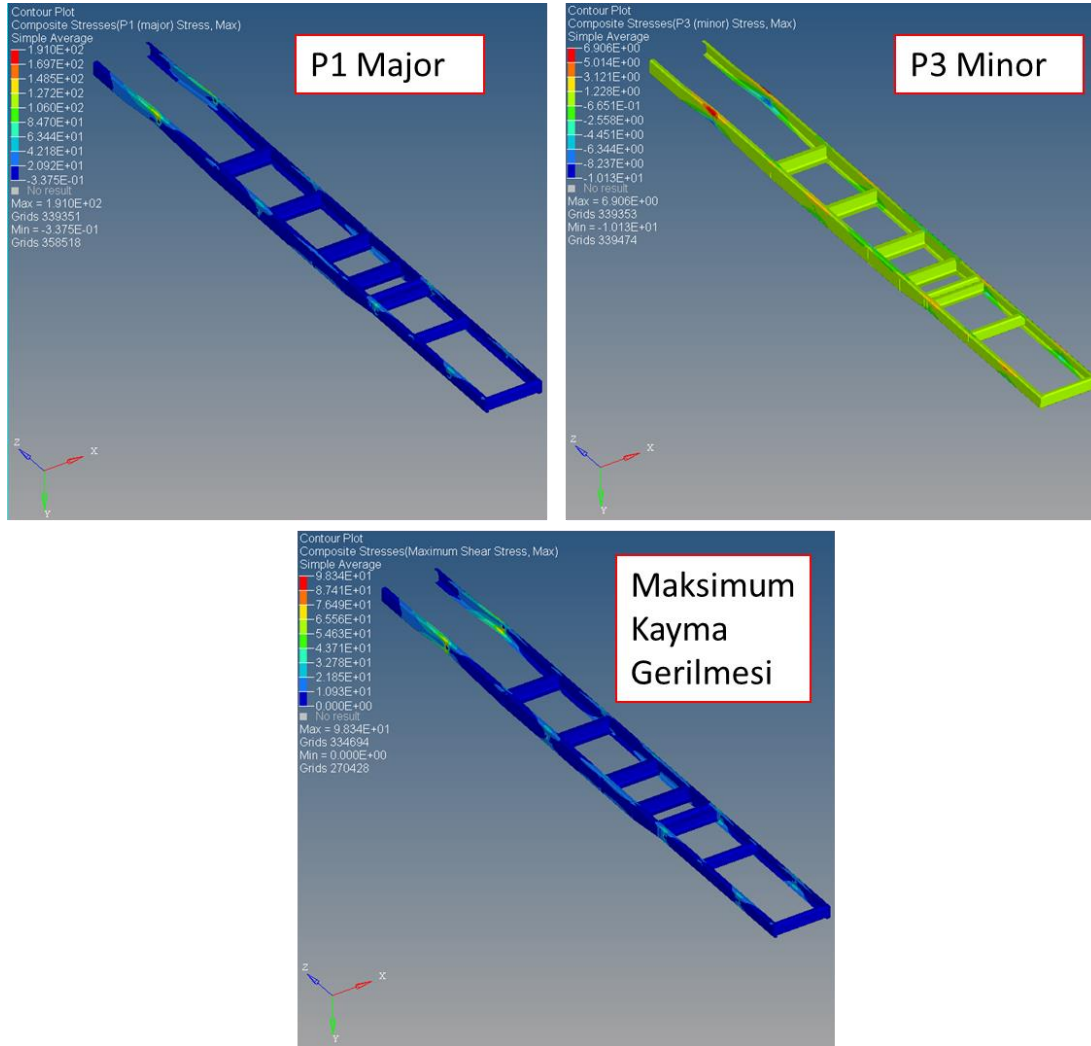
Maksimum düşey deplasman yaklaşık 11m ile hedeflenen değerin oldukça altındadır. Maksimum yanal deplasman da 4,7mm ile istenen seviyenin altında kalmıştır.



Şekil 6.17 : Faz-2 sonunda düşey ve yanal deplasmanlar.

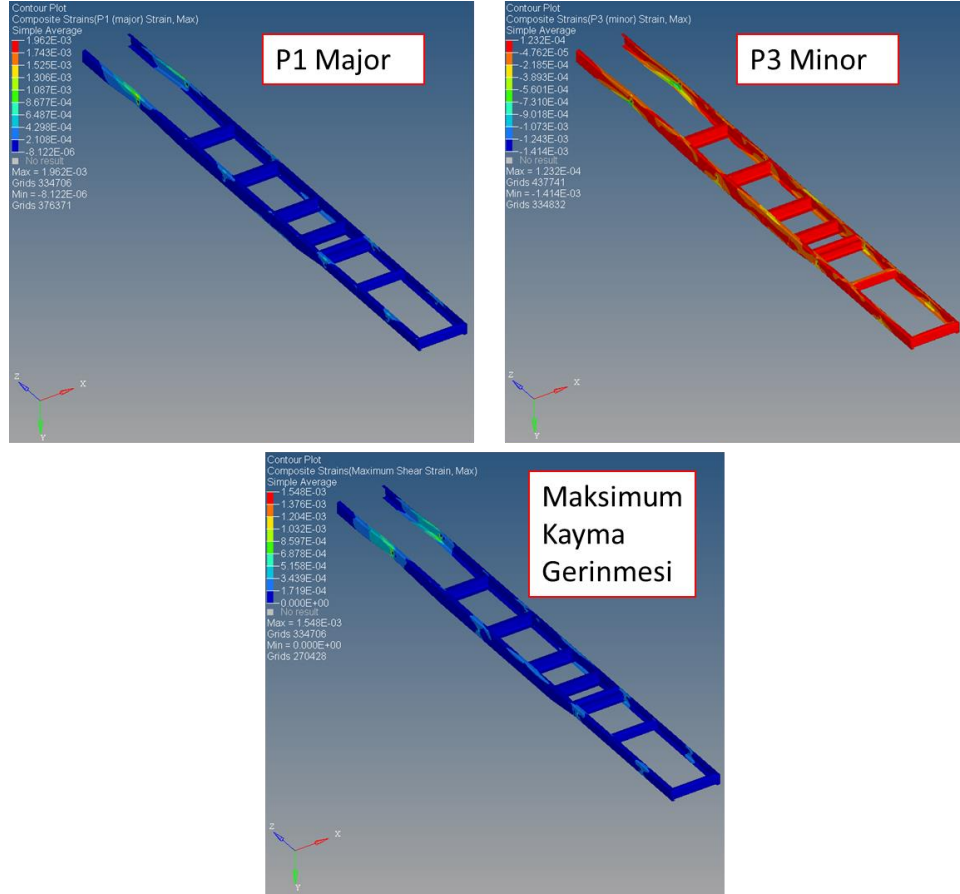
Kompozit malzemeye ait gerilme dağılımları Şekil 6.18' de görülebilir.

Şekil 6.18’ de P1 fiber doğrultusundaki maksimum gerilmeler, P3 fiber doğrultusuna dik yöndeki maksimum gerilmeler ve maksimum kayma gerilmeleri belirtilmiştir. Kompozit malzemede fiberler doğrultusundaki maksimum gerilme 191MPa, fiberlere dik yöndeki maksimum gerilme 7MPa, maksimum kayma gerilmesi mesnetlenme bölgelerindeki lokalize gerilmeler ihmal edilirse 85MPa civarındadır. Bu değerler kompozit malzemenin dayanım değerlerinin oldukça altındadır.



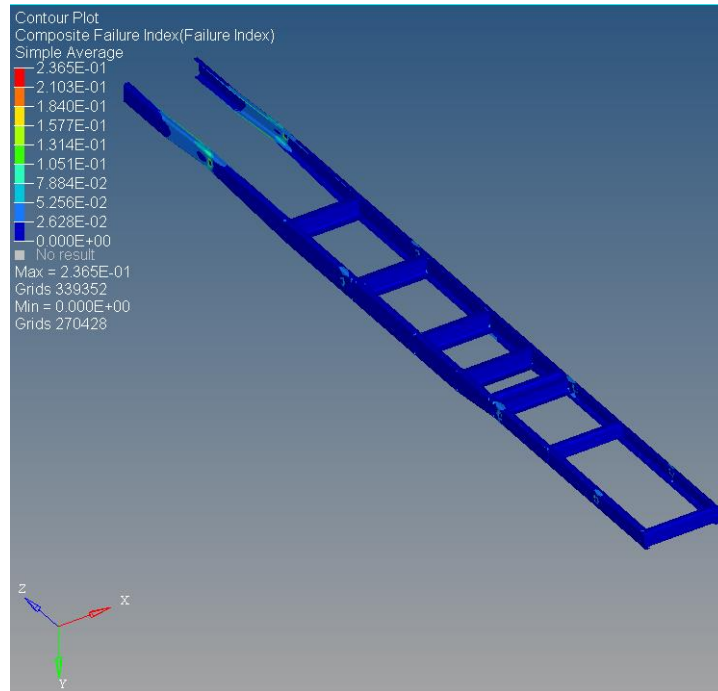
Şekil 6.18 : Faz-2 sonunda kompozit gerilmeleri

Kompozit malzemeye ait gerinme dağılımları Şekil 6.19’ da görülebilir. Şekil 6.19’ da P1 fiber doğrultusundaki maksimum gerinmeler, P3 fiber doğrultusuna dik yöndeki maksimum gerinmeler ve maksimum kayma gerinmeleri belirtilmiştir. Kompozit malzemede fiberler doğrultusundaki maksimum gerinme %0,1962, fiberlere dik yöndeki maksimum gerinme %0,1414, maksimum kayma gerinmesi %0,1548 civarındadır. AS4-PEEK için maksimum kopma gerinmesi %1,8 olduğundan malzeme güvenli şekilde çalışır.



Şekil 6.19 : Faz-2 sonunda kompozit gerinmeleri

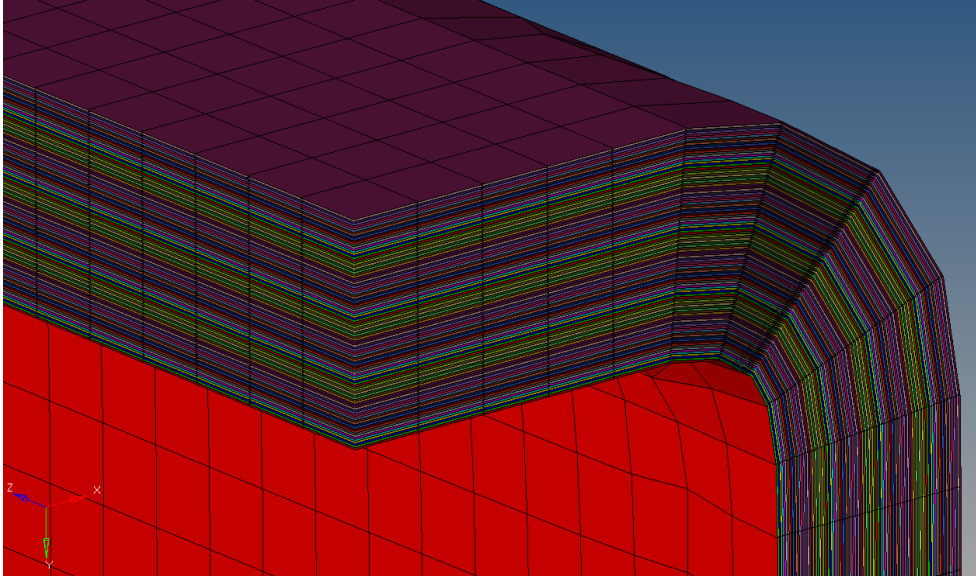
Faz-1 sonunda kompozit malzeme hasar indisi dağılımı Şekil 6.20’ de görülebilir. Maksimum kompozit hasar indisi 0,24 ile 1 değerinin çok altındadır.



Şekil 6.20 : Kompozit hasar indisi dağılımı.

Faz-2 sonundaki 121 tabaka Şekil 6.21’ de sonlu eleman modeli üzerinde görülebilir.

Faz-2 sonunda toplam şasi ağırlığı yaklaşık 326kg’ dır.

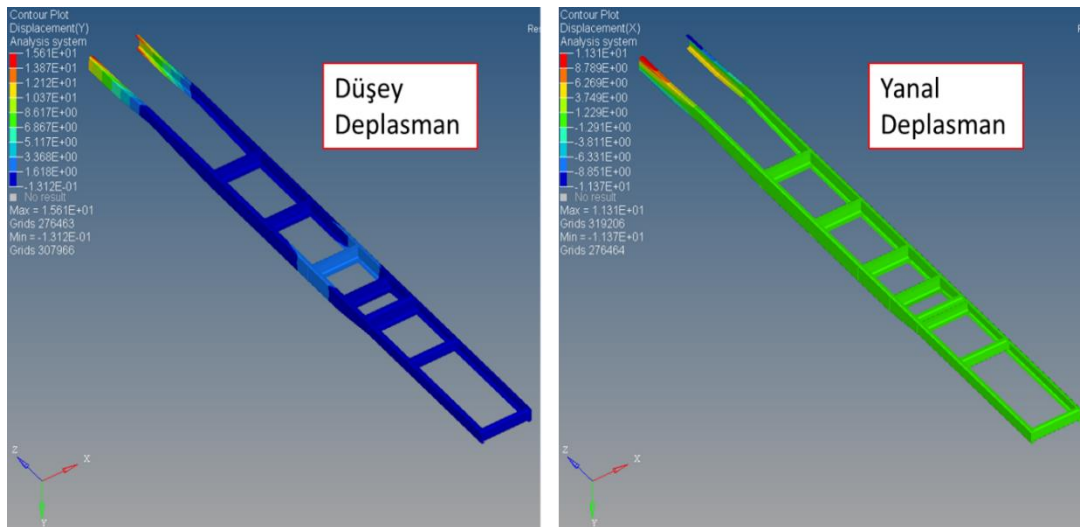


Şekil 6.21 : Faz-2 sonunda oluşan 121 tabaka

Faz-3

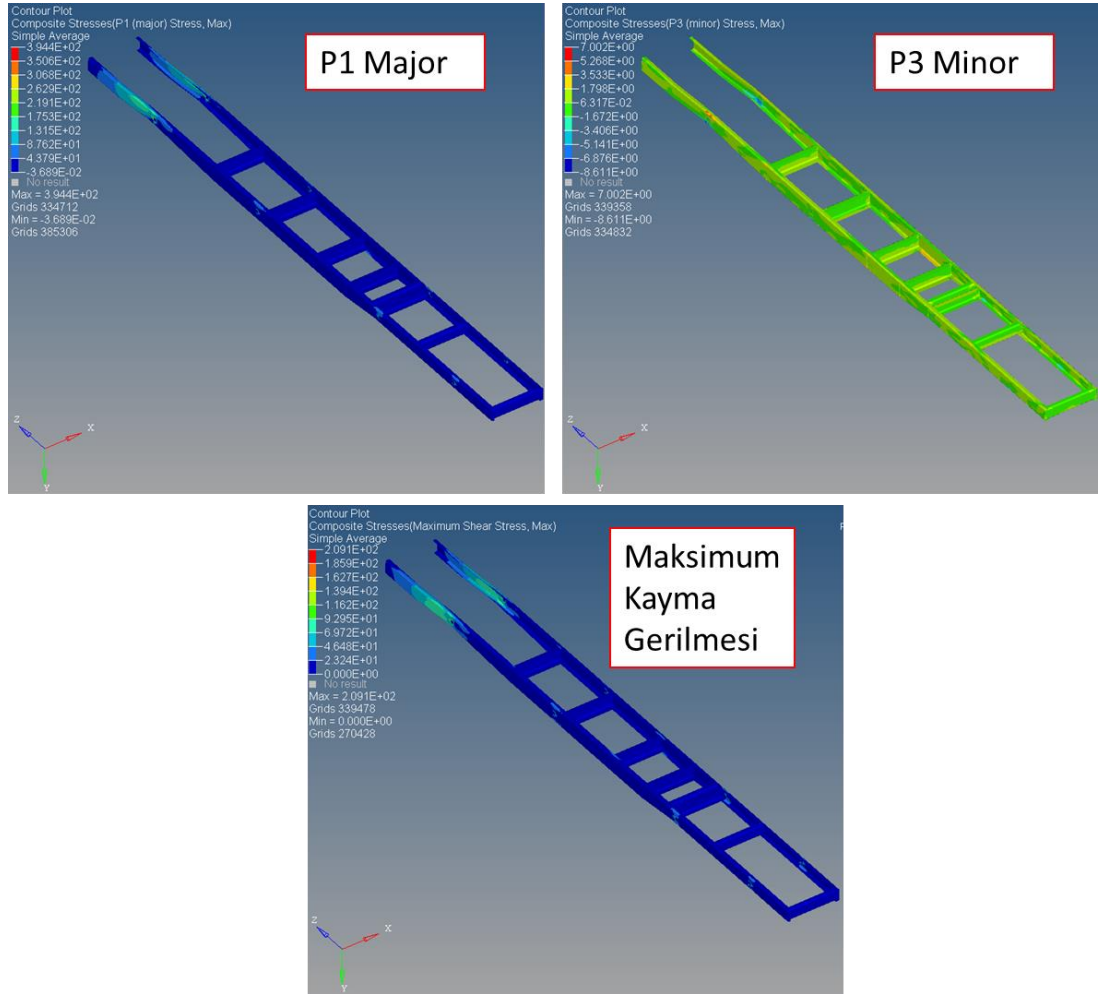
Faz-3’ te malzeme çıkarma işlemi yapılmaz. Faz-2 sonunda verilen tabakaların isterlere göre dizilimi gerçekleştirilir.

Faz-3 sonunda yapının performansı deplasman, gerilme ve hasar indislerine göre yine gözden geçirilmiştir. Şekil 6.22’ de yapının statik yükleme koşulları altındaki deplasman performansı görülebilir. Maksimum düşey deplasman yaklaşık 15,6m ile hedeflenen değerin altındadır. Maksimum yanal deplasman da 11,3mm ile istenen seviyenin altında kalmıştır.



Şekil 6.22 : Faz-3 sonunda düşey ve yanal deplasmanlar.

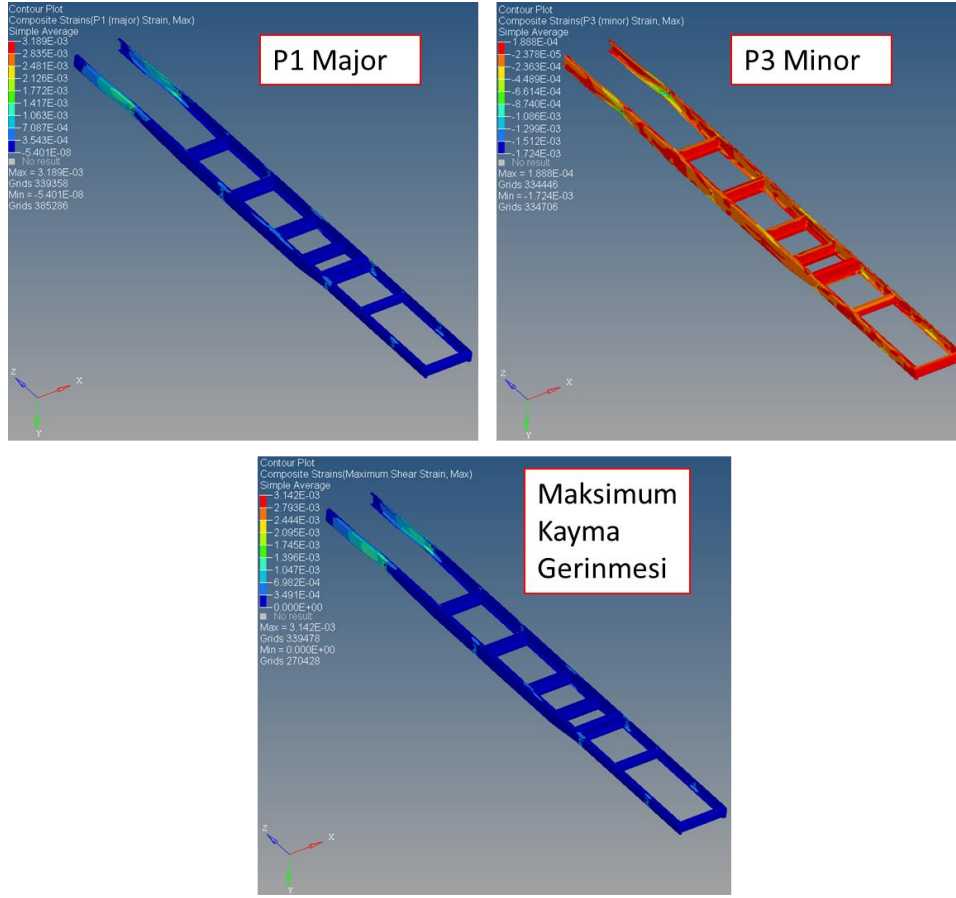
Kompozit malzemeye ait gerilme dağılımları Şekil 6.23’ de görülebilir.Şekil 6.23’ de P1 fiber doğrultusundaki maksimum gerilmeler, P3 fiber doğrultusuna dik yöndeki maksimum gerilmeler ve maksimum kayma gerilmeleri belirtilmiştir. Kompozit malzemede fiberler doğrultusundaki maksimum gerilme sonlu eleman süreksizlikleri elendiğinde 280MPa, ortalama gerilme 45MPa; fiberlere dik yöndeki maksimum gerilme 7MPa, ortalama çekme gerilmesi 1,5MPa; maksimum kayma gerilmesi mesnetlenme bölgelerindeki lokalize gerilmeler ihmal edilirse 116MPa civarındadır. Bu değerler kompozit malzemenin dayanım değerlerinin altındadır.



Şekil 6.23 : Faz-3 sonunda kompozit gerilmeleri

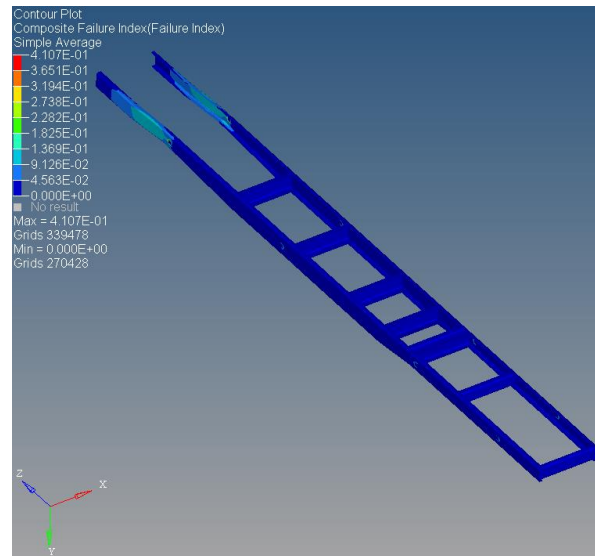
Kompozit malzemeye ait gerinme dağılımları Şekil 6.24’ de görülebilir. Şekil 6.24’ de P1 fiber doğrultusundaki maksimum gerinmeler, P3 fiber doğrultusuna dik yöndeki maksimum gerinmeler ve maksimum kayma gerinmeleri belirtilmiştir. Kompozit malzemede fiberler doğrultusundaki maksimum gerinme %0,3189, ortalama gerinme %0,02941; fiberlere dik yöndeki maksimum gerinme %0,1724, ortalama çekme gerinmesi %0,003352; maksimum kayma gerinmesi %0,3142 civarındadır.

AS4-PEEK için maksimum kopma gerinmesi %1,8 olduğundan malzeme güvenli şekilde çalışır.



Şekil 6.24 : Faz-3 sonunda kompozit gerinmeleri

Faz-3 sonunda kompozit malzeme hasar indisi dağılımı Şekil 6.25’ de görülebilir. Maksimum kompozit hasar indisi 0,41 ile 1 değerinin altındadır.



Şekil 6.25 : Kompozit hasar indisi dağılımı.

EK A' da AS4-PEEK için Faz-3 sonunda elde edilen tabaka dizilimi görülebilir.

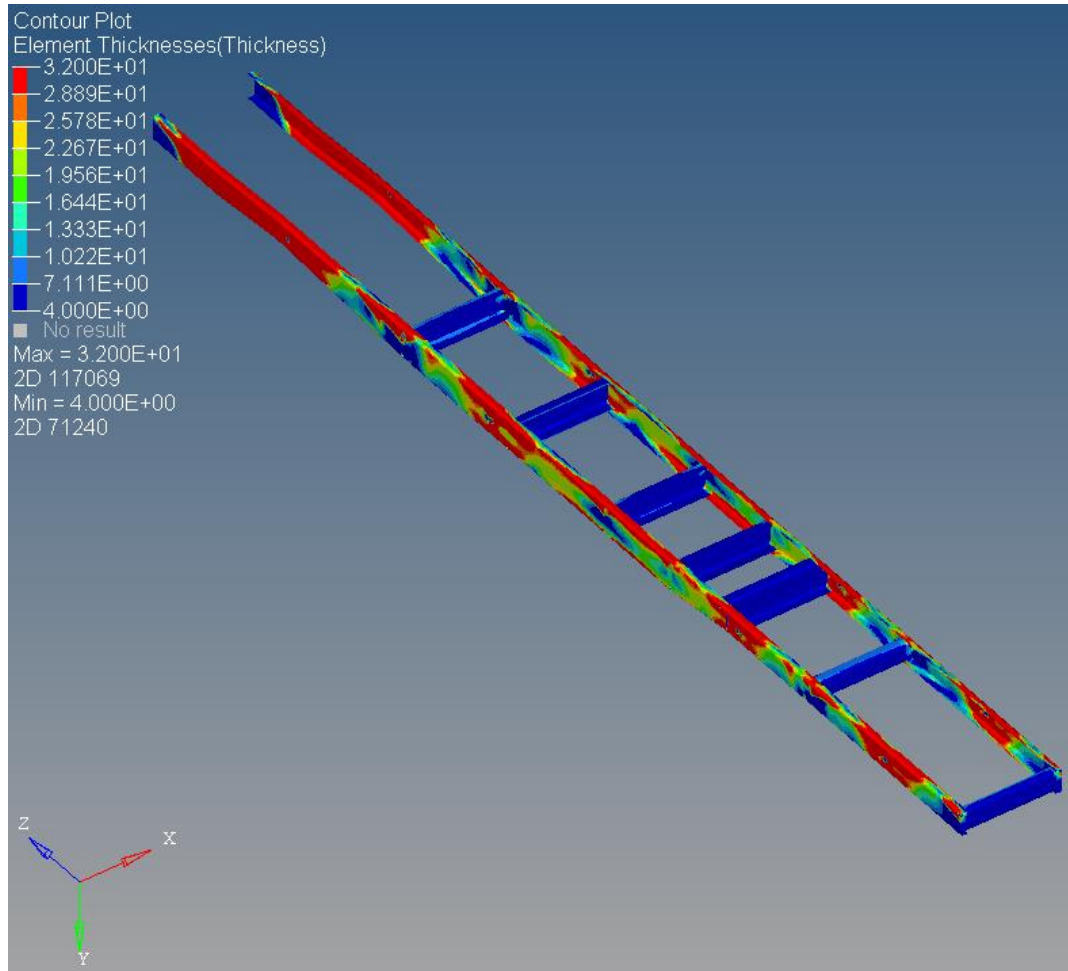
Düşey statik yüklemeye göre yapılan optimizasyona göre malzeme güvenli şekilde çalışır. Çelik malzeme için 650 kg olan şasi ağırlığı 326 kg a düşürülmüştür. Bu da şasi ağırlığında yaklaşık %50 oranında bir iyileşme sağlanması anlamına gelmektedir.

6.2.1.2 EGlass-epoksi optimizasyon sonuçları

Faz-1

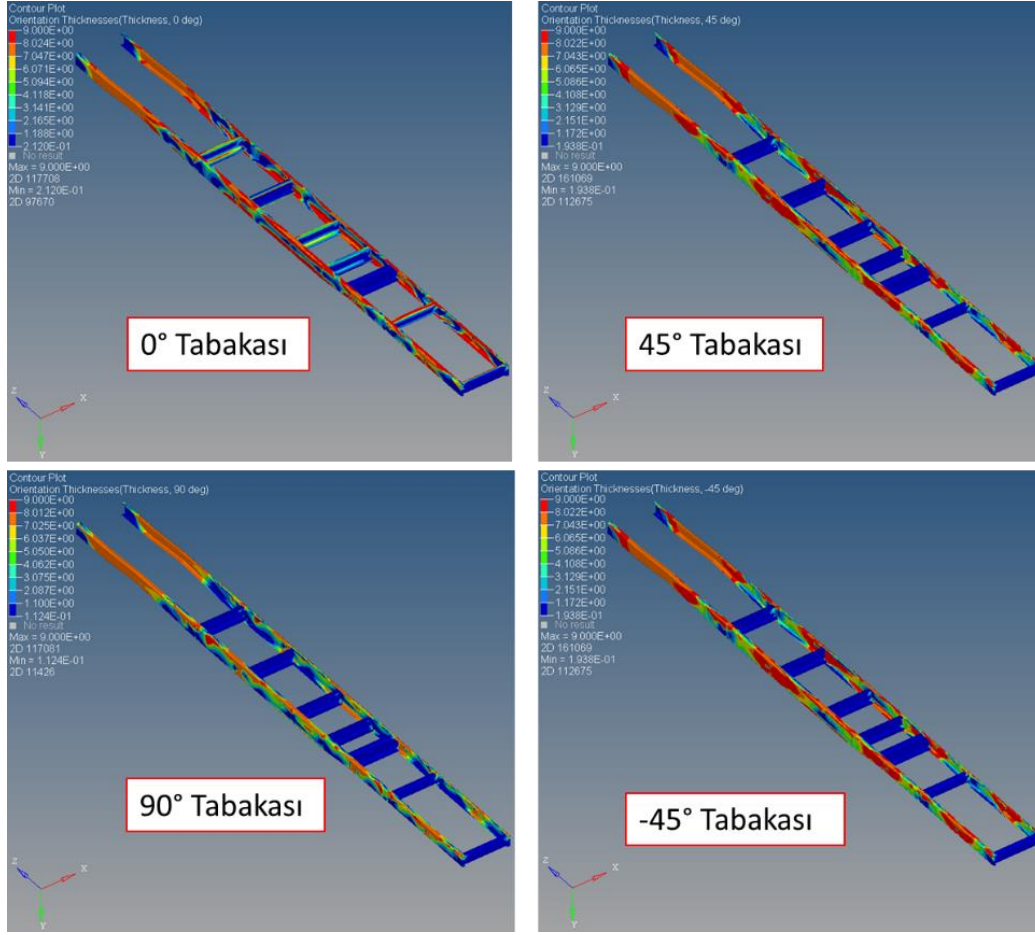
Toplam laminat kalınlığı dağılımı Şekil 6.26' da görülebilir.

Verilen ister ve kısıtlar doğrultusunda faz-1 sonunda toplam laminat kalınlığı yapının boyuna taşıyıcı elemanlarında maksimum kalınlık olan 32 milimetreye ulaşmıştır. Enine kirişlerde ise kalınlık minimum değer olan 4mm olarak seçilmiştir.



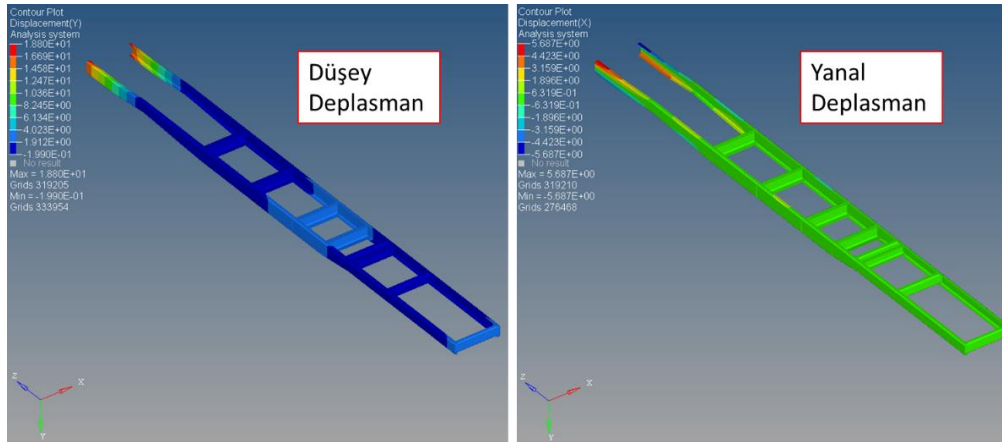
Şekil 6.26 : Eglass-epoksi faz-1 sonunda toplam laminat kalınlığı dağılımı.

Her bir fiber oryantasyonuna ait olan kalınlık dağılımları Şekil 6.27' de belirtilmiştir. Her bir oryantasyon için tabaka kalınlıkları yapı içerisinde 0,2mm- 9mm aralığında değişmektedir.



Şekil 6.27 : Eglass-epoksi faz-1 sonunda her bir tabaka oryantasyonuna ait kalınlık dağılımları.

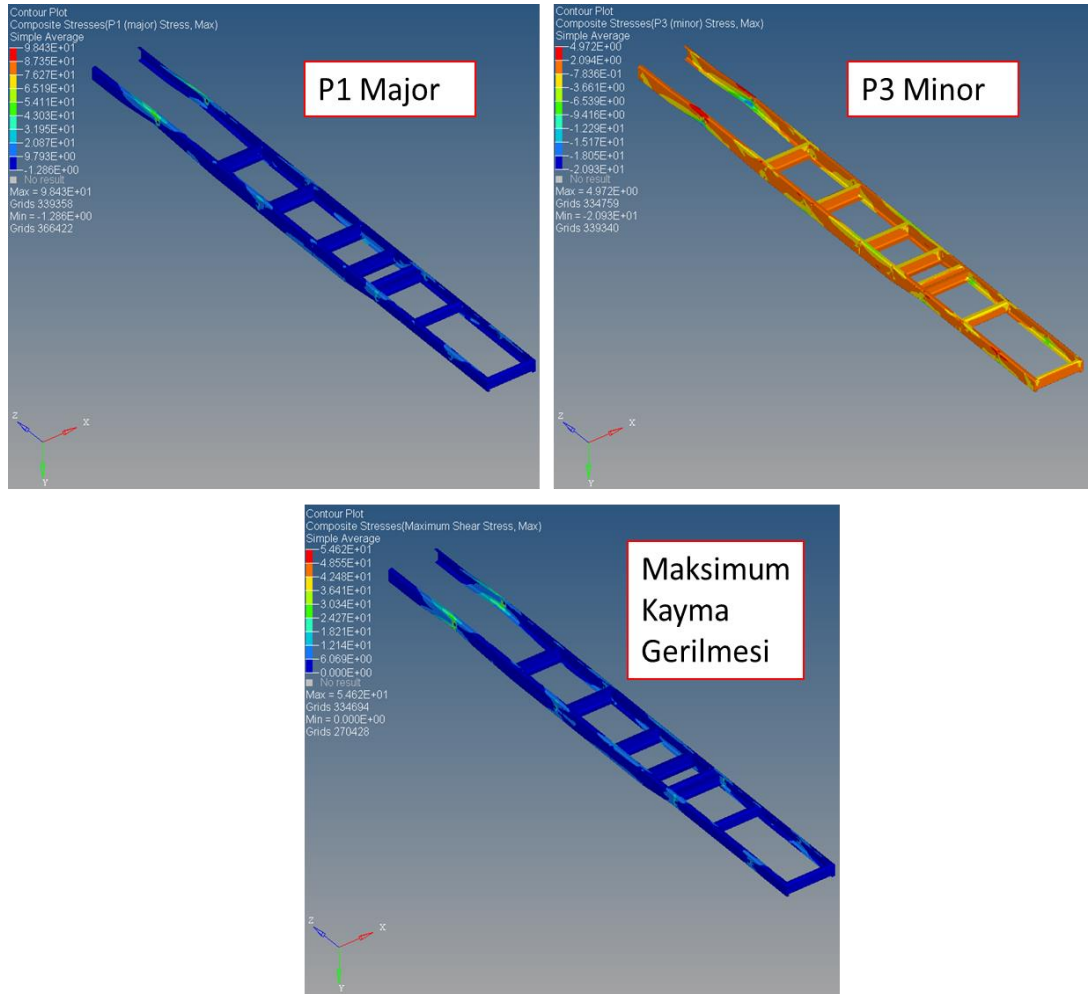
Faz-1 sonunda yapının performansı deplasman, gerilme ve hasar indislerine göre değerlendirilmiştir. Şekil 6.28’de yapının statik yükleme koşulları altındaki deplasman performansı görülebilir.



Şekil 6.28 : Eglass-epoksi faz-1 sonunda düşey ve yanal deplasmanlar.

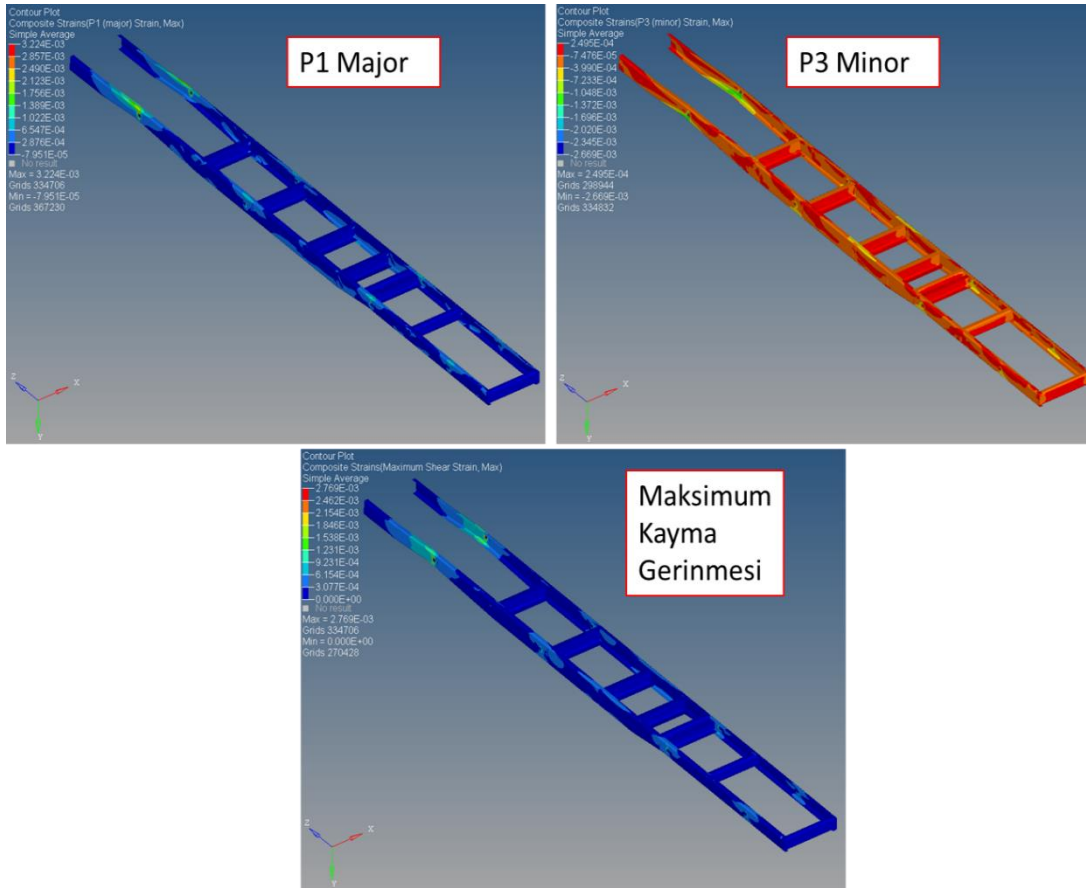
Maksimum düşey deplasman yaklaşık 18,8mm ile hedeflenen değerin hemen altındadır. Maksimum yanal deplasman da 5,9mm ile istenen seviyenin altında kalmıştır.

Kompozit malzemeye ait gerilme dağılımları Şekil 6.29’ da görülebilir. Şekil 6.29’ da P1 fiber doğrultusundaki maksimum gerilmeler, P3 fiber doğrultusuna dik yöndeki maksimum gerilmeler ve maksimum kayma gerilmeleri belirtilmiştir. Kompozit malzemede fiberler doğrultusundaki maksimum gerilme 98,4MPa, fiberlere dik yöndeki maksimum gerilme 5MPa, maksimum kayma gerilmesi mesnetlenme bölgelerindeki lokalize gerilmeler ihmal edilirse 45MPa civarındadır. Bu değerler kompozit malzemenin dayanım değerlerinin oldukça altındadır.



Şekil 6.29 : Eglass-epoksi faz-1 sonunda kompozit gerilmeleri

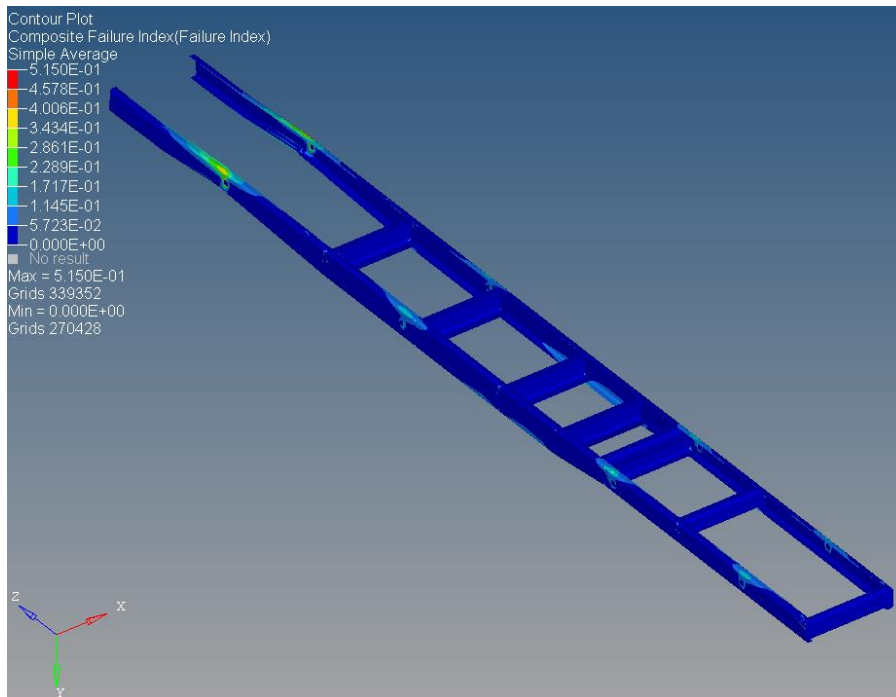
Kompozit malzemeye ait gerinme dağılımları Şekil 6.30’ da görülebilir. Şekil 6.30’ da P1 fiber doğrultusundaki maksimum gerinmeler, P3 fiber doğrultusuna dik yöndeki maksimum gerinmeler ve maksimum kayma gerinmeleri belirtilmiştir. Kompozit malzemede fiberler doğrultusundaki maksimum gerinme %0,3224, fiberlere dik yöndeki maksimum gerinme %0,2669, maksimum kayma gerinmesi %0,2769 civarındadır. Cam fiber için maksimum kopma gerinmesi %2,5 olduğundan malzeme güvenli şekilde çalışır.



Şekil 6.30 : Eglass-epoksi faz-1 sonunda kompozit gerinmeleri

Faz-1 sonunda kompozit malzeme hasar indisi dağılımı Şekil 6.31’ da görülebilir.

Maksimum kompozit hasar indisi 0,51 ile 1 değerinin altındadır.



Şekil 6.31 : Eglass-epoksi kompozit hasar indisi dağılımı.

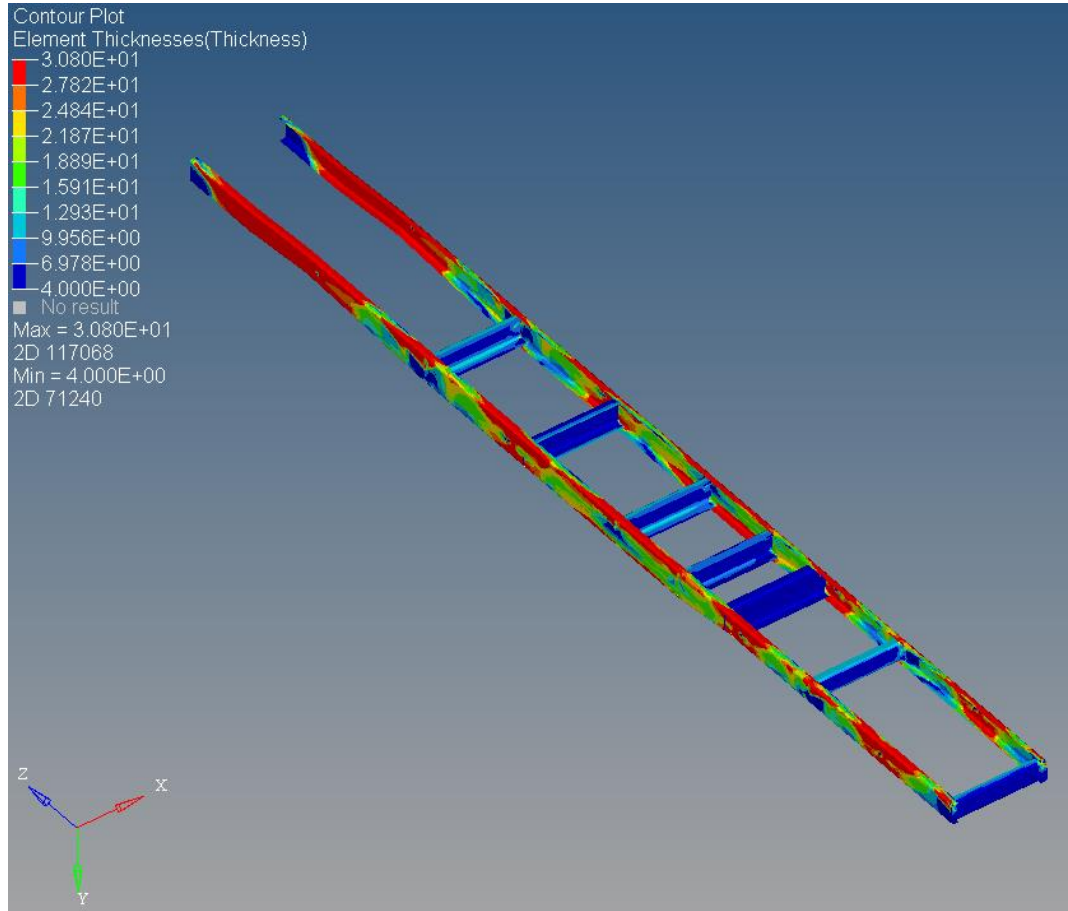
Faz-1 sonunda toplam şasi ağırlığı yaklaşık 424kg' dır.

Faz-2

Faz-2 sonundaki toplam laminat kalınlığı dağılımı Şekil 6.32' de görülebilir.

Verilen ister ve kısıtlar doğrultusunda Faz-2 sonunda maksimum toplam laminat kalınlığı boyuna kirişlerde 36 mm' den 31mm' ye düşmüştür.

Enine kirişlerde ise genel olarak yine minimum kalınlık olan 4mm kullanılmıştır.



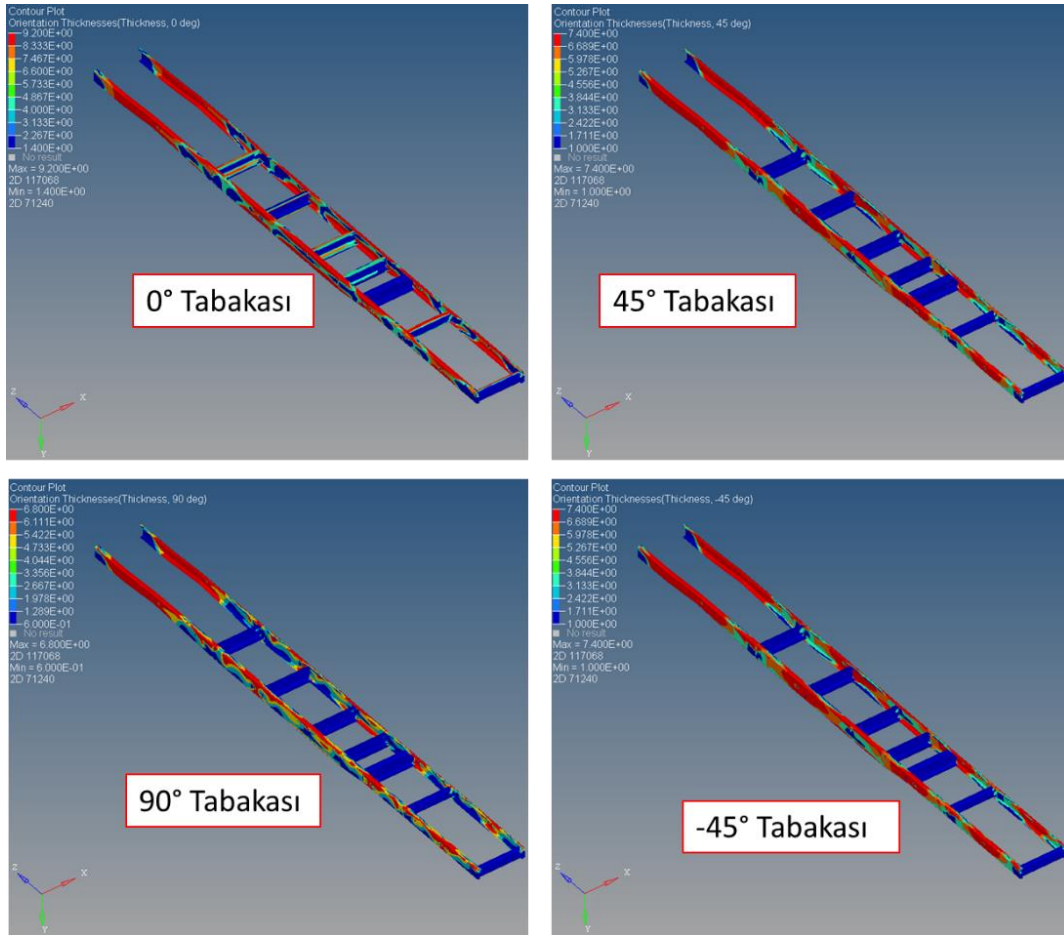
Şekil 6.32 : Eglass-epoksi faz-2 sonunda toplam laminat kalınlığı dağılımı.

Her bir fiber oryantasyonuna ait olan kalınlık dağılımları Şekil 6.33' de belirtilmiştir.

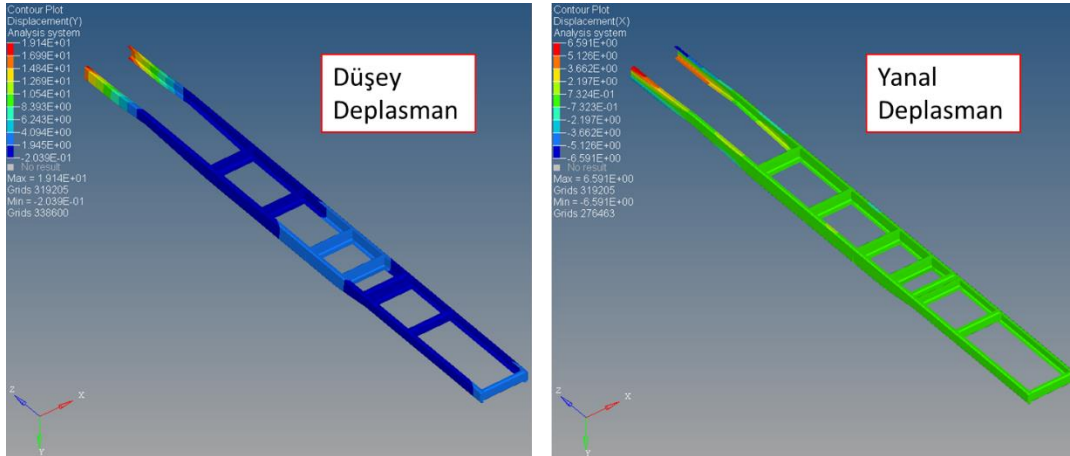
Faz-2 sonunda yapının performansı deplasman, gerilme ve hasar indislerine göre yine gözden geçirilmiştir.

Şekil 6.34' te yapının statik yükleme koşulları altındaki deplasman performansı görülebilir.

Maksimum düşey deplasman yaklaşık 19,1m ile hedeflenen değerin hemen altındadır. Maksimum yanal deplasman da 6,6mm ile istenen seviyenin altında kalmıştır.



Şekil 6.33 : Eglass-epoksi faz-2 sonunda her bir tabaka oryantasyonuna ait kalınlık dağılımları.

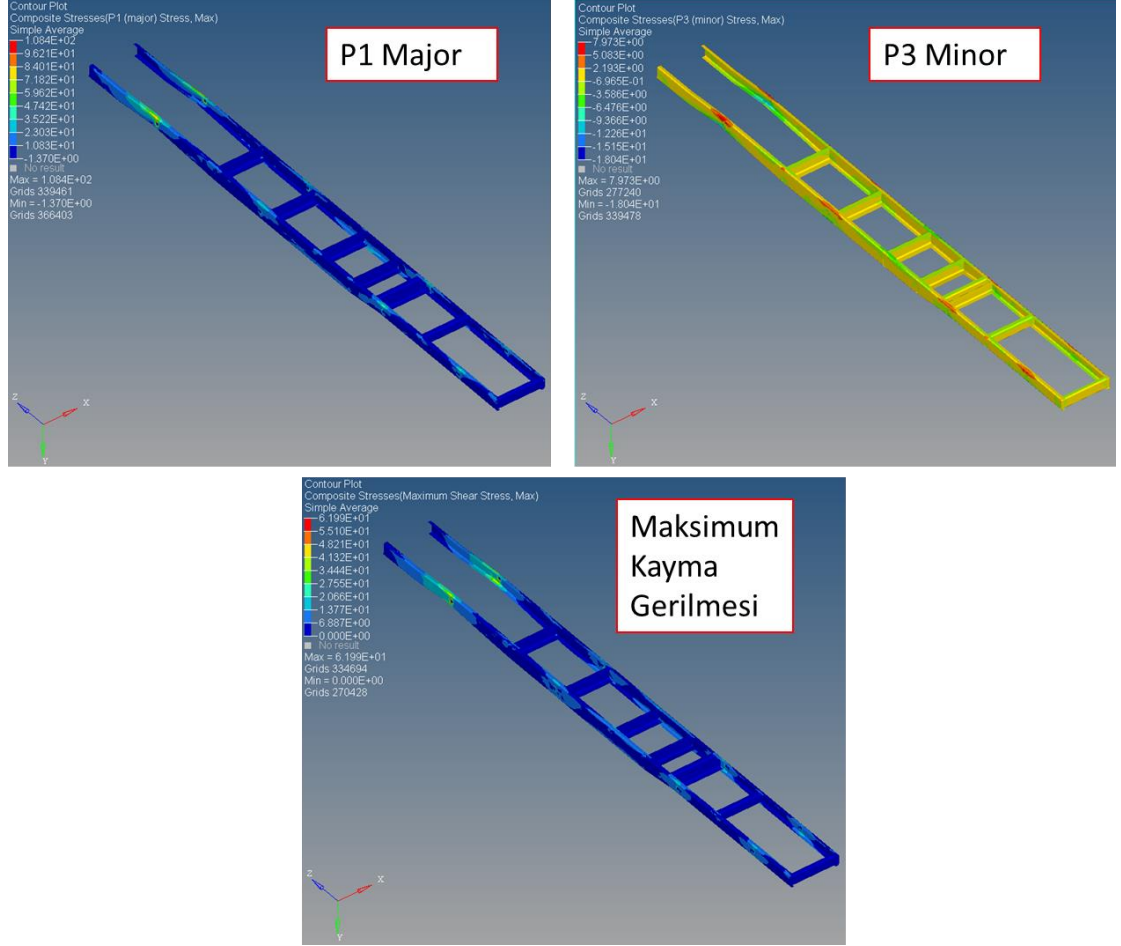


Şekil 6.34 : Eglass-epoksi faz-2 sonunda düşey ve yanal deplasmanlar.

Kompozit malzemeye ait gerilme dağılımları Şekil 6.35’ de görülebilir.

Şekil 6.35’ de P1 fiber doğrultusundaki maksimum gerilmeler, P3 fiber doğrultusuna dik yöndeki maksimum gerilmeler ve maksimum kayma gerilmeleri belirtilmiştir. Kompozit malzemede fiberler doğrultusundaki maksimum gerilme 108,4MPa,

fiberlere dik yöndeki maksimum gerilme 8MPa, maksimum kayma gerilmesi mesnetlenme bölgelerindeki lokalize gerilmeler ihmal edilirse 55MPa civarındadır. Bu değerler kompozit malzemenin dayanım değerlerinin altındadır.



Şekil 6.35 : Eglass-epoksi faz-2 sonunda kompozit gerilmeleri

Kompozit malzemeye ait gerinme dağılımları Şekil 6.36’ da görülebilir.

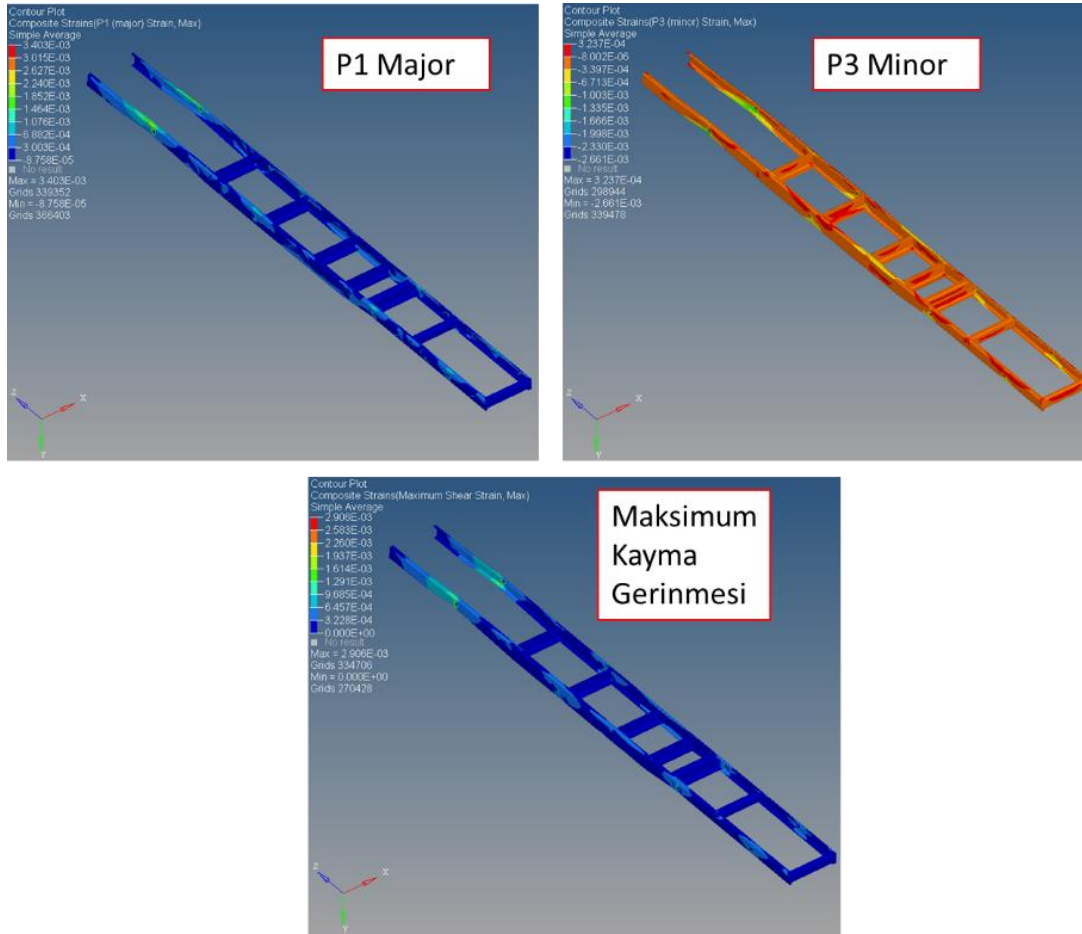
Şekil 6.36’ da P1 fiber doğrultusundaki maksimum gerinmeler, P3 fiber doğrultusuna dik yöndeki maksimum gerinmeler ve maksimum kayma gerinmeleri belirtilmiştir. Kompozit malzemedeki fiberler doğrultusundaki maksimum gerinme %0,3403, fiberlere dik yöndeki maksimum gerinme %0,2661, maksimum kayma gerinmesi %0,2906 civarındadır. Cam fiber için maksimum kopma gerinmesi %2,5 olduğundan malzeme güvenli şekilde çalışır.

Faz-2 sonunda kompozit malzeme hasar indisi dağılımı Şekil 6.37’ de görülebilir.

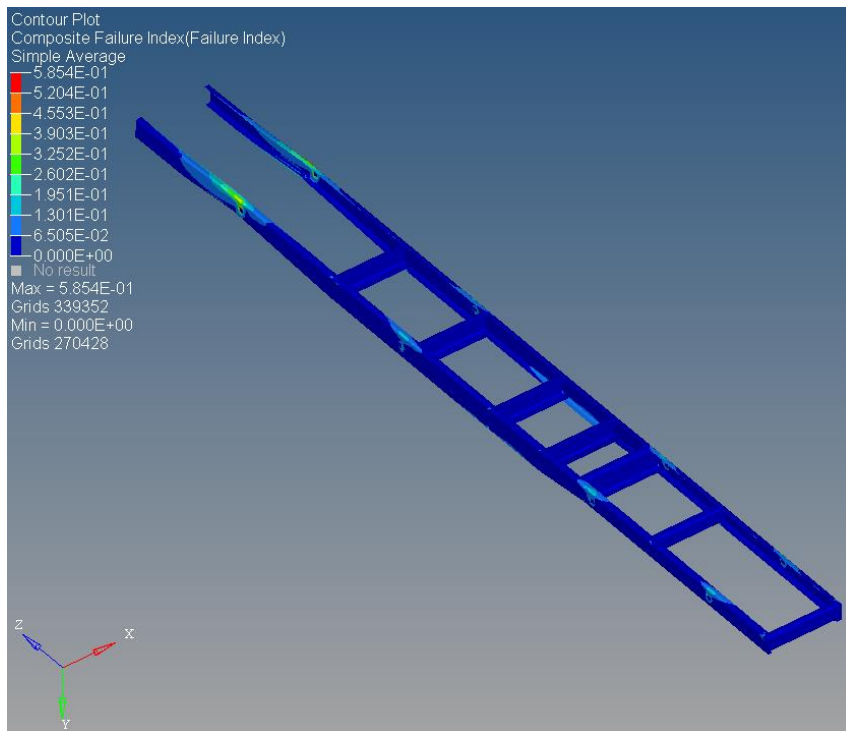
Maksimum kompozit hasar indisi 0,58 ile 1 değerinin altındadır.

Faz-2 sonunda oluşan 153 tabaka Şekil 6.38’ de görülebilir.

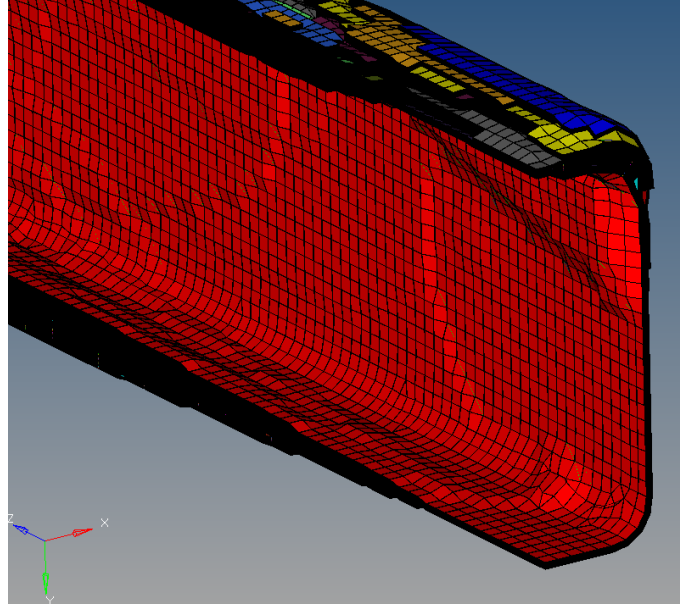
Faz-2 sonunda toplam şasi ağırlığı yaklaşık 345,5kg' dır.



Şekil 6.36 : Eglass-epoksi faz-2 sonunda kompozit gerinmeleri



Şekil 6.37 : Eglass-epoksi kompozit hasar indisi dağılımı.

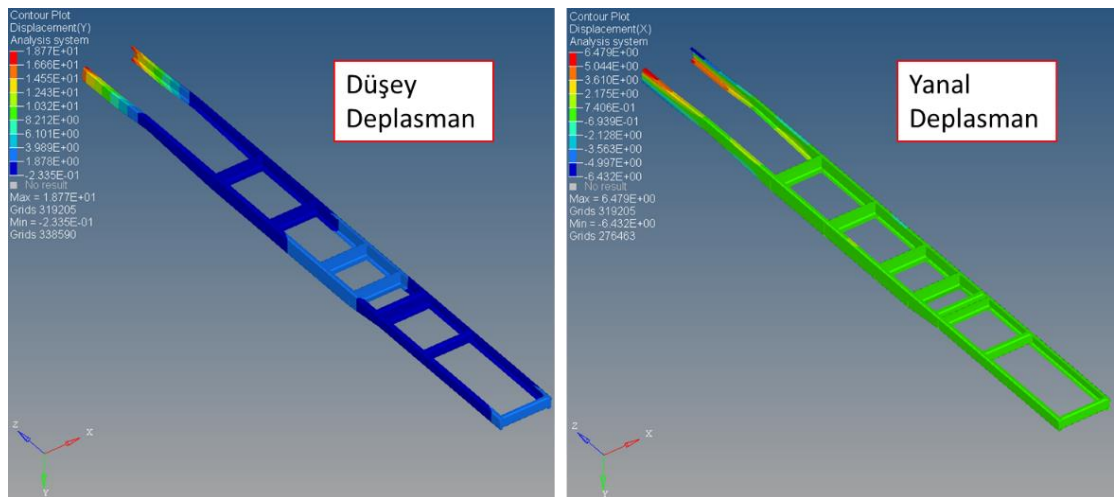


Şekil 6.38 : Faz-2 sonunda oluşan 153 tabaka.

Faz-3

Faz-3' te malzeme çıkarma işlemi yapılmaz. Faz-2 sonunda verilen tabakaların isterlere göre dizilimi gerçekleştirilir.

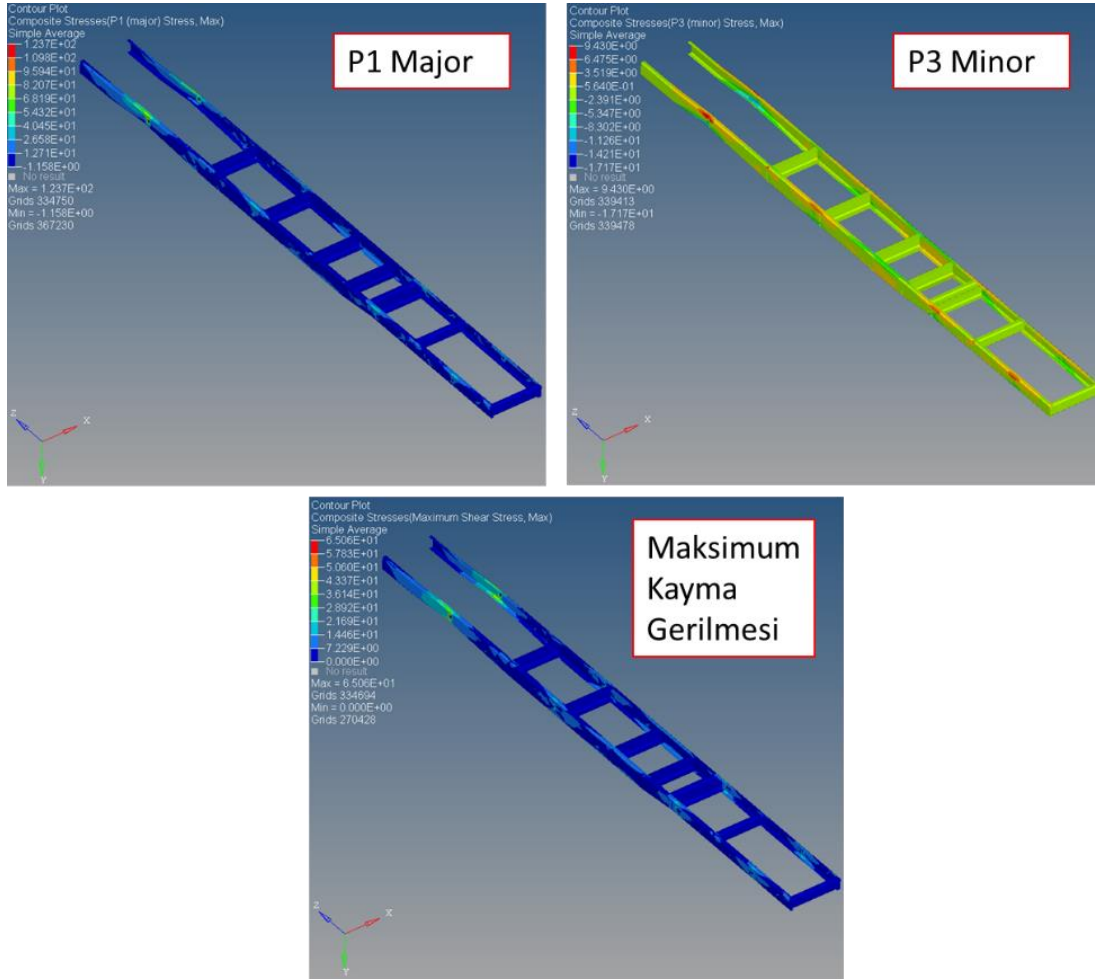
Faz-3 sonunda yapının performansı deplasman, gerilme ve hasar indislerine göre yine gözden geçirilmiştir. Şekil 6.39' da yapının statik yükleme koşulları altındaki deplasman performansı görülebilir. Maksimum düşey deplasman yaklaşık 18,7mm ile hedeflenen değerin altındadır. Maksimum yanal deplasman da 6,5mm ile istenen seviyenin altında kalmıştır.



Şekil 6.39 : Eglass-epoksi faz-3 sonunda düşey ve yanal deplasmanlar.

Kompozit malzemeye ait gerilme dağılımları Şekil 6.40' ta görülebilir. Şekil 6. 40' ta P1 fiber doğrultusundaki maksimum gerilmeler, P3 fiber doğrultusuna dik yöndeki

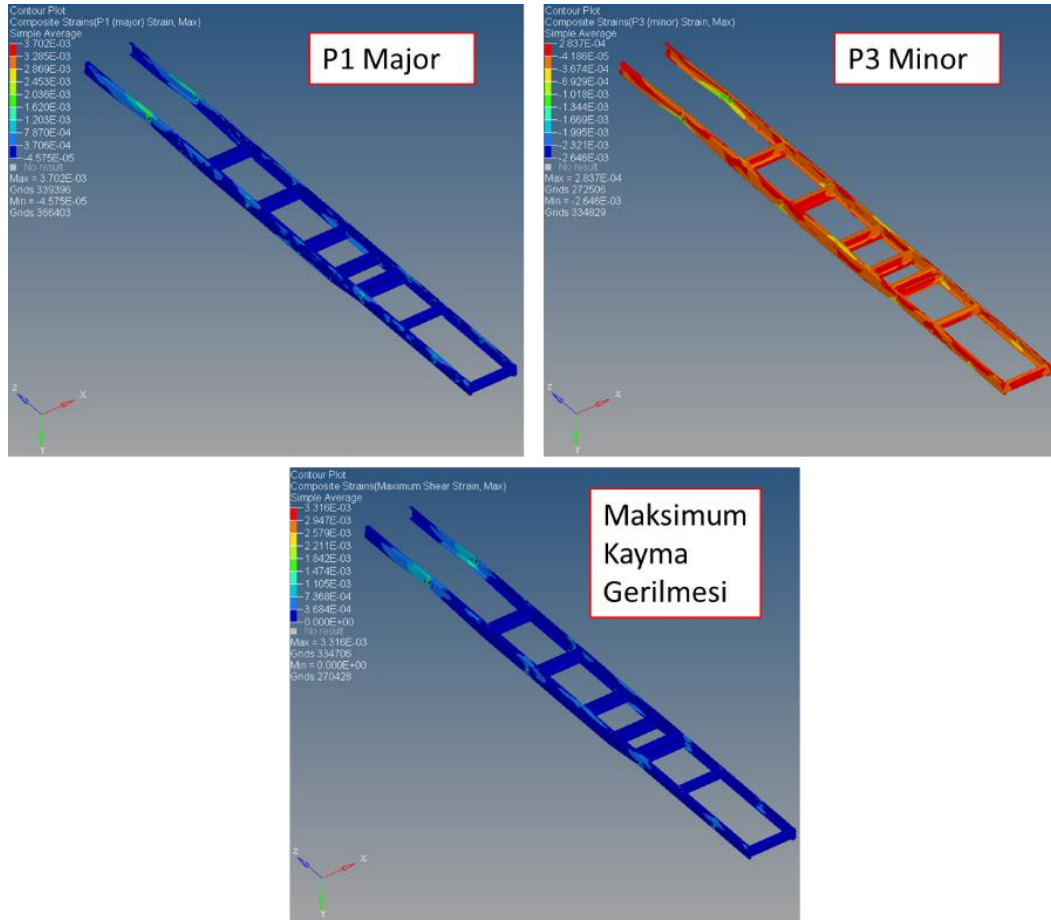
maksimum gerilmeler ve maksimum kayma gerilmeleri belirtilmiştir. Kompozit malzemede fiberler doğrultusundaki maksimum gerilme sonlu eleman süreksizlikleri elendiğinde 123,7MPa, ortalama gerilme 20MPa; fiberlere dik yöndeki maksimum gerilme 9,4MPa, ortalama çekme gerilmesi 4MPa; maksimum kayma gerilmesi mesnetlenme bölgelerindeki lokalize gerilme ihmal edilirse 50MPa civarındadır. Bu değerler kompozit malzemenin dayanım değerlerinin altındadır.



Şekil 6.40 : Eglass-epoksi faz-3 sonunda kompozit gerilmeleri

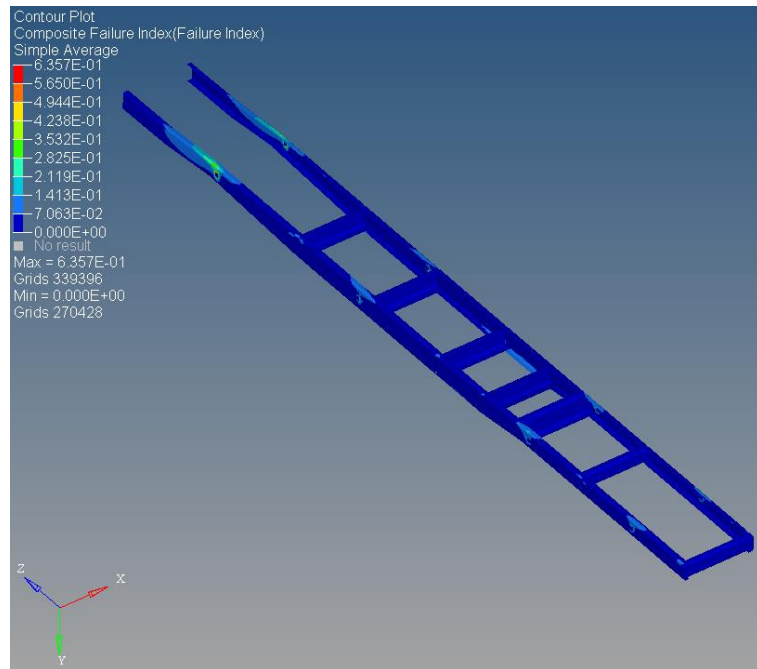
Kompozit malzemeye ait gerilme dağılımları Şekil 6.41’ de görülebilir.

Şekil 6.41’ de P1 fiber doğrultusundaki maksimum gerilmeler, P3 fiber doğrultusuna dik yöndeki maksimum gerilmeler ve maksimum kayma gerilmeleri belirtilmiştir. Kompozit malzemede fiberler doğrultusundaki maksimum gerilme %0,3702, ortalama gerilme %0,05308; fiberlere dik yöndeki maksimum gerilme %0,2646, ortalama çekme gerilmesi %0,005157; maksimum kayma gerilmesi %0,3316 civarındadır. Cam fiber için maksimum kopma gerilmesi %2,5 olduğundan malzeme güvenli şekilde çalışır.



Şekil 6.41 : Eglass-epoksi faz-3 sonunda kompozit gerinimleri

Faz-3 sonunda kompozit malzeme hasar indisi dağılımı Şekil 6.42’ de görülebilir. Maksimum kompozit hasar indisi 0,64 ile 1 değerinin altındadır.



Şekil 6.42 : Eglass-epoksi kompozit hasar indisi dağılımı.

EK B' de Eglass-epoksi için Faz 3 sonunda elde edilen tabaka dizilimi görülebilir.

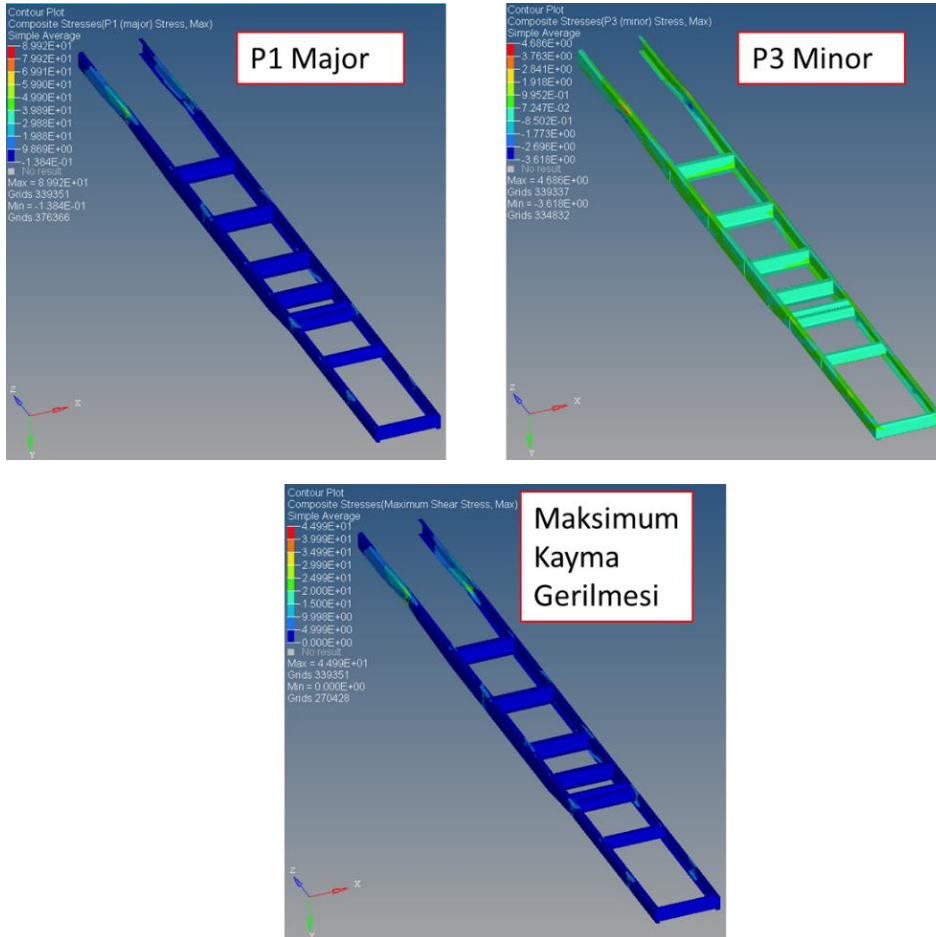
Düşey statik yüklemeye göre yapılan optimizasyona göre malzeme güvenli şekilde çalışır. Çelik malzeme için 650 kg olan şasi ağırlığı 345,5 kg a düşürülmüştür. Bu da şasi ağırlığında yaklaşık %47 oranında bir iyileşme sağlanması anlamına gelmektedir.

6.2.2 Optimize edilmiş kompozit yapının dinamik analiz sonuçları

Kompozit yapıda dinamik analizlerde sadece düşey kuvvetler göz önüne alınmıştır.

6.2.2.1 AS4-PEEK kompozit malzemesi için dinamik analiz sonuçları

Dinamik analiz sonucunda elde edilen gerilme dağılımları Şekil 6.43' de görülebilir. Şekil 6.43' de P1 fiber doğrultusundaki maksimum gerilmeler, P3 fiber doğrultusuna dik yöndeki maksimum gerilmeler ve maksimum kayma gerilmeleri belirtilmiştir.



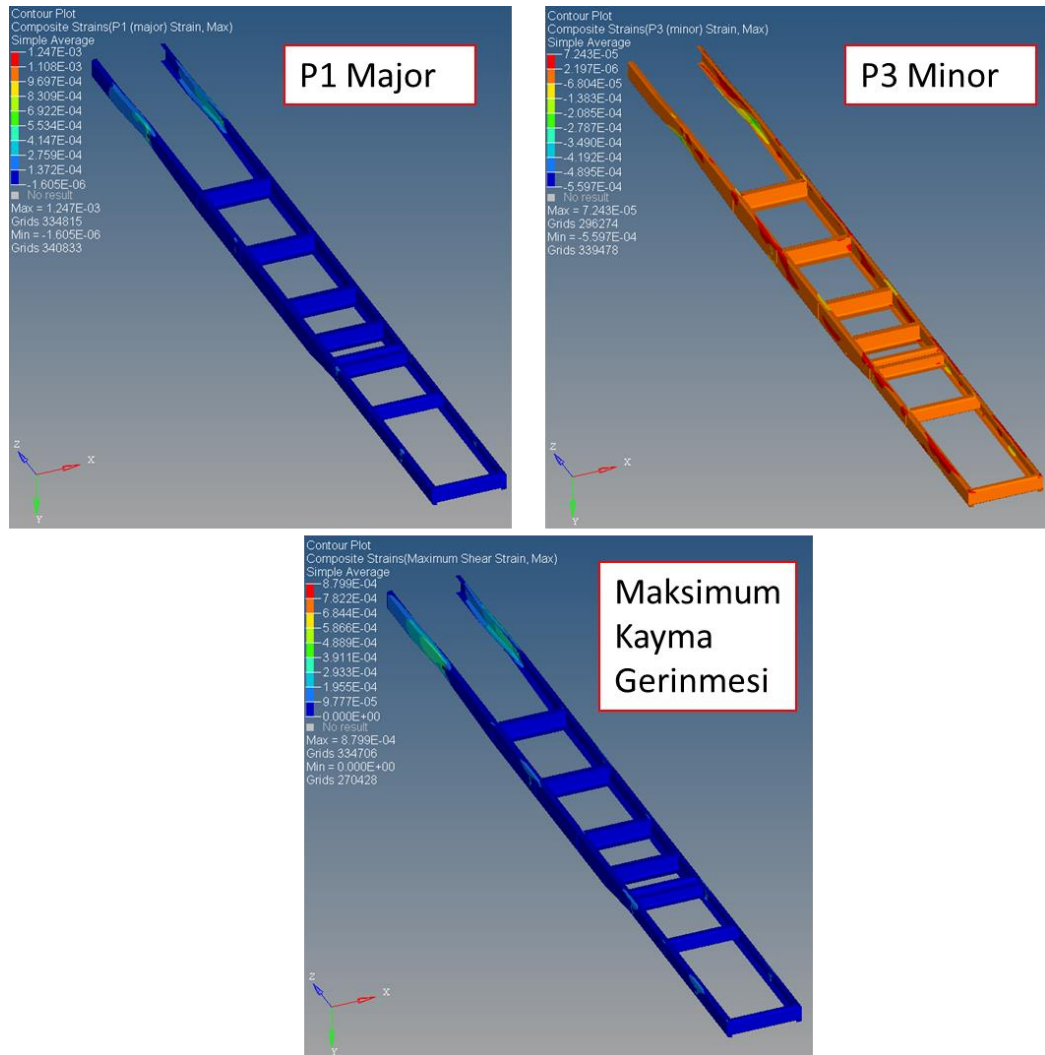
Şekil 6.43 : AS4-PEEK dinamik analiz kompozit gerilmeleri

Kompozit malzemede fiberler doğrultusundaki maksimum gerilme sonlu eleman süreksizlikleri elendiğinde 90MPa, ortalama gerilme ise 5MPa; fiberlere dik yöndeki maksimum gerilme 4,7MPa, ortalama gerilme ise 0,6MPa; maksimum kayma

gerilmesi mesnetlenme bölgelerindeki lokalize gerilme ihmal edilirse 35MPa civarındadır.

Kompozit malzemeye ait gerinme dağılımları Şekil 6.44' de görülebilir.

Şekil 6.44' de P1 fiber doğrultusundaki maksimum gerinmeler, P3 fiber doğrultusuna dik yöndeki maksimum gerinmeler ve maksimum kayma gerinmeleri belirtilmiştir. Kompozit malzemede fiberler doğrultusundaki maksimum gerinme %0,1247, ortalama gerinme %0,000629; fiberlere dik yöndeki maksimum gerinme %0,05597, ortalama çekme gerinmesi %0,00124; maksimum kayma gerinmesi %0,8799 civarındadır.

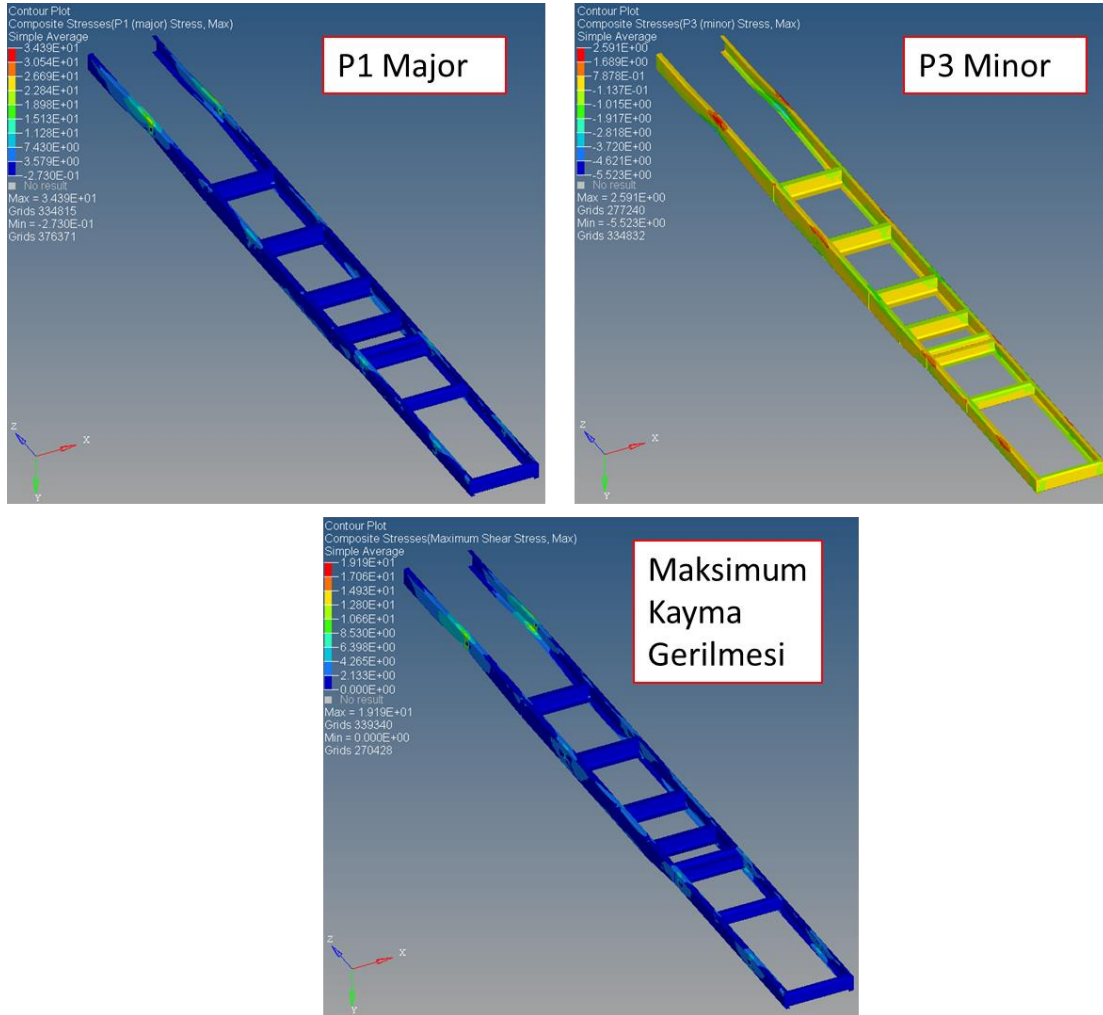


Şekil 6.44 : AS4-PEEK dinamik analiz sonunda kompozit gerinmeleri

6.2.2.2 EGlass-epoksi kompozit malzemesi için dinamik analiz sonuçları

Dinamik analiz sonucunda elde edilen gerilme dağılımları Şekil 6.45' te görülebilir. Şekil 6.45' te P1 fiber doğrultusundaki maksimum gerilmeler, P3 fiber doğrultusuna

dik yöndeki maksimum gerilmeler ve maksimum kayma gerilmeleri belirtilmiştir. Kompozit malzemede fiberler doğrultusundaki maksimum gerilme sonlu eleman süreksizlikleri elendiğinde 35MPa, ortalama gerilme ise 4MPa; fiberlere dik yöndeki maksimum çekme gerilmesi 2,6MPa, ortalama çekme gerilmesi ise 0,5MPa; maksimum kayma gerilmesi mesnetlenme bölgelerindeki lokalize gerilmeler ihmal edilirse 13MPa civarındadır.

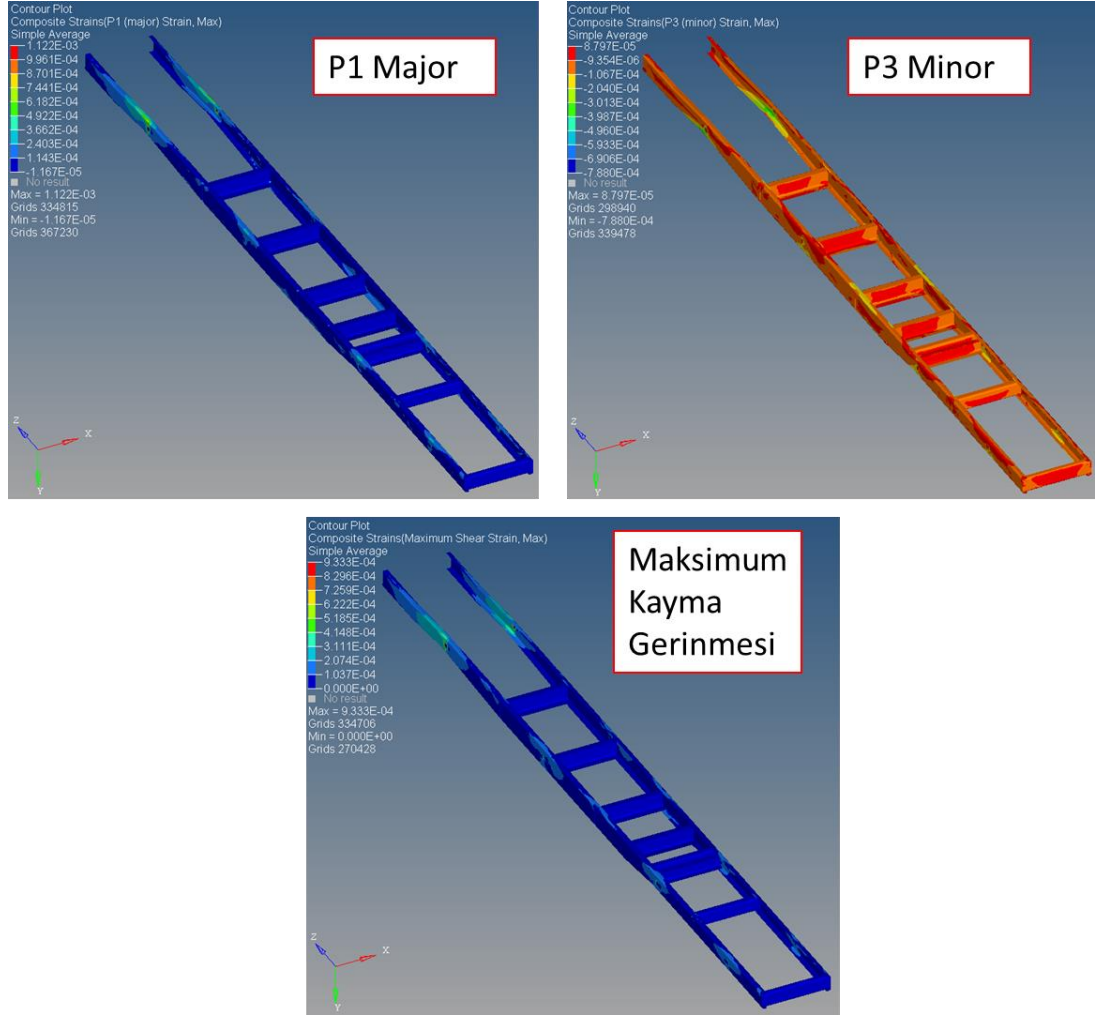


Şekil 6.45 : EGlass-epoksi dinamik analiz kompozit gerilmeleri

Kompozit malzemeye ait gerilme dağılımları Şekil 6.46’ da görülebilir.

Şekil 6.46’ da P1 fiber doğrultusundaki maksimum gerilmeler, P3 fiber doğrultusuna dik yöndeki maksimum gerilmeler ve maksimum kayma gerilmeleri belirtilmiştir.

Kompozit malzemede fiberler doğrultusundaki maksimum gerilme %0,1122, ortalama gerilme %0,009036; fiberlere dik yöndeki maksimum gerilme %0,0788, ortalama çekme gerilmesi %0,004018 ; maksimum kayma gerilmesi %0,9333 civarındadır.



Şekil 6.46 : EGlass-epoksi dinamik analiz sonunda kompozit gerinmeleri

6.2.3 Optimize edilmiş kompozit yapı için yorulma kontrolü

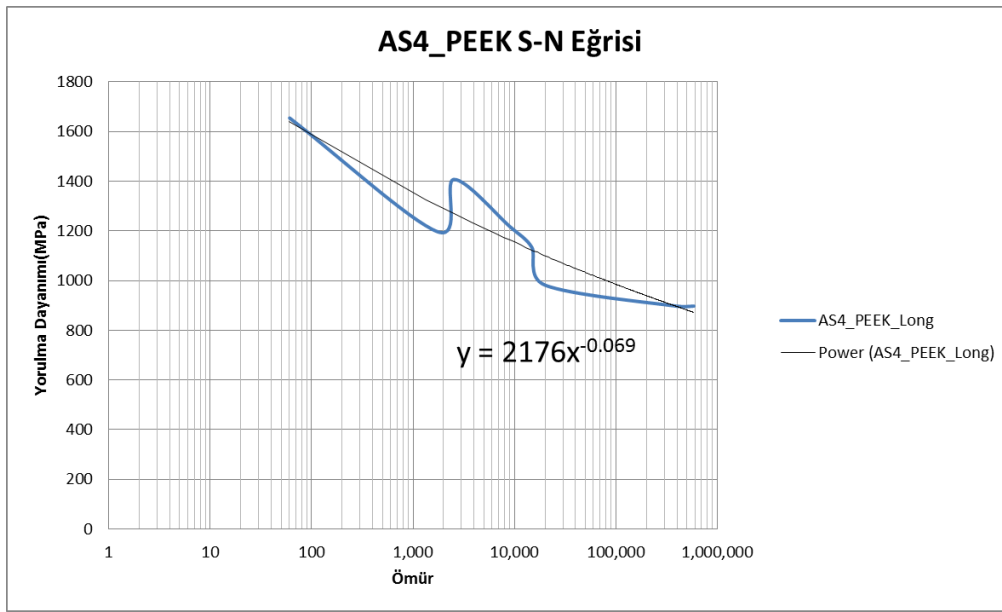
Kompozit malzeme ile oluşturulmuş yapının konvansiyonel Goodman kriteri ile yorulma kontrolü amaçlanan çalışmada, araştırmalar sonucunda kompozit malzemeler için Goodman yorulma modelinin kullanımının birçok deneyle korele edilmesi gereken ampirik ifadelerle bağlı olduğu görülmüştür. Çalışmada basit yükleme kolektifi ile yapılan analizler temel olarak Goodman kriterinin uygulanabileceği şekilde hazırlandığından, kompozit malzemelerin yorulma kontrolü öncelikle kompozit malzemeler için modifiye edilmiş Goodman-Boller yorulma modeli kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Her iki kompozit malzeme için de literatürde var olan $R=0,1$ yükleme genliğindeki testler sonucu elde edilen S-N eğri dataları kullanılmış olup, yorulma kontrolü bu yükleme şartına göre kontrol edilmiştir. İkincil yorulma kontrolü ise kompozit malzeme içerisindeki maksimum şekil değiştirme miktarları incelenerek, bu değerlerin matriste çatlak başlangıcına neden olabilecek minimum

şekil değiştirme miktarını aşıp aşmadığı kontrolü ile yapılmıştır. Bu kontroller optimizasyonu gerçekleştirilen konsept tasarım için ön kontroller olup, detaylı tasarımda daha ayrıntılı, testlerle doğrulanan incelemelerin gerçekleştirilmesi gerekir.

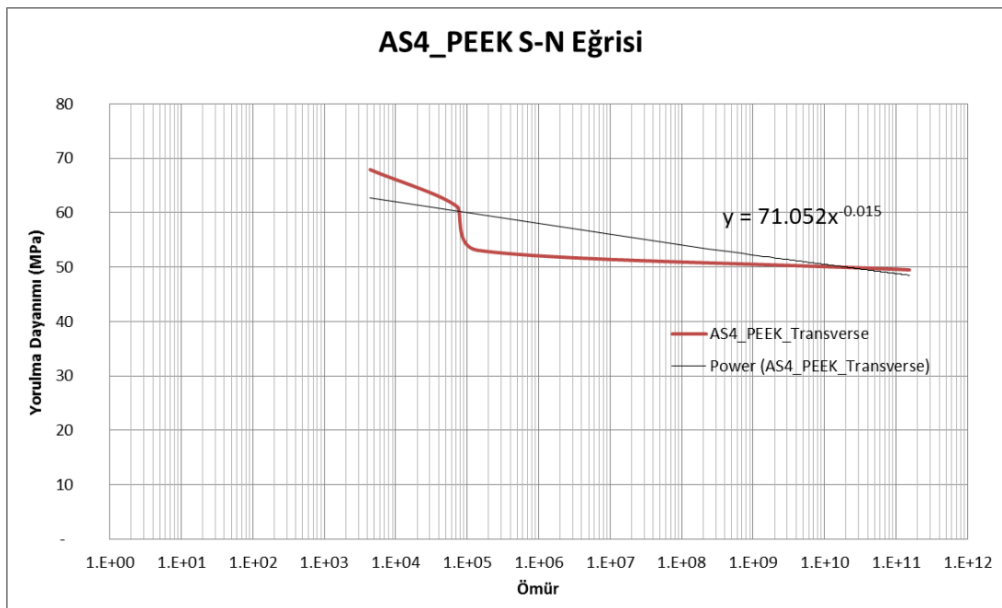
6.2.3.1 Goodman-Boller kriterine göre kontrol

AS4-PEEK

Şekil 6.47 ve Şekil 6.48’ de $R=0,1$ gerilme genliğinde AS4-PEEK kompozit malzemesi için fiber doğrultusundaki ve fiber doğrultusuna dik yüklemeler için S-N eğrileri test datasının power fonksiyonuna çevrilmiş hali görülebilir.



Şekil 6.47 : AS4-PEEK fiber doğrultusunda yükleme durumunda S-N eğrisi [38].



Şekil 6.48 : AS4-PEEK fiber doğrultusuna dik yükleme durumunda S-N eğrisi [38].

Goodman-Boller kriterine göre yorulma kontrolü fiber doğrultusunda ve fiberlere dik doğrultudaki yüklemeler için ayrı ayrı kontrol edilmiştir. Gerilme yığılma faktörü Şekil 5.23 göz önüne alınarak eğilme durumu için 3 alınmıştır.

Fiber eksenini doğrultusunda Goodman kriterine göre kontrol denklem 5.2' ye göre yapıldı. Fiber doğrultusundaki hesap için σ_c S-N diyagramı yardımıyla 1600MPa, σ_a^0 800MPa alındı.

$$K_f \frac{\sigma_a}{\sigma_a^0} + \frac{\sigma_m}{\sigma_c} = \frac{1}{S}$$

$$3 \frac{5}{800} + \frac{45}{1600} = \frac{1}{S}$$

Fiber eksenini doğrultusunda minimum 10^6 çevrim sayısı için yorulma emniyet katsayısı 21,3 olarak bulunmuştur.

Fiber eksenine dik doğrultuda Goodman kriterine göre kontrol denklem 5.2' ye göre yapıldı. Fiber eksenine dik doğrultudaki hesap için σ_c S-N diyagramı yardımıyla 55MPa, σ_a^0 48MPa alındı.

$$3 \frac{1,5}{48} + \frac{0,6}{55} = \frac{1}{S}$$

Fiber eksenini doğrultusunda minimum 10^6 çevrim sayısı için yorulma emniyet katsayısı 9,55 olarak bulunmuştur.

EGlass-epoksi

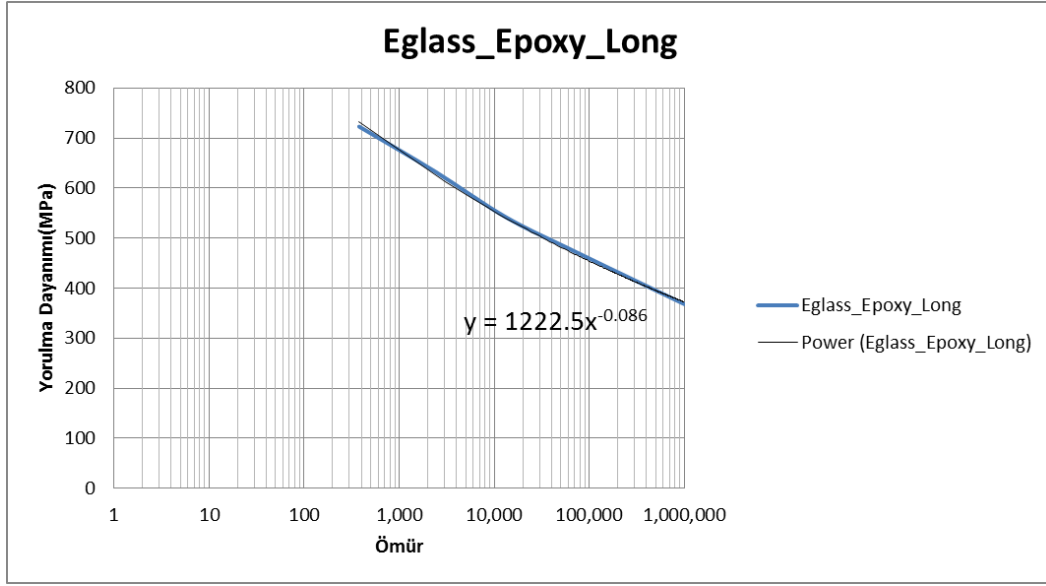
Şekil 6.49 ve Şekil 6.50' de R=0,1 gerilme genliğinde EGlass-epoksi kompozit malzemesi için fiber doğrultusundaki ve fiber doğrultusuna dik yüklemeler için S-N eğrileri test datasının power fonksiyonuna çevrilmiş hali görülebilir.

Goodman-Boller kriterine göre yorulma kontrolü fiber doğrultusunda ve fiberlere dik doğrultudaki yüklemeler için ayrı ayrı kontrol edilmiştir. Gerilme yığılma faktörü Şekil 5.23 göz önüne alınarak eğilme durumu için 3 alınmıştır

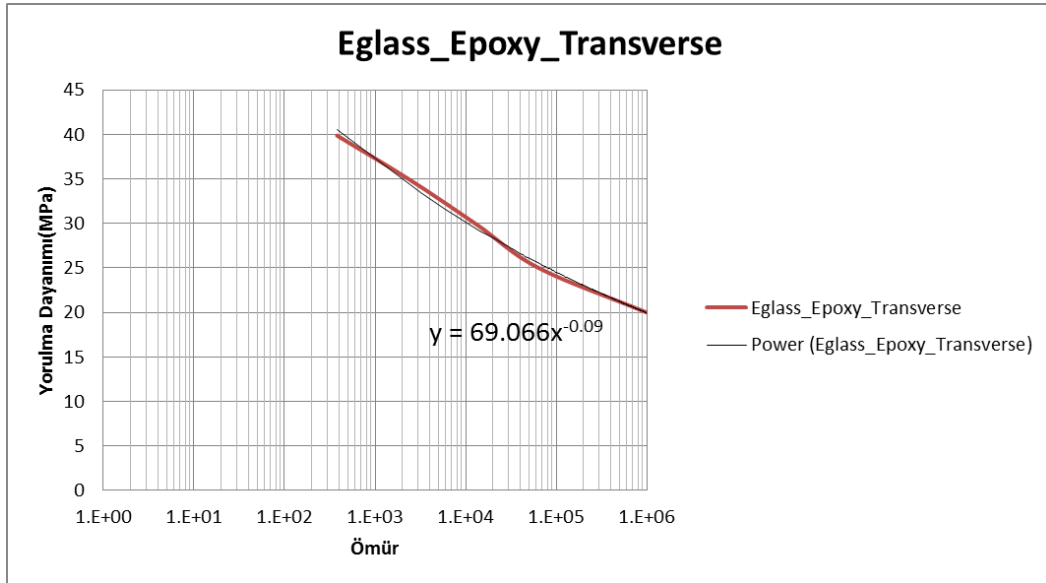
Fiber eksenini doğrultusunda Goodman kriterine göre kontrol denklem 5.2' ye göre yapıldı. Fiber doğrultusundaki hesap için σ_c S-N diyagramı yardımıyla 700MPa, σ_a^0 300MPa alındı.

$$K_f \frac{\sigma_a}{\sigma_a^0} + \frac{\sigma_m}{\sigma_c} = \frac{1}{S}$$

$$3 \frac{4}{300} + \frac{20}{700} = \frac{1}{S}$$



Şekil 6.49 : EGlass-epoksi fiber doğrultusunda yükleme durumunda S-N eğrisi [38].



Şekil 6.50 : EGlass-epoksi fiber doğrultusuna dik yükleme durumunda S-N eğrisi [38].

Fiber eksenini doğrultusunda minimum 10^6 çevrim sayısı için yorulma emniyet katsayısı 14,58 olarak bulunmuştur.

Fiber eksenine dik doğrultuda Goodman kriterine göre kontrol denklem 5.2' ye göre yapıldı. Fiber eksenine dik doğrultudaki hesap için σ_c S-N diyagramı yardımıyla 40MPa, σ_a^0 20MPa alındı.

$$3 \frac{4}{20} + \frac{0,5}{40} = \frac{1}{S}$$

Fiber eksenine doğrultusunda minimum 10^6 çevrim sayısı için yorulma emniyet katsayısı 1,63 olarak bulunmuştur.

6.2.3.2 Şekil değiştirmelere göre yorulma kontrolü

Yapıdaki şekil değiştirmelere göre yorulma kontrolü, Talreja ve Singh(2012)' in sunmuş olduğu yorulma ömrü diyagramları dikkate alınarak matriste çatlak oluşumu başlangıcı olup olmadığı durumuna göre kontrol edilmiştir [29].

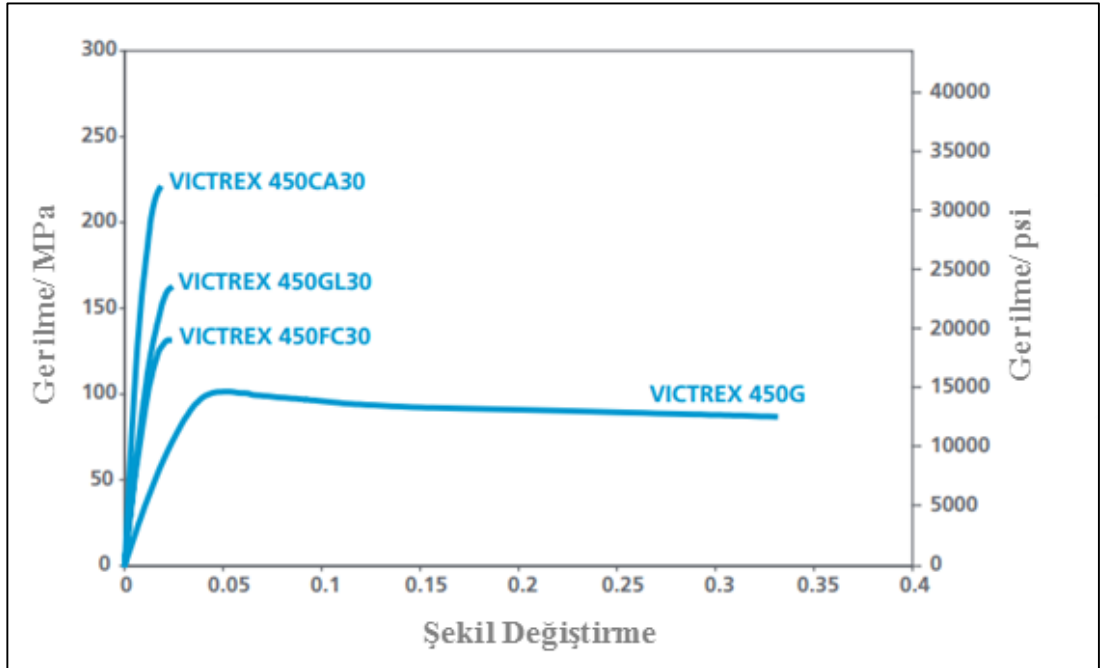
AS4-PEEK

Talreja ve Singh(2012) tarafından çapraz katmanlı laminatlarda matriste çatlak oluşumunun başladığı minimum gerinmenin aşılp aşılmadığı kontrol edilmiştir [29].

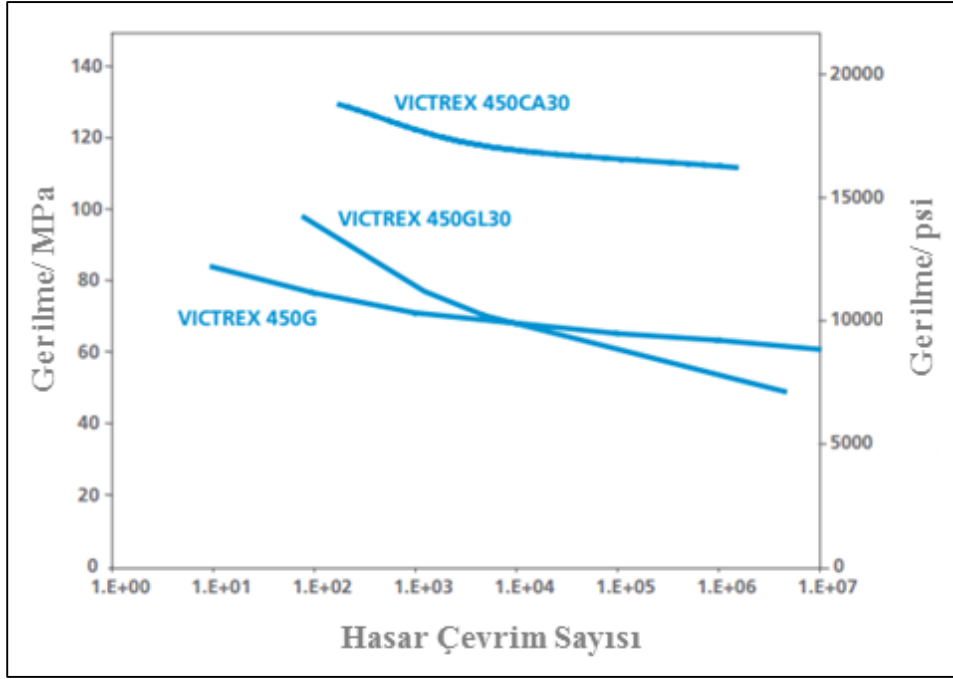
AS4-PEEK kompozit yapısındaki PEEK matrisinin mekanik özellikleri ve yorulma datası ele alınarak yorulma yorumu gerçekleştirilmiştir [39].

Şekil 6.51 ve Şekil 6.52 yardımı ile PEEK malzemesi için minimum yorulma gerinmesi %0,5 olarak belirlenmiştir.

Kompozit yapıda statik durumdaki maksimum yüklemde dahi maksimum gerinme %0,3189 olduğundan $S=1,56$ emniyet katsayısı ile matriste çatlak oluşumu başlamayacağı ve malzemenin 10^6 çevrim için güvenle çalışacağı öngörülebilir.



Şekil 6.51 : PEEK matrisinin sünek ve gevrek durumları için gerilme-şekil değişirme grafiği [39].



Şekil 6.52 : PEEK malzemesi 23 derece sıcaklıktaki yorulma dayanımı diyagramı [39].

EGlass-Epoksi

Talreja ve Singh(2012) çapraz katmanlı laminatlarda epoksi matrisinde çatlak oluşumunun başladığı minimum gerilme miktarını farklı kompozit yapılar için gerçekleştirilen testler sonucunda Şekil 5.22' den görüleceği üzere %0,46 olarak vermiştir [29].

Kompozit yapıda statik durumdaki maksimum yüklemde dahi maksimum gerilme %0,3702 olduğundan $S=1,24$ emniyet katsayısı ile matriste çatlak oluşumu başlamayacağı ve malzemenin 10^6 çevrim için güvenle çalışacağı öngörülebilir.

7. ÇIKTILAR VE DEĞERLENDİRME

Taşıt şasisinde konvansiyonel çelik malzemeye alternatif olabilecek kompozit malzemelerin incelenerek ön tasarım ortaya çıkarılması ve ağırlık iyileşmesi sağlanması amacıyla yapılan sonlu eleman analizleri sonucunda elde edilen çıktılar, Çizelge 7.1’ de çelik, AS4-PEEK ve EGlass-epoksi malzemeleri için ayrı ayrı görülebilir.

Çizelge 7.1 : Tasarım karşılaştırmaları ve özet.

	Çelik	AS4-PEEK	Eglass-Epoksi
Maksimum Düşey Deplasman(mm)	11,8	15,6	18,7
Minimum yorulma ömrü(çevrim)	10 ⁶	10 ⁶	10 ⁶
Şaşı ağırlığı(kg)	650	326	345,5
Ağırlık iyileşmesi(%)		49,8	46,8

Çizelgeden görüleceği üzere çelik yerine kompozit malzeme kullanılan durumlarda %50’ ye varan ağırlık azalması sağlanmıştır. AS4-PEEK malzemesi ile yapılan optimizasyonda çeliğe yakın performans değerleri elde etmek adına fazla malzeme kullanılmıştır. Deplasman değerlerinden biraz daha ödün verilerek 326kg olan ağırlık 300-250kg değer aralığına kadar düşürülebilir. EGlass-epoksi kompozit malzemesi ile deplasman değerleri verilen sınır değerlere yakın çıkmasına rağmen neredeyse karbon fiberin sağladığı ağırlık azalması elde edilmiştir. Görüldüğü üzere kompozit yapılarla yapılacak daha detaylı tasarımlarla taşıt şasisinde önemli derecede ağırlık düşüşleri elde edilebilir.

Kompozit malzemeler yüksek mukavemet ve yüksek yorulma dayanımları ile konvansiyonel yapılarda çeliğe rakip olma potansiyeline sahiptir. Kompozit malzemelerin çeliğe göre düşük olan elastisite modülü nedeniyle artan deplasmanlar tasarım optimizasyonları ile aşılabilecek bir problemidir. Bu sayede ağırlıklarda %50’ ye varan iyileşmeler sağlanarak yakıt sarfiyatı, egzoz emisyonları gibi konularda ciddi düşüşler sağlanabilir.

Tez çalışmasında üzerinde durulan konulardan olan kompozit yorulması, üzerinde ciddi araştırma gerektiren bir konudur. Kompozit yapılarda, metaller için kullanılan klasik S-N eğrilerinin kullanımı yanlış sonuçlara yönlenmeye sebep olabilir. Tezin ilk aşamasında konvansiyonel Goodman yorulma diyagramlarının kompozit malzemeler için uygulanması amaçlanmış, fakat bu yönde yapılan araştırmalar doğrultusunda kompozit malzemeler için Goodman yorulma modelinin kullanımının birçok deneyle korele edilmesi gereken ampirik ifadelerle bağlı olduğu görülmüştür. Çalışma, temeli Goodman yorulma modelinin uygulanması üzerine kurulmuş analizler ile gerçekleştirildiğinden kompozit malzemelerin yorulma kontrolü öncelikle kompozit malzemeler için modifiye edilmiş Goodman-Boller yorulma modeli kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Her iki kompozit malzeme için de literatürde var olan $R=0,1$ yükleme genliğindeki testler sonucu elde edilen S-N eğri dataları kullanılmış olup, yorulma ömrü bu yükleme şartına göre kontrol edilmiştir. Bu kontrole göre AS4-PEEK malzemesi fiber eksen ve fiber eksenine dik doğrultularda yorulma açısından yüksek emniyet katsayıları sağlamıştır. EGlass-epoksi malzemesinde ise fiber doğrultusunda yüksek emniyet katsayısı elde edilmesine rağmen fiber eksenine dik doğrultudaki yorulma emniyet katsayısı 1,63 ile göreceli olarak düşük kalmıştır. İkinci yorulma kontrolü ise kompozit malzeme içerisindeki maksimum şekil değiştirme miktarları incelenerek, bu değerlerin matriste çatlak başlangıcına neden olabilecek minimum şekil değiştirme miktarını aşp aşmadığı kontrolü ile yapılmıştır. Bu kontrole göre AS4-PEEK malzemesi matrisinde $S=1,56$ emniyet katsayısı ile çatlak başlamayacağı ve 10^6 çevrim için sonsuz ömür sağlanacağı öngörülmüştür. EGlass-epoksi malzemesi matrisinde ise $S=1,24$ emniyet katsayısı ile çatlak başlamayacağı ve 10^6 çevrim için sonsuz ömür sağlanacağı öngörülmüştür. Şekil değiştirmelere göre yorulma kontrolünde göreceli düşük kalan yorulma emniyet katsayılarının sebebi, bu kontrolde çatlak başlama olasılığının göz önüne alınmasıdır. Tüm bu kontroller optimizasyonu gerçekleştirilen konsept tasarım için ön kontroller olup, detaylı tasarımda daha ayrıntılı, testlerle doğrulanan incelemelerin gerçekleştirilmesi gerekir.

Kompozit malzemelerin daha detaylı analizlerinde progresif hasar modelleri ve detaylı sonlu eleman modelleri ile mikromekanik analizler kullanılmalıdır. Kompozit yapıların yorulma kabiliyeti, fiber oryantasyonu, katman kalınlıkları, katman yerleşimi, fiber sünekliği, matris sünekliği, yükleme açısı gibi birçok faktörden ciddi oranda etkilenmektedir. Bu nedenle her bir tasarımın kendi özelinde yapılan teorik

hesaplamalar ve analizler mutlak surette testler yapılarak korele edilmeli ve doğrulukları sınanmalıdır.

KAYNAKLAR

- [1] **US Department of Energy.** (2013). *Workshop Report Trucks and Heavy-Duty Vehicles Technical Requirements and Gaps for Lightweight and Propulsion Materials*. USA: US Department of Energy.
- [2] **Moaaz, A.O., Ghazaly, N.M.** (2014). Finite element stress analysis of truck chassis using ansys: review. *International Journal of Advances in Engineering & Technology*, ISSN: 2231196.
- [3] **Kurdi, O., Rahman, R.A.** (2010). Finite element analysis of road roughness effect on stress distribution of heavy duty truck chassis. *International Journal of Technology*, ISSN 2086-9614.
- [4] **Sakin, R.** (2004). *Bilgisayar destekli, çok numuneli eğilme yorulması test cihazı tasarımı ve cam-fiber takviyeli polyester kompozitlerde eğilme yorulması davranışının incelenmesi*. (Doktora tezi). Balıkesir Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Balıkesir.
- [5] **Mandell, J.F., Sutherland, H.J.** (n.d.). *Effect of Mean Stress on the Damage of WIND Turbine Blades*. Retrieved February 25, 2015, Retrieved from http://windpower.sandia.gov/other/04JSEE_GoodmanDamage_Sutherland_Revised_May04.pdf
- [6] **Mandell, J.F., Sutherland, H.J.** (n.d.). *Updated Goodman Diagrams for Fiberglass Composite Materials*. Retrieved February 25, 2015, from http://windpower.sandia.gov/other/Global04_18983_Sutherland_Final.pdf
- [7] **Tsai, S.W.** (1996). NASA Contractor report: Strength characteristics of composite materials (Rapor No. MIL-HDBK-17-2F). California : National Aeronautics and Space Administration.
- [8] **Url-1** <<http://www.cirmib.ing.unitn.it/Compositi/textbookCOMP/18.pdf>>, retrieved date 16.10.2015.
- [9] **Junior, R.C., Aquino, E.M., Neto, A.D.** (2005). Fatigue Life Modeling for Industrial Composite Materials, *18th International Congress of Mechanical Engineering*, Ouro Preto, MG, Brasil : November 6-11
- [10] **Url-2** <<http://www.strongwell.com/wp-content/uploads/2013/03/EXTREN-Brochure.pdf>>, date retrieved 13.10.2014.
- [11] **Url-3** <<http://www.fiberpull.com/uretimteknolojileri.html>>, Retrieved 21.10.2015.
- [12] **Prucz, J.C., Shoukry, S.N., William, G.W., Shoukry, M.S.** (2013). . *Lightweight composite materials for heavy duty vehicles* (Rapor No: DE-FC26-08NT02353). West Virginia: US Department of Energy Office of Energy Efficiency and Renewable Energy National Energy Technology Laboratory.

- [13] **Rastogi N.** (2004). Stress analysis and lay-up optimization of an all-composite pick-up truck chassis structure. *SAE Technical Papers*, 2004-01-1519.
- [14] **Url4** <<http://www.deu.edu.tr/userweb/mehmet.aktas/Kompozit%20Malzemeler/Ders%202/2.pdf>>, date retrieved 16.10.2015.
- [15] **Harris, B.** (1999). *Engineering Composite Materials*. London, UK.: The Institute of Materials.
- [16] **Campbell, F.C.** (2010). *Structural Composite Materials, Introduction to Composite Materials*. Ohio: ASM International.
- [17] **Saraçoğlu, M.P., Özçelikörs, Y.** (2011). Tabakalı Kompozit Plakların Sonlu Farklar Yöntemi ile Statik Analizi. *Pamukkale Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 17, 51-62.
- [18] **Karayolları Trafik Yönetmeliğinde Değişiklik Yapılmasına Dair Yönetmelik.** (2015). T. C. Resmi Gazete, 29329, 17 Nisan 2015.
- [19] **Scania.** (2010). *Aks yük hesaplamaları*. Retrieved October 3, 2015, Retrieved from https://til.scania.com/groups/bwd/documents/bwm/mdaw/mje5/~edisp/bwm_0000461_19.pdf
- [20] **Australian Government Department Of Infrastructure And Regional Development.** (2014). *Heavy Vehicle Modifications, Section H—Chassis Frame*. Avustralya: Australian Government Department of Infrastructure And Regional Development.
- [21] **Ereke, M.** (n.d.). *Basit Yükleme Kollektifi Ders Notları*, İstanbul Teknik Üniversitesi.
- [22] **Hankook.** (n.d.). *Hankook Tire Truck & Bus Tyre Technical Manual*. Retrieved November 15, 2015, Retrieved from <http://www.hankooktire.com/content/dam/germany/de/files/broschuere-und-katalog/broschuere/EU%20Label-Technical%20Manual.pdf>
- [23] **Zhou, M., Fleury, R., Kemp, M.** (2011). *Optimization of Composite: Recent Advances and Application*. Retrieved June 3, 2015, from [http://www.altairproductdesign.com/\(S\(cwvsijnxc22oc1muot2ndp4r\)\)/ResLibDownload.aspx?file_id=1203](http://www.altairproductdesign.com/(S(cwvsijnxc22oc1muot2ndp4r))/ResLibDownload.aspx?file_id=1203)
- [24] **Zhou, M., Fleury, R., Dias W.** (2009). Composite Design Optimization-from Concept to Ply-Book Details, *8th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimization*. Portugal: Lisbon, June 1-5.
- [25] **Kriesch, M., Wehr, A.** (2011). *Composite Optimization with Optistruct 11.0 on the example of a Formula-Student-Monocoque*. Altair Engineering GmbH.
- [26] **Hexcel.** (n.d.). *HexForce Reinforcements: Technical Fabrics Handbook*. Erişim tarihi Aralık 5, 2014, Retrieved from http://www.hexcel.com/Resources/DataSheets/Brochure-Data-Sheets/HexForce_Technical_Fabrics_Handbook.pdf
- [27] **Url5** <http://kisi.deu.edu.tr//mehmet.zor/composite%20materials/8-failure_theories_of_lamina.pdf>, date retrieved 12.10.2015

- [28] **Url-6** < <http://scmero.ulb.ac.be/Teaching/Courses/MECA-H-406/H-406-4-Failure.pdf> >, date retrieved 12.10.2015
- [29] **Talreja, R., Singh, C.V.** (2012). *Damage and Failure of Composite Materials*. Cambridge : University Press
- [30] **Lee, D.G., Suh, N.P.** (2006). Axiomatic Design and Fabrication of Composite Structures - Applications in Robots, Machine Tools, and Automobiles, *Dynamic and Fatigue Performances of Composite Materials* (Vol. 10, pp.400-445). Retrieved from <http://www.knovel.com>
- [31] **Nijssen, R.P.L.** (2006, November 26). Fatigue Life prediction and strength degradation of wind turbine rotor blade composites. *Sandia*. Retrieved from <http://www.windpower.sandia.gov>
- [32] **Shokrieh, M.M.** (2002). Fatigue in Composites. In Harris B. (Eds.), *Fatigue Under Multiaxial Stress Systems*(Vol. 3, pp.63-113). Retrieved from <https://books.google.com.tr>
- [33]**Url7**<http://www.oceanica.ufrrj.br/ocean/cursosead/materiaiscompositos/compositomaterials/l_fatigue.pdf>, date retrieved 09.10.2014.
- [34] **Url-8** < <http://www.cirmib.ing.unitn.it/Compositi/textbookCOMP/18.pdf>>, date retrieved 08.09.2015
- [35] **Kawai, M.** (2010). Fatigue life prediction of composite materials under constant amplitude loading. Retrieved from <http://www.knovel.com>
- [36] **Qin, L., Zhang, Z., Feng, Z., Li, X., Wang, Y., Wang. Ya., ... Gong, X.** (2013). Full-field analysis of notch effects of 3D carbon/carbon composites. *Journal of Materials Science*, 48,9. doi: 0.1007/s10853-013-7135-x
- [37] **Altenbach, H., Becker, W.** (2013). Modern Trends in Composite Laminates Mechanics, *Aspects of Application: Free Edges, Laminate Holes, and Optimal Topology* (Vol. 3, pp.133-180). Retrieved from <http://www.springer.com>
- [38] **Mandell, J.F., Samborsky, D.D.** (1997). DOE/MSU Composite Material Fatigue Database: Test Methods, Materials, and Analysis (Rapor No. SAND97-3002). Bozeman : Montana State University.
- [39] **Url-9** < <http://www.victrex.com/en/datasheets>>, date retrieved 18.10.2015

EKLER

EK A: AS4-PEEK faz 3 sonunda elde edilen tabaka dizilimi

EK B: EGlass-epoksi faz 3 sonunda elde edilen tabaka dizilimi

EK A

İterasyon 0	İterasyon 1	İterasyon 2	İterasyon 3	İterasyon 4	İterasyon 5	İterasyon 6	İterasyon 7	İterasyon 8	İterasyon 9	İterasyon 10	İterasyon 11	İterasyon 12	İterasyon 13	İterasyon 14	İterasyon 15	İterasyon 16	İterasyon 17	İterasyon 18	İterasyon 19	İterasyon 20	İterasyon 21	İterasyon 22	İterasyon 23	İterasyon 24	İterasyon 25	Fiber oryantasyonları
11101	12101	12208	12116	14115	12115	14201	12118	14107	14108	12207	12204	12104	12108	12111	14103	14115	12113	12118	12207	14115	12202	14101	14101	14101	14101	90.0 derece
11102	13101	13208	13116	14118	13115	14202	13118	14116	14117	13207	13204	13104	13108	13111	14205	14104	13113	13118	13207	14109	13202	14115	14115	14115	14115	45.0 derece
11103	11101	12207	12115	14201	12203	14205	12115	14113	14104	12205	12208	12102	12109	12112	14203	14113	12107	12116	12205	14116	12201	14109	14109	14109	14109	0.0 derece
11104	14101	13207	13115	14202	13203	14204	13115	14112	12401	13205	13208	13102	13109	13112	14106	11402	13107	13116	13205	14112	13201	14118	14118	14118	14118	_45.0 derece
11105	11102	12206	12114	11401	12206	14203	12116	14102	13401	12202	12207	12101	12204	12113	14108	14107	12106	12117	12202	14201	12203	14402	12114	12114	12114	
11106	12102	13206	13114	14205	13206	12206	13116	14201	11401	13202	13207	13101	13204	13113	14110	14114	13106	13117	13202	14205	13203	12114	13114	13114	13114	
11107	13102	12205	12101	14204	12117	13206	12203	14202	14106	12201	12205	12204	12208	12107	14111	14116	12103	12114	12201	14202	12206	13114	14110	14110	14110	
11108	14102	13205	13101	14203	13117	12117	13203	14203	14105	13201	13205	13204	13208	13107	14202	11401	13103	13114	13201	14117	13206	14116	14111	14111	14111	
11109	11103	12204	12102	12401	12114	13117	12206	14114	14111	12118	12202	12208	12207	12106	14112	14109	12115	12104	12203	14101	12118	14112	14113	14113	14113	
11110	14103	13204	13102	13401	13114	12114	13206	14101	12113	13118	13202	13208	13207	13106	14115	14117	13115	13104	13203	14204	13118	14201	12401	12401	12401	
11111	12103	12203	12103	11402	12101	13114	12117	14115	13113	12116	12201	12207	12205	12105	14104	14101	12108	12102	12206	14203	12116	14205	13401	13401	13401	
11112	13103	13203	13103	14109	13101	12101	13117	14204	12112	13116	13201	13207	13205	13105	14113	11301	13108	13102	13206	14104	13116	14202	11401	14202	14202	
11113	11104	12202	12104	14110	12102	13101	12114	14205	13112	12203	12118	12205	12202	12103	11402	14204	12109	12101	12118	14103	12117	14117	14203	14203	14203	
11114	14104	13202	13104	14103	13102	12102	13114	14103	12111	13203	13118	13205	13202	13103	14107	14201	13109	13101	13118	14106	13117	14107	14204	14204	14204	
11115	11105	12201	12105	12114	12103	13102	12101	11402	13111	12206	12116	12202	12201	12115	14201	14112	12204	12110	12116	11301	12114	14114	14114	11401	11401	
11116	12104	13201	13105	13114	13103	12103	13101	14110	12110	13206	13116	13202	13201	13115	14114	14202	13204	13110	13116	14108	13114	14204	14107	14114	14114	
11117	13104	12118	12106	12101	12104	13103	12102	14109	13110	12117	12203	12201	12118	12108	14116	14111	12208	12105	12117	14102	12104	14110	14117	14107	14107	
11118	14105	13118	13106	13101	13104	12104	13102	14118	12109	13117	13203	13201	13118	13108	14204	14110	13208	13105	13117	14118	13104	14111	11402	14117	14117	
11119	11106	12117	12107	12102	12105	13104	12103	11301	13109	12114	12206	12118	12116	12109	11401	14105	12207	12112	12114	11402	12102	14113	14202	11402	11402	
11120	14106	13117	13107	13102	13105	12105	13103	14108	14118	13114	13206	13118	13116	13109	14109	14118	13207	13112	13114	14105	13102	14203	14205	14205	14205	
11121	12105	12116	12108	12103	12106	13105	12104	14117	14109	14104	12117	12116	12203	12204	14117	14102	12205	12109	12104	14110	12208	11401	14201	14201	14201	
11122	13105	13116	13108	13103	13106	12106	13104	14104	14116	14117	13117	13116	13203	13204	14101	12112	13205	13109	13104	14111	13208	14108	14112	14112	14112	
11123	11107	12115	12109	12104	12107	13106	12105	11401	11132	14108	12114	12203	14103	12208	11301	13112	12202	11133	12102	11401	12204	14102	14116	14116	14116	
11124	14107	13115	13109	13104	13107	12107	13105	14106	11107	11301	13114	13203	14205	13208	14105	12111	13202	11104	13102	14113	13204	14105	14108	14108	14108	
11125	11108	12114	12110	12105	12108	13107	12106	14105	11110	14111	14117	12206	12206	12207	14118	13111	12201	11132	12101	14107	12108	12116	14102	14102	14102	
11126	12106	13114	13110	13105	13108	12108	13106	14111	14107	14105	14108	13206	13206	13207	14102	14108	13201	12111	13101	14114	13108	13116	14105	14105	14105	
11127	13106	12101	12111	12106	12109	13108	12107	12113	11131	14106	14111	12117	14203	12205	12112	12105	12118	13111	12110	12113	12115	14104	12116	12116	12116	
11128	14108	13101	13111	13106	13109	12109	13107	13113	11111	14116	11301	13117	14204	13205	13112	13105	13118	11102	13110	13113	13115	14103	13116	13116	13116	
11129	11109	12102	12112	12107	12110	13109	12108	12112	14401	14109	14106	12114	14201	12202	12111	11117	12116	11106	12105	12111	12103	14106	14104	14104	14104	
11130	14109	13102	13112	13107	13110	12110	13108	13112	14403	11402	14116	13114	12117	13202	13111	11202	13116	11110	13105	13111	13103	12203	14103	14103	14103	
11131	12107	12103	12113	12108	12111	13110	12109	12111	14402	14118	14109	14117	13117	12201	12105	11110	12203	12113	12112	12109	12106	13203	14106	14106	14106	
11132	13107	13103	13113	13108	13111	12111	13109	13111	11130	14107	12401	14108	14114	13201	13105	11106	13203	13113	13112	13109	13106	11402	12203	12203	12203	
11133	11110	12104	11108	12109	12112	13111	12110	12110	14113	14113	13401	14111	14116	12118	14401	11132	12206	11105	12109	12112	12107	11301	13203	13203	13203	
11134	14110	13104	11107	13109	13112	12112	13110	13110	11106	11110	14112	11301	14106	13118	11134	11133	13206	11113	13109	13112	13107	12401	11202	11202	11202	
12101	11111	12105	14103	12110	12113	13112	12111	12109	11124	11107	14115	14104	12114	12116	11129	11104	12117	11126	12111	12105	12207	13401	11201	11201	11201	
12102	12108	13105	11201	13110	13113	12113	13111	13109	11115	11132	11402	14113	13114	13116	11125	11102	13117	14115	13111	13105	13207	11116	11301	11301	11301	
12103	13108	12106	11134	12111	14103	13113	12112	14402	12108	11130	14101	14107	14117	12203	14405	11127	12114	11202	14117	12110	12205	11101	11116	11116	11116	
12104	14111	13106	11133	13111	14203	14103	13112	11120	13108	11111	14105	14106	14108	13203	11128	11130	13114	11117	14101	13110	13205	11124	11101	11101	11101	

Şekil A.1 : AS4-PEEK için faz 3 sonunda elde edilen tabaka dizilimi.

12105	11112	12107	11132	12112	14204	11402	12113	11123	11109	11131	14118	14116	14111	12206	11101	11111	12104	11124	14204	12101	12113	14404	11124	11124	11124
12106	14112	13107	14401	13112	14205	14110	13113	11102	12107	11115	11132	11401	12104	13206	11124	11114	13104	11101	12113	13101	13113	11118	11118	11118	11118
12107	12109	12108	11109	12113	12401	14109	14101	14403	13107	11124	14107	14109	13104	12117	14404	11122	12102	14109	13113	11133	12111	11112	11112	11112	11112
12108	13109	13108	11111	13113	13401	14118	14115	11118	12106	11106	14113	14112	14202	13117	11126	14403	13102	14116	14203	11132	13111	11111	11111	11111	11111
12109	11113	12109	11110	11112	11402	11301	14204	11201	13106	14401	14104	14115	14104	12114	11113	11116	12101	14104	14104	11104	12109	14401	11121	11121	11121
12110	14113	13109	14403	11115	14110	14115	14205	11134	12105	14403	11115	11402	14113	13114	11105	11108	13101	11128	14103	14402	13109	11121	11131	11131	11131
12111	11114	12110	11113	11126	14109	14117	14103	11121	13105	14402	11124	14101	14107	12104	14402	11115	12110	14112	14106	11129	12112	11131	11107	11107	11107
12112	12110	13110	11112	14402	14202	14104	11402	14401	12104	14103	11106	14105	12102	13104	11121	14106	13110	14204	11301	11125	13112	11107	11129	11129	11129
12113	13110	12111	11115	11125	14201	11401	14110	11116	13104	14205	14110	14118	13102	12102	11130	11120	12105	14101	14108	11103	12105	14405	11125	11125	11125
12114	14114	13111	14404	11124	14118	14106	14109	11122	12103	11118	11131	11108	11301	13102	11111	11112	13105	14117	14102	14403	13105	11129	11103	11103	11103
12115	11115	12112	11124	11131	11301	11125	14118	11114	13103	14114	11111	14110	14109	12101	14403	12110	12112	11301	14118	11121	12110	11125	11133	11133	11133
12116	14115	13112	11125	14117	14115	11126	11301	14405	12102	14110	11130	11121	14112	13101	11114	13110	13112	14201	11402	11131	13110	11103	11132	11132	11132
12117	12111	12113	11126	14405	14117	14105	14114	11126	13102	14101	11401	11128	14115	14101	11122	11118	11401	14103	14105	11107	12101	14403	11104	11104	11104
12118	13111	13113	14402	11130	14104	11115	14108	11112	12101	11401	14405	11127	12101	14105	11116	14103	11402	14106	14110	14405	13101	11133	11120	11120	11120
13101	11116	11102	11131	11118	14106	11112	14203	11113	13101	14202	14404	14403	13101	14118	11108	14405	12111	14108	14111	11118	14101	11132	11114	11114	11114
13102	14116	11103	11130	11127	14405	11130	14117	14404	12114	12401	14402	11101	14101	11119	11115	14401	13111	14102	11401	11112	14115	11104	11122	11122	11122
13103	11117	11101	11118	11114	11125	14402	14104	11125	13114	13401	14403	11133	14105	11117	11120	14404	11109	14118	14113	11111	14109	11120	11134	11134	11134
13104	12112	11106	11127	14106	11126	11131	11401	11202	12117	14203	14401	11103	14118	11103	11112	11119	11201	11402	14107	14401	14402	11114	14403	14403	14403
13105	13112	11105	11114	11123	14105	11124	14202	11128	13117	14115	11104	14402	11127	14102	11118	11123	11123	14105	14114	11116	14118	11122	11119	11119	11119
13106	14117	14401	14106	14104	11115	11113	14201	11129	12206	14204	11102	11105	11401	11202	11127	11201	11119	14110	14202	11101	11117	11134	11123	11123	11123
13107	11118	11104	11123	11120	11112	14404	14106	11127	13206	11109	11123	11119	14110	11123	11131	11109	12401	14111	11133	11124	11127	11119	11109	11109	11109
13108	14118	11108	14104	11121	14402	11202	14105	11117	11104	14201	11120	11117	11105	11110	11102	12401	13401	11401	14205	14404	11130	11123	14405	14405	14405
13109	12113	11107	11120	11122	11130	11128	14111	11119	12203	14102	11108	14404	11119	11201	11104	13401	11134	14202	14402	11120	12401	11201	11113	11113	11113
13110	13113	14103	11121	14401	11131	11129	14402	11105	13203	14112	11101	11107	11117	11106	11107	11107	11129	14114	12401	11114	13401	11109	11126	11126	11126
13111	11119	11201	11122	11119	11124	11116	11115	11103	12116	11201	11133	14405	11103	11132	11133	11131	11125	14107	13401	11122	11128	11113	11106	11106	11106
13112	14201	11134	11119	11117	11113	14101	14102	11133	13116	11126	11103	14401	14102	11109	11109	11121	11103	12401	11102	11134	11108	11126	14401	14401	14401
13113	11120	11133	11117	11116	11202	11122	14112	11101	12115	11112	11105	12401	11109	11133	11132	12101	11121	13401	11132	11119	11115	11202	11110	11110	11110
13114	12114	11132	11116	11129	14404	11114	14113	11108	13115	11113	11119	13401	11133	11107	11106	13101	11131	14113	11104	11123	11102	11106	11105	11105	11105
13115	13114	11109	11129	14111	11128	11127	11124	11104	12118	14404	11117	11114	11107	14401	11201	12102	11107	14203	11105	11201	11105	11110	11102	11102	11102
13116	14202	11111	14111	11128	11129	14111	11131	11110	13118	11116	11127	11122	12401	11125	11110	13102	11118	14205	11110	11109	11110	11105	14404	14404	14404
13117	11121	11110	11128	14101	11116	11117	11130	11106	12201	11122	11129	11116	13401	11129	11123	12104	11112	11108	11106	11113	11106	11102	11115	11115	11115
13118	12115	14403	14101	14102	14101	11119	14116	11107	13201	11114	11128	11125	11114	11134	11202	13104	11120	11115	11202	11126	11202	11115	11108	11108	11108
14101	13115	11113	14102	11202	11122	11118	11111	11132	12202	14405	11202	11129	11122	14405	12401	12114	11115	11120	11126	11202	11126	11108	11128	11128	11128
14102	14203	11112	11202	11301	11114	14405	11109	11109	13202	11134	11125	11134	11116	11124	13401	13114	11108	14402	11113	11106	11113	11128	14402	14402	14402
14103	11122	11115	12203	14116	11127	11201	11132	11111	12204	11121	11121	11132	14401	11101	11103	12117	14402	11114	11109	11110	11109	11130	11130	11130	11130
14104	12116	14404	13203	11113	14111	11134	11107	11130	13204	11125	11134	11106	11125	11128	11117	13117	11116	11122	11201	11105	11201	11127	11127	11127	11127
14105	13116	11114	12206	14108	14401	11121	11106	12401	12205	11202	11114	11124	11129	14404	11119	11103	11122	11116	11123	11102	11123	11117	11117	11117	11117
14106	14204	11119	13206	14107	11117	12401	11110	13401	13205	11128	11122	14114	11134	11105	12110	12206	11114	14404	11119	11130	11119	12101	12101	12101	12101
14107	11123	11117	12117	11104	11119	13401	11104	11131	12207	11129	11116	11115	14405	11113	13110	13206	14404	11127	11134	11127	11134	13101	13101	13101	13101
14108	12117	11116	13117	14105	11118	11120	11108	11124	13207	11127	12115	11120	11132	11126	12101	12203	11111	11130	11129	11117	11122	12110	12110	12110	12110
14109	13117	11129	14405	11108	11121	11123	11101	11115	11102	11117	13115	11130	11106	14402	13101	13203	11130	11111	11125	12401	11114	13110	13110	13110	13110

Şekil A.1 (devamı): AS4-PEEK için faz 3 sonunda elde edilen tabaka dizilimi.

14110	14205	11128	14110	14114	11120	11102	11133	12108	11123	11119	12101	11111	11124	11104	12102	12116	11127	14401	11103	13401	11120	12105	12105	12105	12105
14111	11124	11127	14109	14113	11123	14401	11103	13108	11120	11105	13101	11131	11101	11102	13102	13116	14401	11112	14403	11115	11124	13105	13105	13105	13105
14112	12118	14405	11301	11201	11102	11105	11105	12107	12208	11103	12102	11102	11128	11131	12104	12118	11102	11118	11121	11108	11101	12112	12112	12112	12112
14113	13118	11126	14203	11107	12116	11103	11102	13107	13208	11133	13102	11104	14404	12401	13104	13118	11104	11107	11131	11128	11116	13112	13112	13112	13112
14114	14401	11125	14202	11106	13116	11133	11123	12106	11108	11101	11107	11202	11113	13401	12114	12201	11133	14405	11107	12205	14404	12109	12109	12109	12109
14115	11125	11124	14201	14112	11103	14403	11120	13106	11101	11108	12103	11123	11126	11111	13114	13201	14405	11131	14405	13205	11111	13109	13109	13109	13109
14116	12201	14402	11402	11110	11105	11101	14403	12105	11133	11120	13103	11110	11201	11130	12117	12202	11132	11121	11118	12207	11112	12111	12111	12111	12111
14117	13201	11118	14118	11111	11134	11108	11121	13105	11103	11123	12104	14102	14402	11121	13117	13202	11106	11103	11112	13207	11118	13111	13111	13111	13111
14118	14402	11130	14117	11109	11133	11104	11134	12104	11105	11102	13104	11109	11110	14403	12206	12205	11110	14403	11111	12107	14401	12113	12113	12113	12113
11201	11126	11131	14116	11132	14403	14108	11201	13104	11119	11104	12105	11201	11123	11127	13206	13205	11202	11125	14401	13107	11107	13113	13113	13113	13113
11202	12202	14106	12401	14404	11101	11110	11118	12103	11117	12208	13105	11126	11202	11118	12203	12207	14403	11129	11116	12106	11131	12205	12205	12205	12205
12201	13202	11122	13401	11133	11201	11106	14401	13103	11127	13208	11113	11113	11104	11112	13203	13207	11105	11134	11101	13106	11121	13205	13205	13205	13205
12202	14403	11121	11401	11134	11108	11107	11119	12102	11129	12204	12106	11118	11102	14117	12116	12208	11113	11119	11124	12103	14405	12207	12207	12207	12207
12203	11127	11120	14204	11105	11104	14112	11117	13102	11128	13204	13106	11112	11131	11120	13116	13208	11126	11123	14404	13103	11103	13207	13207	13207	13207
12204	12203	11123	14205	14403	14108	11132	11127	12101	11202	12115	11126	12109	11111	11115	12118	12204	14115	11201	11130	12115	11125	12107	12107	12107	12107
12205	13203	14104	14115	11101	11110	11109	12401	13101	11125	13115	11201	13109	11130	11108	13118	13204	11117	11109	11127	13115	11129	13107	13107	13107	13107
12206	14404	14102	11104	11103	11106	11111	13401	12114	11113	12101	11109	12110	11121	11116	12201	12109	11124	12206	11117	12108	14403	12106	12106	12106	12106
12207	11128	14101	14108	11102	11107	14113	11114	13114	11112	13101	14114	13110	14403	11122	13201	13109	11101	13206	11115	13108	11104	13106	13106	13106	13106
12208	12204	11202	14107	12117	14112	14116	11122	12117	11126	12102	11110	12111	11118	11114	12202	11125	14109	12203	11108	12204	11132	12103	12103	12103	12103
13201	13204	14111	14105	13117	11132	12203	11116	13117	14404	13102	12107	13111	11112	14109	13202	11129	14116	13203	11128	13204	11133	13103	13103	13103	13103
13202	14405	14110	14114	12206	11109	13203	14405	12206	11114	12103	13107	12112	11120	14204	12205	11134	14104	12201	12208	12208	14106	12115	12115	12115	12115
13203	11129	14109	14113	13206	11111	14102	11113	13206	11122	13103	11112	13112	11115	14116	13205	12108	11128	13201	13208	13208	14103	13115	13115	13115	13115
13204	12205	11301	11106	12203	14116	12116	11112	12203	11116	12104	14102	12113	11108	12110	12207	13108	14112	12202	11122	12102	14104	12108	12108	12108	12108
13205	13205	14205	14112	13203	14102	13116	11126	13203	14405	13104	11118	13113	12115	13110	13207	11105	14204	13202	11114	13102	11301	13108	13108	13108	13108
13206	11130	14204	11105	12115	11401	14114	14404	12116	11121	12105	12108	14201	13115	14114	12208	11113	14101	12205	11120	12104	14105	12204	12204	12204	12204
13207	11131	14203	11101	13115	14113	14107	11129	13116	11134	13105	13108	14204	12103	14201	13208	11126	14117	13205	12204	13104	14102	13204	13204	13204	13204
13208	12206	14202	11103	12116	14114	12115	11128	12115	11201	12106	12109	14203	13103	14107	12204	14402	11301	12207	13204	12114	14108	12208	12208	12208	12208
14201	13206	14201	11102	13116	14107	13115	11202	13115	11118	13106	13109	14202	12105	14113	13204	11124	14103	13207	12108	13114	14203	13208	13208	13208	13208
14202	11132	14118	12118	12118	12118	12118	11125	12118	14103	12107	12110	12108	13105	14104	12109	11101	14106	12208	13108	12117	11402	12102	12102	12102	12102
14203	11133	14117	13118	13118	13118	13118	14107	13118	14205	13107	13110	13108	12106	11301	13109	11128	14108	13208	12115	13117	14113	13102	13102	13102	13102
14204	12207	14116	12201	12201	12201	12201	12201	12201	14204	12108	12111	14205	13106	14115	12108	12115	14102	12204	13115	12116	14111	12104	12104	12104	12104
14205	13207	11401	13201	13201	13201	13201	13201	13201	14115	13108	13111	14103	12107	14112	13108	13115	14118	13204	12103	13116	14110	13104	13104	13104	13104
11301	11134	14115	12202	12202	12202	12202	12202	12202	14101	12109	12112	12107	13107	14202	12115	12103	14105	12108	13103	12118	14204	12117	12117	12117	12117
11401	11201	14108	13202	13202	13202	13202	13202	13202	11402	13109	13112	13107	11402	14111	13115	13103	14110	13108	12106	13118	11401	13117	13117	13117	13117
11402	12208	14107	12204	12204	12204	12204	12204	12204	14110	12110	12113	12106	12113	11401	12103	12106	14111	12115	13106	12206	14114	12118	12118	12118	12118
12401	13208	11402	13204	13204	13204	13204	13204	13204	14114	13110	13113	13106	13113	14110	13103	13106	14202	13115	12107	13206	14107	13118	13118	13118	13118
13401	11202	14105	12205	12205	12205	12205	12205	12205	14203	12111	14201	12105	12112	14108	12106	12107	14201	12103	13107	12203	14117	12206	12206	12206	12206
14401	11301	12401	13205	13205	13205	13205	13205	13205	11301	13111	14204	13105	13112	14106	13106	13107	14114	13103	14201	13203	14202	13206	13206	13206	13206
14402	12401	13401	12207	12207	12207	12207	12207	12207	14202	12112	14203	12103	12111	11402	12107	12113	14107	12106	14112	12201	14205	12201	12201	12201	12201
14403	13401	14114	13207	13207	13207	13207	13207	13207	14201	13112	14202	13103	13111	14203	13107	13113	14113	13106	14116	13201	14201	13201	13201	13201	13201
14404	11401	14113	12208	12208	12208	12208	12208	12208	14102	12113	14205	12115	12110	14205	12113	14203	14203	12107	14109	12202	14112	12202	12202	12202	12202
14405	11402	14112	13208	13208	13208	13208	13208	13208	14112	13113	14103	13115	13110	14103	13113	14205	14205	13107	14115	13202	14116	13202	13202	13202	13202

Şekil A.1 (devamı): AS4-PEEK için faz 3 sonunda elde edilen tabaka dizilimi.

EK B

İterasyon 0	İterasyon 1	İterasyon 2	İterasyon 3	İterasyon 4	İterasyon 5	İterasyon 6	İterasyon 7	İterasyon 8	İterasyon 9	İterasyon 10	İterasyon 11	İterasyon 12	İterasyon 13	İterasyon 14	İterasyon 15	İterasyon 16	İterasyon 17	İterasyon 18	İterasyon 19	İterasyon 20	İterasyon 21	İterasyon 22	İterasyon 23	İterasyon 24
11101	12101	12404	12405	12404	12405	12310	12302	12310	12302	12405	12405	14404	12405	12406	12405	12403	12403	12404	14301	14312	14403	12404	14311	12404
11102	13101	13404	13405	13404	13405	13310	13302	13310	13302	13405	13405	14303	13405	13406	13405	13403	13403	13404	14302	14311	14206	13404	14203	13404
11103	11101	12403	12406	12403	12406	12308	12405	12308	12405	12406	12406	14313	12406	12404	12406	12402	12402	12405	14303	14313	14203	12405	14313	12405
11104	14101	13403	13406	13403	13406	13308	13405	13308	13405	13406	13406	12202	13406	13404	13406	13402	13402	13405	12406	14309	12401	13405	14302	13405
11105	11102	12402	12313	12402	12404	12302	12406	12302	12406	12404	12404	13202	12404	12403	12404	12401	12401	12403	13406	14305	13401	12403	14101	12403
11106	12102	13402	13313	13402	13404	13302	13406	13302	13406	13404	13404	14402	13404	13403	13404	13401	13401	13403	14313	14301	14311	13403	14301	13403
12101	13102	12401	12309	12401	12403	12405	12404	12405	12404	12403	12403	14406	12403	12402	12403	12304	12304	12402	14309	14302	14313	12304	14305	12406
12102	14102	13401	13309	13401	13403	13405	13404	13405	13404	13403	13403	14206	13403	13402	13403	13304	13304	13402	14305	14303	14207	13304	14306	13406
12103	11103	12101	12311	14202	12402	12406	12403	12406	12403	12402	12402	12102	12402	12401	12402	12309	12309	12401	12310	14307	14408	12406	14304	12401
12104	14103	13101	13311	14203	13402	13406	13403	13406	13403	13402	13402	13102	13402	13401	13402	13309	13309	13401	13310	14308	14402	13406	14310	13401
12105	12103	12102	12307	14102	12401	12404	12402	12404	12402	12401	12401	14205	12401	12202	12401	12311	12311	12304	14312	14310	14409	12310	14102	12402
13101	13103	13102	13307	12102	13401	13404	13402	13404	13402	13401	13401	14304	13401	13202	13401	13311	13311	13304	14311	14304	12402	13310	14308	13402
13102	11104	14102	12305	13102	12102	12403	12401	12403	12401	12301	12301	14305	12202	12302	12308	12307	12307	12309	14307	14306	13402	12301	14307	12307
13103	14201	14103	13305	14402	13102	13403	13401	13403	13401	13301	13301	12302	13202	13302	13308	13307	13307	13309	12306	14403	14202	13301	14303	13307
13104	11105	11103	12202	12101	12101	12402	12301	12402	12301	12312	12312	13302	12102	12308	12313	14208	12305	12311	13306	14407	14204	12401	14309	12305
13105	12104	12103	13202	13101	13101	13402	13301	13402	13301	13312	13312	14311	13102	13308	13313	14204	13305	13311	14308	14404	14205	13401	12205	13305
14101	13104	13103	12201	14206	14206	12401	12312	12401	12312	12303	12303	14312	14304	12313	12310	12305	12312	12307	14310	14401	14208	12402	13205	12312
14102	14202	11104	13201	14204	14204	13401	13312	13401	13312	13303	13303	14302	14305	13313	13310	13305	13312	13307	14304	14410	14306	13402	14208	13312
14103	11106	11105	12404	14205	14205	12301	12303	12301	12303	12305	12305	14410	12302	12103	12306	14205	12302	12305	12303	14405	14304	12306	14205	12302
11201	14203	12104	13404	12103	12103	13301	13303	13301	13303	13305	13305	14407	13302	13103	13306	14206	13302	13305	13303	14409	14310	13306	14204	13302
11202	12105	13104	12403	13103	13103	12312	12305	12312	12305	12307	12307	14409	14311	12210	12304	14202	14307	12312	14306	12206	14308	12311	12105	12313
11203	13105	11106	13403	14408	12104	13312	13305	13312	13305	13307	13307	12308	14312	13210	13304	12312	12202	13312	14403	13206	14307	13311	13105	13313
11204	11201	12105	12402	14304	13104	12303	12307	12303	12307	12311	12311	13308	14302	12211	12309	13312	13202	12302	14407	14402	14303	12309	14201	12303
11205	14204	13105	13402	14306	12213	13303	13307	13303	13307	13311	13311	14408	12308	13211	13309	14203	14311	13302	12301	14408	14302	13309	14202	13303
11206	11202	11201	14302	14305	13213	12305	12311	12305	12311	14202	12309	14401	13308	12201	12311	14207	14312	12202	13301	14406	14301	12307	14103	12306
11207	12201	11202	14310	14309	14103	13305	13311	13305	13311	14203	13309	14405	12313	13201	13311	14201	14302	13202	14404	12208	14305	13307	12206	13306
11208	13201	12201	14303	14307	12301	12307	12309	12307	12309	12307	12309	14101	12313	12313	13313	12101	12307	12302	12207	12207	14401	13208	12306	12308
11209	14205	13201	12401	14308	13301	13307	13309	13307	13309	13307	12309	13313	13313	12213	13101	13307	13302	13207	14402	12211	13306	13305	14312	13308
11210	11203	11203	13401	14310	14201	12311	14101	12311	12313	13309	12304	12213	13213	12310	12305	14301	14303	12201	12103	13211	14309	12312	14401	14101
11211	12202	12202	14312	14303	12210	13311	12313	13311	13313	14201	13304	13213	14301	13310	13305	14308	14306	13201	13103	12313	14312	13312	14404	14301
11212	13202	13202	14311	14312	13210	12309	13313	12309	12304	14208	12306	14403	14308	12306	14307	14307	14310	12210	14408	13313	14201	12302	12210	14305
11213	14206	11204	14301	14401	12205	13309	14312	13309	13304	14204	13306	11102	14307	13306	14308	12202	12201	13210	14406	12210	12311	13302	13210	14306
11214	11204	12203	12303	14407	13205	12313	14306	12313	12306	12313	12105	14301	11102	12304	12303	13202	13201	12313	14410	13210	13311	12308	14407	14304
11215	12203	13203	13303	14406	12312	13313	14313	13313	13306	13313	13105	14308	12103	13304	13303	14311	14304	13313	12101	12308	14410	13308	14406	14310
12201	13203	11205	14313	14405	13312	14102	12304	12304	14206	14102	12205	14307	13103	12309	14301	14312	14305	12211	13101	13308	14405	12313	14405	14102
12202	14207	12204	14308	14409	14102	14201	13304	13304	14103	14311	13205	12103	14309	13309	14302	14302	12210	13211	14405	12201	14406	13313	12308	14308
12203	11205	13204	14307	12104	12105	12304	14102	14207	12202	14312	12310	13103	14310	12311	14312	12207	13210	12208	14409	13201	12309	12303	13308	14307
12204	12204	11206	14102	13104	13105	13304	14301	14208	13202	12304	13310	14309	14306	13311	12312	13207	14309	13208	12206	12105	13309	13303	14402	14303
12205	13204	12205	12105	14313	12303	14301	14205	14102	14205	13304	12101	14310	12210	12307	13312	14303	14313	12206	13206	13105	14407	14201	14409	14309
12206	14208	13205	13105	14301	13303	14205	12306	12306	14407	14302	13101	14306	13210	13307	14311	14306	12313	13206	12208	12302	14404	14208	14410	12205
12207	11206	11207	14309	14311	12201	12306	13306	13306	12102	14304	12308	12210	12211	12305	14305	14310	13313	12101	13208	13302	14401	14205	12306	13205
12208	12205	12206	14305	12213	13201	13306	14204	14204	13102	14205	13308	13210	13211	13305	14304	12201	12211	13101	12211	12312	12307	14204	13306	14208
12209	13205	13206	14306	13213	12202	14204	14206	14206	14409	12306	12201	12211	12201	14309	12301	13201	13211	12103	13211	13312	13307	12101	14403	14205
12210	14301	11208	12104	14410	13202	14206	14103	14103	14304	13306	13201	13211	13201	14307	13301	14304	12103	13103	12313	12305	12305	13101	14408	14204
12211	11207	12207	13104	14103	12305	14103	12202	12202	14307	14206	12211	12201	12101	14308	12302	14305	13103	12301	13313	13305	13305	12202	12208	12105
12212	12206	13207	14304	14302	13305	12202	13202	13202	12105	14103	13211	13201	13101	12303	13302	14407	12208	13301	12210	12307	12312	13202	13208	13105
12213	13206	11209	14409	12301	12307	13202	14308	14302	13105	14307	12210	12101	14205	13303	12202	12210	13208	12303	13210	13307	13312	12207	12211	14201
13201	14302	12208																						

13202	11208	13208	12102	14403	12311	14310	14302	14407	14301	13105	12213	12310	13310	14302	12207	14403	13206	12306	13308	13309	13302	12105	12201	14103
13203	12207	11210	13102	14404	13311	14302	12201	12101	14313	14308	13213	13310	12205	14312	13207	14309	12101	13306	14103	12207	12308	13105	13201	12309
13204	13207	12209	14410	14201	12309	12201	13201	13101	12205	14301	12102	12205	13205	12312	14303	14313	13101	14313	12201	13207	13308	14202	12213	13309
13205	14303	13209	14408	12210	13309	13201	14311	14310	13205	14313	13102	13205	12306	13312	14306	12313	14103	14309	13201	12202	12313	14103	13213	12311
13206	11209	11211	14405	13210	12313	14311	14305	14408	14302	12205	14406	12306	13306	14311	14310	13313	12301	14305	14207	13202	13313	12213	12207	13311
13207	12208	12305	12101	12205	13313	14305	14309	14401	14303	13205	14303	13306	12304	14305	12205	14405	13301	12310	12105	12311	12303	13213	13207	12206
13208	13208	13305	13101	13205	12304	14309	12103	12102	14406	14303	14313	12304	13304	14304	13205	14409	12303	13310	13105	13311	13303	12201	12101	13206
13209	14304	12210	14406	12312	13304	12104	13103	13102	14405	14406	12202	13304	12309	12301	12101	14408	13303	14312	14201	12401	12101	13201	13101	14312
13210	11210	13210	14407	13312	12306	13104	14405	14409	12213	14405	13202	12309	13309	13301	13101	12211	12306	14311	12302	13401	13101	12210	12303	14401
13211	12209	11212	14401	12105	13306	14307	14406	14304	13213	12310	14206	13309	12311	14402	12206	13211	13306	14307	13302	12402	12202	13210	13303	14404
13212	13209	12307	12103	13105	14404	14304	14407	14307	14404	13310	14205	12311	13311	14406	13206	14406	12310	12308	12312	13402	13202	12211	12313	12210
13213	14305	13307	13103	12303	14403	14409	12101	12105	14403	14306	14304	13311	12307	14410	12208	14410	13310	13308	13312	14203	12207	13211	13313	13210
14201	11211	12211	14402	13303	14302	12103	13101	13105	14410	14401	12302	12307	13307	14404	13208	14404	12308	14103	12305	12101	13207	12208	12302	14410
14202	12210	13211	14403	12201	14410	13103	14402	14308	12210	14408	13302	13307	12305	14313	12201	12103	13308	14304	13305	13101	12105	13208	13302	14409
14203	13210	14404	14404	13201	14409	14405	14408	14301	13210	14409	14402	12305	13305	14407	13201	13103	14403	14310	12307	14201	13105	12206	12312	14402
14204	14306	14403	12304	12202	14405	14406	14401	14313	14312	14407	14305	13305	12303	14409	14408	14401	14407	12105	13307	14207	14103	13206	13312	14405
14205	11212	14402	13304	13202	14406	14407	12102	12205	14402	12101	14404	12303	13303	14408	14409	14402	14308	13105	12309	11101	12213	14401	12305	14406
14206	12211	11213	12306	12305	14407	12101	13102	13205	14311	13101	14403	13303	12312	14401	14407	12208	12105	14308	13309	14208	13213	14404	13305	14407
14207	13211	12212	13306	13305	14401	13101	14409	14303	12310	14410	14410	12312	13312	14405	12211	13208	13105	14407	11106	11104	12201	14407	12307	14403
14208	14307	13212	12308	12307	14310	14402	14304	14406	13310	14403	14407	13312	12301	14403	13211	12206	14402	14403	14203	11214	13201	14406	13307	14408
11301	11213	14401	13308	13307	14308	14408	14307	14405	14306	14404	14409	12301	13301	12207	14404	13206	14401	14306	14202	14202	12210	14405	12311	12208
11302	12212	14307	12310	12311	14304	14401	12105	12213	14401	12308	14408	13301	14204	13207	14410	12101	14404	14303	12207	14103	13210	14410	13311	13208
11303	13212	14308	13310	13311	14408	12102	13105	13213	14408	13308	14401	12401	14403	14205	14406	13101	14410	14302	13207	14205	12211	14312	12202	12211
11304	14308	11214	12312	12309	14402	13102	14410	14404	12211	14310	14405	13401	14405	14306	12210	14103	14406	14402	12202	11210	13211	14309	13202	13211
11305	11214	12311	13312	13309	11103	12105	14403	14403	13211	14309	14302	12402	14401	14310	13210	12301	14408	14401	13202	11206	12208	14409	12309	12201
11306	12213	13311	12302	12313	14307	13105	14404	14410	14102	14305	14312	13402	14408	12205	14309	13301	14409	14404	12311	11203	13208	14402	13309	13201
11307	13213	12309	13302	13313	14309	14410	12205	12210	12101	12201	14311	11106	14409	13205	14313	12303	14405	14410	13311	14101	12206	14408	12204	14302
11308	14309	13309	12301	12406	14305	14403	13205	13210	13101	13201	11102	11103	14407	14204	14201	13303	11104	14406	12401	11213	13206	11204	13204	12213
11309	11215	14407	13301	13406	11106	14404	14208	14309	12308	14402	14301	14207	14206	14206	12103	12306	14301	14408	13401	11215	11204	14303	11106	13213
11310	12301	14406	11104	12405	14311	12205	14207	14305	13308	12211	14308	11105	14313	14303	13103	13306	14201	14409	12402	11212	11208	14307	11102	12207
11311	13301	14405	11105	13405	14301	13205	14303	14311	14310	13211	14307	11101	14303	11101	14402	12310	14207	12406	13402	14102	11205	14308	11103	13207
11312	14310	12213	11106	12304	14313	14313	12211	14402	14309	12210	12103	11104	14404	14201	14207	13310	11105	13406	11201	11207	14102	11208	12104	12101
11313	11301	13213	11202	13304	11105	12210	13211	12211	14305	13210	13103	14103	14410	14207	14203	12308	11106	14405	11101	11208	11215	11205	13104	13101
11314	12302	14408	11201	12306	14312	13210	12213	13211	12201	12213	14309	14203	11101	11104	14202	13308	14203	14207	14208	11205	11207	14102	11212	12202
11315	13302	14306	11203	13306	14303	12213	13213	14202	13201	13213	14310	14101	14201	14103	11214	12105	14202	14201	11214	14206	11212	11215	11210	13202
11316	14311	14305	11204	11103	14101	13213	12210	14312	14204	12102	14306	11204	14406	14203	14403	13105	11203	11106	11202	11204	12204	11207	11206	12204
11317	11302	14309	12205	11106	11104	14306	13210	14306	14208	13102	11206	14204	14402	14101	14405	11106	11201	14301	11209	11103	13204	11212	11302	13204
12301	12303	11215	13205	11105	11203	14312	12308	12201	11102	12202	11106	14201	14207	11105	14401	14101	11101	14203	14205	11102	11314	12204	11317	11106
12302	13303	12313	11103	14101	11201	14303	13308	13201	11101	13202	11103	14202	11214	14202	11102	11402	14208	14202	11211	14204	11308	13204	12103	11102
12303	14312	13313	12210	11104	14207	11101	12310	11102	11105	12302	14207	11201	11104	11103	11103	11104	11214	11201	11210	11211	11316	14310	13103	11103
12304	11303	14410	13210	11203	11202	14101	13310	11101	12103	13302	11105	14208	14103	11106	14103	11105	11202	11101	11206	11106	11313	14304	11305	12104
12305	12304	14409	11207	11201	11208	14207	11201	11201	13103	11102	11101	11313	14203	11201	11204	14102	11209	14208	14101	11209	11306	14306	11303	13104
12306	13304	12301	11212	14207	11205	14208	11101	12103	11202	11101	11104	11306	11211	14208	11205	11203	14205	11214	11203	11202	11310	11105	11315	11212
12307	14313	13301	11205	11202	14208	11102	11102	13103	11106	11105	14103	11310	11210	11102	11208	11201	11211	11202	11213	11201	11307	11314	11311	11210
12308	11304	14304	11208	11208	11209	14202	14202	11105	11103	12103	11202	14102	11208	11203	12105	11101	11210	11209	11215	11302	11309	14305	11304	11206
12309	12305	14303	11206	11205	11101	11308	11308	11106	14201	13103	11207	11403	14101	11209	13105	11310	11206	14205	11212	11317	11312	14301	11301	11302
12310	13305	14310	11213	14208	11102	11304	11304	11103	11204	11202	11212	11307	11205	14102	11106	11306	14101	11211	14102	11305	11301	11101	11308	11317
12311	14401	11301	11210	11102	14202	11311	11311	14201	11203	11106	14203	11311	11105	11207	11207	11313	11213	11210	11207	11401	11304	11209	11312	12103
12312	11305	12302	11209	11315	11206	14203	14203	11203	11104	11103	1													

13305	13307	12303	11214	11303	11215	11104	11104	11208	11210	11214	11205	11205	11213	11205	11212	11213	14206	14102	14204	11312	11202	14313	11316	11303
13306	14403	13303	11211	11211	14203	11309	11309	14203	11211	11211	14201	11208	11203	11208	11215	11215	11204	11207	11401	11309	11105	11102	11202	11315
13307	11307	14203	14203	11214	11212	11307	11307	11210	11214	11210	11213	11210	11209	11212	11213	11212	11103	11208	11104	11307	11106	11211	11101	14311
13308	12308	14202	14202	11215	11207	11204	11204	11211	14202	11208	11203	11211	14102	11215	14206	11209	11102	11205	11305	11310	11211	11106	11105	11101
13309	13308	14312	11303	11301	11204	11207	11207	11214	11215	11205	11204	11214	11215	11213	11206	11202	14204	14206	11317	11306	11102	14403	11104	11202
13310	14404	11303	14201	11302	12302	11212	11212	11215	11212	11213	14202	11215	11212	11310	11210	11207	12405	11204	11301	11313	11302	11313	11214	11211
13311	11308	14201	14101	11209	13302	11215	11215	11212	11207	11203	11209	11212	11207	11306	11211	11208	13405	11103	11304	11316	11201	11306	11213	14206
13312	12309	14101	11305	11210	12308	11214	11214	11207	14207	11204	11309	11207	11202	11313	11302	11205	12404	11102	11311	11308	11209	11310	11208	11311
13313	13309	14313	14205	11213	13308	11211	11211	11308	11309	11309	11201	11202	11206	11304	11314	11204	13404	14204	11307	11314	11101	14203	11204	11304
14301	14405	11305	14204	11206	11407	11210	11210	11304	11201	11201	11308	11206	12212	11311	11308	11103	12205	11105	11309	11405	11206	11307	11203	11301
14302	11309	14205	14207	11212	11307	11213	11213	11311	11308	11308	14208	11312	13212	11307	14205	11102	13205	11104	11312	11402	11210	11309	11207	14313
14303	12310	14204	11101	11207	11309	11205	11205	11204	11304	11304	11304	11302	12104	11312	11203	11214	11305	11305	11313	11407	12104	11312	11215	11213
14304	13310	14207	11317	11204	12310	11208	11208	11307	11311	11311	11311	11314	13104	11309	11201	11303	11317	11317	11306	12205	13104	14311	11205	11208
14305	14406	11317	11314	11407	13310	11202	11202	11202	11307	11307	11307	11316	12209	11308	11101	11315	11301	11301	11310	13205	11104	11308	12209	11204
14306	11310	11314	14206	11307	11311	11313	11313	11313	11313	11313	14204	11315	13209	11314	14204	11316	12213	11304	11302	11404	11214	11301	13209	11203
14307	12311	14206	11316	11309	11304	11306	11306	11306	11306	11306	11313	11303	11310	11302	11313	11301	13213	11311	11314	11403	11213	11304	11201	14203
14308	13311	11316	11315	11311	11308	11310	11310	11310	11310	11310	11306	11305	11306	11403	11306	11317	11304	11307	11308	11406	14101	11311	11209	11316
14309	14407	11315	11102	11304	11313	11312	11312	11312	11312	11312	11310	11317	11313	11303	11310	11305	11311	11309	11316	12213	11407	11315	14207	11313
14310	11311	11102	14208	11308	11306	11407	11407	11206	11206	11206	14102	11301	12207	11315	14208	11312	11307	11312	11315	13213	11203	11303	11314	11306
14311	12312	14208	11407	11313	11310	11206	11206	11209	11209	11209	11312	12212	13207	11316	11402	11309	12406	11313	11303	12209	11402	11305	11405	12301
14312	13312	11307	11307	11306	11312	11209	11209	11302	11302	11302	11302	13212	11304	11301	11303	11307	13406	11306	11407	13209	11405	11317	14206	13301
14313	14408	11309	11309	11310	12207	11302	11302	11405	11403	11403	11314	11404	11311	11317	11315	11311	11309	11310	12102	12204	11401	11302	11402	11310
11401	11312	11311	11311	11312	13207	11401	11401	11406	11314	11314	11316	11401	11307	11305	11316	11304	11312	11302	13102	13204	12212	11206	11407	11307
11402	12313	11101	11304	12207	11302	11404	11404	11402	11316	11316	11315	11407	12105	11407	11301	12205	11313	11314	11105	12103	13212	11210	11403	11309
11403	13313	11306	11308	13207	11401	11405	11405	11403	11315	11315	11303	12104	13105	11401	11317	13205	11306	11308	11402	13103	11406	12104	12203	11312
11404	14409	11304	11313	11401	11404	11406	11406	11314	11303	11303	12207	13104	11312	11404	11305	11401	11310	11316	11405	12301	11403	13104	13203	11308
11405	11313	11308	12211	11404	11405	11402	11402	11316	12207	11305	13207	11402	11309	12208	11312	11407	12204	11315	12104	13301	11404	11104	11406	11207
11406	12401	11313	13211	11405	12212	11403	11403	11315	13207	11317	11305	11406	11308	13208	11309	11403	13204	11303	13104	12303	12301	11214	11401	11215
11407	13401	11310	11306	12212	13212	11314	11314	11303	11305	11301	11317	11405	11314	11405	11307	12213	11302	11407	11406	13303	13301	11213	11404	11205
12401	14410	11312	11310	13212	11406	11316	12104	12207	11317	12212	11301	12209	11302	11406	11311	13213	11314	12102	11403	12306	12102	12212	12102	12209
12402	11314	11403	11312	11406	11402	11315	13104	13207	11301	13212	12212	13209	11403	11402	11304	11406	11308	13102	11404	13306	13102	13212	13102	13209
12403	12402	11401	12207	11402	11403	11303	11316	11305	12212	11404	13212	12207	11303	12206	11401	11405	12212	11401	12304	12310	12103	11203	12212	11201
12404	13402	11404	13207	11403	12211	12207	11315	11317	13212	11401	11404	13207	11315	13206	11407	11404	13212	11402	13304	13310	13103	12102	13212	11209
12405	11315	11405	11401	12211	13211	13207	11303	11301	11404	11407	11401	12105	11316	12204	11403	12404	11316	11405	12403	12406	12209	13102	12402	12310
12406	11316	12406	11404	13211	11314	11305	12207	12212	11401	12104	11407	13105	12204	13204	12213	13404	11315	12104	13403	13406	13209	12103	13402	13310
13401	12403	13406	11405	12308	11316	11317	13207	13212	11407	13104	12104	12403	13204	12105	13213	12406	11303	13104	12405	12102	12205	13103	12401	11405
13402	13403	11402	12212	13308	11315	11301	11305	11404	12104	11402	13104	13403	11301	13105	11406	13406	12102	11406	13405	13102	13205	12209	13401	11407
13403	11317	11406	13212	12310	11303	12211	11317	11401	13104	11406	11402	12404	11317	12209	11405	12405	13102	11403	12404	12104	12310	13209	12301	11403
13404	11401	11407	11406	13310	11305	13211	11301	11407	11402	11405	11406	13404	11305	13209	11404	13405	11407	11404	13404	13104	13310	12205	13301	12203
13405	12404	12405	11402	12302	11317	12212	12212	12104	11406	12207	11405	12406	12206	12104	12102	12102	11401	12212	12212	12304	12406	13205	12310	13203
13406	13404	13405	11403	13302	11301	13212	13212	13104	11405	13207	12209	13406	13206	13104	13102	13102	11402	13212	13212	13304	13406	14207	13310	11402
14401	11402	12312	12209	12209	12209	12209	12209	12209	12209	12209	13209	12405	11407	12212	12212	12212	11405	12204	12204	12403	12304	14206	12406	11314
14402	11403	13312	13209	13209	13209	13209	13209	13209	13209	13209	11403	13405	11401	13212	13212	13212	12104	13204	13204	13403	13304	11405	13406	11406
14403	12405	12310	12208	12208	12208	12208	12208	12208	12208	12208	12208	12208	11404	12213	12104	12104	13104	12213	12213	12405	12403	11402	12304	12304
14404	13405	13310	13208	13208	13208	13208	13208	13208	13208	13208	13208	13208	12208	13213	13104	13104	11406	13213	13213	13405	13403	11407	13304	13304
14405	11404	12308	12206	12206	12206	12206	12206	12206	12206	12206	12206	12206	13208	12102	12204	12204	11403	12205	12205	12404	12405	11403	12403	11401
14406	11405	13308	13206	13206	13206	13206	13206	13206	13206	13206	13206	13206	11405	13102	13204	13204	11404	13205	13205	13404	13405	12203	13403	11404
14407	12406	12306	12204	12204	12204	12204	12204	12204	12204	12204	12204	12204	11406	12405	12209	12209	12209	12209	12209	12212	12404	13203	12405	12102
14408	13406	13306	13204	13204	13204	13204	13204	13204	13204	13204	13204	13204	11402	13405	13209	13209	13209	13209</						

ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Recep Ufuk
Doğum Tarihi ve Yeri : 21/02/1990, Osmangazi
E-posta : recepufuk@gmail.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2012, İstanbul Teknik Üniversitesi, İnşaat Fakültesi, İnşaat Mühendisliği
- **Lisans** : 2014, İstanbul Teknik Üniversitesi, Makina Fakültesi, Makina Mühendisliği