

**T.C.  
BALIKESİR ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ  
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**

**KOMPOZİT YAPRAK YAYLARIN SONLU ELEMANLAR  
YÖNTEMİ İLE YORULMA ANALİZİNİN YAPILMASI**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

**Mak. Müh. Özden ESEN**

**Balıkesir, Eylül-2009**

T.C.  
BALIKESİR ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ  
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI

KOMPOZİT YAPRAK YAYLARIN SONLU ELEMANLAR  
YÖNTEMİ İLE YORULMA ANALİZİNİN YAPILMASI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Mak. Müh. Özden ESEN

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Nurettin ARSLAN

Sınav Tarihi: 17.09.2009

Jüri Üyeleri: Prof. Dr. Nurettin ARSLAN (Danışman-BAÜ) 

Yrd. Doç. Dr. Alaaddin TOKTAŞ (BAÜ) 

Yrd. Doç. Dr. Arın YILMAZ (BAÜ) 

Balıkesir, Eylül-2009

## **ÖZET**

### **KOMPOZİT YAPRAK YAYLARIN SONLU ELEMANLAR YÖNTEMİ İLE YORULMA ANALİZİNİN YAPILMASI**

**Özden ESEN**

**Balıkesir Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü,**

**Makine Mühendisliği Anabilim Dalı**

**(Yüksek Lisans Tezi / Tez Danışmanı: Prof. Dr. Nurettin ARSLAN)**

**Balıkesir, 2009**

Bu çalışmanın amacı cam elyaf takviyeli kompozit yaprak yayların sonlu elemanlar yöntemi ile yorulma analizinin yapılmasıdır. Cam elyaf takviyeli kompozit yaprak yaylar el yatırması yöntemi ile üretilmiştir. Matriks malzemesi için polyester kullanılmıştır. Kompozit yaprak yay ile aynı ağırlıkta veya kalınlıkta 2 farklı çelik yaprak yay imalatı yapılarak yük-deplasman, gerilme ve ömürleri kıyaslanmıştır. Çelik yaprak yay malzemesi için 55Cr3 kullanılmıştır. Numune yaprak yaylar üzerinden yay karakteristikleri çıkarılmış ANSYS Workbench 11 programında statik ve yorulma analizi yapılmıştır. Analiz sonuçları ile deney sonuçları karşılaştırılarak aralarında uyum olduğu gözlemlenmiştir.

**ANAHTAR SÖZCÜKLER:** Kompozit yaprak yay, yorulma analizi, sonlu elemanlar yöntemi

## **ABSTRACT**

### **FATIGUE ANALYSIS OF COMPOSITE LEAF SPRING USING FINITE ELEMENT METHOD**

**Özden ESEN**

**Balıkesir University, Institute of Science, Department of Mechanical  
Engineering**

**(Ms. D. Thesis / Supervisor: Prof. Dr. Nurettin ARSLAN)**

**Balıkesir-Turkey, 2009**

The purpose of this study, making fatigue analysis glass fiber reinforced composite leaf spring using finite element method. Glass fiber reinforced composite leaf springs were manufactured with hand lay up method. Matrix material is polyester. Composite leaf springs compared with at the same weight or thickness of 2 different steel leaf springs by load-displacement, stress and life. Materials for steel leaf springs were used 55Cr3. Spread through the sample leaf springs have been excluded characteristic static and fatigue analysis in ANSYS Workbench 11 program was conducted. Analysis comparing the results with the experimental results that were observed among adaptation.

**KEY WORDS:** Composite leaf spring, fatigue analysis, finite element method

## İÇİNDEKİLER

ÖZET	ii
ABSTRACT	iii
İÇİNDEKİLER	iv
ŞEKİL LİSTESİ	ix
TABLO LİSTESİ	xiv
SEMBOL LİSTESİ	xv
ÖNSÖZ	xvii
1. GİRİŞ	1
1.1 Literatür Araştırması	2
1.2 Bu Çalışmanın Amacı	5
2. KOMPOZİT MALZEMELER	6
2.1 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması	8
2.1.1 Elyaf Takviyeli Kompozit Malzemeler	8
2.1.2 Parçacık Takviyeli Kompozit Malzemeler	10
2.1.3 Tabakalı Kompozit Malzemeler	10
2.1.4 Karma (Hibrid) Kompozit Malzemeler	11
2.2 Matriks Malzemeler	11
2.2.1 Epoksi Reçineler	13
2.2.2 Polyester Reçineler	14
2.2.3 Vinilester Reçineler	15
2.2.4 Fenolik Reçineler	15
2.3 Takviye Malzemeleri	16
2.3.1 Cam Elyafı	18
2.3.2 Grafit (Karbon) Elyafı	19
2.3.3 Aramid Elyafı	20
2.4 Elyaf Takviyeli Tabakalı Kompozit Plakaların Üretim Metotları	21
2.4.1 El Yatırması ve Püskürtme Metodu	21
2.4.2 Pres Kalıplama ve Reçine Transfer Metodu	23

2.4.3 Torba Kalıplama Metodu	24
2.4.3.1 Basınçlı Torba Kalıplama Metodu	25
2.4.3.2 Vakumlu Torba Kalıplama Metodu	25
2.4.3.3 Otoklavda Torba Kalıplama Metodu	26
2.5 Elyaf Takviyeli Tabakalı Kompozit Malzemelerin Kür Prosesi	27
2.5.1 Kür Çevrimleri	28
3. KOMPOZİT MALZEMELERİN GENEL KULLANIM ALANLARI	30
4. KOMPOZİT MALZEMELERİN MEKANİK DAVRANIŞI	36
4.1 Bir Kompozit Tabakanın Makromekanik Davranışı	37
4.1.1 Ortotropik Bir Malzemenin Gerilme-Şekil Değiştirme İlişkileri	38
4.1.2 Ortotropik Bir Malzemenin Düzlemsel Gerilme Durumu İçin Gerilme – Şekil Değiştirme İlişkileri	40
4.1.3 Ortotropik Bir Malzemenin Keyfi Yönlere Seçilmiş Eksenlerdeki Gerilme – Şekil Değiştirme İlişkileri	42
4.2 Tabakalı Kompozit Levhanın Makromekanik Davranışı	45
4.2.1 Tabakalı Kompozit Malzemelerin İstiflenme Geometrisi	46
4.2.2 Klasik Laminasyon Teorisi	47
4.2.3 Tek Bir Tabakanın Gerilme-Şekil Değiştirme İlişkisi	47
4.2.4 Çok Tabakalı Kompozit Bir Levhada Gerilme-Şekil Değiştirme İlişkisi	48
4.3 Bileşik Tabakaya Etkiyen Bileşke Kuvvet ve Momentler	51
4.4 Simetrik Kompozit Levhalar	55
4.4.1 Çok Katlı Özel Ortotropik Tabakalı Simetrik Levhalar	57
4.4.2 Çok Katlı Genel Ortotropik Tabakalı Simetrik Levhalar	58
5. ELASTO-PLASTİK GERİLMELERİN HESAPLANMASI	60
6. SONLU ELEMANLAR METODU	65
6.1 Sonlu Elemanlar Metodunda Dikkat Edilmesi Gereken Hususlar	66
6.2 Sonlu Elemanlar Yönteminin Plaka Analizinde Kullanılması	66
7. ORTOTROPİK TAKVİYE İÇİN KIRILMA (AKMA) TEORİLERİ	71
7.1 Genel Akma Teorileri	72
7.1.1 Maksimum Gerilme Teorisi	72
7.1.2 Maksimum Kayma Gerilmesi Teorisi (Teresca Teoremi)	73
7.1.3 Coulomb Kayma Gerilmesi Teorisi	74
7.1.4 Mohr Genel Kayma Gerilmesi Teorisi	74

7.1.5 Maksimum Şekil Değişirme Teorisi	75
7.1.6 Genel Şekil Değişirme Teoremi	76
7.1.7 Toplam Şekil Değişirme Enerjisi Teorisi	76
7.1.8 Biçim Değişirme Enerjisi Teorisi	77
7.2 Kompozit Malzemeler İçin Özel Kırılma Teorileri	78
7.2.1 Maksimum Gerilme Teorisi	78
7.2.2 Maksimum Şekil Değişirme Teorisi	80
7.2.3 Tsai Hill Teorisi	82
7.2.4 Tsai – Wu Tensör Teorisi	85
8. KOMPOZİT MALZEMELERİN YORULMA DAVRANIŞLARI	88
8.1 Yorulma İle İlgili Temel Kavramlar	88
8.2 Fiber Takviyeli Kompozitlerin Yorulma Davranışları	90
8.3 Yorulma Davranışını Etkileyen Faktörler	92
8.3.1 Malzeme Çeşidi	92
8.3.2 Fiber Uzunluğu	94
8.3.3 Test Makinesi ve Numune Etkisi	95
8.3.4 Frekans	95
8.3.5 Çentik ve Delikler	96
9. SÜSPANSİYON SİSTEMİ	97
9.1 Kompozit Yaprak Yaylar	98
9.1.1 Tasarım ve İmalat Özellikleri	99
9.1.2 Yolcu Konforu	99
9.1.3 Kompozit Yaprak Yayların Faydaları	100
9.1.4 Ağırlık Tasarrufunun Faydaları	100
9.1.5 Ses ve Titreşim	100
9.1.6 Emniyet	101
9.1.7 Güvenilirlik ve Dayanıklılık	101
9.1.8 Ömür Zaman Maliyeti	102
9.1.9 Kompozit Yaprak Yayların Dezavantajları	102
10. NUMUNELERİN İMALATI VE TESTLERİ	103
10.1 Kompozit Numune	103
10.1.1 Kompozit Numunelerin İmalatı	103
10.1.2 Kompozit Numunelerin Testleri	106

10.1.3 Kompozit Yaprak Yayların ANSYS Workbench 11 ile Statik Analizi	109
10.1.3.1 Kompozit Yaprak Yayın Analizi	109
10.1.3.2 Kompozit Yaprak Yayın Yorulma Analizi	114
10.1.3.2.1 Ömür	114
10.1.3.2.2 Hasar	115
10.1.3.2.3 Güvenlik Katsayısı	115
10.2 60x5 55Cr3 Numune	116
10.2.1 60x5 55Cr3 Numunelerin İmalatı	116
10.2.2 60x5 55Cr3 Yaprak Yay Testleri	118
10.2.3 60x5 55Cr3 Yaprak Yayların ANSYS Workbench 11 ile Statik Analizi	119
10.2.3.1 60x5 55Cr3 Yaprak Yayın Analizi	119
10.2.3.2 60x5 55Cr3 Yaprak Yayın Yorulma Analizi Stress Life Kriteri	126
10.2.3.2.1 Ömür	126
10.2.3.2.2 Hasar	126
10.2.3.2.3 Güvenlik Katsayısı	127
10.2.3.3 60x5 55Cr3 Yaprak Yayın Yorulma Analizi Strain Life Kriteri	127
10.2.3.3.1 Ömür	128
10.2.3.3.2 Hasar	128
10.2.3.3.3 Güvenlik Katsayısı	128
10.3 60x12 55Cr3 Numune	129
10.3.1 60x12 55Cr3 Numunelerin İmalatı	129
10.3.2 60x12 55Cr3 Yaprak Yay Testleri	130
10.3.3 60x12 55Cr3 Yaprak Yayların ANSYS Workbench 11 ile Statik Analizi	131
10.3.3.1 60x12 55Cr3 Yaprak Yayın Analizi	131
10.3.3.2 60x12 55Cr3 Yaprak Yayın Yorulma Analizi Stress Life Kriteri	134
10.3.3.2.1 Ömür	135
10.3.3.2.2 Hasar	135
10.3.3.2.3 Güvenlik Katsayısı	136
10.3.3.3 60x12 55Cr3 Yaprak Yayın Yorulma Analizi Strain Life Kriteri	136
10.3.3.3.1 Ömür	137
10.3.3.3.2 Hasar	137
10.3.3.3.3 Güvenlik Katsayısı	137
11. BULUNAN SONUÇLARIN KARŞILAŞTIRILMASI	138



11.1 Yapılan analiz sonuçlarının karşılaştırılması	138
KAYNAKLAR	140

## ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 2.1 Kompozit malzemelerin sınıflandırılması.	8
Şekil 2.2 El yatırması metodu	22
Şekil 2.3 Püskürtme metodu	22
Şekil 2.4 Pres kalıplama metodu	23
Şekil 2.5 Reçine transfer metodu	24
Şekil 2.6 Basınçlı torba kalıplama metodu	25
Şekil 2.7 Vakumlu torba kalıplama metodu	26
Şekil 2.8 Otoklavda torba kalıplama metodu	27
Şekil 2.9 Tipik bir kür çevrimi	29
Şekil 2.10 Modifiye edilmiş tipik bir kür çevrimi	29
Şekil 3.1 Tek parça kompozit kardan şaftı	31
Şekil 3.2 Kompozit yaprak yayların araçlarda ilk kullanımı, 1963	32
Şekil 3.3 Helezon yay kullanılan süspansiyon sistemi	34
Şekil 3.4 Enlemesine yerleştirilmiş kompozit yaprak yay	34
Şekil 3.5 Titreşimli konveyörlerde kullanılan kompozit yaprak yaylar	34
Şekil 3.6 Kompozit protez örneği	34
Şekil 4.1 Elyaf takviyeli kompozit yapıların uygun analiz yöntemlerinin şematik gösterimi	37
Şekil 4.2 Bir kompozit tabakanın gerçek ve model şematik gösterimi	38
Şekil 4.3 Tek yönlü sürekli elyaf takviyeli kompozit tabaka için temel malzeme Yönleri	40
Şekil 4.4 Düzlemsel gerilme durumundaki ortotropik bir tabaka	41
Şekil 4.5 Genel ve malzeme koordinat sistemli tek yönlü elyaf takviyeli kompozit Tabaka	43
Şekil 4.6 Farklı elyaf açılı tabakalardan oluşan tabakalı kompozit levhanın şematik görünüşü	46
Şekil 4.7 Kirchoff varsayımları altında bir levhanın bir kenarının deforme olmamış ve olmuş geometrileri	49

<b>Şekil 4.8</b> Bileşik tabakadaki kuvvet ve moment bileşkeleri	53
<b>Şekil 4.9</b> N tabakadan oluşan bileşik tabaka geometrisi	54
<b>Şekil 4.10</b> k ve k' benzer tabakalı simetrik tabakalı kompozit levha	55
<b>Şekil 4.11</b> Üç katlı düzgün simetrik artı konumlu tabakalı kompozitin şematik görünüşü	59
<b>Şekil 4.12</b> Üç katlı düzgün simetrik açısal konumlu tabakalı kompozitin şematik görünüşü	60
<b>Şekil 5.1</b> K ve n değerlerinin tespiti	63
<b>Şekil 5.2</b> Çekme deneyi diyagramı	64
<b>Şekil 6.1</b> Tabakalanmış plakanın genel yükleme şekli	68
<b>Şekil 6.2</b> Düzlemsel laminat plakada yüklerin ve momentlerin tanımı.	70
<b>Şekil 7.1</b> Gerilme-şekil değiştirme diyagramı	72
<b>Şekil 7.2</b> Maksimum Gerilme Teorisi	74
<b>Şekil 7.3</b> Maksimum Kayma Gerilmesi Teorisi	74
<b>Şekil 7.4</b> Coulomb Kayma Gerilmesi Teorisi	75
<b>Şekil 7.5</b> Mohr Genel Kayma Gerilmesi Teorisi	76
<b>Şekil 7.6</b> Maksimum Şekil Değiştirme Teorisi	77
<b>Şekil 7.7</b> Çeşitli teorilerin karşılaştırılması	78
<b>Şekil 7.8</b> Maksimum Gerilme Teorisi	80
<b>Şekil 7.9</b> Maksimum Gerilme Teorisi Eğrileri	81
<b>Şekil 7.10</b> Maksimum Şekil Değiştirme Teorisi eğrileri	83
<b>Şekil 7.11</b> Tsai Hill Teorisi	85
<b>Şekil 7.12</b> Tsai Hill Teorisi eğrileri	86
<b>Şekil 7.13</b> Tsai – Wu Tensör Teorisi eğrileri	88
<b>Şekil 8.1</b> Temel gerilme değişkenleri	89
<b>Şekil 8.2</b> Tipik gerilme-ömür (S-N) eğrisi	90
<b>Şekil 8.3</b> Tipik kırılma modları (a)interlaminer kırılma (b) intralaminer kırılma (c) transalaminer kırılma (d)matriks çatlağı (e) fiber-matriks ayrılması (f) fiber kırılması	91
<b>Şekil 8.4</b> Tek yönlü kompozitlerin yorulma hasar mekanizması	92
<b>Şekil 8.5</b> Fiber doğrultusunda yüklenmiş tek yönlü kompozitlerin tipik yorulma diyagramı	93
<b>Şekil 8.6</b> Çeşitli fiber takviyeli kompozitlerin yorulma diyagramı	93

<b>Şekil 8.7</b> Fiber doğrultusuna 45°açılı test edilmiş. $R = 0,1$ $RH = \%65$	95
<b>Şekil 8.8</b> Kevlar-49 fiberin yorulma sonucu kırılması ve yırtılması	95
<b>Şekil 8.9</b> Kısa ve sürekli fiber takviyeli karbon/epoksi kompozitin yorulma Eğrisi	97
<b>Şekil 8.10</b> Karbon fiber takviyeli kompozitin farklı frekanslardaki çevrim sonucu oluşan numune ısınması	98
<b>Şekil 9.1</b> Kompozit yaprak yay örneği	101
<b>Şekil 10.1</b> Kompozit yaprak yay gözü	105
<b>Şekil 10.2</b> Kompozit yaprak yay	105
<b>Şekil 10.3</b> Kompozit yaprak yay	106
<b>Şekil 10.4</b> Kompozit yaprak yayda meydana gelen gerilme dağılımı	106
<b>Şekil 10.5</b> Max gerilme bölgesi	106
<b>Şekil 10.6</b> Kıvrık kompozit yaprak yay gözü	107
<b>Şekil 10.7</b> Kıvrık kompozit yaprak yay	107
<b>Şekil 10.8</b> Kıvrık kompozit yaprak yayda gerilme dağılımı	107
<b>Şekil 10.9</b> Kıvrık kompozit yaprak yayda gerilme dağılımı	108
<b>Şekil 10.10</b> Contact bölgesinin detay görüntüsü	108
<b>Şekil 10.11</b> Kompozit yaprak yay numunesi	108
<b>Şekil 10.12</b> Kompozit yaprak yay numunesine yük uygulanması	109
<b>Şekil 10.13</b> 1500N yük altında yaprak yay numunesi	109
<b>Şekil 10.14</b> Kompozit yaprak yayda ait yük-deplasman grafiği	110
<b>Şekil 10.15</b> Kompozit yaprak yay ANSYS modeli	110
<b>Şekil 10.16</b> Kompozit yaprak yay için girilen malzeme özellikleri	111
<b>Şekil 10.17</b> Kompozit yaprak yayda ait yorulma diyagramı	111
<b>Şekil 10.18</b> Ansys Workbench programına girilen ömür değerleri	112
<b>Şekil 10.19</b> Kompozit yaprak yay mesh modeli	113
<b>Şekil 10.20</b> Sınır şartlarının tanımlanması	113
<b>Şekil 10.21</b> Kuvvet değerlerinin girilmesi	113
<b>Şekil 10.22</b> 1500N yük altında kompozit yaprak yay deformasyonu	114
<b>Şekil 10.23</b> Uygulanan kuvvet değerleri	114
<b>Şekil 10.24</b> Bulunan deplasman değerleri ile ölçülen değerlerin Karşılaştırılması	114
<b>Şekil 10.25</b> Bulunan deplasman değerlerinin grafiği	115

<b>Şekil 10.26</b> Kompozit yaprak yayda gözlenen max. gerilme	115
<b>Şekil 10.27</b> Kompozit yaprak yayda meydana gelen zamana bağlı gerilme Değeri	115
<b>Şekil 10.28</b> Yorulma analizi tipi seçimi	116
<b>Şekil 10.29</b> Kompozit yaprak yay ömür resmi	116
<b>Şekil 10.30</b> Kompozit yaprak yay hasar resmi	116
<b>Şekil 10.31</b> Kompozit yaprak yay güvenlik katsayısı resmi	117
<b>Şekil 10.32</b> 60x5 yaprak yay teknik resmi	117
<b>Şekil 10.33</b> Göz kıvrırma işlemi	118
<b>Şekil 10.34</b> Burç çakma işlemi	118
<b>Şekil 10.35</b> 60x5 55Cr3 yaprak yay	119
<b>Şekil 10.36</b> 60x5 55Cr3 yaprak yay yaprak yay numunesine yük Uygulanması	119
<b>Şekil 10.37</b> 60x5 55Cr3 yaprak yaya ait yük-deplasman grafiği	120
<b>Şekil 10.38</b> 60x5 55Cr3 yaprak yay ANSYS modeli	120
<b>Şekil 10.39</b> 60x5 55Cr3 yaprak yay için girilen malzeme özellikleri	121
<b>Şekil 10.40</b> 55Cr3 malzeme özellikleri	121
<b>Şekil 10.41</b> 55Cr3 malzemeye ait yorulma diyagramı	122
<b>Şekil 10.42</b> Ansys Workbench programına girilen ömür değerleri	122
<b>Şekil 10.43</b> Ansys Workbench programına girilen strain life değerleri	122
<b>Şekil 10.44</b> 55Cr3 strain life diyagramı	123
<b>Şekil 10.45</b> 60x5 yaprak yay mesh modeli	124
<b>Şekil 10.46</b> Sınır şartlarının tanımlanması	124
<b>Şekil 10.47</b> Kuvvet değerlerinin girilmesi	125
<b>Şekil 10.48</b> 1500N yük altında 60x5 55Cr3 yaprak yay deformasyonu	125
<b>Şekil 10.49</b> Uygulanan kuvvet değerleri	125
<b>Şekil 10.50</b> Bulunan deplasman değerleri ile ölçülen değerlerin karşılaştırılması	126
<b>Şekil 10.51</b> Bulunan deplasman değerlerinin grafiği	126
<b>Şekil 10.52</b> 60x5 55Cr3 yaprak yayda gözlenen max. gerilme	126
<b>Şekil 10.53</b> 60x5 55Cr3 yaprak yayda meydana gelen zamana bağlı gerilme değeri	127
<b>Şekil 10.54</b> Yorulma analizi tipi seçimi	127

<b>Şekil 10.55</b> 60x5 55Cr3 yaprak yay ömür resmi	127
<b>Şekil 10.56</b> 60x5 55Cr3 yaprak yay hasar resmi	128
<b>Şekil 10.57</b> 60x5 55Cr3 yay güvenlik katsayısı resmi	128
<b>Şekil 10.58</b> Yorulma analizi tipi seçimi	128
<b>Şekil 10.59</b> 60x5 55Cr3 yaprak yay ömür resmi	129
<b>Şekil 10.60</b> 60x5 55Cr3 yaprak yay hasar resmi	129
<b>Şekil 10.61</b> 60x5 55Cr3 yay güvenlik katsayısı resmi	129
<b>Şekil 10.62</b> 60x12 yaprak yay teknik resmi	130
<b>Şekil 10.63</b> 60x12 55Cr3 yaprak yay	130
<b>Şekil 10.64</b> 60x12 55Cr3 yaprak yay yaprak yay numunesine yük uygulanması	131
<b>Şekil 10.65</b> 60x12 55Cr3 yaprak yaya ait yük-deplasman grafiği	131
<b>Şekil 10.66</b> 60x12 55Cr3 yaprak yaya ait yük-deplasman değerleri	132
<b>Şekil 10.67</b> 60x12 55Cr3 yaprak yay ANSYS modeli	132
<b>Şekil 10.68</b> 60x12 yaprak yay mesh modeli	132
<b>Şekil 10.69</b> Sınır şartlarının tanımlanması	133
<b>Şekil 10.70</b> Kuvvet değerlerinin girilmesi	134
<b>Şekil 10.71</b> 1500N yük altında 60x12 55Cr3 yaprak yay deformasyonu	134
<b>Şekil 10.72</b> Uygulanan kuvvet değerleri	134
<b>Şekil 10.73</b> Bulunan deplasman değerleri ile ölçülen değerlerin karşılaştırılması	135
<b>Şekil 10.74</b> Bulunan deplasman değerlerinin grafiği	135
<b>Şekil 10.75</b> 60x12 55Cr3 yaprak yayda gözlenen max. gerilme	135
<b>Şekil 10.76</b> 60x12 55Cr3 yaprak yayda meydana gelen zamana bağlı gerilme değeri	136
<b>Şekil 10.77</b> Yorulma analizi tipi seçimi	136
<b>Şekil 10.78</b> 60x12 55Cr3 yaprak yay ömür resmi	136
<b>Şekil 10.79</b> 60x12 55Cr3 yaprak yay hasar resmi	137
<b>Şekil 10.80</b> 60x12 55Cr3 yay güvenlik katsayısı resmi	137
<b>Şekil 10.81</b> Yorulma analizi tipi seçimi	137
<b>Şekil 10.82</b> 60x12 55Cr3 yaprak yay ömür resmi	137
<b>Şekil 10.83</b> 60x12 55Cr3 yaprak yay hasar resmi	138
<b>Şekil 10.84</b> 60x12 55Cr3 yay güvenlik katsayısı resmi	139
<b>Şekil 11.1</b> Yaprak yayların karşılaştırılması	140

## TABLO LİSTESİ

<b>Tablo 3.1</b> Çelik ve kompozit yaprak yayların karşılaştırılması	33
<b>Tablo 10.1</b> Kompozit yaprak yaya ait yük-deplasman değerleri	108
<b>Tablo 10.2</b> Kompozit malzeme ömür değerleri	110
<b>Tablo 10.3</b> 60x5 55Cr3 yaprak yaya ait yük-deplasman değerleri	119
<b>Tablo 10.4</b> 55Cr3 malzeme ömür değerleri	121

## SEMBOL LİSTESİ

$\theta$	Çevresel koordinat yönü
$\beta$	x-yönündeki tabakalı kompozit plakanın orta yüzeyinin eğimi
$(\sigma_k)_{\max}$	Kopma hasar mukavemeti
$(\tau_y)_{\max}$	Yırtılma hasar mukavemeti
$(\sigma_y)_{\max}$	Yataklama hasar mukavemeti
$\varepsilon_{ij}$	Birim şekil değiştirme
$\sigma_{ij}$	Normal gerilme
$\nu_{ij}$	Poisson oranı
$\tau_{ij}$	Kayma gerilmesi
$\gamma_{ij}$	Kaymadaki birim şekil değiştirme
$\varepsilon_{ij}^{\circ}$	Orta yüzey birim şekil değiştirme
$[B_e]$	Eğilme için uzama yer değiştirme dönüşüm matrisi
$[D_e]$	Malzeme matrisinin eğilme parçaları
$[K_e]$	Eğilme rijitlik matrisi
$[Q]_{ij}$	Kısaltılmış rijitlik matrisi
$[Q_{ij}]$	Elastik matrisin tersi
$[C_{ij}]$	Rijitlik matrisi
$[S_{ij}]$	Elastik matrisi
$A_{ij}$	Uzamayla ilgili rijitlik
$B_{ij}$	Birleştirme rijitlikleri
$D$	Delik çapı
$D_{ij}$	Eğilme rijitliği
$E$	Kenar mesafesi
$E_{ij}$	Malzeme yönlerindeki elastik modül
$G_{ij}$	Kayma modülü
$K_{ij}$	Orta yüzey eğrilik dereceleri
$L$	Numune boyu
$M_{ij}$	Momentler



$N_i$	Şekil fonksiyonu
$N_{ij}$	Kuvvetler
$P$	Yük
$P_{max}$	Maksimum hasar yükü
$S$	Tabaka kayma mukavemeti
$t$	Numune kalınlığı
$u, v, w$	Yer değiştirme bileşenleri
$U_e$	Eğilmenin uzama enerjisi
$V$	Dış kuvvetlerin potansiyel enerjisi
$W$	Numune genişliği
$X_b$	Tabakalı kompozit malzemenin boyuna basınç mukavemeti
$X_ç$	Tabakalı kompozit malzemenin boyuna çekme mukavemeti
$Y_b$	Tabakalı kompozit malzemenin enine basınç mukavemeti
$Y_ç$	Tabakalı kompozit malzemenin enine çekme mukavemeti

## ÖNSÖZ

Tez çalışmam sırasında bilgi ve tecrübesi ile bana yol gösteren çok değerli hocam Sayın Prof. Dr. Nurettin ARSLAN 'a en içten teşekkürlerimi sunarım.

Numune yaprak yayların üretiminde ve testlerinin yapılmasında katkılarından dolayı AYSAN Anadolu Yay Sanayi ve Tic A.Ş. üretim sorumlusu Bilal TUFAL'a teşekkürlerimi sunarım.

Çalışmalarım esnasında maddi ve manevi olarak sürekli destek olan aileme sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Balıkesir, 2009

Özden ESEN

## 1. GİRİŞ

Günümüzde metaller gibi klasik malzemelerin birçok özelliği gelişen teknolojinin ihtiyaçları için yeterli olmayınca, daha üstün özelliklere sahip kompozit malzemelerin üretimine başlanmasıyla bu konuda hızlı bir gelişme sürecine girilmiştir. Kompozit malzemelerin yüksek mukavemet/ağırlık ve rijitlik/ağırlık oranları geleneksel metal malzemelerin yerine daha hafif yapıların geliştirilmesine kolaylık sağlamıştır. Oldukça dinamik bir yapıya sahip ve sürekli değişim içinde olan kompozit malzemeler maliyetlerinin düşürülmesi, verimliliğinin artırılmasıyla taşımacılık, inşaat malzemeleri, havacılık, uzay ve savunma sanayi gibi birçok alanda yaygın olarak kullanılmaktadır [1].

Teknolojinin hızlı bir şekilde ilerlemesi ve rekabet koşullarının ağırlaşması klasik malzemelere alternatif gelişmiş özelliklere sahip yeni malzemelerin kullanılması gerekliliğini günden güne hissettirmektedir. Bu nedenle mevcut mühendislik malzemelerine alternatif olan kompozit malzemeler alanındaki çalışmalar son yarım asırdır hız kazanmıştır. Aslında kompozit malzemelerin tarihsel süreçte ilk kullanımları tam olarak bilinmese de eski medeniyetlerde bu tür kullanımlara rastlanmaktadır. Örneğin çamur tuğlalara saman parçalarının katılması, zırh olarak farklı metal tabakalarının bir araya getirilmesi gibi. Mühendislik açısından incelendiğinde, klasik malzemeler ileri seviyede istekleri karşılayabilecek özelliklere sahip değillerdi. Özellikle uzay çalışmalarının başlamasından sonra yüksek mukavemetli hafif malzeme gereksinimi artmıştır. Bu nedenle hava sanayisi kompozit malzemelerin gelişimine öncülük etmiştir [2].

Otomobilin ağırlığını azaltmak; yakıt tüketiminde hatırı sayılır tasarruflara yol açtığından, otomobil üreticileri ağırlığı azaltacak yeni malzeme arayışı içerisindeyler. Buna ilaveten petrol kaynaklı yakıtlara alternatif olarak geliştirilmeye çalışılan elektrikli arabaların motorları nispeten daha az güç ürettiğinden, taşıt ağırlığı bundan sonra daha çok önem kazanacaktır. Kompozit

malzemeler, katılığın özgül ağırlığa oranı bakımından çelik ve alüminyum ile karşılaştırıldığında, bu değer birkaç kat daha fazla olabilmektedir. Bu sebeple kompozit malzemeler ağırlık azaltmada en önemli malzemelerden biridir.

Özellikle ağır vasıtalarda ve tren vagonlarında kullanılan yaprak yaylar 120–150 kg arasında gelmektedir. 3 dingilli bir araç için yaprak yay ağırlığı 800–900 kg ulaşmaktadır. Bu ağırlığın azaltılması taşıtın taşıma kapasitesini arttıracığı gibi yakıt sarfiyatını da düşürecektir. Ayrıca sürüş emniyeti ve konforu açısından önemli bir faktör olan yaylandırılmamış kütle miktarını azaltarak sürüş emniyetini ve konforunu arttıracaktır.

Bütün avantajlarına rağmen kompozitlerin otomotiv sanayisinde yoğun olarak kullanılmasının önünde iki önemli engel vardır. Birincisi, kompozit parçaların hala çelikten daha maliyetli olmalarıdır. İmalatı çelik gibi yüksek basınç gerektirmedikinden, plastik işleyen makinalar daha hafiftir ve dolayısıyla ilk yatırım maliyeti daha düşüktür. Fakat malzeme maliyetinin fazla olması ve imalat sürecinin nispeten emek yoğun olması toplam maliyeti arttırmaktadır. Ancak ileride imalat teknolojisinde olabilecek yeniliklerle ve kompozit malzemelerin daha yoğun kullanımının getireceği malzeme maliyetlerindeki düşüşle, kompozit parçaların daha ucuza imal edilebileceği beklenmektedir.

Şu anda birçok büyük ölçekli araştırma projelerinde daha verimli imalat teknolojilerinin geliştirilmesi için çalışılmaktadır. Kompozitlerin sanayide yoğun olarak kullanılmasının önündeki ikinci önemli engel, kompozitlerin tasarımı ve imalatı konusunda tecrübeli ve bilgili mühendis ve teknisyen sayısının yetersizliğidir. Bununla birlikte, bu engellerin zamanla aşılacağı ve kompozit malzemelerin üstün özelliklerinden otomotiv sanayinde daha çok faydalanılacağı öngörülmektedir.

### **1.1 Literatür Araştırması**

Shokrieh ve Rezaei yaptıkları çalışmada hafif ticari araçların arka süspansiyonlarında kullanılan 4 katlı çelik yaprak yay yerine ANSYS 5.4 programında tek katlı kompozit yaprak yay dizaynı yapmışlardır. Daha sonra bu iki

makası kıyaslamışlardır, dizayn kriteri olarak gerilme ve deplasman (Tsai-Wu failure criterion) kullanılmıştır. Çelik malzemeden üretilmiş yaprak yaylar ile kıyasladığımızda kompozit yaprak yaydaki gerilmeler daha az, doğal frekans ise daha fazla çıkmıştır. Ayrıca gözleri hesaba katmadan %80 ağırlık tasarrufu sağlanmıştır [3].

Kumar ve Vijayarangan yaptıkları çalışmada çelik yaprak yay ile cam elyaf takviyeli kompozitten üretilmiş yaprak yayın statik ve yorulma analizini yapmışlardır. Çelik yaprak yay ile aynı ölçülere sahip tek yönlü E-glass/Epoxy kompozit yaprak yay imalatı yapılmıştır. Kompozit yaprak yayın yük taşıma kapasitesi, dayanım ve ağırlığı, analitik ve deneysel olarak çelik yaprak yayı ile karşılaştırılmıştır. Kompozit yaprak yayın çelik yaya nazaran % 67.35 daha az gerilme, % 64.95 fazla sertlik ve %126,98 fazla doğal frekansa sahip olduğu görülmüştür. Hem % 68.15 ağırlık tasarrufu sağlanmış hem de yorulma ömrü arttırılmıştır [4].

Kumar ve Vijayarangan yaptıkları çalışmada kompozit yaprak yay ile çelik yaprak yayı doğal frekans yönünden kıyaslamışlar ve aynı ölçülere sahip çelik ve kompozit yaprak yay üretmişlerdir. Yaprak yaylar için bulunan doğal frekans değeri çelik için 6,3 Hz, kompozit yaprak yay için 14,3 Hz olarak bulmuşlardır. Kompozit yaprak yayın doğal frekansı olması gerekenden 1,2 oranında daha büyük olduğu için rezonans önlenir ve sürüş emniyeti sağlanır. Hafif ticari araçlarda kullanılan yaprak yaylarda sürüş konforunu sağlamak ve rezonansı önlemek için yol düzensizliklerinden kaynaklanan 12 Hz' lik max frekansa yaklaşılmamalıdır [5].

Kumar ve Vijayarangan kompozit yaprak yay ile çelik yaprak yay karşılaştırıldığında, kompozit yaprak yayda % 67,35 daha az gerilme, % 64,95 daha yüksek dayanım ve % 126,98 yüksek doğal frekans bulmuşlardır. Ayrıca çelik yaprak yay 13,5 kg kompozit yaprak yay ise 4,3 kg ağırlığındadır. Böylece % 68,15 oranında ağırlık azalması elde edilmiştir [4].

Yu ve Kim kompozit yaprak yaylar üzerinde yaptıkları çalışmada kompozit malzemelerin enerji depolama kabiliyetinin yüksek olmasından ötürü çelik yaylara

nazaran daha iyi sonuçlar elde etmişlerdir. Yaprak yayların taşıt üzerindeki görevi yol zeminindeki düzgünsüzlüklerden kaynaklanan yükleri sönmleyerek sürüş emniyetini ve konforunu sağlamalarıdır. Bu nedenle yaprak yayın enerji depolama kabiliyetini arttırmak daha emniyetli ve konforlu bir sürüş sağlar. Kompozit malzemeler bu nedenle yaprak yay imalatı için idealdir [5].

Springer ve Kollar yaptıkları çalışmalar doğrultusunda ideal yay malzemesi için malzemenin boylamasına dayanımı ne kadar fazla ise ve malzemenin elastisite modülü ne kadar küçük ise o kadar ideal yay malzemesidir demişlerdir. Kompozitler bu özelliklere sahip olduğu için yaprak yay imalatı için uygun malzemedir [6].

Doğal kaynakların korunması ve enerji ekonomisinin sağlanması için, otomobil üreticileri son yıllarda araçların ağırlığını azaltmak için kompozit malzemeye önem vermektedir [7].

Fiber takviyeli kompozit malzemelerin yaprak yay imalatında kullanılması ile ağırlık tasarrufu sağlanır. Sönümlene kabiliyeti yüksek olduğu için ses, titreşim ve sürüş sertliğinin önüne geçilir. Yüksek korozyon dayanımı ile bakım maliyetleri azalır ve yaprak yay ömrü artar [8].

Yaprak yaylar araçlarda yol düzgünsüzlüklerinin sebep olduğu titreşim ve darbeleri sönmleyerek sürüş emniyeti ve konforu sağlarlar. Ayrıca taşıt üzerinde bulunan diğer donanımların zorlanmalarını engelledikleri için en önemli taşıt elemanlarından biridir [9].

Qureshi yaptığı çalışmada çelikten üretilmiş bir jeep makasını kompozit malzemedan üreterek ağırlık ve yorulma ömrünü kıyaslamıştır. Kompozit yaprak yay ile ağırlık tasarrufu sağlanmış yorulma ömrü uzatılmıştır [10].

Morris yaptığı çalışmada Ford escort marka arabada bulunan arka süspansiyon elemanı olarak kullanılan süspansiyon kolu ve helezon yayı yerine tek katlı kompozit yaprak yay tasarımı yapmıştır. Bu tasarım ile beraber hem parça

sayısı azaltılmış hem de 3,1 kg ağırlık tasarrufu sağlanmıştır. Ayrıca ses düzeyi ve titreşimler azaltılmıştır [11].

Hou, Cherruault, Jeronimidis ve Mayer yaptıkları çalışmada tren vagonlarında kullanılan 11 katlı 150 kg ağırlığında çelik yaprak yay yerine 2 katlı 36 kg ağırlığında kompozit yaprak yay imalatı yapmışlardır. 2 katlı kompozit yaprak yayın 150 kN yükü rahatlıkla taşıdığını görmüşlerdir [12].

Hou, Cherruault, Jeronimidis ve Mayer yaptıkları çalışmada kompozit yaprak yaylar için 3 farklı göz dizaynı yapmışlar ve oluşan max gerilmeye göre kıyaslamışlardır. Kompozit yaprak yaylar için çelik yaprak yaylarda da sıklıkla kullanılan düz aralıklı gözde daha az gerilmenin oluştuğunu gözlemlemişlerdir [13].

Shiva Shankar ve Vijayarangan yaptıkları çalışmada aynı özelliklere sahip çelik ve kompozit yaprak yayın ağırlık ve gerilme kıyaslamaları yapmışlardır. Aynı yük altında kompozit yaprak yayda daha az gerilme meydana gelmiş ve %85 ağırlık tasarrufu elde etmişlerdir. Ayrıca yaprak yay ağırlığının azalması nedeniyle taşıt konforu açısından önemli olan yaylandırılmamış kütle miktarı azaltılmıştır [14].

## **1.2 Çalışmanın Amacı**

Bu çalışmanın amacı cam elyaf takviyeli kompozit malzemedен üretilen yaprak yayların, yay karakteristiğinin çelik yaprak yaylar ile karşılaştırılmasıdır. Ayrıca, bulunan test sonuçlarından yola çıkılarak sonlu elemanlar yöntemi ile yorulma ömürlerinin araştırılmasıdır. Karşılaştırma kriteri olarak eşit ağırlık ve eşit kalınlık kullanılmıştır. 3 tip yaprak yaydan 10'ar adet numune üretilerek yük deplasman eğrileri çıkartılmış ve ANSYS Workbench programı ile yorulma analizi yapılmıştır.

Prototip imalatı yapılan yaprak yaylar;

1. Kompozit yaprak yay
2. 60x5 55Cr3 yaprak yay (eşit ağırlık)
3. 60x12 55Cr3 yaprak yay (eşit kalınlık)

## 2. KOMPOZİT MALZEMELER

Kompozit malzemeler, iki ya da daha fazla sayıdaki, aynı veya farklı gruptaki malzemelerin en iyi özelliklerini, yeni ve tek bir malzemede toplamak amacıyla makro ölçüde birleştirilmesiyle oluşan malzemeler olarak adlandırılırlar. Kompozit malzemedeki beklenen değişik fiziksel, mekaniksel veya kimyasal özellikler, bu özelliklere sahip bileşenler tarafından sağlanmaktadır. Makro ölçüde heterojen karakterli bir yapıya sahip olan kompozit malzemelerin içyapıları incelendiğinde yapı bileşenlerinin seçilip ayırt edilmesi mümkündür. Yapı bileşenlerinin farklı karakteristik özellikleri kompozit malzemenin yapısında bütünleşir. Bu nedenle kompozitin sahip olduğu özelliklerin tümünü tek bir yapı bileşeninde görmek mümkün değildir [14].

Kompozit ürünlerin günümüzde mühendisler ve tasarımcılar tarafından yaygın olarak kabul görmesindeki en önemli etken, sunduğu değişik performans avantajlarıdır. Kompozitlerin sağlayacağı bu avantajların iyi bir şekilde anlaşılması tasarımcı ve mühendislerin işlerini daha kolay hale getirmektedir. Mühendislik malzemeleri arasında yüksek mukavemet değerleri sağlayan kompozitler, çekme, eğilme, darbe ve basınç dayanımı gibi mekanik değerlerin sağlanmasına yönelik tasarlanabilmektedir. Geleneksel malzemelerin aksine kompozitler, uygulamadaki özel tasarım beklentilerine uygun mukavemet değerlerini sağlayabilmektedir. Birim alan ağırlığında hem takviyesiz plastiklere hem de metallere göre daha yüksek mukavemet değerleri sunmaktadır. Yapıya sağladığı yüksek mukavemet/hafiflik özelliği etkin bir şekilde kullanılmasındaki en önemli nedenlerden biridir [15].

Kompozit malzemeler bir tasarımcının aklına gelebilecek her türlü karmaşık, basit, geniş, küçük yapısal, estetik, dekoratif ya da fonksiyonel şekle sokulabilir. Çeşitli mekanik, çevresel zorlanmalar altında şekillerini ve işlevselliklerini korumaktadırlar. Elektrik yalıtım özellikleri, birçok parçanın üretimi konusunda açık bir tercih nedenidir. Ayrıca uygulama gereği, uygun modifiye



edicilerin ve katkı malzemelerinin kullanılması durumunda kompozit ürüne elektriksel iletkenlik niteliği katmakta mümkündür [15].

Kompozit malzemeler paslanmaz ve aşınmazlar. Çeşitli kimyasal ve ısı ortamlara dayanımı sağlamak amacıyla geliştirilmişlerdir. Uygun tasarlandığında kompozit ürünlerin en az bakımla, uzun süreli hizmet ömrüne sahip olmaları sağlanabilir. Kompozit üretimi için seçilen araç ve gereçlerin maliyeti, çelik, alüminyum ve metal alaşımlı malzemeler gibi geleneksel malzemelere göre daha ucuzdur. Ayrıca, sınırsız kalıplama boyutları, çok sayıda üretim tekniği, diğer malzemelerle uyuma özelliği, takviye amacı ile köpük kullanımı, kendinden renklendirilme olanağı, isteğe bağlı olarak, ışık geçirgen özellikte üretilebilme olanağı gibi avantajlara da sahiptir [15].

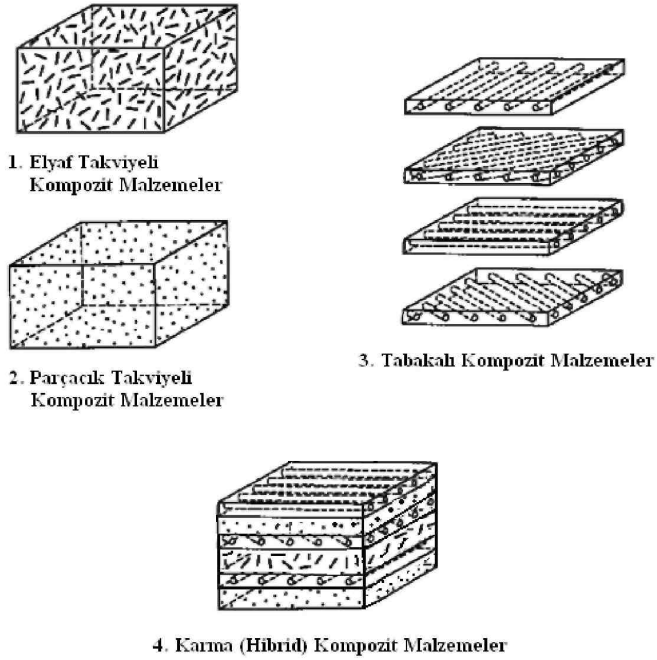
Kompozit malzemelerin mantığı gereği, bileşenin olumsuz özellikleri mevcutsa bu özellik mevcut kompozit malzemeye de yansır. Örneğin; kompoziti oluşturan matriks malzeme organik çözücülere karşı dayanıksız ise, ondan meydana gelen kompozite de bu olumsuzluk yansır. Dolayısıyla bu tür kompozit malzemelerin, organik çözücülerin bol miktarda bulunduğu ortamda kullanılmaması gerekir. Aynı mantık, sıcaklık, nem v.s gibi kimyasal etkiler açısından da yürütülebilir. Kompozit malzemelerde şu tür dezavantajlar görülmektedir: [14].

- Kompozit malzemelerdeki hava zerrecikleri, malzemenin yorulma özelliklerini olumsuz etkiler.
- Kompozit malzemeler, değişik doğrultularda, değişik özellikler gösterirler.
- Çekme, basma, kesme operasyonları uygulanan kompozit numunelerin liflerinde açılma meydana geldiğinden, bu tür malzemelerde hassas imalattan söz edilemez.
- İyi tanımlanmamış tasarım parametreleri varsa, bundan dolayı ham malzeme açısından en yüksek imalat verimliliğine ulaşılamaz [15].

## 2.1 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Kompozit malzemeleri yapılarını oluşturan malzemeler ve yapı bileşenlerinin şekillerine göre iki şekilde sınıflandırmak mümkündür. Matriks malzemesinin türüne göre plastik kompozitler, metalik kompozitler, seramik kompozitler vb. gibi bir gruplandırma yapılabildiği gibi Şekil 2.1’de gösterildiği gibi yapı bileşenlerinin şekillerine göre de sınıflandırma yapılabilir:

1. Elyaf takviyeli kompozit malzemeler,
2. Parçacık takviyeli kompozit malzemeler,
3. Tabakalı kompozit malzemeler,
4. Karma (Hibrid) kompozit malzemeler [16, 17].



Şekil 2.1 Kompozit malzemelerin sınıflandırılması.

### 2.1.1 Elyaf Takviyeli Kompozit Malzemeler

Elyaf takviyeli kompozitler, birçok özelliğe iyileşme sağlayan, yüksek etkinliği olan liflerin ilavesiyle elde edilirler. Mühendislikte kullanılan malzemelerin pek çoğu elyaf şeklinde üretildiklerinden mukavemet ve rijitlikleri kütle halindeki

değerlerinden çok üst düzeyde olabilmektedir. Örneğin karbon elyafların kütle halindeki grafitten çekme mukavemeti 50, rijitliği ise 3 kat daha yüksektir [15, 18].

Takviye elemanları yapı içerisinde kesintisiz uzayan sürekli elyaflar veya uzun elyafların kesilmesiyle elde edilen süreksiz elyaf şeklinde olabilir. Elyaf takviyeli kompozitlerin mühendislik performansını etkileyen en önemli faktörler, elyafların şekli, uzunluğu, yönlenmesi, matriksin mekanik özellikleri ve elyaf-matriks ara yüzey özellikleridir [15, 18].

Elyafların matriks içerisindeki yerleşimi kompozit yapının mukavemetini etkileyen önemli bir unsurdur. Uzun elyafların matriks içerisinde birbirlerine paralel şekilde yerleştirilmeleri ile elyaf doğrultusunda yüksek mukavemet sağlanırken, elyaflara dik doğrultuda oldukça düşük mukavemet elde edilir. İki yönlü olarak yerleştirilen elyaflarla her iki yönde de eşit mukavemet sağlanırken, matriks içerisinde homojen dağılmış kısa elyaflarla izotropik bir yapı oluşturmak mümkündür [15, 18].

Elyafların mukavemeti kompozit yapının mukavemeti açısından çok önemlidir. Ayrıca elyafların uzunluk/çap oranları arttıkça matriks tarafından elyaflara iletilen yük miktarı artmaktadır. Elyaf yapının hatasız olması da mukavemet açısından önemlidir. Kompozit yapının mukavemetinde önemli olan bir diğer unsur ise elyaf-matriks arasındaki bağ yapısıdır. Matriks yapıda boşluklar söz konusu ise elyaflarla temas azalacaktır. Nem emilimi de elyaf ile matriks arasındaki bağı bozan olumsuz bir özelliktir [15, 18].

Elyaflar dairesel olduğu gibi nadiren dikdörtgen, hegzagonal, poligonal ve içi boş dairesel kesitli olabilir. Bu kesitlerin bazı artı özellikleri olmakla birlikte (yüksek mukavemet gibi) dairesel kesitler maliyeti ve kullanım kolaylığı ile üstünlük sağlar. Sürekli elyaflarla çalışmak genelde daha kolaydır ve tasarım serbestliği süreksizlere göre çok daha sınırlıdır. Sürekli elyaflar süreksizlerden daha iyi yönlenme göstermelerine karşılık, süreksiz elyafların kullanılması daha pratik sonuçlar vermektedir [15, 18].

### **2.1.2 Parçacık Takviyeli Kompozit Malzemeler**

Parçacık takviyeli kompozitler, bir veya iki boyutlu makroskobik parçacıkların veya sıfır boyutlu olarak kabul edilen çok küçük mikroskobik parçacıkların matriks fazı ile oluşturdukları malzemelerdir. Rijitlik ve mukavemette artış sağlayan küçük granül dolgu maddesi ilavesiyle şekillendirilerek üretilirler. Parçacık takviyeli kompozitleri elyaf kompozitlerden ayırt eden karakteristik özellikleri, parçacıkların matriks içinde tamamen rasgele dağılması ve bu nedenle malzemenin izotropik özellik göstermesidir. Parçacık takviyeli kompozitlerin maliyeti düşüktür ve rijitliği de oldukça iyidir [15, 18].

### **2.1.3 Tabakalı Kompozit Malzemeler**

Tabakalı kompozitler, farklı özelliklere sahip en az iki tabakanın birleşiminden oluşur. Çok değişik kombinasyonlarda tabakalanmış kompozitlerin üretimleri mümkündür. Metaller üzerine uygulanan metalik, organik veya seramik kaplamalar, cam-plastik-cam tabakalardan oluşan kompozitler, kâğıt üzerine kaplanmış plastik kompozitler, farklı elyaf yönlenmesine sahip tek tabakaların birleştirilmesiyle elde edilen yapılar bu tür kompozitlere örnek olarak gösterilebilir. Korozyon direnci zayıf metaller üzerine daha yüksek dirençli metallerin veya plastiklerin veya plastiklerin kaplanmasıyla korozyon direncinin, yumuşak metallerin sert malzemelerle birleştirilmesiyle sertlik ve aşınma direncinin, farklı elyaf yönlenmesine sahip tek tabakaların birleştirilmesiyle de çok yönlü yük taşıma özelliğinin geliştirilmesi mümkündür [15, 18].

Ayrıca, uçak yapılarında yaygın bir kullanım alanı olan sandviç yapılar da tabakalı kompozit malzemelere örnek olarak verilebilir. Sandviç yapılar, yük taşımayarak sadece izolasyon özelliğine sahip olan düşük yoğunluklu bir çekirdek malzemenin alt ve üst yüzeylerine mukavemetli levhaların yapıştırılması ile elde edilirler [15, 18].

### 2.1.4 Karma (Hibrid) Kompozit Malzemeler

Aynı kompozit yapıda iki ya da daha fazla elyaf çeşidinin bulunması mümkün olabilir. Bu tip kompozitlere karma (hibrid) kompozitler denir. Örneğin, kevlar ucuz ve tok bir elyaftır ancak basma mukavemeti düşüktür. Grafit ise düşük tokluğa sahip, pahalı ancak iyi basma mukavemeti olan bir elyaftır. Bu iki elyafın kompozit yapıda bir arada bulunması ile elde edilen hibrid kompozitin tokluğu grafit kompozitten daha iyi, aynı zamanda maliyeti daha düşük ve basma mukavemeti de kevlar elyafı kompozitten daha yüksek olmaktadır. Farklı tiplerdeki hibrid kompozitler aşağıdaki gibi gruplanabilir [15, 18]:

1. Matriks içinde iki ya da daha fazla tabaka içerirler. Her tabaka belirli bir yöndeki takviyeleri içerir ve her bir tabakada belirli bir tip elyaf kullanılmıştır. Tabakalar amaca göre istenilen şekilde yerleştirilirler.

2. İki ya da daha fazla elyaf karışım halinde aynı tabakada yer alır ve tabakalar, istenilen şekilde birleştirilerek hibrid kompozit elde edilir.

3. Reçine matriksli tabakalar ve metal matriksli tabakalar gibi farklı kompozit yapılar içeren süper hibridler elde edilebilir. Süper hibridlerde tabakalar bir yapışkan malzeme ile birleştirilirler [15, 18].

## 2.2 Matriks Malzemeler

Kompozit yapılarda matriksin üç temel fonksiyonu vardır. Bunlar, elyafları bir arada tutmak, yükü elyaflara dağıtmak ve elyafları çevresel etkilerden korumaktır. İdeal bir matriks malzemesi başlangıçta düşük viskoziteli bir yapıda iken daha sonra elyafları sağlam ve uygun bir şekilde çevreleyebilecek katı forma kolaylıkla geçebilmelidir [15, 18, 19].

Elyaf takviyeli kompozit yapılarda yükü taşıyan elyafların fonksiyonlarını yerine getirmeleri açısından matriksin mekanik özelliklerinin rolü çok büyüktür. Örneğin; matriks malzemesi olmaksızın bir elyaf demeti düşünüldüğünde yük bir ya da birkaç elyaf tarafından taşınacaktır. Matriksin varlığı ise yükün tüm elyaflara eşit olarak dağılımını sağlayacaktır. Kesme yükü altındaki bir gerilmeye dayanım,

elyaflarla matris arasında iyi bir yapışma ve matrisin yüksek kesme mukavemeti özelliklerini gerektirir [15, 18].

Elyaf yönlenmelerine dik doğrultuda, matriksin mekanik özellikleri ve elyaf ile matris arasındaki bağ kuvvetleri, kompozit yapının mukavemetini belirleyici önemli hususlardır. Matriks elyafa göre daha zayıf ve daha esnektir. Bu özellik kompozit yapıların tasarımında dikkat edilmesi gereken bir husustur [15, 18].

Elyaf takviyeli kompozit malzemelerin üretiminde matriks malzemesi olarak genellikle polimerler kullanılır. Polimer kategorisi içerisinde yer alan en geniş kapsamlı gruptan biri plastiklerdir. Plastik malzemeler kompozit konusuna yakın olanlarca reçine olarak ifade edilmektedir. Plastikler, termoset ve termoplastik olarak bilinen iki gruba ayrılırlar. Plastiklerin büyük bir çoğunluğu ve hemen hemen takviyesiz plastiklerin tamamı termoplastiktir. Termoplastik malzemeler ısıtıldığında yumuşar ve yarı akışkan haldeyken yeniden şekillendirilebilir. Daha sonra yeniden farklı bir ürün elde etmek istenirse, termoplastik malzemenin yeniden ısıtılması ve kalıplanması mümkündür [15].

Termoset reçineler genellikle sıvı haldedir. Bazı özel termoset reçinelerin düşük ergime derecelerinde katı halde buldukları da bilinmektedir. Kalıplama sırasında meydana gelen kimyasal ve ekzotermik (ısı çıkartan) reaksiyonlar sonucunda termoset reçineler sertleşmektedirler. Genellikle termoset reaksiyonlar geri dönüşümlü değildir, değişim kalıcıdır. Termoset reçineler uygun malzemelerle takviye edildiğinde ağırlıklarına oranla teknolojinin geliştirdiği en dayanıklı malzemeler arasında yer almaktadırlar [15].

Kompozit endüstrisinde kullanılan en yaygın termoset reçineler; epoksi, polyester, vinilester ve fenoliktir. Yüksek mukavemet gerektirmeyen durumlarda en çok kullanılan matris malzemesi polyester reçinesidir. Gelişmiş kompozitlerin üretiminde ise genellikle epoksi reçinesi kullanılmaktadır [15].

### 2.2.1 Epoksi Reçineler

Epoksi reçineler geniş bir yelpazedeki kompozit parçaların üretiminde en yaygın kullanıma sahip reçinelerden biridir. Farklı performans düzeylerine sahip bir dizi ürün elde etmek için reçinenin yapısı geliştirilebilir. Epoksi reçineler, spesifik performans özellikleri sağlamak üzere değişik şekillerde formüle edilebilirler veya diğer epoksi reçinelerle karıştırılabilirler. Epoksi reçineleri, her molekülde iki veya daha fazla epoksi grubunu ihtiva eden maddelerdir [15].

Epoksi reçineler genellikle üstün performanslı fakat daha yüksek maliyetteki reçine sistemlerinin kullanımını öngören kritik uygulamalarda tercih edilmektedir. Epoksi reçineler denizcilik, otomotiv, elektrik/elektronik ve diğer çeşitli sektörlerdeki kompozit parçaların üretiminde performans faktörünün maliyet faktöründen daha önemli olduğu uygulamalarda kullanılmaktadır. Ancak, epoksi reçinenin viskozitesinin çoğu polyester reçineninkinden yüksek olması ve üstün mekanik özellikler elde etmek için 'post kür' gerektirmesi nedeniyle epoksilerin kullanımını zordur [15].

Epoksi reçinelerin polyesterlere göre sağladığı yararların başında sertleşme sırasında düşük çekme özelliği gelir. Bu genelde %1-2 düzeyindedir ve dolgu maddeleri ile sıfıra indirilebilir [15].

Tabakalı kompozit levha uygulamaları için kullanılan epoksi reçineler iki sınıfa ayrılır;

1. Sıvı reçineler: ıslak yatırma uygulamalarında kullanılır,
2. Düşük molekül ağırlıklı katı reçineler: yarı mamul (prepreg) yapımında solüsyon olarak kullanılır.

Modifiye edilmemiş epoksi reçineler genellikle ıslak yatırma sistemlerinde ısıyla sertleştirmek için kullanılır. Uygulamalarda bazik reçinenin viskozitesi çok yüksek olduğundan viskoziteyi düşürmek için ve işlemeyi kolaylaştırmak için seyreltici eklenir. Bunlar reçinenin sertleşme özelliklerini de düzenler [15].

Isıyla sertleşen epoksi reçine sistemlerinin çoğunun ısı derecesi 50°C'nin üstündedir. Bu ısı, post kür'de yükseltilebilir derece ile artırılabilir. Genelde tabakalı kompozit levha uygulanırken yapılır [15]. Epoksilere uygulanan kür işlemleri ile yüksek sıcaklıklara dayanımları artırılabilir. Tüm polimerler düşük sıcaklıkta saydamlaşır ve yüksek sıcaklıkta kauçuklaşır. Geçişin meydana geldiği sıcaklık aralığına 'cam geçiş sıcaklığı' adı verilir. Cam geçiş sıcaklığı maksimum çalışabilme sıcaklığının bir ölçüsüdür. Örneğin; 100°C'de uygulanan bir kür işlemi ile maksimum çalışma sıcaklığı 90–100°C artırılabilir [18].

Epoksi reçineler başta cam, karbon ve aramid olmak üzere çeşitli elyaf takviye malzemeleri ile birlikte kullanılmaktadır. Bor, tungsten, çelik, bor karbür, silikon karbür, grafit ve kuartz gibi özel takviye malzemeleri için matriks reçine olarak da kullanılmaktadır. Genellikle yüksek mukavemet ve yüksek sertlik gereksinimlerini karşılamak amacıyla kullanılmaktadır. Epoksi reçineler özellikle el yatırması, elyaf sarma, vakum torbalama, otoklav, basınçlı torba ve sıcak pres gibi kompozit üretim yöntemlerinde kullanıma elverişlidir [15].

### **2.2.2 Polyester Reçineler**

Polyesterler, dikarboksilik asitler ve polihidrik alkollerin (glikoller) kondensasyon polimerizasyonu sonucu oluşurlar. Doymuş polyesterler ve doymamış polyesterler olmak üzere iki grupta toplanırlar. Doymuş polyester reçineler, termoplastik özellikler gösteren, enjeksiyon kalıplamada ve elyaf üretiminde kullanılan malzemelerdir. Doymamış polyesterler ise, uygun bir katalizör aracılığı ile yapı oluşturan termoset özellikli reçinelerdir. Doymamış polyesterler kompozit üretiminde kullanılan reçinelerin %75'ini temsil eder [15].

Polyester reçineler istenilen özelliklerin elde edilmesi ve hangi kalıplama yöntemiyle uyumlu olması isteniyorsa ona göre formüle edilirler. Polyesterler çok yönlü oldukları için ve polimer zincirlerinin oluşumu sırasında modifiye edilebilme ve biçimlendirilebilme olanağı sayesinde kompozit endüstrisinde sınırsız kullanım alanına sahiptirler. Bu tür reçinelerin en büyük avantajı mekanik, kimyasal ve elektriksel özellikler, boyutsal stabilite, maliyet ve kullanım kolaylığı gibi özellikleri



arasındaki dengeden ileri gelmektedir. Polyesterler, borular, tanklar, gemi iskeleti, otomotiv gövdesi parçaları ve yapı panelleri gibi büyük parçaları üretimlerinde yaygın olarak kullanılır [15].

### **2.2.3 Vinilester Reçineler**

Vinilester reçineler, epoksi reçinelerin avantajları ile doymamış polyester reçinelere özgü kolay işleme/hızlı sertleşme gibi özellikleri birleştirmek üzere geliştirilmiştir. Epoksi reçine ile akrilik ya da metaakrilik asidin reaksiyona sokulması sonucu elde edilmektedirler. Bu reaksiyon, maleik anhidrit kullanıldığında polyester reçinelerde olduğu gibi doymamış bir uç üzerinde meydana gelmektedir. Polyester reçinede olduğu gibi benzer bir sıvı elde etmek için üretilen polimer, stiren içinde çözülür. Vinilesterler polyester reçinelerle kullanılan geleneksel organik peroksitlerle de sertleştirilebilir. Vinilesterler mekanik dayanım ve mükemmel korozyon dayanımı sağlarlar. Bu üstün özellikleri sayesinde epoksi reçinelerdeki gibi karmaşık proses veya özel kullanım becerisi gerektirmezler [15].

### **2.2.4 Fenolik Reçineler**

Fenolikler; çoğunlukla fenol (karbolik asit) ve formaldehit'e dayanan bir reçine topluluğudur. Fenolikler kondensasyon reaksiyonu sırasında sertleşen termoset reçinelerdir. Fenolik reçinelerin en büyük avantajı yüksek sıcaklık dirençleridir. En önemli dezavantajları ise diğer matris malzemelere göre mekanik özelliklerinin düşük olmasıdır. Fenolik kompozitler yüksek sıcaklık dayanımı, yük altında boyutsal stabilite ve ses geçirmezlik özellikleri, korozyon dayanımı (kimyasal dayanım) ve mükemmel alev dayanımı, az duman çıkarma, zehirsiz duman gibi birçok özgün performans niteliklerine sahiptir. Fenolikler ahşap, fren ve debriyaj balataları, cila ve izolasyon endüstrilerinde yaygın olarak kullanılmaktadır [15].

Kompozit üretiminde kullanılan en bilinen termoplastik reçineler aşağıda verilmiştir:

Naylon (PA): Yüksek sertlik, darbelere dayanım ve makul sıcaklık stabilitesi özelliklerine sahiptir.

Polifinilen Sülfür (PPS): Mükemmel mukavemet, yüksek sıcaklık derecelerinde kullanım, düşük maliyet, kimyasal dayanım gibi üstün özelliklere sahip olup otomotiv sektöründe kullanılmaktadır.

Sıvı kristal Polimerler (LCP): Üstün elektriksel özellikler, yüksek ısı ve kimyasal dayanıklılık gibi mükemmel mukavemet özelliklere sahip olup yaygın olarak elektrik bağlantı kutuları ve prizlerde kullanılır.

Polyetheretherketone (PEEK): Kimyasal dayanım, yüksek ısıya dayanım, düşük duman çıkışı, yangına dayanım gibi özelliklerin arandığı uygulamalarda elverişlidir.

Polipropilen (PP): Yüksek spesifik mukavemet, düşük maliyet, çok iyi kimyasal dayanım ve esneklik özelliklerine sahip olup, petrokimya ve boru ürünlerinde kullanılmaktadır.

Polietilen (PE): Özellikleri bakımından biraz polipropilene benzer, kolay işlenebilir ve çok dayanıklı olup, çeşitli moleküler ağırlıklarda mevcuttur.

Polyetherimid (PEI): Yüksek sıcaklıklarda mükemmel mukavemet ve sertlik, alev dayanımı, boyutsal değişmezlik özelliklerine sahip olup, uçak iç parçalarında, sterilize edilen tıbbi aletlerde kullanılmaktadır.

Fluoropolimerler: Çok iyi kimyasal dayanım, güçlü elektriksel özellikler ve düşük sürtünme katsayısı özelliklerine sahip reçine türüdür [15].

### **2.3 Takviye Malzemeleri**

Takviye malzemesi kompoziti oluşturan en önemli elemanlardan biri olup kompozit üzerine gelen yükün büyük bir kısmını taşımaktadır. Yükün elyaflara iletilebilmesi için matriksle elyaf arasında fiziksel ve kimyasal uyumun, ara yüzey

bağının iyi olması gerekir. Takviye elemanı ile matriksin ısıl genleşme katsayıları arasındaki uyum, kalıcı yapısal gerilmelerin oluşması yönünden önemlidir [18].

Birçok malzeme polimerlerin takviyesinde kullanılmaktadır. Bazı takviye malzemeleri ağaçtaki selüloz gibi, kendiliğinden doğada var olan ham ürünlerdir. Bununla birlikte, birçok takviye malzemesi endüstriyel olarak üretilmektedir. Mühendislikte kullanılan takviye elemanlarının pek çoğu elyaf şeklinde üretildiklerinden dayanım ve rijitlikleri katı haldeki konumlarından yaklaşık 30–50 kat daha dayanıklı ve 3 kat daha rijit olduklarından kütle halindeki gösterdikleri özelliklerinden daha üstün performans gösterirler. Elyafların ince çaplı olarak üretilmeleri ile büyük kütleli yapılara oranla yapısal hata olasılıkları en aza indirilmiştir [15].

Takviye malzemeleri fitil, öğütülmüş lifler, kırılmış lifler, keçe, kırılmış demetten keçe veya ısı ile şekillendirilebilen keçeleri kapsamaktadır. Çok yönlü takviye malzemeleri, sürekli elyafın dokunarak, örülerek veya dikilerek kumaş veya levha şekline getirilmiş diğer türleri de vardır. Tek yönlü takviye malzemeleri, şerit, demet, tek yönlü kumaş, tek veya çok uçlu fitilleri kapsamaktadır [15].

Elyaf takviyeli tabakalı kompozit malzemelerin üretimlerinde yarı mamul (prepreg) tabakalar da kullanılmaktadır. Yarı mamul tabakalar, kuru elyafı matris malzemenin emdirilmesi sonucu elde edilen ürünlerdir. Matris malzemenin tam sertleşmemiş (viskoz) bir yapıda olması nedeniyle silikon tabakalar arasında muhafaza edilmektedir. Bu tabakalar, tek yönlü 0° elyafıdan oluşan rulolar halinde üretilir. Ayrıca 0° ve 90° elyaf yönlendirmelerinden oluşan örgü tabakalarda üretilmektedir. Yarı mamul tabakalar, elyaf oranı yüksek kompozitlerin üretimini mümkün kılar. Üretilen tabakalı plakanın kalınlığı, ağırlığı ve elyaf matris malzeme oranı homojendir. Ayrıca üretim kolaylığı sağlarlar. Ancak, yarı mamul tabakalarla üretimde elyaf ve matris malzeme çiftini birlikte seçme zorunluluğu vardır (karbon/epoksi, cam/epoksi, cam/polyester gibi) [15].

Kompozit üretilirken; takviye elemanı seçimi, üretim tekniği, üretim esnasında elyafın matriks tarafından ıslatılabilmesi, yönlendirilmeleri ve elyaf

içeriği kompozitin fiziksel ve mekanik özelliklerini belirler. Elyafalarda aranan temel özellikler:

- > Yüksek elastik modülü,
- > Yüksek dayanım,
- > Düşük yoğunluk,
- > Kimyasal uyumluluk,
- > Üretim kolaylığı,
- > Isıl dirençtir.

Plastik matrisli kompozit malzemelerde en yaygın kullanılan takviye malzemeleri; cam elyafı, grafit (karbon) elyafı ve aramid elyafıdır [15, 18].

### **2.3.1 Cam Elyafı**

Cam elyafın esasını; silis-kum ( $\text{SiO}_2$ ) meydana getirmekle beraber belirli oranlarda sodyum, kalsiyum, alüminyum, bor ve demir gibi elementlerin oksitlerinden oluşur. Polimer esaslı kompozitlerde yaygın olarak kullanılan en ucuz takviye elemanıdır. Üç boyutlu moleküler yapıda bir silis atomu dört oksijen atomu ile çevrilmiştir. Cam elyaflar, camların elektrik fırınında yaklaşık olarak 1200-1500°C de ergitilmesi ve ergiyen camların bir platin alaşımına olan potansiyel tabanındaki binlerce delikten hızlı şekilde aşağı doğru demetler halinde çekilerek ve soğutma bölgesinden geçirilerek üretilirler [15, 18].

Cam elyafların bazı özellikleri aşağıdaki gibi özetlenebilir:

> Yüksek çekme mukavemetine sahiptirler, birim ağırlık başına mukavemeti çeliğinkinden yüksektir.

> Isıl dirençleri düşüktür. Yanmazlar, ancak yüksek sıcaklıkta yumuşarlar. Bu özellikleri katkı malzemeleri kullanılarak iyileştirilebilir.

> Kimyasal malzemelere karşı dirençlidirler.

> Nem absorbe etme özellikleri yoktur, ancak cam elyafı kompozit malzemede matris ile cam elyaf arasında nemin etkisi ile bir çözülme olabilir. Özel elyaf kaplama işlemleri ile bu etki ortadan kaldırılabilir.

> Elektriği iletmezler. Bu özellik sayesinde elektriksel yalıtımın önem kazandığı durumlarda cam elyafı kompozitlerin kullanımına imkan tanırılır [15, 18].

Cam elyaf imalinde silis-kumuna çeşitli katkı malzemeleri eklendiğinde yapı bu malzemelerin etkisi ile farklı özellikler kazanır. A-camı, C-camı, E-camı, S-camı ve R-camı gibi çeşitli tipte cam elyaf mevcuttur. A-camı yüksek oranda alkali içeren bir camdır. Bu nedenle elektriksel yalıtkanlık özelliği kötüdür. Kimyasal direnci yüksek olan A-camı, en yaygın cam tipidir. C-camı oldukça iyi korozyon direncine sahip ancak mekanik özellikleri düşüktür. E-camı düşük alkali oranı nedeniyle elektriksel yalıtkanlığı diğer cam tiplerine göre çok iyidir. Mukavemeti oldukça yüksektir. Suya karşı direnci de oldukça iyidir. Nemli ortamlar için geliştirilen kompozitlerde genellikle E-camı kullanılır. S-camı yüksek mukavemetli bir camdır. Çekme mukavemetleri E-camına göre %33 daha yüksektir. Ayrıca yüksek sıcaklıklarda oldukça iyi bir yorulma direncine sahiptir. Ayrıca, özel uygulamalar için çok yüksek mekanik dayanımlı R-camları da geliştirilmiştir ve uçak endüstrisi ile uzay endüstrisinde kullanılmaktadır [15, 18].

### **2.3.2 Grafit (Karbon) Elyafı**

Karbon elyaflar cam elyaflardan daha sonra gelişen ve çok yaygın olarak kullanılan bir elyaf grubudur. Karbon elyafı üretiminde birçok yöntem vardır. İlk karbon elyafı piroliz (yanma) ve ısı işleme tabi tutulan sentetik liflerin karbon ve grafit elyafına dönüştürülmesi sureti ile üretilmiştir. Sentetik esaslı elyafların çoğunluğu, girdi malzeme olarak polikronitril (PAN) kullanılarak elde edilmektedir. Bu liflerin modülleri ve dayanımları, proses sırasındaki gerilim ve sıcaklık koşullarının değiştirilmesi ile kontrol altında tutulmaktadır [18].

Diğer karbon/grafit elyafı üretim prosesi, öncelikli olarak zift kullanımını esas almaktadır. Bu zift, sıvı kristal zift (mesophase) haline dönüştürülmekte ve sıvı haldeki kristal zift piroliz işleme tabi tutulmakta yüksek modüllü takviye özelliği ve yüksek mukavemet değerlerine sahip ürün elde edilmesi amacıyla ısı uygulanmakta ve elyafa dönüştürülmektedir. Zift esaslı ürünler çok yüksek modüllere sahiptir ve kopma uzaması düşüktür [18].

Karbon elyafın diğer takviye liflerine göre daha farklı avantajları vardır. Nispeten düşük elyaf yoğunluğu, yüksek mukavemet ve yüksek modül özelliklerini bir araya getirerek üstün bir kombinasyon özelliği sunmaktadır. Aynı zamanda yüksek ısılarda özelliğini koruma ve yorulma dayanımı özelliklerine sahiptirler [15].

### **2.3.3 Aramid Elyafı**

Aramid elyaflar, karbon, hidrojen, oksijen ve azottan oluşan aromatik bir organik bileşiktir. Yüksek düzeyde yönlendirilmiş olan bu polimer, düşük yoğunluk ile yüksek modül ve yüksek düzeyde yapışma özelliği ile yüksek mukavemet/ağırlık oranını bir araya getirmektedir. Mukavemet ve modül değerleri yanı sıra, liflerin kolaylıkla ıslatılabilmesi ve üründe darbe dayanımı özellikleri dolayısıyla yaygın olarak kullanılan reçinelerin çoğunluğu ile kullanılabilir. Aramid elyafın negatif ısıl genleşme katsayısından dolayı, ısıl yayılmanın önem taşıdığı ortamlarda fayda sağlamaktadır [18].

İki farklı tip aramid elyaf mevcuttur. Bunlar Du Pont firması tarafından geliştirilen Kevlar 29 ve Kevlar 49'dur. Aramidin mekanik özellikleri grafit elyaflarda olduğu gibi elyaf eksenine doğrultusunda çok iyi iken elyaflara dik doğrultuda çok zayıftır. Aramid elyaflar düşük ağırlık, yüksek çekme mukavemeti ve düşük maliyet özelliklerine sahiptir. Darbe direnci yüksektir, gevrekliği grafitin gevrekliğinin yarısı kadardır. Bu nedenle kolay şekil verilebilir. Doğal kimyasallara dirençlidir ancak asit ve alkalilerden etkilenir [18].

Kevlar elyafın yoğunluğu cam ve grafit elyafların yoğunluklarından daha düşüktür. Aramid elyaflar elektriksel iletkenliğe sahip değildirler. Basma mukavemetlerinin iyi olmamasının yanı sıra kevlar/epoksi kompozitlerin nem absorbe etme özellikleri kötüdür [18].

## 2.4 Elyaf Takviyeli Tabakalı Kompozit Plakaların Üretim Metotları

Kompozit malzemelerin geleneksel malzemeler karşısında üstün mekanik özellikler sergilemesi son yıllarda kompozitlerin üretim metotları üzerinde daha yoğun çalışmalar yapılmasına yol açmıştır. Fakat bu malzemelerin üretim maliyetleri hala yüksek ve problemleri mevcuttur. Bir kompozit malzemenin üretimi verilen bir uygulamada istenilen teknik özelliklere göre takviye elemanı ve matriks malzemelerinin seçimi yanında üretim tekniği ve sertleştirme parametreleri de çok önemlidir [15].

Elyaf takviyeli tabakalı kompozit malzemelerin üretiminde değişik üretim teknikleri uygulanabilir. Üretilen kompozit parçanın geometrik şekli (basit veya karmaşık şekilli), boyutu, reçine türü ve özellikleri, takviye elemanının şekli, malzemenin beklenen özellikler proses seçiminde en önemli faktörlerdir. Örneğin ısıl davranışları, viskoziteleri, sertleşme mekanizmaları farklı olan termoplastik ve termoset türü reçineler için kullanılacak teknikler genellikle birbirlerinden farklıdır. Termoset bir reçinenin düşük veya yüksek sıcaklıklarda sertleşmesi, sertleşmenin hızlı veya yavaş olması, kullanılan takviye elemanının şekli proses seçiminde ayrı birer etkidir [15].

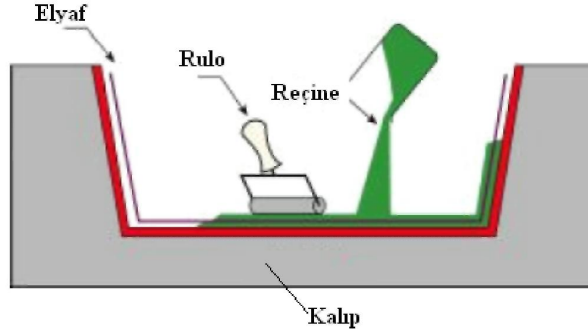
Elyaf takviyeli tabakalı kompozit plakaların belli başlı üretim metotları şunlardır:

1. El yatırması ve püskürtme metodu
2. Pres kalıplama ve reçine transfer metodu (RTM)
3. Torba kalıplama metodu

### 2.4.1 El Yatırması ve Püskürtme Metodu

El yatırması ve püskürtme metodu elyaf takviyeli kompozit malzemelerin kalıplama yöntemleri içerisinde en yaygın kullanımı olan ve birçok avantaj sağlayan iki temel kalıplama metodudur. Her iki metot da takviye malzemesinin kalıba yatırılması ve açık kalıp üzerine sıvı reçine sürülmesi prensibine dayanır. Ancak el yatırması metodunda kalıba reçine ve takviye malzemesi ilavesi elle, püskürtme

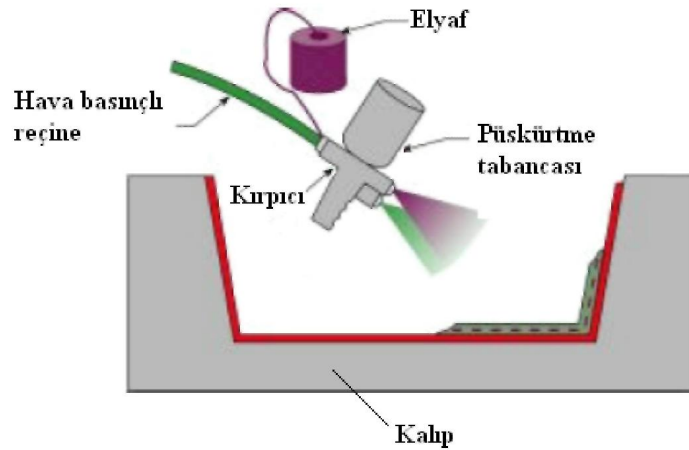
metodunda ise bir püskürtme cihazı yardımıyla yapılmaktadır. Kalıp reçine ile kaplanmadan önce kalıptan parçanın ayrılmasını sağlamak için polivinil alkol, silikon sürülür. El yatırması metodunda kalıp içersine serilen keçe, örgü veya kumaş şeklindeki elyafa viskozitesi yüksek reçine bir fırça yardımıyla emdirilir. Bu şekilde istenilen kalınlığa ulaşıncaya kadar işlem devam ettirilir [15].



Şekil 2.2 El yatırması metodu [14].

Püskürtme metodunda ise kırıcı ve püskürtme tabancası arasından sürekli elyaf demeti beslenir. Bu aygıt aynı anda elyafları kırparak kalıp üzerine reçineyi kaplar. Kalıplama işlemleri sırasında tabakalar arasında kalan havayı dışarı çıkarmak ve yüzeydeki buruşmaları düzeltmek için el ruloları kullanılır [15].

El yatırması ve püskürtme metodunda oda sıcaklığında sertleşen polyester ve epoksi kullanılmaktadır. Şekil 2.2 ve Şekil 2.3'de el yatırması ve püskürtme metotlarının yapılışı şematik olarak gösterilmiştir [15].



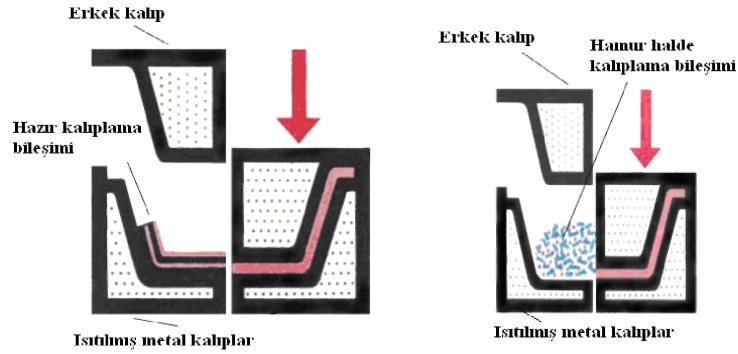
Şekil 2.3 Püskürtme metodu [15].



El yatırması ve püskürtme metotlarında elyaf dağılımının düzensiz olduğu yerlerde kalınlıktaki değişimler nedeniyle düşük mukavemetli parçalar üretilir. Kullanılan elyaf hacim oranı da sınırlı olup yaklaşık %30 civarındadır [15].

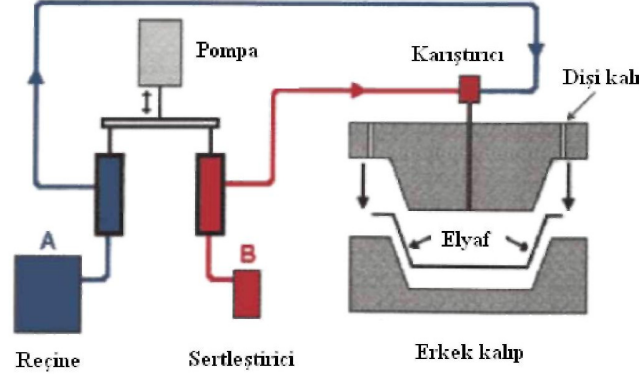
#### 2.4.2 Pres Kalıplama ve Reçine Transfer Metodu

Elyaf takviyeli tabakalı kompozit yapıların imalinde, tabakalar arası boşlukların oluşumu engellenerek mükemmel mekanik özellikler hedeflenir. Bu nedenle geliştirilen pres kalıplama ve reçine transfer metodunda üretim esnasında kompozit yapıya basınç uygulanır. Yüksek hacim ve yüksek basınç altında karmaşık ve yüksek dayanımlı elyaf takviyeli kompozit malzemelerin üretimi için uygundur. Pres kalıplama metodunda ısıtılmış metal kalıplarda, kompozit malzemenin istenilen şekilde, reçine sistemi sertleşene kadar hidrolik basınç altında sıkıştırılması işlemidir. Pres kalıplama yöntemi öncelikli olarak otomotiv, elektrik/elektronik ve yapı sektörlerindeki yüksek hacimli uygulamalarda kullanılmaktadır. Şekil 2.4’de pres kalıplama metodunun yapılışı şematik olarak gösterilmiştir [15].



Şekil 2.4 Pres kalıplama metodu [15].

Reçine transfer metodu (RTM) ise, önceden kesilmiş veya önceden şekillendirilmiş takviye malzemelerinin, erkek ve dişi kalıp arasına yerleştirilerek kapatıldığı bir kapalı kalıplama yöntemidir.



**Şekil 2.5** Reçine transfer metodu [15].

Reçine, enjeksiyon kanallarından basınç altında kalıp içersine pompalanır. Sızdırmazlık kalıp çevresine yerleştirilen bir conta sistemi ile sağlanmaktadır. Kalıpta bulunan hava vanaları ile kompozit malzemedan hava çıkışı sağlanmakta ve reçine firesi engellenmektedir. Reçine transfer metodu kamyon gövde parçaları, otomobil gövde panelleri, otobüs panelleri, denizcilik araçları, uçak parçalarının üretiminde yaygın olarak kullanılır. Şekil 2.5’de reçine transfer metodunun yapılışı şematik olarak görülmektedir [15].

### 2.4.3 Torba Kalıplama Metodu

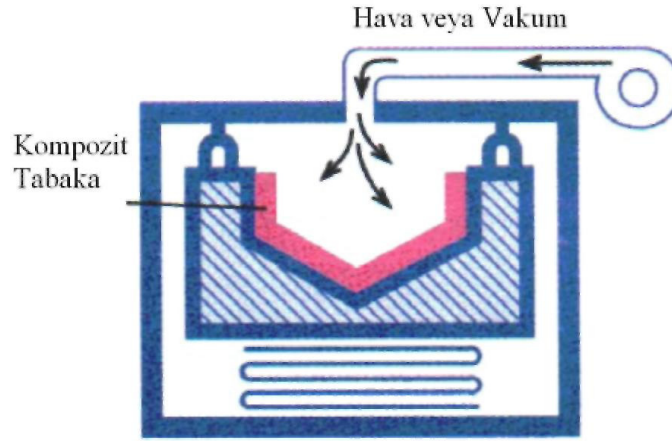
Uçak ve uzay endüstrisi alanında yüksek teknoloji kompozit malzemelerinin kullanımı, özel kompozit kalıplama metotlarının gelişimini sağlamıştır. Torba kalıplama metodu performansın kritik olduğu uygulamalarda kullanılır. Islak sistem (elyaf-reçine) veya yarı mamul (prepreg) kalıba yerleştirildikten sonra esnek bir film (torba) ile örtüldükten sonra basınç ve sıcaklığın etkisiyle sistemin sertleşmesi sağlanır. Torba kalıplama metodu üç şekilde yapılabilir [15]:

1. Basınçlı torba kalıplama metodu
2. Vakumlu torba kalıplama metodu
3. Otoklavda torba kalıplama metodu

Bu teknikler arasında en çok kullanılan vakumlu torba kalıplama ve otoklavda torba kalıplaması olup uygulanan işlemler her ikisinde de benzerdir.

### 2.4.3.1 Basıncı Torba Kalıplama Metodu

El yatırması metoduyla benzerlik göstermektedir. Belirgin olan fark ise, sertleşme işlemi sırasında basınç uygulanmasıdır. Bu kalıplama yönteminde malzeme uygulama aşamasında, ıslak sistemler ve yarı mamuller (prepreg) kullanılır. Islak sistemlerde keçe veya dokuma elyaflar kalıp içersine yerleştirilir. Sıvı reçine, takviye malzemesi yüzeye uygulanır. Kolay şekillenebilir plastik bir film (torba), reçine emdirilmiş takviye malzemesi üzerine yerleştirilerek parçanın çevresinde kalıba yapıştırılır. Islak sistem yerine yarı mamul kullanıldığında, levhalar kalıp üzerine elle yerleştirdikten sonra üzeri plastik film ile kaplanır. Basıncı torba kalıplama atmosferik basınçtan daha yüksek basınçların kullanılması gereken uygulamalarda kullanılır. Şekil 2,6'da basınçlı torba kalıplama metodunun yapılışı şematik olarak gösterilmiştir [15].

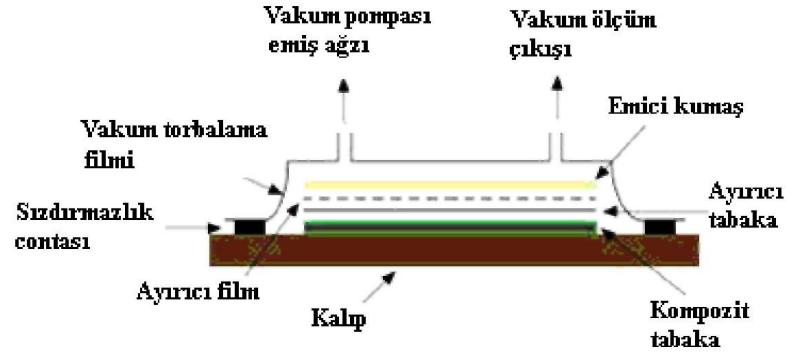


Şekil 2.6 Basıncı torba kalıplama metodu [14].

### 2.4.3.2 Vakumlu Torba Kalıplama Metodu

Vakumlu torba kalıplama metodu elle yatırma metodunun gelişmiş bir şeklidir. Büyük karmaşık şekilli parçaların bu metotla üretimi mümkündür. Vakumlu torba kalıplamada ıslak sistem ve yarı mamuller kullanılır. Islak sistem veya yarı mamul kalıba yerleştirildikten sonra üzeri esnek bir film (torba) ile kaplanır ve kenarları kapatılarak vakum sistemine bağlanır. Kalıplanmış parça daha sonra sertleşme işlemi için bir fırına yerleştirilir. Fırın sıcaklığı reçinenin sertleşme

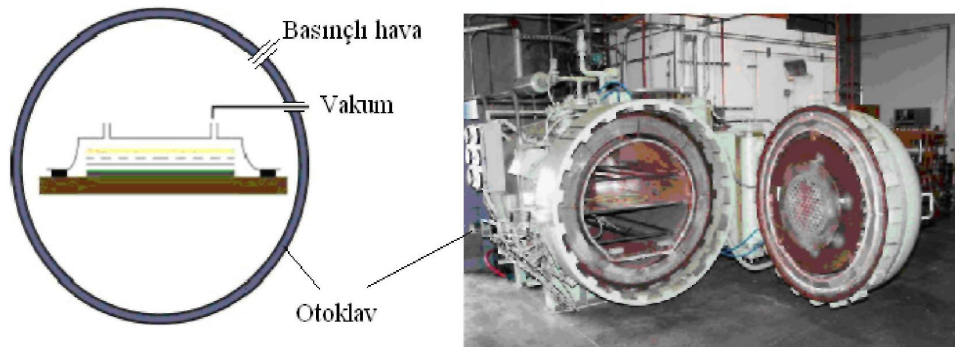
sıcaklığına ayarlanır ve belirli bir süre bekletilir. Uygulanan vakum, tabakalar üzerinde bir basınç etkisi doğurur, tabakalar arasındaki havanın ve fazla reçinenin dışarı çıkmasını sağlar. Şekil 2,7’de vakumlu torba kalıplamanın şematik resmi görülmektedir [15].



Şekil 2.7 Vakumlu torba kalıplama metodu [15].

#### 2.4.3.3 Otoklavda Torba Kalıplama Metodu

Otoklavda torba kalıplama metodu, vakum ve basınçlı torba kalıplama metodlarının kombine edilmiş şeklidir. Otoklavda torba kalıplama ile vakumlu torba kalıplama arasındaki tek fark sertleşme işleminin fırın yerine otoklavda yapılmasıdır. Otoklavlar silindirik şekilli basınçlı kaplardır. Basınçlı, ısıtılmış bir otoklav, yüksek üretim oranlarını karşılamak için farklı konfigürasyonlardaki 30 ila 40 civarında parçaya kür uygulayabilecek kapasiteye sahiptir. Günümüzde birçok yüksek performanslı kompozit uçak parçası bu metotla üretilir. Otoklavda torba kalıplama metodu Şekil 2,8’de şematik olarak gösterilmiştir [15].



Şekil 2.8 Otoklavda torba kalıplama metodu [15]

Otoklav torba kalıplamada basınç, hava ve/veya karbondioksit (CO<sub>2</sub>) gazı ile sağlanır. Tabakalar arasında sıkışan havayı ve diğer uçucuları dışarı atmak için vakum uygulanır. Vakum ve otoklav basınçları aşırı bir reçine sızması meydana gelmeksizin sıkışan havayı maksimum ölçüde dışarı çıkaracak şekilde uygulanabilir. Otoklav basıncı ise ısıtma soğutma süreçlerinde sürekli uygulanır [15].

Parçanın kalıplanması vakumlu torba kalıplanmasına benzer şekilde yapılır. Kalıplanan parçalar sertleşme için otoklava yerleştirilir ve ana vakum sistemine bağlanır. Otoklav basıncı, sıcaklığı ve sertleşme süresi başlıca üretim değişkenleri olup, reçine sistemine, kalıplanan parça kalınlığına bağlı olarak değişir [15].

## **2.5 Elyaf Takviyeli Tabakalı Kompozit Malzemelerin Kür Prosesi**

Son yıllarda üretilen yapısal parçalar, daha büyük daha ince ve daha kompleks olduğundan, kür prosesi kabul edilebilir mukavemet ve mekanik özelliklerin geliştirilmesinde en önemli safha haline gelmiştir. Özellikle kür uygulanmış kompozit malzemeler geleneksel metal malzemelerinkinden bir hayli üstün mukavemete ve özelliklere sahip olabilir. İyi bir levha, doğru tabaka oryantasyonuna, doğru elyaf/reçine oranına, doğru elyaf hacim oranına, düşük boşluk hacmine ve doğru kür derecesine sahip olması gerekir. Doğru tabaka oryantasyonu, el yatırması (hand lay-up) prosesinin bir fonksiyonudur ve kürdeki ya da kimyasal proseslerdeki hiçbir şey tabaka oryantasyonundaki bir değişikliği etkilemez. Doğru reçine içeriği, viskozite ve akışın bir fonksiyonudur. Düşük boşluk hacmi, akış özelliklerinin, buharlaşma hacminin, viskozitenin ve kür boyunca akışkan hidrostatik basıncının bir sonucudur. Kür derecesi, reçine viskozitesinin, sıcaklığın, zamanın ve reçinenin polimerizasyonu için gereken kimyasal reaksiyonun bir fonksiyonudur. Bu karakteristiklerin üçü reçinenin kür süreci boyunca meydana gelen kimyasal reaksiyonlarla direkt olarak ilgilidir [20].

Kür prosesi, kimyasal reaksiyon boyunca düşük moleküler ağırlığa sahip reçine-sertleştirici sisteminden polimer cross-link adı verilen şebeke yapısına dönüşüm olarak tanımlanır. Kompozit malzemelerin kür prosesleri aşağıdaki bazı hususları içermektedir [20]:

> Hava kabarcıklarını çıkarmak, aşırı reçineyi atmak için kompozit parçalar belirli sıcaklık altında ve belirli bir sürede basınçla sıkıştırılır.

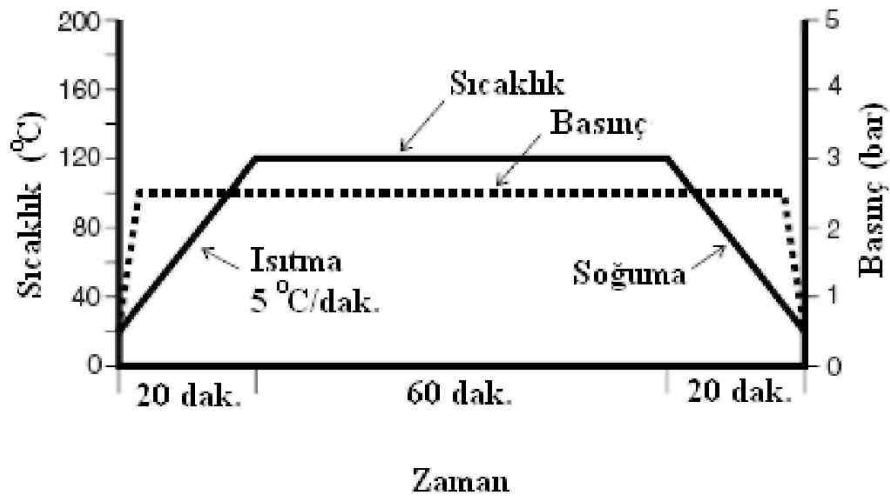
> İstiflenen kompozit malzemeler özel konfigürasyonlardaki kalıplarda şekillendirilir.

> Polimer zincir uzunluğunun ve cross-link'lerin artmasıyla yapısal bir kompozit malzemeyi üretmek reçine kimyasına bağlıdır.

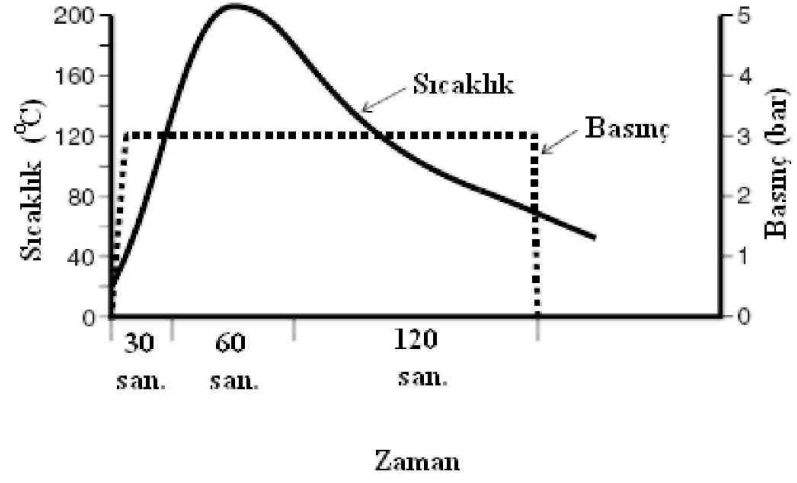
Çoğu kür prosesi bir otoklavda yapılmasına rağmen, fırınlarda, sıcak preslerde, kısmi ısıtılmış mekanik basınçlı kalıplarda ya da bir vakum torbası ile oda sıcaklığında bile yapılmaktadır [20].

### 2.5.1 Kür Çevrimleri

Temel kür prosesi, önceden belirlenmiş zaman periyotlarında ısı ve basıncın sistematik olarak uygulanmasını içerir. Kompozit malzemelerin üretimlerinde reçine üreticileri tarafından tavsiye edilen kür çevrimleri uygulanır. Her kompozit malzeme sistemi birbirinden farklı kür çevrimine sahiptir. Kür süresi normal koşullarda parçanın kalınlığı ve kullanılan katalizör (sertleştirici) miktarına bağlı olarak değişmektedir. Kompozit malzemeler için tipik bir kür çevrimi diyagramı Şekil 2,9'da görülmektedir [21].



Şekil 2.9 Tipik bir kür çevrimi [21].



Şekil 2.10 Modifiye edilmiş tipik bir kür çevrimi [21].

### 3. KOMPOZİT MALZEMELERİN GENEL KULLANIM ALANLARI

Kompozit malzemelerin ilk kullanımlarına 1960 yıllarda hafiflik ve aynı zamanda mukavemet gerektiren hava sanayisinde başlanmıştır. İlk önceleri amaç sadece kompozit malzeme üreterek bu konuda bilgi edinmekle sınırlı idi. Daha sonraları mevcut metal parçaların kompozitlerle değiştirilmesi yoluna gidildi. Zamanla kompozit malzemelerle ilgili bilgilerin artmasıyla ve daha ekonomik ve hızlı üretim yöntemlerinin geliştirilmesiyle tasarımlar yenilenecek bunlara uygun kompozit parçalar geliştirilmeye başlanmıştır [2].

Kompozit malzemelerin hafifliklerine karşın yüksek mukavemete sahip olmaları hava sanayisinde kullanılmalarının en önemli sebeplerinden biridir. Özellikle karbon fiberlerin yüksek mekanik özellikleri hava sanayisinde vazgeçilmez bir malzeme olmasını sağlamıştır. Karbon fiber takviyeli kompozitler alüminyum alaşımlarına oranla %25–45 oranında ağırlık azalması sağlarlar. Bu da direkt olarak yakıt tasarrufu sağlar ve uçağın menzilini artırır. Uçakların gövde panelleri, yatay ve dikey dengeleyiciler, iniş takımları, burun kısımları, silindirik motor kılıfları gibi pek çok yapısal parçada kompozit malzemeler kullanılır. Ayrıca iç mekanlarda da kompozit malzeme kullanılmaktadır [2].

Kompozit malzemelerin kullanıldığı diğer bir sektör ise otomotiv sektörüdür. Otomotiv sektöründe üretim hacimlerinin yüksek olması ve ekonomikliğin hava sanayisine göre daha kritik olması nedeniyle uçaklarda kullanılan pahalı kompozitlerin kara taşıtlarında kullanılması pek mümkün değildir. İlk zamanlarda kompozitler otomobillerde aksesuar amaçlı kullanılmaktaydı. Daha sonraları ana yapısal parçalarda da kullanılmaya başlanmıştır [2].

Kompozit malzemelerin otomotiv sanayisinde kullanımı iki temelde toplanabilir.

- Metal parçaların birebir kompozitlerle değiştirilmesi,



- Kompozit malzemeden yeni tasarımlar yapılarak parça sayısının azaltılması. ( Bütünleştirme)



**Şekil 3.1.** Tek parça kompozit kardan şaftı (Beardmore, 1986, s. 165)

Ford Ecoline Van için geliştirilen tek parçalı kompozit kardan şaftı bütünleştirme ilkesine iyi bir örnek olarak verilebilir. ( Beardmore,1986) Normalde bu araçlarda çelik malzemeden üretilmiş orta askılı iki parça halinde kardan şaftı kullanılmaktaydı. Çünkü şanzıman ve diferansiyel arasındaki mesafede tek parça çelik şaftın kullanılması durumunda aşırı vibrasyonlar meydana geliyordu. Ama tek parça kompozit şaft titreşim karakteristiklerini karşılamaktadır. Şekil 3.1 görülen bu kardan şaftı elyaf sarma yöntemi ile üretilmiştir [2].

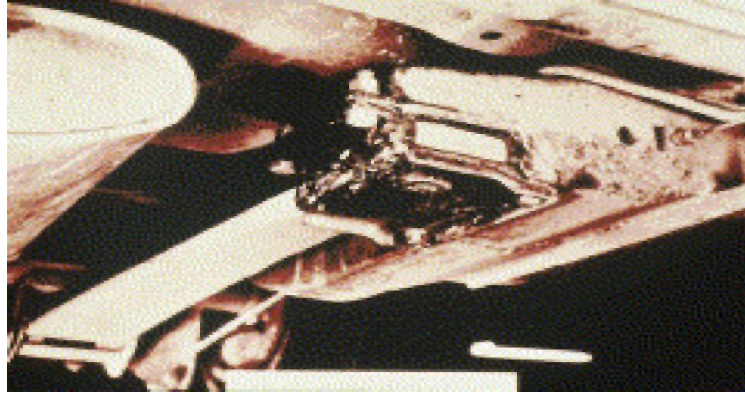
Kompozit malzemelerin gün geçtikçe gelişmekte olan kullanım yerlerinden biri de yaprak yay uygulamalarıdır. Motorlu araçlarda yaprak yaylar, yol bozuklukları ve aracın hareket durumları neticesinde oluşan titreşimleri ve darbeleri minimize etmek üzere tasarlanırlar. Potansiyel enerji yay içerisinde şekil değiştirme enerjisi olarak depolanır ve sonradan yavaşça serbest bırakılır. Bu nedenle yayın elastik enerji depo edebilme kapasitesi önemlidir. Yaprak yayın şekil değiştirme enerjisi yoğunluğu:

$$U = \frac{1\sigma^2}{2E} \quad (3.1)$$

$\sigma$  = Maksimum müsaade edilen gerilme

E = Elastisite modülü

Denklem (3.1)'den açıkça görüleceği şekil değiştirme enerjisinin yüksek olabilmesi için  $\sigma$  değerinin büyük olması veya E değerinin küçük olması gerekmektedir. Bu nedenle kompozitler yaprak yay kullanımı için uygun malzemelerdir. Ayrıca kompozit malzemeler hafif malzemelerdir. Araçlarda, jantlar, akslar ve yayın kendi ağırlığı gibi yaya transfer edilemeyen ağırlıklar vardır. Bu ağırlıkların azaltılması ile hem sürüş konforu artar hem de yakıt ekonomisi sağlanır [2].



**Şekil 3.2** Kompozit yaprak yayların araçlarda ilk kullanımı, 1963

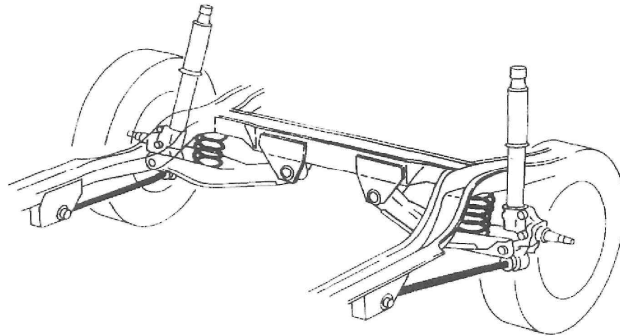
Otomotiv endüstrisinde kullanılan metal yaprak yaylar genellikle çok katlı olarak yapılırlar. Çalışma esnasında katlar arası sürtünmeler meydana gelir. Bu da sürüş konforunda olumsuzluklara neden olur. Kompozit malzemeden yapılan yaprak yaylar tek kat oldukları için katlar arası sürtünme ortadan kalkmış olur. ABD'de otomobiller için ilk kompozit yaprak yay çalışmaları 1963 -1967 yılları arasında yapılmıştır. 150 civarında yay üretilmiş ve bu yaylarda önemli ağırlık azalmaları sağlanmıştır. Fakat üretim yöntemlerinin pahalı olması bu projenin ertelenmesine sebep olmuştur. 1977 yılına gelindiğinde çalışmalar tekrar başlatılmış ve ilk enlemesine yerleştirilen glass fiber yaprak yay 1981 yılında üretilmiştir [2].

Rajendran ve Vijayarangan (2001) yedi katlı çelik yaprak yaya alternatif olarak tek katlı kompozit yaprak yay geliştirmişler ve %75,6 oranında ağırlık azalması sağlamışlardır. [15].

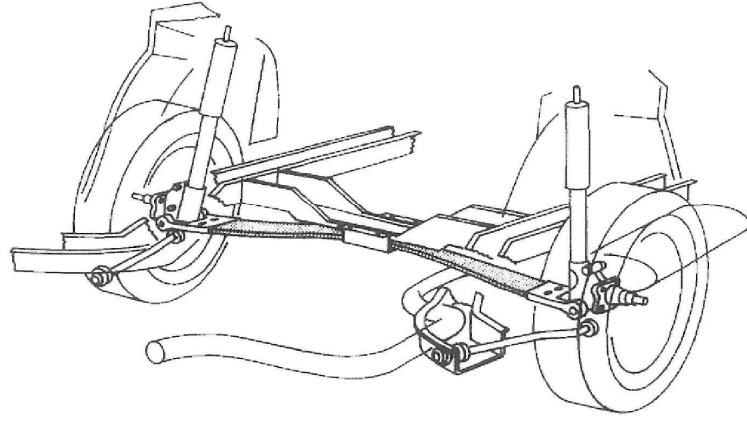
**Tablo 3.1** Çelik ve kompozit yaprak yayların karşılaştırılması (Rajendran ve Vijayarangan)

Özellikler	Çelik yay	Kompozit yay
Düz halde yay uzunluğu ( mm)	1220	1220
Yay kavisi ( mm)	160	160
Elastisite modülü ( GPa)	210	32,5
Malzeme yoğunluğu ( kg/m <sup>3</sup> )	7800	2600
Yük ( N)	4500	4500
Max müsaade edilir gerilme ( MPa)	800	550
Genişlik (mm)	34,25	28,475
Kalınlık ( mm)	6,55 ( her kat)	25,015
Max gerilme ( MPa)	799,52	462,17
Max çökme ( mm)	144,10	141,03
Ağırlık ( kg)	8,54	2,26

Morris 1986 yılında yaptığı çalışmada Ford Escort model otomobil için enlemesine yerleştirilmiş kompozit yaprak yay geliştirmiştir. Böylece eski sistemde kullanılan helezon yaylar ve süspansiyon kolları kaldırılarak parça sayısında da azalma sağlamıştır [11].



**Şekil 3.3** Helezon yay kullanılan süspansiyon sistemi (Morris,1986)



**Şekil 3.4** Enlemesine yerleştirilmiş kompozit yaprak yay (Morris,1986,s.234)

Kompozit yaprak yaylar titreşimli konveyörlerde de kullanılmaktadır. (Şekil 3.5) Kompozit yaprak yayların yorulma ömürlerinin yüksek olması bu tip tezgahlarda meydana gelen kısa sürede kırılma problemini ortadan kaldırmıştır. [2].



**Şekil 3.5** Titreşimli konveyörlerde kullanılan kompozit yaprak yaylar

Ağırlığın ve mukavemetin önemli olduğu yüksek performans otomobillerinde ileri kompozit malzemelerin kullanımını görmekteyiz. Örneğin Formula 1 araçlarında şase dahil olmak üzere bir çok parça karbon fiber takviyeli kompozit malzemeden yapılmaktadır [2].

Özel örneklerin haricinde genellikle otomotiv sanayisinde kompozit malzemeler tampon, ön ızgara, spoiler, gösterge paneli, dikiz aynası, far gövdesi, pedallar, koltuk iskeleti gibi parçalarda kullanılmaktadır [2].

Kompozit malzemeler günlük ev yaşantımızda da sıklıkla karşılaştığımız malzemelerdir. Örneğin saç kurutma makinesi gövdeleri, televizyon kabinleri ve çeşitli dekoratif ev eşyalarının yapımında da kompozit malzemeler kullanılmaktadır. İnşaat sektöründe cephe kaplamaları, inşaat kalıpları, büfe, otobüs ve taksi durakları ve seyyar tuvaletler gibi kabinlerin yapımında da kompozit malzemelere rastlamaktayız [2].

Şehircilik olarak düşündüğümüzde de çocuk parkı gereçleri, çöp bidonları elektrik direkleri ve bankların da üretiminde kompozit malzeme kullanılmaktadır [2].

Denizcilik sanayisinde tekne gövdeleri ve yelken direkleri gibi alanlarda kompozit malzeme kullanım yeri bulmuştur [2].

Spor alanında kompozit malzemeler günden güne ağırlığını hissettirmektedirler. Golf sopası, tenis raketi gibi spor ürünlerinde hem hafiflik hem de darbe dayanımı önemli olduğu için karbon fiber takviyeli kompozitler iyi performans sağlamışlardır. Yarış bisikletleri, sörf, kano, su kayağı, kar kayağı gibi spor araçlarında kompozitler kullanılarak darbe dayanımı, şok emme, hafiflik gibi özellikler kazanılır [2].

Medikal sektörde pek çok protez karbon elyaf takviyeli kompozitlerden imal edilmektedir. Kompozitlerin üstün yaylanma kabiliyeti ve hafiflikleri protez yapımı için ideal malzeme olarak görülmektedir.



Şekil 3.6 Kompozit protez örneği

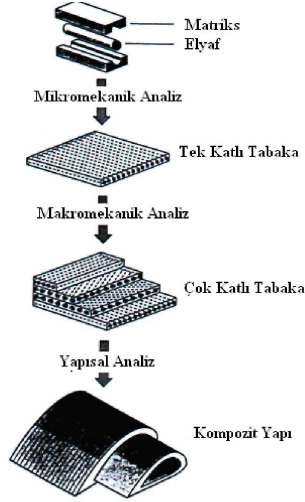
#### 4. KOMPOZİT MALZEMELERİN MEKANİK DAVRANIŞI

Kompozit malzemeler geleneksel mühendislik malzemelerden oldukça farklı mekanik davranış gösterirler. Geleneksel mühendislik malzemelerinin birçoğu homojen ve izotropik yapıdadır. Homojen ve izotropik malzemeler bütün yönlerde aynı elastik özelliğe sahiptir ve uniform olarak kabul edilirler. Elyaf takviyeli kompozit malzemeler ise genel olarak heterojen ve anizotropik ya da ortotropik karakterdedirler. Anizotropik yapı özelliği gösteren malzemeler herhangi bir noktadaki tüm yönlerde farklı elastik özelliğe sahiptir ve özelliklerinin simetri gösterdiği eksen yoktur. Ortotropik özellikteki malzemeler ise herhangi bir noktadaki birbirine dik üç temel ekseninde farklı özellik gösterirler ve özellikleri bu eksenlere göre simetriktir. Anizotropik ve ortotropik yapıdaki malzemelerin özellikleri yöne bağlı olarak değiştiğinden uniform yapıda değildir [18].

Elyaf takviyeli kompozit malzemelerin pek çoğunun heterojen ve anizotropik ya da ortotropik karakterde olmaları mekanik analizlerini zorlaştırır. Elyaf takviyeli kompozit malzemelerin mekanik davranışları mikromekanik ve makromekanik analizlerle belirlenir. Mikromekanik analizlerde kompozitin bileşenleri arasındaki gerilme ve deformasyon durumu, matris hasarı, elyaf hasarı ve elyaf-matris arasındaki ara yüzey hasarı gibi lokal hasarlar belirlenebilir. Makromekanik analizlerde ise, kompozit yapının servis koşullarındaki mekanik davranışı incelenir. Örneğin; dışarıdan uygulanan çekme gerilmelerinin oluşturacağı deformasyonlar yapı bileşenlerinin ayrı ayrı deformasyonları yerine kompozitin deformasyonu olarak ifade edilebilir. Şekil 4,1'de elyaf takviyeli kompozit yapıların uygun analiz yöntemleri şematik olarak gösterilmiştir [26].

Kompozit malzemelerin makromekanik analizinde, anizotropik elastikiyet teorisi ve klasik levha teorisi ile her bir tabakanın oryantasyonu ve modüllerine bağlı gerilme durumu tanımlanır ve hasarı yaratmak için gerekli yükün büyüklüğü belirlenir. Tabakalı kompozit plakanın kalınlığı, uzunluğu ve genişliğine nazaran

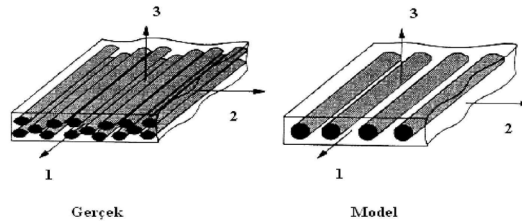
daha küçük olduğundan uygulanan yük düzlemde kabul edilir ve sadece düzlemsel gerilmeler dikkate alınır [25].



**Şekil 4.1** Elyaf takviyeli kompozit yapıların uygun analiz yöntemlerinin şematik gösterimi [26].

#### 4.1 Bir Kompozit Tabakanın Makromekanik Davranışı

Elyaf takviyeli kompozit malzemelerle geleneksel mühendislik malzemeleri arasındaki farklardan biri de kompozitlerin yüke karşı gösterdikleri mekanik davranışın yöne bağımlı olmasıdır. Elyaf takviyeli kompozit malzemeleri analizlerinde öncelikle tek yönlü elyaflarla takviye edilmiş tek katlı kompozit tabakanın davranışını tahmin etmek gerekir. Bu model tabakayı ortotropik bir malzeme olarak ele almamızı sağlar. Gerçekte elyaflar matris içersinde uniform olarak dağılmamıştır. Kompozit bir tabakayı temsilen kullanılan modelde her bir tabaka, tek yönlü ve tek sıra elyaflardan meydana gelmektedir. Gerçek ve model bir kompozit tabakanın şematik resmi Şekil 4.2’de görülmektedir [27].



**Şekil 4.2** Bir kompozit tabakanın gerçek ve model şematik gösterimi [27].

- 1- Temel elyaf yönü,
- 2- Düzlemde elyaflara dik yön,
- 3- Düzlem dışında elyaflara dik yön [28].

#### 4.1.1 Ortotropik Bir Malzemenin Gerilme-Şekil Değişirme İlişkileri

Gerilme-şekil değişirme arasındaki ilişki genelleştirilmiş Hooke kanunu ile;

$$\sigma_i = C_{ij} \varepsilon_j \quad i, j = 1, \dots, 6 \quad (4.1)$$

şeklinde ifade edilebilir.

Bu bağıntıda;  $\sigma_{ij}$  gerilme bileşeni,  $C_{ij}$  rijitlik matrisi ve  $\varepsilon_{ij}$  şekil değişirme bileşenidir.  $C_{ij}$  matrisinde 36 bağımsız elastik sabit vardır. Ancak  $C_{ij}$  matrisinin simetri özelliğinden dolayı  $C_{ij}=C_{ji}$ , bağımsız elastik sabitlerin sayısı 21' dir.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{14} & C_{24} & C_{34} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{15} & C_{25} & C_{35} & C_{45} & C_{55} & C_{56} \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & C_{46} & C_{56} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

$C_{ij}$  rijitlik matrisinin tersi  $S_{ij}$  elastik matrisidir ve bu matris şekil değişirme-gerilme (4.3) bağıntısını verir.  $S_{ij}$  elastik matrisi simetriktir  $S_{ij} = S_{ji}$  ve 21 elastik sabit içerir [24].

$$\varepsilon_i = S_{ij} \sigma_j \quad i, j = 1, \dots, 6 \quad (4.3)$$

(4.3) bağıntısı malzeme özelliklerinin simetri gösterebileceği hiçbir simetri düzlemi içermeyen anizotropik malzemelerdeki şekil değişirme-gerilme ilişkisini tanımlar. Bu bağıntı matris şeklinde yazılırsa;

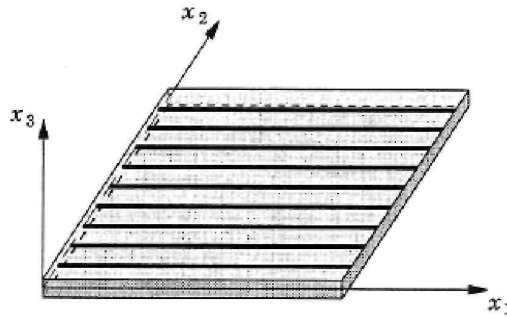


$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & S_{14} & S_{15} & S_{16} \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & S_{24} & S_{25} & S_{26} \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & S_{34} & S_{35} & S_{36} \\ S_{14} & S_{24} & S_{34} & S_{44} & S_{45} & S_{46} \\ S_{15} & S_{25} & S_{35} & S_{45} & S_{55} & S_{56} \\ S_{16} & S_{26} & S_{36} & S_{46} & S_{56} & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

Birbirine dik üç simetri düzlemi bulunan ortotropik malzemelerin şekil değiştirme-gerilme ilişkisini (4.5) bağıntısı verir ve 9 elastik sabit içerir [22]. Mühendislik sabitleri olarak da bilinen elastik sabitler; Young modülü (E), Poisson oranı ( $\nu$ ) ve kayma modülü (G)'dür. Bu sabitler tek eksenli çekme veya kayma testleriyle belirlenebilir.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

Deneylerde genellikle malzemeye uygulanan gerilmenin oluşturduğu şekil değişimleri ölçülür. Bu nedenle  $S_{ij}$  elastik matrisinin bileşenleri  $C_{ij}$  rijitlik matrisindeki bileşenlere göre daha kolay belirlenebilir [29].



**Şekil 4.3** Tek yönlü sürekli elyaf takviyeli kompozit tabaka için temel malzeme yönleri [30].

Şekil 4.3 de temel malzeme eksenleri tanımlanan tek yönlü sürekli elyaf takviyeli ortotropik kompozit tabakanın Sij elastik matrisindeki bileşenleri mühendislik sabitleri cinsinden (4.6) bağıntısıyla ifade edilir [29].

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{31}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

$E_1, E_2$  ve  $E_3 =$  sırasıyla 1,2 ve 3 yönlerindeki Young modülleri,

$\nu_{ij} =$  Poisson oranı,

$G_{23}, G_{31}$  ve  $G_{12} =$  sırasıyla 2-3, 3-1 ve 1-2 düzlemlerindeki kayma modülleridir [18].

#### 4.1.2 Ortotropik Bir Malzemenin Düzlemsel Gerilme Durumu İçin Gerilme – Şekil Değiştirme İlişkileri

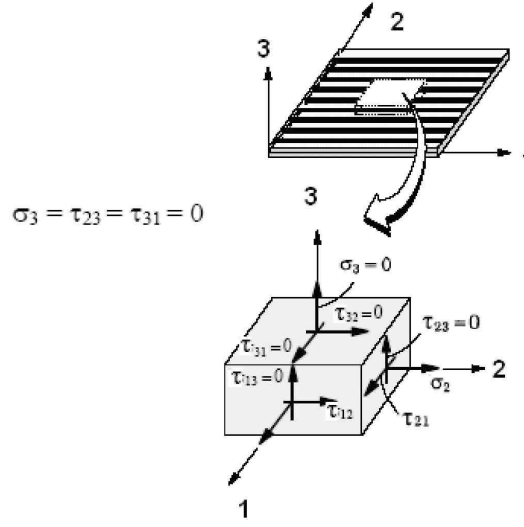
Şekil 4.4’de görüldüğü gibi ortotropik bir tabakanın 1-2 düzleminin gerilme etkisinde kalması durumunda,

$$\sigma_3 = \tau_{23} = \tau_{31} = 0 \quad (4.7)$$

olacağından (4.5) bağıntısı,

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{11} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

şeklinde kısalır [26].



Şekil 4.4 Düzlemsel gerilme durumundaki ortotropik bir tabaka [28].

$S_{ij}$  elastik matrisindeki bileşenler mühendislik sabitleri cinsinden ifade edilirse, (4.8) bağıntısı,

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

olarak yazılabilir [22].

$$[\varepsilon_i] = [S][\sigma_k] \quad (4.10)$$

(4.10) bağıntısında,  $k$  tabaka koordinatlarını ve  $S$  elastik matrisi, temel malzeme yönlerindeki gerilme ve uzama bileşenlerini tanımlar. (4.8) bağıntısı,

$$[\sigma_i] = [S]^{-1}[\varepsilon_k] \quad (4.11)$$

veya

$$[\sigma_i] = [Q]^{-1} [\varepsilon_k] \quad (4.12)$$

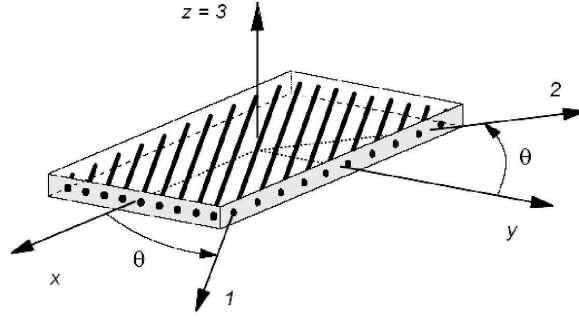
bağıntısına dönüştürülebilir. Burada [Q] matrisi, elastik matrisin tersi olup, kısaltılmış rijitlik matrisi olarak da bilinir [18].

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{S_{22}}{S_{11}S_{22} - S_{12}^2} & \frac{S_{12}}{S_{11}S_{22} - S_{12}^2} & 0 \\ \frac{S_{12}}{S_{11}S_{22} - S_{12}^2} & \frac{S_{11}}{S_{11}S_{22} - S_{12}^2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{S_{66}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{\nu_{12}E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ \frac{\nu_{12}E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{S_{66}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

#### 4.1.3 Ortotropik Bir Malzemenin Keyfi Yönlerde Seçilmiş Eksenlerdeki Gerilme – Şekil Değişirme İlişkileri

Elastik ve rijitlik matrisleri, kompozit malzemelerin temel malzeme yönlerindeki gerilme ve şekil değiştirmelerle ilgilidir. Bu malzeme koordinatlarından başka yönlerdeki koordinatlarda malzeme davranışını belirlemek için dönüşüm matrislerinin malzeme rijitliği için geliştirilmesi gerekir. Her iki koordinat sistemi şekil 4.5’de tek yönlü elyaf takviyeli kompozit bir tabaka üzerinde gösterilmiştir [28].



**Şekil 4.5** Genel ve malzeme koordinat sistemli tek yönlü elyaf takviyeli kompozit tabaka [28].

Bir kompozit tabakanın temel malzeme yönlerine uygun koordinatlar 1-2 dir. x-y koordinatları keyfi olarak seçilmiştir.  $\theta$  açısı, x-y keyfi koordinat sisteminden 1-2 malzeme koordinat sistemine dönüş açısı olarak tanımlanır.

1-2 koordinat sisteminden x-y koordinat sistemine gerilmelerin dönüşümü (4.15) bağıntısıyla,

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & -2mn \\ n^2 & m^2 & 2mn \\ mn & -mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

veya

$$[\sigma_x] = [\theta_1][\sigma_k] \quad (4.16)$$

kısaltılmış olarak (4.16) bağıntısıyla ifade edilebilir. Bağıntıdaki  $m = \cos(\theta)$  ve  $n = \sin(\theta)$ 'dir. Aynı dönüşüm matrisi  $[\theta_1]$  yer değiştirme bileşenleri matrisi için de kullanılabilir.

Böylece,

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} = [\theta_2] \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} \quad \text{veya} \quad \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & -2mn \\ n^2 & m^2 & 2mn \\ mn & -mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

veya

$$[\varepsilon_x] = [\theta_2] [\varepsilon_l] \quad (4.18)$$

Gerilme ve yer değiştirmeler için keyfi koordinat sistemlerine verilen dönüşümlerle, kompozit tabaka sistemindeki gerilme ve yer değiştirmeler arasındaki ilişki tanımlanabilir. (4.15) ve (4.17) bağıntıları, (4.11) bağıntısında yerine konursa [28],

$$[\sigma_x] = [\theta_1] [Q] [\theta_2]^{-1} [\varepsilon_x] \quad (4.19)$$

(4.19) bağıntısı elde edilir. Bağıntı,

$$[\sigma_x] = [\bar{Q}] [\varepsilon_x] \quad (4.20)$$

Veya

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.21)$$

Kısaltılmış rijitlik matrisi  $[\bar{Q}]$ , kompozit tabaka koordinat sistemlerindeki gerilme ve yer değiştirme bileşenlerini kapsar ve (4.22) bağıntısıyla ifade edilir [29].

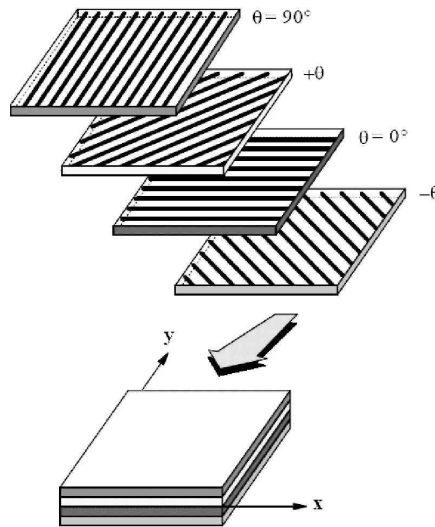
$$[\bar{Q}] = [\theta_1] [Q] [\theta_2]^{-1} \quad (4.22)$$

$[\bar{Q}]$  matrisinin bileşenleri, eşitliğin sağındaki matrislerin çarpımından elde edilebilir;

$$\begin{aligned}
\bar{Q}_{11} &= Q_{11}m^4 + Q_{22}n^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 \\
\bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})m^2n^2 + Q_{12}(m^4 + n^4) \\
\bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})nm^3 + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})n^3m \\
\bar{Q}_{22} &= Q_{11}n^4 + Q_{22}m^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 \\
\bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})n^3m + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})nm^3 \\
\bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})n^2m^2 + Q_{66}(n^4 + m^4)
\end{aligned} \tag{4.23}$$

## 4.2 Tabakalı Kompozit Levhanın Makromekanik Davranışı

Tabakalı kompozitler, farklı kompozit malzemelerden oluşan tabakaların ve/veya farklı elyaf oryantasyonuna sahip kompozit tabakaların ard arda dizilimleriyle şekillendirilirler. Bununla birlikte tabakalı kompozitlerin düzlemsel ölçüleri kalınlıklarından daha büyük olduğundan genellikle aksenal ve eğilme mukavemetlerinin önemli olduğu uygulamalarda kullanılırlar. Bu nedenle, tabakalı kompozitler levha eleman olarak ele alınırlar [28]. Şekil 4.6’da tipik bir tabakalı kompozit levhanın şematik resmi görülmektedir. Tabakalı kompozit levhalar genel olarak elyafların takviye yönünde üstün özelliklere sahipken elyaflara dik yönde zayıf özellik gösterirler [25].



**Şekil 4.6** Farklı elyaf açılı tabakalardan oluşan tabakalı kompozit levhanın şematik görünüşü [28].

#### 4.2.1 Tabakalı Kompozit Malzemelerin İstiflenme Geometrisi

Elyaf takviyeli tabakalı kompozit malzemeler çoğunlukla çok yönde takviyeli çok sayıda ince ortotropik tabakalardan oluşur. Bu tabakaların istiflenme geometrisi, elyaf doğrultularının üstten alta doğru sıralanması ile belirtilir. Bu notasyona ait bazı örnekler aşağıda verilmiştir [24].

- $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_T$ : Elyaf yönleri levha asal eksenlerine göre  $0^\circ$  ve  $90^\circ$  olacak şekilde yerleştirilmiş üç tabakadan oluşan bir levha T, toplam anlamındadır.

Simetrik yerleştirmelerde s alt indisi ile notasyon kısaltılabilir.

- $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]_T = [0^\circ/45^\circ]_S$

Levha içinde bir tabakadan birden fazla kullanılırsa bu sayı indis olarak verilebilir.

- $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]_T = [0^\circ/45^2/0^\circ]_T$

Ters açılı yerleştirmelerde ise şöyle bir kısaltma kullanılabilir:

- $[0^\circ/+45^\circ/-45^\circ]_S = [0^\circ/\pm 45^\circ]_S$

Tek sayıda tabakadan oluşan levhalarda orta düzlem, bir tabakanın ortasından geçer, bu orta tabakayı belirtmek için o tabaka üzerine bir çizgi çekilir.

- $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]_T = [0^\circ/90^2]_S$

Hibrid tabakalı kompozit levha durumunda ise; K: kevlar (aramid), C: karbon (grafit), G: cam elyafları belirtir.

- $[0^K/0^K/+45^C/-45^C/90^G/45^C/45^C/0^K/0^K]_T = [0^K_2/\pm 45^C/90^G]_S$  [24]



#### 4.2.2 Klasik Laminasyon Teorisi

Elyaf takviyeli tabakalı kompozitlerin mekanik davranışı klasik laminasyon teorisi (KLT) ile tahmin edilebilir. Çok yönlü olarak elyaf takviye edilmiş tabakalı kompozit levhanın ortalama davranışı, keyfi yönde elyaf takviye edilmiş tabakaların özelliklerinin ve ard arda dizilimlerinin bir fonksiyonudur. Tabakaların değişik yönlendirmeleri sonucunda levhada belirli bir asal eksen olmayabilir. Klasik laminasyon teorisi (KLT) ile bir tabakadan yola çıkıp bir levhanın davranışını incelemektir. Klasik laminasyon teorisindeki yaklaşım, temel malzeme mukavemetinde yük-gerilme ilişkisinin geliştirilmesindeki kullanıma benzer. Uygulanan yüklerle bir önceki yer değiştirme alanının sürekli olduğu varsayılır. Gerilme-yer değiştirme ilişkisi yardımıyla gerilmenin durumu tanımlanır. Statik denge durumlarıyla bir yük-uzama ilişkisi tanımlanır ve her bir tabaka için bir sonraki gerilme durumu belirlenir [28].

#### 4.2.3 Tek Bir Tabakanın Gerilme-Şekil Değiştirme İlişkisi

Düzlem gerilme altındaki bir ortotropik tabakanın malzeme asal eksenlerdeki gerilme-şekil değiştirme bağıntısı aşağıdaki gibidir:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (4.24)$$

Tabaka düzleminde olan herhangi bir eksen takımındaki gerilme-şekil değiştirme bağıntısı ise aşağıdaki gibidir:

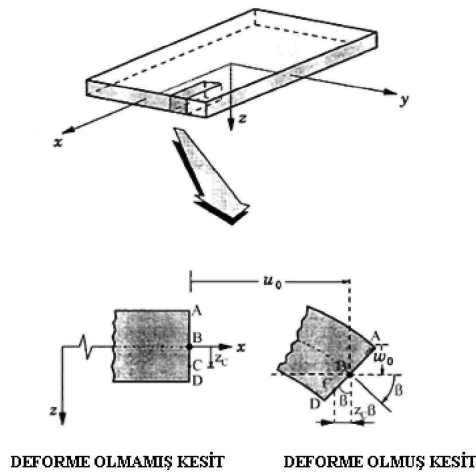
$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.25)$$

Bu bağıntı ile değişik açılardaki tabaka oryantasyonları için dönüşüm yapılmış ve indirgenmiş rijitlik matrisinin  $[Q_{ij}]$  hesaplanması mümkün olur. Çok sayıda tabakadan oluşan bir levhanın  $k$ . tabakasının gerilme-şekil değiştirme bağıntısı aşağıdaki gibi yazılabilir [28]:

$$\{\sigma\}_k = [\bar{Q}]_k \{\varepsilon\}_k \quad (4.26)$$

#### 4.2.4 Çok Tabakalı Kompozit Bir Levhada Gerilme-Şekil Değiştirme İlişkisi

Bir kompozit tabakanın kalınlığı boyunca gerilme-şekil değiştirme değişiminin hesaplanması için kompozit tabakanın uzama ve eğilme rijitliklerinin bilinmesi gerekir. Klasik laminasyon teorisinde, tabakalar arasında mükemmel bağların bulunduğu ve bu bağların kayma deformasyonu göstermediği kabul edilir. Bu durumda, tabaka sınırları boyunca yer değişimleri sürekli olacak ve böylece tabakalar birbiri üzerinde kaymayacaktır. Böylece bileşik tabaka, kendine özgü özellikleri olan tek bir tabaka gibi davranır. Tek tabakanın davranışının bahsedilen bu varsayımları, levhalar için Kirchoff varsayımlarına ve kabuklar için Kirchoff-Love varsayımlarına benzer. Şekil 4.7’de Kirchoff varsayımları altında bir levhanın bir kenarının deformasyon olmamış ve olmuş geometrileri görülmektedir. Bu varsayımlar esas alındığında, bileşik tabakanın orta düzlemine dik doğrunun, bileşik tabaka deforme olduktan sonra orta düzleme dik kaldığı kabul edilir [28].



**Şekil 4.7** Kirchoff varsayımları altında bir levhanın bir kenarının deforme olmamış ve olmuş geometrileri [28].

Bu, orta düzleme dik yönde kayma deformasyonunun meydana gelmeyeceği anlamına gelir,  $\gamma_{xy} = \gamma_{yz} = 0$ . Bununla birlikte, orta düzlem normalinin sabit uzunlukta kaldığı kabul edilir, bu durumda orta düzleme dik yöndeki deformasyon ihmal edilir,  $\epsilon_z = 0$ . Bileşik tabakada x,y ve z yönlerinde meydana gelecek yer değişimleri Şekil 4.7 den faydalanılarak bulunabilir. Orta düzlem deforme olduğunda B noktasının x yönündeki yer değişimi  $u_0$  dır. Bileşik tabaka deforme olduğunda ABCD nin yine dik kaldığı kabul edildiğinden [28],

$$u_c = u_0 - z_c \beta \quad (4.27)$$

$\beta$ , bileşik tabaka orta düzleminin x yönündeki eğimi olduğundan,

$$\beta = \frac{\partial w_0}{\partial x} \quad (4.28)$$

Buna göre, bileşik tabakanın kalınlığı boyunca herhangi bir z noktasındaki u yer değişimi,

$$u = u_0 - z \frac{\partial w_0}{\partial x} \quad (4.29)$$

olacaktır. Benzer şekilde y yönündeki v yer değişimi,

$$v = v_0 - z \frac{\partial w_0}{\partial y} \quad (4.30)$$

Bileşik tabakanın, kalınlığı boyunca deforme olmadığı, ara yüzeyde de kayma deformasyonlarının meydana gelmediği kabul edildiğinden, oluşacak deformasyonlar x ve y yönlerindeki  $\epsilon_x$  ve  $\epsilon_y$  normal deformasyonları ile x-y düzlemindeki  $\gamma_{xy}$  kayma deformasyonundan ibaret olacaktır. Bu deformasyonlar yer değişimleri cinsinden [28],

$$\begin{aligned}
\varepsilon_x &= \frac{\partial u}{\partial x} \\
\varepsilon_y &= \frac{\partial v}{\partial y} \\
\gamma_{xy} &= \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}
\end{aligned} \tag{4.31}$$

u ve v yer değişimlerinin (4.29) ve (4.30) bağıntılarındaki değerleri alındığında,

$$\begin{aligned}
\varepsilon_x &= \frac{\partial u_o}{\partial x} - z \frac{\partial^2 w_o}{\partial x^2} \\
\varepsilon_y &= \frac{\partial v}{\partial y} - z \frac{\partial^2 w_o}{\partial y^2} \\
\gamma_{xy} &= \frac{\partial u_o}{\partial y} + \frac{\partial v_o}{\partial x} - 2z \frac{\partial^2 w_o}{\partial x \partial y}
\end{aligned} \tag{4.32}$$

veya

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \tag{4.33}$$

Bu eşitlikte düzlem deformasyonları,

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial u_o}{\partial x} \\ \frac{\partial v_o}{\partial y} \\ \frac{\partial u_o}{\partial y} + \frac{\partial v_o}{\partial x} \end{bmatrix} \tag{4.34}$$

orta düzlem eğrilikleri ise,

$$\begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 w_o}{\partial x^2} \\ \frac{\partial^2 w_o}{\partial y^2} \\ 2 \frac{\partial^2 w_o}{\partial x \partial y} \end{bmatrix} \quad (4.35)$$

(4.35) eşitliği ile ifade edilir.

(4.33) eşitliğine göre bileşik tabakada meydana gelecek küçük deformasyonlar, orta düzlem deformasyonu ve eğriliğinden hesaplanabilir. Bu deformasyonlar (4.21) denkleminde yerine konulduğunda bileşik tabakanın kalınlığı boyunca gerilme değişimi belirlenebilir. Buna göre herhangi bir k. tabakadaki gerilme [28],

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \left[ \begin{bmatrix} \epsilon_x^o \\ \epsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \right] \quad (4.36)$$

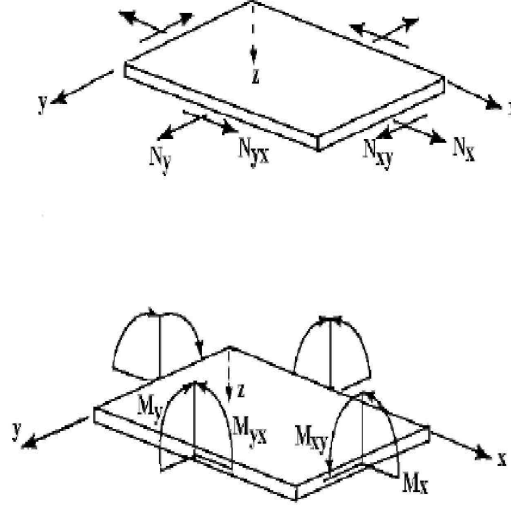
olur. Böylece, orta düzlem deformasyon ve eğriliği bilindiğinde herhangi bir tabakadaki gerilme (4.36) eşitliğinden bulunabilir.

### 4.3 Bileşik Tabakaya Etkiyen Bileşke Kuvvet ve Momentler

Bileşik bir tabakada gerilmeler herhangi bir tabakada farklı olduğundan, bu gerilmelerin bileşik tabakanın kalınlığı boyunca integrasyonu ile elde edilir. Örneğin x yönündeki bileşke kuvvet ve moment [28],

$$\begin{aligned} N_x &= \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_x dz \\ M_x &= \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_x z dz \end{aligned} \quad (4.37)$$

(4.37) bağıntısıyla ifade edilebilir. Bileşke kuvvet ve momentler, bileşik tabakanın orta düzleminin birim uzunluğuna etkiyen kuvvet ve momentler şeklinde tanımlanır (Şekil 4.8).



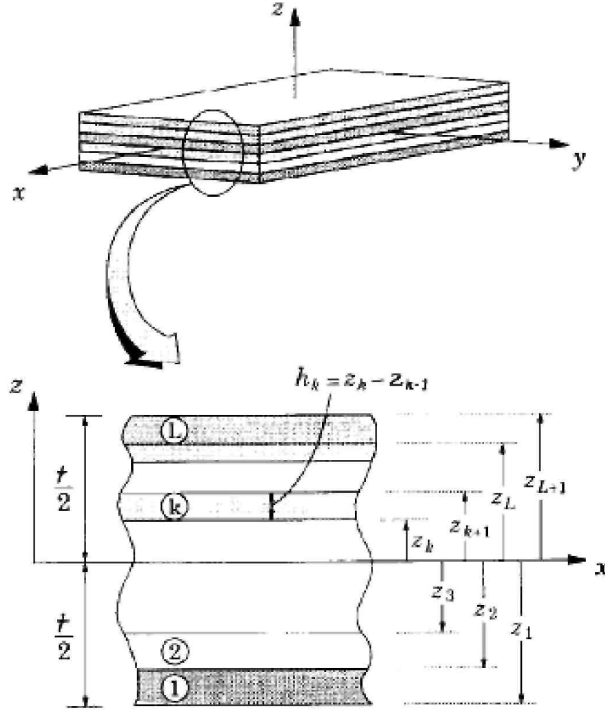
Şekil 4.8 Bileşik tabakadaki kuvvet ve moment bileşkeleri [25, 28, 18].

N sayıda tabakadan oluşan bir kompozit levha için bileşke kuvvet ve momentler,

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k dz = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k dz \quad (4.38)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k z dz = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k z dz \quad (4.39)$$

(4.38) ve (4.39) bağıntıları ile ifade edilir. Bağıntılardaki  $z_k$  ve  $z_{k-1}$  terimleri her bir tabakanın alt ve üst yüzelerinin orta düzleme olan uzaklıklarını gösterir (Şekil 4.9).



Şekil 4.9 N tabakadan oluşan bileşik tabaka geometrisi [28].

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^N \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \left\{ \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} dz + \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix} z dz \right\} \quad (4.40)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^N \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \left\{ \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} z dz + \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix} z^2 dz \right\} \quad (4.41)$$

İntegrasyonda yer alan her bir tabakadaki gerilmeler (4.36) eşitliği ile belirlendiğinden ve tabakaların  $Q_{ij}$  rijitlikleri  $z$ 'ye bağlı olmadığından,

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix} \quad (4.42)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix} \quad (4.43)$$

(4.42) ve (4.43) bağıntıları elde edilir. Bu eşitlikteki  $A_{ij}$ ,  $B_{ij}$  ve  $D_{ij}$  rijitlikleri aşağıdaki gibidir:

$$\begin{aligned} A_{ij} &= \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k - z_{k-1}) \\ B_{ij} &= \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \\ D_{ij} &= \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3) \end{aligned} \quad (4.44)$$

(4.42), (4.43) ve (4.44) eşitliklerinde  $A_{ij}$  genişleme rijitliği,  $B_{ij}$  bağlantı (çakışma) rijitliği  $D_{ij}$  ise eğme rijitliği olarak adlandırılır [28].

$B_{ij}$  terimi bileşik tabakada eğme ile uzama arasındaki bağıntıyı ifade eder. Buna göre, bileşik tabakaya çekme gerilmesinin uygulanması normal bir uzamaya ilave olarak kompozit malzemede eğilme ve/veya burkulma meydana getirir. Benzer şekilde eğme momenti uygulanan bileşik tabakanın orta düzleminde uzama şeklinde deformasyonlar görülecektir [28].

(4.42) ve (4.43) eşitlikleri birlikte,

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \\ K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{Bmatrix} \quad (4.45)$$



veya kısaca,

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon^0 \\ K \end{Bmatrix} \quad (4.46)$$

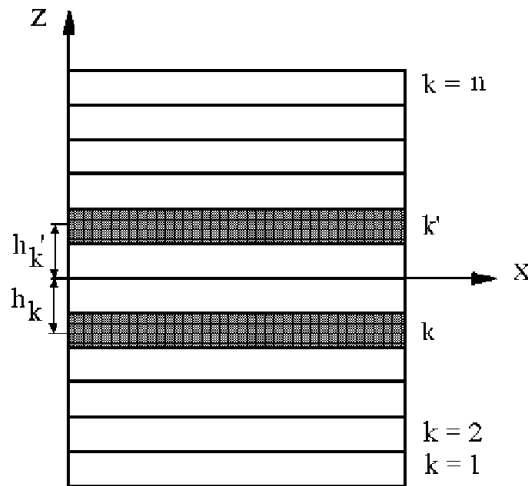
şeklinde gösterilebilir. Bileşik tabakaya uygulanan kuvvet bileşikleri verildiğinde orta düzlem deformasyon ve eğrilikleri,

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon^0 \\ K \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}^{-1} \begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} \quad (4.47)$$

eşitliklerinden belirlenebilir [28].

#### 4.4 Simetrik Kompozit Levhalar

Bileşik tabakanın orta düzlemine göre hem geometrik hem de malzeme özellikleri bakımından simetrik olması durumunda (4.42), (4.43) ve (4.46) bağıntıları oldukça basitleştirilebilir. Şekil 4.10'da görüldüğü gibi N tabakadan oluşan levhada k ve k' benzer tabakaları orta düzleme göre simetrik konumda olduğundan [25];



Şekil 4.10 k ve k' benzer tabakalı simetrik tabakalı kompozit levha [26].

$$\begin{aligned}
t_k &= t_k' \\
(\bar{Q}_{ij})_k &= (\bar{Q}_{ij})_{k'} \\
h_k &= -h_{k'}
\end{aligned} \tag{4.48}$$

dir ve (4.44) bağıntısında belirtildiğine göre  $[Q_{ij}]_k$ 'nin simetrisinden ve  $t_k$ 'nin kalınlığından dolayı tüm birleşme rijitlikleri sıfır olur,  $B_{ij} = 0$  [25];

$$\begin{aligned}
B_{ij} &= \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \\
B_{ij} &= \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k + z_{k-1})(z_k - z_{k-1}) \\
B_{ij} &= \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k h_k t_k
\end{aligned} \tag{4.49}$$

olduğundan,

$$\begin{aligned}
h_k &= \frac{1}{2} (z_k + z_{k-1}) \\
t_k &= z_k - z_{k-1}
\end{aligned} \tag{4.50}$$

bulunur.

Eğilme ve uzama arasındaki bağıntının sıfırlanması iki önemli sonuca sebep olur. Bunlardan ilki, simetrik levhaların incelenmesi genellikle diğer birleşik tabakalara göre daha kolaydır. İkincisi olarak, simetrik levhalar sertleşme işleminden sonraki soğuma esnasında kaçınılmaz büzülme ve gerilimden dolayı herhangi bir burkulma göstermezler. Bu nedenle, özel koşullar simetrik olmayan bir levha kullanımını gerektirmediği sürece, simetrik levhalar kullanılır. Simetrik levhalarda kuvvet ve momentler, (4.51) ve (4.52) bağıntıları ile ifade edilir [19].

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} \tag{4.51}$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.52)$$

#### 4.4.1 Çok Katlı Özel Ortotropik Tabakalı Simetrik Levhalar

$A_{16}$ ,  $A_{26}$ ,  $D_{16}$  ve  $D_{26}$  rijitliklerini içeren analitik karışıklıklardan dolayı, bazı durumlarda tabakalı kompozit levhanın bu rijitliklere sahip olması arzu edilmez. Kompozit levhalar, levha eksenlerinde sıralanan temel malzeme yönlerine sahip ortotropik tabakalardan yapılabilir. Eğer ince tabakaların kalınlıkları, konumu ve malzeme özellikleri levhanın orta düzlemine simetrikse eğilme ve uzama arasında birleşme yoktur. (k.) tabaka için uzama ve eğilme rijitlikleri (4.44) bağıntısından hesaplanabilir [19].

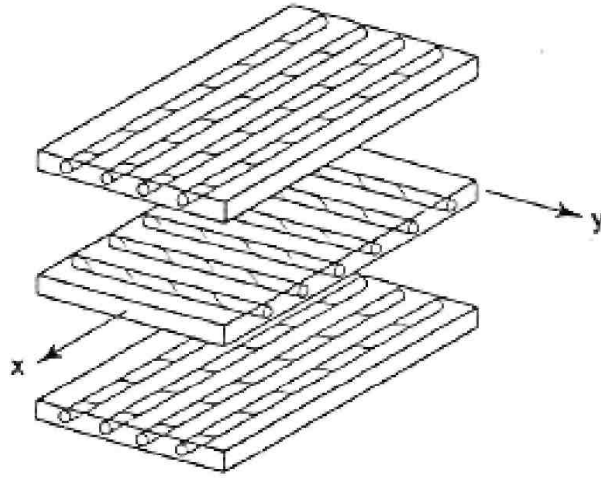
$$\begin{aligned} (\bar{Q}_{11})_k &= \frac{E_1^k}{1 - \nu_{12}^k \nu_{21}^k}, & (\bar{Q}_{12})_k &= \frac{\nu_{12}^k E_1^k}{1 - \nu_{12}^k \nu_{21}^k}, & (\bar{Q}_{22})_k &= \frac{E_2^k}{1 - \nu_{12}^k \nu_{21}^k} \\ (\bar{Q}_{16})_k &= 0, & (\bar{Q}_{26})_k &= 0, & (\bar{Q}_{66})_k &= G_{12}^k \end{aligned} \quad (4.53)$$

$[Q_{16}]_k$  ve  $[Q_{26}]_k$  sıfır olduğundan,  $A_{16}$ ,  $A_{26}$ ,  $D_{16}$  ve  $D_{26}$  rijitlikleri ortadan kalkar. Simetriden dolayı  $B_{ij}$  rijitliğide sıfır olur. Bu tip tabakalı levha, özel ortotropik bir tabakaya benzerlik gösterdiğinden özel ortotropik tabakalı levha olarak adlandırılır. Kuvvet ve momentler (4.54) ve (4.55) bağıntılarından hesaplanabilir [19].

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 \\ A_{12} & A_{22} & 0 \\ 0 & 0 & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} \quad (4.54)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & 0 \\ D_{12} & D_{22} & 0 \\ 0 & 0 & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.55)$$

Tabakaların hepsi aynı kalınlıkta ve aynı malzeme özelliklerinde olduğu zaman çok katlı özel ortotropik tabakalı simetrik levhaların genel bir durumu meydana gelir. Böyle kompozit levhalar tabaka eksenlerine  $0^\circ$  ve  $90^\circ$ 'de alternatifli temel malzeme yönlerine sahiptirler. Örneğin;  $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]$  tabaka dizilişine sahip kompozit levhalar düzgün simetrik artı konumlu tabakalı kompozit levha olarak adlandırılır. Şekil 4.11'de düzgün simetrik artı konumlu tabakalı kompozitin ayrılmış halde şematik görünüşü görölmektedir [19].



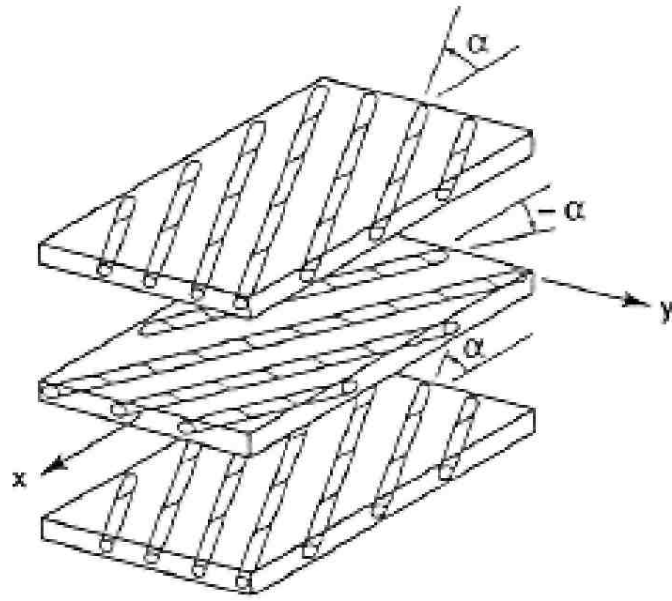
**Şekil 4.11** Üç katlı düzgün simetrik artı konumlu tabakalı kompozitin şematik görünüşü [18, 19].

#### 4.4.2 Çok Katlı Genel Ortotropik Tabakalı Simetrik Levhalar

Çok katlı genel ortotropik tabakalı simetrik levhalar, orta düzlemine göre simetrik olarak düzenlenmiştir ve eğilme-uzama arasında birleşme sergilemezler,  $B_{ij}$  sıfırdır. Bu nedenle, kuvvet ve momentler (4.51) ve (4.52) bağıntıları ile hesaplanır. Normal kuvvetler ve kayma uzaması, kayma kuvveti ve normal uzamalar, normal momentler ve bükülme, bükülme momenti ve normal eğrilikler arasında birleşme olduğundan  $A_{ij}$  ve  $D_{ij}$ 'lerin hepsi gerekir. Böyle birleşmeler  $A_{16}$ ,  $A_{26}$ ,  $D_{16}$  ve  $D_{26}$  rijitlikleri tarafından ifade edilir [18].

Bu tip simetrik tabakalı kompozitler, düzgün simetrik açılal konumlu tabakalı kompozitler olarak adlandırılırlar (kompozit levhanın temel eksen yönüne

$+\alpha$  ve  $-\alpha$  açılardadır). Böyle tabakalı kompozit levhalar eşit kalınlıkta ortotropik ince tabakalara sahiptirler. Bitişik tabakaların oryantasyon açıları kompozit tabakanın eksenlerine uyan temel malzeme özelliklerinin ters işaretlerine sahiptir, örneğin;  $[\alpha / -\alpha / +\alpha]$ . Böylece simetriden dolayı tabakaların tek sayıda olması gerekir. Şekil 4.11’de üç katlı düzgün simetrik açısall konumlu tabakalı kompozitin basit bir örneği görülmektedir [18].



**Şekil 4.12** Üç katlı düzgün simetrik açısall konumlu tabakalı kompozitin şematik görünüşü [18].

Çok tabakalı simetrik açı konumlu tabakalı kompozit levhalar bazı genel levhalardan daha önemli, pratik olarak kolaylaştırıcı avantajlar gösterirler. Simetrik açı konumlu tabakalı kompozitlere göre daha fazla kayma rijitliği sunduklarından daha çok tercih edilirler [18].

## 5. ELASTO-PLASTİK GERİLMELERİN HESAPLANMASI

Malzemeye bir çekme kuvveti uygulanırsa bir miktar uzama meydana gelir. Malzemede akma sonrası oluşan gerilmeler elasto-plastik gerilme analizi ile elde edilir. Elasto-plastik gerilme analizi iki adımlıdır. Birincisi, yük artışı sırasında elastik şekil değiştirme hesaplanır ve başlangıç şekil değiştirme olarak kabul edilir. Yani elastik bölgede gerilme analizi yüklenme ya da gerilme, malzeme içerisindeki elastik bölgede ise yükü kaldırdığımızda malzeme yüklenmeden önceki haline gelir. Fakat malzemedeki gerilme akma noktasından büyükse malzeme eski haline dönemez. Bu yaklaşım ideal plastik ya da sertleşmenin küçük olduğu malzemeler için uygun değildir. İkincisi ise, plastik deformasyonun hesaba katılmasında her yük artışında gerilme şekil değiştirme ilişkilerinin de belirlenmesidir. Yani plastik bölgede plastik gerilme analizi yapılır. Analizler için çekme diyagramından yararlanılır [18].

İyi tanımlanmış elasto-plastik matriksi ile bu artışı elastisite yaklaşımı, sertleşmiş plastisite için ideal olarak uygulanır. Artışlı elastisite işleminin hesaplama açısından en ciddi olumsuzluğu yapının matriks hesaplamasının her adımda değişmesidir. Çözümün iterasyonlu işlemi sonlu elemanlar yöntemiyle yapılmaktadır.

Başlangıç gerilme yöntemi Zienkiewicz (1971) tarafından artışlı elastisite işlemine alternatif bir yaklaşım olarak geliştirildi. Bunun kullanılması ile ideal plastisite artışları gerilim sistemini tek olarak belirleyen şekil değiştirmede bir ayarlama işlemi oluşturulur. Bu durumda başlangıç gerilmeleri yapı boyunca elastik olarak dağılmış olur. Bu yaklaşım başlangıç işleminin başarılı olmasını sağlar. En hızlı yaklaşımdır. Bu yöntemde elasto-plastik gerilme analizine başlamak için elasto-plastik bölgelerdeki bir boyutlu çekme örneği kullanılır. Daha sonra iki ve üç boyutlu gerilmelere uygun akma kriterleri kullanılarak geçilir [18].

Plastik bölgede gerilme-şekil değiştirme ilişkisi Ramberg-Osgood tarafından;

$$\sigma = \sigma_0 + K\varepsilon_p^n \quad (5.1)$$

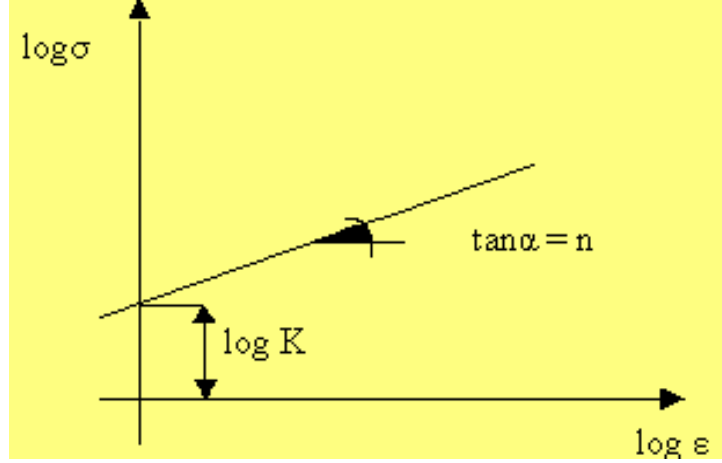
ifade ile verilmiştir. Ramberg-Osgood tarafından verilen bu bağıntı birçok malzemenin gerilme-şekil değiştirme eğrilerini hassas bir şekilde vermek için kullanılır. Bu bağıntıya göre, elastik ve plastik şekil değiştirmeler ayrı ayrı ele alınıp toplanmıştır. Denklem 5.2'deki bağıntı toplam şekil değiştirmeye uygulanır.

$$\varepsilon = \varepsilon_e + \varepsilon_p = \frac{\sigma}{E} + \varepsilon_p \quad (5.2)$$

Burada görüldüğü gibi elastik şekil değiştirmeyi gerilme cinsinden ifade etmek için E'den yararlanılır. (5.1) ve (5.2) denklemleri birleştirilecek olursa, gerilme ve toplam şekil değiştirme arasında şu bağıntı ortaya çıkar.

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} + \left(\frac{\sigma}{K}\right)^{\frac{1}{n}} \quad (5.3)$$

Buradaki K şekil değiştirme sertleşmesi parametresini, n ise şekil değiştirme sertleşmesi üssünü belirtmektedir. Bunlar tek eksenli çekme deneyi sonucu elde edilen çekme eğrisinden alınan değerler yardımıyla hesaplanabilir.  $\sigma$  ve  $\varepsilon$ 'un logaritmaları alınarak bulunur.  $\varepsilon_p = 1$  olduğundan log'un değeri K sabitine eşittir. Eğer iki yöndeki ( $\log \sigma$ ,  $\log \varepsilon$ ) logaritmik onluk grupla eşit uzaklıkta olursa, n sabiti de logaritmik çizimde eğime eşit olur.  $\sigma$  gerilmesi ile buna karşı gelen toplam şekil değiştirme sırasında çizilen grafik logaritmik bir eğridir. Küçük şekil değiştirmelerde bu eğri, elastik şekil değiştirmelere karşı gelen eğriye karşılık büyük şekil değiştirmelerde ise, n plastik şekil değiştirme doğrusuna yaklaşır. K ve n değerlerinin elde edilmesi aşağıdaki şekilden de rahatlıkla görülebilir.



Şekil 5.1 K ve n değerlerinin tespiti

$\sigma = K\epsilon_p^n$  ifadesinin logaritması alınır;

$\log \sigma = \log k + n \log \epsilon_p$  ve  $y = ax + b$  şeklinde bir doğru denklem ortaya çıkar. Buradan k ve n değerleri rahatlıkla tespit edilebilir.

Çekme numunesi elastik bölgenin üstüne ( $\epsilon_{\text{toplam}} = \epsilon_1$ ) yüklenir.  $\sigma_x$  gerilmesi lineer olarak hesaplanır. Böylece gerilme  $\sigma_{fl}$  aşağıda gösterilen şekilde verilmektedir. Burada başlangıç  $\sigma_{01}$  başlangıç gerilmesidir.

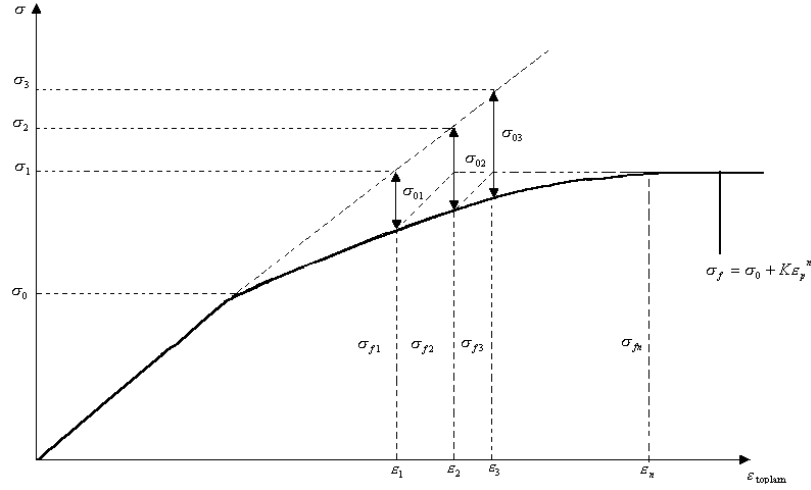
$$\sigma_{01} = \sigma_x - \sigma_{fl} = \sigma_1 - \sigma_{fl}$$

$\sigma_{01}$  kullanılarak gerilmedeki artış değeri bulunur.

$$\sigma_2 = \sigma_x + \sigma_{01} \quad (5.4)$$

Bu  $\epsilon_2$ 'ye karşılık gelir. En son denklemde  $\epsilon_2$ 'deki gerçek gerilme  $\epsilon_2$  arasındaki fark  $\sigma_{02}$  yi verir. Aşağıdaki analog iterasyon adımları noktanın elasto-plastik şekil değiştirme  $\epsilon_n$  ve gerilme  $\sigma_x$  olmasını sağlar.





Şekil 5.2 Çekme deneyi diyagramı

Bu çalışmada anizotropik malzemeler için uygun düşen akma kriteri Tsai-Hill Kuralına göre elde edilen gerilme değerlerinden eşdeğer gerilmeler elde edilir. Eşdeğer gerilme düzlemsel gerilme durumunda ise:

$$\sigma_e = \sigma_1^2 - \sigma_1\sigma_2 + \sigma_2^2 \frac{x^2}{y^2} + (\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2 + \tau_{23}^2) \frac{x^2}{S^2} = x^2 \quad (5.5)$$

Burada  $\sigma_1, \sigma_2$  ve  $\tau_{12}, \tau_{13}, \tau_{23}$  gerilme bileşenleridir. O halde başlangıç gerilmesi bir boyutlu durumda plastik bölge için

$$\sigma_0 = \sigma - \sigma_f \quad (5.6)$$

olur. Burada  $\sigma_f$  ( $\sigma, \sigma_{\text{toplaml}}$ ) diyagramı tek eksenli yüklenmiş çekme örneğinden elde edilir. Fakat başlangıç gerilmesi aşağıdaki gibi matematiksel olarak tanımlanır.

$$\{\sigma_0\} = \{\sigma_{ox}, \sigma_{oy}, \tau_{xyo}\}^T \quad (5.7)$$

Burada  $\{\sigma_0\}$  bileşenleri elastik olarak hesaplanan gerilmeyle orantılıdır. Denklem (5.8)'e göre ilgili eşdeğer gerilme değeri bir boyutlu durumda  $\{\sigma_0\}$ 'a eşittir.

$$\sigma_0 = \sigma_e \quad (5.8)$$

Başlangıç gerilmesine bağlı yükleme aşağıdaki gibidir.

$$\{F\}_{\sigma_0} = V[B]^T \{\sigma_0\} dV \quad (5.9)$$

İlk  $\{F\}_{\sigma_0}$  için hesaplanan ilk çözüm vektörü

$$\{\delta\}_1 = [K]^{-1} \{F\}_m \quad (5.10)$$

Burada  $\{F\} = \{F\} + \{F\}_{\sigma_0}$  ve deneme adımları  $\{\delta\}_i$ ,  $i = 1,2,3,\dots,n$  arasında bir farkın olmayacağı açıktır. Dolayısı ile deplasman vektörü;

$$\{\delta\}_1 = [K]^{-1} \{F\}_m \quad (5.11)$$

Son olarak  $\{\delta\}_n$  ' e karşılık gelen elasto-plastik bölgede gerilme;

$$\{\delta\}_n = [C][B]\{\delta\}_n \quad (5.12)$$

denklemindeki gibi hesaplanır.

Elasto-plastik bölgede artık gerilmeler belirli yakınsamanın elde edildiği iterasyon sonunda aşağıdaki gibi bulunur.

$$\{\sigma_{0i}\} = -\{\{\sigma\}_L - \{\sigma\}\} \quad (5.13)$$

Burada denemenin en sonunda lineer elastik gerilme de elde edilir ve  $\{\sigma\}_L$  bulunur.

## 6. SONLU ELEMANLAR METODU

Makine, uçak, inşaat gibi birçok mühendislik alanında uygulanan sonlu elemanlar metodu, özellikle makine mühendisliğinin çeşitli problemleri için son derece uygun çözümler sunar. Mühendisliğin bir çok dalında elastik sürekli ortamda gerilme ve deformasyon dağılımlarının çözümü aranır. Bu durumda sonlu elemanlar yöntemi çok kullanışlıdır.

Katı cismin değişik geometrili cisimlere uygulanabilmesi, sınır şartlarının kolaylıkla uygulanması, problemlere cevap verecek kadar esnek olması ve tam çözüme eleman sayısı arttıkça yaklaşabilmesi gibi çeşitli avantajlar nedeniyle çok tercih edilir [31].

Sonlu elemanlar modeli ile problem çözümü için aşağıdaki işlemler yapılmalıdır [31].;

- 1- Cisim sonlu sayıda elemanlara ayrılır.
- 2- Her eleman için rijitlik matrisi oluşturulur.
- 3- Sınır şartları belirlenir.
- 4- x ve y doğrultularında yer değiştirmelerin sıfır olduğu noktalar belirlenir.
- 5- Hangi düğüm noktalarında kuvvet olduğu belirlenir.
- 6- Sistemin rijitlik matrisi belirlenir.
- 7- Yer değiştirme  $[K]\{\delta\} = \{P\}$  denklemi yardımıyla bulunur. ( P: Cisme uygulanan dış kuvvet, K: Rijitlik matrisi,  $\delta$  : Yer değiştirme )
- 8- Her bir eleman için gerilmeler bulunur.
- 9- Eşlenik gerilmeler hesaplanır.
- 10- Akma kontrolü yapılır.
- 11- Plastik deformasyonun olduğu bölgelerde artık gerilmeler elde edilir.

Sonlu elemanlar analizi yönteminin en büyük özelliği, her bir elemanın ayrı ayrı formülize edilebilmesidir [31].

## 6.1 Sonlu Elemanlar Metodunda Dikkat Edilmesi Gereken Hususlar

Bu hususları maddeler halinde şöyle sıralanabilir.

1- Sonlu elemanlar metodunda yapının tipine göre çeşitli şekiller kullanılabilir (üçgen, dörtgen, yamuk v.b.). Problemin çözümünde eleman tipi önemlidir. Çünkü eleman tipi, yapılacak hatanın büyüklüğünde etkilidir.

2- Üçgen elemanlardan oluşmuş bir yapıda meydana gelebilecek üçgen elemanın boyutunun karesi ile doğru orantılı iken dörtgen elemanda küpüyle doğru orantılı olmaktadır. Yani dörtgen elemandaki hata, üçgen elemandaki hatadan daha azdır.

3- Seçilen elemanın tipinde düğüm sayısı önemlidir. Örneğin lineer bir üçgen elemanda yapılacak hata, kübik üçgen elemanda yapılacak hatadan çok daha fazladır.

4- Eleman sayısı arttıkça çözüme yaklaşım daha da artmaktadır. Bu sebeple ortamın eleman sayısı mümkün mertebe yüksek olmalıdır.

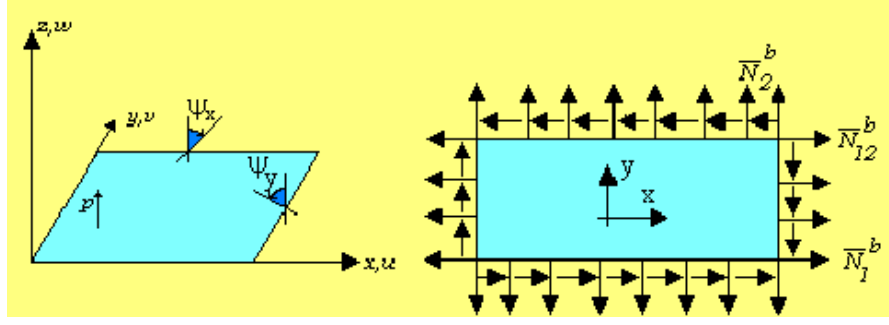
5- Elemanların sıklığı da önemlidir. Örneğin malzemenin bir kısmının incelenmesi önemli olabilir. Böyle bir durumda o bölgedeki elemanlar sıkı tutulup, diğer kısımlarda seyrekleştirilebilir [31].

## 6.2 Sonlu Elemanlar Yönteminin Plaka Analizinde Kullanılması

Kompozit bir plakanın davranışını analiz etmek için beş adet şekil değiştirme boyutu vardır. Bunlar  $u$ ,  $v$ ,  $w$ ,  $\psi_x(x,y)$  ve  $\psi_y(x,y)$  şeklindedir [31].

$$\begin{aligned} u(x,y,z) &= u_0(x,y) + z\psi_x(x,y) \\ v(x,y,z) &= v_0(x,y) + z\psi_y(x,y) \\ w(x,y,z) &= w(x,y) \end{aligned} \tag{6.1}$$

genel yükleme biçimi Şekil 6.3 deki gibidir.



Şekil 6.1 Tabakalanmış plakanın genel yükleme şekli

Ortotropik plakalar için asal malzeme eksenleri malzemenin doğal eksenleri ile çakışır.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}, \quad \begin{Bmatrix} \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{44} & Q_{45} \\ Q_{45} & Q_{55} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} \quad (6.2)$$

Burada  $Q_{ij}$  rijitlik dönüşümü; koordinat değişimleri mühendislik sabitleriyle ifade edilebilir. Şekil değiştirme boyutu denklem (6.2)'te belirtildiği gibidir [32].

Kirchhoff hipotezine göre; plakanın orta yüzeyindeki şekil değiştirmeler ve eğilmeler denklem (6.4) ile belirlenir.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} \frac{\partial \psi_x}{\partial x} \\ \frac{\partial \psi_y}{\partial y} \\ \frac{\partial \psi_x}{\partial y} + \frac{\partial \psi_y}{\partial x} \end{Bmatrix} \quad (6.3)$$

Bu denklemde kalınlık boyunca çapraz kayma şekil değiştirmeleri sabit kabul edilmiştir [32].

$$\begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial w}{\partial y} - \psi_y \\ \frac{\partial w}{\partial x} - \psi_x \end{Bmatrix} \quad (6.4)$$

Denklemden görüldüğü gibi şekil değiştirme eğilme ve dönmeler vektörelidir. Sonlu elemanlar yönteminde element denge denklemlerini oluşturmak için; toplam potansiyel enerji ( $\Pi$ ), dış kuvvet yoğunluk değeri ( $p$ ) ve düzlem kuvvetlerin  $\bar{Q}_n^b, \bar{Q}_s^b$  eşit olarak kabul edilir [32]. Düzlem etkileşimli eğilme ve kayma rijitlik matrisleri yardımıyla toplam potansiyel fonksiyonu şöyle yazılır.

$$\begin{aligned} \Pi = & \frac{1}{2} \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} [(\sigma_x \varepsilon_x + \sigma_y \varepsilon_y + \tau_{xy} \gamma_{xy}) dA] dz + \frac{1}{2} \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} [(\tau_{yz} \gamma_{yz} + \tau_{xz} \gamma_{xz}) dA] dz - \int w p dA \\ & - \int_{\partial R} (\bar{Q}_n^b u_n^0 + \bar{Q}_s^b u_s^0) ds \end{aligned} \quad (6.5)$$

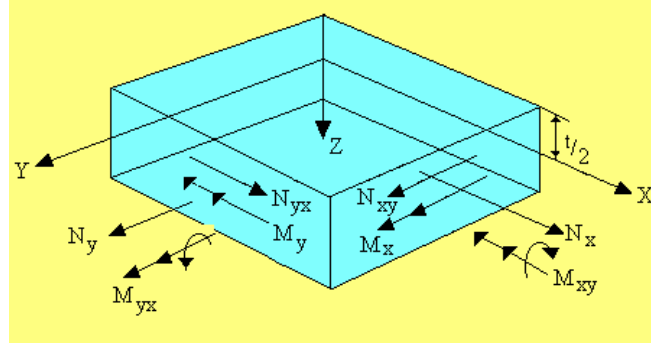
Burada,  $p$ : dış kuvvet yoğunluğu,  $dA = dx dy$  plaka alanı,  $\partial R$ : düzlem kuvvet sınırı.

Yukarıdaki toplam potansiyel enerji denkleminde  $u$  ve  $v$  yer değiştirmelerinin çeşitli değerleri karşılaştırılırken, dış kuvvetlerin etkisi altında meydana gelen çeşitli şekil değiştirmeler, sistemin toplam şekil değiştirmesini sıfır yapar. Yani sistemin denge konumundaki toplam potansiyel enerjisi maksimum veya minimum olur [31]. Dolayısıyla denge durumunda toplam potansiyel enerji değişimi;  $\Pi = 0$  olur.

İnce tabakaların birleştirilmesi ile oluşan tabakalı kompozit plakalar gelişmiş bir yapı örneğidir. Bu yeni yapıyı oluşturan her bir plaka, uygulanan yükü asal doğrultularda taşıdığı için, plakanın yük taşıma kapasitesi artmış olacaktır. Tüm ince plakaların her birinin rijitlik matrisi kullanılarak, genel bir rijitlik matrisi elde edilir [31].

Şekil değiştirmeler, plakanın kalınlığı boyunca malzeme özelliği nedeniyle sürekliliğini korur ve lineer davranış gösterir (Kirchhoff hipotezi). Fakat gerilmeler, plaka tabakaları farklı olduğundan kalınlık boyunca sürekli değildir. Yani lineer değildir [18]. Bundan dolayı tabakalı plakanın birim kesitindeki sonuç kuvvetleri,

moment ve kesme kuvvetleri aşağıdaki gibi gerilmelerin kalınlık boyunca integrasyonu ile bulunur.



Şekil 6.2 Düzlemsel laminat plakada yüklerin ve momentlerin tanımı.

$$\begin{Bmatrix} Q_x \\ Q_y \\ Q_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} dz = \sum_{k=1}^n \int_{-Z_{k-1}}^{Z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} dz \quad \text{ve} \quad \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} z dz = \sum_{k=1}^n \int_{-Z_{k-1}}^{Z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} z dz$$

$$\begin{Bmatrix} N_{xz} \\ N_{yz} \end{Bmatrix} = \int_{-\frac{t}{2}}^{+\frac{t}{2}} \begin{Bmatrix} \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \end{Bmatrix} dz \quad (6.6)$$

$Q_x$  : Tabakanın genişliği boyunca uygulanan çekme kuvveti

$M_x$  : Tabakanın her iki kesiti boyunca uygulanan moment

Plakadaki şekil değiştirme oranı çok küçük olduğu için toplam rijitlik matrisi sabit alınmıştır.

Rijitlik matrisi minimum potansiyel enerji kullanılarak bulunmuştur. Eğilme ve kayma rijitlik matrisleri :

$$[K_b] = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} [B_b]^T [D_b] [B_b] dA \quad (6.7)$$

$$[K_s] = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} [B_s]^T [D_s] [B_s] dA$$

$$[D_b] = \begin{bmatrix} A_{ij} & B_{ij} \\ B_{ij} & D_{ij} \end{bmatrix}, \quad [D_b] = \begin{bmatrix} k_1^2 A_{44} & 0 \\ 0 & k_2^2 A_{55} \end{bmatrix}$$

$$(A_{44}, B_{ij}, D_{ij}) = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} Q_{ij}(1, z, z^2) dz \quad (i, j = 1, 2, 6) \quad (6.8)$$

$$(A_{44}, A_{55}) = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} (Q_{44}, Q_{55}) dz$$

$D_b$  ve  $D_s$  sırasıyla malzemenin eğilme ve kayma kısımları,  $k_1^2$  ve  $k_2^2$  ise kayma düzeltme faktörü olup, dikdörtgen kesitli olduğundan;

$$k_1^2 = k_2^2 = \frac{5}{6} \text{ dir [32].}$$

Nümerik çözüm sırasında takviye açısına simetrik antisimetrik durumuna göre değişik kuvvetler kullanılmıştır. Bu tür çözümlerde hesaplanan gerilmeler ve gerçek gerilmeler çakışmalıdır.

Dengelenmemiş kuvvetler, yaklaşımı sağlamak ve artışları bulmak için şu ifadeden yararlanılır:

$$\{R\} = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} [B_b]^T [\sigma] dA = \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} [B_b]^T [\sigma_b] dA + \int_{-\frac{t}{2}}^{\frac{t}{2}} [B_s]^T [\sigma_s] dA \quad (6.9)$$

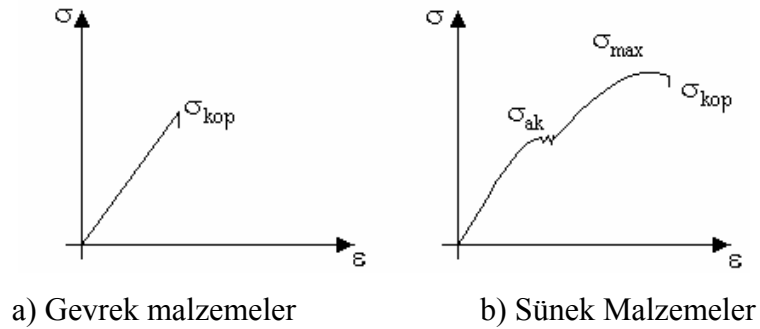
Ters yönde dış kuvvet uygulanırsa, sonuç kuvveti sıfır olur. Dolayısı ile elasto-plastik gerilmeler ile elastik gerilmeler arasındaki fark artık gerilmeleri verir.



## 7. ORTOTROPİK TAKVİYE İÇİN KIRILMA (AKMA) TEORİLERİ

Bir malzemenin gerilmesi ve bunun sonucu olarak akması veya kırılması ile ilgili deneysel neticeler genellikle tek eksenli gerilme durumlarını içeren çalışmalarla tespit edilirler. Fakat gerçek kullanma sahalarında malzemede bir üç eksenli gerilme durumunun veya en azından bir iki eksenli gerilme halinin mevcut olduğu görülür. Kırılma teorilerinde malzemenin ortotropik olmasından başka homojen bir yapıya sahip olması istenir. Eğer malzeme homojen değil ise bu malzeme hakkında yapılan deneylerle belirli bir neticeye ulaşmak mümkün değildir. Deney sonuçları belirli bir dar bölgede yoğunlaşmak yerine geniş bir bölgede yaygın bir dağılım gösterecek şekilde ortaya çıkar. Dağılımın böyle olmasında tabii ki imalat hatalarının, test tekniklerinin ve malzemedeki homojensizlikten kaynaklanan mikroskobik kırılmaların rolü büyüktür. Bu durum göz önüne alınarak kullanılan malzemelerin homojen bir yapıya sahip olmaları hususuna gerekli dikkat gösterilmelidir [33].

Kırılma teorilerinde esas olarak alınan gerilme cinsleri çeşitli malzemelerde farklıdır. Şöyle ki gevrek malzemeler bilindiği gibi akma olayına maruz kalmadan kırılırlar. Sünek malzemeler ise belirli bir lineer uzama bölgesinden sonra bir akma noktasına ve daha sonra plastik şekil değiştirme bölgesine ve nihayetinde bir kopma noktasına (gerilme değerine) ulaşırlar. Farklı olan bu malzemelerden gevrekler için kırılma, sünekler için ise akma noktası, kırılma (akma) olaylarının izahında kullanılan ana gerilme değerlerini teşkil ederler [33].



Şekil 7.1 Gerilme-şekil değiştirme diyagramı

Kırılma veya akma, malzemelerin kendilerine has özelliklerinden dolayı, gerilme olayından çok daha karmaşık bir olaydır. Bu karmaşık olayların açıklanması farklı kırılma (akma) teorilerinin ortaya atılmasına sebep olmuştur. Ortaya konan ve daha sonra değişmelere uğrayan bu teoriler kırılma ve akma olaylarını tam olarak açıklayamamaktadır. Fakat buna rağmen bazı teorilerin bazı şartlarda bazı malzemelerde gerçeğe yakın değerler verdiği görülmektedir. Bu teoriler farklı malzemelerin yapılması ve teknolojinin ilerlemesi ile tekrar tekrar gözden geçirilmekte, daha gelişmiş teoriler kullanılmaktadır. Kompozit malzemeler kasık akma (kırılma) teorilerine uymamalarına rağmen, teorilerin bir bütün olarak ele alınması bu konuya bir açıklılık getirecektir [33].

## 7.1 Genel Akma Teorileri

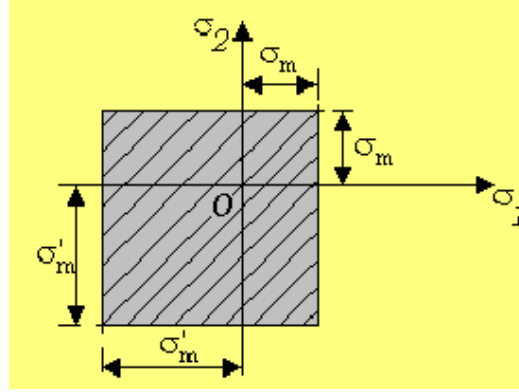
Genel akma teorileri,

- 1- Maksimum gerilme teorisi
- 2- Maksimum kayma gerilme teorisi
- 3- Coulomb kayma gerilme teorisi
- 4- Mohor genel kayma gerilme teorisi
- 5- Maksimum şekil değiştirme teorisi
- 6- Genel şekil değiştirme teorisi
- 7- Toplam şekil değiştirme enerjisi teorisi
- 8- Biçim değiştirme enerjisi teorisi

şeklinde sıralanabilir [33].

### 7.1.1 Maksimum Gerilme Teorisi

Bu teoriye göre malzemenin tehlikeli duruma geçmesinde esas rol en büyük normal gerilme olan  $\sigma_1$  dendir. Diğer bir deyişle, malzeme tek eksenli gerilme halinde sınır değer olan  $\sigma_m$  gerilme değerine çok eksenli gerilme durumunda herhangi bir eksenle ulaştığında malzeme kopar veya akar. Netice üzerinde  $\sigma_2$  ve  $\sigma_3$  gibi 2 ve 3 eksenleri yönündeki  $\sigma_1$  den küçük olan diğer gerilmelerin rolü yoktur [33].

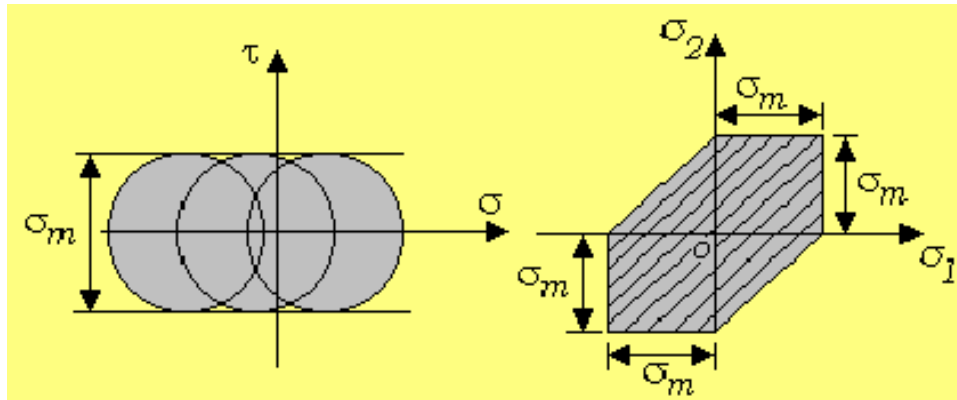


Şekil 7.2 Maksimum Gerilme Teorisi

### 7.1.2 Maksimum Kayma Gerilmesi Teorisi (Tresca Teoremi)

Uygulama alanı oldukça yaygın olmakla birlikte oldukça basit olan bu teori malzemenin tehlikeli duruma geçmesinde (akma veya kırılmasında) esas rolün en büyük kayma gerilmesine ait olduğunu ifade etmektedir. Diğer bir ifade ile  $\sigma_1 > \sigma_2 > \sigma_3$  gerilmeleri ile yüklü olan malzemede en büyük gerilme ile en küçük gerilmenin farkı kayma gerilmesinin iki katını vermektedir ve malzemenin tek eksenli gerilme halindeki kayma gerilmesi değerinin iki katı bir  $\sigma_m$  değerine ulaştığında malzeme akmakta veya kopmaktadır [33].

$$\sigma_1 - \sigma_3 = \sigma_m \text{ veya } \sigma_1 - \sigma_3 = 2\tau_m \quad (7.1)$$



Şekil 7.3 Maksimum Kayma Gerilmesi Teorisi

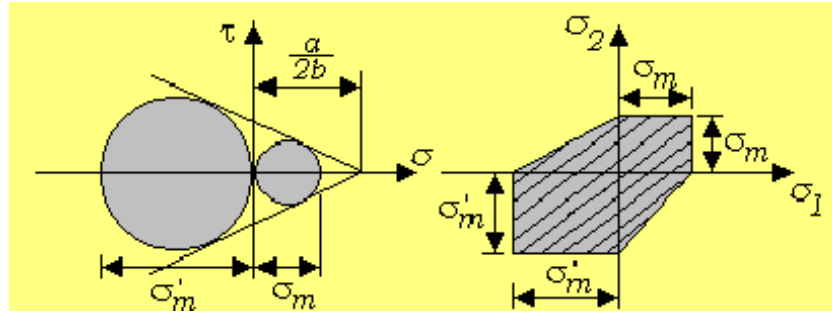
Bu teori kayma gerilmelerinin çekme gerilmelerinden daha düşük olduğunu varsaymaktadır. Bu da, özellikle sünek malzemelerle ilgilidir [16].

### 7.1.3 Coulomb Kayma Gerilmesi Teorisi

Bu teori, maksimum kayma gerilmesi teorisinin eksik taraflarını tamamlayan, onun biraz daha genişletilmiş şeklidir. Bu teoride, malzemenin akma veya kırılma mukavemetinin bulunmasında, yine esas olarak kayma gerilmesi alınmakla birlikte ilave olarak kayma gerilmesinin etki ettiği yüzeydeki normal gerilmenin de, iç sürtünme sebebi ile bir rolünün olacağı düşünülmektedir. Bu teoriye göre maksimum kayma gerilmesinin iki katı olan  $\sigma_1 - \sigma_3$  gerilme farkları sabit olmayıp  $\sigma_1 + \sigma_3$  gerilme toplamalarının lineer bir toplamıdır.

$$\sigma_1 - \sigma_3 = a + b(\sigma_1 + \sigma_3) \quad (7.2)$$

Yukarıdaki denklemde  $a$  cismin kohezyonu ile ilgili bir sabit,  $b$  ise iç sürtünmeyi karakterize eden boyutsuz bir çarpandır. Malzemelerde birbirinden farklı olan  $(\sigma_m)$  çekme ve  $(\sigma'_m)$  basma gerilmeleri cinsinden hesaplanmaları mümkündür.



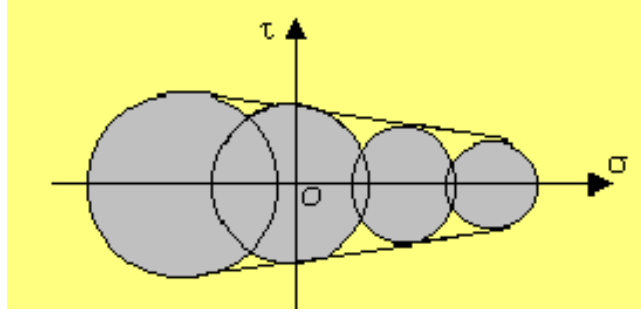
Şekil 7.4 Coulomb Kayma Gerilmesi Teorisi

### 7.1.4 Mohr Genel Kayma Gerilmesi Teorisi

Coulomb kayma gerilmesi teorisi Maksimum Kayma gerilmesinin geliştirilmiş hali olmasına rağmen gevrek cisimler için pek uygun değildir. Bu noktadan hareketle Mohr genel kayma gerilmesi teorisi açıklanmıştır. Bu teoriye göre, en büyük kayma gerilmesi, üzerine etki eden normal gerilmeye bağlıdır. Fakat coulomb teorisinde olduğu gibi lineer değildir.

$$\sigma_1 - \sigma_3 = F(\sigma_1 + \sigma_3) \quad (7.3)$$

F fonksiyonu her malzeme için deneylerle tayin edilir [33].



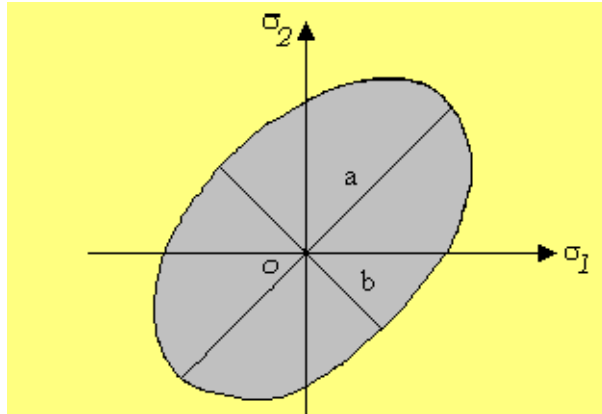
Şekil 7.5 Mohr Genel Kayma Gerilmesi Teorisi

### 7.1.5 Maksimum Şekil Değişirme Teorisi

Bu gün için tarihi önemi olan bu teori, üç eksenli zorlamada tehlikeli halin en büyük şekil değiştirmenin, bir eksenlideki şekil değiştirmeye eşit olduğu zaman meydana geleceğini kabul eder.

$$\varepsilon_1 = \frac{\sigma_m}{E} = \frac{1}{E}(\sigma_1 - \nu(\sigma_2 + \sigma_3)) \quad (7.4)$$

Bu teori, hidrostatik basınç halini izah edemediği gibi, iki eksenli gerilme halinde de, malzemenin tek eksenlide daha büyük bir mukavemet getireceği gibi, gerçeğe uymayan sonuçlar verir. Bu sebepten bu teorinin bu gün için pratik bir değeri yoktur [33].



Şekil 7.6 Maksimum Şekil Değişirme Teorisi

### 7.1.6 Genel Şekil Değişirme Teoremi

Bu teoride, şekil değiştirmelerin vektörel toplamlarının şiddeti olan  $\varepsilon_d$  değeri esas alınır.

$$\varepsilon_d = \sqrt{\varepsilon_1^2 + \varepsilon_2^2 + \varepsilon_3^2} \quad (7.5)$$

Eğer bu değer, tek eksenlideki karşıtına eşit olursa, iki hali, birbiri ile mukayese etmek kabildir.

Teorinin asal gerilmelerle ifade edilen şekli:

$$\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 - \frac{2\nu(2-\nu)}{1+2\nu^2}(\sigma_1\sigma_2 + \sigma_1\sigma_3 + \sigma_2\sigma_3) = \sigma_m^2 \quad (7.6)$$

dir. Düzlem hali için  $\sigma_3 = 0$  olacağından;

$$\sigma_1^2 + \sigma_2^2 - \frac{2\nu(2-\nu)}{1+2\nu^2}\sigma_1\sigma_2 = \sigma_m^2 \quad (7.7)$$

denklemleri elde edilir. Bu denklem bir elipsi ifade eder. Genel şekil değiştirme teorisi, orta büyüklükteki gerilmenin rolünü hesaba katmaktadır. Yalnız, hidrostatik basınç deneyini sağlamaz, bununla birlikte plastiklik özelliği fazla olan cisimlerde iki eksenli şekil değiştirmeler için tatmin edici sonuçlar verir [33].

### 7.1.7 Toplam Şekil Değişirme Enerjisi Teorisi

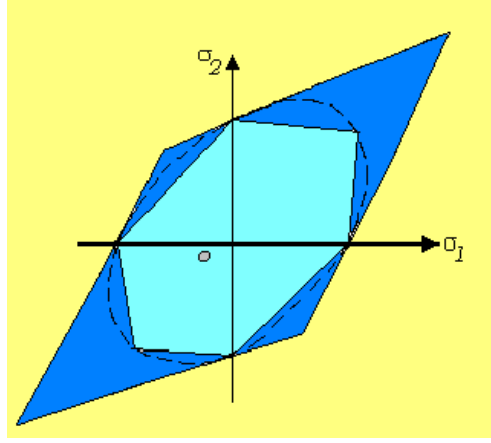
Bu teori,  $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$  ile verilen asal gerilmeleri ihtiva eden üç eksenli haldeki şekil değiştirme enerjileri toplamının, tek eksenli  $\sigma_m$  kritik gerilmesine maruz haldeki şekil değiştirme enerjisine eşitliği prensibine dayanmaktadır.

$$U_i = \frac{1}{2E}[\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 - 2\nu(\sigma_1\sigma_2 + \sigma_1\sigma_3 + \sigma_2\sigma_3)] = \frac{1}{2E}\sigma_m^2 \quad (7.8)$$

Enerji denklemlerinin eşitliğinden (7.8) denklemi yazılabilir. Bu denklem üç eksenli uzayda bir elipsoid yüzeyini tanımlar, iki eksenli hal için elips denklemi ile ifade edilir.

$$\sigma_1^2 + \sigma_2^2 - 2\nu\sigma_1\sigma_2 = \sigma_m^2 \quad (7.9)$$

Malzemelerin sınırsız hidrostatik basınca dayanmasında, elipsoid yüzeyinin açık olması gerekir. Halbuki burada elipsoid yüzeyinin kapalı olması sebebi ile bu teori ancak bazı özel hallerde gevrek malzemeler için kullanılabilir [33].



Şekil 7.7 Çeşitli teorilerin karşılaştırılması

### 7.1.8 Biçim Değiştirme Enerjisi Teorisi

Hidrostatik basınç deneyinde mukavemetin sınırsız oluşu tehlikeli durumun doğuşunda hacim değiştirmenin bir rolü olmadığını açıkça göstermektedir. O halde enerji esasına dayanan teori cismin geometrisini değiştirmeye sarf edilen kısmını yani biçim değiştirme enerjisini hesaplamada esas almamızı gerektirir.

$$U_g = \frac{1}{6G} [\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 - (\sigma_1\sigma_2 + \sigma_2\sigma_3 + \sigma_1\sigma_3)] = \frac{1}{6G} \sigma_m^2 \quad (7.10)$$

$$\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 - (\sigma_1\sigma_2 + \sigma_2\sigma_3 + \sigma_1\sigma_3) = \sigma_m^2 \quad (7.11)$$

denklemleri yazılabilir.

Bu denklem her iki tarafı açık olan bir silindir yüzeyini tarif eder ve genellikle uzaması fazla olan malzemeler için iyi neticeler verir. Hidrostatik basınçta olduğu gibi hidrostatik çekme için sınır tanımayan bu teori, iki enerji hipotezi birleştirilerek ortadan kaldırılmıştır. Eğer, ortalama gerilme  $\frac{1}{3}(\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3) < 0$  şeklinde basınç hali mevcut ise, Biçim Değişirme Enerjisi Teorisi,  $\frac{1}{3}(\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3) > 0$  şeklinde çekme hali mevcut ise, Toplam Şekil Değişirme Enerjisi Teorisi uygun neticeler verecektir [33].

## 7.2 Kompozit Malzemeler İçin Özel Kırılma Teorileri

### 7.2.1 Maksimum Gerilme Teorisi

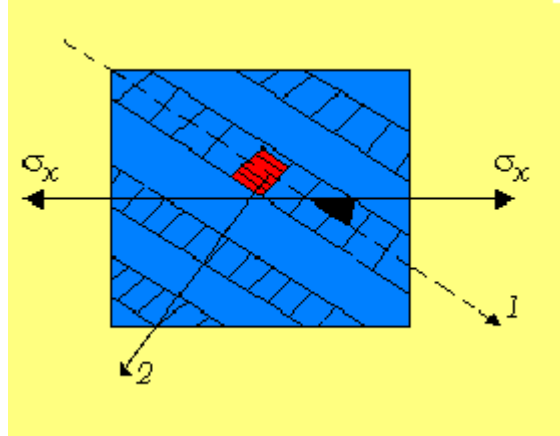
Takviye eksenlerindeki gerilmeler o eksenlere ait olan akma gerilmelerinden karşılıklı olarak küçük olduğu takdirde bu ortotropik malzeme üzerine uygulanan gerilmeleri taşıyabilir. Aksi takdirde malzeme üzerine uygulanan gerilmeler takviye istikametlerindeki akma (kırılma) gerilmelerinden herhangi birini geçecek şekilde bileşke verdiklerinde malzemede akma ve kırılma başlar.

$$\left. \begin{array}{l} \sigma_1 < x_c \\ \sigma_2 < y_c \\ |\tau_{12}| < S \end{array} \right\} \text{Çekme}$$

$$\left. \begin{array}{l} \sigma_1 < x_b \\ \sigma_2 < y_b \end{array} \right\} \text{Basma}$$

Çekme ve basma halinde  $\tau_{12}$  kayma akma gerilmesinin işaretinin herhangi bir rolü yoktur. Burada 1 ve 2 eksenleri malzemenin takviye durumuna bağlı olarak asal takviye eksenlerini,  $x_c$  ve  $y_c$  çeşitli gerilmelere karşı bu eksenlerde meydana gelen çekme gerilmelerini,  $x_b$  ve  $y_b$  de bu eksenlerdeki basma gerilmelerini göstermektedirler.





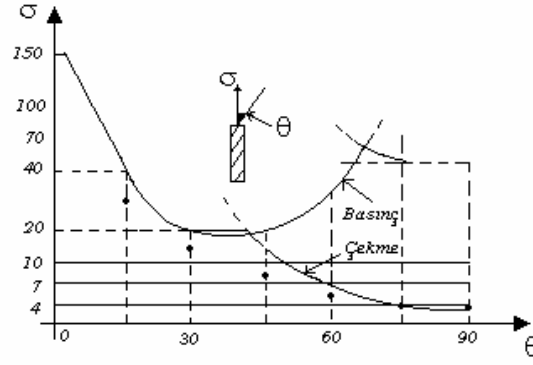
**Şekil 7.8 Maksimum Gerilme Teorisi**

Maksimum gerilme teorisinin tatbikatlarında, cisimlerdeki gerilmeler asal eksenlere (takviye ekseni ve buna dik olan transvörs eksene) transform edilmelidir. 1 ve 2 doğrultularında  $\sigma_x$  gerilmesinden dolayı meydana gelen gerilmeler bilinmektedir.

$$\begin{aligned}
 \sigma_1 &= \sigma_x \cos^2\theta \\
 \sigma_2 &= \sigma_x \sin^2\theta \\
 \tau_{12} &= \sigma_x \sin\theta\cos\theta
 \end{aligned}
 \tag{7.12}$$

$$\begin{aligned}
 \sigma_x &< \frac{x}{\cos^2\theta} \\
 \sigma_x &< \frac{y}{\sin^2\theta} \\
 \sigma_x &< \frac{S}{\sin\theta\cos\theta}
 \end{aligned}
 \tag{10.13}$$

Bu teoriye ait çözümlerde yukarıdaki denklemlere bağlı olarak üç ayrı eğri elde edilir. Bu duruma Şekil 7.9 da gösterilmiştir. Bu eğrilerin en düşük olan noktaları birleştirildiğinde uygulamada geçerli olan değerler elde edilir. Fakat teorik olarak elde edilen bu eğri deneysel yollarla tam olarak elde edilememektedir [33].



Şekil 7.9 Maksimum Gerilme Teorisi Eğrileri

### 7.2.2 Maksimum Şekil Değişirme Teorisi

Bu teori maksimum gerilme teorisine oldukça benzer. Sadece bu teoride sınır değerler olarak şekil değiştirme değerleri alınır. Malzemenin akma (kırılma) durumu bu denklemlerle elde edilir.

$$\left. \begin{array}{l} \varepsilon_1 < \varepsilon_{x_\zeta} \\ \varepsilon_2 < \varepsilon_{y_\zeta} \\ \varepsilon_3 < \varepsilon_s \end{array} \right\} \text{Çekme}$$

$$\left. \begin{array}{l} \varepsilon_1 < \varepsilon_{x_b} \\ \varepsilon_2 < \varepsilon_{y_b} \end{array} \right\} \text{Basma}$$

$\varepsilon_{x_\zeta}$  ( $\varepsilon_{x_b}$ ): Çekme ve basma için 1 eksenini doğrultusunda maksimum şekil değiştirme.

$\varepsilon_{y_\zeta}$  ( $\varepsilon_{y_b}$ ): Çekme ve basma halinde 2 eksenini doğrultusunda maksimum şekil değiştirme.

$\varepsilon_s$ : 1-2 düzleminde maksimum kayma şekil değiştirmesi değerleri aşıldığında malzemede akma (kırılma) meydana gelir.

Maksimum gerilme teorisinde olduğu gibi maksimum şekil değiştirme teorisinde de kayma gerilmesinin işareti herhangi bir önem teşkil etmez. Şekil 7.8 deki gibi bir gerilme hali için daha önceki bölümlerde belirtilen  $[T]$  transform matrisi göz önüne alınır;

$$\begin{aligned}\sigma_1 &= \sigma_x \cos^2\theta \\ \sigma_2 &= \sigma_x \sin^2\theta \\ \tau_{12} &= \sigma_x \sin\theta \cos\theta\end{aligned}$$

tek eksenli gerilmeler için (7.12) yazılabilir. Burada maksimum gerilme teorisinden farklı olarak gerilmeler yerine şekil değiştirmeler rol oynayacağına göre;

$$\begin{aligned}\varepsilon_1 &= \frac{1}{E_1}(\sigma_1 - \nu_{12}\sigma_2) \\ \varepsilon_2 &= \frac{1}{E_2}(\sigma_2 - \nu_{21}\sigma_1) \\ \gamma_{12} &= \frac{\tau_{12}}{G_{12}}\end{aligned}\tag{7.14}$$

denklemleri yazılabilir. Şekil değiştirme denklemlerinde gerilme değerleri yerine konulacak olursa, (7.15) denklemleri elde edilir.

$$\begin{aligned}\varepsilon_1 &= \frac{1}{E_1}(\cos^2\theta - \nu_{12}\sin^2\theta)\sigma_x \\ \varepsilon_2 &= \frac{1}{E_2}(\sin^2\theta - \nu_{21}\cos^2\theta)\sigma_x \\ \gamma_{12} &= -\frac{1}{G_{12}}\sin\theta.\cos\theta\sigma_x\end{aligned}\tag{7.15}$$

Asal doğrultulardaki şekil değiştirmeler, kritik şekil değiştirme değerlerine ulaştığında kompozit malzeme akar (kopar).

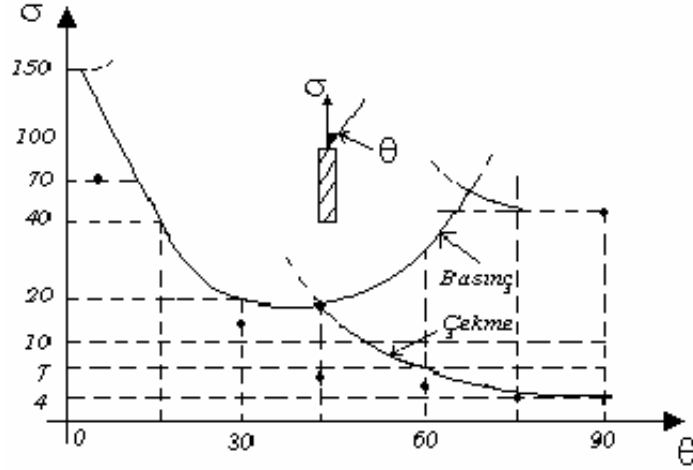
$$\varepsilon_{x_\zeta} = \frac{x_\zeta}{E_1} \quad \varepsilon_{y_\zeta} = \frac{y_\zeta}{E_2} \quad \varepsilon_s = \frac{S}{G_{12}}\tag{10.16}$$

$$\varepsilon_{x_b} = \frac{x_b}{E_1} \quad \varepsilon_{y_b} = \frac{y_b}{E_2}$$

$$\sigma_x < \frac{x}{\cos^2 \theta - \nu_{12} \sin^2 \theta}$$

$$\sigma_x < \frac{y}{\sin^2 \theta - \nu_{12} \cos^2 \theta} \quad (7.17)$$

$$\sigma_x < \frac{S}{\sin \theta \cos \theta}$$



Şekil 7.10 Maksimum Şekil Değişirme Teorisi eğrileri

Maksimum şekil değişirme teorisinde (7.17) denklemleri ile maksimum gerilme teorisindeki (7.13) denklemleri incelendiğinde aralarındaki farkın sadece  $\nu$  poisson oranının denklemlere dahil edilmiş olduğu görülür [33].

### 7.2.3 Tsai Hill Teorisi

Tsai ve Hill anizotropik malzemeler için aşağıda görülen akma teorisini ileri sürdüler.

$$(G + H)\sigma_1^2 + (F + H)\sigma_2^2 + (F + G)\sigma_3^2 - 2H\sigma_1\sigma_2 - 2G\sigma_1\sigma_3 - 2F\sigma_2\sigma_3 + 2L\tau_{23}^2 + 2M\tau_{13}^2 + 2N\tau_{12}^2 = 1 \quad (7.18)$$

Bu teori Von Mises izotropik akma teorisinin anizotropik malzemelere tatbik edilmiş hali olarak düşünülebilir. Tabakaya sadece  $\tau_{12}$  kayma gerilmesinin etkisi var ise,

$$2N = \frac{1}{S^2} \quad (7.19)$$

olur.

Aynı zamanda tabaka üzerine sadece  $\sigma_1$  etki ediyor ise bu durumda;

$$G+H = \frac{1}{x^2} \quad (7.20)$$

yazılabilir. Tabaka üzerine sadece  $\sigma_2$  etki ediyor ise;

$$F+H = \frac{1}{Y^2} \quad (7.21)$$

Benzer olarak tabakaya sadece  $\sigma_3$  etki ediyorsa ve 3 doğrultusundaki akma gerilmesi Z ile gösterilirse;

$$F+G = \frac{1}{Z^2} \quad (7.22)$$

eşitlikleri yazılabilir.

(7.20), (7.21) ve (7.22) eşitlikleri birleştirilirse.

$$\begin{aligned} 2H &= \frac{1}{X^2} + \frac{1}{Y^2} - \frac{1}{Z^2} \\ 2G &= \frac{1}{X^2} + \frac{1}{Z^2} - \frac{1}{Y^2} \\ 2F &= \frac{1}{Y^2} + \frac{1}{Z^2} - \frac{1}{X^2} \end{aligned} \quad (7.23)$$

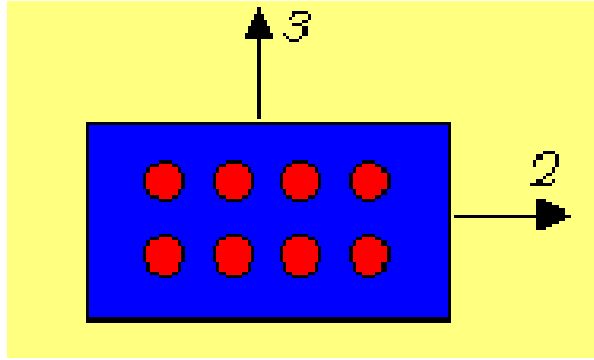
denklemler elde edilir. Bu denklem sisteminin çözümü neticesinde H,G ve F bulunur. 1 doğrultusunda takviye edilmiş düzlem gerilme için  $\sigma_3 = \tau_{13} = \tau_{23} = 0$  dır. Buna ilaveten, Şekil 7.11 deki gibi bir takviyede geometrik simetriklikten dolayı  $Y=Z$  yazılabilir. Bu takdirde kırılma kriteri:

$$\frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} - \frac{\tau_{12}^2}{S^2} = 1 \quad (7.24)$$

şeklinde ifade edilebilir. Bu denklem takımı bir kırılma zarfını açıklar. Sonuç olarak, tabaka kırılması  $\sigma_1, \sigma_2$  ve  $\sigma_{12}$ ' nin hepsi kırılma zarfı içinde olmadıkça gerçekleşmez çoğu kompozit malzemeler için (7.24) eşitliğinde 2. terim 0'a yaklaşır ve basitleştirilmiş eşitlik ise;

$$\frac{\sigma_1^2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} - \frac{\tau_{12}^2}{S^2} = 1 \quad (7.25)$$

halini alır [16].



Şekil 7.11 Tsai Hill Teorisi

Takviye eksenini ile  $\theta$  yapacak şekilde bir yükleme halinde, gerilmelerin, malzemenin asal eksenlerine indirgenmesi için dönüşüm denklemleri kullanılabilir.

$$\begin{aligned} \sigma_1 &= \sigma_x \cos^2 \theta \\ \sigma_2 &= \sigma_x \sin^2 \theta \\ \tau_{12} &= -\sigma_x \sin \theta \cos \theta \end{aligned}$$

(7.24) denkleminde  $\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12}$  değerleri yerlerine konulduğunda kırılma dayanımını hesaplayabilmek için:

$$\frac{\cos^4 \theta}{X^2} + \left( \frac{1}{S^2} - \frac{1}{X^2} \right) \cos^2 \theta \sin^2 \theta + \frac{\sin^4 \theta}{Y^2} = \frac{1}{\sigma_x^2} \quad (7.26)$$

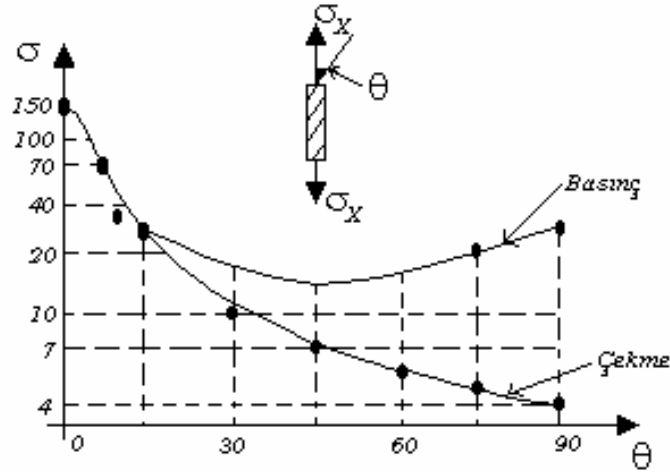
denklemini elde edilir.

(7.26) denklemini yeniden düzenlenirse;

$$\sigma_x = \left[ \frac{\cos^4 \theta}{X^2} + \left( \frac{1}{S^2} - \frac{1}{X^2} \right) \cos^2 \theta \sin^2 \theta + \frac{\sin^4 \theta}{Y^2} \right]^{-\frac{1}{2}} \quad (7.27)$$

elde edilir.

Bu kriter kompozit malzemelerin kırılmasını izah etmek için yalnız başına yeterlidir [33].



Şekil 7.12 Tsai Hill Teorisi eğrileri

#### 7.2.4 Tsai – Wu Tensör Teorisi

Bu teori anizotropik malzemeler için aşağıdaki formülü akma olarak verilmiştir.

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j = 1 \quad (i, j = 1, \dots, 6) \quad (7.28)$$

iki eksenli gerilme için bu denklem :

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_6\sigma_6 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_6^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 = 1 \quad (7.29)$$

Tek eksenli gerilme halinde ise  $X_t$  çekme mukavemeti,  $X_c$  basma mukavemeti olmak üzere formül (7.29) kısaca;

$$F_1 X_t + F_{11} X_t^2 = 1 \quad (7.29)$$

$$F_1 X_c + F_{11} X_c^2 = 1 \quad (7.30)$$

şeklinde yazılabilir.

Burada  $F_i$  tansörü ile ifade edilen katsayılar malzemenin çekme ve mukavemet değerlerine bağlı olarak;

$$F_1 = \frac{1}{X_t} + \frac{1}{X_c}, \quad F_{11} = -\frac{1}{X_t X_c}, \quad F_2 = \frac{1}{Y_t} + \frac{1}{Y_c}, \quad F_{22} = -\frac{1}{Y_t Y_c}$$

$$F_6 = 0, \quad F_{66} = \frac{1}{S^2} \quad (7.31)$$

şeklinde ifade edilebilirler.

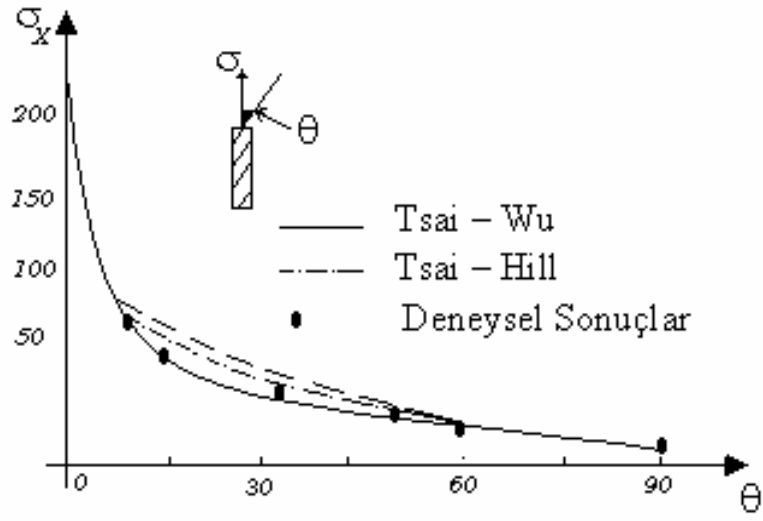
$\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma$  iken iki eksenli gerilme hali için (7.29) denklemi yeniden düzenlenerek;

$$(F_1 + F_2)\sigma + (F_{11} + F_{22} + 2F_{12})\sigma^2 = 1 \quad (7.32)$$

denklemi elde edilir. Burada daha önceden belirlenmemiş olan  $F_{12}$  elemanı ise aşağıda görüldüğü gibidir [33].

$$F_{12} = \frac{1}{2\sigma^2} \left[ 1 - \left( \frac{1}{X_t} + \frac{1}{X_c} + \frac{1}{Y_t} + \frac{1}{Y_c} \right) \sigma + \left( \frac{1}{X_t X_c} + \frac{1}{Y_t Y_c} \right) \sigma^2 \right] \quad (7.33)$$





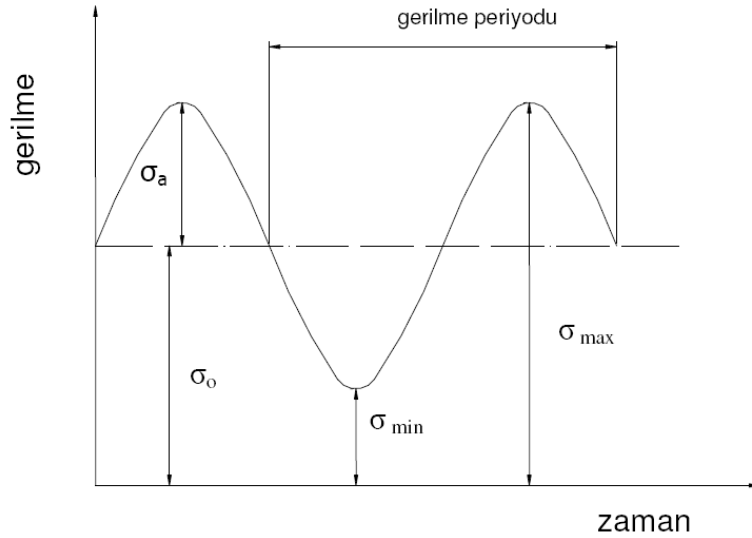
Şekil 7.13 Tsai – Wu Tensör Teorisi eğrileri

## 8. KOMPOZİT MALZEMELERİN YORULMA DAVRANIŞLARI

Uygulamada pek çok sistem elemanı akma sınırının altında gerilmelere maruz kalırlar. Buna rağmen tekrarlı gerilmeler akma sınırının altında olsa dahi zamanla parçalarda kırılma meydana gelir veya kullanılmaz hale gelecek şekilde hasarlar oluşur. Uygulanan gerilme akma sınırının üzerinde ise kısa ömürlü yorulma, akma sınırının altında ise uzun ömürlü yorulma olarak adlandırılır [2].

### 8.1 Yorulma İle İlgili Temel Kavramlar

Malzemelerin yorulma davranışlarını belirleyebilmek için burulma, eğilme, çekme, basma vb. tekrarlı gerilmeler uygulanarak testler gerçekleştirilir. Bu testlerde uygulanan temel gerilme değişkenleri Şekil 8.1’de gösterilmiştir. [2].



Şekil 8.1 Temel gerilme değişkenleri [2].

$\sigma_0$  = Ortalama gerilme

$$\sigma_0 = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2} \quad (8.1)$$

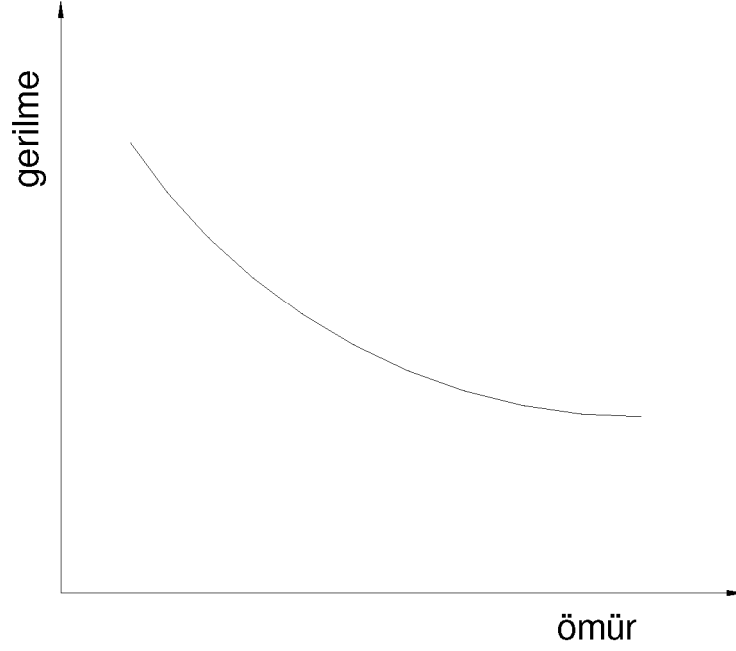
$\sigma_a$  = Gerilme genliği

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2} \quad (8.2)$$

R = Gerilme oranı

$$R = \sigma_{\min} / \sigma_{\max}$$

Yorulma testleri sonucunda yorulma grafikleri (Wöhler diyagramı) elde edilir.

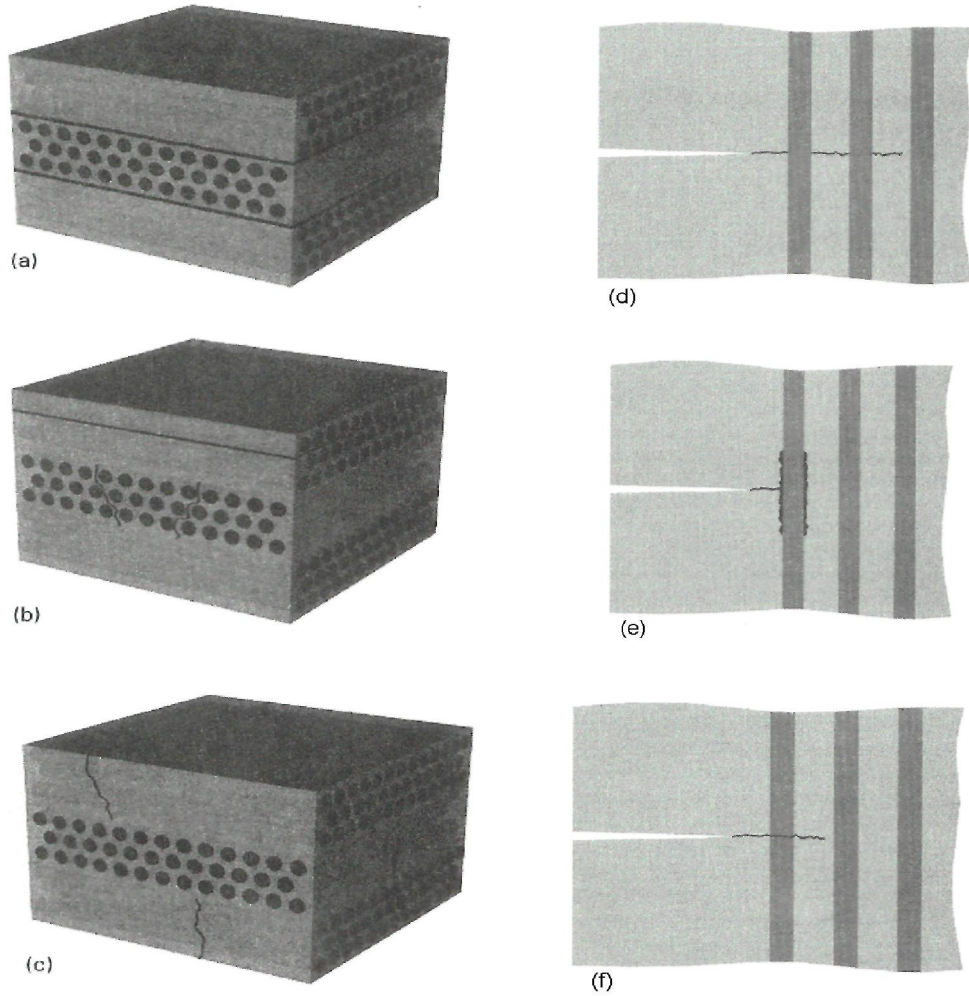


**Şekil 8.2** Tipik gerilme-ömür (S-N) eğrisi [2].

Yorulma grafiklerinde iki önemli parametre tanımlanır. Yorulma ömrü; Belirli bir tekrarlı yük etkileyen malzemenin kırılmasına kadar geçen çevrim sayısına yorulma ömrü denir. Yorulma dayanımı; Belirli bir çevrim sayısı sonra malzemenin kırılmasına neden olan gerilme değerine de yorulma dayanımı denir [2].

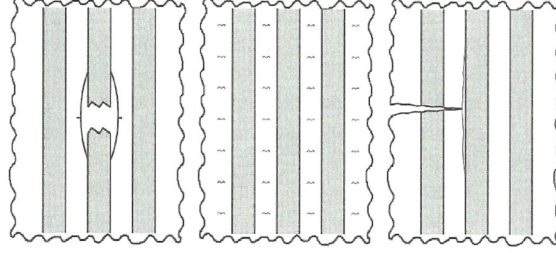
## 8.2 Fiber Takviyeli Kompozitlerin Yorulma Davranışları

Metallerin yorulması ile ilgili yüz yılı aşkın süredir araştırmalar yapılmaktadır. Bu araştırmalar neticesinde bir çok tasarım verileri elde edilmiştir. Kompozit malzemeler metallerden farklı olarak homojen değildirler ve ortotropik özelliğe sahiptirler yani özellikleri yöne bağlı olarak değişir. Bu nedenle yorulma hasar mekanizması çok kompleks bir yapıya sahiptir. Yorulma hasarı takviye elemanı çeşidine ( glass fiber, karbon fiber vb. ) tabaka yapısına ( tek yönlü, çok yönlü), uygulanan yüke göre değişiklik göstermektedir. Kompozit malzemelerde görülen tipik kırılma modları Şekil 8.3'de gösterilmiştir. [2].



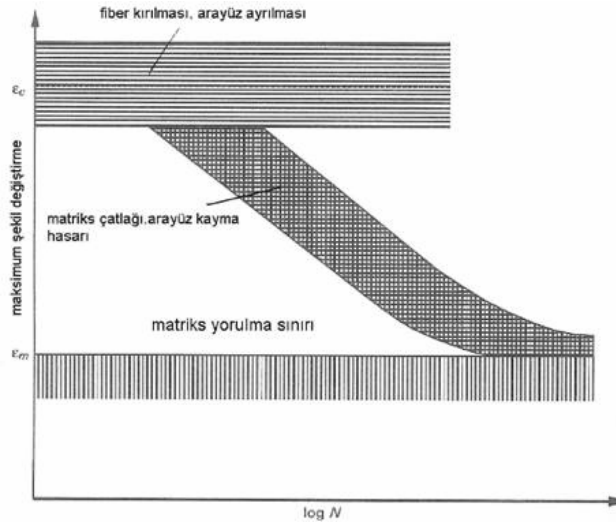
**Şekil 8.3** Tipik kırılma modları (a) interlaminar kırılma (b) intralaminar kırılma (c) transalaminar kırılma (d) matriks çatlağı (e) fiber-matriks ayrılması (f) fiber kırılması [34].

Yorulma hasar mekanizmasını anlamak için Gduotos, Pilakoutas ve Rodopoulos yaptığı kabulle ilk önce en temel yapı olan tek yönlü tabakalı kompoziti ele alalım. Kompozit fiber yönünde çekme yüküne maruz kalsın. (Şekil 8.4) Yerel gerilme değeri en zayıf fiberin kopma mukavemetini aşıyor ise fiber kırılması meydana gelir. Kırılan fiberin uç kısmı bölgesinde fiber- matriks ara yüzünde kayma gerilme yığılması oluşur. [2].



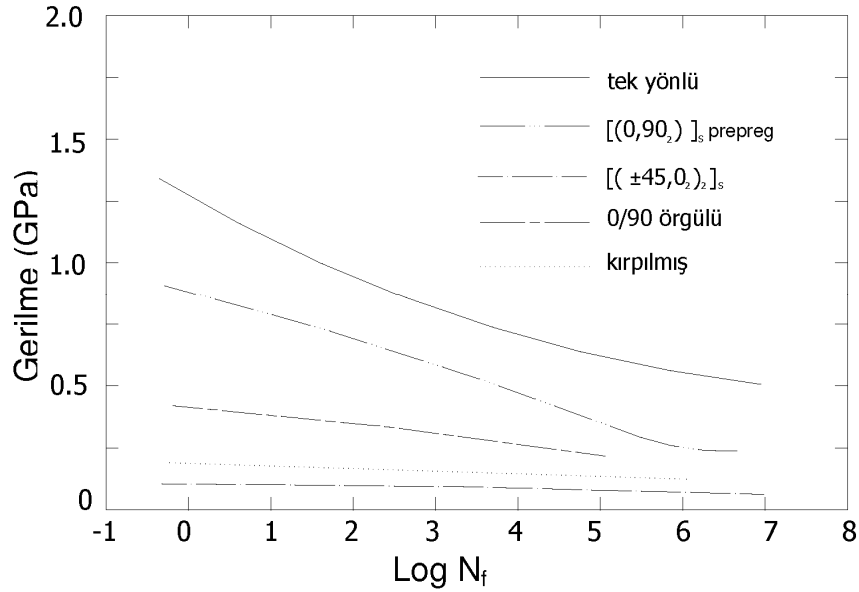
**Şekil 8.4** Tek yönlü kompozitlerin yorulma hasar mekanizması [34].

Ara yüzey, fiber doğrultusundaki çekme gerilmesi için gerilme yığılması gibi hareket eder ve matriksin kırılma mukavemetini geçer ve fibere dik yönde çatlak meydana gelir. Bu çatlaklar rasgele dağılımlıdır ve fiberler tarafından sınırlandırılır. Yorulma prosesi ilerlerken fiber kırılması ve matriks çatlağı nedeni ile yerel şekil değiştirmeler eşik değerini aşar. Matriks çatlağının ilerleme süresince çatlak ucundaki kayma gerilmesi matriks-fiber ara yüzünde hasara neden olur. Çatlak yeterli büyüklüğe ulaştığında da final hasarı meydana gelir. Tipik bir yorulma ömrü diyagramı Şekil 8.5.'de görülmektedir [2].



**Şekil 8.5** Fiber doğrultusunda yüklenmiş tek yönlü kompozitlerin tipik yorulma diyagramı [34].

Matriks için en düşük şekil değiştirme limiti  $\epsilon_m$  olarak tanımlanır. Bu şekil değiştirme değeri yaklaşık olarak takviye edilmemiş matriks malzemesinin değerindedir. Diyagramın üst limiti kompozit hasarının meydana geldiği değer  $\epsilon_c$  olarak tanımlanır ve bu değerinde aslında takviye elemanının hasar değeridir [2].



Şekil 8.6 Çeşitli fiber takviyeli kompozitlerin yorulma diyagramı [35].

Glass fiberlerin yüksek şekil değiştirme oranı ve neme karşı duyarlılığı nedeni ile çekme mukavemetleri şekil değişimine ve sıcaklığa karşı hassastır ve çevrim boyunca yüksek şekil değişimlerinde önemli ölçüde sıcaklık artışı oluşur.

Glass fiber takviyeli kompozitlerin aksine karbon fiber takviyeli kompozitler çalışma durumlarında daha az deforme olurlar ve iyi ısı iletimleri sayesinde sıcaklık artışları önemsenecek düzeyde değildir.

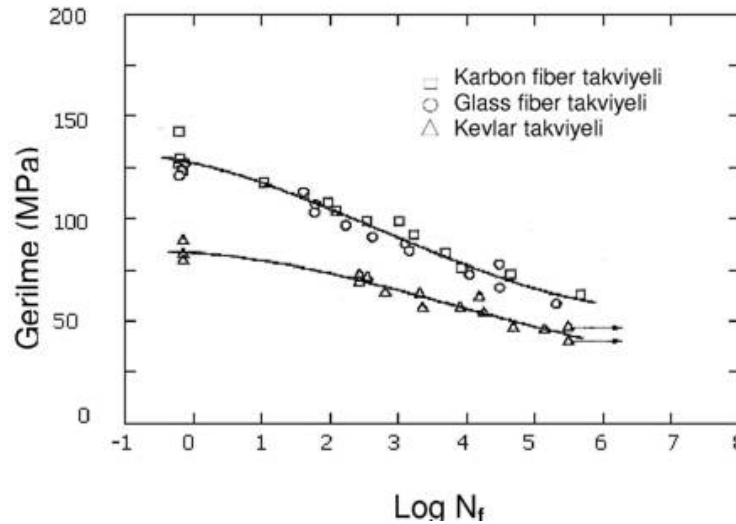
### 8.3 Yorulma Davranışını Etkileyen Faktörler

#### 8.3.1 Malzeme Çeşidi

Glass, bor ve karbon fiberler gibi gevrek fiberler yorulma durumlarında metallerin zayıf özelliklerini göstermemelidirler. Eğer bu tip fiberlerle takviyeli

kompozitlerde fiberler uygulanan yükün büyük bir bölümünü karşılıyorsa fiberler yorulmaya karşı dayanıklı olmalıdır. Ayrıca takviye fazı, matrikste büyük elastik ve viskoelastik deformasyonlara izin verecek kadar esnek olmamalıdır. Bu kompozitlerin  $\sigma / \log N_f$  eğrileri genellikle düzdür. Çevrim devam ettiğinde reçine içersinde, rasgele fiber hasarlarına izin veren yerel gerilme yığılmalarına neden olan küçük viskoelastik hareketler meydana gelir ve benzer hasarlar komşu herhangi bir gerilme yığılması bölgesinde de oluşur. Zamanın bir fonksiyonu olarak daha sonra gerilmeler yön değiştirdikçe hasar seviyesi kritik seviyeye ulaşır ve kırılma meydana gelir.

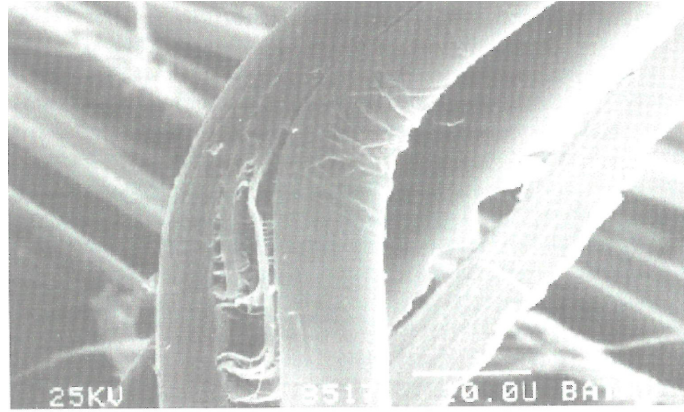
Eğer gerilme basit olarak çekme veya tek eksenli veya fiber doğrultusunda değilse matriks çok çeşitli yüklere maruz kalır ve kompozitin yorulma dayanımı düşer. Bası ve kayma gerilmeleri kevlar fiber takviyeli kompozitlerde, glass ve karbon fiber takviyeli kompozitlere oranla daha fazla hasara neden olurlar. Kevlar takviyeli kompozitlerin kayma düzlemindeki zayıflığı Şekil 8.7 açıkça görülmektedir. Bu tür gerilme durumlarında matriks ve ara yüz kompozitin yorulma davranışında fiberlere nazaran daha büyük rol oynarlar.



Şekil 8.7 Fiber doğrultusuna 45°açılı test edilmiş. R = 0,1 RH = %65 [18]

Kevlar takviyeli kompozitin mikroskopik görüntüsünde (Şekil 8.8) fiberlerin kıvrılması ve yırtılması açıkça görülmektedir.

Burulma testine tabi tutulduğunda, kompozitlerin zayıf bölümleri ( reçine ve ara yüz) direkt olarak kesme kuvvetine maruz kalırlar, fiberlerin mukavemeti ve rijitliği yorulma dayanımına nispeten az katkıda bulunur ve malzemenin burulma rijitliği çevrim ilerledikçe düşer.  $10^6$  çevrimde reçine içeriğindeki değişimler yorulma dayanımını önemli bir şekilde etkilemektedir. Karbon fiber takviyeli kompozitlerde ise reçine özelliğindeki değişimler yorulma dayanımını çok az bir şekilde etkilemektedir. [11].



**Şekil 8.8** Kevlar-49 fiberin yorulma sonucu kırılması ve yırtılması [2]

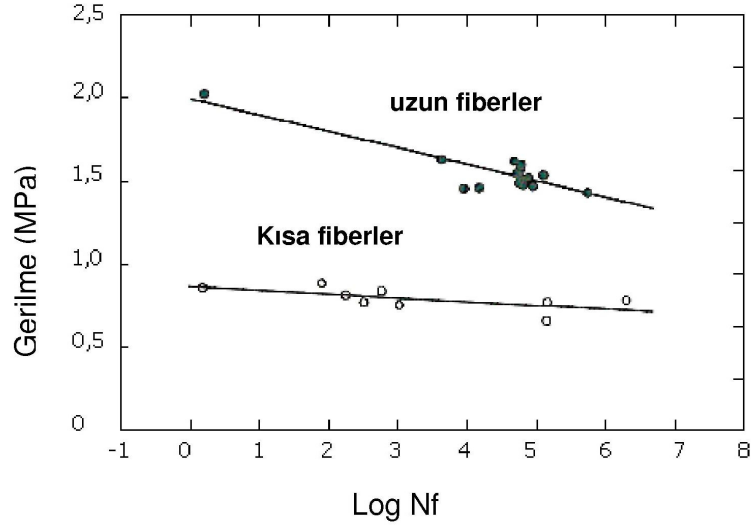
### 8.3.2 Fiber Uzunluğu

Kısa fiber takviyeli kompozitlerin yorulma dayanımı sürekli fiber takviyeli kompozitlere oranla daha düşüktür. Yerel hasarlar matrikste başlar ve fiberlerde herhangi bir hasar olmasa bile kompozitin bütünlüğü zarar görür. Ara yüzdeki kayma gerilmesi her çevrimde yön değiştirdiği ve fiber uçlarında gerilme yığılmaları meydana geldiği için ara yüz, yorulma hasarına karşı daha hassastır. Ayrıca yönlenmiş ve rasgele yönlenmiş kısa fiber takviyeli kompozitlerde fiberlerin uçları ve zayıf ara yüz yorulma çatlaklarının başlangıç bölgesi olabilir.

Lomax ve O'Rourke (1966) yaptıkları çalışmada polikarbonatın yorulma ömrünü, içersine hacmen %40 oranında 6,4 mm uzunluğunda glass fiberler kullanarak yedi kat arttırmışlardır. Lavengood ve Gulbransen ( 1969) kısa bor fiber takviyeli epoksi kompozitinin gerilme-ömür eğrisini çıkartmışlar ve verilen herhangi bir gerilme değerinde yorulma ömrünün, şekil oranının ( $l / d$ ) 200'e çıkmasıyla ani bir şekilde arttığını görmüşlerdir.



Harris ve arkadaşları sürekli ve süreksiz fiber takviyeli karbon/epoksi kompozitlerin yorulma davranışlarını incelemiştir. (Şekil 8.9) Kısa fiber olarak 3 mm uzunluğunda prepregler kullanılmış olup fiber hacim oranı % 35'dir. Kısa fiber takviyeli kompozitin mukavemet değerinin daha düşük olduğu görülmektedir. Diğer yandan yorulma davranışını sergileyen eğrinin daha iyi olduğu görülür.



**Şekil 8.9** Kısa ve sürekli fiber takviyeli karbon/epoksi kompozitin yorulma eğrisi [35].

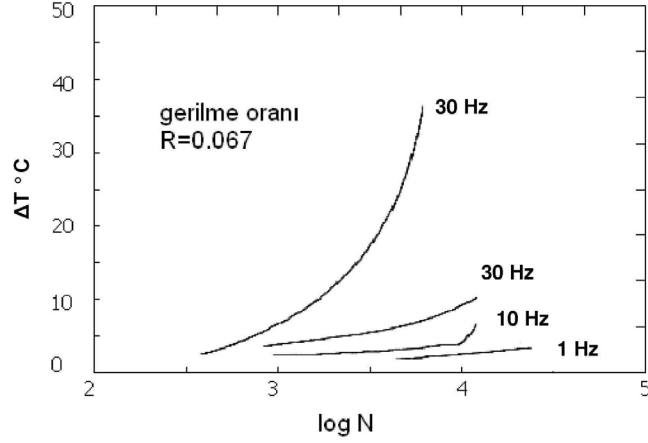
### 8.3.3 Test Makinesi ve Numune Etkisi

Yorulma deneyleri için çok çeşitli test cihazları kullanılabilir. Önemli olan test sırasında histeritik ısınmanın neden olacağı aşırı sıcaklıktan kaçınılacak test oranının belirlenmesidir. Bir çok takviyeli plastiğin iletimle ısıyı dağıtma özelliği zayıftır. Polimer malzemelerde, küçük sıcaklık artışları mekanik özelliklerde önemli değişikliklere neden olur. Numune şeklini test edilecek kompozitin doğal yapısı önemli ölçüde etkiler.

### 8.3.4 Frekans

Testler genellikle numunede aşırı ısınmaya neden olmayacak şekilde mümkün olduğunca yüksek frekansta yapılır. Fakat iyi ısı iletim özeliğine sahip olan karbon fiber takviyeli kompozitlerde bile test boyunca yorulma ömrünü etkileyen

histeritik sıcaklık artışı olabilir. Önceden varolan delikler veya çatlakların varlığı tekrarlı yüklemeler sırasında yüksek yerel sıcaklık artışlarına neden olabilir. ( Şekil 8.10)



**Şekil 8.10** Karbon fiber takviyeli kompozitin farklı frekanslardaki çevrim sonucu oluşan numune ısınması [2].

### 8.3.5 Çentik ve Delikler

Çentik ve deliklerin kompozitin yorulma dayanımı üzerindeki etkisi konusunda kesin bir fikir birliği sağlanamamıştır. Boller ( 1957,1964) yaptığı araştırmalarda glass fiber takviyeli kompozitlerde keskin çatlakların deliklerden daha tehlikeli olduğu sonuçlarını elde etmiştir. Yapılan bu çalışmada küçük deliklerin uzun ömürlü yorulmada bir etkisi olmadığı da gösterilmiştir. [2].

Owen ve Bishop (1972) deliklerin yorulma hasar başlangıcında etkili olmasına rağmen yorulmanın en son safhasını her zaman etkilemediğini göstermişlerdir. Ayrıca dairesel deliklerin gerilme yığılmasına neden olduğu ve glass fiber takviyeli kompozitlerde yorulma dayanımını 2 veya dört kat azalttığını görmüşlerdir. [2].

Kompozitlerin homojen olmayan yapısı nedeniyle çatlak durdurma özelliğine sahip olmaları bir çok durumda kırılma mekaniği yaklaşımlarının yorulma testlerine ve tasarımlara uygulanmasını zorlaştırır. Bu zorluk tek yönlü kompozitlerde ve tabakalarda daha çok öne çıkar. [2].

## 9. SÜSPANSİYON SİSTEMİ

Bütün mekanik sistemlerde olduğu gibi taşıtlarda da titreşim hem yolcu hem de taşıtı oluşturan elemanlar için problem teşkil etmektedir. 1886'da Manneheim'da hareket eden ilk taşıttan günümüze kadar bu problemin önlenmesi için çeşitli süspansiyon sistemleri tasarlanmış ve geliştirilmiştir [36].

Bir süspansiyon sisteminin tasarlanabilmesi için taşıtın bütün süspansiyon parametrelerine nasıl tepkiler verdiğinin iyi bilinmesi gereklidir. Aslında süspansiyon tasarımında iki hedef vardır; bunlardan birincisi yolcunun fiziksel ve ruhsal yapısında etkilenmeyi veya zedelenmeyi en aza indirecek konfor sağlanması, diğeri ise taşıtın yol ile olan temas kuvvetinin değişmemesi, yani seyir karakteristiğinin iyi olmasıdır. Bu iki özellik birbirine sıkı sıkıya bağlıdır ve genel anlamda birinin iyileşmesi diğerin kötüleşmesi anlamına gelmektedir [36].

Yol yapımı, taşıt üretim teknikleri ve kullanılan teknolojiler ilk zamanlara göre oldukça büyük gelişim göstermiştir ve bu direkt olarak taşıtların hızlarına yansımıştır. Artan taşıt hızları süspansiyon sistemlerinde yeni tasarım arayışlarına sebep olmuştur, bunlardan en önemlileri aktif süspansiyon sistemleri ve daha iyi tasarlanmış pasif süspansiyonlardır. Bu sebeple taşıt hızının taşıtın titreşimine olan etkisi çok iyi bilinmesi gereklidir [36].

Titreşimin taşıt ve yolcusu üzerinde birçok etkisi vardır. Fizyolojik zararın en önemli nedeni yolcu vücuduna aşırı miktarda kuvvet iletilmesidir. Uzun süreli olarak basınç uygulanması dokulara kan iletiminin kesilmesine neden olabilir [37].

Otoyol ve yol dışı taşıt sürücülerinin güvenliği ve sağlığı ile ilgili yapılan bazı çalışmalar düşük frekans ve büyük genlikli titreşimlerin ya zarar verici fiziksel semptomlara yol açtığı ya da sürücünün belirli dış zorlamalara olan cevabını kötü yönde etkilediğini göstermiştir [38]. Özellikle süspansiyon sistemi iyi ayarlanmamış

veya böyle bir sisteme sahip olmayan traktör gibi taşıtlarda iç organların rezonans frekansı civarında zorlanmalarının tehlikeli olduğu ve bu tip taşıtları kullanan sürücülerde omurga ve bel problemleri ortaya çıktığı ispatlanmıştır [37]. Bu sonuçlar baz alınarak yolcunun titreşim problemiyle ilgili standartlar geliştirilmiştir [39].

Taşıtın sürüş karakteristiğinde en etkili titreşim kaynağı taşıtın ilerlediği yolun pürüzlülüğüdür. Bu pürüzlülük yol üzerindeki çukurlar, kasisler, yapım hataları ve elbette yol malzemelerinin karakteristik özelliklerinden oluşmaktadır [40]. Son zamanlarda süspansiyon sistemleri konusundaki çalışmaların bir kısmı aktif süspansiyon sistemleri üzerine kaymış olmasına rağmen, bu sistemlerin elektronik ve akışkan sistemi aksamalarının maliyetinin yüksekliği ve sistemin genel olarak karmaşık olmasından dolayı ortaya çıkan güvenilirlik problemleri sebebiyle geleneksel pasif süspansiyonlar güncelliğini korumaktadır. Pasif süspansiyon sistemlerinin ucuzluğu, sistem güç kaynaklarını kullanan elemanlarının olmayışı, basitliği ve güvenilirliğini kanıtlamış olması en önemli avantajlarıdır [36].

Ancak süspansiyon sistemleri üzerine çalışmalar devam etmektedir. Kompozit yaprak yaylar da bu çalışmalardan birisidir. Kompozit yaprak yayların konvensiyonel yaprak yaylara parabolik yaprak yaylara ve aktif süspansiyon sistemlerine göre pek çok avantajı bulunmaktadır.

### **9.1 Kompozit Yaprak Yaylar**

Cam elyaf takviyeli kompozit malzemeler özellikleri tam olarak keşfedilememesine rağmen hafif ticari araçlarda ve römorklarda kullanılan yaprak yayların yerini almaya başlamıştır. Sürüş güvenliğini ve konforunu artırması, ses ve titreşimleri azaltması ile yüksek tonajlı araçlarda da kullanım potansiyeline sahiptir.

Özellikle yere yakın olmasından ötürü kullanım alanının sınırlı olduğu otobüslerde ve ağırlık tasarrufunun öne çıktığı kamyonlarda ve tırlarda kompozit yaprak yay kullanımı çelik yaprak yaylara nazaran büyük avantaj sağlayacaktır.

### 9.1.1 Tasarım ve İmalat Özellikleri

Kompozit yaprak yayların imalatında sıklıkla elyaf sarma yöntemi kullanılmaktadır. Bunun yanında pultrüzyon ve el yatırması ile kompozit yaprak yaylar üretilmektedir. Elyaf sarma yöntemi ile yüksek dayanımlı yaprak yaylar üretilmekte, pultrüzyon yöntemi ile yüksek üretim adetlerine ulaşılabilmektedir. El yatırması yöntemi ise diğer yöntemlere nazaran daha ucuz ve basit bir yöntemdir. Bu çalışmada kullanılan numuneler de el yatırması yöntemi ile üretilmiştir. Genel anlamda imalat süreci çelik yaylara nazaran daha uzun ve zahmetlidir. Bu nedenle de ürün fiyatı biraz yüksektir.



Şekil 9.1 Kompozit yaprak yay örneği

### 9.1.2 Yolcu Konforu

En iyi sürüş için yaprak yay rate'i düşük olmalı hatta neredeyse minimuma yakın olmalıdır. Ancak yay rate'nin düşük olması sürüş hakimiyetini düşürmektedir. Ayrıca tekerler üzerine gelen yükler eşit olarak dağıtılmalıdır. Çelik yaprak yaylar için kabul edilen frekans değeri 1,5–2,5 Hz'dir. Kompozit yaprak yaylarda bu değerlere rahatlıkla ulaşılabilmektedir.

### **9.1.3 Kompozit Yaprak Yayların Faydaları**

Yaprak yayların temel görevi aks üzerine gelen yükleri emerek taşıtta bulunan diğer donanımlara, taşıtta bulunan yüke ve sürücüye daha az zarar gelmesini sağlamaktır. Kompozit yaprak yaylar çok iyi enerji absorbe ederler, aynı zamanda mükemmel sürüş sağlarlar. Kompozit yaprak yaylar genel olarak tek katlı imal edilirler. Çok katlı çelik yaprak yaylar yerine kullanılan kompozit yaprak yaylar ile katlar arası sürtünmeden kaynaklanan sönümlenme düzensizlikleri giderilir ve gürültü önlenir.

Kompozit yaprak yayların körüklü süspansiyon elemanlarına göre avantajları şunlardır.

1. Basitlik ve düşük bakım maliyetleri
2. Daha az yer gereksinimi
3. Hava kaynağına ihtiyaç duymaması
4. Hiçbir enerji tüketimi olmaması
5. Daha hafif olmaları
6. Korozyon direncinin yüksek olması

### **9.1.4 Ağırlık Tasarrufunun Faydaları**

Kompozit yaprak yaylar çelik yaprak yaylara nazaran daha hafiftirler. Hafif ticari bir araç için çelik yaprak yay ağırlığı 10 kg iken kompozit için 3,5 kg'dır. Bu bir tren vagonunda 145 kg'a 46 kg'dır. Kompozit yaprak yaylar ile yaylandırılmamış kütle %38 oranında azaltılabilmektedir. Bu azalma da %10 sürüş konforunu arttırmaktadır. Yaylandırılmamış kütlenin beraberinde yaprak yay kat sayısının azaltılması ile yüksek sönümlenme elde edilir. Bu nedenle de sürüş konforu ve emniyeti arttırılmış olur.

### **9.1.5 Ses ve Titreşim**

Kompozit yaprak yayların sahip olduğu yüksek sönümlenme katsayısı ile ses ve titreşimde mükemmel derecede iyileşme gözlenir. Özellikle otobüslerde ve

kamyonlarda sönümleme çok iyi yapılamadığı için camlarda şiddetli titreşimler meydana gelir. Camlarda meydana gelen titreşimlerin aynısı hatta daha da fazlası motorda, vites kutusunda ve diğer taşıt aksamında meydana gelmektedir. Bu titreşimler hem sürüş emniyetini ve konforunu düşürmekte hem de parçanın yıpranmasına neden olmaktadır. Çelik yaprak yayların çalışması sırasında katlar arasındaki sürtünmeden ötürü gürültü meydana gelmektedir. Kompozit yaprak yaylar genelde tek katlı imal edildikleri için katlar arası sürtünme oluşmaz. Böylelikle kullanım esnasında oluşan ses düzeyi 3 dBA'ye kadar düşmektedir.

### **9.1.6 Emniyet**

Fiber takviyeli kompozitler hasar ve çatlak ilerlemesine karşı çok dayanıklıdır. Dolayısıyla kompozit yaprak yaylar sadece yorulma dayanımı açısından değil hasara karşı da çok dayanıklıdır. Ayrıca kompozit yüzey üzerinde oluşabilecek herhangi kusur çizik veya delaminasyon katmanlar arasında yayılamayacağından aniden kırılmasına izin vermeyecektir. Dolayısıyla yaprak yayın değiştirilmesine fırsat tanınacaktır. Ayrıca kompozit yaprak yay delaminasyona uğradığında bile aks üzerinde bağlı olarak kalacaktır. Ve taşıt çalışmaya devam edecektir. Daha sonra araç bakıma girdiğinde yaprak yay üzerindeki deformasyon görülecek ve yenisi ile değiştirilecektir.

### **9.1.7 Güvenilirlik ve Dayanıklılık**

Süspansiyon sistemi aracın güvenilirliğinin en büyük nedenidir. Kompozit yaprak yaylar ile arttırılan ömür ve sürüş emniyeti ayrıca azaltılan titreşimler ile beraber taşıt güvenirliliği sağlanmış olur. Kompozit yaprak yaylar çelik yaylarda gözlenen zaman ile çökme ve yay özelliğini yitirme gibi kusurları olmadığı için yıllar boyunca ilk takıldığındaki gibi çalışır. Ayrıca kompozit yaprak yaylar yağlama, boyama ve temizlenmeye ihtiyaç duymazlar. Sahip olduğu üstün özellikler, yüksek sönümleme kabiliyeti, yay katsayısı ve sessizliği yaprak yayın ömrü boyunca hiçbir değişime uğramayacaktır. Çelik yaprak yaylarda gözlenen zaman içerisinde meydana gelen çökme kompozit yaprak yaylarda oluşmamakta, taşıtın dengesi bozulmamaktadır.

### **9.1.8 Ömür Zaman Maliyeti**

Kompozit yaprak yaylar çelik yaprak yaylara nazaran daha pahalıdırlar. Ancak kompozit yaprak yaylar kullanıldığında araçta bulunan pek çok ekipman kullanılmadığı için hem süspansiyon sistemi maliyeti hem de taşıt ağırlığı azalır. Kompozit yaprak yayların hafif olmaları nedeniyle değiştirilmesi ve bakımı sırasında herhangi bir taşıma ekipmanına ihtiyaç duyulmadığı için bakım masrafları daha azdır. Kompozit yaprak yayların sahip olduğu üstün sönümleme kabiliyeti diğer taşıt ekipmanlarının da zarar görmesini engellemekte ve taşıt ömrünü uzatmaktadır.

### **9.1.9 Kompozit Yaprak Yayların Dezavantajları**

Kompozit yaprak yaylar üretim süreçlerinin uzun ve zor olmasından ötürü üretim maliyetleri yüksektir. Bu nedenle de günümüzde sınırlı sayıda taşıtta kullanılmaktadır ör: Corvette gibi. Yeni üretim yöntemlerinin geliştirilmesi veya üretim adetlerinin artırılması ile ürün maliyetleri düşürülerek bu handikap ortadan kaldırılabılır. Kompozit yaprak yaylar üstün korozyon dayanımı göstermelerine rağmen yol zemininden seken taşlardan etkilenmektedir. Bu zararı önlemek için kompozit yaprak yay elastik özellik gösteren bir kaplama malzemesi ile kaplanabilir.

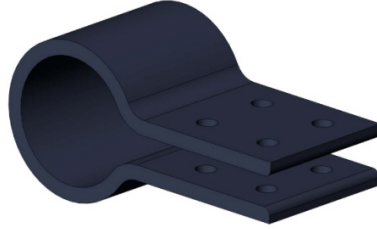


## 10. NUMUNELERİN İMALATI VE TESTLERİ

### 10.1 Kompozit Numune

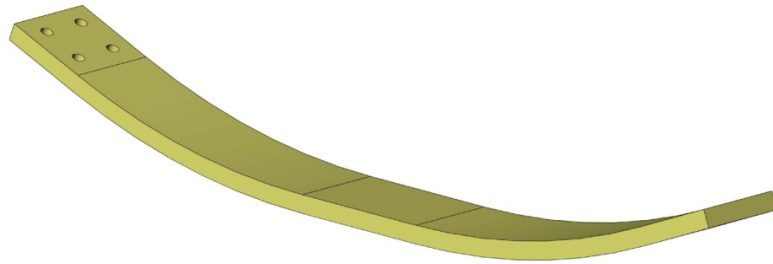
#### 10.1.1 Kompozit Numunelerin İmalatı

Kompozit numuneler 5 farklı tipte el yatırması yöntemi ile dokuma veya keçe elyaf kullanılarak imal edilmiştir. Bu numunelerden %60 elyaf oranına sahip 12 mm kalınlıktakiler kullanılmıştır. Matriks malzemesi olarak polyeşter kullanılmıştır. Bu çalışmada denenen numune 12 mm kalınlığında polyeşter ve dokuma elyaf kullanılarak ön şekillendirilmeli olarak üretilmiştir. Kompozit yaprak yayın uçlarında bulunan gözler 55Cr3 60x6 yaylık lamadan imal edilmiştir. Daha sonra bu göz bağlantıları kompozit yaprak yaya 4'er adet cıvata ile sabitlenmiştir.



Şekil 10.1 Kompozit yaprak yay gözü

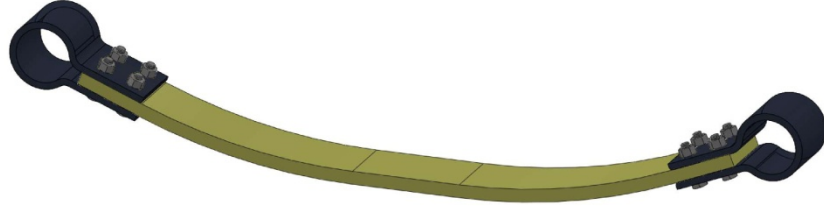
Her bir gözün ağırlığı 810 gr gelmektedir.



Şekil 10.2 Kompozit yaprak yay

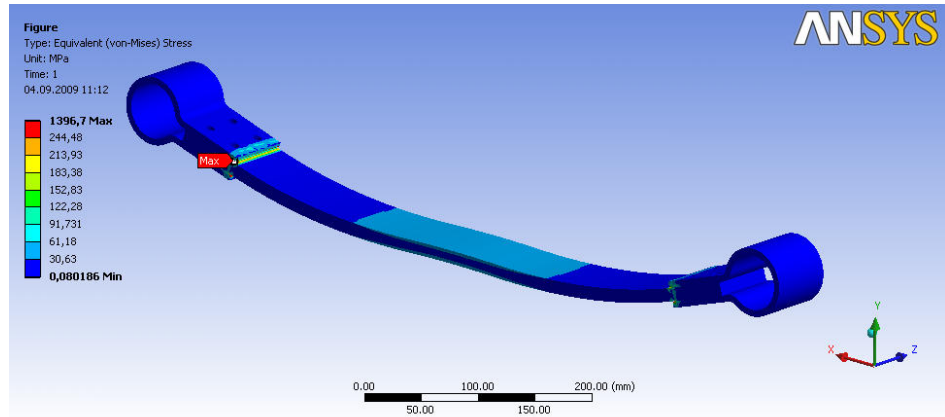
Kompozit plaka ağırlığı 860 gr gelmektedir.

Toplam makas ağırlığı 2480 gr gelmektedir. Bu rakama bağlantı elemanlarının ağırlıkları dahil değildir.

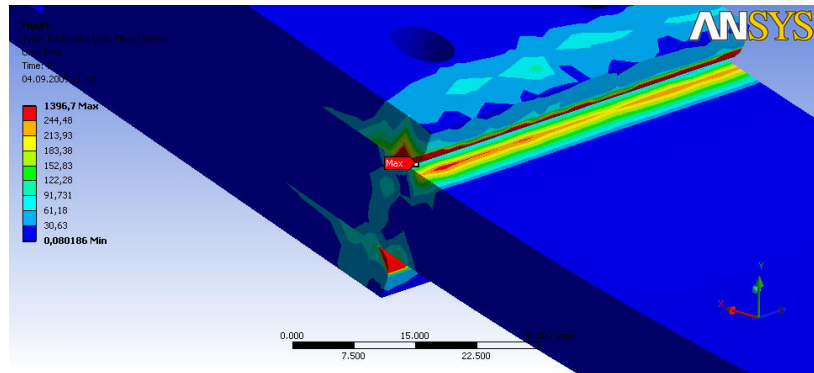


Şekil 10.3 Kompozit yaprak yay

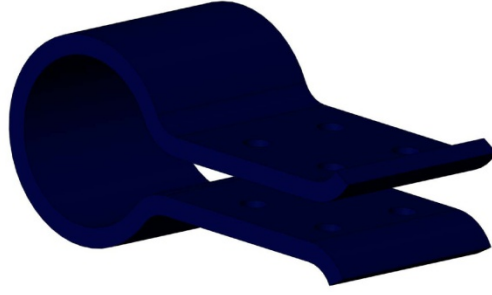
Kompozit yaprak yay numunesi hazırlandıktan sonra ANSYS Workbench 11 programında ve analiz edilmiştir. Analiz sonucunda göz bitim bölgesinde yüksek gerilmeler oluşmuştur. Bu nedenle göz uçları kıvrılarak bu sorun ortadan kaldırmıştır.



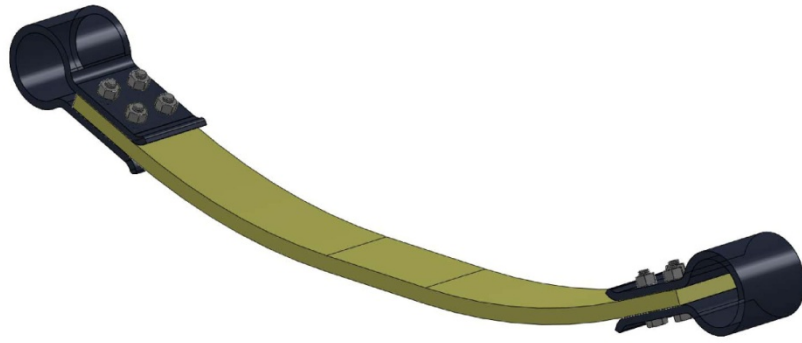
Şekil 10.4 Kompozit yaprak yayda meydana gelen gerilme dağılımı



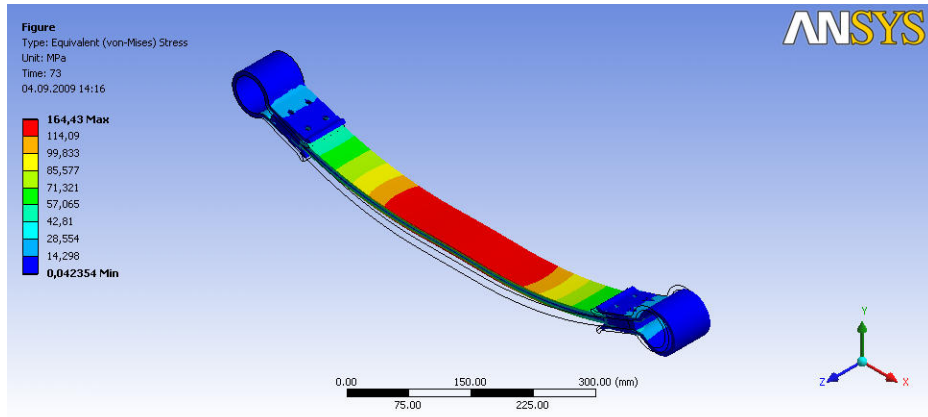
Şekil 10.5 Max gerilme bölgesi



Şekil 10.6. Kıvrık kompozit yaprak yay gözü

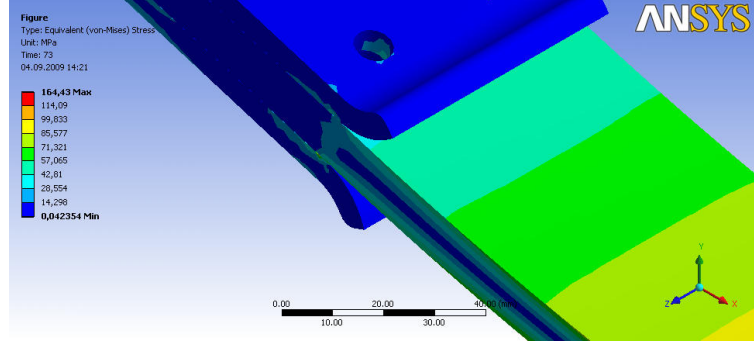


Şekil 10.7 Kıvrık kompozit yaprak yay

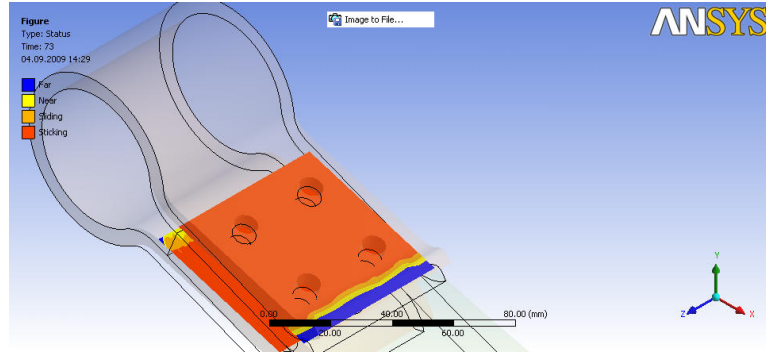


Şekil 10.8 Kıvrık kompozit yaprak yayda gerilme dağılımı

Göz uçları kıvrılarak gerilme yoğunlaşmasının önüne geçilmiş ve yaprak yayın ömrü arttırılmıştır.



Şekil 10.9 Kıvrık kompozit yaprak yayda gerilme dağılımı



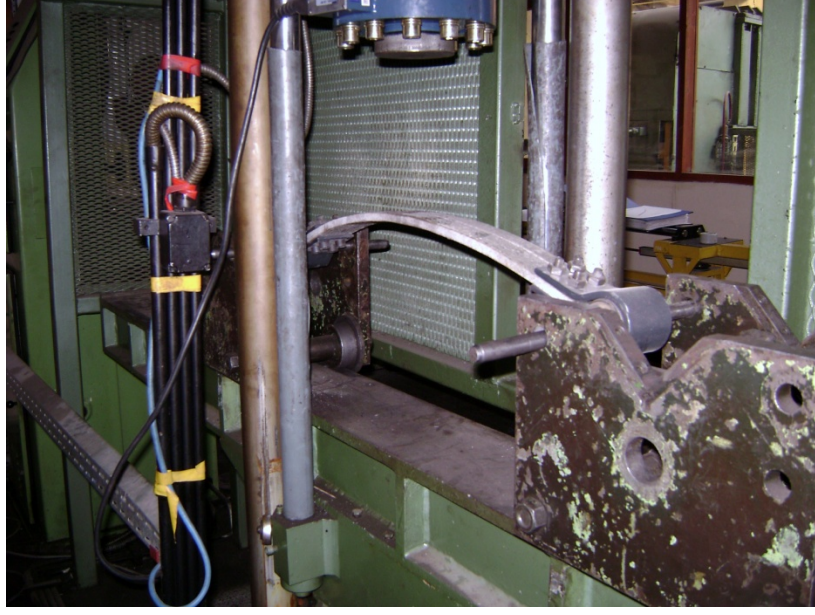
Şekil 10.10 Contact bölgesinin detay görüntüsü

### 10.1.2 Numune Üzerinde Yapılan Deneyler

Kompozit numuneler imal edildikten sonra yay karakteristiğini çıkarmak için yaprak yaylar üzerine kuvvet uygulanmıştır.



Şekil 10.11 Kompozit yaprak yay numunesi

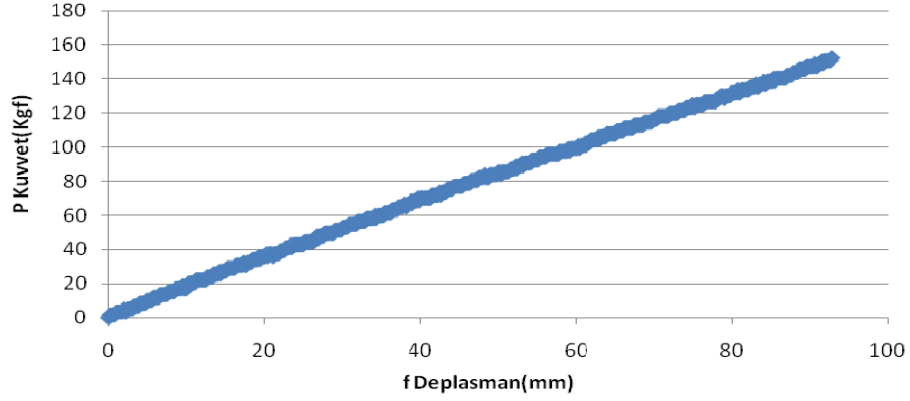


Şekil 10.12 Kompozit yaprak yay numunesine yük uygulanması



Şekil 10.13 1500N yük altında yaprak yay numunesi

## Kompozit Numune



Şekil 10.14 Kompozit yaprak yaya ait yük-deplasman grafiği

Tablo 10.1 Kompozit yaprak yaya ait yük-deplasman değerleri

### TDG CODA Ana Veri Toplayıcı YÜK TESTİ

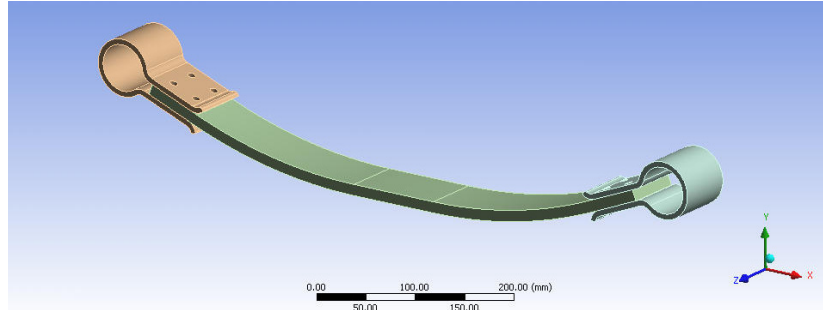
	Deplasman mm	Kuvvet N	Kuvvet(kg)	Zaman(s)
1	0	0	0	0
2	8,69	168	17,134	7
3	17,533	303	30,841	14
4	26,577	454	46,261	21
5	35,544	605	61,682	28
6	44,451	756	77,102	35
7	53,353	891	90,809	42
8	62,285	1025	104,516	49
9	71,232	1160	118,224	56
10	80,088	1294	131,931	63
11	88,868	1429	145,638	70
12	92,873	1496	152,491	73

Buradan elde edilen değerler Ansys workbench programında aynen kullanılmıştır.

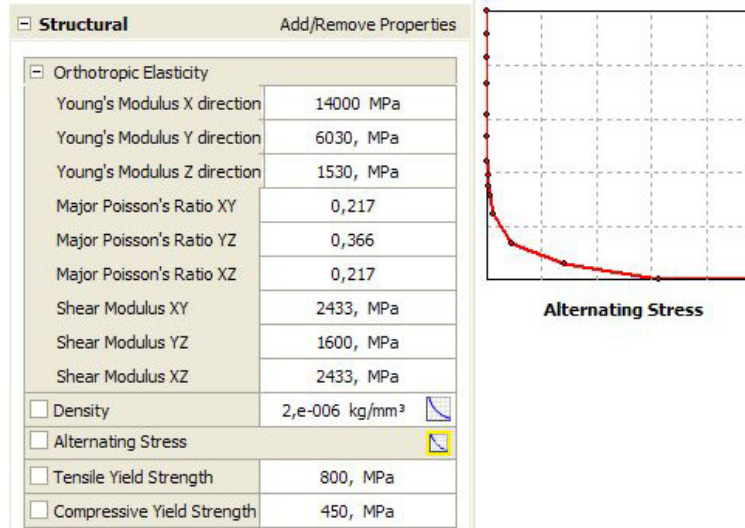
## 10.1.3 Kompozit Yaprak Yayların ANSYS Workbench 11 ile Statik Analizi

### 10.1.3.1 Kompozit Yaprak Yayın Statik Analizi

Kompozit yaprak yay Solidworks 2008 programında 11 parça halinde modellenmiş montajı yapılarak Ansys programına atılmıştır. Göz bağlantılarında kullanılan civata ve somunlar problemi kolaylaştırmak amacıyla analiz modelinden çıkarılmıştır. Civata bağlantısı yerine göz ve yaprak yay arasına bonded contact atanmıştır.



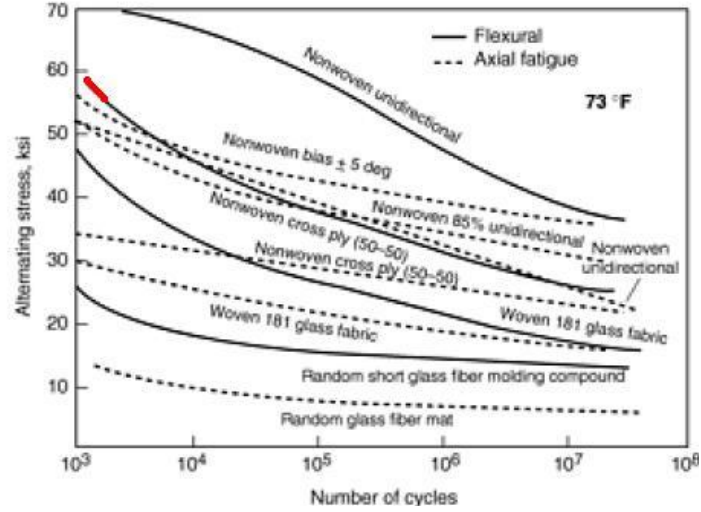
Şekil 10.15 Kompozit yaprak yay ANSYS modeli



Şekil 10.16 Kompozit yaprak yay için girilen malzeme özellikleri

Kompozit yaprak yay için girilen malzeme özellikleri eski bir çalışmadan alınarak aynen kullanılmıştır. Numuneler üzerinden ölçüm yapmak zor ve uzun süren

bir çalışma olduğu için mekanik değerler eski bir çalışma ile aynı alınmıştır. Kompozit numuneler üzerinde yorulma testi yapılmadığı için literatür verisi aynen kullanılmıştır [44].



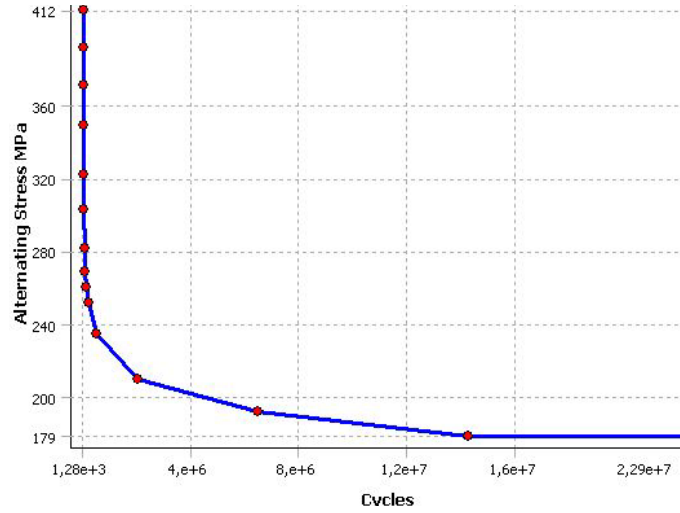
Şekil 10.17 Kompozit yaprak yaya ait yorulma diyagramı [41]

Yorulma analizi alttaki tabloda bulunan değerler doğrultusunda yapılmıştır.

Tablo 10.2 Kompozit malzeme ömür değerleri

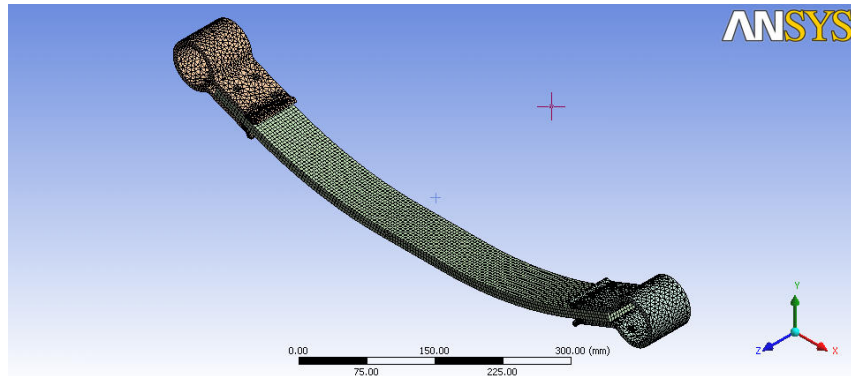
KOMPOZİT MALZEME ÖMÜR DEĞERLERİ					
	MPa	Pa	ksi	n	10 <sup>x</sup>
1	412	411.961.731	59,75	1.283	3,104774
2	392	392.056.492	56,86299	1.726	3,234615
3	371	371.206.364	53,83893	2.600	3,413382
4	349	349.024.380	50,62171	4.419	3,644387
5	322	321.721.947	46,66183	9.969	3,998222
6	303	302.717.778	43,9055	19.082	4,280399
7	282	282.275.550	40,94061	43.893	4,642294
8	269	269.485.267	39,08554	77.727	4,890515
9	260	259.636.704	37,65712	136.891	5,136344
10	252	252.404.421	36,60817	205.013	5,31176
11	235	235.484.612	34,15416	515.850	5,712515
12	210	209.565.124	30,39485	2.046.056	6,310915
13	192	191.944.106	27,83914	6.471.752	6,811021
14	179	178.512.448	25,89104	14.297.720	7,155266
15	179	178.512.153	25,891	22.854.649	7,358974



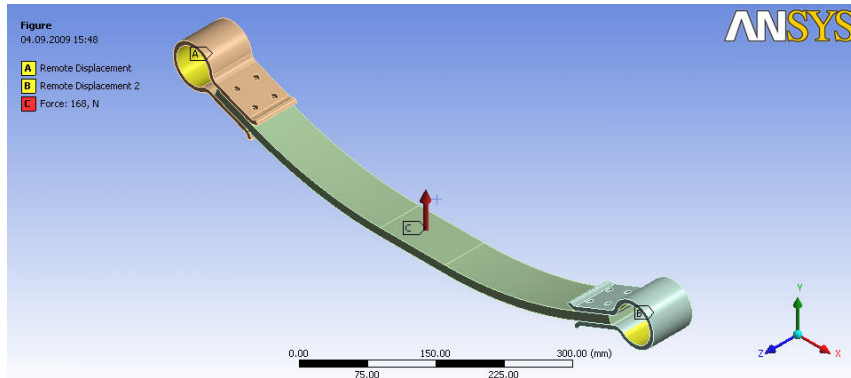


Şekil 10.18 Ansys Workbench programında kullanılan ömür değerleri

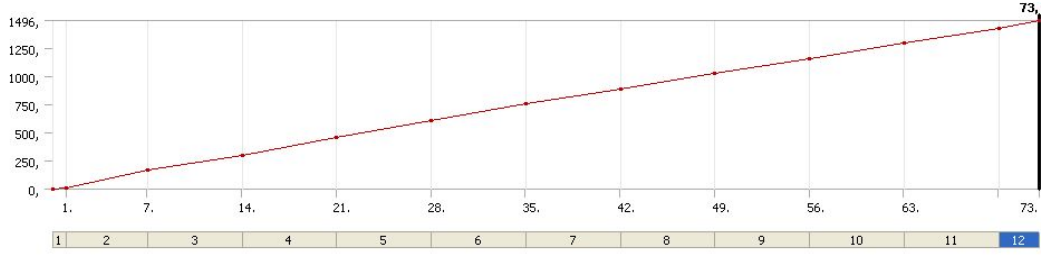
Kompozit yaprak yayın meshleme işlemi sırasında hex dominant method ve 4mm mesh boyutu seçilmiştir. Bu mesh modeli ile 23462 eleman ve 69221 node oluşturulmuştur.



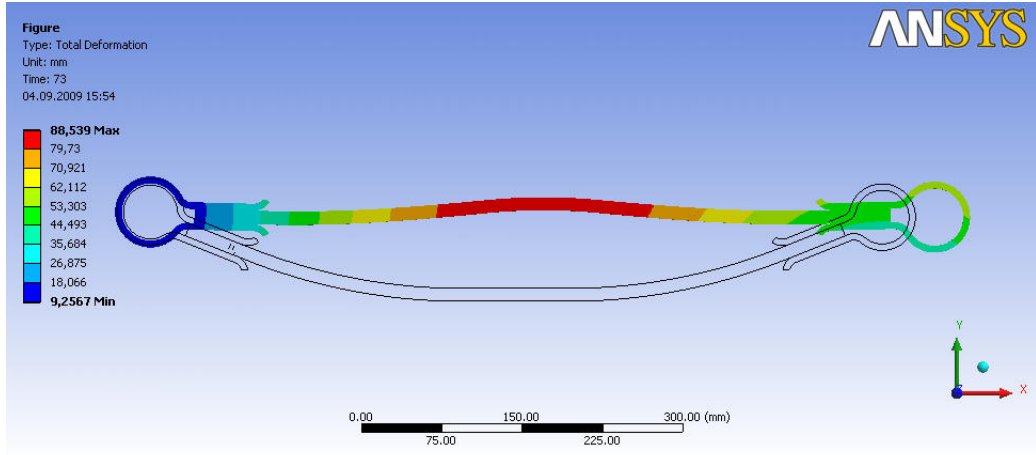
Şekil 10.19 Kompozit yaprak yay mesh modeli



Şekil 10.20 Sınır şartlarının tanımlanması



Şekil 10.21 Kuvvet değerlerinin girilmesi



Şekil 10.22 1500N yük altında kompozit yaprak yay deformasyonu

Kuvvet yaprak yay üzerine zamana bağlı olarak uygulanmıştır. 12 adımda ayrı ayrı çözüm yapılmıştır. Uygulanan kuvvet değerleri altta tabloda bulunmaktadır.

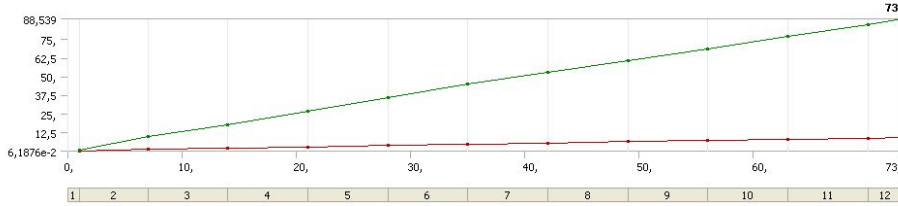
Tabular Data			
	Steps	Time [s]	Force [N]
1	1	0,	0,
2	1	1,	10,
3	2	7,	168,
4	3	14,	303,
5	4	21,	454,
6	5	28,	605,
7	6	35,	756,
8	7	42,	891,
9	8	49,	1025,
10	9	56,	1160,
11	10	63,	1294,
12	11	70,	1429,
13	12	73,	1496,

Şekil 10.23 Uygulanan kuvvet değerleri

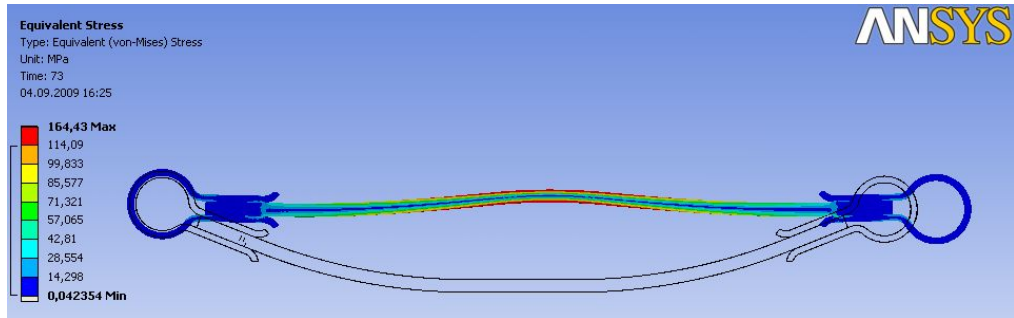
Tabular Data				Deplasman mm	kuvvet N	Zaman(s)
	Time [s]	Minimum [mm]	Maximum [mm]			
1	1,	6,1876e-002	0,59184	0	0	0
2	7,	1,0395	9,9429	8,69	168	7
3	14,	1,8748	17,933	17,533	303	14
4	21,	2,8092	26,87	26,577	454	21
5	28,	3,7435	35,806	35,544	605	28
6	35,	4,6778	44,743	44,451	756	35
7	42,	5,5132	52,733	53,353	891	42
8	49,	6,3423	60,664	62,285	1025	49
9	56,	7,1776	68,654	71,232	1160	56
10	63,	8,0068	76,584	80,088	1294	63
11	70,	8,8421	84,574	88,868	1429	70
12	73,	9,2567	88,539	92,873	1496	73

Şekil 10.24 Bulunan deplasman değerleri ile ölçülen değerlerin karşılaştırılması

Bulunan değerler ile ölçülen değerler karşılaştırıldığında son 5 adım hariç deplasman değerleri neredeyse aynı gelmektedir. Son 5 adımda ise ölçülen değer ile bulunan değer arasındaki fark %5 geçmemektedir. Bu durumda analizin gerçek ile uyum içerisinde olduğunu düşünebiliriz.



Şekil 10.25 Bulunan deplasman değerlerinin grafiği



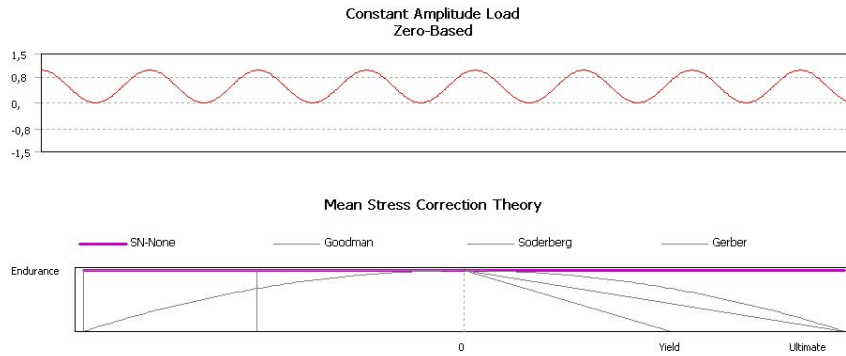
Şekil 10.26 Kompozit yaprak yayda gözlenen max. gerilme

Tabular Data			
	Time [s]	Minimum [MPa]	Maximum [MPa]
1	1,	2,6318e-004	1,0992
2	7,	4,424e-003	18,466
3	14,	8,0536e-003	33,304
4	21,	1,2166e-002	49,902
5	28,	1,6364e-002	66,499
6	35,	2,0645e-002	83,096
7	42,	2,4569e-002	97,935
8	49,	2,8514e-002	112,66
9	56,	3,2557e-002	127,5
10	63,	3,6648e-002	142,23
11	70,	4,0673e-002	157,07
12	73,	4,2354e-002	164,43

Şekil 10.27 Kompozit yaprak yayda meydana gelen zamana bağlı gerilme değeri

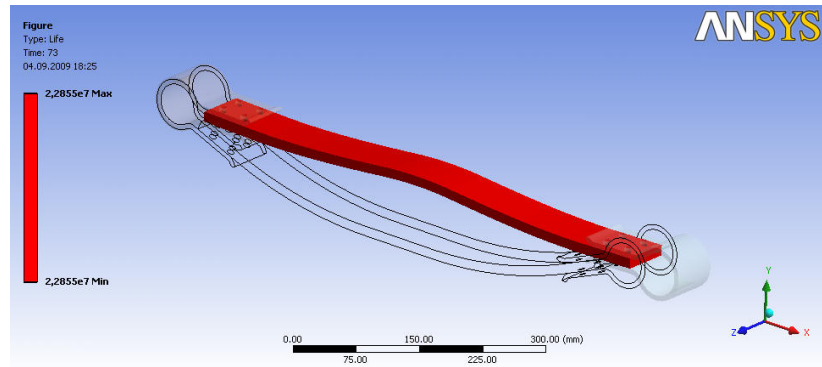
### 10.1.3.2 Kompozit Yaprak Yayın Yorulma Analizi

Statik analizde bulunan değerler kullanılarak yorulma analizi de yapılmıştır. Yorulma analizi için zero-based ve stress life analiz tipi seçilmiştir.



Şekil 10.28 Yorulma analizi tipi seçimi

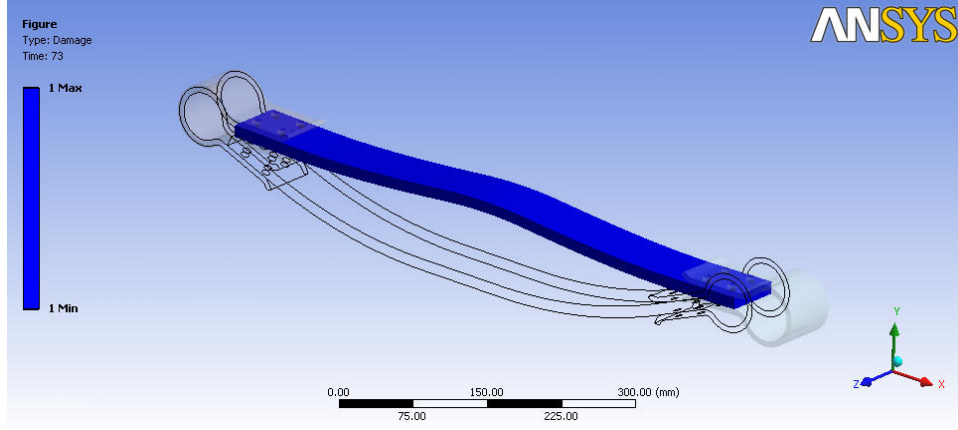
### 10.1.3.2.1 Ömür



Şekil 10.29 Kompozit yaprak yay ömür resmi

Kompozit yaprak yayda 1500N yük altında 164 MPa gerilme meydana gelmiştir. Oysa bizim S-N diyagramında min gerilme değeri 179 MPa idi. Bu nedenle kompozit yaprak sonsuz ömürlü çıktı.

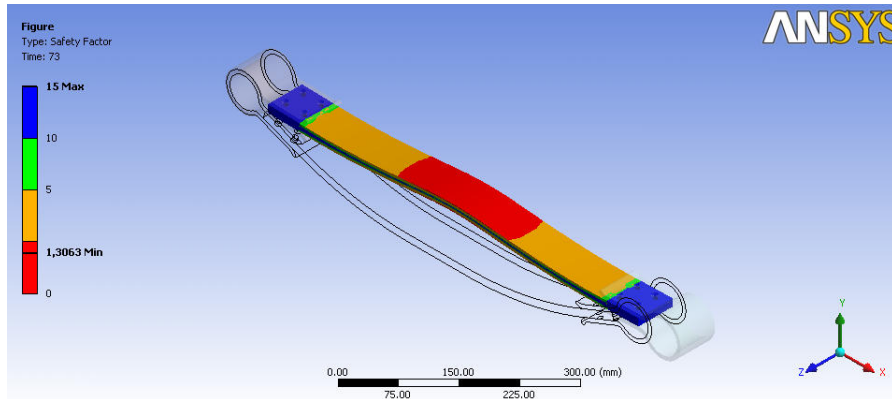
#### 10.1.3.2.2 Hasar



Şekil 10.30 Kompozit yaprak yay hasar resmi

Kompozit yaprak yay ömrü sonsuz çıktığı için herhangi bir hasar oluşmadığı söylenebilir.

#### 10.1.3.2.3 Güvenlik Katsayısı



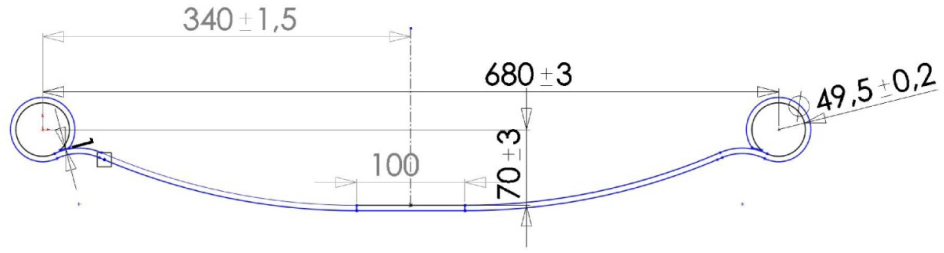
Şekil 10.31 Kompozit yaprak yay güvenlik katsayısı resmi

Kompozit yaprak yayın min. güvenlik katsayısı 1,3 çıkmıştır. Bu güvenlik derecesi yaprak yaylar için yeterlidir.

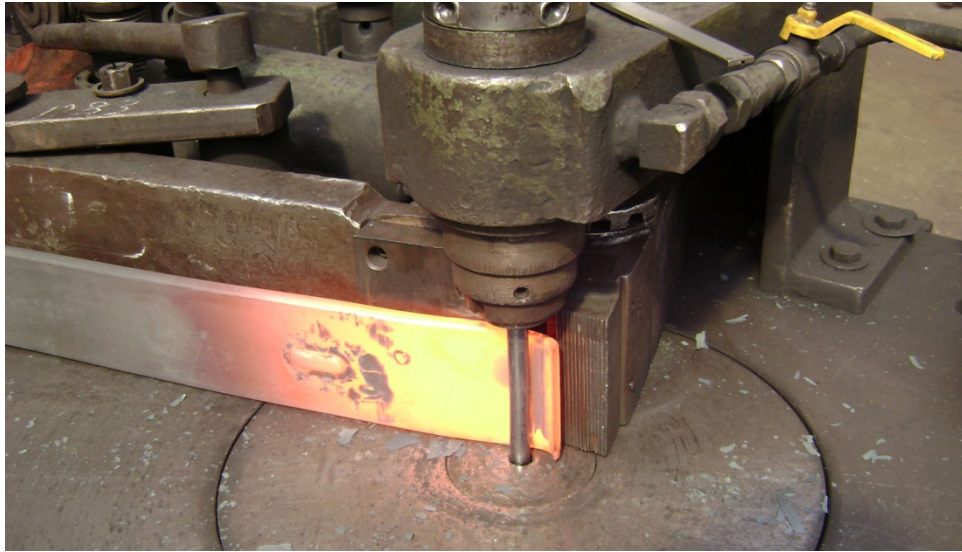
## 10.2 60x5 55Cr3 Numune

### 10.2.1 60x5 55Cr3 Numunelerin İmalatı

Yaprak yayların imalatı için 60x5 55Cr3 DIN 4620 yay çeliği kullanılmıştır. Kompozit yaprak yay ile aynı ölçülere sahip 60x5 malzemeden üretilen yaprak yayın ağırlığı 2340 gr gelmektedir. Kompozit yaprak yay gözler dahil 2480 gr gelmektedir. Makas ağırlıkları yaklaşık olarak aynıdır. Ancak kompozit yaprak yay uzun eksenli ve çok katlı üretildiğinde çok ciddi bir ağırlık tasarrufu sağlanacaktır.



Şekil 10.32 60x5 yaprak yay teknik resmi



Şekil 10.33 Göz kıvrma işlemi

60x5 yay çeliği kesildikten sonra göz kıvrma tezgahına gelerek 900-1000°C sıcaklığa kadar ısıtıldıktan sonra göz çapı ölçüsü  $\text{Ø}49,5\pm 0,2$  mm olacak şekilde uygun mil ile kıvrılmıştır. Bu işlem her iki tarafa da uygulanmıştır. Yaprak yayda 50,2 mm çapında çelik zırlı lastik burç kullanılacaktır.

Gözleri kıvrılan yaprak yaylar ısıl işlem fırınına gönderilmiştir. Öncelikli olarak tav fırınına giren yaprak yay 900°C sıcaklığa kadar ısıtılarak kavis verilmiştir. Kavis işlemi sonunda ısıl işlem yağı içerisine atılan yaprak yay 54-55 HRC sertlik değerine ulaşmıştır. Kavis işlemi sonunda meneviş fırınına giren yaprak yay sertliği 43-44 HRC'ye kadar düşürülür. Bu sertlik değerinde malzemenin çekme dayanımı 1400 MPa'a ulaşır.



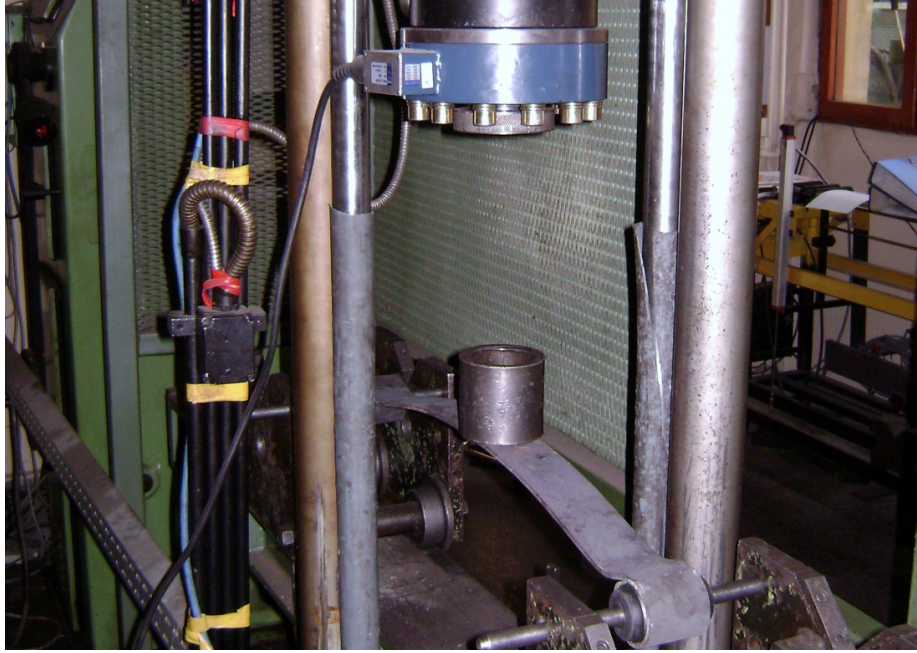
**Şekil 10.34** Burç çakma işlemi



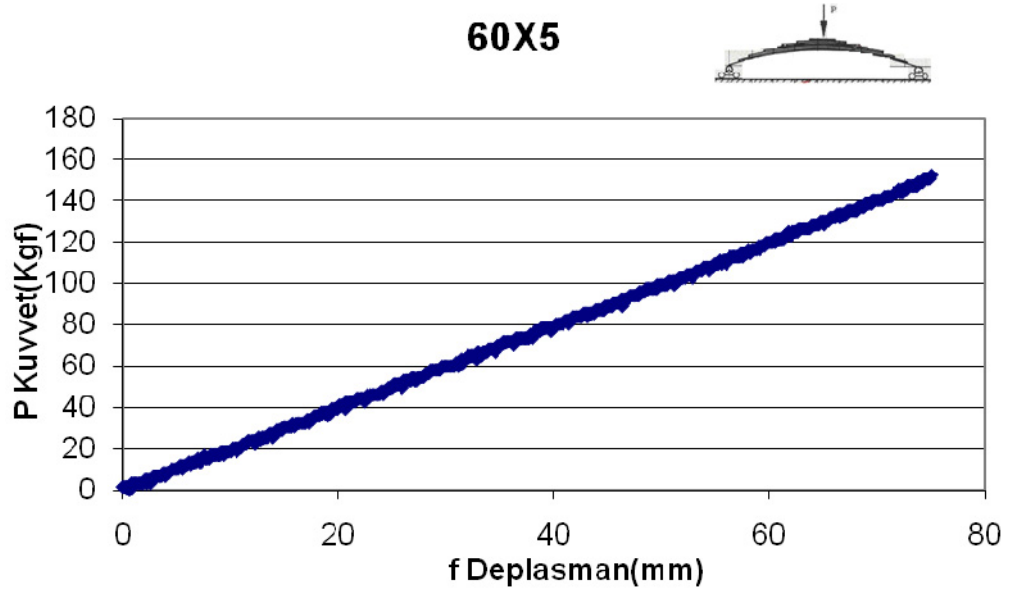
**Şekil 10.35** 60x5 55Cr3 yaprak yay

### 10.2.2 60x5 55Cr3 Yaprak Yay Testleri

60x5 55Cr3 yaprak yay imal edildikten sonra yay karakteristiğini çıkarmak için yaprak yaylar üzerine kuvvet uygulanmıştır.



Şekil 10.36 60x5 55Cr3 yaprak yay numunesine yük uygulanması



Şekil 10.37 60x5 55Cr3 yaprak yaya ait yük-deplasman grafiği



**Tablo 10.3** 60x5 55Cr3 yaprak yaya ait yük-deplasman değerleri

**TDG CODA Ana Veri Toplayıcı YÜK TESTİ**

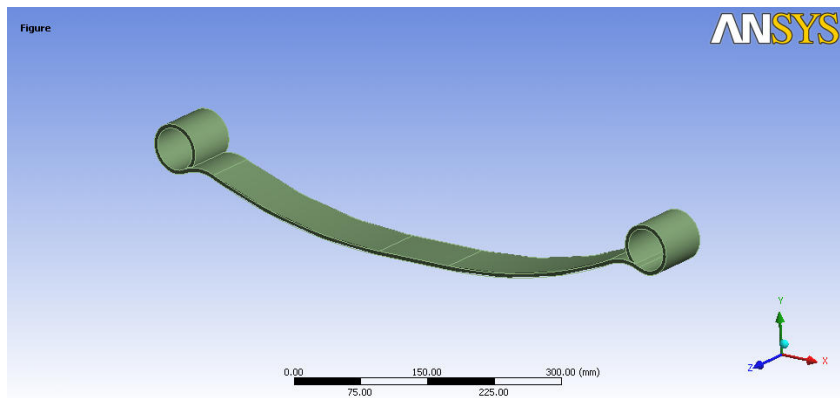
	Deplasman mm	Kuvvet N	Kuvvet(kg)	zaman s
1	0	0	0	0
2	0,169	17	1,713	1
3	10,212	185	18,847	7,8
4	18,448	353	35,981	14,2
5	26,957	521	53,115	20,8
6	35,39	689	70,249	27,4
7	44,836	857	87,383	34,8
8	53,178	1025	104,516	41,3
9	61,505	1193	121,65	48
10	69,651	1361	138,784	54,5
11	75,303	1496	152,491	59

Buradan elde edilen değerler Ansys workbench programında aynen kullanılmıştır.

**10.2.3 60x5 55Cr3 Yaprak Yayların ANSYS Workbench 11 ile Statik Analizi**

**10.2.3.1 60x5 55Cr3 Yaprak Yayın Analizi**

60x5 55Cr3 yaprak yay Solidworks 2008 programında tek parça halinde modellenmiş Ansys programına atılmıştır.



**Şekil 10.38** 60x5 55Cr3 yaprak yay ANSYS modeli

55Cr3		
Structural		Add/Remove Properties
<input type="checkbox"/>	Young's Modulus	1,93e+005 MPa
<input type="checkbox"/>	Poisson's Ratio	0,29
<input type="checkbox"/>	Density	7,85e-006 kg/mm <sup>3</sup>
<input type="checkbox"/>	Alternating Stress	
<input type="checkbox"/>	Strain-Life Parameters	
<input type="checkbox"/>	Tensile Yield Strength	1400, MPa
<input type="checkbox"/>	Tensile Ultimate Strength	1584, MPa

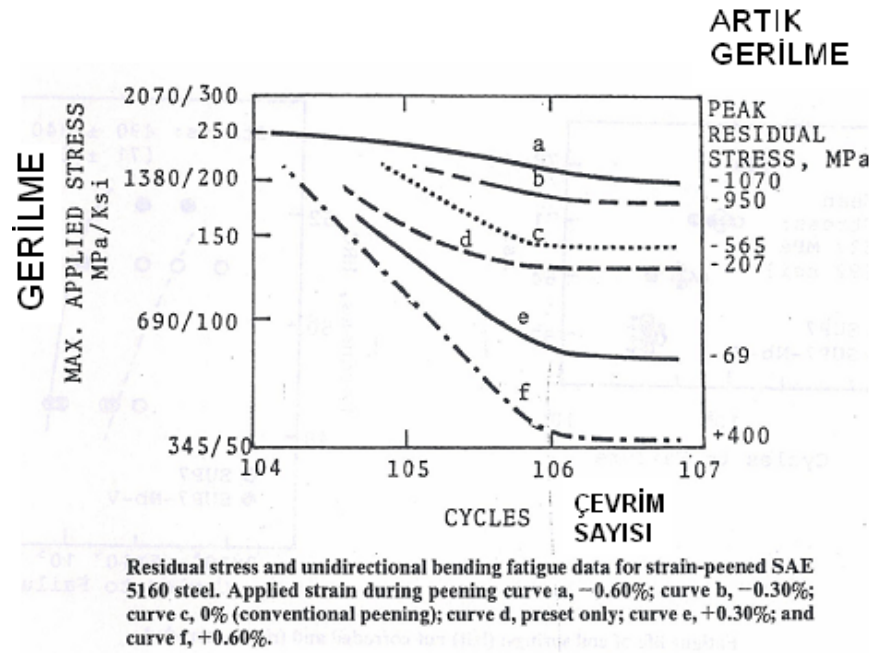
Şekil 10.39 60x5 55Cr3 yaprak yay için girilen malzeme özellikleri

55Cr3 için girilen malzeme özellikleri SAE J1099 standardından alınmıştır.

Steel 5160, Q&T, BHN = 430				
Fatigue Strength Coefficient ( $\sigma_f'$ ) in MPa	Fatigue Strength Exponent (b)	Fatigue Ductility Coefficient ( $\epsilon_f'$ ) in MPa	Fatigue Ductility Exponent (c)	Elastic Modulus (E) in MPa
2054	-0.081	1.571	-0.821	193000
Fatigue Limit ( $S_{FL}$ ) in MPa	Fatigue Limit ( $N_{FL}$ ) in MPa	Cyclic Strength Coefficient (K')	Cyclic Strain Hardening Exponent (n')	Ultimate Strength ( $S_u$ ) in MPa
		1964	0.099	1584

Reference SAE J1099 - June 1998

Şekil 10.40 55Cr3 malzeme özellikleri

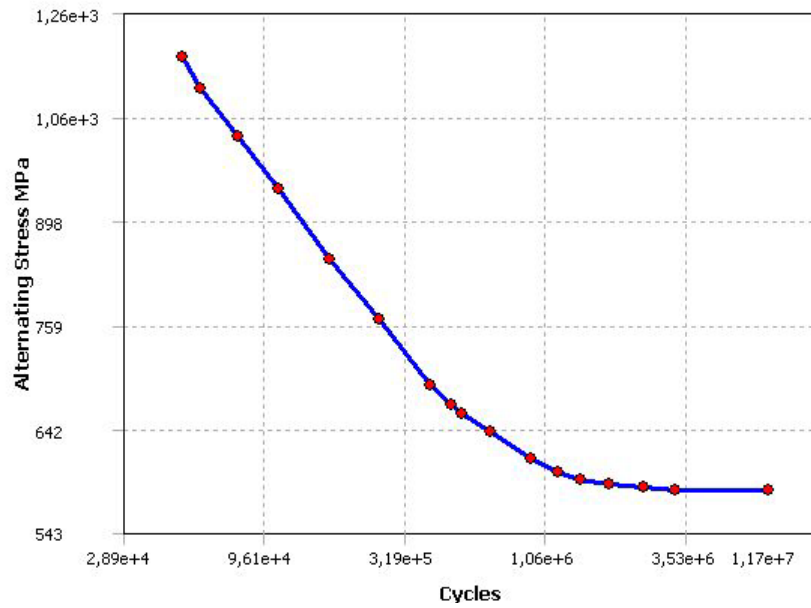


Şekil 10.41 55Cr3 malzemeye ait yorulma diyagramı [43]

Bu diyagram üzerinde bulunan değerler workbench programına girilerek kompozit malzemenin S-N diyagramı oluşturulmuştur.

**Tablo 10.4** 55Cr3 malzeme ömür değerleri

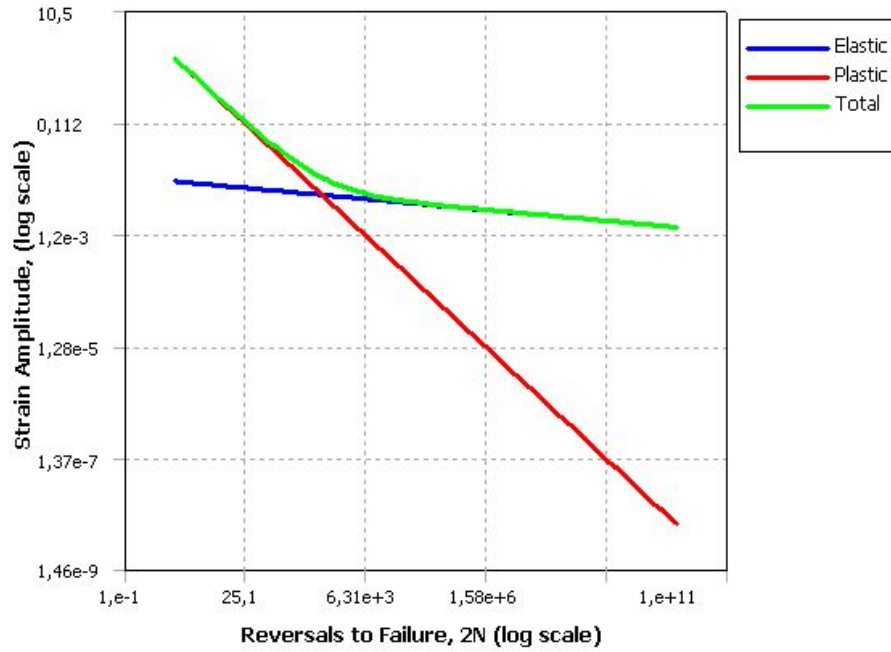
55Cr3 Ömür Değerleri				
MPa	Pa	ksi	n	10 <sup>x</sup>
1.172	1.172.107.500	169.870.652	47.706	4,678571
1.115	1.114.881.075	161.576.967	55.774	4,746429
1.020	1.020.423.000	147.887.391	76.862	4,885714
948	948.028.125	137.395.380	109.108	5,037857
860	859.775.325	124.605.120	167.054	5,222857
768	767.799.360	111.275.270	256.195	5,408571
689	689.475.000	99.923.913	398.107	5,6
669	668.790.750	96.926.196	477.058	5,678571
659	659.138.100	95.527.261	517.947	5,714286
639	639.143.325	92.629.467	662.870	5,821429
612	612.115.905	88.712.450	936.329	5,971429
600	599.843.250	86.933.804	1.178.769	6,071429
592	592.259.025	85.834.641	1.428.894	6,155
588	588.466.913	85.285.060	1.831.712	6,262857
585	584.881.643	84.765.455	2.458.750	6,390714
582	582.137.532	84.367.758	3.214.718	6,507143
582	582.137.532	84.367.758	7.102.783	6,851429



**Şekil 10.42** Ansys Workbench programına girilen ömür değerleri

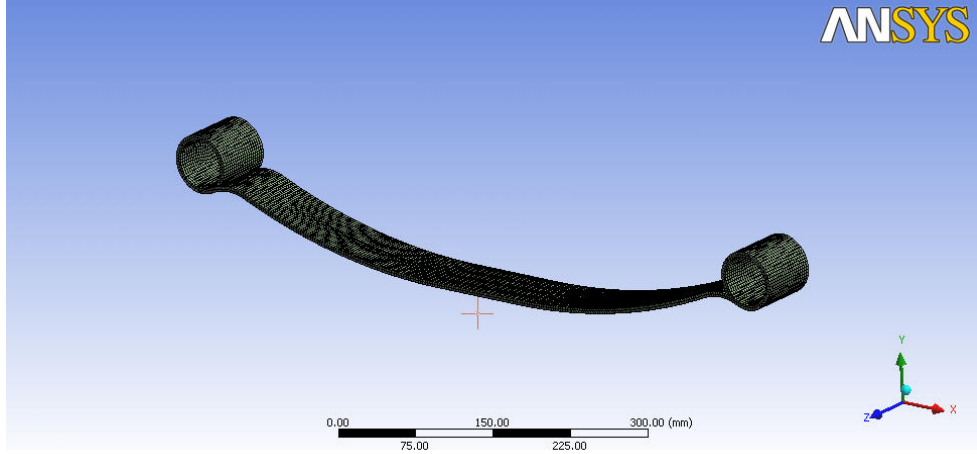
55Cr3 - Strain-Life Parameters	
<b>Property Attributes</b>	
Display Curve Type	Strain-Life
<b>Strain-Life Parameters</b>	
Strength Coefficient MPa	2054,
Strength Exponent	-8,1e-002
Ductility Coefficient	1,571
Ductility Exponent	-0,821
Cyclic Strength Coefficient MPa	1964,
Cyclic Strain Hardening Exponent	9,9e-002

Şekil 10.43 Ansys Workbench programına girilen strain life değerleri

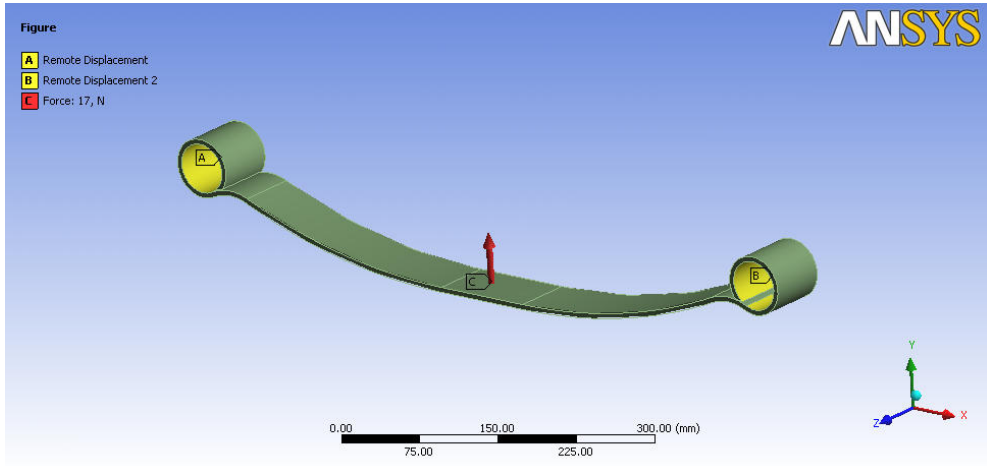


Şekil 10.44 55Cr3 strain life diyagramı

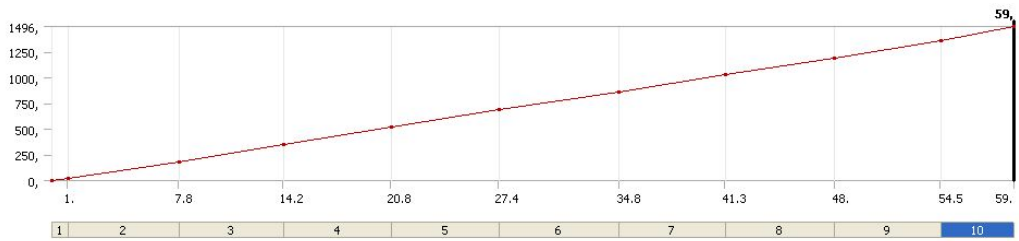
60x5 yaprak yayın meshleme işlemi sırasında hex dominant method ve 3 mm mesh boyutu seçilmiştir. Bu mesh modeli ile 20183 eleman ve 89198 node oluşturulmuştur.



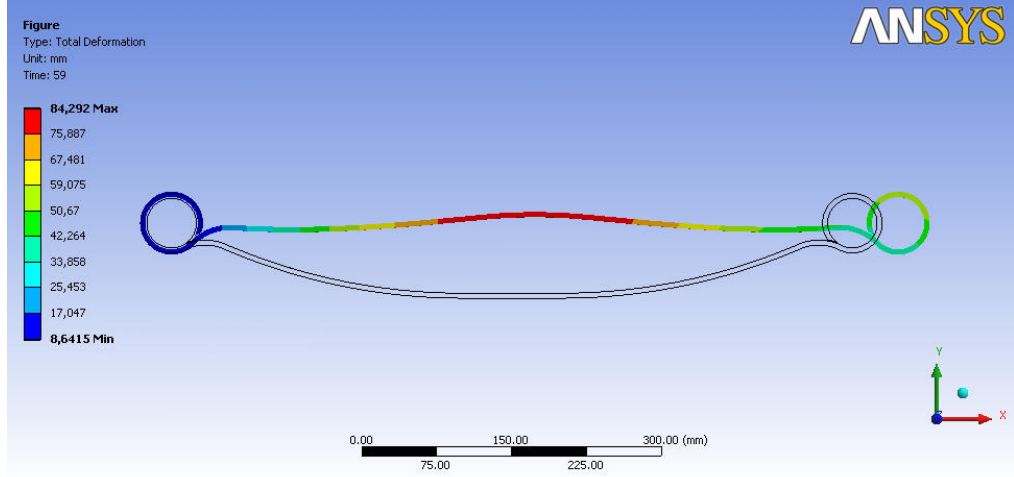
Şekil 10.45 60x5 yaprak yay mesh modeli



Şekil 10.46 Sınır şartlarının tanımlanması



Şekil 10.47 Kuvvet değerlerinin girilmesi



Şekil 10.48 1500N yük altında 60x5 55Cr3 yaprak yay deformasyonu

Kuvvet yaprak yay üzerine zamana bağlı olarak uygulanmıştır. 10 adımda ayrı ayrı çözüm yapılmıştır. Uygulanan kuvvet değerleri altta tabloda bulunmaktadır.

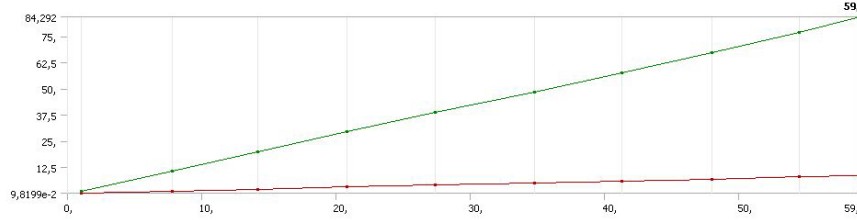
Tabular Data			
	Steps	Time [s]	Force [N]
1	1	0,	0,
2	1	1,	17,
3	2	7,8	185,
4	3	14,2	353,
5	4	20,8	521,
6	5	27,4	689,
7	6	34,8	857,
8	7	41,3	1025,
9	8	48,	1193,
10	9	54,5	1361,
11	10	59,	1496,

Şekil 10.49 Uygulanan kuvvet değerleri

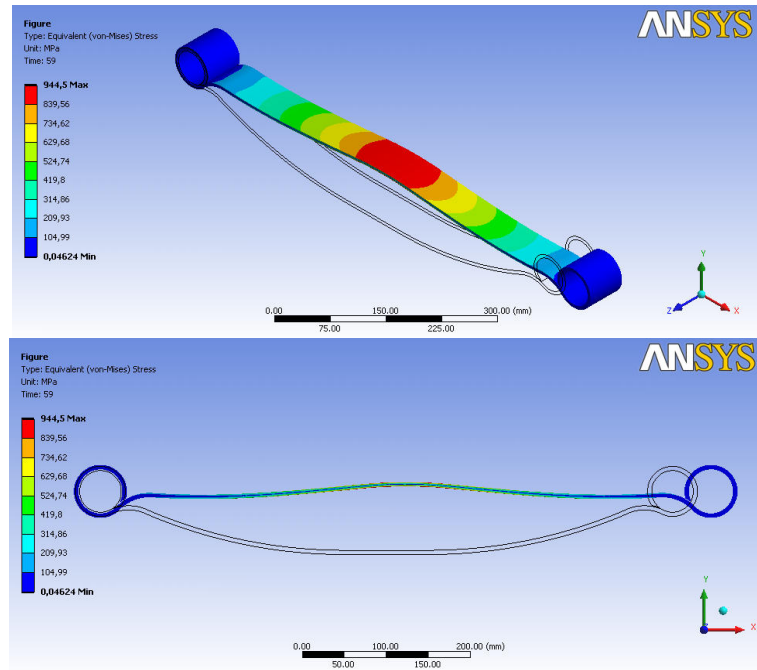
Tabular Data						
	Time [s]	Minimum [mm]	Maximum [mm]	Deplasman mm	Kuvvet N	zaman s
1	1,	9,8199e-002	0,95787			
2	7,8	1,0686	10,424	0,169	17	1
3	14,2	2,0391	19,89	10,212	185	7,8
4	20,8	3,0095	29,356	18,448	353	14,2
5	27,4	3,9799	38,822	26,957	521	20,8
6	34,8	4,9504	48,288	35,39	689	27,4
7	41,3	5,9208	57,754	44,836	857	34,8
8	48,	6,8913	67,22	53,178	1025	41,3
9	54,5	7,8617	76,686	61,505	1193	48
10	59,	8,6415	84,292	69,651	1361	54,5
				75,303	1496	59

Şekil 10.50 Bulunan deplasman değerleri ile ölçülen değerlerin karşılaştırılması

Bulunan değerler ile ölçülen değerler karşılaştırıldığında ölçülen değer ile bulunan değer arasındaki fark %10' u geçmemektedir. Bu durum analiz programları için kabul edilebilir sınırlar içerisinde.



Şekil 10.51 Bulunan deplasman değerlerinin grafiği



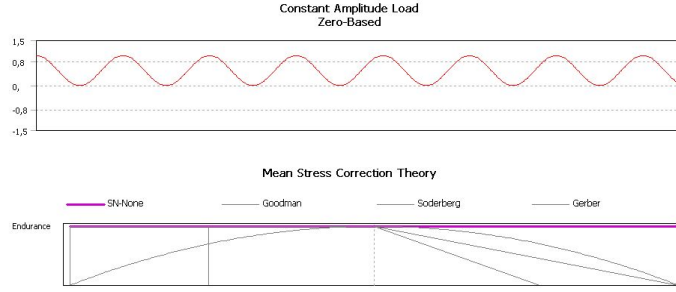
Şekil 10.52 60x5 55Cr3 yaprak yayda gözlenen max. gerilme

	Time [s]	Minimum [MPa]	Maximum [MPa]
1	1,	5,2545e-004	10,733
2	7,8	5,7191e-003	116,8
3	14,2	1,0911e-002	222,87
4	20,8	1,6103e-002	328,93
5	27,4	2,1296e-002	435,
6	34,8	2,6489e-002	541,07
7	41,3	3,1682e-002	647,13
8	48,	3,6875e-002	753,2
9	54,5	4,2068e-002	859,27
10	59,	4,624e-002	944,5

Şekil 10.53 60x5 55Cr3 yaprak yayda meydana gelen zamana bağlı gerilme değeri

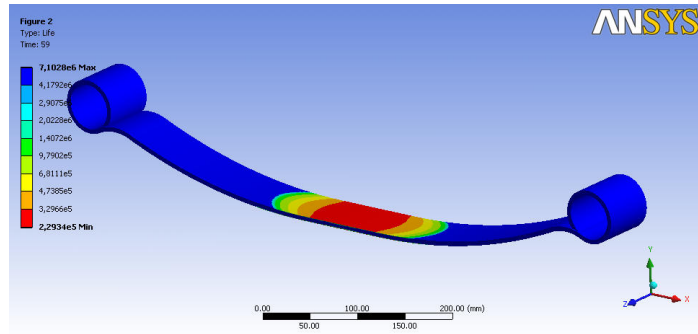
### 10.2.3.2 60x5 55Cr3 Yaprak Yayın Yorulma Analizi Stress Life Kriteri

Statik analizde bulunan değerler kullanılarak yorulma analizi de yapılmıştır. Yorulma analizi için zero-based ve stress life analiz tipi seçilmiştir.



Şekil 10.54 Yorulma analizi tipi seçimi

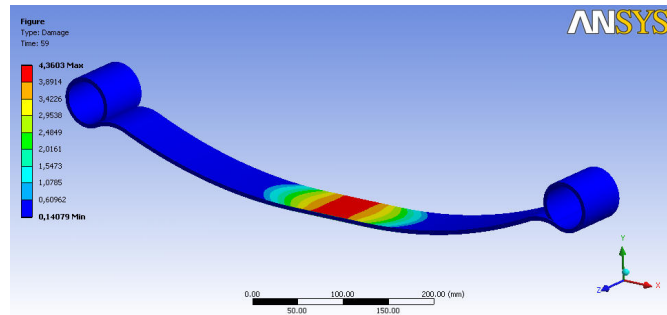
#### 10.2.3.2.1 Ömür



Şekil 10.55 60x5 55Cr3 yaprak yay ömür resmi

60x5 55Cr3 yaprak yay 229340 çevrimde kırılmıştır.

#### 10.2.3.2.2 Hasar

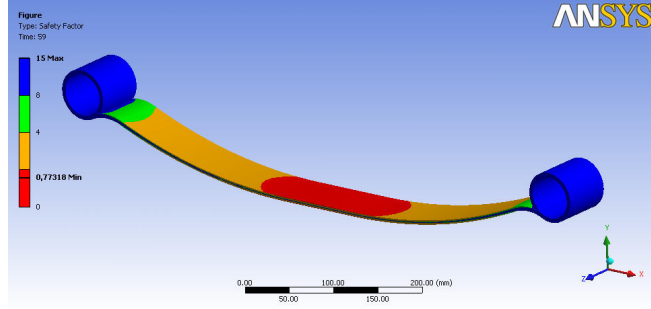


Şekil 10.56 60x5 55Cr3 yaprak yay hasar resmi

60x5 55Cr3 yaprak yay kuvvetin uygulandığı noktadan kırılmıştır



### 10.2.3.2.3 Güvenlik Katsayısı

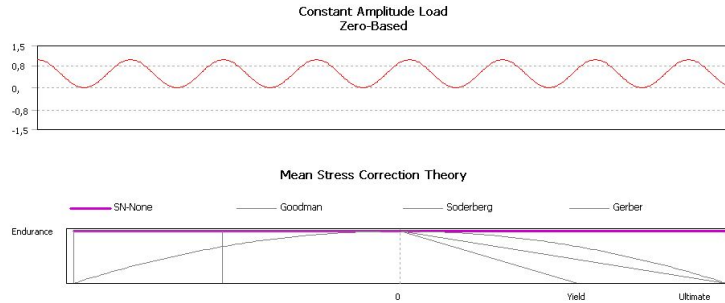


Şekil 10.57 60x5 55Cr3 yay güvenlik katsayısı resmi

60x5 55Cr3 yaprak yayın min. güvenlik katsayısı 0,73 çıkmıştır.

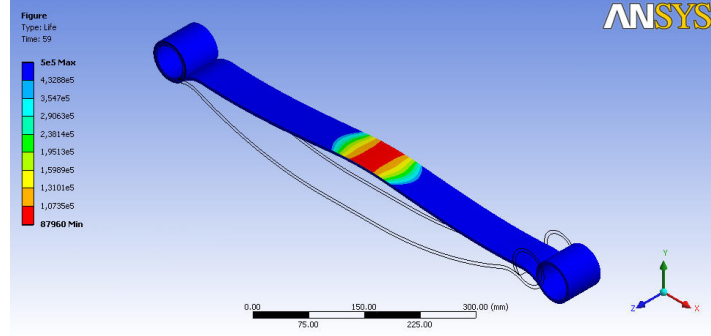
### 10.2.3.3 60x5 55Cr3 Yaprak Yayın Yorulma Analizi Strain Life Kriteri

Statik analizde bulunan değerler kullanılarak yorulma analizi de yapılmıştır. Yorulma analizi için zero-based ve strain life analiz tipi seçilmiştir.



Şekil 10.58 Yorulma analizi tipi seçimi

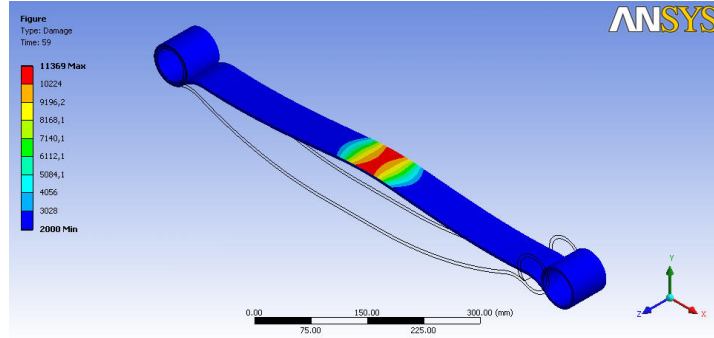
### 10.2.3.3.1 Ömür



Şekil 10.59 60x5 55Cr3 yaprak yay ömür resmi

Stress life kriterine göre 60x5 55Cr3 yaprak yay 87960 çevrimde kırılmıştır. Oysaki neredeyse aynı şartlarda kompozit yaprak yay sonsuz ömürlü çıkmıştı.

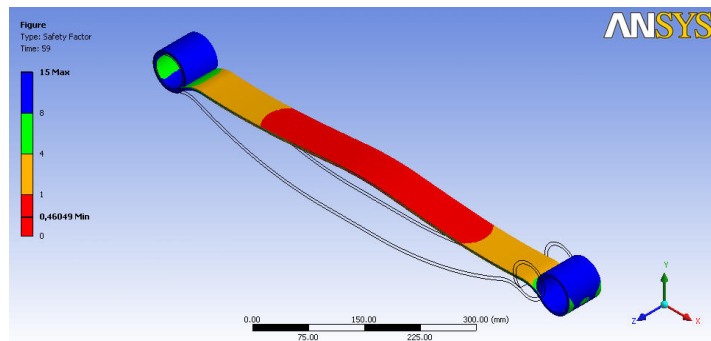
### 10.2.3.3.2 Hasar



Şekil 10.60 60x5 55Cr3 yaprak yay hasar resmi

60x5 55Cr3 yaprak yay kuvvetin uygulandığı noktadan kırıldığı söylenebilir.

### 10.2.3.3.3 Güvenlik Katsayısı



Şekil 10.61 60x5 55Cr3 yaprak yay güvenlik katsayısı resmi

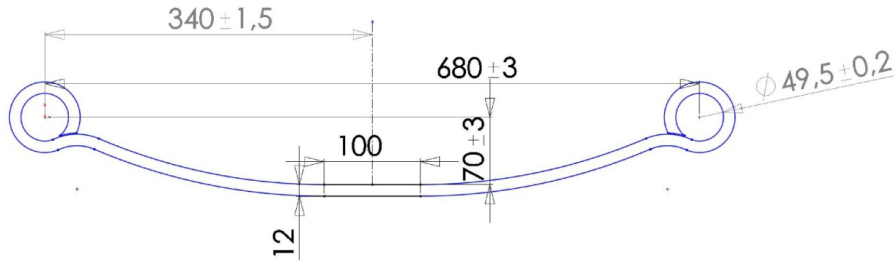
60x5 55Cr3 yaprak yayın min. güvenlik katsayısı 0,46 çıkmıştır. Tabi bu değer 1.000.000 çevrime göredir.

Yapılan yorulma analizlerinde 2 farklı kriter kullanılmıştır. Ancak 2 kriterden elde edilen sonuçlar birbirlerine yaklaşmamaktadır. Bundan sonraki çalışmalarda ortaya çıkan farklılığın nereden kaynaklandığı araştırılabilir.

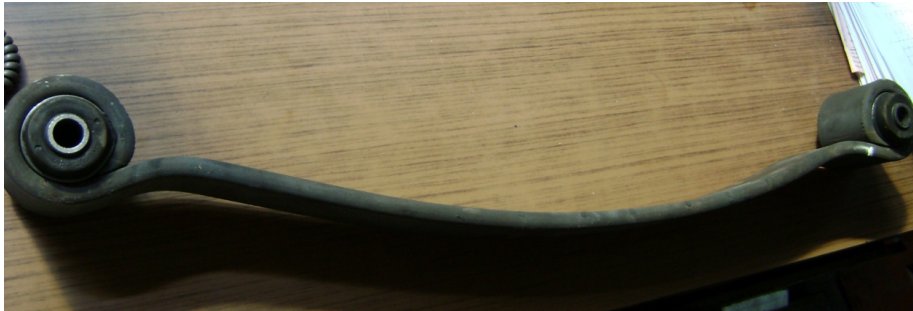
### 10.3 60x12 55Cr3 Numune

#### 10.3.1 60x12 55Cr3 Numunelerin İmalatı

Yaprak yayların imalatı için 60x12 55Cr3 DIN 4620 yay çeliği kullanılmıştır. Kompozit yaprak yay tabaka kalınlığı 12 mm olduğu için 12 mm kalınlığında yaprak yay numunesi hazırlanarak kompozit yaprak yay ile karşılaştırılmıştır. Yaprak yay ağırlığı 5620 gr gelmektedir. 60x12 55Cr3 yaprak yay imalatı 60x5 olan ile aynıdır sadece lama kalınlığı arttırılmıştır. Bu nedenle detaylı olarak imalat süreci anlatılmayacaktır.



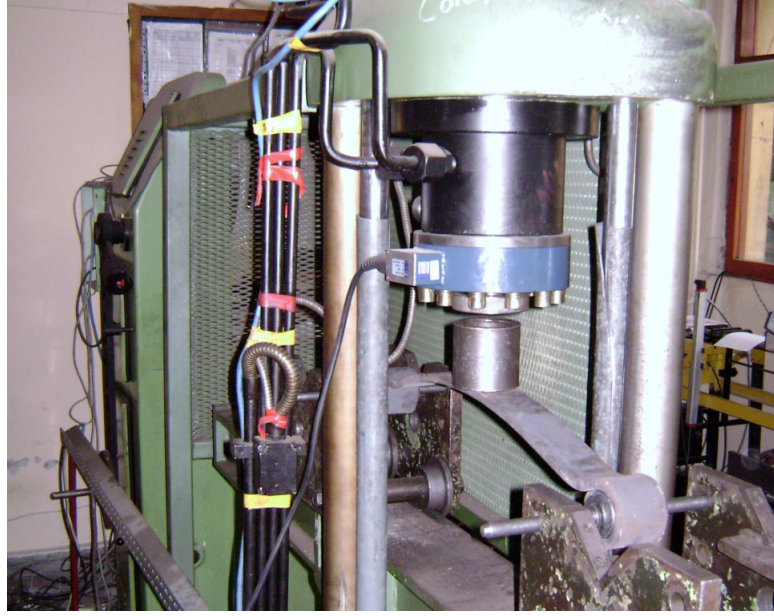
Şekil 10.62 60x12 yaprak yay teknik resmi



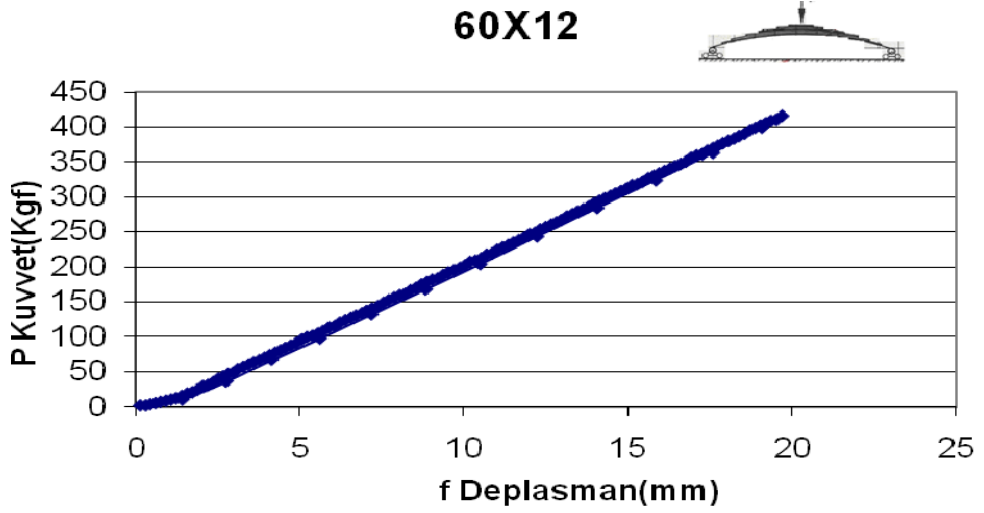
Şekil 10.63 60x12 55Cr3 yaprak yay

### 10.3.2 60x12 55Cr3 Yaprak Yay Testleri

60x12 55Cr3 yaprak yay imal edildikten sonra yay karakteristiğini çıkarmak için yaprak yaylar üzerine kuvvet uygulanmıştır.



Şekil 10.64 60x12 55Cr3 yaprak yay yaprak yay numunesine yük uygulanması



Şekil 10.65 60x12 55Cr3 yaprak yaya ait yük-deplasman grafiği

## TDG CODA Ana Veri Toplayıcı YÜK TESTİ

	Deplasman mm	Kuvvet(N)	Kuvvet(kg)	Zaman(s)
1	0	0	0	0
2	1,261	168	17,134	1
3	2,43	319	32,554	2
4	3,691	571	58,255	3
5	4,891	840	85,669	4
6	6,106	1126	114,797	5
7	7,336	1412	143,924	6
8	7,628	1496	152,491	6,25

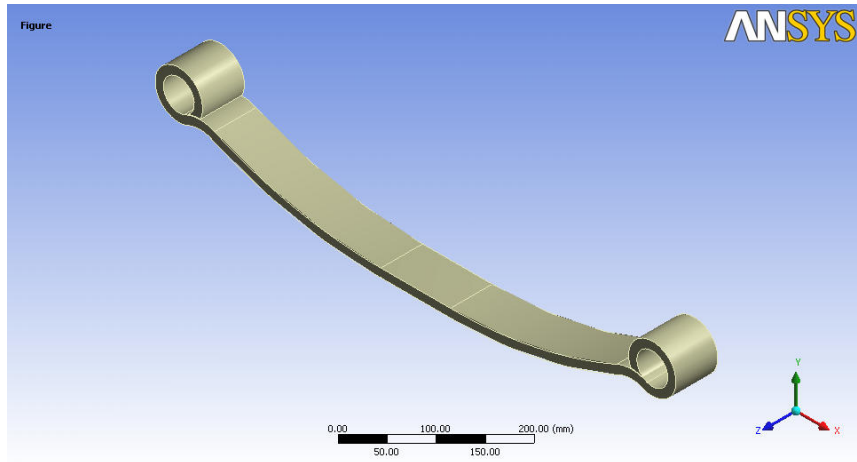
**Şekil 10.66** 60x12 55Cr3 yaprak yaya ait yük-deplasman değerleri

Buradan elde edilen değerler Ansys workbench programında aynen kullanılmıştır.

### 10.3.3 60x12 55Cr3 Yaprak Yayların ANSYS Workbench 11 ile Statik Analizi

#### 10.3.3.1 60x12 55Cr3 Yaprak Yayın Analizi

60x12 55Cr3 yaprak yay Solidworks 2008 programında tek parça halinde modellenmiş Ansys programına atılmıştır.



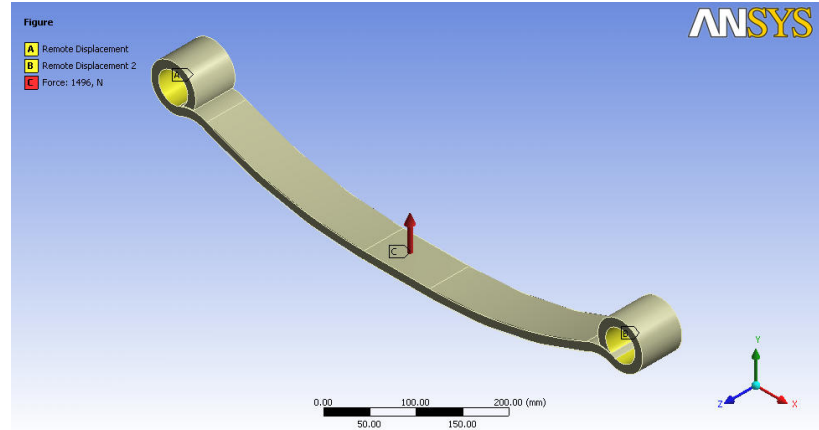
**Şekil 10.67** 60x12 55Cr3 yaprak yay ANSYS modeli

Malzeme özellikleri aynı olduğu için 60x5 55Cr3 yaprak yayda anlatılan işlemler tekrar edilmemiştir. Bu sebeple tekrar edilmeyecektir.

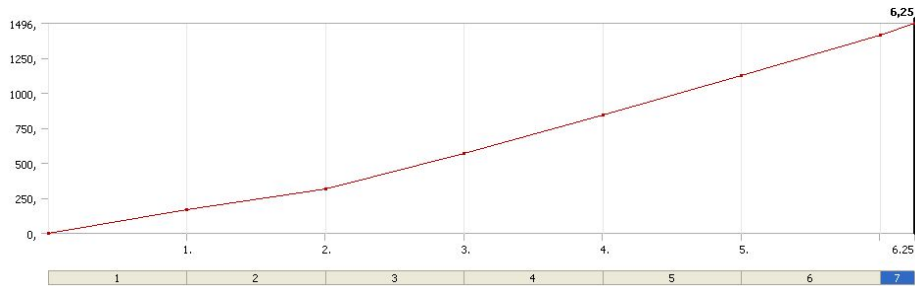
60x12 yaprak yayın meshleme işlemi sırasında hex dominant method ve 3 mm mesh boyutu seçilmiştir. Bu mesh modeli ile 38300 eleman ve 159614 node oluşturulmuştur.



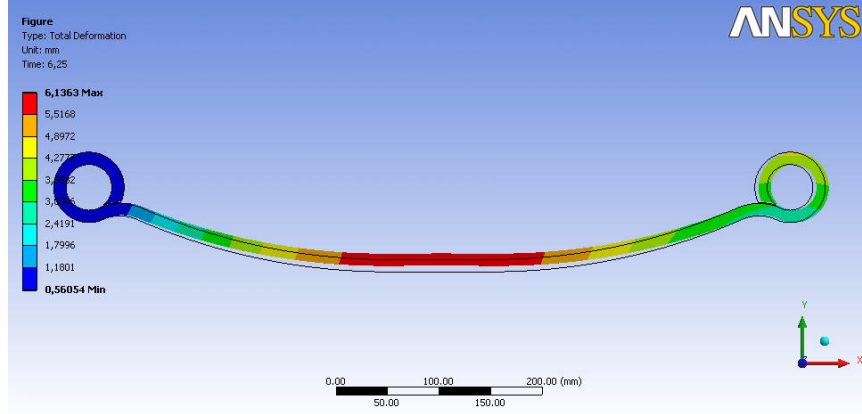
Şekil 10.68 60x12 yaprak yay mesh modeli



Şekil 10.69 Sınır şartlarının tanımlanması



Şekil 10.70 Kuvvet değerlerinin girilmesi



Şekil 10.71 1500N yük altında 60x12 55Cr3 yaprak yay deformasyonu

Kuvvet yaprak yay üzerine zamana bağlı olarak uygulanmıştır. 7 adımda ayrı ayrı çözüm yapılmıştır. Uygulanan kuvvet değerleri altta tabloda bulunmaktadır.

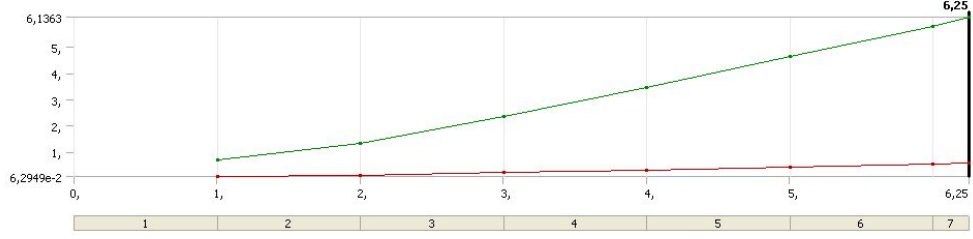
Tabular Data			
	Steps	Time [s]	Force [N]
1	1	0,	0,
2	1	1,	168,
3	2	2,	319,
4	3	3,	571,
5	4	4,	840,
6	5	5,	1126,
7	6	6,	1412,
8	7	6,25	1496,
*			

Şekil 10.72 Uygulanan kuvvet değerleri

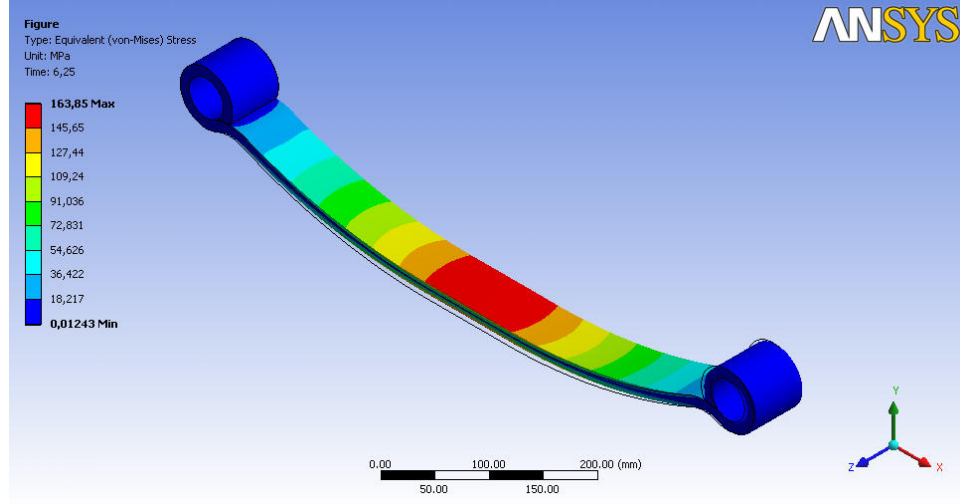
Tabular Data				Deplasman mm	Kuvvet(N)	Zaman(s)
Time [s]	Minimum [mm]	Maximum [mm]				
			0	0	0	
1,	6,2949e-002	0,6891	1,261	168	1	
2,	0,11953	1,3085	2,43	319	2	
3,	0,21395	2,3421	3,691	571	3	
4,	0,31474	3,4455	4,891	840	4	
5,	0,42191	4,6186	6,106	1126	5	
6,	0,52907	5,7917	7,336	1412	6	
7,	0,56054	6,1363	7,628	1496	6,25	

Şekil 10.73 Bulunan deplasman değerleri ile ölçülen değerlerin karşılaştırılması

Bulunan değerler ile ölçülen değerler karşılaştırıldığında ölçülen değer ile bulunan değer arasındaki fark %10' u geçmemektedir. Bu durum kabul edilebilir sınırlar içerisinde.



Şekil 10.74 Bulunan deplasman değerlerinin grafiği



Şekil 10.75 60x12 55Cr3 yaprak yayda gözlenen max. gerilme

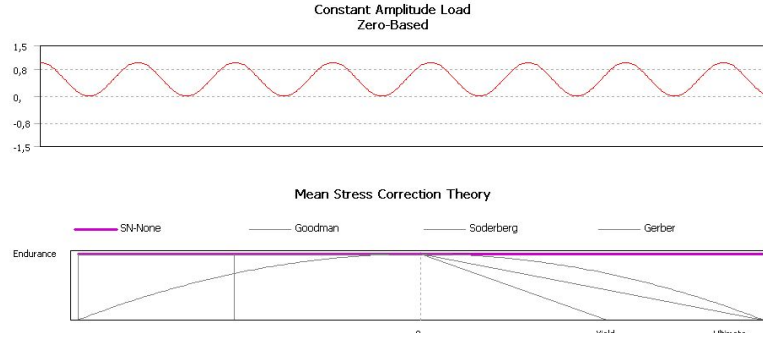
Tabular Data			
	Time [s]	Minimum [MPa]	Maximum [MPa]
1	1,	1,3959e-003	18,401
2	2,	2,65e-003	34,94
3	3,	4,7443e-003	62,541
4	4,	6,9793e-003	92,004
5	5,	9,3556e-003	123,33
6	6,	1,1732e-002	154,65
7	6,25	1,243e-002	163,85

Şekil 10.76 60x12 55Cr3 yaprak yayda meydana gelen zamana bağlı gerilme değeri

### 10.3.3.2 60x12 55Cr3 Yaprak Yayın Yorulma Analizi Stress Life Kriteri

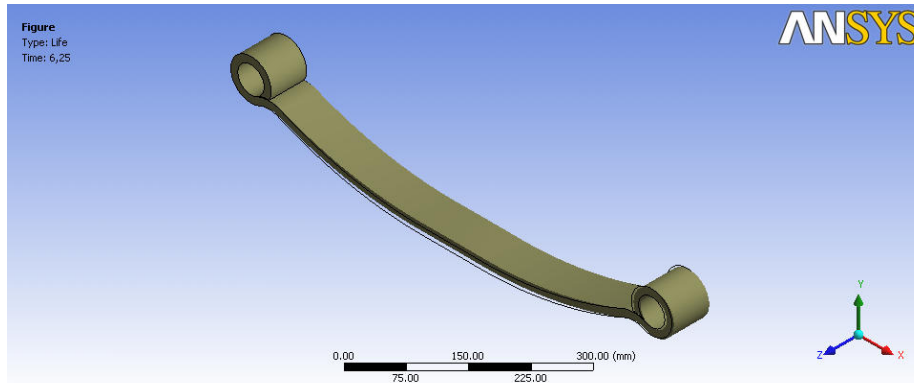
Statik analizde bulunan değerler kullanılarak yorulma analizi de yapılmıştır. Yorulma analizi için zero-based ve stress life analiz tipi seçilmiştir.





Şekil 10.77 Yorulma analizi tipi seçimi

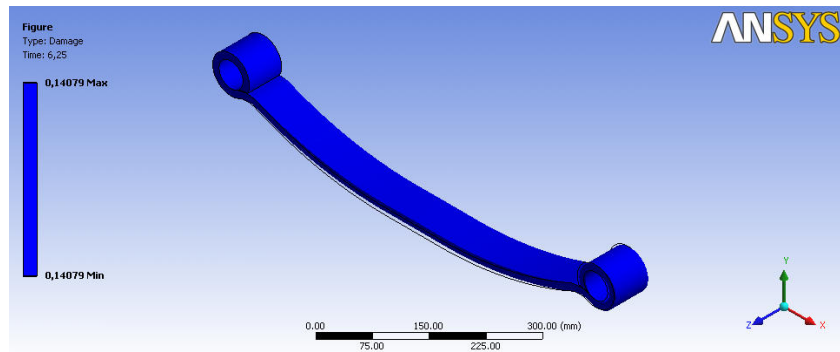
### 10.3.3.2.1 Ömür



Şekil 10.78 60x12 55Cr3 yaprak yay ömür resmi

60x12 55Cr3 yaprak yay sonsuz ömre ulaştığı söylenebilir.

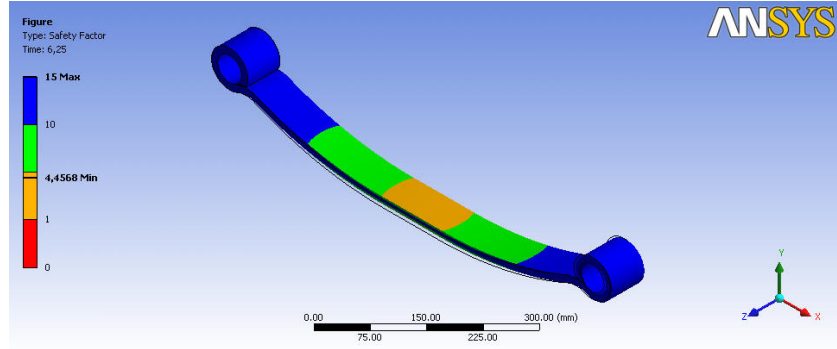
### 10.3.3.2.2 Hasar



Şekil 10.79 60x12 55Cr3 yaprak yay hasar resmi

60x12 55Cr3 yaprak yayda herhangi bir hasar oluşmadığı söylenebilir.

### 10.3.3.2.3 Güvenlik Katsayısı

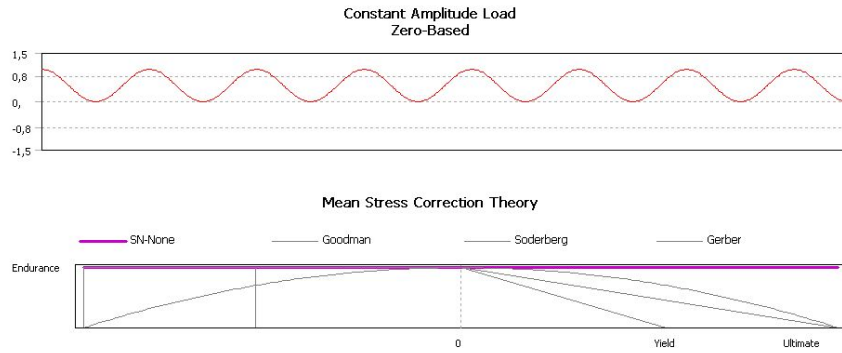


Şekil 10.80 60x12 55Cr3 yay güvenlik katsayısı resmi

60x12 55Cr3 yaprak yayın min. güvenlik katsayısı 4,4 çıkmıştır.

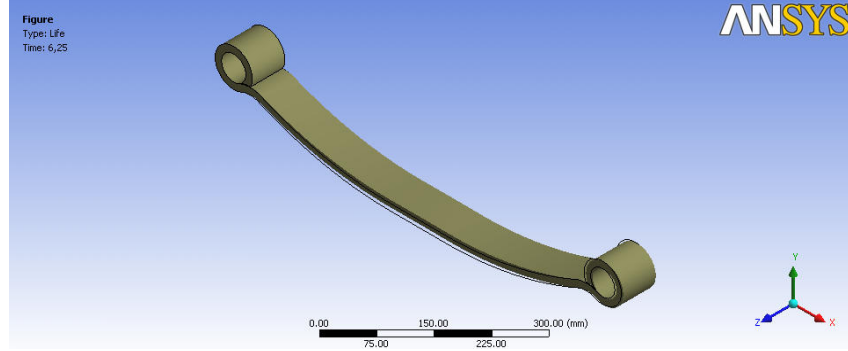
### 10.3.3.3 60x12 55Cr3 Yaprak Yayın Yorulma Analizi Strain Life Kriteri

Statik analizde bulunan değerler kullanılarak yorulma analizi de yapılmıştır. Yorulma analizi için zero-based ve strain life analiz tipi seçilmiştir.



Şekil 10.81 Yorulma analizi tipi seçimi

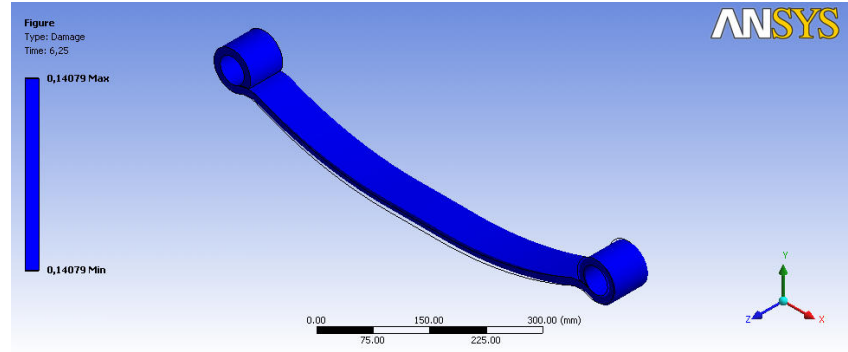
### 10.3.3.3.1 Ömür



Şekil 10.82 60x12 55Cr3 yaprak yay ömür resmi

Stress life kriterine göre 60x12 55Cr3 yaprak yay sonsuz ömre ulaşmıştır.

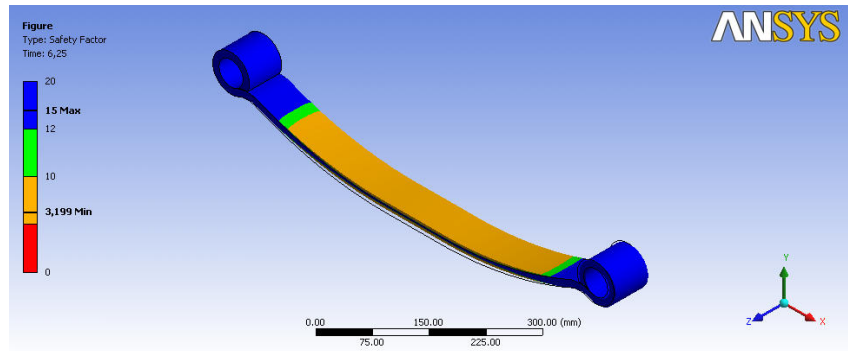
### 10.3.3.3.2 Hasar



Şekil 10.83 60x12 55Cr3 yaprak yay hasar resmi

60x12 55Cr3 yaprak yayda herhangi bir hasar oluşmamıştır.

### 10.3.3.3.3 Güvenlik Katsayısı



Şekil 10.84 60x12 55Cr3 yay güvenlik katsayısı resmi

60x12 55Cr3 yaprak yayın min. güvenlik katsayısı 3,2 çıkmıştır.

## 11. BULUNAN SONUÇLARIN KARŞILAŞTIRILMASI

### 11.1 Yapılan Analiz Sonuçlarının Karşılaştırılması

Yaprak Yay Tipi	Ağırlık gr	Max Kuvvet N	Test Sonucu Deplasman mm	Analiz Sonucu Deplasman mm	Ömür Stress Life n	Ömür Strain Life n	Güvenlik Katsayısı Stress Life	Güvenlik Katsayısı Strain Life
Kompozit	2480	1496	92,8	88,5	$\infty$	-	1,3	-
60x5 55Cr3	2340	1496	75,3	84,2	229340	87960	0,73	0,46
60x12 55Cr3	5620	1496	7,6	6,1	$\infty$	$\infty$	4,4	3,2

Şekil 11.1 Yaprak yayların karşılaştırılması

Bu tez çalışmasında cam elyaf takviyeli kompozit ve 55Cr3 malzemeden üretilmiş yaprak yayların Ansys Workbench programında analizleri yapılmıştır. Yaprak yaylardan 10'ar adet numune yapılarak test edilmiştir. Test sonuçları bize kompozit malzemelerin yaprak yay yapımı için ideal malzeme olduğunu göstermektedir.

Çelik yaprak yay ile yaklaşık olarak aynı ağırlığa sahip kompozit yaprak karşılaştırıldığında çok daha uzun ömürler edilmiştir. Bu durum gerçekte de böyledir. Konvensiyonel makaslarda ömür 50.000, parabolik makaslarda 100.000 z makaslarda ve bazı özel yaprak yaylarda 200.000 dir. Kompozit yaprak yaylarda bu rakam 1.000.000 çevrimdir.

Artan yorulma ömrü ile beraber taşıtlarda bakım masrafları düşecek bu nedenle tercih edilmeye başlanacaktır.

Yaprak yayların kompozit malzemeden imalatı ile ağır taşıtlarda çok büyük ağırlık tasarrufu sağlanacak dolayısıyla yakıt tüketimi düşürülerek, taşıma kapasitesi arttırılacaktır.

60x5 55Cr3 yaprak yay için 2 farklı yaklaşımla yorulma analizi yapılmıştı ancak elde edilen sonuçlar arasında çok büyük farklar bulunduğu için bu konu üzerinde çalışma yapılarak farklılığın neden kaynaklandığı bulunabilir.

## KAYNAKLAR

[1] Madenci, E., Shkarayev, S., Sergeev, B., Opliger, D.W. and Shyprykevich, P., "Analysis of composite laminates with multiple fasteners". Solids Structures, (1997) 1793-1811

[2] Kılıç, E., "Kompozit malzemeden yapılan yaprak yayların analizi", Dokuz Eylül Üniversitesi Fen bilimleri Enstitüsü Yüksek Lisans Tezi Mart 2006

[3] Shokrieh, M., Rezaei, D., "Analysis and optimization of a composite leaf spring", Composites Research Laboratory, Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology.

[4] Kumar, M., Vijayarangan, S., "Analytical and experimental studies on fatigue life prediction of steel and composite multi-leaf spring for light passenger vehicles using life data analysis", ISSN 1392-1320 Materials Science (MEDŽIAGOTYRA). Vol. 13, No. 2. 2007.

[5] Yu, W. J., Kim, H. C., "Double tapered FRP beam from automotive-suspensions leaf spring composite structures", 9, 1988: pp. 279 – 300.

[6] Springer, G. S., Kollár, L. P., "Mechanics of composite structures", cambridge University Press, New York, 2003.

[7] Tanabe K., Seino T., ve Kajio Y., "Characteristics of carbon/glass fiber reinforced plastic leaf spring. Society of Automotive Engineers", Inc. 820403. (1982).

[8] Mallick. P. K., "Composite Engineering Hand Book", New York, Marcel Dekker, (1997).

[9] Watanabe, K., Tamura, M., Yamaya, K., and Kunoh, T., "Development of a new-type suspension spring" (2001).

[10] Al-Qureshi, H.A., "Automobile leaf springs from composite materials", Journal of Materials Processing Technology, 118, (2001) 58-61.

[11] Morris, C. J., "Composite integrated rear suspension", Ford Motor Company, Dearborn, Michigan, USA.

[12] Hou, J. P., Cherruault, J.Y., Jeronimidis, G., and Mayer, R., "Design, testing, and simulation of fibre composite leaf springs for heavy axle loads"

[13] Hou, J. P., Cherruault, J.Y., Naime, I., Jeronimidis, G., and Mayer, R., "Evolution of the eye-end design of a composite leaf spring for heavy axle loads", Composite Structures 78 (2007) 351-358.

[14] Shiva Shankar, G. S., ve Vijayarangan, S., “Mono composite leaf spring for light weight vehicle – design, end joint analysis and testing”, ISSN 1392–1320 Materials Science (Medžiagotyra). Vol. 12, No. 3. 2006.

[15] Rajendran, I., Vijayarangan, S., “Optimal design of a composite leaf spring using genetic algorithms”, Department of Mechanical Engineering, PSG College of Technology, Coimbatore 641 004, India Received 13 August 1999.

[16] Şahin, Y., “Kompozit Malzemelere Giriş”, Gazi Kitabevi, Ankara, (2000).

[17] CTP Teknolojisi, Cam Elyaf Sanayi A.Ş., İstanbul, (1985).

[18] Jones, R.M., “Mechanics of composite materials”, McGraw-Hill Kogakusha Ltd., Tokyo, (1975).

[19] Jones, R.M., “Mechanics of composite materials” (2th ed.). US: Taylor & Francis Inc. (1999).

[20] Kayrak, M. A., "Havacılık Kompozitleri ve Mukavemet-Maliyet Analizleri", Anadolu Üniversitesi Yayınları, No. 1101, Eskişehir, (1999).

[21] Phillips, L.N., “Desing with advanced composite materials”, The Design Council., London, (1989)

[22] Reinhart, T.J., “Engineered materials handbook Vol.1, Composites”, In C.A. Dostal (Eds.), ASM International handbook committee., New York, (1994).

[23] Redux bonding technology, Hexcel Corporation, (2003).

[24] Daniel, I.M. and Ishai, O., “Engineering mechanics of composite materials”, Oxford University., New York, (1994).

[25] Okutan, B., Ph. D. Thesis, "Stress and failure analysis of laminated composite pinned joints", Dokuz Eylul University Institute of Science, Izmir, (2001).

[26] Park, H.-J., "Bearing failure analysis of mechanically fastened joints in composite laminates". Composites Structures, (2001) 199-211.

[27] Staab, G.H., “Laminar composites”, Butterworth-Heinemann., America, (1999).

[28] Reddy, J.N., “Mechanics of laminated composite plates theory and analysis” (1th ed.) US: CRC Press., (1997).

[29] Lubin, G., “Handbook of composites”, Basic configurations. Lancaster, Van Nostrand Reinhold Company, (1982).

[30] Şen, F., Ph.D. Thesis, "Failure analysis of composite pin-loaded joints under preload moments", Dokuz Eylul University Institute of Science, Izmir, (2007).

[31] Reddy, J.N., "Mechanics of laminated composite plates theory and analysis" (1th ed.) US: CRC Press., (1997).

[32] Özer, D., Özbay, M., "Düzlemsel Yüklenmiş Ortasında Dairesel Delik Bulunan Kompozit Plakta Oluşan Elastik Gerilmelerin Sonlu Elemanlar Yöntemi İle Analizi", Gazi Üniv. Müh. Mim. Fak. Dergisi, Cilt 19, No 1, (2004), 51-57.

[33] Sayman, O., Aksoy, S., "Kompozit Malzemeler", E.Ü. Makine Fakültesi Makina Mühendisliği Bölümü, Bornova/İzmir, (1980),

[34] Gdoutos, E.E., Pilakoutas, K., & Rodopoulos, C.,A., (2000). "Failure analysis of industrial composite materials", New York :McGraw-Hill.

[35] Harris, B., (1999). "Engineering composite materials" (2nded.). London:IOM Communiations.

[36] Karaçay, T., " Taşıt sürüş karakteristiğinin durağan olmayan istatistiksel analizi", (2001)

[37] Prasad, N., Tewari, V.K., Yadav, R., "Tractor ride vibration- a review, Journal of Terramechanics", 32, 4, 205-219. 1995

[38] Mansfield, N.J. and Griffin, M.J., " Difference thresholds for automobile seat vibration, Applied Ergonomics", 31, 255-261. 2000

[39] ISO 2631, 1997, "Mechanical vibration and shock –Evaluation of human exposure to whole- body vibration"- , International Standard Organization, Switzerland.

[40] Gillespie, T.D., 1992, "Fundamentals of vehicle dynamics", SAE, USA

[41] "ASM Handbook Volume 19 Fatigue and Fracture" ASM International

[42] <http://www.bilgiustam.com/kompozit-malzemeler-hakkinda-hersey/>  
son erişim 10.08.2009

[43] Boyer, H., E., "Atlas of Fatigue Curves" 1986

[44] Daugherty, R. L., "Application of Composite Materials to Truck Components: Leaf Springs and Propeller Shafts for 5-Ton Trucks", Final rept. Oct 1979-Oct 1981,