

**UÇAK YAPISAL PARÇALARINDA
KULLANILAN KARBON/EPOKSİ KOMPOZİT
MALZEMELERİN YORULMA DAVRANIŞI**

Adem KARCI
Doktora Tezi

Fen Bilimleri Enstitüsü
Sivil Havacılık Anabilim Dalı
Haziran - 2009

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Adem KARCI'ın Uçak Yapısal Parçalarında Kullanılan Karbon/Epoksi Kompozit Malzemelerin Yorulma Davranışı başlıklı **Sivil Havacılık** Anabilim Dalındaki, Doktora Tezi 08.06.2009 tarihinde, aşağıdaki jüri tarafından Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

	Adı - Soyadı	İmza
Üye (Tez Danışmanı)	: Yard. Doç. Dr. Dilek TURAN
Üye	: Prof. Dr. Mustafa CAVCAR
Üye	: Doç. Dr. Metin TANOĞLU
Üye	: Doç. Dr. Cemal AKSEL
Üye	: Yard. Doç. Nedret AYDINBEYLİ

Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun
..... tarih ve sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Enstitü Müdürü

ÖZET

Doktora Tezi

UÇAK YAPISAL PARÇALARINDA KULLANILAN KARBON/EPOKSİ KOMPOZİT MALZEMELERİN YORULMA DAVRANIŞI

Adem KARCI

Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Sivil Havacılık Anabilim Dalı

Danışman: Yard. Doç. Dr. A. Dilek TURAN
2009, 130 sayfa

Bu çalışmada, doküman karbon/epoksi kompozit malzemelerin çekme-çekme ve çekme-basma çevrimsel yükleri altında yorulma davranışı incelenmiştir. [0/90] ve [0/±45/90] elyaf oryantasyonlarına sahip kompozit plakalar üretilmiş ve farklı maksimum gerilme seviyelerinde yorulma testleri yapılmıştır. R=0.1 ve -1 yük oranlarında gerilme-çevrim sayısı (S-logN eğrileri) grafikleri oluşturulmuştur. Yorulma testleri sırasında kaydedilen yük, şekil değişimi ve pozisyon verileri kullanılarak malzeme rijitliğindeki değişim numunelerin ömrü boyunca belirlenmiş ve rijitlik değişimine bağlı hasar birikim parametresi hesaplanmıştır. Belirli çevrim sayısı aralıklarında numune kenarlarından kopyalar alınarak yorulma sırasında test numunelerinde oluşan hasar tipleri belirlenmiş ve enine çatlak yoğunluğu ölçülmüştür. Hasarlı veya kırılan numunelerin hasar mekanizmalarını belirlemek ve hasar analizlerini yapmak için optik ve taramalı elektron mikroskop incelemeleri yapılmıştır. Elyaf oryantasyonu ve gerilme tipine bağlı olarak yorulma davranışındaki değişiklikler, rijitlik değişimi, hasar oluşumu/ilerlemesi ve hasar mekanizmaları dikkate alınarak açıklanmıştır.

Anahtar Kelimeler: Karbon/epoksi kompozit, yorulma, S-N eğrisi, rijitlik değişimi, hasar mekanizmaları ve analizi

ABSTRACT

PhD Dissertation

FATIGUE BEHAVIOUR OF WOVEN CARBON/EPOXY COMPOSITES USED AS AIRCRAFT STRUCTURAL COMPONENTS

Adem KARCI

**Anadolu University
Graduate School of Sciences
Civil Aviation Program**

**Supervisor: Asst. Prof. Dr. Dilek TURAN
2009, 130 pages**

In this study, fatigue behaviour of woven carbon/epoksi composite materials has been investigated under tension-tension and tension-compression cyclic loading. Fatigue experiments of the composite laminates having [0/90] and [0/±45/90] fiber orientations were carried out at the different maximum stress levels. Stress – number of cycle curves (S-LogN) were constructed at R=0.1 and -1 stress ratios. The damage accumulation parameter which is related to the reduction of stiffness was calculated from load and strain data recorded during the fatigue tests. Edge-replicas were taken and examined in the optic microscope to determine damage types and to measure the transverse crack density. The fatigue fracture surfaces were examined in the scanning electron microscopy (SEM) to obtain detailed information on fatigue damage mechanisms and failure analysis of carbon/epoxy composites. Differences of the fatigue behaviour stemming from the fiber orientations and the loading types are explained in terms of the stiffness reduction, damage initiation/propagation and damage mechanisms.

Keywords: Carbon/epoxy composite, Fatigue, S-N curve, stiffness reduction, Failure mechanisms and analysis.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET.....	i
ABSTRACT.....	ii
İÇİNDEKİLER.....	iii
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	vi
ÇİZELGELER DİZİNİ.....	xv
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	xvi
1.GİRİŞ.....	1
2. KOMPOZİT MALZEMELER.....	2
2.1. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması.....	6
2.1.1. Elyafli kompozitler.....	6
2.1.2. Parçacıklı kompozitler.....	7
2.1.3. Tabakalı kompozitler.....	7
2.2.Kompozit Malzeme Üretimi.....	8
2.2.1. Yarı mamul tabakalarla (prepreg) üretim.....	8
2.2.2. Elle yayma üretim tekniği.....	9
2.2.3. Filament sarma üretim tekniği.....	9
2.2.4. Islak kalıplama teknikleri.....	10
3. UÇAK YAPISAL PARÇALARINDA KOMPOZİT MALZEME KULLANIMI.....	12
4. KOMPOZİT MALZEMELERDE YORULMA.....	18
4.2. Yorulma Testleri.....	20
4.3. S-N Eğrileri.....	23
4.4. Rijitlik Değişimi ve Hasar Birikimi.....	24

4.5. Yorulma Testleri Sırasında Hasar Tespiti.....	27
4.5.1. Kenar kopyalama ile hasar belirlenmesi.....	28
5. KOMPOZİT MALZEMELERİN HASAR ANALİZLERİ	
VE HASAR MEKANİZMALARI.....	31
5.1. Kırılma Tipleri.....	31
5.2. Mod I Çekme Hasarları.....	33
5.3. Mod II Kesme Hasarları.....	35
5.4. Karışık Mod I/II hasarları.....	36
5.5. Tabakaları Kesen (Translaminar) Hasarlar.....	37
5.6. Çevrimsel (Yorulma) Yükleme.....	39
6. DENEYSEL ÇALIŞMALAR.....	40
6.1. Malzeme.....	40
6.2. Kompozit Plakaların Üretimi.....	40
6.3. Numune Hazırlama.....	43
6.4. Kullanılan Cihazlar.....	45
6.5. Yapılan Testler.....	47
6.5.1. Yoğunluk ve elyaf/matris hacim oranı ölçümü.....	47
6.5.2. Boşluk içeriği (Void content).....	49
6.5.3. Çekme testleri.....	50
6.5.4. Basma testleri.....	50
6.5.5. Yorulma testleri.....	51
6.6. Kırık Yüzey İncelemeleri.....	55
7. SONUÇLAR VE TARTIŞMA.....	56
7.1. Yoğunluk ve Elyaf/Matris Hacim Oranı ve Boşluk İçeriği Ölçümü.....	56
7.2. Çekme ve Basma Testleri.....	59
7.3. Yorulma Testleri.....	66

7.3.1. S-N eğrileri.....	66
7.3.2. Rijitlik değişimi ve hasar birikimi.....	73
7.3.3. Kenar kopyalama ile hasar tespiti ve çatlak yoğunluğu ölçümü.....	81
7.4. Kırık Yüzey İncelemeleri.....	91
7.4.1. Optik mikroskop incelemeleri.....	91
7.4.2. Taramalı elektron mikroskobu (SEM) incelemeleri.....	95
7.4.2.1. Çekme testi ve çekme-çekme yorulma testleri.....	95
7.4.2.2. Basma testi ve çekme-basma yorulma testleri.....	108
8. GENEL SONUÇLAR VE ÖNERİLER.....	118
8.1. Genel Sonuçlar.....	118
8.2. Öneriler.....	119
KAYNAKLAR.....	121

ŞEKİLLER DİZİNİ

2.1. İki boyutlu dokuma tipleri.....	3
2.2. Reçine, elyaf ve kompozitin çekme gerilmesi-şekil değişimi grafiklerinin şematik gösterimi.....	3
2.3. Bir epoksi grubunun kimyasal yapısı.....	5
2.4. Vakum torbalama işleminin şematik gösterimi.....	9
2.5. Filament sarma üretim tekniği.....	10
2.6. Reçine film emdirme tekniği.....	11
3.1. Uçak yapısal parçalarında ileri kompozit malzeme kullanımı.....	12
3.2. Airbus A320 uçağında kullanılan kompozit parçalar.....	15
3.3. Boeing 777 uçağında kullanılan kompozit parçalar.....	16
3.4. Raytheon Premier I uçağının karbon/epoksi ve petek yapıdan oluşan gövde yapısı.....	17
3.5. Cirrus SR20 uçağının cam takviyeli plastikten yapılan gövdesi.....	17
4.1. Kompozit malzemeler ve metal gibi homojen malzemeler için yorulma ömrü boyunca oluşan hasar miktarı/boyutu ve kompozit malzemelerde yorulma ömrü boyunca oluşan hasar tipleri.....	19
4.2. Çevrimsel yükleme sırasında dokuma kumaş kompozitlerde oluşan hasarlar, a) test başlangıcı (hasarsız), b) enine elyaf demetinde (weft) çatlak oluşumu, c) boyuna elyaf demetinde (warp) kesme hasarları ve reçine zengin bölgelerde enine çatlaklar, d) enine ve boyuna elyaf demeti arasında ayrılma, e) tabakalar arası ayrılma ilerlemesi ve elyaf demetlerinin kopması.....	20
4.3. Polimerik kompozitlerin (a) gerilme, (b) şekil değişim kontrollü çevrimsel yükleme altında davranış farklılıkları.....	20
4.4. Yorulma testi için sinüzoidal yükleme tipi.....	22
4.5. Yorulma deneylerinde kullanılan çevrimsel yükleme tipleri.....	22

4.6. Çekme-basma çevrimsel yükleme altında grafit/epoksi plakaların S-N eğrileri, a) [0], b) [0/90], c)[0/±45/90], d) [±45] elyaf oryantasyonları.....	24
4.7. Histerisiz ölçümleri, (a) çevrimsel yüklerin bir fonksiyonu olarak histerisiz eğrilerindeki değişimin şematik gösterimi, (b) Sekant E_s ve dinamik modül E_{dyn} tanımları, (c) çevrimsel yüklerin bir fonksiyonu olarak relatif sekant $E_{s,rel}$ ve relatif dinamik modüllerindeki $E_{dyn,rel}$ değişimlerin şematik gösterimi.....	26
4.8. Dokuma kumaş ve tek yönlü elyafli tabakalar ile üretilen kompozit plakaların yorulma ömrü boyunca rijitlik değişimi.....	27
4.9. Dokuma kumaş takviyeli kompozit plakada; a) enine elyaf demetlerinde çatlaklar, b) enine çatlaklar ve elyaf demetleri arasında oluşan ayrılma hasarı.....	28
4.10. $[0_2/90_3]_s$ ve $[\pm 45/90_3]_s$ yük kontrollü olarak çevrimsel yüklemeye maruz kalmış plakaların normalize çevrim sayısı çatlak yoğunluğu grafiği.....	30
5.1. Temel kırılma modları; a) tabakalar içi, b) tabakalar arası, c) tabakaları kesen.....	32
5.2. Farklı çatlak tipleri ve çatlak yüzey hareketleri oluşturan temel yükleme modları; a) açılma veya çekme, b) kayma (kesme), c) yırtılma.....	33
5.3. Matris malzeme gevrek kırılma yüzeylerinde a,b)Nehir birleşmeleri şeklinde izler, c) iç içe V şeklinde reçine mikro akış izleri.....	34
5.4. Kesme gerilmeleri sonucu oluşan çıkıntılar.....	36
5.5. Olası çıkıntı (hackles) ayrılma mekanizmaları.....	36
5.6. Çekme gerilmesi sonucu kırılan elyaf uçları.....	37
5.7. Basma kırılma özelliklerine ait özellikler a) karbon/epoksi kompozit plaka kıvrılmış elyaf demeti, b) kırık yüzey genel görünümü, c) elyaf ucu kırığı ayrıntılı görünüm.....	38
5.8. Elyaf takviyeli polimerik kompozit malzeme kırık yüzeylerinde yorulma çizgileri.....	39
6.1. Reçinenin karbon kumaşa emdirilmesi.....	42

6.2. Kalıp, yardımcı parçalar ve reçine ile ıslanmış karbon elyaf kumaşların belirli bir sırada yerleştirilmesi.....	42
6.3. Vakuma alma işlemi.....	42
6.4. Otomatik sıcaklık kontrolüne sahip ısı lambaları ile kür işlemi.....	43
6.5. Elle yayma üretim tekniği ile elde edilen vakum torbasından çıkarılan kompozit plakalar.....	43
6.6. Çekme testi ve çekme-çekme yorulma testi numune geometrisi ve ölçüleri.....	44
6.7. Basma testi ve çekme-basma yorulma testi numune geometrisi ve ölçüleri.....	44
6.8. Su jeti kesme makinesi ile numunelerin kesilmesi.....	45
6.9. Çekme, basma ve yorulma testlerinin yapıldığı Intsron test cihazı.....	46
6.10. Kenar kopyaları ve hasarlı numunelerin mikroskopik incelemelerinde kullanılan optik mikroskop (LEICA MZ16FA).....	46
6.11. Kırılmış veya hasarlı numunelerin mikroskopik incelemelerinde kullanılan taramalı elektron mikroskobu (ZIESS EVO 50).....	47
6.12. ASTM D 6641 standardına uygun üretilen basma testi numune tutucu....	51
6.13. Yorulma testleri gerilme-zaman grafikleri; a) çekme-çekme, b) çekme-basma.....	53
6.14. Yorulma testleri sırasında kenar kopyalama işlemi.....	54
6.15. Mikroskop incelemeleri için kırılan numunelerin kesilmesi.....	55
7.1. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip plaka kenar kesitinden 5X objektif ile alınan a) orijinal görüntü, b) boşluk ve boşluk renk tonuna yakın noktaların belirlenmesi.....	57
7.2. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip plaka kenar kesitinden 5X objektif ile alınan a) orijinal görüntü, b) boşluk ve boşluk renk tonuna yakın noktaların belirlenmesi.....	58
7.3. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin çekme testi gerilme - % şekil değişim grafikleri.....	61
7.4. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin çekme testi gerilme - % şekil değişim grafikleri.....	62
7.5. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin basma testi gerilme - % şekil değişim grafikleri.....	63

7.6. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin basma testi gerilme-% şekil değişim grafikleri.....	64
7.7. Çekme testi sonucu kırılmış numuneler ve kırılma bölgesi a) [0/90], b) [0/±45/90] elyaf oryantasyonu.....	65
7.8. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin basma testi sonucu a) kırılmış numuneler b) kırılma bölgesi.....	65
7.9. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakanın σ_{max}/σ_c , 0.75, 0.70, 0.675, 0.65 maksimum gerilme seviyelerinde yapılan çekme-çekme yorulma testlerinin maksimum gerilme-logaritmik çevrim sayısı grafiği	67
7.10. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakanın σ_{max}/σ_c , 0.80, 0.775, 0.75, 0.70 maksimum gerilme seviyelerinde yapılan çekme.....	68
7.11. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakanın σ_{max}/σ_B , 0.575, 0.55, 0.525, 0.50, 0.475 maksimum gerilme seviyelerinde yapılan çekme.....	69
7.12. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakanın σ_{max}/σ_B , 0.525, 0.50, 0.475, 0.45, 0.425 maksimum gerilme seviyelerinde yapılan çekme.....	70
7.13. [0/±45/90] ve [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakaların çekme-çekme ve çekme-basma yorulma testlerinin maksimum gerilme-çevrim sayısı grafiği.....	71
7.14. Çekme-basma yükleme durumunda elyaf-matris ara yüzeyinde ayrılma (α : ayrılma açısı).....	72
7.15. Çekme-çekme yük çevrimlerini takip eden çekme-basma yük çevrimleri durumunda elyaf-matris ara yüzey ayrılma açısı çevrim sayısı grafiği.....	72
7.16. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakanın 380.2 MPa maksimum gerilme uygulanan çekme-çekme yorulma testi farklı çevrim sayılarında gerilme - % şekil değişimi eğrileri (histerisiz eğrileri).....	73

7.17. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakanın 273 MPa maksimum gerilme uygulanan çekme-çekme yorulma testinin rijitlik-çevrim sayısı grafiği.....	74
7.18. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakanın farklı maksimum gerilme seviyelerinde çekme-çekme yorulma testlerinin relatif rijitlik azalması-çevrim sayısı grafikleri.....	77
7.19. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakanın farklı maksimum gerilme seviyelerinde çekme-çekme yorulma testlerinin relatif rijitlik azalması-çevrim sayısı grafikleri.....	77
7.20. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakanın farklı maksimum gerilme seviyelerinde çekme-basma yorulma testlerinin relatif rijitlik azalması-çevrim sayısı grafikleri.....	78
7.21. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakanın farklı maksimum gerilme seviyelerinde çekme-basma yorulma testlerinin relatif rijitlik azalması-çevrim sayısı grafikleri.....	78
7.22. Cam elyaf kıvrımsız kumaş/epoksi plakanın yorulma süresince relatif rijitliği.....	79
7.23. [0/90] ve [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakaların çekme-çekme ve çekme-basma yorulma testlerinin relatif rijitlik azalması-çevrim sayısı oranı grafikleri.....	79
7.24. [0/90] ve [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakaların çekme-çekme ve çekme-basma yorulma testlerinin hasar parametresi-çevrim sayısı oranı grafikleri.....	80
7.25. Çekme-basma yükleme sırasında bir enine çatlakın ayrılma ve elyaf kırılmalarını oluşturması.....	80
7.26. Farklı maksimum gerilme seviyelerinde [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numune çatlak yoğunluğu-normalleştirilmiş çevrim sayısı grafiği.....	82
7.27. Farklı maksimum gerilme seviyelerinde [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numune çatlak yoğunluğu-normalleştirilmiş çevrim sayısı grafiği.....	83

7.28. (0 ₃ /90/0 ₄) _s ve (0 ₇ /90) _s karbon/epoksi plakalarla %60 ve %80 σ_c maksimum gerilme seviyesi için kenar çatlak yoğunluğu – çevrim sayısı.....	83
7.29. [0 ₂ /90 ₃] _s için çatlak yoğunluğu-normalleştirilmiş çevrim sayısı.....	84
7.30. [\pm 45/90 ₃] _s için çatlak yoğunluğu-normalleştirilmiş çevrim sayısı.....	84
7.31. Çekme-çekme yorulma testinde, 282 MPa maksimum çevrimsel gerilmeye maruz kalan [0/ \pm 45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunenin çatlak yoğunluğu-rijitlik-çevrim sayısı grafiği.....	85
7.32. Çekme-çekme yorulma testinde, 342 MPa maksimum çevrimsel gerilmeye maruz kalan [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunenin çatlak yoğunluğu-rijitlik-çevrim sayısı grafiği.....	85
7.33. [0/ \pm 45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numuneden çekme-çekme yorulma testi (σ_{max} =282 MPa) sırasında a) N=0 ve b) N=200 çevrim sayısında alınan kenar kopya görüntüsü.....	87
7.34. [0/ \pm 45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numuneden çekme-çekme yorulma testi (σ_{max} =282 MPa) sırasında a) N=1700 ve b) N=4700 çevrim sayısında alınan kenar kopya görüntüsü.....	88
7.35. [0/ \pm 45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numuneden çekme-çekme yorulma testi (σ_{max} =282 MPa) sırasında a) N=19700 ve b) N=55700 çevrim sayısında alınan kenar kopya görüntüsü.....	89
7.36. [0/ \pm 45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numuneden çekme-çekme yorulma testi (σ_{max} =282 MPa) sırasında N=91700 çevrim sayısında alınan kenar kopya görüntüsü.....	90
7.37. Numune kenarından alınan görüntüler a) N=1000, b) N=10000.....	90
7.38. X ışınları radyografisi ile gözlenen numune genişliği boyunca uzanan enine çatlaklar.....	91
7.39. Çekme-çekme yorulma testi sonucu kırılmış numuneler ve kırılma bölgesi a) [0/90], b) [0/ \pm 45/90] elyaf oryantasyonu.....	92
7.40. Çekme testi sonucu kırılmış [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin kenar görüntüleri.....	93
7.41. Çekme-çekme yorulma testi sonucu kırılmış [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin kenar görüntüleri.....	93

7.42. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin; a) basma testi, b) çekme-basma yorulma testi sonucu kırılmış kenar görüntüleri	94
7.43. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin; a) basma testi, b) çekme-basma yorulma testi sonucu kırılmış kenar görüntüleri.....	94
7.44. Çekme testi sonucu kırılan [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunenin kırılma kesiti görüntüsü.....	97
7.45. Çekme testi sonucu kırılan [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunede 0/90 elyaf birleşme bölgesi (90 ⁰ elyaf demetinde oluşan hasar yüzeyine daha yakın yerden kırılmış oklarla gösterilen birleşme bölgesine yakın 0 ⁰ elyaflar)	97
7.46. Çekme testi sonucu kırılan [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunede yükleme eksenine dik kırılmış elyaf uçları ve elyaf kırılma yönünü gösteren izler.....	98
7.47. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunede tabakalar arası ayrılma yüzeyi ve kırılmış elyaf demetleri.....	98
7.48. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunede tabakalar arası ayrılma yüzeyi a) genel, b) boşluk kenarından başlayan çatlak izleri ve lokal çatlak ilerleme yönünü gösteren nehir birleşme şekilli izler.....	99
7.49. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunede tabakalar arası ayrılma yüzeyi a) genel, b) matris malzemedan ayrılmış 0 ⁰ elyaf izleri ve 0 ⁰ elyaflar arasında oluşan çıkıntılar (hackles).....	100
7.50. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunede tabakalar arası ayrılma yüzeyi a) matris malzemedan ayrılmış 90 ⁰ elyaf izleri, kırılmış 90 ⁰ elyaflar ve çıkıntılar, b) matris malzemedan ayrılmış 90 ⁰ elyaf izleri, çıkıntılar ve diğer tabakada kalan çıkıntılarının karşılığı olan çukur alanlar.....	101
7.51. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip çekme-çekme yorulma numunesinde tabakalar arası ayrılma yüzeyi a) üzerinde matris malzeme kalıntıları olmayan 90 ⁰ elyaflar b) tabakalar arasında oluşan düzenli çıkıntılar.....	102
7.52. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip çekme test numunesinde kırık kesit ve tabakalar arası ayrılma yüzeyi	103

7.53. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip çekme-çekme yorulma numunesinde tabakalar arası ayrılma yüzeyi a) genel, b) elyaf dokuma ara bölgesindeki reçine zengin bölgede matris malzeme kırılması.....	104
7.54. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip çekme-çekme yorulma numunesinde 0/90 elyaf birleşme bölgesi, elyaflar arasında boyuna çatlaklar ve 0 ⁰ elyaflardan 90 ⁰ elyaflara doğru çatlak ilerlemesini gösteren nehir birleşmeleri şeklinde izler	105
7.55. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip çekme-çekme yorulma numunesinde ayrılma yüzeyinde reçine kalıntıları bulunmayan 45 ⁰ elyaflar.....	105
7.56. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip çekme-çekme yorulma numunesinde matris malzemedan ayrılmış bazı 0 ⁰ elyaf izlerinde çevrimsel yük etkisi	106
7.57. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip çekme-çekme yorulma numunesinde a) yükleme eksenine 0 ⁰ kırık elyaf uçları ve matris malzemede oluşan delikler b) elyaf kırılma yönünü gösteren izler.....	107
7.58. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip basma testi numunesinde kırık kesit a) genel b) mikro- seviyede burkulma sonucu kırılmış 0 ⁰ elyaf demeti....	110
7.59. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip basma testi numunesinde mikro-seviyede burkulma sonucu kırılmış 0 ⁰ elyaf uçları, (oklar kırılma yönünü göstermektedir).....	111
7.60. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip basma testi numunesin kırık kesitinde çok miktarda parçalanmış elyaf ve reçine parçaları.....	111
7.61. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip çekme-basma yorulma numunesinin tabaka ayrılma yüzeyinin genel görünümü.....	112
7.62. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip basma testi numunesinin tabaka ayrılma yüzeyinde matris malzemedan ayrılmış 90 ⁰ elyaf izleri, elyaf izlerinden başlayan yük uygulama doğrultusunda birleşen nehir şekilli izler, elyaflar arasındaki matris malzemenin belirli bir yönde yığılması.....	112

7.63. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip basma testi numunesinin tabaka ayrılma yüzeyinde matris malzemedan ayrılmış 90^0 elyaf izleri ve kesme gerilmelerinin oluşturduğu çıkıntılar.....	113
7.64. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip basma testi numunesinin tabaka ayrılma yüzeyinde 90^0 elyaftan başlayıp 0^0 elyafa doğru birleşen nehir şekilli izler.....	113
7.65. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip basma testi numunesinin tabaka ayrılma yüzeyinde 45^0 elyaf demetinden başlayıp 0^0 ve 90^0 elyafa doğru ilerleyen çatlak izleri.....	114
7.66. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip çekme-basma yorulma numunesinin elyaf ayrılma bölgelerinde yorulma izleri.....	114
7.67. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip çekme-basma yorulma numunesinin tabaka ayrılma yüzeyinde a) 0/90 örgü birleşme bölgesi b) bu bölgede gevrek reçine kırılması (river patterns) ve çevrimsel yükleme izleri.....	115

ÇİZELGELER DİZİNİ

3.1. Uçak yapısal malzemelerinin mekanik özellikleri.....	13
6.1. Karbon elyaf ve epoksi reçinenin özellikleri.....	40
6.2. Yorulma testlerinde kullanılan yükleme tipleri ve yük parametreleri.....	54
7.1. Karbon/epoksi kompozit plakaların elyaf matris hacim oranı test sonuçları.....	56
7.2. Optik mikroskop görüntülerinden elde edilen ortalama alansal boşluk değerleri	59
7.3. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin çekme testi sonuçları.....	61
7.4. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin çekme testi sonuçları.....	62
7.5. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin basma testi sonuçları.....	63
7.6. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin basma testi sonuçları.....	64
7.7. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakanın R=0.1 oranında çekme-çekme yorulma test sonuçları.....	68
7.8. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakanın R=0.1 oranında çekme-çekme yorulma test sonuçları.....	69
7.9. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakanın R=-1 oranında çekme-basma yorulma test sonuçları.....	70
7.10. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakanın R=-1 oranında çekme-basma yorulma test sonuçları.....	71
7.11. [0/90] ve [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakaların R=0.1 ve R=-1 gerilme oranı çevrimsel yükleme şartları altında en az 10 ⁶ çevrim sayısına dayanabildiği çekme dayanımı/maksimum gerilme oranları.....	72
7.12. Çekme, basma statik ve çekme-çekme, çekme-basma çevrimsel yükleme şartları altında testleri yapılan [0/90] ve [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip karbon/epoksi kompozit malzemelerin makroskobik ve mikroskobik ölçekte kırık yüzey özellikleri.....	116

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

ACEE	: Aircraft Energy Efficiency - Enerji Etkin Uçak
ASTM	: American Society for Testing Materials – Amerikan Malzeme Test Kurumu
CDS	: Characteristic Damage State - Karakteristik Hasar Durumu
NDT	: Non-Destructive Testing - Hasarsız Muayene Testleri
PAN	: Poliakrilinitril
RFI	: Reçine Film Emdirme
RTM	: Reçine Transfer Kalıplama
SEM	: Taramalı Elektron Mikroskobu
VARTM	: Vakum Destekli Reçine Transfer Kalıplama
T-C	: Çekme-basma
T-T	: Çekme-çekme
d	: Elyaf çapı (μm)
D	: Hasar birikim parametresi
E	: Elastik modül (GPa)
f	: Frekans (Hz)
F	: Yük (kN)
G	: Kayma (kesme) modülü (GPa)
h	: Numune kalınlığı (mm)
l	: Numune ölçü boyu (mm)
M	: Numune ağırlığı (gr)
m, C, k	: Malzeme ve test sabitleri
N	: Çevrim sayısı
R	: Gerilme oranı
sg	: Özgül ağırlık (gr/cm^3)
T_g	: Cam geçiş sıcaklığı ($^{\circ}\text{C}$)
V	: Yüzde hacim oranı
W	: Yüzde ağırlık oranı
α	: Ayrılma acısı

ρ	: Yoğunluk (gr/cm ³)
σ	: Gerilme (MPa)
ε	: Şekil değişimi

Alt ve üst indisler

a	: Genlik
ar	: Aralık
B	: Basma
c	: Kompozit
Ç	: Çekme
f	: Son
i	: İlk
m	: Matris
max	: Maksimum
min	: Minimum
ort	: Ortalama
r	: Elyaf
rel	: Relatif

1. GİRİŞ

Günümüzde havacılık sanayi başta olmak üzere taşıma araçlarında ve rüzgâr türbinlerinde metal malzemelere alternatif olarak kompozit malzeme kullanımı artış göstermektedir. Kompozit malzemeler, özellikle yüksek özgül mukavemet ve yüksek elastik modül avantajlarından dolayı, uçak ve otomobil gibi taşıma araçlarında önemli derecede ağırlık kazancı sağlamaktadır. Taşıma araçlarının daha hafif olması enerji tasarrufuna ve verimliliğin artmasına neden olmaktadır. Kompozit malzemelerin bu kullanım potansiyelinden tam olarak faydalanabilmek için en uygun tasarımın yapılması ve servis ömrü süresince malzeme özelliklerinde meydana gelebilecek özellik değişimlerinin belirlenmesi gerekmektedir.

Hava araçlarının, rüzgâr türbin kanatlarının, deniz araçlarında kullanılan dönel elemanların ve diğer araçların birçoğunun çalışması sırasında tekrarlı yüklere maruz kaldıkları bilinmektedir. Özellikle uçak yapısal parçalarında tekrarlı yüklerin etkisiyle oluşan yorulma hasarı oluşum/ilerleme davranışının doğru tanımlanması gerekmektedir.

Uçak yapısal parçalarında kullanılan $[0/90]$ ve $[0/\pm 45/90]$ elyaf oryantasyonlarına sahip karbon/epoksi polimer matrisli kompozit malzemelerin sabit genlikli çekme-çekme ve çekme-basma yorulma davranışının incelendiği bu çalışmada; üretilen kompozit plakaların elyaf/matris hacim oranı, yoğunluk ölçümü, çekme, basma ve yorulma testleri yapılmıştır. Yorulma testlerinden elde edilen sonuçların maksimum gerilme-çevrim sayısı (S-N eğrileri) grafikleri oluşturulmuştur. Yorulma testleri sırasında her çevrime ait kaydedilen yük, şekildeğişimi ve pozisyon verileri kullanılarak malzeme rijitliğindeki değişim numunelerin ömrü boyunca belirlenmiştir. Malzeme rijitliğindeki değişimleri dikkate alarak numunede oluşan hasarların bir göstergesi olduğu varsayılan hasar parametresi, farklı elyaf oryantasyonları ve yükleme tipleri için hesaplanmıştır. Testler sırasında alınan kenar kopyaları optik mikroskopla incelenmiş ve yorulma ömrü boyunca numune kenarlarında oluşan enine çatlak yoğunlukları belirlenmiştir. Testler tamamlandıktan sonra hasarlı veya kırılan numunelerin hasar mekanizmalarını belirlemek ve hasar analizlerini yapmak için optik ve taramalı elektron mikroskop (SEM) incelemeleri yapılmıştır.

2. KOMPOZİT MALZEMELER

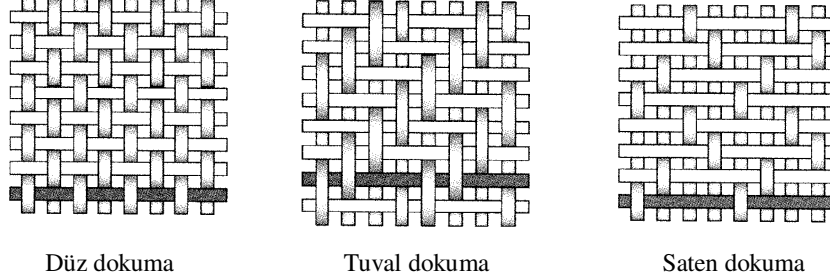
Kompozit malzemeler, belirli bir amaca yönelik olarak, iki veya daha fazla sayıdaki aynı ya da farklı gruptaki malzemelerin iyi özelliklerini yeni ve tek bir malzemede toplayarak, bu malzemelerin makro düzeyde birleştirilmesiyle oluşturulmaktadır. Bu malzemeler, mikroskobik olarak parçanın farklı bölgelerinde değişen özelliklerde heterojen ve yöne bağlı farklı özelliklere sahip anizotrop bir yapıdadır. Birçok durumda kompozit malzeme oluşturulmasında mukavemetli ve rijit bileşen (takviye), matris olarak adlandırılan daha yumuşak bileşenin içerisine yerleştirilmektedir. Matris bileşeni, kompozit içerisinde bir sürekliliğe sahiptir ve çoğunlukla daha fazla miktarda bulunmaktadır. Takviye bileşeni, parçacık veya elyaf şeklinde olabilmektedir ve matrisin mekanik özelliklerini iyileştirmektedir. Sünek metal takviyeli seramik kompozitler gibi bazı istisnalar dışında çoğunlukla takviye bileşeni matris malzemeden daha sert, rijit ve mukavemetlidir [1-4].

Elyaf; Cam, kevlar, karbon ve boron gibi çok sayıda ve farklı özelliklere sahip elyaf malzemesi vardır. Havacılık endüstrisinde birinci derecede gerilmeye maruz uçak parçalarında en yaygın kullanılanı karbon elyaflardır [5].

Karbon ve grafit genellikle birbirinin yerine kullanılan terimler olmakla beraber, grafit elyaflar; 1600⁰C üzerinde bir ısı işleme tabi tutulmakta, %99 dan fazla karbon içermekte ve 345 GPa dan yüksek elastik modüle sahiptir. Karbon elyaflar ise daha düşük sıcaklıklarda ısı işleme tabi tutulmakta, % 93-95 karbon içermekte ve 345 GPa dan küçük elastik modüle sahiptir [6].

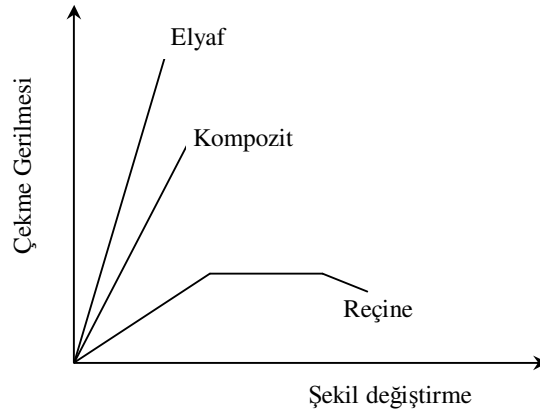
Ticari olarak karbon elyaflar, poliakrilinitril (PAN) ve zift (petrol veya kömürden üretilen) hammaddelerinden üretilmektedir [2]. Karbon elyaf üretim metotları termal oksidasyon, karbonlaştırma, grafitleştirme ve yüzey işlemlerini içermektedir. Yüzey işlemleri, elyaf bütünlüğünün sağlanması ve elyaf-matris arasında iyi bağ oluşması için yapılmaktadır. Bu işlemden sonra eğer elyaflar dokuma işlemine tabi tutulacaksa mekanik hasarlardan elyaf yüzeyini korumak için genellikle epoksi kullanılarak kaplanmaktadır. Yaklaşık 7-8 µm çapında üretilen karbon elyafların en önemli özelliği düşük yoğunluğunun yanı sıra yüksek mukavemet ve rijitlik değerleridir [3,6,7].

Şekil 2.1’de gösterildiği gibi elyaflar, tekstil teknolojileri kullanılarak üretim kolaylığı ve kompozit malzemenin hasara toleransını artıran dikişle birleştirme veya değişik dokuma teknikleri ile kumaş haline getirilerek kullanılabilir [6,8].



Şekil 2.1. İki boyutlu dokuma tipleri [6]

Parçaya gelen yükü taşıyan elyaflar, Şekil 2.2’de görüldüğü gibi matrisin mukavemet ve rijitliğini artırarak kompozitin temel yapısal özelliklerini sağlamaktadır. Elyafarda aranan temel özellikler, yüksek elastik modül ve mukavemet, düşük yoğunluk, kimyasal uyumluluk ve üretim kolaylığıdır. Kompozit üretilirken elyaf seçimi, üretim tekniği, üretim esnasında elyafların matris tarafından ıslatılabilmesi, yönlendirilmeleri ve elyaf hacmi kompozitin fiziksel ve mekanik özelliklerinde etkilidir. Elyafların ince çaplı olarak üretilmesinin bir sonucu olarak yapısal hata olasılıkları en aza indirildiğinden büyük kütleli yapılara göre mukavemet ve elastik modülleri daha yüksektir [3].



Şekil 2.2. Reçine, elyaf ve kompozitin çekme gerilmesi-şekil değişimi grafiklerinin şematik gösterimi [9]

Matris malzemeleri: Elyafly kompozitlerde en çok kullanılan matris malzemesi polimerlerdir. Malzeme olarak polimerler, içyapılarına göre termoplastikler ve termosetler olmak üzere iki temel gruba ayrılmaktadır. Termoplastiklerin çoğu birbirine ortaklaşım bağı ile bağlı uzun karbon atom zincirlerden oluşmakta ve diğer atomlar ve atom grupları bu ana zincir atomlarına bağlanmaktadır. Bu gruba giren malzemeler sıcaklık artışı ile yumuşamaktadır. Sıcaklık azalınca malzemedede yeniden sertleşme görülmektedir. Sıcaklık etkisine bağlı bu yumuşama-sertleşme özelliği, malzemenin yapısının buharlaşma ile bozulmadığı sürece devam etmektedir. Termoset matris malzemeleri ise monomer moleküllerin kimyasal reaksiyonlar sonucunda oluşan üç boyutlu olarak birbirine ortaklaşım bağı ile bağlanmış karbon atomları ağına sahiptir. Bazı durumlarda azot, oksijen, kükürt ve diğer atomlarda termoset ağa bağlanmaktadır. Uzun molekül zincirleri arasında çapraz bağlar oluştuğundan oldukça rijit bir yapıya sahiptirler ve ısıtılarak yumuşatılmaları ve şekillendirilmeleri mümkün değildir [4,10].

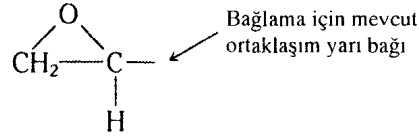
Termosetler grubunda bulunan epoksi, doymamış polyester, vinilester ve fenolik reçineler kompozit malzemelerin üretiminde yaygın olarak kullanılmaktadır. Bu malzemelerden iyi kimyasal direnç, elyaflara yapışma ve mekanik özellik avantajlarına sahip olan epoksi, ileri kompozitlerin üretiminde en çok kullanılan matris malzemesidir. Polyester reçineleri ekonomiktir, fakat epoksi reçineler kadar iyi mekanik özelliklere ve elyaf/matris bağ kuvvetine sahip değildir [2,5].

Bir yapısal bütünlük içerisinde elyafları bir arada tutan matris malzemenin fonksiyonları;

- Kompozit parçada gerilme transferini sağlamak
- Elyafların çoğunluğu gevrek olduğundan onların yüzeylerini dış ve çevresel etkilere karşı korumak
- Elyafların yerleştirilen oryantasyonda kalmalarını sağlamak
- Elyaf/matris ara yüzeyi boyunca alternatif hasar yolları sağlayarak katstrofik çatlak ilerlemesinin nlenmesine yardımcı olmaktadır.

Matris malzeme özellikleri ve elyaf/matris bağ mukavemeti, kompozit malzemenin elyaflar doğrultusunda basma mukavemetini, elyaflara dik doğrultuda çekme mukavemetini ve tabakalar arası kesme mukavemetini önemli derecede etkilemektedir [5].

Epoksi reçineler, olgunlaştırıldıklarında (çapraz bağlandıklarında) yan ürün açığa çıkarmazlar, bu nedenle düşük olgunlaşma büzülmesi gösterirler, diğer malzemelere kolaylıkla yapışırlar ve kimyasal etkilerle çevre koşullarına karşı iyi dirence sahiptirler, mekanik özellikleri ve elektrik yalıtım özellikleri iyidir [4,6,10]. Epoksi reçinelerin her bir molekülünde iki veya daha fazla epoksi grubu bulunmaktadır. Bir epoksi grubunun kimyasal yapısı Şekil 2.3'te gösterilmektedir.



Şekil 2.3. Bir epoksi grubunun kimyasal yapısı [10]

Epoksi reçineler çapraz bağlama sağlayan maddelerle olgunlaştırılmalıdır. Epoksi grubu değişik malzemelerle kolayca kimyasal tepkimeye girerek yüksek çapraz bağ yapısı oluşturmaktadır. Epoksi veya hidroksil grupları (-OH) çapraz bağlanma için tepkime yerleridir. Uygulamaların çoğunluğunda polimerleştirme işlemi sertleştirici (hardener) olarak adlandırılan bir kütleme ajanı (curing agent) ile yapılmaktadır. Sıvı haldeki olgunlaştırılmamış epoksi reçinelerin düşük molekül ağırlığı onlara üretim sırasında üstün molekül hareketliliği verir. Bu özellik sıvı epoksi reçinelerin yüzeyleri çabucak ve tam olarak ıslatabilmesine imkan vermektedir.

Kompozit parça üretimi için epoksi ve sertleştirici karıştırıldığında başlangıçta epoksi reçine elyafların bütün yüzeyini tam ıslatacak şekilde düşük viskoziteye sahiptir. Dışarıdan ısı verilmesi veya fonksiyonel grupların reaksiyon ısıları nedeniyle viskozite minimum değerine ulaşmakta, daha sonra molekül zincirlerinin büyümesinden dolayı hızlı bir şekilde artmaktadır. Reaksiyondaki sonraki aşama, çapraz bağların oluşmaya başladığı, reçinenin akışkanlığının kaybolduğu ve reaksiyon hızının önemli derecede azaldığı jelleşme aşamasıdır. Çok sayıda çapraz bağların olduğu son aşama vitrifikasyon (vitrification,

camlaştırma) olarak adlandırılmakta ve bu aşamada zincir hareketleri durmaktadır [5,10].

Matris malzemelerinin önemli özelliklerinden biri cam geçiş sıcaklığıdır (T_g). Bu sıcaklıkta matris yumuşamaya başlamakta ve mekanik özellikleri önemli derecede azalmaktadır. Kullanılan matris malzemesinin cam geçiş sıcaklığı, kompozit malzemenin maksimum çalışabilme sıcaklığının bir ölçüsüdür [6].

2.1. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Kompozit malzemeler takviye elemanlarının formuna göre elyaflı, parçacıklı ve tabakalı kompozitler olarak sınıflandırılmaktadır.

2.1.1. Elyaflı kompozitler

Elyaflı kompozitler, boyu kesit çapına göre önemli derecede uzun ince elyafların bir matris yapı içerisine yerleştirilmesi ile oluşturulmaktadır. Bu kompozitlerde elyaflar sürekli, süreksiz (kısa), rastgele veya belirli bir düzende yapı içerisine yerleştirilebilmektedir. Sürekli elyafların birbirine paralel olarak yerleştirilmesi ile elyaflar doğrultusunda yüksek mekanik özellikler sağlanırken, elyaflara dik doğrultuda düşük mekanik özellikler elde edilmektedir. Elyafların belirli doğrultularda yönlendirilmesinden dolayı yapı anizotropdur. Elyaflar doğrultusunda mukavemet, elastik modül gibi değerler yüksek olduğundan, gerekli yönlerde bu özellikleri artırmak için elyaflar açılı olarak yerleştirilmektedir [3].

Maksimum mukavemet ve rijitliğin ana parametre olmadığı şartlarda üretimi daha kolay ve ekonomik olan kısa elyaflı kompozitler üretilebilmektedir. Bu kompozitlerde kısa elyaflar matris malzeme içerisine homojen olarak dağıtılmaktadır. Endüstriyel kullanımda kompozit malzemelerin çoğunluğu cam, karbon, kevlar elyaflar ve termoset, termoplastik polimerik matrislerle oluşturulmaktadır [11].

2.1.2. Parçacıklı kompozitler

Parçacıklı kompozitlerde, bütün yönlerde yaklaşık aynı boyuta sahip takviye bileşeni bir matris malzeme içerisinde parçacıklar halinde bulunmaktadır. Parçacıkların şekilleri küresel, kübik veya değişik geometrilerde olabilmektedir. Bu malzemelerde yük, takviye ve matris tarafından birlikte taşınır ve özellikler genellikle izotropdur. Silisyum karbür parçacıkları ile güçlendirilmiş alüminyum alaşımları, sert kesici uçlar ve beton malzemeleri parçacıklı kompozitlere örnek olarak verilmektedir [1].

2.1.3. Tabakalı kompozitler

Tabakalı kompozit malzemeler, farklı özelliklere sahip tabakaların belirli bir sırada üst üste koyularak birleştirilmesiyle oluşmaktadır. Tabakalar, matris içerisine rastgele elyaflar, tek yönlü elyaflar veya cam, karbon gibi farklı elyaflar (hibrid) yerleştirilerek oluşturulabilmektedir [1,3].

Alüminyum alaşımı ve elyaflı polimerik kompozit tabakaların birleştirilmesi ile üretilen plakalarda tabakalı kompozit örneğidir. Elyafı polimerik malzemelerin yorulma dayanımı yüksek ancak bu malzemelerde mekanik çarpmalara karşı kolayca hasar oluşabilmektedir. Alüminyum alaşımları ise düşük yorulma direncine sahip ve düşük enerjili mekanik çarpmalara karşı dirençlidir. 0.2-0.4 mm metal tabakaların elyaflı kompozit tabakalarla birleştirilerek üretilmesi ile bu iki farklı malzemenin olumsuz özellikleri iyileştirilmektedir. Ayrıca uçaklarda kontrol yüzeylerinde yaygın olarak kullanılan burkulma ve eğilme yüklerine karşı yüksek dirence sahip sandviç yapılar tabakalı kompozitlerdir. Bu yapılar düşük yoğunluğa sahip bal peteği şeklinde gözenekli metalik veya polimerik bir çekirdek malzemenin alt ve üst yüzeylerine mukavemetli plakaların yapıştırılması ile elde edilmektedir [5,12].

2.2. Kompozit Malzeme Üretimi

Kompozit malzemelerin üretim teknikleri elyaf/matris malzeme özellikleri, üretim maliyeti-kolaylığı ve istenen malzeme geometrisi, kalitesi ve performansına göre farklılıklar göstermektedir [6]. Uçak parçalarının üretimi için temel metot, her bir tabakada uygun oryantasyonda dokuma kumaş veya belirli bir düzende elyaflara sahip tabakaların birleştirilmesi şeklindedir [5]. Birleştirme işlemi elle veya gelişmiş otomatik makinelerle yapılabilmektedir. Ayrıca filament sarma ve ıslak kalıplama kompozit üretim teknikleri yüksek performanslı yapısal parçaların üretiminde kullanılmaktadır.

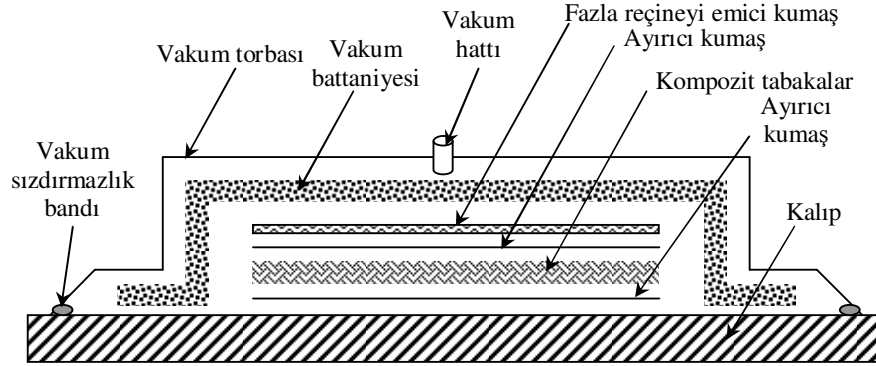
2.2.1. Yarı mamul tabakalarla (prepreg) üretim

Yarı-mamul tabakalar kullanılarak kompozit malzeme üretimi yüksek performanslı yapısal parçalarda kullanılan ilk tekniklerden biridir. Yarı-mamul tabakalar, üretici tarafından kuru elyaflara sertleştiricisi de içerisinde bulunan reçine emdirilerek oluşturulmaktadır. Bu üretim tekniği ile yüksek elyaf hacim oranı ve düşük boşluk içeriği elde edilebilmektedir. Yarı-mamul tabakalarla üretim tekniğinin önemli dezavantajlarından biri reçine içerisinde sertleştiricide bulunduğundan raf ömürlerinin kısa olmasıdır. Oda sıcaklığında raf ömürleri yaklaşık iki hafta iken -20°C de bir yıldır [5].

Bu üretim tekniğinin birinci aşaması, yarı-mamul tabaka toz bulunmayan, sıcaklık ve nem kontrollü temiz odaya alınarak kesme işleminin yapılmasıdır. Kesme işleminden sonra tabakalar istenilen elyaf oryantasyonlarında yerleştirilmekte, vakum torbasına alınarak otoklav içerisinde basınç ve sıcaklık çevrimleri uygulanmaktadır. Tabakaların kesilmesi ve istenen oryantasyonlarda yerleştirilmesi elle veya otomatik makineler ile yapılabilmektedir. Daha sonra kesme ve delme işlemleri ile parçaya son şekli verilmektedir [13].

2.2.2. Elle yayma üretim tekniği

Havacılık endüstrisinde kompozit malzeme üretimi ile ilgili birçok otomatik makineler geliştirilmekle birlikte elle yayma üretim tekniği de kullanılmaktadır [5]. Elle yayma üretim tekniği ile üretilecek parça boyutları ve elyaf oryantasyonu belirlendikten sonra, reçine emdirilmiş kumaş alt ve üst kısmına yerleştirilecek kalıplar hazırlanmaktadır. Belirlenen oryantasyon ve boyutlarda kesilen elyaflar, reçine ile ıslatılmaktadır. Ayırıcı tabakalar, reçine ile ıslatılan elyaf tabakaları, fazla reçine emici kumaş ve vakum battaniyesi Şekil 2.4'te görüldüğü gibi belirli bir sırada kalıp üzerine yerleştirildikten sonra vakum torbasına alınarak reçinenin sertleşmesi için kürleme işlemi yapılmaktadır. Kürleme işlemi seçilen matris malzemesine göre tanımlanmakta, ısı ve basınç uygulamalarını içermektedir. Bu işlem gerekli basınç miktarına bağlı olarak bir ısıtıcı, fırın veya otoklavda yapılabilmektedir [2].

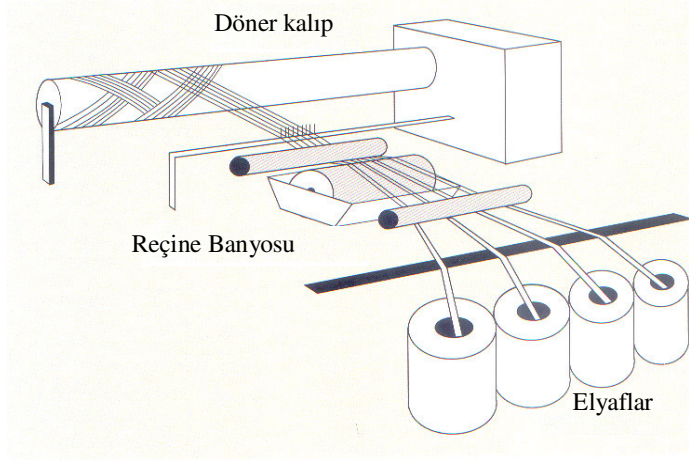


Şekil 2.4. Vakum torbalama işleminin şematik gösterimi [6]

2.2.3. Filament sarma üretim tekniği

Filament sarma, basınçlı kaplar ve diğer kabuk yapıların üretilmesinde yaygın olarak kullanılan tekniktir. Şekil 2.5'te görüldüğü gibi bu üretim süreci reçinelenmiş sürekli elyafların kompozit kür işleminden sonra çıkarılan dönen bir mil üzerine sarılmasından oluşmaktadır. Filament sarmanın en önemli avantajı ileri kontrol teknolojileri kullanılarak elyafların gerekli yönlerde hassas bir şekilde

yerleştirilebilmesidir. Havacılıkta filament sarma tekniğinin en etkin kullanıldığı alan helikopter parçalarının ve palelerinin şişirilebilen plastik veya kauçuk kalıp kullanılarak üretilmesidir [5].



Şekil 2.5. Filament sarma üretim tekniği [14]

2.2.4. Islak kalıplama teknikleri

Islak kalıplama üretim teknikleri önşekilli kuru elyafın (preform) hazırlanması, kalıp içerisinde bir sıvı polimerik reçine ile ıslatılması ve küreleme işlemlerini kapsamaktadır. Bu temel işlemlerin gereksinimlere göre farklı şekillerde yapılmasıyla reçine transfer kalıplama (RTM), vakum destekli reçine transfer kalıplama (VARTM) ve reçine film emdirme (RFI) gibi değişik ıslak kalıplama üretim teknikleri geliştirilmiştir [6,15].

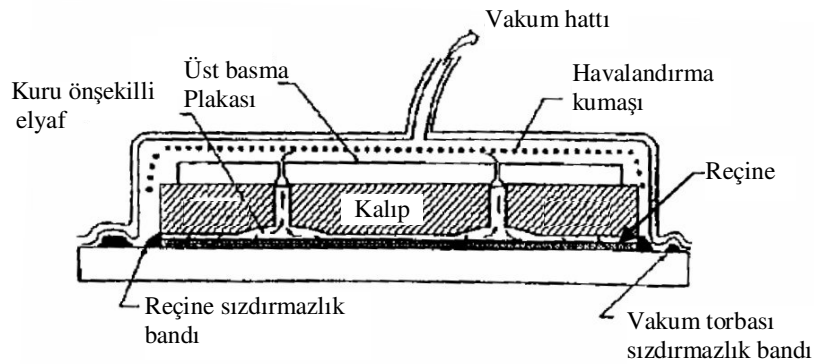
RTM, VaRTM ve RFI gibi ıslak kalıplama teknikleri yarı mamul tabakalarla üretimin yüksek maliyet ve düşük hasar tolerans dezavantajlarını azaltmak amacıyla yüksek performanslı yapısal parçaların üretiminde kullanılmaktadır. Bu tekniklerle oldukça kompleks parçalar yüksek boyutsal hassasiyette üretilebilmekte böylece parça sayısı ve üretim sonrası işlemler azalmaktadır [16-18].

Islak kalıplama üretim tekniklerinde kullanılan önşekilli elyafın oluşturulması için tekstil teknolojisi kullanılmaktadır. Örneğin dokuma tekstil kumaşlar genellikle üretilecek parça geometrisinde çok tabakalı plakalar şeklinde

birleştirilmektedir. Örme veya dikiş üç boyutlu önşekilli elyaf yapısının oluşturulmasında kullanılmaktadır [19].

RTM ve VARTM tekniklerinde sıvı reçineye basınç uygulanarak içerisinde önşekilli elyaf bulunan kalıp içerisine enjeksiyon yapılmaktadır. VARTM tekniğinde enjeksiyonun yanında kalıba vakum yapılarak daha düşük boşluk içeriğine sahip parçalar üretilebilmektedir.

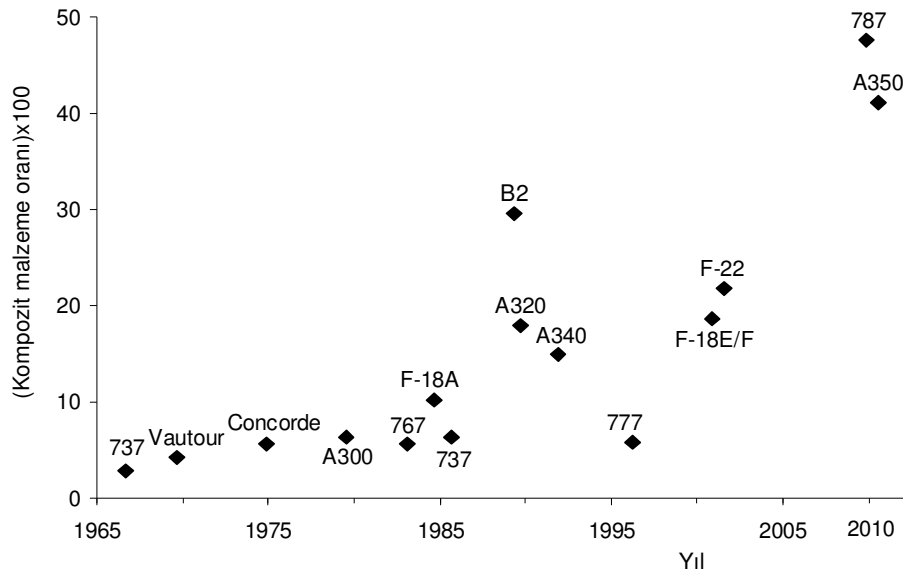
RFI, Boeing ve NASA tarafından geliştirilmiş bir üretim tekniğidir. Bu teknik üç boyutlu takviye elemanına sahip hasara toleranslı ticari uçak kanat tasarımı ve nitelikli yarı-mamul reçine kullanım gereksinimlerini karşılamak için geliştirilmiştir. Yarı-mamul reçine sistemlerinin konvansiyonel RTM ile kullanılmama problemi akışkanlığının düşük olması nedeniyle enjeksiyon süresince dikişle veya başka bir teknikle ön şekillendirilmiş takviyelerin tamamen ıslanamamasıdır. Bu yöntemde oda sıcaklığında katı durumdaki reçine tabakası Şekil 2.6'da görüldüğü gibi kalıp üzerine yerleştirilmektedir. Sonra reçine tabakasının üzerine konan ön şekilli takviye elemanına kuvvet uygulanmaktadır. Otoklav kürlemesi sırasında reçine erimekte ve otoklav basıncı ile ön şekilli takviye elemanlarını ıslatmaktadır. Islatma süreci tamamlandıktan sonra sıcaklık yükseltmekte ve reçine sertleştirme işlemi tamamlanmaktadır. Boeing ve NASA, kompozit kanat programı altında 13 m boyunda ve 2.5 m genişliğinde kanadın RFI ile başarılı bir şekilde üretiminin yapıldığı belirtilmektedir [6].



Şekil 2.6. Reçine film emdirme tekniği [6]

3. UÇAK YAPISAL PARÇALARINDA KOMPOZİT MALZEME KULLANIMI

1940'lı yıllarda küçük uçaklarda kullanılmaya başlayan elyaf takviyeli polimerik kompozit malzemelerin kullanım oranı sürekli bir artış göstermiş ve günümüzde geniş gövdeli uçaklarda yapısal ağırlığın %40-50 seviyelerine ulaşmıştır [20-22]. Şekil 3.1'de değişik uçak modelleri için yapısal parçalarda kompozit malzeme kullanım oranları görülmektedir.



Şekil 3.1. Uçak yapısal parçalarında ileri kompozit malzeme kullanımı [5,20-22]

Uçak yapısal parçalarında kullanılan alüminyum alaşımları gibi konvansiyonel malzemelerin yerine kullanılan kompozit malzemeler, yüksek özgül mukavemet ve elastik modüle sahip olduğundan önemli derecede ağırlık kazancı sağlamaktadır. Çizelge 3.1'de uçak yapısal parçalarında kullanılan bazı metal ve kompozit malzemelerin mekanik ve özgül mekanik özellikleri verilmektedir. Özgül mekanik özellikler, mekanik özelliğin yoğunluğa oranı şeklinde ifade edilmektedir. Uçaklarda ağırlık kazancı toplam işletme maliyetlerini önemli derecede etkilemektedir. Ayrıca kompozit malzemelerin

alüminyum alaşımlarına göre ağırlık kazancının yanında iyi yorulma ve korozyon direnci avantajları bulunmaktadır [5,22,23].

Çizelge 3.1. Uçak yapısal malzemelerinin mekanik özellikleri [5,24]

Malzeme ve elyaf oryantasyonu	Çekme Muk. σ_c (GPa)	Elastik Modül E (GPa)	Özgül Çek.Muk. σ_c/ρ	Özgül E. Modül E / ρ	Yoğunluk ρ (gr/cm ³)
Karbon/Epoksi, 0 ⁰	1,654	147	1,1	95	1,55
Karbon/Epoksi, 90 ⁰	0,061	10			
S Camı/Epoksi, 0 ⁰	1,620	55	0,74	25	2,2
S Camı/Epoksi, 90 ⁰	0,040	16			
Alüminyum, 2024-T4	0,454	72	0,17	27	2,7
Titanyum, Ti6Al4V	1,102	110	0,25	25	4,4

Bir uçak yapısal parçasının kompozit malzemedan geliştirilmesinde, küçük boyutlu basit standart numunelerden başlayan yapısal elemanlar, alt-komponent, komponent ve tam ölçekli yapısal parçaları içeren farklı seviyelerde testler yapılmaktadır. Güvenirlik, emniyet, maliyet ve gerekli performansı dikkate alarak basit testlerden tam ölçekli testlere kadar farklı seviyelerde deney/analizleri içeren, en ekonomik malzeme ve yöntemi bulmayı amaçlayan bu yaklaşım blok yapı yaklaşımı (building block approach) olarak adlandırılmaktadır. Bu yaklaşımda tam ölçekli parça tasarım ve üretimine kadar, bir önceki seviyeden elde edilen veriler, yapısal gereksinimler dikkate alınarak sonraki seviyenin test parçası ve parametreleri oluşturulmaktadır. Blok yapı yaklaşımının en alt seviyesinde statik temel malzeme özellikleri, çentik hassasiyeti, çevresel faktörler, malzeme çalışma limitleri ve malzeme yorulma davranışının belirlenmesi çentiksiz, çentikli ve delikli numuneler kullanılarak yapılmaktadır [22,25].

Ticari taşıma uçaklarının temel yapısal parçaları için ileri kompozit yapıların araştırma ve geliştirilmesi Amerika Birleşik Devletlerinde 1970lerin başında NASA tarafından başlatılmıştır. Başlangıçta yapılan araştırmalarla stratejik amaçlar doğrultusunda yeni sivil taşıma uçaklarında kompozit yapı uygulamalarını hızlandırmak amacıyla 1976-1985 yılları arasında enerji-etkin uçak (ACEE) programı altında çalışmalar sürdürülmüştür. Bu programla kanat,

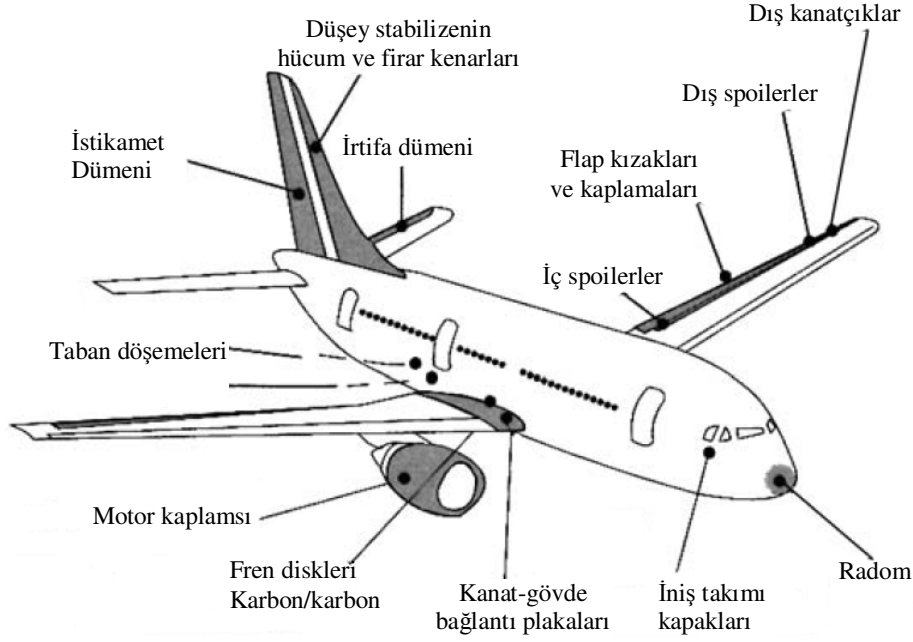
gövde, kuyruk grubu gibi uçak parçaları geliştirilememiş ancak önemli tecrübe ve bilgiler edinilmiştir. Bu temel yapısal parçaların kompozit malzemeden geliştirilememesinin nedenleri kompozit malzemelerin düşük hasar toleransı ve yüksek maliyetli olmasıdır [16]. Özellikle bir darbe yükü sonrasında yapıya etkileyen statik basma ve basma gerilmeleri içeren tekrarlı yüklerden metal malzemelere göre kompozit malzemeler daha fazla olumsuz etkilenmektedir [26]. 1990'lerden sonra bu olumsuzlukları önemli derecede ortadan kaldıran tekstil teknolojisi ve bunun getirdiği reçine transfer kalıplama (RTM), reçine film emdirme (RFI) ve vakum destekli reçine transfer kalıplama (VaRTM) maliyet-etkin üretim tekniklerinde çalışmalar başlamıştır. Günümüz uçaklarından A 380'de kanat firar kenarı üretimiyle kısmen kullanılan bu tekniklerin Boeing 787, A 400M, A 350 uçaklarında yaygın kullanım alanı bulacağı belirtilmektedir [27]. Bu üretim tekniklerinin potansiyel faydaları aşağıda sıralanmaktadır [17,18].

- Çok tabakalı ve çok yönlü ön şekilli takviyelerin (preform) otomasyon üretimi ile düşük malzeme ve işçilik maliyeti
- İstenen parça geometrisine uygun ön şekilli takviyelerin kullanılmasıyla hurda malzeme ve üretim sonrası işleminin azaltılması
- Yarı mamulle üretim tekniğinin bir dezavantajı olan raf ömrü ve soğuk depolama gereksinimlerinin ortadan kalkması
- Vakum destekli reçine transfer kalıplama tekniği ile konvansiyonel yarı mamul otoklav üretimine göre düşük teçhizat maliyeti
- Parça kalınlık ekseninde dikişle veya farklı tekstil dokuma yöntemleriyle birleştirmenin sonucu olarak daha iyi hasar toleransı ve düzlem dışı mukavemet

Geniş gövdeli uçaklarda kompozit malzeme kullanımı yapısal ağırlığın %5'ini oluşturan önemli derecede yüke maruz kalmayan gövde parçaları, motor kaplamaları, spoiler ve kanat firar kenarı sabit panelleri gibi ikincil yapısal parçalarda başlamıştır. Daha sonra ikincil yapısal parçalarla birlikte yapısal ağırlığın yaklaşık %10'nunu oluşturan kuyruk grubu (yatay ve düşey stabilizatör) ve flaplar gibi birincil kontrol yüzeylerinde kullanılmıştır [22].

Şekil 3.2'de A320 uçağında kompozit malzemeden yapılan parçalar görülmektedir. A-310 uçağında yapısal ağırlığın %13'ü kompozitten yapılarak

1400 kg ağırlık kazancı sağlamıştır. Ayrıca düşey stabilize kompozit kullanılması, bu komponentte metal malzeme kullanımına göre parça ve birleştirme elemanı (perçin) sayısını 20 kat azaltmıştır [21].

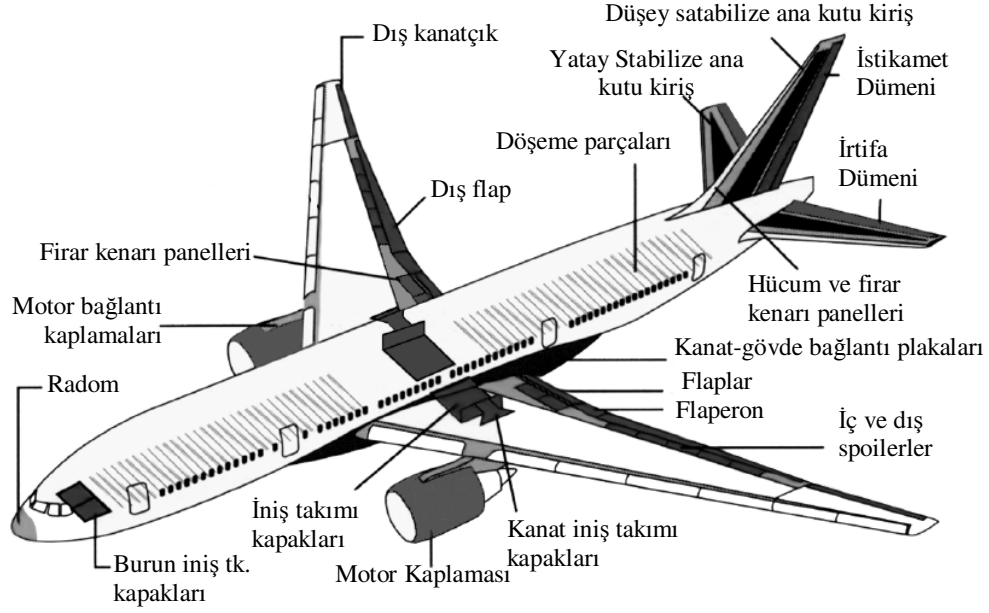


Şekil 3.2. Airbus A320 uçağında kullanılan kompozit parçalar [21]

Kompozit malzemeler Boeing üretimi 737, 747, 757 ve 777 uçaklarında hareketli ve sabit kanat firar kenarı yüzeylerinde, iniş takımı kapaklarında, motor kaplamalarında ve kuyruk grubu gibi komponentlerin yapısında kullanılmıştır. Şekil 3.3'te 777 uçağında kompozit malzeme kullanılan yapısal parçalar görülmektedir. Yatay ve düşey stabilizelerin ana yük taşıyıcı elemanlarında karbon elyaf takviyeli epoksi kullanımı 777-200 uçağında kullanılması ile başlamıştır. Bu uçağın kuyruk grubunda kullanılan diğer kompozit yapılar takviye elemanları ile birleşik imal edilmiş karbon/epoksi plakalar ve sandviç yapılardır [22].

Uçak yapısal parçalarında kullanılan diğer bir kompozit malzeme tipi alüminyum ve elyaf takviyeli polimerik kompozit plakaların birleştirilmesiyle

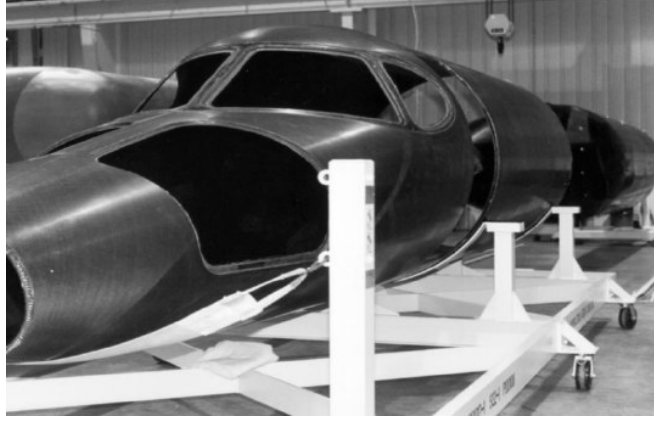
oluşturulan hibrid-tabakalı malzemelerdir (ARALL, GLARE). Bu şekilde metal ve kompozitlerin birleştirilmesi ile metal malzemenin yorulma özelliği ve kompozit plakanın düşük darbe direncinin iyileştirilmesi amaçlanmaktadır. Maliyeti alüminyum plakalara göre 7-8 kat fazla olan bu malzeme, özellikle hafif ve yorulma direnci iyi olduğundan A380 uçağının üst gövde kaplamasında kullanılmıştır [5,17].



Şekil 3.3. Boeing 777 uçağında kullanılan kompozit parçalar [22]

Oda sıcaklığında serleşebilen cam takviyeli plastik malzemelerden ileri karbon/epoksi yarı-mamul tabakalarla üretilen plakalara kadar farklı kompozit malzemeler genel havacılık endüstrisinde yaygın olarak kullanılmaktadır. Örneğin Cessna Citation X ve Gulfstream V uçaklarının kontrol yüzeyleri ve basınç bulkheadleri karbon/epoksi kompozitten üretilmiştir. İş jetleri sınıfında olan Raytheon Premier I uçağı karbon/epoksi kompozit malzemenin yoğun kullanıldığı bir uçaktır. Bu uçakta yatay ve düşey kuyruk, flaplar, kanatçıklar ve spoilerler karbon/epoksi kompozitten yapılmıştır. Karbon/epoksi plakalar ve petek yapıdan oluşan sandviç gövde yapısı, geliştirilen otomatik elyaf yerleştirme sistemi ile ön (basınçlı) ve arka gövde olmak üzere iki parça olarak üretilebilmektedir (Şekil

3.4). Ayrıca Şekil 3.5’de görülen Cirrus SR20 uçağının kontrol yüzeyleri hariç bütün ana yapıları cam takviyeli plastik kompozitten oluşmaktadır [28].



Şekil 3.4. Raytheon Premier I uçağının karbon/epoksi ve petek yapıdan oluşan gövde yapısı [28]

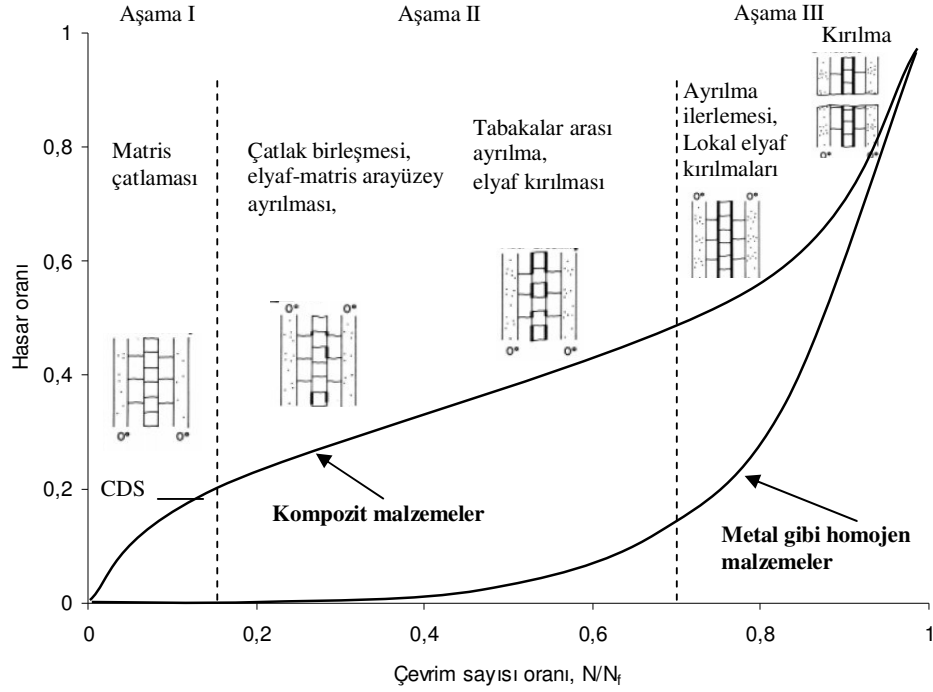


Şekil 3.5. Cirrus SR20 uçağının cam takviyeli plastikten yapılan gövdesi [28]

4. KOMPOZİT MALZEMELERDE YORULMA

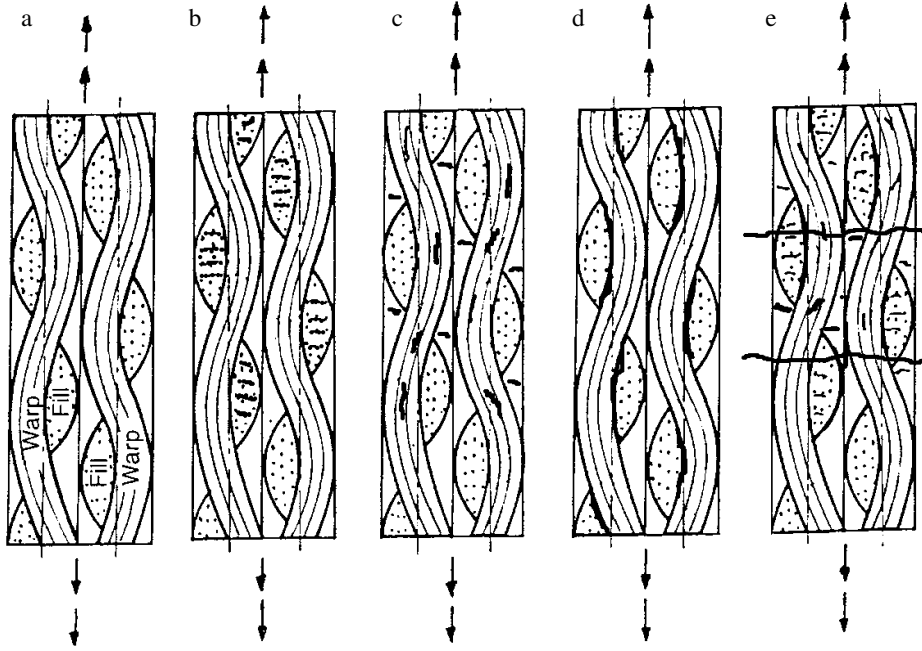
Malzemeler tekrarlı yüklere maruz kaldıklarında, uygulanan maksimum gerilme malzemenin statik dayanımından daha küçük olsa bile tekrarlı yüklerin etkisi ile malzemede zamanla çatlak başlangıcı ve ilerlemesi şeklinde ortaya çıkan yorulma hasarları oluşmaktadır. Sürekli elyafli polimerik kompozitler elyaflar doğrultusunda, metallere göre çok iyi yorulma direncine sahiptir. Ancak kompozit malzemeler heterojen ve anizotrop özelliklerinden dolayı statik ve dinamik yükler altında homojen ve izotrop malzemelerden daha kompleks hasar mekanizmaları ve elyaf oryantasyonlarına göre yükleme yönüne bağlı olarak farklı özellikler göstermektedir [3,29,30].

Metal ve kompozit malzemeler için yorulma ömrü boyunca oluşan hasar miktarı/boyutu ve kompozit malzemelerde yorulma ömrü boyunca oluşan hasar tipleri Şekil 4.1'de şematik olarak gösterilmektedir. Metal malzemelerde yorulma hasarları, başlangıçta düşük hızda oluşup daha sonra genellikle tek bir çatlak şeklinde çevrimsel yükleme eksenine dik ilerlemektedir. Kompozit malzemelerde ise birçok hasar tipi (matris çatlaması, elyaf kırılması, elyaf-matris ara yüzey ayrılması, tabaka ayrılması vb.) başlangıçta daha hızlı bir şekilde oluşmakta ve bu hasarlar parçanın tamamında görülebilmektedir. Kompozit malzemelerde yorulma ömrünün bir fonksiyonu olarak hasar oluşumu üç farklı safhada incelenmektedir. Birinci safhada ağırlıklı olarak matris çatlaklarından oluşan hasar, yorulma ömrünün %10-25'inde gerçekleşmektedir. Bu aşamada malzeme mukavemetindeki azalma ihmal edilebilir seviyede küçüktür. Ancak rijitlik azalması, malzeme rijitliğinin %8'i civarındadır. Devam eden yük çevrimlerinde gerçekleşecek hasar süreci başlangıçta oluşan bu matris çatlaklarına önemli derecede bağlıdır. İkinci aşamada, elyaf-matris ara yüzey ayrılması, tabakalar arası ayrılma başlangıcı, çatlakların birleşmesi ve elyaf kırılması gibi çok sayıda hasar türü oluşmaktadır. Bu aşamada hasarların oluşumu ve ilerlemesi birinci aşamaya göre çok yavaştır ve yorulma ömrünün %70-80'i harcanmaktadır. Son olarak tabaka ayrılmaları ve elyaf kırılmalarının olduğu III. aşamada hasar, hızlı bir şekilde ilerlemekte ve parça kırılmaktadır [30,31].



Şekil 4.1. Kompozit malzemeler ve metal gibi homojen malzemeler için yorulma ömrü boyunca oluşan hasar miktarı/boyutu ve kompozit malzemelerde yorulma ömrü boyunca oluşan hasar tipleri [30,32]

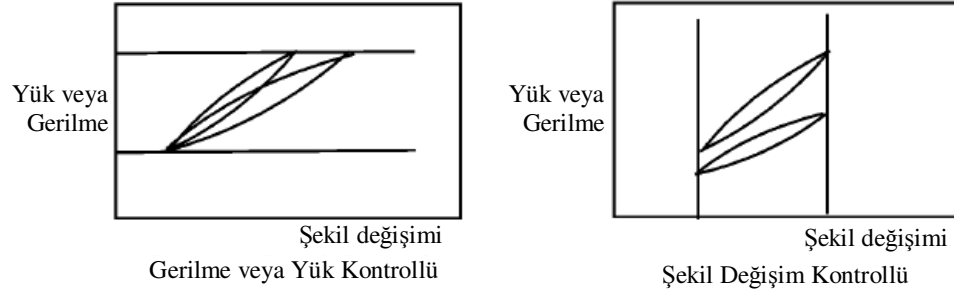
Çevrimsel yükleme sırasında dokuma kumaş kompozitlerde tipik hasar oluşum sırası Şekil 4.2'de gösterilmektedir. Dokuma kumaş kompozitler, boyuna elyaf demeti, enine elyaf demeti ve reçine zengin bölge olarak adlandırılan 3 yapısal eleman içermektedir. Çevrimsel yükleme sırasında enine elyaf demetinde (weft) çatlak oluşumu, boyuna elyaf demetinde (warp) kesme hasarları, reçine zengin bölgelerde enine çatlaklar, enine ve boyuna elyaf demeti arasında ayrılma, tabakalar arası ayrılma, elyaf demetlerinin kopması ve son olarak kırılma gerçekleşmektedir [8,33].



Şekil 4.2. Çevrimsel yükleme sırasında dokuma kumaş kompozitlerde oluşan hasarlar, a) test başlangıcı (hasarsız), b) enine elyaf demetinde (weft) çatlak oluşumu, c) boyuna elyaf demetinde (warp) kesme hasarları ve reçine zengin bölgelerde enine çatlaklar, d) enine ve boyuna elyaf demeti arasında ayrılma, e) tabakalar arası ayrılma ilerlemesi ve elyaf demetlerinin kopması [8]

4.2. Yorulma Testleri

Yorulma testleri, aksel (çekme-basma ve eğilme), burulma veya bileşik zorlamaları meydana getiren test makinelerinde yapılmaktadır. Ancak pratikte en çok aksel gerilme oluşturan deney makineleri kullanılmaktadır [14]. Günümüzde çoğunluğu servo-hidrolik olarak çalışan bu makinelerde test frekansı, yükleme ve şekil değişim parametreleri istenilen değere ayarlanabilmekte ve deneyler yük, pozisyon ve şekil değişim kontrollü olarak yapılabilmektedir. Kompozit malzemeler, yorulma testleri sırasında oluşan gözle görülemeyen mikroskobik hasarlardan dolayı çevrim sayısı ile değişen yumuşama veya rijitlik kaybı göstermektedir. Bu nedenle Şekil 4.3'te görüldüğü gibi çevrimsel yüklemnin etkisi ile yük kontrollü testlerde şekil değişimi artarken, şekil değişim kontrollü testlerde gerilme azalmaktadır [34].



Şekil 4.3. Polimerik kompozitlerin (a) gerilme, (b) şekil değişim kontrollü çevrimsel yükleme altında davranış farklılıkları [34].

Yorulma testleri, genellikle sinüzoidal yükleme ile yapılmaktadır. Böylece, yorulma yükünün durumu Şekil 4.4’de gösterilen parametreler ile tanımlanabilmektedir. Maksimum ve minimum gerilmenin belirlenmesiyle, gerilme aralığı (σ_{ar}), gerilme genliği (σ_a), ortalama gerilme (σ_{ort}) ve gerilme oranı (R) parametreleri (4.1-4) ile hesaplanabilmektedir [35].

$$\sigma_{ar} = \sigma_{max} - \sigma_{min} \quad (4.1)$$

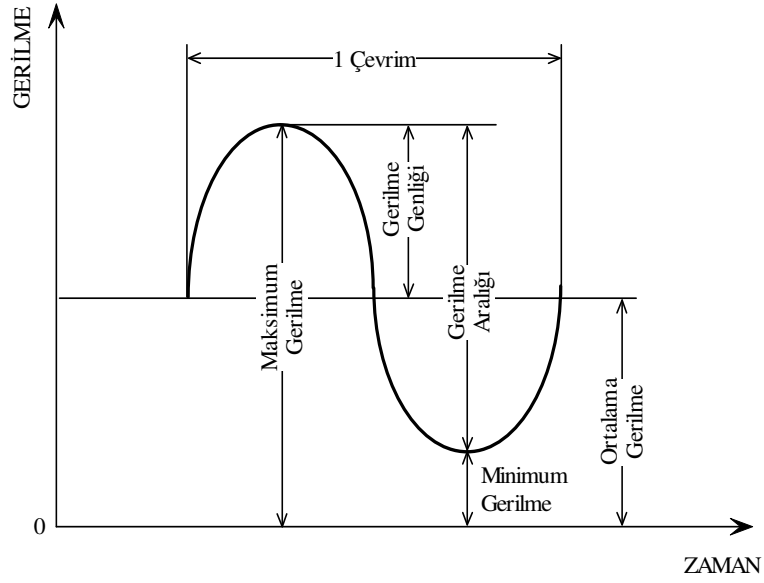
$$\sigma_{ort} = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2} \quad (4.2)$$

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{2} \quad (4.3)$$

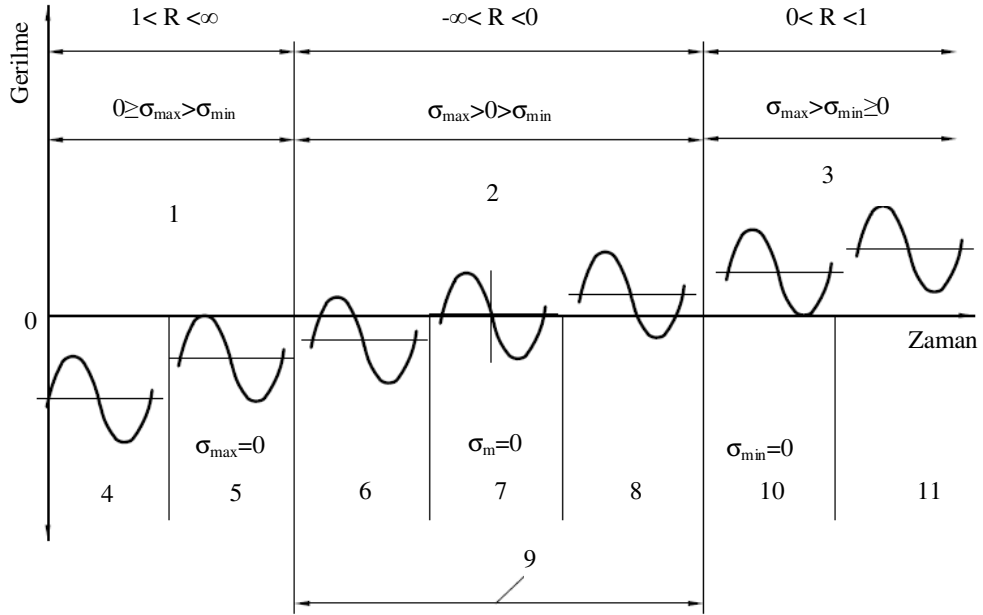
$$R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} \quad (4.4)$$

R değeri, çevrimsel gerilmenin tipini gösteren değerdir. Şekil 4.5’te yorulma testlerinde kullanılacak farklı R değerleri için yükleme tipleri gösterilmektedir.

Metal malzemelere göre kompozit malzemelerin yorulma testlerinde numune tutucu kavrama bölgesi hasarı, basma yükü sırasında burkulma oluşması ve özellikle yüksek frekanslarda çevrimsel yük uygulanma sırasında numunede sıcaklık artışı problemleri ile karşılaşmaktadır. Numunenin test sırasında



Şekil 4.4. Yorulma testi için sinüzoidal yüklemeye tipi [39]



- | | |
|--------------------------------------|--------------------------------------|
| 1- Basma-basma bölgesi | 7- Tam ters veya alternatif çevrim |
| 2- Çekme-basma bölgesi | 8- Çekme ağırlıklı alternatif çevrim |
| 3- Çekme-çekme bölgesi | 9- Alternatif çevrim |
| 4- Basma-basma çevrimi | 10- Sıfır-çekme çevrimi |
| 5- Sıfır-basma çevrimi | 11- Çekme-çekme çevrimi |
| 6- Basma ağırlıklı alternatif çevrim | |

Şekil 4.5. Yorulma deneylerinde kullanılan çevrimsel yüklemeye tipleri [36,40]

kavrama bölgesinden hasarlanmaması için mümkün olduğunca küçük kavrama basıncı uygulanmalı ve gerekiyorsa numune uçlarına destek parçaları yapıştırılmalıdır [36]. Çekme-çekme yorulma testlerine göre gerçekleştirilmesi problemlili olan çekme-basma veya basma-basma yorulma testlerinde numune burkulmasını önlemek için ölçü boyu kısa, kararlı numune kullanılması veya burkulma önleyici ek teçhizatların kullanılması önerilmektedir [37,38].

Farklı numune ve numune tutucu tasarımları geliştirilen basma gerilmesi yorulma testleri için henüz genel kabul görmüş bir standart bulunmamaktadır. Kompleks numune tutucuların kullanılması test sırasında numune ile tutucu arasında sürtünme ve numune üzerinde bölgesel gerilme yığılımı problemlerini ortaya çıkartabilmektedir [34]. Elyaf takviyeli polimerik kompozit statik basma test standartlarında, burkulma hasarlarının oluşmaması için minimum numune kalınlığı, (h) (4.5) ile verilmektedir [41].

$$h \geq \frac{l}{0.9069 \sqrt{\left(1 - \frac{1.2\sigma^B}{G_{xz}}\right) \left(\frac{E^B}{\sigma^B}\right)}} \quad (4.5)$$

E^B : basma elastik modül, σ^B : maksimum basma gerilmesi, G_{xz} : kalınlık boyunca kesme modülü, l : numune ölçü boyu.

4.3. S-N Eğrileri

Kompozit malzeme yorulma testlerinin sonuçları genellikle S-N eğrisi olarak adlandırılan maksimum yorulma gerilmesine karşılık 10 tabanına göre logaritmik ölçek üzerindeki hasar çevrimleri şeklinde gösterilmektedir [35,42]. Şekil 4.6'da çekme-basma çevrimsel yükleme testleri yapılan farklı elyaf oryantasyonlarına sahip grafit/epoksi kompozit plakaların S-N eğrileri görülmektedir. Sürekli elyaf takviyeli polimerik kompozit malzemelerin S-logN eğrileri genellikle doğrusal bir değişim göstermekte ve (4.6) veya (4.7) ile ifade edilmektedir [35,43,44];

$$\sigma_{\max} = \sigma_{\zeta} (m \log N + k) \quad (4.6)$$

$$\frac{\sigma_{\max}}{\sigma_{\zeta}} N^m = c \quad (4.7)$$

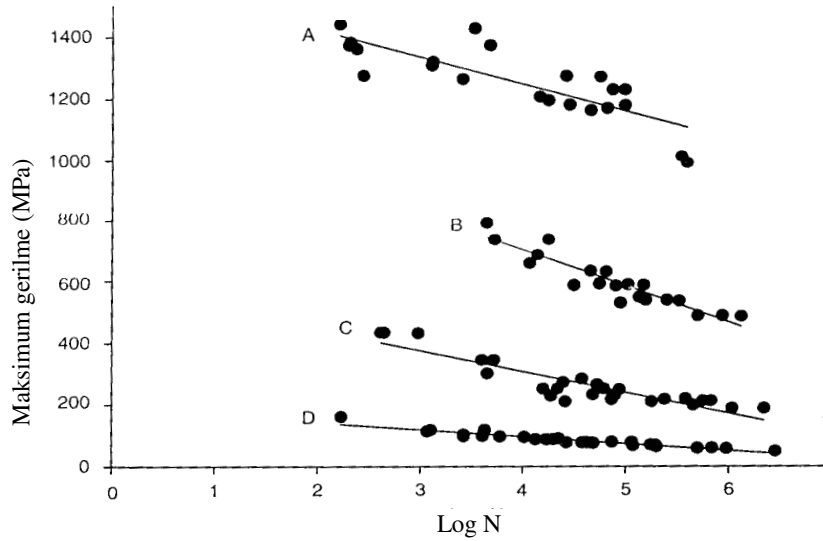
Bu denklemlerde;

σ_{\max} : Maksimum gerilme değeri

N : Hasar çevrim sayısı

σ_{ζ} : Ortalama statik mukavemet

m, k ve c : malzeme ve deney sabitleridir.



Şekil 4.6. Çekme-basma çevrimsel yükleme altında grafit/epoksi plakaların S-N eğrileri, a) [0], b) [0/90], c)[0/±45/90], d) [±45] elyaf oryantasyonları [30]

4.4. Rijitlik Değişimi ve Hasar Birikimi

Kompozit malzemelerde hasarın parçanın tamamında yayılı olarak oluşması, malzeme ömrünün belirlenmesinde kullanılacak çatlak boyu gibi doğrudan hasara ilişkin bir parametre ölçülmesini zorlaştırmaktadır. Bu yüzden

kompozit malzeme yorulma davranışı, hasar boyutu ölçümünden çok malzemede oluşan hasarların bir sonucu olarak malzeme özelliklerindeki (rijitlik, şekil değişim enerjisi) değişim miktarları ile tanımlanmaya çalışılmaktadır [32]. Özellikle malzeme rijitliğindeki değişimin hasarın iyi bir göstergesi olduğu, birçok araştırmacı tarafından araştırılmış ve savunulmaktadır [38,45-48].

Yorulma deneyi sırasında kompozit malzemede oluşan mikro çatlaklar, elyaf matris ayrılmaları, elyaf kırılmaları gibi hasarların ve vizkoelastik etkilerin sonucu olarak histerisiz eğrilerindeki değişim Şekil 4.7a'da gösterilmektedir. Çevrim sayısının artışı ile histerisiz eğrilerinin eğimi azalmaktadır. Şekil 4.7b'de gösterilen histerisiz eğrilerinin pozisyonu (4.9) ve (4.10) ile hesaplanan sekant modül (E_s) ve dinamik modül (E_{dyn}) olmak üzere iki modül ile tanımlanmaktadır.

$$E_s = \frac{\sigma_{\max}}{\epsilon_{\max}} \quad (4.9)$$

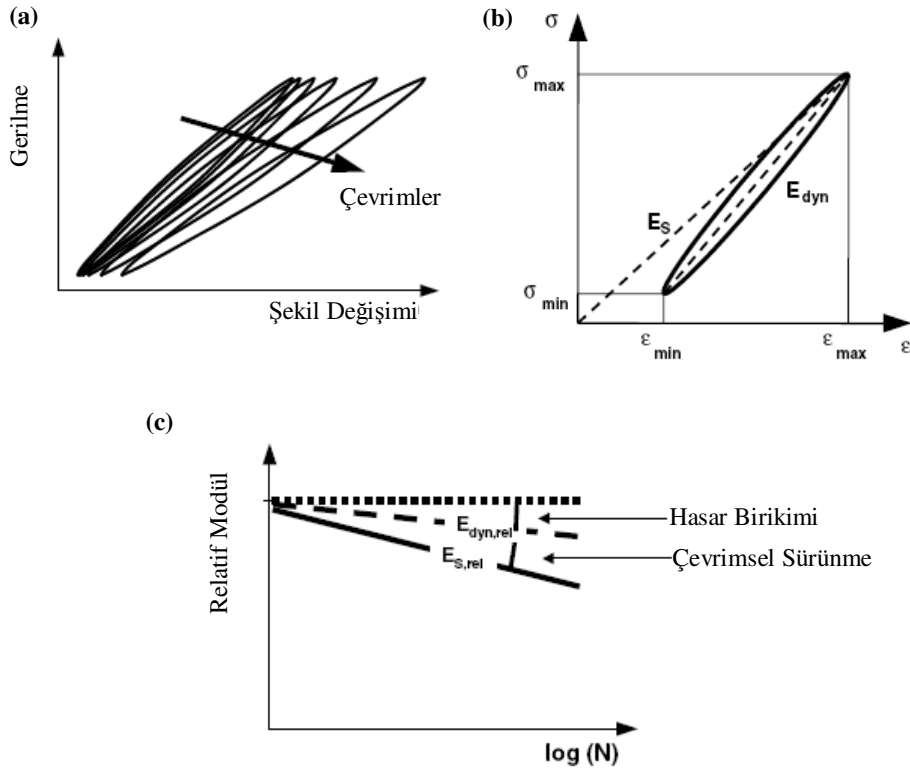
$$E_{dyn} = \left| \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{\epsilon_{\max} - \epsilon_{\min}} \right| \quad (4.10)$$

Kompozit malzeme yorulma test verileri test başlangıcındaki çevrimlerde kararsızlık gösterdiğinden bu modüllerdeki değişimleri daha iyi karşılaştırabilmek için 10^2 çevrim sayısı sonunda hesaplanan modüller dikkate alınarak relatif sekant modül $E_{s,rel}$ ve relatif dinamik modül $E_{dyn,rel}$ hesaplanmaktadır [49]. Şekil 4.7c'de çevrim sayısının fonksiyonu olarak $E_{s,rel}$ ve $E_{dyn,rel}$ eğrileri gösterilmektedir. Belirli bir çevrim sayısına kadar E_s deki azalma, malzemede biriken hasar miktarı ve vizkoelastik sürünme sonucunda oluşmaktadır. E_{dyn} belirli bir çevrim sayısı sonunda, sadece malzemede oluşan hasarların etkilerini tanımlamaktadır. Genellikle polimerik kompozitlerde vizkoelastik davranışın etkisinden dolayı sekant modül dinamik modülden küçüktür. Çevrim sayısının bir fonksiyonu olarak $E_{s,rel}$ ve $E_{dyn,rel}$ eğrileri çizilerek, vizkoelastik sürünme ve malzeme hasarının oluşturduğu rijitlik azalmaları ayırt edilebilmektedir [36,50].

Malzeme rijitlik değişimine bağlı hasar parametresi D, deneysel verilerden genellikle (4.11) ile hesaplanmaktadır [51].

$$D = 1 - \left(\frac{E_N}{E_0} \right) \quad (4.11)$$

Burada E_N ; N. çevrimde ölçülen rijitlik değeri ve E_0 ; referans alınan rijitlik değeridir. E_0 , test verilerinin kararlılığına bağlı olarak statik test sonucu bulunan elastik modül veya yorulma test başlangıcında ölçülen malzeme rijitlik değeri olarak alınabilmektedir.

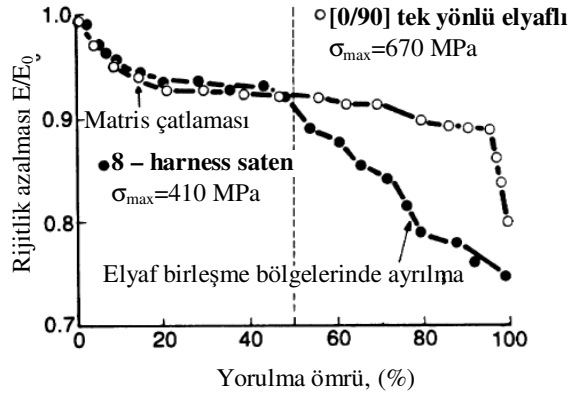


Şekil 4.7. Histerisiz ölçümleri, (a) çevrimsel yüklerin bir fonksiyonu olarak histerisiz eğrilerindeki değişimin şematik gösterimi, (b) Sekant E_s ve dinamik modül E_{dyn} tanımları, (c) çevrimsel yüklerin bir fonksiyonu olarak relatif sekant $E_{s,rel}$ ve relatif dinamik modüllerindeki $E_{dyn,rel}$ değişimlerin şematik gösterimi [49]

Ayrıca hasar parametresi hesaplanması için numunenin koptuğu andaki elastik modülü de (E_f) dikkate alan, hasar parametresinin 0-1 arasında değer almasını sağlayan (4.12) kullanılmaktadır [32].

$$D = \frac{E_0 - E_N}{E_0 - E_f} \quad (4.12)$$

Şekil 4.8’de tek yönlü tabakalar ve saten dokuma (8 harness satin) karbon kumaş ile üretilen [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip grafit/epoksi plakaların yorulma ömrü-normalleştirilmiş rijitlik azalması grafikleri görülmektedir. Her iki tip plakada da yorulma ömrünün yaklaşık yüzde 50’sine kadar benzer rijitlik azalması gerçekleşmektedir. %50 ömürden sonra dokuma kumaş kompozitte rijitlik azalması enine ve boyuna elyaf demet birleşme bölgelerinde oluşan ayrılmalar nedeniyle daha hızlı olmaktadır [33].



Şekil 4.8. Dokuma kumaş ve tek yönlü elyafli tabakalar ile üretilen kompozit plakaların yorulma ömrü boyunca rijitlik değişimi [33]

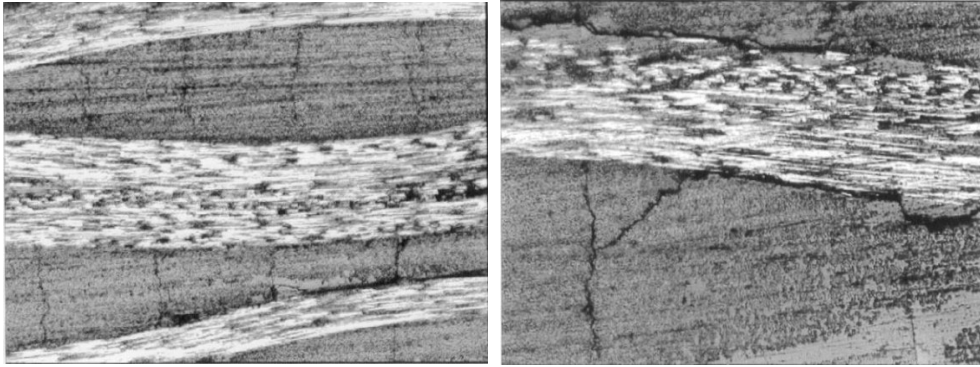
4.5. Yorulma Testleri Sırasında Hasar Tespiti

Uçak yapısal parçalarında kullanılan hasar oluşumu ve kırılma riskini kabul eden hasar-emniyeti ve hasara tolerans tasarım yaklaşımlarının gereksinimleri kırılma mekaniği ve hasarsız kontrol yöntemleri ile yerine getirilmektedir [52]. Hasarsız muayene yöntemleri (NDT), incelenilen malzemeye zarar vermeden, yapı yüzeyinde veya içerisinde oluşan hasarların yeri ve boyutu hakkında bilgi edinmek için uygulanan kontrol teknikleridir. Konvansiyonel NDT tekniklerinin homojen olmayan bir içyapıya sahip kompozit malzemelere

uygulanması, iletken ve homojen bir yapıya sahip metal malzemelere göre daha problemlidir. Kompozit malzeme yorulma testlerinde doğrudan hasara ilişkin bir değer ölçebilmek için test sırasında doğrudan veya kopyalar olarak gerçekleştirilen mikroskobik yöntemler, ultrasonik C tarama, radyografi ve termografi hasarsız kontrol teknikleri uygulamaktadır [53].

4.5.1. Kenar kopyalama ile hasar belirlenmesi

Yorulma testleri sırasında kenar kopyalama işlemi, çevrim sayısının bir fonksiyonu olarak matris çatlakları, tabaka ayrılması oluşum/ilerlemesi ve yükleme eksenine 0^0 den farklı bir açı ile yerleştirilmiş elyaf ve reçine zengin bölgelerde oluşan çatlak yoğunluğunu belirlemek için kullanılmaktadır. Bu yöntem ile özellikle yükleme ekseninden farklı doğrultularda elyaf bulunan tabakalarda Şekil 4.9a'da görülen enine çatlakların oluşumu, yoğunluğu ve bu çatlakların neden olduğu tabaka ayrılma başlangıcı/ilerlemesi ölçülebilmektedir [49,54-57]. Yorulma ömrünün ilk aşamasında yoğun bir şekilde oluşan bu çatlaklar konuyla ilgili yapılmış yayınlarda matris çatlakları, enine çatlaklar veya mikroçatlaklar olarak adlandırılmaktadır [51,58,59].

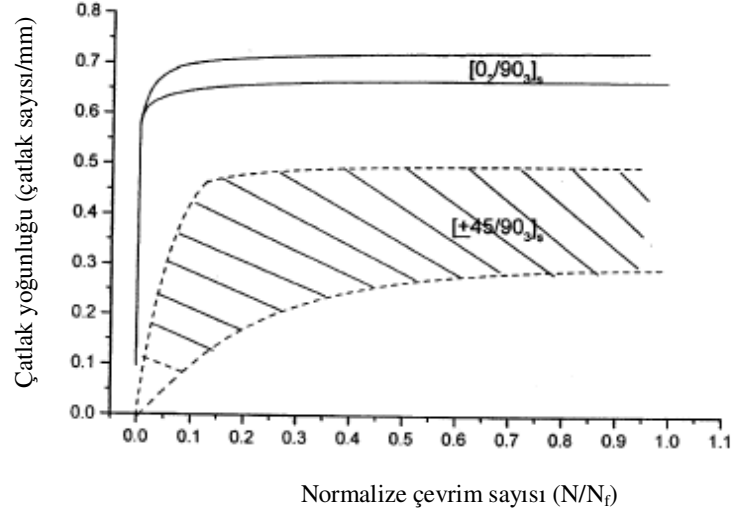


Şekil 4.9. Dokuma kumaş takviyeli kompozit plakada; a) enine elyaf demetlerinde çatlaklar, b) enine çatlaklar ve elyaf demetleri arasında oluşan ayrılma hasarı [33]

Tabakalı kompozitlerde yorulma ömrünün ilk aşamasında hızlı bir artış gösteren bu çatlaklar belirli bir sayıya ulaştıktan sonra sabit kalmaktadır. Bu çatlak doyumu, karakteristik hasar durumu (CDS) olarak adlandırılmaktadır.

Genel olarak yorulma ömrünün %20'sinde ulaşılan karakteristik hasar durumunun gerçekleştiği çevrim sayısından sonra enine çatlak yoğunluğu hemen hemen hiç artış göstermemektedir. Matris çatlakları sadece malzemenin elastik modül ve mukavemet gibi mekanik özelliklerinde değişim oluşturmayıp ayrıca malzeme içerisine korozif maddelerin kolay girmesini sağlamaktadır. Bu çatlaklar, Şekil 4.9b'de görülen tabaka ayrılması ve kritik tabakalardaki boyuna çatlaklar gibi ikinci aşama yorulma hasar oluşumunu başlatabilmektedir. Hasar oluşturacak birçok olaya sebep olduğundan matris çatlaklarının malzemenin dayanım sürekliliğinin doğru tahmini açısından iyi anlaşılması gerekmektedir [60].

Li ve ark. [56] çevrimsel yükleme altında değişik yükleme şartları, elyaf oryantasyonu ve tabaka yerleşim sırasını dikkate alan matris çatlaklarının oluşumunu ve karakteristik hasar durumunu incelemişlerdir. Cam/epoksi kompozit numuneler yarımamul (prepreg) $[0_2/90_3]_s$, $[\pm 45/90_3]_s$, $[0/\pm 25_4/0]_T$ ve $[0/\pm 75_4/0]_T$ tabakalar ile hazırlanmıştır. $[0_2/90_3]_s$, $[\pm 45/90_3]_s$ numunelerine çevrimsel yükleme yük kontrollü olarak uygulanmıştır. Bütün numunelerde çevrimsel yüklemenin başlamasıyla matris çatlakları oluşmuştur. Ancak çatlak yoğunluk artışı karakteristik hasar durumu bu iki numune tipi için farklılık göstermektedir. Şekil 4.10'da görüldüğü gibi $[0_2/90_3]_s$ plakada çatlaklar daha hızlı oluşmuş ve doyum noktasına daha küçük çevrim sayısında ulaşmıştır. Farklı yük seviyeleri için $[\pm 45/90_3]_s$ plakada çatlak yoğunluğu ölçümleri daha büyük dağılım göstermektedir. Çatlak doyum aşamasına ulaşmadan önce $[\pm 45/90_3]_s$ plakada ± 45 tabakalarda çatlaklar arası etkileşim gözlenmiştir. Bu tabakalarda birbirine çok yakın çatlaklar birbirini tetiklemiştir.



Şekil 4.10. [0₂/90₃]_s ve [±45/90₃]_s yük kontrollü olarak çevrimsel yüklemeye maruz kalmış plakaların normalize çevrim sayısı çatlak yoğunluğu grafiği [56]

5. KOMPOZİT MALZEMELERİN HASAR ANALİZLERİ VE HASAR MEKANİZMALARI

Kırık yüzeyler, hasar sürecinde parçanın maruz kaldığı olay ve şartların gerçek fiziksel izlerini taşıyabilmektedir. Detaylı makroskobik ve mikroskobik incelemeler yapılarak;

- çatlakların nereden başladığı
- başlangıç sebebi
- hangi modda ilerlediği
- hangi yönde ilerlediği
- hasara hangi kırılma tiplerinin sebep olduğu
- hangi yük ve çevresel şartların etkin olduğu bilgileri elde edilebilmektedir.

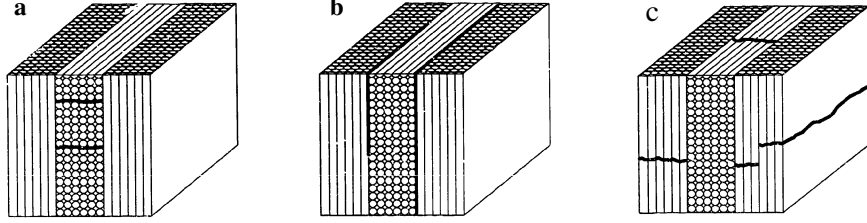
Polimerik kompozit malzemelerde kırık yüzey bilgileri takviye elemanlarından çok matris malzemedeki izlerden elde edilmektedir [61,62].

Optik ve taramalı elektron mikroskopları (SEM) kırık yüzey incelemelerinde yaygın olarak kullanılmaktadır. Özellikle SEM, geniş bir büyültme aralığına ve iyi bir görüntü derinliğine sahip olduğundan kompozit malzeme kırık yüzey incelemelerinde faydalı bir araç olarak kullanılmaktadır. Kompozit malzeme kırık yüzeyleri düzgün olmadığından iyi görüntü-derinlik özelliği büyük öneme sahiptir [63].

5.1. Kırılma Tipleri

Tabakalı ve anizotrop yapılarından dolayı kompozitlerde kırılma, metaller gibi izotrop malzemelere göre çok sayıda karmaşık şekilde olabilmektedir. Şekil 5.1'de görüldüğü gibi kompozit malzemelerde kırılma tabakalar arası, tabaka içi ve tabakaları kesen olarak üç temel tipte gerçekleşmektedir. Metallerde genel olarak taneler arası ve taneleri kesen terimlerinde olduğu gibi, bu sınıflandırmaların her biri malzemenin bileşenleri ile ilgili kırılma düzlemlerini tanımlamaktadır. Tabakaları kesen kırılma modu, elyaf kopmalarının olduğu tabaka düzlemlerine dik olan kırılmalarıdır. Tabakalar arası kırılmalar, tabakalar arasında oluşan ve ilerleyen hasarları belirtirken tabaka içi kırılmaları tabaka

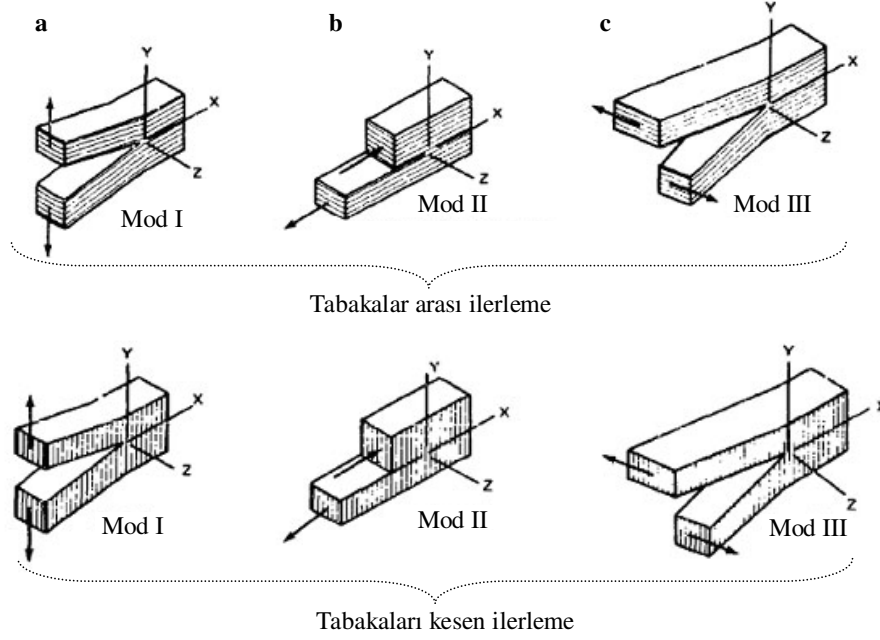
içinde oluşan hasarları belirtmektedir. Tabakaları kesen kırılmalar önemli oranda elyaf kırılmalarını içerirken, tabaka düzlemlerinde oluşan ayrılma ve tabaka içi hasarları temel olarak matris malzemenin kırılması veya elyaf-matris ara yüzey ayrılması şeklinde olmaktadır [61].



Şekil 5.1. Temel kırılma modları; a) tabakalar içi, b) tabakalar arası, c) tabakaları kesen [61]

Kompozit malzemelerde tabakalar arası kırılma direnci, tabakaları kesen kırılma direncinden çok küçük olduğundan, ayrılma olarak adlandırılan tabakalar arası ve tabakalar içi hasarlar kompozit hasarlarının çoğunluğunda sık karşılaşılan bir kırılma şeklidir. Mikro ölçekte düşünüldüğünde tabakalar arası ve tabaka içi kırılmaları benzerdir. Her iki kırılma tipide elyaflara paralel olarak oluşmaktadır. Metallerdeki hasar oluşum tanımlamalarına benzer şekilde herhangi bir hasar; Şekil 5.2’de görüldüğü gibi Mod I çekme, Mod II kesme ve Mod III yırtılma yüklemesi altında oluşmaktadır. Ancak her mod çatlakların elyaflara paralel veya dik ilerlemesi durumu için iki farklı şekilde görülmektedir [61].

I. tip yüklemde çatlak yüzeylerinin yer değiştirmesi çatlak düzlemine diktir ve açılma (çekme) olarak adlandırılmaktadır. II. tip (kesme) yüklemde çatlak yüzeylerinin yer değiştirmesi çatlak düzlemindeydir. III. tip yüklemde (yırtılma) çatlak yüzeylerinin yer değiştirmesi yine çatlak düzleminde fakat yer değiştirme yönü kesme yüklemesinin sebep olduğu yönden farklıdır [61].

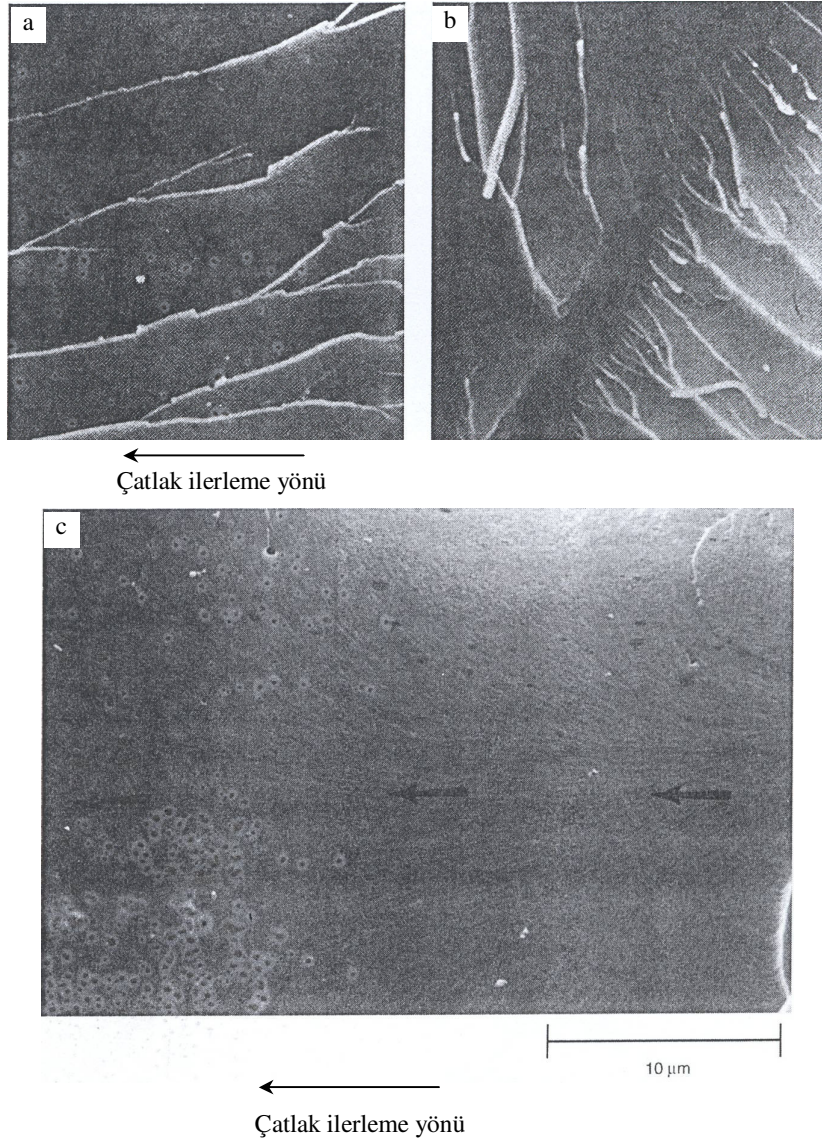


Şekil 5.2. Farklı çatlak tipleri ve çatlak yüzey hareketleri oluşturan temel yüklenme modları; a) açılma veya çekme, b) kayma (kesme), c) yırılma [61]

5.2. Mod I Çekme Hasarları

Tabakalar arası Mod I çekme ayrılması, tabakalı kompozitlerin en zayıf kırılma (kırılma tokluğu, $K_{IC} \cong (1/3)K_{IIC}$) şeklindedir. Bu kırılma tipinde matris malzemede gevrek klivaj kırılması olmakta ve çok az elyaf kırılması olmaktadır. Makroskobik ölçekte kırık yüzeyler, oldukça parlak ve düz bir görünüme sahiptir. Her zaman görülmemekle birlikte metal ve polimer kırılma yüzeylerinde görülen yay şeklinde bantlar bulunabilmektedir. Çatlak hızındaki değişimlerden kaynaklanan bu izler çatlak ucu geometrisinin bir göstergesidir ve çatlak yönünün belirlenmesinde faydalıdır [62].

Kırılma düzlemlerinin elyaflara yakınlığı, elyaf-matris bağ mukavemeti ve elyaf matris hacim oranına bağlı olarak tabakalar arası veya tabaka içi kırılma tiplerinden biri ortaya çıkmaktadır. Genellikle reçine kırılmaları bütün kırık yüzey topografyasında baskındır. Reçine kırık yüzeylerinde nehir birleşmeleri şeklinde izler (river markings) ve iç içe V şeklinde olan reçine mikro akış izleri (resin microflow, feathering) görülmektedir (Şekil 5.3).



Şekil 5.3. Matris malzeme gevrek kırılma yüzeylerinde a,b)Nehir birleşmeleri şeklinde izler, c) iç içe V şeklinde reçine mikro akış izleri [62]

Mod I çekmenin en belirgin işareti olan bu iki özellik kombinasyonu, lokal çatlak ilerleme yönünün ve Mod I çekme oranının tanımlanmasını sağlamaktadır. Kırılgan metal, seramik ve polimer gibi malzemelerin klivaj kırılmalarına benzeyen nehir şekilli izlerin birleşme yönü çatlak ilerleme yönü göstermektedir. Bu izler çatlak ilerlemesi sırasında mikro seviyede bitişik kırılma düzlemlerinin

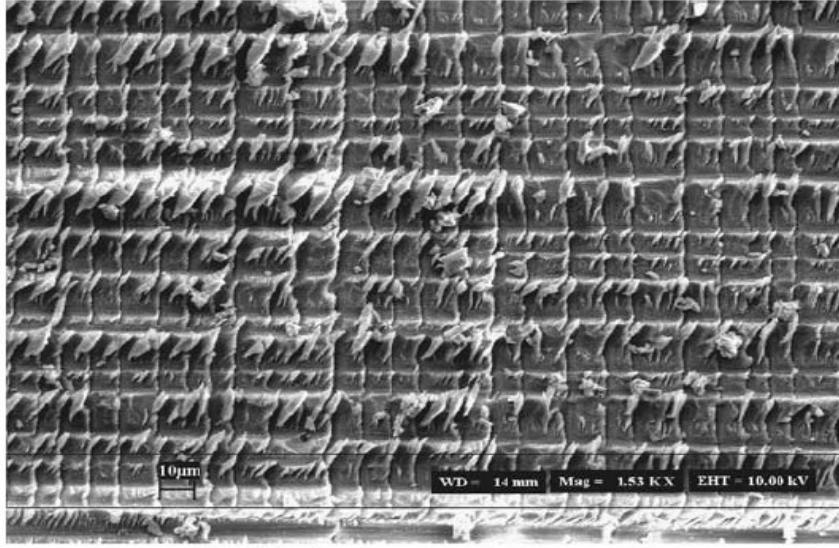
birleşmesiyle oluşmaktadır. V şeklinde reçine mikro akışlarının oluşum sebebi serbest yüzeye ilerleyen bir çatlakın en kısa yoldan ulaşma eğiliminde olmasıdır ve bu V şekillerinin başlangıcı çatlak başlangıcıdır. Mikroskobik ölçekte V şekilleri makro çatlak ilerleme doğrultusundan, enine çatlaklar ve elyaf matris ara yüzeyi gibi yakın serbest yüzeylere dönme eğilimindedir [61,62].

5.3. Mod II Kesme Hasarları

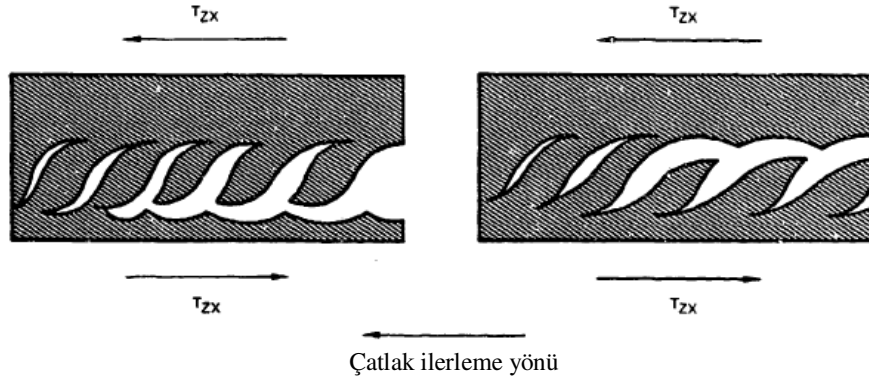
Tabakalar arası kesme yükü hasarları, plakanın çekme, basma veya eğme yüklemesine maruz kalması şartlarında oluşabilmektedir. Matris malzemenin görevi aynı ve farklı oryantasyona sahip birbirine yakın her bir elyaftaki yükü birbirine aktarmaktır. Bu yük aktarımının bir sonucu olarak herhangi bir tabaka içerisinde veya bitişik tabakalar arasında kesme hasarları oluşmaktadır. Makroskobik ölçekte Mod II kesme şartları altında oluşan kırık yüzeyler donuk, mat bir görünümündedir. Mikroskobik olarak bakıldığında Mod I çekmeye göre oldukça kaba pürüzlü bir topografyaya sahiptir [61].

Kırık yüzeyin mikroskop incelemelerinde Şekil 5.4'de görüldüğü gibi farklı çalışmalarda farklı isimlerle anılan bir seri eğimli çıkıntılar (hackles, laceration, scallops, platelets) görülmektedir [64,65]. Karşılıklı kırılma yüzeylerinde bulunan konkav alanlar bu çıkıntıların karşılığıdır. Çıkıntı ve konkav alanların daha büyük büyültme incelemelerinde küçük nehir şekilli işaretler ve reçine mikro akış izlerine (Mod I çekme özellikleri) rastlanabilmektedir.

Şekil 5.5'te görüldüğü gibi çıkıntıların ayrılması, çıkıntının hangi kırılma yüzeyinde kaldığına bağlı olarak çatlak ilerlemesinin yönü ve çıkıntı eğimi arasında iki muhtemel ilişki (Mekanizma A ve B) olabilmektedir. Mekanizma A'da çıkıntılar, çatlak ilerleme yönü ile lokal kesme gerilmesinin yönünün aynı olduğu tarafta kalmaktadır. Bu durumda çıkıntılar çatlak ilerleme yönünde eğimlidir. Mekanizma B'de çıkıntılar, çatlak ilerleme ve lokal kesme gerilmesinin yönünün ters olduğu tarafta kalmaktadır. Bu durumda çıkıntıların eğimi çatlak ilerleme yönünün tersidir.



Şekil 5.4. Kesme gerilmeleri sonucu oluşan çıkıntılar [65]



Şekil 5.5. Olası çıkıntı (hackles) ayrılma mekanizmaları [61]

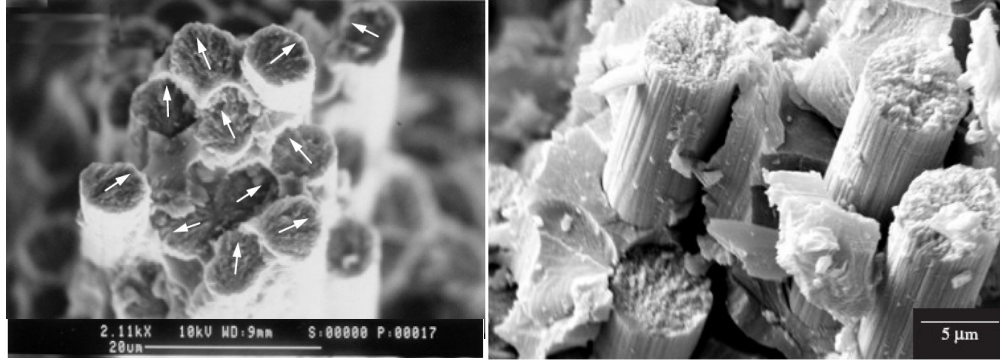
5.4. Karışık Mod I/II hasarları

Tabakalar arası karışık mod hasarları, sadece çekme veya sadece kesme yüklerinin etkin olmadığı karışık mod yükleme şartlarında oluşmaktadır. Eğme ve basma burkulması gibi karmaşık yüklerle oluşan hasarlar, saf yüklemelerden farklı kırılma şekilleri göstermektedir. Mod I ve Mod II gerilme oranlarına bağlı olarak kırık yüzeylerde nehir şekilli düz alanlar veya düşey çıkıntılar oluşmaktadır. Bu tip hasarlarda nehir şekilli izler ve reçine mikro akışları çatlak yönünün tayininde önemlidir [62].

5.5. Tabakaları Kesen (Translaminar) Hasarlar

Parça kalınlığı boyunca tabakaları kesen kırılmalar, genellikle ayrılma hasarları ile birlikte görülmekte ve kompozit hasar analizinin büyük bir kısmını oluşturmaktadır. Kompozit malzemelerin doğası gereği elyaflar yönünde çekme mukavemeti iyi olduğundan bu malzemelerde basma kırılmaları ile çekme kırılmalarından daha fazla karşılaşılmaktadır. Çekme kırılmaları, kırılma bölgesindeki yapıya daha az hasar verme eğilimi göstermektedir. Basma kırılmaları genellikle lokal burkulma sonucu oluşmakta ve kırılma sonrası ani hasar ve ayrılmalar oluşturmaktadır [62].

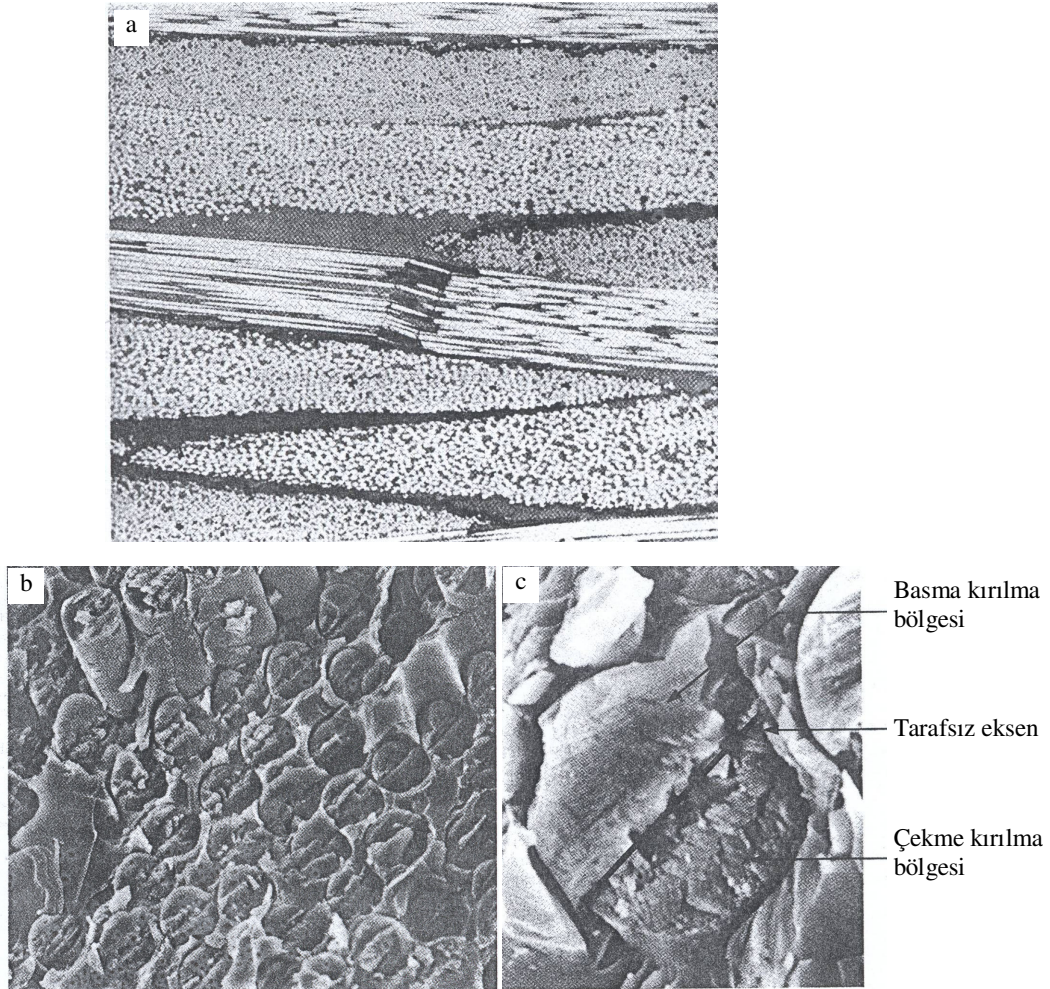
Makroskobik olarak çekme hasarlarının, ana kırılma düzleminde çekilmiş elyaflar ve kaba bir kırık yüzey görünümü vardır. Elyaf-matris bağ mukavemetine bağlı olarak kırık yüzey şekli değişmektedir. Yüksek bağ mukavemetinde daha düz, elyaflar demet halde kopma eğilimi gösterirken, zayıf bağ mukavemetinde daha karmaşık ve elyaflı bir kırık yüzey görünümü vardır. Elyaf ucu kırığı, elyaf çekilmesi ve matris kırılması bu kırılma tipinin karakteristik özellikleridir. Kırık karbon veya cam elyaf uçlarının elektron mikroskop incelemelerinde genellikle elyaf kırılma noktalarından başlayan ve kırılma yönünde yayılan izler görülmektedir (Şekil 5.6).



Şekil 5.6. Çekme gerilmesi sonucu kırılan elyaf uçları [66,67]

Basma yükü hasarları, elyafların mikro seviyede burkularak kırılması ve çok sayıda tabaka ayrılması şeklinde oluşmaktadır. Kırılma yüzeyinde, farklı

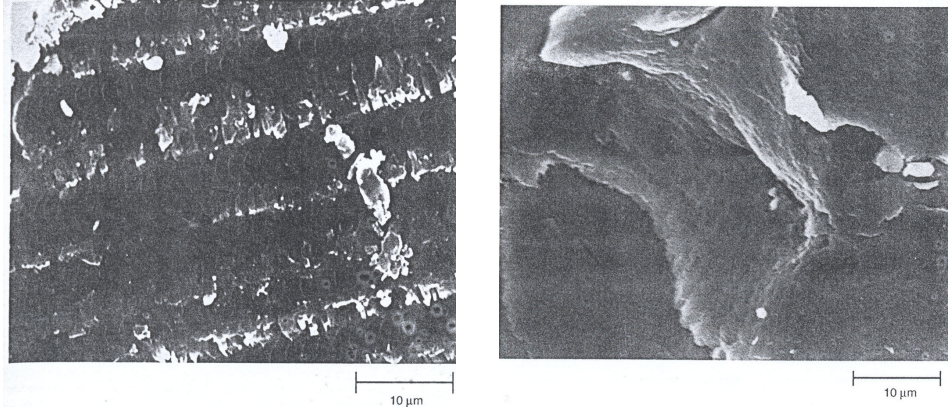
seviyelerde kırılmış tabakalar, ikincil çatlaklar ve az sayıda elyaf çekilmesi görülmekte ve çekme kırılmasına göre daha düz bir görünümündedir. Elyaf burkulmaları, reçine kesme hasarları ve kırılma sonrası oluşan hasarlar bu kırılma tipinde görülen özelliklerdir. Basma yükü altında mikro seviyede elyaf burkulması, elyafın iki noktadan kırılmasına sebep olan elyaf kıvrılması (kink) şeklinde oluşmaktadır (Şekil 5.7). Şekil 7’de görüldüğü gibi kırılan elyaf uçları tipik eğme yüklemesi sonucu kırılmış elyaf özelliklerini göstermektedir. Kırılan elyaf uçlarında genellikle çekme gerilmesine maruz kalan bölge, basma etkisinde kalan bölge ve bu iki bölgeyi ayıran tarafsız eksen olarak 3 farklı görünüm vardır [61].



Şekil 5.7. Basma kırılma özelliklerine ait özellikler a) karbon/epoksi kompozit plaka kıvrılmış elyaf demeti, b) kırık yüzey genel görünümü, c) elyaf ucu kırığı ayrıntılı görünüm [62,63]

5.6. Çevrimsel (Yorulma) Yükleme

Metal malzeme kırık yüzeylerinde çatlak yönü ve hızının belirlenmesine yardımcı olan düzenli yorulma çizgileri çevrimsel yüklemenin ayırt edici bir özelliğidir. Kompozit malzemelerde genel olarak çevrimsel ve statik yükleme sonucu kırılan yüzeyler benzer özellikler göstermektedir. Ayrıca yorulma yüklemesinde kırık yüzeylerde yorulma çizgileri görülmekle birlikte, metal malzemelerde olduğu gibi çok sayıda ve düzenli değildir. Bu yüzden mikroskobik seviyede yorulma izlerini bulmak zor ve çok zaman almaktadır. Yorulma çizgileri Şekil 5.8’de görüldüğü gibi iki elyaf arasındaki matris malzemede veya doğrudan matris malzeme üzerinde görülebilmektedir [62,68].



Şekil 5.8. Elyaf takviyeli polimerik kompozit malzeme kırık yüzeylerinde yorulma çizgileri [62]

6. DENEYSEL ÇALIŞMALAR

6.1. Malzeme

Bu çalışmada kullanılan kompozit plakalar, 0/90 düz dokuma (plain woven) karbon kumaş¹ ve epoksi² reçineden üretilmiştir. Epoksi reçine ve kumaşın oluşturulmasında kullanılan karbon elyafın³ özellikleri Çizelge 6.1'de verilmektedir.

Çizelge 6.1. Karbon elyaf ve epoksi reçinenin özellikleri [69,70]

Karbon elyaf	<ul style="list-style-type: none">• Kumaş birim ağırlığı = 293 gr/m²• Dokuma tipi : düz dokuma• Elyaf çapı (d) = 7 µm• Yoğunluk (ρ) = 1.76 gr/cm³• Epoksi uyumlu yüzey kaplaması (sizing) yapılmış• Bir demetteki elyaf sayısı = 3000 adet• Kullanıldığı alan : uzay ve havacılık endüstrisi• Çekme Mukavemeti (σ_c) = 3750 MPa• Elastik Modül (E) = 231 GPa• Maksimum Uzama (%ε) = 1.4 %
Epoksi Reçine	<ul style="list-style-type: none">• Karbon ve cam elyaflarla elle yayma kompozit üretim tekniğine uygun• İki bileşenli• Cam geçiş sıcaklığı (T_g) = 174⁰C• Yoğunluk (ρ) = 1.15 gr/cm³• Çekme Mukavemeti (σ_c) = 56.5 MPa• Çekme Modülü (E) = 2.9 GPa• Maksimum Uzama (%ε) = %2.5

6.2. Kompozit Plakaların Üretimi

Kompozit plakalar, vakum torbası kullanılarak elle yayma üretim tekniği ile aşağıdaki aşamalar takip edilerek Türk Hava Yolları Teknik A.Ş. Kompozit atölyesinde üretilmiştir.

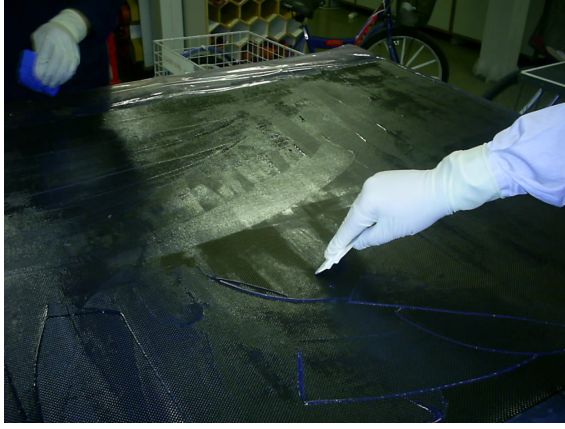
¹ Hexcel 282

² Hysol 9390

³ Cytec 3K T300 NT UC309

- a) Alüminyum düz plaka kalıplar hazırlanmıştır. Bir üretimden sonra tekrar kullanılabilmesi için kalıplar, her üretimde vakum naylonu ile kaplanmıştır.
- b) Karbon elyaf kumaşlar, $0/90^0$ ve $\pm 45^0$ yönlerinde ve 50×50 cm boyutunda kesilmiştir.
- c) Kesilen elyaflar tartılarak, reçinenin kullanım talimatına uygun şekilde elyaf ağırlığının 1.3 katı reçine, epoksi ve sertleştirici karıştırılarak hazırlanmıştır.
- d) Karbon elyaf kumaşlar hazırlanan reçine ile ıslatılmıştır (Şekil 6.1).
- e) En alta metal plaka kalıp yerleştirilmiş ve kalıp üzerine sırasıyla teflon ayırıcı kumaş, epoksi reçine ile ıslanmış karbon elyaf kumaşlar, tekrar teflon ayırıcı kumaş, fazla reçineyi alması için cam elyaf kumaş, metal plaka ve vakum battaniyesi yerleştirilmiştir (Şekil 6.2).
- f) Hazırlanan bu parça, vakum torbası ile kaplanmıştır.
- g) Vakum hattı bağlantı parçaları takıldıktan sonra vakum torbasının açık bölgeleri vakum sızdırmazlık bantları ile yapıştırılmıştır.
- h) Vakum hatları ile vakum torbasının içerisindeki hava boşaltılmıştır (Şekil 6.3).
- i) Reçinenin sertleşmesi için ısı lambaları ile $93 \text{ }^\circ\text{C}$ de 4 saat kür işlemi yapılmıştır (Şekil 6.4).
- j) Kür işlemi tamamladıktan sonra parçaların oda sıcaklığına kadar soğuması beklenmiş ve üretilen parçalara zarar vermeden vakum naylonu kesilerek parçalar çıkarılmıştır (Şekil 6.5).

Çekme testleri ve çekme-çekme yorulma testleri için 9, basma testleri ve çekme-basma yorulma testleri için 15 tabakadan oluşan $[0/90]$ ve $[0/\pm 45/90]$ elyaf oryantasyonlarına sahip 50×50 cm boyutunda 4 adet plaka üretilmiştir. Ayrıca test numunelerinin hazırlanmasında kullanılmak üzere 4 tabakadan oluşan $[\pm 45]$ cam/epoksi kompozit plakalar üretilmiştir.



Şekil 6.1. Reçinenin karbon kumaşa emdirilmesi



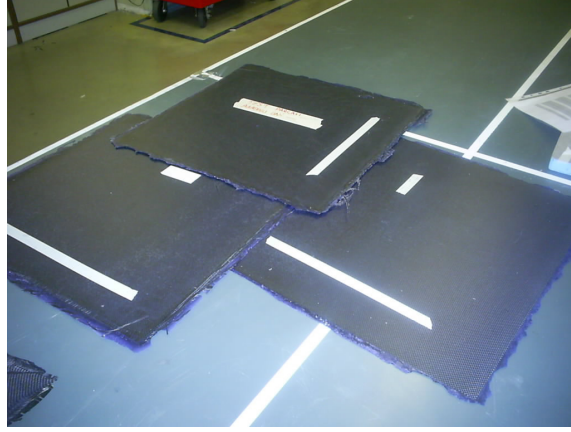
Şekil 6.2. Kalıp, yardımcı parçalar ve reçine ile ıslanmış karbon elyaf kumaşların belirli bir sırada yerleştirilmesi



Şekil 6.3. Vakuma alma işlemi



Şekil 6.4. Otomatik sıcaklık kontrolüne sahip ısı lambaları ile kür işlemi



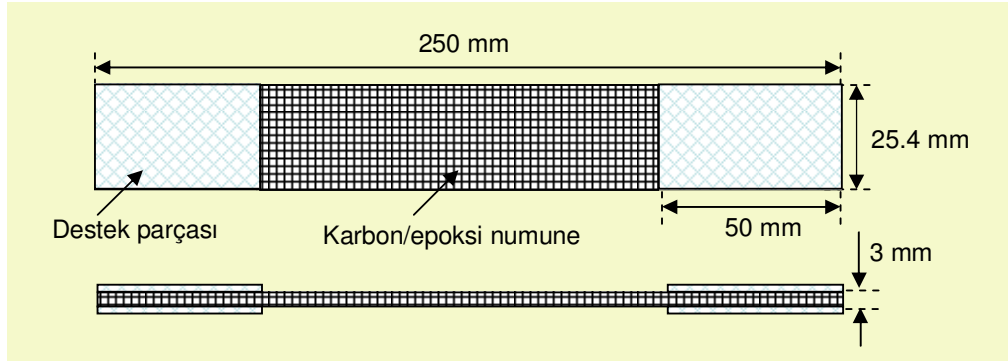
Şekil 6.5. Elle yayma üretim tekniği ile elde edilen vakum torbasından çıkarılan kompozit plakalar

6.3. Numune Hazırlama

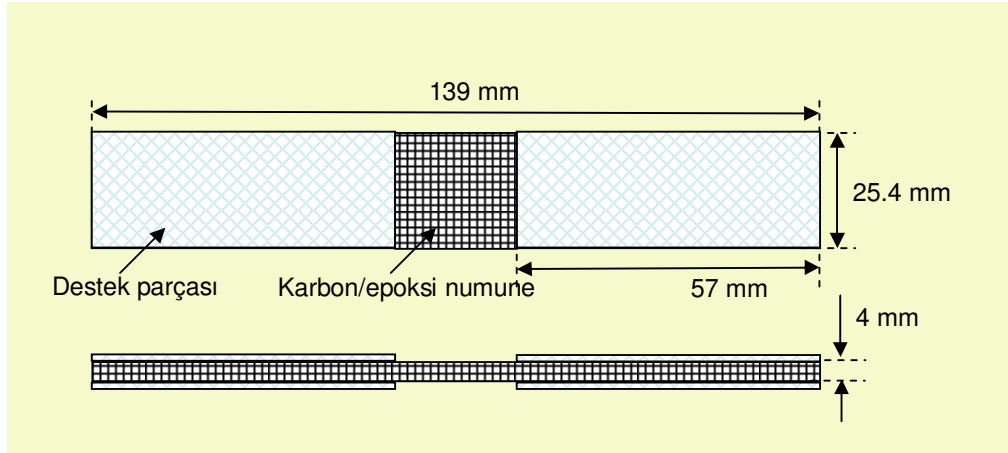
Kompozit malzemelerin mekanik testlerinde numunelerin ölçü boyu içerisinde bir bölgeden kırılmayıp, test sonuçlarını önemli derecede etkileyen çoğunlukla test cihazı numune tutucularının içerisinde veya alt/üst numune tutucu çenelere yakın bölgelerden kırılma problemleri ortaya çıkabilmektedir. Test sonunda numunelerin kabul edilebilir sınırlar dışında bir yerden kırılmaması için numune uçlarına kompozit veya metal destek parçası yapıştırılması, çene ile numune arasına kaba zımpara kağıdı yerleştirilmesi gibi öneriler yapılmaktadır [71].

Üretilen karbon/epoksi plakalara vakum torbası kullanılarak cam/epoksi destek parçaları yapıştırıldıktan sonra gerekli numune boyutlarında kesilmiştir. Çekme test numuneleri ASTM D 3039-05 [71], çekme-çekme yorulma numuneleri ASTM D 3479 [72] standartlarına uygun şekilde hazırlanmıştır. Basma test ve çekme-basma yorulma numuneleri ASTM D 3410 [41] ve ASTM D 6641 [73] standartlarına uygun şekilde hazırlanmıştır (Şekil 6.6-7).

Yorulma testleri sırasında kenarlarından kopya alınacak numunelerin alınan kopyalarda kesme izleri ile çatlakların karışmaması için numune kenarları sırasıyla 320, 400, 800 ve 1200 grit zımpara ile parlatılmıştır.



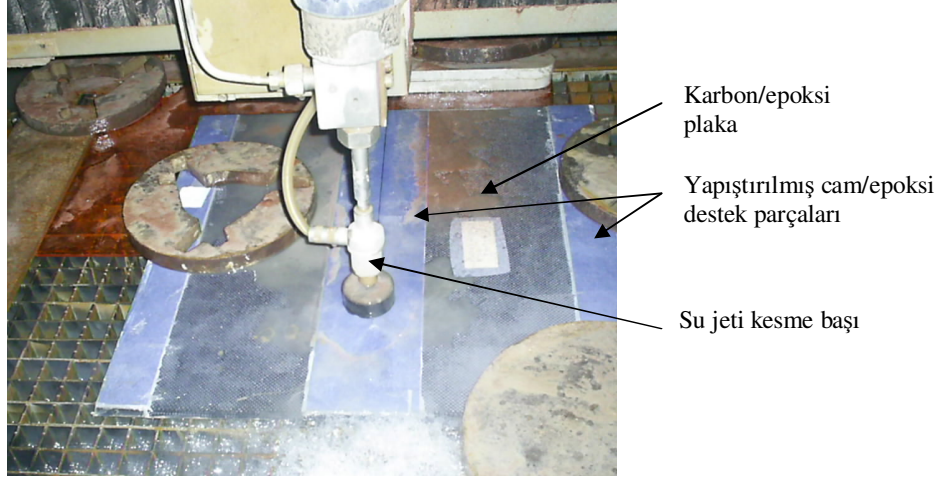
Şekil 6.6. Çekme testi ve çekme-çekme yorulma testi numune geometrisi ve ölçüleri



Şekil 6.7. Basma testi ve çekme-basma yorulma testi numune geometrisi ve ölçüleri

6.4. Kullanılan Cihazlar

Üretilen ve destek parçaları yapıştırılan plakalar, Şekil 6.8’de görüldüğü gibi bilgisayar kontrollü, 4000 bar basınçlı su jeti kesme cihazı ile numune hazırlama bölümünde belirtilen numune boyutlarında kesilmiştir.



Şekil 6.8. Su jeti kesme makinesi ile numunelerin kesilmesi

Malzemenin yoğunluk ölçümünde Arşimet yönteminin uygulaması için ağırlık ölçümleri için 0.1 mg hassasiyete sahip tartı aleti ve ek teçhizatları kullanılmıştır. Elyaf/matris hacim oranı ölçümü için hazırlanan numuneler sıcaklık artış hızı ve bekleme süresi programlanabilen bir fırında yakılmıştır.

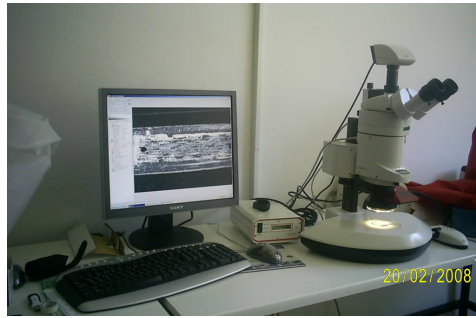
Çekme ve basma testleri, 200 kN statik, 100 kN dinamik yük kapasiteli servo-hidrolik Instron (8501 model) test cihazında yapılmıştır (Şekil 6.9). Çekme ve basma testlerinin gerçekleştirilmesinde Series IX paket programı kullanılmıştır. Bu programa numune boyutları, hareketli çenenin çekme veya basma hızı, ekstansometre ölçü aralığı gibi bilgiler girilerek statik testler yapılmaktadır. Test sonunda akma dayanımı, çekme veya basma dayanımı gibi istenilen mekanik özellikler program tarafından hesaplanmakta ve gerilme-şekil değişim grafiği çizilmektedir.



Şekil 6.9. Çekme, basma ve yorulma testlerinin yapıldığı Intsron test cihazı

Yorulma testleri, Instron test cihazında MAX paket programı kullanılarak yapılmıştır. Bu programda testler, ortalama yük değeri, genlik, frekans ve çevrim sayısı bilgileri girilerek yapılmaktadır. MAX programı test sırasında istenilen her bir çevrim için zaman, yük, pozisyon ve ekstansometre ölçüm değerlerini kaydedebilmektedir.

Yorulma testleri sırasında alınan kenar kopyaları ve hasarlı numuneler optik (LEICA) ve elektron (Zeis EVO 50) mikroskoplarında incelenmiştir (Şekil 6.10-11).



Şekil 6.10. Kenar kopyaları ve hasarlı numunelerin mikroskopik incelemelerinde kullanılan optik mikroskop (LEICA MZI16FA)



Şekil 6.11. Kırılmış veya hasarlı numunelerin mikroskobik incelemelerinde kullanılan taramalı elektron mikroskobu (ZEISS EVO 50)

6.5. Yapılan Testler

6.5.1. Yoğunluk ve elyaf/matris hacim oranı ölçümü

Kompozit malzemelerin mekanik, fiziksel, ısıl veya elektriksel özelliklerinin belirleme çalışmalarında elyaf ve matris malzeme bileşen hacim oranlarının tespit edilmesi gerekmektedir. Ayrıca üretilen malzemenin kalite ve üretim sürecinin değerlendirilmesi için bileşen miktarlarının bilinmesi önemlidir [74,75].

Elyaf matris hacim oranları belirlenmesinde ASTM D 3171 standardında tanımlanan yakma (burn-off) yöntemi kullanılmıştır [75]. Bu metodu uygulayabilmek için öncelikle elyaf ve matris malzeme yoğunluğunun yanında kompozit malzeme yoğunluğunun bilinmesi gerekmektedir. Elyaf ve matris malzeme yoğunluğu ilgili üreticiden alınmış ve kompozit malzeme yoğunluğu Arşimet prensibine göre ölçülmüştür [76]. Bu yöntemle yoğunluğu belirlenecek malzemedan 1 cm^3 'ten büyük hacimde veya 1-5 g ağırlığında numuneler

hazırlanmaktadır. Hazırlanan numunelerin önce hava ortamında ağırlıkları ölçülmektedir. Sonra su içerisinde askıdaki ağırlıkları Arşimet prensibine göre ölçülerek, özgül ağırlık (sg) ve yoğunluk (ρ) (6.1-2) ile hesaplanmıştır [76].

$$sg = \frac{a}{(a + w - b)} \quad (6.1)$$

$$\rho = sg \times 0.9975 \quad (6.2)$$

a: havadaki ağırlık, b: askı teli ve numunenin su içerisindeki ağırlığı, w: askı teli ağırlığı (kısmen su içerisinde). Kompozit malzemelerde su emme problemi olduğundan sıvı içerisinde ağırlık ölçümü sırasında fazla bekletilmemesi ancak numune yüzeyinde oluşan hava kabarcıklarının mümkün olduğunca giderilmesi önerilmektedir [76].

Çekme testleri için hazırlanan plakalardan alınan numuneler yaklaşık 21x21x3 mm, basma testleri için hazırlanan plakalardan alınan numuneler yaklaşık 18x18x4 mm boyutlarında ve 1.8 g ağırlığındadır. Her plakadan 4 numune kullanılmıştır.

Elyaf/matris hacim oranı ve ilgili parametreleri hesaplamak için yoğunluğu ölçülen numuneler 560°C'de 2.5 saat bekletilerek matris malzemenin yanması sağlamış ve kalan elyaflar tartılmıştır. İlgili parametrelerin hesaplanmasında (6.3-5) kullanılmıştır [75].

Yüzde elyaf ağırlığı (W_r);

$$W_r = (M_f/M_i) \times 100 \quad (6.3)$$

M_i : ilk numune ağırlığı

M_f : yakma işleminden sonraki numune ağırlığı

Yüzde elyaf hacim oranı (V_r);

$$V_r = (M_f/M_i) \times 100 \times \rho_c/\rho_r \quad (6.4)$$

ρ_r : elyaf yoğunluğu

ρ_c : Numune yoğunluğu

Yüzde matris hacim oranı (V_m);

$$V_m = [(M_i - M_f) / M_i] \times \rho_c / \rho_m \quad (6.5)$$

ρ_m : matris yoğunluğu

6.5.2. Boşluk içeriği (Void content)

Kompozit malzemelerin üretim sürecinde reçine özellikleri, kütleme sıcaklık ve basıncı gibi parametrelere bağlı olarak farklı seviyelerde oluşan boşluklar, çatlak başlangıç merkezleri ve bölgesel gerilme yığılmaları oluşturarak mekanik özellikleri özellikle yorulma direncini önemli derecede olumsuz etkilemektedir. Havacılık endüstrisinde kullanılan polimerik kompozitler için boşluk seviyesinin %1'in altında olması istenmektedir. Düşük boşluk içeriğine sahip kompozit üretimi, maliyeti çok fazla artırdığından havacılık dışındaki endüstri alanlarının çoğunluğunda boşluk seviyesi %5 ve daha büyük değerlere izin verilebilmektedir. Boşlukların oluşum sebepleri, üretim sırasında reçine/elyaf ve tabakalar arasında kalan hava kabarcıklarının ve reçine reaksiyonları sonucu oluşan gazların kompozit parça içerisinde kalmasıdır [74,77,78].

Kompozit malzemelerde boşlukların miktarı, boyutu, şekli ve dağılımı, elyaf ve matrisin ayrıştırılması (matrix digestion), görüntü analizi ve boşluk değerine bağlı olarak ultrasonik sönümlenme prensibine göre çalışan ultrasonik tarama teknikleri ile belirlenebilmektedir.

Üretilen plakaların alansal boşluk içerik değerleri, optik mikroskop ile alınan görüntülerin bir görüntü analiz programında incelenmesi ile belirlenmiştir. Bu işlem için öncelikle plaka kenarlarından kesilen numuneler parlatma işlemi için kalıba alınmıştır. Parlatma işlemi bir otomatik parlatma cihazında sırasıyla 23, 9, 3 ve 1 μm elmas parçacıkları içeren solüsyon kullanılarak yapılmıştır. Parlatma işlemi sırasında özellikle parlatma plakasına dik elyaf demetlerindeki boşluklara parçacıkların girdiği parlatma sonrasında mikroskop ile gözlenmiştir.

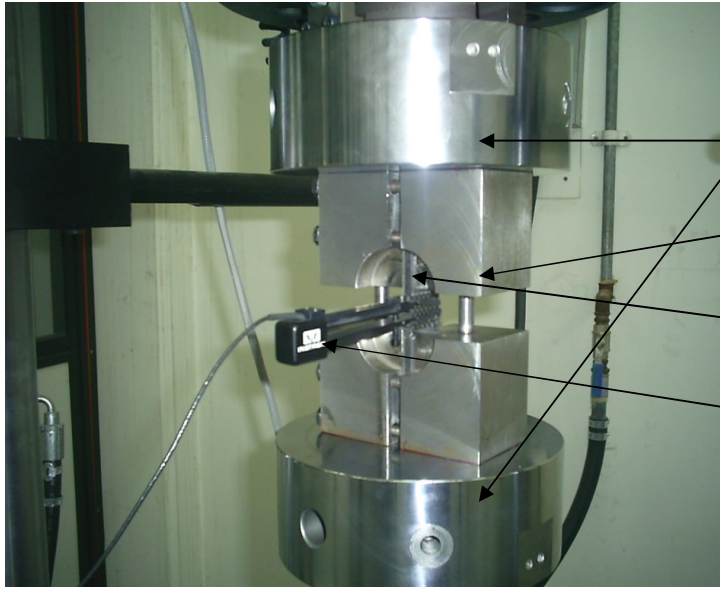
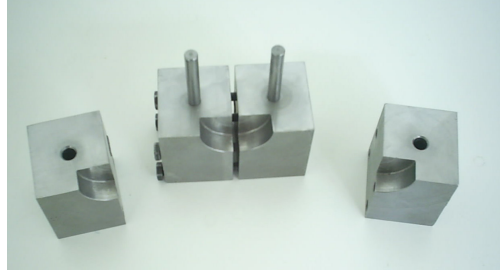
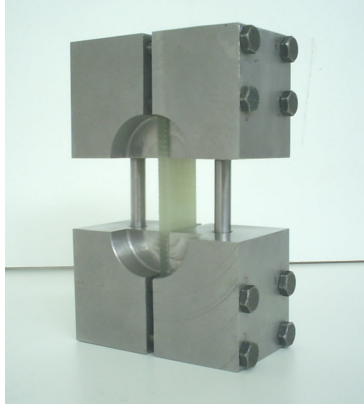
Boşluklara giren parçacıklar ultrasonik temizleme ve basınçlı hava uygulanarak parlatma yüzeyinden ayrılmış ve boşluklar daha iyi görünür hale getirilmiştir. Görüntüler 5X objektif ile alınarak, Clemex Vision - PE V.3.5 görüntü analiz programı ile incelenmiştir.

6.5.3. Çekme testleri

Çekme testleri, yorulma testleri için gerekli maksimum çekme gerilmesi ve elastik modülü belirlemek için 0^0 elyaf yönünde yapılmıştır. Bu testlerde özellikle numunenin bağlanması sırasında hasar görmemesi ve yük dağılımı düzgün olacak şekilde çenelere tutturulmasına dikkat edilmesi belirtilmektedir. Çekme testleri 1 mm/dk çekme hızında pozisyon kontrollü olarak yapılmıştır ve her bir testte 5 tane numune kullanılmıştır. Şekil değişimi ölçümü için 50 mm ölçü aralığına sahip ekstansometre kullanılmıştır.

6.5.4. Basma testleri

Hazırlanan polimer matrisli kompozit numunelerin basma mukavemetini ve basma elastik modülünü belirlemek için basma testleri 0^0 elyaf yönünde yapılmıştır. Öncelikle basma testinde kullanılacak numune tutucu imal edilmiştir (Şekil 6.12). Bu numune tutucuda basma yükü, numuneye kayma ve doğrudan numune uç yükü şeklinde uygulanmaktadır. Numune tutucu üzerinde bulunan civata tork değerlerine göre kayma ve uç yük değerleri değiştirilebilmektedir. Böylece uç yükü fazla olduğunda ortaya çıkan numune ucu saçaklanması problemi giderilebilmektedir. Yapılan bu aparat ile polimerik kompozitlerin basma testlerinde şekil değişim ölçümü için ekstansometre kullanılabilir. Basma testlerinde 12.5 mm açıklığa sahip ekstansometre kullanılmış ve testler 1 mm/dk basma hızında yapılmıştır.



- ← Cihaz alt ve üst basma plakaları
- ← Numune tutucu
- ← Numune
- ← Ekstansometre

Şekil 6.12 ASTM D 6641 standardına uygun üretilen basma testi numune tutucu

6.5.5. Yorulma testleri

Yorulma testleri ile üretilen plakaların S-N eğrilerinin oluşturulması, çevrimsel yükleme sırasında malzeme rijitliğindeki değişimlerin belirlenmesi, yorulma hasarı oluşma/ilerlemesinin ölçümü ve yorulma hasar mekanizmalarının incelenmesi amaçlanmıştır.

Yorulma testleri yük kontrollü olarak sabit genlikli yükleme şeklinde yapılmıştır. Uygulanan gerilme oranı, çekme-çekme yorulma testleri için $R=0.1$ çekme-basma yorulma testleri için $R=-1$ ve frekans değeri $f=10$ Hz dir. Çekme

veya basma gerilmesinin belirli oranlarında farklı yük seviyeleri seçilerek ve her yük seviyesinde 3-4 numune kırılıncaya kadar çevrimsel yükleme uygulanmıştır.

Çekme-çekme yorulma testleri, ASTM D 3479 [72] standardına uygun olarak yapılmıştır. Çekme-basma yorulma testleri doğrudan hidrolik tutucu cihaz çenelerine bağlanarak yapılmıştır. Yorulma testlerinde uygulanan yükleme şekli ve diğer test parametreleri Çizelge 6.2’de ve Şekil 6.13’te verilmektedir.

Yorulma testleri sırasında, testlerin kontrolünde kullanılan MAX programı her çevrimde 0.001 sn zaman aralığında yük, alt çene pozisyonu ve ekstansometreden alınan şekil değişim bilgisini kaydedecek şekilde ayarlanmıştır. Kaydedilen bu veriler, yorulma testleri boyunca malzeme rijitliğindeki değişimleri hesaplamak için kullanılmıştır. Çekme-çekme yorulma testlerinde ekstansometreden alınan bilgiler kararlı iken, çekme-basma testlerinde ekstansometreden elde edilen veriler kararsız olduğundan, çekme-basma yorulma testlerinde rijitlik değişimi hesaplarında şekil değişimi verisi olarak alt çene pozisyonu kullanılmıştır.

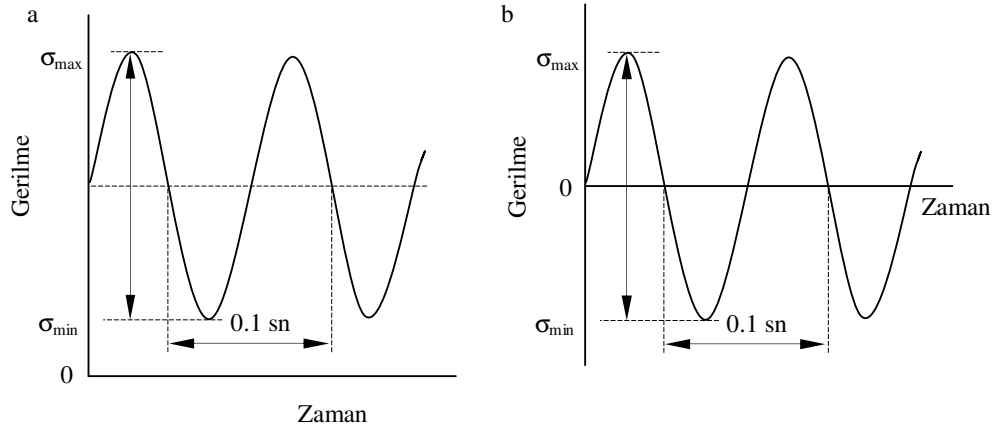
Rijitlik, E_N (6.1) ve hasar parametresi, D_N (6.2) ile hesaplanmıştır. Yorulma test başlangıcında ilk 25-30 çevrime kadar kaydedilen veriler kararsız olduğundan hesaplamalarda başlangıç rijitlik değeri, 30. çevrimde ölçülen rijitlik değeri alınmıştır. Relatif rijitlik değerleri E_{rel} , rijitlik değerinin 30. çevrimde ölçülen rijitlik değerine bölünmesi ile hesaplanmıştır.

$$E_N = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{\epsilon_{\max} - \epsilon_{\min}} \quad (6.1)$$

$$D_N = \frac{E_{30} - E_N}{E_{30} - E_f} \quad (6.2)$$

$$E_{rel} = \frac{E_N}{E_{30}} \quad (6.3)$$

Çekme-çekme yorulma testlerinde her yük seviyesinde bir numuneden 0, 200, 700, 1700, 4700... çevrim sayılarında kenar kopyaları (her numune için ortalama 16 kopya) alınmıştır. 8 numunede kopyalama işlemi yapılmıştır. Numune merkezine yakın bir bölge, Şekil 6.14'te görüldüğü gibi ince iplikle işaretlenmiştir. Yorulma testi durdurularak bu işaretlenen bölgeden kopyalama işlemi yapılmıştır. Kopyalama işleminde test durdurulduktan sonra çatlakların (çatlak varsa) açık olması için küçük bir çekme gerilme değerinde (yaklaşık 30 MPa) numuneye yük uygulanmıştır. Kopyalama folyosu, birkaç damla kopyalama sıvısı ile yumuşatılarak (10-15 sn) önceden belirlenen bölgeye parmakla 2-3 dakika bastırılmaktadır. 1-2 dakika bekledikten sonra kopya folyosu yüzeyden alınarak mikroskop camları arasına yerleştirilmektedir. Bu teknik ile yorulma testi süresince parçada oluşan hasarlar kalıcı olarak kaydedilmektedir. Alınan kopyalar üzerinde 1 cm uzunluğundaki bölgede bulunan enine çatlaklar optik mikroskop ile sayılarak yorulma ömrü boyunca enine çatlak yoğunluğu belirlenmiştir.



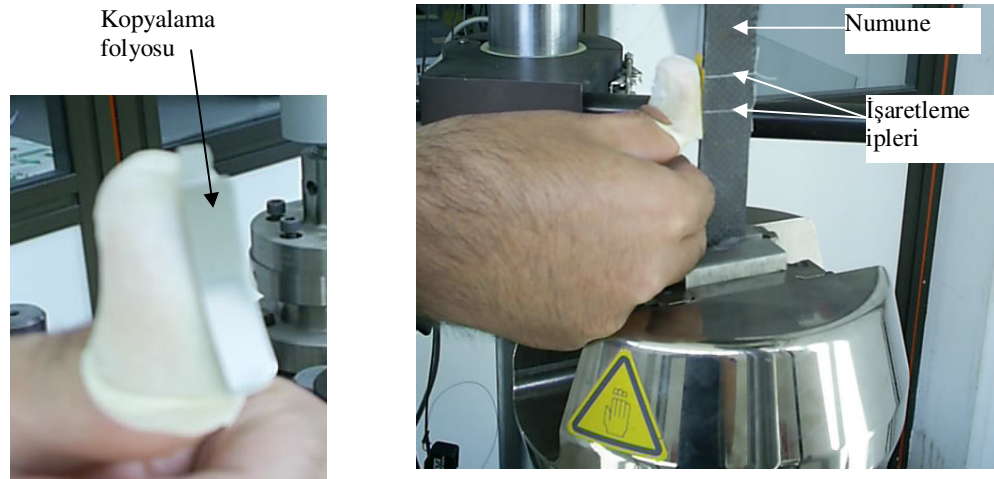
Şekil 6.13. Yorulma testleri gerilme-zaman grafikleri; a) çekme-çekme, b) çekme-basma

Çizelge 6.2. Yorulma testlerinde kullanılan yükleme tipleri ve yük parametreleri

Elyaf oryantasyonu	Yükleme tipi	Maksimum gerilme σ_{\max}^1 (MPa)	Maksimum gerilme/Çekme gerilmesi oranı $\sigma_{\max}^1/\sigma_C^2$	Gerilme oranı $R=\sigma_{\min}/\sigma_{\max}$
[0/90]	Çekme-çekme yorulma	329.6	0.65	0.1
		342.2	0.675	
		354.9	0.70	
		380.2	0.75	
	Çekme-basma yorulma	190.1	0.575	-1
		181	0.55	
		208.2	0.525	
		199.1	0.5	
[0/±45/90]	Çekme-çekme yorulma	246.4	0.7	0.1
		264	0.75	
		272.8	0.775	
		281.6	0.8	
		127.5	0.425	
	Çekme-basma yorulma	135	0.45	-1
		142.5	0.475	
		150	0.5	
		157.5	0.525	

¹ σ_{\max} : çevrimsel gerilmenin maksimum değeri

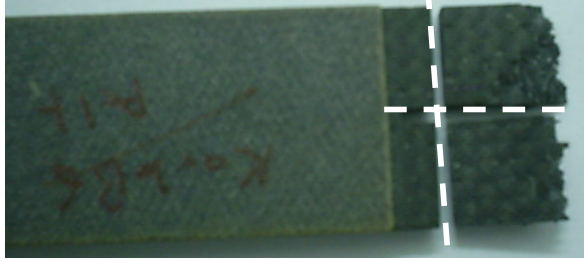
² σ_C : çekme dayanımı



Şekil 6.14. Yorulma testleri sırasında kenar kopyalama işlemi

6.6. Kırık Yüzey İncelemeleri

Kırık yüzey incelemelerinde çekme, basma ve yorulma testleri sonucu kırılmış veya hasarlı parçaların öncelikle küçük büyültme değerlerinde optik mikroskop incelemesi yapılmıştır. Daha sonra bu numuneler, taramalı elektron mikroskopunda (SEM) daha ayrıntılı incelenmek üzere kesme, temizleme ve kaplama işlemleri yapılarak hazırlanmıştır. Kesme işlemi elmas kaplı disk kullanılarak Şekil 6.15’de görüldüğü gibi kesilmiştir. Böylece tabakaları kesen doğrultuda ilerleyen hasarlar, tabakalar arası hasarlar, numune dış ve iç kenarında oluşan hasarlar incelenebilir duruma getirilmiştir. Numunelerin incelenecek yüzeylerinden toz, parçalanmış elyaf, reçine gibi kalıntıları uzaklaştırmak için basınçlı hava ile temizlenmiştir. Taramalı elektron mikroskoplarında iyi görüntü alabilmek için numunelerin iletken olması gerekmektedir. Karbon/epoksi kompozit numunelerde karbon elyaflar iletken ancak elyaf çevresindeki epoksi reçine iletken değildir. Elektriksel iletkenliği sağlamak için kesilen parçaların incelenecek yüzeyleri altın kaplama cihazı (Agar Sputter Coater) ile kaplanmıştır.



Şekil 6.15. Mikroskop incelemeleri için kırılan numunelerin kesilmesi

7. SONUÇLAR VE TARTIŞMA

7.1. Yoğunluk, Elyaf/Matris Hacim Oranı ve Boşluk İçeriği Ölçümü

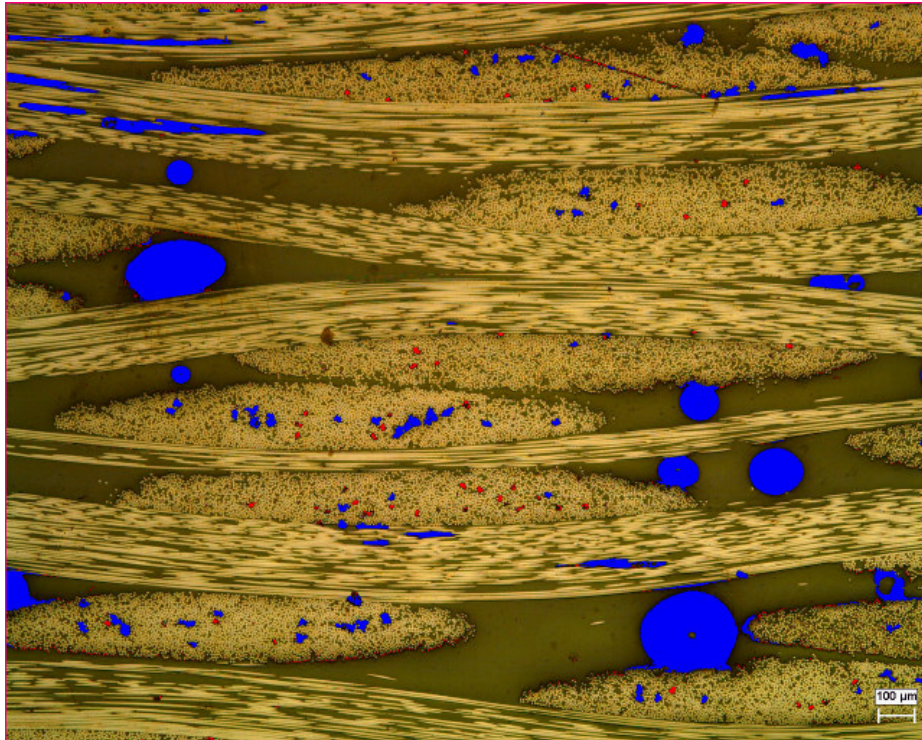
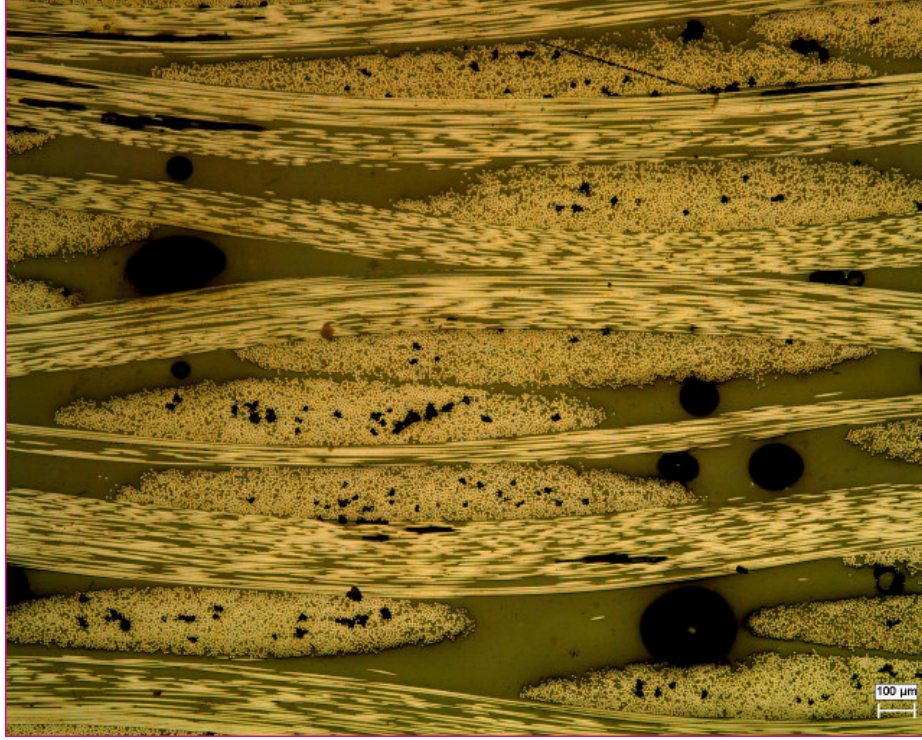
Yoğunluk ve elyaf/matris hacim oranı ölçüm testleri sonucunda bulunan değerler Çizelge 7.1’de verilmektedir. Bu sonuçlar üretim yöntemi (vakum torbası ile elle yayma), elyaf ve matris malzemeleri bu çalışmada kullanılan malzeme ile aynı veya yakın olan yayınlanmış çalışmalarda bulunan değerlere oldukça yakındır [25,79,80].

Çizelge 7.1. Karbon/epoksi kompozit plakaların elyaf matris hacim oranı test sonuçları

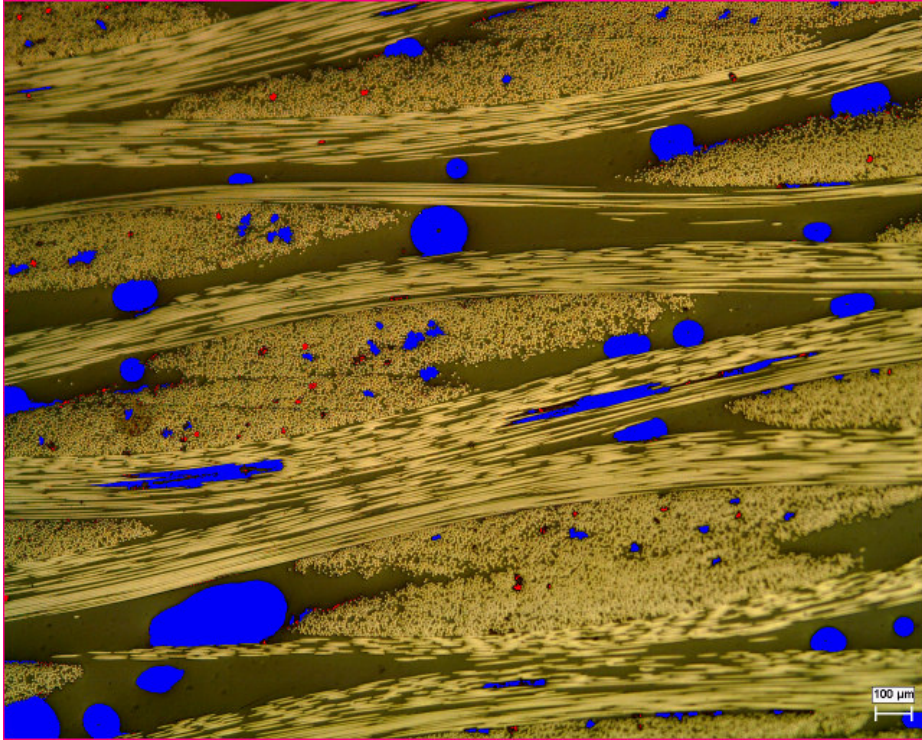
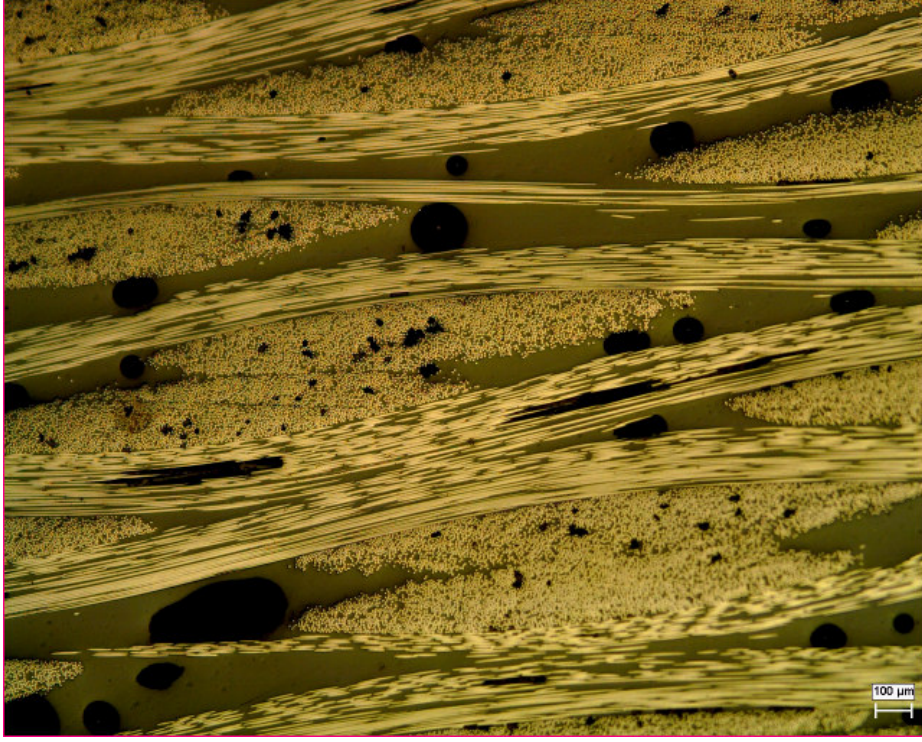
Numune Tipi	Elyaf hacim oranı (%)	Matris hacim oranı (%)	Elyaf ağırlık oranı (%)	Numune yoğunluğu (g/cm ³)
9 tabaka [0/90]	55.10	40.36	67.80	1.43
9 tabaka [0/±45/90]	57.14	39.32	69.34	1.45
15 tabaka [0/90]	57.47	35.98	71.23	1.42
15 tabaka [0/±45/90]	56.74	38.93	69.33	1.44

Boşluk içeriği verilerinin elde edilmesinde kullanılan optik mikroskop görüntülerine örnek olarak [0/90] ve [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakadan alınan görüntü ve analiz adımları Şekil 7.1-2’de verilmektedir. Boşlukların reçine zengin bölgelerde, enine ve boyuna elyaf demeti içerisinde ve tabakalar arasında oluştuğu görülmektedir.

Alansal boşluk değerini ölçmek için görüntülerde koyu renkli görülen boşluklara analiz programında mavi renk atanmıştır. Ancak görüntülerde boşlukların renk tonuna yakın, çok sayıda ve küçük boyutta noktalar boşluk olarak algılanarak program tarafından maviye boyanmıştır. Bu hatayı düzeltmek için 10 piksel boyuttan daha küçük boşluğa benzeyen noktalara kırmızı renk atanmış ve boşluk olarak algılanmaması sağlanmıştır.



Şekil 7.1. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip plaka kenar kesitinden 5X objektif ile alınan a) orijinal görüntü, b) boşluk ve boşluk renk tonuna yakın noktaların belirlenmesi



Şekil 7.2. $[0/\pm 45/90]$ elyaf oryantasyonuna sahip plaka kenar kesitinden 5X objektif ile alınan a) orijinal görüntü, b) boşluk ve boşluk renk tonuna yakın noktaların belirlenmesi

Çizelge 7.2’de görüntü analiz yöntemi ile plaka boşluk içeriğine ait bilgilerin ortalama değerleri verilmektedir. Numunelerin 5.93 mm² den alınan görüntülerinde ortalama boşluk sayısı 91 – 124 adet ve ortalama alansal boşluk oranı % 6.24 – 7.85 arasında değişmektedir.

Çizelge 7.2. Optik mikroskop görüntülerinden elde edilen ortalama alansal boşluk değerleri

Plaka	Ortalama boşluk sayısı (adet)	Ortalama alansal boşluk oranı (%)
9 tabaka [0/90]	91	7.85
9 tabaka [0/±45/90]	124	7.20
15 tabaka [0/90]	116	6.24
15 tabaka [0/±45/90]	98	7.25

7.2. Çekme ve Basma Testleri

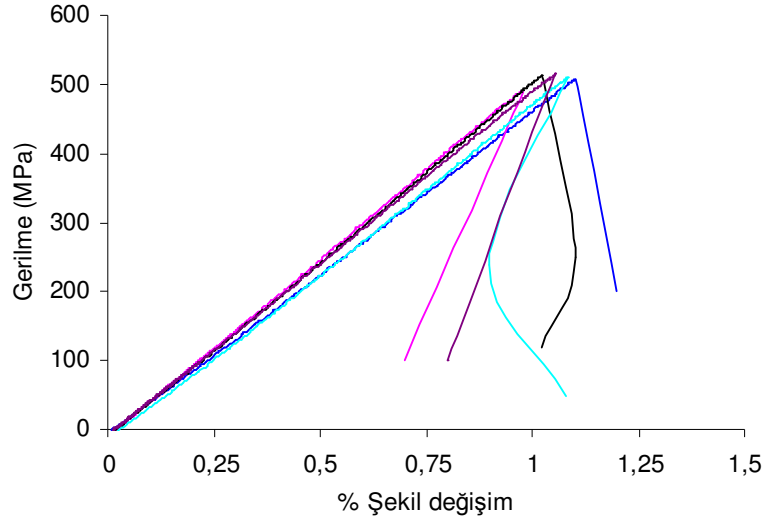
[0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerden elde edilen sonuçlar Çizelge 7.3’de ve gerilme - % şekil değişim eğrileri Şekil 7.3’de görülmektedir. Ortalama maksimum çekme gerilmesi, elastik modül ve % şekil değişimi 507 MPa, 52 GPa ve 1.00 değerleri bulunmuştur. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin çekme testi sonuçları Çizelge 7.4 ve gerilme - % şekil değişim eğrileri Şekil 7.4’de görülmektedir. Bu numuneler için ortalama maksimum çekme gerilmesi, elastik modül ve % şekil değişimi 351 MPa, 36 GPa ve 1.07 dir.

[0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin basma testinden elde edilen sonuçlar Çizelge 7.5’te ve gerilme - % şekil değişim eğrileri Şekil 7.5’te görülmektedir. Ortalama maksimum basma gerilmesi, elastik modül ve % şekil değişimi 361.9 MPa, 46.2 GPa ve 0.977 değerleri bulunmuştur. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin basma testi sonuçları Çizelge 7.6 ve gerilme - % şekil değişim eğrileri Şekil 7.6’da görülmektedir. Bu numuneler için ortalama maksimum çekme gerilmesi, elastik modül ve % şekil değişimi 299.38 MPa, 36.32 GPa ve 1.05 dir.

Çekme testlerinde gerilme-şekil değişim eğrisi test başlangıcından numune kopuncaya kadar doğrusal bir değişim göstermektedir. Yükleme ekseninde yüksek

elastik modüle sahip elyafların bulunması, gerilme-şekil değişim eğrisinin numune kopuncaya kadar doğrusal devam etmesini sağlamaktadır. Basma testlerinde test başlangıcında kararsız bir davranış görülürken daha sonra eğrinin eğimi küçük bir oranda azalarak devam etmektedir. Basma eğrilerinde ekstansometrenin çıkarıldığı nokta ($\% \varepsilon = 0.6$) belirgin olarak görülmektedir. Basma testlerinde artan şekil değişimi ile gerilme-şekil değişim eğrisinin eğiminde azalmaya, basma testi sırasında malzemede oluşan mikro seviyedeki burkulmaların ve dokuma kumaş yapısındaki 0^0 elyafların eğriliklerinin artmasının neden olduğu belirtilmektedir [81,82].

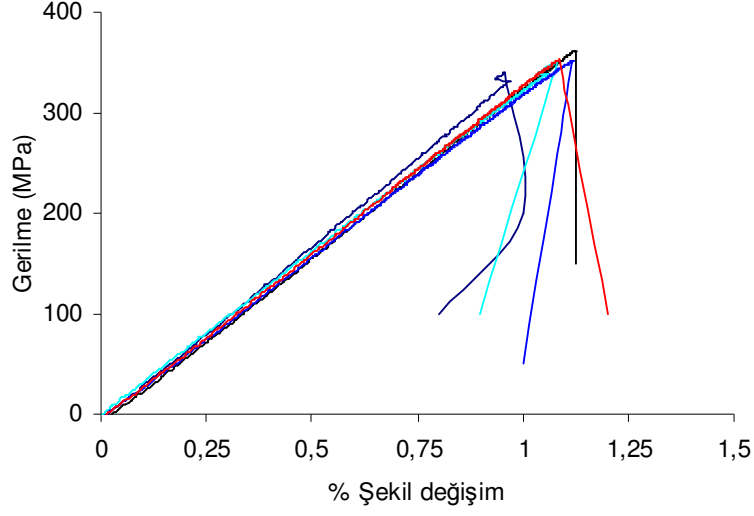
Çekme ve basma testleri sonucu kırılmış $[0/90]$ ve $[0/\pm 45/90]$ elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin görüntüleri ve kırılma bölgeleri Şekil 7.7-8'da gösterilmektedir. Kompozit malzemelerin mekanik testlerinde sıklıkla karşılaşılan destek parçası ayrılması ve numunenin tutucu çene içerisinde kırılması problemleri görülmemiştir. Çekme testlerinde özellikle $[0/90]$ numuneler 2 veya daha fazla parçaya ayrılarak kırılmaktadır. $[0/90]$ numune çekme testinde kırılma yüklem eksenine dik doğrultuda oluşurken, $[0/\pm 45/90]$ numune çekme testlerinde $\pm 45^0$ tabakalardan dolayı kırılma düz değildir. Basma testlerinde numuneler ölçü boyu içerisinde kırılmıştır (Şekil 7.8). Bölüm 7.4'te numunelerin kırılma davranışları numune kenarlarından alınan optik mikroskop görüntüleri ile daha ayrıntılı açıklanmaktadır.



Şekil 7.3. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin çekme testi gerilme - % şekil değişim grafikleri

Çizelge 7.3. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin çekme testi sonuçları

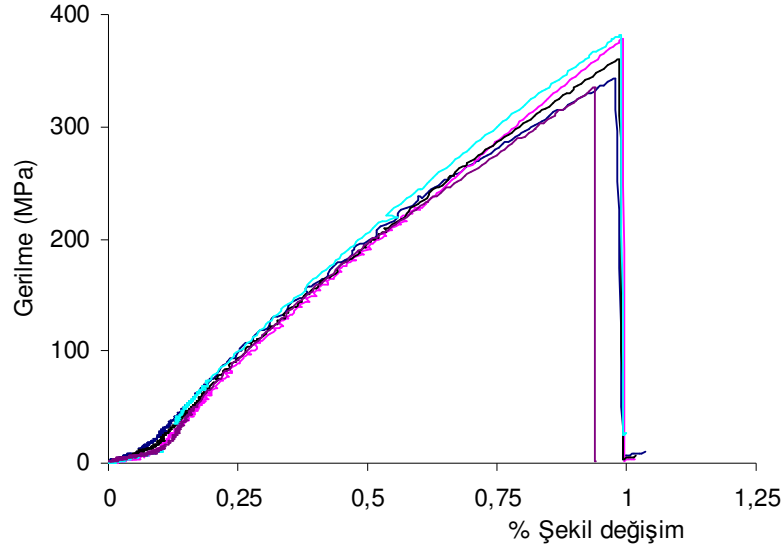
Numune No	Maksimum yük (kN)	Maksimum çekme gerilmesi (MPa)	Maksimum şekil değişimi (%)	Elastik Modül (GPa)
1	28.909	510.937	1.086	50.857
2	27.509	489.176	0.977	52.574
3	28.175	513.214	1.021	52.782
4	27.193	506.576	1.003	52.540
5	28.617	515.201	1.054	52.123
Ortalama	28.08	507.02	1.03	52.18
Standart Sapma	0.72	10.48	0.04	0.77
Değişim Katsayısı (%)	2.58	2.07	4.16	1.48



Şekil 7.4. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin çekme testi gerilme - % şekil değişim grafikleri

Çizelge 7.4. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin çekme testi sonuçları

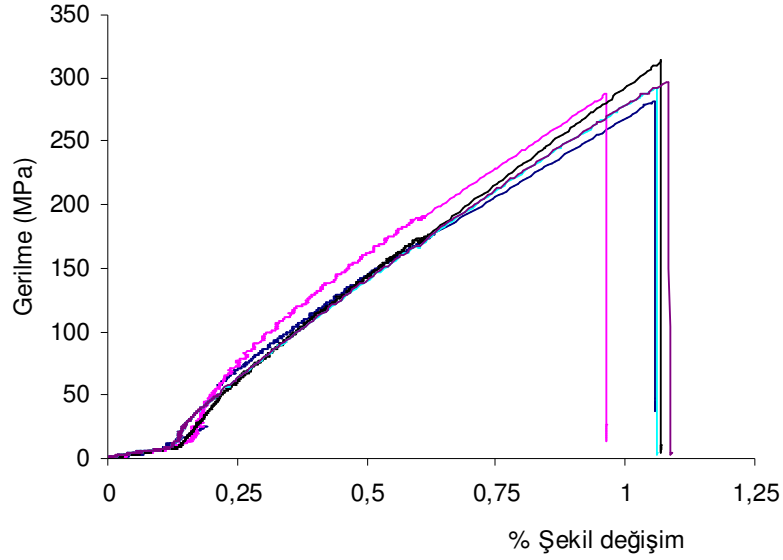
Numune No	Maksimum yük (kN)	Maksimum çekme gerilmesi (MPa)	Maksimum şekil değişimi (%)	Elastik Modül (GPa)
1	20.795	340.613	0.958	43.08
2	23.573	361.272	1.121	37.54
3	22.973	350.973	1.080	33.03
4	22.963	351.525	1.119	33.08
5	22.414	352.595	1.085	34.15
Ortalama	22.54	351.40	1.070	36.18
Standart Sapma	1.06	7.34	0.07	4.27
Değişim Katsayısı (%)	4.70	2.09	6.226	11.81



Şekil 7.5. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin basma testi gerilme - % şekil değişim grafikleri

Çizelge 7.5. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin basma testi sonuçları

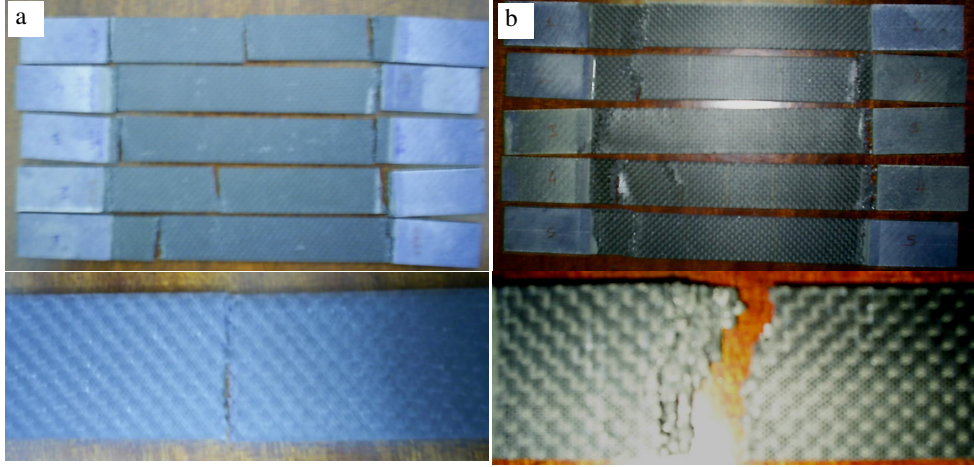
Numune No	Maksimum yük (kN)	Maksimum basma gerilmesi (MPa)	Maksimum şekil değişimi (%)	Elastik Modül (GPa)
1	34.124	343.301	0.978	45.543
2	37.515	377.414	0.993	45.664
3	38.067	382.202	0.989	45.596
4	33.332	335	0.889	47.997
5	35.566	371.256	0.986	46.201
Ortalama	35.72	361.90	0.9670	46.20
Standart Sapma	2.06	21.17	0.0439	1.04
Değişim Katsayısı (%)	5.77	5.85	4.55	2.25



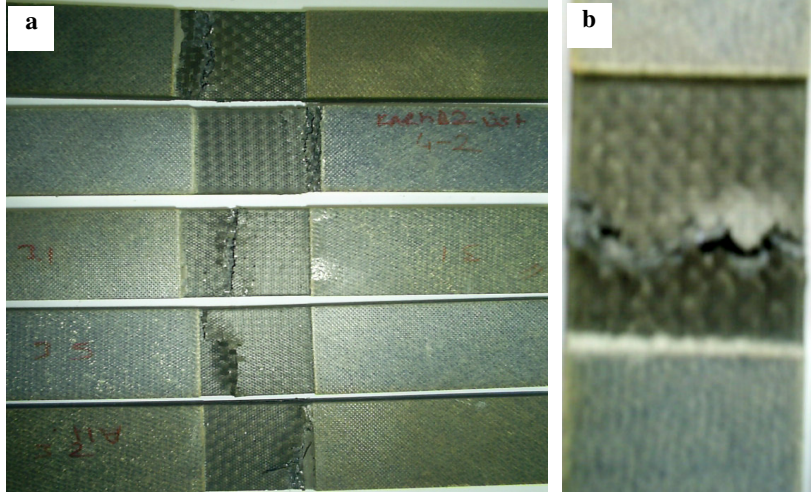
Şekil 7.6. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin basma testi gerilme-% şekil değişim grafikleri

Çizelge 7.6. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin basma testi sonuçları

Numune No	Maksimum yük (kN)	Maksimum çekme gerilmesi (MPa)	Maksimum şekil değişimi (%)	Elastik Modül (GPa)
1	30.167	295.497	0.92	39.467
2	29.52	310.848	1.033	43.12
3	29.789	311.359	1.042	33.556
4	28.521	296.32	1.09	32.475
5	27.116	282.854	1.058	33.497
Ortalama	29.02	299.38	1.029	36.42
Standart Sapma	1.23	11.96	0.065	4.65
Değişim Katsayısı (%)	4.23	4.00	6.268	12.77



Şekil 7.7. Çekme testi sonucu kırılmış numuneler ve kırılma bölgesi a) $[0/90]$, b) $[0/\pm 45/90]$ elyaf oryantasyonu



Şekil 7.8. $[0/\pm 45/90]$ elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin basma testi sonucu a) kırılmış numuneler b) kırılma bölgesi

7.3. Yorulma Testleri

7.3.1. S-N eğrileri

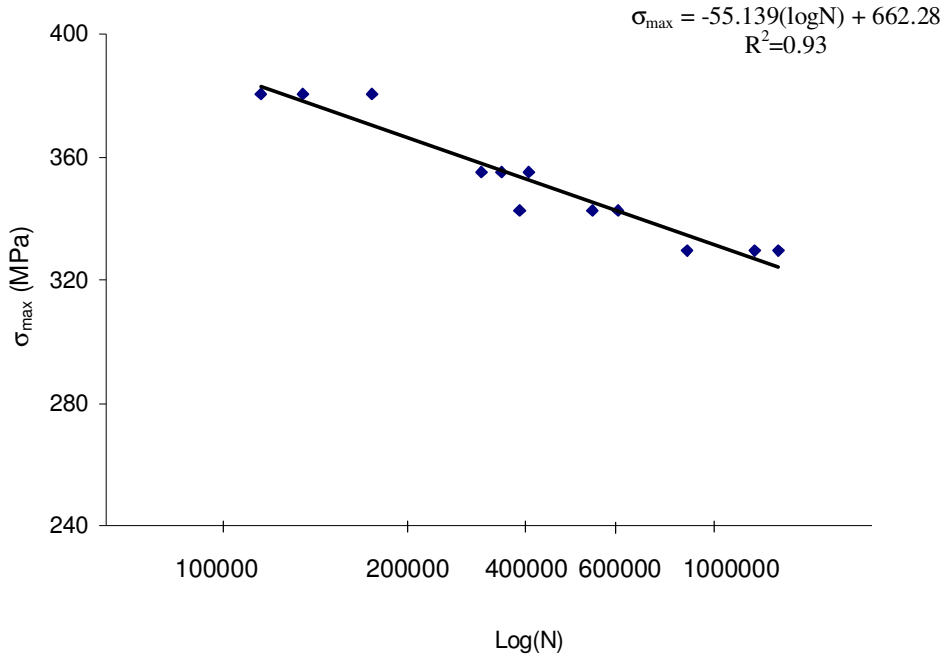
Çizelge 6.2’de verilen yorulma testi yük parametreleri ile yapılan [0/90] ve [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakaların çekme-çekme ve çekme-basma yorulma testi sonuçları, tablo ve grafiksel (S-N eğrileri) olarak Şekil 7.9-11 ve Çizelge 7.7-10’da verilmiştir. Grafiklerdeki sürekli çizgi, en küçük kareler yöntemi kullanılarak ilgili test verilerinden hesaplanan logaritmik eğilim çizgisidir. Grafiklerde bu çizgilerin denklemleri de gösterilmektedir.

Şekil 7.13’te [0/90] ve [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakaların çekme-çekme ve çekme-basma yükleme şartları için oluşturulan S-N eğrileri görülmektedir. Testlerin tamamı için S-N eğrilerindeki azalma benzer olmakla birlikte, [0/90] plaka, [0/±45/90] plakaya göre daha iyi yorulma direnci göstermektedir. [0/90] plakanın daha iyi yorulma direnci göstermesinin nedeni, yükleme doğrultusunda daha fazla elyaf içermesi ve malzeme içerisinde (tabakalar ve elyaf-matris arası) daha basit gerilme aktarımının oluşması şeklinde açıklanmaktadır [38]. Ayrıca, her iki elyaf oryantasyonunda da çekme-çekme çevrimsel yükleme altında yorulma direnci, çekme-basma çevrimsel yükleme altında yorulma direncinden büyük olduğu görülmektedir.

Çekme dayanımları farklı olan malzemelerin yorulma dayanımlarının karşılaştırılması, genellikle gerilme değeri normalleştirilerek yapılmaktadır. Çizelge 7.11’de yorulma testlerinden elde edilen sonuçlardan ve yayınlanmış çalışmalardan [81-85] [0/90] ve [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakaların $R=0.1$ ve $R=-1$ gerilme oranı çevrimsel yükleme şartları altında en az 10^6 çevrim sayısına dayanabildiği çekme dayanımı/maksimum gerilme oranları verilmektedir.

Çekme-basma çevrimsel yükleme tipinin olumsuz etkisinin nedeni, özellikle yorulma ömrünün ilk kısmında oluşan enine çatlaklar gibi hasarların neden olduğu makro seviyede tabakaların düzlem dışı burkulması ve mikro seviyede elyaf-matris ara yüzeyinde oluşan ayrılma hasarının basma gerilmesi sebebiyle daha fazla ilerlemesi şeklinde açıklanmaktadır [57,81,86-88]. Gamstedt ve Sjögren [57] çekme ve basma yükü altında elyaf-matris ara yüzey ayrılma

davranışını incelemek için matris içerisine tek elyaf yerleştirerek hazırladıkları numunelere çevrimsel yük uygulamış ve oluşan elyaf-matris ara yüzey ayrılma hasarlarını mikroskop ile izlemişlerdir. Elyaf-matris ara yüzey ayrılmasını çekme ve basma yükü altında, Şekil 7.14'te görüldüğü gibi gözlemlemiştir. Farklı çevrimsel yükleme tipleri için elyaf-matris ara yüzey ayrılma açısı - çevrim sayısı sonuçları Şekil 7.15'de görülmektedir. T-T(10)+T-C(3) testlerinde (10 çevrim çekme-çekme ve 3 çevrim çekme-basma), test başlangıcında ayrılma açısı hızlı bir şekilde 70^0 ye ulaşmakta ve 10 çevrim T-T boyunca küçük bir artışla devam etmektedir. Basma yükü içeren T-C yük çevrimleri başladığında ayrılma açısı tekrar hızlı bir şekilde artmaktadır. T-T(20)+T-C(2) testlerinde, çekme-çekme yük çevrimlerinin sayısı fazla olmasına rağmen ayrılma açısının, basma yük çevrimine kadar eşit değerde devam ettiği ve basma yük çevriminde arttığı görülmektedir.

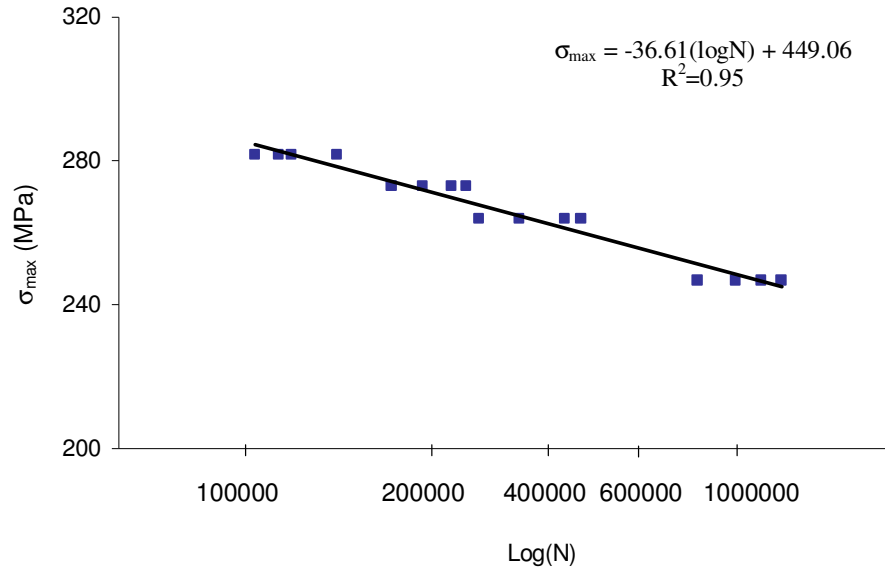


Şekil 7.9. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakanın σ_{\max}/σ_c , 0.75, 0.70, 0.675, 0.65 maksimum gerilme seviyelerinde yapılan çekme-çekme yorulma testlerinin maksimum gerilme-logaritmik çevrim sayısı grafiği

Çizelge 7.7. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakanın R=0.1 oranında çekme-çekme yorulma test sonuçları

Numune No	Maksimum Gerilme σ_{max} (MPa)	Maksimum gerilme/Çekme gerilmesi oranı σ_{max}/σ_c^1	Çevrim Sayısı N	Ortalama Çevrim Sayısı N_{ort}
1	380.25	0.75	199788	
2	380.25	0.75	117752	153726
3	380.25	0.75	143640	
4	354.9	0.7	367329	
5	354.9	0.7	334822	373627
6	354.9	0.7	418731	
7	342.225	0.675	400960	
8	342.225	0.675	639696	537149
9	342.225	0.675	570792	
10	329.6	0.65	891136	
11	329.6	0.65	1372089	1163733
12	329.6	0.65	1227973	

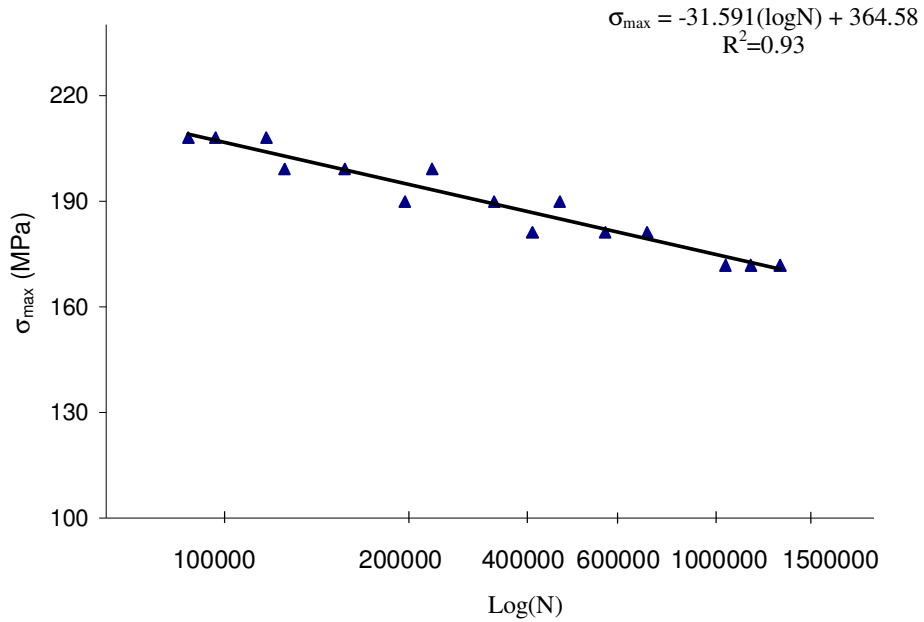
$^1\sigma_c$: çekme dayanımı



Şekil 7.10. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakanın σ_{max}/σ_c , 0.80, 0.775, 0.75, 0.70 maksimum gerilme seviyelerinde yapılan çekme-çekme yorulma testlerinin maksimum gerilme-çevrim sayısı grafiği

Çizelge 7.8. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakanın R=0.1 oranında çekme-çekme yorulma test sonuçları

Numune No	Maksimum Gerilme σ_{\max} (MPa)	Maksimum gerilme/Çekme gerilmesi oranı $\sigma_{\max}/\sigma_{\text{Ç}}$	Çevrim Sayısı N	Ortalama Çevrim Sayısı N_{ort}
1	281.6	0.8	108109	129114
2	281.6	0.8	159400	
3	281.6	0.8	128307	
4	281.6	0.8	120641	
5	272.8	0.775	295103	254118
6	272.8	0.775	239856	
7	272.8	0.775	206513	
8	272.8	0.775	275000	
9	264	0.75	510056	417890
10	264	0.75	377200	
11	264	0.75	313050	
12	264	0.75	471254	
13	246.4	0.7	886501	1115591
14	246.4	0.7	1313488	
15	246.4	0.7	1065423	
16	246.4	0.7	1196953	

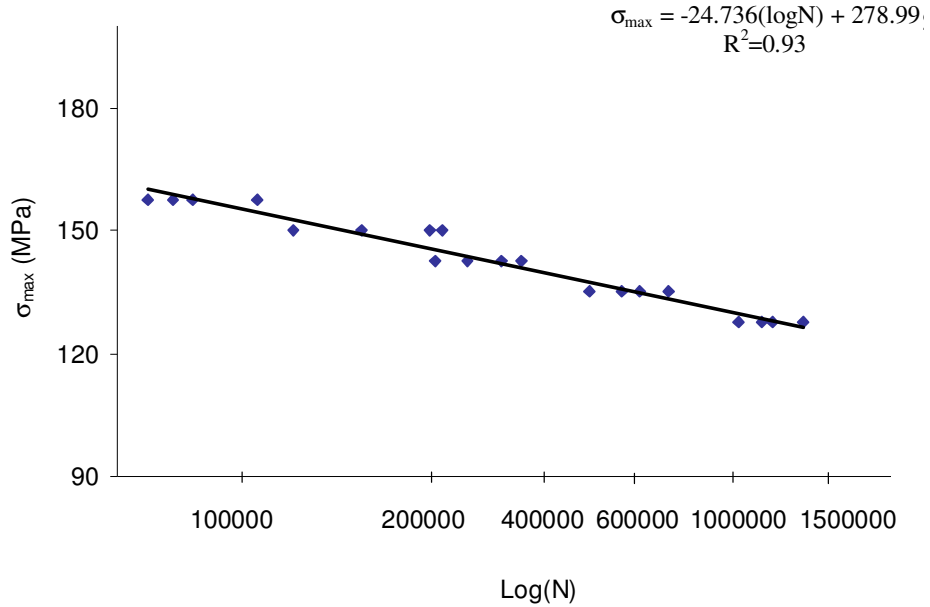


Şekil 7.11. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakanın σ_{\max}/σ_B , 0.575, 0.55, 0.525, 0.50, 0.475 maksimum gerilme seviyelerinde yapılan çekme-çekme yorulma testlerinin maksimum gerilme-çevrim sayısı grafiği

Çizelge 7.9. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakanın R=-1 oranında çekme-basma yorulma test sonuçları

Numune No	Maksimum Gerilme σ_{\max} (MPa)	Maksimum gerilme/Basma gerilmesi oranı σ_{\max}/σ_B^1	Çevrim Sayısı N	Ortalama Çevrim Sayısı N_{ort}
1	208.15	0.575	120213	
2	208.15	0.575	94517	99247
3	208.15	0.575	83012	
4	199.1	0.55	232396	
5	199.1	0.55	174868	189916
6	199.1	0.55	130991	
7	190.05	0.525	424619	
8	190.05	0.525	354863	356789
9	190.05	0.525	263888	
10	181	0.5	730308	
11	181	0.5	600238	585055
12	181	0.5	483109	
13	171.95	0.475	1375727	
14	171.95	0.475	1200022	1213638
15	171.95	0.475	1065166	

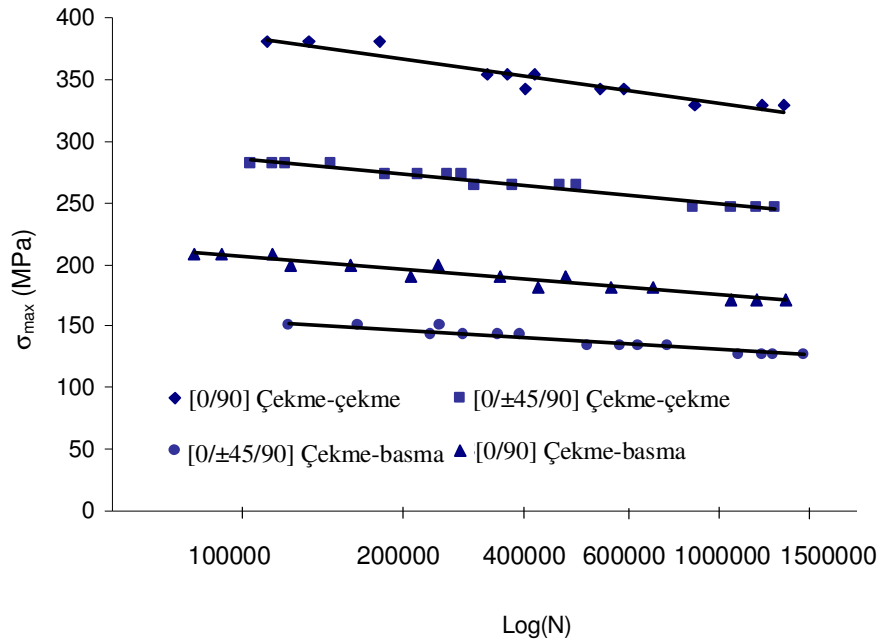
σ_B : Basma dayanımı (MPa)



Şekil 7.12. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakanın σ_{\max}/σ_B , 0.525, 0.50, 0.475, 0.45, 0.425 maksimum gerilme seviyelerinde yapılan çekme-çekme yorulma testlerinin maksimum gerilme-çevrim sayısı grafiği

Çizelge 7.10. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakanın R=-1 oranında çekme-basma yorulma test sonuçları

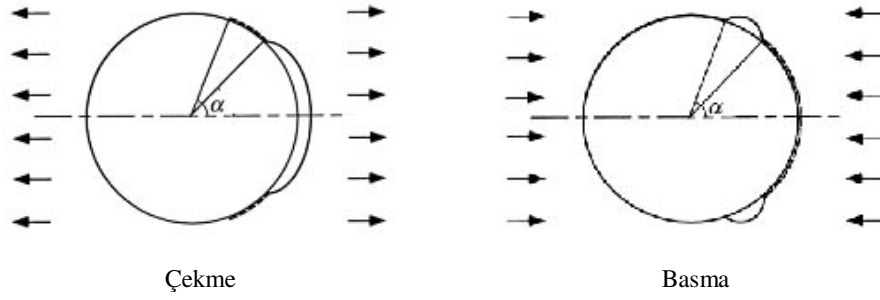
Numune No	Maksimum Gerilme σ_{max} (MPa)	Maksimum gerilme/Basma gerilmesi oranı σ_{max}/σ_B	Çevrim Sayısı N	Ortalama Çevrim Sayısı N_{ort}
1	157.5	0.525	65193	82455
2	157.5	0.525	110363	
3	157.5	0.525	80945	
4	157.5	0.525	73317	
5	150	0.5	181329	206979
6	150	0.5	266022	
7	150	0.5	130150	
8	150	0.5	250414	
9	142.5	0.475	389251	324312
10	142.5	0.475	256392	
11	142.5	0.475	299389	
12	142.5	0.475	352215	
13	135	0.45	787986	658615
14	135	0.45	682424	
15	135	0.45	536878	
16	135	0.45	627171	
17	127.5	0.425	1500233	1281763
18	127.5	0.425	1296572	
19	127.5	0.425	1100127	
20	127.5	0.425	1230119	



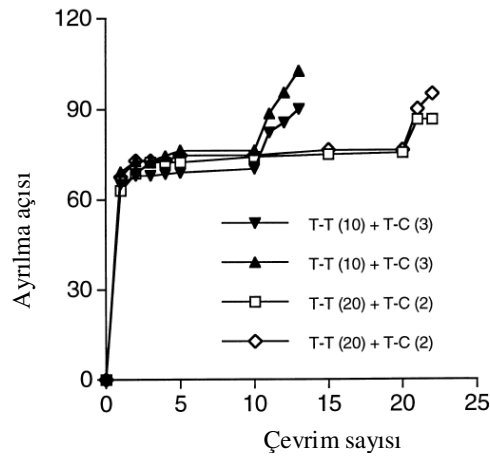
Şekil 7.13. [0/±45/90] ve [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakaların çekme-çekme ve çekme-basma yorulma testlerinin maksimum gerilme-çevrim sayısı grafiği

Çizelge 7.11. [0/90] ve [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakaların R=0.1 ve R=-1 gerilme oranı çevrimsel yükleme şartları altında en az 10^6 çevrim sayısına dayanabildiği çekme dayanımı/maksimum gerilme oranları

Elyaf oryantasyonu	Gerilme oranı $R=\sigma_{\min}/\sigma_{\max}$	Maksimum gerilme/Çekme gerilmesi oranı σ_{\max}/σ_C
[0/90]	0.1	0.65
		0.63 [85]
	-1	0.65 [84]
		0.475
[0/±45/90]	0.1	0.41 [82]
		0.7
	-1	0.72 [83]
		0.6 [85]
		0.425
		0.42[81]



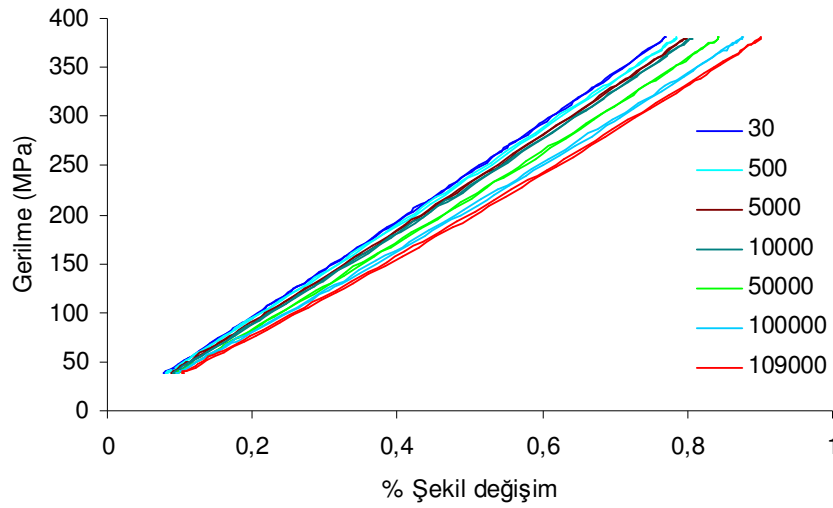
Şekil 7.14. Çekme-basma yükleme durumunda elyaf-matris ara yüzeyinde ayrılma (α : ayrılma açısı) [57]



Şekil 7.15. Çekme-çekme yük çevrimlerini takip eden çekme-basma yük çevrimleri durumunda elyaf-matris ara yüzey ayrılma açısı çevrim sayısı grafiği [57]

7.3.2. Rijitlik değişimi ve hasar birikimi

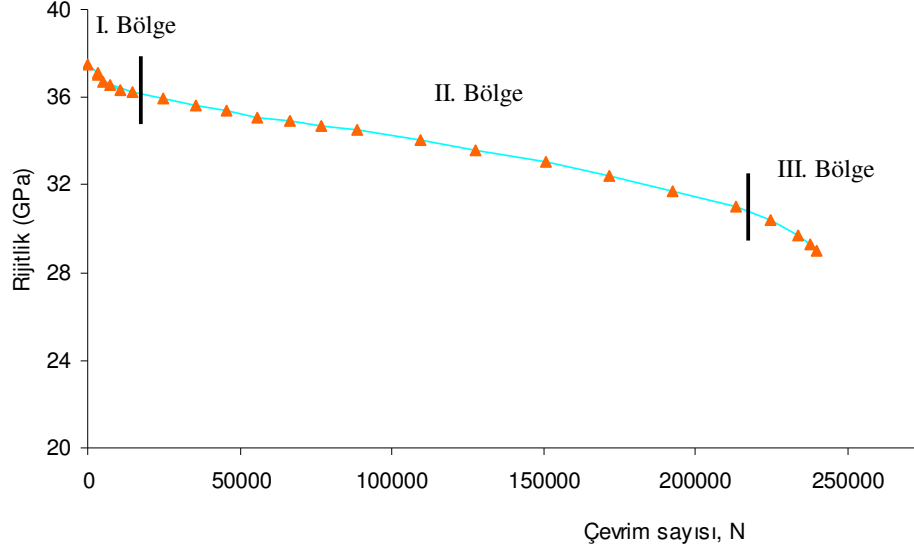
şekil 7.16’da kompozit malzemelerde tipik olarak görülen değişik çevrim sayıları için gerilme - % şekil değişimi eğrileri (histerisiz eğrileri) görülmektedir. evrim sayısının artışı ile eğrilerinin eğimi azalmaktadır. Yorulma testleri rijitlik hesaplamalarında bu eğrilerin maksimum ve minimum değerlerini birleştiren doğrunun eğimi kullanılmıştır.



şekil 7.16. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakanın 380.2 MPa maksimum gerilme uygulanan çekme-çekme yorulma testi farklı çevrim sayılarında gerilme - % şekil değişimi eğrileri (histerisiz eğrileri)

[0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakanın 273 MPa maksimum gerilme uygulanan çekme-çekme yorulma testinin rijitlik-çevrim sayısı grafiği şekil 7.17’de görülmektedir. Elyaf oryantasyonu ve yorulma test parametrelerine bağlı olarak, yorulma ömrü boyunca malzeme rijitlik azalması, farklılıklar göstermekle birlikte genel olarak bütün numunelerde 3 farklı bölgede değişim gösteren bir eğri şeklinde azalmaktadır. Yorulma ömrünün başlangıcında (I. bölge) rijitlik belirli bir seviyeye kadar hızlı bir şekilde düşmektedir. Daha sonra rijitlik, yaklaşık lineer bir şekilde azalırken (II. bölge) son bölgede (III. bölge) hızlı bir şekilde düşmekte ve numune kopmaktadır. Khan ve ark. [46] dokuma

kumaş karbon/polyester plakaların çekme-çekme ($R=0.1$) yorulma testlerinde yorulma ömrü boyunca benzer rijitlik azalma davranışı gözlemlemiştir.



Şekil 7.17. $[0/\pm 45/90]$ elyaf oryantasyonuna sahip plakanın 273 MPa maksimum gerilme uygulanan çekme-çekme yorulma testinin rijitlik-çevrim sayısı grafiği

Farklı maksimum gerilme seviyelerinde $[0/90]$ ve $[0/\pm 45/90]$ plakaların çekme-çekme ve çekme-basma yorulma testlerinin relatif rijitlik azalması-çevrim sayısı grafikleri Şekil 7.18-21’de gösterilmektedir. Yorulma ömrü boyunca rijitlik değişimi maksimum gerilme değeri, yükleme tipi ve elyaf oryantasyonuna bağlı olarak farklılıklar göstermektedir. Maksimum gerilme seviyesinin artışı ile rijitlik azalması daha hızlı gerçekleşmekte ancak azalma miktarı düşmektedir.

$R=-1$ gerilme oranı ve farklı maksimum gerilme şartları altında Gagel ve ark. [89] $[0/90/45/-45]$ cam/epoksi plaka için oluşturdukları relatif rijitlik değişimi-ömür oranı eğrileri Şekil 7.22’de gösterilmektedir. Maksimum gerilme seviyesinin artışı ile malzeme içyapısında oluşan daha az hasar birikimi nedeniyle toplam rijitlik azalma miktarı düşmektedir.

Çekme-çekme yorulma testlerinde $[0/90]$ plakada yorulma ömrü boyunca %13.7 ve $[0/\pm 45/90]$ elyaf oryantasyonuna sahip plakada %26.2 rijitlik azalması görülmektedir. Çekme-basma yorulma testlerinde $[0/90]$ plakada yorulma ömrü boyunca %7.8 ve $[0/\pm 45/90]$ elyaf oryantasyonuna sahip plakada %15.3 rijitlik

azalması görülmektedir. Her iki yükleme altında da $[0/\pm 45/90]$ elyaf oryantasyonuna sahip numune yorulma ömrü boyunca daha fazla rijitlik kaybı göstermektedir. Bu davranışın nedeni kompozit yapı içerisinde yükleme ekseninden farklı açılarda tabakalar bulunduğunda, malzemede farklı hasar tiplerinin oluşması ve ilerlemesinden kaynaklanmaktadır. $[0/90]$ plakalarda yükleme eksenindeki elyaflar matris malzeme hasar birikimini sınırlamaktadır. Matris malzeme hasar doyumundan sonra bölgesel gerilme yığılmalarından dolayı elyaf kırılmaları başlamakta ve ilk elyaf kırılmalarını takip eden çevrimlerde hasar hızlı ilerlemektedir. Ancak $[0/\pm 45/90]$ plakada $\pm 45^0$ elyaf oryantasyonunda yerleştirilen tabakalar, aksenal yükleme durumunda özellikle kesme gerilmelerinin oluşturduğu tabakalar arası ve elyaf-matris ara yüzey ayrılma hasar birikimini artırmaktadır. Bu hasarlar matris baskın hasarlar olarak adlandırılmaktadır [87,90]. Wharmby ve ark. [54] $[0/90]$ ve $[\pm 45/90]$ E-cam/epoksi plaklarla yaptıkları çekme-çekme yorulma testlerinde rijitlik azalmasını $[0/90]$ plakalar için %20, $[45/90]$ plakalar için yaklaşık %60 bulmuşlardır.

Şekil 7.23'te farklı elyaf oryantasyonu ve farklı yükleme tiplerinde yapılan yorulma testlerinin relatif rijitlik azalması-çevrim sayısı oranı (N/N_{max}) eğrilerinin tamamı tek grafik üzerinde gösterilmiştir. Elyaf oryantasyonu ve yükleme tipine bağlı olarak rijitlik azalma eğrileri arasındaki farklılıkları görebilmek için çevrim sayısı (N) yerine çevrim sayısı oranı (N/N_{max}) kullanılmıştır. Çekme-basma yorulma testlerinde yorulma ömrünün başlangıcında hızlı rijitlik azalmasını takip eden çevrimlerde azalma oranının çok düşük seviyede ilerlediği yorulma ömrünün son kısmında çekme-çekme yorulma testlerine göre daha hızlı rijitlik azalması olduğu görülmektedir.

Denklem (6.2) ile hesaplanan rijitlik değişimine bağlı hasar parametresi-çevrim sayısı oranı eğrileri Şekil 7.24'te gösterilmektedir. Yorulma ömrü boyunca rijitlik değişimine benzer şekilde test başlangıcında yorulma ömrünün yaklaşık %10'na kadar hasar parametresi hızlı bir şekilde artmaktadır. Daha sonra %85 değerine kadar kararlı yavaş bir artış gözlenmektedir. Yorulma ömrünün sonlarında numune kopuncaya kadar hasar parametre artışı hızlanarak devam etmektedir.

[0/90] ve [0/±45/90] plakalar için hasar birikimi T-C yükleme şartlarında T-T yüklemeye göre farklılık göstermektedir (Şekil 7.24). Çekme-basma yükleme şartlarında test başlangıcında hasar birikimi her iki elyaf oryantasyonu içinde daha küçük değerlerde doyuma ulaşmaktadır. Çekme-çekme yüklemeye göre daha küçük bir artışla kararlı devam ettikten sonra yorulma ömrünün sonunda hasar birikimi daha hızlı bir şekilde gerçekleşmektedir. Daha önce yapılan çalışmalarda kompozit malzemelerde çekme-basma yükleme şartlarında daha fazla hasar oluştuğu belirtilmektedir [57,91]. Yaptığımız testlerde T-C yükleme şartlarında hasar birikiminin küçük değerlerde doyuma ulaşması ve ilerlemesi, çevrimsel yükleme sırasında uygulanan maksimum gerilme değerinin, (σ_{max}) T-T yüklemeye göre önemli derecede küçük olmasından kaynaklanmaktadır (Çizelge 6.2). Ayrıca T-C yükleme durumunda yorulma ömrünün son kısmında hasar birikimi belirli bir değere ulaştıktan sonra çok hızlı artması ve numunenin kırılması, belirli bir hasar birikiminden sonra çekme-basma yüklemenin olumsuz etkisinin arttığını göstermektedir. Özellikle basma gerilmesi sırasında enine çatlaklar ve lokal ayrılmalar bölgesel gerilme yığılmaları oluşturarak bitişik tabakalarda elyaf kırılmalarına neden olmaktadır (Şekil 7.25) [11,57].

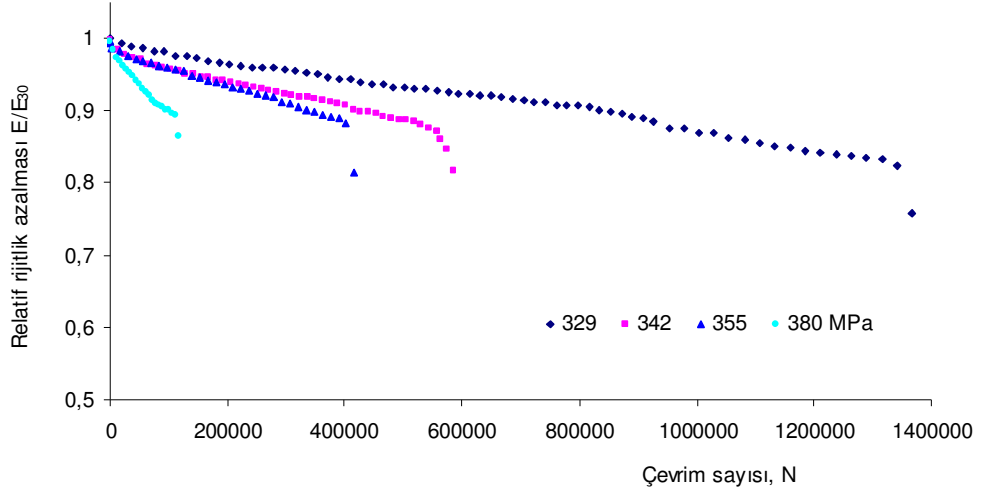
Freire ve Aquino [91] keçe ve dokuma kumaş E-cam/polyester kompozit plakalar kullanarak çekme-çekme, çekme-basma ve basma-basma yorulma testleri yapmışlardır. Çekme-çekme testlerinde hasar oluşum sırasını;

- Enine çatlakların oluşması ve doyuma ulaşması
- Enine çatlaklardan kaynaklanan ayrılma ilerlemesi
- Elyaf kırılmaları ve numunenin kırılması şeklinde gözlemlenmişlerdir.

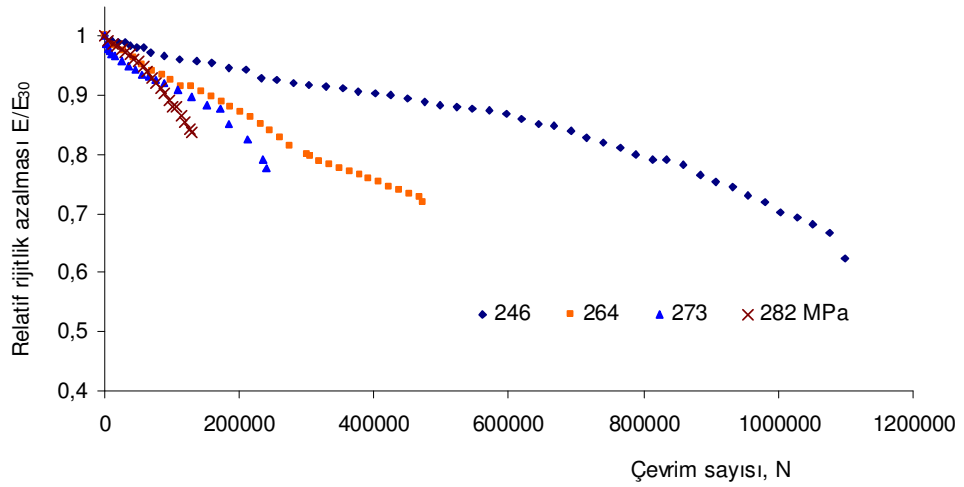
Çekme-basma yorulma testlerinde ise;

- Enine çatlakların oluşması
- Tabaka ayrılmalarının başlaması
- Enine çatlakların doyuma ulaşması
- Tabaka ayrılmalarının oluşumunun ve ilerlemesinin devam etmesi
- Elyaf kırılmaları ve numunenin kırılması şeklinde gözlemlenmişlerdir.

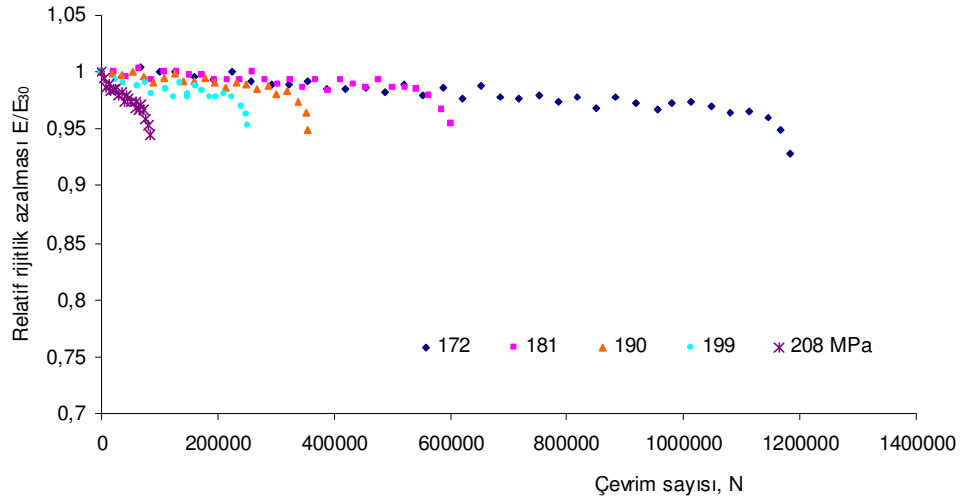
Çekme-basma yükleme şartlarında enine çatlakların doyuma ulaşmadan tabaka ayrılmaların başlaması uygulanan yükleme tipi ile ilgili olduğu belirtilmektedir.



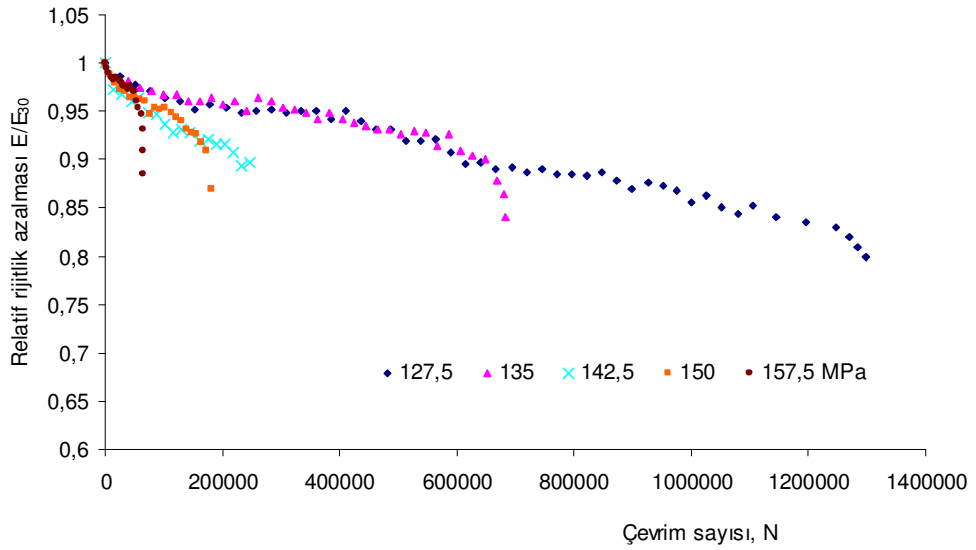
Şekil 7.18. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakanın farklı maksimum gerilme seviyelerinde çekme-çekme yorulma testlerinin relatif rijitlik azalması-çevrim sayısı grafikleri



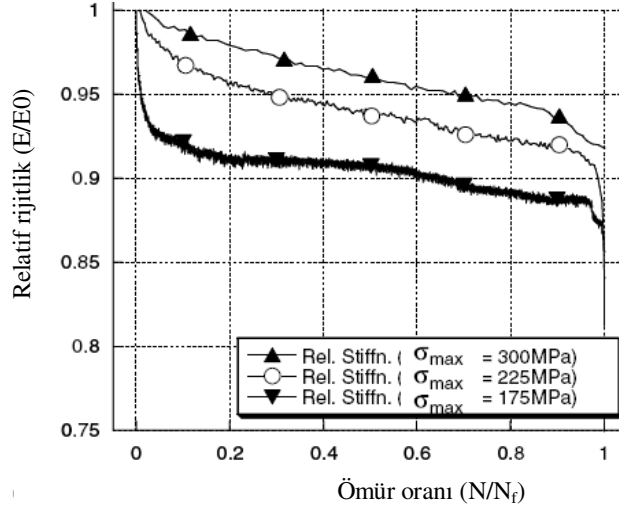
Şekil 7.19. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakanın farklı maksimum gerilme seviyelerinde çekme-çekme yorulma testlerinin relatif rijitlik azalması-çevrim sayısı grafikleri



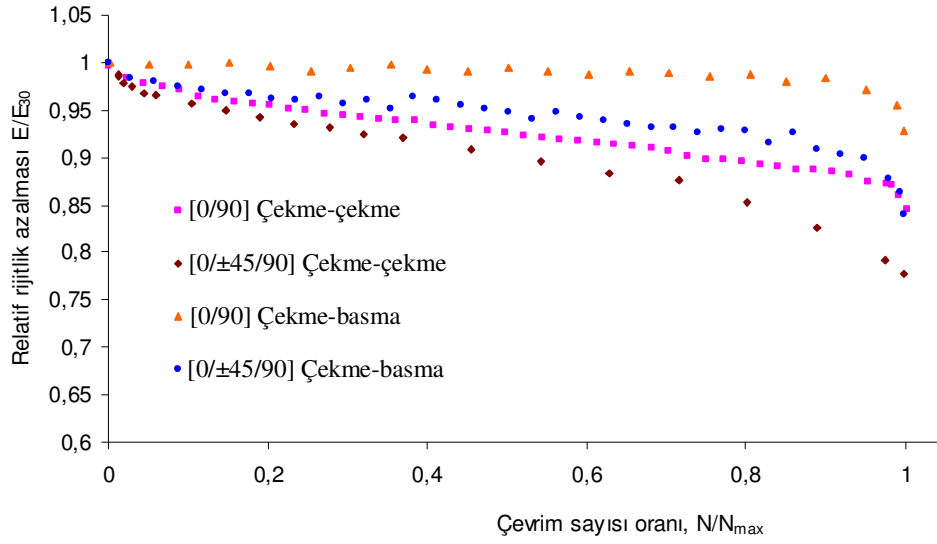
Şekil 7.20. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakanın farklı maksimum gerilme seviyelerinde çekme-basma yorulma testlerinin relatif rijitlik azalması-çevrim sayısı grafikleri



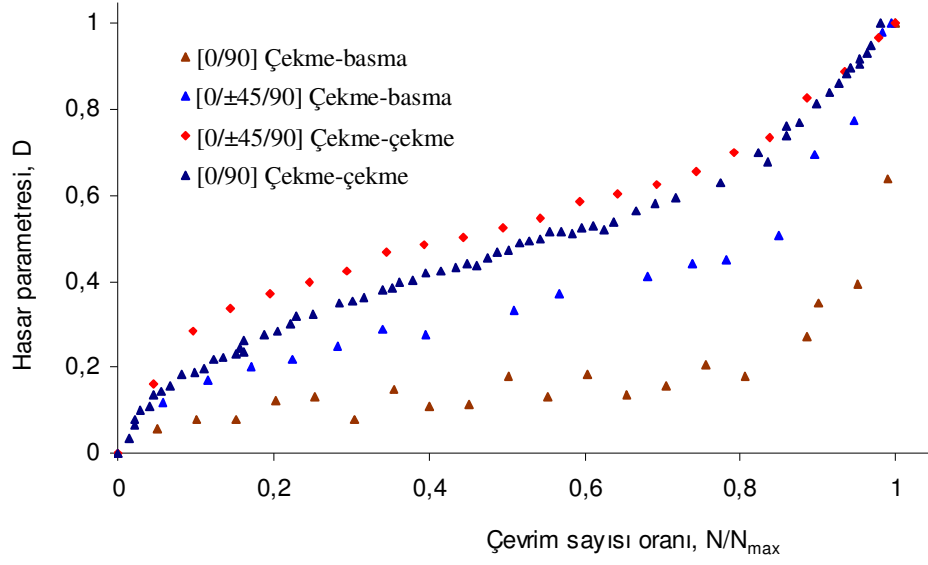
Şekil 7.21. [0±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakanın farklı maksimum gerilme seviyelerinde çekme-basma yorulma testlerinin relatif rijitlik azalması-çevrim sayısı grafikleri



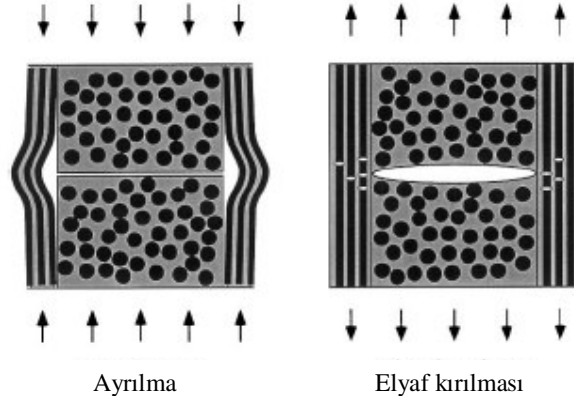
Şekil 7.22. Cam elyaf kıvrımsız kumaş/epoksi plakanın yorulma süresince relatif rijitliği [89]



Şekil 7.23. [0/90] ve [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakaların çekme-çekme ve çekme-basma yorulma testlerinin relatif rijitlik azalması-çevrim sayısı oranı grafikleri



Şekil 7.24. [0/90] ve [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakaların çekme-çekme ve çekme-basma yorulma testlerinin hasar parametresi-çevrim sayısı oranı grafikleri



Şekil 7.25. Çekme-basma yükleme sırasında bir enine çatlığın ayrılma ve elyaf kırılmalarını oluşturması [57]

7.3.3. Kenar kopyalama ile hasar tespiti ve çatlak yoğunluğu ölçümü

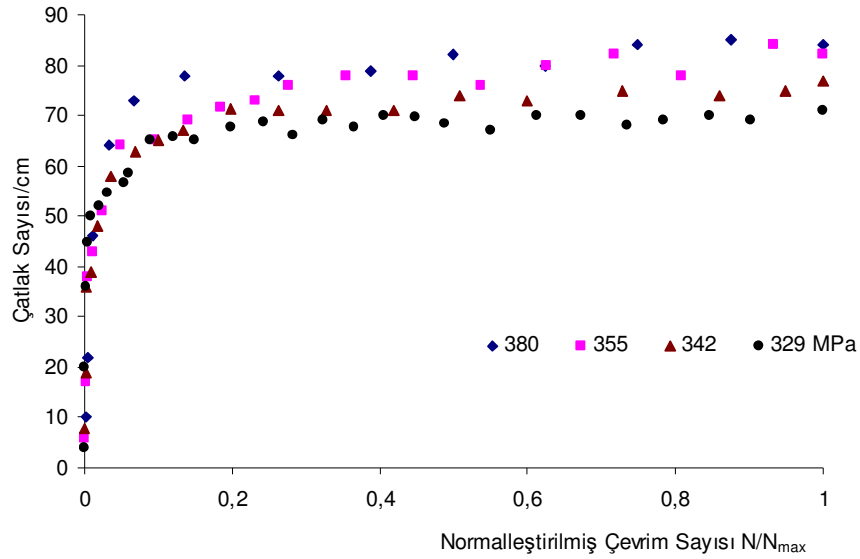
Yorulma testleri sırasında alınan kopyalar üzerinde 1 cm uzunluğundaki bölgede enine çatlaklar sayılarak farklı maksimum gerilme seviyeleri için çatlak yoğunluğu-normalleştirilmiş çevrim sayısı grafiği [0/90] ve [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakalar için çizilmiştir (Şekil 7.26-27). Numunelerin kırılma çevrim sayıları büyük bir aralıkta ($10^5 - 10^6$) değişim gösterdiğinden grafikte verilerin daha açık görülebilmesi için çevrim sayıları maksimum çevrim sayısı (N/N_{max}) ile normalleştirilmiştir. Şekil 7.26-27'de görüldüğü gibi yorulma testinin başlaması ile belirli bir çevrim sayısına kadar çatlak yoğunluğu hızlı bir şekilde artmakta ve sonra sabit kalmaktadır. Bu davranış, [0/90] ve [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakalar ve farklı maksimum gerilme değerleri için benzer görülmektedir. Çatlak yoğunluğu-çevrim oranı grafiklerinde çok açık görülmemekle birlikte, numunede daha büyük şekil değişimi oluşmasından dolayı maksimum gerilme değerinin artışı ile enine çatlak sayısında artış görülmektedir.

Çevrimsel yükleme sırasında enine çatlak oluşma ve yayılma davranışı, enine elyaf demetine sahip tabakaların kalınlığı ve uygulanan maksimum gerilme değerine bağlıdır. Maksimum gerilme, statik gerilme durumunda çatlak başlatacak gerilme değerinden küçükse, numune kenarından çatlaklar başlar ve numunenin diğer kenarına doğru küçük bir hızda ilerler. Maksimum gerilme bu statik gerilmeden büyükse, numune genişliği boyunca uzanan çatlaklar test başlangıcında düşük yoğunlukta oluşmakta ve bir süre sonra doyuma ulaşmaktadır [59,92,93]. Lafarie-Frenot ve ark. [59] aynı sayıda 0^0 ve 90^0 tabakalara sahip farklı sırada yerleştirilmiş tabakalardan oluşan $(0_3/90/0_4)_s$ ve $(0_7/90)_s$ karbon/epoksi plakalarla 2 farklı maksimum gerilme seviyesinde (%60 ve %80 σ_c) yorulma testleri yapmış ve kenar çatlak yoğunluğu – çevrim sayısı eğrilerini Şekil 7.28'de görüldüğü gibi bulmuşlardır. En erken çatlak oluşumu ve doyuma ulaşması $(0_7/90)_s$ plakada %80 maksimum gerilme seviyesinde görülmektedir. Diğer şartlarda çatlak başlangıcı ve doyuma ulaşması 90^0 tabaka kalınlığının artması ve gerilme seviyesinin azalması ile gecikmektedir.

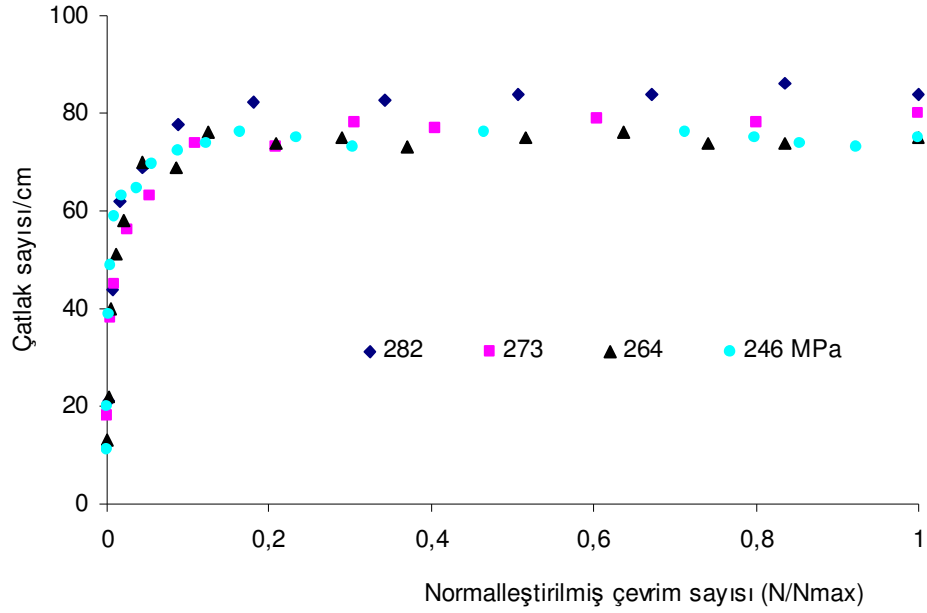
Wharmby ve ark. [54] $[0_2/90_3]_s$ ve $[\pm 45/90_3]_s$ cam/epoksi plakalarla yaptıkları yorulma testlerinde çatlak yoğunluk değerlerinde elyaf

oryantasyonlarına bağlı olarak farklılıklar bulmuşlardır. Çatlak yoğunluğu-çevrim oranı grafiklerinde görüldüğü gibi $[0_2/90_3]_s$ plakada çatlak doyum noktasına daha hızlı ulaşılmakta ve doyum noktasındaki çatlak yoğunluk değeri daha yüksektir (Şekil 7.28-29). $[0_2/90_3]_s$ plakada uygulanan gerilme değerleri yüksek olduğundan enine çatlaklar hızlı bir şekilde artmaktadır. Bu çatlakların artmasıyla 90^0 tabakaların rijitliği azalmakta ve gerilmelerin büyük bir kısmı 0^0 tabakalar tarafından taşınmaktadır. $[\pm 45/90_3]_s$ plakada, ± 45 elyaflar özellikle kesme gerilmeleri oluşturmasından dolayı elyaf-matris ara yüzeyinde ve matris malzemede sürekli ilerleyen hasarlar oluşturmaktadır.

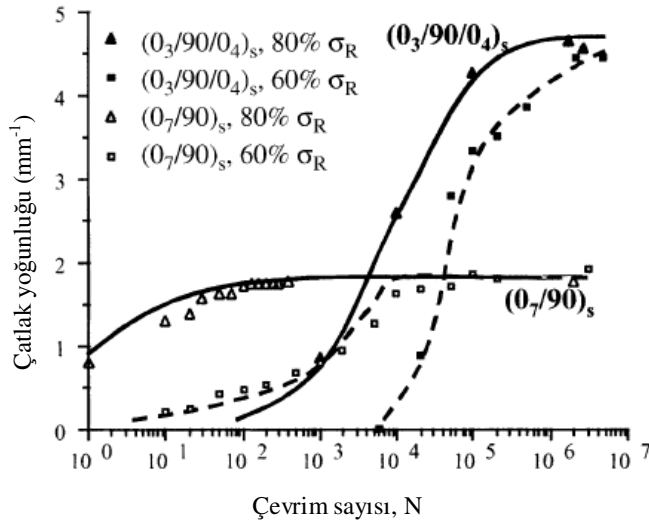
Şekil 7.31-32’de görüldüğü gibi Bölüm 7.3.2’de açıklanan yorulma testleri sırasında rijitlik kaybı ve enine çatlak yoğunluk artışı arasında yakın bir ilişki görülmektedir. Çevrimsel yüklemenin başlamasıyla çatlak sayısı hızla artmakta ve numune rijitliği azalmaktadır. Daha sonra çatlak sayısı, belirli bir doyum noktasına ulaştıktan sonra sabit kalmakta ve rijitlik değişimi daha küçük bir



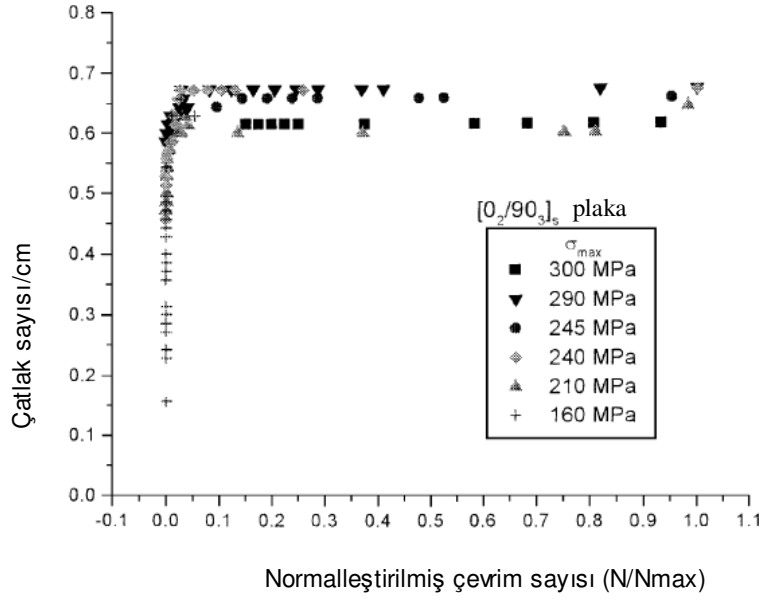
Şekil 7.26. Farklı maksimum gerilme seviyelerinde $[0/90]$ elyaf oryantasyonuna sahip numune çatlak yoğunluğu-normalleştirilmiş çevrim sayısı grafiği



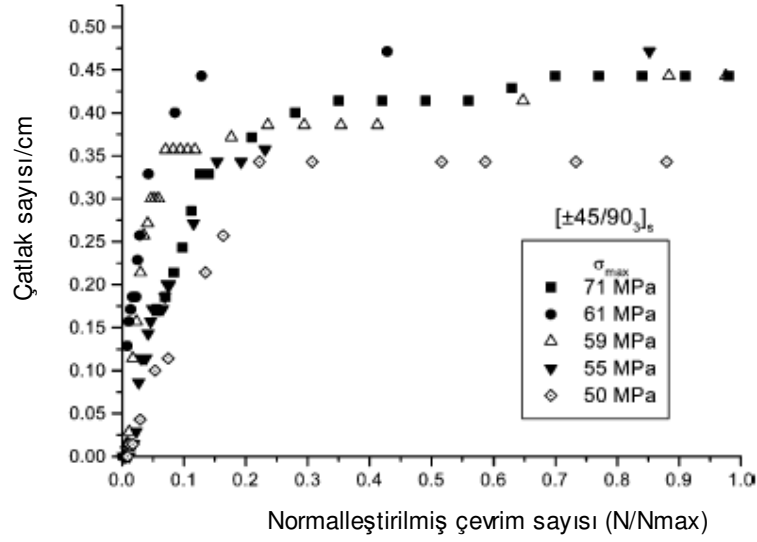
Şekil 7.27. Farklı maksimum gerilme seviyelerinde $[0/\pm 45/90]$ elyaf oryantasyonuna sahip numune çatlak yoğunluğu-normalleştirilmiş çevrim sayısı grafiği.



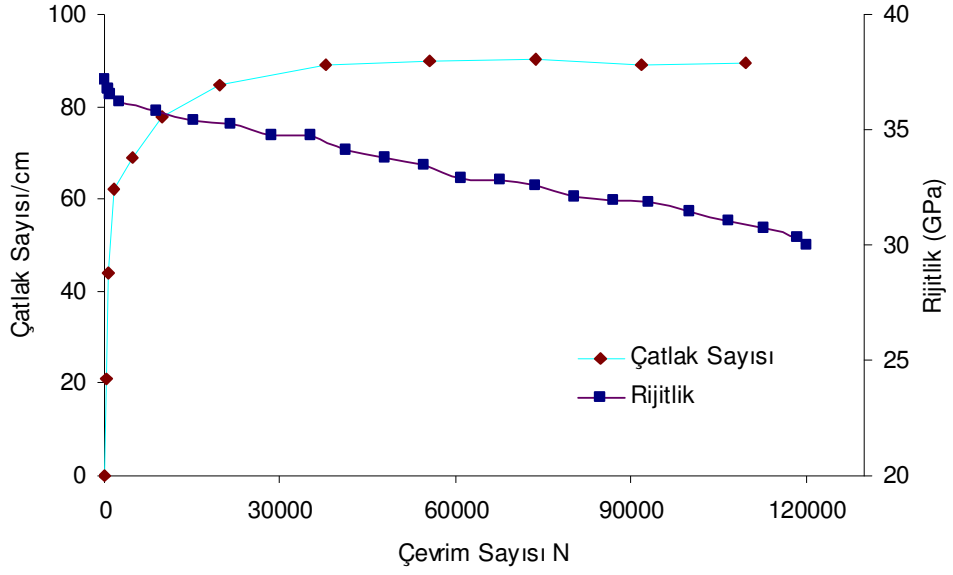
Şekil 7.28. $(0_3/90/0_4)_s$ ve $(0_7/90)_s$ karbon/epoksi plakalarla %60 ve %80 $\sigma_{\text{ç}}$ maksimum gerilme seviyesi için kenar çatlak yoğunluğu – çevrim sayısı [59]



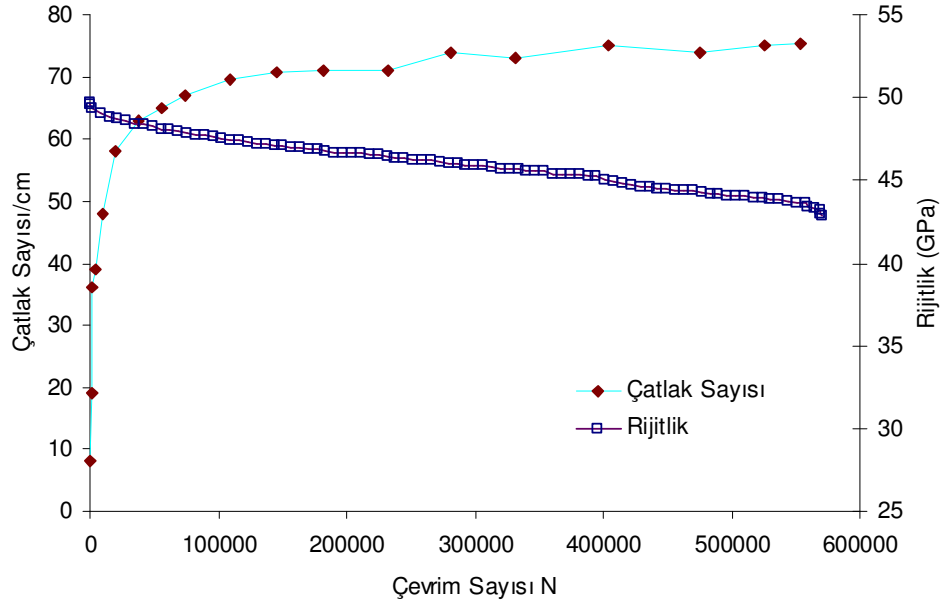
Şekil 7.29. $[0_2/90_3]_s$ için çatlak yoğunluğu-normalleştirilmiş çevrim sayısı [54]



Şekil 7.30. $[\pm 45/90_3]_s$ için çatlak yoğunluğu-normalleştirilmiş çevrim sayısı [54]



Şekil 7.31. Çekme-çekme yorulma testinde, 282 MPa maksimum çevrimsel gerilmeye maruz kalan [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunenin çatlak yoğunluğu-rijitlik-çevrim sayısı grafiği

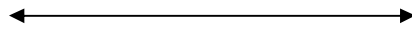
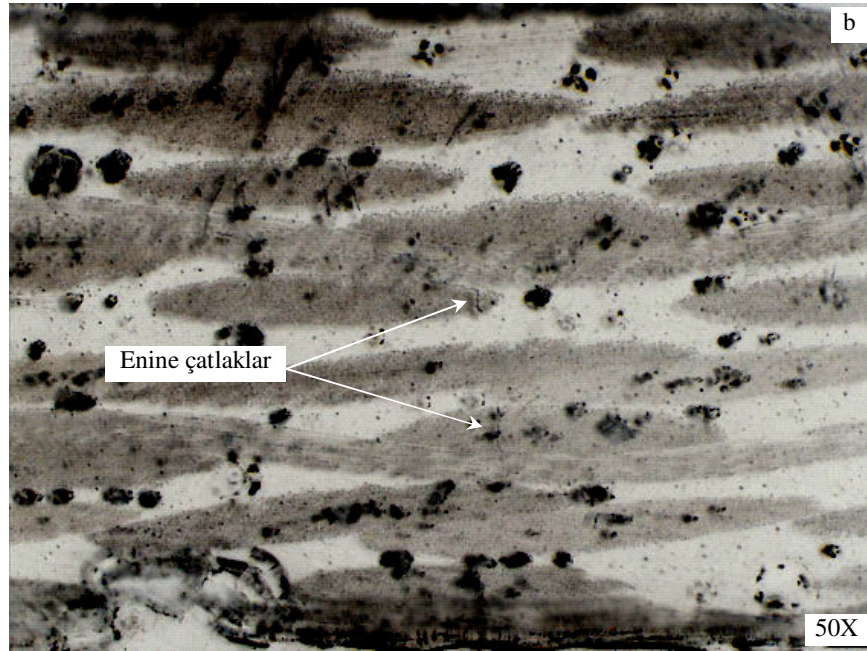
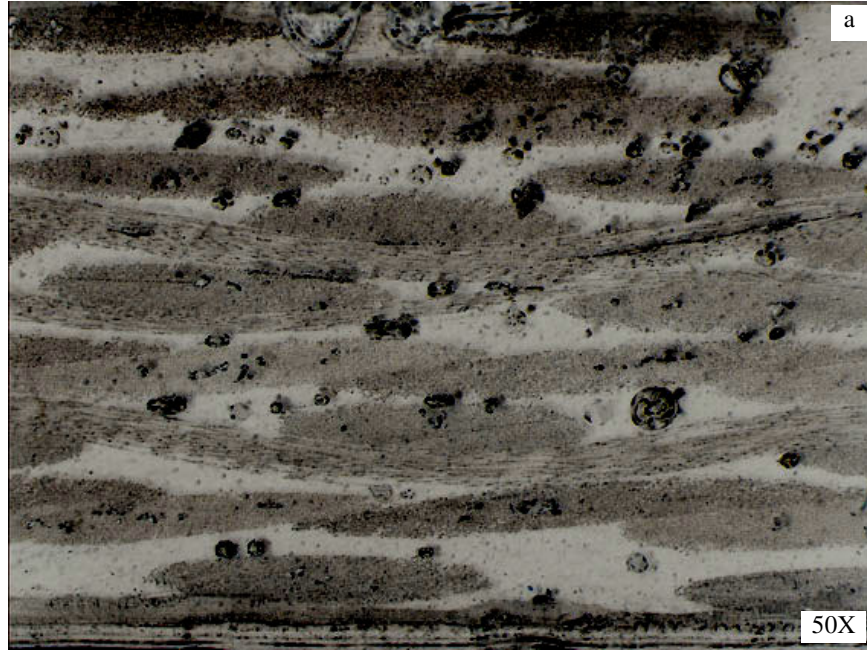


Şekil 7.32. Çekme-çekme yorulma testinde, 342 MPa maksimum çevrimsel gerilmeye maruz kalan [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunenin çatlak yoğunluğu-rijitlik-çevrim sayısı grafiği

değerde-kararlı bir şekilde azalmaktadır. Enine çatlak sayısı sabit kalırken numune rijitliğinin kararlı bir şekilde azalması, kırık yüzey incelemeleri bölümünde tespit edilen enine çatlakların ilerlemesi, tabaka ayrılmaları, elyaf-matris ara yüzey ayrılmaları ve elyaf demetleri içerisinde çatlak oluşum ve ilerlemesi gibi hasarların sonucudur.

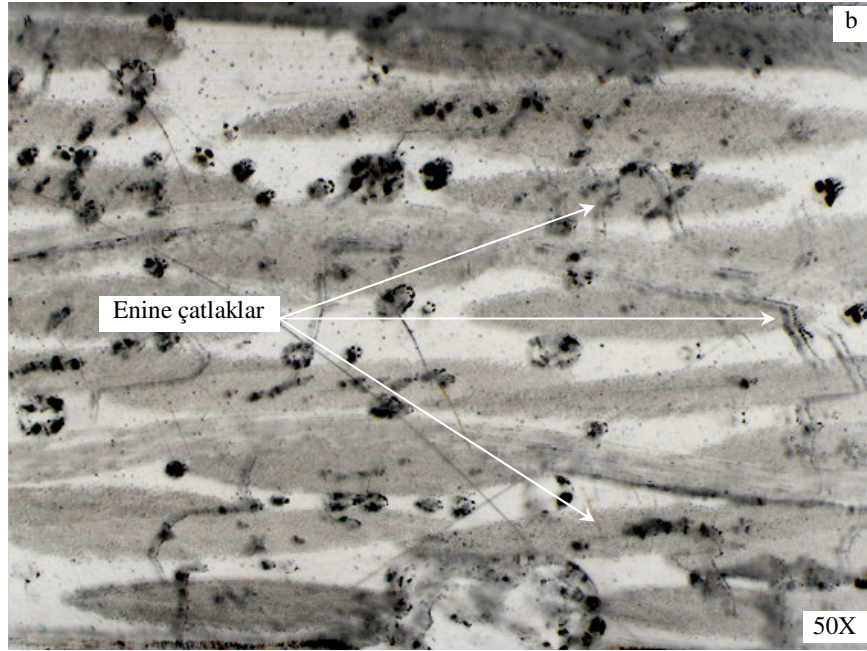
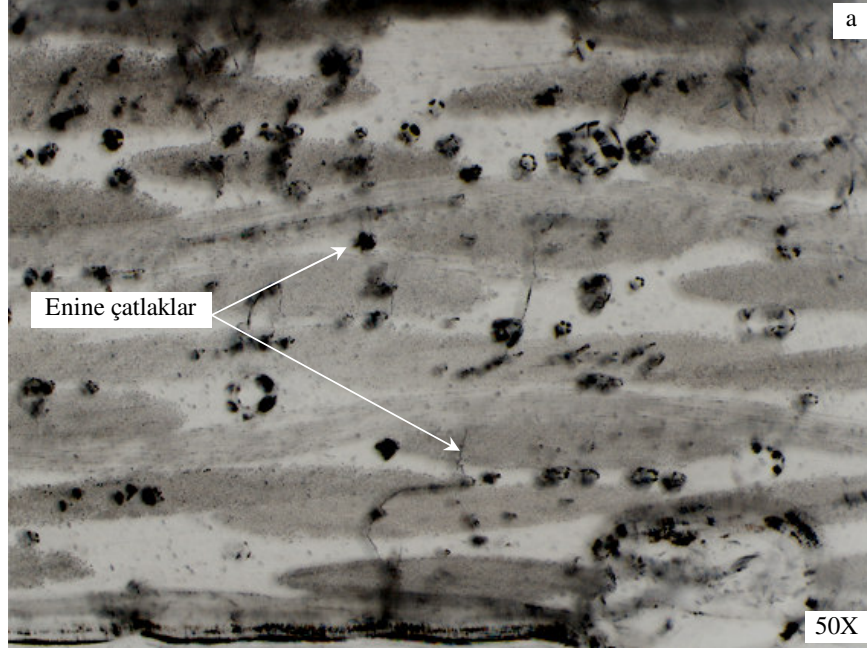
Çatlak yoğunluğunun belirlenmesinde kullanılan kopya görüntülerine örnek olarak, $[0/\pm 45/90]$ elyaf oryantasyonuna sahip numuneden 282 MPa maksimum gerilme uygulanan yorulma testi sırasında alınan kenar kopyalarının farklı çevrim sayılarında optik mikroskop görüntüleri Şekil 7.33-36'da görülmektedir. Kenar kopya görüntülerinde plakayı oluşturan tabakalar, reçine zengin bölgeler ve üretimden kaynaklanan boşluklar görülmektedir. Test başlangıcında ($N=0$) alınan kopya görüntülerinde herhangi bir hasar türü görülmezken 200 çevrim yükleme sonunda alınan kopya görüntülerinde yükleme eksenine 90^0 elyaf demetlerinde enine çatlaklar başlamaktadır (Şekil 7.33b). Daha sonra reçine zengin bölgelerde ve $\pm 45^0$ elyaf demetlerinde enine çatlaklar oluşmaktadır (Şekil 7.34). Enine çatlakların doyuma ulaşmasından sonraki çevrimlerde bu çatlaklar, yükleme eksenindeki elyaf yüzeyini takip ederek birleşme eğilimi göstermektedir (Şekil 7.35). Yük çevrim sayısının artması ile bu çatlaklar birleşmekte ve tabakalar arası ayrılma hasarları oluşmaktadır (Şekil 7.35b-36).

Ogihara ve ark. [94] 1000. ve 10000. çevrimlerde $[0/45/90/-45]_s$ karbon/epoksi numune kenarlarından aldıkları görüntülerde ilk mikroskobik hasar olarak 90^0 tabakalarda enine çatlakları gözlemişlerdir (Şekil 7.37). Çevrim sayılarının artması ile ± 45 tabakalarda enine çatlaklar oluşmaktadır. Daha sonra 45/90 ve -45/90 tabaka ara yüzeylerinde ayrılma hasarları oluşmaktadır. Aynı araştırmada X-ışınları radyografisi ile alınan görüntülerde enine çatlaklar, numune bir kenarından diğer kenarına kadar elyaflar boyunca ilerlemektedir (Şekil 7.38). Yüksek maksimum gerilme seviyesindeki yorulma testlerinde enine çatlaklar, daha erken oluşmakta ve daha hızlı ilerlemektedir.



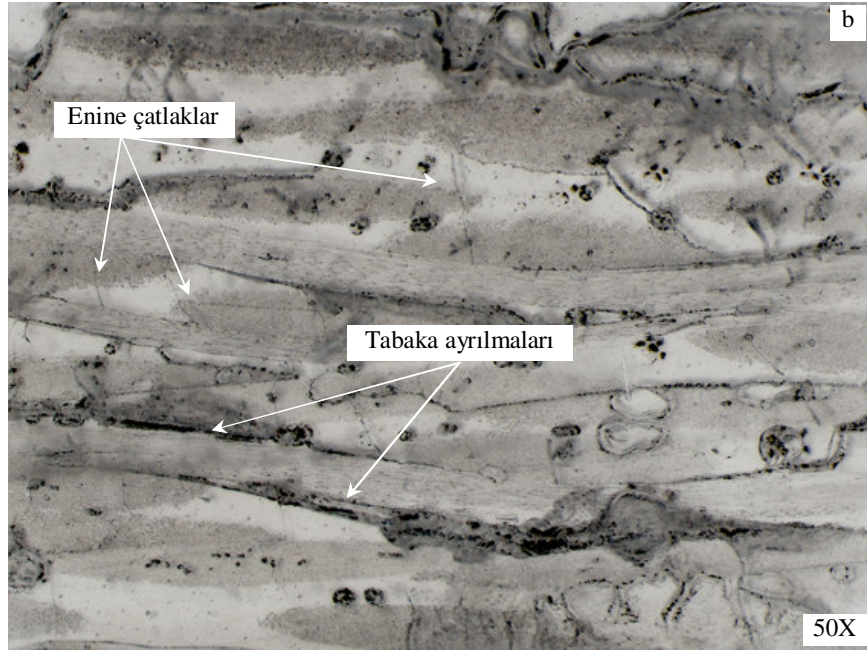
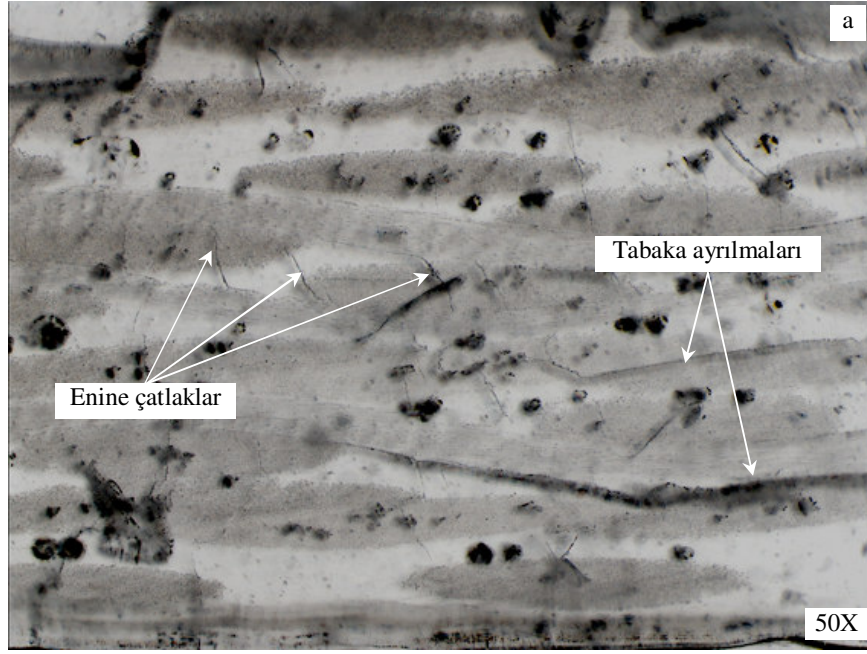
Yük uygulama doğrultusu

Şekil 7.33. $[0/\pm 45/90]$ elyaf oryantasyonuna sahip numuneden çekme-çekme yorulma testi ($\sigma_{\max}=282$ MPa) sırasında a) $N=0$ ve b) $N=200$ çevrim sayısında alınan kenar kopya görüntüsü



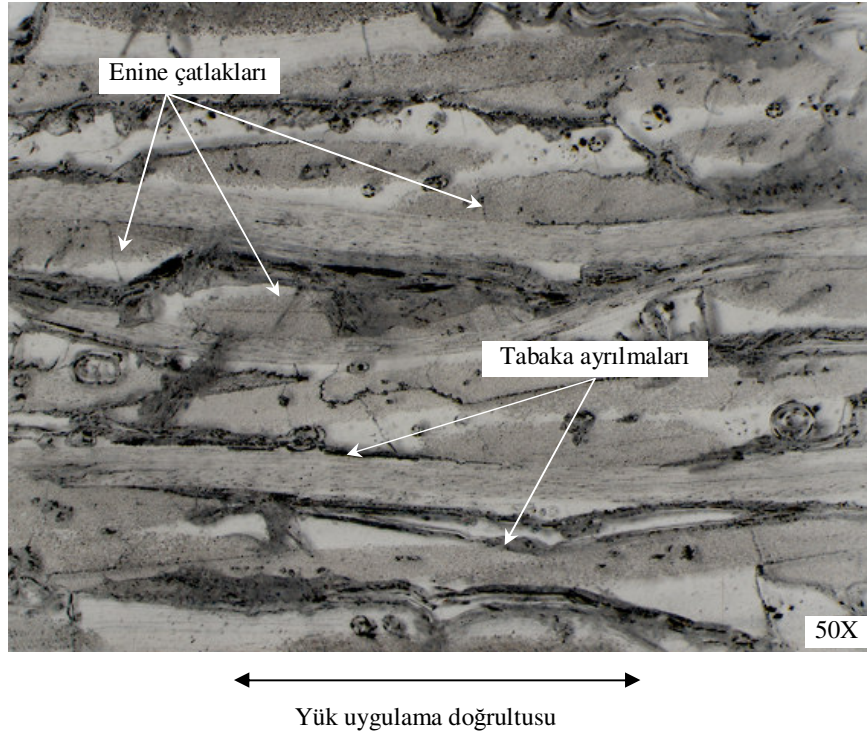
↔
Yük uygulama doğrultusu

Şekil 7.34. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numuneden çekme-çekme yorulma testi ($\sigma_{\max}=282$ MPa) sırasında a) N=1700 ve b) N=4700 çevrim sayısında alınan kenar kopya görüntüsü

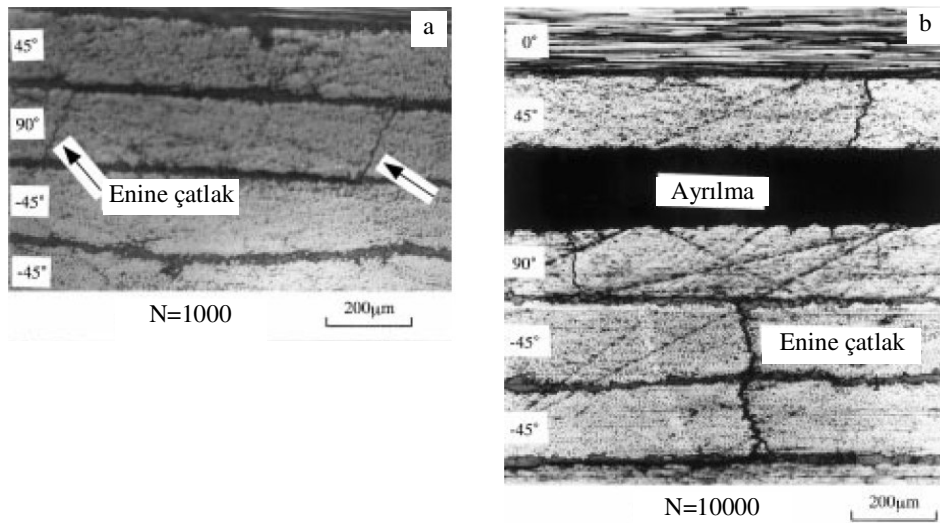


←—————→
Yük uygulama doğrultusu

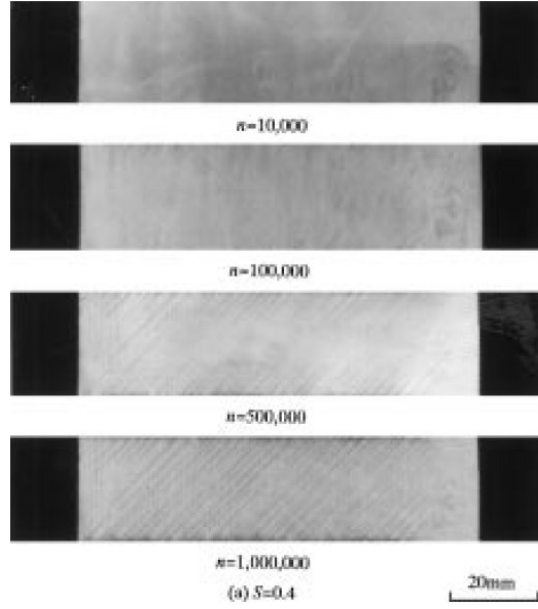
Şekil 7.35. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numuneden çekme-çekme yorulma testi ($\sigma_{max}=282$ MPa) sırasında a) N=19700 ve b) N=55700 çevrim sayısında alınan kenar kopya görüntüsü



Şekil 7.36. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numuneden çekme-çekme yorulma testi ($\sigma_{max}=282$ MPa) sırasında N=91700 çevrim sayısında alınan kenar kopya görüntüsü



Şekil 7.37. Numune kenarından alınan görüntüler a) N=1000, b) N=10000 [94]



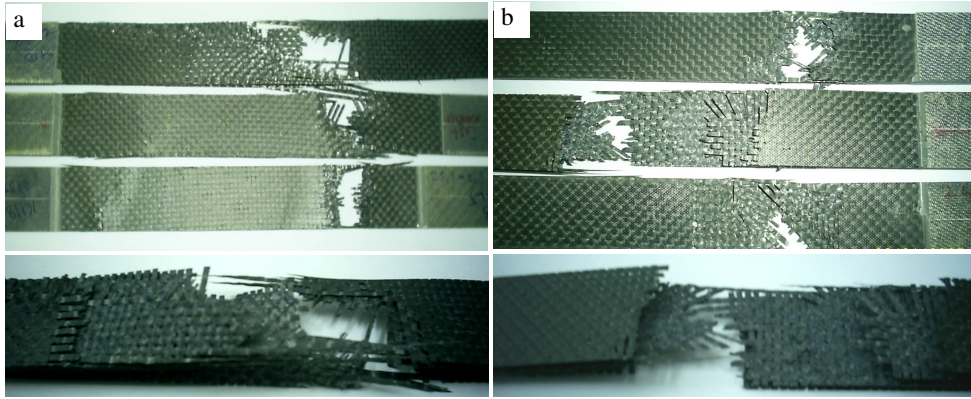
Şekil 7.38. X ışınları radyografisi ile gözlenen numune genişliği boyunca uzanan enine çatlaklar [94]

7.4. Kırık Yüzey İncelemeleri

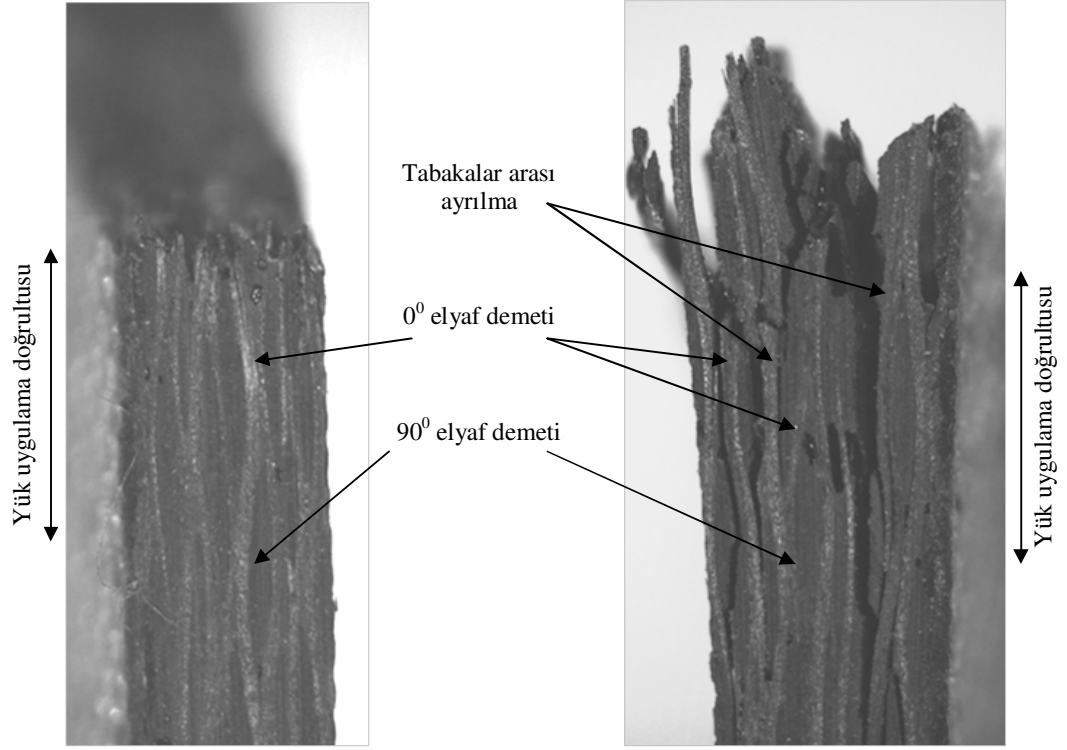
7.4.1. Optik mikroskop incelemeleri

Çekme-çekme yorulma testleri sonucu kırılmış $[0/90]$ ve $[0/\pm 45/90]$ elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin görüntüleri ve kırılma bölgeleri Şekil 7.39'da gösterilmektedir. Yorulma testlerinde numunelerde birkaç bölgede hasar oluşmakla birlikte numune tek noktadan kırılmaktadır. Yorulma test numunelerinin kırılma bölgesinde çevrimsel yüklemenin etkisiyle özellikle tabaka ayrılma hasarların ilerlemesi sonucu kaba ve düz olmayan bir kırılma bölgesi oluşmaktadır. Şekil 7.40-41'de çekme testi ve çekme-çekme yorulma testi sonucu kırılmış numunelerin kenar görüntüleri görülmektedir. Çekme testleri sonucu kırılan numunelerde tabakalar arası ayrılma hasarı çok az görülürken yorulma testlerinde bütün tabakalar arasında ayrılma olduğu ve ilerlediği görülmektedir. Ayrıca bu ayrılmalar lokal olarak numunenin birden fazla bölgesinde görülebilmektedir.

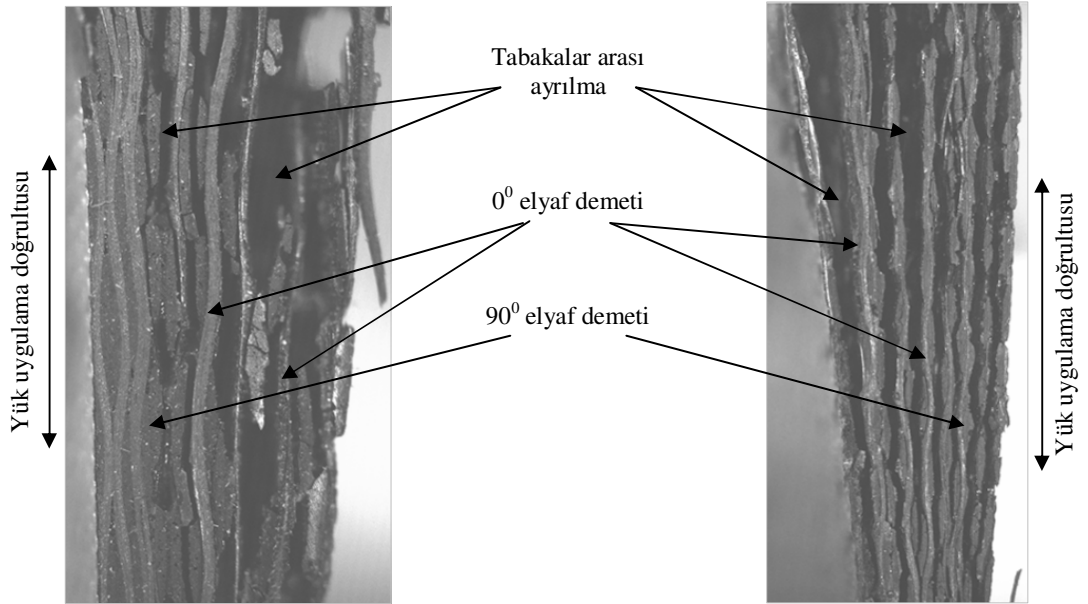
Basma testi ve çekme-basma yorulma testleri sonucu kırılmış $[0/90]$ ve $[0/\pm 45/90]$ elyaf oryantasyonuna sahip basma numunelerinin kırılma bölgelerinin kenar görüntüleri Şekil 7.42-43'te görülmektedir. Her iki elyaf oryantasyonu içinde basma testlerinde numuneler birkaç düzlemde patlama şeklinde kırılmaktadır. Kırılan parçaların birbiri içerisine girerek patlama şeklinde kırılması basma testi sırasında burkulma olmamasının önemli bir işaretidir [95]. Hosur ve ark. [96] yaptığı çalışmada basma testlerinde kırılma şeklinin (hasar modu) elyaf-matris ara yüzey bağ mukavemetine önemli derecede bağlı olduğu belirtilmektedir. Zayıf bağ mukavemetinde elyafların matristen ayrılıp burkularak kırılacağı, orta seviye ara yüzey bağ mukavemetinde elyafların belirli bir hat boyunca mikro seviyede burkulacağı ve yüksek bağ mukavemetinde ise birkaç düzlemde patlama şeklinde kırılmanın olacağı belirtilmektedir.



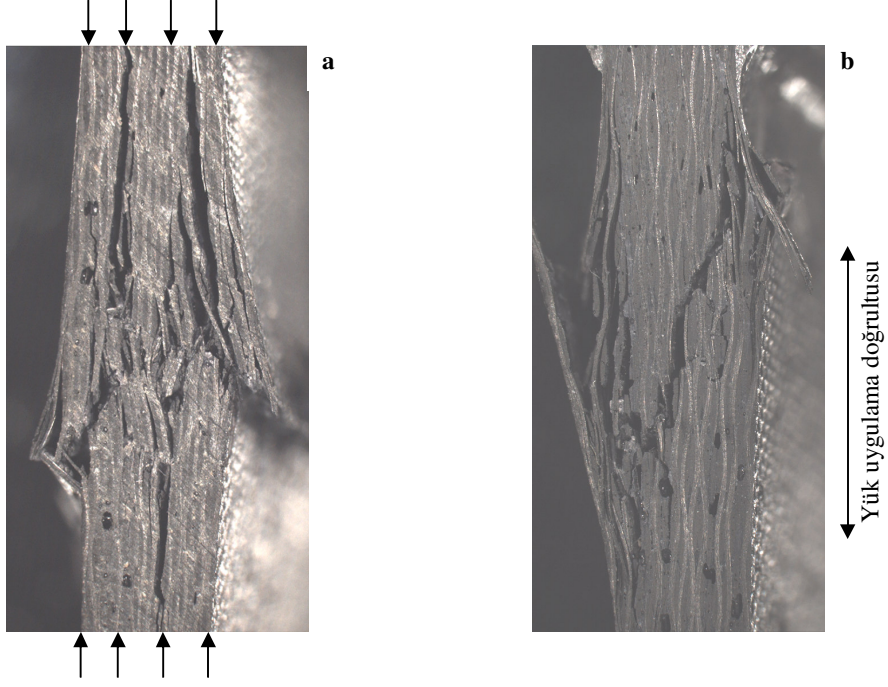
Şekil 7.39. Çekme-çekme yorulma testi sonucu kırılmış numuneler ve kırılma bölgesi a) $[0/90]$, b) $[0/\pm 45/90]$ elyaf oryantasyonu



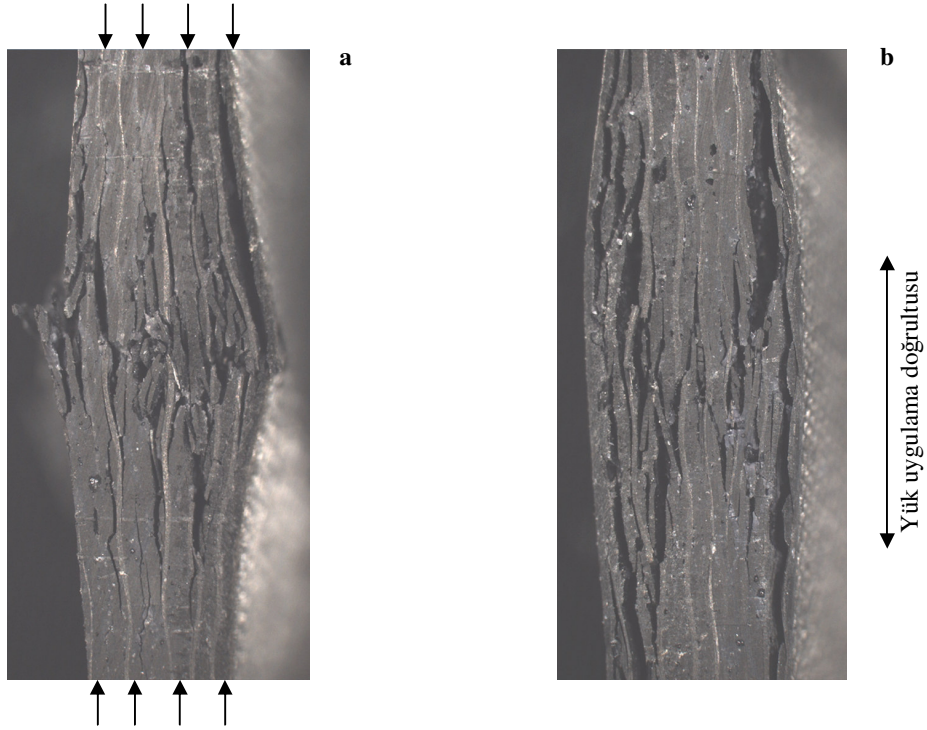
Şekil 7.40. Çekme testi sonucu kırılmış [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin kenar görüntüleri



Şekil 7.41. Çekme-çekme yorulma testi sonucu kırılmış [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin kenar görüntüleri



Şekil 7.42. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin; a) basma testi, b) çekme-basma yorulma testi sonucu kırılmış kenar görüntüleri



Şekil 7.43. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin; a) basma testi, b) çekme-basma yorulma testi sonucu kırılmış kenar görüntüleri

7.4.2. Taramalı elektron mikroskobu (SEM) incelemeleri

[0/90] ve [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunelerin yükleme şartlarının (çekme, basma, çekme-çekme yorulma ve çekme-basma yorulma) tamamı için taramalı elektron mikroskobu incelemeleri yapılmıştır.

7.4.2.1. Çekme testi ve çekme-çekme yorulma testleri

Çekme testi sonucu kırılan [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunenin kırılma kesitinden küçük büyütme değerinde alınan görüntüsünde, yükleme eksenine 0^0 ve 90^0 elyaf demet kırılmaları ve tabaka ayrılmaları Şekil 7.44'te görülmektedir. Aynı numunede yükleme eksenine 0^0 elyaf uçlarının büyütülmüş görüntülerinde (Şekil 7.45-46) elyafların yükleme eksenine dik kırılma şekilleri ve kırılan elyaf uçlarının düz yüzeylerinde elyaf kırılma yönünü gösteren izler görülmektedir. Şekil 7.45'te çekme testinde kırılan numunede kırık elyaf yüzeylerinde çok miktarda matris malzeme kalıntıları görülmektedir. Elyaf yüzeylerinde çok miktarda reçine bulunması iyi elyaf-matris ara yüzey bağ mukavemetinin göstergesi olduğu belirtilmektedir [67,97]. Aynı şekilde, 0/90 elyaf demeti birleşme bölgesine yakın olan 0^0 elyaflar, 90^0 elyaf demetinde olası enine çatlak veya birleşme bölgesinin oluşturduğu gerilme yığılmalarından dolayı birleşme bölgesine yakın yerlerden kırıldığı görülmektedir (Şekil 7.45).

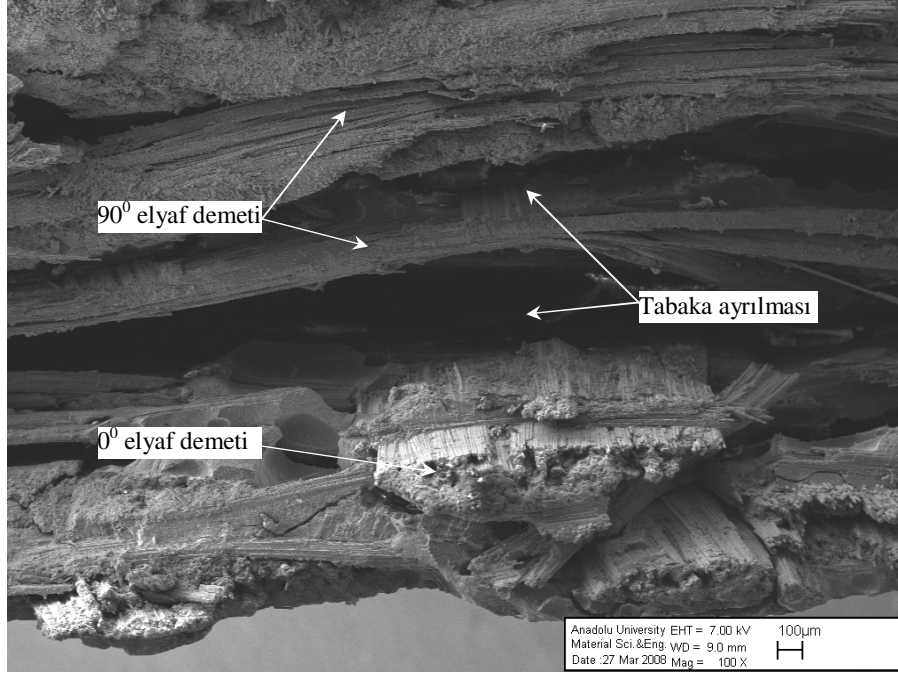
Tabaka ayrılma yüzeylerinden alınan mikrograflar Şekil 7.47-51'de görülmektedir. Bu görüntülerde numune boyu ve eni doğrultusundaki elyaf demetleri, örgü tipi, üretimden kaynaklanan boşluklar, genellikle boşluk kenarlarından başlayan ve ilerleyen çatlak izleri görülmektedir. Epoksi reçinenin gevrek kırılmasını gösteren nehir birleşmeleri şeklinde çatlak ilerleme izleri görülmektedir. Nehir birleşmeleri şeklinde izlerin yanında tabaka ayrılma yüzeylerinde sık karşılaşılan diğer bir özellik, tabakalar veya elyaflar arasında oluşan kesme gerilmelerinin oluşturduğu matris malzeme mikro-çatlaklarının birleşmesi sonucu meydana gelen çıkıntılardır (hackles) (Şekil 7.49-51). Nehir birleşme şeklinde izler ve çıkıntılar elyafli polimerik kompozitlerde tipik matris kırılma özellikleridir [68]. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip plakanın tabaka

ayrılma yüzey görüntüleri Şekil 7.52-54'te görülmektedir. Şekil 7.54'te [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip çekme-çekme yorulma numunesinde, elyaflar arasında boyuna çatlaklar ve 0^0 elyaflardan 90^0 elyaflara doğru çatlak ilerlemesini gösteren nehir birleşmeleri şeklinde izler görülmektedir.

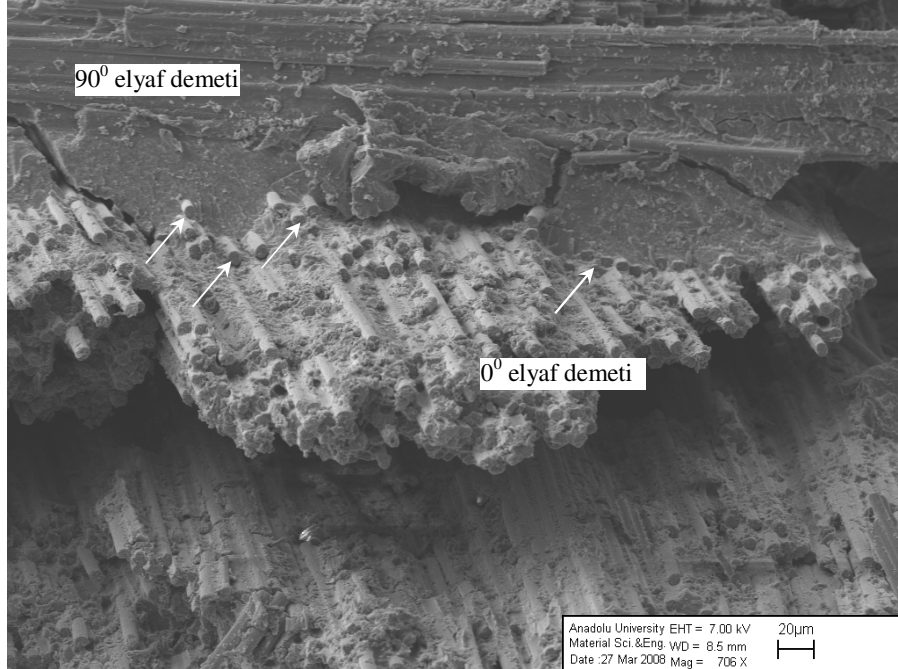
Statik testlerden farklı olarak yorulma numunelerinde çevrimsel yüklemenin etkisiyle elyaf-matris ara yüzeyinde çatlakların ilerlemesinden dolayı elyaf yüzeylerinde daha az reçine kalıntıları görülmektedir (Şekil 7.55). Bu yorulma etkisine benzer şekilde sıcaklık ve nem gibi çevresel etkilerin araştırıldığı çalışmalarda, elyaf/matris bağ mukavemetinin sıcaklık ve nemden olumsuz etkilenmesinden dolayı, kırık yüzey incelemelerinde üzerinde daha az reçine kalıntıları bulunan elyaflar görüldüğü belirtilmektedir [98,99].

Yorulma numunelerinde Şekil 7.56'da görülen genellikle çok net olmayan yorulma çizgilerine benzer izler görülmektedir. Ayrıca yorulma numunelerinde çevrimsel yüklememin etkisi ile elyaf-matris ara yüzey bağ mukavemetinin zayıflaması veya elyaf-matris ara yüzey ayrılması (debonding) sonucu Şekil 7.57'de görüldüğü gibi bazı elyaflar matris malzemeden çekilerek kırılmıştır.

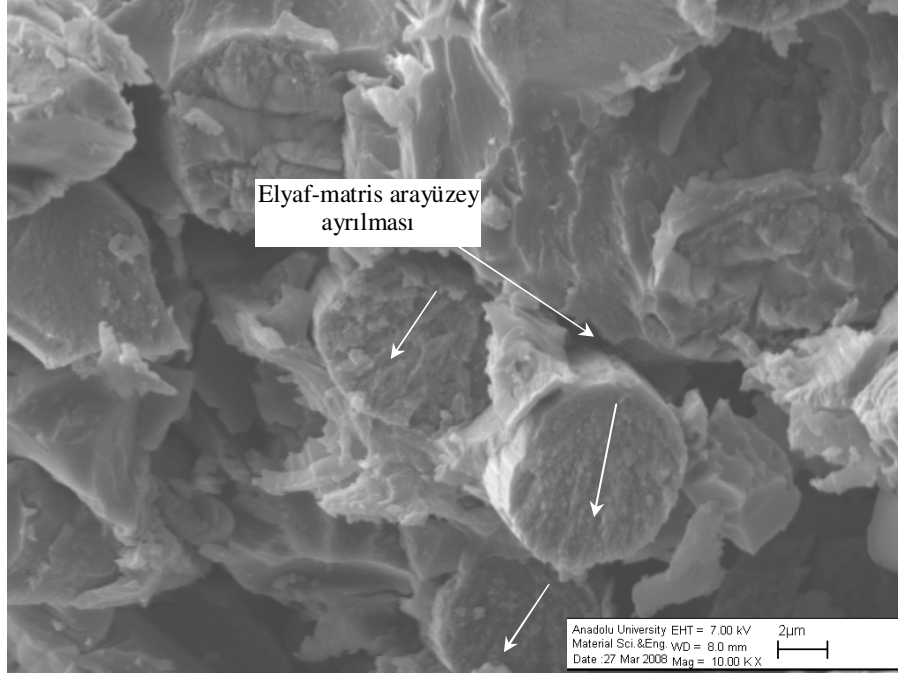
Sjögren ve Asp [100] karbon/epoksi numunelerde tabakalar arası çatlak ilerleme davranışını incelemek için Mod I, Mod II ve karışık Mod yüklemeye tipleri ile statik ve yorulma testleri yapmışlardır. %50 Mod II ve %100 Mod II yüklemeye tiplerinde oda sıcaklığında 400 N ve 100^0C 'de 200 N maksimum yük değerinin üzerindeki testlerde matristen ayrılan elyaf izlerinde yorulma çizgileri gözlemlemişlerdir. Yorulma çizgileri aralıkları ölçülerek test sırasında ölçülen çatlak ilerleme hızları ile karşılaştırılmış ancak, aralarında bir ilişki kurulamamıştır.



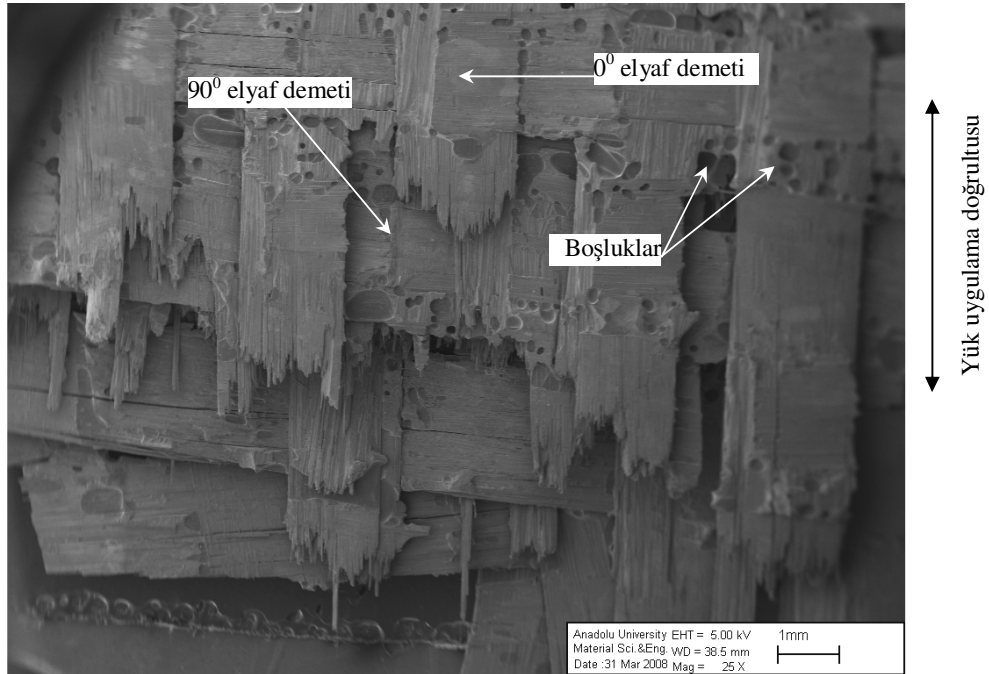
Şekil 7.44. Çekme testi sonucu kırılan [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunenin kırılma kesiti görüntüsü



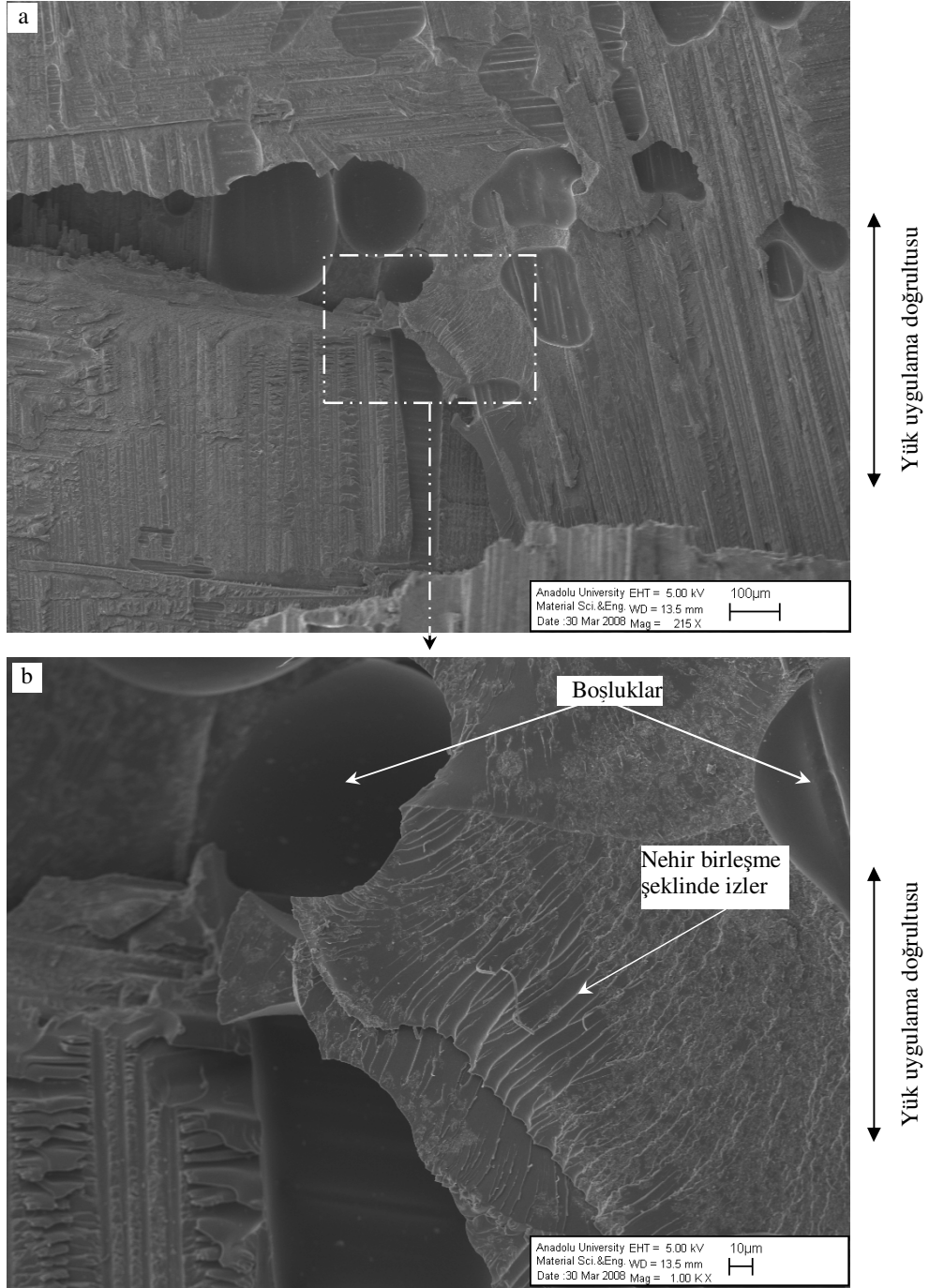
Şekil 7.45. Çekme testi sonucu kırılan [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunede 0/90 elyaf birleşme bölgesi (90° elyaf demetinde oluşan hasar yüzeyine daha yakın yerden kırılmış oklarla gösterilen birleşme bölgesine yakın 0° elyaflar)



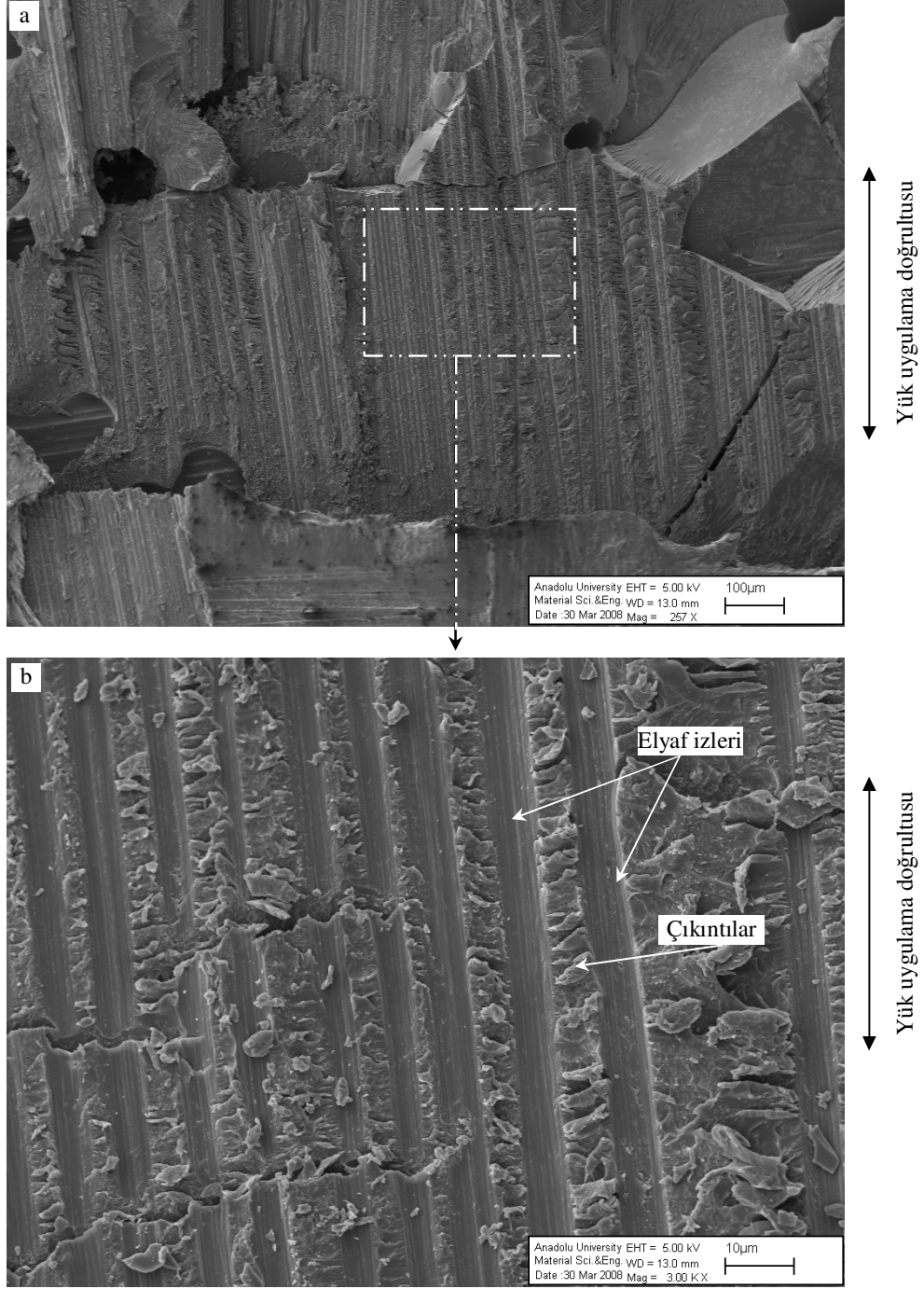
Şekil 7.46. Çekme testi sonucu kırılan [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numune de yüklem eksenine dik kırılmış elyaf uçları ve elyaf kırılma yönünü gösteren izler



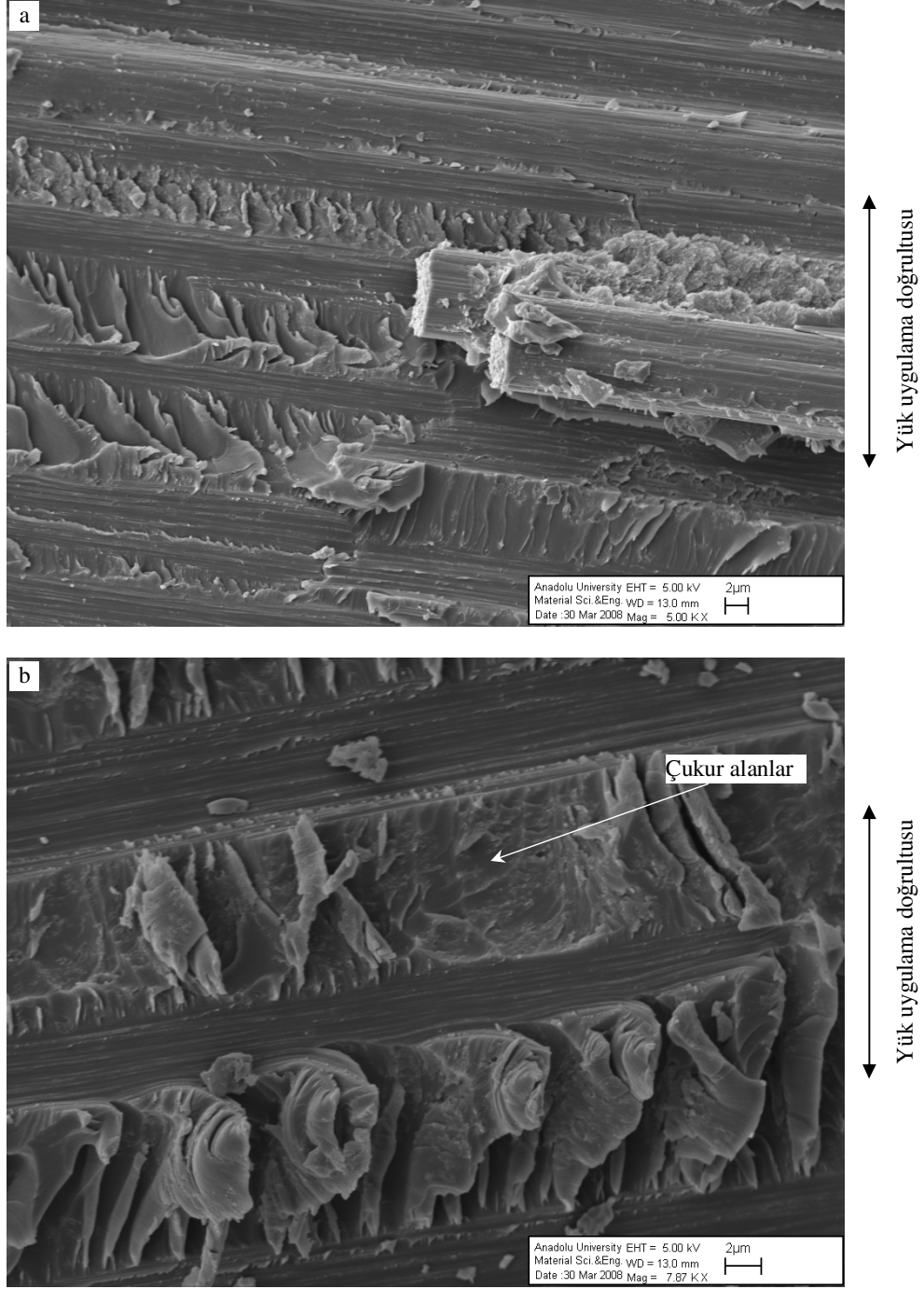
Şekil 7.47. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numune de tabakalar arası ayrılma yüzeyi ve kırılmış elyaf demetleri



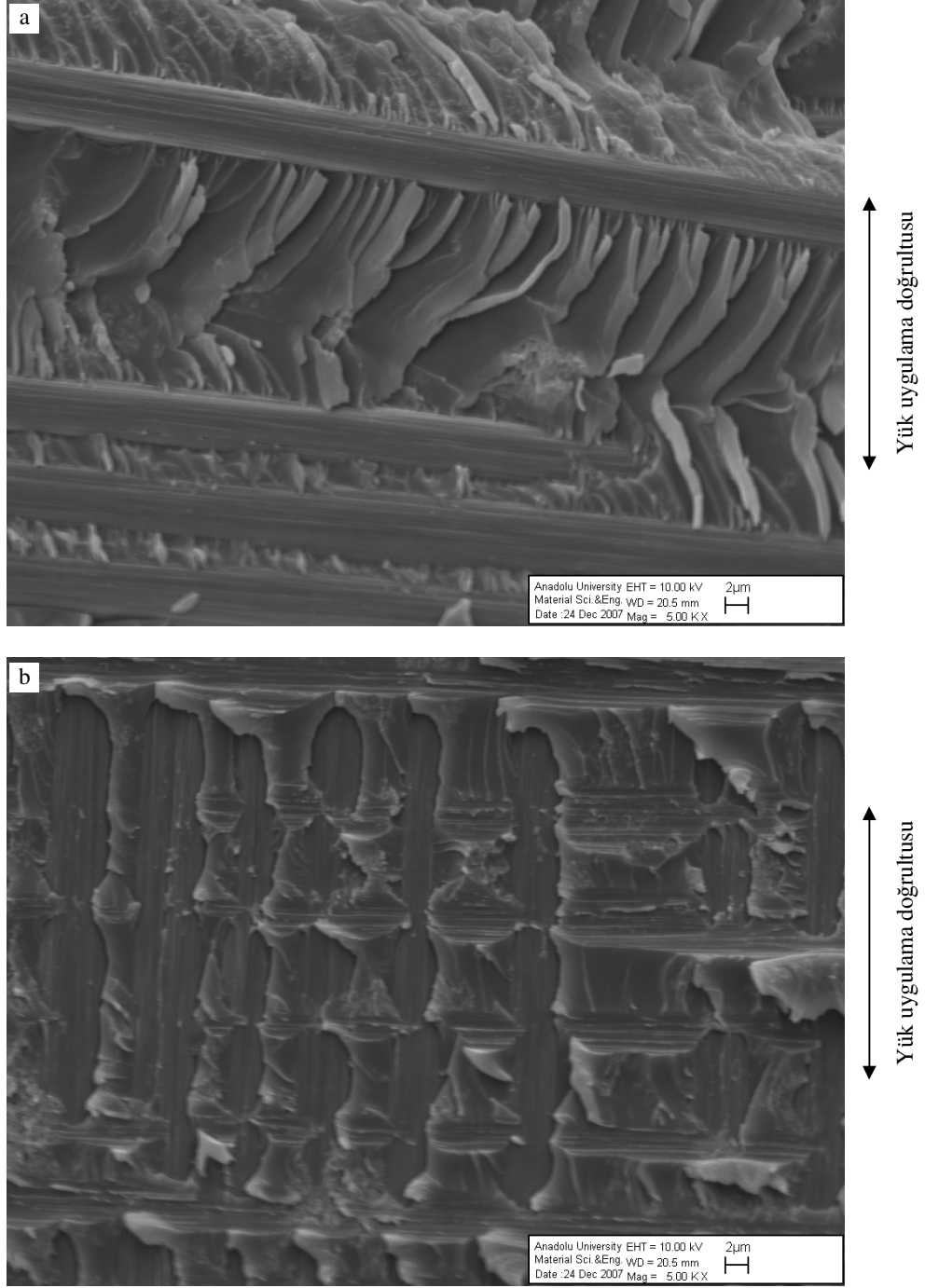
Şekil 7.48. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunede tabakalar arası ayrılma yüzeyi a) genel, b) boşluk kenarından başlayan çatlak izleri ve lokal çatlak ilerleme yönünü gösteren nehir birleşme şekilli izler



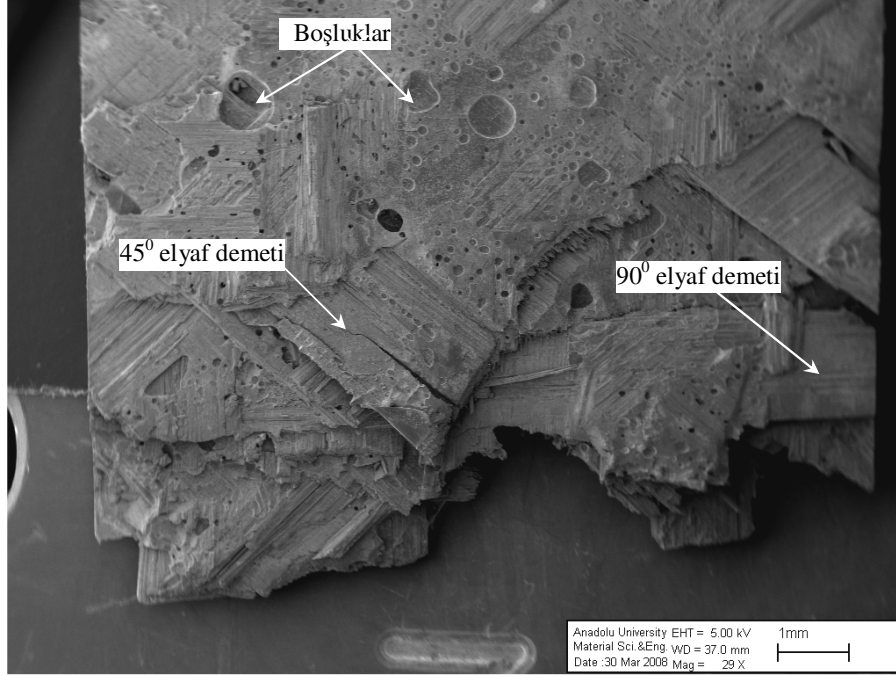
Şekil 7.49. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunede tabakalar arası ayrılma yüzeyi a) genel, b) matris malzemeden ayrılmış 0^0 elyaf izleri ve 0^0 elyaflar arasında oluşan çıkıntılar (hackles)



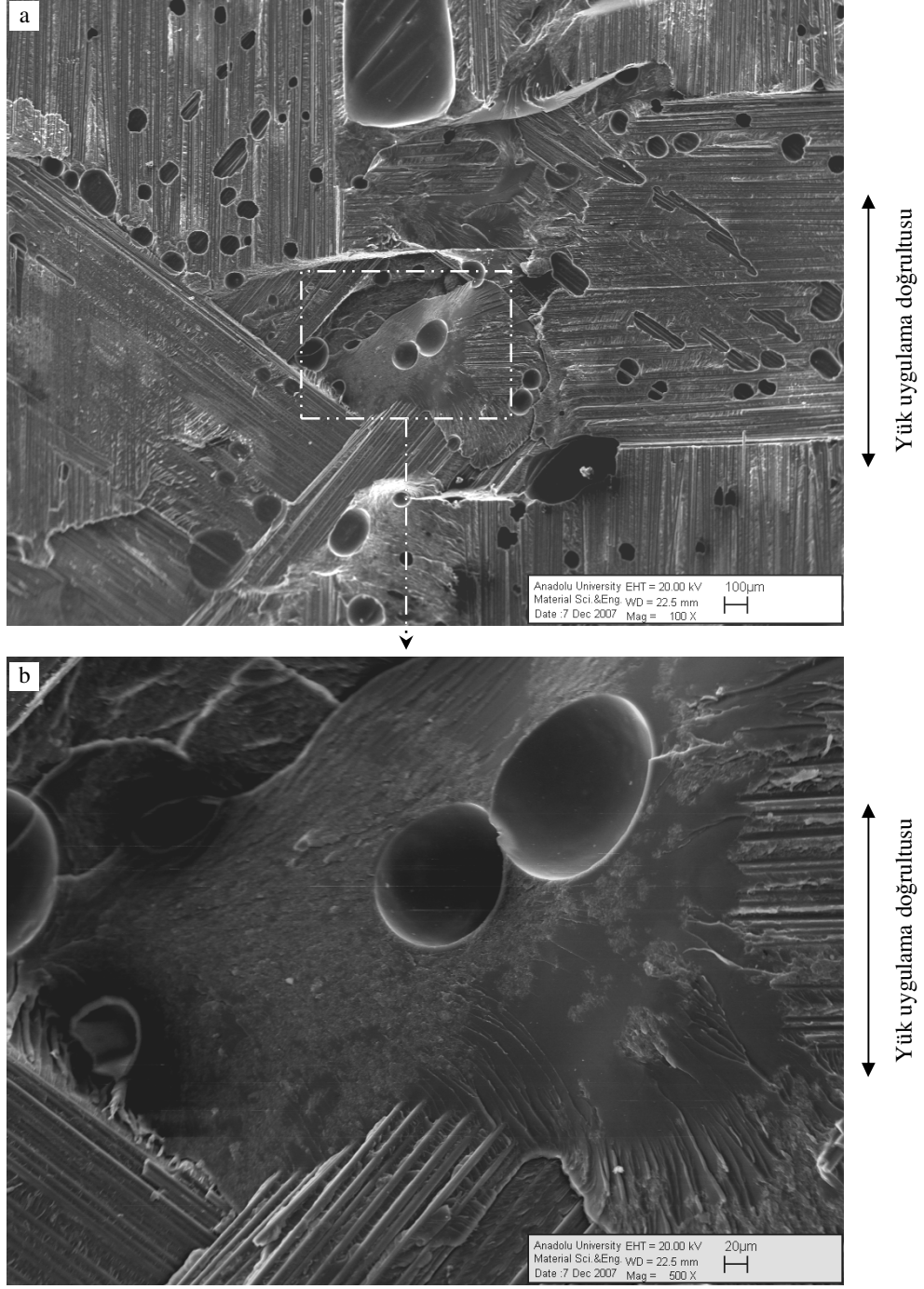
Şekil 7.50. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip numunedeki tabakalar arası ayrılma yüzeyi a) matris malzemeden ayrılmış 90° elyaf izleri, kırılmış 90° elyaf ve çıkıntılar, b) matris malzemeden ayrılmış 90° elyaf izleri, çıkıntılar ve diğer tabakada kalan çıkıntıların karşılığı olan çukur alanlar



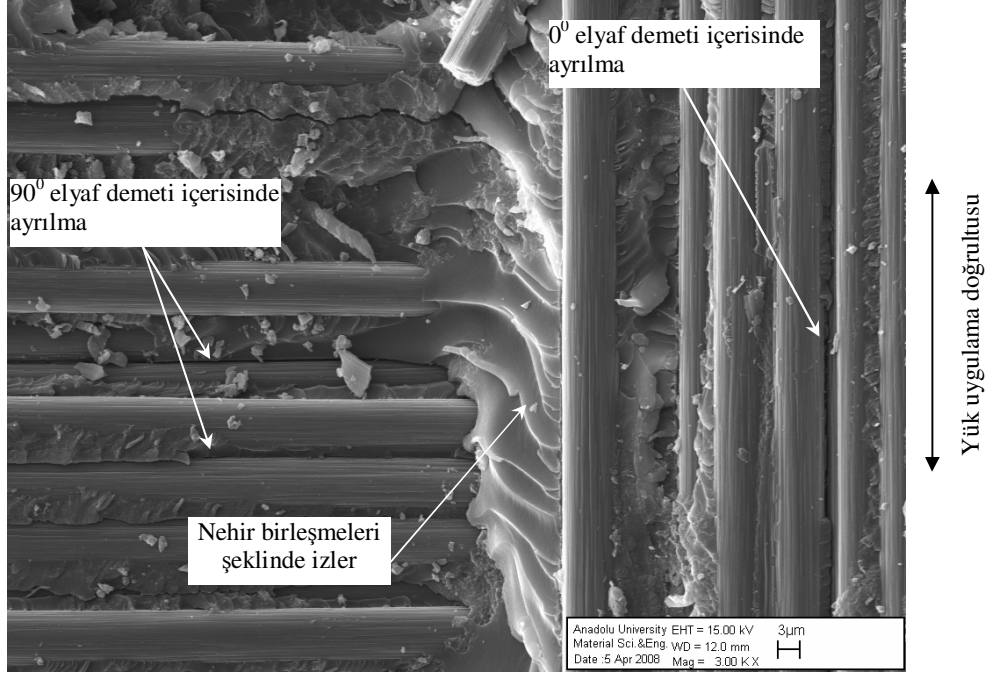
Şekil 7.51. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip çekme-çekme yorulma numunesinde tabakalar arası ayrılma yüzeyi a) üzerinde matris malzeme kalıntıları olmayan 90^0 elyaflar b) tabakalar arasında oluşan düzenli çıkıntılar



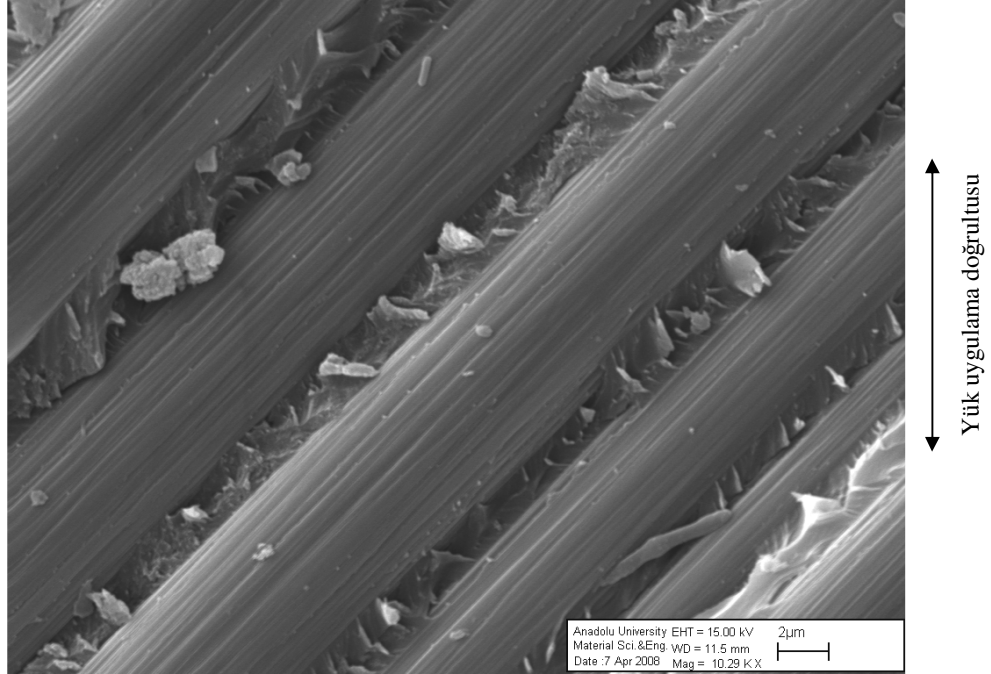
Şekil 7.52. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip çekme test numunesinde kırık kesit ve tabakalar arası ayrılma yüzeyi



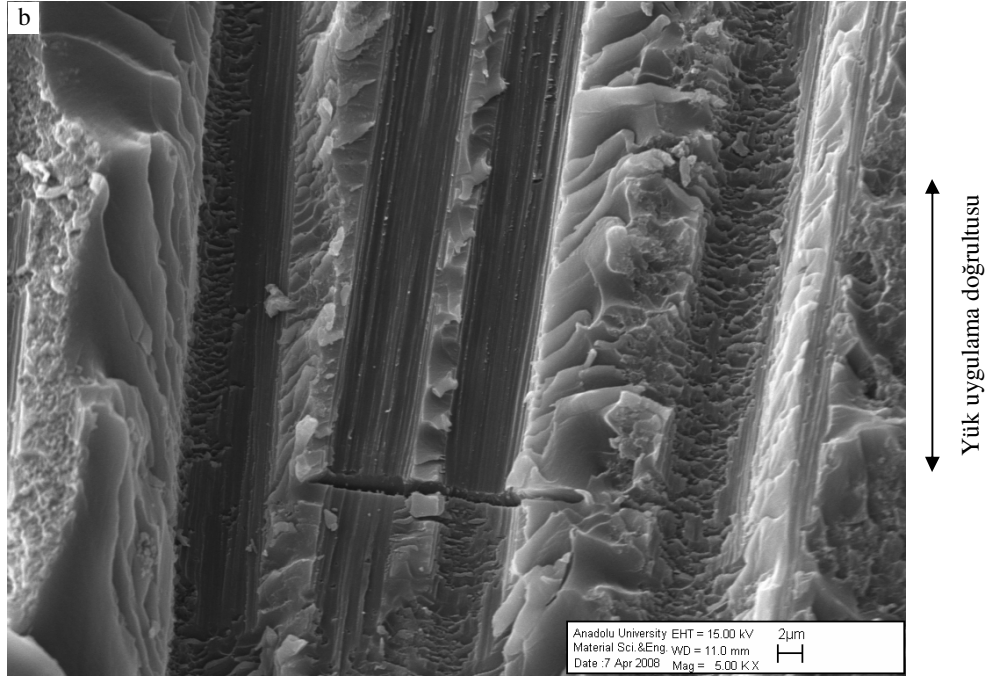
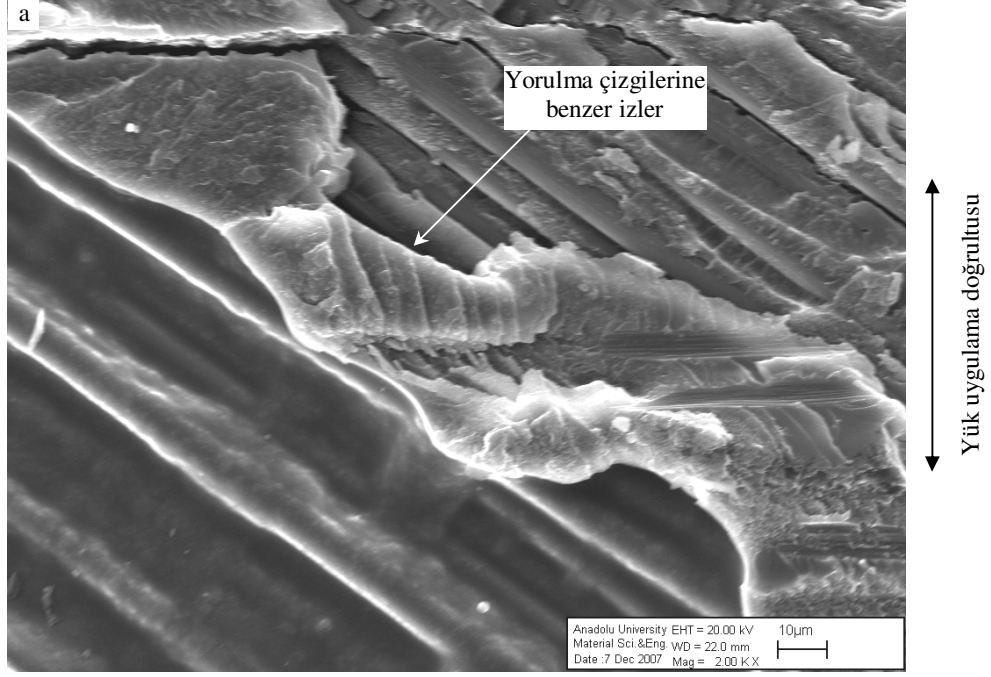
Şekil 7.53. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip çekme-çekme yorulma numunesinde tabakalar arası ayrılma yüzeyi a) genel, b) elyaf dokuma ara bölgesindeki reçine zengin bölgede matris malzeme kırılması



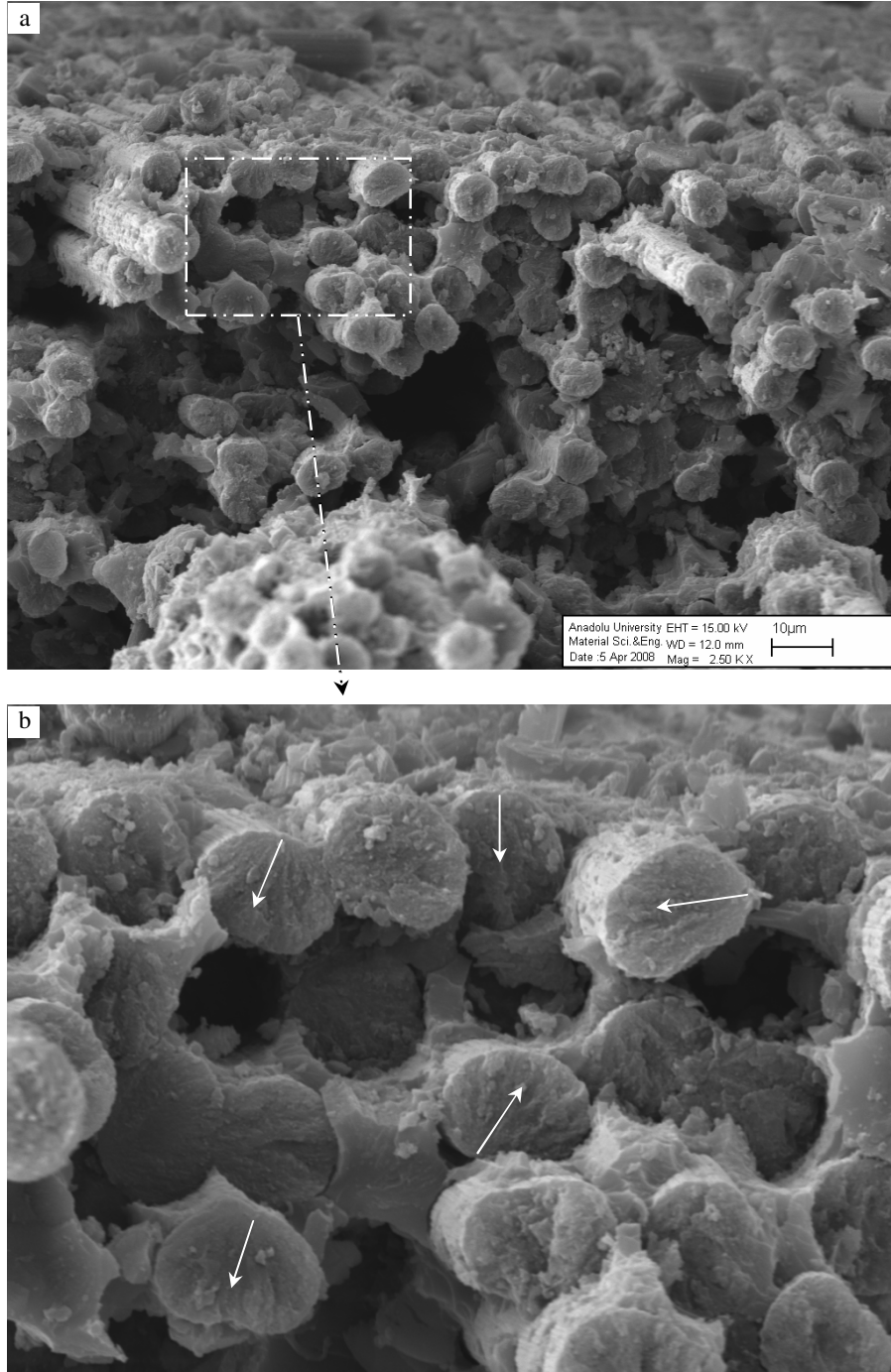
Şekil 7.54. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip çekme-çekme yorulma numunesinde 0/90 elyaf birleşme bölgesi, elyaf demetleri içerisinde ayrılmalar ve 0° elyaflardan 90° elyaflara doğru çatlak ilerlemesini gösteren nehir birleşmeleri şeklinde izler



Şekil 7.55. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip çekme-çekme yorulma numunesinde ayrılma yüzeyinde reçine kalıntıları bulunmayan 45° elyaflar



Şekil 7.56. $[0/\pm 45/90]$ elyaf oryantasyonuna sahip çekme-çekme yorulma numunesinde matris malzemedan ayrılmış bazı 0^0 elyaf izlerinde çevrimsel yük etkisi



Şekil 7.57. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip çekme-çekme yorulma numunesinde a) yükleme eksenine 0^0 kırık elyaf uçları ve matris malzemede oluşan delikler b) elyaf kırılma yönünü gösteren izler

7.4.2.2. Basma testi ve çekme-basma yorulma testleri

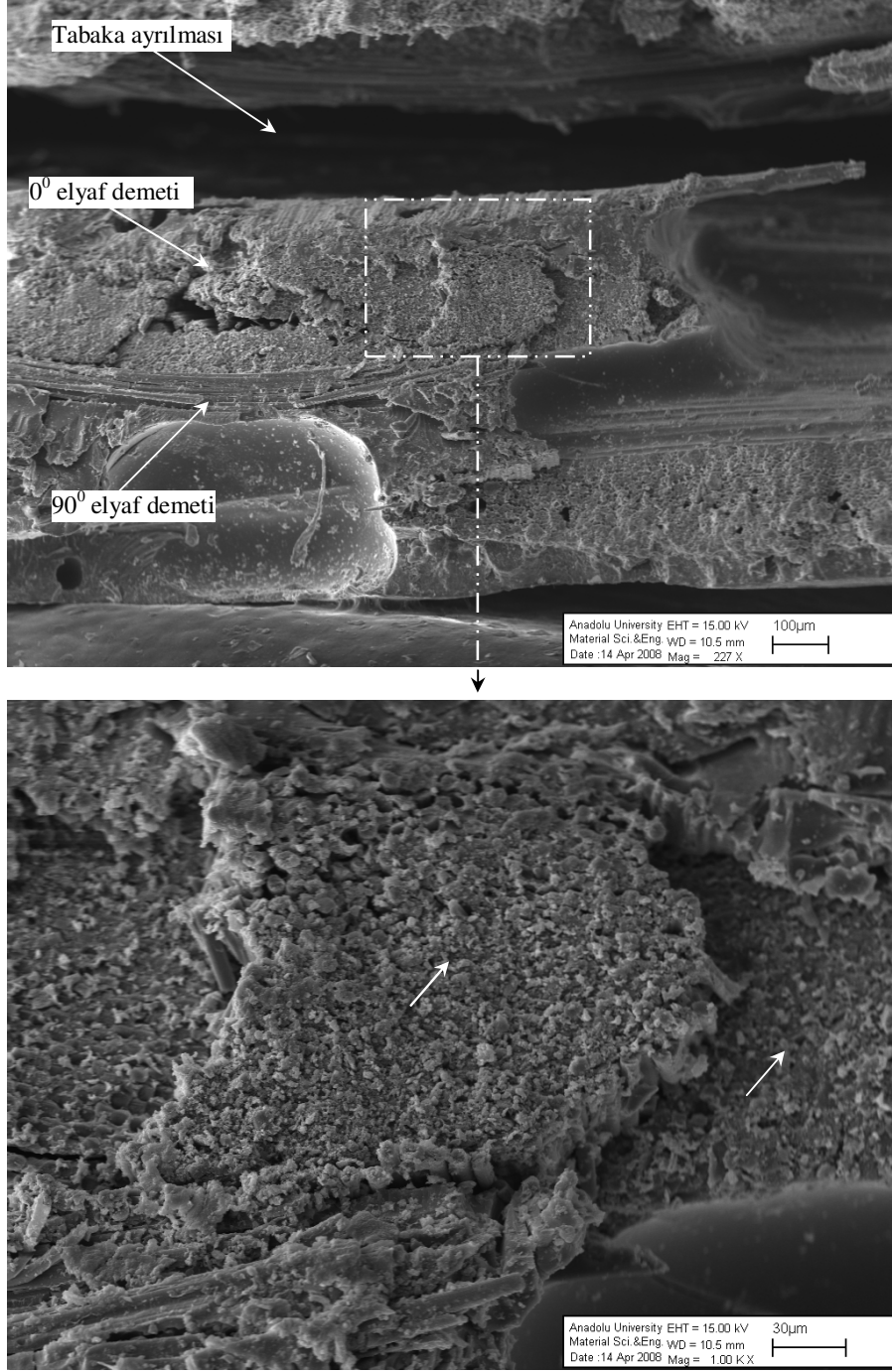
Basma testi sonucu kırılan numune kırık kesitinden küçük büyültme değerinde alınan mikrograf Şekil 7.58a'da görülmektedir. Bu mikrografta tabaka ayrılmaları, 0^0 ve 90^0 kırık elyaf demetleri, kırık 0^0 elyaf demetleri içerisinde çatlaklar ve kırık 0^0 elyaf demetleri yüzeyinde basamak şeklinde görülen elyaf grupları bulunmaktadır. Kırık 0^0 elyaf demetleri yüzeyinde basamak şeklinde görülen elyaf grupları daha belirgin olarak Şekil 7.58b'dedir. Bu kırılma tipi basma yükü sırasında yükleme ekseninde bulunan elyafların burkulması (kink) sonucu oluşmakta ve basma testi veya basma yükü içeren yorulma kırılmalarının ayırt edici bir özelliğidir. Burkulmanın bir sonucu olarak kırık elyaf uçlarında, eğme yüküne maruz kalan parçalar gibi elyafların çekme ve basma yükü etkisinde kırılan bölgeleri Şekil 7.59'da görülmektedir. Basma yükünün bu tipik özelliği, bir çok deneysel çalışmalarda belirtilmesinin yanında ticari bir uçakta kompozitten üretilen ana yapısal bir parçanın (Airbus A300-600, kompozit dikey stabilize ve istikamet dümeni), uçuş sırasında gövdeden ayrılması sonucu oluşan uçak kazasının hasar analizinde lokal basma gerilme etkisinin bir göstergesi olduğu belirtilmektedir [101-104]. Basma yükü sonucu kırılan numunelerin kırık kesitlerinde Şekil 7.60'ta görüldüğü gibi genellikle çok miktarda parçalanmış elyaf ve reçine kalıntıları görülmektedir. Bu elyaf ve reçine parçaları numunenin kırılması sonrasında karşılıklı kırık yüzeylerin birbirine sürtünmesi sonucu oluşmaktadır [103].

Şekil 7.61-65'te gösterilen mikrograflar tabakalar arası ayrılma yüzeylerinden alınmıştır. Şekil 7.62'de [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip basma testi numunesinin tabaka ayrılma yüzeyinde, elyaflar arasındaki matris malzemenin belirli bir yönde (yük uygulama doğrultusunda) yığılması görülmektedir. Şekil 7.63-64'te bütün numunelerde benzer şekilde yaygın olarak görülen düzenli çıkıntılar ve nehir birleşmeleri şeklinde çatlak ilerleme izleri görülmektedir. Kırık yüzeylerde oluşan düzenli çıkıntılar, çekme-çekme veya çekme-basma ve maksimum gerilme gibi yük tipi ve parametrelerinde benzerdir. Nehir şekilli izlerin birleşme yönü, 90^0 elyaf demetinde olası enine çatlaktan

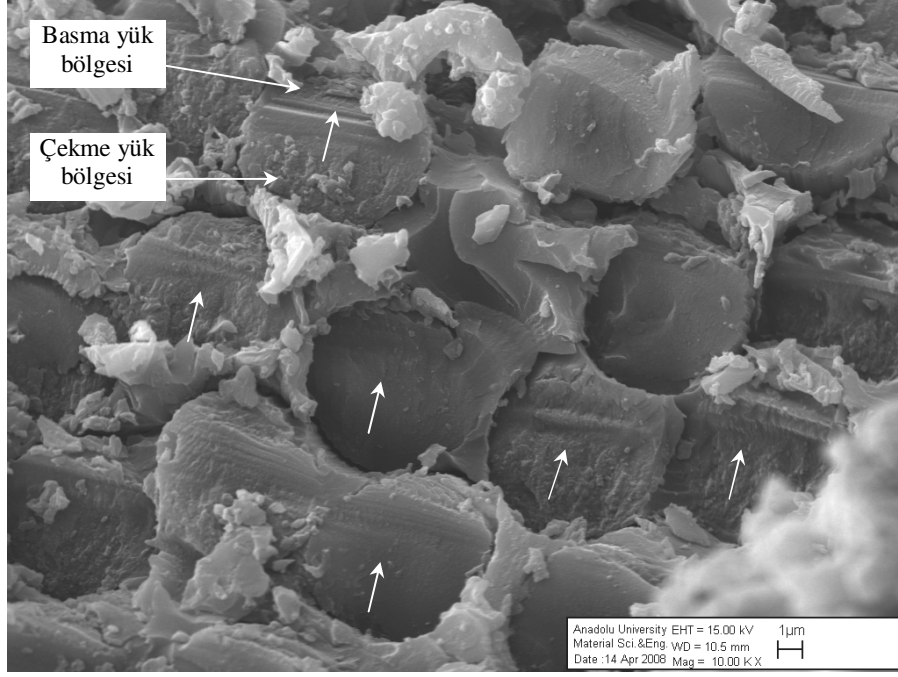
dolayı 90^0 elyaf demetinden 0^0 elyaf demetine doğru ilerlemektedir. Şekil 7.65'te $[0/\pm 45/90]$ elyaf oryantasyonuna sahip basma testi numunesinin tabaka ayrılma yüzeyinde elyaf demetleri arasında kalan reçine zengin bölgenin kırık yüzeyi görülmektedir. Dokuma elyafli kompozitlerde elyaf demetleri arasında kalan reçine zengin bölgelerde kompleks gerilmeler oluşmasından dolayı kırık yüzey görünümüleri oldukça karmaşıktır [101,105].

Basma ve çekme testlerinde görülmeyen, ancak yorulma testlerinde görülen matris malzemeden ayrılmış elyaf ayrılma bölgelerinde çevrimsel yük izleri görülmektedir (Şekil 7.66). Şekil 7.67'de tabaka ayrılma yüzeyinde, $0/90$ örgü birleşme bölgesi ve çatlak ilerleme yönünü gösteren nehir birleşmeleri şeklinde izler ve yorulma izleri görülmektedir. Kırık yüzey inceleme çalışmalarında yorulma çatlak ilerleme izlerinin polimerik kompozitlerde özellikle Mod II yükleme altında görüldüğü belirtilmektedir. Metal malzemelerde çatlak ilerleme hızının iyi bir göstergesi olan bu izler, polimer malzemelerde gerilme şiddet faktörü değerine bağlı olarak nadiren her bir çevrimde oluşabildiği gibi, çoğunlukla çok sayıda yük çevrimi tek bir yorulma çatlak ilerleme izi oluşturabilmektedir. Kompozit malzemelerde gerilmelerin özellikle lokal olarak değişiminden dolayı yorulma çizgi aralıkları, uygulanan yük ve çatlak ilerleme hızı ile ilişkilendirilememektedir [101,106-108].

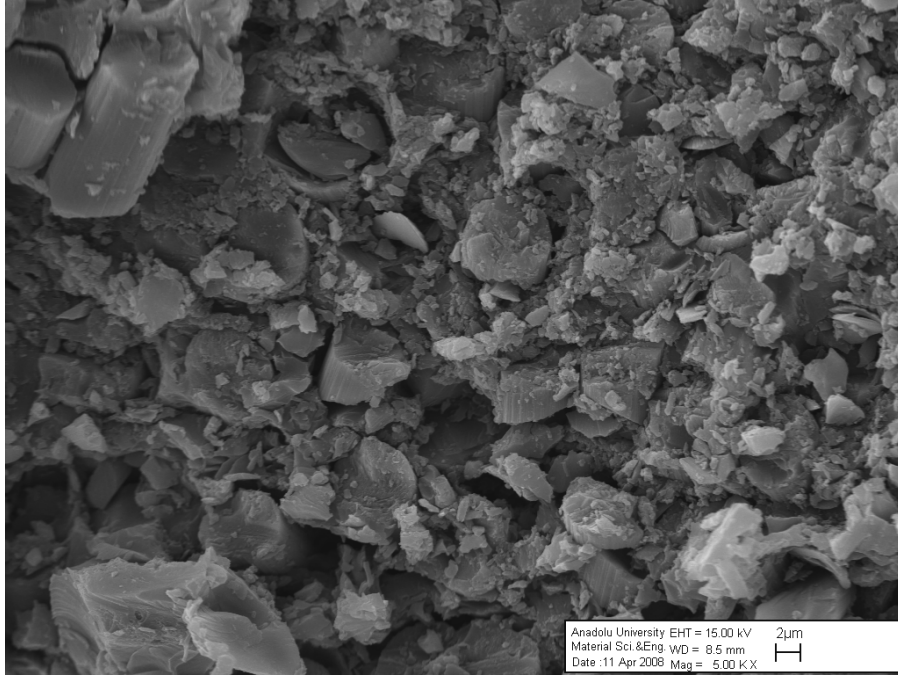
Çizelge 7.12'de çekme, basma statik ve çekme-çekme, çekme-basma çevrimsel yükleme şartları altında yapılan testlerde hasarlı veya kırılan numunelerin makroskobik ve mikroskobik ölçekte kırık yüzey özellikleri verilmektedir.



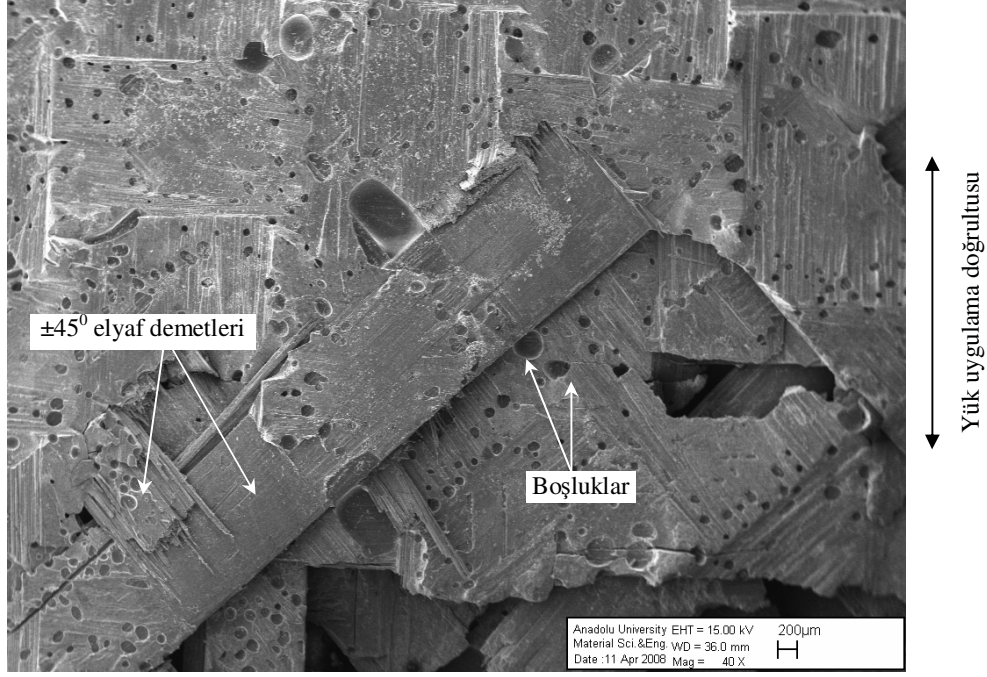
Şekil 7.58. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip basma testi numunesinde kırık kesit a) genel b) mikro- seviyede burkulma sonucu kırılmış 0° elyaf demeti



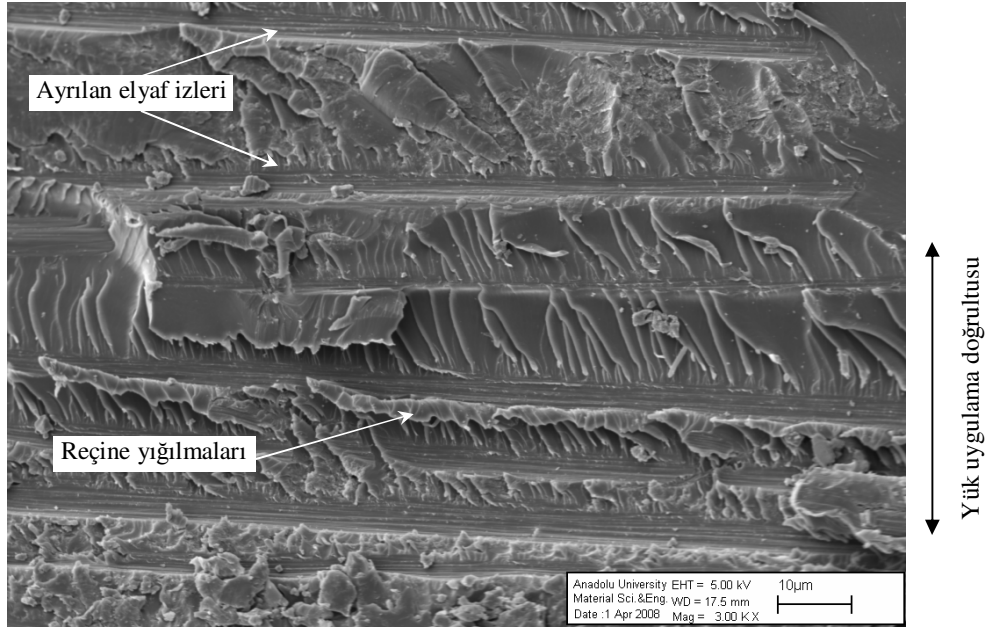
Şekil 7.59. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip basma testi numunesinde mikro-seviyede burkulma sonucu kırılmış 0° elyaf uçları (oklar lokal çatlak ilerleme yönünü göstermektedir)



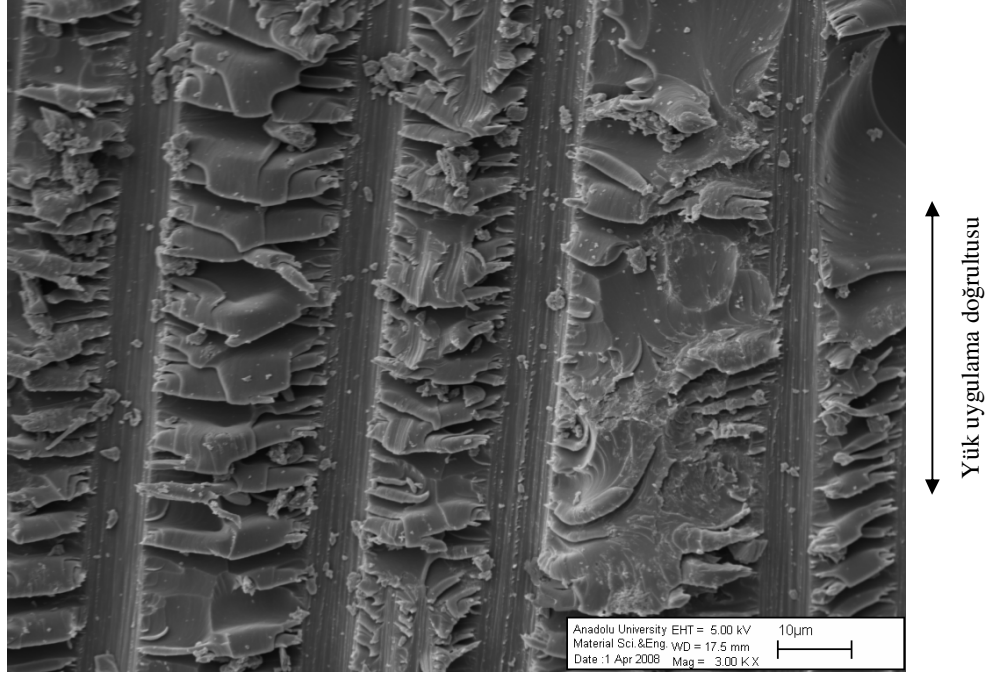
Şekil 7.60. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip basma testi numunesinin kırık kesitinde çok miktarda parçalanmış elyaf ve reçine parçaları



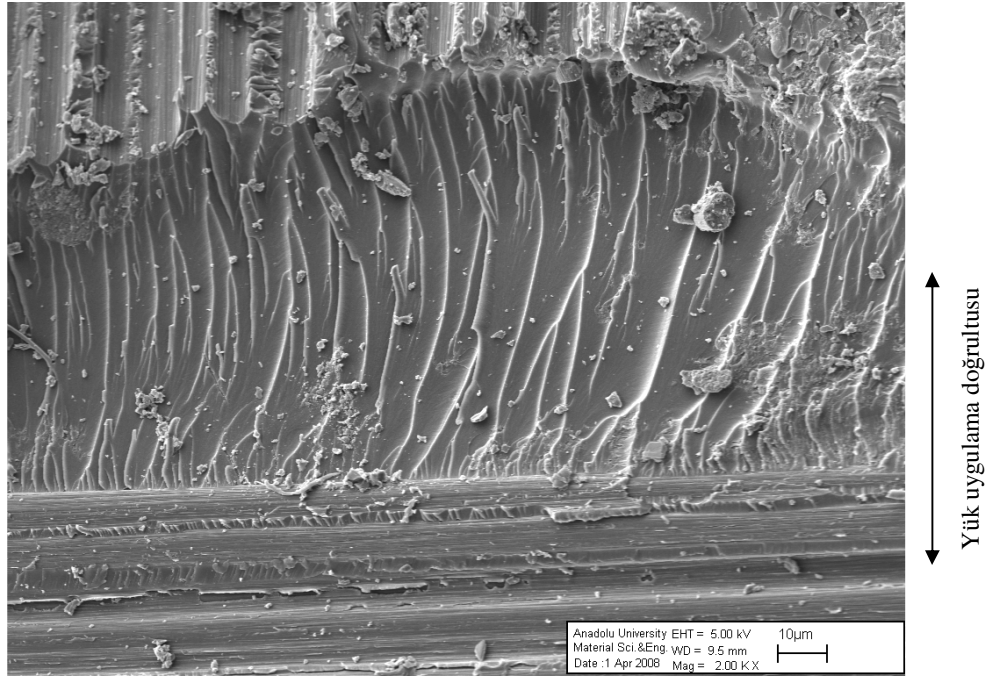
Şekil 7.61. [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip çekme-basma yorulma numunesinin tabaka ayrılma yüzeyinin genel görünümü



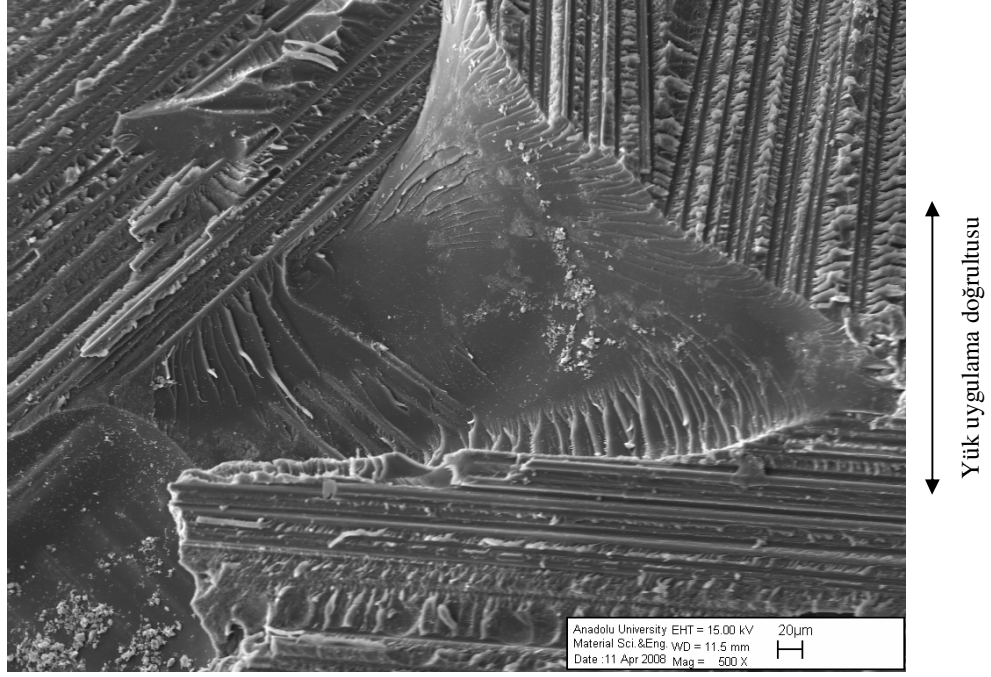
Şekil 7.62. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip basma testi numunesinin tabaka ayrılma yüzeyinde matris malzemeden ayrılmış 90° elyaf izleri, elyaf izlerinden başlayan yük uygulama doğrultusunda birleşen nehir şekilli izler, elyaflar arasındaki matris malzemenin belirli bir yönde yığılması



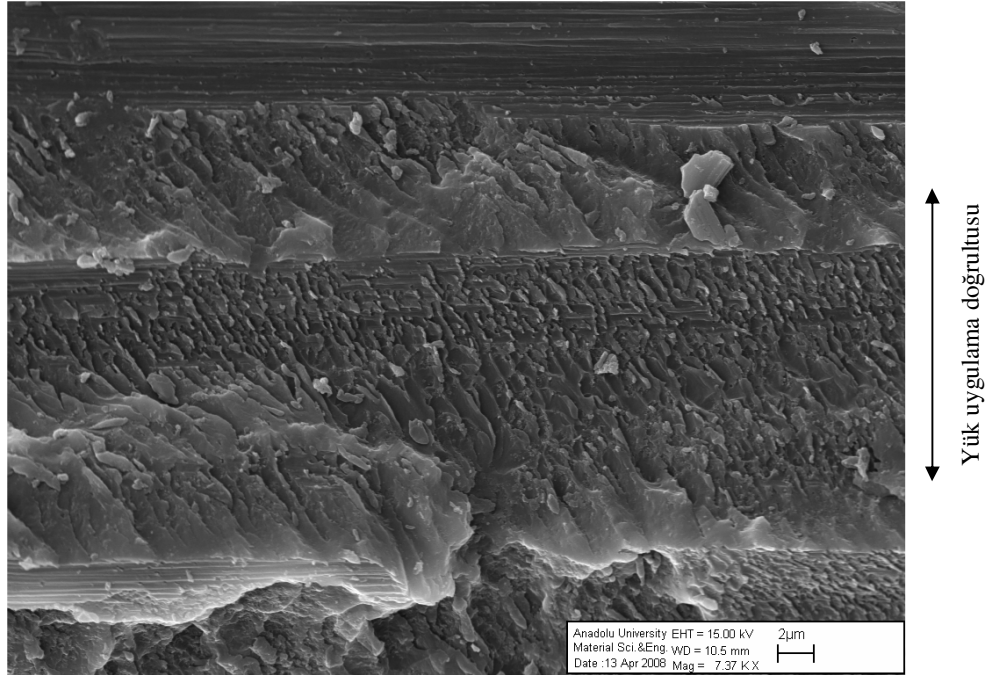
Şekil 7.63. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip basma testi numunesinin tabaka ayrılma yüzeyinde matris malzemeden ayrılmış 90° elyaf izleri ve kesme gerilmelerinin oluşturduğu çıkıntılar



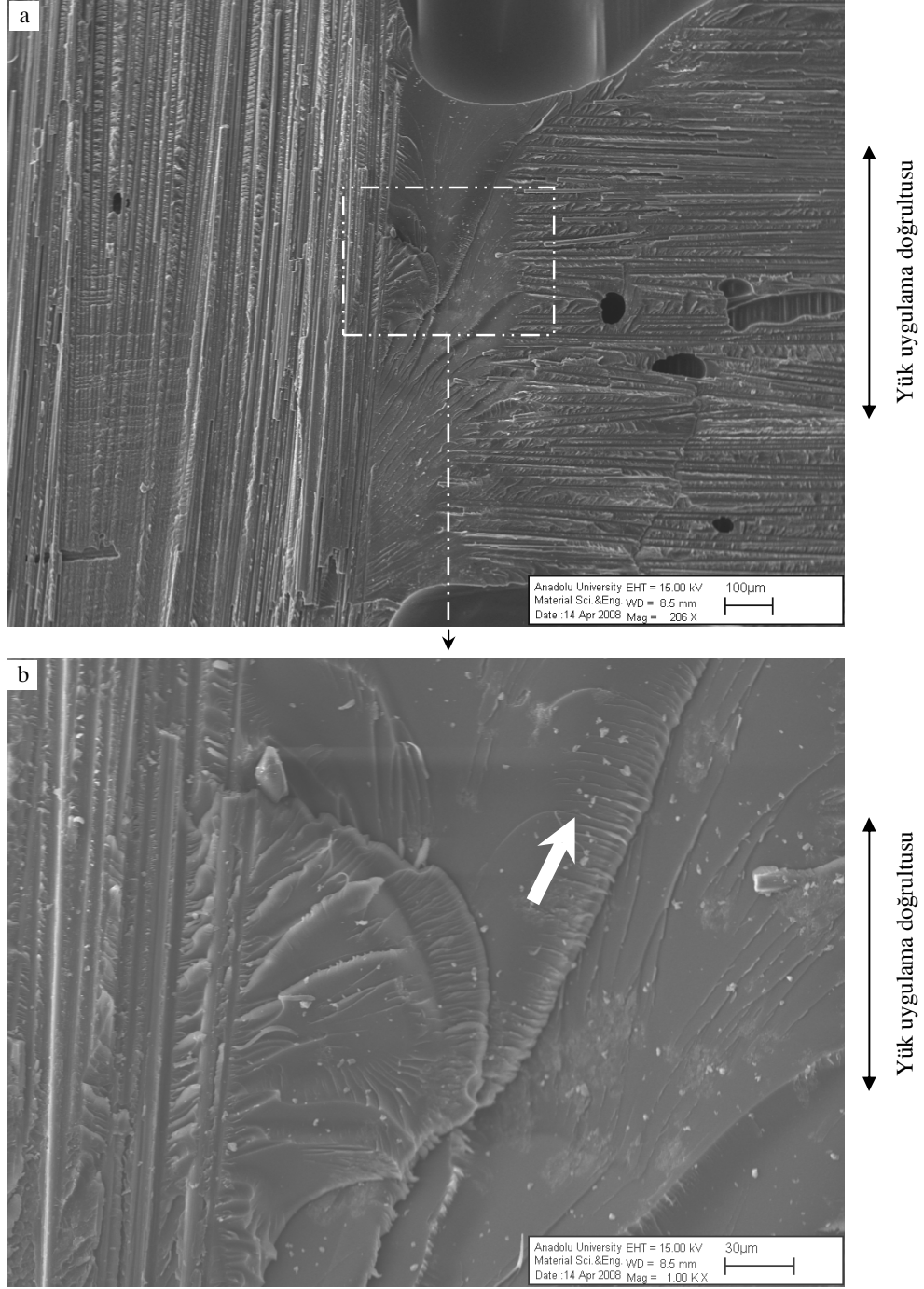
Şekil 7.64. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip basma testi numunesinin tabaka ayrılma yüzeyinde 90° elyaftan başlayıp 0° elyafa doğru birleşen nehir şekilli izler



Şekil 7.65. $[0/\pm 45/90]$ elyaf oryantasyonuna sahip basma testi numunesinin tabaka ayrılma yüzeyinde 45° elyaf demetinden başlayıp 0° ve 90° elyafa doğru ilerleyen çatlak izleri



Şekil 7.66. $[0/\pm 45/90]$ elyaf oryantasyonuna sahip çekme-basma yorulma numunesinin elyaf ayrılma bölgelerinde yorulma izleri



Şekil 7.67. [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip çekme-basma yorulma numunesinin tabaka ayrılma yüzeyinde a) 0/90 örgü birleşme bölgesi b) bu bölgede gevrek reçine kırılması (river patterns) ve çevrimsel yükleme izleri

Çizelge 7.12. Çekme, basma statik ve çekme-çekme, çekme-basma çevrimsel yükleme şartları altında testleri yapılan [0/90] ve [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip karbon/epoksi kompozit malzemelerin makroskobik ve mikroskobik ölçekte kırık yüzey özellikleri

Elyaf oryantasyonu/ Test tipi	Makroskobik ölçekte hasar/kırılma özellikleri	Mikroskobik ölçekte hasar/kırılma özellikleri
[0/90] ve [0/±45/90] Çekme testi	<ul style="list-style-type: none"> • [0/90] numunede 2 veya daha fazla bölgeden kırılma • [0/±45/90] numunede 1 veya 2 bölgeden kırılma • [0/90] numune kesiti boyunca (kalınlık ve genişlik) düz bir kırılma • [0/90] numunede tabakalar arası ayrılma hasarı az veya bazı numunelerde yok • [0/±45/90] numunede kırılma bölgesi, [0/90] numuneye göre düz değil 	<ul style="list-style-type: none"> • Elyaf demetleri içerisinde boyuna çatlaklar • Elyaf-matris ara yüzey ayrılması • Reçine zengin bölgelerde ve elyaflar arasında gevrek matris kırılması (nehir birleşmeleri şeklinde izler, kesme gerilmeleri sonucu oluşan mikro-çatlak birleşmelerinin oluşturduğu çıkıntılar (hackles) ve reçine mikro akış izleri (resin microflow)) • Yükleme eksenine 0° elyaf demetlerinde, yükleme eksenine 90° düz kırık elyaf uçları • Tabaka ayrılma yüzeylerinde matristen ayrılmış elyaf izleri
[0/90] ve [0/±45/90] Çekme-çekme yorulma testi	<ul style="list-style-type: none"> • Numunenin birkaç bölgesinde hasar oluşmakla birlikte tek bölgeden kırılma • Elyaf demetlerinin matris malzemedan çekilerek kırılmış kaba bir yüzey • Çok sayıda ve ilerlemiş tabaka ayrılmaları • ±45° elyaf bulunan plakada numune genişliği boyunca daralarak kırılmış 45° elyaf oryantasyonuna sahip tabakalar 	<ul style="list-style-type: none"> • Elyaf demetleri içerisinde boyuna çatlaklar • Elyaf-matris arayüzey ayrılması • Reçine zengin bölgelerde ve elyaflar arasında gevrek matris kırılması (nehir birleşmeleri şeklinde izler, kesme gerilmeleri sonucu oluşan mikro-çatlak birleşmelerinin oluşturduğu çıkıntılar (hackles) ve reçine mikro akış izleri (resin microflow)) • Yükleme eksenine 0° elyaf demetlerinde, yükleme eksenine 90° düz kırık elyaf uçları • Tabaka ayrılma yüzeylerinde matristen ayrılmış elyaf izleri • Matris malzemedan çekilmiş elyaf uçları ve matris malzemedan oluşan delikler • Statik testlere göre matristen ayrılmış elyaf yüzeyinde reçine kalıntıları çok az veya yok • Matris malzeme kırık yüzeyinde çok az yorulma çizgilerine benzer izler

Çizelge 7.12. (Devam) Çekme, basma statik ve çekme-çekme, çekme-basma çevrimsel yükleme şartları altında testleri yapılan $[0/90]$ ve $[0/\pm 45/90]$ elyaf oryantasyonuna sahip karbon/epoksi kompozit malzemelerin makroskobik ve mikroskobik ölçekte kırık yüzey özellikleri

Elyaf oryantasyonu/ Test tipi	Makroskobik ölçekte hasar/kırılma özellikleri	Mikroskobik ölçekte hasar/kırılma özellikleri
$[0/90]$ ve $[0/\pm 45/90]$ Basma testi	<ul style="list-style-type: none"> • Kırılma birkaç düzlemde patlama şeklinde • Kırılma numune ölçüboyu merkezine yakın • Tabaka ayrılmaları 	<ul style="list-style-type: none"> • Reçine zengin bölgelerde ve elyaflar arasında gevrek matris kırılması (nehir birleşmeleri şeklinde izler ve kesme gerilmeleri sonucu oluşan mikro-çatlak birleşmelerinin oluşturduğu çıkıntılar (hackles)) • Elyaf-matris ara yüzey ayrılması • Kırılma bölgesine yakın 90^0 elyaflar arasında reçine yığılmaları • Yükleme eksenine 0^0 elyafların çoğunlukla kıvrılarak (kink) kırılması (kırılmış elyaf uçunda çekme, basma ve tarafsız eksenin açıkça görülmesi) • Yükleme eksenine 0^0 elyaf demetlerinin kırık yüzeylerinde çok miktarda parçalanmış elyaf ve reçine parçaları
$[0/90]$ ve $[0/\pm 45/90]$ Çekme-basma yorulma testi	<ul style="list-style-type: none"> • Kırılma numune ölçüboyu merkezine yakın • Çok sayıda tabakada tabaka ayrılma başlangıcı ve dış tabakalarda daha fazla ayrılma ilerlemesi • Çekme-çekme yorulma testlerine göre tabaka ayrılma ilerlemesi az 	<ul style="list-style-type: none"> • Reçine zengin bölgelerde ve elyaflar arasında gevrek matris kırılması (nehir birleşmeleri şeklinde izler ve kesme gerilmeleri sonucu oluşan mikro-çatlak birleşmelerinin oluşturduğu çıkıntılar (hackles)) • Elyaf-matris ara yüzey ayrılması • Yükleme eksenine 0^0 elyafların çoğunlukla kıvrılarak (kink) kırılması (kırılmış elyaf uçunda çekme, basma ve tarafsız eksenin açıkça görülmesi) • Yükleme eksenine 0^0 elyaf demetlerinin kırık yüzeylerinde çok miktarda parçalanmış elyaf ve reçine parçaları • Statik testlere göre matristen ayrılmış elyaf yüzeyinde reçine kalıntıları çok az veya yok • Matris malzemeden ayrılmış bazı elyaf izlerinde çevrimsel yükün etkisi ile daha pürüzlü bir yüzey

8. GENEL SONUÇLAR VE ÖNERİLER

8.1. Genel Sonuçlar

[0/90] ve [0/±45/90] elyaf oryantasyonlarına sahip kompozit plakaların çekme-çekme ve çekme-basma çevrimsel yükleri altında farklı maksimum gerilme seviyelerinde yorulma testleri yapılmıştır. Bu deneylerin ve deneyler sonucunda hasarlı veya kırılmış numunelerin optik ve taramalı elektron mikroskop inceleme sonuçları aşağıda verilmiştir.

1. [0/90] ve [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakalar, çekme testlerinde test başlangıcından numune kopuncaya kadar gerilme-şekil değişim eğrisi sürekli bir doğrusal değişim gösterirken, basma testlerinde yük artışı ile maksimum basma gerilme değerine kadar gerilme-şekil değişim eğrisi azalarak devam etmektedir.
2. [0/90] ve [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakalar, çekme-çekme yükleme şartları altında çekme-basma yüklemeye göre iyi yorulma direnci göstermektedir.
3. Çekme-çekme ve çekme-basma çevrimsel yükleme şartları altında [0/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakaların yorulma direnci, [0/±45/90] elyaf oryantasyonuna sahip kompozit plakaların yorulma direncinden yüksektir.
4. Çevrimsel yüklemenin etkisiyle yorulma ömrünün başlangıcında rijitlik azalması belirli bir seviyeye kadar hızlı bir şekilde olmaktadır. Daha sonra rijitlik, yaklaşık lineer bir şekilde kararlı azalırken, yorulma ömrünün son kısmında hızlı bir şekilde düşmektedir.
5. Maksimum gerilme seviyesinin artışı ile rijitlik azalması daha hızlı gerçekleşmekte ancak azalma miktarı düşmektedir.
6. [0/±45/90] plakada, yorulma ömrü boyunca toplam rijitlik azalması, ±45° tabakaların daha fazla elyaf-matris ara yüzey hasarı ve tabakalar arası ayrılma hasarları oluşturmasından dolayı [0/90] plakaya göre daha fazladır.

7. Rijitlik değişimine bağlı olarak hesaplanan hasar birikimi, çekme-basma yüklenme şartlarında test başlangıcında daha küçük değerde doyuma ulaşmaktadır. Çekme-çekme yüklemeye göre daha küçük bir artışla kararlı devam ettikten sonra yorulma ömrünün sonunda hasar birikimi daha hızlı bir şekilde artmaktadır.
8. Çekme-çekme yüklenme şartları altında her iki [0/90] ve [0/±45/90] plaka için enine çatlak yoğunluğu hızlı bir şekilde artarak yorulma ömrünün yaklaşık %10'unda doyuma ulaşmaktadır.
9. Yorulma yüklemesi altında kırılan numunelerde statik yüklenme altında oluşan numunelere göre daha fazla hasar birikimi oluşmaktadır.
10. Yorulma yüklemesi altında kırılan numunelerin SEM incelemelerinde statik yüklenme altında kırılan numunelerden farklı olarak matris malzemede çok az yorulma çizgilerine rastlanmakta ve elyaf yüzeylerinde reçine kalıntıları görülmemektedir.
11. Basma testi ve çekme-basma yorulma yüklemesi sonucu oluşan kırık yüzeylerde elyaflar mikro seviyede kıvrılarak (kink) kırılmaktadır.

8.2. Öneriler

Bu çalışmada malzemelerin temel yorulma davranışları hakkında bilgi veren, nispeten gerçekleştirilmesi daha kolay sabit genlikli yorulma testleri yapılmıştır. Ancak makine ve yapısal parçaların çoğunluğu, çalışmalar sırasında değişken genlikli yüklere maruz kalmaktadır. Karbon/epoksi kompozit malzemelerin yorulma davranışı, parçaların gerçek çalışma şartlarına daha yakın değişken genlikli çevrimsel yükler altında hasar oluşumu ve malzeme özelliklerindeki değişimler açısından incelenebilir. Özellikle sabit genlikli yükler sırasında aşırı pozitif ve negatif tek ve blok çevrimsel yükler uygulanarak kompozit malzemeler için hasar süreçlerindeki değişimler ve yorulma ömrüne etkisi araştırılabilir.

Birinci derecede gerilmelere maruz uçak yapısal parçalarında kompozit malzemelerin yaygın olarak kullanılmamasının en önemli nedenleri bu malzemelerin düşük hasar toleransına sahip olması ve yüksek maliyetli olmasıdır.

Özellikle düşük enerjili çarpma yükleri sonrası basma gerilmeleri içeren çevrimsel yükler nedeniyle yorulma ömrü önemli derecede azalmaktadır. Düşük enerjili çarpma hasarları uçak üzerinde çalışan bir teknisyenin herhangi bir bakım/onarım aletini kompozit yapı üzerine düşürmesi gibi bir nedenle oluşabilmektedir. Uçak kanat veya gövde yapısında kullanılan belirli bir uçak yapısal parçası maliyet etkin bir imalat tekniği ile üretilerek kontrollü olarak oluşturulan düşük enerjili çarpma hasarı sonrası yorulma davranışı incelenebilir.

KAYNAKLAR

- [1] Matthews, F.L. ve Rawlings, R.D., *Composite materials: engineering and science*, Chapman & Hall, UK, 1994.
- [2] Middleton, D.H., *Composite materials in aircraft structures*, Longman Group, UK, 1990.
- [3] Şahin, Y., *Kompozit malzemelere giriş*, Gazi Kitabevi, Ankara, 2000.
- [4] Ersoy, H.Y., *Kompozit malzeme*, Literatür yayıncılık, Türkiye, 2001.
- [5] Baker, A., Dutton, S. ve Kelly, D., *Composite materials for aircraft structures*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Virginia, 2004.
- [6] Campbell, F. C., *Manufacturing processes for advanced composites*, Elsevier, New York, 2004.
- [7] Koşan, İ., “Karbon elyafı,” *I. Polimerik Kompozitler Sempozyumu*, (Ed: Gül, M. ve Umdü, E.S.), TMMOB Kimya Mühendisleri Odası, İzmir, 175-184, 2006.
- [8] Naik, N.K., “Woven-fibre thermoset composites,” *Fatigue in Composites- Science and Technology of The Fatigue Response of Fibre-Reinforced Plastics*, (Ed: Harris, B.), CRC press, 296-313, 2003.
- [9] Anonim, *Fiber reinforced composites*,
<http://www.bfginternational.com/composites.asp>
- [10] Kımıkoğlu, N.G., *Malzeme bilimi ve mühendisliği*, Literatür Yayıncılık, İstanbul, (Çeviri), 2001.
- [11] Hull, D. ve Clyne, T.W., *An introduction to composite materials*, Cambridge University Press, 1996.
- [12] Schijve, J., “Fatigue of aircraft materials and structures,” *International Journal of Fatigue*, **16**, 21-32, 1994.
- [13] Seferis, J.C., Hillermeier, R.W. ve Buehler, F.U., “Prepregging and autoclaving of thermoset composites,” *Comprehensive Composite Materials Volume 2: Polymer Matrix Composites*, (Ed: Talreja, R. ve Manson, J.A.E.), Elsevier, 1-36, 2000.

- [14] Sakin, R., *Bilgisayar destekli çok numuneli eğilme yorulması test cihazı tasarımı ve cam-fiber takviyeli polyester kompozitlerde eğilme yorulması davranışının incelenmesi*, Doktora Tezi, Balıkesir Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Balıkesir, 2004.
- [15] Advani, S.G. ve Sozer E.M., “Liquid molding of thermoset composites,” *Comprehensive Composite Materials Volume 2: Polymer Matrix Composites*, (Ed: Talreja, R. ve Manson, J.A.E.), Elsevier, 145-180, 2000.
- [16] Marvin, B.D. ve Dexter H.B., *Development of stitched, braided and woven composite structures in the ACT program*, NASA/TP-97-206234, Langley Research Center, Virginia, 1997.
- [17] Dexter H.B., “Development of textile reinforced composites development for aircraft structures,” *4th International Symposium for Textile Composites*, Kyoto Institute of Technology, Japan, 1998.
- [18] Sayre, J.R. ve Loos, A.C., *Resin infusion of triaxially braided preforms, with through-the-thickness reinforcement*, *Polymer Composites*, **24**, 229-236, 2003.
- [19] Mazumdar, S.K., *Composites manufacturing: materials, product, and process engineering*, CRC press, Florida, 2001.
- [20] Anonim, *About the 787 family*, 2008.
<http://www.boeing.com/commercial/787family/background.html>,
- [21] Gay, D., Hoa, S.V. ve Tsai, S.W., *Composite materials design and applications*, CRC Press, Florida, 2003.
- [22] Ilcewicz L. B. “Composite applications in commercial airframe structures,” *Comprehensive Composite Materials, Volume 6: Design and Applications*, (Ed: Bader, M.G., Sawada, Y. ve Kedward, K.K.), Elsevier, 2000.
- [23] Sorina, T.G., “Advanced polimer composites: application for aviation and aerospace structures,” *Advanced Polymeric & Metallic Composite Materials for Space and Aerospace Vehicle Structures & Strength Optimization of Composite Structures and their Certification*, AGARD LS 204, North Atlantic Treaty Organization, France, 23-39, 1996.

- [24] Margolis, J.M., *Advanced thermoset composites: industrial and commercial applications*, Van Nostrand Reinhold Co., New York, 1986.
- [25] Polymer matrix composites materials properties, *Composite Materials Handbook (MIL HNDBK-17)*, Volume 2, Department of Defense, USA, 2002.
- [26] Ushakov, A.E, “Reliability, maintenance and life cycles of composite structures,” *Advanced Polymeric & Metallic Composite Materials for Space and Aerospace Vehicle Structures & Strength Optimization of Composite Structures and their Certification*, AGARD LS 204, North Atlantic Treaty Organization, France, 1996.
- [27] Graff, G., *Aerospace structural composites soar to new heights*, 2005.
<http://www.omnexus.com/resources/articles/article.aspx?id=9511>.
- [28] Abbott, R., “Composites in general aviation,” *Comprehensive Composite Materials, Volume 6: Design and Applications*, (Ed: Bader, M.G., Sawada, Y. ve Kedward, K.K.), Elsevier, 2000.
- [29] Haris, B., “A historical review of the fatigue behaviour of fibre-reinforced plastics,” *Fatigue in Composites-Science And Technology Of The Fatigue Response of Fibre-Reinforced Plastics*, (Ed: Haris, B.), CRC press, 3-35, 2004.
- [30] Schaff, J.R., *Fatigue and life prediction*, ASM Handbook Volume 21, Composites, (Ed: ASM handbook Committee), American Society for Metals, USA, 2001.
- [31] Case, S.W. ve Reifsnider, K.L., “Fatigue of composite materials,” *Comprehensive Structural Integrity, Volume 4: Cyclic loading and fatigue*, (Ed: Milne, I., Ritchie, R.O. ve Karihaloo, B.), Elsevier Science Ltd, 405-441, 2006.
- [32] Mao, H. ve Mahadevan, S., *Fatigue damage modelling of composite materials*, *Composite Structures*, **58**, 405-410, 2002.
- [33] Talreja, R., “Fatigue of polymer matrix composites,” *Comprehensive Composite Materials, Volume 2: Polymer Matrix Composites*, (Ed: Talreja R. ve Manson J.A.E.), Elsevier, 2000.

- [34] Curtis, P.T., “Durability testing of polymer composites,” *Comprehensive Composite Materials, Volume 5: Test Methods, Nondestructive Evaluation, and Smart Materials*, (Ed: Carlson, L., Uchino, K. Ve Crane, R.L.), Elsevier, 2000.
- [35] Anonim, *Fatigue of composites*,
www.aero.iitb.ac.in:8081/awarman/composite_course/Chapter18.pdf
- [36] Sims, G.D., “Fatigue test methods, problems and standards,” *Fatigue in composites-Science and technology of the fatigue response of fibre-reinforced plastics*, (Ed: Harris B.), CRC press, 2004.
- [37] Himmel, N. ve Bach, C., *Cyclic fatigue behavior of carbon fiber reinforced vinylester resin composites manufactured by RTM and VARI*, *International Journal of Fatigue*, **28**, 1263–1269, 2006.
- [38] Reifsnider, K. ve Case, S., “Micromechanical models,” *Fatigue in composites-Science and technology of the fatigue response of fibre-reinforced plastics*, (Ed: Harris B.), CRC press, 2004.
- [39] Karcı, A., *2024-T3 Al alaşımının tek aşırı yük altında yorulma davranışı*, Yüksek Lisans Tezi, Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü. Eskişehir, 2002.
- [40] Fibre-reinforced plastics - Determination of fatigue properties under cyclic loading conditions, ISO 13003, International Organization for Standardization, Yeni Zelanda, 2003.
- [41] Standard test method for compressive properties of polymer matrix composite materials with unsupported gage section by shear loading, ASTM D 3410, Space Simulation; Aerospace and Aircraft; Composite Materials, Annual book of ASTM Standards, Volume: 15.03, 2003.
- [42] Pinter, G., Ladstätter E., Billinger W. ve Lang R.W., *Characterisation of the tensile fatigue behaviour of RTM-laminates by isocyclic stress–strain diagrams*, *International Journal of Fatigue*, **28**, 1277-1283, 2006.
- [43] Degrieck, J. ve Paepegem, W.V., *Fatigue damage modelling of fibre-reinforced composite materials: Review*, *Applied Mechanics Reviews*, **54**, 279-300, 2001.

- [44] Pantelakis, S.P.G., Kyriakakis E.M. ve Papanikos, P., *Non-destructive fatigue damage characterization of laminated thermosetting fibrous composites*, *Fatigue Fract Engng Mater Struct*, **24**, 651-662, 2001.
- [45] Doğan, V.Z., Orhan, T., “Kompozit bir plakanın yorulma analizi,” *Havacılıkta İleri Teknolojiler ve Uygulamaları Sempozyumu*, İstanbul, 2004.
- [46] Khan, Z., Al-Sulaiman, F. A., Farooqi, J. K. ve Younas, M., *Fatigue life predictions in woven carbon fabric/polyester composites based on modulus degradation*, *Journal Of Reinforced Plastics And Composites*, **20**, 377-398, 2001.
- [47] Sezer, M., *Sürekli cam elyaf takviyeli polipropilenin yorulma davranışı*, Doktora Tezi, İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul, 1999.
- [48] Ankara, A., *Cam takviyeli plastik kompozitlerde yorulma*, TÜBİTAK Mühendislik Araştırma Grubu, Proje no : 421, 1977.
- [49] Plumtree, A. ve Shi L., *Fatigue damage evolution in off-axis unidirectional CFRP*, *International Journal of Fatigue*, **24**, 155–159, 2002.
- [50] Filis, P.A., Farrow, I.R. ve Bond I.P., *Classical fatigue analysis and load cycle mix-event damage accumulation in fibre reinforced laminates*, *International Journal of Fatigue*, **26**, 565–573, 2004.
- [51] Tong J., *Characteristics of fatigue crack growth in GFRP laminates*, *International Journal of Fatigue*, **24**, 291–297, 2002.
- [52] Turan, D., *Uçaklarda yorulma*, *Mühendis ve Makina*, Sayı 496, 2001.
- [53] Mouritz, A.P., “Non-destructive evaluation of damage accumulation,” *Fatigue in composites-Science and technology of the fatigue response of fibre-reinforced plastics*, (Ed: Harris B.), CRC press, 2004.
- [54] Wharmby, A.W., Ellyin, F. ve Wolodko, J.D., *Observations on damage development in fibre reinforced polymer laminates under cyclic loading*, *International Journal of Fatigue*, **25**, 437–446, 2003.
- [55] Hoover, J. W., Kujawski, D. ve Ellyin F., *Transverse cracking of symmetric and unsymmetrical glass-fibre/epoxy-resin laminates*, *Composite Science and Technology*, **57**, 1513-1526, 1997.

- [56] Li, C., Ellyin, F. ve Wharmby A., *On matrix crack saturation in composite laminates*, Composites: Part B, **34**, 473–480, 2003.
- [57] Gamstedt, E.K. ve Sjögren, *An experimental of the squance effect in block amplitude loading of cross-ply composite laminates*, International Journal of Fatigue, **24**, 437-446, 2002.
- [58] Muc, A., *Design of composite structures under cyclic loads*, Computers and Structures, **76**, 211-218, 2000.
- [59] Lafarie-Frenot M.C., Henaff-Gardin C. ve Gamby D., *Matrix cracking induced by cyclic ply stresses in composite laminates*, Composites Science and Technology, **61**, 2327–2336, 2001.
- [60] Henaff-Gardin C. ve Lafarie-Frenot M.C., *The use of a characteristic damage variable in the study of transverse cracking development under fatigue loading in cross-ply Laminates*, International Journal of Fatigue, **24**, 389–395, 2002.
- [61] Kar, R. J., *Composite failure analysis handbook*, Technical Handbook Part 2. Atlas of Fractographs, Northrop Aircraft Div. Technical Reports, 1992.
- [62] Stumpff, P.L., “Fractography,” *Composites*, ASM handbook V. 21, ASM International Handbook Committee, Materials Park, OH, 2001.
- [63] Grimes, G.C., Adams, D.F. ve Dusablon, E.G., *The effects of discontinuities on compression fatigue properties of advanced composites*, Northrop Technical Reports, ADD433268, 1980.
- [64] Hart, W.G.J., *Scanning electron microscopy of fracture surfaces of carbon composite materials*, National Aerospace Laboratory Report: NLR TR 76035, Amsterdam, 1979.
- [65] Meeks, C., Greenhalgh, E. ve Brian, G.F., *Stiffener debonding mechanisms in post-buckled CFRP aerospace panels*, Composites: Part A, **36**, 2005.
- [66] Anonim, *Selected photographs of the fractographic examination of the vertical stabilizer*, National Transportation Safety Board, www.nts.gov/Events/2001/AA587/exhibits/242004.pdf
- [67] Tarpani, J.R., Milan, M.T., Spinelli, D. ve Bose, W.W., *Mechanical performance of carbon-epoxy laminates part II: quasi-static and fatigue tensile properties*, Materials Research, **9**, 121-130, 2006.

- [68] Hojo, M. ve Tanaka, K., "Fractography of the delamination fatigue crack growth in CFRP laminates," *Advances in Composite Materials*, (Ed: Fukuda, T., Maekawa, Z. ve Fujii, T.), Elsevier Science B.V. ve The Society of Materials Science, Japan, 123-155, 1994.
- [69] Hexcel product certification, Fabric testing results, 2006.
- [70] Henkel product certification, Henkel Hysol EA 9390 QT System, Dexter Aerospace materials specification, 2006.
- [71] Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials, ASTM D 3039, Space Simulation; Aerospace and Aircraft; Composite Materials, Annual book of ASTM Standards Volume: 15.03, 2005.
- [72] Standard test method for tension-tension fatigue of polymer matrix composite materials, Space Simulation; Aerospace and Aircraft; Composite Materials, ASTM D 3479, Annual book of ASTM Standards Volume: 15.03, 2002.
- [73] Standard test method for determining the compressive properties of polymer matrix composite laminates using a combined loading compression (clc) test fixture, ASTM D 6641, Annual book of ASTM Standards Volume: 15.03, 2002.
- [74] Liu, L., Zhang, D. ve Wang, Z., *Effects of cure cycles on void content and mechanical properties of composite laminates*, *Composite Structures*, **73**, 2006.
- [75] Standard test method for constituent content of composite materials, Space Simulation; Aerospace and Aircraft; Composite Materials, ASTM D 3171, Annual book of ASTM Standards Volume: 15.03, 2004.
- [76] Standard test method for specific gravity and density of plastics by displacement, Space Simulation; Aerospace and Aircraft; Composite Materials, ASTM D 792, Annual book of ASTM Standards Volume: 15.03, 1985.
- [77] Paciornik S., D'Almeida, J.R.M., *Measurement of Void Content and Distribution in Composite Materials Through Digital Microscopy*, *Journal of Composite Materials*, **43**, 101-112, 2009.

- [78] Johnson, M.S., Rudd, C.D., Hill, D.J., A comparison between voids in RTM and prepreg carbon/epoxy laminates, *11th International Conference on Composite Materials*, (Editör: Scott, M.L.), Australia, 46-55, 1997.
- [79] Cho, J., Chen, J.Y. ve Daniel, I.M., *Mechanical enhancement of carbon fiber/epoxy composites by graphite nanoplatelet reinforcement*, *Scripta Materialia*, 56, 685-688, 2007.
- [80] Anonim, *DOE/MSU Composite material fatigue database*, Version 15.0, <http://www.sandia.gov/wind/other/973002upd0306.pdf>, 2006.
- [81] Kawai, M. ve Koizumi, M., *Nonlinear constant fatigue life diagrams for carbon/epoxylaminates at room temperature*, *Composites: Part A*, **38**, 2007.
- [82] Gyekenyesi A.L., *Isothermal fatigue, damage accumulation, and life prediction of a woven PMC*, Cleveland State University, NASA/CR-1998-206593, 1998.
- [83] Tanimoto, T., "Fatigue design with composites," *Advances in fiber composites materials*, (Ed: Fukuda, T., Maekawa, Z., Fujii, T.), Elsevier Science B.V. ve The Society of Materials Science, Japan, 97-122, 1994.
- [84] Patel, S.R., *Durability of advanced woven polymer matrix composites for aerospace applications*, Master Tezi, Virginia Polytechnic Institute and State University, Virginia, 1999.
- [85] Khan, R., Khan, Z., Sulaiman, F. ve Merah, N., *Fatigue life estimates in woven carbon fabric/epoxy composites at non-ambient temperatures*, *Journal of Composite Materials*, **36**, 2517-2535, 2002.
- [86] Sutherland, H.J. ve Mandell, J.F., *The Effect of mean stress on damage predictions for spectral loading of fiberglass composite coupons*, *Wind Energ.*, **8**, 93-108, 2005.
- [87] Philippidis, T.P. ve Vassilopoulos, A.P., *Fatigue of composite laminates under off-axis loading*, *International Journal of Fatigue*, **21**, 253-262, 1999.
- [88] Correa, E., Gamstedt, E.K., Paris F. ve Mantic V., *Effects of the presence of compression in transverse cyclic loading on fibre-matrix debonding in unidirectional composite plies*, *Composites: Part A*, **38**, 2260-2269, 2007.

- [89] Gagel, A., Fiedler, B. ve Schulte, K., *On modelling the mechanical degradation of fatigue loaded glass-fibre non-crimp fabric reinforced epoxy laminates*, Composites Science and Technology, **66**, 657–664, 2006.
- [90] Vallons, K., Zong, M., Lomov, S.V. ve Verpoest, I., *Carbon composites based on multi-axial multi-ply stitched preforms – Part 6. Fatigue behaviour at low loads: Stiffness degradation and damage development*, Composites: Part A, **38**, 1633–1645, 2007.
- [91] Freire, R.C.S. ve Aquino, E.M.F., *Fatigue damage mechanism and failure prevention in fiberglass reinforced plastic*, Materials Research, **8**, 45-49, 2005.
- [92] Nairn, J.A. ve Hu, S., “Matrix microcracking,” *Damage mechanics of composite materials*, (Ed: Talreja, R.), Elsevier Science B.V, Hollanda, 187-244, 1994.
- [93] Tohgo, K., Nakagawa, S. ve Kageyama, K., *Fatigue behavior of CFRP cross-ply laminates under on-axis and off-axis cyclic loading*, International Journal of Fatigue, **28**, 1254–1262, 2006.
- [94] Ogihara, S., Takedab, N., Kobayashib, S. ve Kobayashia, A., *Effects of stacking sequence on microscopic fatigue damage development in quasi-isotropic CFRP laminates with interlaminar-toughened layers*, Composites Science and Technology, **59**, 1387-1398, 1999.
- [95] Kim, S.J. ve Chang, S.H., *The relation between compressive strength of carbon/epoxy fabrics and micro-tow geometry with various bias angles*, Composite Structures, **75**, 400–407, 2006.
- [96] Hosur, M.V., Jeelani, S., Vaidya, U. ve Kelkar, A.D., *Characterization of affordable woven carbon/epoxy composites under low velocity impact loading*, Air Force Research Laboratory VA WP TR 2003-3073, 2003.
- [97] Galiotis, C. ve Koimtzoglu, C., “The effect of the interface on the fatigue performance of fibre composites,” *Fatigue in composites-Science and technology of the fatigue response of fibre-reinforced plastics*, (Ed: Harris B.), CRC press, 147-172, 2003.

- [98] Franco, L.A.L., Grac, M.L.A. ve Silva, F.S., *Fractography analysis and fatigue of thermoplastic composite laminates at different environmental conditions*, Materials Science and Engineering A, **488**, 505–513, 2008.
- [99] Shan, Y. ve Liao, K., *Environmental fatigue of unidirectional glass-carbon fiber reinforced hybrid composite*, Composites: Part B, **32**, 355-363, 2001.
- [100] Sjögren, A. ve Asp, L.E., *Effects of temperature on delamination growth in a carbon/epoxy composite under fatigue loading*, International Journal of Fatigue, **24**, 179–184, 2002.
- [101] Greenhalgh, E.S. ve Hiley, M.J., *Fractography of polymer composites: current status and future issues*, 13. European Conference on Composite Materials, Sweden, 2008.
- [102] Fox, M. R., Schultheisz, C. R. ve Reeder, J. R., *Fractographic examination of the vertical stabilizer and rudder from American Airlines Flight 587*, 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials, Austin, TX, United States 2005.
- [103] Shikhmanter, L., Eldror, I. ve Cina B., *Fractography of unidirectional CFRP composites*, Journal Of Materials Science, **24**, 167-172, 1989.
- [104] Nakanishi, Y., Hanab, K. ve Hamadab, H., *Fractography of fracture in CFRP under compressive load*, Composites Science and Technology, **21**, 1139-1147,1997.
- [105] Shin, S., Jang, J., *Fractographical analysis on the mode II delamination in woven carbon fiber reinforced epoxy composites*, Journal of materials science, **34**, 5299 – 5306, 1999.
- [106] Parrington, R.J., *Fractography of metals and plastics*, Plastics Engineering, **56**, 54-59, 2000; 12; pg.
- [107] Skibo, M.D., Hertzberg, R.W., Manson, J.A. ve Kim S.L., *On the generality of discontinuous fatigue crack growth in glassy polymers*, Journal Of Materials Science, **12**, 531-542, 1977.
- [108] Ashcrofta, A., Wahabb, M.M., Crocombeb, A.D., Hughesc, D.J. ve Shawc S.J., *The effect of environment on the fatigue of bonded composite joints Part 1: Testing and fractography*, Composites: Part A, **32**, 45–58, 2001.