



**YAPIŖTIRICI İLE BİRLEŖTİRİLMİŖ
TABAKALI KOMPOZİTLERDE
ARAYÜZEY KIRILMA TOKLUĞUNUN ANALİZİ**

İlkay Ertuğrul BİCAN

**Yüksek Lisans Tezi
Anabilim Dalı: Makina Mühendisliği
Programı: Mekanik**

**Danışman: Doç. Dr. Mete Onur KAMAN
Eylül - 2016**

**T.C
FIRAT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**YAPIŞTIRICI İLE BİRLEŞTİRİLMİŞ TABAKALI KOMPOZİTLERDE
ARAYÜZEY KIRILMA TOKLUĞUNUN ANALİZİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
İlkay Ertuğrul BİCAN
(091120101)**

Anabilim Dalı: Makina Mühendisliği

Programı: Mekanik

Danışman: Doç. Dr. Mete Onur KAMAN

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih: Eylül 2016

Eylül - 2016

T.C
FIRAT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**YAPIŞTIRICI İLE BİRLEŞTİRİLMİŞ TABAKALI KOMPOZİTLERDE
ARAYÜZEY KIRILMA TOKLUĞUNUN ANALİZİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

İlkay Ertuğrul BİCAN

(091120101)

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih:10.08.2016

Tezin Savunulduğu Tarih:23.09.2016

Tez Danışmanı: Doç. Dr. Mete Onur KAMAN (Fırat Üni.)

Diğer Jüri Üyeleri: Prof. Dr. Aydın TURGUT (Bingöl Üni.)

Yrd. Doç. Dr. Mustafa GÜR (Fırat Üni.)

Eylül - 2016

TEŞEKKÜR

Yüksek lisans tez çalışmamın gerçekleşmesi sürecinde tezimin planlanıp yürütülmesinde büyük bir titizlik, sabır ve özveriyle bana destek olan, yakın ilgi ve yardımlarını gördüğüm, bilgi ve deneyimleri ile beni yönlendiren, beni araştırmaya yönelten ve hiçbir yardımını benden esirgemeyen kıymetli danışman hocam, Sayın Doç. Dr. Mete Onur KAMAN' a sonsuz saygı ve teşekkürlerimi sunarım.

Yüksek lisans ders dönemim boyunca kendilerinden ders alma fırsatı bulduğum, bilgi ve deneyimlerinden yararlanarak fikir alışverişinde bulunduğum kıymetli hocalarım Prof. Dr. Aydın TURGUT, Yrd. Doç. Dr. Mustafa GÜR ve Doç. Dr. Haşim PIHTILI'ya teşekkür ederim.

Ayrıca manevi desteği ile hiçbir yardımını esirgemeyen ve yakın ilgi gösteren eşim Arzu Çiftci BİCAN'a teşekkürlerimi sunarım.

Bütün hayatım boyunca bana maddi ve manevi yönden destek olan sevgili aileme en içten teşekkürlerimi sunarım.

İlkay Ertuğrul BİCAN
ELAZIĞ 2016

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa No</u>
TEŞEKKÜR	I
İÇİNDEKİLER	II
ÖZET	V
SUMMARY	VI
ŞEKİLLER LİSTESİ	VII
TABLolar LİSTESİ	XIII
SEMBOLLER LİSTESİ	XIV
KISALTMALAR LİSTESİ	XVI
1. GİRİŞ	1
2. KIRILMA MEKANİĞİ	5
2.1. Kırılma Çeşitleri	5
3. LİNEER ELASTİK KIRILMA MEKANİĞİ	7
3.1. Elastik Gerilme Alanı	7
3.1.1. Çatlak Açılma Deformasyon Tipi (Mod I)	7
3.1.2. Çatlak Kayma Deformasyon Tipi (Mod II)	7
3.1.3. Çatlak Yırtılma Deformasyon Tipi (Mod III)	8
3.2 Gerilme Şiddet Faktörü	8
3.2.1. Mod I Elastik Gerilme Alanı Denklemleri	9
3.2.2. Mod II Elastik Gerilme Alanı Denklemleri	11
3.2.3. Mod III Elastik Gerilme Alanı Denklemleri	11
3.3. Sonlu Numuneler	12
3.4. Kırılma Tokluğu	13
4. ENERJİ DENGESİ	15
4.1. Griffith Gevrek Kırılma Teorisi	15
4.2 Griffith Enerji Dengesi Yaklaşımı	16
4.3 Griffith Teorisine Irwin'ın Yaptığı Değişiklik	18
4.4. Enerji Yayınım Hızı ve Gerilme Şiddet Faktörü Arasındaki İlişki	19
4.5. Kırılma Mukavemeti	20
5. LİNEER ELASTİK KIRILMA MEKANİĞİ TESTİ	21

5.1 Metalik Malzemelerin Düzlem Şekil Değiştirme Kırılma Tokluğu Standart Test Metodu	21
5.2 Numuneler ve Boyutları	21
5.3 Numunelerin Ön Hazırlığı	24
5.3.1. Numunelere Yorulma Ön-çatlağı Açılması	24
5.3.2. Deney Düzenekleri ve Numune Tutucular	26
5.3.3. Yük-Çatlak Ucu Açılma Grafiğinin Analizi ve Kırılma Tokluğunun Belirlenmesi	27
6.FİBER TAKVİYELİ KOMPOZİT MALZEMELER	29
6.1 Fiber Takviyeli Kompozit Malzemelerde Kırılma	31
7.FİBER TAKVİYELİ KOMPOZİTLERDE KIRILMA TOKLUĞU	38
7.1 Kompozit Levhalarda Kırılma Tokluğu	38
7.1.1. Deneysel Çalışma	38
7.1.2. Düzlem Levhalarda Kırılma Tokluğunun Sayısal Çözümü	40
7.1.2.1. DEM (Displacement Extrapolation Method)	40
7.1.2.2. DCM (Displacement Correlation Method)	42
7.2. Kompozit Malzemelerde Tabakalar Arası Kırılma Tokluğu	45
7.2.1. Mod I İçin Tabakalar Arası Kırılma Tokluğu	45
7.2.1.1. DCB Testi (Çift Ankastre Kiriş Testi)	45
7.2.1.2. Mod I İçin Tabakalar Arası Kırılma Tokluğunun Sayısal Çözümü	47
7.2.2. Mod II İçin Tabakalar Arası Kırılma Tokluğu	48
7.2.2.1. 3ENF (Three point-end-notched)	48
7.2.2.2. Mod I İçin Tabakalar Arası Kırılma Tokluğunun Sayısal Çözümü	49
7.2.3. Mod I, Mod II ve Mod III Arasındaki Kırılma Tokluğu Bağıntısı	50
8. DENEYSEL ÇALIŞMA	51
8.1. DCB Test Numunelerinin Hazırlanması	51

8.2. DCB Testi	53
8.3. DCB Testi Sonucunda Elde Edilen Yük-Yer Değiştirme Grafikleri	57
8.4. MBT (Modified Beam Theory) Metot	64
8.5. CC (Compliance Calibration) Metot	70
8.6. MCC (Modified Compliance Calibration) Metot	76
9. SAYISAL ALIşMA	82
10. SONUÇLAR VE TARTIşMA	86
KAYNAKLAR	92
ÖZGEçMİş	94

ÖZET

Bu çalışmada farklı fiber takviye açıları ve simetrik tabaka dizilimleri için tabakalı kompozit levhalarda yapışma ara yüzeyi kırılma tokluğu deneysel ve sayısal olarak araştırılmıştır. Araştırmada kompozit levhalar dört tabakalı olup, tabaka dizilimleri $[0^\circ/\theta^\circ/\theta^\circ/0^\circ]$ 'dir. DCB testinin uygulandığı çalışmada epoksi reçine matriksli ve tek yönlü karbon fiber ile takviye edilmiş kompozit levhalar kullanılmıştır. Burada θ° fiber oryantasyon açısı olarak belirlenmiştir. Sonuçta fiber oryantasyon açısının değişiminin kırılma tokluğu üzerine etkisi araştırılmıştır. Deneysel olarak elde edilen ve çatlak ilerlemesi başlangıcını sağlayan kritik yük- yer değiştirme değerleri kullanılarak her bir fiber açısı ve tabaka dizilimi için de sayısal kırılma tokluğu hesaplanmıştır. Çift ankastre giriş (DCB) testi için deneysel numune modeli ANSYS sonlu elemanlar paket programı kullanılarak yapılmıştır. Sayısal çalışmada dört tabakalı kompozitler üç boyutlu olarak hazırlanmıştır. Kritik yer değiştirme değeri altında, çatlak ucundaki Mod I kırılma tokluğu VCC (Virtual Crack Closure) tekniği kullanılarak hesaplanmıştır. Deneysel sonuçlarla uyumlu sayısal değerler grafikler halinde sunulmuştur.

Anahtar Kelimeler: Kırılma Tokluğu, kompozit malzemeler, yapıştırıcı, çift ankastre giriş testi, fiber takviye açısı, sonlu elemanlar metodu.

SUMMARY

ANALYSIS OF INTERFACIAL FRACTURE TOUGHNESS FOR LAMINATED COMPOSITES REPAIRED WITH ADHESIVE

In this study, adhesion interfacial fracture toughness in layered composite plates was searched for different fiber orientation angles and symmetric layer array as experimentally and numerically. In the research, composite plates are four layers and the layer arrays are $[0^\circ/\theta^\circ/\theta^\circ/0^\circ]$. In the study that was applied double cantilever beam (DCB) test, composite boards which were reinforced with epoxy resin matrix and unidirectional carbon fiber were used θ° was identified as fiber orientation angle. As a result, effects of fiber orientation angle changes on fracture toughness was investigated. For each fiber angle and layer arrays, numerical fracture toughness was calculated by using critical load-place changing values which are gotten experimentally and start crack spreading. For DCB test, *ANSYS*, which is experimental sample model, was done by using finite element method. At the numerical study, composite materials which are four layers were prepared as three-dimensioned. Below critical place values, Mod I fracture toughness in the crack tip was calculated by using VCC (Virtual Crack Closure) technique. The Numerical values which are in line with the experimental results were presented as graphics.

Keywords: Fracture toughness, composite materials, adhesive, double cantilever beam test, fiber orientation angle, finite element method.

ŞEKİLLER LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Şekil 3.1. Yükleminin a) çekme (açılma) modu (Mod I) b) Düzlem içi kayma modu (Mod II) ve c) Düzlem dışı (makaslama) modu (Mod III).	7
Şekil 3.2. Çatlak ucunda bir noktadaki gerilme.	8
Şekil 3.3. İnce bir çatlak içeren iki ekseninde yüklenmiş sonsuz levha.	10
Şekil 3.4. Sonlu yarıçapa sahip bir çatlak.	11
Şekil 3.5. Merkezinde çatlak bulunan sonlu genişlikteki numune.	12
Şekil 3.6. Bir malzemede numune kalınlığının Kc 'ye etkisinin şematik olarak gösterilişi.	13
Şekil 4.1. Bir çentik ve çatlağın ucunda gerilme yığılması.	16
Şekil 5.1. Üç nokta eğme standart numunesi.	21
Şekil 5.2. Kompak çekme standart numunesi	22
Şekil 5.3. <i>ASTM E 399-83</i> 'e göre numunede açılacak çentikler; (a) <i>Chevron</i> çentik, (b) doğrusal çentik ve (c) delikli çentik. şematik gösterimi.	24
Şekil 5.4. Numune kırıldıktan sonra çatlak yüzeyinde deneyin geçerliliğini saptamak amacıyla yapılacak ölçümler.	25
Şekil 5.5. Ekstansometrenin deney numuneye yerleştirilmesi.	26
Şekil 5.6. Düzlem şekil değiştirme kırılma tokluğu deneyinden elde edilebilecek üç ana tip diyagram. a) Plastik deformasyon sonucu kararlı çatlak ilerleyişini tanımlayan I. tip b) Kısa bir ani çatlak ilerleyişini (pop- in) ve sonra kararlı çatlak ilerleyişini tanımlayan II. tip ve c) Tümüyle elastik olarak davranan bir malzemenin Kararsız çatlak ilerleyişini tanımlayan III. Tip.	27
Şekil 5.7. P_s ve P_Q değerlerinin yük-açılma diyagramları üzerinden saptanması.	28
Şekil 6.1. Kompozit malzemenin oluşumu ve tanımlanması.	30

Şekil 6.2. Fiber takviyeli kompozit malzemelerde oluşan hasar türleri.	31
Şekil 6.3. Fiber takviyeli kompozit malzemelerde çekme durumunda rastlanan kırılma türleri (a) Hasarsız kompozit, b) Tekli fiber kırılması, c) Toplu fiber kırılması).	32
Şekil 6.4. Kompozit malzemelerde tabaka ayrılmasında Mod I, Mod II ve Karışık Mod I/Mod II durumlarında kullanılan farklı test teknikleri.	34
Şekil 6.5. a) Mod I ve b) Mod II türü yükleme koşullarında oluşan tabaka ayrılması sonucu fiber takviyeli kompozit malzemede oluşan çatlak ilerleme mekanizması (Yayla, 1995).	36
Şekil 7.1. Fiber takviyeli tabakalı kompozit levha.	38
Şekil 7.2. <i>ASTM (D-3039)</i> 'a göre standart test numunesi.	39
Şekil 7.3. Çatlak ucu bölgesinde sonlu eleman modeli.	40
Şekil 7.4. Gerilme şiddet faktörünün r/b oranı ile değişim grafiği.	42
Şekil 7.5. J İntegral.	44
Şekil 7.6. a) G_{IC} (DCB) ve G_{IC} (Üç Nokta Eğilme) test numuneleri.	45
Şekil 7.7. Kompliyansın $(C)^{1/3}$ kuvvetinin çatlak ilerleme miktarı ile değişim grafiği.	46
Şekil 7.8. VCCT için sonlu eleman modeli.	48
Şekil 7.9. 3ENF testi için tipik yük-sehim grafiği.	49
Şekil 7.10. Delaminasyon bölgesindeki tabakalar arası kayma miktarı.	49
Şekil 8.1. DCB test numunesi ve boyutları.	52
Şekil 8.2. Bulk numunesi.	53
Şekil 8.3. Çekme test cihazı.	53
Şekil 8.4. Deney numunelerini çekme cihazına bağlayan kalıp aparatlar.	54
Şekil 8.5. Çekme test cihazı bilgisayar ara yüz ekranı.	55

Şekil 8.6. DCB test numunesi.	56
Şekil 8.7. Yük etkisi altında DCB test numunesi sınır şartları.	56
Şekil 8.8. $[0^{\circ}/15^{\circ}/15^{\circ}/0^{\circ}]$ tabaka dizilimine sahip 1. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.	57
Şekil 8.9. $[0^{\circ}/15^{\circ}/15^{\circ}/0^{\circ}]$ tabaka dizilimine sahip 2. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.	57
Şekil 8.10. $[0^{\circ}/15^{\circ}/15^{\circ}/0^{\circ}]$ tabaka dizilimine sahip 1. ve 2. numunelere ait yük-yer değiştirme grafikleri.	57
Şekil 8.11. $[0^{\circ}/30^{\circ}/30^{\circ}/0^{\circ}]$ tabaka dizilimine sahip 1. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.	58
Şekil 8.12. $[0^{\circ}/30^{\circ}/30^{\circ}/0^{\circ}]$ tabaka dizilimine sahip 2. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.	58
Şekil 8.13. $[0^{\circ}/30^{\circ}/30^{\circ}/0^{\circ}]$ tabaka dizilimine sahip 1. ve 2. numunelere ait yük-yer değiştirme grafikleri.	58
Şekil 8.14. $[0^{\circ}/45^{\circ}/45^{\circ}/0^{\circ}]$ tabaka dizilimine sahip 1. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.	59
Şekil 8.15. $[0^{\circ}/45^{\circ}/45^{\circ}/0^{\circ}]$ tabaka dizilimine sahip 2. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.	59
Şekil 8.16. $[0^{\circ}/45^{\circ}/45^{\circ}/0^{\circ}]$ tabaka dizilimine sahip 1. ve 2. numunelere ait yük-yer değiştirme grafikleri.	59
Şekil 8.17. $[0^{\circ}/60^{\circ}/60^{\circ}/0^{\circ}]$ tabaka dizilimine sahip 1. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.	60
Şekil 8.18. $[0^{\circ}/60^{\circ}/60^{\circ}/0^{\circ}]$ tabaka dizilimine sahip 2. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.	60
Şekil 8.19. $[0^{\circ}/60^{\circ}/60^{\circ}/0^{\circ}]$ tabaka dizilimine sahip 1. ve 2. numunelere ait yük-yer değiştirme grafikleri.	60
Şekil 8.20. $[0^{\circ}/75^{\circ}/75^{\circ}/0^{\circ}]$ tabaka dizilimine sahip 1. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.	61
Şekil 8.21. $[0^{\circ}/75^{\circ}/75^{\circ}/0^{\circ}]$ tabaka dizilimine sahip 2. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.	61
Şekil 8.22. $[0^{\circ}/75^{\circ}/75^{\circ}/0^{\circ}]$ tabaka dizilimine sahip 1. ve 2. numunelere ait	61

yük-yer değiştirme grafikleri.

Şekil 8.23. [0°/90°/90°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.	62
Şekil 8.24. [0°/90°/90°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.	62
Şekil 8.25. [0°/90°/90°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. ve 2. numunelere ait yük-yer değiştirme grafikleri.	62
Şekil 8.26. [0°/θ°/θ°/0°] tabaka dizilimine sahip tüm numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.	63
Şekil 8.27. [0°/15°/15°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.	64
Şekil 8.28. [0°/15°/15°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.	64
Şekil 8.29. [0°/30°/30°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.	65
Şekil 8.30. [0°/30°/30°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.	65
Şekil 8.31. [0°/45°/45°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.	66
Şekil 8.32. [0°/45°/45°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.	66
Şekil 8.33. [0°/60°/60°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.	67
Şekil 8.34. [0°/60°/60°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.	67
Şekil 8.35. [0°/75°/75°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.	68
Şekil 8.36. [0°/75°/75°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.	68
Şekil 8.37. [0°/90°/90°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.	69

Şekil 8.38. [0°/90°/90°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.	69
Şekil 8.39. [0°/15°/15°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.	70
Şekil 8.40. [0°/15°/15°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.	70
Şekil 8.41. [0°/30°/30°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.	71
Şekil 8.42. [0°/30°/30°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.	71
Şekil 8.43. [0°/45°/45°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.	72
Şekil 8.44. [0°/45°/45°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.	72
Şekil 8.45. [0°/60°/60°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.	73
Şekil 8.46. [0°/60°/60°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.	73
Şekil 8.47. [0°/75°/75°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.	74
Şekil 8.48. [0°/75°/75°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.	74
Şekil 8.49. [0°/90°/90°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.	75
Şekil 8.50. [0°/90°/90°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.	75
Şekil 8.51. [0°/15°/15°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.	76
Şekil 8.52. [0°/15°/15°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.	76
Şekil 8.53. [0°/30°/30°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.	77

Şekil 8.54. [0°/30°/30°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.	77
Şekil 8.55. [0°/45°/45°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.	78
Şekil 8.56. [0°/45°/45°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.	78
Şekil 8.57. [0°/60°/60°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.	79
Şekil 8.58. [0°/60°/60°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.	79
Şekil 8.59. [0°/75°/75°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.	80
Şekil 8.60. [0°/75°/75°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.	80
Şekil 8.61. [0°/90°/90°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.	81
Şekil 8.62. [0°/90°/90°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.	81
Şekil 9.1. ANSYS paket programı sonlu eleman modeli	82
Şekil 9.2. Kompozit levha ve yapıştırıcı arayüzey ayrılması ve çatlak ucu.	83
Şekil 9.3. [0°/15°/15°/0°] -1. Numune için kompozit levha ve yapıştırıcı arayüzey ayrılması (mm).	84
Şekil 9.4. [0°/15°/15°/0°] -1. Numune için kompozit levha ve yapıştırıcı arayüzeylerinde gerilme yoğunlaşması a)genel görünüm, b) kompozit arayüzeyi c)yapıştırıcı arayüzeyi (MPa).	85
Şekil 10.1. Sayısal ve deneysel kırılma tokluğu sonuçlarının karşılaştırılması.	87
Şekil 10.2. Levha genişliği boyunca sayısal kırılma tokluğunun farklı fiber oryantasyon açıları için değişimi.	88
Şekil 10.3. [0°/60°/60°/0°] -1. Numune için kompozit levha ve yapıştırıcı arayüzeylerinde gerilme yoğunlaşması a)genel görünüm, b) kompozit arayüzeyi c)yapıştırıcı arayüzeyi (MPa).	89

TABLULAR LİSTESİ

	<u>Sayfa No</u>
Tablo 6.1. Metalik ve kompozit malzemelerin birim ağırlık başına düşen elastisite modülleri.	31
Tablo 8.1. Tabakalı kompozit levhaların ve yapıştırıcının mekanik özellikleri	52
Tablo 8.2. Deneyde kullanılan numuneler ve özellikleri.	56
Tablo 10.1. Deneysel ve sayısal yük ve yer değiştirme değerleri.	86
Tablo 10.2. Deneysel ve sayısal kırılma tokluğu değerleri G_{IC} (kJ/m^2).	87

SEMBOLLER LİSTESİ

a	:Çatlak yarı boyu
b	:Kenar çatlak boyu
B	:Numune kalınlığı
C	:Kompliyans kat sayısı
E	:Malzemenin elastisite modülü
E/ρ	:Spesifik elastiklik modülü
F	: Dış etkilerle gerçekleştirilen iş
$f\left(\frac{a}{W}\right)$: Numune ve çatlak geometrisine bağlı boyutsuz bir parametre
G	:Enerji yayılım hızı
G_{IC}	:ModI için tokluk
G_{IIC}	:ModII için tokluk
G_{IIIC}	:ModIII için tokluk
G_c	:Kritik enerji yayılım hızı
J	:J integral
K	:Gerilme şiddet faktörü
K_I	:Mod I gerilme şiddet faktörü
K_{IC}	:Düzlem germe durumunda kırılma tokluğu
K_C	:Düzlem gerilme durumunda kırılma tokluğu
L	:Numune boyu
M	:M integral
Mod I	:Çekme (açılma) modu
Mod II	:Kayma modu
Mod III	:Makaslama modu
n	:Yatayda $\log(a)$ ve düşeyde $\log(C)$ için çizilecek olan grafikten elde edilen doğrusal eğim
n_j	: Γ' ya normal birim vektör
P_{kr}	:Kritik yük
P_Q	: K_Q hesabında kullanılacak yük
r	:Çatlak ucuna göre bir noktanın kordinatı
r_p	:Plastik zon boyutu

R	:Çatlak direnci
S_{ij}	:Ortotropik malzemeler için kompliyans katsayısı
U	: Çatlak içeren levhanın enerjisi
U_0	:Yüklenmiş fakat çatlak içermeyen levhanın elastik enerjisi (sabit)
U_a	:Çatlağın oluşmasıyla elastik şekil değiştirme enerjisindeki değişim
U_γ	:Çatlak yüzeyinin oluşmasıyla elastik yüzey enerjisindeki değişim
w	: Enerji değiştirme yoğunluğu
W	:Numune genişliği
ρ	:Çatlak ucu yarıçapı
σ	:Normal Gerilme
σ_c	:Kritik gerilme
σ_F	:Kırılma gerilmesi
σ_{max}	:Maksimum gerilme
σ_x	:x yönündeki gerilme
σ_y	:y yönündeki gerilme
τ_{xy}	:Kayma gerilmesi
ν	:Poisson oranı
γ_e	:Elastik yüzey enerjisi
γ_p	:Plastik deformasyon enerjisi
δ	:Levha eksenine boyunca çatlak açılma miktarı
λ	:Delaminasyon bölgesindeki tabakalar arası kayma miktarı
Γ	:Çatlak ucu bölgesini tanımlayan deneysel yörünge
Δ	:Düzeltilme faktörü
θ	:Çatlak ucuna göre bir noktanın konumunun açısal değeri
E_1	:Takviye doğrultusundaki elastisite modülü
E_2	:Takviye doğrultusuna dik doğrultudaki elastisite modülü
G_{12}	:Kayma modülü
X	:Çekme dayanımı
S	:Kayma dayanımı
$(E)_y$:Yapıştırıcının elastisite modülü
$(\nu)_y$:Yapıştırıcı poisson oranı

KISALTMALAR LİSTESİ

3ENF	:Three Point-End-Notched
CC	:Compliance Calibration
ÇAK	:Çift Ankastre Kiriş
DCB	:Double Centilever Beam
DCM	:Displacement Correlation Method
DEM	:Displacement Extrapolation Method
MBT	:Modified Beam Theory
MCC	:Modified Compliance Calibration
SOKM	:Sabit Oranlı Karışık Mod
UÇE	:Uçtan Çentikli Eğme
UYA	:Uçtan Yüklemeli Ayrılma
VCC	:Virtual Crack Closure

1. GİRİŞ

Kompozit malzemelerin kullanım alanları hafifliği, yüksek korozyon direnci, ağırlığına göre yüksek mukavemeti ve istenilen özellikte retilibilme Şartları nedeniyle uzay, havacılık, denizcilik ve iletişim sektöründe giderek yaygınlaŐmaktadır. Tabakalı kompozitler, aynı ya da farklı özelliklere sahip birden fazla kompozit tabakanın bir araya getirilmesi ile oluŐturulan malzemelerdir. Bu tür kompozit malzemerde her bir tabakanın değişik mekanik özelliklere sahip olması kompozit yapıda tasarıma uygun özelliklerin çıkarılmasında bir avantaj oluŐturur. Tabakalı kompozit malzemeler, aynı anda hem elektrik, ısı vb. bir tür yalıtıma hem de yüksek korozyon direncine sahip olabilir.

Kompozit levhalar malzemedeki beklenen mekanik özelliklere göre farklı açılarda tabakalandırılmaktadır. Ancak bu durumda tabakaların eğilme rijitlikleri farklılık gösterir. Meydana gelebilecek yeterli derecedeki küçük ani yük artıŐları tabakalar arasında çatlakların oluşmasına ve büyümesine neden olur. Bu hasar tipi delaminasyon olarak adlandırılır. Delaminasyonun oluŐmasının en önemli sebebi; eğilme kaynaklı gerilmeler ve tabakalar arasında meydana gelen farklı eğilme rijitlikleridir. Kompozit malzemelerden beklenen yüksek nitelikli mekanik davranış özelliklerini düŐüren ve ciddi bir hasar tipi olan delaminasyonu engellemek için hasar toleransı analizlerinde tabakalar arası kırılma tokluğuna ihtiyaç duyulur. Tabakalar arası kırılma tokluğu; kompozitteki delaminasyonun yük altında ilerlemesini engellemek için gösterdiği direnç ile ölçülür ve kritik Şekil değiştirme enerjisi yayılım hızı (G_C - Critical Strain Energy Release Rate) ile tanımlanır. Delaminasyon için kırılma mekaniğinde Mod I kırılması en önemli hasar olarak kabul edilir ve bu durumda kırılma tokluğu G_{IC} olarak tanımlanır. Mod I tabakalar arası kırılma tokluğu (G_{IC}) değerleri genellikle DCB (Double Cantilever Beam - ift Ankastre Kiriş, AK) testi ile ölçülür [1-4].

G_C ; matris tokluğu/gevrekliği, fiber hacim oranı/oryantasyonu, kompozit üretim ve deney şartları ile değişir. Bu değişim, literatürde çeşitli araştırmacılar tarafından farklı metotları ile incelenmiştir. Gordnian ve diğ.[5] tabakalı kompozit DCB numunesinde enerji yayılım hızını komplikasyon denklemini kullanarak analitik olarak hesaplamış ve kompozitin yapışma dayanımını bulmuşlardır. $[0^\circ]_6$, $[\pm 30^\circ]_5$, $[\pm 45^\circ]$ tabaka dizilimi için yaptıkları çalışmada analitik sonuçların literatürdeki deneysel sonuçlar ile uyumlu olduğunu göstermişlerdir. Fiber açısının artırılmasının kırılma tokluğunu azalttığını; 0° , $+45^\circ/-45^\circ$, $+60^\circ/-60^\circ$ ve 90° fiber oryantasyonları için deneysel olarak elde etmişlerdir. Bonhomme ve diğ.[7] tek yönlü AS4/8552 karbon/epoksi tabakalı kompozit levhaların kırılma tokluğunu VCC (Virtual Crack Closure) tekniği ve TSEM (Two-Step Extension Method) ile sayısal olarak hesaplanmıştır. Sonuçların DCB testi ile uyumlu olduğunu göstermişlerdir. Simetrik dizilimli dokuma cam fiber/polyester tabakalı kompozitlerin kırılma tokluğu ve kurluşme basıncının etkisi Beng ve diğ.[8] tarafından araştırılmıştır. Çalışmada; Mod I kritik tabakalar arası kırılma tokluğunun (G_{IC}) basıncın artması ile değişmediğini ancak kritik yük değerinden sonra çatlak ilerlemesi için gerekli kırılma tokluğunun basıncın artmasıyla azaldığını görmüşlerdir. Dokuma cam fiber/epoksi kompozitlerin kırılma tokluğu üzerinde poliüretan takviyesinin etkisini Sampath ve diğ.[9] incelemiştir. Belirli bir limit değerine kadar (%17) poliüretan artışının kompozitin çekme, eğilim ve darbe dayanımı ile birlikte kırılma tokluğunu da arttırdığı tespit edilmiştir. Hug ve diğ.[10] tek yönlü karbon fiber takviyeli/epoksi T300/914 kompozitlerin kırılma tokluğu üzerinde yükleme hızının etkilerini araştırmışlardır. 0.1 mm/dak değerine kadar hızın Mod I kırılma tokluğu üzerinde çok fazla etkili olmadığı belirlenmiştir.

Uçak gövde ve kanatlarında, iletişim uydusu, gemi gövdesi vb. yapılarda kullanılan kompozitlerdeki tabakalar arası delaminasyon hasarları lokal tamirler ile giderilir. Kompozit malzemelerde meydana gelen hasarların tamirinde, gerilme yığılmalarını giderdiği, korozyona karşı dayanıklı ve yorulma ömrü uzun olduğu için yapıstırıcı tercih edilmektedir [11]. Kompozit malzemelerin üretim tekniği nedeniyle yapının yeniden tasarlanması yüksek maliyet doğuracağı için böyle bir yöntemin kullanılması ekonomiklik ve zaman açısından daha verimlidir.

Ayrıca perçin, cıvata vb. geleneksel birleştirme yöntemlerine göre uygulamadaki kolaylığı, düşük maliyeti ve hafifliğinden dolayı kompozit malzemelerin birleştirilmesinde de yapıştırma bağlantılarının kullanımı yaygınlaşmıştır. Hafifliğin, rijitliğin ve güvenirliliğin önemli olduğu hava taşımacılığında yapıştırma bağlantısı önemli oranda kullanılmaktadır [12]. Yapıştırma bağlantılarının güvenli ve verimli bir şekilde tasarımı; doğru malzeme modelleri ve hasar kriterlerinin kullanımına bağlıdır. Bu noktada kompozit tabakaların birleştirilmesi veya tamir edilmesinden sonra oluşacak yeni yapıda kompozit tabaka ile yapıştırıcı ara yüzeyindeki kırılma tokluğunun tespiti büyük önem taşır. Ashcroft ve diğ. [13] yapıştırıcı ile birleştirilmiş karbon fiber takviyeli kompozitlerde ara yüzey kırılma tokluğunu ve çatlak ilerleme mekanizmasını -50, 22 ve 90 C° 'de deneysel olarak araştırmıştır. Melcher ve Johnson [14] tarafından yapıştırıcı ile birleştirilmiş kompozitlerde Mod I kırılma tokluğu -196 ve 27 C° çalışma sıcaklığı için araştırılmıştır. Yapıştırıcı olarak AF-191 M film kullanılmıştır. Kim ve Lee [15] anizotrop/izotrop malzemelerde yapışma ara yüzeyinde yük taşıma kapasitesini araştırmıştır. Çalışmada yapıştırma ara yüzeyinde sürtünmeli temas şartını taşıyan çatlak kabulü ile asimptotik çözüm sunulmuştur. Kompozit/çelik yapışma dayanımı, ara yüzey kırılma tokluğu ile ölçülmüştür. Turgut ve Sancaktar [16] fiber/matriks ara yüzeyi yapıştırmasında kür süresi ve yükleme şartlarının etkisi araştırılmıştır.

Fiber takviyeli tabakalı kompozitlerin en önemli özellikleri istenilen oryantasyon acısında ayrıca istenilen tabaka sayısı ve diziliminde üretilebilmelidir. Böylelikle malzemenin kullanıldığı yere göre mekanik özellikleri de belirlenmiş olur. Yapılan araştırmalar tabakalar arası kırılma tokluğu üzerinde fiber takviye açısının belirli oranda etkili olduğunu göstermiştir [5, 6, 17, 18].

Kompozit malzemenin birleştirilmesinde ve tamirinde çözülebilir bağlantı yerine yapıştırıcı ile birleştirme tekniği sıklıkla kullanılmaktadır. Bu birleştirmede kompozit ile yapıştırıcı arayüzey özelliklerinin doğru bilinmesi gerekir. Ayrıca kompozit levhalar, malzemedeki beklenen mekanik özelliklere göre farklı açılarda tabakalandırılırlar. Bu durumda tabakaların eğilme rijitlikleri değişir. Böylece aşırı yüklemelerde yapışma yüzeyinde hasar meydana gelme riski artar. Dolayısıyla hasar oluşumunu anlamak için kritik yük değerinin belirlenmesi yani kompozit ile yapıştırıcı arayüzey kırılma tokluğunun bilinmesi gerekir.

Bu çalışmada da farklı fiber takviye açıları ve simetrik/antisimetrik tabaka dizilimleri için tabakalı kompozitlerde yapışma ara yüzeyi kırılma tokluğu araştırılmıştır. Literatürden farklı olarak bu çalışmada yapıştırıcı ile birleştirilmiş kompozitlerin kırılma tokluğu üzerine fiber oryantasyon açısının etkisi incelenmiştir. Araştırmada kompozit levhalar dört tabakalı olup, tabaka dizilimleri $[0^\circ/\theta^\circ/\theta^\circ/0^\circ]$ dir. Burada θ° fiber oryantasyon açısı olarak belirlenmiştir. Sonuçta fiber oryantasyon açısının değişiminin yapıştırma arayüzeyi kırılma tokluğu üzerine etkisi bulunmuştur. Aynı fiber oryantasyon açısına sahip kompozit levhalar yapıştırıcı kullanılarak birleştirilmiştir. Daha sonra numuneler DCB testine tabi tutulmuştur.

Deneyssel olarak elde edilen ve çatlak ilerlemesi başlangıcını sağlayan kritik yük- yer değiştirme değerleri kullanılarak her bir fiber açısı ve tabaka dizilimi için de sayısal kırılma tokluğu hesaplanmıştır. DCB testi için deneysel numune modeli ANSYS sonlu elemanlar paket programı kullanılarak yapılmıştır. Sayısal çözüm için programa kompozit malzemelerin mekanik özellikleri ve yapıştırıcının mekanik özellikleri ayrıca girilmiştir. Çözüm için VCC tekniği üç boyutlu modele uygulanmıştır.

2. KIRILMA MEKANİĞİ

Tüm mühendislik malzemeleri, mikroskobik boyutlarda dahi olsa, çatlak içerirler. Malzemelerin kullanım süresince bu çatlaklar ilerler, birbirleriyle birleşirler ve gözle görülebilecek boyutlara ulaşırlar. Yapıların güvenilirliğinin sağlanabilmesi için, çatlakların ne durumda ve ne zaman büyüyeceğinin, ilerleyeceğinin ve kritik boyutlara ulaşacağıının incelenmesi gerekir. Bunlar, kırılma mekaniğinin temel konularıdır.

Kırılma mekaniği esasen şu temel soruların cevaplandırılmasına yardımcı olur.

- Malzemede kullanım süresince çatlak boyu büyüyecek mi?
- Bir çatlağı ilerletmek için gerekli eşik değer enerjisi nedir?
- Kritik çatlak uzunluğu nedir?
- Çatlak, kritik uzunluğa ne kadar sonra ulaşır?
- Çatlak yavaş ve kararlı bir şekilde mi, yoksa hızlı ve kararsız bir şekilde mi ilerleyecek?
- Çatlak kararlı ve yavaş bir şekilde oluşacaksa, hangi hızda oluşacak?

2.1 Kırılma Çeşitleri

Katı bir cismin gerilmeler altında iki veya daha çok parçaya ayrılması olayı kırılma olarak adlandırılır ve genellikle gevrek ve sünek olarak ikiye ayrılır.

Sünek kırılma, çatlağın oluşması ve büyümesinde önemli ölçüde kalıcı şekil değiştirmenin görüldüğü kırılma türüdür. Çatlak, boşlukların oluşması ve birleşmesiyle meydana gelir ve yavaş yavaş ilerler. Kırılma yüzeyi mat ve lifli bir görünümdedir.

Gevrek kırılmada ise çatlak büyük bir hızla ilerler ve kalıcı şekil değişimi önemsiz düzeyde olur. Ayrılmalar çok taneli bir yapıda her tanenin en düşük kohezyon dayanımlı kristallografik düzleminde oluşur ve kırılma yüzeyi parlak ve taneli bir görünümdedir. Gevrek kırılmanın diğer bir türü de taneler arası kırılmadır ve tane sınırlarının kırılğan bir yapıda olması halinde görülür.

Yapısal açıdan gevrek olarak tanınan malzemelerin yanında, klasik çekme deneyinden bilinen malzemelerde de gevrek kırılma görülebilir. Gevrek kırılmanın oluşmasına neden olabilecek faktörler arasında aşağıdaki hususlar sıralanabilir.

- Çok eksenli gerilme durumları (çentik)
- Hızlı zorlamalar (darbe)
- Düşük sıcaklıklar

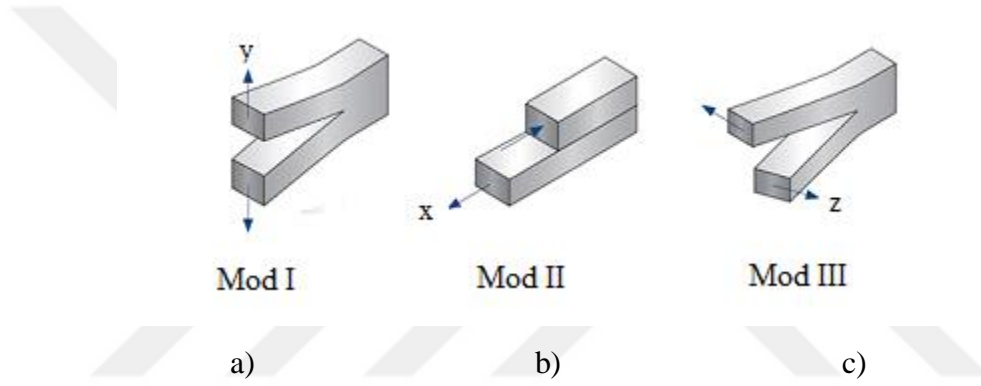
Gevrek kırılmalar önceden farkına varılmasına imkan olmadan ve büyük bir hızla oluştuğundan en tehlikeli kırılma türüdür. Geçmişte bu nedenle ortaya çıkan hasarların çoğu bir facia ile sonuçlanmıştır, ancak o yıllarda bu olaylar mühendislik tasarım hatası olarak görülmüştür. Daha sonra malzemelerin gevrek kırılma davranışlarının pek iyi bilinmediği fark edilerek, konuya büyük önem verilmiştir ve XX. yüzyılın ikinci yarısında *Kırılma Mekaniği* olarak adlandırılan yeni bir bilim dalı geliştirilmiştir.



3. LİNEER ELASTİK KIRILMA MEKANİĞİ

3.1. Elastik Gerilme Alanı

Malzemelerde bulunan mevcut çatlaklar yükleme durumuna bağlı olarak üç şekilde ilerleyebilmektedir. Bu çatlak ilerleme şekilleri; Çekme (açılma) modu (Mod I); düzlem içi kayma modu (Mod II); düzlem dışı kayma (makaslama) modu (Mod III) olmak üzere sınıflandırılmaktadır. En sık rastlanan ve en çok hasara neden olan çatlak ilerleme modunun çekme (açılma) modu (Mod I) olması nedeniyle çatlak ile ilgili matematiksel denklemler ve mekanik incelemelerde Mod I oldukça önemlidir. Şekil 3.1’de yüklemenin üç modu görülmektedir[15].



Şekil 3.1. Yüklemenin a) Çekme (açılma) modu (Mod I) b) Düzlem içi kayma modu (Mod II) ve c) Düzlem dışı (makaslama) modu (Mod III).

3.1.1. Çatlak Açılma Deformasyon Tipi (Mod I)

Mod I deformasyon tipinde, gerilmenin normal bileşeni, çatlak yüzeyine dik olarak y eksenini doğrultusunda etki etmektedir. Açılma deformasyon türü bunlar içerisinde en önemlisi olup, bu sebeple en çok bu kırılma şekli incelenmiştir.

3.1.2 Çatlak Kayma Deformasyon Tipi (Mod II)

Mod II deformasyon tipinde, gerilmenin kayma bileşeni, çatlağa x eksenini doğrultusunda etki etmektedir.

3.1.3 Çatlak Yırtılma Deformasyon Tipi (Mod III)

Mod III deformasyon tipinde, gerilmenin kayma bileşeni, çatlağa z eksenine doğrultusunda, çatlağın dip kenarına paralel olarak etki etmektedir. (Şekil 3.1.c).

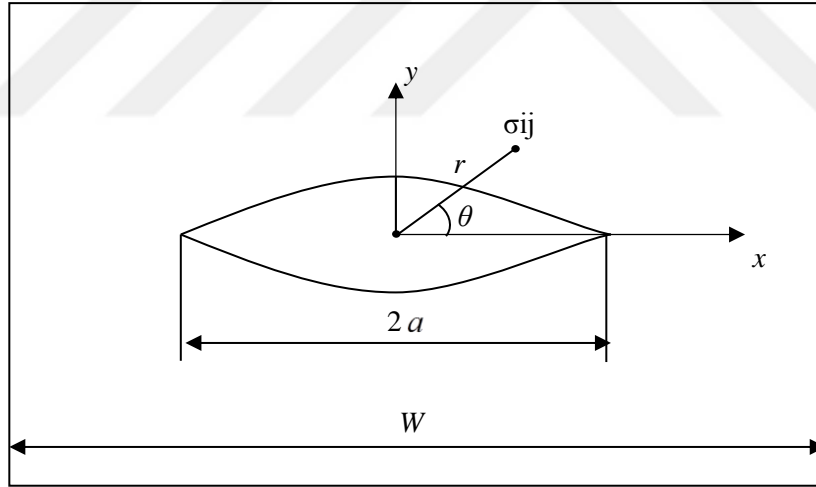
3.2 Gerilme Şiddet Faktörü

Gerilme şiddet faktörü K , çatlak ucu yakınındaki gerilme alanının durumunu tanımlayan temel bir değerdir. Çatlak ucu gerilme alanının elastik olması durumunda gerilme şiddet faktörü, malzemelerde çatlak ilerleyişi ile kırılma davranışları arasındaki ilişkiyi belirler.

Mod I hali için en genel haliyle bir çatlak civarındaki gerilmeler aşağıdaki gibi ifade edilebilir;

$$\sigma_{ij} = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} f(\theta) + \dots \quad (3.1)$$

Burada r ve θ , çatlak ucuna göre bir noktanın koordinatlarını göstermektedir (Şekil 3.2).



Şekil 3.2. Çatlak ucunda bir noktadaki gerilme.

K , elastik gerilme alanının büyüklüğünü gösteren bir sabittir. Boyutsal çözümler, K 'nin gerilmeyle doğrusal olarak, karakteristik bir uzunluğun da kareköküyle ilişkili olduğunu göstermiştir [6]. Bu karakteristik uzunluk, çatlak boyudur ve gerilme şiddet faktörü;

$$K = \sigma \sqrt{\pi a} \cdot f\left(\frac{a}{W}\right) \quad (3.2)$$

şeklinde verilir. Burada $f\left(\frac{a}{W}\right)$, numunenin ve çatlakın geometrilerine bağlı boyutsuz bir değişkendir. Pratikte en çok Mod I için verilir ve K_I olarak tanımlanır.

3.2.1 Mod I Elastik Gerilme Alanı Denklemleri

Elastik gerilme alanı denklemlerinin türetilmesi, oldukça uzun ve karmaşık bir dizi fonksiyonun çözümünü içermektedir. Şekil 3.3' deki gibi merkezinde bir çatlak bulunan, iki eksende yüklenmiş sonsuz bir levha için sınır şartları aşağıdaki gibi verilmektedir[15]:

- $-a < x < +a$ ve $y=0$ için $\sigma_y = 0$
- $x \rightarrow \pm \infty$ iken $\sigma_y \rightarrow \sigma_\infty$
- Çatlak bir gerilme arttırıcı (yoğunlaştırıcı) olduğundan, çatlak ucundaki gerilme sonsuzdur. $x = \pm a$ iken $\sigma_y \rightarrow \infty$.

Elastik gerilme alanı denklemleri yukarıdaki sınır şartları için;

$$\sigma_x = \frac{\sigma\sqrt{\pi a}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right)$$

$$\sigma_y = \frac{\sigma\sqrt{\pi a}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) \quad (3.3)$$

$$\tau_{xy} = \frac{\sigma\sqrt{\pi a}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2}$$

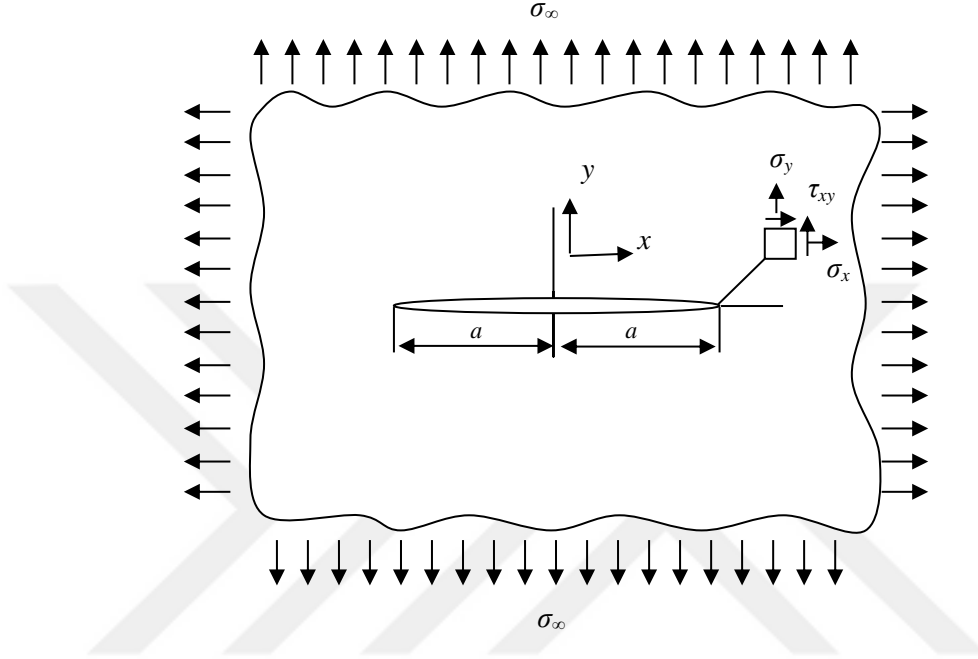
şeklindeki formüller ile ifade edilir. Bu denklemlerdeki σ_x , x yönündeki, σ_y , y yönündeki ve τ_{xy} ise kayma gerilmelerini belirtir.

Bu eşitlikler gösteriyorki $r = 0$ çatlak ucunda bütün gerilmeler sonsuza gider ve gerilmeler; $\frac{1}{\sqrt{2\pi r}} f(\theta)$ geometrik pozisyonu ile $\sigma\sqrt{\pi a}$ faktörünün çarpımına eşittir. Burada; $\sigma\sqrt{\pi a}$, uygulanan gerilme ve ilk çatlak boyunun basit bir fonksiyonudur ve

gerilme şiddet faktörüne (K) eşittir. Böylece en genel hali ile gerilme şiddet faktörü; eksenine dik yüklenmiş $2a$ uzunluğunda çatlakla sahip sonsuz genişlikteki bir numune için;

$$K = \sigma\sqrt{\pi a} \quad (3.4)$$

şeklinde yazılabilir.

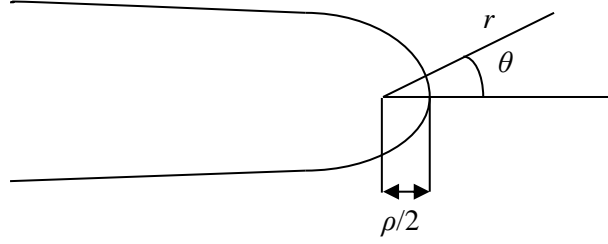


Şekil 3.3. İnce bir çatlak içeren iki eksenle yüklenmiş sonsuz levha.

Bu çözüm sadece yarık şeklinde, sıfır çatlak ucu yarıçapı için geçerlidir. Sonlu yarıçapa sahip çatlaklar için denklemler, çatlak ucu koordinatı, çatlak ucu yarıçapının yarısı kadar kaydırarak elde edilmiştir (Şekil 3.4), (3.4) eşitliği yardımıyla [15]:

$$\begin{aligned} \sigma_x &= \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) - \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \left(\frac{\rho}{2r} \right) \cos \frac{3\theta}{2} \\ \sigma_y &= \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right) + \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \left(\frac{\rho}{2r} \right) \cos \frac{3\theta}{2} \\ \tau_{xy} &= \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} - \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \left(\frac{\rho}{2r} \right) \sin \frac{3\theta}{2} \end{aligned} \quad (3.5)$$

şeklinde ifade edilir. Bu çözüme göre, r çatlak ucunda sonlu olduğundan ($r=\rho/2$) gerilmelerde sonludur.



Şekil 3.4. Sonlu yarıçapa sahip bir çatlak[15].

Bu çözüme göre, r çatlak ucunda sonlu olduğundan ($r = \rho/2$) gerilmeler de sonludur.

3.2.2 Mod II Elastik Gerilme Alanı Denklemleri

Mod II yükleme durumu için K_{II} gerilme şiddet faktörü;

$$K_{II} = \tau \sqrt{\pi a} \quad (3.6)$$

olarak tanımlanır. Çatlak ucundan r mesafe uzaklıktaki bir noktadaki normal ve kayma gerilme denklemleri ise aşağıdaki gibidir.

$$\sigma_x = -\frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \left(2 + \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \right)$$

$$\sigma_y = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2} \left(\cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{3\theta}{2} \right) \quad (3.7)$$

$$\tau_{xy} = \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \left(1 - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{3\theta}{2} \right)$$

3.2.3 Mod III Elastik Gerilme Alanı Denklemleri

Mod III yükleme durumunda ise gerilme şiddet faktörü Mod II' ye benzer olarak;

$$K_{III} = \tau \sqrt{\pi a} \quad (3.8)$$

şeklinde yazılır. Çatlak ucu bölgesindeki kayma gerilmeleri ise;

$$\tau_{xz} = -\frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \sin \frac{\theta}{2}$$

$$\tau_{yz} = -\frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} \quad (3.9)$$

olarak tanımlanır.

3.3. Sonlu Numuneler

Sonlu genişliğe sahip numunelerin ölçüleri, çatlak ucu gerilme alanına etki etmektedir. Dolayısıyla, pratik problemlerde kullanılabilmesi için gerilme şiddet faktörünün modifiye edilmesi gerekir [14]. Modifiye edilmiş böyle bir ifade;

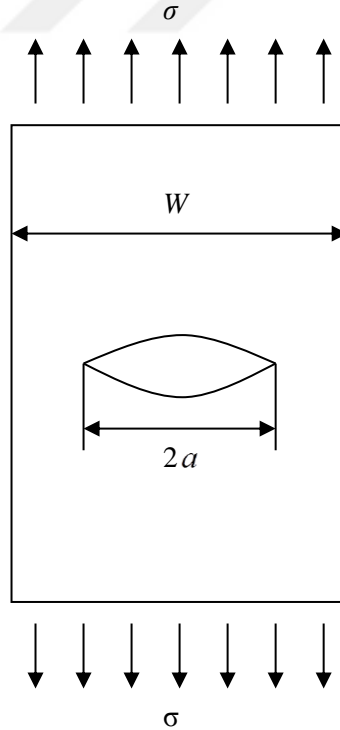
$$K_I = C\sigma\sqrt{\pi a}.f\left(\frac{a}{W}\right) \quad (3.10)$$

şeklinde verilebilir. Burada C ve $f(a/W)$, gerilme analizinden belirlenir.

Merkezinde çatlak bulunan bir numune için (Şekil 3.5);

$$K_I = \sigma\sqrt{\pi a}.\sqrt{\frac{W}{\pi a}\tan\left(\frac{\pi a}{W}\right)} \quad (3.11)$$

denklemini verilebilir. Bu çözümde hassasiyet $a/W \leq 0.25$ için %5'dir [15].



Şekil 3.5. Merkezinde çatlak bulunan sonlu genişlikteki numune.

$a/W \leq 0.35$ için %3 hassasiyet veren denklem;

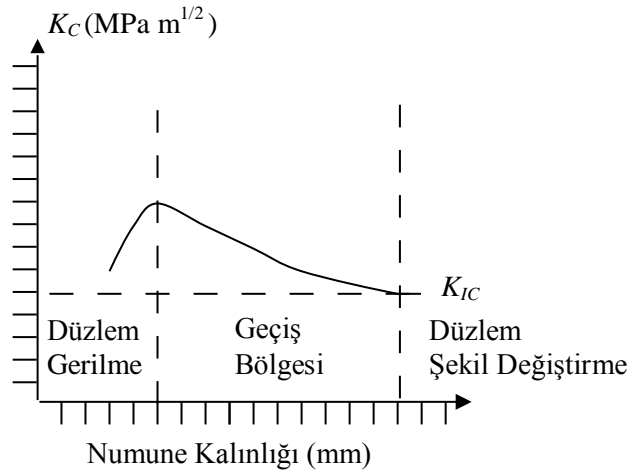
$$K_I = \sigma \sqrt{\pi a} \sqrt{\sec\left(\frac{\pi a}{W}\right)} \quad (3.12)$$

şeklindeyken daha yeni ve daha çok kullanılan çözüm (3.13) bağıntısıyla yazılabilir.

$$K_I = \sigma \sqrt{\pi a} \frac{1}{1 - \left(\frac{2a}{W}\right)^2} \quad (3.13)$$

3.4. Kırılma Tokluğu

Mod I gerilme şiddet faktörü belirli geometrideki herhangi bir malzeme için belirli bir gerilme değerinde sabittir, yani kırılma tokluğu bir malzeme özelliği değildir. Ancak her malzeme belirli bir kritik gerilme değerinde (σ_C veya σ_F) kırılır. Malzemenin kırıldığı bu kritik gerilme değerinde ölçülen gerilme yoğunluğu o malzemenin kırılma tokluğu değerini verir ve düzlem germe durumunda K_{IC} ile gösterilir. Kırılma tokluğunun büyüklüğünün birimi $\text{MPa m}^{1/2}$, dir. Bu kırılma tokluğu değeri sertlik, akma gerilmesi, elastisite modülü gibi bir malzeme özelliğidir. Kırılma tokluğu kullanılan hesaplama yöntemine bağlı bir sabit olmakla birlikte ortam sıcaklığına, yükleme hızına ve numune kalınlığına bağlı olarak değişebilir [15].



Şekil 3.6. Bir malzemede numune kalınlığının K_C 'ye etkisinin şematik olarak gösterilişi.

Dolayısıyla, düzlem şekil değiştirme şartları sağlandığında tüm formüllerdeki K_I değerleri, gerilme yerine σ_C koyularak K_{IC} olarak ifade edilir. Düzlem gerilme durumunda ise K_C olarak ifade edilir.

K_C 'nin numune kalınlığına bağlı olarak değişimi Şekil 3.6'de görülmektedir. Belirli bir numune kalınlığının altında, yani numunede düzlem gerilme durumu üstün olduğunda K_C sabit değildir ve numune kalınlığı ile değişim gösterir. Belirli bir kalınlığın üzerinde ise, yani düzlem şekil değiştirmenin üstün olduğu durumda, K_C sabit bir alt limite varır. Bu alt limit K_{IC} 'dir ve malzemenin *düzlem şekil değiştirme kırılma tokluğu* olarak adlandırılır.

Birçok yapı malzemesi, kırılırken tümüyle elastik bir davranış göstermez. Büyük sistemlerdeki kararsız çatlak ilerlemeleri çatlak ucundaki plastik deformasyonun sınırlı olması şartıyla küçük numuneler vasıtasıyla tanımlanabilir. Şekil 3.6' da görüldüğü gibi K_{IC} sabit bir minimum değer göstermektedir ve bu değer de bir malzeme özelliğidir.

4. ENERJİ DENGESİ

Kırılma olayı çok karmaşık bir süreçtir. Bu süreçte malzeme üzerinde oluşan makro ve mikro boşlukların veya çatlakların meydana gelişi ve çatlak ilerleyişleri, malzeme boyutları gibi tüm hususların bir arada göz önüne alınması gerekmektedir. Kırılma olayının tüm karmaşık mekanizmalarını tek başına değerlendiren genel bir teorinin bulunmaması nedeniyle lineer elastik kırılma mekaniğinde elastik gerilme alanı yaklaşımının yanı sıra enerji dengesi yaklaşımı da kullanılır.

4.1. Griffith Gevrek Kırılma Teorisi

Griffith, cam üzerinde yaptığı deneyler sonucu kırılma problemini şekil değiştirme enerjisi ve yüzey enerjisi cinsinden tanımlamıştır. *Griffith* teorisi keskin uçlu çatlak içeren elastik, gevrek malzemeler için geçerlidir. *Griffith* camın kırılma mukavemetini incelerken yaptığı çalışmalarda cam yüzeyinde bulunan ve gözle görünmeyen mikro çatlakların camın mukavemetini azalttığını saptamıştır.

Yüzeyinde veya içinde eliptik bir çatlak içeren malzemede (Şekil 4.1), çatlak ucunda yüksek gerilme yığılmaları meydana gelir. Çatlak ucundaki maksimum gerilme σ_{\max} , ortalama σ_0 gerilmesinden çok daha büyüktür. σ_{\max} aşağıdaki bağıntı ile hesaplanabilir:

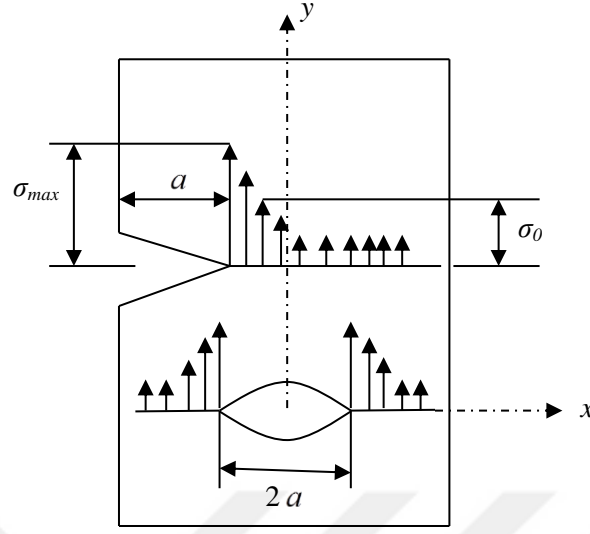
$$\sigma_{\max} = 2\sigma_0 \sqrt{\frac{a}{\rho}} \quad (4.1)$$

Burada a iç çatlağın yarı boyu ve ρ çatlak ucu eğrilik yarıçapıdır.

Griffith'in önerdiği teoriye göre, gerilmelerin çatlak civarında oluşturacağı elastik enerji, yeni oluşacak çatlak yüzeylerinin yüzey enerjisine eşit olunca çatlak ilerlemeye başlar. Birim kalınlıkta ve sonsuz genişlikte bir levha için bu koşulu sağlayan gerilmenin;

$$\sigma = \sqrt{\frac{2\gamma_e E}{\pi a}} \quad (4.2)$$

olduğu gösterilmiştir. Burada a ; çatlak yarı boyu, E ; malzemenin elastisite modülü ve γ_e ; elastik yüzey enerjisidir.



Şekil 4.1. Bir çentik ve çatlak ucunda gerilme yığılması.

Griffith'in çatlak ilerlemesi için ileri sürdüğü bu enerji yaklaşımı tüm gevrek malzemeler için oldukça iyi sonuçlar verir. Bu tür malzemelerin kırılmasına elastik kırılma denir. Ancak görünüşte gevrek olarak kırılan kristal malzemelerde de çoğunlukla kırılma yüzeyi civarında bir miktar yerel plastik deformasyonu oluşur. Bu tür malzemelerde yeni çatlak yüzeyi oluşması için gerekli enerjinin yanı sıra çatlak etrafında doğacak plastik şekil değiştirme enerjisini de hesaba katılmak gerekmektedir. *Irwin* ve *Orowan*'ın γ_e elastik yüzey enerjisi yanı sıra γ_p plastik deformasyon enerjisini de göz önüne almaları sonucu *Griffith* teorisinin gerçek malzeme davranışlarına daha çok yakınlığı görülmüştür.

4.2 *Griffith* Enerji Dengesi Yaklaşımı

Griffith'in enerji dengesi yaklaşımı prensibine göre bir çatlak sisteminde küçük bir değişim sırasında değişen tüm enerji terimleri hesaba katılarak çatlak uzaması için gerilme koşullarını tanımlayan bir temel başlangıç denklemi yazılmaktadır. Denklem çatlak sistemlerinin dengede veya dinamik, karalı veya karasız gibi sınıflandırılmalarını sağlar. Sabit yer değiştirme durumunda elastik, sonsuz yüklenmiş birim kalınlıkta ve kalınlığı boyunca bir çatlak içeren levhanın enerji içeriği (U) aşağıda belirtilen denklemle ifade edilir.

$$U=U_0+U_a+U_\gamma-F \quad (4.3)$$

Denklemdede;

U_0 : Yüklendi fakat çatlak içermeyen levhanın elastik enerjisi (sabit),

U_a : Levhada çatlak oluşmasıyla elastik şekil değiştirme enerjisindeki değişim,

U_y : Çatlak yüzeyinin oluşmasıyla elastik yüzey enerjisindeki değişim,

F : Dış etkilerle gerçekleştirilen iş; Bu ifade denklemden çıkarılır, çünkü levhanın iç potansiyel enerjisinin bir parçası değildir [15].

Griffith, şekil değiştirme enerjisindeki değişimi *Inglis*'in çözümünden yararlanarak, birim kalınlık için U_a 'nın mutlak değerinin;

$$|U_a| = \frac{\pi \sigma^2 a^2}{E} \quad (4.4)$$

şeklinde olduğunu göstermiştir.

Birim alan için malzemenin elastik yüzey enerjisi (γ_e) ile çatlak yeni yüzey alanının çarpımı elastik yüzey enerjisindeki değişimi (U_y) verir.

$$U_y = 2(2 a \gamma_e) \quad (4.5)$$

Levhaya dış etkiler tarafından bir iş yapıldığı durumda (sabit çene durumu; deneyin gerçekleştirildiği test cihazında numuneyi tutan çeneler hareketsizdir) $F=0$ olur ve levhada çatlak oluşmasıyla elastik enerjideki (U_a) değişim negatiftir. Yani elastik şekil değiştirme enerjisinde azalma vardır çünkü levhanın katılığı azalır ve sabit çenelerce uygulanmış olan yük düşer. Sonuç olarak çatlak içeren levhanın toplam enerjisi;

$$U = U_0 + U_a + U_y \quad (4.6)$$

$$U = U_0 = \frac{\pi \sigma^2 a^2}{E} + 4a\gamma_e \quad (4.7)$$

olur. Burada U_0 sabit olduğundan $dU_0 / da = 0$ 'dır. Böylece çatlak ilerlemesi için denge durumu dU/da sifira eşitlenerek bulunur.

$$\frac{d}{da} \left(-\frac{\pi\sigma^2 a^2}{E} + 4a\gamma_e \right) = 0 \quad (4.8)$$

Denge koşullarından $\frac{2\pi\sigma^2 a^2}{E} = 4\gamma_e$ yazılırsa

$$\sigma\sqrt{a} = \sqrt{\frac{2E\gamma_e}{\pi}} \quad (4.9)$$

elde edilir. Bu denklem ideal gevrek malzemelerde çatlak ilerlemesinin, uygulanan gerilmeyle çatlak boyunun kareköküne ve malzeme özelliklerine bağlı olduğunu gösterir. E ve γ_e , malzeme özellikleri olduğundan, ideal gevrek bir malzeme için eşitliğin sağ tarafı sabit bir değere eşittir. Sonuç olarak bu eşitlikten, bu tür malzemelerde çatlak ilerlemesinin, $\sigma\sqrt{a}$ çarpımının kritik bir değere ulaşmasıyla oluşacağı ortaya çıkar.

4.3 Griffith Teorisine Irwin'ın Yaptığı Değişiklik

(4.9) bağıntısı;

$$\frac{\pi\sigma^2 a}{E} = 2\gamma_e \quad (4.10)$$

şeklinde yeniden yazılabilir. Enerji yayılım hızı kavramı *Irwin* tarafından ileri sürülmüştür. Enerji yayılım hızı çok küçük bir çatlak uzaması için gerekli birim çatlak alanı başına, elastik potansiyel enerjiyi temsil eder. Bu eşitliğin sol tarafı, enerji yayılım hızı (G) olarak tanımlanır. Eşitliğin sağ tarafı ise çatlak direnci (R) olarak tanımlanır. Çatlak direnci çok küçük bir çatlak ilerleyişiyle oluşan yüzey enerjisi artışını temsil eder. O halde lineer elastik bir malzemelerde kararsız çatlak büyümesinin oluşması için en azından enerji yayılım hızının çatlak direncine eşit olması gerekir. Çatlak direnci (R) sabit olduğundan enerji yayılım hızı (G), G_c gibi kritik bir değeri aşmalıdır. Böylece kırılma;

$$\frac{\pi\sigma^2 a}{E} \geq \frac{\pi\sigma_c^2 a}{E} = G = R \quad (4.11)$$

olduğunda gerçekleşir. Kritik G_C değerini hesaplamak için, $2a$ uzunluğunda bir çatlğa sahip bir levhayı kırmak için gerekli σ_C gerilmesinin ölçülmesi gerekir.

İdeal gevrek malzemeler için *Griffith* tarafından ileri sürülen bu teori daha sonra *Irwin* tarafından da değerlendirilmiş ve hem gevrek hem de plastik deformasyon gösteren metallere de uygulanabileceği önerilmiştir. *Irwin*'e göre, malzemenin çatlak ilerleyişine karşı gösterdiği direnç, elastik yüzey enerjisi (γ_e) ve plastik şekil değiştirme işinin (γ_p) toplamı olarak ele alınmalıdır.

Sonuç olarak eşitlik;

$$\frac{\pi\sigma^2 a}{E} = 2(\gamma_e + \gamma_p) \quad (4.12)$$

şekline dönüşür. Diğer malzemelere kıyasla sünek malzemeler için $\gamma_p \gg \gamma_e$ 'dir, yani çatlak direnci (R), neredeyse tümüyle plastik enerjidir ve yüzey enerjisi ihmal edilebilir durumdadır.

4.4 Enerji Yayınım Hızı ve Gerilme Şiddet Faktörü Arasındaki İlişki

Enerji yayınım hızı düzlem gerilme hali için,

$$G = \frac{K_I^2}{E} \quad (4.13)$$

Şeklinde, düzlem şekil değiştirme hali için ise

$$G = (1 - \nu^2) \frac{K_I^2}{E} \quad (4.14)$$

şeklinde verilir. Burada K_I (3.4) bağıntısı daha önceden verilmişti. Aynı şekilde kritik gerilme durumu için:

$$G_C = \frac{K_C^2}{E} \quad (\text{düzlem gerilme}) \quad (4.15)$$

$$G_C = (1-\nu^2) \frac{K_C^2}{E} \quad (\text{düzlem şekil değiştirme}) \quad (4.16)$$

yazılabilir.

Böylece kırılma için kriter;

$$\sigma\sqrt{\pi a} \leq K_C \quad (4.17)$$

olur. Düzlem şekil değiştirme için G_{IC} ve K_{IC} ifadeleri kullanılır.

Bu denkleme göre çatlak ilerleyişi, $\sigma\sqrt{\pi a}$ çarpımının kritik bir değere ulaşması sonucu oluşur. Bu sabit değer, deneysel olarak bir malzemenin kırılma gerilmesi ölçülerek saptanabilir. Mod I için bu, kritik gerilme şiddet faktörü K_{IC} 'dir.

4.5 Kırılma Mukavemeti

Elastik ilişkiler kullanarak bir malzemenin kırılma mukavemeti (σ_F) çatlak ucu plastik bölgenin çok küçük olması şartıyla aşağıdaki gibi hesaplanabilir.

$$\sigma_F = \sqrt{\frac{EG_{IC}}{\pi a(1-\nu^2)}} = \frac{K_{IC}}{\sqrt{\pi a}} \quad (4.18)$$

Düzlem gerilme durumunda $(1-\nu^2)$ çarpımı kullanılmaz ve bu durumda malzemenin tokluğuda G_C şeklinde belirtilir.

5. LİNEER ELASTİK KIRILMA MEKANİĞİ TESTİ

5.1 Metalik Malzemelerin Düzlem Şekil Değişirme Kırılma Tokluğu Standart Test Metodu

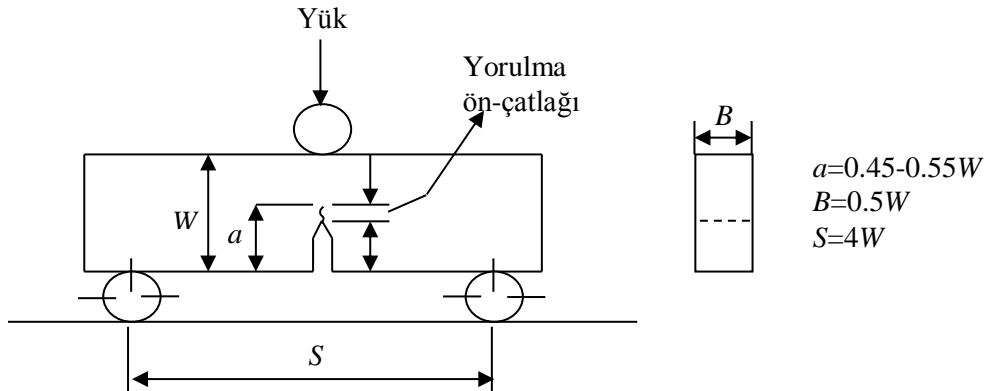
Kırılma tokluğu test metodu *American Society for Testing and Materials (ASTM)* tarafından standartlaştırılmıştır. Bu test metodu ile çentikli ve yorulma ön-çatlağı açılmış numuneler standart çekme cihazları ile test edilir. Statik kırılma tokluğu deneylerinde ençok kullanılan numuneler kompak çekme (KÇ), üç nokta eğme (ÜNE), C-şeklinde ve disk şeklindedir.

Kırılma tokluğu testi işlemi birkaç basamağı içerir. Bunlar;

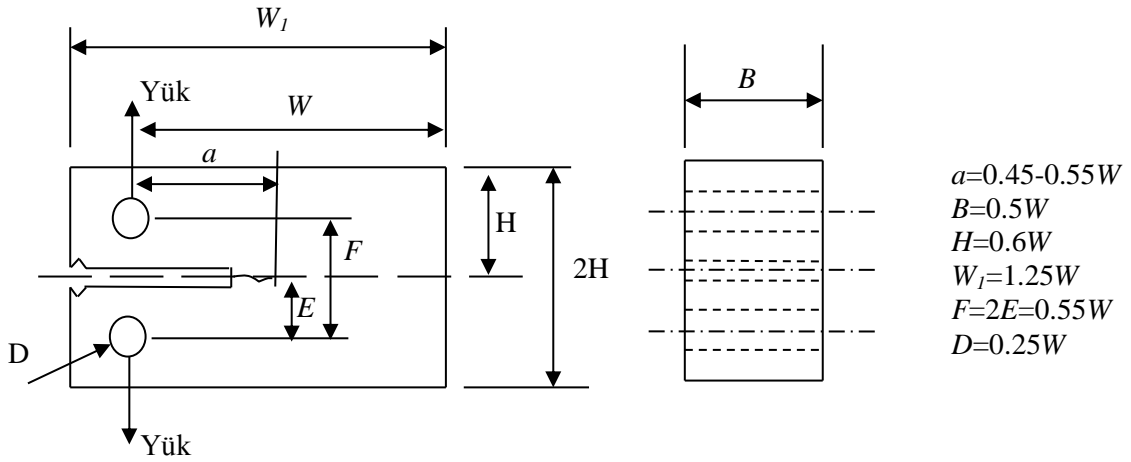
- Numune şeklinin belirlenmesi,
- Numunenin kritik boyutlarının belirlenmesi,
- Numunenin işlenerek deney standartlarına getirilmesi,
- Yorulma ön-çatlağının açılması,
- Testin gerçekleştirilmesi,
- Yük-çatlak açılması grafiğinin analiz edilmesi,
- Şartlı K_{IC} (K_Q) değerinin hesaplanması,
- K_{IC} 'nin geçerliğinin kontrol edilmesi.

5.2 Numuneler ve Boyutları

Şekil 5.1 ve 5.2'de, *ASTM* tarafından önerilen üç nokta eğme ve kompak çekme numunelerinin geometrileri verilmiştir [15].



Şekil 5.1. Üç nokta eğme standart numunesi.



Şekil 5.2. Kompak çekme standart numunesi.

Kompak çekme numunesinde gerilme şiddet faktörü (K_Q) değeri aşağıdaki formülden hesaplanır:

$$K_Q = \frac{P_Q}{BW^{\frac{1}{2}}} \times f\left(\frac{a}{W}\right) \quad (5.1)$$

$$f\left(\frac{a}{W}\right) = \frac{\left(2 + \frac{a}{W}\right) \left[0.886 + 4.64 \frac{a}{W} - 13.32 \frac{a^2}{W^2} + 14.72 \frac{a^3}{W^3} - 5.6 \frac{a^4}{W^4}\right]}{\left(1 - \frac{a}{W}\right)^{\frac{3}{2}}} \quad (5.2)$$

Üç nokta eğme (ÜNE) numunesi için de gerilme şiddet faktörü aşağıdaki bağıntı ile hesaplanabilir.

$$K_Q = \frac{P_Q S}{BW^{\frac{2}{3}}} \times f\left(\frac{a}{W}\right) \quad (5.3)$$

$$f\left(\frac{a}{W}\right) = \frac{3 \left(\frac{a}{W}\right)^{\frac{1}{2}} \left[1.99 - \left(\frac{a}{W}\right) \left(1 - \frac{a}{W}\right) \times \left(2.15 - 3.93 \frac{a}{W} + 2.7 \frac{a^2}{W^2}\right)\right]}{2 \left(1 + \frac{2a}{W}\right) \left(1 - \frac{a}{W}\right)^{\frac{3}{2}}} \quad (5.4)$$

burada S , mesnetler arası uzaklığı ifade etmektedir.

Bir düzlem şekil değiştirme kırılma tokluğu deneyinin geçerli sayılabilmesi için numunelerin test geometrilerinin deney standartlarında doğru ölçeklendirilmesi gerekmektedir. Bu nedenle numune boyutlarının plastik zon boyutundan (r_p) çok büyük olması gerekmektedir. Bunun da sebebi, düzlem şekil değiştirme durumunun üstün olmasını sağlamaktır. Bu durum ise oluşacak plastik zonun gerilme şiddet faktörü analizine etkisinin ihmal edilebilir düzeyde tutulmasıyla mümkün olmaktadır.

Deneysel çalışmalar sonucu, düzlem şekil değiştirme davranışı için gerekli test geometrisi ölçüleri aşağıdaki gibi belirlenmiştir.

$$\begin{aligned} a &\geq 2.5 \left(\frac{K_{IC}}{\sigma_A} \right)^2 \\ B &\geq 2.5 \left(\frac{K_{IC}}{\sigma_A} \right)^2 \\ W &\geq 5 \left(\frac{K_{IC}}{\sigma_A} \right)^2 \end{aligned} \quad (5.5)$$

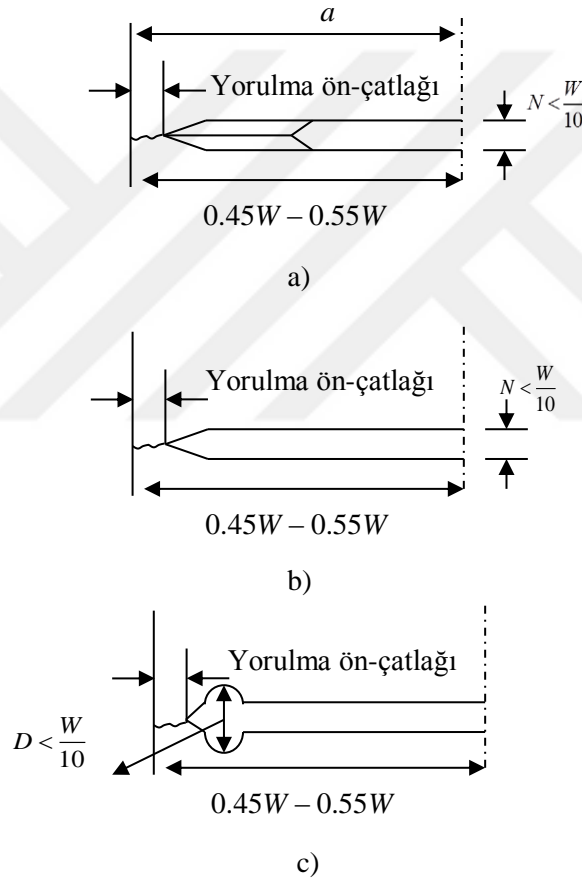
Burada a ; ilk çatlak boyu, σ_A ; malzemenin akma gerilmesi, B ; numune kalınlığı ve W ; genişliğidir.

Düzlem şekil değiştirme kırılma tokluğu deneyi için düzlem şekil değiştirme durumunun üstün olduğu boyutlarda numuneler hazırlamak gerekmektedir. Bu nedenle düzlem şekil değiştirme kırılma tokluğu saptanacak bir malzemeden numune hazırlamadan önce onun akma gerilmesi ve tahmini olarak K_{IC} değerinin bilinmesi gerekmektedir. Böylece bu değerler yardımıyla düzlem şekil değiştirme durumunun üstün olacağı boyutlarda test numuneleri hazırlamak mümkün olacaktır.

5.3 Numunelerin Ön Hazırlığı

5.3.1. Numunelere Yorulma Ön-çatlağı Açılması

Çentik açma ve yorulma ön-çatlağı açmanın amacı, ideal düz ve yeterli ölçüde keskin yani çatlak ucu yarıçapı mümkün olduğu kadar sıfıra yakın bir çatlak elde etmektir. Yorulma ön-çatlağı oluşturmadan önce *ASTM*'ye göre numunede açılacak üç çentik tipi Şekil 5.3'te verilmiştir.



Şekil 5.3. *ASTM E 399-83*'e göre numunede açılacak çentikler; (a) *Chevron* çentik, (b) doğrusal çentik ve (c) delikli çentik [4]

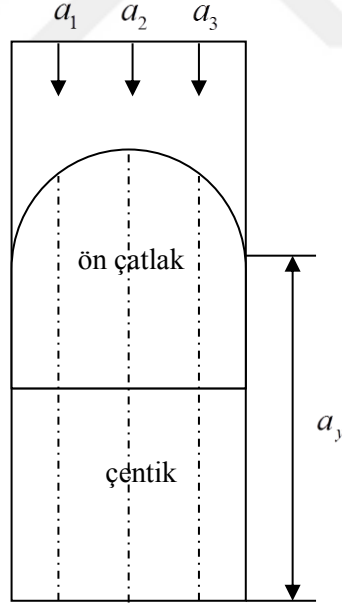
Çentik açıldıktan sonra, R oranı ($\sigma_{\min}/\sigma_{\max}$) -1 ile +0.1 arasında olmak üzere değişken yüklemeye altında yorulma ön çatlağı açılır. Burada çevrim sayısı, numune boyutlarına, çentiğe ve gerilme şiddet faktörüne bağlı olarak 10^4 ile 10^6 arasında değişebilir. Yorulma çatlağı ilerlemesi sırasında;

- Uygulanan maksimum gerilme şiddet faktörünün (K_{max}) malzemenin kırılma tokluğu değerinin %80'ini aşmaması,
- Son % 2.5'lik bölümünde (çentik + çatlak uzunluğu) maksimum gerilme şiddet faktörünün malzemenin elastisite modülüne oranı (K_{max}/E) $0.00032 \text{ m}^{1/2}$ 'yi aşmaması,
- veya K_{max} 'in, malzemenin K_{IC} değerinin % 60'ını aşmaması gerekmektedir.

Deney numunelerine açılan çatlaklar çatlak düzlemiyle açılı yapılmadan düz bir şekilde ilerlemeli ve çatlaklar numunenin her iki yüzeyinde de eşit uzunlukta olmalıdır.

Testin geçerli sayılabilmesi için Şekil 5.4'ten görüldüğü gibi $a = (a_1 + a_2 + a_3) / 3$ olmak üzere; deney sonrası numunenin kırılma yüzeyinde yapılan ölçümlerinde aşağıda özetlenen şartların sağlanıyor olması gerekmektedir.

- a_1, a_2 ve a_3 , a 'nın %5'inden fazla sapma göstermiyor olmalı
- Numune yüzeylerinde ölçülen çatlak uzunlukları a_y değerlerinin a 'nın %10'undan fazla sapma göstermemelidir.

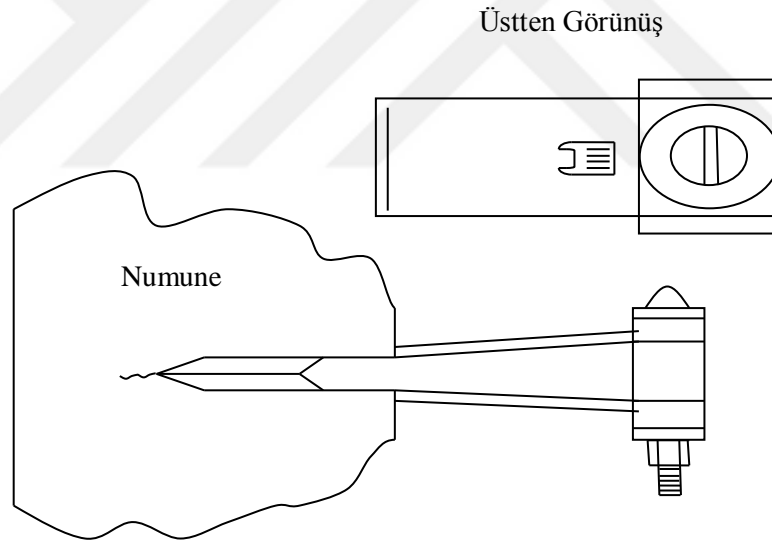


Şekil 5.4. Numune kırıldıktan sonra çatlak yüzeyinde deneyin geçerliliğini saptamak amacıyla yapılacak ölçümler.

5.3.2. Deney Düzenekleri ve Numune Tutucular

Numune tutucular, seçilen numune cinsine göre numunenin iyi bir şekilde merkezlemesini ve sürtünme hatalarını minimuma indirecek şekilde test cihazına oturtulmasını sağlayan düzeneklerdir. *ASTM* standartlarda bu tutucuların nasıl hazırlanması gerektiği ayrıca tanımlanmıştır.

Deneyin en önemli safhası kuvvet etkisine altındaki numunenin çatlak ağzı açılma miktarının doğru bir şekilde ölçülmesidir. Bu açılma mesafesi ekstansometre ile ölçülmektedir. Ekstansometre, numunenin çatlak ağzındaki açılmayı ölçen iki ayaklı bir cihazdır (Şekil 5.5). Bu cihaz direkt olarak numuneye yerleştirilebilmektedir. Böylece deney yapılırken ekstansometreden alınan çatlak ağzı açılma verileri test cihazı yardımıyla kaydedilmiş olur.

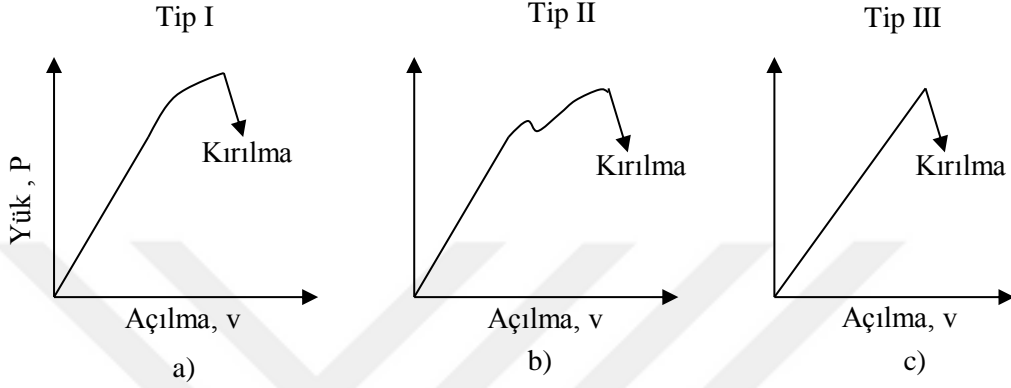


Şekil 5.5. Ekstansometrenin deney numunesine yerleştirilmesi [15].

Deney sonuçlarının doğru olarak elde edilebilmesi için yükleme hızının standartlar içerisinde kalacak şekilde seçilmesi gerekmektedir. Standartlar içerisinde kalacak şekilde seçilen yükleme hızı numunede meydana gelen gerilme şiddet faktörünün $0.55-2.75 \text{ MPa m}^{1/2}/\text{sn}$ aralığında olmasını sağlamaktadır. Ayrıca malzeme özelliklerinin yanlış yorumlanmaması için numunenin test cihazına doğru bir şekilde bağlanması ayrı bir önem taşımaktadır.

5.3.3. Yük-Çatlak Ucu Açılma Grafiğinin Analizi ve Kırılma Tokluğunun Belirlenmesi

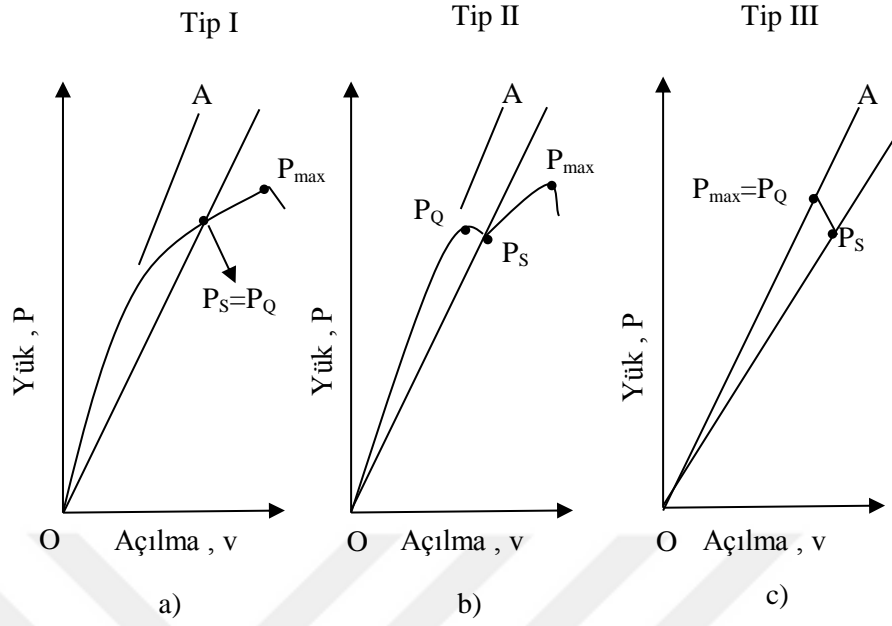
Yük-açılma diyagramları malzemenin cinsine göre çeşitli şekillerde olabilir. Bu diyagramlardan görülebilecek üç ana tip Şekil 5.6'da verilmiştir.



Şekil 5.6. Düzlem şekil değiştirme kırılma tokluğu deneyinden elde edilebilecek üç ana tip diyagram: a) Plastik deformasyon sonucu kararlı çatlak ilerleyişini tanımlayan I. tip b) Kısa bir ani çatlak ilerleyişini ve sonra kararlı çatlak ilerleyişini tanımlayan II. tip ve c) Tümüyle elastik olarak davranan bir malzemenin kararsız çatlak ilerleyişini tanımlayan III. Tip [15].

Yük-açılma diyagramlarından görüldüğü gibi, başlangıçta açılma (v), yük (P) arttıkça lineer olarak artar. Birçok durumda sürekli artan bir lineerlikten sapma meydana gelebilir. Ayrıca yine bir çok durumda ani ve ayrı bir çatlak ilerlemesi ve durmasını yine lineer olmayan davranışlar izleyebilir (I. ve II. tipler, Şekil 5.6a ve 5.6b). Ani kırılmadan önceki plastik deformasyon ve kararlı çatlak ilerlemesi bu lineer olmayan davranışın nedenidir. Eğer malzeme hemen hemen tam elastik gibi davranırsa Şekil 5.6c'deki gibi bir diyagram elde edilir ancak bu tür tam elastik bir malzeme çok az bulunmaktadır.

K_{IC} 'ye karşılık gelen yükü saptamak için Şekil 5.7'den görüldüğü gibi lineer bölgenin eğimi olan OA'nın eğiminden %5 daha az eğimli bir doğru, O orjininden başlayarak çizilir. Bu doğrunun deney eğrisini kestiği yere karşılık gelen yük P_S olarak kaydedilir. P_Q ise K_Q (eğer test geçerliyse K_{IC}) hesabında kullanılacak yüküdür. P_Q 'nun saptanması aşağıdaki gibi gerçekleştirilir;



Şekil 5.7. P_S ve P_Q değerlerinin yük-açılma diyagramları üzerinden saptanması [15].

- Yük-açılma diyagramında P_S ' den önce gelen ve P_S ' den büyük bir yük yoksa $P_S = P_Q$ olarak alınır (Tip I. Şekil 5.7a).
- Eğer diyagramda P_S ' den önce gelen ve P_S ' den büyük yük değeri varsa, o yük değeri doğrudan P_Q olarak alınır (Tip II ve Tip III, Şekil 5.7b ve 5.7c).

Deney esnasında ortaya çıkabilecek aşırı kararsız çatlak ilerlemeleri olabileceğinden bu tür yanıltıcı deneylerin kabulünü önlemek için hesaplamalarda $P_{max}/P_Q < 1.1$ şartının sağlanmış olup olmadığı kontrol edilmelidir. P_{max}/P_Q 'nin 1.1'den küçük olduğu durumlarda deney geçerli sayılır. Ayrıca deneyin geçerliliğine etkileyecek diğer parametreler (yorulma ön-çatlağının boyutları, çatlak ucunun simetrik olup olmadığı, numune geometrisi v.b.) kontrol edilmelidir. Deneye ait tüm parametreler kontroledildikten sonra P_Q değeri, kullanılan numuneye göre uygun formülde yerine konularak K_{IC} değeri hesaplanır.

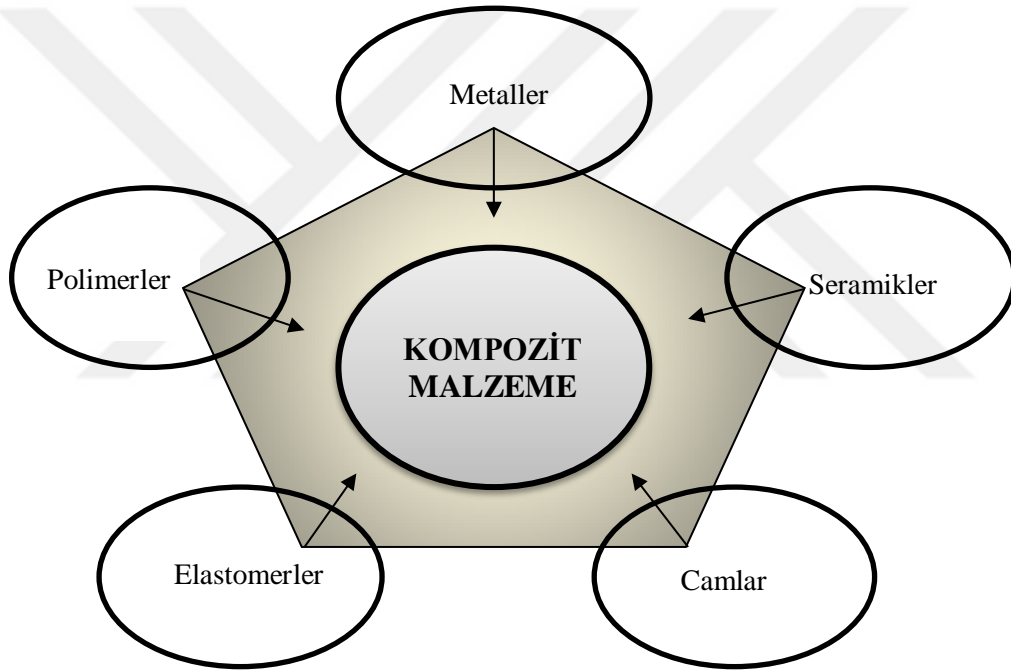
6. FİBER TAKVİYELİ KOMPOZİT MALZEMELER

Polimerler yapısal olarak, metallere çok daha karmaşık bir yapıya sahiptir. Matriks olarak kullanılan polimerler ucuz ve kolaylıkla işlenebilen malzemelerdir. Metallerle kıyaslandığında, mühendislikte kullanılan polimerlerin en belirgin problemleri, düşük mukavemetleri, düşük rijitlikleri ve düşük kullanım sıcaklıklarıdır. Polimerlerin istenilen özellikleri sağlaması için matrikse takviye edici küçük partiküller veya fiberler ilave edilir. Kısaca iki veya daha fazla sayıdaki malzemenin, istenilen özelliklerini bir araya toplamak ya da ortaya yeni bir özellik çıkarmak amacıyla, bu malzemelerin fiziksel olarak makro yapıda birleştirilmesiyle elde edilen yeni malzemelere “Kompozit Malzeme” denir. Günümüzde kompozit malzemeler otomotiv sanayisinden inşaat sektörüne, mobilya üretiminden uzay teknolojilerine kadar hemen hemen her alanda çok yaygın bir kullanım alanına sahiptir. Fiber veya partikül takviyeli kompozit malzemeler termoplastik veya termoset plastikten yapılan bir matriks ve mukavemet artışına sebep olan bir dolgu malzemesinden meydana gelmektedir. Genelde, matriks yapısı dolgu malzemesine oranla düşük basma dayanımlı ancak daha rijit ve gevrek bir yapıya sahiptir. Matriks ve dolgu malzemesinin birleşmesiyle oluşan kompozit malzemelerden maksimum bir mukavemet elde edilebilmesi için ilave edilen takviyenin uygulanan gerilmeyi en iyi şekilde taşıması istenir. Kompozit yapılarda matriksin görevi ise takviyeyi destekleyip bir arada tutmak ve uygulanan dış yükü, takviye/matriks yüzeyinde oluşan kayma mukavemeti ile takviyeye iletme ve takviyeyi çevresel etkilerden korumaktır.

Kompozit malzemeler endüstriyel uygulamalarda çok geniş bir uygulama sahası bulmaktadır. Havacılık, otomotiv, inşaat gibi önemli endüstri kolları kompozit malzemelerin önemini idrak etmiş ve sürekli gelişmelerden azami ölçüde faydalanmaktadır. Bu nedenle kompozit malzemelerin özelliklerini ve kırılma davranışlarını anlamak bu malzemelerden üretilen yapılarda ortaya çıkacak hasar ve etkilerini öngörmek çok önemlidir. Kompozit malzeme, iki veya daha fazla farklı malzemenin karıştırılması ile elde edilir (Şekil6.1). Bu malzemelerin seçimi elde edilecek malzemenin belirleyici özellikleri tarafından yönlendirilir. Takviyelendirme, istenilen özellikleri sağlayacak formlarda hazırlanmış partiküllerin matrikse ilave edilmesi ile sağlanır. Birçok durumda bu takviye malzemesinin mekanik özellikleri örneğin rijitlikleri, akma mukavemetleri ve sertlikleri matriksinkine göre daha yüksektir. Matriksi içindeki

hacim oranlarına ve yönlerine bağlı olarak, kompozit malzemede ortaya çıkacak hasar; takviyenin yönüne, oranına, katkıların mekanik özelliklerine ve takviye ile matris ara yüzey özelliklerine bağlıdır. Tüm bu özellikler ise belirgin bir şekilde üretim yöntemine göre değişkenlik gösterebilir.

Aynı katkı kullanılsa bile üretim yöntemi farkı takviye yönlendirmelerine ve hacim oranlarına neden olabilir. Başta mekanik özellikler olmak üzere bu mikroyapısal parametreler önemli ölçüde farklılıklar gösterirler. Kompozit malzeme içinde oluşan hasar mekanizması da değişik bölgelerde farklılıklar gösterir. Takviyeler matris içerisinde birbirlerinden fazlaca ayrılırsa veya birbirlerine fazlaca yakınlaşırsa çatlak hep aynı yönde ilerlemeyebilir.



Şekil 6.1. Kompozit malzemenin oluşumu ve tanımlanması.

Kompozit malzemelerin metal malzemelere kıyasla en belirgin üstünlükleri; malzemenin mukavemetlerinin (σ/ρ) ve birim ağırlık başına düşen elastik modülü (spesifik elastik modülü $-(E/\rho)$)'nün oldukça yüksek olmasıdır (Tablo 6.1). Böylece kompozit malzemeler bu üstün özellikleri sayesinde ileri mühendislik uygulamalarında, bilhassa mukavemet/ağırlık ve yüksek rijitlik/ağırlık oranlarının önemli olduğu otomotiv ve havacılık endüstrisinde her geçen gün daha da yaygın bir kullanım alanı bulmaktadır [17].

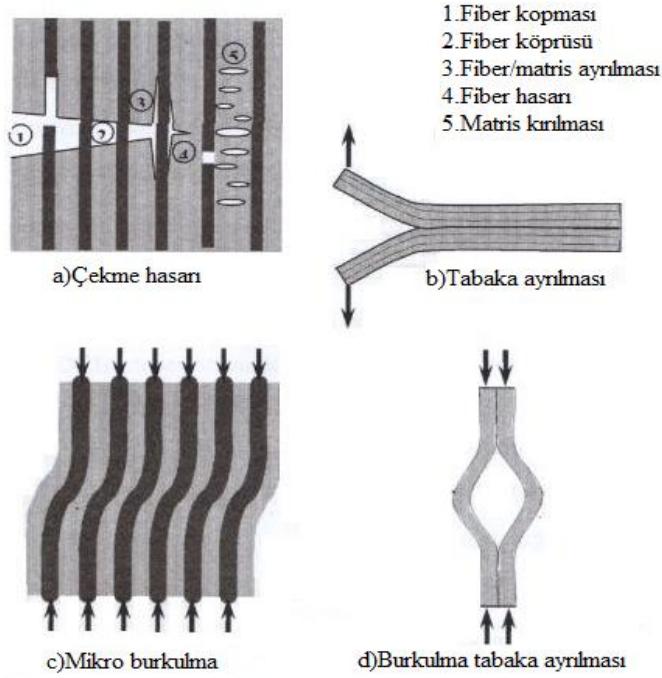
Tablo 6.1. Metalik ve kompozit malzemelerin birim ağırlık başına düşen elastisite modülleri.

Özellik	Çelikler	Kompozitler
E/ρ	26	138
σ/ρ	58	768

6.1 Fiber Takviyeli Kompozit Malzemelerde Kırılma

Metalik ve polimerik malzemeler homojen ve izotrop olmalarına rağmen fiber takviyeli kompozit malzemeler homojen ve izotrop değildir.

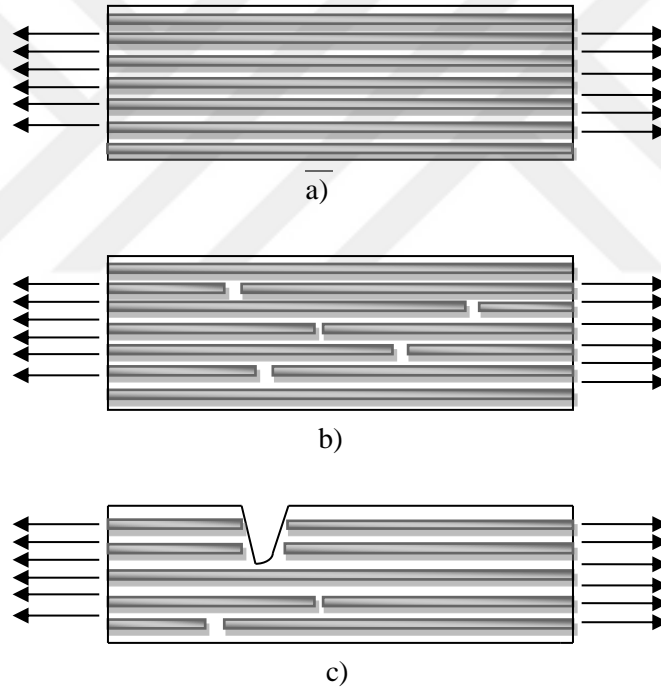
Fiber takviyeli kompozit malzemeler aynı doğrultuda yönlendirilmiş olsalar bile değişik şekillerde hasara uğrayabilirler. Bu hasar türleri: tabaka ayrılması, ara yüzey ayrılması, matriks kırılması ve fiber kırılmasıdır (Şekil 6.2). Homojen ve izotrop malzemelerin kırılmasında artan gerilme ile çatlak uzunluğu artsa bile şekli ve yönü değişmez. Bu durum fiber takviyeli kompozit malzemelerde farklıdır. Kırılma malzeme içinde birçok mikro çatlak tarafından kontrol edilmektedir. Bu yüzden homojen ve izotrop malzemeler için geliştirilen teoriler doğrudan fiber takviyeli kompozit malzemeler için kullanılamayabilir.



Şekil 6.2. Fiber takviyeli kompozit malzemelerde oluşan hasar türleri [17].

Fiber takviyeli kompozit levhanın tek eksenli gerilme altında yüklemeye marul bırakılmasıyla ortaya çıkan temel hasar süreci dört aşamada gerçekleşmektedir. Bu süreçler X-ray radyografi, optik ve elektron mikroskobu çalışmalarında gözlemlenebilmektedir. Bu hasarlar Şekil 6.3'e göre;

- Numune içindeki her bir fiber gelişigüzel bir kırılma davranışı sergileyebilir. Bu hasar gevrek fiberdeki hasarlar nedeniyle en azından en büyük yükün %50'sinde başlar. Numune yüzeyindeki fiber demetinde yoğunlaşmış olan fiber kırılmalar nedeniyle mikroskobik çatlaklar demet boyunca değişik yerlerde gözlemlenebilir.
- Makro çatlaklardan başlayıp fiber boyunca tabaka ayrılmalarının ortaya çıkması,
- Fiber doğrultusunda tabaka ayrılmasının ilerlemesidir.



Şekil 6.3. Fiber takviyeli kompozit malzemelerde çekme durumunda rastlanan kırılma türleri; a) Hasarsız kompozit, b) Tekli fiber kırılması, c) Toplu fiber kırılması.

Fiber takviyeli kompozit levhaya tek eksenli gerilme altında uygulanan kuvvet artmaya devam ederse levhada diğer çatlaklar meydana gelmeye başlar ve hasar devam eder. Bu durumda fiber doğrultusunda tabaka ayrılması ilerler. Levha üzerinde oluşan diğer çatlaklar ile kırılan fiber demetlerinin sayısı artar ve parça tamamen kırılır.

Kompozit bir parça fiber doğrultusunda statik olarak çekilmeye çalışıldığında parça içinde kırılan her bir fiber kendi çevresinde iki tür gerilme yığılması meydana getirir. Bunlar kırılmayan en yakın fiber etrafında oluşan çekme gerilme yığılması ve kırılan fiber ile onu saran matriks arasında oluşan kayma gerilme yığılmasıdır. Bu yüzden bir fiber kırıldığında bu lokal hasar iki farklı şekilde devam edebilir. Bunlar; en yakın fiberde çekme kırılması ve/veya yüzeyde kayma kırılmasıdır. Kırılmалardan hangisinin daha etkili olduğu lokal fiber/hacim oranına ve lokal fiber oryantasyon açısına bağlıdır. Fiberlerin kırılma mekaniği, kırılan fiberin cinsine, büyüklüğüne ve türüne göre farklılık göstermektedir [5].

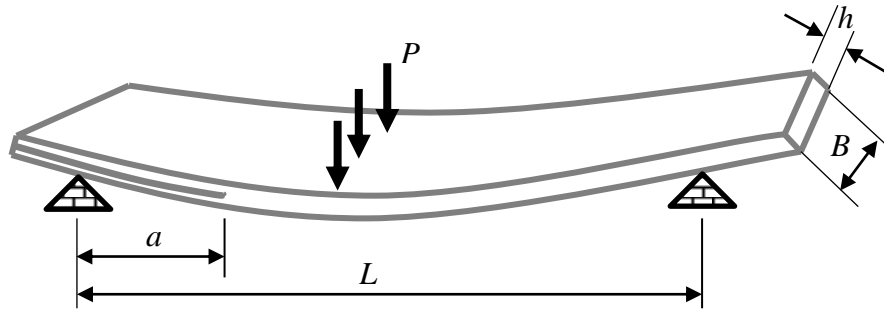
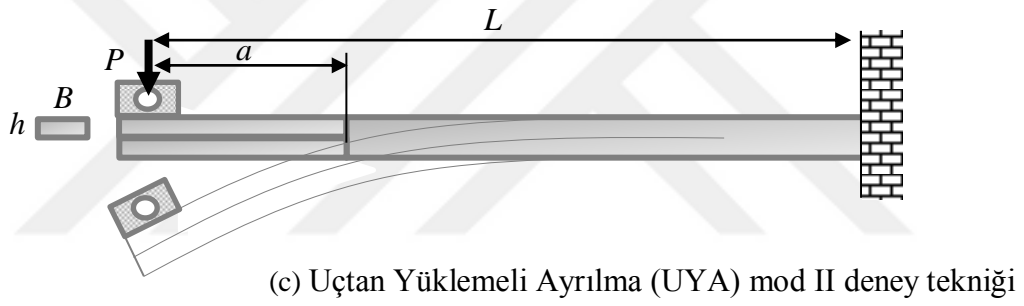
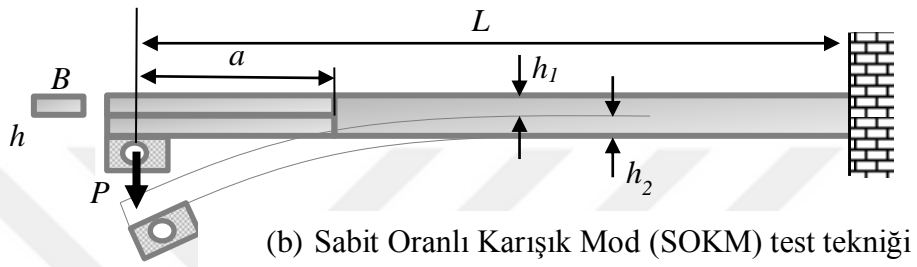
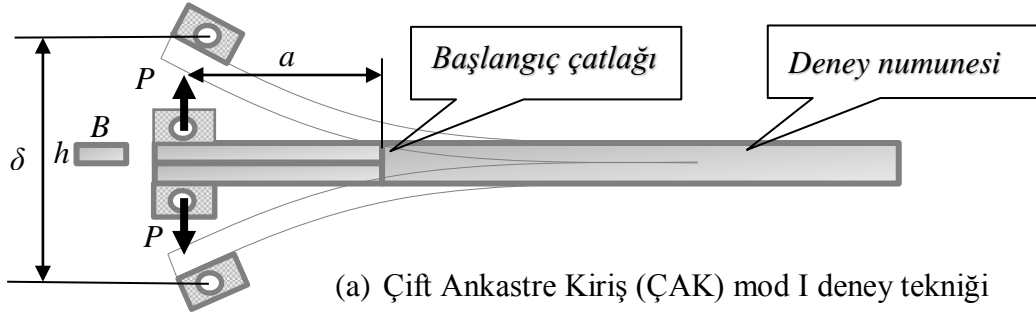
Fiber takviyeli kompozit malzemelerin en önemli mekanik özelliklerinden biri de malzemenin tabaka ayrılmasına karşı gösterdiği dirençtir. Tabaka ayrılmasının meydana gelmesi hem yapının tamamen tahrip olmasına neden olmakta hemde yapının rijitliğinde ciddi bir düşüşün meydana gelmesine neden olmaktadır.

Kompozit bir yapıda oluşan tabakalar arasındaki çatlaklara tabaka ayrılması denir. Yükleme durumunda söz konusu çatlaklar ilerleyerek yapının mukavemetini ve rijitliğini kayda değer düzeyde düşürebilmekte hatta sistemin bir bütün olarak tahrip olmasına neden olabilmektedir. Bu hasar türü normal bir yapının taşıyabileceği gerilme değerlerinin çok altında bir yükleme sonucu da oluşabilir. Günümüzde kompozit malzemelerin tabaka ayrılmasına karşı malzemenin gösterdiği direnci tespit etmek amacıyla konu üzerinde yaygın araştırmalar devam etmektedir.

Fiber takviyeli kompozit malzemelerin değişik modlardaki kırılma dirençlerini deneysel olarak tespit etmek üzere farklı yöntemler geliştirilmiştir [8].

Bunlar arasında en fazla kullanılan DCB deney tekniğidir. Şekil 6.4' te gösterilen bu teknikte G_{IC} tespit edilir. DCB tekniğinin kısmen değiştirilmesiyle geliştirilen başka bir yöntem ise Uçtan Yükleme Ayrılma (UYA) (End Loaded Split –ELS) tekniği ve Uçtan Çentikli Eğme (UÇE) (End-Notched Flexure-ENF) teknikleri olup bu Şekil 6.4c ve 6.4d'de gösterilmiştir. Bu teknikle malzemede G_{IIC} tespit edilebilmektedir. Kompozit malzemenin belirli Mod I/II oranları için G_{IC} ve G_{IIC} kırılma parametrelerini tespit etmek amacıyla yaygın olarak kullanılan teknik ise Şekil 6.4b'de gösterilen Sabit Oranlı Karışık Mod (SOKM) yöntemidir. Bu teknikte, malzemenin belirli G_I / G_{II} oranı için her bir çatlak direnci tespit edilebilmektedir [17].

Başlangıç çatlakının kompozit malzeme içinde pozisyonu ayarlanarak malzemenin G_{IC} ve G_{IIC} kırılma dirençleri farklı G_I / G_{II} oranları için tespit edilebilir.



Şekil 6.4. Kompozit malzemelerde tabaka ayrılmasında Mod I, Mod II ve Karışık Mod I/Mod II durumlarında kullanılan farklı test teknikleri [8], [17].

Kırılma mekaniği prensipleri kullanılarak kırılma enerjisinin hesaplanmasında en yaygın olarak kiriş metodu kullanılmaktadır. Ancak kiriş metodunun yanı sıra kırılma

enerjisinin hesaplanmasında compliance metodu ve alan metodu gibi farklı yöntemlerde kullanılmaktadır.

Çift ankastre kiriş testi (Double Centilever Beam – DCB): Kiriş ucunda sıfır dönme öngörülmesi durumunda basit kiriş teorisi kullanılarak analitik çözüm elde edilebilir. Bu geometri pratikte de sıklıkla kullanılmaktadır. Bu teoriden hareketle kiriş ucundaki bu deformasyon:

$$u = \frac{8a^3}{EBh^3} P \quad (6.1)$$

şekilde hesaplanır. Öte yandan;

$$C = \frac{u}{P} = \frac{8a^3}{EBh^3} \text{ ve } \frac{dC}{da} = \frac{24a^2}{EBh^3} \quad (6.2)$$

olarak bulunur. Bu denklem;

$$G = \frac{P^2}{2B} \frac{dC}{da} \quad (6.3)$$

denkleminde yerine yazılarak

$$G = \frac{12P^2 a^2}{EB^2 h^3} = \frac{3}{16} \frac{Eh^3 u^2}{a^4} \quad (6.4)$$

elde edilir. Sabit Oranlı Karışık Mod I/II (SOKM) test tekniğinde (Şekil 6.4b) çatlak ilerleme enerjisi sadece bir kirişin yüklenmesi durumunda;

$$G_I = \frac{6P^2 a^2 h_1^3}{B^2 E h_2^2 (h_1^3 + h_2^3)} \quad (6.5)$$

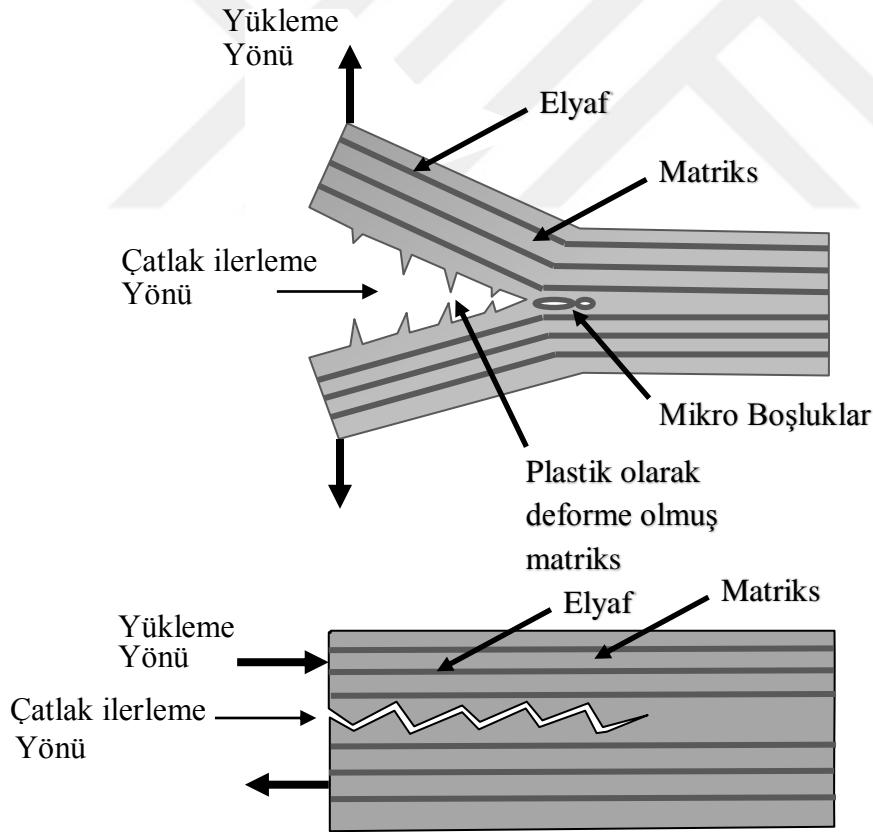
$$G_{II} = \frac{18P^2 a^2 h_1 h_2}{B^2 E (h_1 + h_2)^2 (h_1^3 + h_2^3)} \quad (6.6)$$

şeklinde elde edilir.

Benzer şekilde hesaplamalar yapılırsa Şekil 6.4c'deki uçtan yüklemeli ayrılma (UYA) Mod II deneyi için

$$G_{II} = \frac{9}{4} \frac{P^2 a^2}{EB^2 h^3} \quad (6.7)$$

elde edilir. Bu bağıntılar elde edilirken kiriş teoremi (Modified Beam Theory-MBT) kullanıldığında bir takım düzeltme katsayıları kullanılmaktadır. Söz konusu düzeltme kat sayıları kirişin ankastre ucu olarak kabul edilen çatlak ucundaki sınır koşullarından kaynaklanan düzeltmeleri sağlamak içindir.



Şekil 6.5. a) Mod I ve b) Mod II türü yüklemeye koşullarında oluşan tabaka ayrılması sonucu fiber takviyeli kompozit malzemede oluşan çatlak ilerleme mekanizması [16].

Kompozit malzemelerde tabaka ayrılması sonucu oluşan kırılma ve çatlak ilerleme mekanizmaları birbirinden farklılık göstermektedir (Şekil 6.5). Oluşan kırılma yüzeylerinde söz konusu farklılık açık bir şekilde görülmektedir.



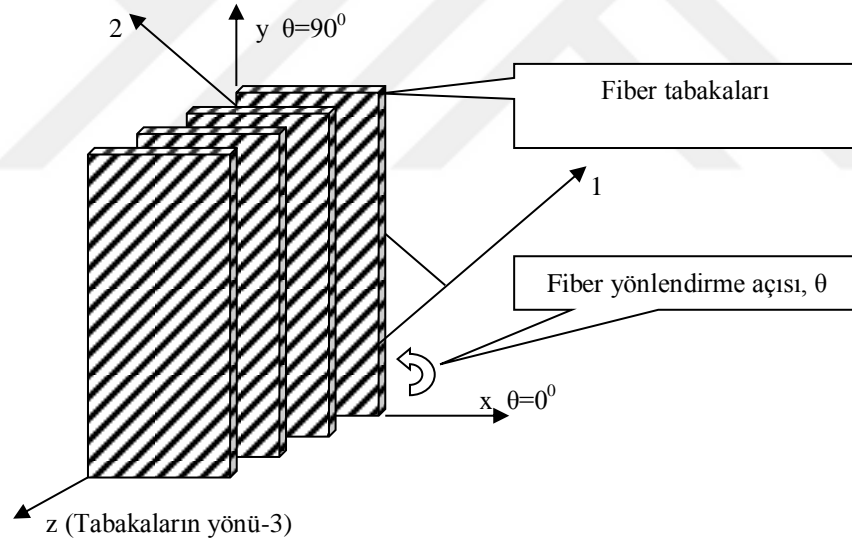
7. FİBER TAKVİYELİ KOMPOZİTLERDE KIRILMA TOKLUĞU

Fiber takviyeli kompozit malzemelerde kırılma tokluğu iki farklı bölümde incelenebilir. Bunlar; düzlem levhalarda kırılma tokluğu ve tabakalar arası kırılma tokluğudur.

7.1 Kompozit Levhalarda Kırılma Tokluğu

7.1.1 Deneysel Çalışma

Fiber takviyeli bir kompozit levhanın ana hatlarıyla gösterimi Şekil 7.1’de verilmiştir. Kenar çatlağı için deneysel kırılma tokluğu bu tip düzlemsel levhalarda *ASTM(D-3039)* standartlarına göre yapılmaktadır. Standart test numune boyutları Şekil 7.2’de gösterilmiştir. Burada *b*; keskin uçlu kenar çatlak boyudur [3].

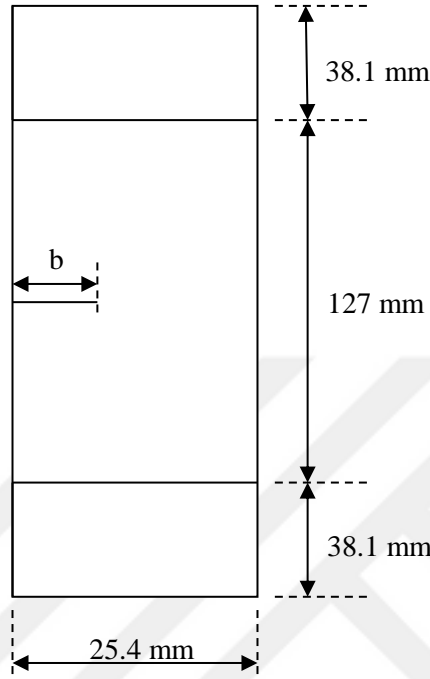


Şekil 7.1. Fiber takviyeli tabakalı kompozit levha.

Mod I yükleme durumu için kenar çatlakına sahip bir kompozit levhada gerilme şiddet faktörü;

$$K_I = \sigma f\left(\frac{b}{W}\right)\sqrt{\pi b} \quad (7.1)$$

Eşitliği ile ifade edilir. Burada σ : uygulanan normal gerilme ve $f\left(\frac{b}{W}\right)$ geometrik faktördür.



Şekil 7.2. ASTM(D-3039)'a göre standart test numunesi.

Kenar çatlak için geometrik faktör;

$$f\left(\frac{b}{W}\right) = 1.99 - 0.41\left(\frac{b}{W}\right) + 18.7\left(\frac{b}{W}\right)^2 - 38.48\left(\frac{b}{W}\right)^3 + 58.85\left(\frac{b}{W}\right)^4 \quad (7.2)$$

değerine eşittir. Eğer σ değeri levha hasarının meydana geldiği σ_F değerine ulaşırsa bu durumda (7.1) eşitliğinde ifade edilen gerilme şiddet faktörü;

$$K_{IC} = \sigma_F f\left(\frac{b}{W}\right) \sqrt{b} \quad (7.3)$$

şeklinde ifade edilir. Bu durumda gerilme şiddet faktörü kırılma tokluğu olarak adlandırılır.

7.1.2. Düzlem Levhalarda Kırılma Tokluğunun Sayısal Çözümü

Gerilme şiddet faktörününü sayısal hesabı genellikle iki farklı yöntemle yapılır. Bunlar DCM (*Displacement Correlation Method*) ve DEM (*Displacement Extrapolation Method*)'dir. Çatlak ucu yer değiştirmelerinin hesaplanmasında sonlu elemanlar metodundan faydalanılmaktadır.

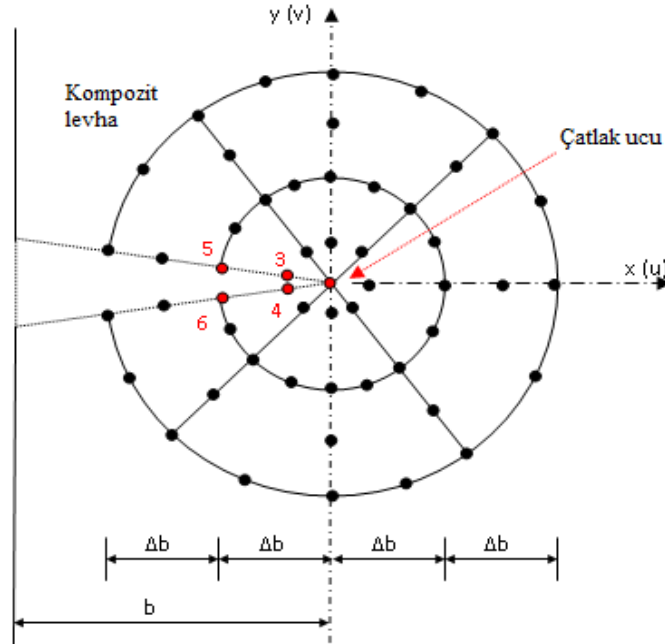
7.1.2.1. DEM (Displacement Extrapolation Method)

Bu metot ile gerilme şiddet faktörü (Şekil 7.3);

$$K_I = \frac{1}{4S_{11}S_{22}D_m} \sqrt{\frac{2\pi}{r}} [\Delta u_{34} S_{22} \operatorname{Im}\left(\frac{1}{\mu_1 \mu_2}\right) + \Delta v_{34} S_{11} \operatorname{Im}(\mu_1 + \mu_2)] \quad (7.4)$$

$$K_{II} = -\frac{1}{4S_{11}S_{22}D_m} \sqrt{\frac{2\pi}{r}} [\Delta u_{34} S_{22} \operatorname{Im}\left(\frac{\mu_1 + \mu_2}{\mu_1 \mu_2}\right) + \Delta v_{34} S_{11} \operatorname{Im}(\mu_1 \mu_2)] \quad (7.5)$$

eşitlikleri ile elde edilir [13].



Şekil 7.3. Çatlak ucu bölgesinde sonlu eleman modeli.

Bu denklemde; μ_1 ve μ_2

$$S_{11}\mu^4 - 2S_{16}\mu^3 + (2S_{12} + S_{66})\mu^2 - S_{26}\mu + S_{22} = 0 \quad (7.6)$$

denkleminin pozitif kökleridir. S_{ij} ise ortotropik malzemeler için kompliyans matrisidir. Ortotropik malzemeler için kompliyans katsayıları matris olarak ifade edilir ise;

$$S_{ij} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \quad (7.7)$$

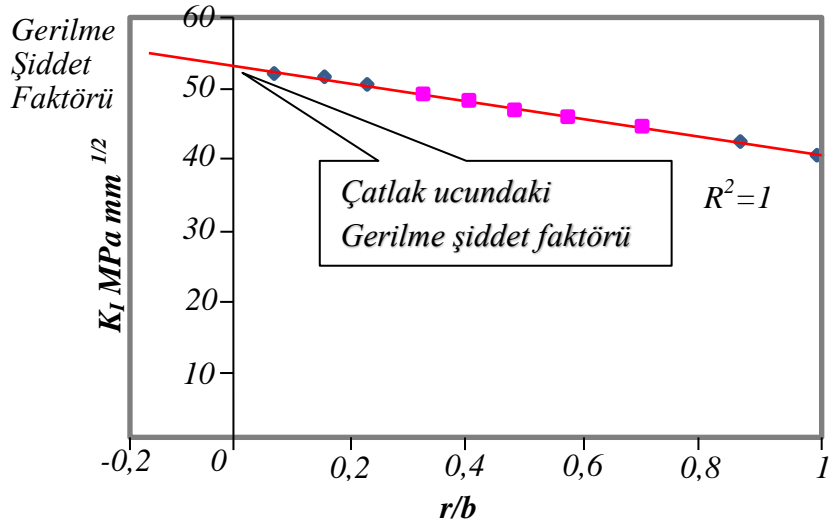
şeklinde yazılır. Ortotropik malzemeler için gerilme-şekil değiştirme bağıntıları ise

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} \quad (7.8)$$

şeklindedir. Ayrıca

$$D_m = \text{Im}(\mu_1\mu_2) \text{Im}\left(\frac{1}{\mu_1\mu_2}\right) - \text{Im}(\mu_1 + \mu_2) \text{Im}\left(\frac{\mu_1 + \mu_2}{\mu_1\mu_2}\right) \quad (7.9)$$

değerine eşittir. Çatlak yüzeyinde üst üste çakışan düğümlerden faydalanılarak; gerilme şiddet faktörünün r/b oranı ile değişimi çizilir (Şekil 7.4). Burada r : Çatlak ucundan itibaren olan uzaklıktır.



Şekil 7.4. Gerilme şiddet faktörünün r/b oranı ile değişim grafiği.

Sonuçta her bir r/b oranı için çizilen grafikte $R^2=1$ değeri elde edilecek şekilde grafiğin doğrusal eğimi alınır. Söz konusu eğrinin K_I eksenini kestiği nokta belirlenir. Bu nokta çatlak ucu için gerilme şiddet faktörü olarak ifade edilir. Çatlak ucundaki K_I ' in hesaplanması için çatlak yüzeyi boyunca tüm düğümlerin K_I değerinin hesaplanması gerekmektedir. Bu durum metodun kullanılabilirliğini zorlaştırmaktadır.

7.1.2.2. DCM (Displacement Correlation Method)

Bu metot ile gerilme şiddet faktörü (Şekil 7.3);

$$K_I = \frac{1}{4} \sqrt{\frac{2\pi}{\Delta b}} \left[\frac{D(4\Delta u_{34} - \Delta u_{56}) - B(4\Delta v_{34} - \Delta v_{56})}{AD - BC} \right] \quad (7.10)$$

$$K_I = \frac{1}{4} \sqrt{\frac{2\pi}{\Delta b}} \left[\frac{A(4\Delta v_{34} - \Delta v_{56}) - C(4\Delta u_{34} - \Delta u_{56})}{AD - BC} \right] \quad (7.11)$$

eşitlikleri ile ifade edilir [7]. Burada A , B , C ve D ifadeleri;

$$A = \text{Re} \left[\frac{i}{\mu_1 - \mu_2} (\mu_1 p_2 - \mu_2 p_1) \right] \quad (7.12)$$

$$B = \operatorname{Re} \left[\frac{i}{\mu_1 - \mu_2} (p_2 - p_1) \right] \quad (7.13)$$

$$C = \operatorname{Re} \left[\frac{i}{\mu_1 - \mu_2} (\mu_1 q_2 - \mu_2 q_1) \right] \quad (7.14)$$

$$D = \operatorname{Re} \left[\frac{i}{\mu_1 - \mu_2} (q_2 - q_1) \right] \quad (7.15)$$

olarak yazılır. Burada p_k ve q_k aşağıdaki denklemler ile ifade edilir.

$$p_k = S_{11}(\mu_k)^2 + S_{12} - S_{16}\mu_k \quad (7.16)$$

$$q_k = S_{12}(\mu_k)^2 + \frac{S_{22}}{\mu_k} - S_{26} \quad (7.17)$$

K_I değerinin direkt olarak hesaplanabiliyor olması DCM'yi DEM'den farklı kılmaktadır. DCM ve DEM'in yaklaşım oranları incelendiğinde; DEM metodunun sonuçlarının, çatlak ucundaki düğüm sayılarının yoğunluğuna göre değişiklik gösterdiği anlaşılmaktadır [9]. Fiber takviyeli kompozit malzemeler için gerilme şiddet faktörününü sayısal hesabı genellikle yukarıda özetlenen iki farklı metot ile yapılmakla birlikte bu metotlar dışında J ve M integral metotları ile de gerilme şiddet faktörü hesaplanabilir. Bu durumda (4.13) denklemi

$$J = G_I = cK_I^2 \quad (7.18)$$

halini alır. Burada c ;

$$c = \left(\frac{S_{11}S_{22}}{2} \right)^{\frac{1}{2}} \left[\left(\frac{S_{22}}{S_{11}} \right)^{\frac{1}{2}} + \frac{2S_{12} + S_{66}}{2S_{11}} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (7.19)$$

eşitliği ile ifade edilir. J integral ise;

$$J = \int_{\Gamma} \left(w dy - T \frac{du}{dx} \partial s \right) \quad (7.20)$$

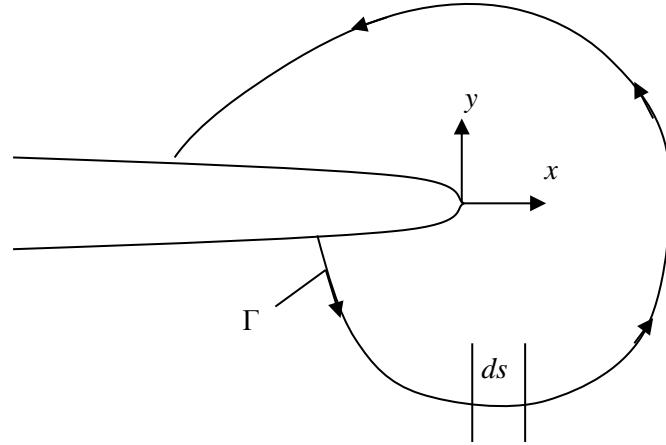
olarak tanımlanır [1]. Burada şekil enerji değiştirme yoğunluğu w ;

$$w = w(x,y) = w(\varepsilon) = \int_0^{\varepsilon} \sigma_{ij} \partial \varepsilon_{ij} \quad (7.21)$$

olarak ifade edilir. Γ çatlak ucu bölgesini tanımlayan dairesel yörüngedir. Ayrıca;

$$T_i = \sigma_{ij} n_{ij} \quad (7.22)$$

olarak tanımlanır. Burada n_{ij} Γ ' ya normal birim vektördür.



Şekil 7.5. J İntegral.

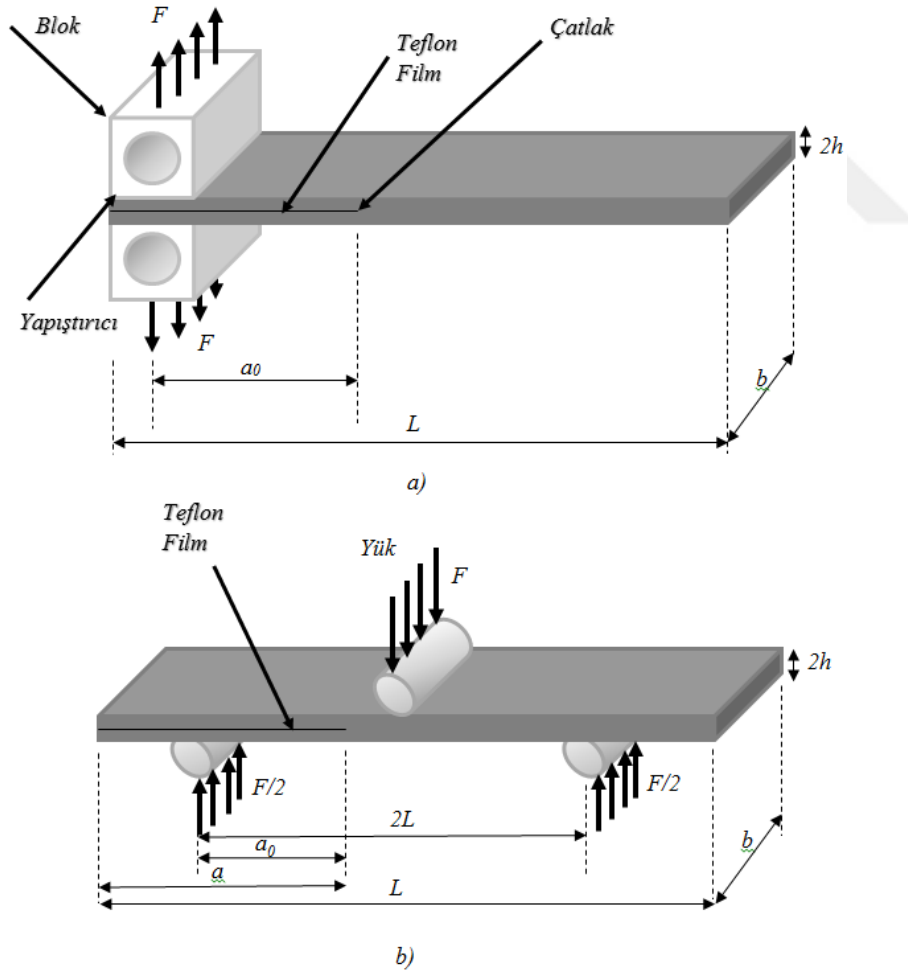
7.2. Kompozit Malzemelerde Tabakalar Arası Kırılma Tokluğu

7.2.1. Mod I İçin Tabakalar Arası Kırılma Tokluğu

Tabakalı kompozitler hafifliklerinin yanı sıra dayanımları ve yüksek rijitlik gibi mekanik özellikleri nedeniyle deniz, havacılık, uzay, iletişim gibi endüstrilerde geniş bir kullanım alanı bulmaktadır.

7.2.1.1 DCB Testi (Çift Ankastre Kiriş Testi)

DCB testi için uygulanacak kuvvetin değeri ve döngüsü *ASTM 5528-94a* standartlarına göre yapılmaktadır [10].



Şekil 7.6. a) G_{IC} (DCB) ve b) G_{IIC} (Üç Nokta Eğilme) test numuneleri [18].

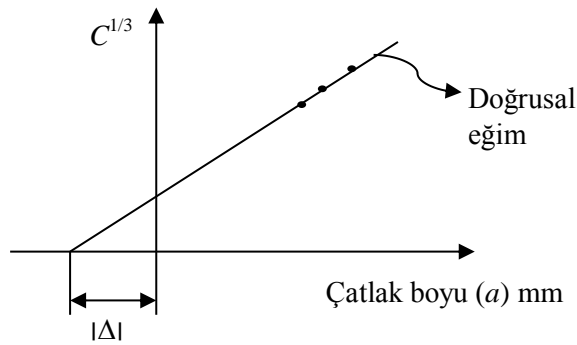
Numune iki yüzeyine yapıştırılmış alüminyum bloklar yardımıyla çekme cihazının iki çenesi arasına rijit pimler ile mesnetlenir. Cihazın alt çenesi sabit tutulur ve üst çeneye levhanın eksenini doğrultusunda hareket verdirilerek çekme yükü uygulanır (Şekil 7.6). Deney sırasında levha eksenini boyunca çatlak açılma miktarına karşılık (δ), çatlak ilerleme miktarı belirli noktalar için kayıt altına alınır. Deney sonucunda ise levhaların yük-yer değiştirme grafikleri çizilerek çatlak ilerlemesini başlatan kritik yük P_{kr} ve yer değiştirme δ_{kr} değerleri hesaplanır. Grafikten elde edilen doğrunun denkleminin %5 daha az eğimi alınarak doğrunun grafiği kestiği nokta belirlenir. Bu noktanın koordinatları DCB testi için kritik yük ve yer değiştirme değerini verir. DCB testinden elde edilen veriler kullanılarak, üç farklı metot ile G_{IC} değerini hesaplanabilir.

●**MBT (Modified Beam Theory) Metot:**

Bu metoda göre tabakalar arası kırılma tokluğu G_{IC} :

$$G_{IC} = \frac{3P\delta}{2b(a_0 + |\Delta|)} \quad (7.23)$$

olarak hesaplanır [2]. Burada P deneysel olarak elde edilen kritik yük, δ ise yer değiştirme değerleridir. b : levha genişliği, a_0 : yük uygulama ekseninden itibaren başlangıçtaki çatlak uzunluğu, Δ ise düzeltme faktörü olarak tanımlanır. Δ , yer değiştirmenin deplasmana oranı olan (δ / P) kompliyansın $(C)^{1/3}$ kuvvetinin çatlak ilerleme miktarı ile değişim grafiğinin çizilmesi ile elde edilir(Şekil 7.7).



Şekil 7.7. Kompliyansın $(C)^{1/3}$ kuvvetinin çatlak ilerleme miktarı ile değişim grafiği.

●CC(Compliance Calibration) Metot:

Bu metoda göre tabakalar arası kırılma tokluğu G_{IC} ;

$$G_{IC} = \frac{nP\delta}{ba} \quad (7.24)$$

formülü ile hesaplanır. Burada n : yatayda $\log(a)$ ve düşeyde $\log(C)$ için çizilecek olan grafikten elde edilen doğrusal eğimdir. Burada a , çatlak ilerleme miktarıdır.

●MCC (Modified Compliance Calibration) Metot

Bu metoda göre tabakalar arası kırılma tokluğu G_{IC} ;

$$G_{IC} = \frac{3P^2C^{\frac{2}{3}}}{2A_1bh} \quad (7.25)$$

olarak tanımlanır. Burada h : levha kalınlığıdır. A_1 ise yatayda kompliyansın $(C)^{1/3}$ kuvvetine karşılık düşeyde a/h oranı için çizilecek olan grafikten elde edilen doğrunun eğimidir.

7.2.1.2 Mod I için tabakalar arası kırılma tokluğunun sayısal çözümü

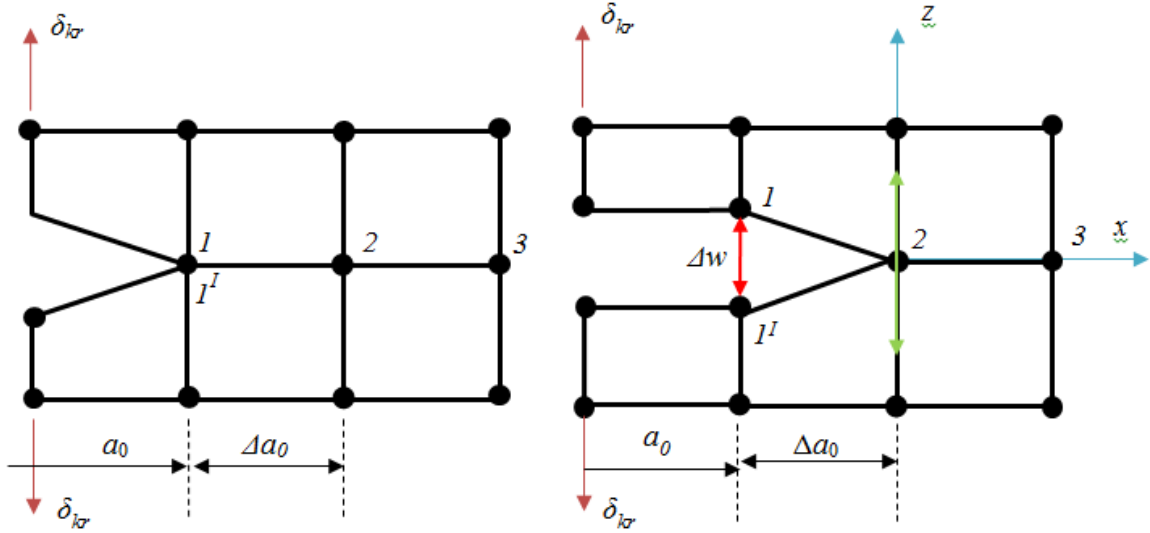
Kompozit tabakalarındaki hasarı sayısal olarak tahmin etmek için VCC Tekniği (VCCT) sıklıkla kullanılan bir metottur. VCC Tekniğine göre başlangıç çatlak a olan bir tabakada Δa_0 kadarlık bir çatlak ilerlemesinin meydana gelmesi iki hipoteze dayanmaktadır. Bunlar; yayınım enerjisinin çatlakın kapanması için gerekli enerji ile aynı olduğu ve Δa_0 'ın yeteri derecede küçük olması halinde çatlak ucundaki gerilme durumunun değişmeyeceğidir. O halde; çatlak ucunda başlangıçta birbirinden bağımsız ancak aynı koordinatlara sahip serbest düğümler vardır. Levha ucunun yer değiştirme değeri kritik değere ulaşınca (δ_{kr}) ; çatlak ucunda aynı koordinatlardaki serbest düğümler mevcut kordinatlarından ayrılır ve çatlak Δa_0 kadar uzar. Daha sonra tabakalar arası

kırılma tokluğu (G_{IC}); aynı adımda, yeni çatlak ucundaki tepki kuvvetleri (F_{2z}) ve eski çatlak ucundaki düğümlerin yer değiştirme farkları kullanılarak (Şekil 7.8)

$$\Delta w = w_{1i} - w_{1'i} \quad (7.26)$$

$$G_{IC} = \frac{1}{2b\Delta a_0} \sum_{i=1}^m F_{2zi} (w_{1i} - w_{1'i}) \quad (7.27)$$

denklemleri ile hesaplanır. Burada w ve m , sırayla düğümün z - eksenindeki deplasman miktarı ve çatlak ucunda levha genişliği boyunca sıralanan toplam düğüm sayısıdır.



Şekil 7.8. VCCT için sonlu eleman modeli.

7.2.2. Mod II için tabakalar arası kırılma tokluğu

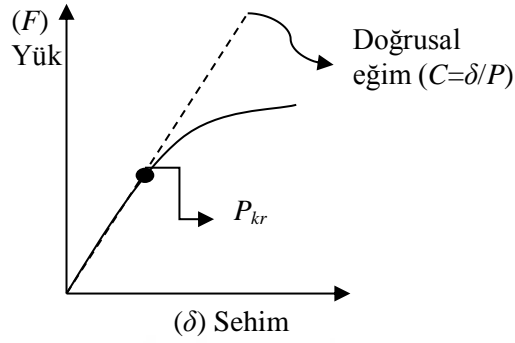
7.2.2.1. 3ENF (Three Point-End-Notched)

Bu metoda göre tabakalar arası kırılma tokluğu G_{IC} ;

$$G_{IC} = \frac{9F\delta a^2}{2b(2L^3 + 3a^3)} \quad (7.28)$$

eşitliği ile hesaplanır. Burada F ve δ , sırasıyla yük ve sehimdir. L : test numunesinin boyu, a : çatlak boyu, b ise test numunesinin eni olarak ifade edilir.

Yük ile sehim miktarı grafiğinin çizilmesi ile kritik yük ve sehim değeri elde edilir (Şekil 7.9).



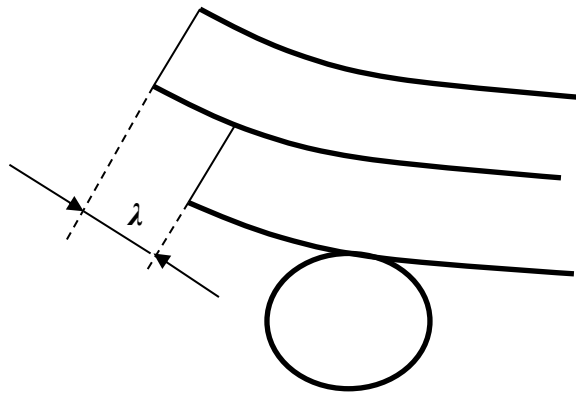
Şekil 7.9. 3ENF testi için tipik yük-sehim grafiği.

7.2.2.2. Mod II için tabakalar arası kırılma tokluğunun sayısal çözümü

Tabakalar arası kırılma tokluğu G_{IIc} değeri sayısal olarak,

$$G_{IIc} = \frac{3P_c \lambda}{8BH} \quad (7.29)$$

eşitliği ile hesaplanır. Burada λ : delaminasyon bölgesindeki tabakalar arası kayma miktarını vermektedir (Şekil 7.10).



Şekil 7.10. Delaminasyon bölgesindeki tabakalar arası kayma miktarı.

7.2.3. Mod I, Mod II ve Mod III Arasındaki Kırılma Tokluğu Bağıntısı

Mod I, Mod II ve Mod III arasında farklı yerel hasar kriterleri ve genelleştirilmiş yük durumu için şekil değiştirme enerji yayılım hızı bağıntısı;

$$\left(\frac{G_I}{G_{IC}}\right)^\alpha + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}}\right)^\beta + \left(\frac{G_{III}}{G_{IIIc}}\right)^\gamma = 1 \quad (7.30)$$

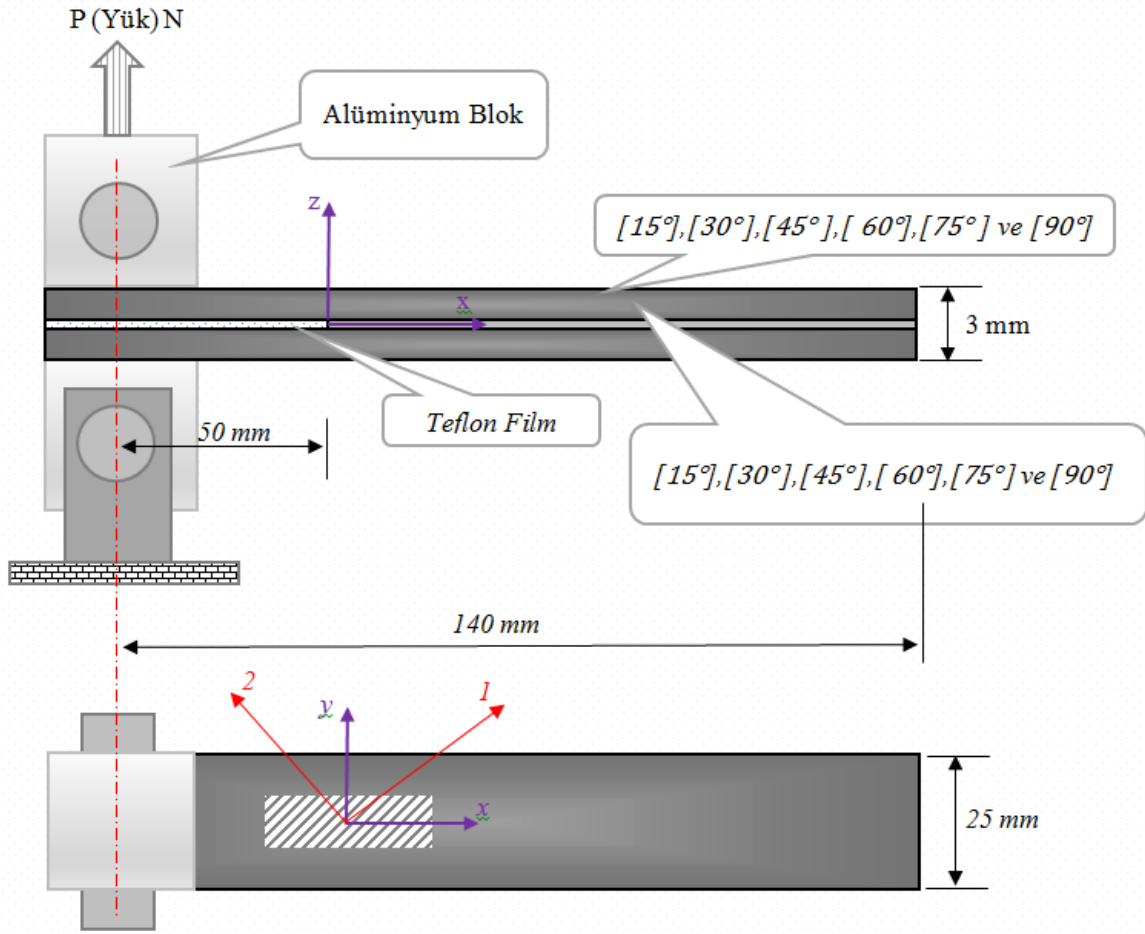
eşitliği ile hesaplanır. Burada (α, β, γ) kat sayıları karbon/epoksi tabakalı kompozitler için sırasıyla (1.0, 1.5, 1.0)'dir [11].

8-DENEYSEL ÇALIŞMA

Bu bölümde yapıştırıcı ile birleştirilmiş simetrik tabaka dizilimine sahip tabakalı kompozit levhaların ara yüzey kırılma tokluğunun mekanik davranışlarının araştırılması için yapılmış olan deneysel çalışmalar incelenmiştir. Deneysel çalışmalar *ASTM 5528-94a* standartlarına göre yapılmıştır.

8.1.DCB Test Numunelerinin Hazırlanması

Bu çalışmada takviye malzemesi olarak karbon fiber ile üretilmiş olan 25 mm genişlik ve 150 mm uzunluğa sahip tabakalı kompozit levhalar kullanılmıştır. Simetrik tabaka dizilimine sahip olan tabakalı kompozit levhalar arasında çatlak oluşumunun sağlanması için iki levha epoksi bazlı yapıştırıcı ile birleştirilmeden önce farklı θ° fiber oryantasyon ($\theta^\circ = 15, 30, 45, 60, 75$ ve 90) açılara sahip aynı tip levhaların arasına teflon film konulmuştur. Daha sonra yapıştırılan numuneler oda sıcaklığında belirli bir basınç altında sürekli rejime ulaşıncaya kadar bekletilmiştir. Epoksi bazlı yapışkanın sürekli rejime ulaşmasının sağlanmasından sonra çekme test cihazına bağlanacak levhaların uçlarına alüminyum bloklar yapıştırılmıştır (Şekil 8.1). Çalışmada *Pattex* marka *PU450* model yapıştırıcı kullanılmıştır. Sayısal çalışmalarda kullanılmak üzere epoksi bazlı yapıştırıcının bulk numuneleri standartlara uygun olarak dökülmüştür (Şekil 8.2). Epoksi bazlı yapışkanın mekanik özellikleri 10 kN kapasiteli *UTEST* universal çekme cihazında 0.5 mm/dak çekme hızında çekilerek tespit edilmiştir ve Tablo 8.1’de özetlenmiştir.



Şekil 8.1. DCB test numunesi ve boyutları.

Tablo 8.1. Tabakalı kompozit levhaların ve yapıştırıcının mekanik özellikleri.

Takviye doğrultusundaki elastisite modülü	E_1 (MPa)	172891
Takviye doğrultusuna dik doğrultudaki elastisite modülü	E_2 (MPa)	10796.66
Kayma modülü	G_{12} (MPa)	3638
Poisson oranı	ν_{12} (-)	0.32
Çekme dayanımı	X (MPa)	1440.105
Kayma dayanımı	S (MPa)	36.586
Yapıştırıcı elastisite modülü	$(E)_y$ (MPa)	331.3227
Yapıştırıcı Poisson oranı	$(\nu)_y$ (-)	0.4



Şekil 8.2. Bulk numunesi.

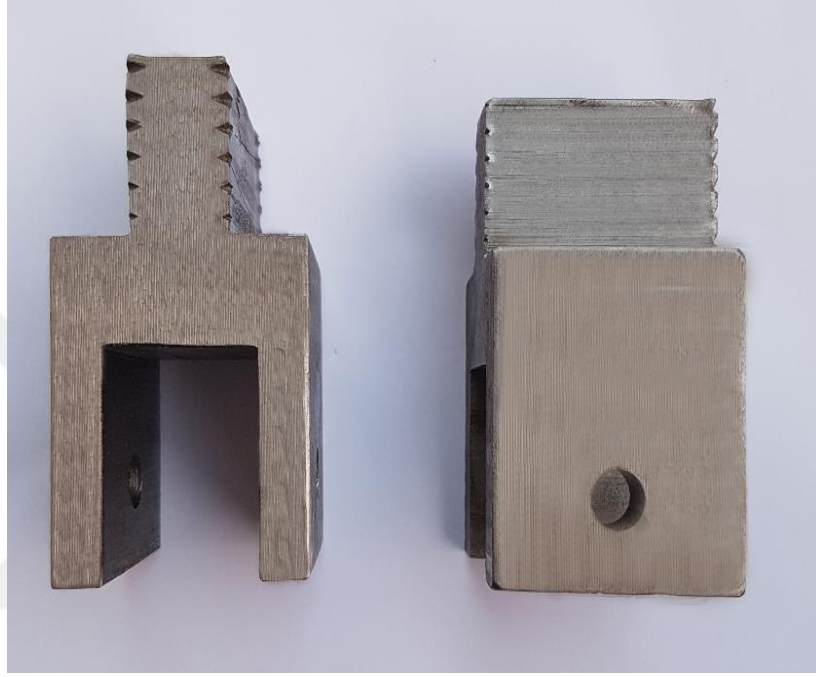
8.2.DCB Testi

Deneyler 10 KN kapasiteli *UTEST* üniversal çekme cihazında 0.5 mm/dak çekme hızında gerçekleştirilmiştir. Şekil 8.3’de görülen çekme cihazından elde edilen yük-yer değiştirme verileri bilgisayar yardımı ile grafiklere dönüştürülmekte ve grafikten elde edilen veriler işlenmektedir.



Şekil 8.3.Çekme test cihazı.

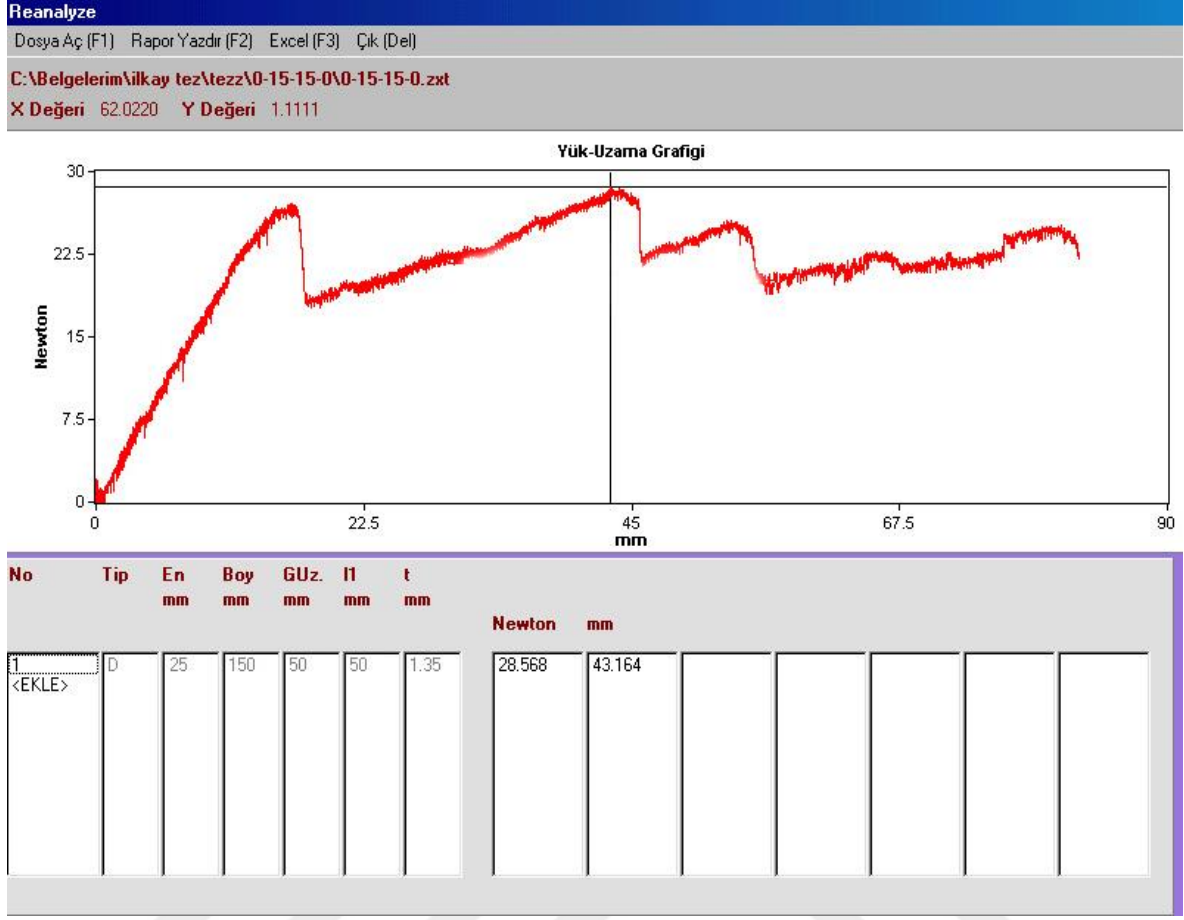
Numunelerin çekme cihazına bağlanması için üzerinde pim delikleri bulunan kalıp aparatlar hazırlanmış ve çekme cihazının çenelerine bağlanmıştır. Hazırlanan deney numunelerine ise üzerlerinde pim delikleri bulunan alüminyum bloklar sabitlenmiştir. Hazırlanan numuneler alüminyum blokları ile çekme cihazının iki çenesi arasında bulunan kalıp aparatlara pimler vasıtasıyla mesnetlenmiştir (şekil 8.4).



Şekil 8.4. Deney numunelerini çekme cihazına bağlayan kalıp aparatlar.

Numunelerin test cihazına bağlanmasına müteakip deneye başlanmış yük-yer değiştirme grafiği bilgisayar monitöründen izlenmiştir. Ayrıca deney esnasında numunedeki çatlak açılma miktarları da gözlemlenmiş ve gerekli veriler kayıt altına alınmıştır.

Grafikler deneyler sonucunda çekme test cihazının kaydetmiş olduğu veriler vasıtasıyla çizdirilmiştir. Çekme test cihazı yük hücreleri tarafından algılanan ve bilgisayara aktarılan veriler Şekil 8.5'te görülen bir ekran ara yüzü ile takip edilebilmektedir.



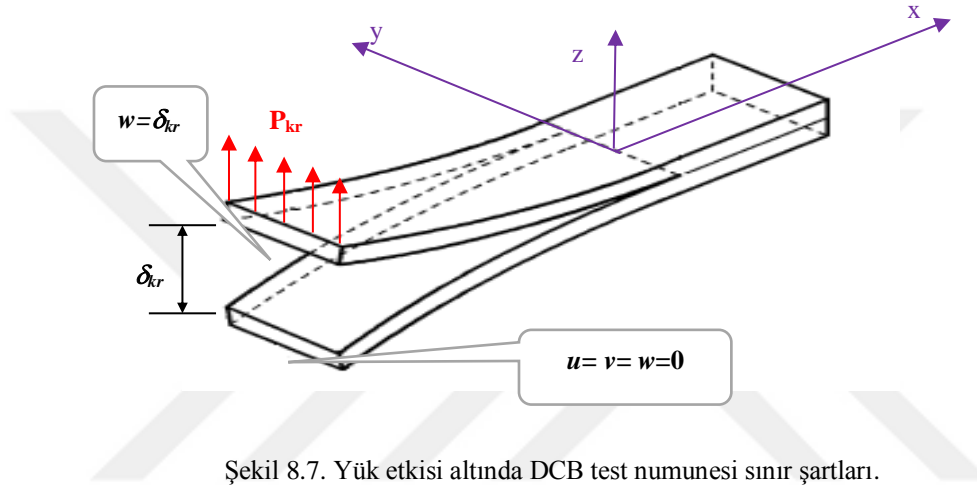
Şekil 8.5. Çekme test cihazı bilgisayar ara yüz ekranı.

Çekme cihazı bilgisayar alt yapısı ara yüzünden alınan yük-yer değiştirme grafiği aynı zamanda veri dosyası olarak kaydedilerek çizgisel grafiklerin daha sonradan çekme cihazından bağımsız bir şekilde çizdirilebilmesine imkan sağlamaktadır.

Deneyde çekme cihazının alt çenesi sabit konumda iken üst çeneye levhanın eksenini doğrultusunda (z-ekseni) hareket verilerek çekme yükü uygulanmıştır (Şekil 8.6). Sabit çeneye ve üst çeneye aynı simetrik tabaka dizilimine sahip olan tabakalı kompozit levhalar mesnetlenmiştir (Şekil 8.7)



Şekil 8.6. DCB test numunesi.



Şekil 8.7. Yük etkisi altında DCB test numunesi sınır şartları.

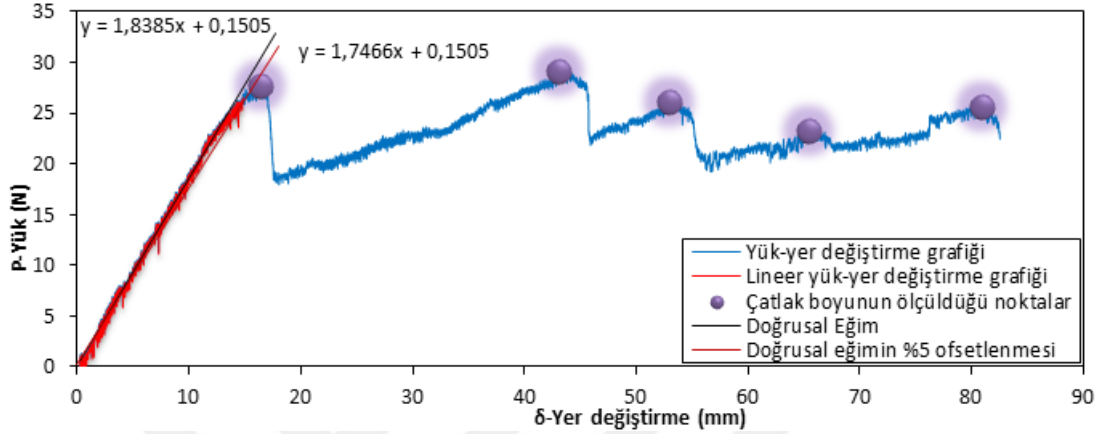
Deneyde kullanılmak üzere hazırlanmış olan numuneler ve özellikleri Tablo8.2’de gösterilmiştir.

Tablo 8.2. Deneyde kullanılan numuneler ve özellikleri.

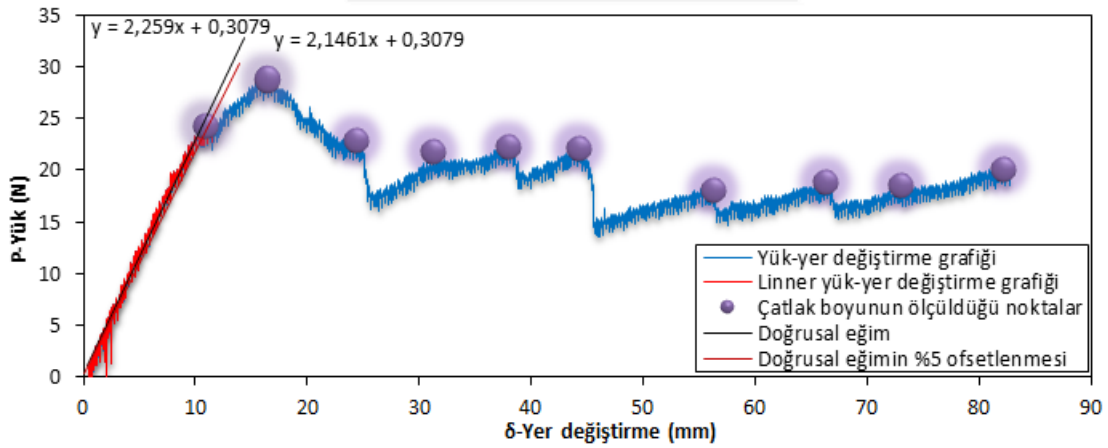
Fiber Takviye Açısı ve Tabaka Dizilimi	Numune Kalınlığı (mm)	Yapışkan Kalınlığı (mm)
$[0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ]_{-1}$	1.35	0.26
$[0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ]_{-2}$	1.35	0.39
$[0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ]_{-1}$	1.35	0.39
$[0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ]_{-2}$	1.35	0.34
$[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]_{-1}$	1.33	0.36
$[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]_{-2}$	1.33	0.25
$[0^\circ/60^\circ/60^\circ/0^\circ]_{-1}$	1.3	0.1
$[0^\circ/60^\circ/60^\circ/0^\circ]_{-2}$	1.3	0.1
$[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]_{-1}$	1.3	0.1
$[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]_{-2}$	1.3	0.1
$[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]_{-1}$	1.3	0.1
$[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]_{-2}$	1.3	0.1

8.3. DCB Testi Sonucunda Elde Edilen Yük-Yer Değişirme Grafikleri

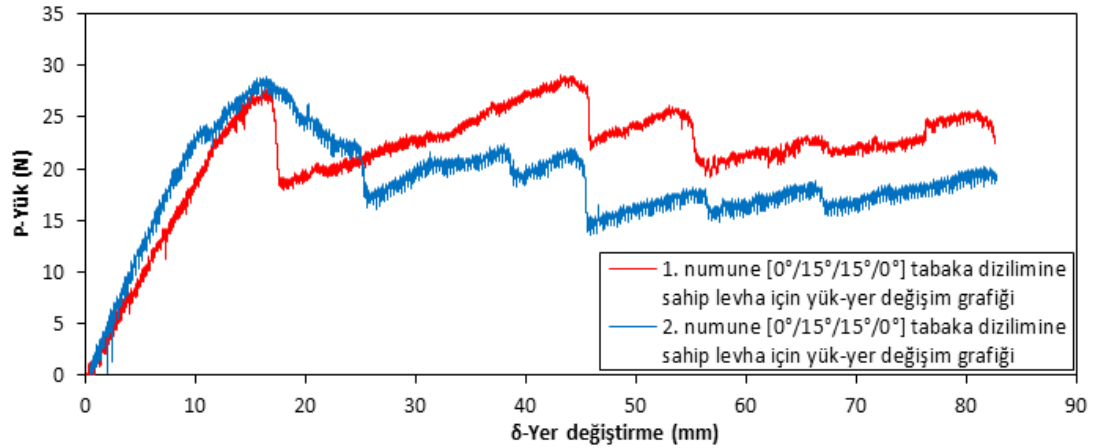
Deney sırasında z eksenini boyunca çatlak açılma miktarına karşılık (δ), çatlak ilerleme miktarı belirli aralıklarla (yük ani düşüş noktaları) belirlenmiş ve Şekil 8.8-26 arasındaki grafiklerde sunulmuştur.



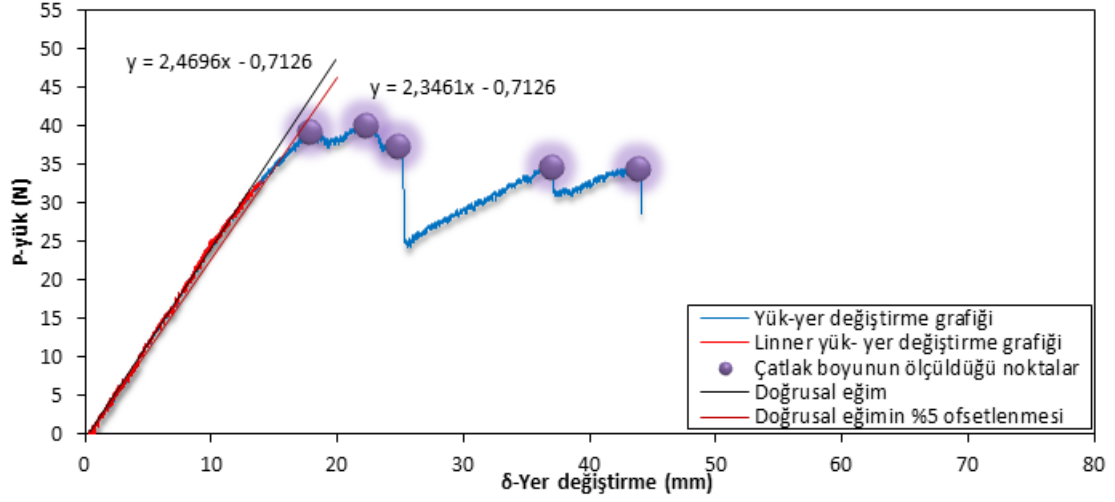
Şekil 8.8. [0°/15°/15°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numuneye ait yük-yer değişirme grafiği.



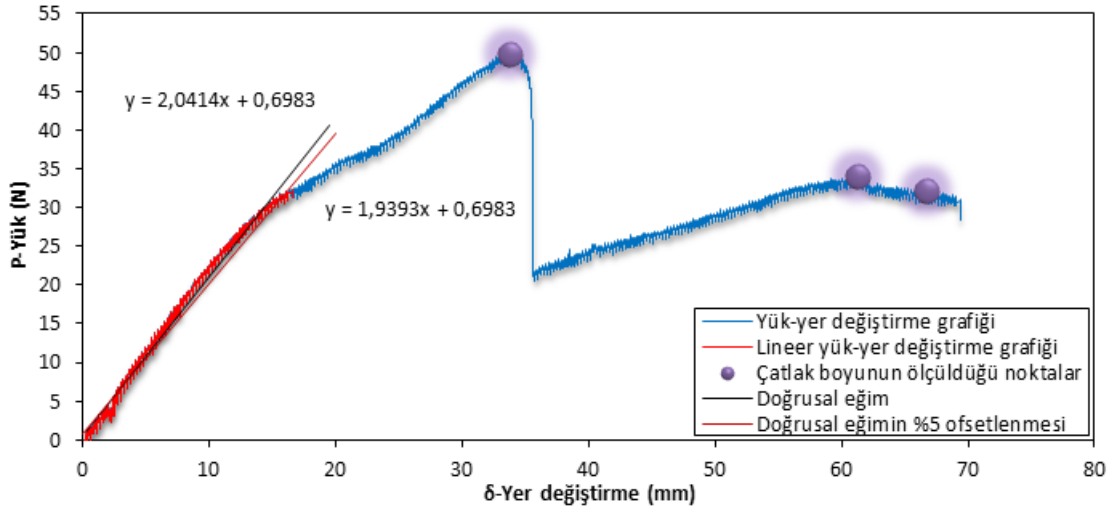
Şekil 8.9. [0°/15°/15°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numuneye ait yük-yer değişirme grafiği.



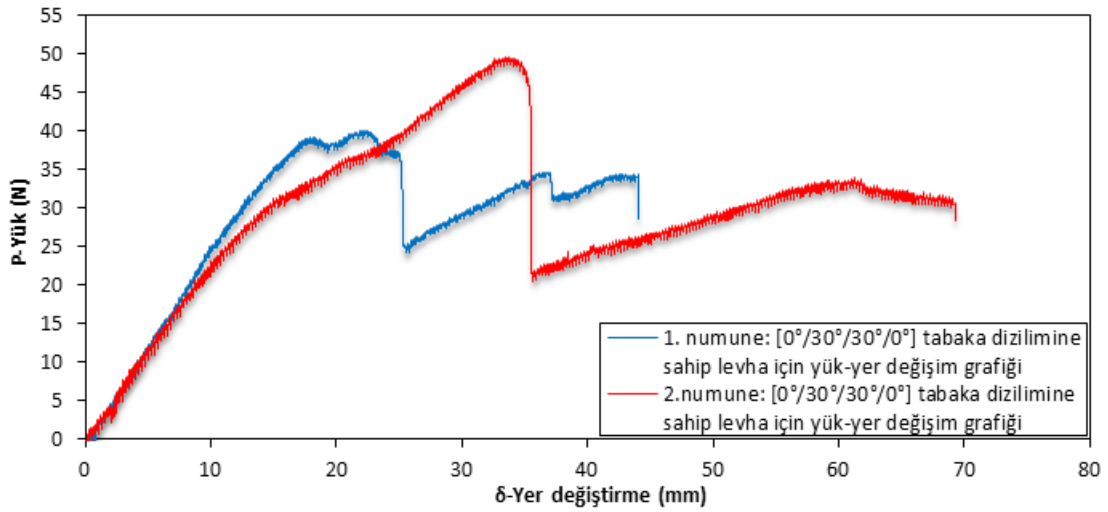
Şekil 8.10. [0°/15°/15°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. ve 2. numunelere ait yük-yer değişirme grafikleri.



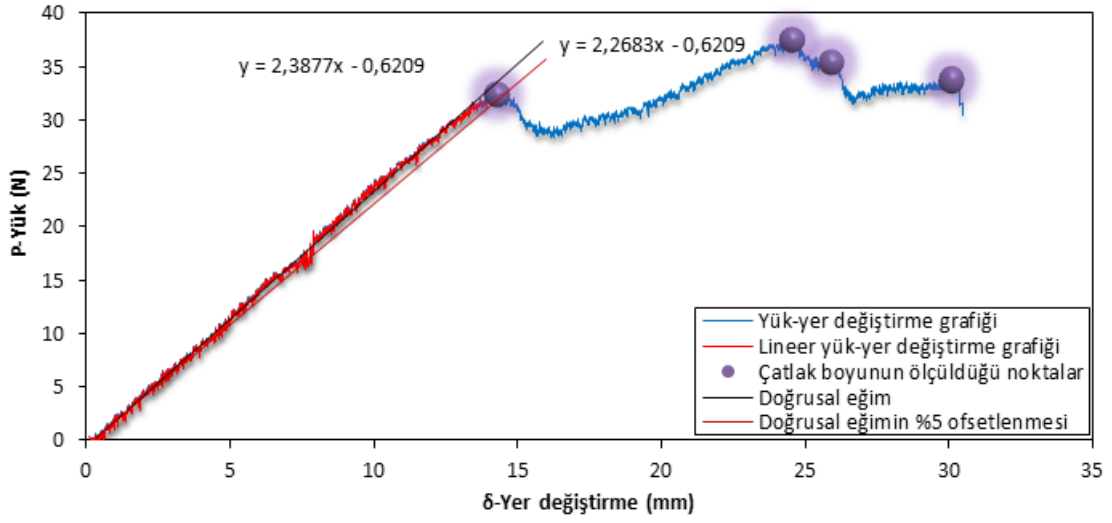
şekil 8.11. $[0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.



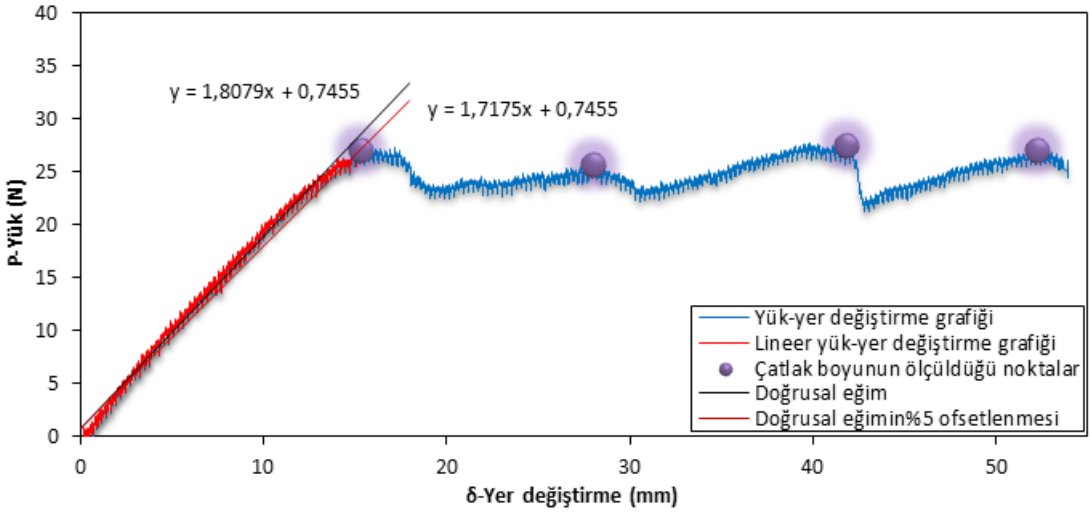
şekil 8.12. $[0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 2. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.



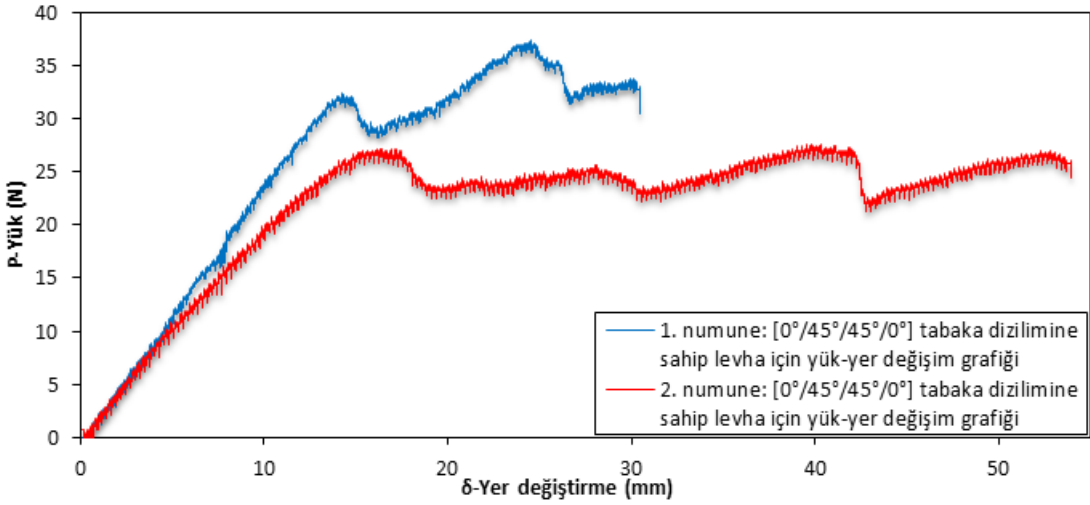
şekil 8.13. $[0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. ve 2. numunelere ait yük-yer değiştirme grafikleri.



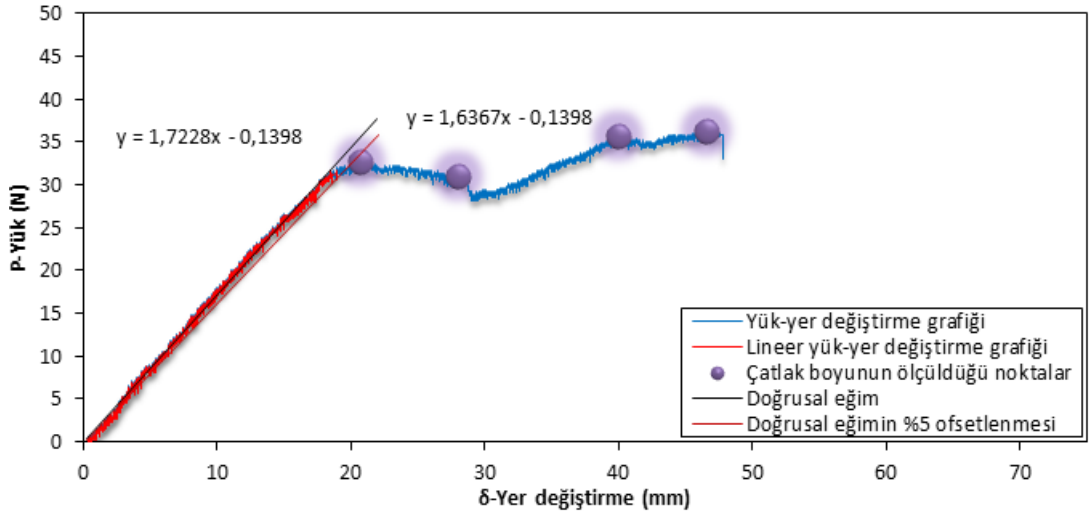
Şekil 8.14. $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.



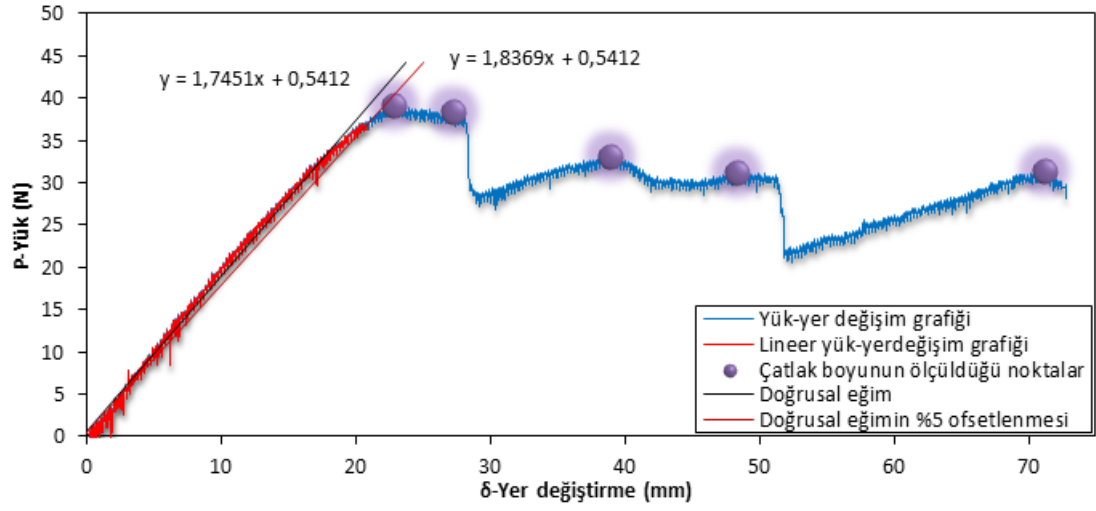
Şekil 8.15. $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 2. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.



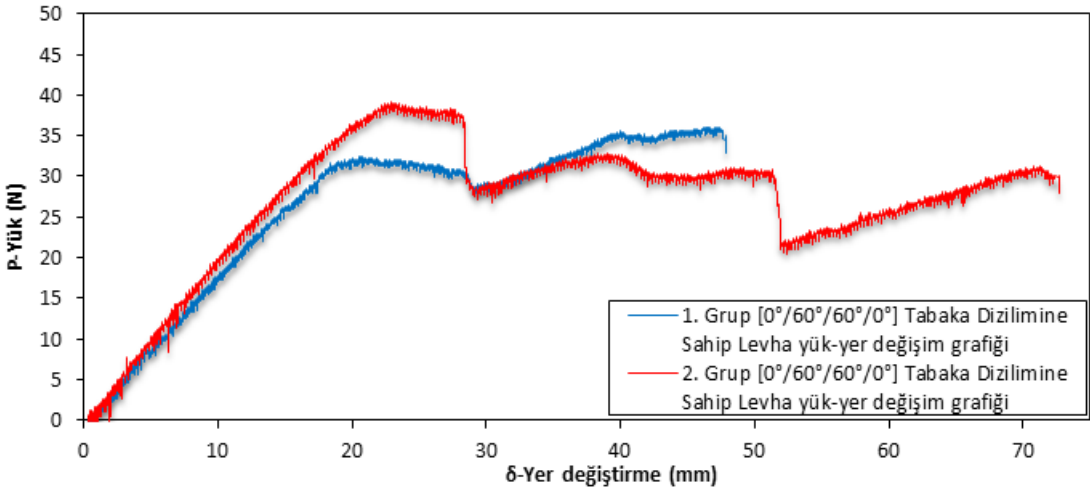
Şekil 8.16. $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. ve 2. numunelere ait yük-yer değiştirme grafikleri.



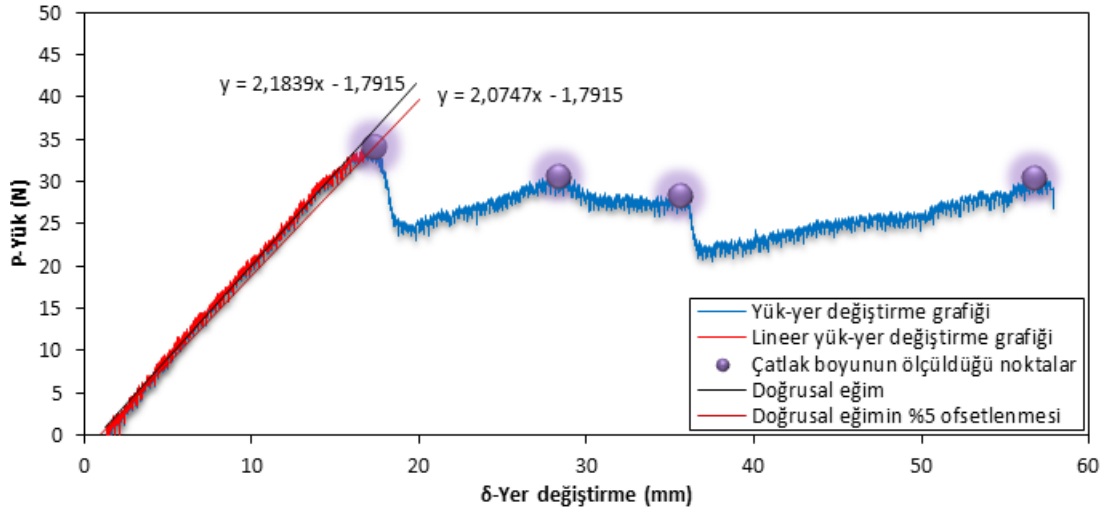
Şekil 8.17. $[0^\circ/60^\circ/60^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.



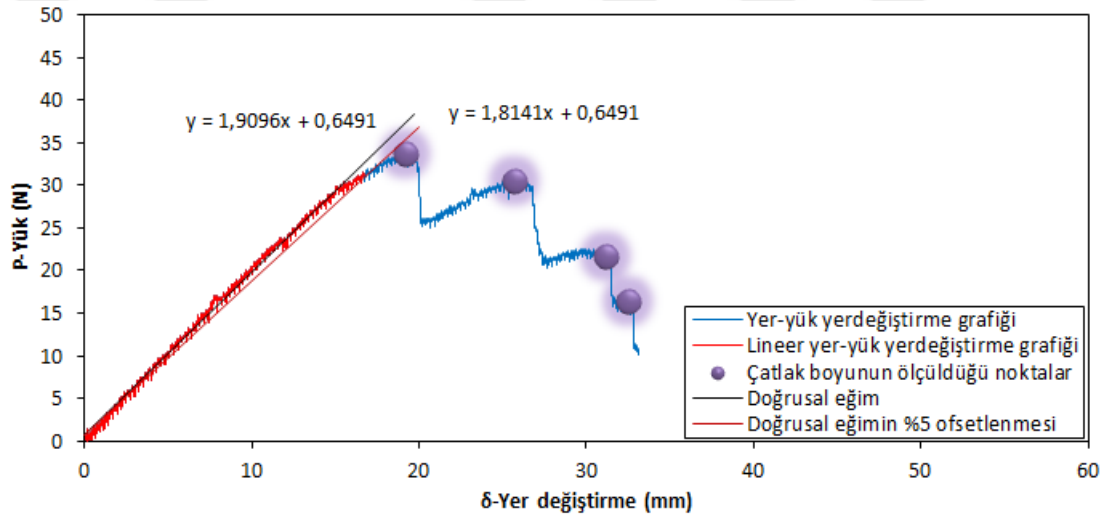
Şekil 8.18. $[0^\circ/60^\circ/60^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 2. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.



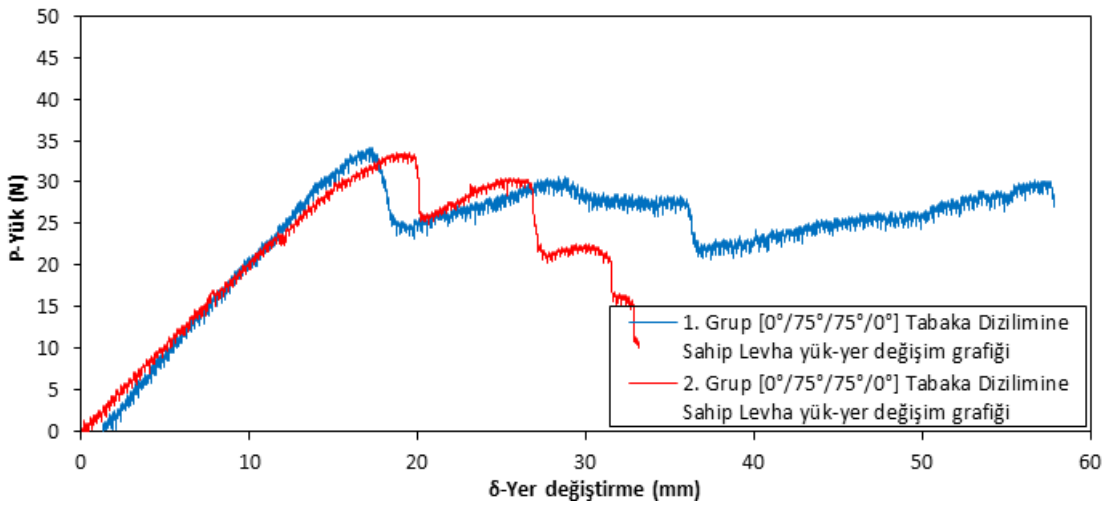
Şekil 8.19. $[0^\circ/60^\circ/60^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. ve 2. numunelere ait yük-yer değiştirme grafikleri.



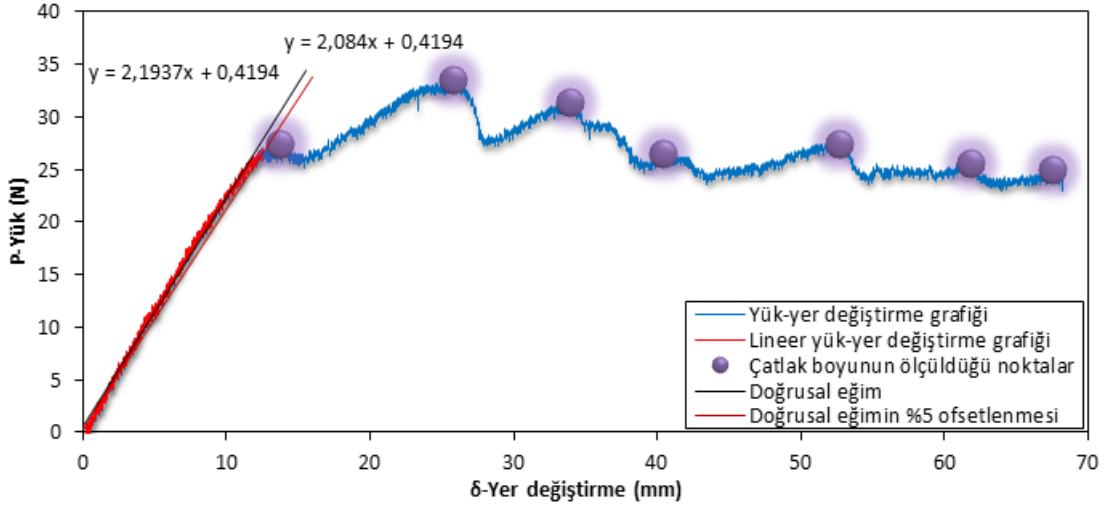
Şekil 8.20. $[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.



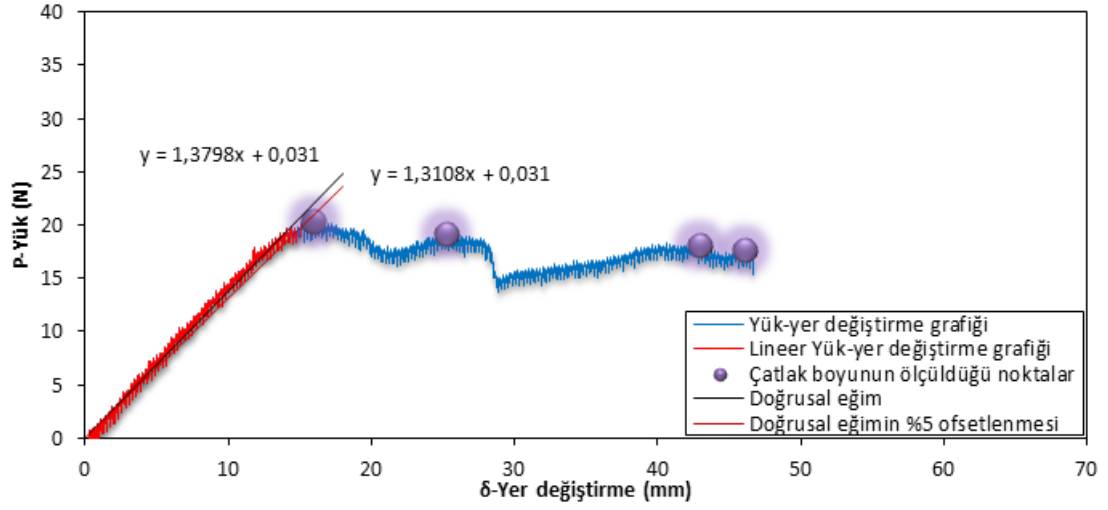
Şekil 8.21. $[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 2. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.



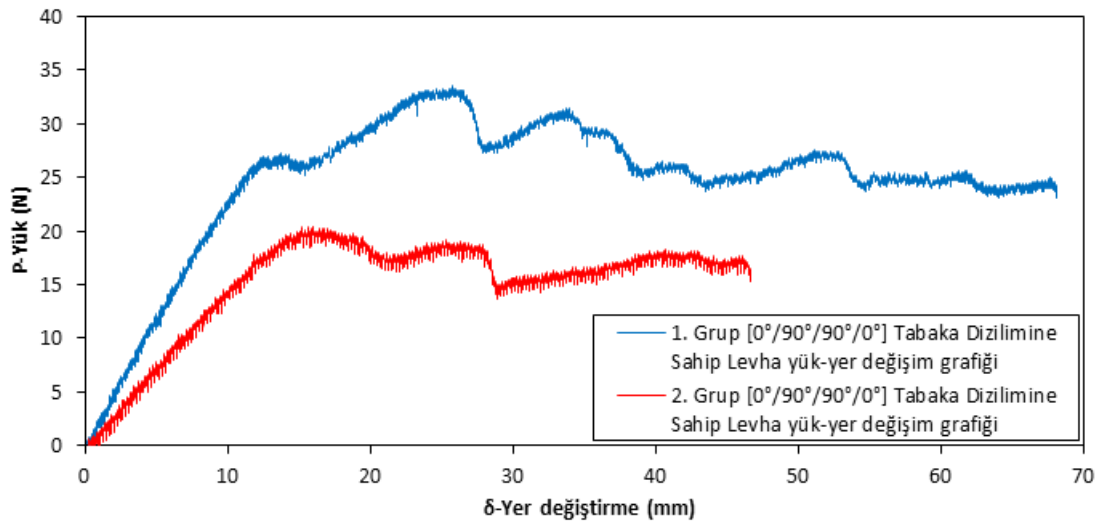
Şekil 8.22. $[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. ve 2. numunelere ait yük-yer değiştirme grafikleri.



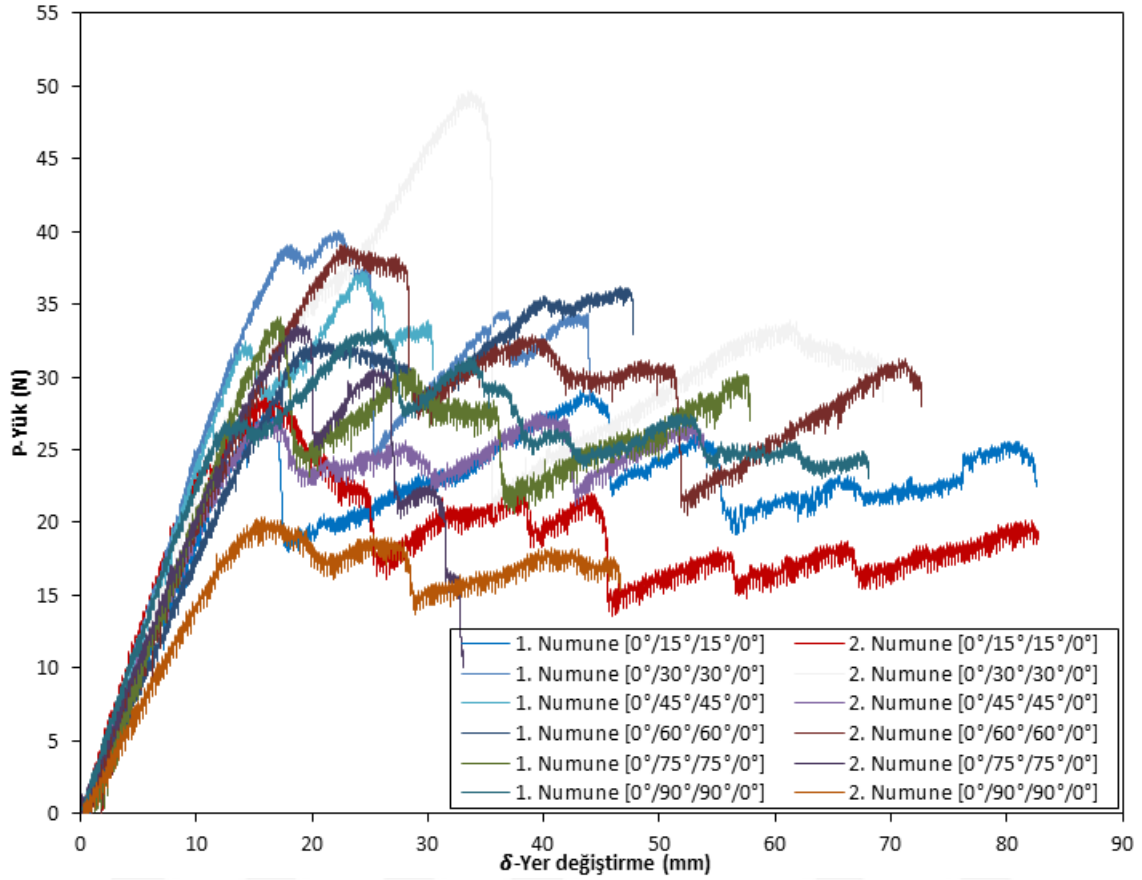
şekil 8.23. [0°/90°/90°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.



şekil 8.24. [0°/90°/90°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.



şekil 8.25. [0°/90°/90°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. ve 2. numunelere ait yük-yer değiştirme grafikleri.

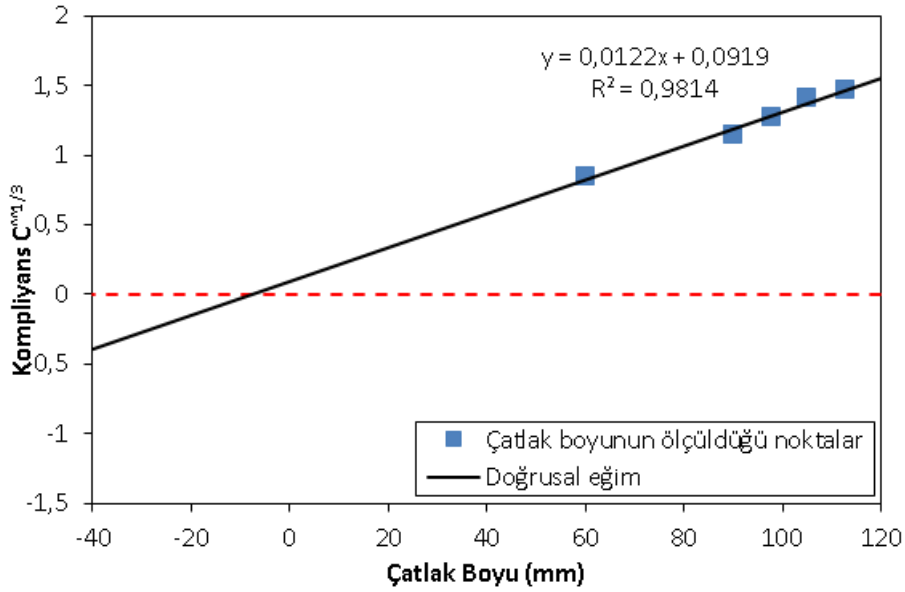


şekil 8.26. $[0^\circ/\theta^\circ/\theta^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip tüm numuneye ait yük-yer değiştirme grafiği.

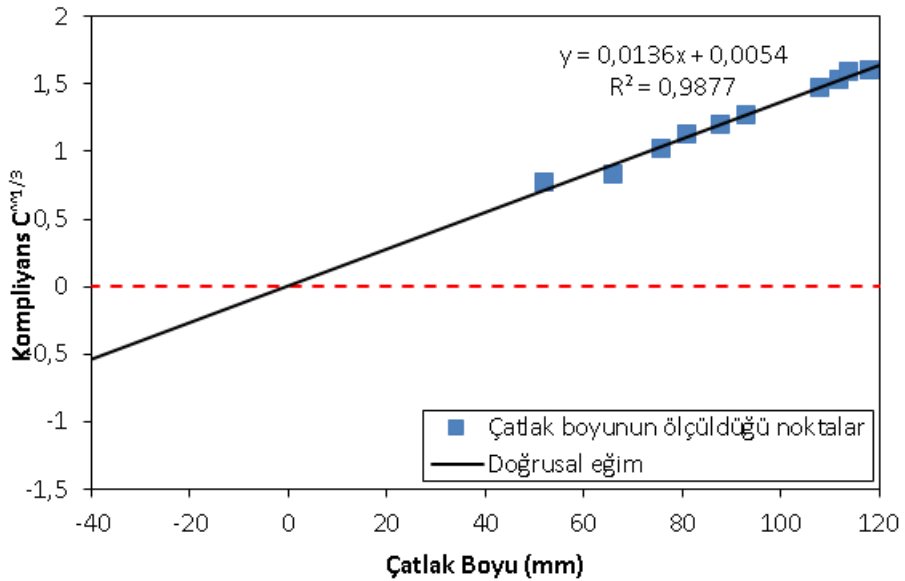
Deney sonucunda tüm θ° fiber oryantasyon açlarına sahip tabakalı kompozit levhalar için levhaların yük-yer değiştirme grafikleri çizilerek çatlak ilerlemesini başlatan kritik yük (P_{kr}) ve yer değiştirme (δ_{kr}) değerleri hesaplanmıştır. şekilde tüm θ° fiber oryantasyon açılı tabakalı kompozit levhalar için yer-yük değiştirme grafikleri gösterilmiştir. Grafiklerde başlangıçtaki doğruların denklemleri çıkarılmış daha sonra ise doğrular %5 ofsetlenerek eğrilerin grafikleri kestiği noktalar belirlenmiştir. Doğruların grafikleri kestiği noktaların koordinatları DCB testi için kritik yük ve yer değiştirme değerleridir. G_{ic} değerlerinin hesaplanması için DCB testinden elde edilen veriler kullanılmıştır. G_{ic} değerlerinin hesaplanmasında MBT Metot, CC Metot ve MCC Metot olmak üzere üç farklı metot kullanılmıştır.

8.4 MBT (Modified Beam Theory) Metot

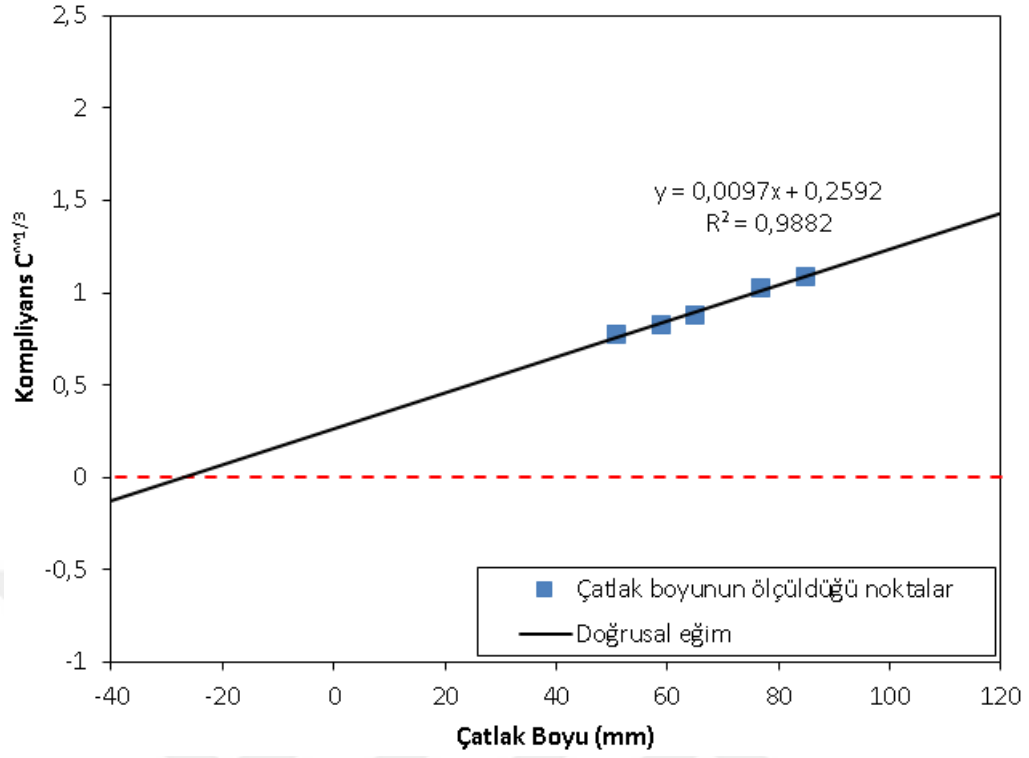
Bu metoda göre G_{ic} değeri (7.23) bağıntısı ile hesaplanır. (7.23) bağıntısında Δ ise düzeltme faktörü olarak tanımlanır. Δ , yer değiştirmenin deplasman oranını olan δ/P kompiyansın $(C)^{1/3}$. kuvvetinin çatlak ilerleme miktarı ile değişim grafiğinin çizilmesi ile elde edilir. Şekil 8.26 ile Şekil 8.38 arasındaki grafiklerde deneylerde kullanılan numuneler için elde edilen düzeltme faktörü grafikleri verilmiştir.



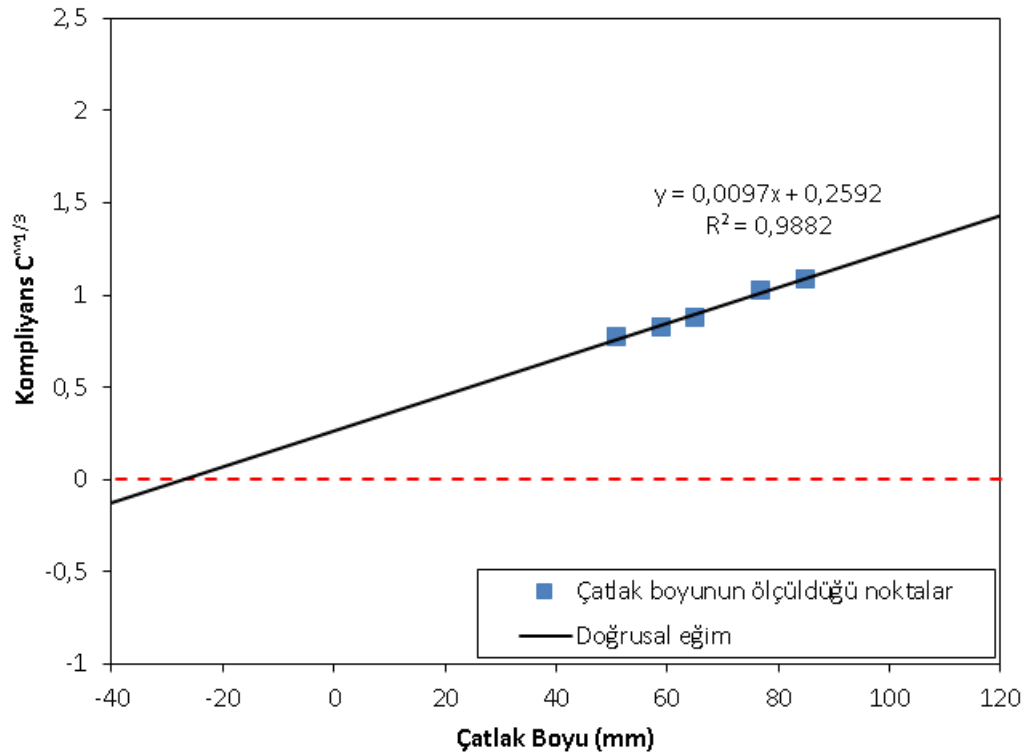
Şekil 8.27. $[0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.



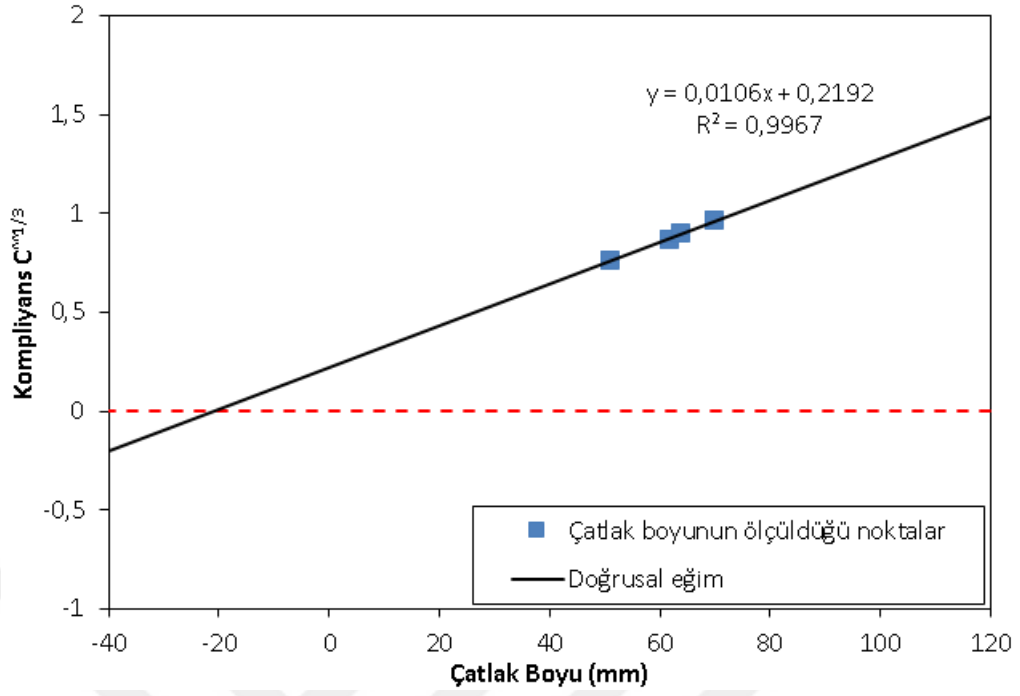
Şekil 8.28. $[0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 2. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.



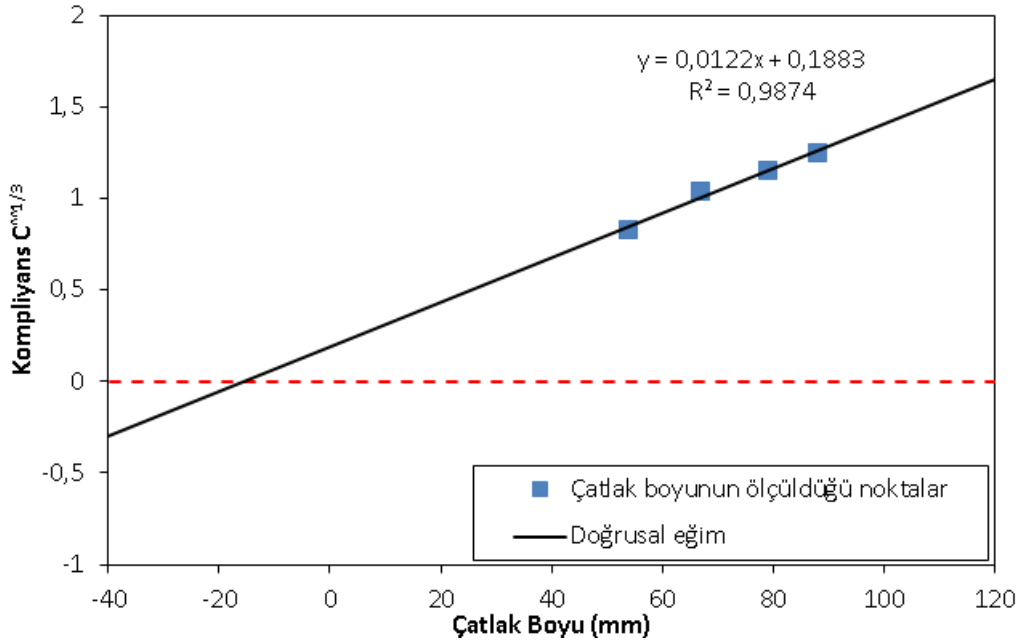
Şekil 8.29. $[0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.



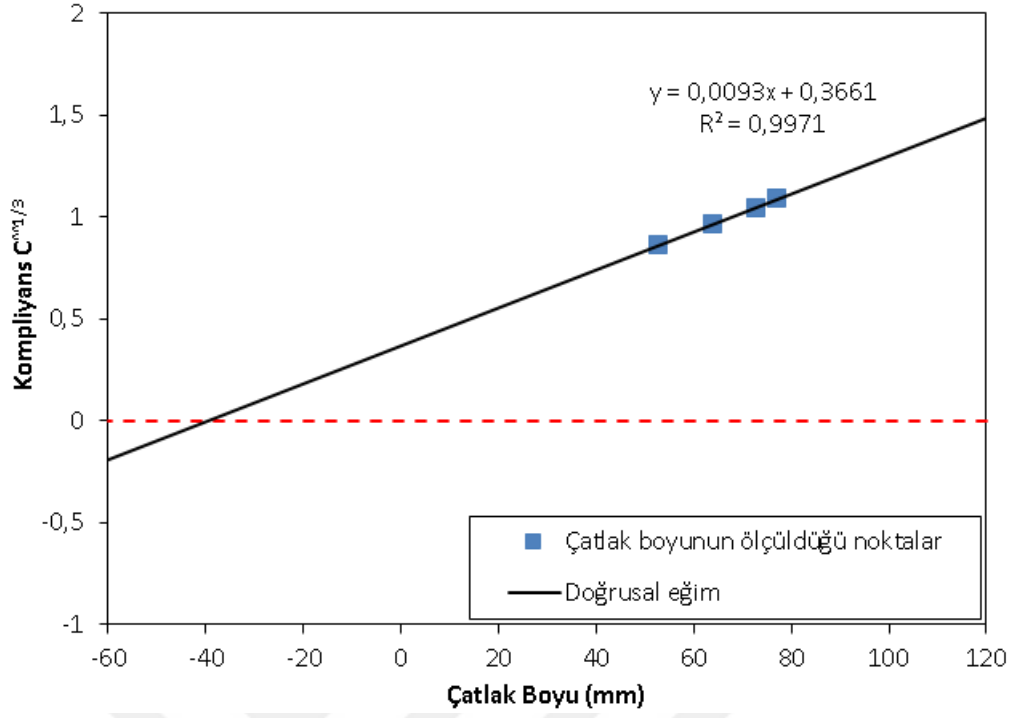
Şekil 8.30. $[0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 2. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.



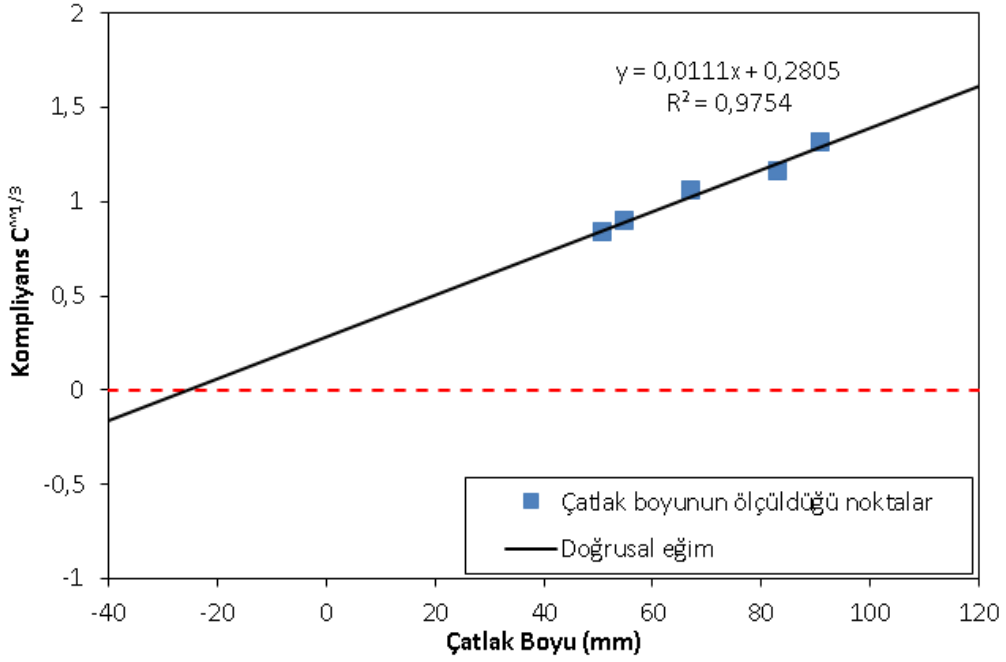
Şekil 8.31. $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.



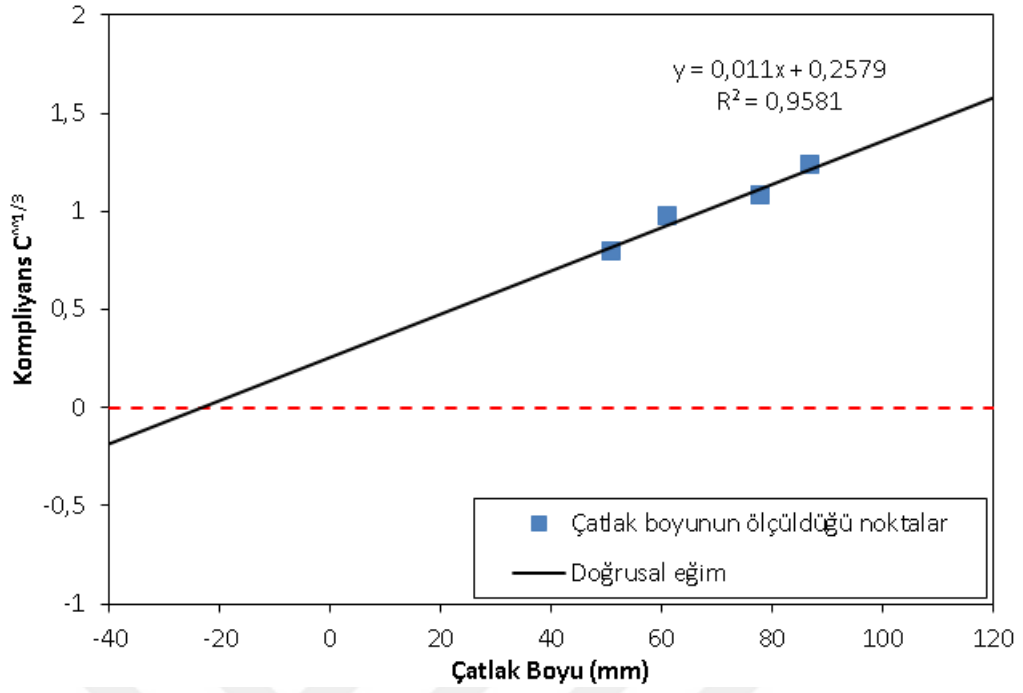
Şekil 8.32. $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 2. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.



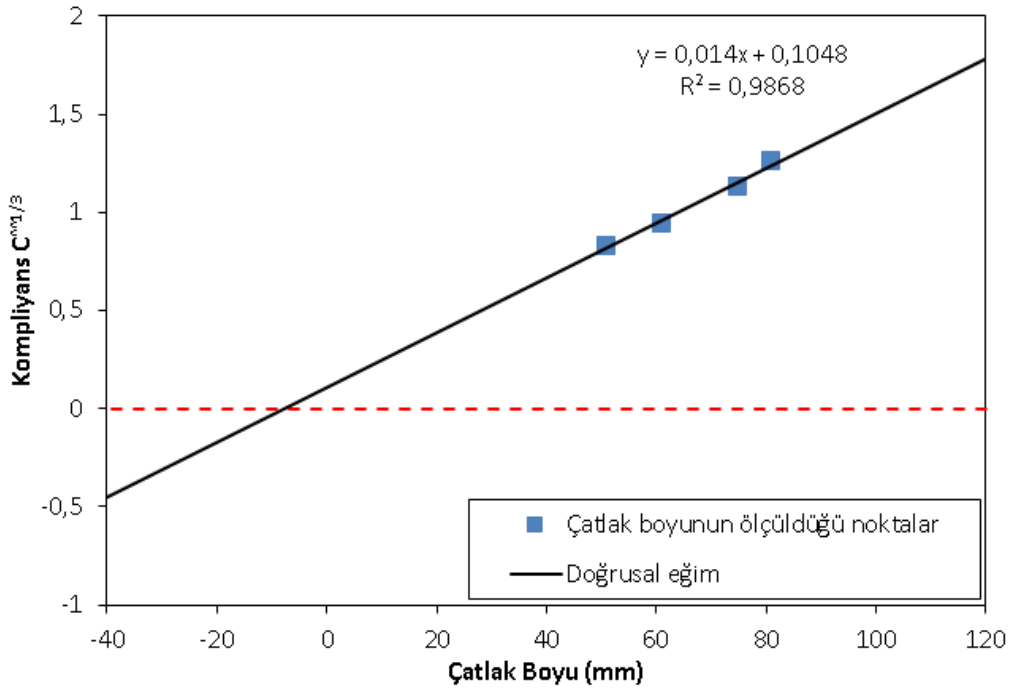
Şekil 8.33. $[0^\circ/60^\circ/60^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.



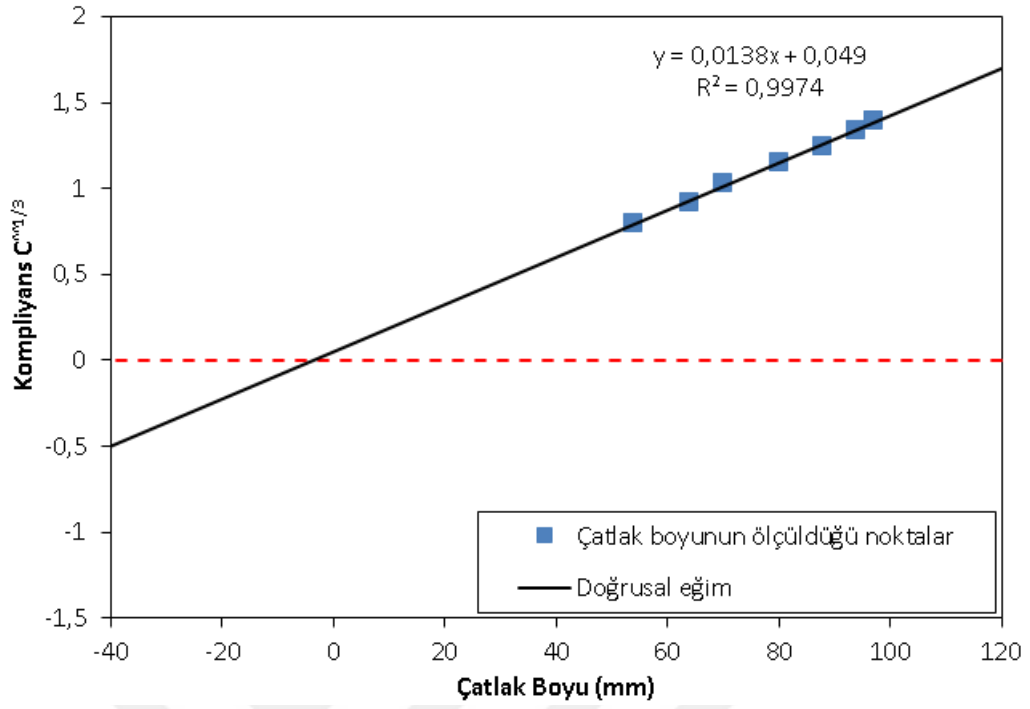
Şekil 8.34. $[0^\circ/60^\circ/60^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 2. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.



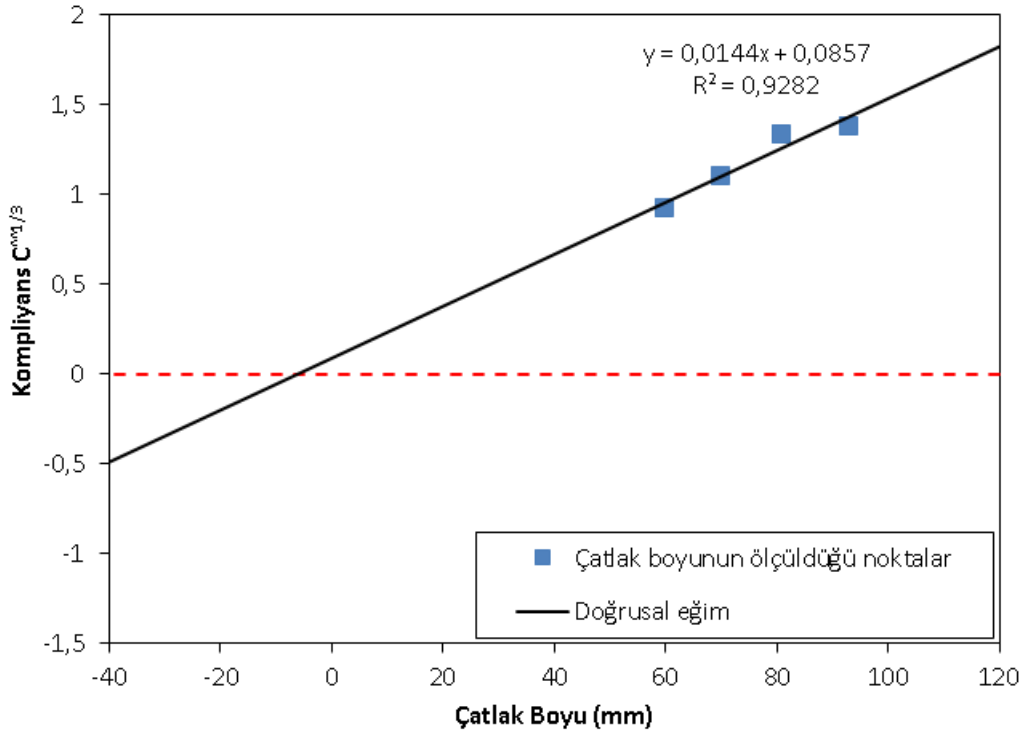
Şekil 8.35. $[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.



Şekil 8.36. $[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 2. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.



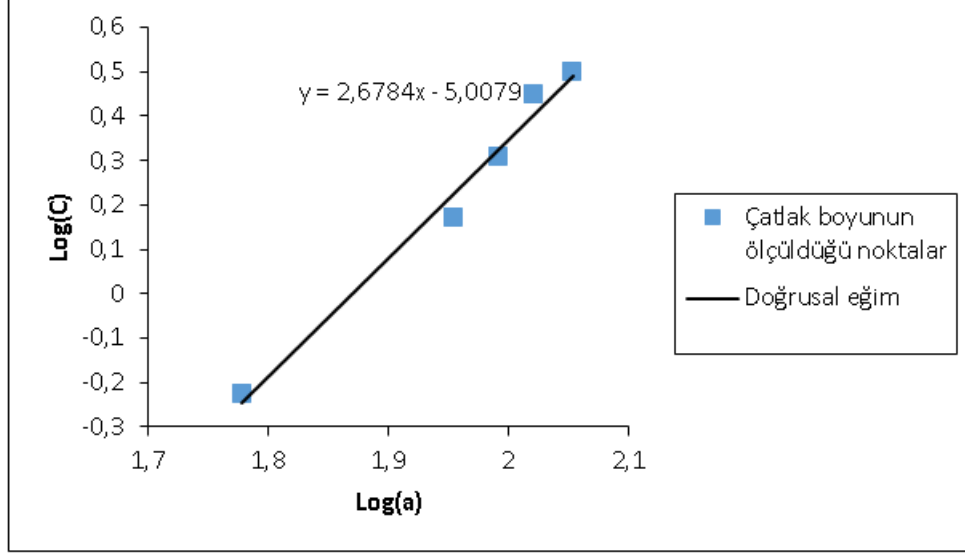
Şekil 8.37. $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.



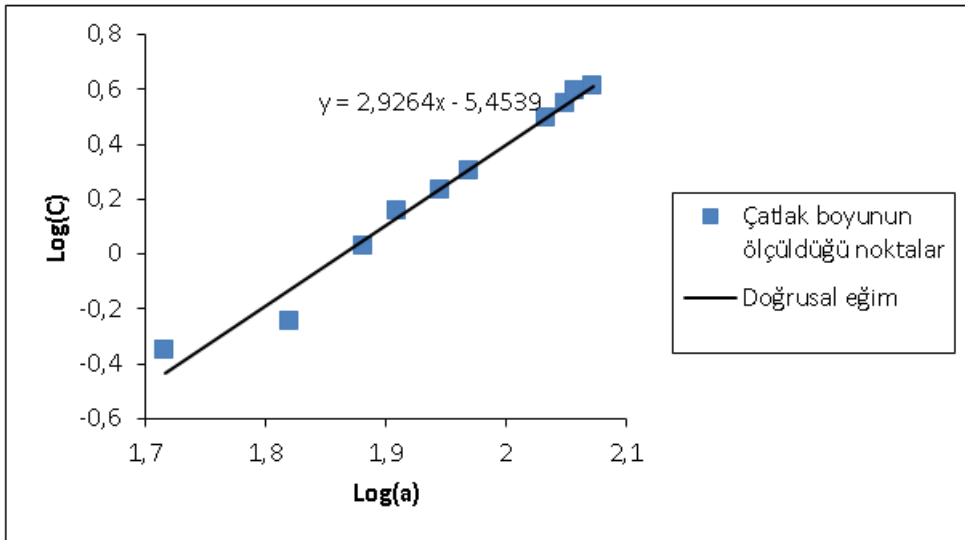
Şekil 8.38. $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 2. numune için MBT metoduna göre düzeltme faktörünün hesaplanması.

8.5 CC (Compliance Calibration) Metot

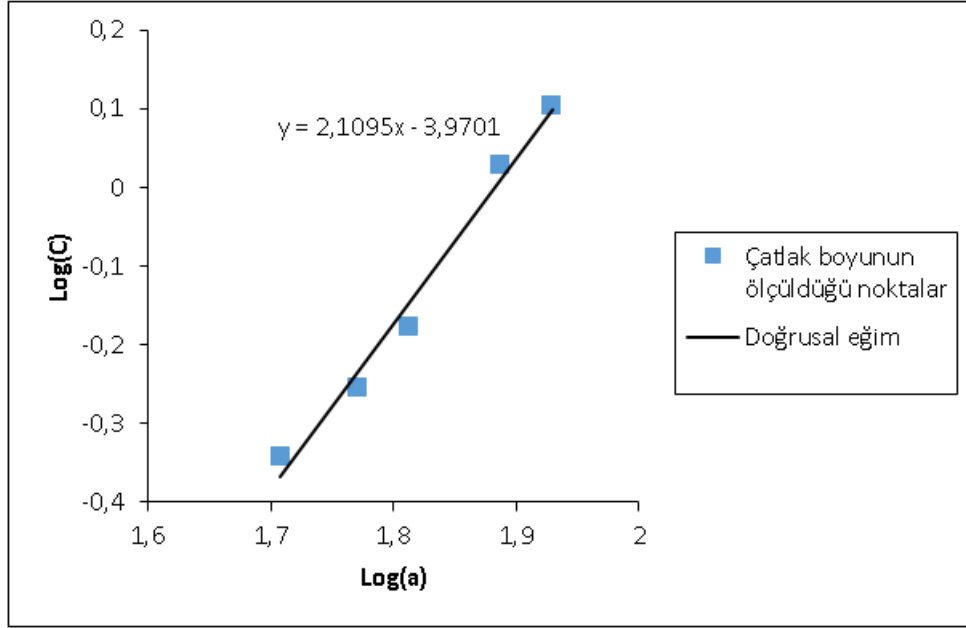
Bu metoda göre G_{ic} değeri (7.24) bağıntısı ile hesaplanır. Burada n , yatayda $\log(a)$ ve düşeyde $\log(C)$ için çizilecek olan grafikten elde edilen doğrusal eğimdir. Şekil 8.39 ile 8.50 arasındaki grafiklerde CC Metot için her bir deney numunesi için elde edilen doğrusal eğimler grafikler halinde sunulmuştur.



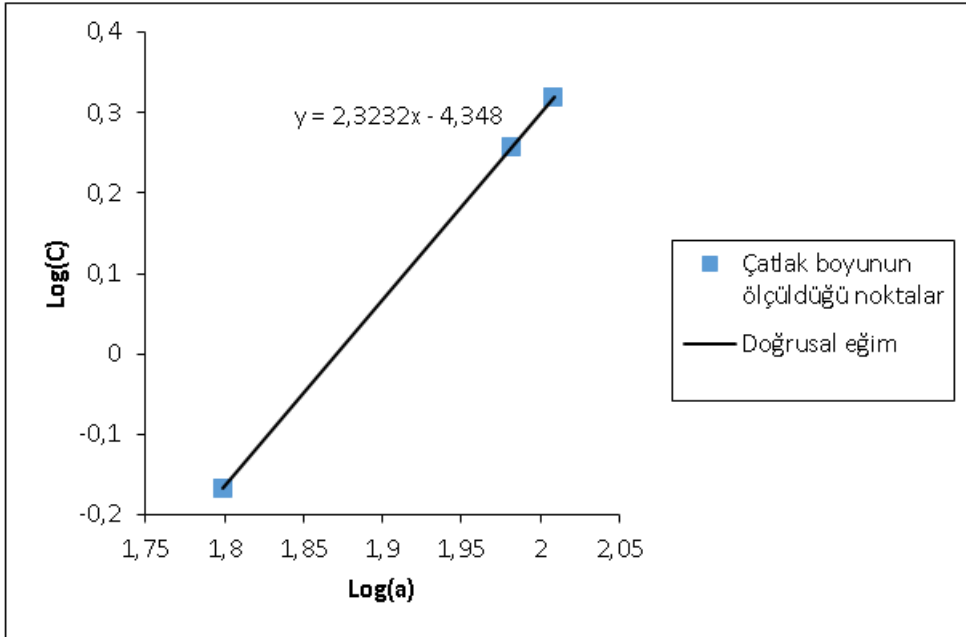
Şekil 8.39. $[0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.



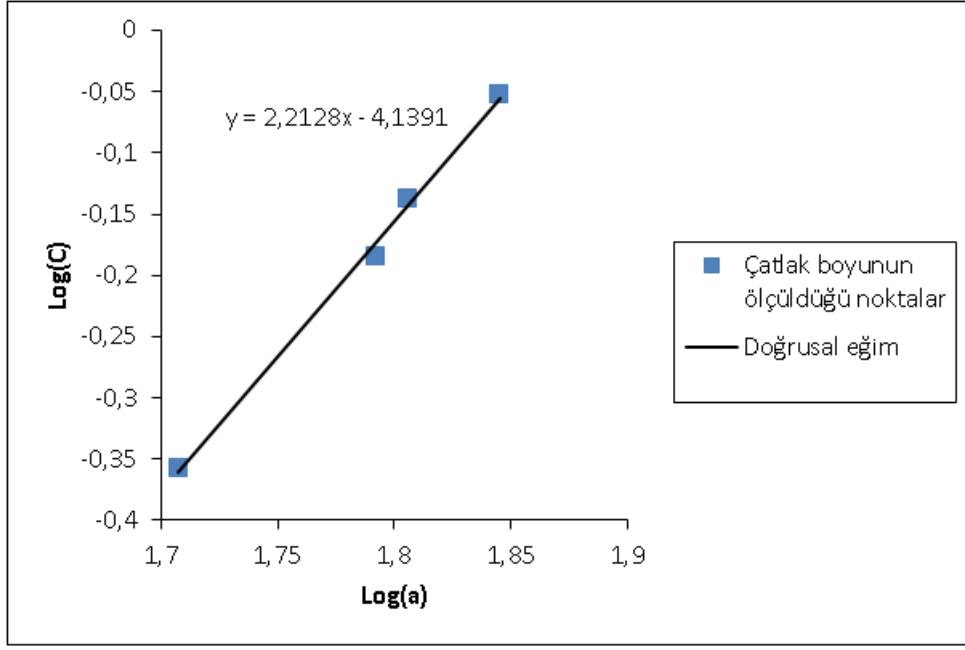
Şekil 8.40. $[0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 2. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.



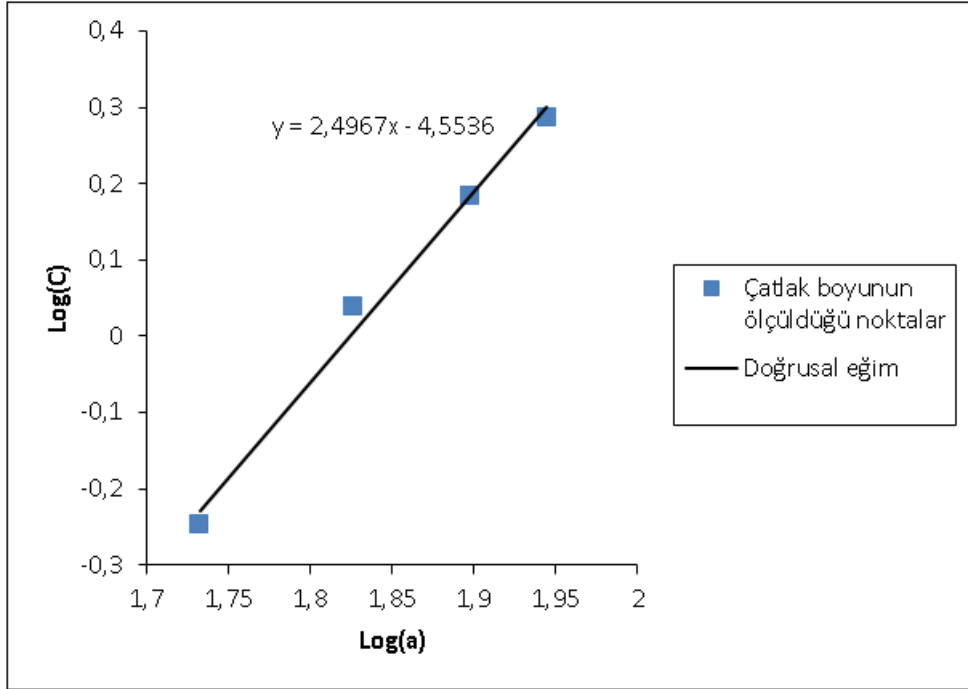
Şekil 8.41. [0°/30°/30°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.



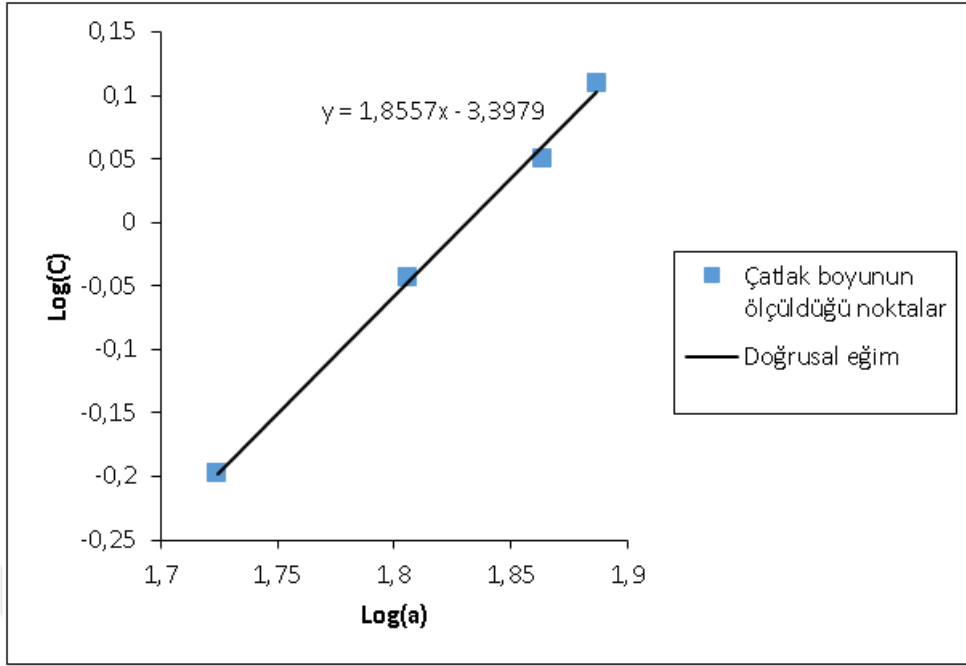
Şekil 8.42. [0°/30°/30°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.



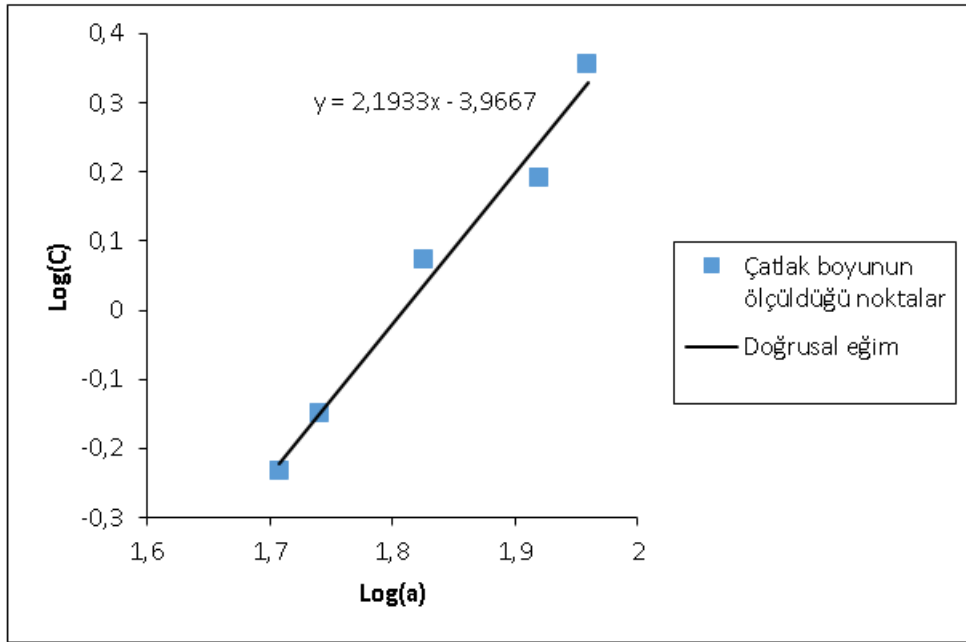
Şekil 8.43. $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.



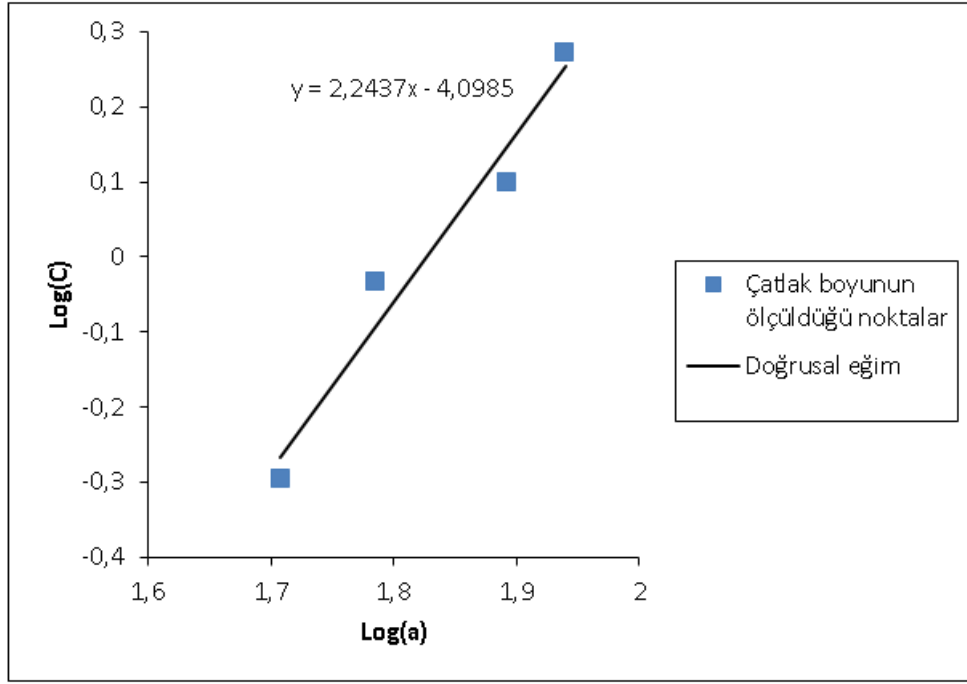
Şekil 8.44. $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 2. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.



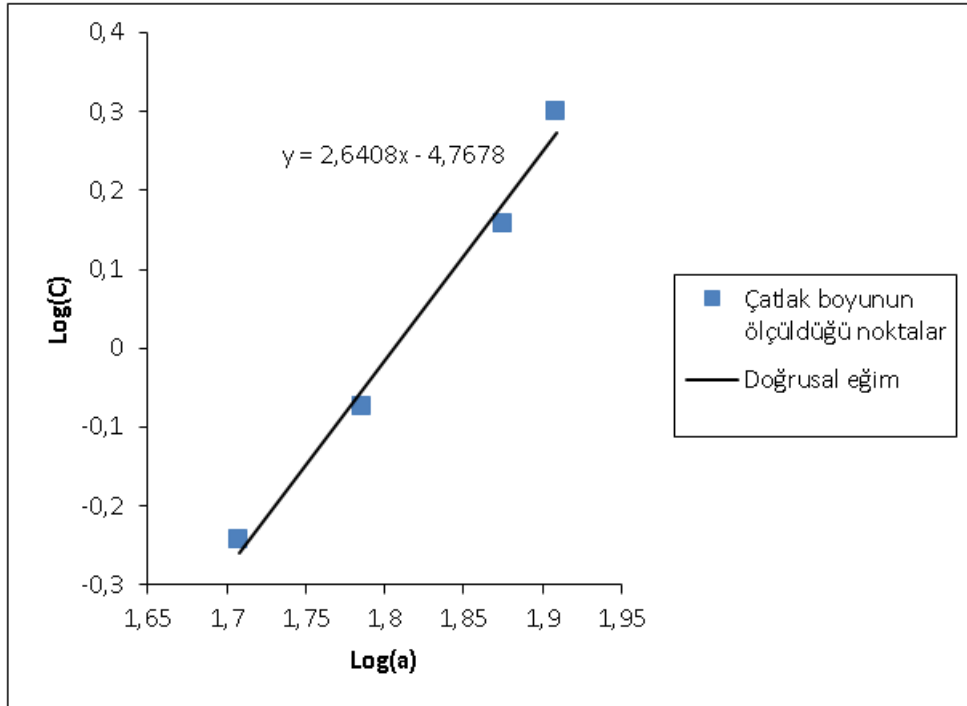
Şekil 8.45. [0°/60°/60°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.



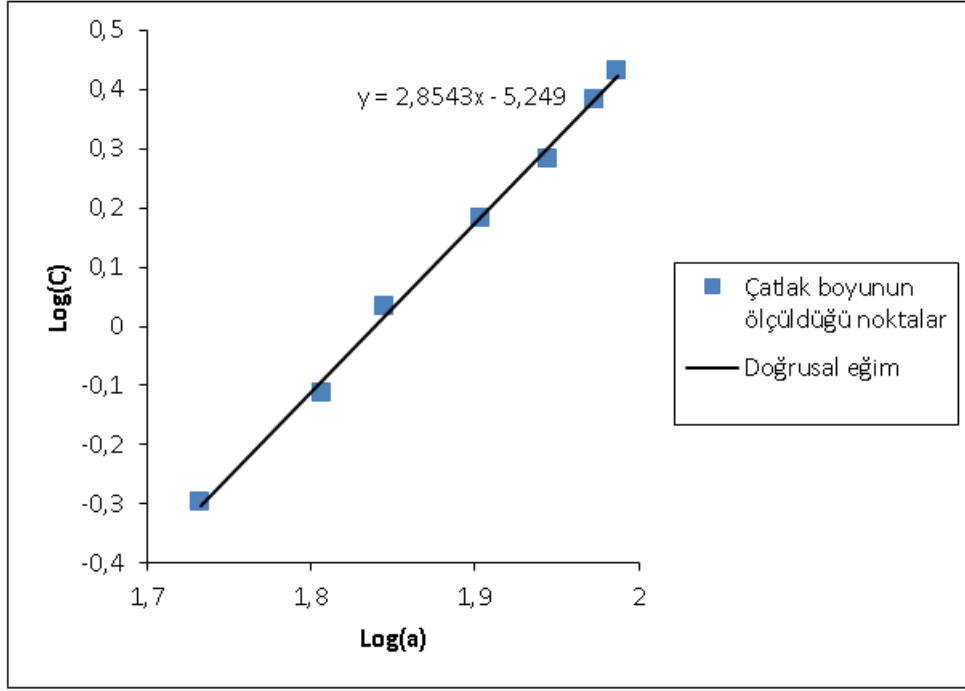
Şekil 8.46. [0°/60°/60°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.



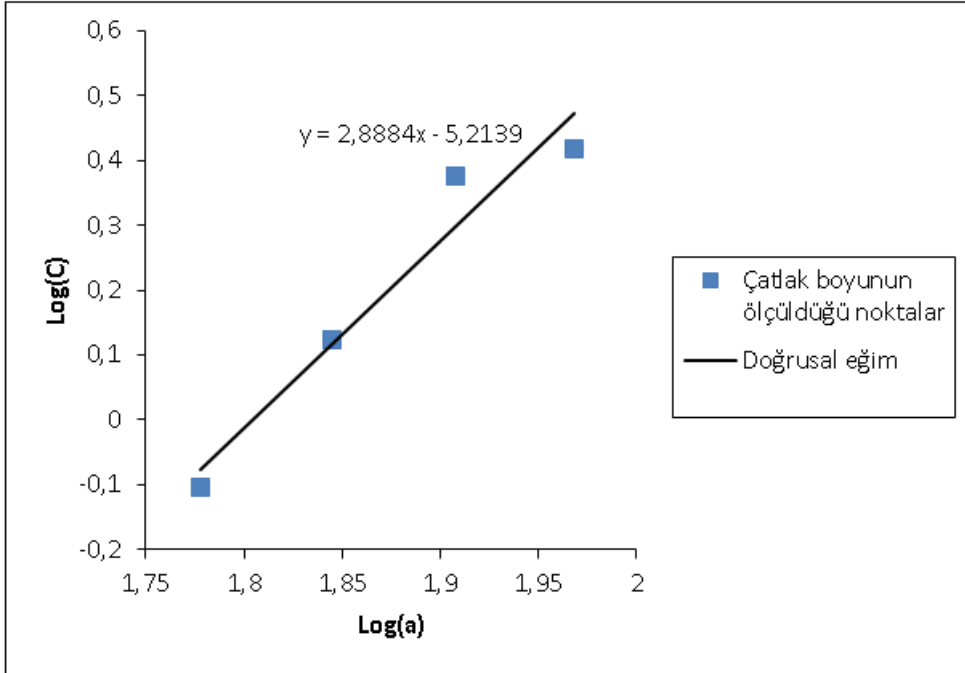
Şekil 8.47. $[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.



Şekil 8.48. $[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 2. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.



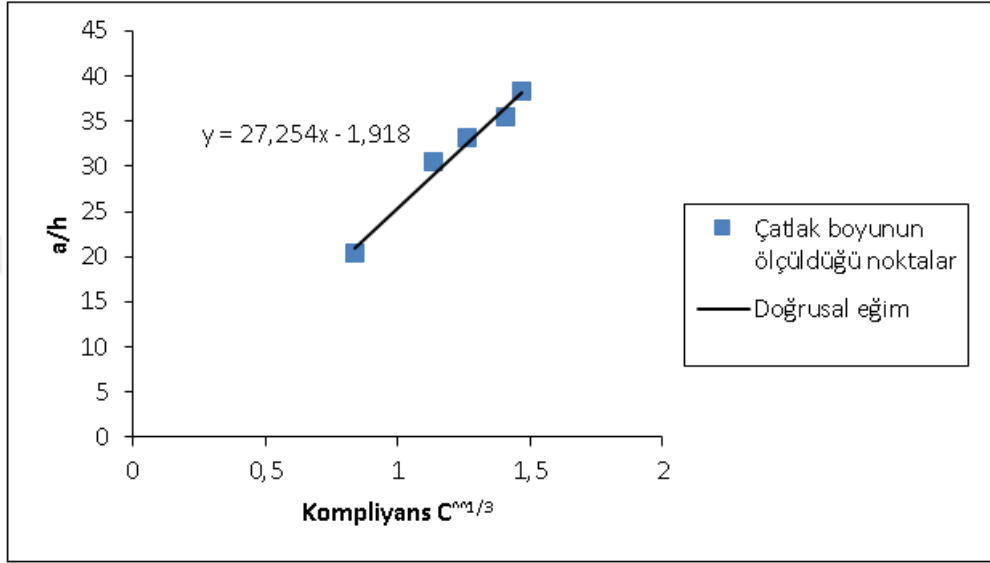
Şekil 8.49. $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.



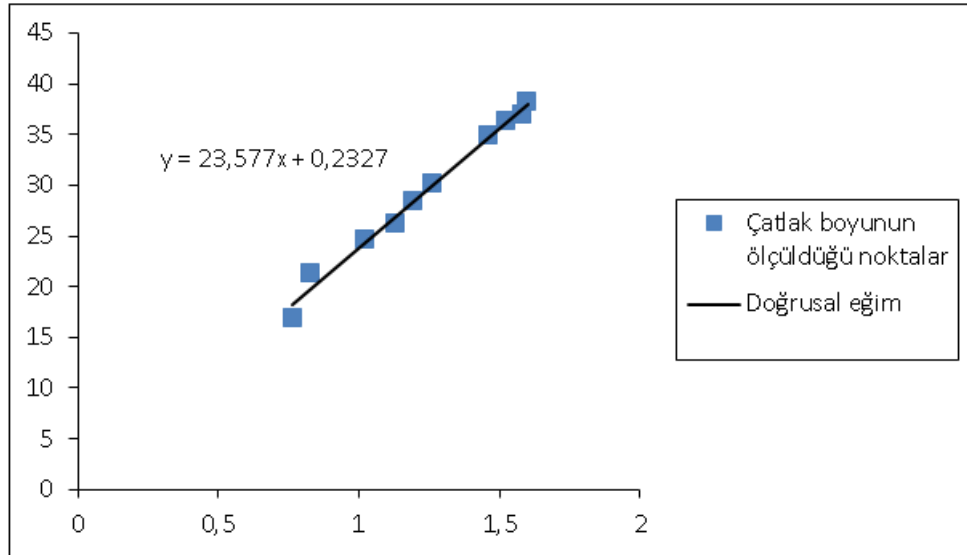
Şekil 8.50. $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 2. numune için CC metoduna göre eğimin hesaplanması.

8.6 MCC (Modified Compliance Calibration) Metot

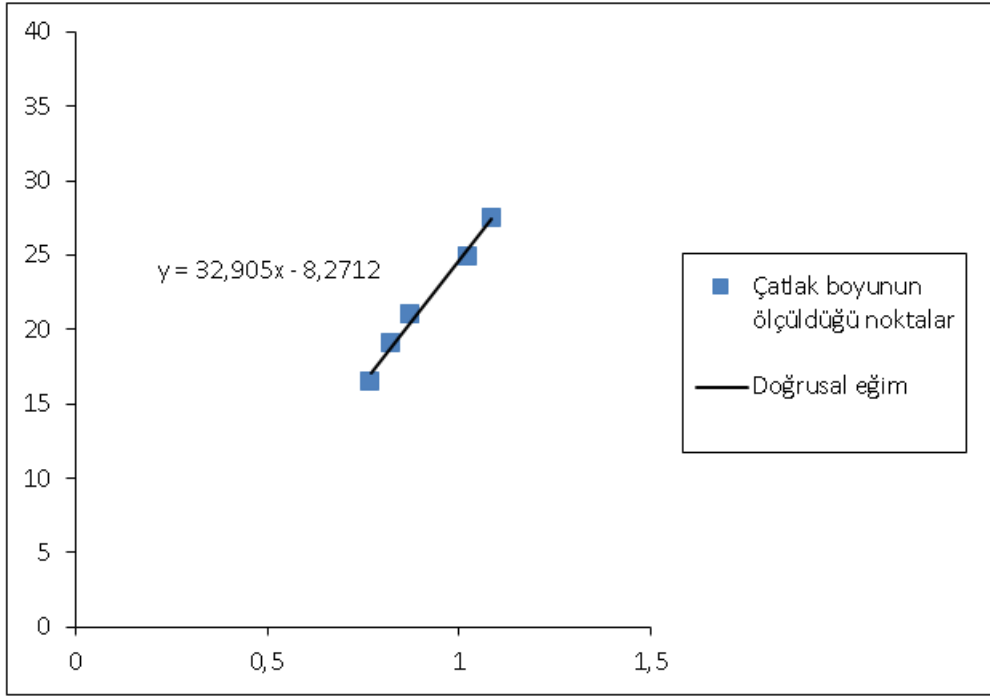
Bu metoda göre G_{ic} tabakalar arası kırılma tokluğu değeri (7.25) bağlantısı ile hesaplanır. Burada h :levha kalınlığıdır. A_1 ise yatayda kompiyansın $(C)^{1/3}$ kuvvetine karşılık düşeyde a/h oranı için çizilecek olan grafikten elde edilen doğrunun eğimidir. Şekil 8.51 ile şekil 8.62 arasındaki grafiklerde hesaplanan eğim sonuçları tüm numuneler için grafikler halinde sunulmuştur.



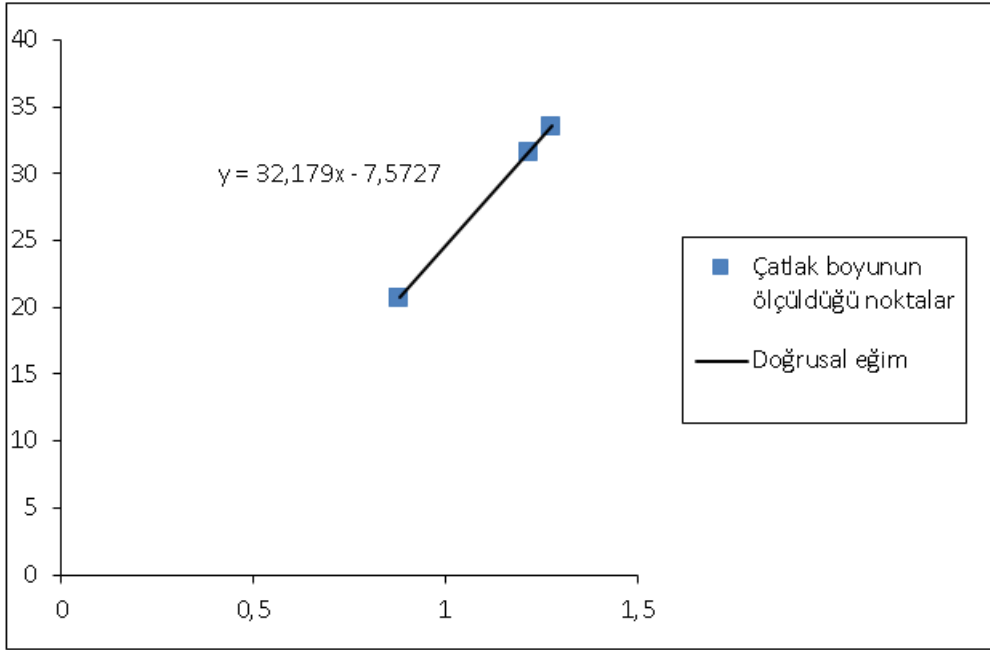
Şekil 8.51. [0°/15°/15°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.



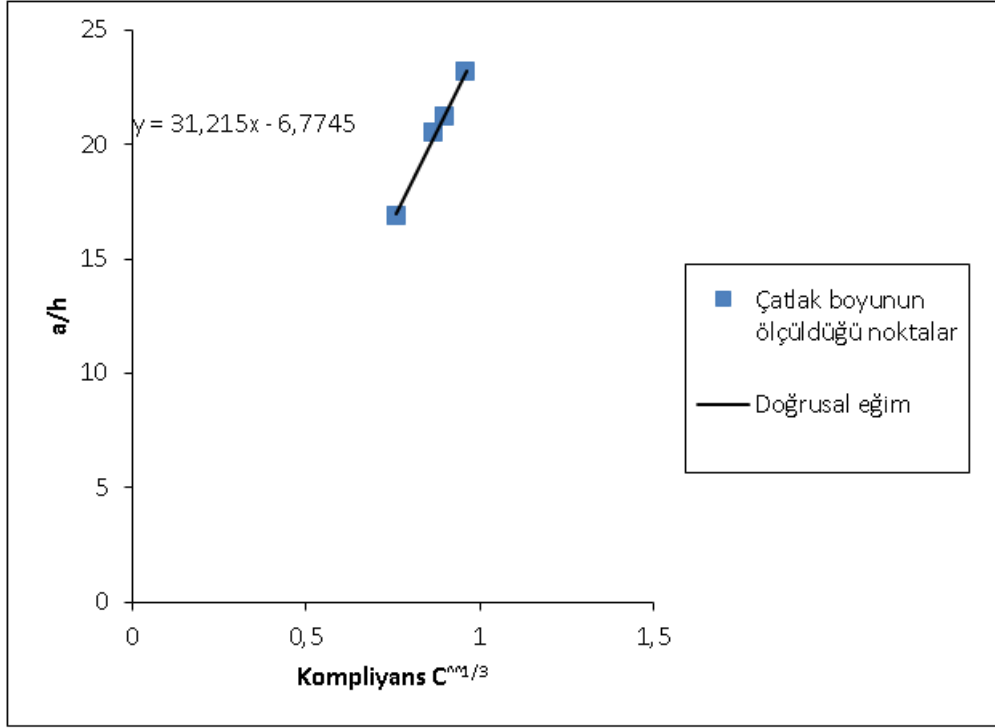
Şekil 8.52. [0°/15°/15°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.



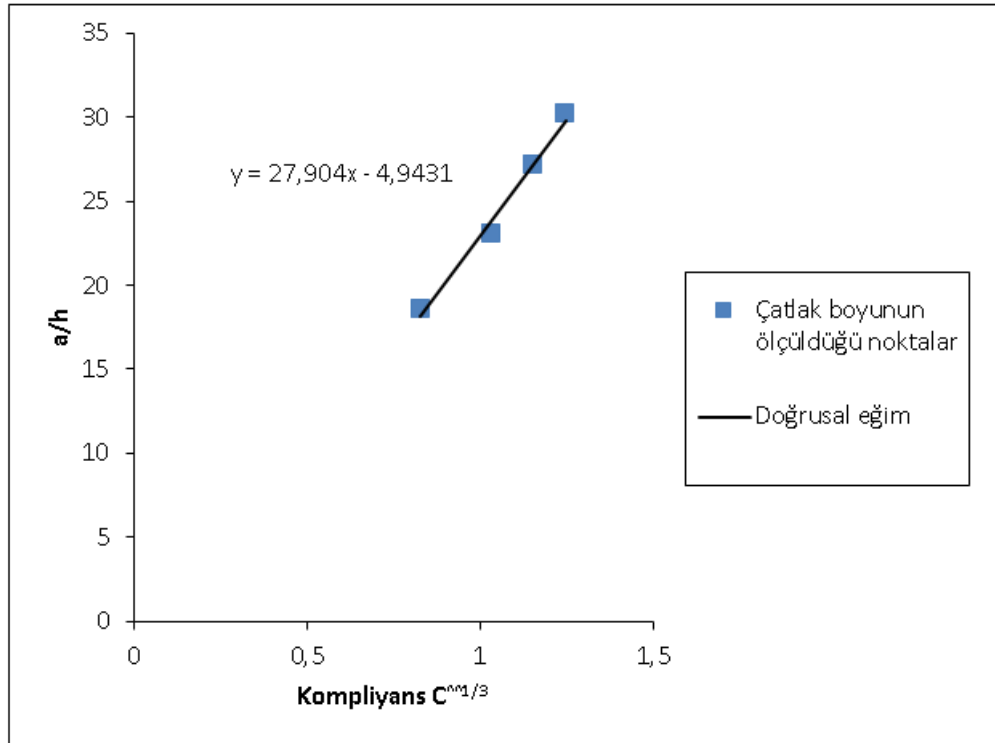
Şekil 8.53. $[0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.



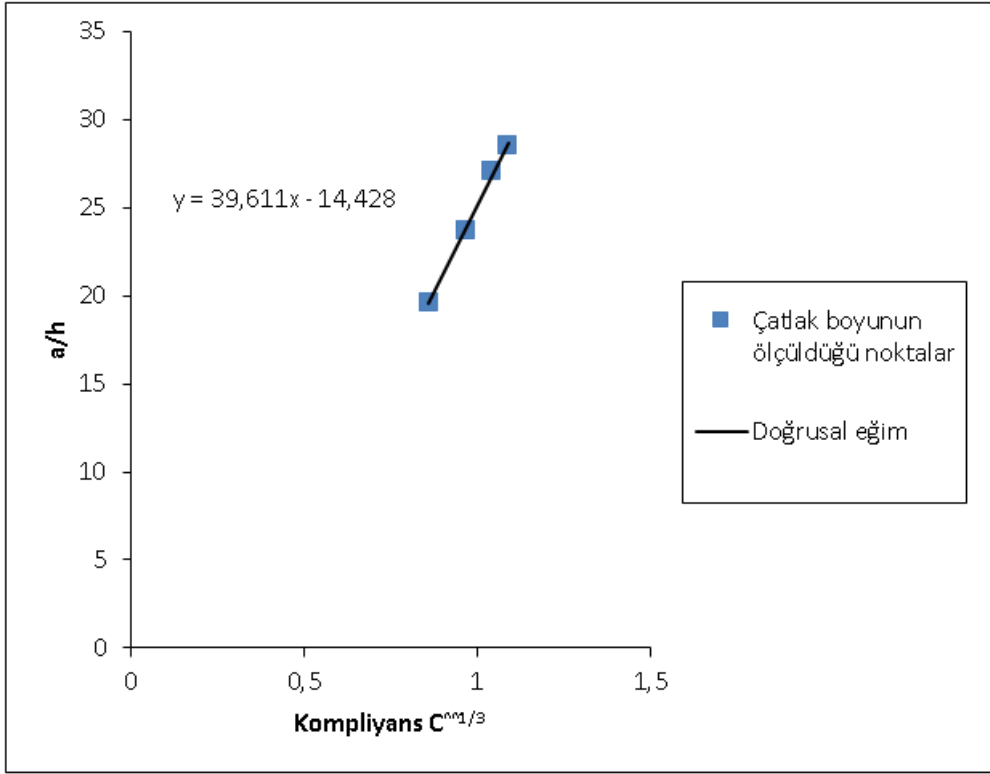
Şekil 8.54. $[0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 2. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.



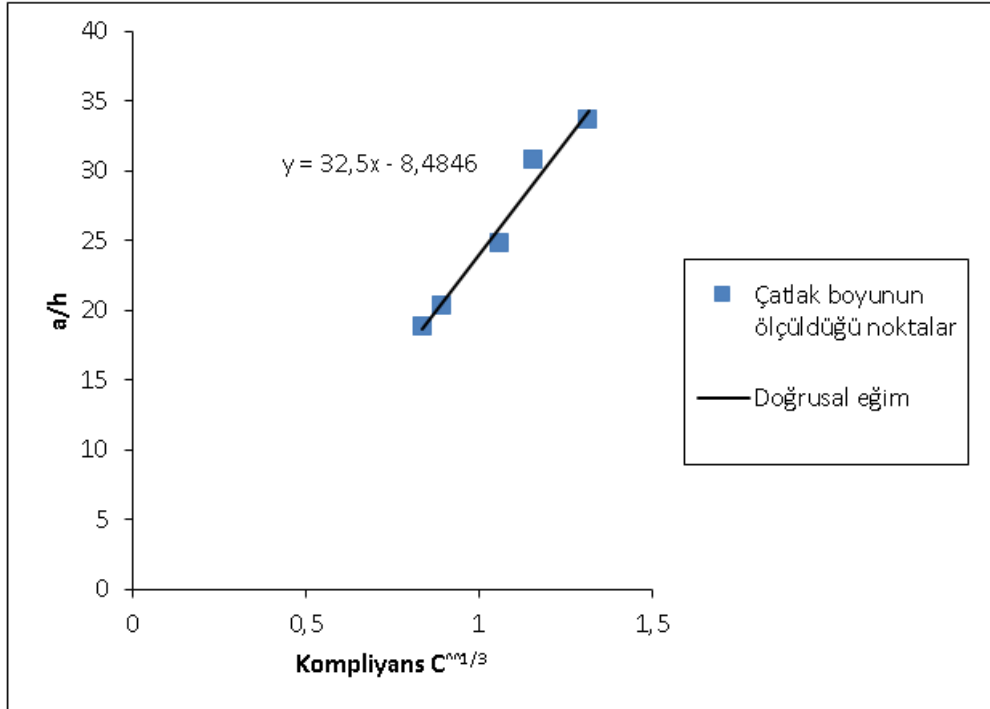
Şekil 8.55. $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.



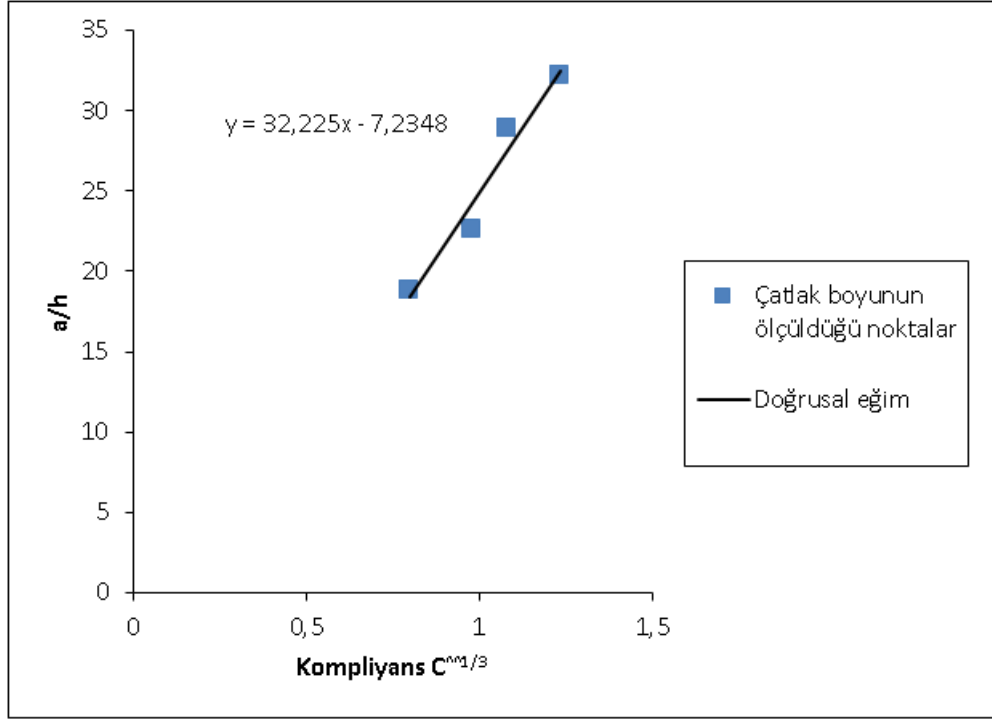
Şekil 8.56. $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 2. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.



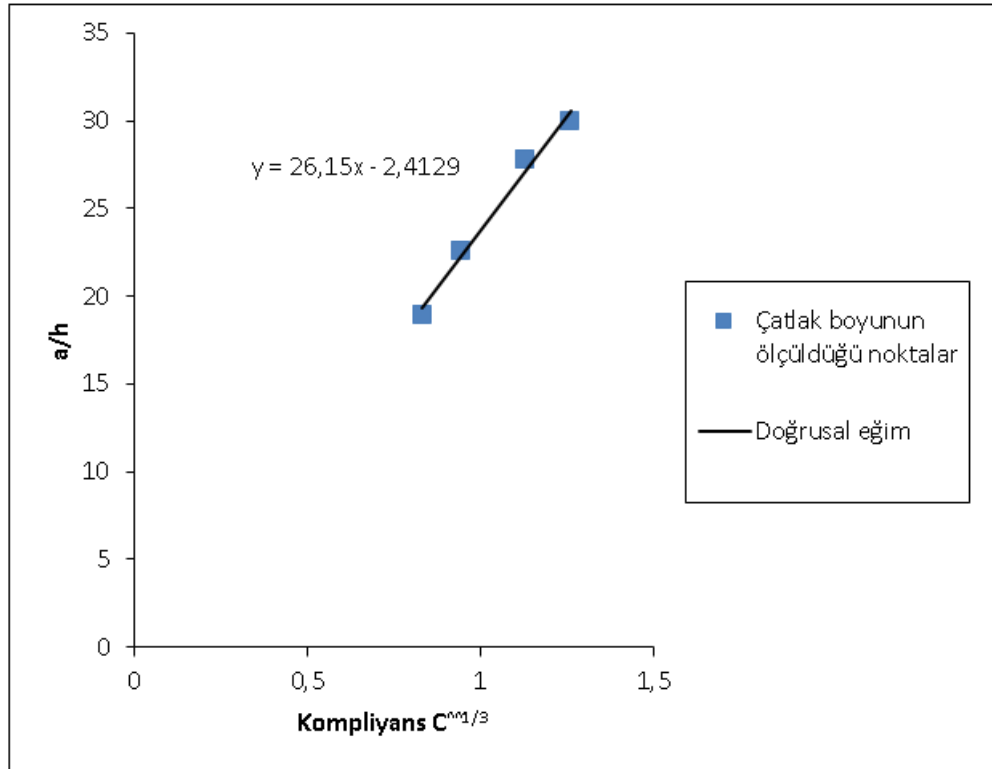
Şekil 8.57. $[0^\circ/60^\circ/60^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.



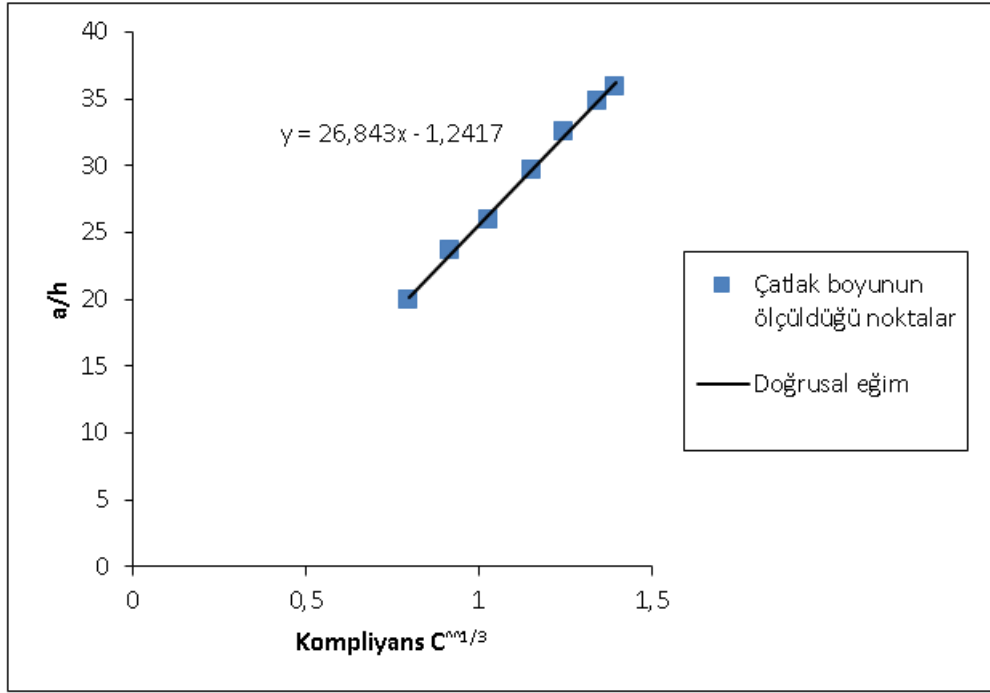
Şekil 8.58. $[0^\circ/60^\circ/60^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 2. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.



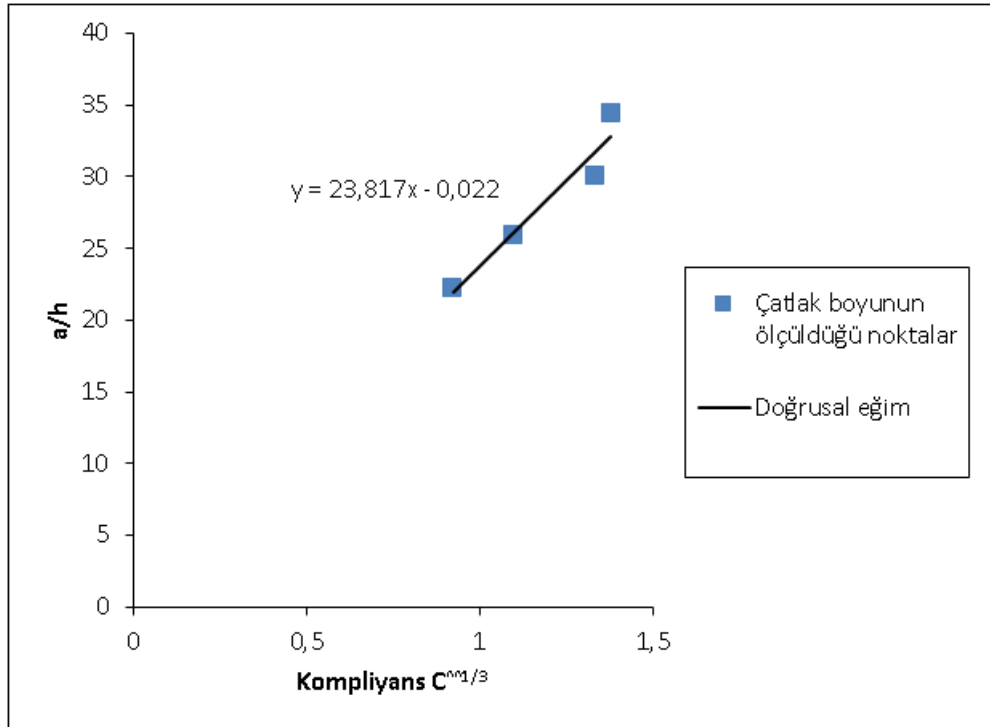
Şekil 8.59. $[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.



Şekil 8.60. $[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 2. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.



Şekil 8.61. [0°/90°/90°/0°] tabaka dizilimine sahip 1. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.

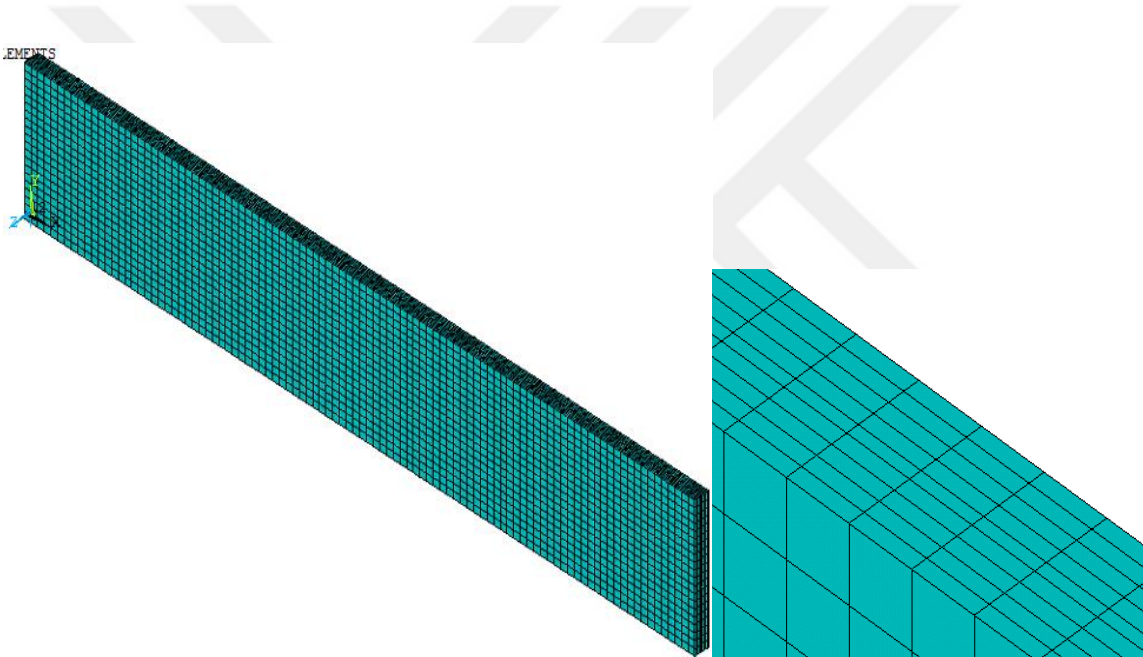


Şekil 8.62. [0°/90°/90°/0°] tabaka dizilimine sahip 2. numune için MCC metoduna göre eğimin hesaplanması.

9. SAYISAL ÇALIŞMA

VCC tekniği (VCCT) kompozit tabakalarındaki hasarın sayısal olarak çözümlenmesi için sıklıkla kullanılmaktadır. Bu metoda göre başlangıç çatlak a_0 olan bir tabakada Δa_0 kadarlık bir çatlak ilerlemesi için; i - Yayımlı enerjisinin çatlakın kapanması için gerekli enerji ile aynı olduğu ii - Δa_0 yeteri kadar küçük olduğu zaman çatlak ucundaki gerilme durumunun değişmediği hipotezine dayanır. (Şekil 7.8)

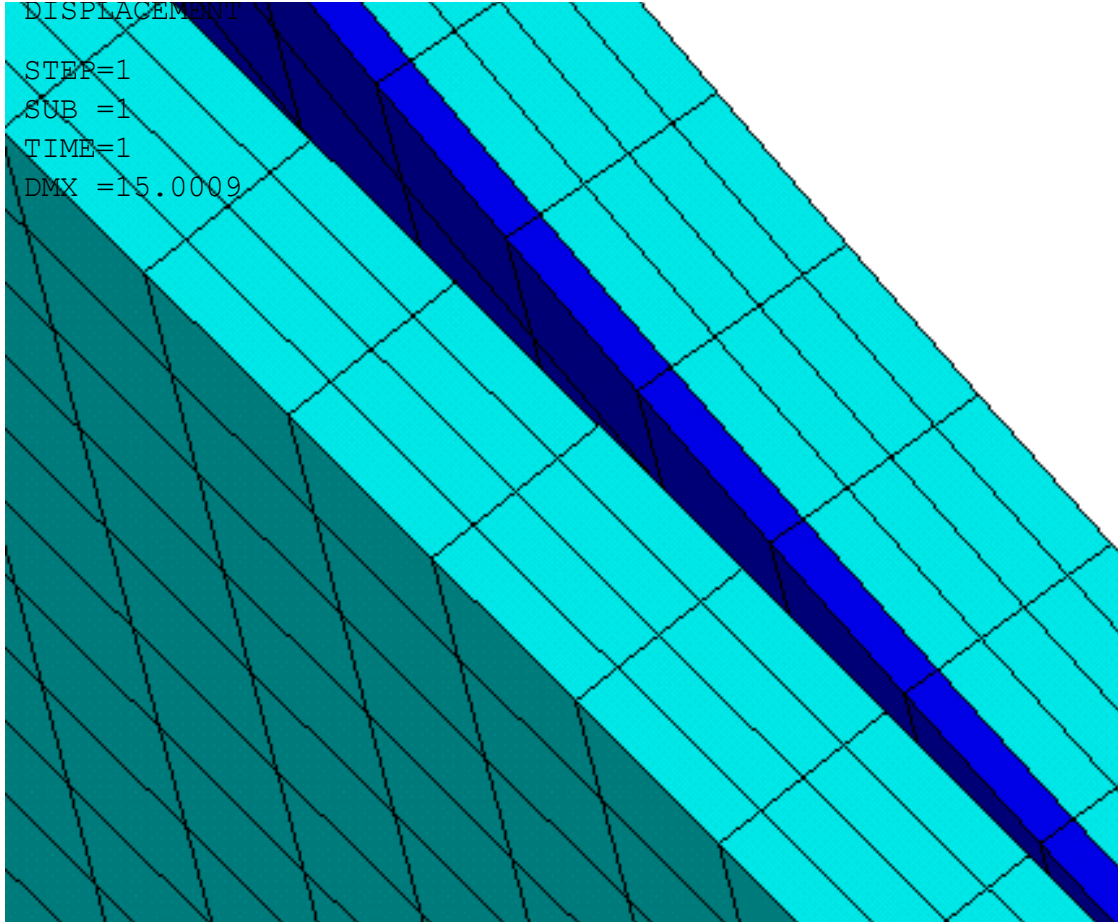
Sayısal çözümlerde VCCT için çatlak ucu bölgesindeki yer değiştirmeleri ve tepki kuvvetlerini hesaplamak amacıyla ANSYS sonlu elemanlar paket programı kullanılmıştır (Şekil 9.1).



Şekil 9.1. ANSYS paket programı sonlu eleman modeli

APDL kodları kullanılarak çatlak ilerlemesini modelleyen bir program geliştirilmiştir (Şekil 9.2). Programda parametrelerini hesaplayan CINT komutu yardımıyla VCC tekniği ile kırılma toklukları elde edilmiştir (CINT, NEW, 1 CINT, TYPE, VCCT CINT, CTNC, CRACKTIP). Bu amaçla ANSYS programlama dili olan APDL kodları yazılmıştır. Sonlu eleman modelinde yapıştırıcı ve levha ayrı hacimler olarak modellenmiş olup, yapıştırıcı ile levha arayüzündeki elemanların üst üste çakışması sağlanmıştır. Programa kritik

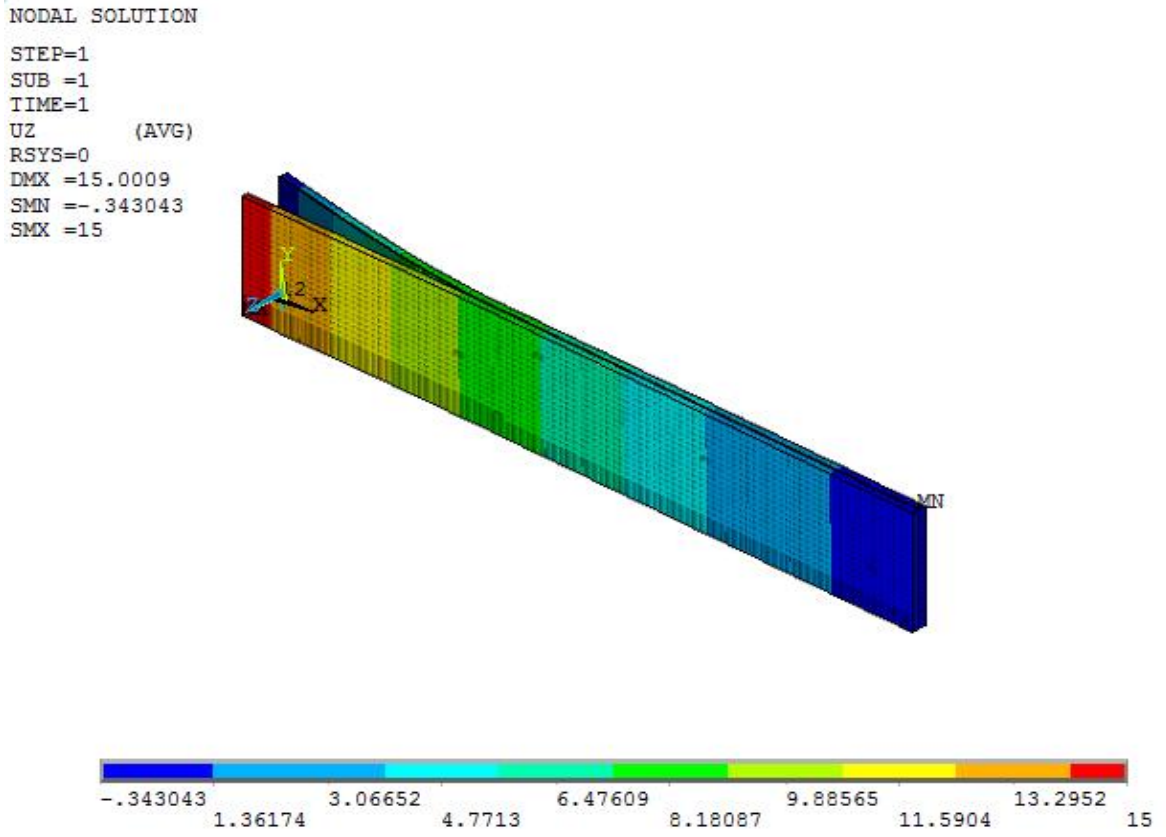
uzama miktarı girilerek reaksiyon kuvvetleri ve kritik enerji yayılım hızı yani kırılma toklukları çatlak ucunda levha genişliği boyunca hesaplanmıştır.



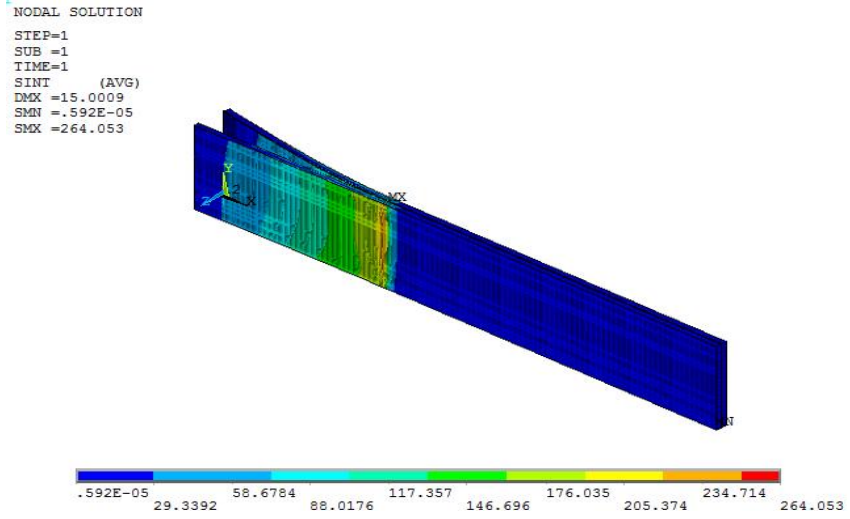
Şekil 9.2. Kompozit levha ve yapıştırıcı arayüzey ayrılması ve çatlak ucu.

Numunelerin üç boyutlu katı modelleri *ANSYS* programında oluşturulmuştur [19]. Eleman tipi olarak *Solid46* kullanılmıştır. Bu durumda sonlu eleman modeli üç boyutlu elemanlardan meydana gelmiştir. Çatlak bölgesi Şekil 9.2’de gösterilmiştir. Sınır şartları olarak yükün uygulandığı eksen boyunca levhanın alt kenarı sabit mesnetlenmiş ($u = v = w = 0$), üst kenar ise deneysel kritik yer değiştirme değeri ($w = \delta_{kr}$) uygulanmıştır. Çalışmada $a_0 = 50 \text{ mm}$ olup, $\Delta a_0/a_0$ oranı ise 0.028 olarak alınmıştır. Şekil 9.3’te 15° fiber oryantasyon açısına sahip 1 numaralı numune için levhadaki uzama mm cinsinden gösterilmiştir. Şekil 9.4’ te ise aynı numunedeki gerilme yoğunlaşması MPa cinsinden gösterilmiştir. Şekil 9.4b’ de kompozit levhanın arayüzey tabakasında, Şekil 9.4c’ de ise yapıştırıcı arayüzeyindeki gerilme yoğunluk dağılımı verilmiştir. Gerilme yoğunluğunun

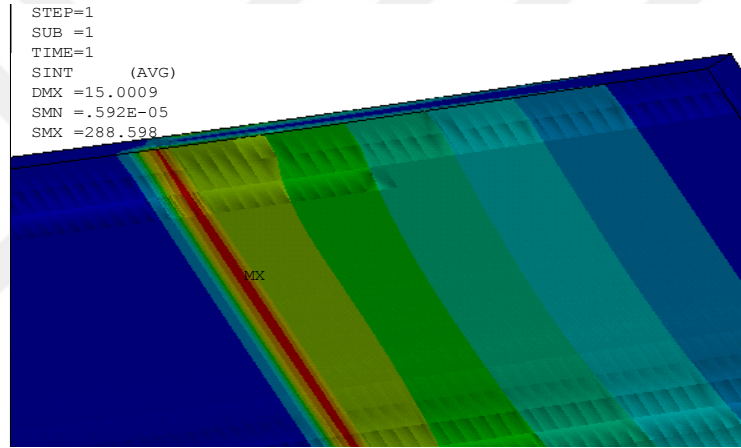
maksimum değerinin kompozit levhada kenarlardan içe doğru arttığı görülmektedir. Yapıştırıcı da ise bu dağılım levha kenarında maksimumdur ve yayılma eğilimindedir. Ayrıca kompozit levhadaki gerilme yoğunluğunun maksimum değerinin yapıştırıcıdan çok daha büyük olduğu açıkça bellidir.



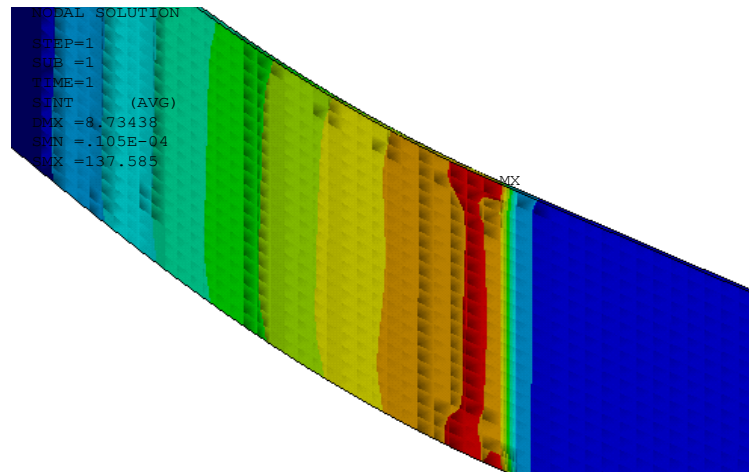
şekil 9.3. $[0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ]$ -1. Numune için kompozit levha ve yapıştırıcı arayüzey ayrılması (mm).



a)



b)



c)

Şekil 9.4. $[0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ]$ -1. Numune için kompozit levha ve yapıştırıcı arayüzeylerinde gerilme yoğunlaşması a)genel görünüm, b) kompozit arayüzeyi c)yapıştırıcı arayüzeyi (MPa).

10. SONUÇLAR VE TARTIŞMA

Yapıştırıcı ile birleştirilmiş $[0^\circ/\theta^\circ/\theta^\circ/0^\circ]$ simetrik tabaka dizilimine sahip ($\theta^\circ=15, 30, 45, 60, 75$ ve 90) dokuma karbon fiber takviyeli/epoksi kompozit levhaların ara yüzey kırılma tokluğunun mekanik davranışları deneysel ve sayısal olarak araştırılmıştır. Deneysel çalışmada; çekme cihazının alt çenesine bağlı bulunan kompozit levha sabit konumda iken çekme cihazının üst çenesine bağlı bulunan kompozit levha ise levhanın eksenine doğrultusunda (z-ekseni) çekme yüküne maruz bırakılmıştır. DCB test numunelerinin deneysel ve sayısal kritik yük ve yer değiştirme değerleri Tablo 10.1’de özetlenmiştir. Sonuçlar, kritik yük değerlerinin bir birine yakın olduğunu ve takviye açısının değişiminin kritik yük değerini çok fazla değiştirmedığını göstermektedir.

Tablo 10.1. Deneysel ve sayısal kritik yük ve yer değiştirme değerleri.

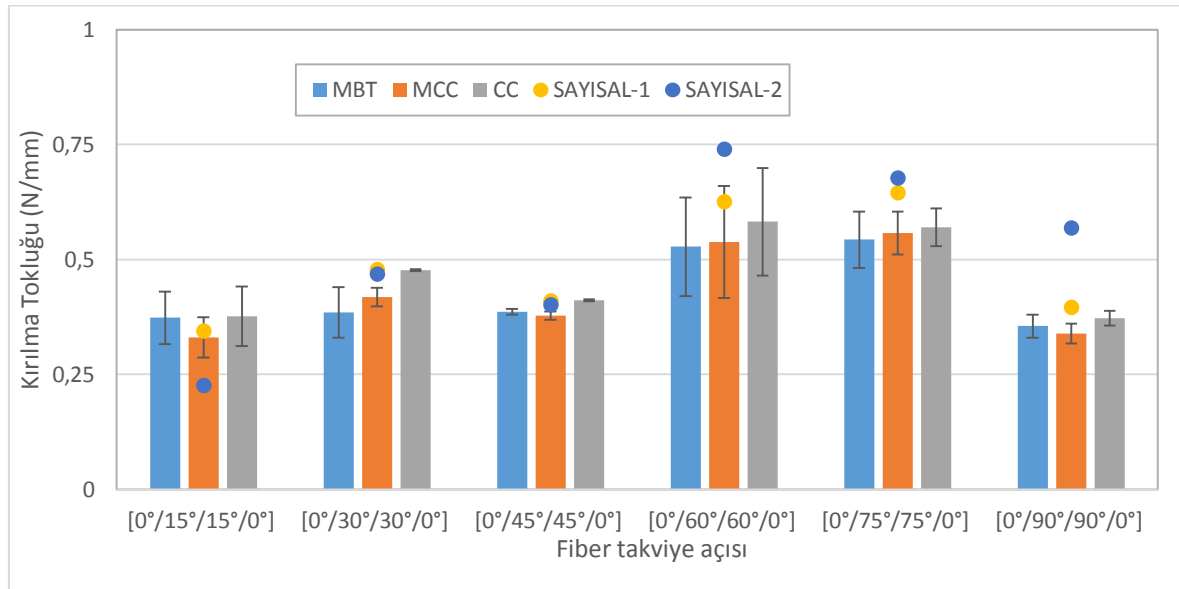
Fiber Takviye Açısı ve Tabaka Dizilimi	Deneysel Yük P_{kr} (N)	Sayısal Yük P_{kr} (N)	Deneysel Yer değiştirme δ_{kr} (mm)
$[0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ]_{-1}$	27.360	27.365	15.0559
$[0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ]_{-2}$	24.343	24.270	10.9232
$[0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ]_{-1}$	36.035	35.291	15.6320
$[0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ]_{-2}$	32.057	33.782	16.0914
$[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]_{-1}$	32.458	32.074	14.2579
$[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]_{-2}$	27.006	29.477	15.3169
$[0^\circ/60^\circ/60^\circ/0^\circ]_{-1}$	32.218	34.959	19.4620
$[0^\circ/60^\circ/60^\circ/0^\circ]_{-2}$	37.663	38.004	21.1569
$[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]_{-1}$	34.166	40.502	17.2564
$[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]_{-2}$	32.751	41.500	17.6816
$[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]_{-1}$	26.826	33.720	12.6586
$[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]_{-2}$	20.313	40.378	15.1579

Kritik yük değerleri değişik takviye açıları için yaklaşık olarak benzer karakteristik özellikler göstermekle birlikte kompozit levhaların ara yüzey kırılma tokluğu yük ve yer değiştirmenin bir fonksiyonudur. Bu nedenle δ_{kr} değerindeki değişimlere bağlı olarak G_{ic} değerinde de değişimler olmuştur. Bütün θ değerleri için elde edilen MBT, MCC, CC metot ve sayısal çözüm ara yüzey kırılma tokluğu değerleri birbirine çok uzak değerler olmayıp Tablo 10.2’de özetlenmektedir. Tablo 10.2, Şekil 10.1’de açıklamalı olarak verilmiştir. Şekil10.2’ de 1. ve 2. deney numunelerine ait sayısal sonuçların ortalamaları

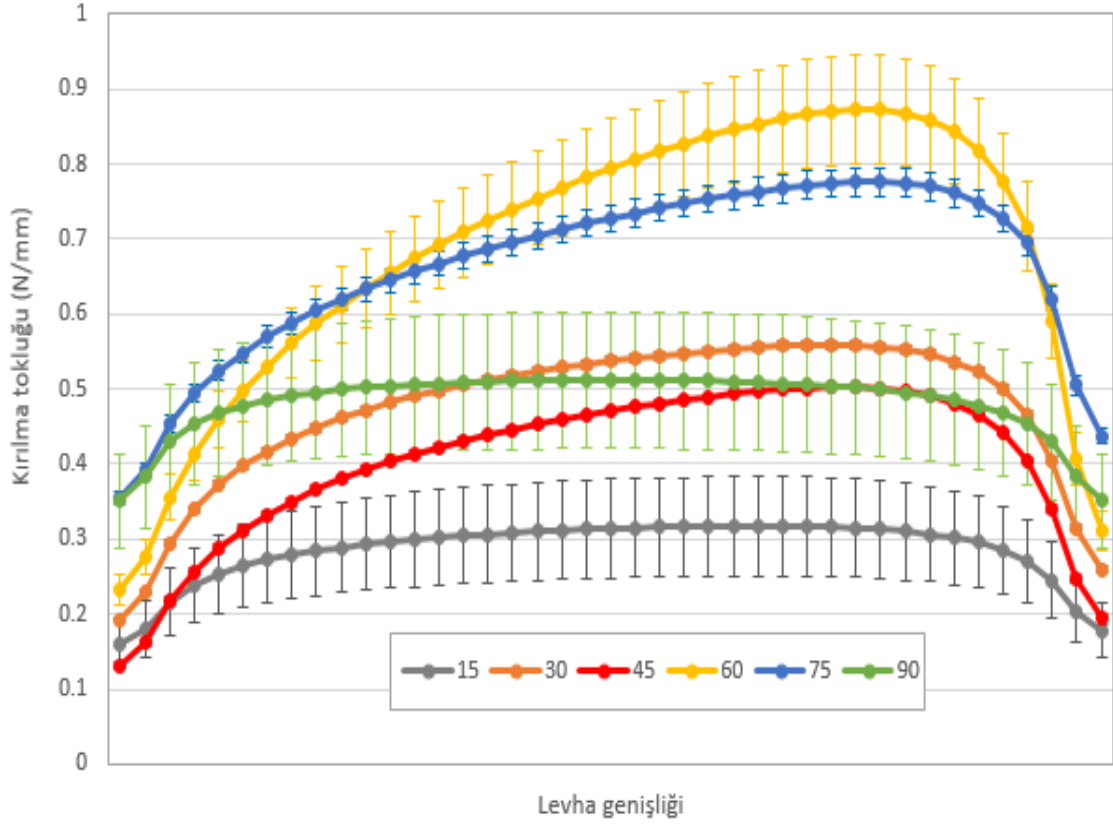
alınarak levha genişliği boyunca enerji yayılım hızının değişimi farklı fiber takviye açıları için gösterilmiştir.

Tablo 10.2. Deneysel ve sayısal kırılma tokluğu değerleri G_{IC} (N/mm).

Fiber Takviye Açısı ve Tabaka Dizilimi	Metot			
	Sayısal	MBT	MCC	CC
$[0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ]_{-1}$	0.343841951	0.429594441	0.373871097	0.441324708
$[0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ]_{-2}$	0.225195854	0.316570209	0.286046266	0.311255951
$[0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ]_{-1}$	0.477791707	0.440526858	0.439109947	0.475311797
$[0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ]_{-2}$	0.467481463	0.329587711	0.398105502	0.479361663
$[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]_{-1}$	0.408646341	0.392858964	0.387477973	0.409618417
$[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]_{-2}$	0.400488537	0.379294104	0.369249062	0.413102186
$[0^\circ/60^\circ/60^\circ/0^\circ]_{-1}$	0.625364634	0.420985330	0.416129107	0.465429391
$[0^\circ/60^\circ/60^\circ/0^\circ]_{-2}$	0.739030976	0.635176934	0.660326451	0.699076935
$[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]_{-1}$	0.644395854	0.481649000	0.510528755	0.529138199
$[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]_{-2}$	0.676542927	0.604418077	0.604360754	0.611704435
$[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]_{-1}$	0.395848049	0.380476200	0.361094976	0.387704825
$[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]_{-2}$	0.567590732	0.330182069	0.316731953	0.355738143

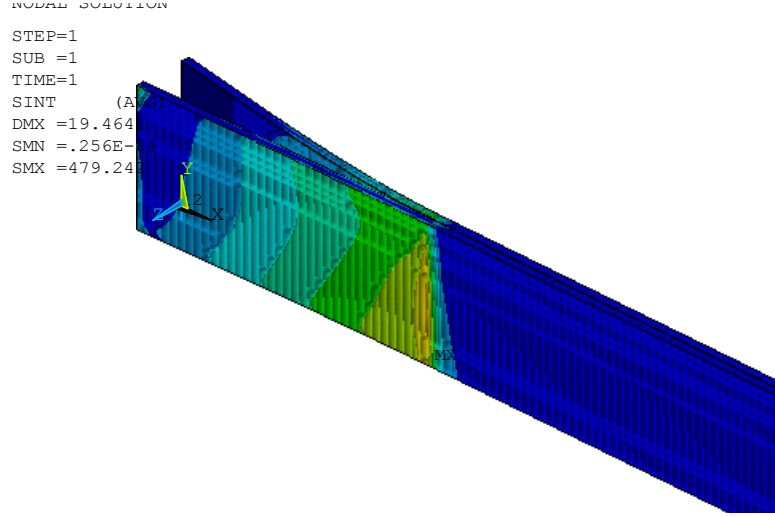


Şekil 10.1. Sayısal ve deneysel kırılma tokluğu sonuçlarının karşılaştırılması.

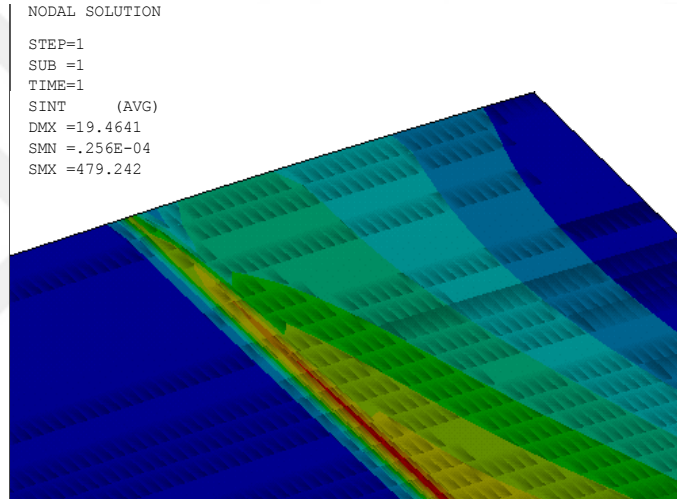


Şekil 10.2. Levha genişliği boyunca sayısal kırılma tokluğunun farklı fiber oryantasyon açıları için değişimi.

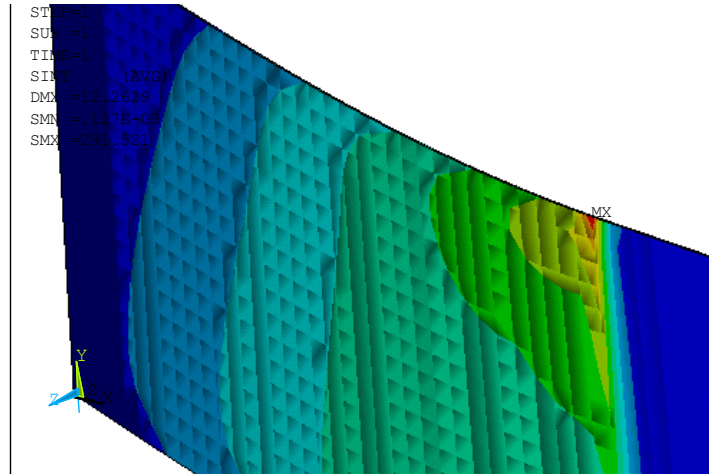
Şekil 10.3.'deki resimlerde ise $[0^\circ/60^\circ/60^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip 1 numaralı numune için çatlak ucu bölgesindeki gerilme yoğunlaşması dağılımı MPa cinsinden gösterilmiştir. Maksimum gerilmenin özellikle kenarda yoğunlaştığı gerilme dağılımının ise levha geometrisine göre açısız olarak değiştiği gözlemlenmiştir.



a)



b)



c)

Şekil 10.3. $[0^\circ/60^\circ/60^\circ/0^\circ]$ -1. Numune için kompozit levha ve yapıştırıcı arayüzeylerinde gerilme yoğunlaşması a)genel görünüm, b) kompozit arayüzeyi c)yapıştırıcı arayüzeyi (MPa).

Yapıştırıcı ile birleştirilmiş dört tabakalı tek yönlü karbon fiber takviyeli epoksi kompozit levhaların ara yüzey kırılma tokluğu üzerine yapılan deneysel ve sayısal çalışma sonucu elde edilen sonuçlar aşağıdaki gibi özetlenebilir;

- Çalışmada $[0^\circ/\theta^\circ/\theta^\circ/0^\circ]$ simetrik tabaka dizilimi kullanılmış olup, sadece ortadaki 2 ve 3 numaralı tabakaların fiber oryantasyon açıları değiştirilmiştir. Dış tabakalar yani yapışma yüzeyleri değişmemiş olup hep 0° olarak kalmıştır. Fiber takviye açısının değişimi incelendiğinde, yukarıda da belirtildiği üzere ortadaki bu iki tabakanın fiber takviye açılarının değişimi kırılma tokluğu üzerinde, deneysel hata payları da dikkate alındığında, çok büyük bir değişim etkisi yaratmasa bile belirli oranlarda etkili olduğu görülebilir. Kırılma tokluğu değerlerinin tüm çözüm teknikleri için minimum 0.286 N/mm ile maksimum 0.699 N/mm arasında hesaplanmıştır.
- 45° ye kadar yaklaşık sabit giden kırılma tokluğu değerleri 60° de maksimum değerlere ulaşmış olup, daha sonra sırasıyla 75° ve sonrasında 90° ye kadar azalma göstermiştir. Bu durum tüm çözüm teknikleri için de aynıdır. Bu değişim nedeniyle fiber oryantasyon açılarının uç değerleri olan 15° ve 90° için sonuçlar karşılaştırıldığında ise kırılma tokluklarının yaklaşık birbiri ile aynı olduğu görülebilir.
- Deneysel kırılma tokluğu çözümü için MBT, MCC ve CC tekniği kullanılmış olup, aynı numunelerde sonuçlar arasında çok büyük farklar bulunmamaktadır. Ancak en büyük değerler tüm fiber oryantasyon açıları için CC metodu için elde edilmiştir.
- Çözüm metodları arasındaki fark en büyük %31 ile MBT ile CC arasında 30° fiber oryantasyon açısı için elde edilmiş olup, en küçük fark ise 45° açıda %4 ile yine aynı metodlar arasında olmuştur.
- Deneysel sonuçların kendi grubu içerisinde değişimi; en küçük 45° de en büyük ise 60° için elde edilmiştir.
- Sayısal sonuçlar için VCC tekniği ANSYS programı yardımıyla yazılan bir alt program kullanılmıştır. Yapılan her bir deney için numunelerden elde edilen kritik açılma miktarı sayısal modele uygulanmıştır. Sonuçlar irdelendiğinde, deneysel sonuçlarla uyumlu olduğu görülebilir. Minimum sayısal ve deneysel sonuç farkı 45° için elde edilirken en büyük hata farkı 90° numuneler için hesaplanmıştır.

- Levha kalınlığı boyunca kırılma tokluğu her bir eleman için hesaplanmış daha sonra ortalaması alınarak kırılma tokluğu elde edilmiştir. Levha genişliği boyunca kırılma tokluğunun değişimi incelendiğinde 15°'de yaklaşık simetrik olan tokluk değerleri açının artmasına bağlı olarak fiber oryantasyon açısında yönlenerak levhanın diğer kenarına doğru artış göstermiştir. Bu durum 60° fiber açısına kadar böyle devam etmiş olup daha sonra ise açının artmasına bağlı olarak dağılım tekrar simetriklik göstermeye başlamıştır. Tam 90° de ise tam simetrik bir dağılım vardır (Şekil 10.2). Başlangıçta levha uzunluğuna paralel olan fiber takviye açının artması eğilme rijitliğini tek yönlü fiberler için azaltacaktır. Bu durum ise 0° ve 90° dışında gerilme yoğunluğunun maksimum değerinin de yer değiştirmesine, dolayısıyla da tokluk değerinin levha genişliği boyunca simetrik dağılımının engellenmesine sebep olmaktadır (Şekil 10.3).
- Düşük oranlarda kırılma tokluğunun değişimine sebep olduğu görülen fiber oryantasyon açısı, gerilme yoğunluğunun arayüzey çatlak ucunda simetrik dağılmasını engellediği görülmüştür. Bu ise konstrüksiyonlarda hasarın simetrik yerine fiber takviye açısının yönleneğine paralel olarak yapının belirli bir lokal bölgesinden başlamasına sebep olabilir. Tasarımcıların bu durumu dikkate alarak kompozit tercihinde karar vermesi gerekir.
- Bu çalışmada yapıştırma ile birleştirilmiş karbon fiber takviyeli kompozitlerin kırılma tokluğu üzerinde fiber oryantasyon açısının değişimi incelenmiştir. Kompozit levhaların birleştirilmesinde yaygın olarak kullanılan metodlardan biri olan yapıştırma bağlantısında; birleştirmenin ideal yapılması, çevre şartlarına uygun olması ve belirli aralıklarla üretim sonrası kontrol edilmesi gerekir. Elde edilen sonuçlar hem MBT, CC, MCC metodlarının hem de VCC tekniğinin başarı ile uygulanabilirliğini yapıştırma bağlantıları için göstermiştir. Çalışma ideal birleştirilmemiş hasarlı levhalar için veya kimyasal özelliği kaybolmuş yapıştırıcılar için, düz yüzeyler yerine dalgalı kompozit yüzeyler kullanılarak geliştirilebilir.

KAYNAKLAR

- [1] **Anderson, T.L.**, “Fracture Mechanics”, CRC Press Inc., 2000.
- [2] **Bonhomme, J., Argüelles A., Vina J. ve Vina I.**, Numerical and Experimental Validation of Computational Models for Mode I Composite Fracture Failure Computational Materials Science 45 (2009) 993-998
- [3] **Dash, P.K. ve Chatterjee, A.K.** “Effects of Environment on Fracture Toughness of Woven Carbon/Epoxy Composite, Journal of the Institution of Engineers (India), Vol. 85, pp. 1-9, 2004.
- [4] **E399-83, Standard test method for “Plane-strain Fracture Toughness of Metallic Materials”**, Annual Book of ASTM Standards, vol 03.01s.680-715, 1983.
- [5] **Elices, M., ve Lorca, J., (Editors)**, Fiber Fracture, Elsevier, 2002.
- [6] **Kaman, M.O.**, Cracked Semi-infinite Cylinder and Finite Cylinder Problems, OrtadoğuTeknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Doktora Tezi, 2006
- [7] **Kim, J.H., Paulino G.H.**, Mixed-Mode Fracture of Orthotropic Functionally Graded Materials Using Finite Elements and the Modified Crack Closure Method, Engineering Fracture Mechanics 69 (2002) 1557-1586
- [8] **Kinloch, A.J., Wong, Y., Williams, J.G. ve Yayla, P.** “The Mixed Mode Delamination of Fibre Composite Materials”, Composite Science and Technology, vol.47, pp. 225-237, 1993.
- [9] **Lim, I.L., Johnston, I.W. ve Choi, S.K.** “Comparison Between Various Displacement-Based Stress Intensity Factor Computation Techniques”, International Journal of Fracture, 58, 193–210, 1992.
- [10] **Mathews, M.J. ve Swanson S.R.**, “Characterization of the Interlaminar Fracture Toughness of a Laminated Carbon/Epoxy Composite” Composites Science and Techeology, 67, 1489-1498, 2007.
- [11] **Milkulik, Z.,Gangadhara, P., Thomson, R.S. ve Kelly, D.W.**, “Application of Fracture Mechanics-Based Methodologies for Failure Predictions in Composite Structures, 2006.
- [12] **Özdemir, A.**, “Seramik Malzemelerin Kırılma Tokluğu Değerlerinin Üç Boyutlu Sonlu Elemanlar Yöntemi ile Teorik Olarak Belirlenmesi”, Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yüksek Lisans Tezi, 2006.

- [13] **Sills, L.B., Herskovitz I., Wawrzynek P.A., Eliase R. ve Ingraffea A.R.** Methods for Calculating Stress Intensity Factors in Anisotropic Materials: Part I-z=0 is a Symmetric Plane, *Engineering Fracture Mechanics* 72 (2005) 2328-2358
- [14] **Turgut, A.**, Rijit Bir Mesnede Yapıştırılmış Çekmeye Maruz Sonlu Şerit Probleminin Çözümü, Fırat Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Doktora tezi, 1986.
- [15] **Uğuz, A.**, Kırılma Mekaniğine Giriş, Uludağ Üniversitesi Basım Evi, Uludağ Üniversitesi Mühendislik-Mimarlık Fakültesi, Bursa, 160s., 1996.
- [16] **Yayla, P.** “Elyaf Takviyeli Polimer Esaslı Kompozit Malzemelerde Değişik Yükleme Koşullarında Oluşan Kırılma Yüzeylerinin İncelenmesi”, 6. Denizli Malzeme Sempozyumu, Denizli, 12-14 Nisan 1995.
- [17] **Yayla P.**, Kırılma Mekaniği, Çağlayan Kitapevi, 229s., 2007.
- [18] **Hadavinia, H., Ghasemnejad H.** “Effects of Mode-I and Mode-II interlaminar fracture toughness on the energy absorption of CFRP twill/weave composite box sections”, *Composite Structures*, 303-314, 2009.
- [19] **ANSYS 13.0** Academic Teaching Introductory Help Menu; 2009.

ÖZGEÇMİŞ

İlkay Ertuğrul BİCAN 1986 yılında Elazığ'da doğdu. İlköğrenimini Fırat İlkokulunda, ortaöğrenimini Evren Paşa İlköğretim okulunda tamamladı. Elazığ Yabancı Dil Ağırlıklı Mehmet Akif Ersoy Lisesinde başladığı lise öğrenimini 2004 yılında Muğla Yabancı Dil Ağırlıklı Turgut Reis Lisesinde tamamladı. 2005 yılında başladığı Fırat Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümünden 2009 yılında mezun oldu. 2010 yılında kısa bir süre Elazığ'da EMF Mühendislik Doğalgaz Makine İnş. Tic. Ltd. Şti.'de çalıştı. 2011 yılında Amasya Bayındırlık ve İskân İl Müdürlüğünde Makine Mühendisi olarak göreve başladı. 2013 yılında Anadolu Üniversitesi İşletme Fakültesi İşletme Bölümünden mezun oldu. Halen Amasya Çevre ve Şehircilik İl Müdürlüğünde Makine Mühendisi olarak çalışmaya devam etmektedir.