



**HASARA UĞRAMIŞ PİM BAĞLANTILI
KOMPOZİTLERİN YAMA İLE
TAMİR PERFORMANSININ ARAŞTIRILMASI**

Mak. Müh. Abdulkerim PARLAMIŞ

**Yüksek Lisans Tezi
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı
Danışman: Doç. Dr. Mete Onur KAMAN**

AĞUSTOS-2016

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

**HASARA UĞRAMIŞ PİM BAĞLANTILI KOMPOZİTLERİN YAMA İLE TAMİR
PERFORMANSININ ARAŞTIRILMASI**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Mak. Müh. Abdulkerim PARLAMIŞ

(121120106)

Anabilim Dalı : Makine Mühendisliği

Programı : Mekanik

Danışman: Doç. Dr. Mete Onur KAMAN

AĞUSTOS-2016

ÖNSÖZ

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 Yrd. Doç. Dr. Mustafa GÜR ve Doç. Dr. Murat Yavuz SOLMAZ' a teşekkür ederim.

Tez çalışmamda kullandığım malzemeleri temin ettiğim, deney numunelerinin hazırlanmasında ve deney aşamasında Dicle Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü Mekanik Laboratuvarının imkânlarından istifade etmemi sağlayan ve ayrıca sonlu elemanlar ilerlemeli hasar analizi çalışmasında bana yardımcı olan değerli hocam Doç. Dr. Kadir TURAN' a teşekkürü bir borç bilirim.

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

Abdulkerim PARLAMIŞ
ELAZIĞ–2016

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa No</u>
ÖNSÖZ.....	i
ÖZET	v
ABSTRACT	vi
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	vii
TABLolar LİSTESİ	xiii
SEMBOLLER	xiv
KISALTMALAR	xvi
1. GİRİŞ	1
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI.....	3
3. KOMPOZİT MALZEMELER.....	11
3.1. Giriş	11
3.2. Tabakalı Kompozit Malzemeler	12
3.3 Kompozitlerin Kullanım Alanları.....	12
3.4 Kompozit Malzemelerin Avantajları ve Dezavantajları	14
3.5. Kompozit Malzemelerin Mekanik Davranışı	15
3.5.1. Kompozitlerin gerilme analizi.....	15
3.5.2 Ortotropik malzemelerde düzlemsel gerilme için gerilme- şekil değiştirme bağıntıları	18
3.5.3 Fiber takviye açıları.....	20
3.5.4 Tabakalı kompozit malzemeler için gerilme analizleri	22
3.6 Kompozit Malzemelerde Hasar Analizi [45].....	28
3.6.1 Maksimum Gerilme Teorisi	28
3.6.2 Maksimum Şekil Değiştirme Teorisi	29
3.6.3 Tsai-Hill Hasar Teorisi.....	29
3.6.4 Hoffman Hasar Teorisi.....	30
3.6.5 Tsai-Wu Hasar Teorisi	31
3.6.6 Hashin Hasar Teorisi	32
4. KOMPOZİT MALZEMELERDE YAPIŞTIRMA BAĞLANTILARI	34
4.1 Gerilme Çeşitleri.....	35
4.1.1 Kesme.....	35

4.1.2	Çekme.....	35
4.1.3	Soyulma.....	36
4.1.4	Çekme-Makaslama.....	36
4.2	Hasar Mekanizması	36
4.2.1	Adhezyon	36
4.2.2	Kohezyon	37
4.3	Yapışma Bağlantısı ile Diğer Çözümeyen Bağlantıların Mukayesesi.....	38
4.3.1	Perçin Bağlantıları.....	38
4.3.2	Kaynaklı Bağlantılar	38
4.3.3	Lehim Bağlantıları.....	39
4.3.4	Pres Bağlantıları	39
4.3.5	Yapıştırma Bağlantıları	39
4.4	Yapıştırma Bağlantılarının Kullanılma Nedenleri.....	40
4.5	Yapıştırma Bağlantılarının Avantajları.....	40
4.6	Yapıştırma Bağlantılarının Dezavantajları	41
5.	KOMPOZİT YAMA İLE ONARIM	43
5.1	Kompozitlerin Onarımı.....	43
5.2	Kompozitlerde Hasar Mekanizması.....	44
5.3	Onarım Tipleri	45
5.3.1	Yamasız onarımlar	46
5.3.2	Yamalı onarımlar.....	46
5.4	Onarımı Etkileyen Faktörler	48
5.4.1	Yama tasarımı	48
6.	DENEYSEL ÇALIŞMA	54
6.1	Giriş	54
6.2	Problemin Tanımlanması.....	54
6.3	Numunelerin Hazırlanması	56
6.3.1	Delme işleminin yapılması.....	56
6.3.2	Yama oluşturma işlemi.....	57
6.3.3	Yapıştırma işlemi	58
6.4	Materyal ve Metot.....	63
6.5	Deneye Ait Grafiksel Sonuçlar	67

6.6	Hasara Uğramış Levhalar ve Yama ile Onarılmış Levhaların Çekme Deneyi Sonrası Yük-Yer Değiştirme Durumlarının Karşılaştırılması	74
6.7	Hasara Uğramış Numunelerdeki Hasar Tipleri	89
7.	SAYISAL ÇALIŞMA	101
7.1	Amaç	101
7.2	Problemin Tanımı ve Modelin Oluşturulması	101
7.2.1	Sonlu Eleman Modelinin Oluşturulması	102
7.3	Sınır Şartlarının Girilmesi.....	111
7.3.1	Daire çevresindeki düğümlerin radyal yönde tutulması.....	112
7.4	Eleman Sayısının Gerilme Analizine Etkisi	115
7.5	Hasar İlerleme Analizinin Yapılması	116
7.5.1	Pim Delikli Kompozitlerde İlerlemeli Hasar Analizi.....	116
8.	TARTIŞMA VE ÖNERİLER	145
	KAYNAKLAR.....	148
	ÖZGEÇMİŞ.....	153

ÖZET

Bu çalışmada, hasar görmüş karbon fiber takviyeli pim delikli kompozit numunelere epoksi yapıştırıcı kullanarak yama yapılmıştır. Toplamda dört tabakalı olan bu numuneler simetrik ve antisimetrik tabaka dizilimine sahiptir. Fiber takviye açıları ve tabaka dizilimleri değişken parametrelerdir. Geometrik parametreler olan E/D ve W/D sabit olup tüm numunelerde beş alınmıştır. Fiber takviye açıları 0° , 15° , 30° , 45° , 75° , 90° olarak belirlenmiştir. Laboratuvar ortamında çekme testi deneyine tabi tutulan tamir edilmiş yamalı numunelerin hasar sonuçları bilgisayar ortamına alınarak grafiklere dökülmüştür. Bu sonuçlar hasarsız numunenin test sonuçlarıyla karşılaştırılarak değerlendirme yapılmıştır. Ayrıca yamalı numunelerin deney sonuçları için hasar tespitleri yapılmıştır.

Sayısal çalışmada ise üç boyutlu sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak ilerlemeli hasar analizi yapılmıştır. Hasar analizi için *Hashin Hasar Teorisi* kullanılmıştır. Sayısal çözümde belirli bir başlangıç yükleme, yük artırım oranı ve tur sayısı programa girilmiştir. Aynı zamanda, malzeme özellikleri için malzeme indirgeme değerleri girilerek malzemenin mekanik özellikleri zayıflatılmıştır. İlerlemeli hasar analizi sonucu ortaya çıkan hasar şekilleri kaydedilerek deneysel sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Ortaya çıkan sonuçlarda deneysel ve sayısal hasarların uyumlu olduğu, uygun yapıştırıcı ve yama uygulamasının levhanın dayanımını hasarsız numuneye göre önemli ölçüde artırdığı, fiber takviye açısı ve tabaka diziliminin hasar sonuçlarını etkileyen parametreler olduğu gözlemlenmiştir.

Anahtar kelimeler: Tabakalı kompozit, ilerlemeli hasar analizi, sonlu elemanlar yöntemi, yama, yapıştırıcı.

ABSTRACT

Investigation Of Patch Repair Performance For Damaged Composites Pin Loaded Joint

In this study, damaged composite samples with pin joint and reinforced carbon fiber were repaired with patch by use epoxy adhesive. In total, four layers which this samples have symetric and antisymetric layer array. Fiber reinforced angles and layer arrays are variable parameters. Geometrical parameters E/D and W/D are stable which taken five at all samples. Fiber reinforced angles were determined as 0°, 15°, 30°, 45°, 75°, 90°. Experimental tensile test results of samples were plotted on graphs in the computer. This results were contrasted with test results of samples undamage conclusions and evaluated. Also it was determined damage for the results experiment of samples with patched.

As for that the numerical study by using three-dimensional finite elements method progressive damage analysis carried out. *Hashin Failure Theory* has been used for the progressive failure analysis. It has been entered to the program a certain initial load, freight rate increase and the number of rounds at the numerical solve. At the same time for material characteristics, material reduction values by entering to the program was weakened mechanical properties of the material. Progressive failure analysis results which appear damage shapes were recorded and compared with experimental results. Emerged in the final results it has been observed that it is compatible with the experimental and numerical damage, proper adhesive and the patch pratice to strength of the plate significantly increase according to undamaged samples, fiber reinforced angle and to the damage results of the layer array that influencing parameters.

Keywords: Laminated composite, progressive failure analysis, finite elements method, patch, adhesive.

ŞEKİLLER LİSTESİ

Sayfa No

Şekil 3.1. Düzlemsel gerilmeler [44].	19
Şekil 3.2. Fiber takviye doğrultuları	20
Şekil 3.3. <i>Kirchhoff Hipotezi'</i> ne göre x-z doğrultusundaki deformasyonlar [45].	22
Şekil 3.4. Levha üzerindeki normal ve kayma kuvvetleri [44].	25
Şekil 3.5. Levha üzerindeki momentler [44].	25
Şekil 3.6. N sayıda tabaka içeren levha [44].	26
Şekil 4.1. Gerilme tipleri: (a) Kesme, (b) Çekme, (c) Soyulma, (d) Çekme-Makaslama [42].	35
Şekil 4.2 (a) Adheziv kırılma, (b) Koheziv kırılma [42].	37
Şekil 4.3. Perçin ile birleştirmede gerilme dağılımı [47].	38
Şekil 4.4. Kaynak bağlantısında gerilme dağılımı [47].	39
Şekil 5.1. Kompozitlerde hasar tipleri a) Düzlem içi hasar, b) Tabaka ayrılması, c) Mikro burkulma, d) Tabaka ayrılma burkulması [1].	44
Şekil 5.2. Fiber/epoksi yama malzemesi ile onarılmış çentikli numune [20].	47
Şekil 5.3. Levhadan yamaya yük transferi [1].	49
Şekil 5.4. Yapıştırıcının soyulma ve klivaj hasarı [1].	49
Şekil 5.5. Yapıştırma hasar biçimleri [1].	53
Şekil 6.1. a) Hasarsız, pim delikli tabakalı kompozit numune, b) Ezilme hasarı sonrası pim deliği genişletilmiş yama ile birleştirilmeye hazır tabakalı kompozit numune ..	55
Şekil 6.2. Yama ile tamir edilmiş pim delikli tabakalı kompozit numune	55
Şekil 6.3. Pim deliği açma işlemi	56
Şekil 6.4. Yüzeysel işlemler için kullanılan zımpara	57
Şekil 6.5. Yama oluşturma işleminde kullanılan numuneler	57
Şekil 6.6. Testere ile yama kesme işlemi.	58
Şekil 6.7. Levhadan kesilen yama	58
Şekil 6.8. Yapıştırıcı sürülmüş yama ve hasarlı levha.	59
Şekil 6.9. Sabit bir yapıştırıcı kalınlığı oluşturmak için kullanılan kalıp	60
Şekil 6.10. Yapıştırma işleminin ağırlıkla desteklenmesi	60
Şekil 6.11. Yama yapılarak onarılmış numune.	61
Şekil 6.12. Kompozit malzemenin destek aparatı yardımıyla yüklenmesi.	64

Şekil 6.13. Çekme cihazı ve kayıt bilgisayarı	65
Şekil 6.14. Bilgisayar ekranından alınan grafik	65
Şekil 6.15. $[0^0/0^0/0^0/0^0]$ tabaka dizilimine ait yük-yer değiştirme grafiği	67
Şekil 6.16. $\theta=15^\circ$ simetrik ve antisimetrik tabaka dizilimine sahip numuneler için yük-yer değiştirme grafiği.....	68
Şekil 6.17. $\theta=30^\circ$ simetrik ve antisimetrik tabaka dizilimine sahip numuneler için yük-yer değiştirme grafiği.....	68
Şekil 6.18. $\theta=45^\circ$ simetrik ve antisimetrik tabaka dizilimine sahip numuneler için yük-yer değiştirme grafiği.....	69
Şekil 6.19. $\theta=75^\circ$ simetrik ve antisimetrik tabaka dizilimine sahip numuneler için yük-yer değiştirme grafiği.....	69
Şekil 6.20. $\theta=90^\circ$ simetrik ve antisimetrik tabaka dizilimine sahip numuneler için yük-yer değiştirme grafiği.....	70
Şekil 6.21. Farklı fiber takviye açıları için simetrik tabaka dizilimine sahip numunelerin yük-yerdeğiştirme grafiği.....	71
Şekil 6.22. Farklı fiber takviye açıları için antisimetrik tabaka dizilimine sahip numunelerin yük-yerdeğiştirme grafiği.....	71
Şekil 6.23. Deneysel maksimum elastik yükün fiber takviye açısına bağlı olarak değişimi	72
Şekil 6.24. Deneysel maksimum elastik yükün fiber takviye açısına bağlı olarak değişimi	72
Şekil 6.25. $[0^0/0^0/0^0/0^0]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği	74
Şekil 6.26. $[0^0/0^0/0^0/0^0]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune.....	74
Şekil 6.27. $[0^0/0^0/0^0/0^0]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune	74
Şekil 6.28. $[0^0/15^\circ/15^\circ/0^0]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği.....	75
Şekil 6.29. $[0^0/15^\circ/15^\circ/0^0]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune.....	75
Şekil 6.30. $[0^0/15^\circ/15^\circ/0^0]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune.....	75
Şekil 6.31. $[0^0/15^\circ/0^0/15^\circ]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği	76
Şekil 6.32. $[0^0/15^\circ/0^0/15^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune.....	76
Şekil 6.33. $[0^0/15^\circ/0^0/15^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune	76
Şekil 6.34. $[0^0/30^\circ/30^\circ/0^0]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği	77
Şekil 6.35. $[0^0/30^\circ/30^\circ/0^0]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune.....	77
Şekil 6.36. $[0^0/30^\circ/30^\circ/0^0]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune	77

Şekil 6.37. $[0^\circ/30^\circ/0^\circ/30^\circ]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği	78
Şekil 6.38. $[0^\circ/30^\circ/0^\circ/30^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune.....	78
Şekil 6.39. $[0^\circ/30^\circ/0^\circ/30^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune	78
Şekil 6.40. $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği	79
Şekil 6.41. $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune.....	79
Şekil 6.42. $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune	79
Şekil 6.43. $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği.....	80
Şekil 6.44. $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune	80
Şekil 6.45. $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune	80
Şekil 6.46. $[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği	81
Şekil 6.47. $[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune.....	81
Şekil 6.48. $[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune	81
Şekil 6.49. $[0^\circ/75^\circ/0^\circ/75^\circ]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği	82
Şekil 6.50. $[0^\circ/75^\circ/0^\circ/75^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune.....	82
Şekil 6.51. $[0^\circ/75^\circ/0^\circ/75^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune	82
Şekil 6.52. $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği	83
Şekil 6.53. $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune.....	83
Şekil 6.54. $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune	83
Şekil 6.55. $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği	84
Şekil 6.56. $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune.....	84
Şekil 6.57. $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune	84
Şekil 6.58. Simetrik tabaka dizilimi için yama ile onarılmış ve onarım öncesi levhaların maksimum elastik yüklerinin fiber takviye açılarına bağlı olarak değişimi.....	85
Şekil 6.59. Antisimetrik tabaka dizilimi için yama ile onarılmış ve onarım öncesi levhaların maksimum elastik yüklerinin fiber takviye açılarına bağlı olarak değişimi.....	86
Şekil 6.60. Simetrik tabaka dizilimi için yama ile onarılmış ve onarım öncesi levhaların maksimum hasar yüklerinin fiber takviye açılarına bağlı olarak değişimi.....	87
Şekil 6.61. Antisimetrik tabaka dizilimi için yama ile onarılmış ve onarım öncesi levhaların maksimum hasar yüklerinin fiber takviye açılarına bağlı olarak değişimi.....	88
Şekil 6.62. $[0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip yamalı numunede hasar.....	90
Şekil 6.63. $[0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ]$ simetrik tabaka dizilimine sahip numunede hasar	91
Şekil 6.64. $[0^\circ/15^\circ/0^\circ/15^\circ]$ antisimetrik tabaka dizilimine sahip numunede hasar	92
Şekil 6.65. $[0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ]$ simetrik tabaka dizilimine sahip numunede hasar	93

Şekil 6.66. $[0^{\circ}/30^{\circ}/0^{\circ}/30^{\circ}]$ antisimetrik tabaka dizilimine sahip numunede hasar.....	94
Şekil 6.67. $[0^{\circ}/45^{\circ}/45^{\circ}/0^{\circ}]$ simetrik tabaka dizilimine sahip numunede hasar	95
Şekil 6.68. $[0^{\circ}/45^{\circ}/0^{\circ}/45^{\circ}]$ antisimetrik tabaka dizilimine sahip numunede hasar	96
Şekil 6.69. $[0^{\circ}/75^{\circ}/75^{\circ}/0^{\circ}]$ simetrik tabaka dizilimine sahip numunede hasar	97
Şekil 6.70. $[0^{\circ}/75^{\circ}/0^{\circ}/75^{\circ}]$ antisimetrik tabaka dizilimine sahip numunede hasar.....	98
Şekil 6.71. $[0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}]$ simetrik tabaka dizilimine sahip numunede hasar	99
Şekil 6.72. $[0^{\circ}/90^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}]$ antisimetrik tabaka dizilimine sahip numunede hasar	100
Şekil 7.1. Malzeme için uygulanan program algoritması.....	102
Şekil 7.2. Anahtar noktaların oluşturulması	103
Şekil 7.3. Yama ile kapattıktan sonra hasarlı bölgenin görüntüsü	103
Şekil 7.4. Pim deliği ve hasarlı bölgenin sonlu elemanlar yöntemi ile modellenmesi.....	104
Şekil 7.5. <i>Solid46</i> elemanı [50].	105
Şekil 7.6. <i>Solid45</i> elemanı [50].	105
Şekil 7.7. Kompozit levha ve yamaya ait lineer ortotropik malzeme.....	106
Şekil 7.8. Yapıştırıcıya ait malzeme özelliklerinin girilmesi	106
Şekil 7.9. Kompozit levha ve yama tabaka ve açılarının tanımlanması	107
Şekil 7.10. Yamaya ait sonlu eleman özelliklerinin programa girilmesi	108
Şekil 7.11. Yamaya ait eleman ölçülerinin programa girilmesi	108
Şekil 7.12. Sonlu elemanlara bölünmüş yama.....	109
Şekil 7.13. Sonlu elemanlara ayrılmış yapıştırıcı ve levha	110
Şekil 7.14. Pim modellemesi için kullanılan üç metod: (a) Kosinüsoidal yük dağılımı metodu (b) radyal sınır şartı metodu (c) temas elemanları kullanımı metodu [51].....	111
Şekil 7.15. Pim temas yüzeyinin seçilmesi	112
Şekil 7.16. Sınır şartlarının oluşturulması	113
Şekil 7.17. Eleman yüzeylerine normal yük uygulanmış model	114
Şekil 7.18. $[0^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ}]$ tabaka dizilimine sahip levhada 5 MPa gerilme değeri ile yükleme durumu için düğüm sayısına karşılık en büyük σ_x gerilmelerinin değişimi ($E/D= 5$, $W/D= 5$).....	115
Şekil 7.19. $[0^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ}]$ tabaka dizilimine sahip numunede yamaya ait hasar ilerlemesi .	118
Şekil 7.20. Simetrik tabaka dizilimi için deneysel ve sayısal hasar yüklerinin karşılaştırılması.....	120

Şekil 7.21. Antisimetrik tabaka dizilimi için deneysel ve sayısal hasar yüklerinin karşılaştırılması.....	120
Şekil 7.22. Sayısal modelde tabaka dizilimi ve takviye açılarının gösterimi	122
Şekil 7.23. $[0^0/0^0/0^0/0^0]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levha için yama 4. tabakaya ait hasar ilerlemesi	123
Şekil 7.24. $[0^0/0^0/0^0/0^0]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levhada deneysel çalışma sonucu meydana gelen hasarın görüntüsü.....	124
Şekil 7.25. $[0^0/15^0/15^0/0^0]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levha için hasar ilerlemesi	125
Şekil 7.26. $[0^0/15^0/15^0/0^0]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levhada deneysel çalışma sonucu meydana gelen hasarın görüntüsü	126
Şekil 7.27. $[0^0/15^0/0^0/15^0]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levha için hasar ilerlemesi	127
Şekil 7.28. $[0^0/15^0/0^0/15^0]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levhada deneysel çalışma sonucu meydana gelen hasarın görüntüsü	128
Şekil 7.29. $[0^0/30^0/30^0/0^0]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levha için hasar ilerlemesi	129
Şekil 7.30. $[0^0/30^0/30^0/0^0]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levhada deneysel çalışma sonucu meydana gelen hasarın görüntüsü	130
Şekil 7.31. $[0^0/30^0/0^0/30^0]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levha için hasar ilerlemesi.	131
Şekil 7.32. $[0^0/30^0/0^0/30^0]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levhada deneysel çalışma sonucu meydana gelen hasarın görüntüsü	132
Şekil 7.33. $[0^0/45^0/45^0/0^0]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levha için hasar ilerlemesi	133
Şekil 7.34. $[0^0/45^0/45^0/0^0]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levhada deneysel çalışma sonucu meydana gelen hasarın görüntüsü	134
Şekil 7.35. $[0^0/45^0/0^0/45^0]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levha için hasar ilerlemesi.	135
Şekil 7.36. $[0^0/45^0/0^0/45^0]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levhada deneysel çalışma sonucu meydana gelen hasarın görüntüsü	136
Şekil 7.37. $[0^0/75^0/75^0/0^0]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levha için hasar ilerlemesi	137
Şekil 7.38. $[0^0/75^0/75^0/0^0]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levhada deneysel çalışma sonucu meydana gelen hasarın görüntüsü	138
Şekil 7.39. $[0^0/75^0/0^0/75^0]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levha için hasar ilerlemesi	139
Şekil 7.40. $[0^0/75^0/0^0/75^0]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levhada deneysel çalışma sonucu meydana gelen hasarın görüntüsü	140
Şekil 7.41. $[0^0/90^0/90^0/0^0]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levha için hasar ilerlemesi	141

Şekil 7.42. $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levhada deneysel çalışma sonucu meydana gelen hasarın görüntüsü	142
Şekil 7.43. $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levha için hasar ilerlemesi	143
Şekil 7.44. $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levhada deneysel çalışma sonucu meydana gelen hasarın görüntüsü	144



TABLÖLAR LİSTESİ

Sayfa No

Tablo 6.1. Yapıştırıcı karakteristik özellikleri.....	59
Tablo 6.2. Numune ve yapıştırıcıya ait fiziksel özellikler.....	62
Tablo 6.3. Tabakalı kompozit malzeme ve yapıştırıcıya ait mekanik özellikler [45].	63
Tablo 6.4. Yamalı deney numunelerinin hasar yüklerindeki değişim.....	89
Tablo 7.1. Hashin hasar kriteri ve hasar analizinde görülen renkler	117
Tablo 7.2. Deneysel ve sayısal hasarların karşılaştırılması	119



SEMBOLLER

C_{ij}	: Kompliyanans matrisi
D	: Pim deliği çapı
E	: Pim delik merkezinin levha kenarına olan uzaklığı
E	: Elastisite modülü
E_p	: Levhanın elastisite modülü
E_y	: Yapıştırıcının elastisite modülü
G	: Kayma modülü
K	: İki daire merkezi arasındaki mesafe
L	: Levha boyu
L_y	: Yama boyu
$\bar{Q}$	: İndirgenmiş katılık matrisi
R	: Yarıçap
S	: Kayma mukavemeti
S_{ij}	: Rijitlik matrisi
T	: Dönüşüm matrisi
t, t_p	: Levha kalınlığı
t_y	: Yapıştırıcı kalınlığı
U	: Şekil değiştirme enerjisi
u, v, w	: x, y, z kartezyen koordinatlarındaki yer değiştirmeler
W	: Levha genişliği
X_c	: Takviye doğrultusundaki maksimum basma mukavemeti
X_t	: Takviye doğrultusundaki maksimum çekme mukavemeti
Y_c	: Takviyeye dik doğrultuda y eksenindeki maksimum basma mukavemeti
Y_t	: Takviyeye dik doğrultuda y eksenindeki maksimum çekme mukavemeti
Z_c	: Takviyeye dik doğrultuda z eksenindeki maksimum basma mukavemeti
Z_t	: Takviyeye dik doğrultuda z eksenindeki maksimum çekme mukavemeti

z	: Diferansiyel elemanın tarafsız eksene olan uzaklığı
dz	: Tabaka kalınlığı
β	: Eğim
γ_{12}	: 1-2 yönlü birim kayma
γ_{23}	: 2-3 yönlü birim kayma
γ_{31}	: 3-1 yönlü birim kayma
ε_{ij}	: Şekil değiştirme bileşeni
ε_1	: 1 yönündeki şekil değiştirme
ε_2	: 2 yönündeki şekil değiştirme
ε_3	: 3 yönündeki şekil değiştirme
θ	: Fiber takviye açısı
σ_i	: Gerilme bileşeni
σ_1	: 1 yönündeki gerilme bileşeni
σ_2	: 2 yönündeki gerilme bileşeni
σ_3	: 3 yönündeki gerilme bileşeni
τ_{12}	: 1-2 yönlü kayma gerilmesi
τ_{23}	: 2-3 yönlü kayma gerilmesi
τ_{31}	: 3-1 yönlü kayma gerilmesi
ν	: Poisson oranı

KISALTMALAR

CFRP	: Karbon Fiber Takviyeli Polimer (Carbon Fiber Reinforced Polymer)
GA	: Genetik Algoritma (Genetic Algorithm)
DIC	: Dijital İmaj Korelasyon (Digital Image Corelation)
CLT	: Klasik Tabak Teorisi (Classical Lamina Theory)
SR	: Rijitlik Oranı (Stiffness Ratio)
APDL	: Ansys Parametric Design Language
THETA	: Takviye Açısı (Reinforced Angle)
MAT	: Malzeme Bilgisi (Material Information)
TH	: Kalınlık Değeri (Thickness Value)
SHM	: Yapısal Sağlık Gözleme (Structural Health Monitoring)

1. GİRİŞ

Yapısal elemanlarda üretim ya da servis sırasında meydana gelen hatalar mevcuttur. Hata büyüklüğü kritik seviyeye ulaştığında, elemanın mukavemetinde önemli ölçülerde azalma olur. Bu nedenle yapısal eleman eskisi gibi işlevini yerine getiremez. Hasar boyutu onarılması mümkün olmayacak kadar büyük ise, hasarlı bölgenin tamamen çıkarılıp yerine yenisi ile değiştirilmesi gerekmektedir. Günaydın' a [1] göre hasar bölgesi eğer onarılabilir durumda ise hasar tipi ve büyüklüğü, hasarlı elemana etki eden yükleme ve çevre şartları gibi birçok faktör göz önüne alınarak belirlenen onarım yöntemi ile hasar bölgesi onarılabilir. Onarım işlemi ile hasarlı elemanın orijinal dayanımına ulaşması ve hasar öncesi fonksiyonlarını yerine getirmesi sağlanır.

Günaydın [1] çeşitli etkenlerden dolayı yapısal elemanların onarılmaya veya iyileştirilmeye ihtiyaç duyduğunu belirtmiştir. Bu etkenler içinde çatlak ve korozyon gibi hasarlar onarım süreçlerini, tasarım ve konstrüksiyon hataları ile yapısal değişim gerekleri ise iyileştirme süreçlerini gerektirir. Çatlaklı elemanların onarılmasındaki amaç, çatlak ucundaki gerilmeleri azaltmak, yorulma mekanizmalarını değiştirmek ve çatlak ilerlemesini yavaşlatmaktır. Yama ile onarımla ya da hasarlı bölge üzerine yapılan takviyeler ile yapısal elemanların ömrünün uzaması mümkün olur.

İleri kompozit teknolojisi, uzay ve havacılık uygulamalarında hasarlı metalik elemanların takviyesi için kullanılmaktadır. Yapıştırıcı kullanılarak bağlanan yamalı onarımlar, onarımda kullanılan materyaller ve yamanın onarımı yapılacak elemana bağlantı metodu açısından geleneksel onarım yöntemleriyle karşılaştırıldığında daha avantajlıdır.

Günaydın [1] mekanik elemanlar ile bağlantısı yapılan yamalı onarımlarda ek hasarlar meydana geldiğinden, yapıştırarak yapılan yamalı onarımlar mekanik bağlantılı onarımlardan daha etkili olduğunu belirtmiştir. Ayrıca yapıştırırmalı onarımlarda hasarlı bölge ile yama temas alanının daha büyük olması, hasarlı bölgeden yamaya aktarılabilecek yükün daha üniform ve daha etkili olmasını sağlar.

Yapıştırırmalı onarımlarda yama malzemesi olarak kompozitler metalik malzemelere göre daha fazla tercih edilmektedir. Çünkü kompozitler metalik malzemelere göre daha dayanıklıdır, rijittir, hafiftir, yorulma performansı, korozyon direnci daha yüksektir, onarılacak malzemeye birleştirilmesi daha kolaydır.

Hasarlı hava taşıtları için yama tasarımının basit bir şekilde yapılması mümkün değildir. Yamaya transfer edilen yük ile çatlak ucundaki gerilmeyi belirleyen basit bir analiz mevcut olmadığından, sonlu elemanlar analizi gibi bir nümerik analize ihtiyaç duyulmuştur. Bu analizler ile çatlak ucundaki gerilme, fiberlerin çatlak bölgesindeki gerilme konsantrasyonu ve yapıştırıcı tabakasındaki kayma gerilmesi konsantrasyonu gibi büyüklüklerin belirlenmesi mümkün olmuştur. Yama tasarımı için yapılan analitik çalışmalar, yama ile onarılmış hasarlı elemanın modellenmesindeki zorluklardan dolayı sınırlı miktarda olmuştur.

Bu çalışmada, pim delikli hasar görmüş tabakalı levhaların yama ile tamiri yapıştırıcı kullanılarak deneysel olarak gerçekleştirilmiştir. Tamir edilmiş numuneler tekrar çekme testine tabi tutularak, tamir performansı hasarsız numunelere göre kontrol edilmiştir. Deneysel sonuçlar ışığında sonlu elemanlar metodu ile sayısal çözüm ilerlemeli hasar analizi yapılarak elde edilmiştir. Kompozit levha ve yamanın tabaka dizilimi ve fiber takviye açısı çalışma için analizlerde değişim parametreleridir.

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Hasarlı kompozit malzemelerin yapıştırıcı kullanılarak yama ile tamir edilmesinde hasar kriterlerinin ve onarım sonrası mekanik davranışlarının belirlenmesi amacıyla günümüze kadar deneysel ve sayısal olarak birçok çalışma yapılmıştır.

Soutis vd. [2], levhanın dış yüzeyinden uygulanan yama yöntemi ile tamir edilmiş, karbon fiber takviyeli polimer (CFRP) tabakalı kompozitleri basınç yükü altında test etmişlerdir. Tamir edilmiş bölgedeki gerilme alanını önceden hesaplamak için üç boyutlu sonlu elemanlar metodunu kullanmışlardır. Hesapladıkları gerilmeleri daha sonra hasar başlangıcı, hasar modu ve hasar yerini tahmin etmek için maksimum gerilme ve ortalama gerilme hasar kriterinde kullanmışlardır.

Chotard vd. [3], başlangıçta düşük hızlı çarpma yükü etkisinde, yamayla onarılmış kompozit yapıların mekanik davranışı üzerinde deneysel araştırmalar yapmışlardır. Elde ettikleri sonuçlara göre dikkatli tasarlandığında yüklerin tipine bağlı olarak, levhanın dış yüzeyinden uygulanan kademeli yama onarımları hasarsız mekanik davranışların % 85' ten fazlasını sağlayabilmektedir.

Djokic vd. [4], kompozit yama tamirinde kurlenme prosesi boyunca artık gerilme gelişmesini gözlemek için deneysel bir çalışma yapmışlardır.

Engels ve Becker [5], klasik tabaka teorisi ile tabakalı eliptik yama ile tamir edilmiş eliptik deliğe sahip tabakalı levha problemini düzlem ve/veya eğilme yükü altında incelemişlerdir. Levha ve tamir yamasının gelişi güzel genişlemesine izin vermişlerdir. Alt tabakalarda eğilme rijitliği ve elastik membran için herhangi bir kısıtlama koymamışlardır. Türetilen kapalı form için analitik sonuçların, dış yüzeyden uygulanan yama tamiri yöntemi için etkili olduğu görülmüştür.

Tse vd. [6], merkezinde pim deliği bulunan, tek yönlü yama ile güçlendirilmiş örgülü E-cam fiber/epoksi kompozit paneli sayısal olarak incelemişlerdir. Panelin genişliğini 25.4 mm ve pim çapını 3-6 ve 9 mm olarak seçmişlerdir. Tamir yaması kare şeklindedir. Levhanın bir kenarı üniform çekme yükü altında iken diğer tarafı mesnetlenmiştir. Yamayla güçlendirilmiş panelin hasar yüklerini ve kalınlık boyunca gerilme dağılımlarını üç boyutlu sonlu eleman metoduyla hesaplamışlardır. Ayrıca hesaplamaları karşılaştırmak için deneysel çalışmalar da yapmışlardır.

Turton vd. [7], yakıt platformu, destroyer ve firkateyn gibi deniz araçlarında yama ile tamir uygulamaları yapmışlardır.

Vaziri ve Nayeb-Hashemi [8], harmonik soyulma yükü etkisi altında tamir edilmiş kompozit çubuklar üzerinde teorik ve deneysel olarak çalışmışlardır. Teorik çalışmada hareket denklemini eksenel ve düşey doğrultuda türetmişlerdir. Teorik sonuçların geçerliliğini sonlu elemanlar metodu ile araştırmışlardır. Sonlu eleman sonuçları tamir edilmiş kompozit çubukların deformasyon mekanizmasının yapıştırıcının elastisite modülüne dayandığını göstermiştir. Deneysel çalışmada ise tek yönlü cam fiber takviyeli epoksi kompozit numunenin çeşitli tamir yama uzunluklarını, kalınlıklarını ve malzeme özelliklerinin etkilerini ölçmüşlerdir. Deneylerde kompozit çubukların deformasyonunun yapıştırıcı malzeme özellikleriyle ilişkili olduğunu gözlemlemişlerdir.

Papanikos vd. [9], çatlak içeren metalik levhaların kompozit ile tamir davranışını üç boyutlu ilerlemeli hasar modeliyle incelemişlerdir. Model, çatlak ucundaki gerilme şiddet faktörünü, yama ayrılmasını ve uygulanan yükün bir fonksiyonu olarak kompozit yamadaki hasar yükünü belirlemektedir. Bu modelde gerilme analizi, hasar analizi ve malzeme özelliklerinin bozulması dikkate alınmıştır. Gerilme analizi, üç boyutlu parametrik sonlu eleman modeliyle ANSYS' te yapılmıştır.

Mathias vd. [10], metalik yapılar üzerindeki kompozit yama bağlantılarına genetik algoritma (GA) uygulamalarını tanımlamışlardır. Çalışmada verilen bir alan içerisinde bazı kısıtlamalar altında gerilme seviyesini düşürmeyi amaçlamışlardır. Analiz için ANSYS sonlu eleman paket programını kullanmışlardır.

Ouinas vd. [11], yarı dairesel, kenar çentiği ve bu tip çentiklerden yayılan çatlakların tamirini sonlu elemanlar metoduyla analiz etmişlerdir. Ayrıca tek yönlü ve çift yönlü yama tamirini karşılaştırmışlardır. Elde ettikleri sonuçlar göstermiştir ki çift yönlü kompozit yama ile onarımda çatlak ucundaki gerilme şiddet faktörü, tek yönlü tamir edilene göre yarı yarıya daha düşüktür.

Okafor ve Bhogapurapu [12], korozyona uğramış dairesel bölgenin yama ile tamir edilmesini deneysel ve sayısal olarak incelemişlerdir. 2024 T3 Alüminyum hava taşıt paneli kullanılmıştır. Yaptıkları deneysel çalışma ve sonlu elemanlar analizinde dairesel boşluğun yama ile tamiri sonucu en büyük yüzey gerilmesinin etkili bir şekilde azaldığını göstermişlerdir.

Harman ve Wang [13], kademeli yöntemle birleştirilmiş iki farklı malzeme için yapışma yüzey profillerini optimize eden analitik bir model sunmuşlardır. Sonlu elemanlar analizini elde ettikleri sonuçları doğrulamak için kullanmışlardır. Yamanın yapıştırma gerilmesi üzerindeki etkisini araştırmışlardır.

Caliskan [14], yamanın etkilerini, tek taraflı bindirmeli yapıştırma bağlantısı kullanarak mekanik kuvvetler altında analitik metotlarla incelemiştir. Yapıştırma bağlantısı aynı zamanda cıvata ile birleştirilmiştir. Bulduğu analitik sonuçları önceki deneysel sonuçlarla karşılaştırmıştır.

Bouiadjra vd. [15], tek ve çift yönlü yama ile tamir edilmiş çatlak içeren yapıların analizini sonlu elemanlar metodu ile yapmışlardır. Gerilme şiddet faktörü kırılma kriteri olarak kullanılmıştır. Elde ettikleri sonuçlara göre gerilme şiddet faktörünü azaltmak için çift taraflı yama kullanmak daha avantajlıdır.

Mathias vd. [16], düzlemsel yük altında, dikdörtgen kompozit yamalarda gerilme dağılımı için teorik çözümler sunmuşlardır. Levha üzerinde normal ve kayma gerilmesi olmak üzere iki farklı durum için parametrik çalışma yapmışlardır.

Liu ve Wang [17], dış yüzeyinden yapıştırılmış kompozit yamayla tamir edilmiş delikli kompozit levhaların gerilme davranışını incelemişlerdir. Deneysel testleri üç boyutlu ilerlemeli hasar modeliyle geliştirmişlerdir. Deneysel sonuçlar ile sayısal tahminler arasında uyumlu sonuçlar elde etmişlerdir.

Li vd. [18], yapısal sağlık gözleme (SHM) teknolojisini kompozit yama ile yapıştırma onarımları için uygulamışlardır. Bu teknik kompozit yamanın yüzeyden ayrılması temeline dayanır. Sonlu eleman modeliyle yaptıkları çalışmada, ayrılmış bölgedeki şekil değiştirmenin, hasarsız duruma göre önemli bir şekilde değiştiğini gözlemlemişlerdir.

Wang ve Gunnion [19], yapıştırıcı ve kompozit tabakalardaki gerilme yığılmalarını elastik-plastik sonlu eleman metoduyla araştırmışlardır. Çalışmada tabaka dizilimini, tabaka kalınlığını ve yapıştırma veriminin değişimini incelemişlerdir.

Xiong ve Shenoi [20], çatlak içeren alüminyum levhaların kompozit yama kullanarak tamirini statik ve yorulma dayanım konsepti içerisinde deneysel olarak incelemişlerdir. Yama malzemesi olarak, LY12 Alüminyum, yapıştırıcı malzemesi olarak SY-24C ve yama malzemesi olarak fiber/epoksi T300/3234, G803/3242 ve SW220/2322 malzemelerini

kullanmışlardır. Çeşitli yama malzemeleri ve kalınlıkları için statik ve yorulma davranışları deneysel olarak araştırmışlardır. Elde ettikleri sonuçlar antisimetrik yama ile tamir edilmiş, çentik içeren panellerin statik dayanımı ve yorulma ömrü üzerinde yama kalınlığının ve fiber/epoksi prepreg malzemelerin etkisi olduğunu göstermiştir.

Campilho vd. [21], üç boyutlu karbon-epoksi kompozitlerin dış yüzeyinden yapıştırılmalı onarımında gerilme davranışını deneysel ve sayısal olarak incelemişlerdir. Hasar modunu, elastik rijitliği ve direnci, farklı yapıştırma uzunluğu ve yama kalınlığı için deneysel olarak hesaplamışlardır. Sayısal çözümü sonlu eleman programı olan *ABAQUS* ile yapmışlardır. Yapıştırıcı tabakası karışık mod kohesiv hasar modeli içeren kohesiv elemanlarla modellenmiştir. Bu modeldeki parametreleri kırılma karakterizasyon testi ile elde etmişlerdir.

Oudad vd. [22], tamir edilmiş çatlakların plastik bölge boyutu üzerinde, yapıştırıcı özelliklerinin ve yama kalınlığının etkilerini incelemişlerdir.

Campilho vd. [23], burkulma basıncı altında karbon-epoksi yapılar üzerinde tek yönlü ve çift yönlü yapıştırma bağlantılarının deneysel ve sonlu eleman metoduyla parametrik bir çalışmasını yapmışlardır. Çalışmada yapıştırma uzunluğunun ve yama kalınlığının etkisini incelemişlerdir. Kohesiv kırılmayı simüle etmek için karışık mod içeren kohesiv eleman kullanmışlardır.

Madani vd. [24], deneysel ve sayısal olarak, delik ve çentiklerin yol açtığı gerilme yığılmalarını azaltmak için kompozit yama ile birleştirme tekniklerini incelemişlerdir. Çeşitli formlardaki çentiklere sahip levhaların mekanik davranışlarını çekme testiyle araştırmışlardır. Çekme testi sonucunda çentikli levhalarda kompozit yama kullanılmasının levhanın mekanik karakterini pozitif yönde etkilediğini görmüşlerdir.

Breitzman vd. [25], tamir edilmiş kompozitin mekanik davranışını gerilme yükü altında farklı yama oryantasyon açıları için incelemişlerdir. Hasar tamiri için üç boyutlu lineer olmayan analiz yapılmıştır. Çalışmada dairesel olmayan deliği kademeli yama yöntemiyle tamir etmişlerdir. *Von Misses* gerilmesinin minimize edildiği bu yapıştırma modelinde, tamir edilmiş yama tabakasının ideal oryantasyonlarını hesaplamak için çok boyutlu optimizasyonlar yapmışlardır. Optimum tabaka diziliminin, gerilme seviyesini etkili bir şekilde düşürdüğü görülmüştür.

Ridha vd. [26], kompozit panelin yamayla birleştirilmiş tamirinin ilerlemeli hasar analizini parametrik olarak incelemişlerdir. Çalışmada hasarlı ve hasarsız numunelerin hasar yüklerini tahmin edebilen bir sonlu eleman metodu kullanılmıştır. Yapıştırma özelliği ile ilgili yaptıkları parametrik çalışma; tamir edilmiş kompozit panelin hasar gerilmesinin kohesiv elemanın dayanımına karşı daha hassas olduğunu göstermiştir.

Atas vd. [27], tamirli ve tamirsiz cam epoksi kompozit levhanın çarpmaya karşı göstermiş olduğu tepkiyi deneysel olarak incelemişlerdir. Tamir edilmiş numuneler iki farklı üretim tekniği ile hazırlanmıştır. Bunlar; vakum infüzyon ve elle yayma tekniğidir. Tamir edilmiş ve tamir edilmemiş numunelerin çarpma tepkilerini karşılaştırmak için çeşitli çarpma enerjileri altında testler gerçekleştirmişlerdir. Numunelerin çarpma yüzeylerinden elde ettikleri sonuçlara göre tamir edilmiş numunelerin ana hasar modları, delaminasyonlar ve çarpma noktası etrafındaki fiber kırıklarıdır. Tamir edilmemiş numuneler için ise etkili hasarların, fiber doğrultusu boyunca gelişen sert matriks çatlakları olduğunu belirlemişlerdir.

Pinto vd. [28], karbon/epoksi yapılarda üç boyutlu kademeli yapıştırma yöntemini kullanarak çekme davranışını sayısal olarak incelemişlerdir. Yapıştırma malzemesi olarak (*Araldite 2015*) sünek malzeme kullanmışlardır. Sonlu elemanlar analizini *ABAQUS* ile yapmışlardır. Kohezif bölge modelini yapıştırma tabakasında, hasar başlama ve gelişme simülasyonu için kullanmışlardır.

Cheng vd. [29], çalışmalarında dış yüzeyi yama ile tamir edilmiş kompozit yapıların gerilme davranışını incelemişlerdir. Tamir edilmiş levhaların hasar başlangıcı ve ilerlemesini analiz etmişlerdir. İdeal yama tamir şeklini sonlu eleman yöntemiyle belirlemişlerdir.

Bouiadjra vd. [30], üç boyutlu sonlu elemanlar metodunu, dikdörtgen ve trapez şekilli yamaların onarım performansını karşılaştırmak için kullanmışlardır. Karşılaştırma, iki yama şekli için, tamir edilmiş çatlak ucunda gerilme şiddet faktörü analizi ile yapılmıştır. Elde ettikleri sonuçlara göre çatlak uzunluğu 5 mm'den 20 mm'ye ulaştığında trapez şekil, çatlak ucunda daha düşük gerilme şiddet faktörü sunmuştur. Ayrıca bu sonuçlara göre trapez şeklin yama kütlesini azalttığını ve bunun da tamir maliyetini düşürdüğünü belirtmişlerdir.

Xiaoquan vd. [31], tek eksenli gerilme yükü altında kademeli yama yöntemiyle onarılmış CFRP tabakalarda hasar yayılmalarını ve en büyük gerilme yığılmalarını belirlemek için deneysel ve sonlu eleman çalışmaları yapmışlardır. Sonuçlar 0° li tabakanın bağlantı yüzeyinde yapıştırma filmi içinde hasarın başladığını göstermiştir. Yapıştırma filminde başlayan hasardan sonra hasarın hızla ana tabakada yayıldığını ve daha sonra komşu tabakalara aktarıldığı belirlenmiştir.

Caminero vd. [32], CFRP tabakalı kompozitlerin iki farklı tamir tekniği olan levhanın dış yüzeyinden uygulanan ve kademeli tip yama ile tamir performansını karşılaştırmışlardır. Numunelere eksenel çekme testi uygulanmıştır. Numuneler karbon epoksi malzemeden üretilmiş olup iki farklı tiptedir. Bunlar; örgülü *M21/HTA* ve tek yönlü *M21/T700*' dür. Üç boyutlu sonlu eleman analizini optimum tamir konfigürasyonunu ve gerilme alanını belirlemek için uygulamışlar ve deneysel sonuçlarla karşılaştırmışlardır.

Kashfuddoja ve Ramji [33], kompozit yapılarıdaki hasarın, kompozitin yapısal bütünlüğünü azaltacağını ve bunun da servis ömrünün düşmesine neden olacağını belirtmişlerdir. Servis ömrünün geliştirilmesi için hasarların tamir edilmesi gerektiğini ve böylece yapısal bütünlüğün restore edileceğini açıklamışlardır. Üç boyutlu sonlu eleman modeli kullanılarak çeşitli yama şekillerinin tamir etkisi üzerindeki etkinliği incelenmiştir. Hasarlı karbon fiber polimer tabakalı kompozitler hasarlı alanın üzerine yapıştırıcı ile birleştirilmiş simetrik yamalar ile tamir edilmiştir. Gerilim odaklı üç boyutlu *Hashin Hasar Kriteri*, çentikli ve tamir edilmiş panellerde hasar modlarıyla birlikte hasar başlangıcında dayanım tahmini için uygulanmıştır.

Kashfuddoja ve Ramji [34], çekme yükü etkisi altında tek yönlü tabakalı kompozitlerin yapıştırıcı ile birleştirilmiş yama ile tamir davranışını analiz etmek için DIC (Dijital İmaj Korelasyon) tekniğini kullanarak deneysel bir çalışma gerçekleştirmişlerdir. Hasarlı paneller, aynı tip malzemeden yapılmış tek ve çift taraflı dairesel yama ile tamir edilmiştir. Yamanın, levhadan ayrılır ayrılmaz durumu ve çentikte hasarın başlaması ve yayılması üç boyutlu DIC tekniği kullanılarak incelenmiştir. Ayrıca üç boyutlu sonlu eleman analizi kullanılmış ve elde edilen şekil değiştirme değerleri deneysel veriler ile karşılaştırılmış, sonuçların birbiri ile uyumlu olduğu görülmüştür.

Benyahia vd. [35], hava araçlarının kompozit yama ile tamir edilmesinde yapıştırıcı hasarını üç boyutlu sonlu eleman metodunu kullanarak analiz etmişlerdir. Dört farklı yama

şeklini hasar analizinde kullanmışlardır. Bunlar dikdörtgen, trapez, daire ve eliptik şekillerdir. Elde edilen sonuçlar göstermiştir ki dikdörtgen şekil tamir dayanımı için faydalıdır. Ancak hasar tamir etkisi için dezavantaja sahiptir. Eliptik yamanın en uygun olduğu ve trapez yamanın ise gerilme üzerinde en düşük etkiye sahip olduğu görülmüştür.

Caminero vd. [36], çalışmalarının ilk bölümünde eksenel çekme yükü etkisi altında çentikli numunelerin hasar prosesini değerlendirmişlerdir. İki boyutlu ve üç boyutlu DIC tekniğini karbon fiber epoksi *M21/700* kompozit levhalarda yüzey şekil değiştirme ölçüsü elde etmek için kullanmışlardır. Bu kompozit levhalar farklı tabaka diziliminde seçilmişlerdir. Yapıştırma tipi olarak levhanın dış yüzeyinden uygulanan yama bağlantılarını incelemişlerdir. Yükleme altında yama davranışını, DIC tekniği ile görüntülemişlerdir.

Akpınar [37], çift taraflı kompozit yamayla birleştirilmiş alüminyum levhaların çekme yükü etkisi altında mekanik özelliklerini incelemiştir. Yama malzemesi olarak hem *AA2024-T3* Alüminyum hem de 16 tabakalı karbon/epoksi kompozit malzemeyi farklı oryantasyon açılarıyla ($[0]_{16}$, $[90]_{16}$, $[0/90]_8$, $[45/-45]_8$, $[0/45/-45/90]_4$) kullanmıştır. İki bileşenli yapıştırıcı (*DP 460*) yamayı birleştirmek için kullanılmıştır. Altı farklı tipte bağlantı numunesi çekme testine tabi tutulmuştur. Hasar yükleri üzerinde yamanın etkisi ve gerilme dağılımları deneysel ve sayısal olarak incelenmiştir. Kompozit ve yapıştırıcıdaki gerilme dağılımı, hasar modu ve hasar yükü, yamanın fiber oryantasyon açısından etkilendiği gözlemlenmiştir.

Katnam vd. [38], kompozit malzemeden üretilmiş hava taşıtlarının yapıştırma onarımları üzerine literatürde yapılan bilimsel araştırmaları çalışmalarında sunmuşlardır.

Turan vd. [39], pim bağlantılı tek yönlü tabakalı karbon epoksi kompozit levhaların hasar modları ve hasar yüklerini belirlemek amacıyla bir araştırma gerçekleştirmişlerdir. Bağlantı geometrisinin ve fiber oryantasyon açısının hasar yükleri ve hasar modları üzerindeki etkisini hesaplamak için deneysel ve sayısal olarak parametrik çalışmalar yapmışlardır. 3D APDL kodları kullanılarak *ANSYS*'te sonlu elemanlar metodu ile sayısal bir çalışma yapılmıştır. Hasar yüklerini ve hasar modlarını tahmin etmek için *Hashin Hasar Teorisi* kullanılmıştır. Deneysel ve sayısal sonuçlar göstermiştir ki kompozit levhaların hasar yükleri E/D ve W/D oranlarının artmasıyla artmıştır

Turan vd. [40], çift sıralı pim bağlantılı tek yönlü karbon epoksi reçineli kompozit levhalarda deneysel ve sayısal hasar analizleri yapmışlardır. Kompozit levhaların hasar yükleri ve hasar modları farklı geometrik parametreler ve farklı tabaka dizilimleri için belirlenmiştir. ANSYS' te sonlu elemanlar yöntemiyle 3D APDL kodları geliştirilmiştir. Sayısal analizde, hasar yükleri ve hasar modlarının belirlenmesi için *Hashin Hasar Teorisi* ve malzeme indirgeme kuralları kullanılmıştır. Deneysel ve sayısal sonuçlar göstermiştir ki hasar yükleri ve hasar modları geometrik parametrelerden etkilenmiştir.

Yapılan çalışmada, ezilme hasarına uğramış pim bağlantılı tabakalı kompozit levhalar, yapıştırıcı kullanılarak yine aynı malzemeden üretilmiş tabakalı kompozit yamalar ile tamir edilmiştir. Yapıştırıcı olarak *Loctite 9466* çift bileşenli epoksi yapıştırıcı, kompozit olarak ise tek yönlü takviyeli, dört tabakalı karbon fiber epoksi levhalar kullanılmıştır. Tamiri yapılan yamalı ve pim bağlantılı kompozit levhalara tekrar çekme testi uygulanmıştır.

Test sonucunda 0° , 15° , 30° , 45° , 75° , 90° fiber takviye açısına ve simetrik/antisimetrik tabaka dizilimine sahip tabakalı levhaların hasar başlangıcı, ilerlemesi ve nihai hasarları belirlenerek sonuçlar grafikler halinde sunulmuştur. Sayısal çalışmada ise kompozit levhalar üç boyutlu sonlu elemanlar ile modellenerek, çözüm ANSYS sonlu elemanlar paket programında gerçekleştirilmiştir. Hasar davranışı için; *Hashin Hasar Kriterini* kullanan ilerlemeli bir hasar analiz alt programı ANSYS programı içerisinde çalıştırılmıştır. Hasar modelinde, hasar bölgesindeki sonlu elemanların mekanik özellikleri belirli bir indirgeme kuralı ile düşürülmüştür.

Sonuçta; hasarsız ve hasar sonrası yamalı tamir edilmiş pim bağlantılı levhaların çekme davranışları karşılaştırmalı olarak grafikler halinde verilmiş, sayısal nihai hasar tipleri ve yükleri ise, deney sonuçları ile tablo halinde sunulmuştur. Ayrıca sayısal hasar ilerlemesi, farklı çekme yükleri için görsel olarak sunulup deneysel sonuçlarla karşılaştırılmıştır.

3. KOMPOZİT MALZEMELER

3.1. Giriş

Kompozit malzemeler, tasarım için beklenen özellikleri verebilecek uygun bir malzeme elde etmek amacıyla, makro boyutta iki veya daha fazla malzemenin bir araya getirilmesi ile elde edilen yeni malzemelerdir. Kompozit malzemelerin bilinen klasik metal malzemelere göre üstün yanı, malzeme kombinasyonunun çok sayıda olmasıdır. Kompozitlerin avantajları onlara malzeme özelliklerini istenildiği gibi değiştirme olanağı tanır. Dolayısıyla, yapıda var olması istenen düşük ağırlık, yüksek mukavemet, yorulma ve korozyon direnci, estetik görünüm, elektrik yalıtkanlığı, rijitlik gibi malzeme özelliklerinin biri veya birkaçı kolaylıkla elde edilebilir [1]. Kompozit malzemeler paslanmaz ve aşınmazlar. Çeşitli kimyasal ve ısı ortamlara dayanımlarını artırmak amacıyla geliştirilmişlerdir. Koruvatan [41] uygun tasarlandığında kompozit ürünlerin en az bakımla, uzun süreli hizmet ömrüne sahip olabileceklerini belirtmiştir. Kompozitlerin üretimi için kullanılan araç ve gereçlerin maliyeti, çelik, alüminyum ve metal alaşımlı malzemeler gibi geleneksel malzemelere göre daha ucuzdur. Ayrıca, sınırsız kalıplama boyutları, çok sayıda üretim tekniği, diğer malzemelerle uyuma özelliği, takviye amacı ile köpük kullanımı, kendinden renklendirilme olanağı, isteğe bağlı olarak, ışık geçirgen özellikte üretilebilme olanağı gibi avantajlara da sahiptir [41]. Kompozit malzemelerin avantajı; sahip olduğu bileşenlerin üstün özelliklerini bir araya getirebilmesidir. Kompozitlerin üretilmesiyle aşağıdaki özelliklerden bir veya bir kaçının geliştirilmesi amaçlanır:

- 1- Mukavemeti artırmak,
- 2- Rijitliği artırmak,
- 3- Korozyona karşı direnç,
- 4- Ağırlığı hafifletmek,
- 5- Yorulma ömrünü uzatmak,
- 6- Sıcak ortamlarda kullanımı iyileştirmek,
- 7- Isıl yalıtım,
- 8- Isıl iletkenlik,
- 9- Elektrik iletkenliği,
- 10-Estetik.

Bu sayılan özelliklerin hepsi aynı anda iyileştirilemeyebilir. Ancak hangi özelliklerin iyileştirilmesi isteniyorsa kompozit malzeme o amaca uygun şekilde imal edilir.

Günaydın' a [1] göre kompozitlerin sınıflandırılmasında kompoziti meydana getiren bileşenlerin biçimleri dikkate alınır. Takviye elemanına göre kompozit malzemeler, fiber takviyeli kompozitler ve partikül takviyeli kompozitler şeklinde sınıflandırılırlar. Matrislerin ise polimer, metal ve seramik olmak üzere üç çeşidi vardır. Matris çeşidine göre kompozitler polimer matris kompozitler, metal matris kompozitler ve seramik matris kompozitler şeklinde gruplandırılabilir. Bir diğer önemli kompozit çeşidi ise tabakalı kompozitlerdir. Bir tabaka, her katta aynı ya da farklı malzemenin olabileceği iki veya daha fazla kattan meydana gelir [1].

3.2. Tabakalı Kompozit Malzemeler

Tabakalı kompozitler, farklı özelliklere sahip iki veya daha fazla tabakanın birleştirilmesinden oluşur. Değişik kombinasyonlara sahip tabakalanmış kompozitlerin imal edilmesi mümkündür. Bu tür kompozitlere metaller üzerine uygulanan metalik, organik veya seramik kaplamalar, cam-plastik-cam tabakalardan oluşan kompozitler, kâğıt üzerine kaplanmış plastik kompozitler, farklı elyaf yönlenmesine sahip tek tabakaların birleştirilmesiyle elde edilen yapılar örnek olarak gösterilebilir. Koruvatan [41] korozyon direnci zayıf metaller üzerine daha yüksek dirençli metallerin veya plastiklerin veya plastiklerin kaplanmasıyla korozyon direncinin, yumuşak metallerin sert malzemelerle birleştirilmesiyle sertlik ve aşınma direncinin, farklı elyaf yönlenmesine sahip tek tabakaların birleştirilmesiyle de çok yönlü yük taşıma özelliğinin geliştirilmesinin mümkün olabileceğini söylemiştir. Ayrıca, hava araçlarında yaygın bir kullanım alanına sahip olan sandviç yapılar da tabakalı kompozit malzemelere örnek olarak gösterilebilir. Sandviç yapılar, yük taşımadan yalnızca izolasyon özelliği olan düşük yoğunluklu bir çekirdek malzemenin alt ve üst yüzeylerine dayanıklı levhaların yapıştırılması ile elde edilirler [41].

3.3 Kompozitlerin Kullanım Alanları

Kompozit malzemeler otomotiv, deniz, uzay ve mimari yapılarda kullanılmalarının yanında; golf, kayak vb. ile ilgili aletler ve tenis raketlerinde de kullanılırlar.

Fiber takviyeli plastik kompozitlerin kullanıldıkları yerlere örnek olarak; örgülü hortum, borular, tanklar, kimyasal işlem ekipmanları, kanolar, yat ve gemi gövdeleri, yelkenli gemi ve uçak gövdeleri, helikopter pervane kanatları ve roket motor muhafazaları

verilebilir. Fiber-kauçuk kompozitlerin kullanıldığı yerlere örnek olarak da kamyon tekerleri, basınçlı hortumlar ve güç iletim ve konveyör bantları gösterilebilir [42].

Askeri uçak tasarımcıları; hafiflik, manevra ve mukavemetteki performanslarından dolayı kompozitlerin çok büyük bir potansiyel olduğunu anlamışlardır. Kompozitler düzgün yüzey sağladıklarından dolayı sürtünmesi azdır. Bor ve grafit fiberler 1960'lı yıllarda ilk geliştirilmelerinden bu yana askeri uçaklarda kullanımları artarak devam etmiştir. Yatay ve dikey stabilizatörler, kanatlar, kanat kaplamaları ve çeşitli kontrol yüzeylerindeki kompozit yapı elemanları *F-14*, *F-15* ve *F-16* gibi savaş uçaklarında kullanılmaktadır. *AV-8B* uçağında ise grafit-epoksi kanat-kutu kaplamaları, ön gövde, yatay stabilizatörler, irtifa dümeni, dümen ve kontrol yüzeylerinde kompozit malzemelere sahiptirler [42].

Ticari uçaklardaki kompozit uygulamaları; maliyetin düşmesi, uçaklarda kompozit kullanma tecrübesinin artması, tasarım ve imalatındaki teknolojinin gelişmesiyle artmaktadır. Kompozit uçak yapıları 1973'de NASA tarafından incelenmiştir ve elde edilen sonuçlar uçaklarda kompozit kullanımına olan güveni artırmıştır. *Boeing 757* ve *767* kompozitlerin yaygın olarak kullanıldığı ilk ticarî uçaklardır. Kompozitler, büyük uçaklarda ikinci derecede koruyucu olarak kullanılmakta iken bazı iş tipi uçaklarda, esas yapılarda kullanılmaktadır. Örneğin *Beech Starship* adlı iş tipi uçağı grafit, kevlar ve bal peteği kompozitlere, kanat yapılarında sahiptir [42].

Kompozit malzemeler uzay aracı uygulamaları için de oldukça caziptir. NASA uzay mekiğinde, kargo bölümü kapıları ve roket motor kasaları kompozit malzeme içeren en önemli bölümlerdir [42].

Büyük uzay yapıları için kritik özellikler; ağırlığa göre yüksek rijitlik, düşük ısıl genleşme katsayısı ve iyi titreşim sönümleme karakteristikleridir. Bu alandaki kompozitler geleneksel metallere göre önemli avantajlar sağlamaktadırlar [42].

Yapısal ağırlık otomotiv araçlarında da çok önemlidir ve bu alandaki kompozit malzeme kullanımı sürekli artmaktadır. Cam fiberle güçlendirilmiş polimerler otomotiv dekorlarına hakim olmakla birlikte geliştirilmiş kompozitler günümüzde lüks otomotiv sektöründe yaygınlaşmaya başlamaktadır. Yaprak yaylar gibi belirli bileşkelerde kompozit avantajı çeliğe göre daha yüksektir. Test motor blokları grafitle güçlendirilmiş termoplastiklerden imal edilmektedir. Büyük uçaklardaki gibi otomotiv araçlarında da kompozit uygulamaları çoğunlukla ikincil yapı elamanlarındandır [42].

Yapısal kompozitler inşaat sektöründe I ve U kiriş olarak kullanılır. Çelik uygulamalara göre kompozitlerin diğer avantajları; korozyon direnci, elektriksel ve ısıl izolasyon da sayılabilir. Bu örneklerde de önceki örneklerin birçoğunda olduğu gibi kompozitlerin yaygın olarak kullanımına yüksek maliyet engel olmaktadır [42].

3.4 Kompozit Malzemelerin Avantajları ve Dezavantajları

➤ Avantajları

- Aynı ağırlıktaki metallere oranla mukavemetlerinin çok daha fazla olması,
- Hafif olmaları (% 25-45 daha hafif),
- Yeni tasarım esneklikleri sunması,
- Korozyona karşı dayanıklı olması,
- Aşınmalara karşı dayanıklı olması,
- Düşük ısı geçirgenliği,
- Spesifik çekme dayanımlarının çelik ve alüminyumdan 4-6 kat fazla olması,
- Sertliğinin yoğunluğuna oranının, çelik ve alüminyumdan 3.5-5 kat fazla olması,
- Yorulma dayanım limitlerinin metallerden önemli ölçüde fazla olması,
- Darbeyi soğurma enerjilerinin metallerden önemli ölçüde fazla olması,
- Bağlantı elemanlarının diğer malzemelerdekine oranla daha az kullanılması sonucu bu elemanlardan kaynaklanan yapısal zayıflıkları en aza indirmesi.

➤ Dezavantajları

- Kompoziti oluşturan her bir bileşenin olumlu olanların yanı sıra olumsuz tüm özellikleri de nihai parçaya yansır (anizotropik),
- Ham malzemesi pahalıdır ancak bağlantı elemanları sayısındaki azalış ve ağırlıktaki düşüş dikkate alındığında toplam maliyette bir düşme gösterir,
- Karbon ile metalin temasında galvanik korozyon oluşur,
- Sıcaklık farklılıklarında bozulur,
- Yıldırıma karşı ekstra koruma gerektirir,
- Test yapma yöntemleri pahalıdır,
- Tabakalar arası gizli yapışmamaları incelemek zordur,
- Tabakalar arasında kalan hava ve gazlar malzemenin ömrünü azaltır [43].

3.5. Kompozit Malzemelerin Mekanik Davranışı

3.5.1. Kompozitlerin gerilme analizi

Kompozitlerin gerilme analizi için öncelikle kompozitlerde gerilme-şekil değiştirme bağıntılarının ele alınması gerekir. Üç boyutlu genelleştirilmiş *Hooke Kanunu*;

$$\sigma_i = C_{ij} \cdot \varepsilon_j \quad (i, j = 1, 2, 3, \dots, 6) \quad (3.1)$$

şeklinde ifade edilebilir.

Bu formülde σ_{ij} gerilme bileşeni; C_{ij} kompiyans matrisi; ε_{ij} şekil değiştirme bileşenidir. Bu ifadenin matris formu aşağıdaki gibidir.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56} \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

Matris içinde yer alan indisler C_{ij} tansörünün simetrik özelliğinden dolayı hesaplanan ifadelerdir. Bu, malzemenin ortotropik özelliğinden kaynaklanmaktadır. Şekil değiştirme enerjisi;

$$U = \int_0^{\varepsilon_i} \sigma_i d\varepsilon_i \quad (3.3)$$

şeklinde yazılabilir.

(3.1) bağıntısı yukarıda yerine konup integrali alınırsa;

$$U = \frac{1}{2} C_{ij} \varepsilon_i \varepsilon_j \quad (3.4)$$

denklemini elde edilir. Bu ifadenin iki defa türevi alınırsa;

$$\frac{\partial^2 U}{\partial \varepsilon_i \partial \varepsilon_j} = C_{ij} = \frac{\partial^2 U}{\partial \varepsilon_j \partial \varepsilon_i} = C_{ji} \quad (3.5)$$

eşitliğine ulaşılır.

Buradan $C_{ij} = C_{ji}$ eşitliği elde edilir ki bu da simetrikliği verir. Böylece kompiyans matrisi 21 elemanla gösterilebilir. Ortotropik malzemeler birbirlerine dik konumları için üç eksenle simetrik özelliğe sahiptirler. Gerilme-şekil değiştirme bağıntısı aşağıdaki gibi yazılabilir.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

C_{ij} ortotropik malzemelerde katılık matrisi olarak adlandırılır. Eğer simetrik özellikli malzemelerin sonsuz sayıda bir düzlemi varsa, iki bağımsız sabit için katılık matrisi aşağıdaki gibidir.

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{11} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{12} & C_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & (C_{11} - C_{12})/2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & (C_{11} - C_{12})/2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & (C_{11} - C_{12})/2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

C_{ij} kompiyans matrisinin tersi S_{ij} rijitlik matrisidir ve bu matris şekil değiştirme-gerilme (3.8) bağıntısını verir. S_{ij} rijitlik matrisi simetriktir $S_{ij} = S_{ji}$ ve 21 elastik sabit içerir.

$$\varepsilon_i = S_{ij} \cdot \sigma_j \quad i, j = (1, 2, 3, \dots, 6) \quad (3.8)$$

Gerilme-şekil değiştirme bağıntılarında simetrik özellikli malzemeler için beş yaygın durum aşağıda gösterilmiştir.

Anizotropik durumda (21 bağımsız sabit için) :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & S_{14} & S_{15} & S_{16} \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} & S_{24} & S_{25} & S_{26} \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} & S_{34} & S_{35} & S_{36} \\ S_{41} & S_{42} & S_{43} & S_{44} & S_{45} & S_{46} \\ S_{51} & S_{52} & S_{53} & S_{54} & S_{55} & S_{56} \\ S_{61} & S_{62} & S_{63} & S_{64} & S_{65} & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

Eğik eksenli durumda (13 bağımsız sabit için) :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & S_{16} \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & S_{26} \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} & 0 & 0 & S_{36} \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & S_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{54} & S_{55} & 0 \\ S_{61} & S_{62} & S_{63} & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

Orthotropik durumda (9 bağımsız sabit için) :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

Enine izotropik durum (5 bağımsız sabit için) :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{11} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{13} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2(S_{11} - S_{12}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

1-2 düzlemlerinin simetrik olduğu yerde sistem izotropiktir ve üç yönden (enine durum simetriğe dönüşür) farklı olduğu kabul edilir.

İzotropik durum (2 bağımsız sabit için) :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{12} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{11} & S_{12} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{12} & S_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 2(S_{11}-S_{12}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 2(S_{11}-S_{12}) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2(S_{11}-S_{12}) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

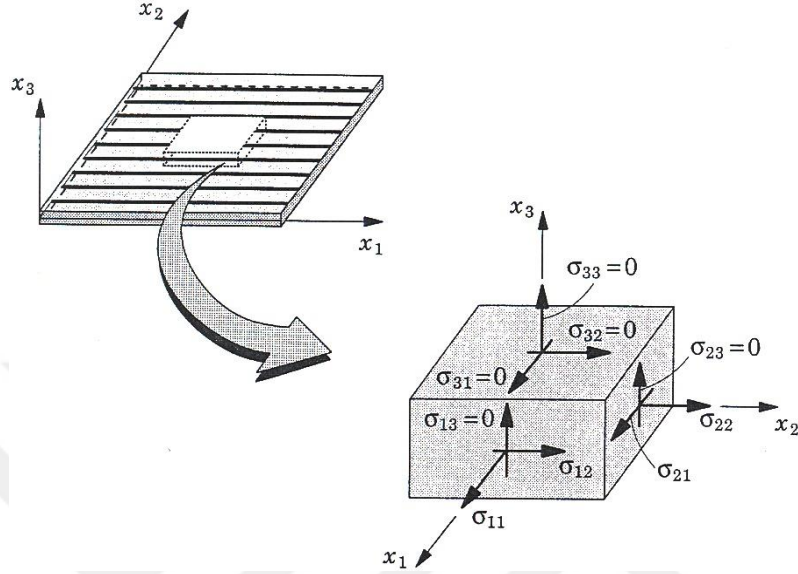
3.5.2 Ortotropik malzemelerde düzlemsel gerilme için gerilme- şekil değiştirme bağıntıları

Ortotropik bir malzemenin mühendislik terimleri ile matris formunda gösterilmesi aşağıdaki gibidir.

$$[S_{ij}] = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & \frac{-\nu_{21}}{E_2} & \frac{-\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & \frac{-\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{-\nu_{13}}{E_1} & \frac{-\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{31}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

Ortotropik levhalarda düzlemsel gerilmelerin oluşması için;

$\sigma_3 = \tau_{23} = \tau_{31} = 0$ olmalıdır. Bu durumun gerçekleşmesi için düzlem dışı kuvvetlerin sıfır olması gerekir. Bir tabaka için düzlemsel gerilmeler Şekil 3.1' de gösterilmiştir.



Şekil 3.1. Düzlemsel gerilmeler [44].

Bu durumda 3.14' teki bağıntı aşağıdaki gibi olur.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

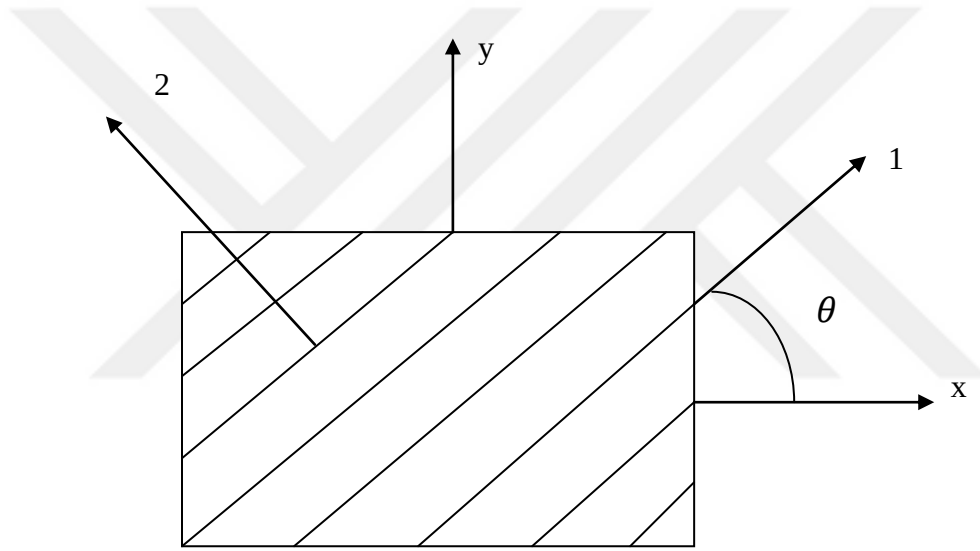
$$S_{11} = 1/E_1, \quad S_{12} = -\nu_{12}/E_1, \quad S_{22} = 1/E_2, \quad S_{66} = 1/G_{12}$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{21}\nu_{12}}, \quad Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_2}{1 - \nu_{21}\nu_{12}}, \quad Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{21}\nu_{12}}, \quad Q_{66} = G_{12}$$

3.5.3 Fiber takviye açıları

Gerilme-şekil değiştirme denklemlerinde fiber takviye açıları dikkate alınarak hesaplamalar yapılır. Fiber yönünde yapılan yüklemelerde yükü fiber + matriks taşırken fibere dik yönde yapılan yüklemeleri ise matriks taşır. Fiberler kendileriyle aynı yönde uygulanan yüke karşı malzemenin mukavemetini artırarak dağılmasını önler bu yüzden fiber yönlü uygulanan yüklere karşı malzemeler daha dayanıklıdır. Fakat fibere dik yönde uygulanan yüklemelerde yük matrikse uygulandığı için malzeme yükü taşıyamamaktadır. Şekil 3.2' de x-y koordinat düzleminde 1-2 yönlü oryantasyonlar görülmektedir.



Şekil 3.2. Fiber takviye doğrultuları

Şekil 3.2' de 1 doğrultusu fiber yönünü, 2 doğrultusu ise fibere dik yönü göstermektedir. 1-2 doğrultusundaki yüklemeleri θ açısına bağlı olarak formüle edilirse;

Matris formunda:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2sc \\ s^2 & c^2 & -2sc \\ -sc & sc & (c^2 - s^2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

$$c = \cos \theta, \quad s = \sin \theta$$

$$[T] = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2sc \\ s^2 & c^2 & -2sc \\ -sc & sc & (c^2 - s^2) \end{bmatrix}, \quad [T]^{-1} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & -2sc \\ s^2 & c^2 & 2sc \\ sc & -sc & (c^2 - s^2) \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

T matrisine dönüşüm matrisi adı verilir. T matrisini şekil değiştirmeler için kullanılırsa aşağıdaki bağıntılar elde edilir.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = [T] \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

(3.17) ve (3.18)' deki bağıntılar x-y sabitleri kullanılarak (3.16) ve (3.19)' da yerlerine yazıldığında (3.20)' deki eşitlikleri elde ederiz.

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1} [Q] \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix}; \quad \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = [T]^{-1} [Q] [T] \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

(3.20)' deki son eşitlik x-y koordinatlarına göre gerilme-şekil değiştirme bağıntısını verir.

Böylece;

$$[\sigma_x] = [\bar{Q}][\varepsilon_x] \quad (3.21)$$

yazılır. Eşitlik genişletilecek olursa;

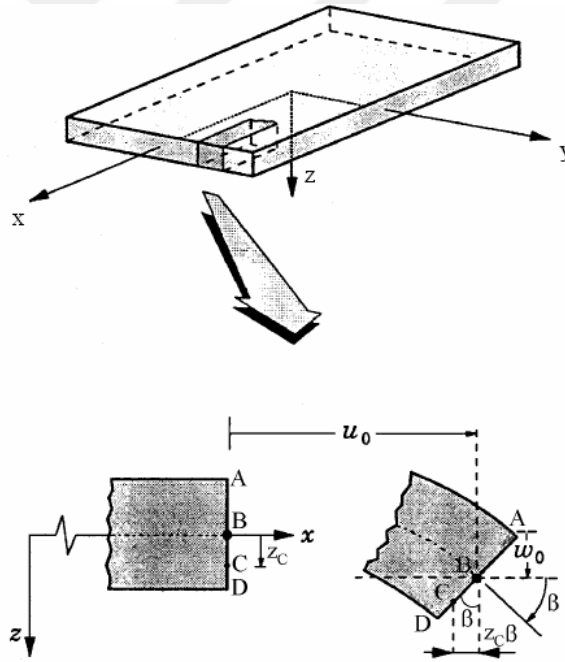
$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

eşitliği elde edilir. $[\bar{Q}]$: indirgenmiş katılık matrisidir.

3.5.4 Tabakalı kompozit malzemeler için gerilme analizleri

Kompozit tabakalar farklı kompozit malzemelerin ve fiber oryantasyonların üst üste dizilmesiyle meydana gelir. Tabakalı kompozitler günümüzde sıklıkla eksenel ve eğilmeli zorlamaları içeren uygulamalarda kullanılırlar. Bu yüzden kompozit tabakalar plaka elemanı olarak işlem görür [44]. Klasik tabaka teorisi (CLT) günümüzde sadece ortotropik sürekli fiber tabakalı kompozitlere uygulanabilir. CLT formülasyonunda yaklaşım basit olmakla beraber malzemelerin gelişmiş yük-gerilme ilişkisinde ilk zorlanma ilerlemesi için kullanılır.

CLT kompozit tabakalarda, klasik levha teorisinin genişletilmiş halidir. CLT *Kirchhoff Hipotezi'* nin bir sonucudur [44].



Şekil 3.3. *Kirchhoff Hipotezi'* ne göre x-z doğrultusundaki deformasyonlar [45].

Kirchhoff Hipotezi' nin çıkarımı, Şekil 3.3' te x,y ve z yer değiştirmeleri boyunca ayrılmış olan tabakanın x-z düzleminde deformasyona uğramamış ve deforme olmuş halleri görülmektedir.

$$u_c = u_o - z_c \cdot \beta \quad (3.23)$$

Deforme olmuş yüzeyin B noktasından deforme olmamış yüzeyin aynı noktasına x yönündeki yer değiştirmeye u_o denir. β , ABCD hattının orta noktasının x yönünde yapmış olduğu eğimdir.

$$\beta = \frac{\partial w_o}{\partial x} \quad (3.24)$$

Yer değiştirme, u_c , (3.24)' teki eşitliği (3.23)' te yerine yazılırsa aşağıdaki gibi olur.

$$u_c = u_o - z \frac{\partial w_o}{\partial x} \quad (3.25)$$

Benzer sonuç y yönündeki, v , yer değiştirme içinde yapılabilir;

$$v = v_o - z \frac{\partial w_o}{\partial y} \quad (3.26)$$

$\varepsilon_z = \gamma_{xz} = \gamma_{yz} = 0$ aldığımızda lineer elastik birim yer değiştirmeler;

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= \frac{\partial u}{\partial x} \\ \varepsilon_y &= \frac{\partial v}{\partial y} \end{aligned} \quad (3.27)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}$$

(3.25) ve (3.26)' daki eşitlikler (3.27)' de yerine yazılırsa;

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= \frac{\partial u_o}{\partial x} - z \frac{\partial^2 w_o}{\partial x^2} \\ \varepsilon_y &= \frac{\partial v_o}{\partial y} - z \frac{\partial^2 w_o}{\partial y^2} \\ \gamma_{xy} &= \frac{\partial u_o}{\partial y} + \frac{\partial v_o}{\partial x} - 2z \frac{\partial^2 w_o}{\partial x \partial y} \end{aligned} \quad (3.28)$$

eşitlikleri elde edilir.

Matris formunda;

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.29)$$

yazılır. Orta yüzey birim şekil değiştirmeleri

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \partial u_0 / \partial x \\ \partial v_0 / \partial y \\ \partial u_0 / \partial y + \partial v_0 / \partial x \end{bmatrix} \quad (3.30)$$

şeklindedir. Orta yüzey eğikliği ise

$$\begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \\ \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \\ 2 \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \end{bmatrix} \quad (3.31)$$

olarak tanımlanır. (3.29)'daki eşitliği (3.22)'de yerine yazılırsa (3.32) eşitliği elde edilir.

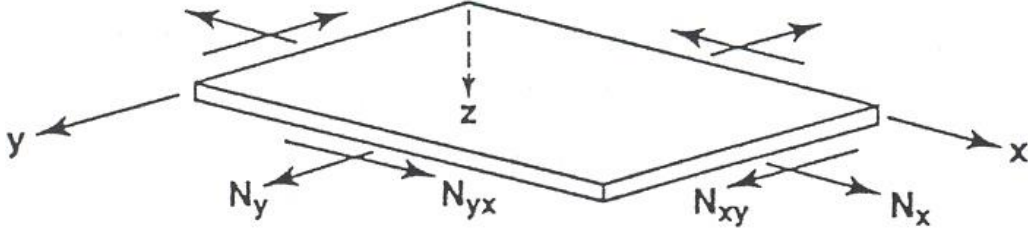
$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \left[\begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix} \right] \quad (3.32)$$

Yukarıdaki bağıntı k indisli tabakaya ait gerilme şekil değiştirme durumunu göstermektedir.

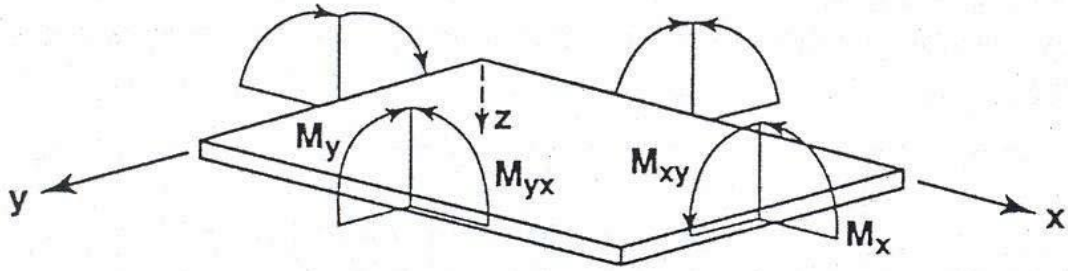
$$N_x = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_x dz \quad (3.33)$$

$$M_x = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_x z dz$$

Düz bir levha üzerindeki kuvvet ve momentler, her bir tabaka için gerilmelerin integrali alınarak elde edilmiştir. (3.33) bağıntısı ile verilen tanımda, z , diferansiyel elemanın tarafsız eksene olan uzaklığını, dz ise tabaka kalınlığını göstermektedir.



Şekil 3.4. Levha üzerindeki normal ve kayma kuvvetleri [44].



Şekil 3.5. Levha üzerindeki momentler [44].

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} dz = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}_k dz \quad (3.34)$$

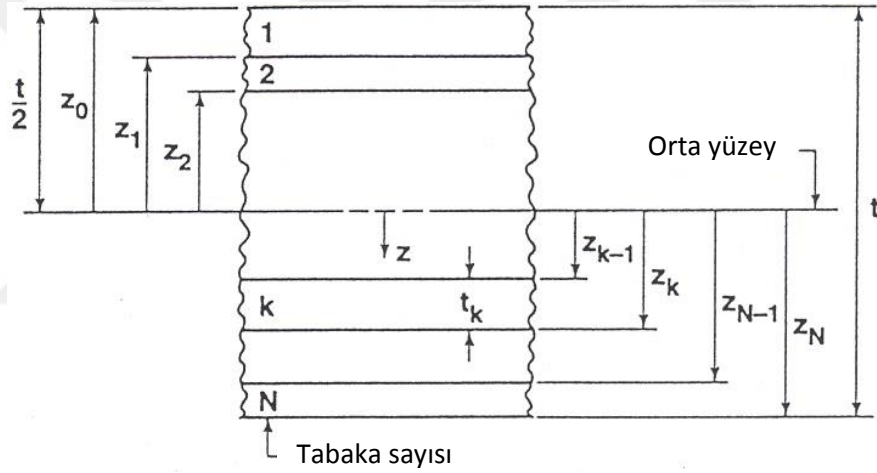
$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} z dz = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}_k z dz \quad (3.35)$$

z_k ve z_{k-1} tabaka sayısının değişimini göstermektedir. Şekil 3.4 ve Şekil 3.5' te gösterilen kuvvetler ve momentler z' ye bağlı olmamakla birlikte x ve y koordinat sisteminin birer fonksiyonlarıdır.

(3.32)' deki gerilmeler için elde edilen eşitlik, bağıntı (3.34) ve bağıntı (3.35)' te yerine yazılırsa (3.36) ve (3.37)' deki bağıntılar elde edilmiş olur.

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^N \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \begin{bmatrix} \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} dz + \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix} z dz \end{bmatrix} \quad (3.36)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^N \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \begin{bmatrix} \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} z dz + \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix} z^2 dz \end{bmatrix} \quad (3.37)$$



Şekil 3.6. N sayıda tabaka içeren levha [44].

$\varepsilon_x^0, \varepsilon_y^0, \gamma_{xy}^0, \kappa_x, \kappa_y$ ve κ_{xy} z' nin fonksiyonları değildirler. Ancak bu işaretler orta yüzeye aittirler. Bu yüzden ifadenin dışına alınarak düzenlenebilirler.

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.38)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.39)$$

$$\begin{aligned}
A_{ij} &= \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k - z_{k-1}) \\
B_{ij} &= \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \\
D_{ij} &= \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3)
\end{aligned} \tag{3.40}$$

A , B , D terimlerinin genel hali (3.40)' ta verilmiştir. Eğer (3.38) ve (3.39) bağıntıları birleştirilecek olursa;

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix} \tag{3.41}$$

yazılabilir. (3.41) bağıntısının kısaltılmış hali

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon^0 \\ K \end{bmatrix} \tag{3.42}$$

şeklindedir. Eğer tersi alınacak olursa

$$\begin{bmatrix} \varepsilon^0 \\ K \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} \tag{3.43}$$

bağıntısı elde edilmiş olur.

3.6 Kompozit Malzemelerde Hasar Analizi [45]

Tasarımda başarılı olmak için malzeme daha az ve daha etkin kullanılmalıdır. Bu nedenle hasar analizi dikkatli bir şekilde gerçekleştirilmelidir. Uygulanan yüklerin malzemenin dayanım sınırlarını aşması durumunda malzemede hasar meydana gelecektir. Bu durumun oluşmaması için malzemenin mekanik özellikleri ve dayanım noktası daha önceden araştırılmış olmalıdır. Bunun için deneyler yapılarak malzemeye ait mekanik özellikler belirlenebilmektedir.

Kompozit malzemeye ait mekanik özellikler çekme, basma ve kayma testleriyle belirlenir.

Kompozit malzemede üç ekseninde maksimum basma, çekme ve kayma mukavemetleri aşağıdaki gibi adlandırılır.

X_c = Takviye doğrultusundaki maksimum basma mukavemetini,

X_t = Takviye doğrultusundaki maksimum çekme mukavemetini,

Y_c = Takviyeye dik doğrultuda y eksenindeki maksimum basma mukavemetini,

Y_t = Takviyeye dik doğrultuda y eksenindeki maksimum çekme mukavemetini,

Z_c = Takviyeye dik doğrultuda z eksenindeki maksimum basma mukavemetini,

Z_t = Takviyeye dik doğrultuda z eksenindeki maksimum çekme mukavemetini,

S = Kayma mukavemetini tanımlar.

3.6.1 Maksimum Gerilme Teorisi

Asal eksenlerdeki gerilme değerlerinin maksimum mukavemet değerlerini aşması halinde malzemede hasar oluşacağını belirten kriterdir.

Çekme hasarı için;

$$\sigma_1 > X_t \quad (\sigma_1 > 0)$$

$$\sigma_2 > Y_t \quad (\sigma_2 > 0) \tag{3.44}$$

$$\sigma_3 > Z_t \quad (\sigma_3 > 0)$$

Basma hasarı için;

$$\begin{aligned}\sigma_1 &> X_c & (\sigma_1 < 0) \\ \sigma_2 &> Y_c & (\sigma_2 < 0) \\ \sigma_3 &> Z_c & (\sigma_3 < 0)\end{aligned}\tag{3.45}$$

Kayma hasarı için;

$$\tau_{12} > S \quad (\tau > 0)\tag{3.46}$$

olma şartı aranmaktadır. Bağıntılarda; σ_1 , σ_2 ve σ_3 sırasıyla 1, 2 ve 3 doğrultusundaki maksimum normal gerilmeyi, τ_{12} ise 1-2 düzlemindeki maksimum kayma gerilmesini tarif eder.

3.6.2 Maksimum Şekil Değiştirme Teorisi

Maksimum şekil değiştirme teorisi maksimum gerilme teorisine benzemektedir. Buradaki fark, gerilme değerleri yerine şekil değiştirme değerlerinin temel alınmasıdır. Aşağıdaki şartlar sağlandığında malzemede hasar oluşmaz.

$$\begin{aligned}-\varepsilon_{x,b} &< \varepsilon_1 < \varepsilon_{x,t} \\ -\varepsilon_{y,b} &< \varepsilon_2 < \varepsilon_{y,t} \\ -\varepsilon_{z,b} &< \varepsilon_3 < \varepsilon_{z,t}\end{aligned}\tag{3.47}$$

$$-\gamma_{12}^F < \gamma_{12} < \gamma_{12}^F\tag{3.48}$$

olma şartı aranır. Yukarıdaki ifadelerde: ε_1 , ε_2 ve ε_3 sırasıyla 1, 2 ve 3 doğrultularındaki maksimum şekil değiştirme oranları, γ_{12}^F ise 1-2 düzlemindeki maksimum kayma açısıdır.

3.6.3 Tsai-Hill Hasar Teorisi

Bu teori ortotropik malzemeler için öngörülmüştür. İzotropik malzemeler için düzenlenmiş olan *Von-Misses* hasar teorisinin anizotropik malzemeler için düzenlenmiş halidir.

$$(G+H)\sigma_1^2 + (F+H)\sigma_2^2 + (F+G)\sigma_3^2 - 2H\sigma_1\sigma_2 - 2G\sigma_1\sigma_3 - 2F\sigma_2\sigma_3 + 2L\tau_{23}^2 + 2M\tau_{13}^2 + 2N\tau_{12}^2 < 1 \quad (3.49)$$

F, G, H, L, M ve N hasar direnç parametreleri, malzeme direnç parametreleri olan X, Y ve S ile ilişkilendirilecek olursa;

$$2N = \frac{1}{S^2}$$

$$G+H = \frac{1}{X^2}$$

$$F+H = \frac{1}{Y^2}$$

$$F+G = \frac{1}{Z^2} \quad (3.50)$$

$$2F = \frac{1}{Y^2} + \frac{1}{Z^2} - \frac{1}{X^2}$$

$$2G = \frac{1}{X^2} + \frac{1}{Z^2} - \frac{1}{Y^2}$$

$$2H = \frac{1}{X^2} + \frac{1}{Y^2} - \frac{1}{Z^2}$$

şeklinde yazılabilir.

3.6.4 Hoffman Hasar Teorisi

Kompozit tabakadaki gerilme dağılımları aşağıdaki durumu sağlıyorsa malzemede hasar oluşmaz diyebiliriz.

$$\frac{\left[C_1(\sigma_2 - \sigma_3)^2 + C_2(\sigma_3 - \sigma_1)^2 + C_3(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + C_4\sigma_1 + C_5\sigma_2 + C_6\sigma_3 + C_7\tau_{23}^2 + C_8\tau_{13}^2 + C_9\tau_{12}^2 \right]}{F} < 1 \quad (3.51)$$

(3.51) bağıntısında F; mukavemet gerilme bileşenidir. ($C_i \quad i= 1,2,3,.....,9$) katsayıları ise (3.52) bağıntısı ile tanımlanır.

$$\begin{aligned}
 C_1 &= \frac{1}{2} \left(\frac{1}{Z_t Z_c} + \frac{1}{Y_t Y_c} - \frac{1}{X_t X_c} \right) \\
 C_2 &= \frac{1}{2} \left(\frac{1}{X_t X_c} + \frac{1}{Z_t Z_c} - \frac{1}{Y_t Y_c} \right) \\
 C_3 &= \frac{1}{2} \left(\frac{1}{X_t X_c} + \frac{1}{Y_t Y_c} - \frac{1}{Z_t Z_c} \right) \\
 C_4 &= \frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} \\
 C_5 &= \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c} \\
 C_6 &= \frac{1}{Z_t} - \frac{1}{Z_c} \\
 C_7 &= \frac{1}{S_{23}^2} \\
 C_8 &= \frac{1}{S_{13}^2} \\
 C_9 &= \frac{1}{S_{12}^2}
 \end{aligned} \tag{3.52}$$

3.6.5 Tsai-Wu Hasar Teorisi

Kompozit malzeme hasar analizlerinde en çok kullanılan yöntemlerden birisidir. Aşağıdaki eşitsizlik durumunda malzemede hasar oluşmaz.

$$\left[\left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} \right) \sigma_1 + \left(\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c} \right) \sigma_2 + \left(\frac{1}{Z_t} - \frac{1}{Z_c} \right) \sigma_3 + \frac{\sigma_1^2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_2^2}{Y_t Y_c} + \frac{\sigma_3^2}{Z_t Z_c} + \frac{\tau_{12}^2}{S_{12}^2} + \frac{\tau_{23}^2}{S_{23}^2} + \frac{\tau_{13}^2}{S_{13}^2} + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + 2F_{23}\sigma_2\sigma_3 + 2F_{13}\sigma_1\sigma_3 \right] < 1 \quad (3.53)$$

$$F_{12}^2 = \frac{1}{X_t X_c} \frac{1}{Y_t Y_c}$$

$$F_{23}^2 = \frac{1}{Y_t Y_c} \frac{1}{Z_t Z_c} \quad (3.54)$$

$$F_{13}^2 = \frac{1}{X_t X_c} \frac{1}{Z_t Z_c}$$

3.6.6 Hashin Hasar Teorisi

Hashin hasar teorisi sonlu eleman modellemesinde kullanılması için ideal bir teoridir. Özellikle ilerlemeli hasar modellemesi için uyarlanmıştır. Hasar meydana geldiğinde malzeme mekanik özellikleri belirli katsayılarla çarpılarak indirgenir. Bu teoriye göre aşağıdaki durumlar gerçekleştiğinde hasar meydana gelir.

Fiber çekme hasarında:

($\sigma_1 > 0$ olmalı)

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_t} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S} \right)^2 \geq 1 \quad (3.55)$$

Fiber basma hasarında:

($\sigma_1 < 0$ olmalı)

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_c} \right)^2 \geq 1 \quad (3.56)$$

Matriks çekme hasarında:

($\sigma_2 > 0$ olmalı)

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S}\right)^2 \geq 1 \quad (3.57)$$

Matriks basma hasarında:

($\sigma_2 < 0$ olmalı)

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S}\right)^2 \geq 1 \quad (3.58)$$

Çekme durumunda tabaka ayrılma (delaminasyon) hasarı: z doğrultusunda meydana gelen hasar tipidir.

($\sigma_3 > 0$ olmalı)

$$\left(\frac{\sigma_3}{Z_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S}\right)^2 \geq 1 \quad (3.59)$$

Basma durumunda tabaka ayrılma hasarı:

($\sigma_3 < 0$ olmalı)

$$\left(\frac{\sigma_3}{Z_c}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S}\right)^2 \geq 1 \quad (3.60)$$

Fiber–Matriks arası kayma hasarı: Fiber ile matriksin birbirinden ayrılması durumunda meydana gelen bir hasar türüdür.

($\sigma_1 < 0$ olmalı)

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_b}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S}\right)^2 \geq 1 \quad (3.61)$$

4. KOMPOZİT MALZEMELERDE YAPIŞTIRMA BAĞLANTILARI

Malzemelerin birbirlerine yapıştırılarak birleştirilmesinde istenilen tasarım özellikleri; epoksi, polyamid, fenolik, polyimid ve silikon gibi malzemelerin kimyasal olarak karıştırılmasıyla oluşur.

Aynı veya farklı özelliklere sahip malzemelerin en az iki tanesini birbirlerine adhezyon kuvvetiyle güçlü bir şekilde bağlayacak ve bu bağlantıyı mukavemet değerini kaybetmeden uzun süre koruyacak yapıya sahip bağlantı elemanlarına yapıştırıcı denir.

Malzemelerin yapıştırıcıyla birleştirilmesi, mekanik bağlantı elemanları kullanılmasıyla karşılaştırıldığında önemli avantajlar sağlar. Yapıştırıcı yükü ve oluşan gerilimi tüm malzeme birleşim yüzeyine yayarak statik ve dinamik yüklerin düzgün dağılmasını sağlar ve böylece gerilimin belli noktalarda yoğunlaşmasını engeller. Dolayısıyla yapıştırıcı kullanarak oluşturulan bir bağlantı, bükülme ve titreşime karşı, mekanik yöntemle yapılan bir bağlantıdan daha dayanıklıdır. Kaman ve Turan [46] iki kompozit levhayı birleştirmek için yapıştırıcı kullanarak elde edilmiş olan tek tesirli yapıştırma bağlantısının hasar analizini deneysel ve sayısal metotlar kullanarak araştırmışlardır. Bağlantı yaparken yapıştırıcı olarak epoksi reçine ve yapışkan olarak da karbon fiber takviyeli epoksi reçine matrisli dört tabakadan oluşan kompozit levhalar kullanmışlardır. Sonuç olarak yapışma yüzey alanının değişiminin hasar yükleri üzerinde etkili olduğunu görmüşlerdir.

Yapıştırılacak yüzeylerin temiz olması, yapışma sürecinden beklenen sonuçlar açısından oldukça önemlidir. Yapıştırıcı birleşim yerinin sızdırmazlığını da sağlar, böylece mekanik olarak birleştirilmiş parçalarda görülebilen korozyonu engellemiş olur. Yapıştırıcı, düzgün olmayan yüzeylerin birleştirilmesini de kolaylaştırır çünkü parça boyutlarında veya şeklinde neredeyse hiç denebilecek bir değişiklik daha hafif birleşimler elde edilebilir.

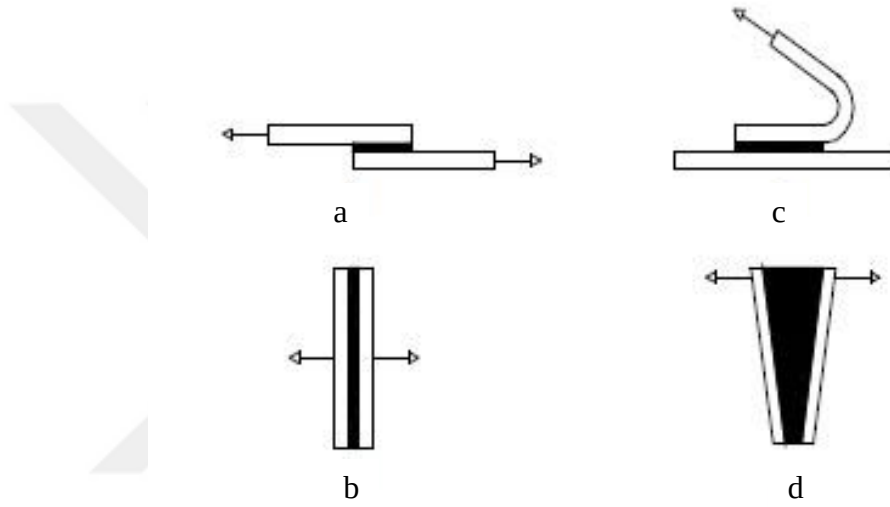
Yapıştırıcının kuruma süresince kalınlık kaybı yapışma dizaynı ve analiz açısından göz önüne alınması gereken bir ölçüt olmalıdır.

Yapıştırıcı kullanmadan önce göz önünde bulundurulması gereken bazı ilave faktörler vardır. Örneğin; yapıştırıcı, yapıştırılacak malzemelere uygun olmalı, imalat yöntemiyle eşleşmeli, hesaplanan çalışma yüklerine ve çalışma ortamının fiziksel şartlarına dayanıklı olmalıdır.

Ayrıca, yüzey hazırlığı, uygulama yöntemi, kürleşme sistemi ve bunların süre ve maliyetleri de dikkate alınmalıdır [47].

4.1 Gerilme Çeşitleri

Yapıştırma bağlantılarında dört önemli gerilme etkili olur (Şekil 4.1). Bunlar; çekme, kesme, soyulma (peel) ve çekme-makaslama (cleavage) dır. Bağlantı mukavemetinden en yüksek verimi elde edebilmek için bu gerilme çeşitlerinin dikkate alınması gerekir [42].



Şekil 4.1. Gerilme tipleri: (a) Kesme, (b) Çekme, (c) Soyulma, (d) Çekme-Makaslama [42].

4.1.1 Kesme

Kesme yükleri yapıştırılan tüm alana etki eder (Şekil 4.1.a). Bu tür yüklemelerde tüm yapışma alanının etki altında olması bağlantı ömrünü artırır ve bu da ekonomikliği sağlar. Mümkün olan yerlerde bağlantılar yükün büyük bir kısmını kesme yükü olarak iletilebilecek şekilde oluşturulmalıdır.

4.1.2 Çekme

Şekil 4.1.b’de de görüldüğü gibi bu tür yüklemelerde kuvvetler yapıştırıcı tabakasına dik olarak etmektedir. Bu kuvvetler ile oluşan gerilme, yapışma bölgesine eşit dağılmaktadır. Ama bağlantıya yalnızca bu tür gerilmelerin etki ettiğinden emin olmak her

zaman mümkün olmamaktadır. Eğer kuvvetler eksenden kaçık olarak etki ediyorsa o zaman yapışma alanına gerilme eşit bir şekilde yayılmayacak ve böylece bağlantının bozulma ihtimali artacaktır. Önemli olan bir diğer nokta ise yapıştırılan malzemenin kalın olması gerektiğidir. Maruz kaldığı yük etkisi ile fark edilir oranda bir eğilme oluşmamalıdır. Durum bu şekilde olmazsa gerilme dağılımı eşit olmayacaktır.

4.1.3 Soyulma

Böyle gerilmelerin oluşması için yapıştırılan malzemenin birinin veya her ikisinin de esnek olması gerekir (Şekil 4.1.c). Bu tür yüklemelerde bağlantının sınır noktasında oluşan gerilmeler oldukça yüksektir. Polat' a [42] göre bağlantı çok geniş veya uygulanan yük düşük olursa yapıştırma bağlantısı çabuk bozulacaktır. Mümkün oldukça böyle yüklemelerden kaçınılmalıdır.

4.1.4 Çekme-Makaslama

Bu tip yüklemeler, eksenden sapmış çekme kuvvetinin veya momentinin sonucu olarak ortaya çıkar (Şekil 4.1.d). Önceki gerilmelerin aksine bu gerilme yapışma alanına eşit olmayan şekilde etkimekte ve bağlantının bir tarafında yoğunlaşmaktadır. Bu gerilmeyi karşılamak için yeterli derecede yapışma alanına ihtiyaç vardır. Çekme veya kesme gerilmelerine göre bu alan daha fazla olduğu için bu tarz bağlantı tavsiye edilmez; çünkü maliyet artar [42].

4.2 Hasar Mekanizması

Yapıştırıcılar, aynı veya farklı malzemelerden yapılmış yüzeyler arasında geçiş görevi görür. Yapışma şunlara bağlıdır.

- a) Yapıştırıcının yüzeye yapışma kuvveti-adhezyon;
- b) Yapıştırıcının iç kuvveti-kohezyon [42].

4.2.1 Adhezyon

Adhezyon iki maddenin temas yüzeylerinde oluşan yapışma kuvvetidir. *Van der Waals* kuvvetleri olarak da bilinen çekim ve yüzeye tutunma yapışmada en önemli etkidir. Eğer yapıştırıcı, mekanik olarak işlem görmüş pürüzlü yüzeylere tam olarak temas edemezse, bu moleküller arası kuvvetler oldukça zayıflar. Bu nedenle yapıştırıcının

pürüzlü yüzeylere tam olarak nüfuz etmesi ve bütün yüzeyleri ıslatması gerekir. Dolayısıyla yapıştırmanın kuvveti, maksimum moleküller arası temas için hem yüzeyin ıslatılması, hem de yüzeyin yapışma özelliklerine bağlıdır. Yapıştırıcı yüzey gerilimi için ıslatma, yapıştırıcı sürülen yüzeyin yüzey gerilimine ve yapıştırıcının viskozitesine bağlıdır. Yüzeyde kir varsa ıslatmayı olumsuz etkiler.

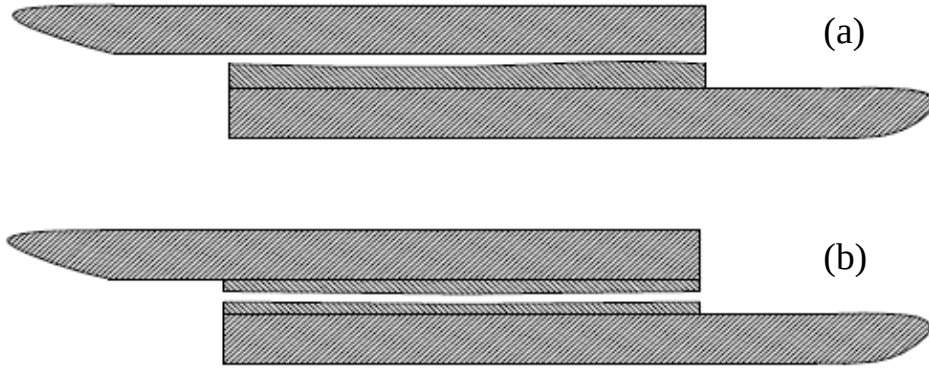
Adheziv kırılma, uygun olmayan yüzey temizliğinden kaynaklanır ve yapıştırıcı malzeme yüzeyinden kalkar (Şekil 4.2.a). Bu istenmeyen bir durumdur [42].

4.2.2 Kohezyon

Moleküller arası çekim kuvveti ve polimer moleküllerin birbirine kenetlenmesi kohezyon kuvvetlerine etki eder.

Yapıştırıcı bağlantılarda yüzey temizliği uygun yapılmış ise kırılma, koheziv bir kırılma olup hasar yapıştırıcının içinde meydana gelir (Şekil 4.2.b).

Bir zincir dayanımının en zayıf zincir halkası tarafından belirlenmesi kuralına uygun olarak, yapıştırmada adhezyon ve kohezyon kuvvetleri yaklaşık eşit olmalıdır [42].



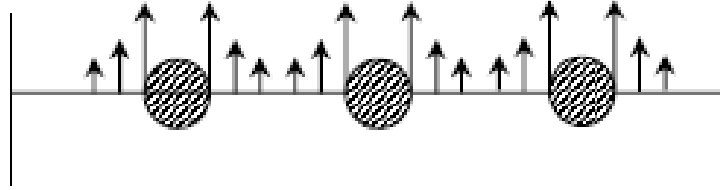
Şekil 4.2 (a) Adheziv kırılma, (b) Koheziv kırılma [42].

4.3 Yapışma Bağlantısı ile Diğer Çözölemeyen Bağlantıların Mukayesesi

Yapıştırma bağlantılarının diğer çözölemeyen bağlantılara (kaynak, perçin v.b.) göre bir çok avantajlara sahiptir. Bu avantajlar aşağıdaki başlıklarda incelenmiştir.

4.3.1 Perçin Bağlantıları

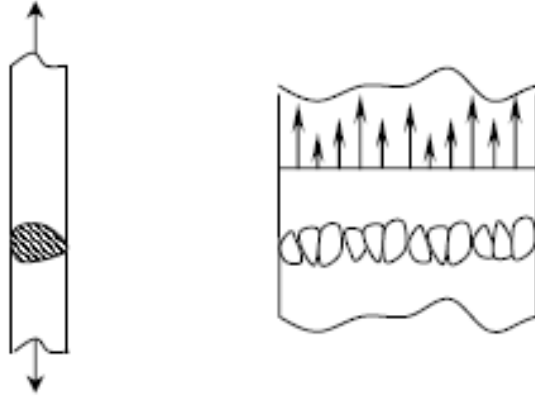
Perçin delikleri, kesiti azalttığı ve oluşturduğu çentik etkisinden dolayı, delik kenarlarında gerilme yığılmalarına neden olurlar (Şekil 4.3). Bindirme perçin bağlantılarında kuvvet, parçaların ortasına etki etmezse malzemede eğilme momenti oluşur. Böylece, hesaplamalarda perçin diziliş şekline göre, malzeme mukavemetinde %15-50 oranında bir azalma meydana gelir. Bu da tasarımcının; bağlantıyı daha büyük ve daha ağır yapmasına neden olur. Bunun dışında, perçinle yapılan bağlantılarda; sürekli mukavemet değerleri, düzensiz gerilme dağılımından dolayı düşüktür. Ayrıca perçinli bağlantı hem yavaş hem de daha fazla işgücü gerektiren bir yöntemdir.



Şekil 4.3. Perçin ile birleştirmede gerilme dağılımı [47].

4.3.2 Kaynaklı Bağlantılar

Parçaları şekillendirme ve yerleştirme imkânları, malzemeden iyi bir şekilde yararlanıp uygun bir bağlantı yapmamızı sağlar. Ancak, kaynak yapma esnasında malzemenin ergimesi ve donması bölgesel ısı zorlanmalarına ve kristal yapıda değişmelere neden olur. Soğuma sırasında ortaya çıkan iç gerilmeler ve yapıda bulunabilecek kaynak hataları mukavemet değerinde azalmaya ve bağlantıda, Şekil 4.4’ te görüldüğü gibi, düzgün olmayan bir gerilme dağılımına neden olur.



Şekil 4.4. Kaynak bağlantısında gerilme dağılımı [47].

Kaynak dikişlerini kontrol etmek zordur bu yüzden emniyet gerilmesi, kaynak kalitesine bağlı olarak farklı değerlerde olabilir. Kaynak bağlantılarının kullanılmasını sınırlayan en önemli etkenlerden biri sadece aynı cins malzemenin birbiriyle kaynak edilebilmesidir. Bununla birlikte bazı malzemeler kaynak yapmak için uygun değildir. Bunlara, yüksek-mukavemet çelikleri ve hafif metal alaşımları örnek verilebilir.

4.3.3 Lehim Bağlantıları

Farklı malzemeleri birleştirmek mümkündür ve ısı etkileri de kaynak bağlantılarındaki kadar yüksek değildir. Lehim, birleştirilen parçalardan daha düşük ergime sıcaklığına sahiptir.

4.3.4 Pres Bağlantıları

Soğuk ve sıcak pres yoluyla birleştirmenin az sayıda uygulama alanı vardır. En çok silindirik bağlantılarda kullanılır. Dar tolerans aralıklı bağlantılar elde etmek için maliyetli ve fazla işçilik gerektirmektedir.

4.3.5 Yapıştırma Bağlantıları

Aynı veya farklı özellikte olan malzemelerin en az iki tanesini adhezyon kuvveti ile birbirine güçlü bir şekilde bağlayacak ve bu bağlantıyı mukavemet değerini kaybetmeden uzun süre muhafaza edebilecek yapıda olan bağlantı elemanlarına yapıştırıcı denir [47].

4.4 Yapıştırma Bağlantılarının Kullanılma Nedenleri

Yapıştırma, diğer çözülmeyen bağlantı elemanlarını tamamlayıcı olmak üzere:

- a) Diğer malzeme birleştirme yöntemlerinde (kaynak lehim gibi) ısı etkisi nedeniyle meydana gelen kusurlar (molekül yapısındaki değişimler, gerilme birikimleri, mukavemet azalması, çekmeler ve çarpılmalar gibi) bu yöntemde görülmez.
- b) Diğer bağlama elemanları ile birleştirilmesi olanaksız olan ince parçaların bu yolla birleştirilmesi sağlanır.
- c) Bağlantı yapılırken büyük bir ısı ve basınç etkisine ihtiyaç yoktur. Dolayısıyla bağlanan parçalar kendi özelliklerini muhafaza ederler.
- d) Değişik malzeme türlerinin özellikle metallerle metal olmayan malzemelerin, birleştirilmesinde uygun bir bağlayıcıdır.
- e) Yapıştırıcı maddelerin düşük mukavemette olması nedeniyle büyük yapıştırma yüzeylerine gereksinim vardır.
- f) Bağlantının ısıya karşı mukavemeti düşüktür. Bu nedenle yapıştırma bağlantılarının işletme sıcaklığı en çok 100 C° olmalıdır.

Ayrıca sızdırmaz bir bağlantı yapmak, uygun olmayan diğer bağlantıların yerini tutmak ve tamamen yeni konstrüksiyonlar yapabilmek için kullanılır. Yapıştırma bağlantıları ince sac yapıların gerektiği yerler için daha uygundur.

Termik ve mekanik zorlanmalara karşı hassas olan malzemeler (ıslah edilmiş ve sertleştirilmiş çelikler, hafif madenler) yapıştırma yoluyla iyi bir şekilde birleştirilebilirler.

Aşınmaya maruz kalan malzemeleri (fren ve debriyaj balataları gibi) birçok halde yapıştırma yolu ile daha iyi ve daha ekonomik bir şekilde birleştirmek mümkündür [48].

4.5 Yapıştırma Bağlantılarının Avantajları

- Düzgün gerilme dağılımı olur,
- Yapılması kolaydır,
- Kaynak bağlantısındaki gibi yapısal değişim olmaz,
- Uygun olmayan kaynak izleri yoktur,
- Hemen hemen her malzeme ile birleştirilebilir,
- Sızdırmazlık sağlar,
- Benzer veya farklı özellikteki metaller birleştirilebilir,

- Korozyon sürtünmesi nedeniyle aşınma ortadan kalkar,
- Pim, cıvata, perçin, kelepçe vs kullanımı gereksiz hale gelir. Bu nedenle parça adedi azalır,
- Perçin veya kaynakta olduğu gibi bağlantının görünümünde istenmeyen görüntüler olmaz. Bu nedenle tasarımcılara ürün görünümünün iyileştirilmesi için bir çok olanak sağlar,
- Bağlantı zamanla, vida bağlantısında olduğu gibi, gevşeme olayına maruz kalmaz,
- Bağlantı için, malzeme delinmek zorunda kalmaz ve bu nedenle korozyon ihtimali de azalır,
- İşçiliği azdır,
- En az diğer bağlantılarda olduğu kadar mukavemetlidir,
- İnce metaller rahatlıkla birleştirilebilir,
- Bağlantıdaki boşluklar doldurulur,
- Yorulma dayanımı yüksektir,
- Farklı metaller arasında korozyonu önler,
- Elektriksel yalıtım sağlar,
- Bağlama elemanı üretiminde yüksek enerji girişine gerek yoktur,
- Sönümleyici özelliğinden ötürü titreşimleri absorbe eder,
- Maliyeti düşüktür [47].

4.6 Yapıştırma Bağlantılarının Dezavantajları

- Bağlantının sağlıklı yapılabilmesi için tecrübeli kişilere ihtiyaç vardır,
- Oldukça uzun bakımlar gerektirir,
- Yüksek ısıya karşı dayanımı düşüktür,
- Yüzey temizliği hassasiyet gerektirir,
- Bağlantının durumuna göre bağlantı uygun olabilmesi için gerekli olan süre uzun olabilir,
- Bazı durumlarda uygun bağlantı için basınç ve ısı kullanılması gerekebilir,
- Tamir edilme güçlükleri yaşanabilir,
- Bağlantı ara birimleri veya aparatları gerekebilir,
- Bağlantının tahribatsız muayenesi zordur,
- Bağlantı yapılırken uygun çevre şartları gereklidir,
- Düşük sıcaklıklarda bazı ürünlerde kolay kırılabilirlik görülebilir,

- Bükülebilir ürünlerde sürünme dayanımı düşüktür,
- Zehirleyici ve alev alma problemlerini içermektedir [47].



5. KOMPOZİT YAMA İLE ONARIM

5.1 Kompozitlerin Onarımı

Uzay endüstrisinde hafif ağırlıkta olan yapılara ihtiyaç duyulması fiber esaslı kompozitlerin kullanılmasına yol açmıştır. Özellikle askeri uygulama alanlarında kompozit malzemelerin yüksek spesifik dayanımı önemlidir. Geleneksel metal alaşımlarıyla karşılaştırıldığında çok farklı hasar türlerine ve hasar davranışlarına sahip kompozit malzemelerin yaygın kullanılması, kompozit yapılara uygulanan onarım metotlarını geliştirme ihtiyacını doğurmuştur [1].

Mekanik bağlantılar, kompozit yapılardaki parçalar arasında yük aktarılmasında kullanılan başlıca yöntemlerden biridir. Bununla birlikte mekanik bağlantılar kompozit yapılarda kopma, yırtılma ve yataklama hasar şekillerine yol açan yüksek gerilme dağılımlarının da temel kaynağıdır. Yapının giderek artan ağırlık etkisi altında yük taşıma devamlılığını sağlamak için her bir bağlayıcı tarafından artarak yük taşınır ve bağlantı bölgesinde meydana gelen gerilme, hasar oluşturma ihtimalini giderek artırır. Bu nedenle, mekanik bağlantılar için delik çevresinde oluşan gerilmeler bağlantı tasarımında kritik bir öneme sahiptir. Kompozit levha ve bağlantı arasındaki etkileşimden dolayı ortaya çıkan gerilmeler, pim bağlantılı deliklerin analizlerini çekmesiz deliklerden çok daha karmaşık hale getirir. Mekanik bağlantıların neden olduğu gerilmeler, levha ve bağlayıcı arasındaki sürtünme kuvvetine, bağlayıcının esnekliğine, bağlayıcı-delik boşluğuna, malzemenin izotropik olmayışına, yüklemeye ve bağlantı geometrisine bağlıdır. Koruvatan' a [41] göre kompozit yapı tasarımında mekanik bağlantıların bağlayıcı delik etrafındaki gerilme dağılımının ve hasarın doğru tahmini, güvenilir mukavemet değerlendirmesi için büyük önem arz eder. Bir hasarın meydana gelmesi ve yapının kalıcı özelliklerine etki etmesi durumunda hasarlı kompozit eleman ya onarılmalıdır ya da yenisi ile değiştirilmelidir.

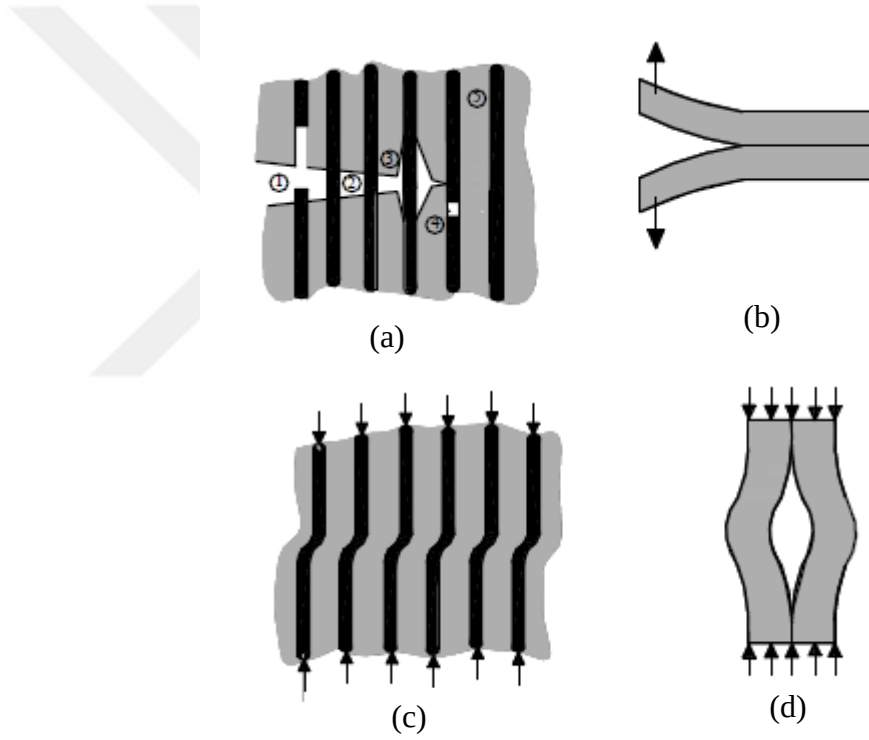
Hasarın onarılamadığı durumlar da mevcuttur. Örneğin, yüksek derecede gerilmeli elemanlar onarımdan sonra yeterli dayanıma sahip olamazlar. Günaydın' a [1] göre hasar alanının büyüklüğüne göre üç onarım tipi mevcuttur.

1. Nihai yük altında elemanın yük taşıma kabiliyetini azaltan büyük hasarlar hemen onarılmalıdır.

2. Parçanın nihai yüke dayanabildiği küçük hasarlar belirlenmiş periyot içinde onarılmalıdır.
3. İhmal edilebilir derecedeki çok küçük hasarlar ise kozmetik iyileştirmeye ihtiyaç duyarlar.

5.2 Kompozitlerde Hasar Mekanizması

Tabakalı kompozit malzemeler, metalik malzemelere göre farklı hasar tiplerine sahiptir. Hasar bölgesi onarılmadan önce hasar değerlendirmesi yapılmalıdır [1].



Şekil 5.1. Kompozitlerde hasar tipleri a) Düzlem içi hasar, b) Tabaka ayrılması, c) Mikro burkulma, d) Tabaka ayrılma burkulması [1].

Şekil 5.1' de fiber takviyeli kompozitlerde oluşabilecek hasarlar gösterilmektedir. Çekme yükü etkisiyle kompozit tabakada Şekil 5.1.a' da gösterildiği gibi matriks çatlağı, fiber köprüsü, fiber kopması, fiber sıyrılması ve fiber-matriks ayrılması meydana gelebilir. Fiber takviyeli kompozitlerin çekme sonrası nihai hasarında, bu hasarlardan birkaçı ortaya çıkabilir. Düzlem dışı gerilmeler Şekil 5.1.b' de görüldüğü gibi tabaka ayrılmasına neden olabilir. Şekil 5.1.c' de ise basma yüklemesiyle oluşan fiberlerin mikro düzeydeki

burkulması görülmektedir. Kompozit malzemede tabaka ayrılması olmuş bölge veya boşluk mevcutsa, Şekil 5.1.d' de gösterildiği gibi basma yükü etkisiyle makroskobik tabaka ayrılma burkulması meydana gelebilir [1].

Fiber-matriks ayrılması reçine ile bir araya getirilmiş malzemelerde görülen bir hasardır. Yapıştırıcı ile bağlanmış yamalar ile hasarlı tabakalı yapılar arasında da meydana gelebilir. Tabaka ayrılması iki farklı tabaka arasında ortaya çıkarken fiber-matriks ayrılması fiber yapı ile matriks yapı arasında meydana gelir. Günaydın [1] fiber-matriks ayrılmaları üretim hataları, darbe hasarları veya malzeme ara yüzeyine akışkan nüfuz etmesi sonucu meydana gelebileceğini belirtmiştir.

Kompozit yama ile güçlendirilmiş makine elamanlarının birçoğu sıcak, soğuk ve nem gibi çevresel etkilere maruz kalabilmektedirler. Bu etkenler malzemede bulunan bir çatlağın gerilme altında daha hızlı veya yavaş bir şekilde ilerlemesine yol açmaktadır. Örneğin bir uçak kalkış şartlarında normal çevresel koşullara tabi iken yerden 10000 metre yükseklikte -50°C şartlarındaki koşullara maruz kalmaktadır [49].

5.3 Onarım Tipleri

Malzemedeki hasar tipi tespit edildikten sonra uygun bir onarım metodu seçilmelidir. Küçük çatlaklar veya kozmetik hasarlarda, hasar bölgesine reçine enjeksiyonu ile onarım yapılabilirken, yama ile yapılan onarımlar genellikle daha büyük hasarlar için uygulanır. Yamalar hasara uğramış tabakalı yapıyı iyileştirmeye çalışırlar [1].

Yamanın hasarlı elemana bağlantı metodu ve yama malzemesinin seçimi aşağıdaki etkenlere bağlıdır.

- Statik dayanım,
- Parçanın ömrü,
- Rijitlik,
- Aerodinamik düzlük,
- Ağırlık ve denge,
- İşlem sıcaklığı,
- Çevre şartları,
- Maliyet ve zaman,
- Çoklu hasar,
- Gizlilik.

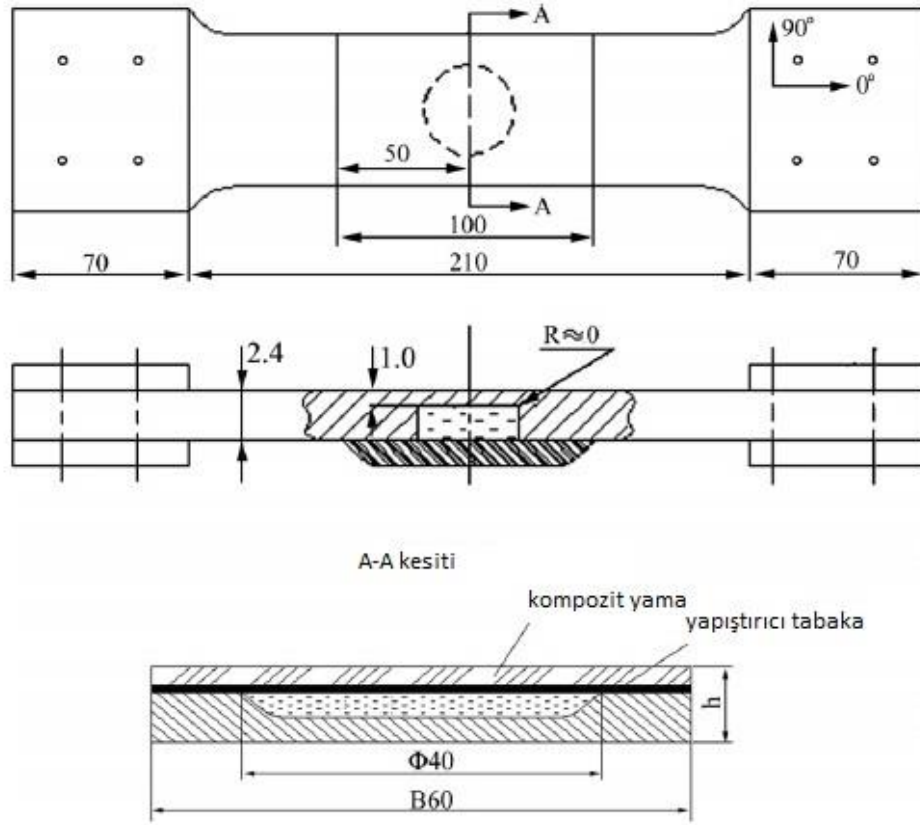
Günaydın' a [1] göre, kompozit yapıda meydana gelen hasarın önem derecesine bağlı olarak iki onarım tipi mevcuttur. Çok küçük hasarlar yapıştırıcı veya reçinenin hasarlı bölgeye tatbik edilmesiyle onarılabilir. Oysaki tabaka ayrılması gibi büyük hasarlar alternatif yük yolu sağlayan yamalar ile onarılmalıdır.

5.3.1 Yamasız onarımlar

Kompozit malzemede üst seviyelerde iç tabaka ayrılması veya çatlak yok ise küçük boşluklar reçine ile doldurularak onarılabilir. Tabakada ayrılmalar olması durumunda da bu ayrılan bölgelere reçine enjekte edilir, böylece tabakaların dayanımı daha iyi hale getirilir. Bu işlem, tabaka ayrılmasının kullanım esnasında ortaya çıkması halinde geçerlidir. Tabaka ayrılması olmuş bölgenin kenarına delik açılarak buradan hasarlı bölgeye reçine uygulanır [1].

5.3.2 Yamalı onarımlar

Kompozit yapılar için mekanik bağlantılı ve yapıştırırmalı olmak üzere iki tip birleştirme metodu vardır. Mekanik bağlantılı birleştirmelerde kompozit elemanlara bağlantı deliklerinin açılması gerekmektedir. Bu deliklerin gerilme konsantrasyonunu ve eleman ağırlığını arttırıcı yönde olumsuz etkileri vardır. Yapıştırıcı kullanılarak yapılan birleştirmelerde ise kompozit elemanlar arasındaki temas alanının daha büyük olması, yük transferinin daha etkili olmasını sağlar [1].



Şekil 5.2. Fiber/epoksi yama malzemesi ile onarılmış çentikli numune [20].

Büyük boyutlu hasarlar yama ile onarılmalıdır. Şekil 5.2’ de yama kullanılarak onarılmış hasarlı numune görülmektedir. A-A kesiti hasarlı bölgeyi, yapıştırıcı tabakayı ve kompozit yamayı detaylı bir şekilde göstermektedir.

Yapıştırırmalı onarımlarda mekanik bağlantı elemanları olmadığı için ek hasar kaynakları mevcut değildir. Ancak onarım işleminin uygulanması için tecrübe, daha uzun zaman ve raf ömrü sınırlı yama malzemesi gereklidir.

5.4 Onarımı Etkileyen Faktörler

5.4.1 Yama tasarımı

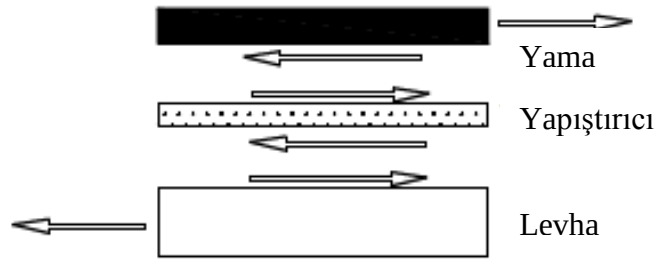
Yapısal birleşmelerde bir elemandan diğerine yük aktarımı gerçekleşir. Yapıştırıcılar kayma yüküne karşı dayanıklı olduklarından, birleşim tasarımı yapılırken yükün kayma etkisiyle aktarımına dikkat edilir. Soyulma ve çekme gerilmelerine karşı dirençli olmadıklarından bu türlü yük aktarımlarından kaçınılır. Birleşim kenarlarında eğilme etkili olduğunda soyulma gerilmeleri meydana gelir. Birleşen elemanlar elastik olduğunda ve birleşime etkiyen yükler aynı eksenli ya da paralel olmadığında, çekme ve kayma yükleri soyulma gerilmelerine dönüşür. Yapıştırıcı ile yapılan birleşimlerde dikkat edilecek faktörler aşağıda verilmiştir.

- Birleşim tasarımı, birleşen elemanlar arasındaki yük aktarımı kayma veya basma biçiminde olacak şekilde yapılmalıdır.
- Sıcaklık direnci, kimyasal direnci, dayanım gibi ihtiyaçları karşılayan yapıştırıcı malzemesi seçilmelidir.
- Yapıştırma alanına kolaylıkla ulaşılabilmesi, ayrıca yüzey hazırlama ve yapıştırma işlemleri kolayca yapılabilmelidir.
- Yapıştırma alanı büyük tutularak birleşimde meydana gelecek gerilme en aza indirilmelidir.
- Benzer olmayan elemanların birleştirilmesinde ısı genleşme katsayısının farklılığından kaynaklanan kalıcı gerilmeler dikkate alınmalıdır.
- Birleşim dayanımının iyi olması için ideal yapıştırıcı kalınlığı uygulanmalıdır. Çok ince ya da çok kalın yapıştırıcı kullanmak birleşim dayanımının azalmasına sebep olur.

Yapıştırılarak yapılan birleştirmede iki malzeme yapıştırıcı kullanılarak birleştirilir. En çok uygulanan birleşim tipi tek bindirmeli birleşimdir. Bu birleşimde yapıştırıcıdaki kayma gerilmeleri aracılığıyla, onarılan elemandan onaran elemana yük transferi gerçekleşir. Ancak, tek bindirmeli birleşimde yüklerin merkez dışı olmasından dolayı, eğilme etkili olur ve yapıştırıcı kalınlığı yönünde normal gerilmeler oluşur. Yapıştırıcının bindirme uçlarında meydana gelen normal ve kayma gerilmeleri birleşim dayanımının azalmasına sebep olur. Eğilme kuvveti ve normal kuvvetleri gidermek için çift bindirmeli birleşim uygulanır. Normal gerilmelerin mevcut olmamasından dolayı çift bindirmeli

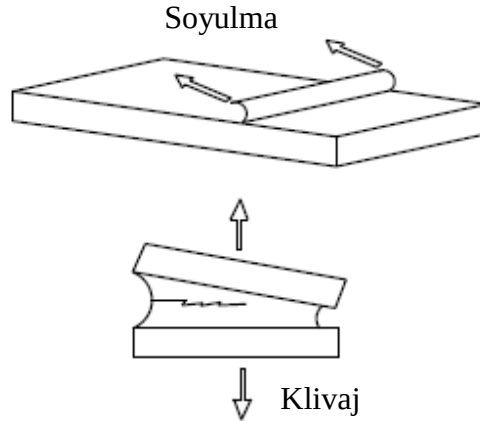
birleşimin dayanımı tek bindirmeliden daha büyüktür. Yapıştırıcı seçimi ve özelliklerinin tespitinde tek bindirmeli birleşim testleri uygulanır.

Birleşimde levha ve yama çekme yükü etkisi altındadır. Levha ve yama arasındaki yapıştırıcı tabaka, kayma gerilmeleri aracılığıyla çekme yükünü levhadan yamaya aktarır. Şekil 5.3’ te de birleşimdeki yük transferi gösterilmiştir. Tek bindirmeli birleşimde tarafsız eksenin eksantrikliğinden dolayı levha ve yamada eğilme etkili olur [1].



Şekil 5.3. Levhadan yamaya yük transferi [1].

Yüzeye dik etkiyen kuvvetler Şekil 5.4’ te gösterildiği gibi yapıştırıcının soyulma ve klivaj hasarına sebep olur.



Şekil 5.4. Yapıştırıcının soyulma ve klivaj hasarı [1].

Yama kenarlarında meydana gelen bu hasar biçimlerinin en aza indirilmesinde çift taraflı onarım yapılması, yama kenarlarının konikleştirilmesi ya da bindirme uzunluğunun artırılması etkili olur. Bu uygulamalar, yapıştırıcı hasarını ve yapıştırıcının levhadan ayrılma olasılığını azaltır.

5.4.1.1 Yama bindirme uzunluğu

Yama bindirme uzunluğu birleşim dayanımı üzerine önemli etkiye sahiptir. Yama bindirme uzunluğunun kısa olması durumunda yapıştırıcı tabaka yüksek kayma gerilmesine maruz kalır. Onarımda yama uzunluğunun, yama kalınlığının 80-100 katı kadar olması tavsiye edilir.

Kısa bindirme uzunluklu yama kullanılması durumunda, yapıştırıcı tabaka plastik kayma gerilmesine maruz kalır. Bindirme uzunluğu arttıkça yapıştırıcı tabakasındaki kayma gerilmeleri daha geniş alana etki eder. Levha ile yama arasındaki yapışma yüzeyinin merkezinde kayma gerilmeleri minimumdur. Çünkü yapışma merkezinde levha ve yamanın deplasman uyumsuzluğu en aza inmiştir. Bu yüzden yapışma merkezinde elastik kayma gerilmesi, yama kenarlarında ise plastik kayma gerilmesi etkili olur. Yama bindirme uzunluğunun daha da artması ile plastik kayma gerilmeleri arasındaki elastik kayma bölgesi genişler [1].

5.4.1.2 Yama kalınlığı

Yama tasarımında yama malzemesinin çekme rijitliği önemli bir faktördür. Onarılacak elemana yapıştırılan yama, elemandaki hasar ilerlemesini azaltmak için hasarlı elemandaki yükü taşır ve ayrıca hasar bölgesini kapatarak takviye sağlar. Yamanın nihai dayanımı da tasarımda önemlidir. Yama çekme veya kayma yükü altında çok kolay hasara uğramamalıdır.

Yama rijitliği ($E_y t_y$), onarılacak elemanın rijitliğine ($E_P t_P$) eşit olduğunda onarım en etkili olur. Yama rijitliğinin onarılacak elemanın rijitliğine oranına rijitlik oranı (SR) denir ve bu oranın ideal değeri 1'dir. Onarımda daha rijit yamanın kullanılması birleşim dayanımının artması anlamına gelmez. Çünkü yamanın rijitliği ne kadar fazla olursa yapıştırıcı tabakasındaki kayma gerilmeleri de o kadar etkili olur. Bununla birlikte yama kalınlığının artması, tarafsız eksenin değişmesine ve devamında da birleşimde meydana gelecek eğilme momentlerine sebep olur. Bu yüzden rijitlik oranının (SR) 1-1.6 arasında belirlenmesi tavsiye edilmiştir. İnce yama kullanarak yapılan onarımlarda ise çatlak üzerindeki yapıştırıcı tabakasında ve fiberlerde yüksek gerilme yığılması oluşur. Yama kalınlığının artması ile bu gerilmelerin azalması mümkün olur [1].

5.4.1.3 Yüzey hazırlama

Yapıştırılarak yapılan birleşimlerde yapışma dayanımı büyük ölçüde yapıştırılan yüzeylerin kalitesine bağlıdır. Bu yüzden iyi bir yapıştırma için yüzey hazırlama işlemleri gereklidir. Yüzey hazırlama işlemleri yüzeydeki zayıf tabakaları yok etmek ve yüzeyin ıslanabilirliğini arttırmak için yapılır. Kompozit malzeme yüzeyleri, kalıp ayırıcı maddeler ve diğer katkı maddeleri ile etkileşim halinde olduğundan bu malzemelerin yüzey hazırlama işlemlerine ihtiyaçları vardır. Bu kirletici maddeler ya zımpara kâğıdı ile yüzeyi aşındırarak ya da kimyasallarla temizleyerek yüzeyden uzaklaştırılır.

Mekanik aşındırma işlemi kompozit malzemeler için kullanılmaktadır. Mekanik aşındırma ile metal ve kompozit malzemelerin yüzeyleri pürüzlü hale getirilir. Böylece malzemelerin yapışma yüzey alanları artar ayrıca yüzeyden kirletici maddeler ve partiküller uzaklaştırılır. Aşındırma işlemi için zımpara kâğıdı, tel fırça ve zımpara bezi kullanılır.

Kimyasal işlem de yapışma dayanımını etkileyen önemli faktörlerden biridir. Bu işlemde metalik ve metalik olmayan malzemelerin yüzeylerindeki kirletici maddeler çeşitli kimyasallar kullanılarak yok edilir.

Baker'a göre yapışma dayanımı, yapıştırmalı onarımın en önemli etkenidir.

Baker onarımla ilgili olarak aşağıdaki hususlara değinmiştir [18].

- Onarımda kuvvetli yapışma sağlanmalı,
- Kapalı alan onarımlarında ve yakın temas halinde zararlı kimyasallar kullanılmamalı,
- Üretim ve kürleme ortam sıcaklığına yakın sıcaklıkta yapılmalı,
- Onarım korozyona karşı direnç göstermeli,
- Onarım yakıt tankları v.s. yüzünden elektriksel kıvılcım oluşturmamalı,
- Onarım işlemi çeşitli elemanlara uygulanabilmelidir.

5.4.1.4 Yama malzemesinin seçimi

Yama malzemesinin seçiminde kullanım kolaylığı, mevcut olma, işlenebilirlik ve malzemenin performansı dikkate alınır.

Yamanın rijitliği onarımı üç farklı şekilde etkiler. Birincisi, onarımda daha rijit yama malzemesi kullanarak yamanın daha fazla yük taşıması sağlanır. Bu şekilde çatlaklı eleman

üzerindeki yük azalmış olur. İkincisi, daha rijit yama malzemesi ile onarılan elemanın çatlak açılma miktarı daha da azalır. Böylece çatlak ucundaki gerilmeler azalmış olur. Üçüncüsü ise daha rijit yama malzemesi kullanarak onarılabacak eleman ile yama arasındaki ayrılma etkisi artar. Çünkü yama ne kadar rijit olursa yama ile onarılabacak elemanın deplasmanları o derece farklı olur. Bu durum da eleman ile yama arasındaki yapıştırıcı tabakasında kayma gerilmelerine sebep olur ve akabinde de ayrılmalar meydana gelir. Bunun için onarımda çok rijit yama malzemesi kullanılmamalıdır [1].

5.4.1.5 Yapıştırıcı seçimi

Onarımın dayanım ve tokluğu yapıştırıcının kayma dayanımı ve modülü ile ilgilidir. Yüksek kayma modüllü yapıştırıcılar çatlaklı levhadaki gerilme şiddet faktörlerini azaltırlar. Düşük kayma modüllü yapıştırıcılar ise yapıştırıcı tabakasında daha fazla deformasyona sebep olurlar. Ayrıca levhadaki çatlak açılma miktarı ile birlikte gerilme ve çatlak ilerleme hızını da artırırlar.

Başarılı bir onarım iyi bir birleşim tasarımına, iyi yüzey hazırlamaya, uygun yapıştırıcı seçimine ve kürlemesine ihtiyaç duyar. Yapıştırıcı seçiminde yapıştırılacak malzemeleri tanımlamak, dayanıklılık ve diğer ihtiyaçları belirlemek gerekir.

Yapıştırıcı seçimi aşağıdaki faktörlere bağlıdır.

- Yapıştırıcı çalışma sıcaklığında iyi dayanım ve tokluk özelliklerine sahip olmalı,
- Neme veya kimyasallara karşı dirençli olmalı,
- Yapışma, yüzey hazırlama etkenleri ile uyumlu olmalı,
- Mümkün olan en düşük kür sıcaklığına sahip olmalıdır.

Çalışma sıcaklığı yapıştırıcı seçiminde dikkat edilecek özelliklerden biridir. Yüksek sıcaklıkta kürlenmiş yapıştırıcılar çok düşük sıcaklıklarda gevrek, düşük sıcaklıkta kürlenmiş yapıştırıcılar ise yüksek sıcaklıklarda plastik davranış sergilerler. Onarımın yerinde yapılması durumunda, yama ve onarılabacak elemanın çalışma sıcaklığına yakın sıcaklıkta kür edilmesi gerekmektedir. Böylece yama ve onarılabacak elemanda meydana gelebilecek termal kalıcı gerilmeler en aza indirilmiş ve çatlak ilerlemesine engel olunur.

Yapıştırılmalı birleşimlerde köpük, macun ve film şeklinde yapıştırıcılar kullanılır. En çok kullanılan yapıştırıcılar epoksiler, akrilikler, üretanlar, silikonlar ve polyolefinlerdir.

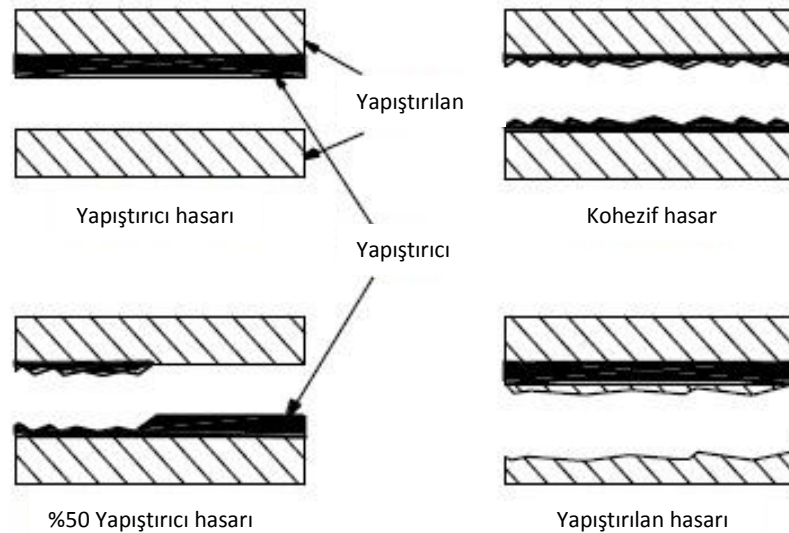
Çok ince yapıştırıcı tabaka rijit ve gevrek davranırken, kalın yapıştırıcı tabaka gözenekli ve zayıf olur. Bu yüzden yapışma dayanımının iyi olması için yapıştırıcı

kalınlığı 0.124–0.249 mm arasında olmalıdır. Yapıştırıcı kalınlığı arttıkça yama rijitliği azalacağından, ince yapıştırıcılı birleşim kalın yapıştırıcılı birleşimden daha etkili olur. Bununla birlikte yama kalınlığının artması ile yama daha az şekil değişimi çekeceğinden yama daha dayanıklı olur [1].

5.4.1.6 Yapıştırıcı Bağdaki Hasar Tipleri

Yapıştırırmalı birleşimlerde Şekil 5.5' te gösterildiği gibi yapıştırıcı hasarı ve kohezif hasar meydana gelir. Yapıştırıcı hasarı, zayıf birleşim neticesinde yapıştırıcının yapıştırılardan ayrılması şeklinde gerçekleşir. Kohezif hasar ise yapıştırıcıda veya yapıştırılan malzemede meydana gelebilir. Kohezif hasar yapıştırıcı ile yapıştırılan birleşim dayanımı, yapıştırıcı ya da yapıştırılan malzemenin dayanımından büyük olması durumunda gerçekleşir.

Yapıştırma tasarımı yapılırken yapıştırılan hasarının ya da kohezif hasarın meydana gelmesi istenir. Yapıştırılan hasarında yapıştırıcı ile yapıştırılanın birleşim dayanımı daha fazla olduğundan, yapıştırılan malzeme yırtılarak hasar verir. Kohezif hasarda ise yapıştırıcı ile yapıştırılan malzeme birbirine iyice bağlı olup yapıştırıcıda çatlama meydana gelir [1].



Şekil 5.5. Yapıştırma hasar biçimleri [1].

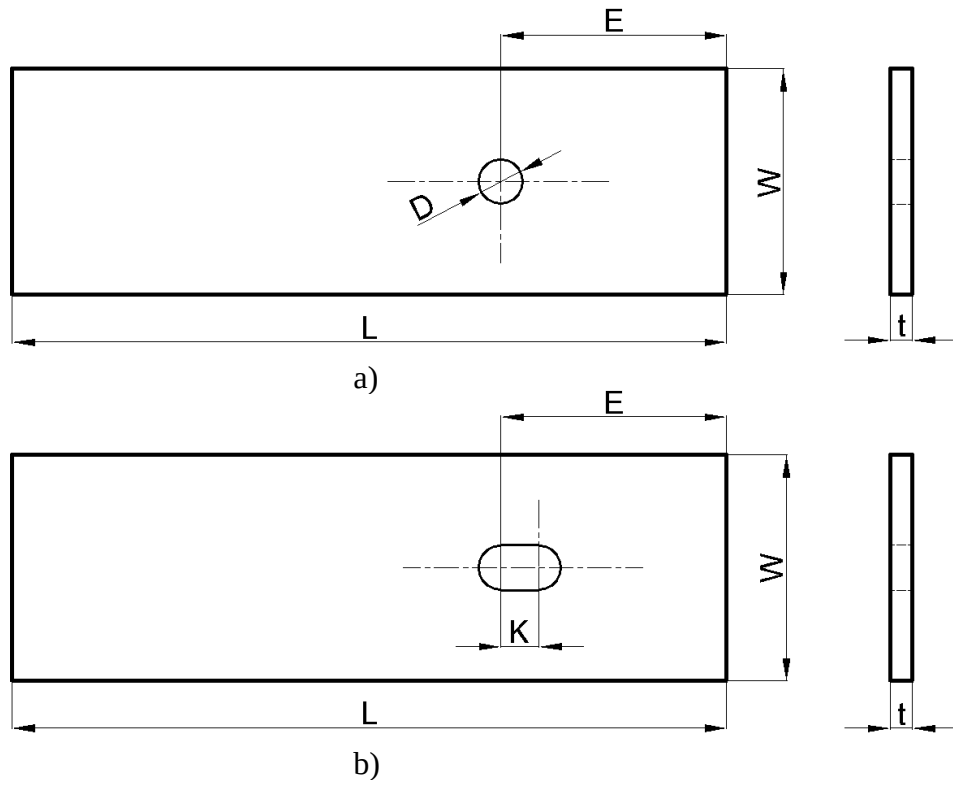
6. DENEYSEL ÇALIŞMA

6.1 Giriş

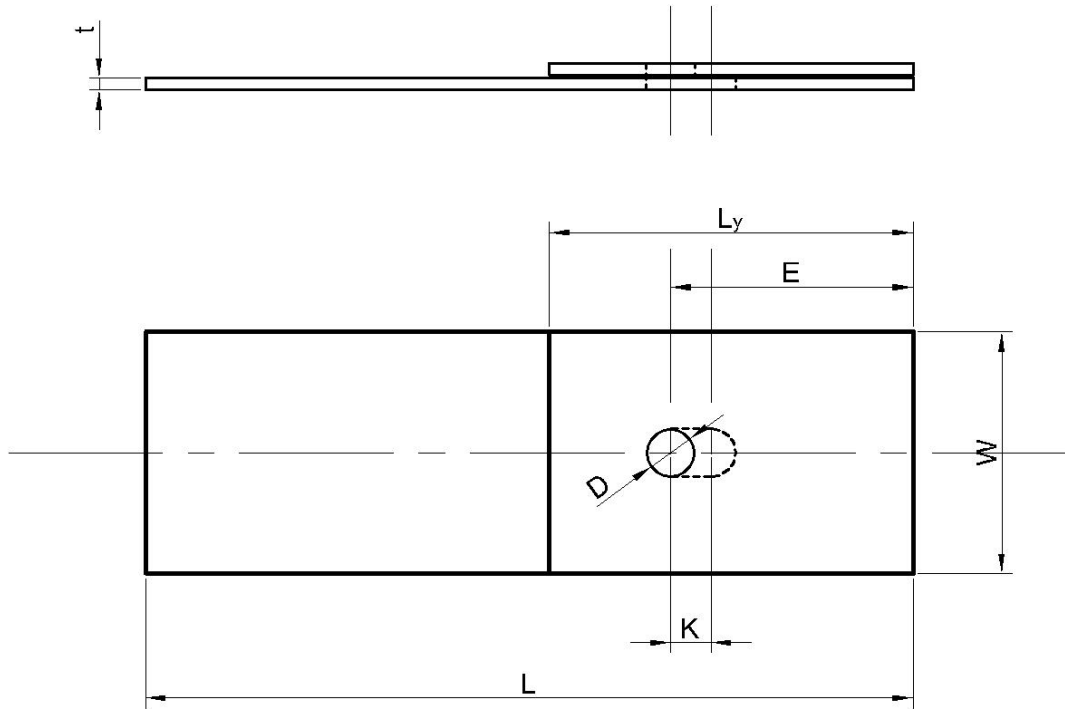
Bu bölümde yama ile tamir edilmiş tek yönlü karbon fiberler ile takviye edilmiş tabakalı kompozit malzemelerin çözülebilir bağlantılarla birleştirilmesi durumunda mekanik davranışlarının araştırılması için yapılmış olan deneysel çalışmalar incelenmiştir. Bu amaçla daha önce ezilme hasarına uğramış pim delikli kompozit levhalar [45] yama ile tamir edilmiş ve çeşitli hasar davranışları tekrar araştırılmıştır. Yama olarak kompozit levhanın kendisi ile aynı mekanik özelliklere sahip levhalar kullanılmıştır. Deneysel çalışmada tek tesirli pim bağlantısı ile bağlanmış yama ile tamir edilmiş kompozit levhaların deneyleri yapılmıştır. Pim bağlantıları çözülebilir bağlantılar içerisinde diğer bağlantı türleri ile ortak özelliklere sahip olmasından dolayı tercih edilmiştir. Deneysel çalışma Dicle Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü Mekanik Laboratuvarı'nda yapılmıştır.

6.2 Problemin Tanımlanması

Daha önce hasara uğramış pim delikli levha hasar yerinden yama ile yapıştırılarak tamir edilmiştir. Karbon fiber kompozit malzeme kullanılmıştır. Yama olarak kullanılan malzeme, yine aynı fiber takviye açısına ve malzeme özelliklerine sahip numuneden kesilerek uygulanmıştır. Yapıştırıcı olarak epoksi kullanılmıştır. Numune ölçüleri Şekil 6.1 ve Şekil 6.2' de gösterilmiştir.



Şekil 6.1. a) Hasarsız, pim delikli tabakalı kompozit numune, b) Ezilme hasarı sonrası pim deliği genişletilmiş yama ile birleştirilmeye hazır tabakalı kompozit numune



Şekil 6.2. Yama ile tamir edilmiş pim delikli tabakalı kompozit numune

6.3 Numunelerin Hazırlanması

6.3.1 Delme işleminin yapılması

Levha serbest kenarından E mesafesinde, D çapında deliğe sahip ezilme hasarına uğramış numunelerde matkap yardımıyla K mesafesi kadar serbest kenara doğru pim deliği uzatılmış ve Şekil 6.1.b' de gösterilen delik şekli elde edilmiştir. Böylece delik kenarındaki ezilmeye maruz kalmış hasarlı kompozit malzeme alanı temizlenmiş olur. Ezilme hasarına uğramış levhalar ile aynı özelliklere sahip olan yama levhaları seçildikten sonra bu levhalardan kesilecek olan yamanın uzunluğu ($L_y=45$ mm) ve genişliği ($W=30$ mm) belirlenip yama levhası markalanmıştır. Tamiri yapılan levha uzunluğu $L=95$ mm olup bu levhalara çapı $D=6$ mm olacak şekilde önceden pim deliği açılmıştır. Delik merkezinden levhanın markalanan kenarına olan uzunluk $E=30$ mm dir. Dolayısıyla $E/D=5$ ve $W/D=5$ tir. t levha kalınlığı olup Tablo 6.2' deki değerler alınmıştır. K mesafesi 5 mm olarak belirlenmiştir. Şekil 6.3' te delik açma işlemi gösterilmektedir.



Şekil 6.3. Pim deliği açma işlemi

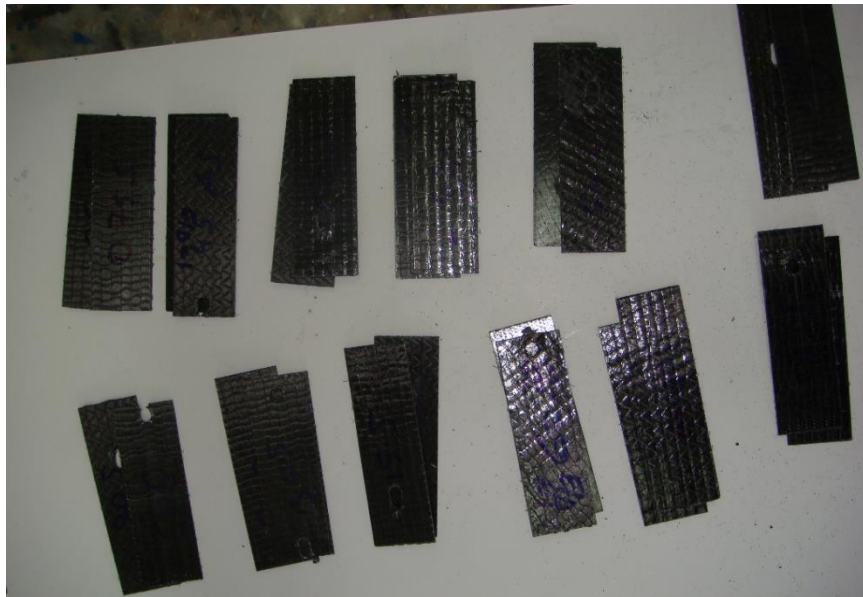
Delme işleminden sonra yüzey pürüzlerini gidermek ve temiz bir yapışma yüzeyi elde etmek için levha yüzeyi ve pim deliği çeperleri (pim delikleri için yuvarlak eğe kullanılmıştır) zımparalanmıştır. Şekil 6.4' te zımpara başlığı takılmış takım tezgahı görülmektedir.



Şekil 6.4. Yüzeysel işlemler için kullanılan zımpara

6.3.2 Yama oluşturma işlemi

Delme ve zımparalama işlemleri yapıldıktan sonra yama malzemesi için ölçülendirilmiş ve markalanmış olan levha testere tezgâhına alınarak kesme işlemi gerçekleştirilmiştir. Daha önceden de belirtildiği üzere yama uzunluğu $L_y=45$ mm ve yama genişliği $W=30$ mm olarak belirlenmiştir. Yama oluşturmak için hasarlı levha ile aynı özellikli malzemelerden seçilen numuneler Şekil 6.5’ te görülmektedir.

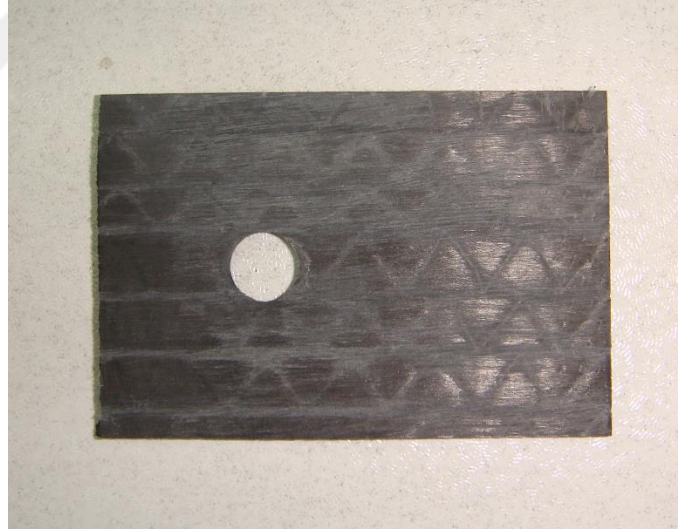


Şekil 6.5. Yama oluşturma işleminde kullanılan numuneler



Şekil 6.6. Testere ile yama kesme işlemi

Yama oluşturmak için testere takımlı tezgah kullanılmıştır. Şekil 6.6’ da testere takım tezgahı görülmektedir. Şekil 6.7’ de testere tezgahında kesilmiş 45x30 mm boyutlarında yama örneği görülmektedir.



Şekil 6.7. Levhadan kesilen yama

6.3.3 Yapıştırma işlemi

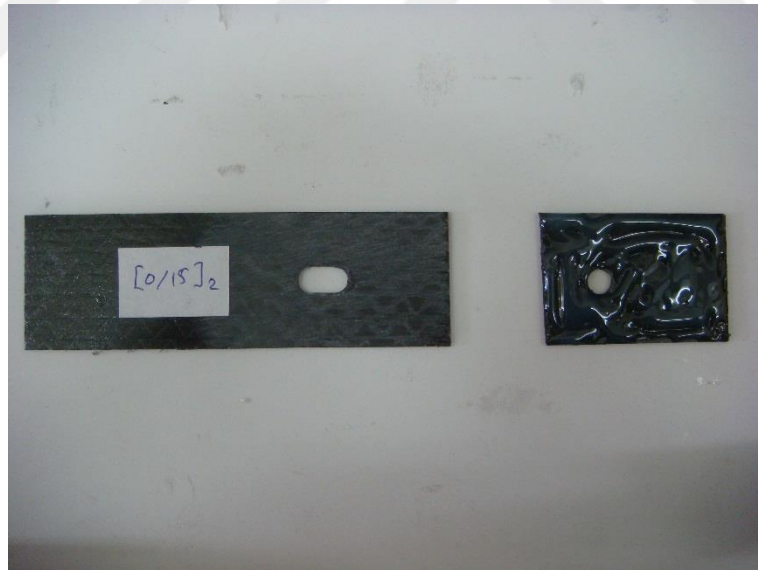
Yapıştırma, pim deliği ezilme hasarına uğramış levhayı onarmak için levha ile aynı özelliklere sahip olan kompozitlerden kesilmiş levhayı epoksi yapıştırıcı yardımıyla hasar görmüş kısma yama yapma işlemidir.

Yapıştırma tek bir parametreye göre tüm deney numunelerine uygulanmıştır. Yapıştırma işlemi öncesi hasar görmüş levha ve yama temas yüzeyleri aseton ile temizlenerek yapıştırma yüzeyi uygun hale getirilmiştir. Daha sonra bir kalıp vasıtasıyla yapıştırıcı kalınlığı sabit tutularak yapıştırma işlemi yapılmıştır. Yapıştırıcı kalınlığı $t_y = 0.35$ mm alınmıştır. Şekil 6.8’ de yapıştırma için hazırlanmış levha ve yama gösterilmiştir.

Tablo 6.1’ de yapıştırıcıya ait bazı özellikler verilmiştir.

Tablo 6.1. Yapıştırıcı karakteristik özellikleri

Teknoloji	Epoksi
Kimyasal tipi	Epoksi
Viskozite	Orta düzeyde
Sertleştirici hacimsel karışım oranı	2:1
Sertleştirici ağırlık karışım oranı	100:50
Kür edilme şartları	Karışımından sonra oda sıcaklığında bekletilir
Uygulama alanı	Birleştirme işlemlerinde kullanılır
Çekme dayanımı	32 MPa



Şekil 6.8. Yapıştırıcı sürülmüş yama ve hasarlı levha

Yama ile yapıştırılmış numune için yapıştırıcı kalınlığının sabit tutulması gerekmektedir. Bunun için özel olarak tasarlanmış bir kalıp kullanılmıştır. Şekil 6.9’ da onarım için kullanılan kalıp görülmektedir.



Şekil 6.9. Sabit bir yapıştırıcı kalınlığı oluşturmak için kullanılan kalıp



Şekil 6.10. Yapıştırma işleminin ağırlıkla desteklenmesi

Kalıpta sabit bir yapıştırıcı kalınlığı sağlanmıştır. $t_y = 0.35$ mm olup tüm numuneler için sabit alınmıştır. Şekil 6.10' da ağırlık yardımıyla yamanın numuneye yapışması sağlanmıştır.



Şekil 6.11. Yama yapılarak onarılmış numune

Yama ile onarılan kompozit malzeme daha sonra yapıştırıcının bağlayıcı özelliğini göstermesi için yaklaşık 1 hafta kürleşme süresine tabi tutulmuştur. Şekil 6.11’ de onarılmış numune görülmektedir. Numunelere ait takviye açıları ve fiziksel özellikler Tablo 6.2’ de verilmiştir.

Tablo 6.2. Numune ve yapıştırıcıya ait fiziksel özellikler

Fiber takviye açıları	Tabaka dizilimi	Levha kalınlığı (mm)	Yama kalınlığı (mm)	Yapıştırıcı kalınlığı (mm)	Pim deliği çapı (mm)	E/D oranı	W/D oranı
[0°/0°/0°/0°]	—	1.61	1.61	0.35	6	5	5
[0°/15°/15°/0°]	Simetrik	1.33	1.33	0.35	6	5	5
[0°/15°/0°/15°]	Antisimetrik	1.37	1.37	0.35	6	5	5
[0°/30°/30°/0°]	Simetrik	1.4	1.4	0.35	6	5	5
[0°/30°/0°/30°]	Antisimetrik	1.3	1.3	0.35	6	5	5
[0°/45°/45°/0°]	Simetrik	1.61	1.61	0.35	6	5	5
[0°/45°/0°/45°]	Antisimetrik	1.5	1.5	0.35	6	5	5
[0°/75°/75°/0°]	Simetrik	1.21	1.21	0.35	6	5	5
[0°/75°/0°/75°]	Antisimetrik	1.3	1.3	0.35	6	5	5
[0°/90°/90°/0°]	Simetrik	1.4	1.4	0.35	6	5	5
[0°/90°/0°/90°]	Antisimetrik	1.2	1.2	0.35	6	5	5

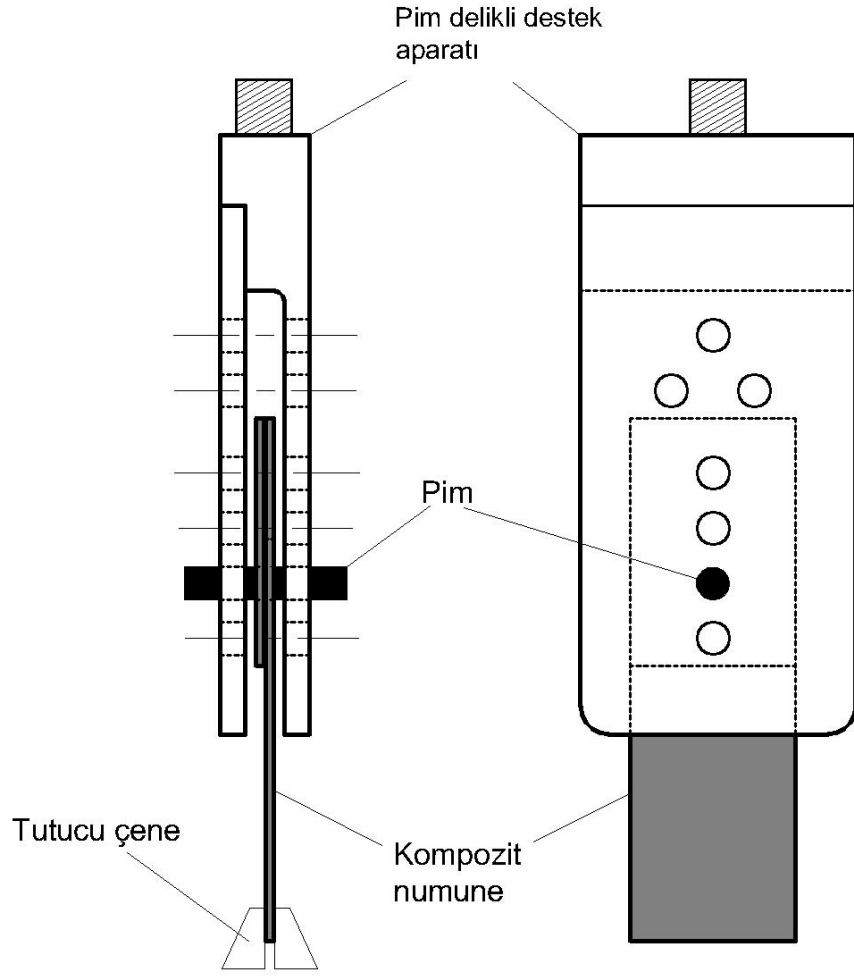
6.4 Materyal ve Metot

Onarılmış ve belirli bir kürleşme süresine tabi tutulmuş kompozit malzemelerin deneylerinin yapılması için 100 kN kapasiteye sahip *INSTRON BS8801* marka çekme cihazı kullanılmıştır. Hidrolik bir sistem aracılığıyla çekme cihazına güç verilip 100 kN' a kadar yükleme yapılabilmektedir. Çekme cihazından alınan veriler ara bağlantılar aracılığıyla bilgisayara aktarılıp monitör çıktısı alınabilmektedir.

Daha önceki çalışmada çekme, basma ve kayma deneyleri yapılarak malzemeye ait mekanik özellikler tespit edilmiştir. Malzemeye ait mekanik özellikler Tablo 6.3' de verilmiştir.

Tablo 6.3. Tabakalı kompozit malzeme ve yapıştırıcıya ait mekanik özellikler [45].

Mekanik parametreler	Semboller	Değerler
Fiber doğrultusundaki elastisite modülü	E_x	172891 (MPa)
Fibere dik doğrultudaki elastisite modülü	E_y	10796 (MPa)
Poisson oranı	ν_{xy}	0.32
Kayma modülü	G_{xy}	3638 (MPa)
Fiber doğrultusundaki çekme mukavemeti	X_t	1440.105 (MPa)
Fibere dik doğrultudaki çekme mukavemeti	Y_t	36.586 (MPa)
Fiber doğrultusundaki basma mukavemeti	X_c	-419.946 (MPa)
Fibere dik doğrultudaki basma mukavemeti	Y_c	-115.405 (MPa)
Kayma mukavemeti	S	56.34 (MPa)
Yapıştırıcı elastisite modülü	$(E_x)_Y$	2468 (MPa)
Yapıştırıcı Poisson oranı	$(\nu_{xy})_Y$	0.44
Yapıştırıcı kayma mukavemeti	$(S)_Y$	17 (MPa)



Şekil 6.12. Kompozit malzemenin destek aparatı yardımıyla yüklenmesi

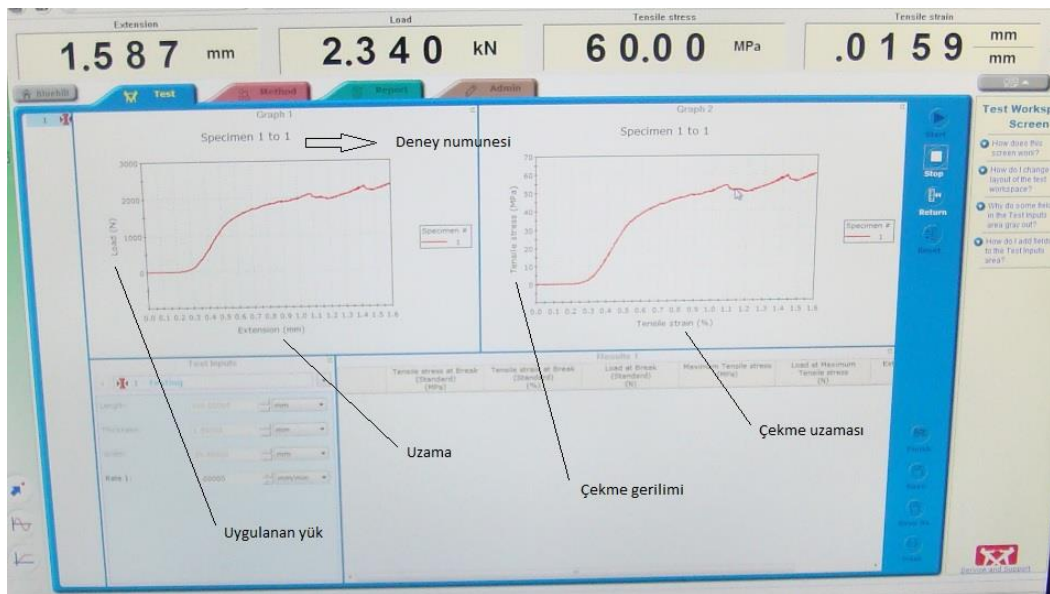
Kompozit numuneler, pimplere uyumlu açılmış delikli destek aparatı yardımıyla, çekme makinesine bağlanmıştır. Aparatın bir ucu çekme makinesine ankastre edilmiş, diğer taraftan kompozit numuneye tutucu çeneler yardımıyla çekme yükü uygulanmıştır. Şekil 6.12’ de destek aparatı ve kompozit numune resmedilmiştir.



Şekil 6.13. Çekme cihazı ve kayıt bilgisayarı

Numuneler bir bağlantı aparatı aracılığıyla çekme cihazına bağlanarak yük-yer değiştirme eğrisi monitörden takip edilmiştir. Deneylerden daha sağlıklı sonuçlar alabilmek için çekme hızı 1 mm/dk olarak ayarlanmıştır. Şekil 6.13’ te çekme test cihazı ve verilerin kaydedildiği bilgisayar görülmektedir.

Tüm tabaka dizilimine sahip numuneler çekme testine tabi tutularak çıkan sonuçlar çekme test cihazı ve bilgisayar arasındaki bağlantı aracılığıyla bilgisayara kaydedilmiştir. Şekil 6.14’ te bilgisayar ekranından yükleme sırasında alınan anlık görüntü görülmektedir.



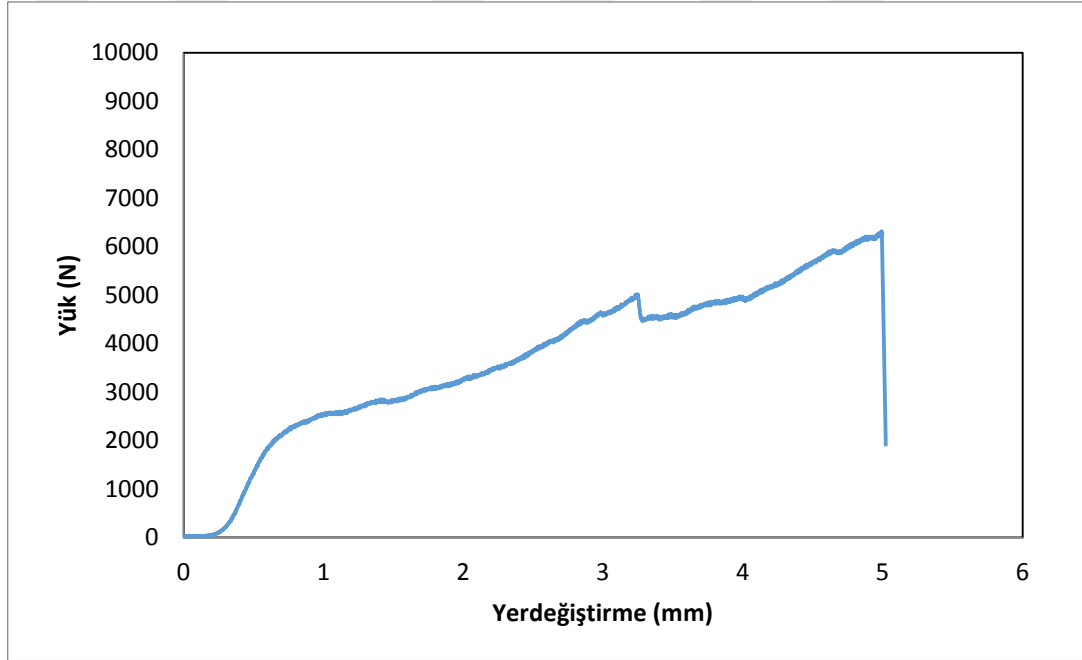
Şekil 6.14. Bilgisayar ekranından alınan grafik

Sonuç olarak yük-yer değiştirme eğrilerinde gözlemlenen, yükleme belirli bir nihai hasar noktasına çıktıktan sonra takviyeli kompozit, yükü taşıyan fiberlerin hasar görmesinden dolayı artık yük taşıyamamaktadır ve numune uzamaya devam etmesine rağmen yükleme kademeli olarak düşmektedir. Hasarların görülebilmesi için yüklemeler belirli sınırlamalarla kesilip gerekli olan hasar sonucu görülebilirdi ancak malzemenin son dayanım noktasını görebilmek için yüklemeler nihai hasar noktalarına kadar devam ettirilmiştir. Fiber takviye açıları ve tabaka dizilimleri deneylerde temel alınan parametreler olmuştur.

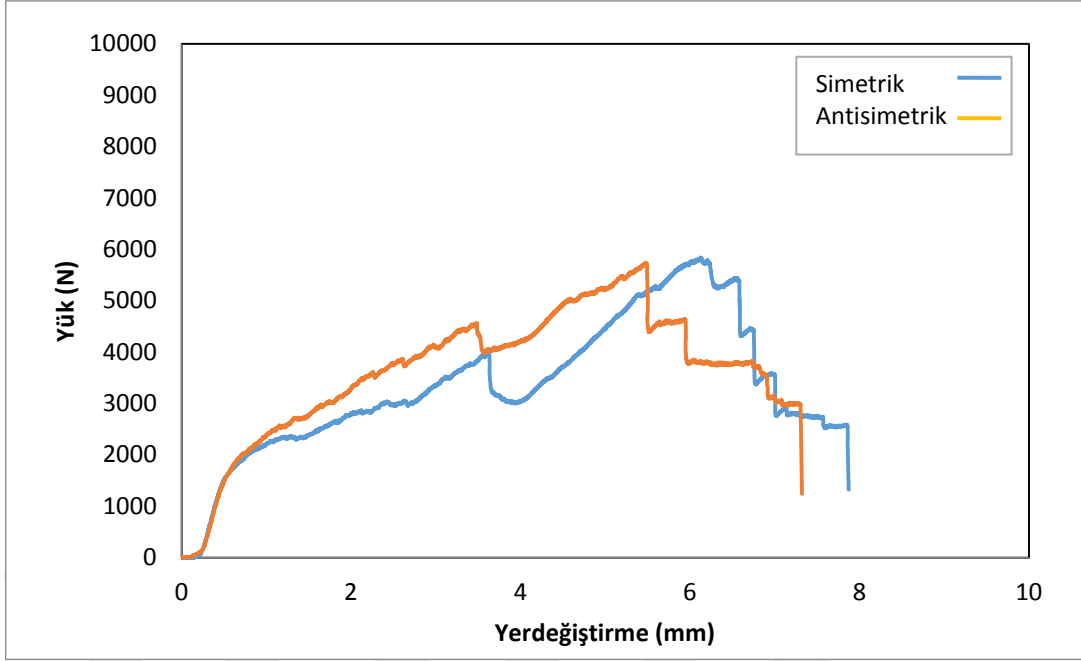


6.5 Deneye Ait Grafiksel Sonuçlar

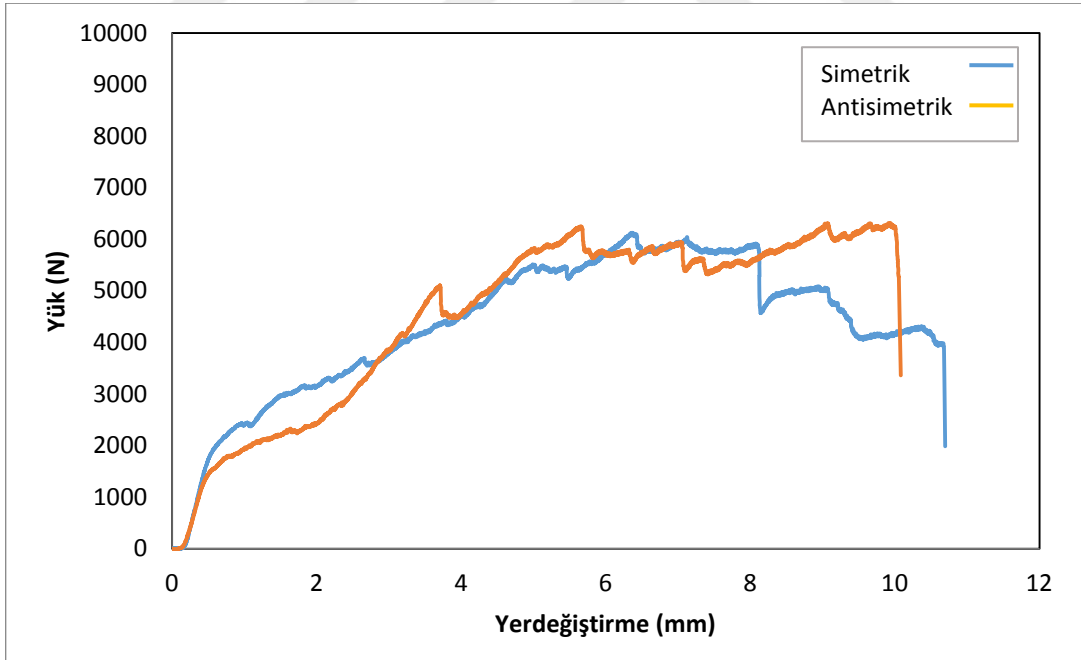
Yapılan deneyler sonucu elde edilen grafikler aşağıda verilmiştir. Deneylerdeki numunelere ait değişken parametreler; fiber oryantasyon açıları ve tabaka dizilimleridir. E/D ve W/D oranları sabit olup 5 alınmıştır. Deneyler kompozit levhalarda belirli bir yük değerine ulaşıncaya kadar devam ettirilmiştir. Daha önce de belirtildiği gibi numuneler nihai hasar noktasına kadar yüklemeye maruz kalmıştır ve bu noktadan sonra yükleme kademeli olarak azalmış olup uzamalar devam etmiştir. Aşağıda bilgisayar ara yüzünden alınmış yük-yer değiştirme grafikleri görülmektedir.



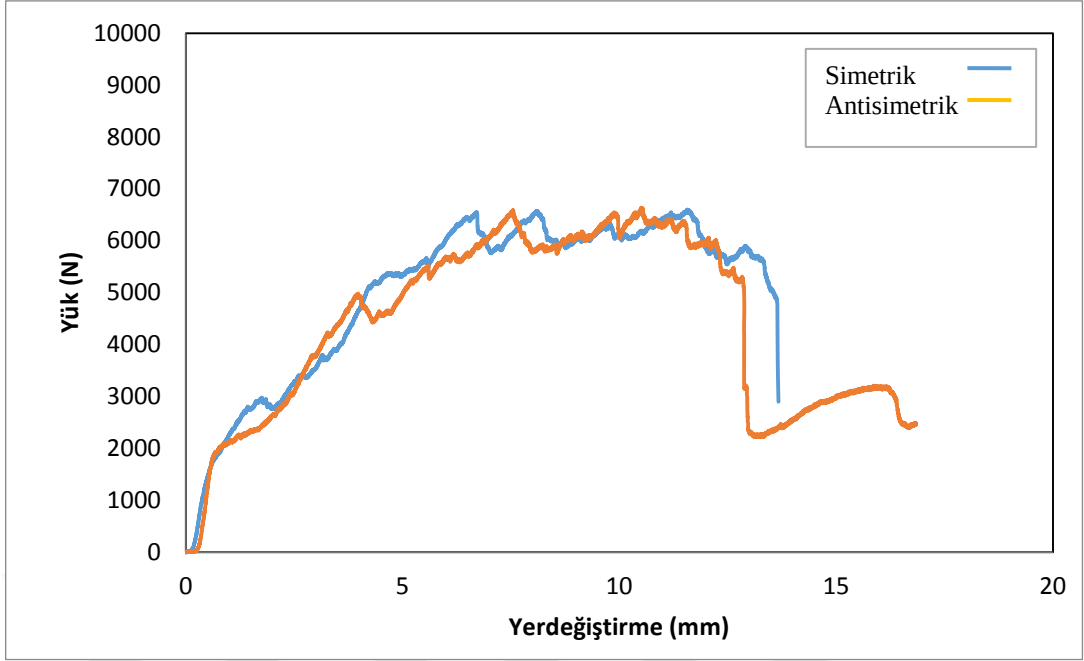
şekil 6.15. $[0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine ait yük-yer değiştirme grafiği



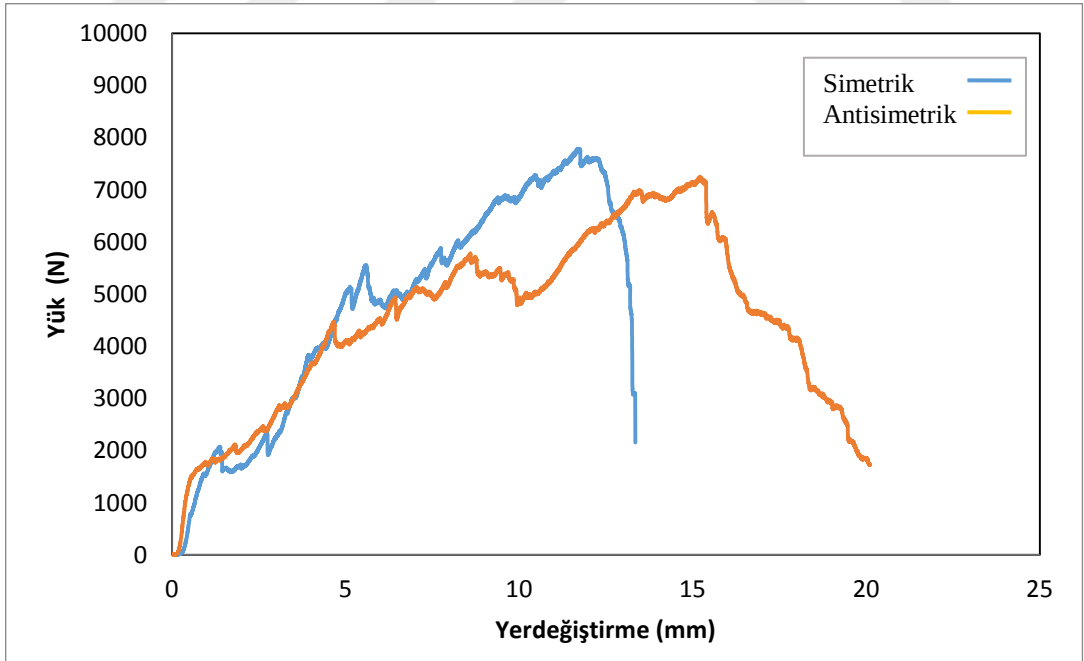
Şekil 6.16. $\theta=15^\circ$ simetrik ve antisimetrik tabaka dizilimine sahip numuneler için yük-yer değiştirme grafiği



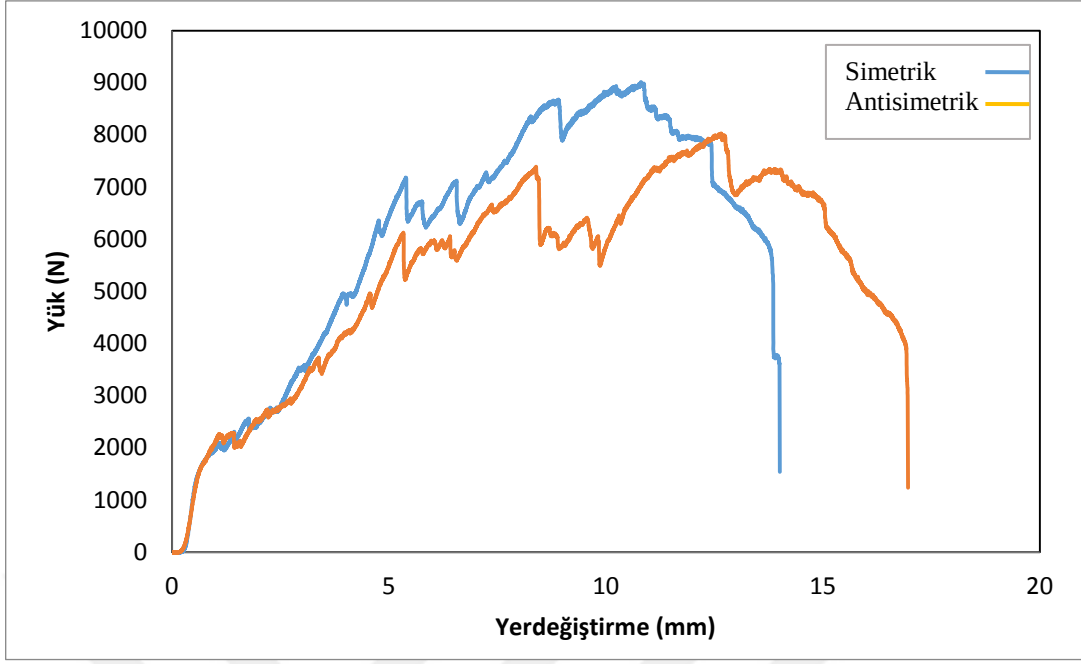
Şekil 6.17. $\theta=30^\circ$ simetrik ve antisimetrik tabaka dizilimine sahip numuneler için yük-yer değiştirme grafiği



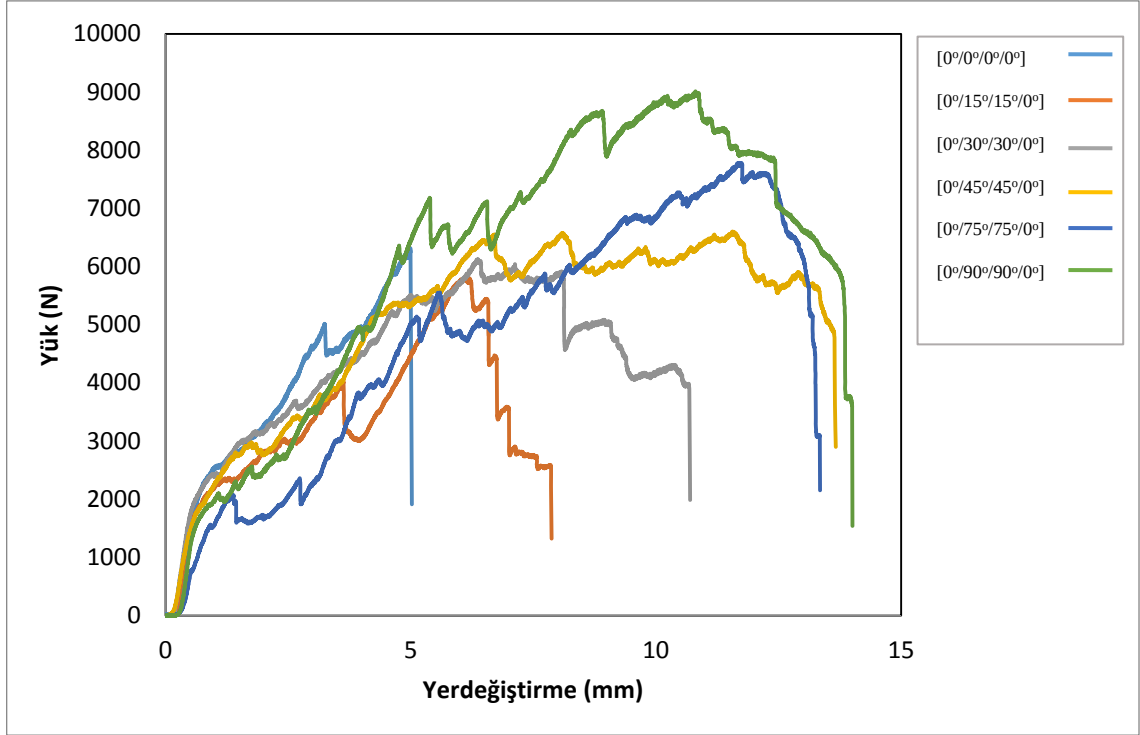
Şekil 6.18. $\theta=45^\circ$ simetrik ve antisimetrik tabaka dizilimine sahip numuneler için yük-yer değiştirme grafiği



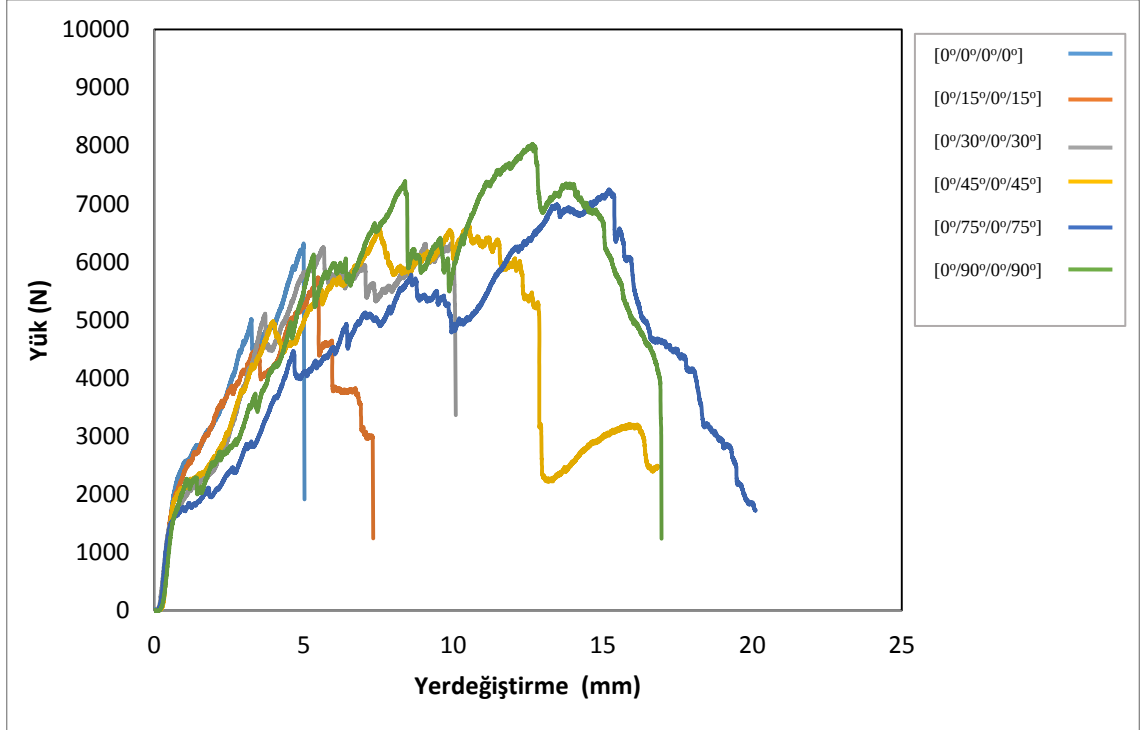
Şekil 6.19. $\theta=75^\circ$ simetrik ve antisimetrik tabaka dizilimine sahip numuneler için yük-yer değiştirme grafiği



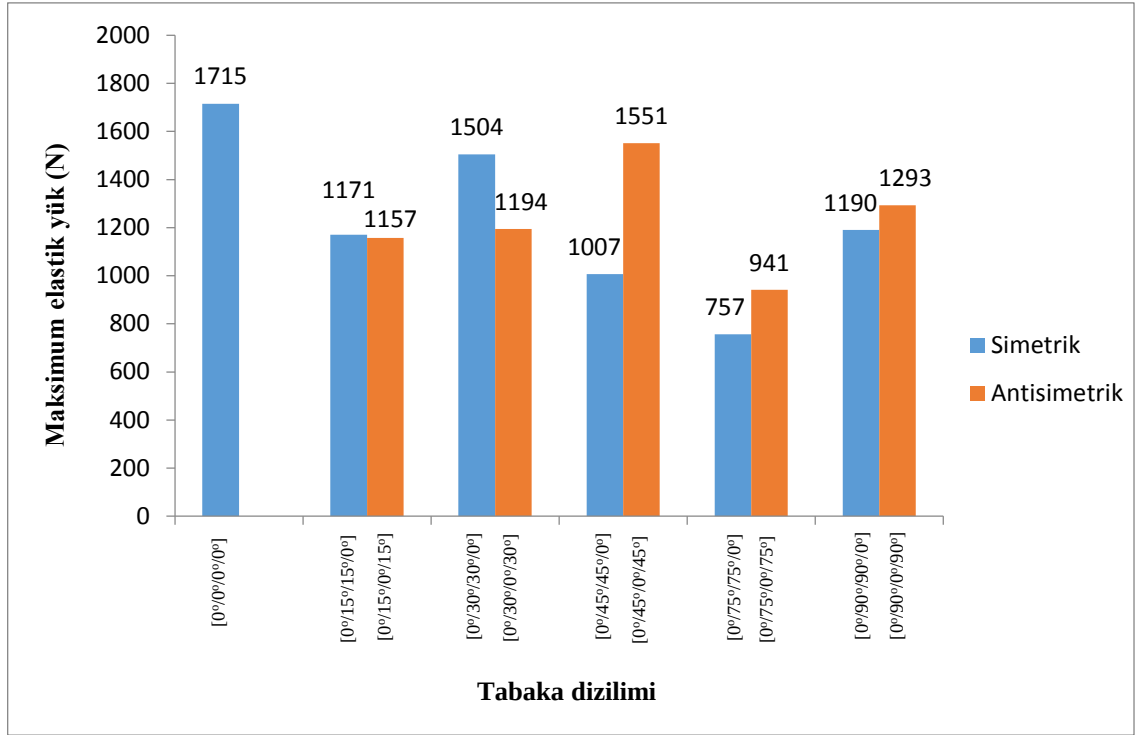
Şekil 6.20. $\theta=90^\circ$ simetrik ve antisimetrik tabaka dizilimine sahip numuneler için yük-yer değiştirme grafiği



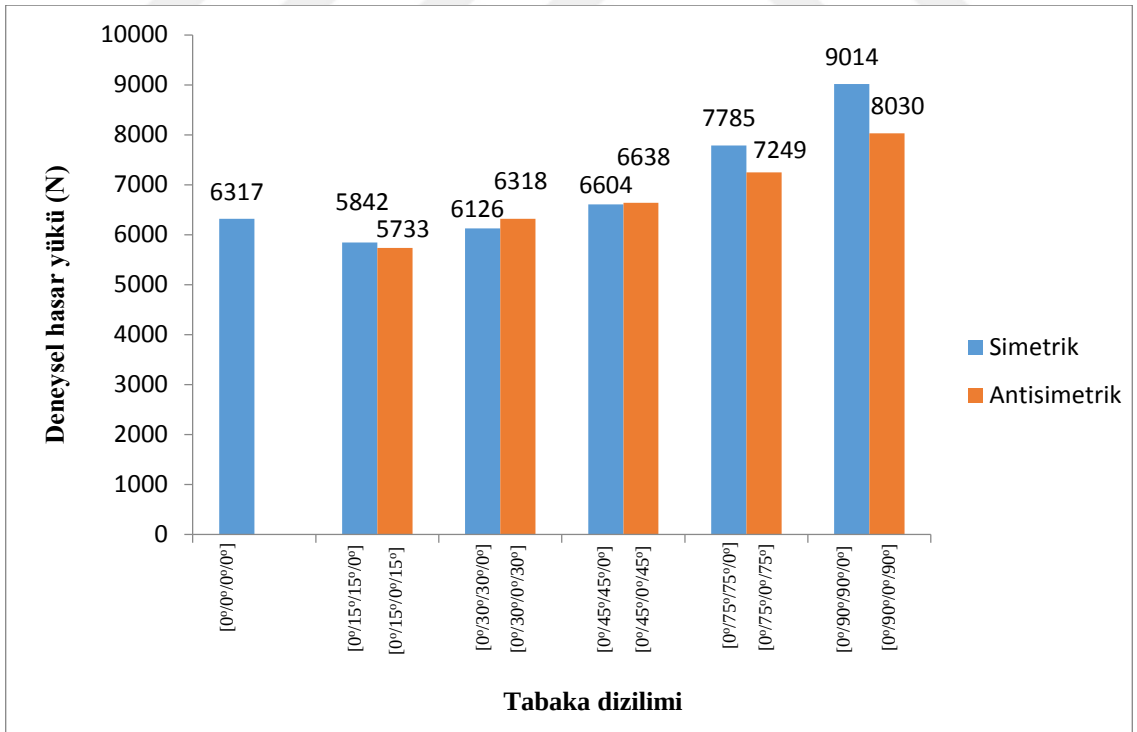
Şekil 6.21. Farklı fiber takviye açıları için simetrik tabaka dizilimine sahip numunelerin yük-yerdeğiştirme grafiği



Şekil 6.22. Farklı fiber takviye açıları için antisimetrik tabaka dizilimine sahip numunelerin yük-yerdeğiştirme grafiği



Şekil 6.23. Deneysel maksimum elastik yükün fiber takviye açısına bağlı olarak değişimi

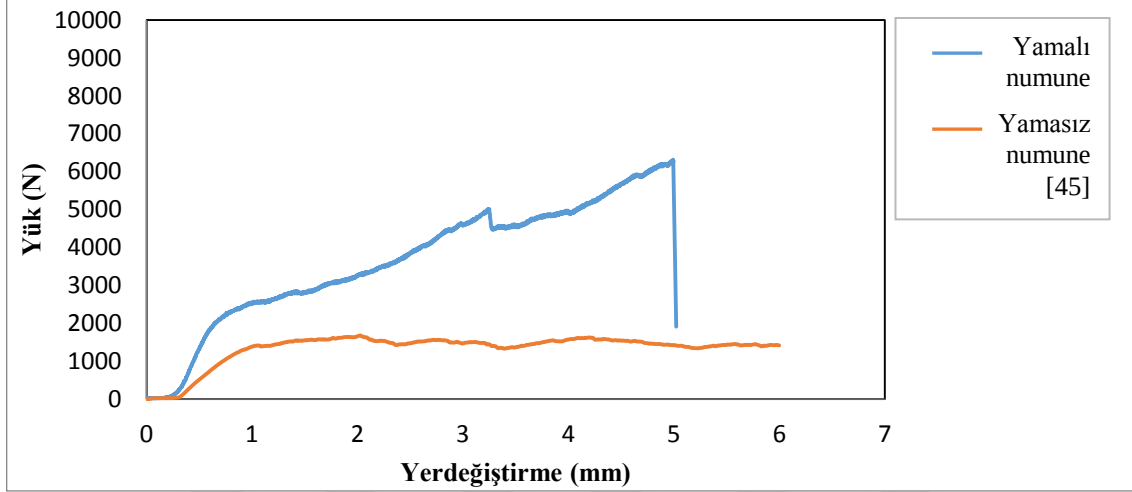


Şekil 6.24. Deneysel maksimum elastik yükün fiber takviye açısına bağlı olarak değişimi

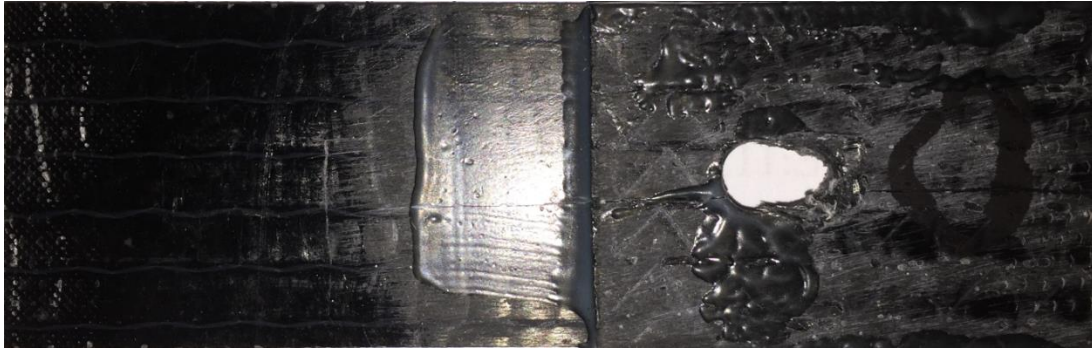
Şekil 6.24' teki sütun grafikte fiber takviye açılarına ve tabaka dizilimlerine göre numunelerin maksimum nihai hasar yükleri görülmektedir. Grafiğe göre en düşük nihai hasar yükü 5733 N değeri ile $[0^\circ/15^\circ/0^\circ/15^\circ]$ tabaka dizilimine sahip numunedir. En yüksek nihai hasar yükü ise 9014 N değeri ile $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip numunedir. Fiber takviye açılarına bakıldığında nihai hasar yüklerinin, $\theta = 0^\circ$ hariç tutulduğunda, 15° - 90° arasındaki açılarda hem simetrik hem de antisimetrik tabaka dizilimleri için sürekli arttığı görülmüştür. Tabaka dizilimlerinin değişimine bakıldığında ise nihai hasar yükünün $[0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ]$ ile $[0^\circ/15^\circ/0^\circ/15^\circ]$, $[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]$ ile $[0^\circ/75^\circ/0^\circ/75^\circ]$ ve $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ ile $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]$ arasında simetrik tabaka diziliminden antisimetrik tabaka dizilimine doğru azaldığı, $[0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ]$ ile $[0^\circ/30^\circ/0^\circ/30^\circ]$ ve $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ ile $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ]$ arasında ise simetrik tabaka diziliminden antisimetrik tabaka dizilimine doğru arttığı görülmektedir. Ayrıca grafiğe bakıldığında $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ ile $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ]$ tabaka dizilimleri arasındaki nihai hasar yüklerinin birbirlerine oldukça yakın değerlerde olduğu anlaşılmaktadır.

6.6 Hasara Uğramış Levhalar ve Yama ile Onarılmış Levhaların Çekme Deneyi Sonrası Yük-Yer Değiştirme Durumlarının Karşılaştırılması

Daha önce ve hasara uğramış pim delikli kompozitler yama ile onarılıp tekrar deneye tabi tutulmuştur. Aşağıda onarılan tabakalar ve onarım öncesi durumları grafiklerle karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırmada $E/D=5$ ve $W/D=5$ değerleri temel alınmış olup tek değişkenler fiber takviye açıları ve tabaka dizilimleridir.



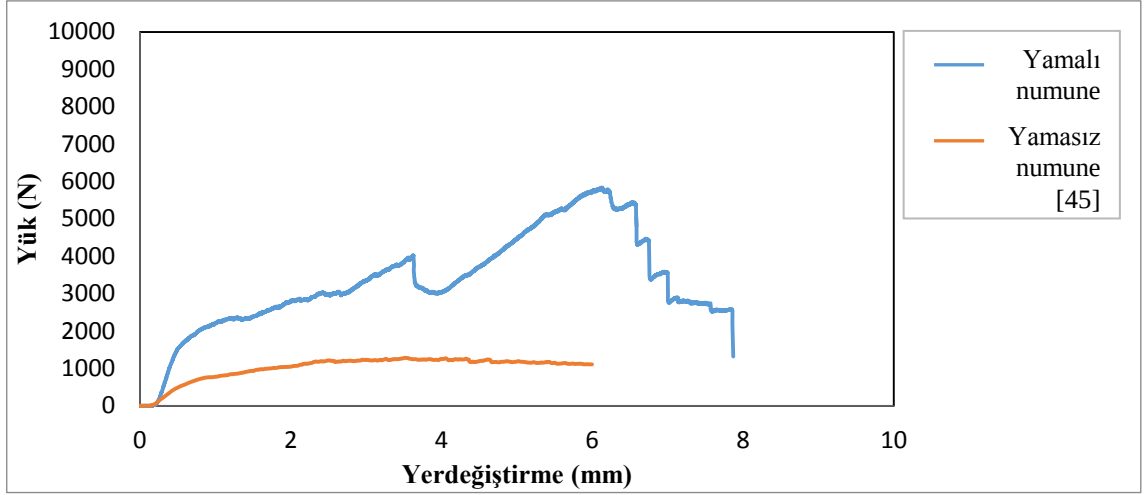
Şekil 6.25. $[0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği



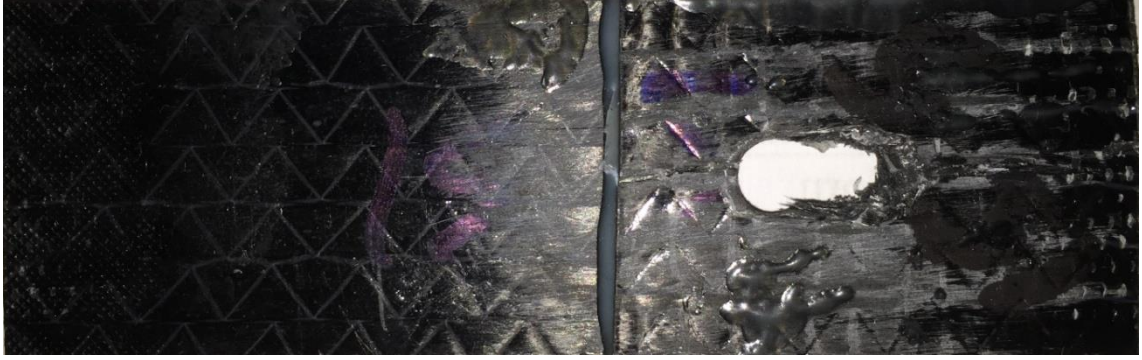
Şekil 6.26. $[0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune



Şekil 6.27. $[0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune



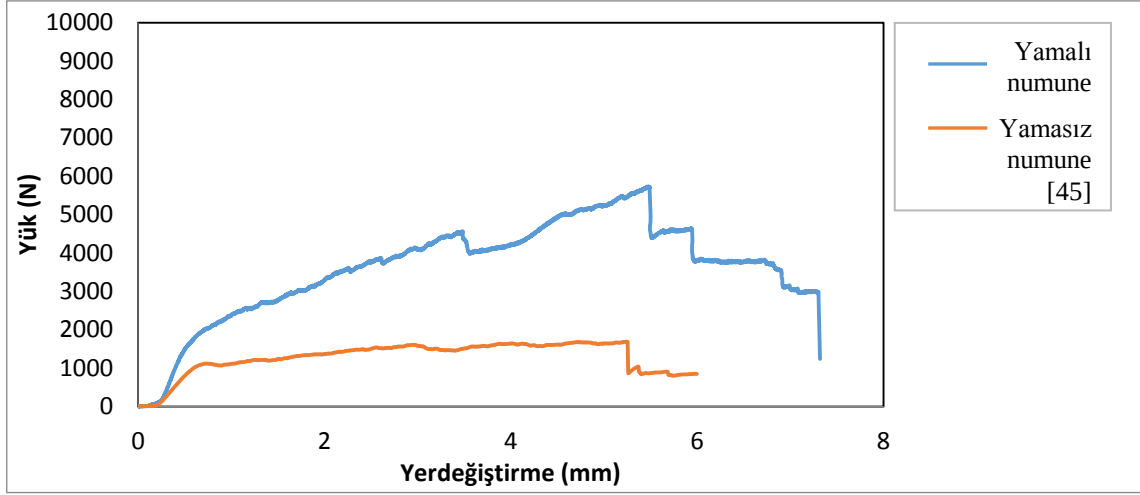
Şekil 6.28. $[0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği



Şekil 6.29. $[0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune



Şekil 6.30. $[0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune



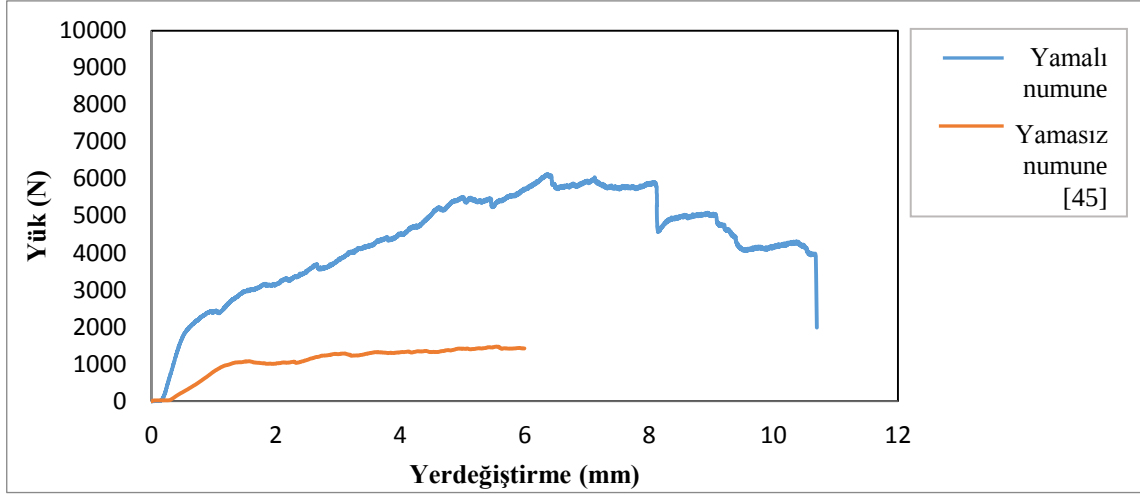
Şekil 6.31. $[0^\circ/15^\circ/0^\circ/15^\circ]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği



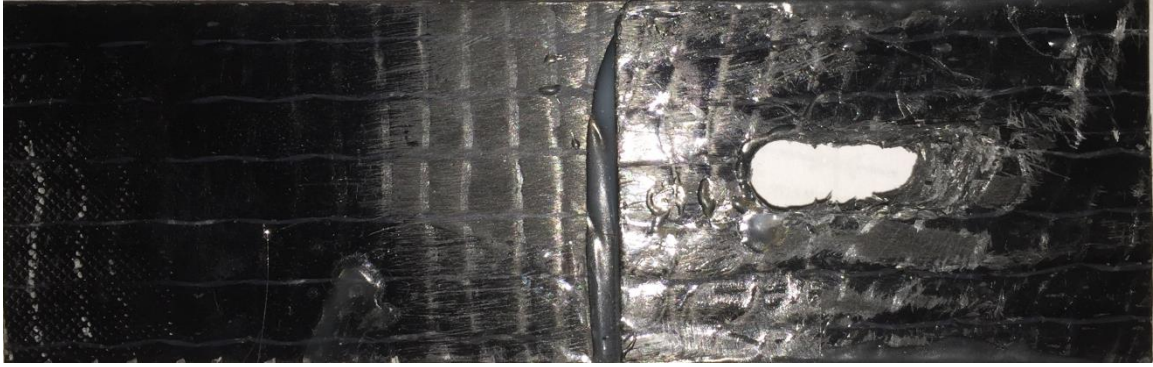
Şekil 6.32. $[0^\circ/15^\circ/0^\circ/15^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune



Şekil 6.33. $[0^\circ/15^\circ/0^\circ/15^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune



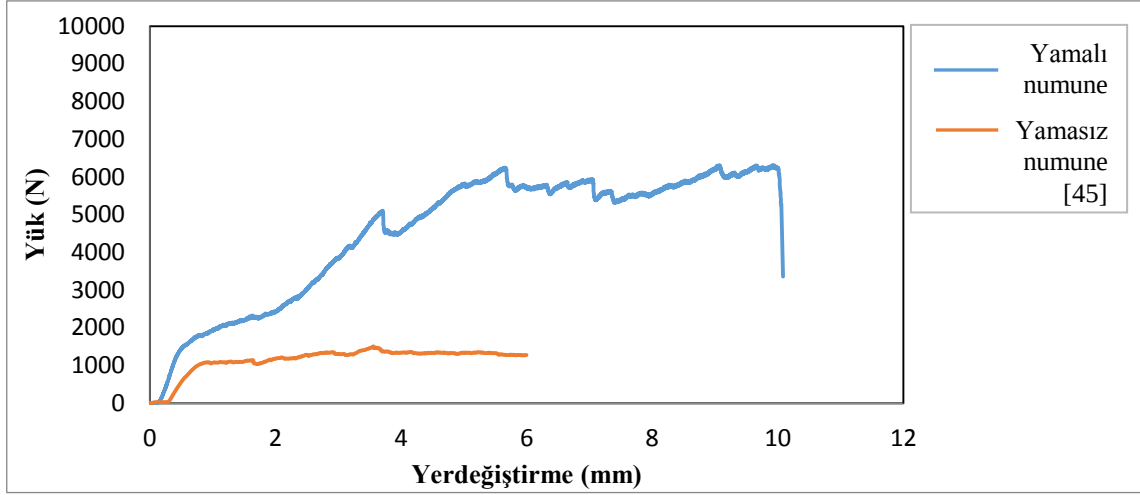
Şekil 6.34. $[0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği



Sekil 6.35. $[0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune



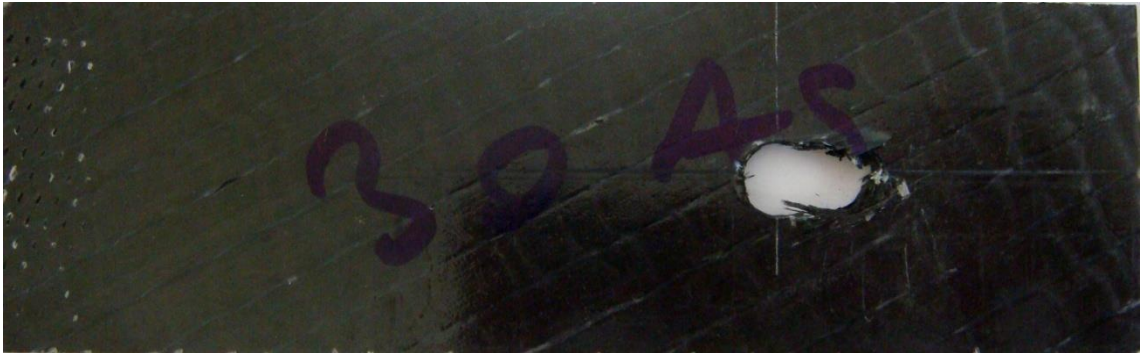
Sekil 6.36. $[0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune



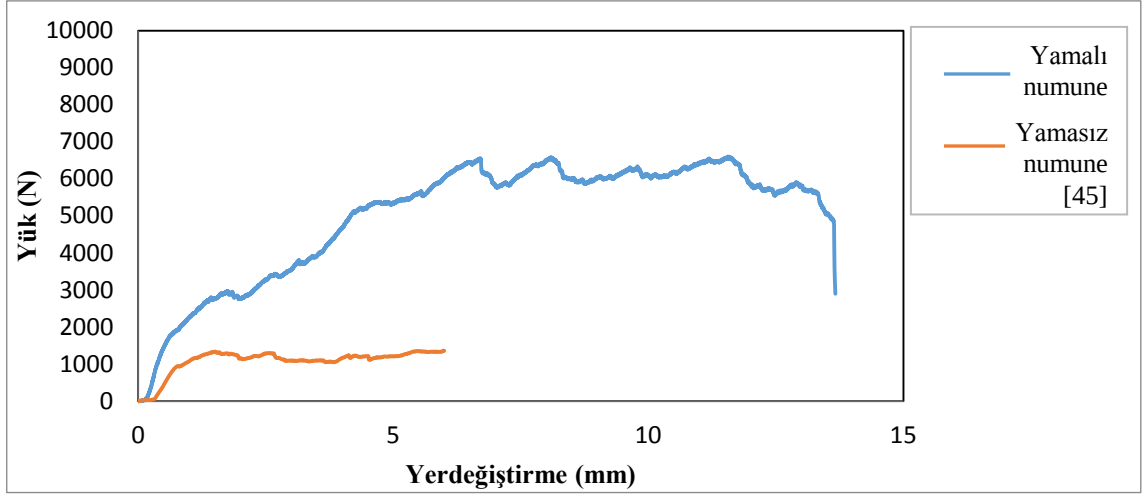
Şekil 6.37. $[0^\circ/30^\circ/0^\circ/30^\circ]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği



Şekil 6.38. $[0^\circ/30^\circ/0^\circ/30^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune



Şekil 6.39. $[0^\circ/30^\circ/0^\circ/30^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune



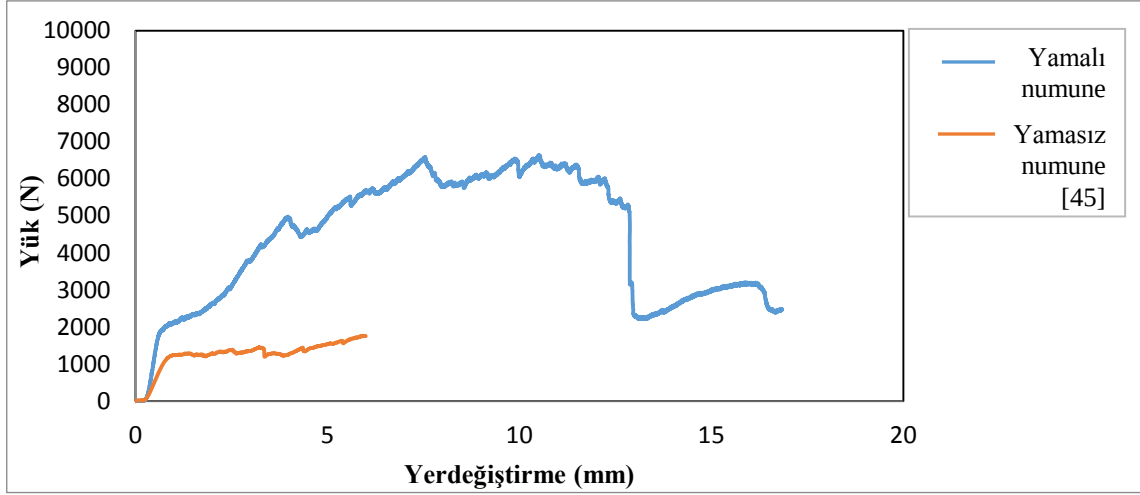
Şekil 6.40. $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği



Şekil 6.41. $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune



Şekil 6.42. $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune



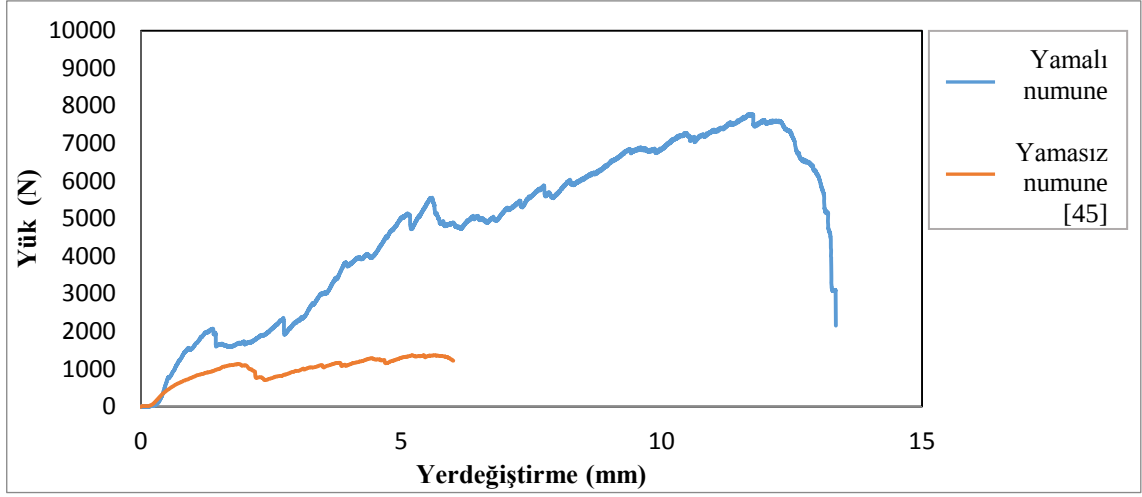
Şekil 6.43. $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği



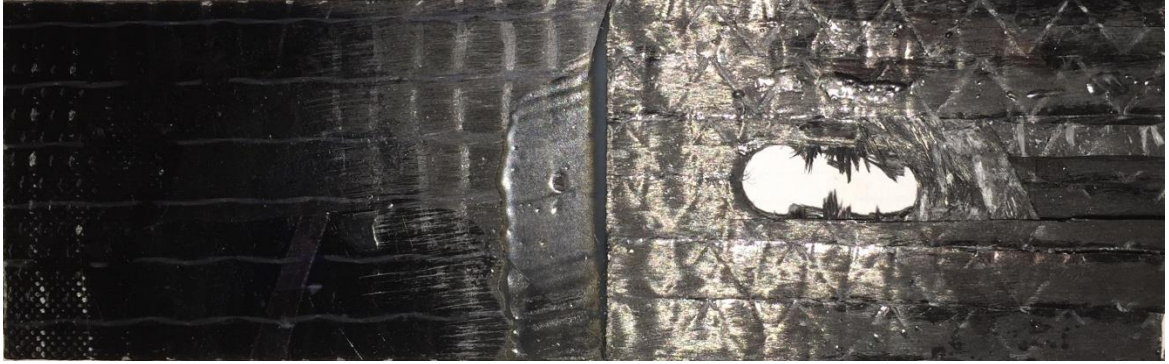
Şekil 6.44. $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune



Şekil 6.45. $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune



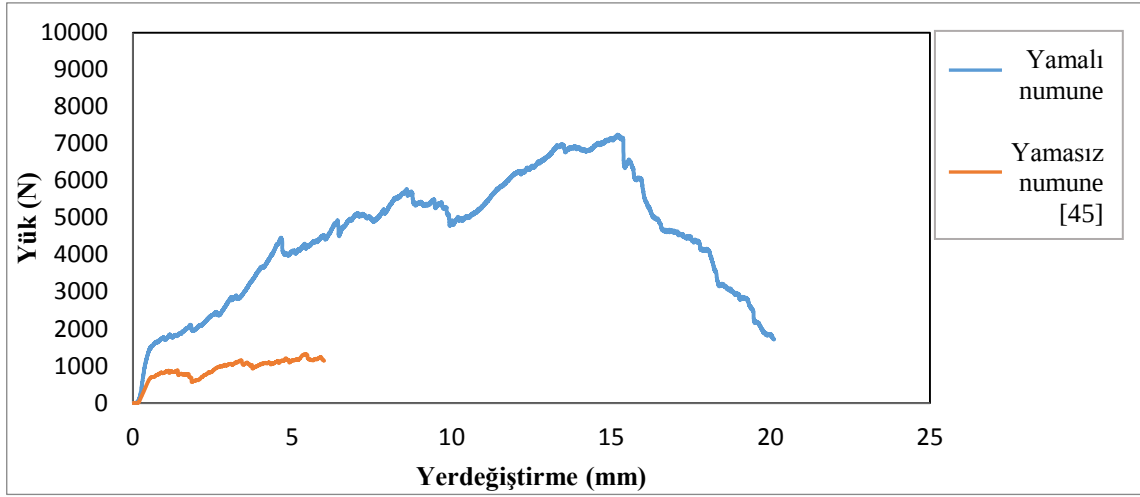
Şekil 6.46. $[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği



Şekil 6.47. $[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune



Şekil 6.48. $[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune



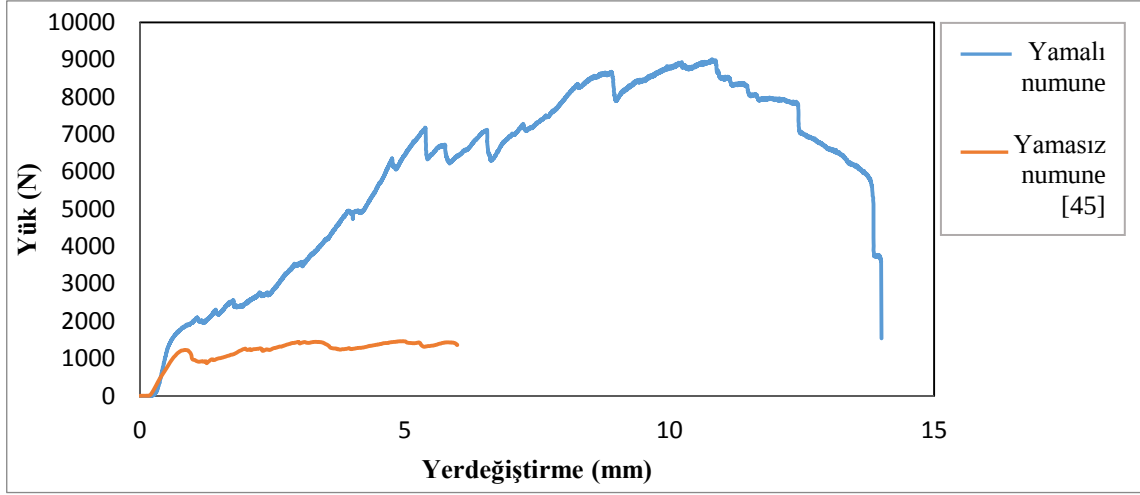
Şekil 6.49. $[0^\circ/75^\circ/0^\circ/75^\circ]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği



Şekil 6.50. $[0^\circ/75^\circ/0^\circ/75^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune



Şekil 6.51. $[0^\circ/75^\circ/0^\circ/75^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune



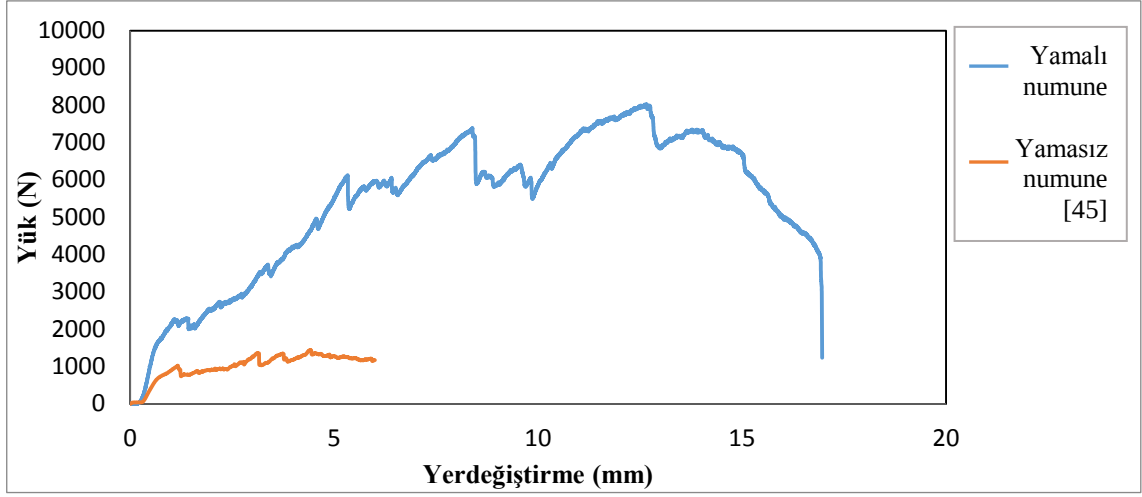
Şekil 6.52. $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği



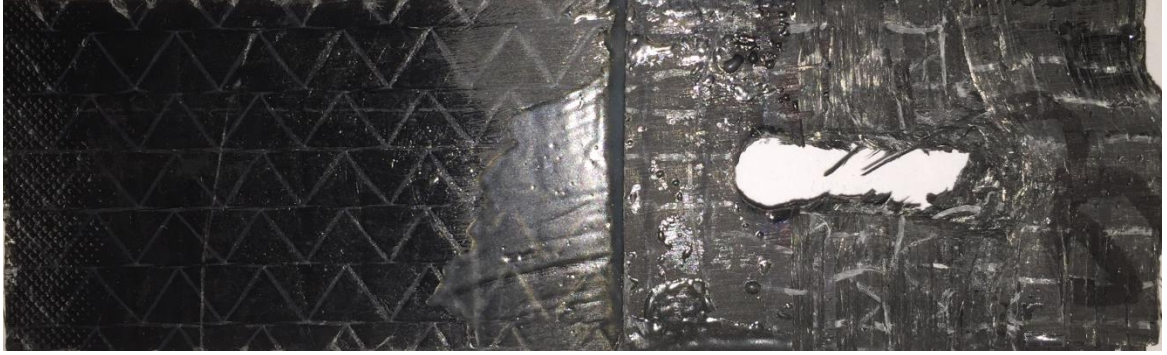
Şekil 6.53. $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune



Şekil 6.54. $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune



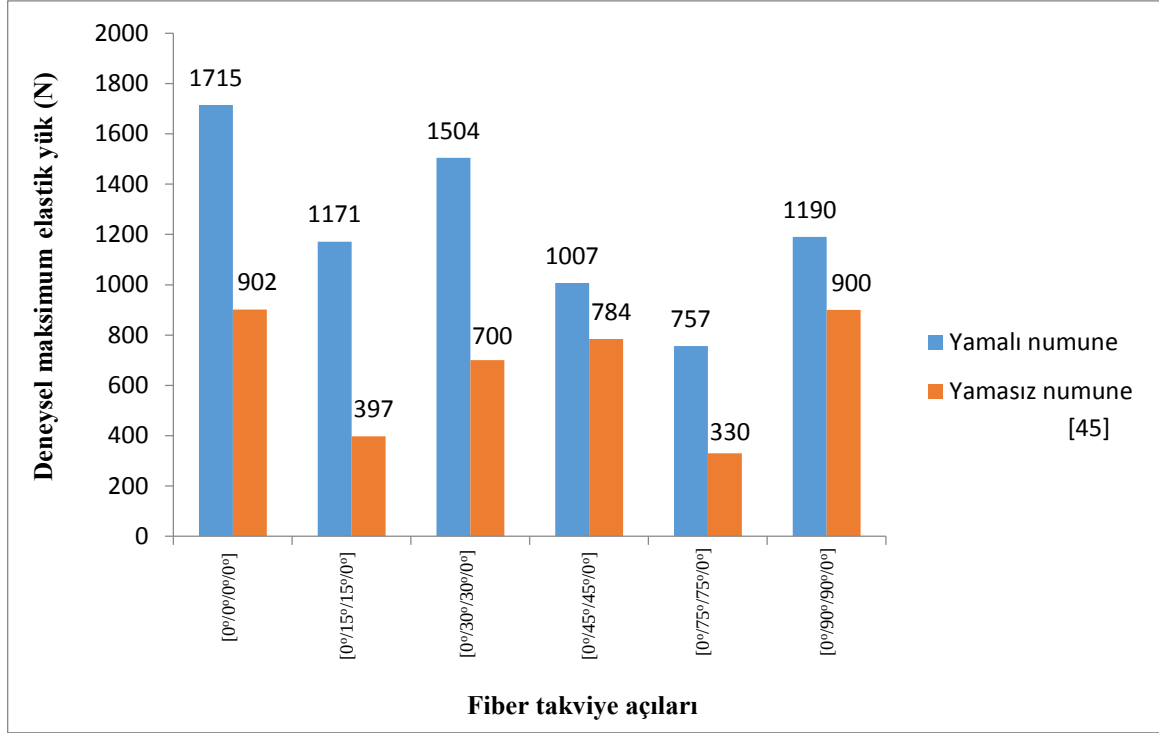
Şekil 6.55. $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]$ tabaka dizilimine ait levhalarda yük-yer değiştirme grafiği



Şekil 6.56. $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamalı numune

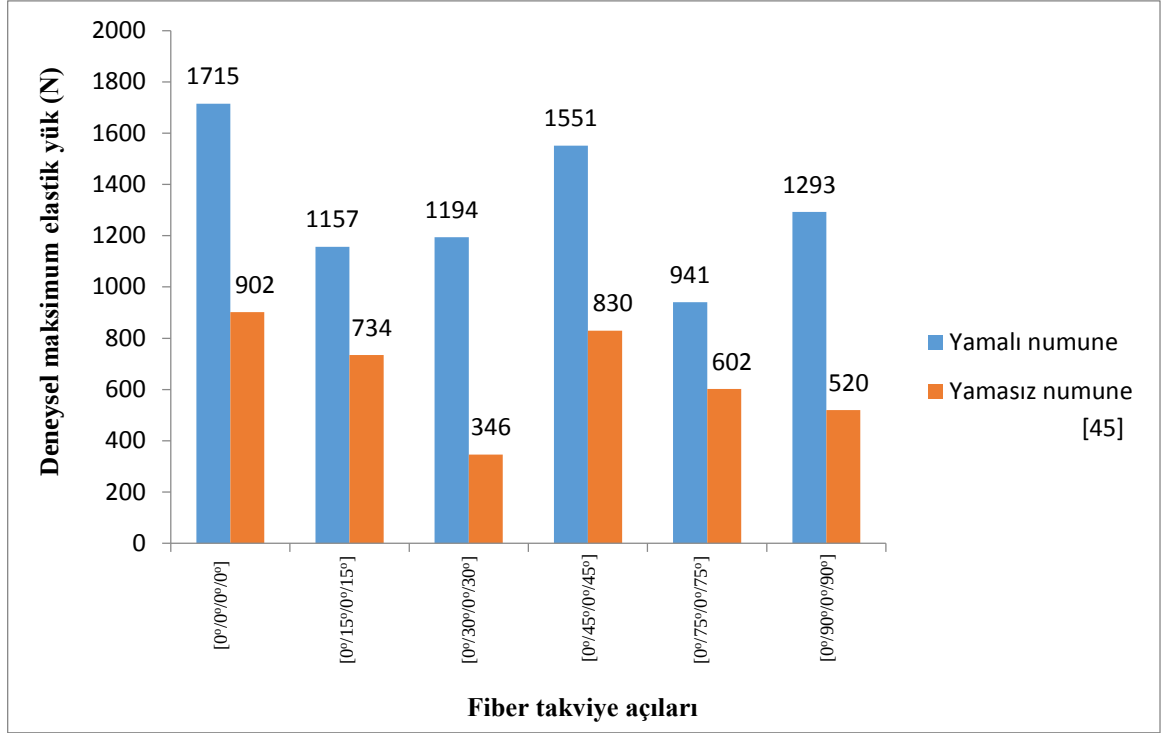


Şekil 6.57. $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]$ tabaka dizilimine sahip, hasara uğramış yamasız numune



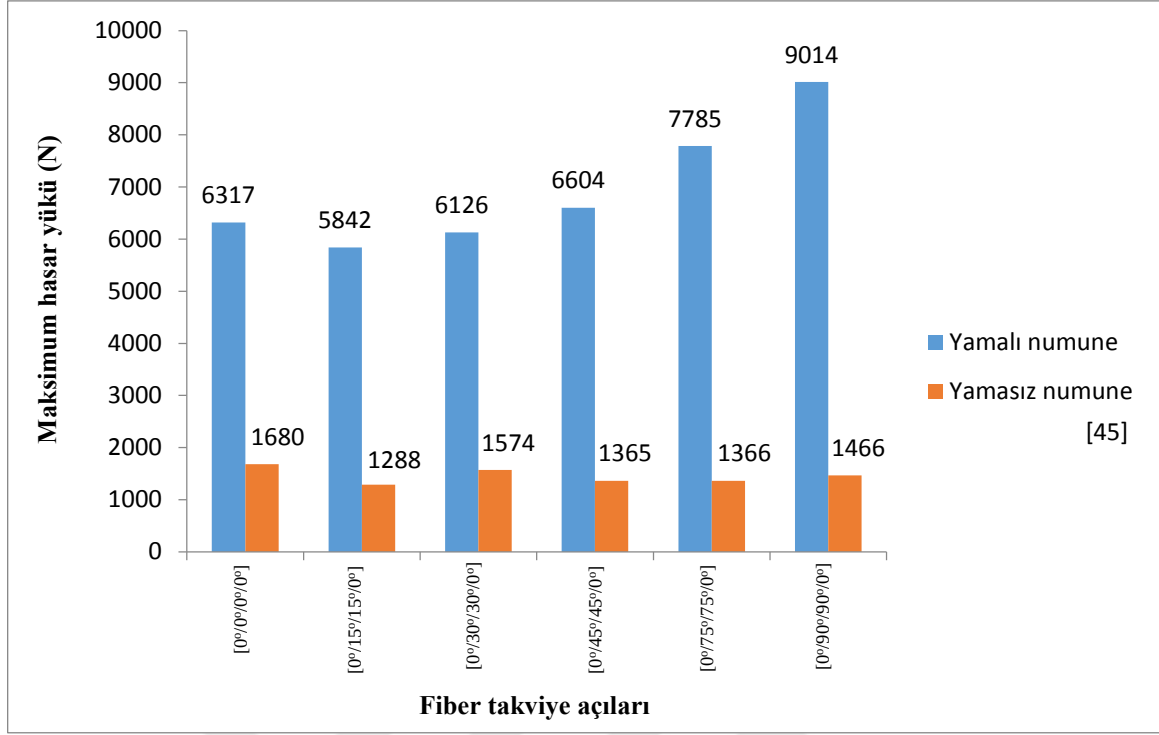
Şekil 6.58. Simetrik tabaka dizilimi için yama ile onarılmış ve onarım öncesi levhaların maksimum elastik yüklerinin fiber takviye açlarına bağlı olarak değişimi

Şekil 6.58’ de deneysel maksimum elastik yüklerin fiber takviye açlarına bağlı değişimi simetrik tabaka dizilimli numunelerde yamalı ve yamasız olarak karşılaştırılmıştır. Yukarıdaki grafiğe bakıldığında en yüksek maksimum elastik yük 1715 N değeri ile [0°/0°/0°/0°] tabaka dizilimine ait yamalı numunede görülmektedir. En düşük maksimum elastik yük ise 330 N değeri ile [0°/75°/75°/0°] simetrik tabaka dizilimine ait yamasız numunede oluşmuştur. Şekil 6.58’ deki grafikte görüldüğü gibi uygulanan yüklerle birlikte plastik bölgeye geçişe karşı yamalı numuneler yamasız numunelere göre daha fazla mukavemet göstermiştir.



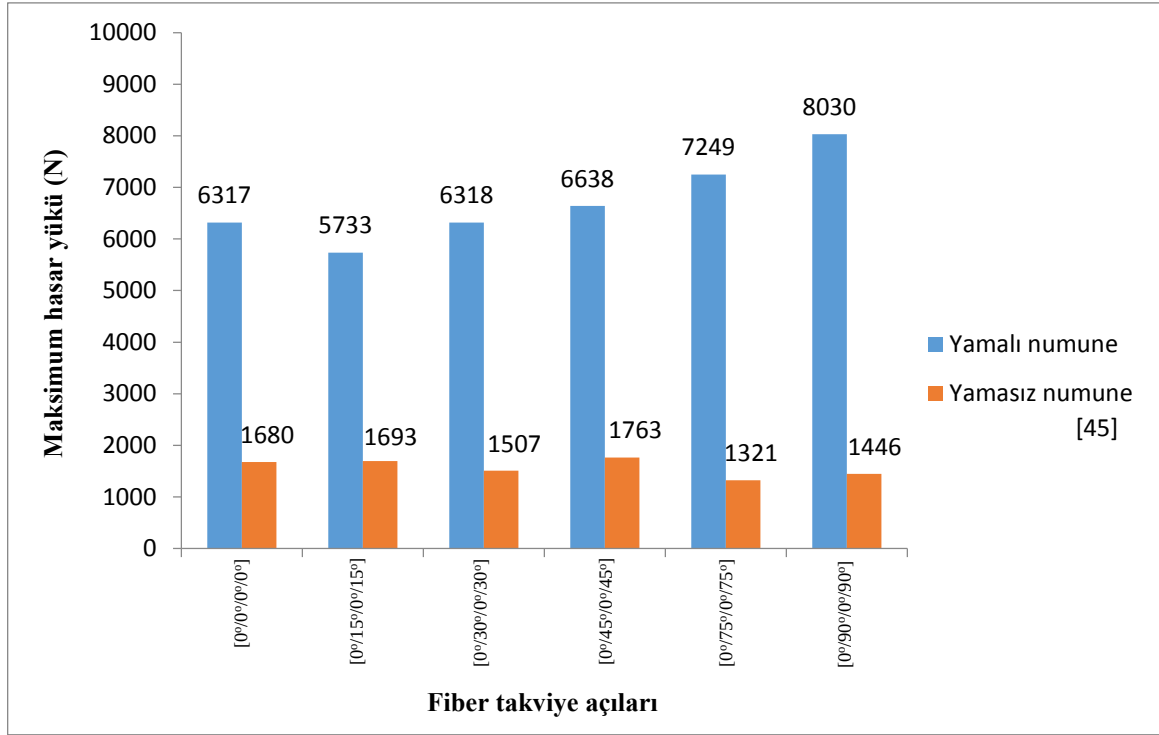
Şekil 6.59. Antisimetrik tabaka dizilimi için yama ile onarılmış ve onarım öncesi levhaların maksimum elastik yüklerinin fiber takviye açılarına bağlı olarak değişimi

Şekil 6.58’ de deneysel maksimum elastik yüklerin fiber takviye açılarına bağlı değişimi antisimetrik tabaka dizilimli numunelerde yamalı ve yamasız olarak karşılaştırılmıştır. Grafiğe bakıldığında en yüksek deneysel maksimum yük 1715 N ile yine [0°/0°/0°/0°] tabaka dizilimine ait yamalı numunede görülmüştür. En düşük deneysel maksimum yük ise 346 N ile [0°/30°/0°/30°] antisimetrik tabak dizilimine ait numunede görülmüştür. Antisimetrik dizilimde de görüldüğü gibi plastik bölgeye geçişte en yüksek mukavemeti yamalı numuneler göstermiştir.



Şekil 6.60. Simetrik tabaka dizilimi için yama ile onarılmış ve onarım öncesi levhaların maksimum hasar yüklerinin fiber takviye açılarına bağlı olarak değişimi

Şekil 6.60’ da deneysel maksimum hasar yüklerinin fiber takviye açılarına bağlı değişimi simetrik tabaka dizilimli numunelerde yamalı ve yamasız olarak karşılaştırılmıştır. Grafiğe bakıldığında en yüksek maksimum hasar yükünün 9014 N değeri ile $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ simetrik tabaka dizilimine ait yamalı numunede olduğu görülmektedir. En düşük maksimum hasar yükü ise 1288 N ile $[0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ]$ simetrik tabaka diziliminde olduğu gözlenmektedir. Yama ile onarılmış numunelerin onarım öncesi yamasız numunelere göre maksimum hasar yükünde belirgin bir şekilde mukavemet farkı görülmektedir. Bu durumu yamaya ve bağlantı malzemesi olan yapıştırıcıya bağlayabiliriz.



Şekil 6.61. Antisimetrik tabaka dizilimi için yama ile onarılmış ve onarım öncesi levhaların maksimum hasar yüklerinin fiber takviye açılarına bağlı olarak değişimi

Şekil 6.61’ de deneysel maksimum hasar yüklerinin fiber takviye açılarına bağlı değişimi antisimetrik tabaka dizilimli numunelerde yamalı ve yamasız olarak karşılaştırılmıştır. Grafikte görüldüğü gibi en yüksek maksimum hasar yükü 8030 N değeri ile [0°/90°/0°/90°] antisimetrik tabaka dizilimine sahip yamalı numunede görülmüştür. En düşük maksimum hasar yükü ise 1321 N değeri ile [0°/75°/0°/75°] antisimetrik tabaka dizilimine sahip yamasız numunede olduğu görülmektedir. Yamalı ve yamasız numuneler arasındaki belirgin yük farklarını daha önce de bahsettiğimiz gibi bağlayıcı olarak kullandığımız yapıştırıcıya ve kompozit yamaya bağlayabiliriz.

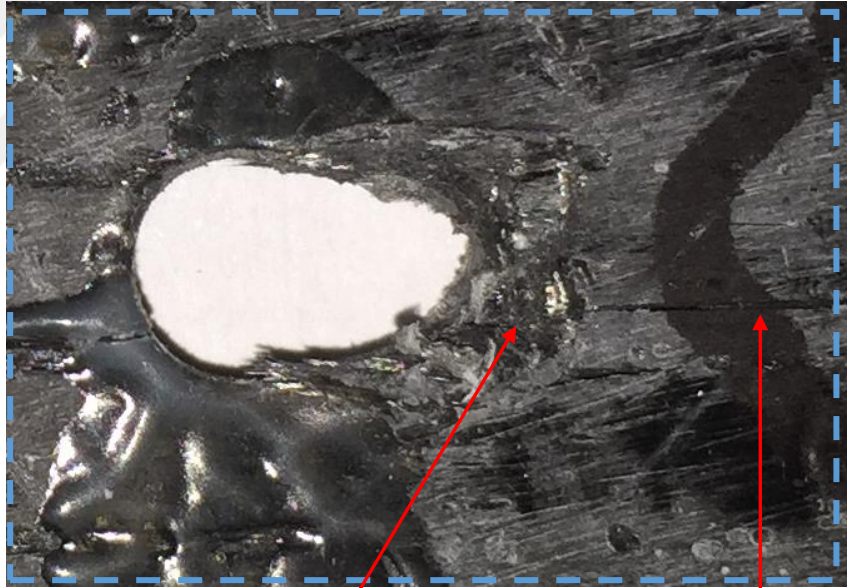
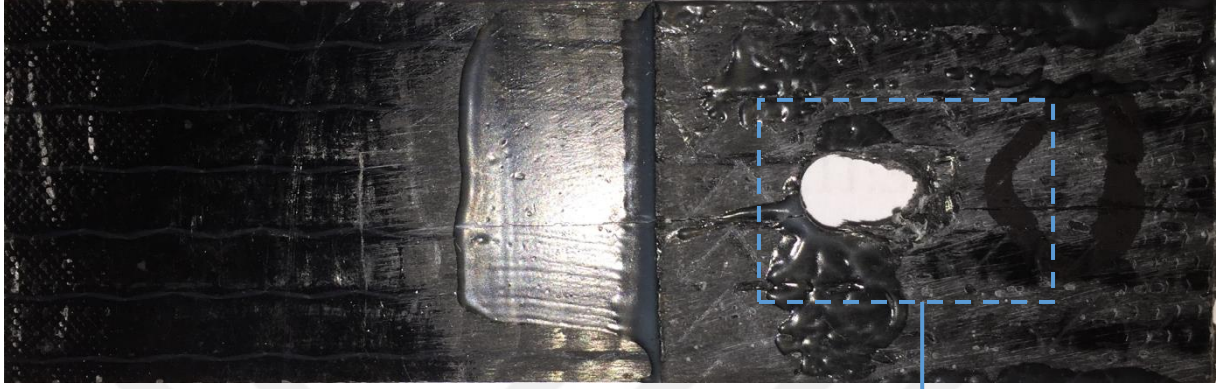
6.7 Hasara Uğramış Numunelerdeki Hasar Tipleri

Hasara uğramış numunelerin hasar tipleri ve hasar gören, özellikle pim deliği etrafındaki, bölgeler yakın çekim yapılarak detaylandırılmıştır. İzleyen sayfalardaki şekillerde de görüldüğü gibi, hasar tipleri genelde ezilme hasarı, matriks kesme hasarı ve matriks ayrılma hasarıdır. Tablo 6.4’ te numuneye ait tabaka dizilimleri, hasar tipleri ve yamasız numunelere göre hasar yüklerindeki değişim verilmiştir.

Tablo 6.4. Yamalı deney numunelerinin hasar yüklerindeki değişim

Tabaka dizilimi	Levha ve yama dizilimi	Hasar tipi (yama öncesi/sonrası)	Yama sonrası maksimum elastik yükteki değişim (%)	Yama sonrası maksimum hasar yükündeki değişim (%)
—	[0°/0°/0°/0°]	Ezilme/Ezilme	90	276
Simetrik	[0°/15°/15°/0°]	Ezilme/Ezilme	195	353
Antisimetrik	[0°/15°/0°/15°]	Ezilme/Ezilme	57	238
Simetrik	[0°/30°/30°/0°]	Ezilme/Ezilme	114	289
Antisimetrik	[0°/30°/0°/30°]	Ezilme/Ezilme	245	319
Simetrik	[0°/45°/45°/0°]	Ezilme/Ezilme	28	383
Antisimetrik	[0°/45°/0°/45°]	Ezilme/Ezilme	86	276
Simetrik	[0°/75°/75°/0°]	Ezilme/Ezilme+kısmi kayma	130	470
Antisimetrik	[0°/75°/0°/75°]	Ezilme/Ezilme+kısmi kayma	56	448
Simetrik	[0°/90°/90°/0°]	Ezilme/Belirgin kayma+ezilme	32	514
Antisimetrik	[0°/90°/0°/90°]	Ezilme/Belirgin kayma+ezilme	148	455

Ezilme

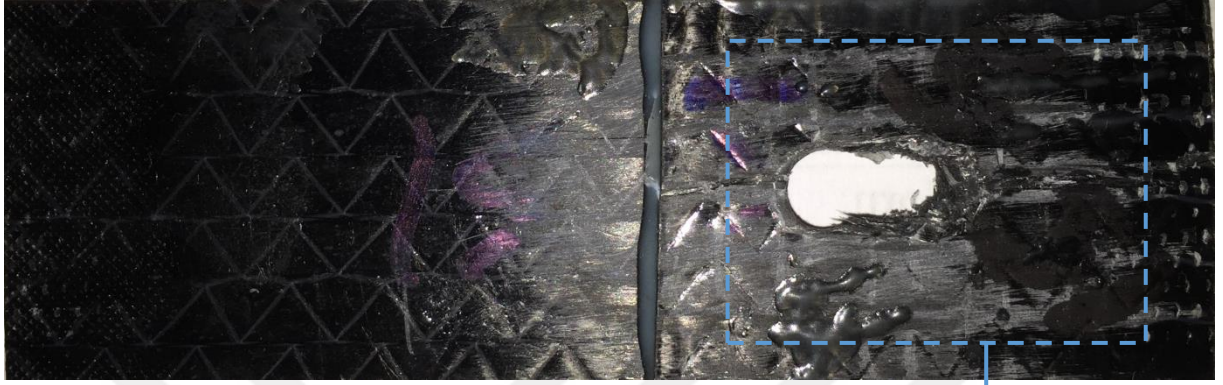


Ezilme hasarı

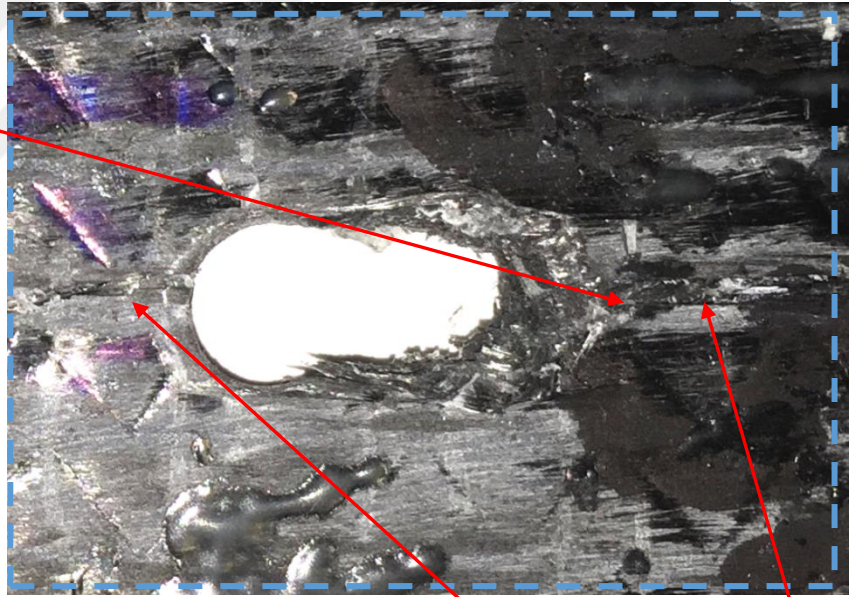
Matriks kırılma hasarı

Şekil 6.62. $[0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip yamalı numunede hasar

Ezilme



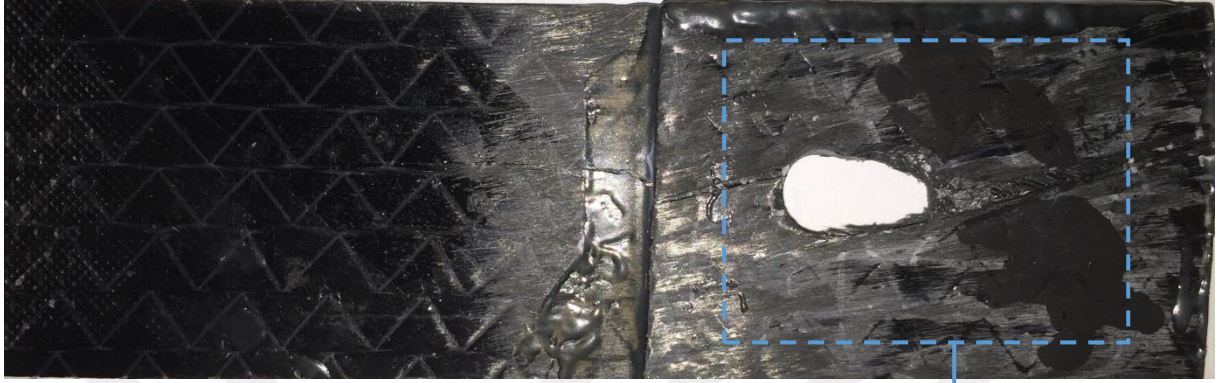
Ezilme hasarı



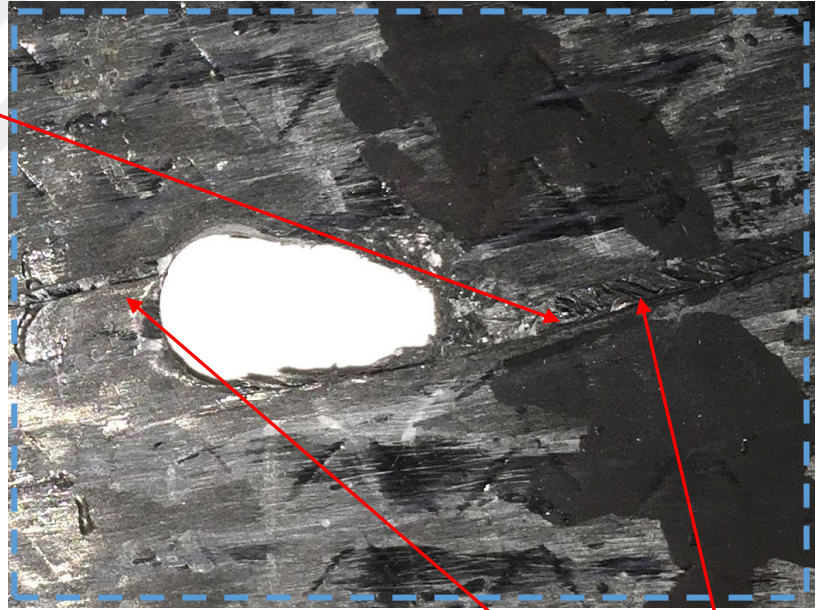
Matriks kırılma hasarı

Şekil 6.63. $[0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ]$ simetrik tabaka dizilimine sahip numunede hasar

Ezilme



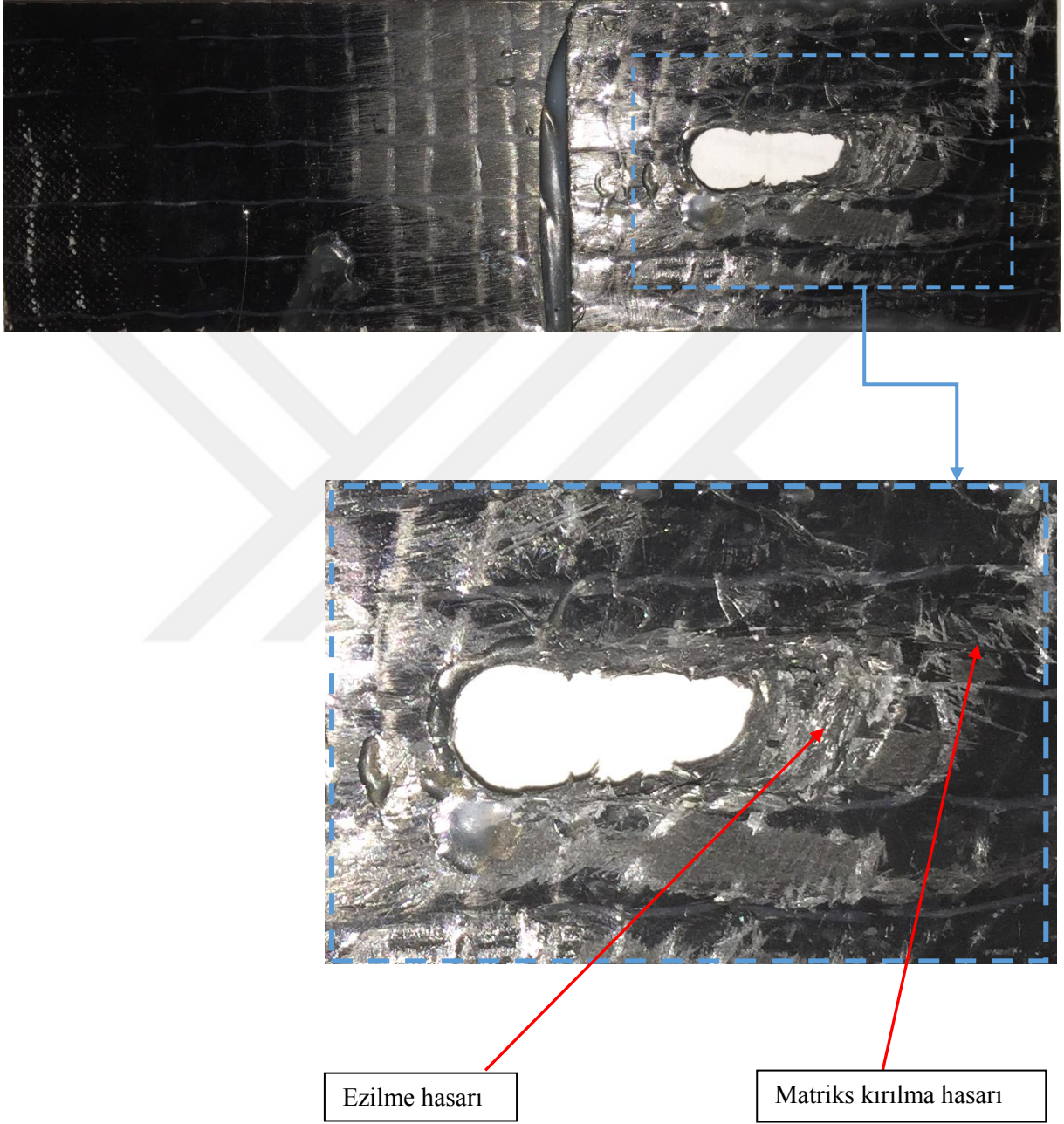
Ezilme hasarı



Matriks kırılma hasarı

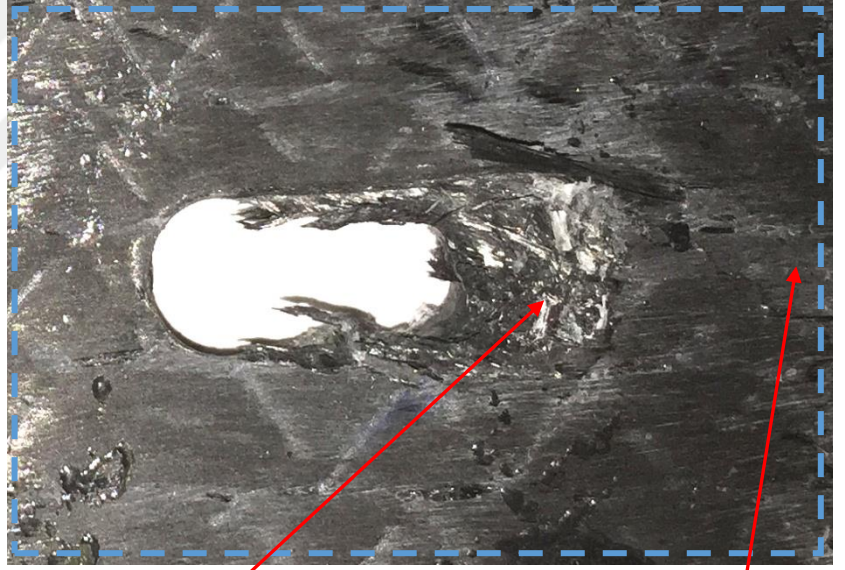
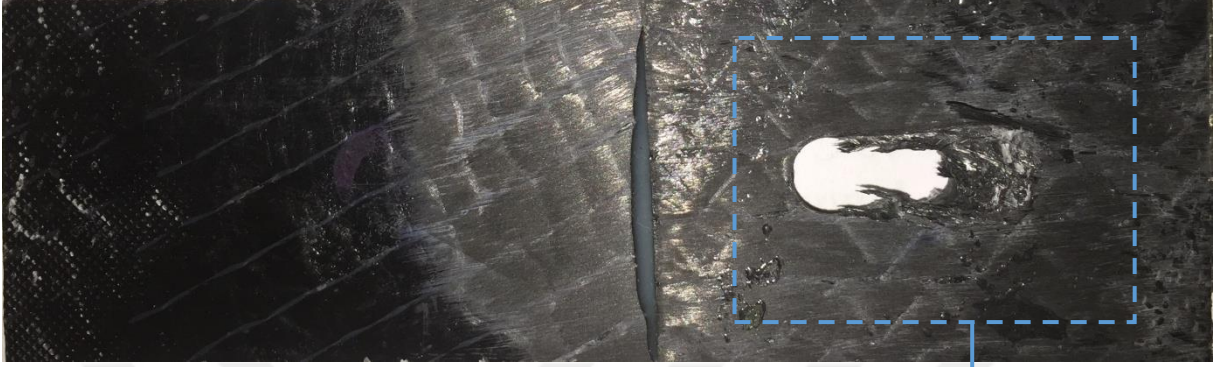
Şekil 6.64. $[0^\circ/15^\circ/0^\circ/15^\circ]$ antisimetrik tabaka dizilimine sahip numunede hasar

Ezilme



Şekil 6.65. $[0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ]$ simetrik tabaka dizilimine sahip numunede hasar

Ezilme

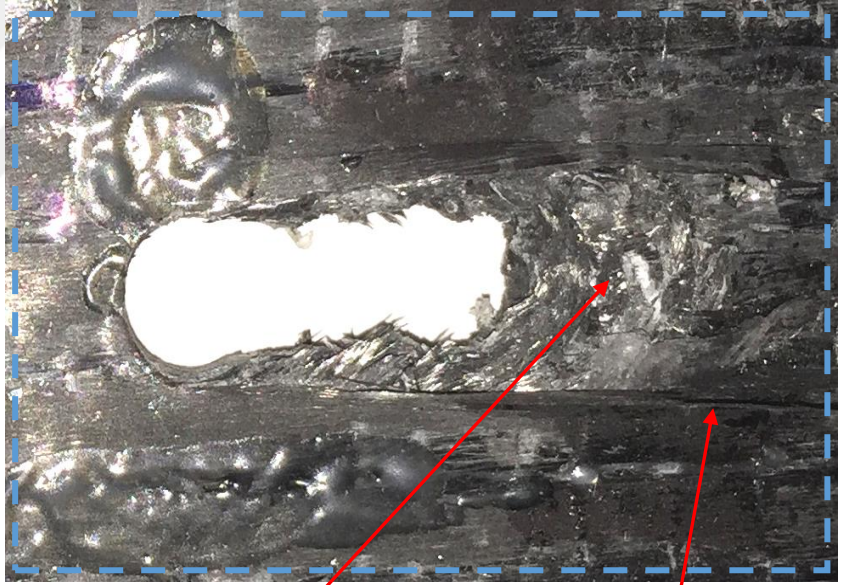
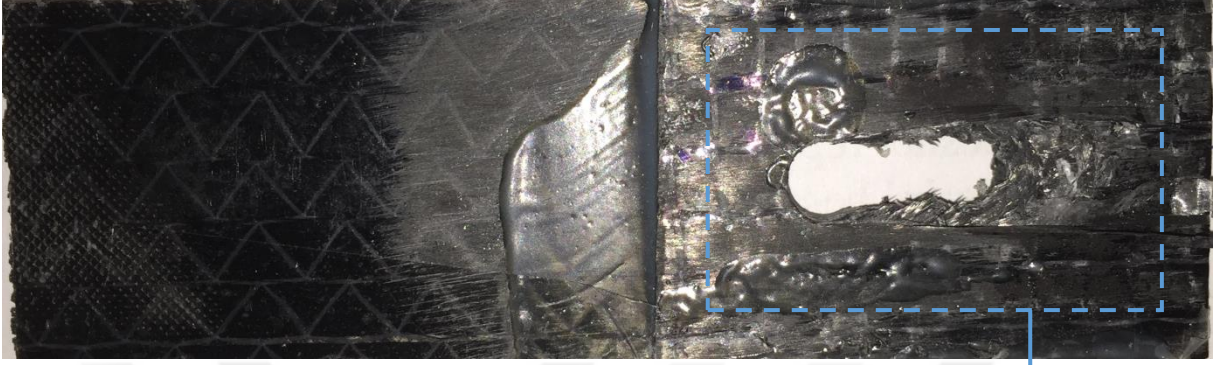


Ezilme hasarı

Çatlak

Şekil 6.66. $[0^\circ/30^\circ/0^\circ/30^\circ]$ antisimetrik tabaka dizilimine sahip numunede hasar

Ezilme

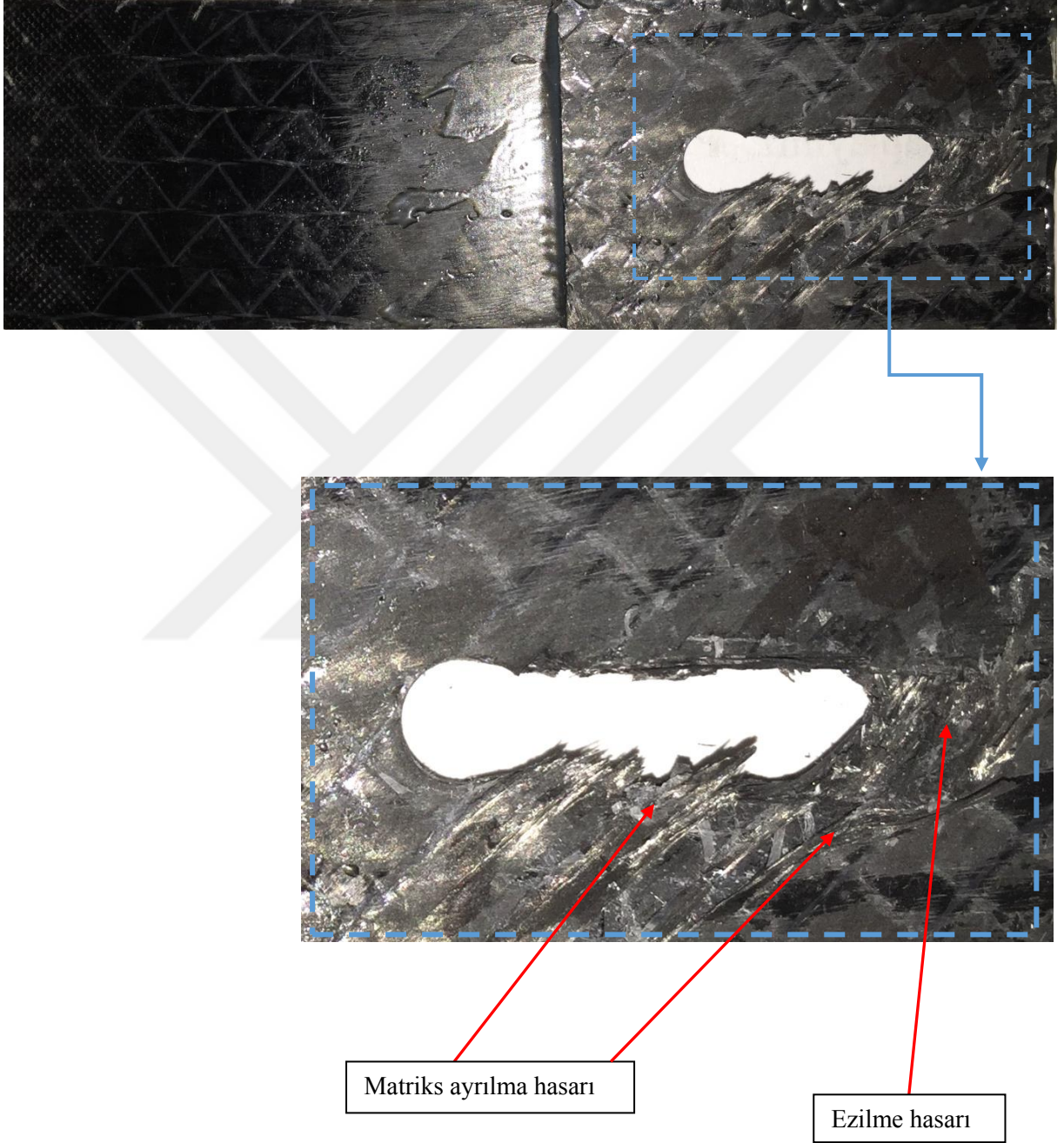


Ezilme hasarı

Matriks ayrılma hasarı

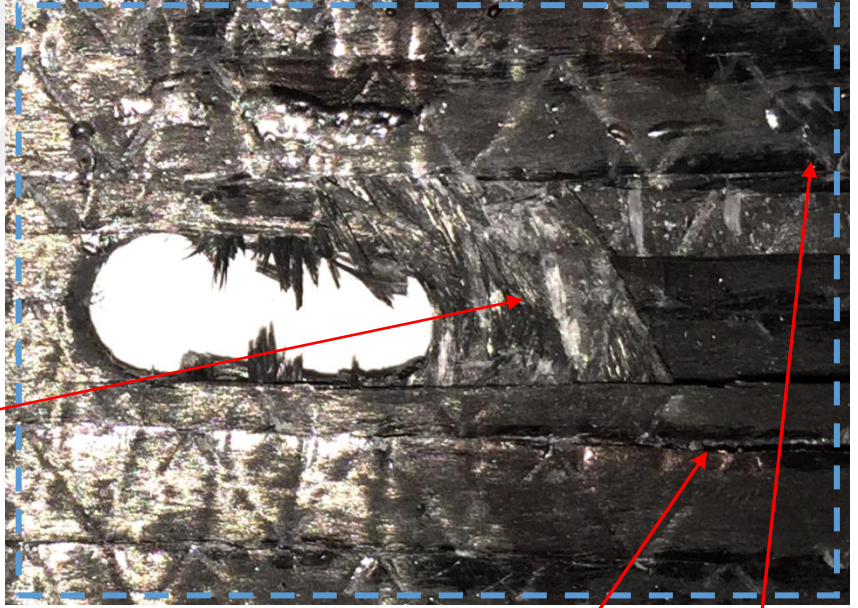
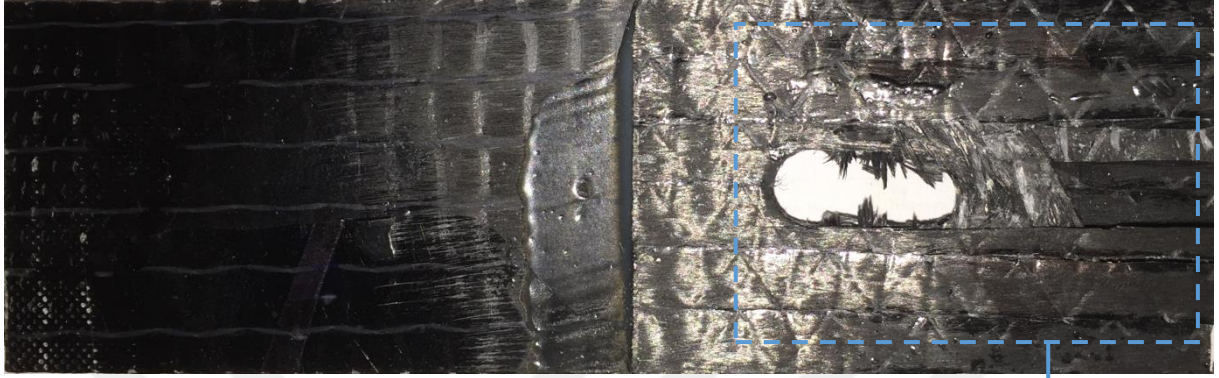
Şekil 6.67. $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ simetrik tabaka dizilimine sahip numunede hasar

Ezilme



Şekil 6.68. $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ]$ antisimetrik tabaka dizilimine sahip numunede hasar

Kısmi kayma + Ezilme

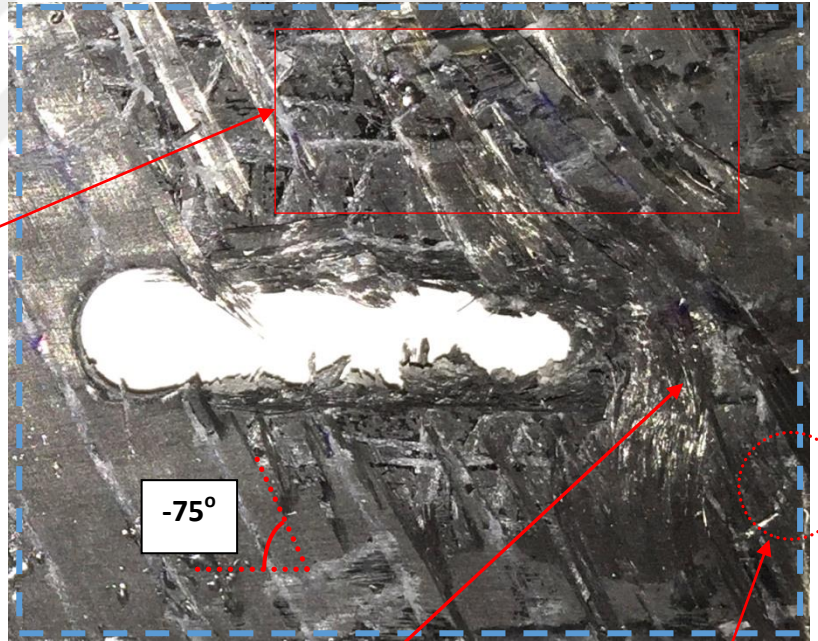
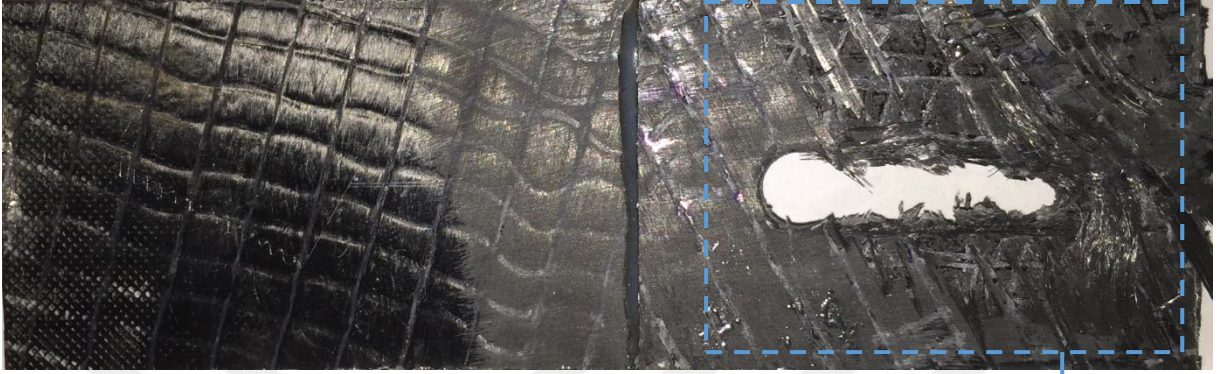


Ezilme hasarı

Kayma hasarı

Şekil 6.69. $[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]$ simetrik tabaka dizilimine sahip numunede hasar

Kısmi kayma (0° den dolayı) + Ezilme



Matriks ayrılma ve
ezilme hasarı (75° den
dolayı)

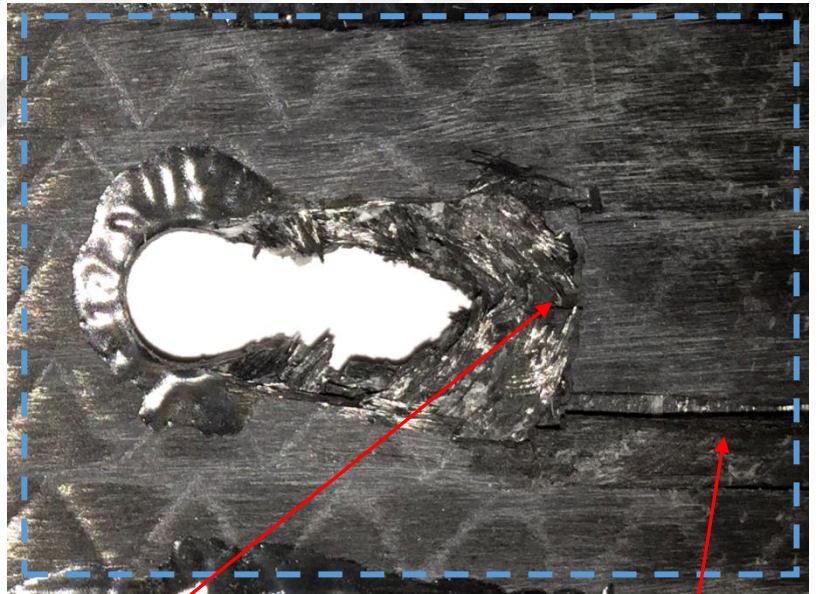
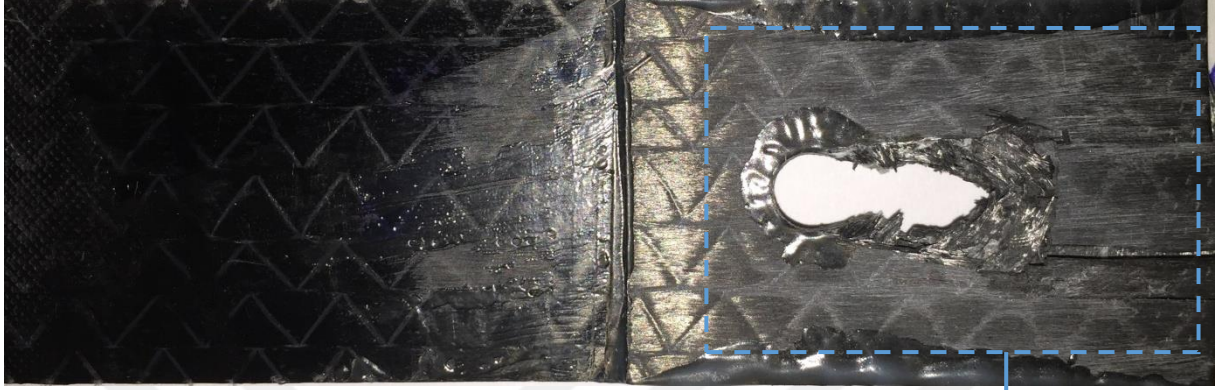
-75°

Fiber hasarı

Kayma hasarı

Şekil 6.70. $[0^\circ/75^\circ/0^\circ/75^\circ]$ antisimetrik tabaka dizilimine sahip numunede hasar

Belirgin kayma + Ezilme

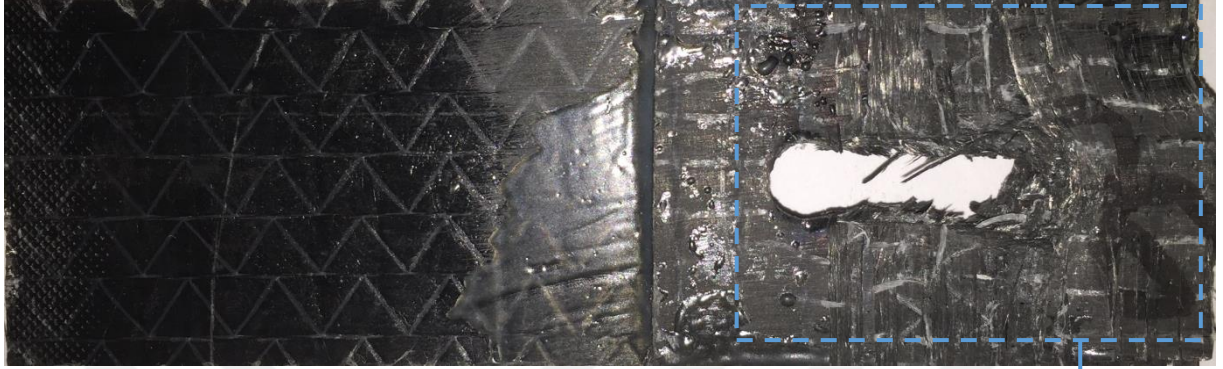


Ezilme hasarı

Kayma hasarı

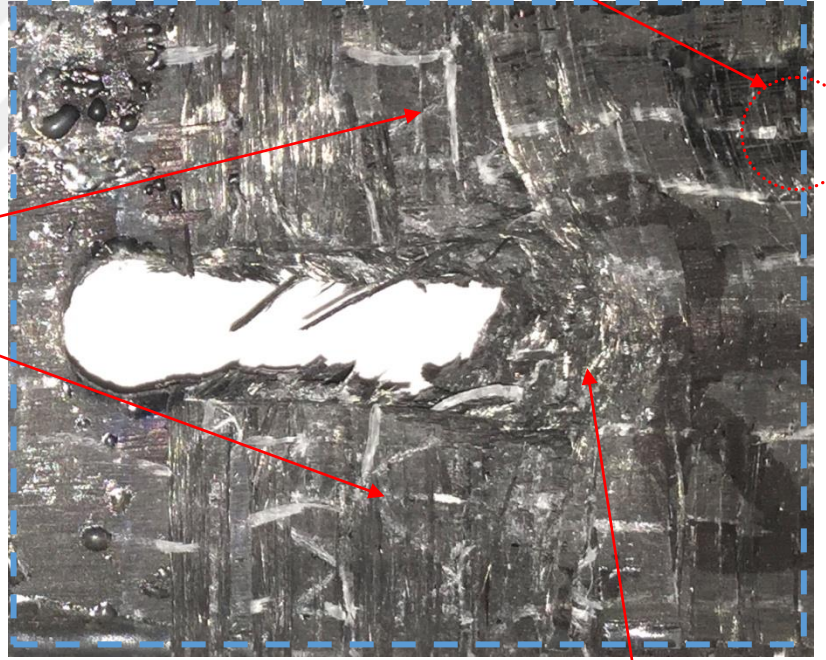
Şekil 6.71. $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ simetrik tabaka dizilimine sahip numunede hasar

Belirgin kayma + Ezilme



Kayma hasarı

Matriks
ayrılma hasarı



Ezilme hasarı

Şekil 6.72. $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]$ antisimetrik tabaka dizilimine sahip numunede hasar

7. SAYISAL ÇALIŞMA

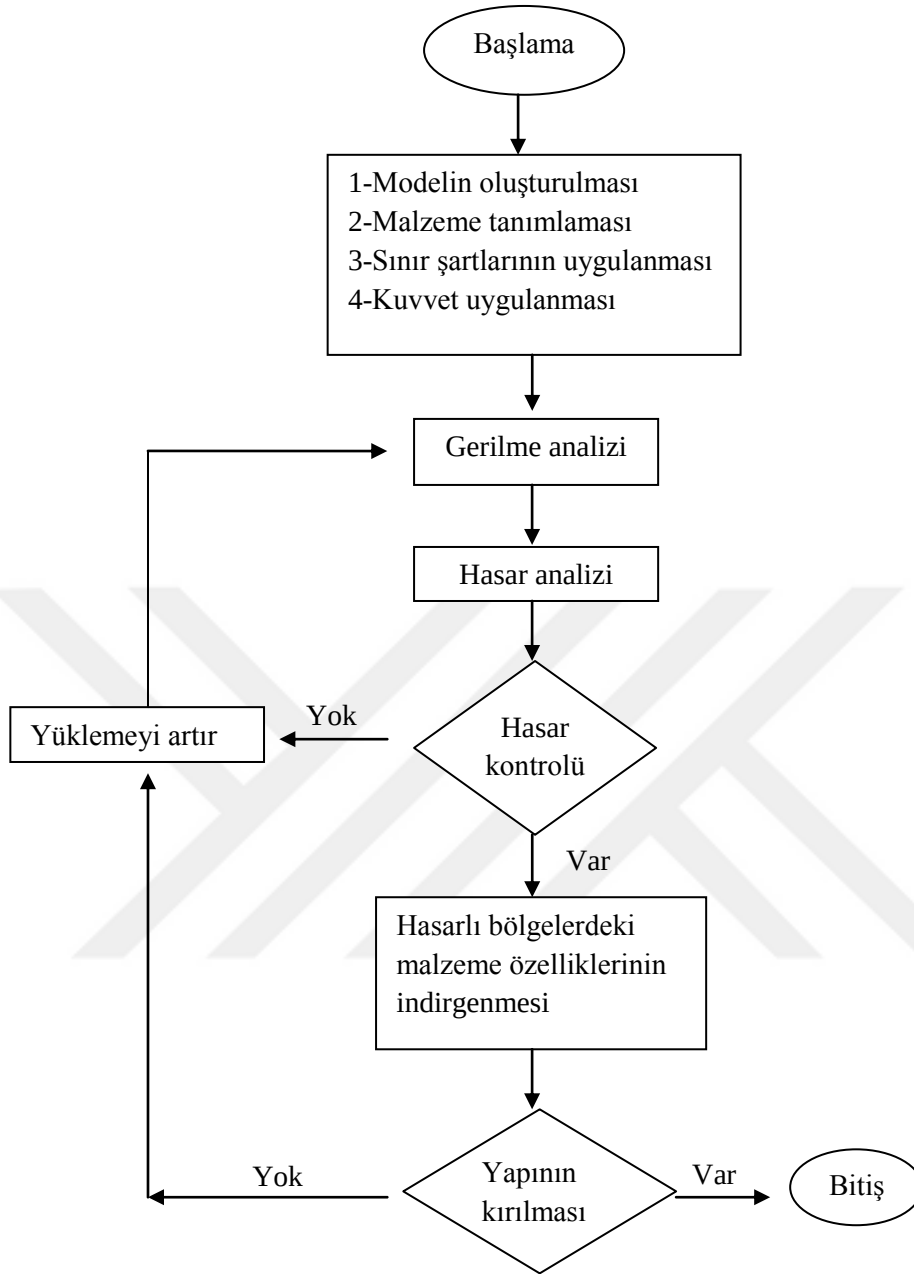
7.1 Amaç

Sayısal çalışmanın amacı, daha önce deneysel olarak hasar analizi yapılmış olan numunelerin hasar yükleri ve hasar modlarının sayısal ortamda bulunması ve çıkan sonuçların deneysel sonuçlarla karşılaştırılmasıdır.

7.2 Problemin Tanımı ve Modelin Oluşturulması

Deneysel çalışmada ölçüleri alınmış numuneler sayısal olarak modellenmiştir. Deneysel ve sayısal sonuçların birbirine yakın olması için numune ölçüleri teker teker dikkatlice kontrol edilerek modelleme yapılmıştır. ANSYS programı kullanılarak sonlu elemanlar analizi yapılmıştır. Deneysel çalışmada numuneye uygulanan yükler kademeli olarak artırılmıştır. ANSYS’ te de benzer sonuçların elde edilebilmesi için APDL (ANSYS Parametric Design Language) kodları uygulanarak ilerlemeli hasar analizi yapabilen program kullanılmıştır. İki boyutlu ve üç boyutlu olmak üzere programda model yapabilme özelliği mevcuttur. Bu çalışmada üç boyutlu hasar analizi yapılmıştır.

Malzeme fiziksel ve mekanik özellikleri programa girilerek *Hashin Hasar Kriteri*’ ne göre hasar analizi yapılmıştır. Hasarın türüne göre malzeme özellikleri indirgenmiştir. Malzeme indirgeme şartı kullanıcıya göre değişebilir. Bu çalışmada malzeme özellikleri 10^{-7} çarpanı ile indirgenmiştir. Yapının kırılması durumunda program sonlandırılmıştır (Şekil 7.1).



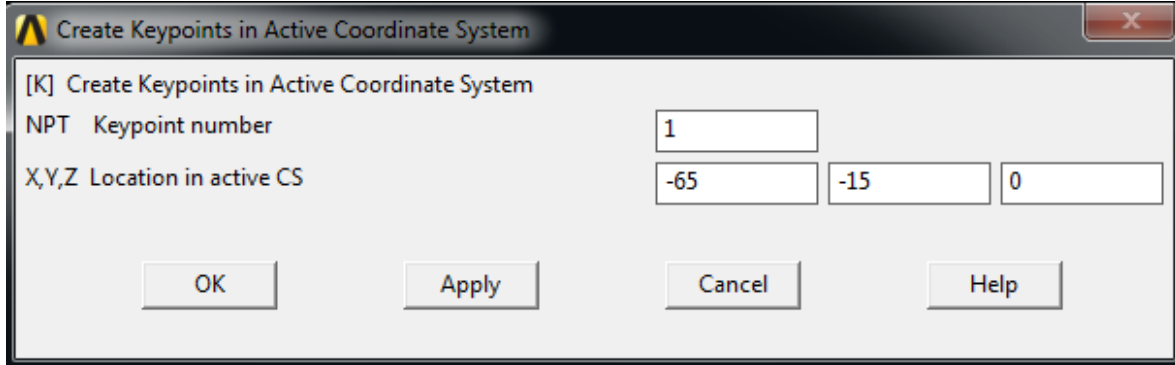
Şekil 7.1. Malzeme için uygulanan program algoritması [45, 50].

7.2.1 Sonlu Eleman Modelinin Oluşturulması

Sonlu eleman modelinin oluşturulabilmesi için dört aşamalı işlemler bütününün gerçekleştirilmesi gerekir.

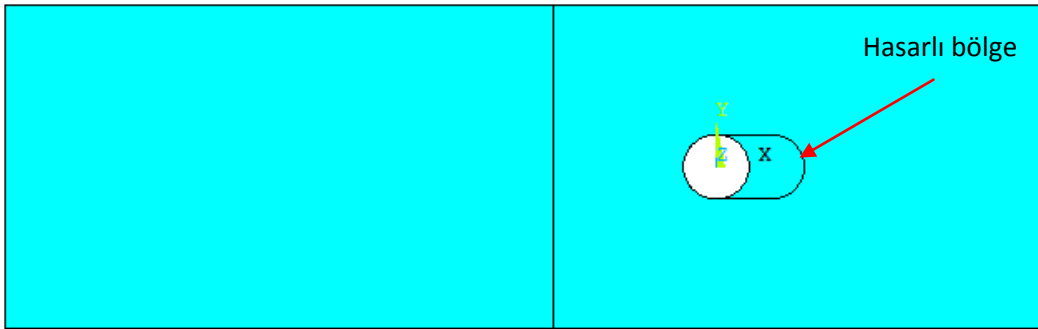
1. Anahtar noktaların (Keypoint) girilmesi,
2. Çizgilerin (Line) oluşturulması,
3. Alanların oluşturulması,
4. Derinlik değerleri girilerek hacimler oluşturulur.

Sayısal olarak oluşturulacak modelin koordinat düzleminde, 0 noktası temel alınarak x, y ve z düzlemlerinde, değerler girilerek keypointler oluşturulur. Şekil 7.2' de aktif koordinat düzleminde oluşturulan anahtar noktalar görülmektedir.



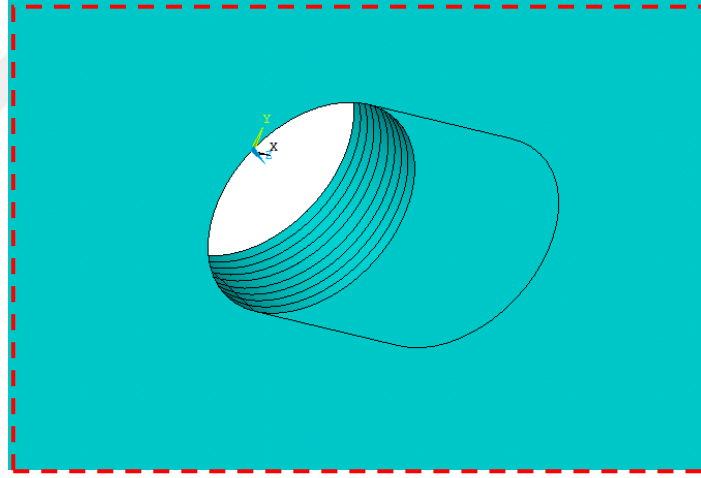
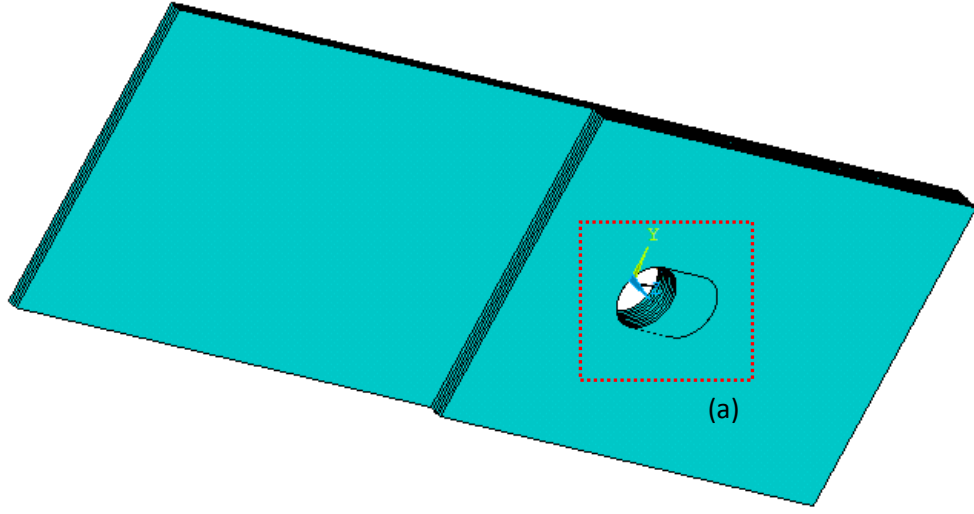
Şekil 7.2. Anahtar noktaların oluşturulması

Son olarak kenarlar, alan ve hacim oluşturularak model kabaca tamamlanmış olur. Burada dikkat edilecek husus, alan oluşturulduktan sonra modele uygun pim deliği oluşturma işlemidir. Pim deliğini oluştururken, daha önce hasar görmüş pim deliğinin ölçüleri dikkate alınarak işlem yapılır (Şekil 7.3).



Şekil 7.3. Yama ile kapattıktan sonra hasarlı bölgenin görüntüsü

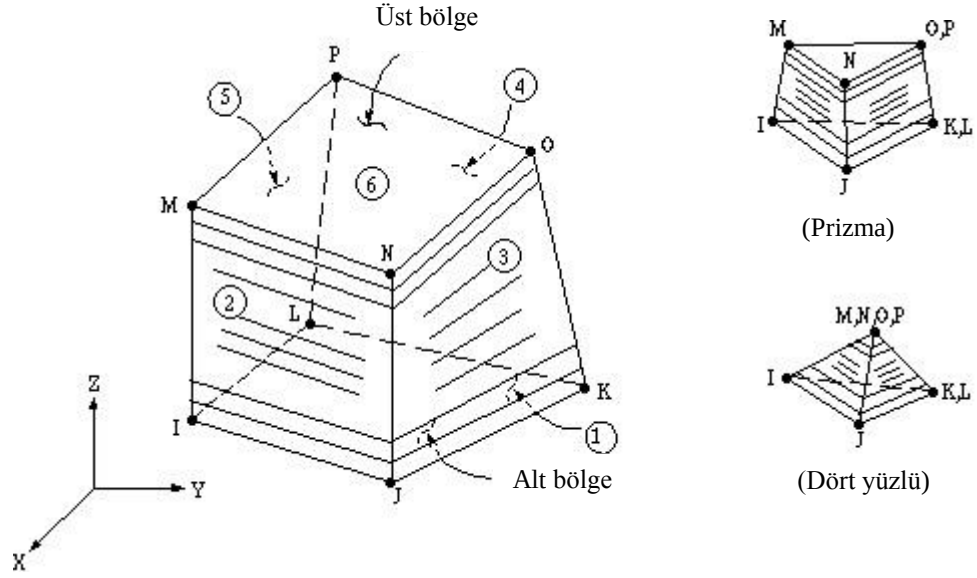
Hasarlı bölge oluşturulduktan sonra oraya yapıştırıcı tabaka geleceğinden içi boşaltılmaz ve daha sonra levha, yapıştırıcı ve yama için ayrı hacimler oluşturularak model tamamlanmış olur. Şekil 7.4' te sonlu elemanlar yöntemi ile modellenmiş numuneye ait detaylı resimler görülmektedir.



Pim deliği ve tabaka katmanlarının detaylı görüntüsü (a)

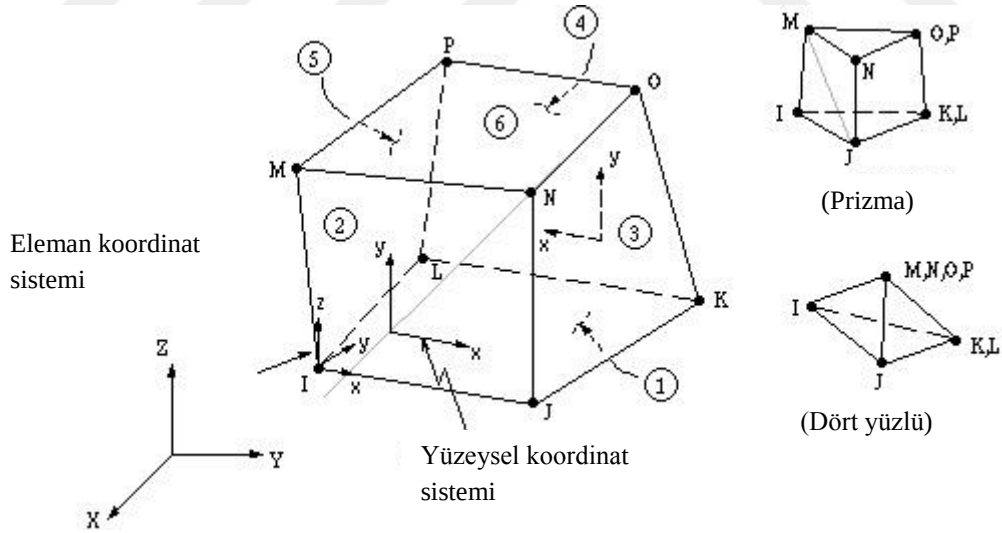
Şekil 7.4. Pim deliği ve hasarlı bölgenin sonlu elemanlar yöntemi ile modellenmesi

Numuneyi modellemek için sonlu elemanlar modeli olan *Solid46* elemanı kullanılmıştır. Bu eleman 8 düğüm noktasına sahip olup tabakalı malzemelerin modellenmesi için kullanılabilmektedir. Üç boyutlu modelleme yapılabilmesinin yanı sıra her bir düğüm noktası için 3 serbestlik derecesi vardır. 250' ye kadar tabaka modellenebilmektedir.



Şekil 7.5. Solid46 elemanı [51].

Tabakalı kompozit levha için Solid46 eleman tipi seçilmiştir. Yapıştırıcı için ise Solid45 eleman tipi seçilmiştir. Bu eleman tipi Solid46 ile benzer özellikler göstermekle beraber (düğüm sayısı, serbestlik derecesi vs.) izotropik malzemeler için de kullanılabilir.



Şekil 7.6. Solid45 elemanı [51].

Katı model oluşturulduktan sonra ortotropik özellikli levha ve izotropik özellikli yapıştırıcıya ait mekanik özellikler sisteme girilmiştir (elastisite modülü, Poisson oranı ve kayma modülü).

Linear Orthotropic Properties for Material Number 1

Choose Poisson's Ratio

	T1
Temperatures	0
EX	1.7289E+005
EY	10796
EZ	10796
PRXY	0.32
PRYZ	0.32
PRXZ	0.32
GXY	3638
GYZ	3638
GXZ	3638

Add Temperature Delete Temperature Graph

OK Cancel Help

Şekil 7.7. Kompozit levha ve yamaya ait lineer ortotropik malzeme özelliklerinin girilmesi

Linear Isotropic Properties for Material Number 10

Linear Isotropic Material Properties for Material Number 10

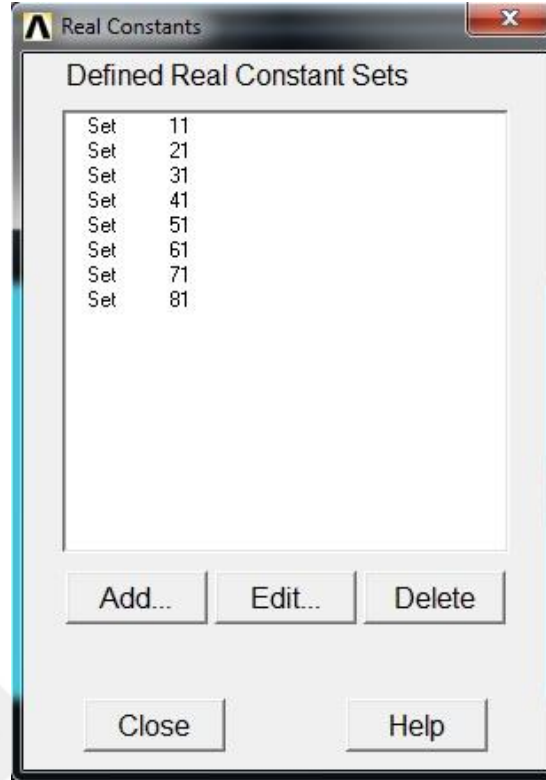
	T1
Temperatures	0
EX	2468
PRXY	0.44

Add Temperature Delete Temperature Graph

OK Cancel Help

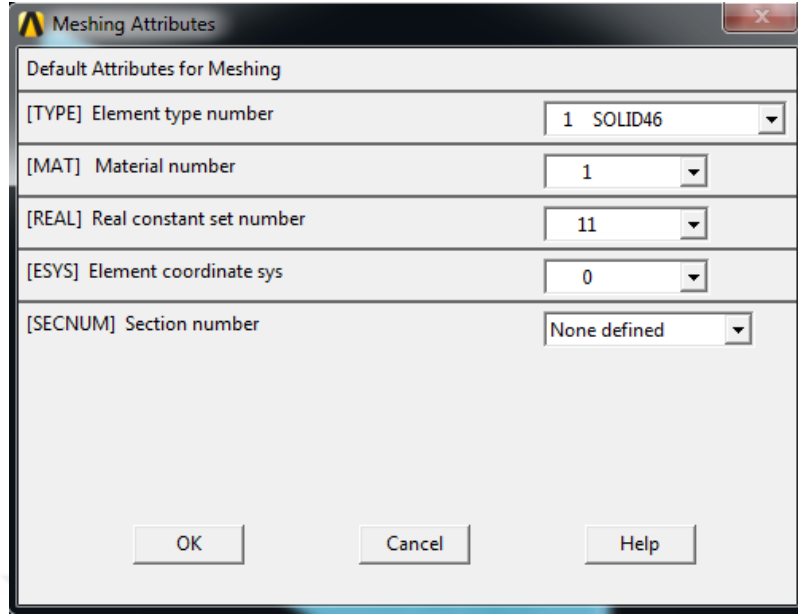
Şekil 7.8. Yapıştırıcıya ait malzeme özelliklerinin girilmesi

Her bir tabakaya ait malzeme bilgisi (MAT), takviye açıları (THETA) ve kalınlık (TH) değerleri reel sabitler olarak setler halinde girilmiştir. Keyfi olarak numaralandırılmış tabakalar Şekil 7.9' da gösterilmektedir.

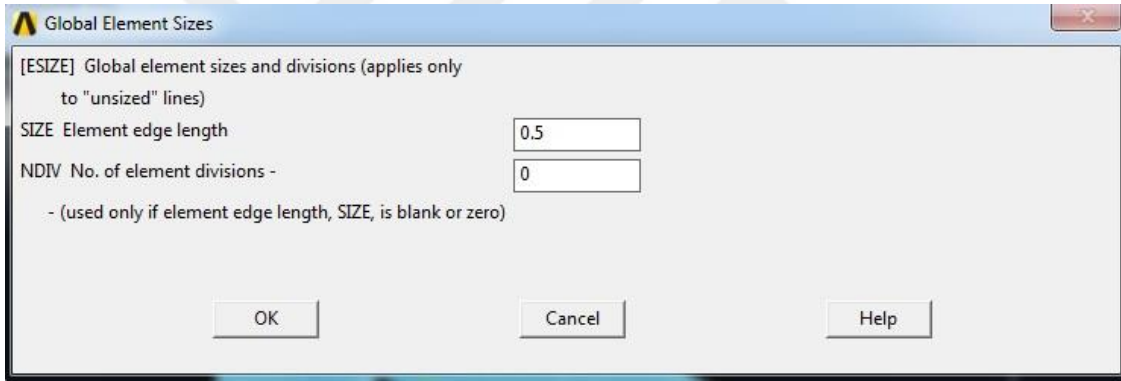


Şekil 7.9. Kompozit levha ve yama tabaka ve açılarının tanımlanması

Malzeme modellendikten ve malzeme özellikleri girildikten sonra model, sonlu elemanlara bölünür (mesh). Model, yükün bindiği ve hasar gören bölümlerin (özellikle delik kenarları için) daha fazla detaylandırılması ve hassas değer alınabilmesi için, parçalara bölünerek her bir parça için ayrı meshleme yapılır. Model, 4 parça halinde meshlenir. Bu parçalar yama, yapıştırıcı, yapıştırıcı bölgesindeki levha ve levhanın yamasız kısmıdır. Yama için verilen sonlu eleman özellikleri ve eleman ölçüleri Şekil 7.10 ve Şekil 7.11’ de gösterilmiştir.



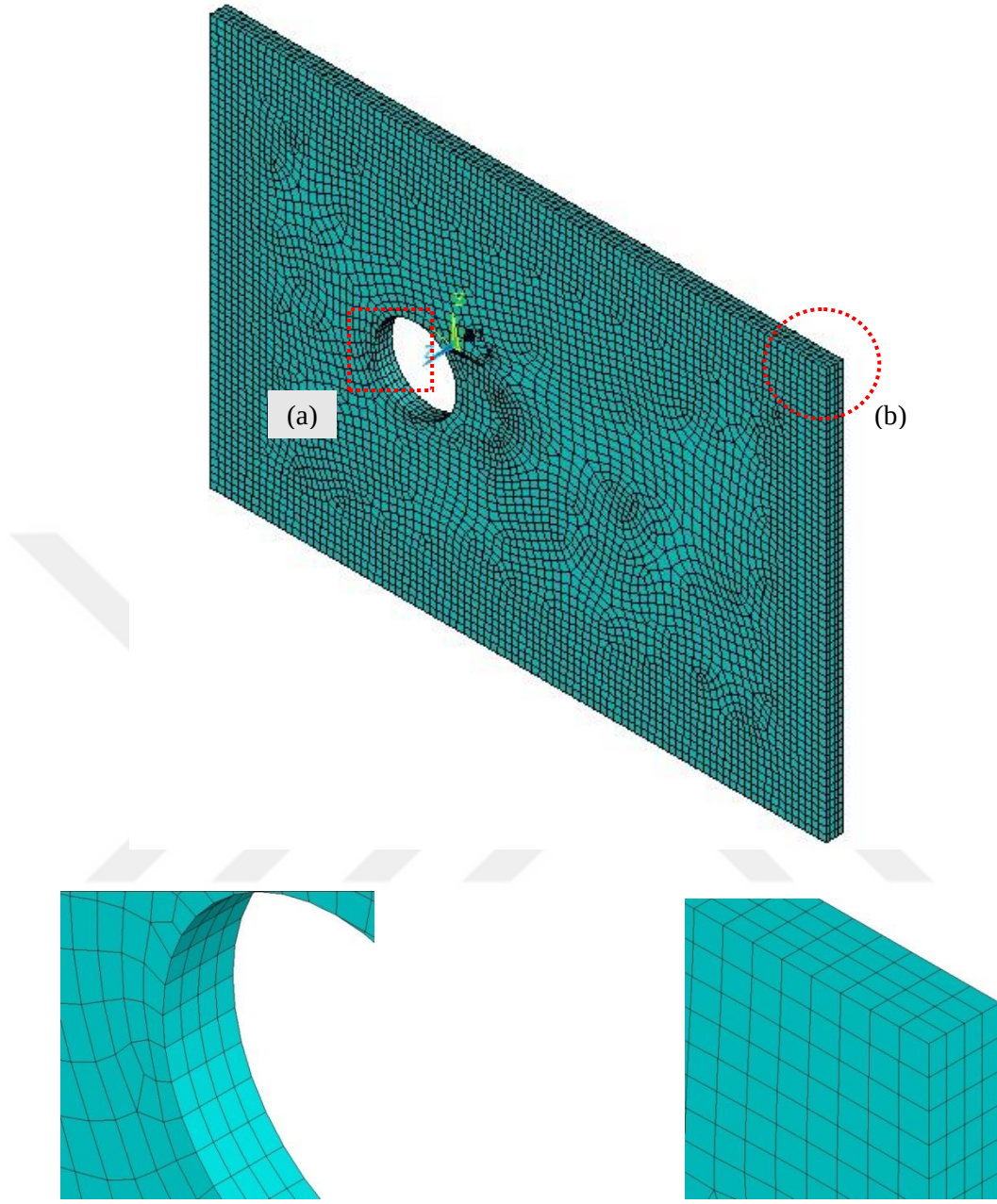
Şekil 7.10. Yamaya ait sonlu eleman özelliklerinin programa girilmesi



Şekil 7.11. Yamaya ait eleman ölçülerinin programa girilmesi

Yama sonlu eleman özellikleri ve ölçüleri girildikten sonra *mesh* araç çubuğundan *sweep* seçeneği ile sonlu elemanların kalınlık boyunca eş dağıtılması sağlanır ve yama için sonlu elemanlara bölme işlemi tamamlanmış olur. Burada dikkat edilecek nokta, her bir tabaka kalınlığı için tek kalınlıklı mesh yapılmasıdır. Bu da daha önce model oluştururken her bir tabaka için ayrı ayrı hacim oluşturarak sağlanır.

Yamanın sonlu elemanlara bölünmüş görüntüsü Şekil 7.12' de gösterilmiştir.

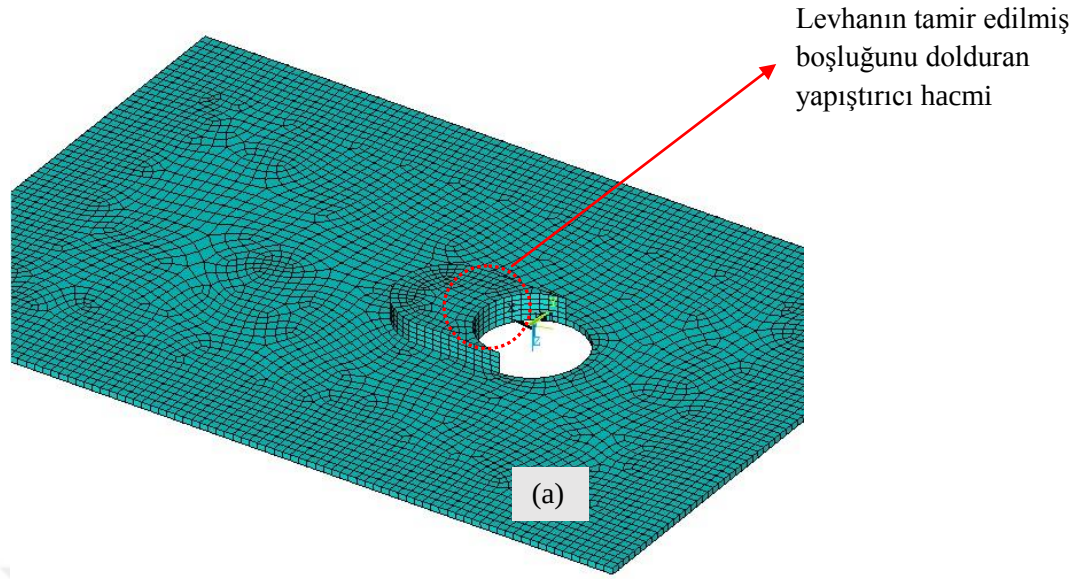


Delik kesitinin sonlu eleman görünümü (a)

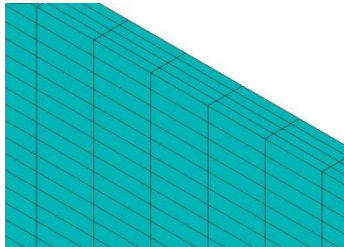
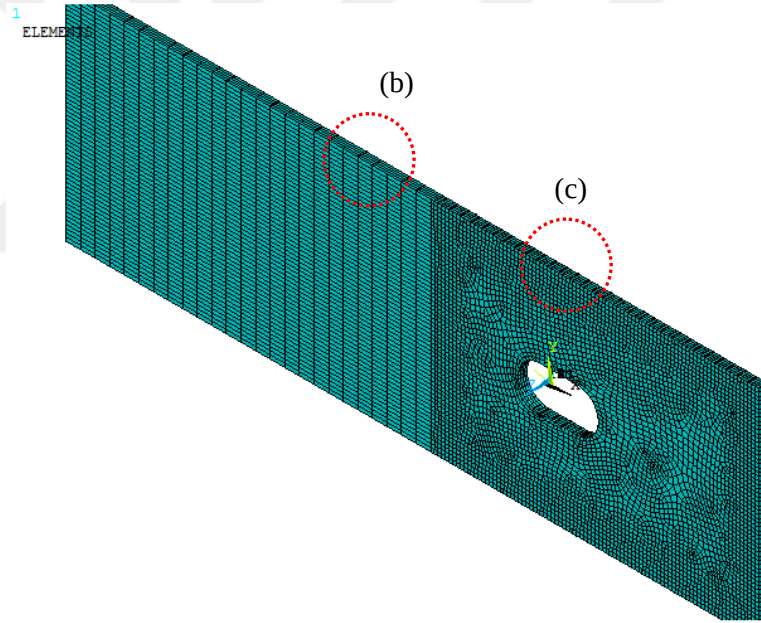
Yama kesitinin sonlu eleman görünümü (b)

Şekil 7.12. Sonlu elemanlara bölünmüş yama

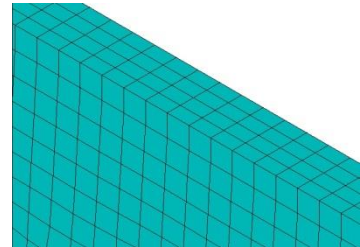
Aynı işlemler diğer parçalar (yapıştırıcı ve levha) için de yapılmıştır. Yapıştırıcı için malzeme seçimi yaparken levha delik çevresine taşan kısım da hesaplanmıştır. Yapıştırıcı ve levha için eleman kenar uzunlukları yamada olduğu gibi 0.5 mm alınmıştır, ancak hassasiyet gerektirmeyen levhanın yamasız kısmı için çözümleme kolaylığı sağlaması için eleman kenar uzunluğu 2 mm alınmıştır.



Sonlu elemanlara ayrılmış yapıştırıcı (a)



Düşük hassasiyetli levha parçası (b)

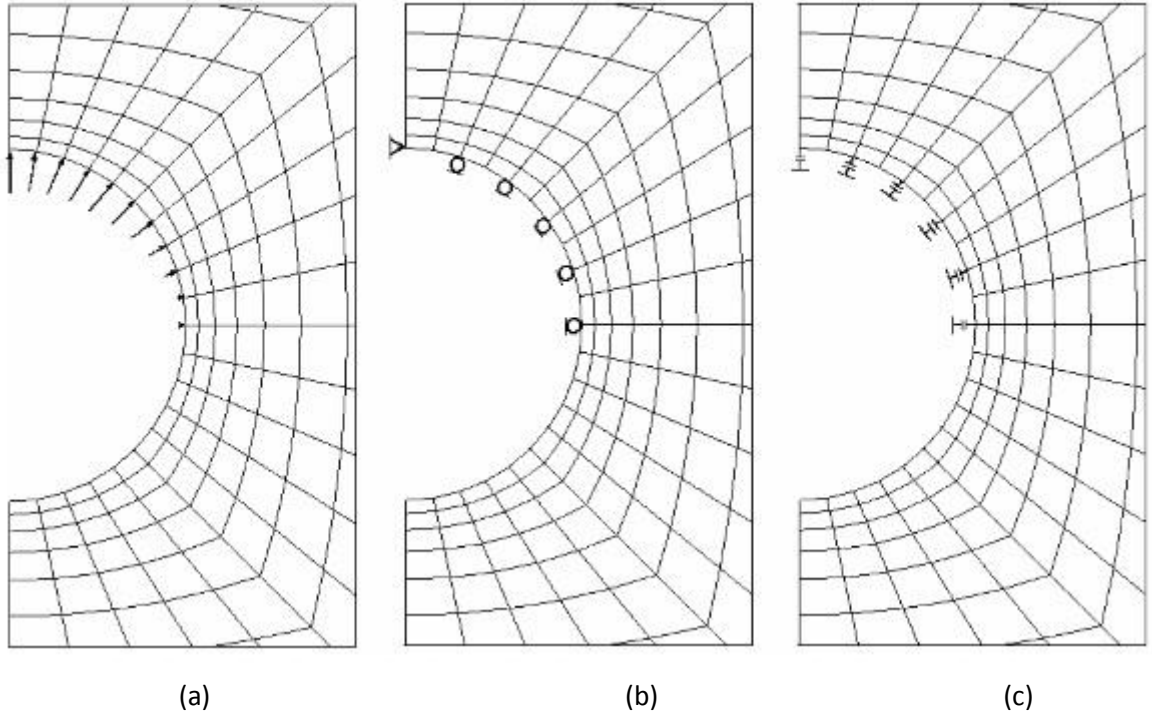


Yüksek hassasiyetli levha parçası (c)

Şekil 7.13. Sonlu elemanlara ayrılmış yapıştırıcı ve levha

7.3 Sınır Şartlarının Girilmesi

Pim modellemesi için; kosinüsoidal yük dağılımı metodu, radyal sınır şartı metodu ve temas elemanları kullanımı metodu olmak üzere üç farklı yöntem vardır.



Şekil 7.14. Pim modellemesi için kullanılan üç metod: (a) Kosinüsoidal yük dağılımı metodu (b) radyal sınır şartı metodu (c) temas elemanları kullanımı metodu [52].

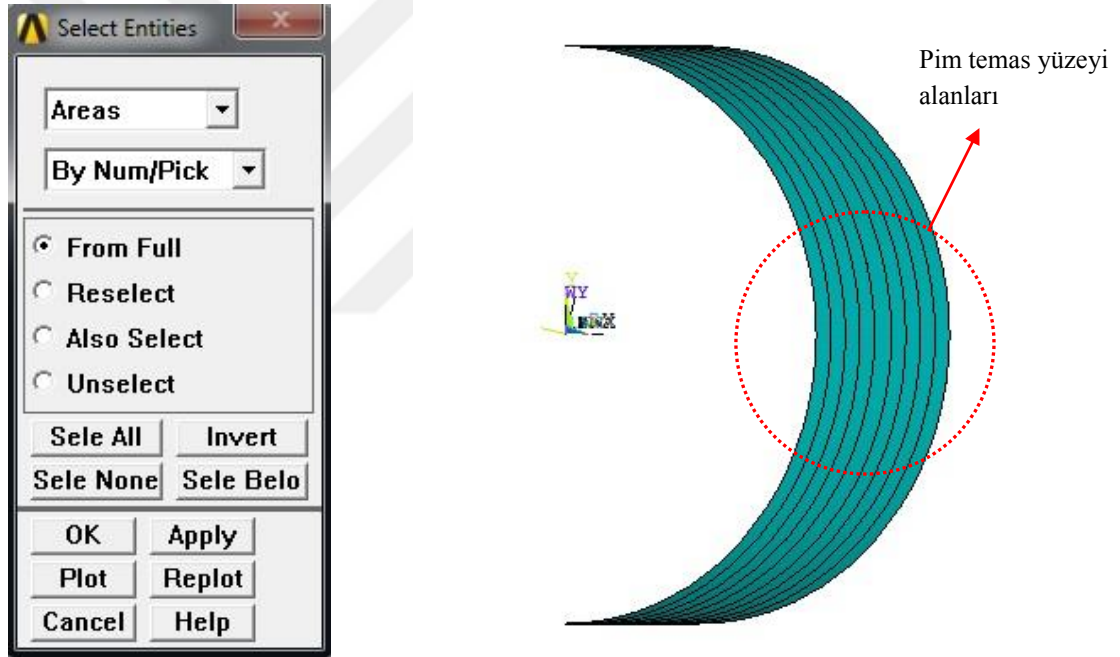
Problemin çözülmesinde en gerçekçi modelin temas elemanları metodu ile oluşturulmasına rağmen radyal sınır şartı metodu çözümlemede temas modellemesine oldukça yakın sonuçlar verdiği ve çözüm zamanı açısından daha kısa sürede cevap alınabildiği için araştırmacılar daha ziyade radyal sınır şartı metodunu kullanmaktadırlar.

Bu sayısal çalışmada da radyal sınır şartı metodu uygulanmıştır. *ANSYS*' te pim ile delik yüzeyleri arasında silindirik koordinatlarda sınır şartları verilerek pimin temas ettiği yüzeydeki elemanların x ve z doğrultusunda yer değiştirmede kabul edilerek modelleme yapılmıştır.

7.3.1 Daire çevresindeki düğümlerin radyal yönde tutulması

Öncelikle daire merkezinde bir anahtar nokta tanımlanır ve daire merkezindeki anahtar nokta tıklanarak lokal koordinat sistemi bu anahtar noktaya taşınır. Koordinat sistemi silindirik koordinat sistemine dönüştürülür. Son aşamada ise çalışma düzlemi tekrar aktif kartezyen koordinat sistemine dönüştürülür.

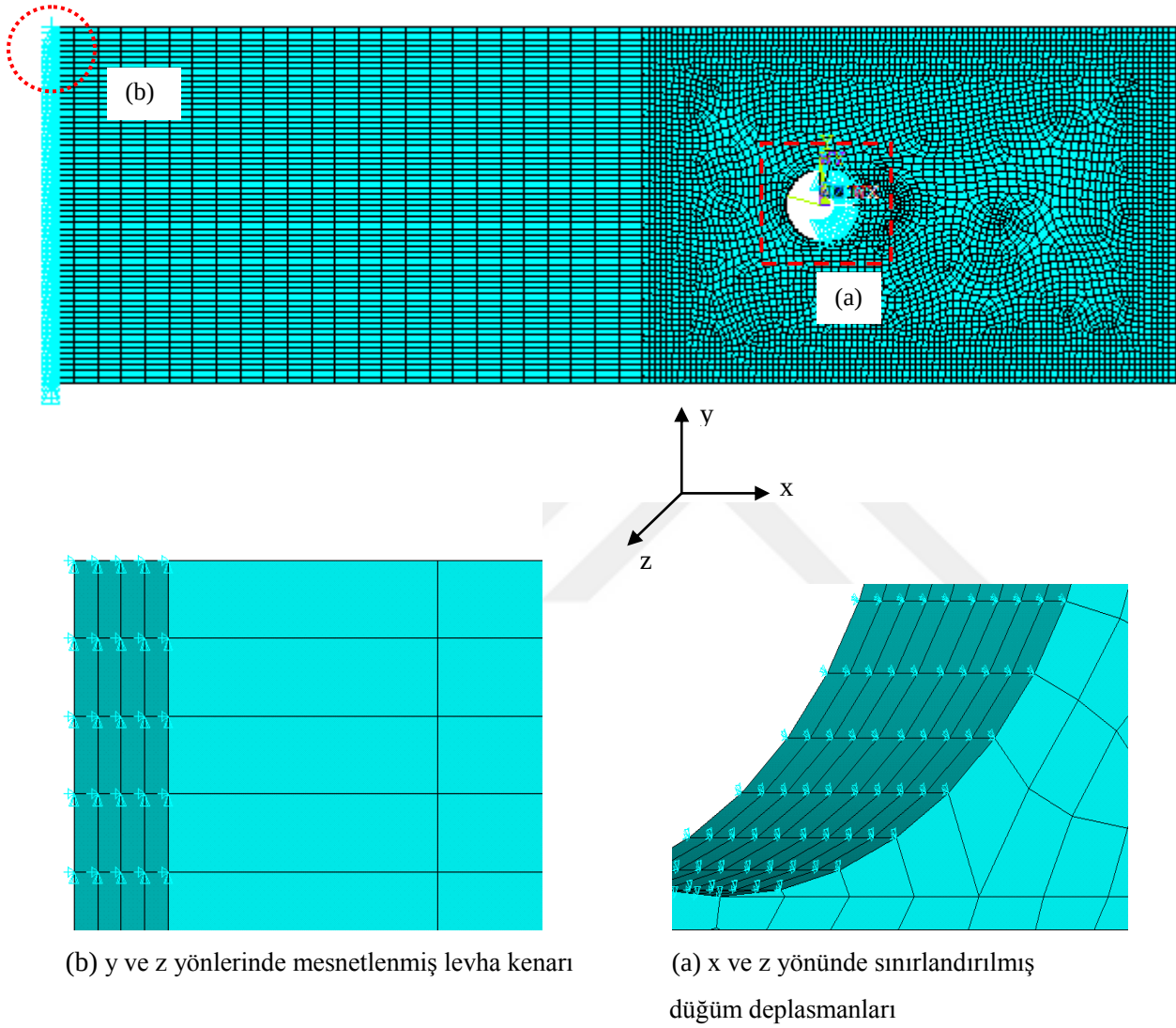
Pimin temas ettiği daire çevresindeki düğümleri silindirik koordinat sistemine dönüştürmek için ilk olarak pim temas yüzeyindeki alanlar belirlenir. Alanlar seçildikten sonra bu alanlar üzerindeki düğümler tespit edilir. Şekil 7.15' te seçim işlemi ve seçili pim temas yüzeyi görülmektedir.



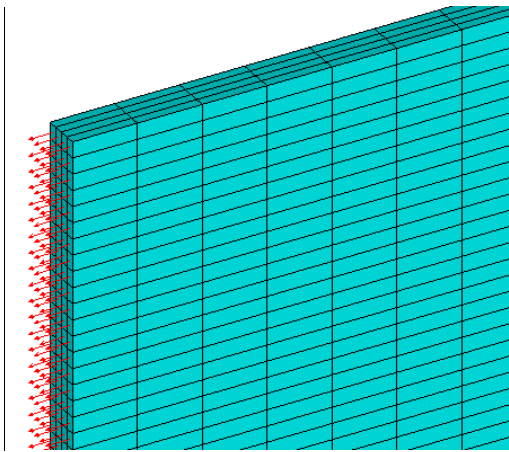
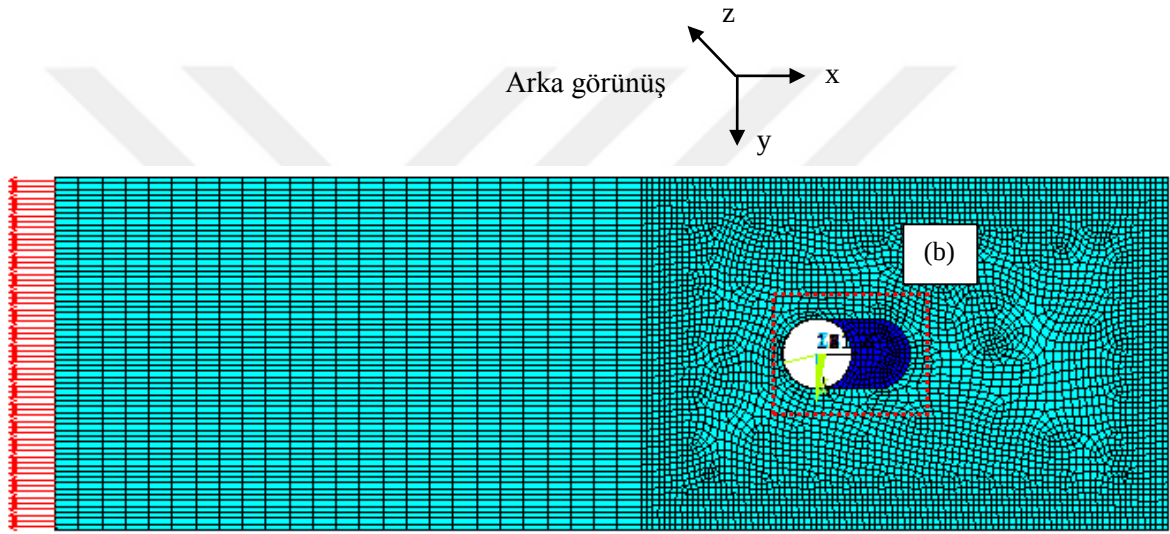
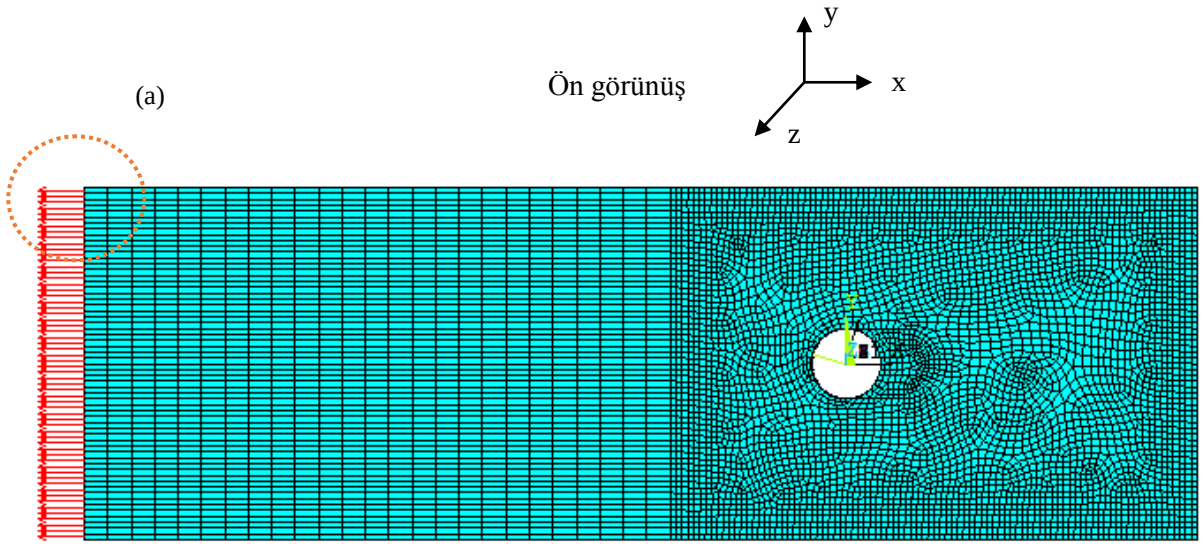
Şekil 7.15. Pim temas yüzeyinin seçilmesi

Bu işlemlerden sonra daire üzerindeki düğümler silindirik koordinat sistemine dönüştürülür. Son işlemde düğümlerin deplasmanları x ve z yönlerinde sınırlandırılarak radyal sınır şartı gerçekleştirilmiş olur. Yük uygulanacak kenar gerçek deneyde olduğu gibi y ve z yönlerinde, eksen kaçıklığının önlenmesi için, sınırlandırılarak mesnetlenir. Şekil 7.16' da radyal sınır şartı ile oluşturulmuş pim temas yüzeyi ve mesnetlenmiş kompozit levhanın kenarı görülmektedir.

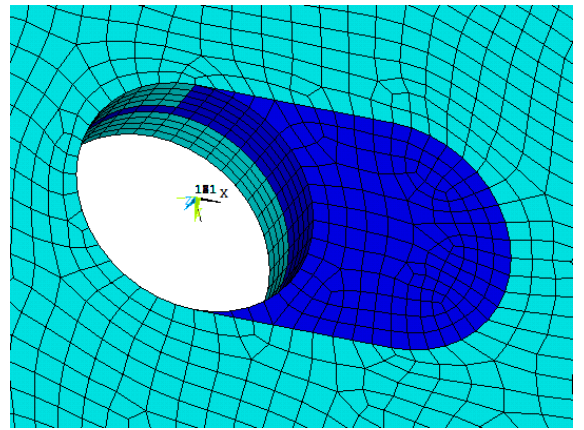
Bütün bu işlemlerin en sonunda, daha önce çalışma düzlemi olarak seçilmiş silindirik koordinat düzlemi, komutlar kullanılarak (x, y, z) global kartezyen koordinat sistemine dönüştürülür.



Şekil 7.16. Sınır şartlarının oluşturulması



Çekme yükü uygulanmış kenar (a)



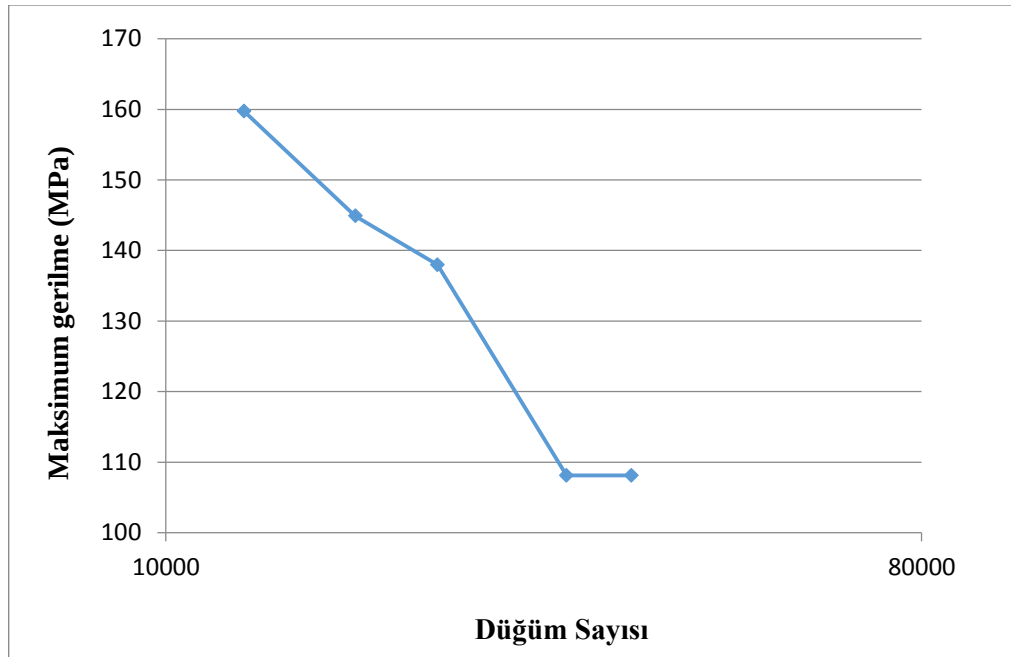
Levhanın hasarlı bölgesini doldurmuş yapıştırıcı hacmi (b)

Şekil 7.17. Eleman yüzeylerine normal yük uygulanmış model

Mesnetlenmiş kenara x yönünde (levha doğrultusu) normal çekme yükü uygulanır. Çekme yükü sayısal modelde seçili alanlar üzerinde uygulanır. Uygulanan yük seçili tüm alanlar ile çarpılarak kompozit levhaya uygulanan toplam kuvvet belirlenir. Şekil 7.17' de x yönünde normal yük uygulanmış model görülmektedir.

7.4 Eleman Sayısının Gerilme Analizine Etkisi

İlerlemeli hasar analizi yapılan numunede eleman sayısı önemli bir yer tutmaktadır. Özellikle numunede, bağlantı elemanı olarak kullanılan, pim için açılan delik etrafında gerilme yığılmaları oluşur. Oluşan bu gerilme yığılmalarından dolayı bu bölge, hesaplama yönünden daha fazla önem arz eder. Bu yüzden eleman ve dolayısıyla düğüm sayısı ne kadar fazla olursa pim deliği etrafında ve genel olarak modelde ölçülen hassasiyet de artar. Böylece deneysel sonuçlarla yapılan karşılaştırmalar daha gerçekçi olur. Maksimum gerilmelerin referans alındığı ölçümlerde eleman ve düğüm sayılarının artırılarak tekrar edilen çözümlerden elde edilen sonuçların artık değişmediği noktada daha fazla eleman kullanılmasına gerek yoktur. Bu noktada, sayısal sonuçlardan elde edilen çekme doğrultusundaki en büyük normal gerilme alınır. Düğüm sayıları ve düğüm sayılarına karşılık gelen en büyük gerilmeler Şekil 7.18' de verilmiştir.



Şekil 7.18. $[0^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ}]$ tabaka dizilimine sahip levhada 5 MPa gerilme değeri ile yükleme durumu için düğüm sayısına karşılık en büyük σ_x gerilmelerinin değişimi (E/D= 5, W/D= 5)

Geometrik parametreler ($E/D= 5$, $W/D= 5$) sabit olduğu için, bu parametrelere göre tek bir çözüm alınmıştır.

7.5 Hasar İlerleme Analizinin Yapılması

Sonlu elemanlar modeli oluşturulup sınır şartları ve yükleme durumu belirlendikten sonra Şekil 7.1' de verilen akış diyagramına göre hasar analizi yapılır. İlerlemeli hasar analizinde *ANSYS*' te kullanılan *APDL* kodlarından faydalanılmıştır. Oluşturulan bu programda hasar analizi bölüm ikide formülasyonu belirtilmiş olan *Hashin Hasar Teorisi*' ne göre yapılmıştır. Sayısal çalışmada fiziksel bir kırılma yapılamayacağı için malzeme özellikleri indirgenerek farazi bir kırılma gerçekleştirilmiştir. *Hashin* hasar analizi formülasyonu programa girilmiştir ve oluşan hasar durumuna göre ilgili malzeme özellikleri indirgenip hasarın olduğu bölgeler zayıflatılmıştır. Kademeli yükleme yapılabilmesi için yükün belirli bir oranda artırılması gerekmektedir. Bu artırım oranı çeşitli denemeler yapılarak ve döngü sayısı da hesaba katılarak % 1.15 olarak belirlenmiştir. *ANSYS*' te listelenen eleman sayıları programda belirtilmiştir. Her bir parça için (yama, levha ve yapıştırıcı) başlangıç ve bitiş eleman numaraları belirlenmiş ve programa girilmiştir. Uygulanan yük (F) değeri, artırım değeri (F_{art}) ve tur sayısı programa girildikten sonra *Hashin* hasar analizi yapılır. Bu hasar analizine göre malzeme özellikleri zayıflatılır ve her bir eleman için hasar kriteri belirlenir. Eğer malzemede hasar meydana gelmişse ilgili elemanın malzeme özellikleri indirgenip renklendirme ile tanımlanır. Malzeme özelliklerinin indirgenmesi, *ANSYS Ön işlemci*' de *Real Constant* (reel sabit) numaralarının değiştirilmesi ile gerçekleştirilir [50].

Çalışmada daha sonra deneysel sonuçlar ile karşılaştırmak için yama, levha ve yapıştırıcı tabaka için hasar analizleri her biri için ayrı ayrı yapılmıştır. Bu parçalar için program içinde komutlar girilerek farklı klasörler oluşturulmuş ve bu klasörlere, anlık alınan resim dosyaları fiber takviye açılarına ve tabaka dizilimlerine göre kaydedilmiştir.

7.5.1 Pim Delikli Kompozitlerde İlerlemeli Hasar Analizi

Bu çalışmada yama ile tamir edilmiş pim delikli numune deneysel ve sayısal olarak hasar analizine tabi tutulmuştur. Toplamda 8 tabakalı olan numune $[0^\circ/\theta^\circ/\theta^\circ/0^\circ]$ simetrik ve $[0^\circ/\theta^\circ/0^\circ/\theta^\circ]$ antisimetrik levha ve yamadan oluşmuştur. Fiber takviye açıları ve tabaka

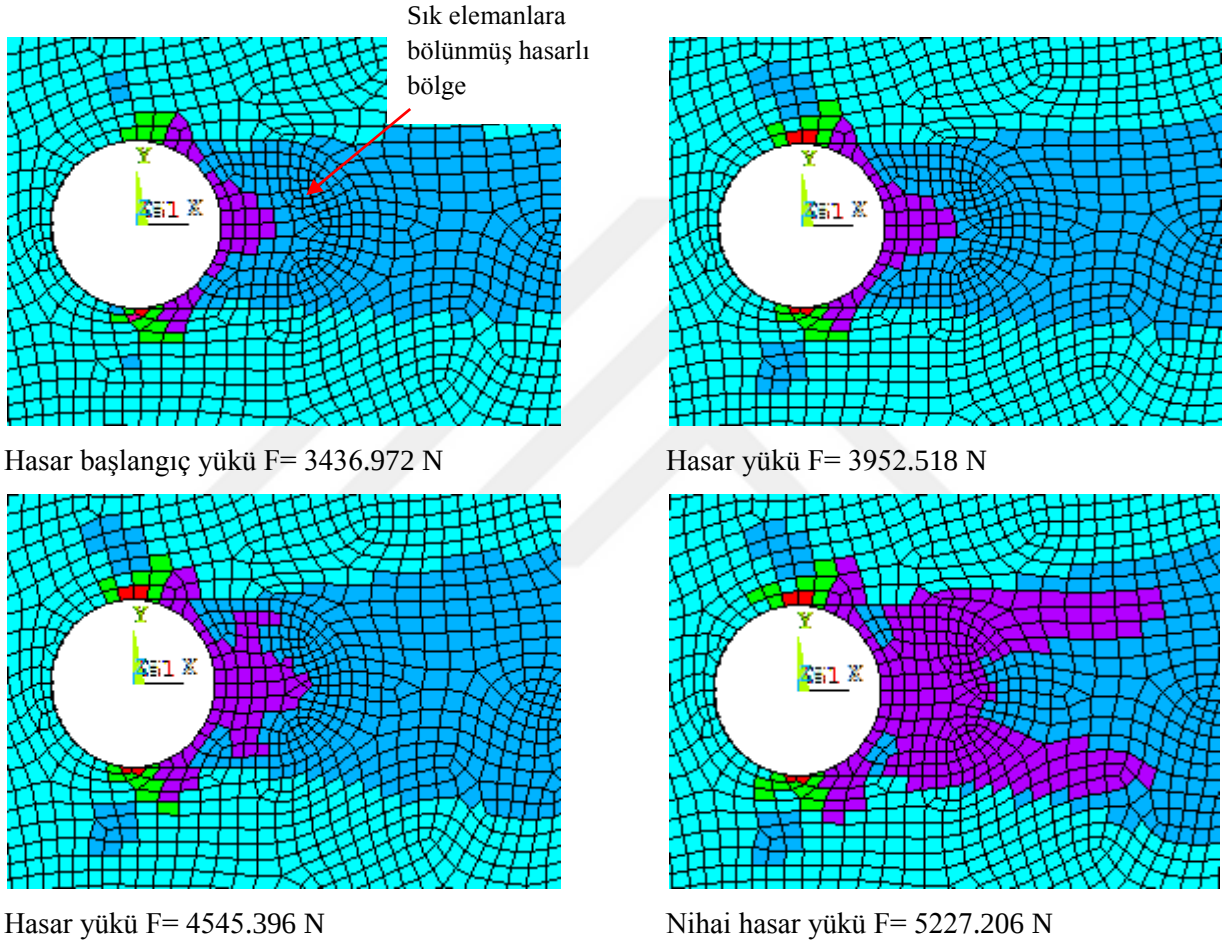
dizilimleri değişken olarak kullanılan parametrelerdir. Fiber takviye açıları θ : 15°, 30°, 45°, 75°, 90° olarak belirlenmiştir. Bu değişkenler koordinat düzleminde + ve – olarak dizilebilmektedirler. Tabaka dizilimi olarak simetrik ve antisimetrik değişkenler kullanılmıştır. Bu değişkenler hasar analizi sonucuna etki etmiştir. ANSYS' te geliştirilen programda modelin sonlu elemanlara bölünmesinde üç boyutlu olarak tasarlanan tabakalı kompozit malzeme için *Solid46* elemanı, yapıştırıcı için ise *Solid45* elemanı kullanılmıştır [45]. Sonlu elemanlara ayırma işleminde delik çevresinde oluşan gerilme yığılmalarından dolayı bu bölge daha sık elemanlara bölünmüştür. Böylece delik kenarında gerçeğe daha yakın sonuçlar elde edilebilmiştir.

Katı model için yapılan denemelerden sonra en uygun eleman sayısı 47103 olarak belirlenmiştir. Ayrıca her bir hacim için *Real Constant* eleman özellikleri atanmıştır. Atanan bu katsayılar daha sonra ilerlemeli hasar analizinde elemanların özelliklerini değiştirmek için kullanılmıştır. İlerlemeli hasar analizi bölüm üçte belirtilen *Hashin Hasar Kriteri*' nde verilmiş formüllere göre yapılmıştır. Bu formüllerle birlikte hasar tipine göre belirtilen renklendirmeler Tablo 7.1' de verilmiştir.

Tablo 7.1. Hashin hasar kriteri ve hasar analizinde görülen renkler [45].

Hasar tipi	Hasar şartı	Hasar kriteri bağıntısı	Renklendirme
Hasara uğramamış eleman	—	—	Açık mavi 
Fiber ekme	$\sigma_1 > 0$	$\left(\frac{\sigma_1}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S}\right)^2 \geq 1$	Mor 
Fiber basma	$\sigma_1 < 0$	$\left(\frac{\sigma_1}{X_c}\right) \geq 1$	Kırmızı 
Matriks ekme	$\sigma_2 > 0$	$\left(\frac{\sigma_2}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S}\right)^2 \geq 1$	Koyu mavi 
Matriks basma	$\sigma_2 < 0$	$\left(\frac{\sigma_2}{Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S}\right)^2 \geq 1$	Pembe 
Fiber matriks kayma	$\sigma_1 < 0$	$\left(\frac{\sigma_1}{X_c}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S}\right)^2 \geq 1$	Yeşil 

Malzeme özellikleri çalışılan modele göre belirlenmiş olup ayrıca malzeme indirgeme katsayısı ile çarpılarak hasar gören model için malzeme özellikleri zayıflatılmıştır. Böylece her oluşan hasarda malzeme özellikleri indirgenerek 0' a yaklaştırılır ve yapının kırılmasıyla döngü sonuçlanır. $[0^0/0^0/0^0/0^0]$ takviye açılı numune için hasar başlangıçtan nihai hasara kadar geçen hasar ilerleme durumları (*.png) formatında Şekil 7.19' da gösterilmiştir.



Şekil 7.19. $[0^0/0^0/0^0/0^0]$ tabaka dizilimine sahip numunede yamaya ait hasar ilerlemesi

Kırmızı renklendirmelerin ilk çıktığı yük durumları başlangıç hasarı olarak alınmıştır. ANSYS' te kırmızı renklendirme fiber basma hasarı olarak kullanılmaktadır. Hasar ilerledikçe mor renkler baskın hale gelmektedir. Mor renklendirme fiber çekme hasarı için kullanılmaktadır ve eksene paralel olarak hareket etmektedir. Hasarın daha önce hasarlı bölge olarak tanımladığımız ve sık elemanlara bölünmüş bölgeyi geçmesi durumunda malzemede ezilme hasarı meydana gelir. Deneysel çalışma ile paralel olarak,

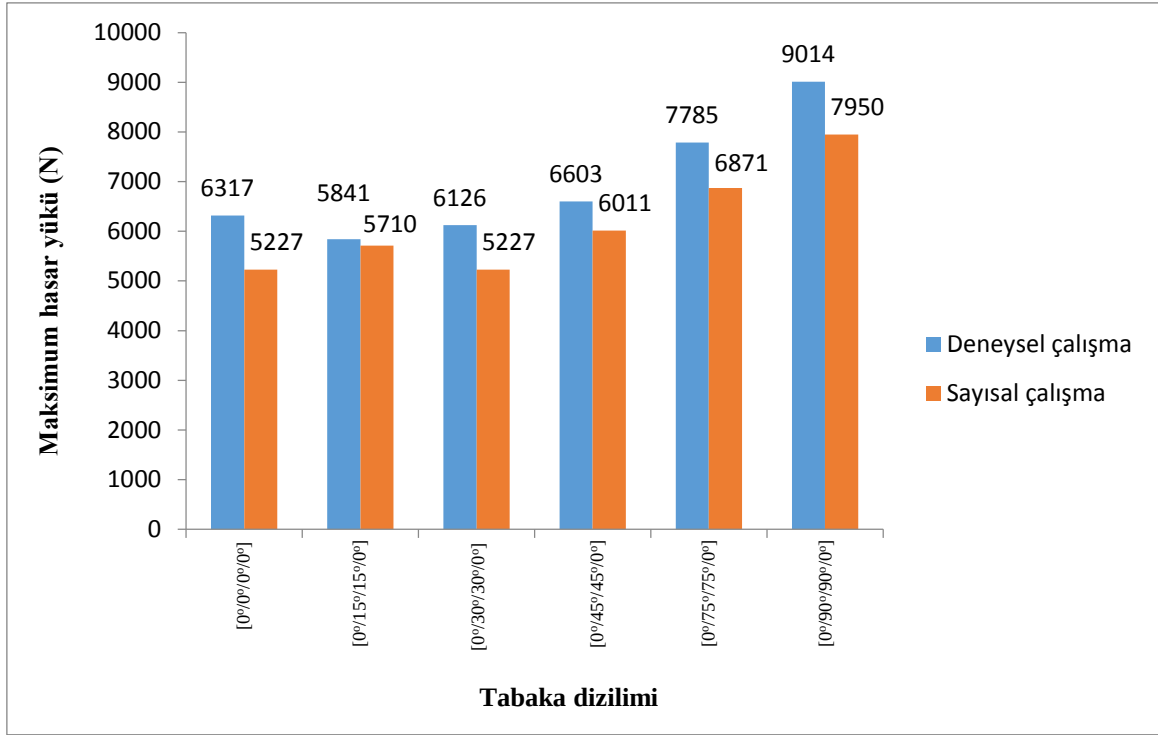
bu noktadan sonra yük levhanın kenarına dayanır ve artık hasarı çok fazla ilerletmenin bir anlamı kalmaz ve hasar analizi bu noktada sonlandırılır.

ANSYS' te incelenen ilerlemeli hasar analizinde kaydedilen resimlerde görülmüştür ki oluşan hasarlar tabaka dizilimine ve fiber takviye açısına göre değişiklik göstermektedir. Sayısal çalışmada ortaya çıkan hasarlar daha önce çalışılmış olan deneysel hasarla karşılaştırılmıştır. Aynı zamanda bu çalışmalara ait yaklaşım oranları da belirtilmiştir. Tablo 7.2' de bu karşılaştırmalar gösterilmektedir.

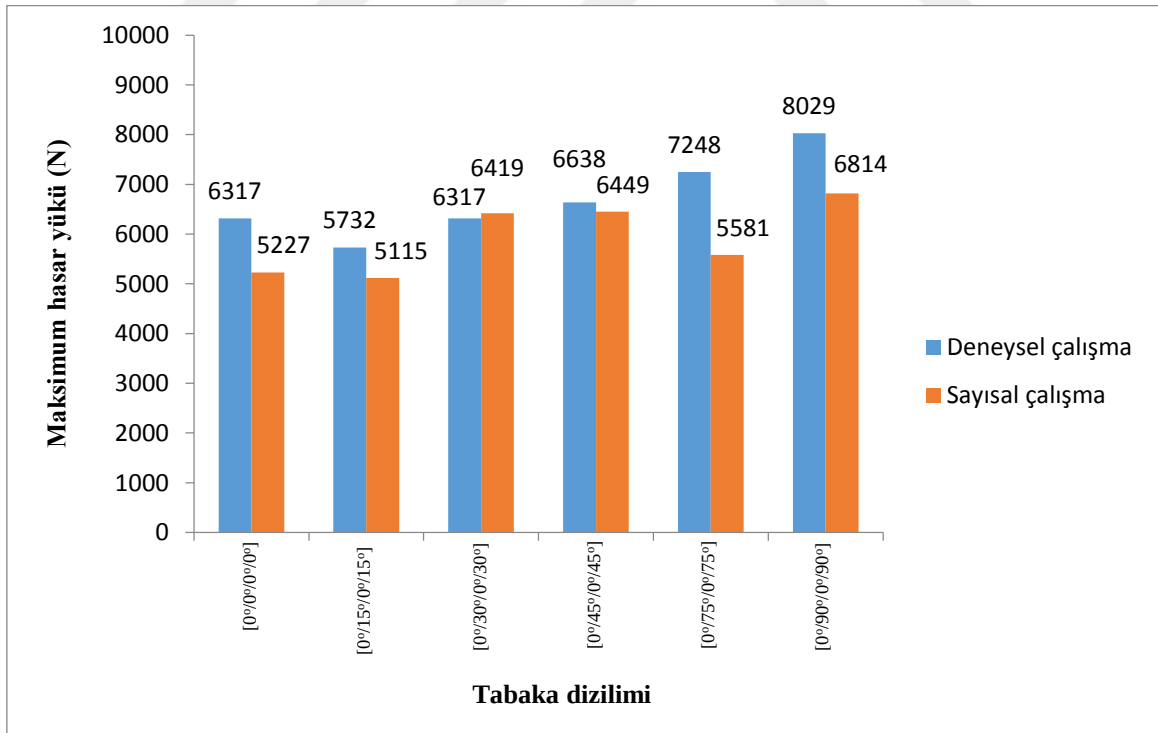
Tablo 7.2. Deneysel ve sayısal hasarların karşılaştırılması

TAKVİYE AÇILARI	NİHAİ HASAR YÜKLERİ		Yaklaşım oranı (%)	Sayısal ve deneysel hasar tipleri
	DENEYSEL (N)	SAYISAL (N)		
[0°/0°/0°/0°]	6317	5227	17	Ezilme/Ezilme
[0°/15°/15°/0°]	5841	5710	2	Ezilme/Ezilme
[0°/15°/0°/15°]	5732	5115	10.7	Ezilme/Ezilme
[0°/30°/30°/0°]	6126	5227	14.6	Ezilme/Ezilme
[0°/30°/0°/30°]	6317	6419	1.6	Ezilme/Ezilme
[0°/45°/45°/0°]	6603	6011	9	Ezilme/Ezilme
[0°/45°/0°/45°]	6638	6449	2.8	Ezilme/Ezilme
[0°/75°/75°/0°]	7785	6871	11.7	Ezilme+kayma/Ezilme+kayma
[0°/75°/0°/75°]	7248	5581	23	Ezilme+kayma/Ezilme+kayma
[0°/90°/90°/0°]	9014	7950	11.8	Ezilme+kayma/Ezilme+kayma
[0°/90°/0°/90°]	8029	6814	15	Ezilme+kayma/Ezilme+kayma

Tablo 7.2' de verilen deneysel ve sayısal çalışmalara ait karşılaştırmalar sütun grafik olarak Şekil 7.20' de görülmektedir.



Şekil 7.20. Simetrik tabaka dizilimi için deneysel ve sayısal hasar yüklerinin karşılaştırılması



Şekil 7.21. Antisimetrik tabaka dizilimi için deneysel ve sayısal hasar yüklerinin karşılaştırılması

Şekil 7.20 ve 7.21' deki grafik sütunlardan da görüleceği üzere deneysel ve sayısal hasar yükleri genel olarak birbirine yakın değerler vermektedir. En büyük hasar yükleri hem deneysel hem de sayısal olarak $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip numunede gerçekleşmiştir. En küçük hasar yükü yine deneysel ve sayısal olarak $[0^\circ/15^\circ/0^\circ/15^\circ]$ tabaka dizilimine sahip numunede görülmüştür. Genel olarak bakıldığında deneysel çalışmada gerçekleşen hasar yükleri sayısal çalışmaya göre daha büyük olmaktadır. Tek istisna $[0^\circ/30^\circ/0^\circ/30^\circ]$ tabaka dizilimine sahip numunede gerçekleşmiştir. Yine deneysel ve sayısal sonuçlar karşılaştırıldığında en büyük fark 1090 N ile $[0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip numunede, en küçük fark ise 102 N' luk değer ile $[0^\circ/30^\circ/0^\circ/30^\circ]$ tabaka dizilimine sahip numunede görülmektedir. Tablo 7.2' de belirtilen yaklaşım oranlarına ($|\text{deneysel değer} - \text{sayısal değer}|/\text{deneysel değer}$) bakıldığında en büyük ve en küçük değerler sırası ile % 23 ve % 1.6' dır.

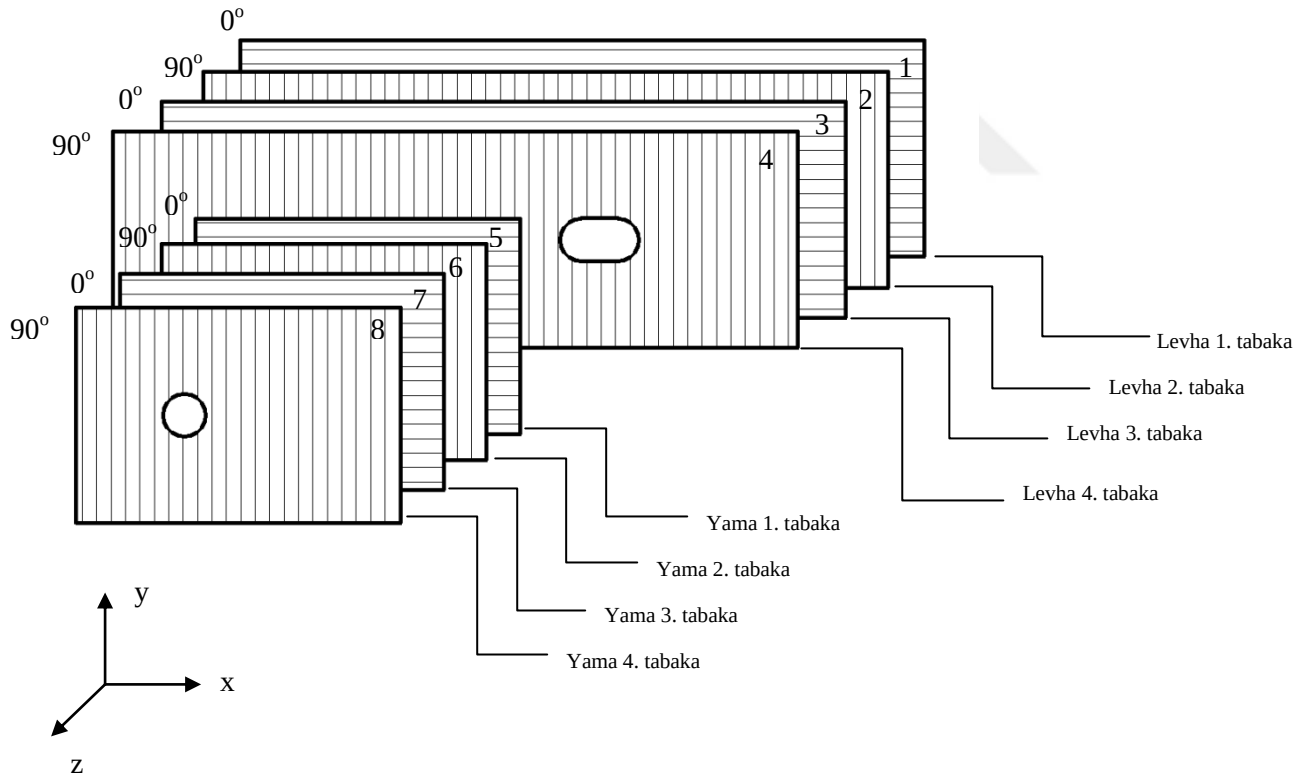
7.5.1.1 İlerlemeli Hasar Analizinde Ortaya Çıkan Sayısal Sonuçların Değerlendirilmesi

Daha önce hasara uğrayan numunelerin hasarlı bölgeleri yama yapılarak onarılmıştır. Onarım öncesi 4 tabaka olan ve farklı fiber takviye açılarına sahip numuneler onarıldıktan sonra yama ile birlikte 8 tabakalı fiber takviyeli numuneler haline gelmişlerdir. $E/D= 5$, $W/D= 5$ oranları tüm kompozit levhalarda eşit alınmıştır. Kompozitler $[0^\circ/\theta^\circ/\theta^\circ/0^\circ]$ ve $[0^\circ/\theta^\circ/0^\circ/\theta^\circ]$ tabaka dizilimlerinde olup fiber takviye açıları $\theta = 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 75^\circ, 90^\circ$ alınmıştır. Diğer değişim parametresi ise yukarıda belirtildiği üzere simetrik ve antisimetrik tabaka dizilimleridir. Deneysel olarak çekme testine tabi tutulan tamir edilmiş yamalı numunelerin sonuçları bilgisayar ortamına kaydedilmiştir. Bu sonuçlar 6. Bölümde grafiksel olarak değerlendirilmiş olup çıkan hasar resimleri birbirleriyle karşılaştırılmıştır. Deneysel sonuçlar, onarılmadan önceki hasar sonuçlarıyla karşılaştırılarak grafik üzerinde yorumlanmıştır.

Deneysel çalışmayı pekiştirmek ve deneysel çalışma ile karşılaştırma yapmak için sayısal bir çalışma da ayrıca yapılmıştır. Bu sayısal çalışma için ANSYS' te katı bir model oluşturulmuştur. Sayısal model gerçeğiyle aynı geometrik ölçülere sahip olup, levha için, uzunluk $L=95$ mm, genişlik $W=30$ mm, delik çapı $D=6$ mm ve levha kalınlığı (t) her bir numune için kumpasla ölçülüp birbirinden farklı değerler alınmıştır. Tüm bu ölçüler Tablo 6.2' de verilmiştir. Katı model üzerinde sayısal olarak çözümleme yapabilmek için model sonlu elemanlara bölünmüş olup çözümlemeler bu elemanlar üzerinden yapılmıştır. Sonlu

elemanlara ayırma işleminden sonra modelin sınır şartları belirlenip model, levhanın uç noktasından y ve z doğrultularında mesnetlenip modele yük uygulanmıştır.

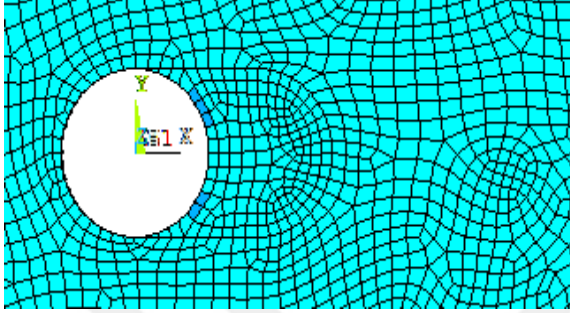
ANSYS' te APDL kodları kullanılarak bir program yazılmış olup bu programda ilerlemeli hasar analizi yapılmıştır. Bu hasar analizi için mantıksal bir algoritma kullanılmıştır. Bu algoritma Şekil 7.1' deki diyagramda tanımlanmıştır. Model üzerindeki yük artışları bu diyagramdaki algoritmaya göre yapılmıştır. Tüm parametreler programa girildikten sonra program çalıştırılmıştır. Deneysel çalışmayla benzer bir biçimde hasar, delik kenarından başlamak üzere, delik çevresinden itibaren $2R$ lik alanı (R = delik yarıçapı) geçtikten sonra veya hasarsız delik kenarına ulaştıktan sonra program durdurulur. Bu çalışmada genellikle ezilme hasarı ile karşılaşılmıştır. Ezilme hasarı için fiber kayma, fiber basma veya fiber-matriks kayma hasarlarından en az birinin oluşması yeterlidir. Çıkan sonuçlar klasörlere, yine programa girilen kodlarla, yama, yapıştırıcı ve levha için ayrı ayrı olmak üzere (*.png) formatında kaydedilmiştir.



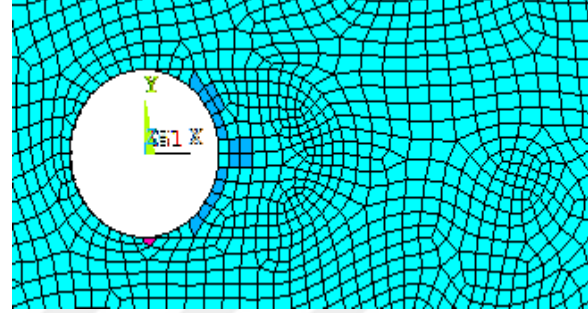
Şekil 7.22. Sayısal modelde tabaka dizilimi ve takviye açılarının gösterimi

Sayısal çalışmada hasarın özellikle yamada etkin olduğu görülmüştür. Ayrıca; yapıştırıcının hasarı için *Tresca Hasar Kriteri* kullanılmış olup, kayma dayanımı kompozit

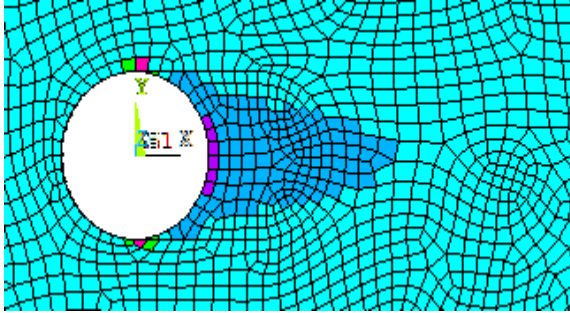
levhaya göre çok küçük olduğundan dolayı hemen hasara uğramıştır. Sayısal sonuçlar için Şekil 7.22' de gösterilen düzende tüm tabakalarda (1-8 numaralar) hasar kontrolü yapılmıştır. Özellikle yama 3. ve 4. tabakaların hasar üzerinde etkili olduğu görülmüştür. Dolayısıyla çalışmadaki grafiklerde yama 3. ve 4. tabakaların hasarları gösterilmiştir.



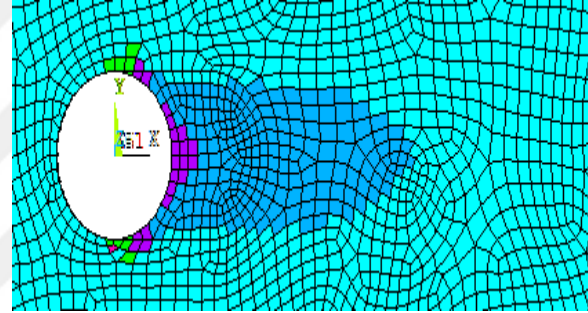
(1) Hasar yükü= 558.604 N



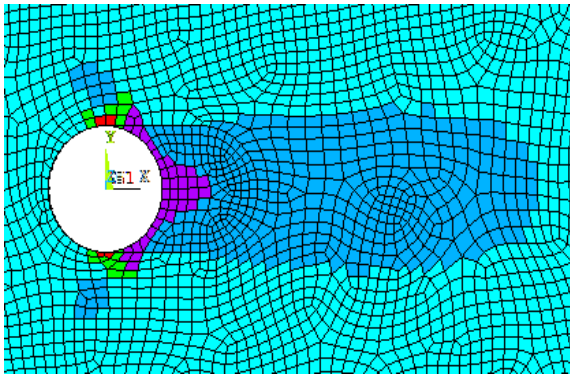
(2) Hasar yükü= 977.002 N



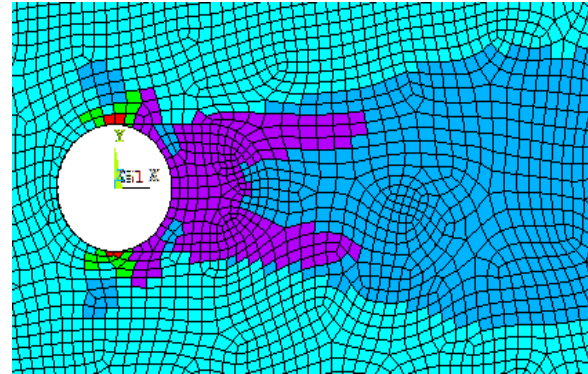
(3) Hasar yükü= 1708.782 N



(4) Hasar yükü= 2598.845 N



(5) Hasar yükü= 3952.518 N

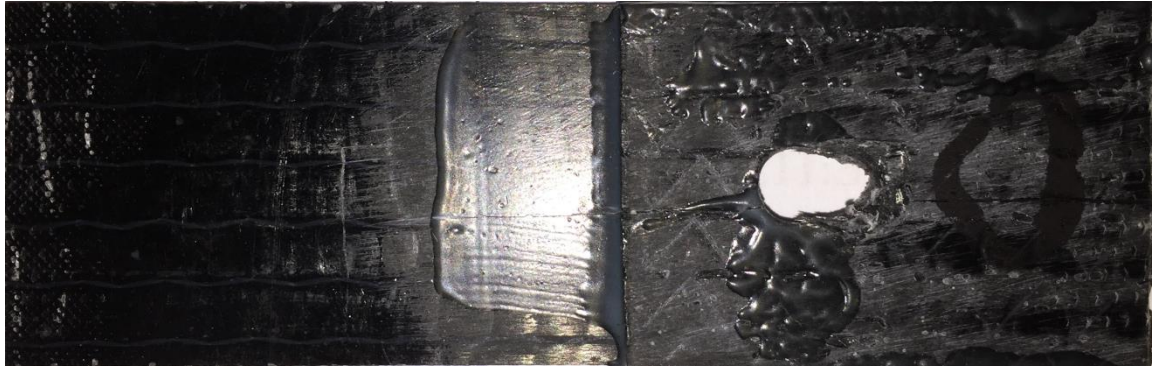


(6) Hasar yükü= 5227.206 N

Şekil 7.23. $[0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levha için yama 4. tabakaya ait hasar ilerlemesi

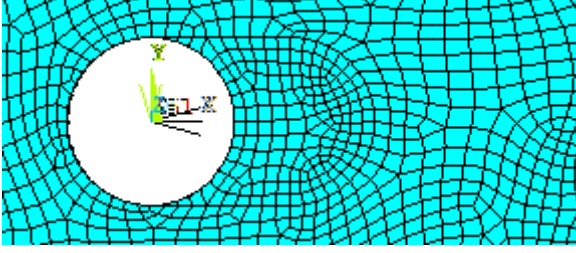
Şekil 7.23' te $[0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimli levhada hasar başlangıcı ve ilerlemesi görülmektedir. Tüm tabakalar 0° takviye dizilimli olduğu için en son hasara uğrayan tabaka olan 8. tabaka (yama 4. tabaka) dikkate alınmıştır. (1) nolu şekilden de görüldüğü gibi ilk hasar yükü 558.604 N' luk yük ile matriks çekme hasarı şeklinde olmuştur. Hasar yükü

delik çevresinde başlamış olup bu yönde ilerlemektedir. (2) nolu hasar durumu için yük 977.002 N olup matriks çekme hasarı devam etmektedir. Yük artışına paralel olarak hasar durumu ilerlemekte ve değişmektedir. (3) nolu hasar yükü 1708.782 N' da gerçekleşmiştir. Delik çeperinde x doğrultusunda gerçekleşen hasarlar fiber çekme hasarı – ki bu hasar delik çeperinden başlayıp ilerleyerek levhada ezilme hasarına neden olur – ve yine levha kenarına doğru devam etmekte olan matriks çekme hasarıdır. y doğrultusunda görülen hasarlar ise fiber – matriks kayma hasarı ve matriks basma hasarlarıdır. (4) nolu hasar durumu 2598.845 N' da gerçekleşmiştir. Hasarın fiber – matriks kayma hasarı, matriks çekme hasarı ve fiber çekme hasarı şeklinde devam ettiği görülmektedir. (5) nolu hasar 3952.518 N' luk yükte gerçekleşmiştir. Diğer hasar türlerine ek olarak kırmızı renk ile gösterilen fiber basma hasar gerçekleşmiştir. Bu hasar fiberlerde kırılmalara neden olur ve levha için yıkıcı bir etkiye sahiptir. (6) nolu son hasar durumunda ise yük 5227.206 N' a ulaşmıştır. Burada fiber çekme hasarının delik çeperinden itibaren 2R' lik alanı geçtikten sonra levha artık yük taşıyamaz hale gelir ve nihai hasar durumu oluşur. Yine burada matriks çekme hasarı levha kenarına ulaşmış ve levhada kırılma hasarına neden olmuştur. Şekil 7.24' te görüldüğü gibi deneysel çalışma sonucu oluşan hasar sayısal çalışma ile aynı özelliklere sahiptir.

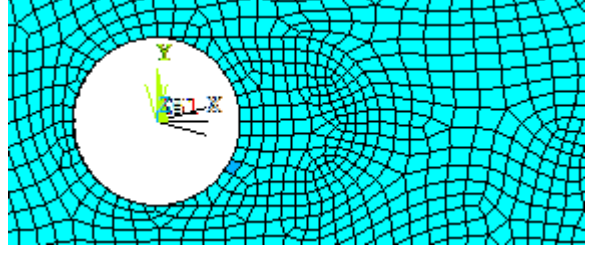


Şekil 7.24. $[0^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ}/0^{\circ}]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levhada deneysel çalışma sonucu meydana gelen hasarın görüntüsü

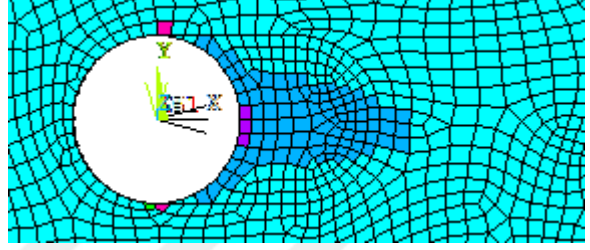
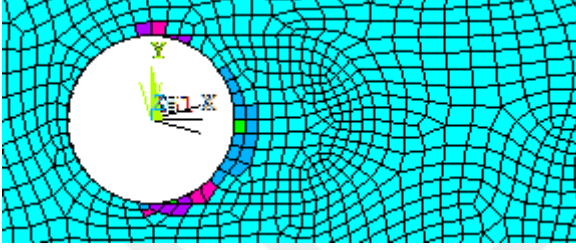
yama 3. (15°) tabakada hasar ilerlemesi



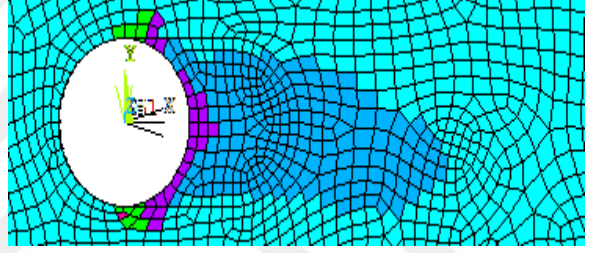
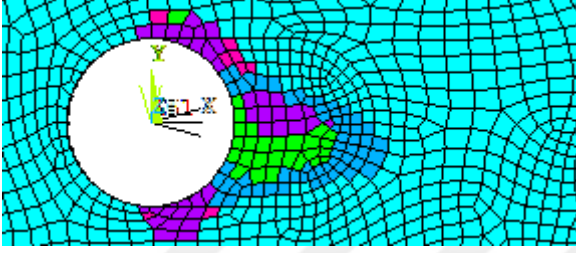
yama 4. (0°) tabakada hasar ilerlemesi



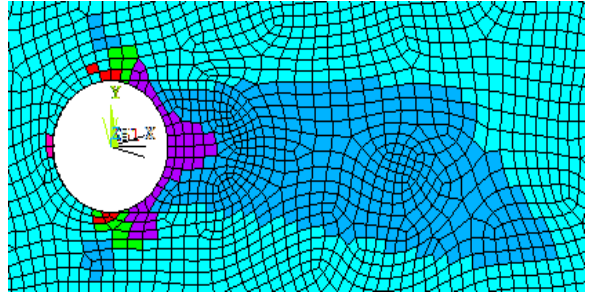
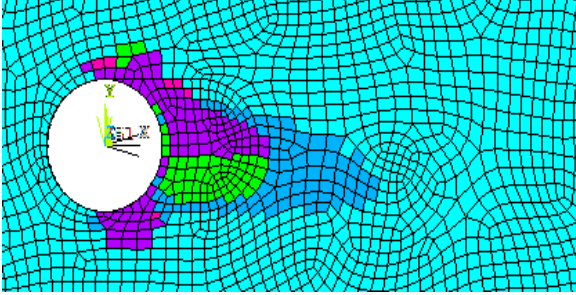
Hasar yükü= 401.455 N



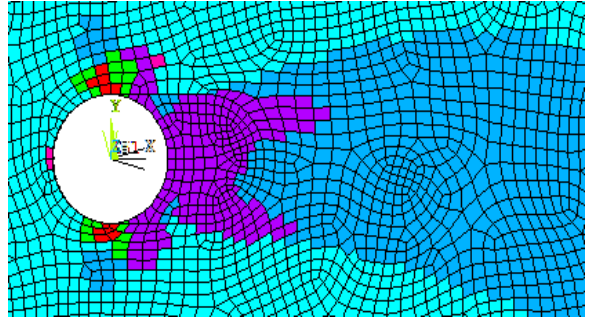
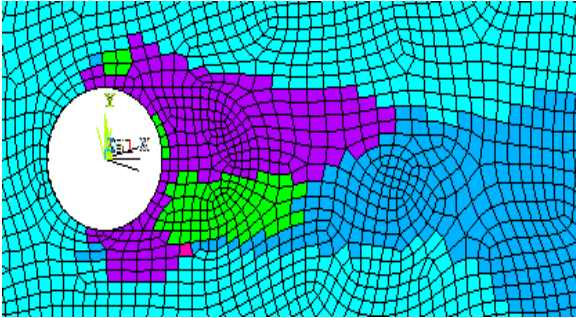
Hasar yükü= 1227.481 N



Hasar yükü= 2468.902 N



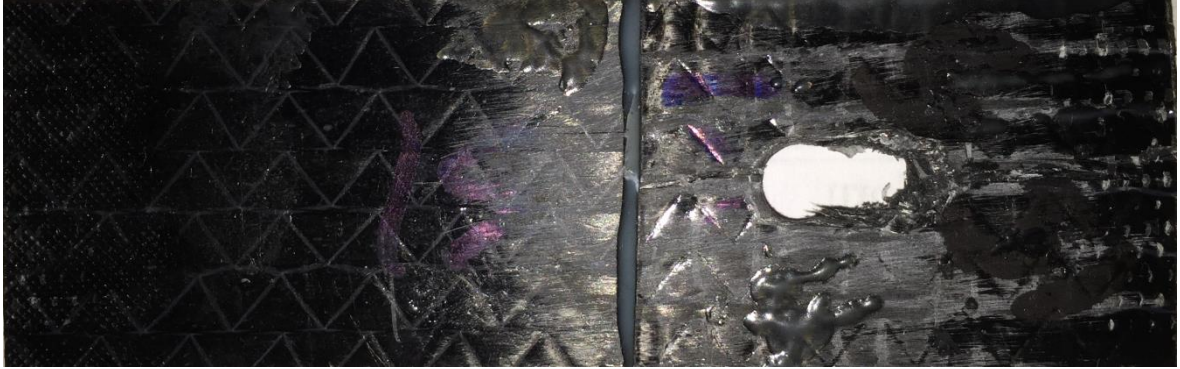
Hasar yükü= 3754.892 N



Hasar yükü= 5710.722 N

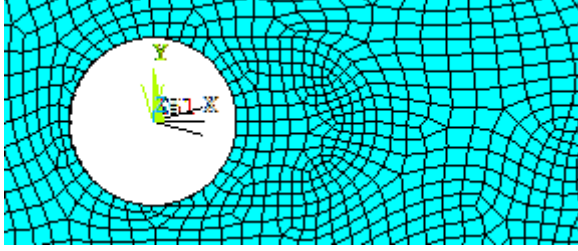
Şekil 7.25. [$0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ$] tabaka dizilimine sahip kompozit levha için hasar ilerlemesi

Şekil 7.25' te $[0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ]$ dizilimine sahip simetrik levhada görüldüğü gibi ilk hasar 401.455 N yük ile 0° tabakada başlamıştır. Yük 1227.481 N değerine ulaştığında matriks çekme hasarında ilerleme olmuştur ayrıca levhada fiber çekme, matriks basma ve fiber–matriks kayma hasarı oluşmuştur. 15° tabakada ise matriks çekme, fiber çekme, matriks basma ve fiber–matriks kayma hasarlarının olduğu görülmektedir. Bir sonraki yük değeri olan 2468.902 N' da 0° tabakadaki hasar ilerlemelerinde artış olup, bu oran matriks çekme hasarında daha fazla belirgindir. 15° tabakada ise fiber çekme ve fiber–matriks kayma hasarları matriks çekme hasarıyla birlikte fark edilir bir şekilde artmıştır. 3754.892 N yük değerine ulaşıldığında hasar tiplerindeki artışlar devam etmekle beraber 0° tabakada fiber basma hasarı ortaya çıkmıştır. Yük değeri 5710.722 N' a ulaştığında levhada ezilme hasarı tamamlanmış olup levha yük taşıyamaz duruma gelmiştir. Ayrıca matriks çekme hasarının levha kenarına ulaşmasıyla levhada kırılma gerçekleşir. Şekil 7.26' daki deneysel çalışma görselinde levhadaki ezilme ve kırılma görülmektedir.

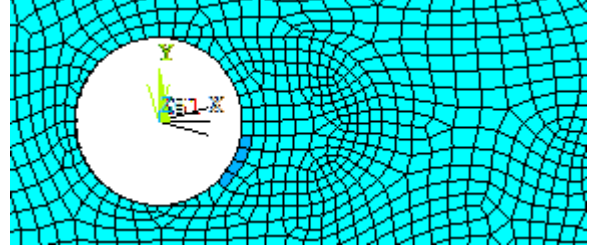


Şekil 7.26. $[0^\circ/15^\circ/15^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levhada deneysel çalışma sonucu meydana gelen hasarın görüntüsü

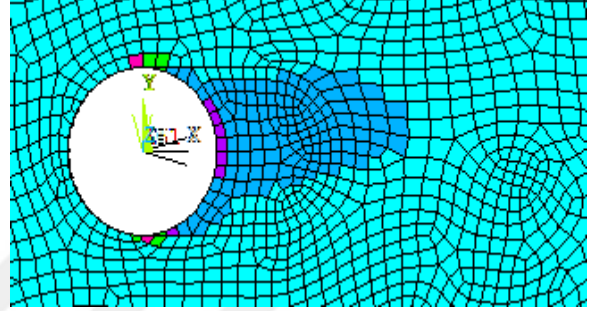
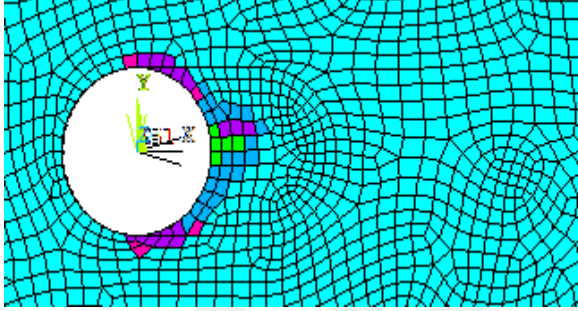
yama 3. (0°) tabakada hasar ilerlemesi



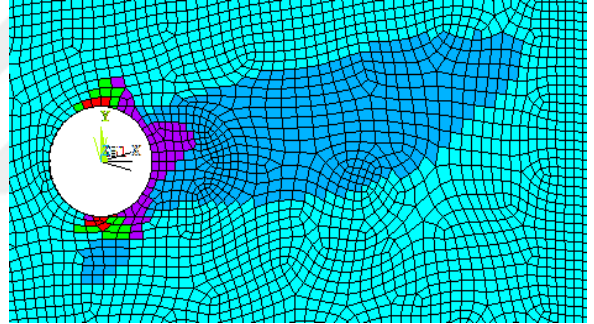
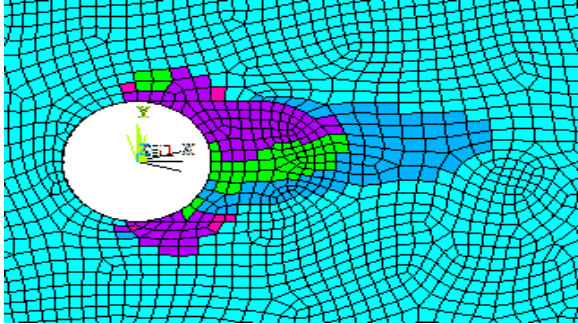
yama 4. (15°) tabakada hasar ilerlemesi



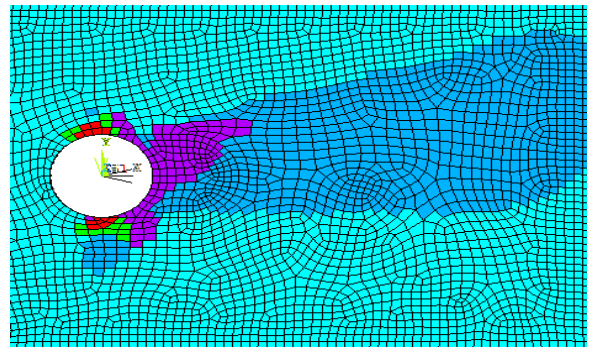
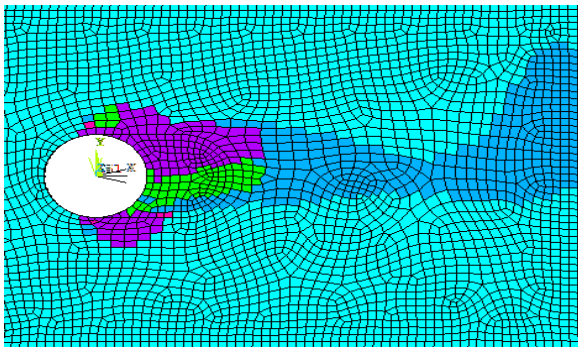
Hasar yükü= 475.334 N



Hasar yükü= 1672.166 N



Hasar yükü= 3867.821 N



Hasar yükü= 5115.194 N

Şekil 7.27. [$0^\circ/15^\circ/0^\circ/15^\circ$] tabaka dizilimine sahip kompozit levha için hasar ilerlemesi

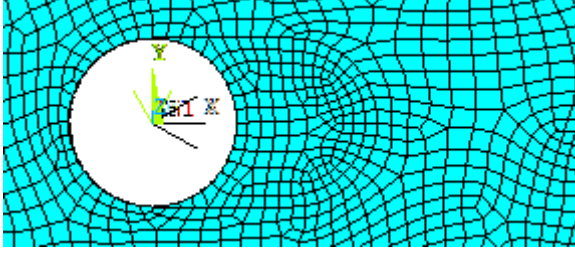
Şekil 7.27' de [$0^\circ/15^\circ/0^\circ/15^\circ$] antisimetrik yamada görüldüğü üzere ilk hasar yükü 15° tabakada 475.334 N yük ile gerçekleşmiştir. Yük 1672.166 N değerine ulaştığında 0° tabakada delik çeperlerinde fiber – matriks kayma, fiber çekme, matriks basma ve matriks

çekme hasarlarının meydana geldiği görülmektedir. 15° tabakada ise yine delik çeperlerinde başlamak üzere fiber çekme, matriks basma, fiber – matriks kayma ve matriks çekme hasarları oluşmakla birlikte matriks çekme hasarının ilerlediği belirgin bir şekilde görülmektedir. Hasarın ilerlemesiyle yük 3867.821 N değerine ulaşmış ve 0° tabakadaki hasarlar ilerlemiştir. Hasar durumu ezilme şeklinde devam etmektedir. Önceki hasarların devam etmesiyle birlikte matriks çekme hasarındaki ilerleme belirginleşmiştir. 15° tabakada diğer hasarların, matriks basma hasarı dışında, devam etmesiyle birlikte delik kenarlarında fiber basma hasarı oluşmuştur. Ayrıca matriks çekme hasarının fiber eğimiyle paralel bir şekilde ilerlediği görülmektedir. Hasar yükünün 5115.194 N' a ulaşması ile program sonlandırılmıştır. 0° tabakada fiber çekme ve fiber – matriks kayma hasarının ilerlemesiyle ezilme hasarı gerçekleşmiştir. Matriks çekme hasarının levha kenarına ulaşması ile levhada kırılma olmuştur. 15° tabakada ezilme hasarıyla birlikte matriks çekme hasarı levha kenarına ulaşmıştır. Şekil 7.28' de sayısal çalışma ile aynı sonuçları veren deneysel çalışma görülmektedir.

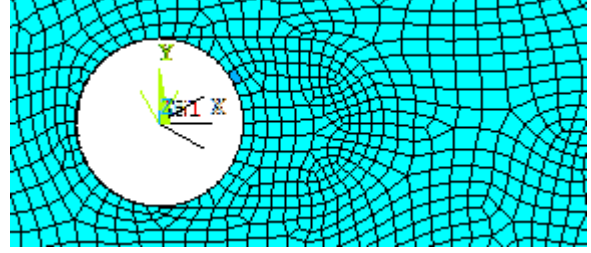


Şekil 7.28. $[0^\circ/15^\circ/0^\circ/15^\circ]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levhada deneysel çalışma sonucu meydana gelen hasarın görüntüsü

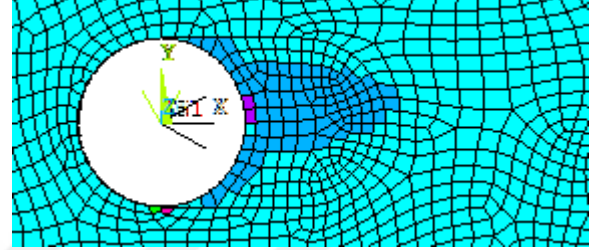
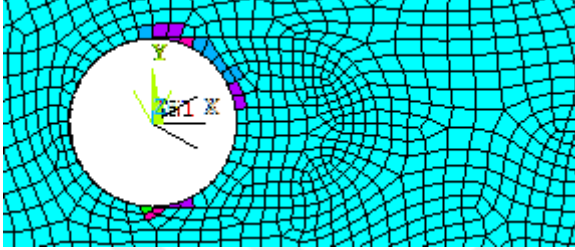
yama 3. (30°) tabakada hasar ilerlemesi



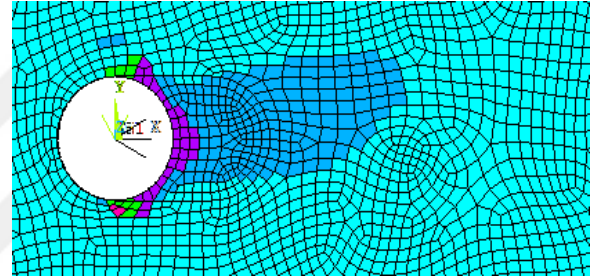
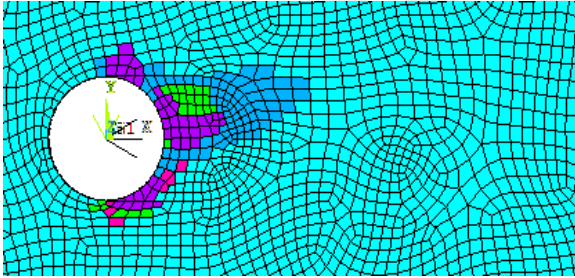
yama 4. (0°) tabakada hasar ilerlemesi



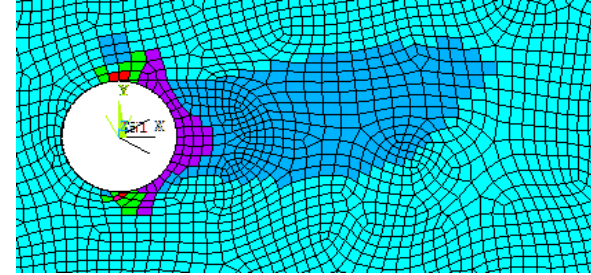
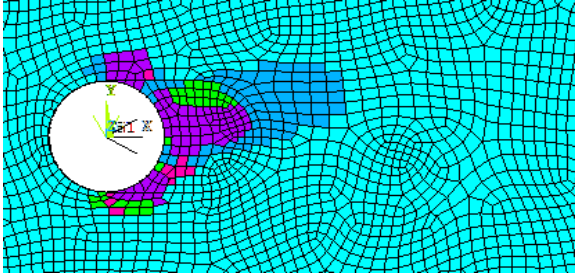
Hasar yükü= 485.742 N



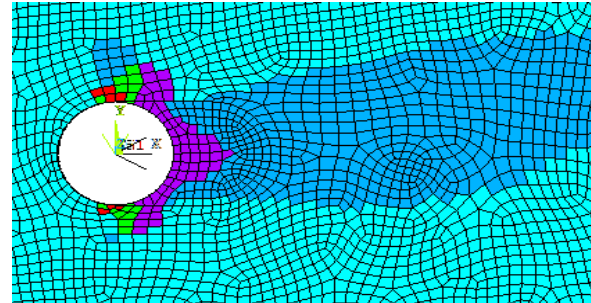
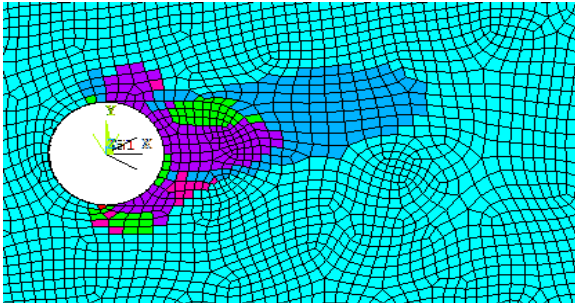
Hasar yükü= 1292.054 N



Hasar yükü= 2988.672 N



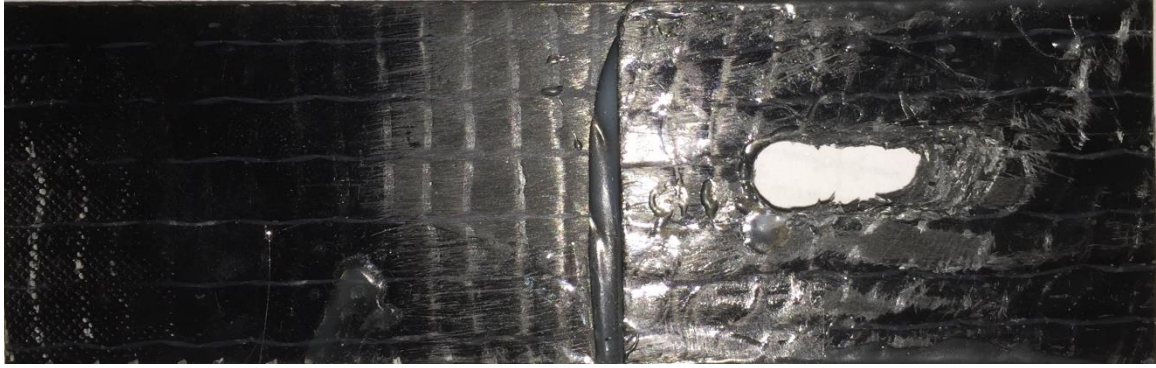
Hasar yükü= 3952.518 N



Hasar yükü= 5227.206 N

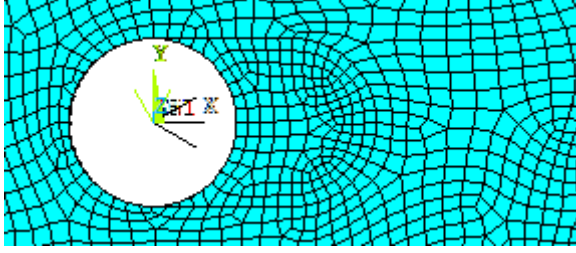
Şekil 7.29. [$0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ$] tabaka dizilimine sahip kompozit levha için hasar ilerlemesi

Şekil 7.29' da $[0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ]$ simetrik dizilimli levhada görüldüğü üzere ilk hasar 485.742 N yüke sahip 0° tabakada, matriks çekme hasarı şeklinde olmuştur. Hasar yükü 1292.054 N' a ulaştığında 0° tabakada fiber çekme, matriks basma ve fiber–matriks kayma hasarları oluşmuştur. Bu arada matriks çekme hasarında ilerleme olmuştur. 30° dizilimli bir diğer tabakada ise daire çeperlerinde fiber–matriks kayma, matriks basma, fiber çekme ve matriks çekme hasarları meydana gelmiştir. Tabakalara ait hasar yükleri 2988.672 N ve 3952.518 N değerlerine ulaştığında her iki tabakada da hasarlarda ilerleme olmasının yanında 0° tabakada 3952.518 N' da daire üst ve alt çeperinde fiber basma hasarı oluşmuştur. Hasar yükünün 5227.206 N değerine ulaşmasıyla fiberlerdeki kırılmayla beraber oluşan ezilme, levhanın daha fazla yük taşıyamamasına neden olmuştur. Bu aşamadan sonra program durdurulmuştur. Aynı zamanda 0° tabakada matriks çekme hasarı levha kenarına ulaşmıştır. Sayısal çalışmada oluşan ezilme ve kırılma hasarları Şekil 7.30' daki deneysel çalışmada görülebilmektedir.

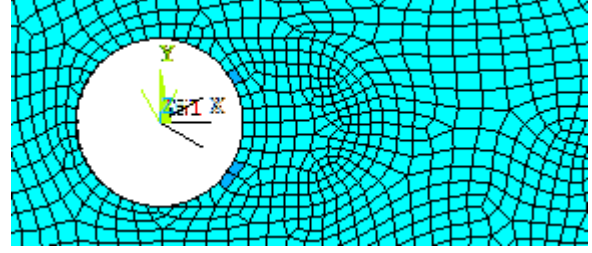


Şekil 7.30. $[0^\circ/30^\circ/30^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levhada deneysel çalışma sonucu meydana gelen hasarın görüntüsü

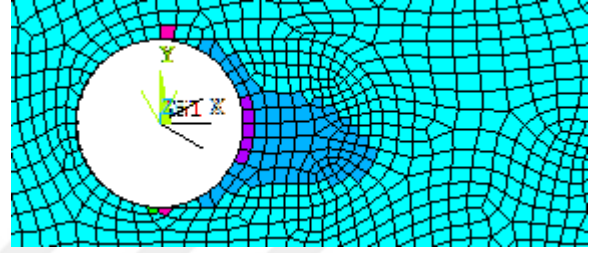
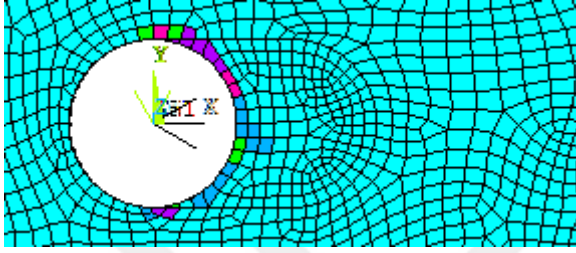
yama 3. (30°) tabakada hasar ilerlemesi



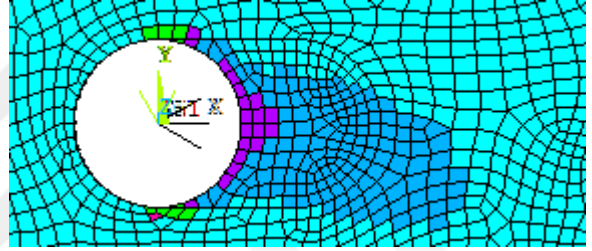
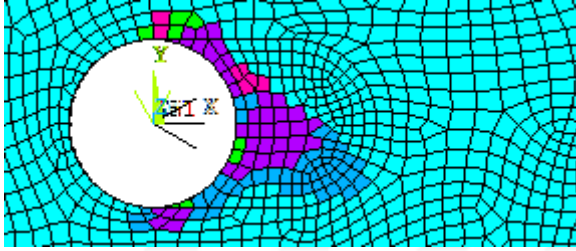
yama 4. (0°) tabakada hasar ilerlemesi



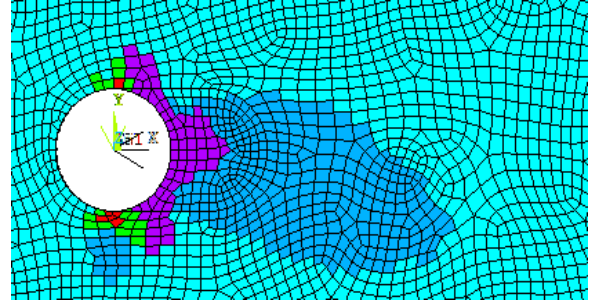
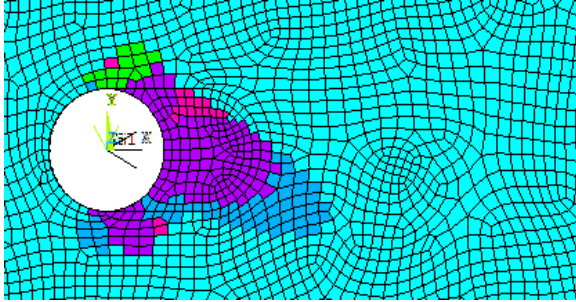
Hasar yükü= 451.046 N



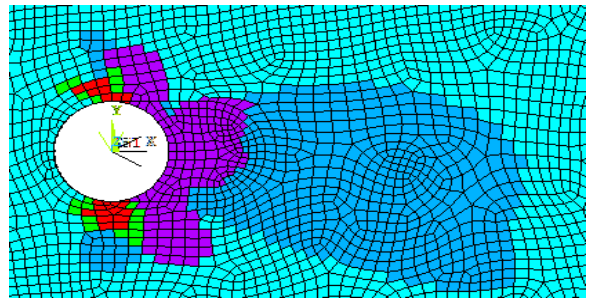
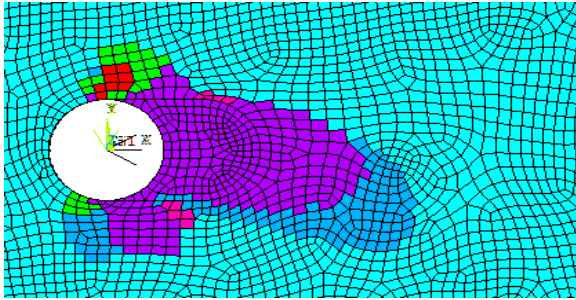
Hasar yükü= 1199.793 N



Hasar yükü= 2098.446 N



Hasar yükü= 4220.725 N



Hasar yükü= 6419.195 N

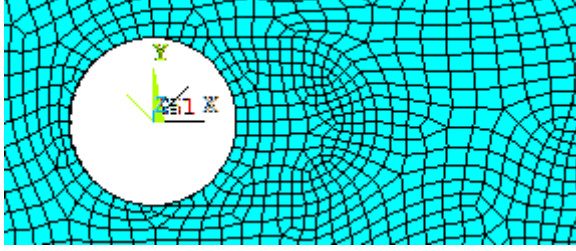
Şekil 7.31. [$0^\circ/30^\circ/0^\circ/30^\circ$] tabaka dizilimine sahip kompozit levha için hasar ilerlemesi

Şekil 7.31' de görüldüğü gibi $[0^\circ/30^\circ/0^\circ/30^\circ]$ antisimetrik dizilimdeki levhada ilk hasar yükü, 451.046 N olmak üzere, 0° tabakada matriks hasarı şeklinde görülmektedir. Hasar yükü 1199.793 N' a ulaştığında 0° tabakada, matriks hasarı ilerlemekle birlikte, fiber çekme, matriks basma ve fiber–matriks kayma hasarları ortaya çıkmıştır. 30° tabakada ise yukarıda saydığımız hasarların tümü görünmektedir. Yük, bir diğer aşama olan 2098.446 N değerine ulaştığında 0° tabakada matriks çekme hasarının hafif eğimli ilerlediği görülmekle beraber diğer hasar türlerinin ilerlemesinde de artışlar olmuştur. Bir diğer tabaka olan 30° de ise fiber çekme ve matriks çekme hasarlarının 30° eğime paralel bir şekilde ilerlediği gözlenmektedir. Diğer hasar türlerinde fazla bir değişiklik olmadığı ayrıca görülmektedir. Hasar yükünün 4220.725 N değerine ulaşmasıyla birlikte her iki tabakada da hasar tiplerindeki artışların devam ettiği görülmüştür. Ayrıca 0° tabakada fiber basma hasarı oluşmuştur. Nihai hasar yükü 6419.195 N değerine ulaştığında fiber çekme hasarının levhayı yük taşıyamaz duruma getirdiği gözlenmektedir. Bununla birlikte levhada ezilme hasarı oluşmuştur. Şekil 7.32' de deneysel çalışma görülmektedir.

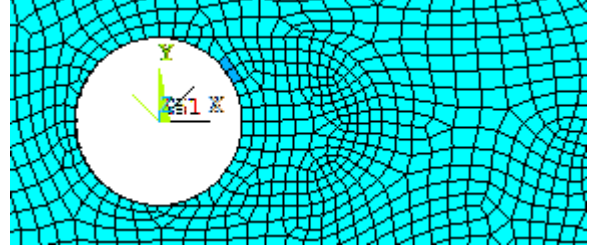


Şekil 7.32. $[0^\circ/30^\circ/0^\circ/30^\circ]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levhada deneysel çalışma sonucu meydana gelen hasarın görüntüsü

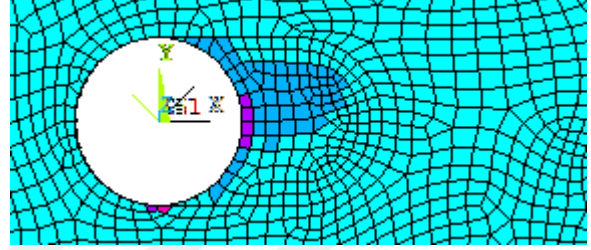
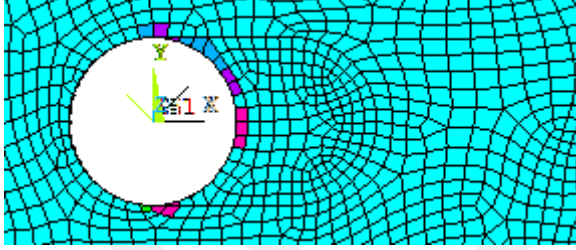
yama 3. (45°) tabakada hasar ilerlemesi



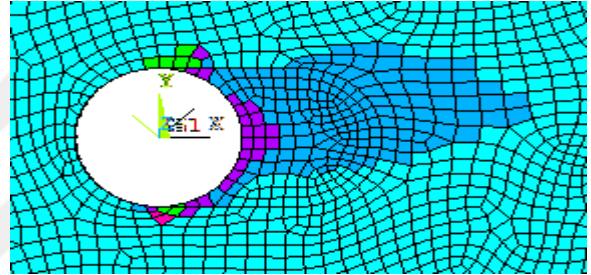
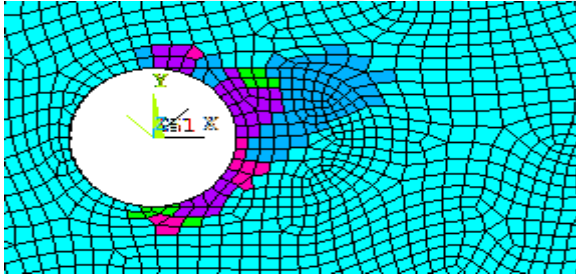
yama 4. (0°) tabakada hasar ilerlemesi



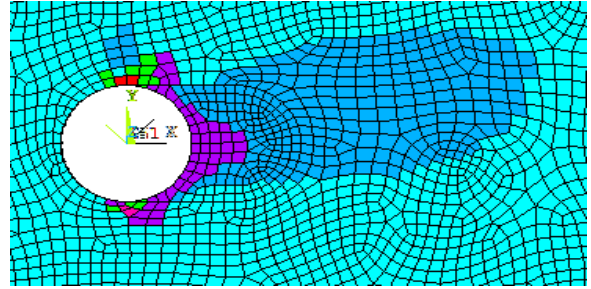
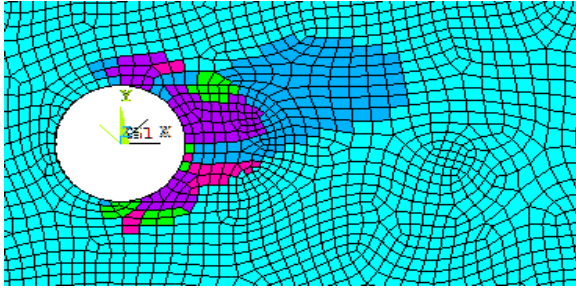
Hasar yükü= 558.604 N



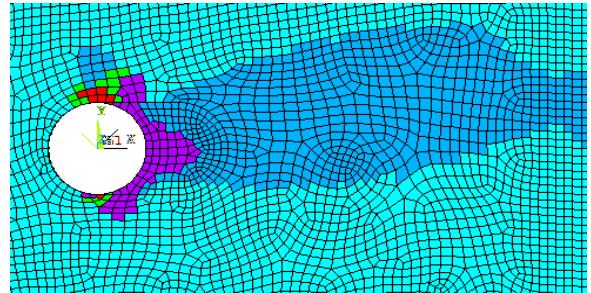
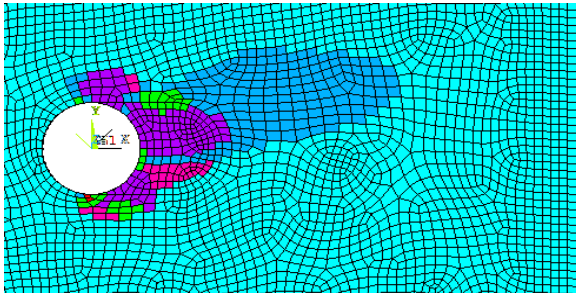
Hasar yükü= 1485.898 N



Hasar yükü= 2988.672 N



Hasar yükü= 4545.396 N



Hasar yükü= 6011.287 N

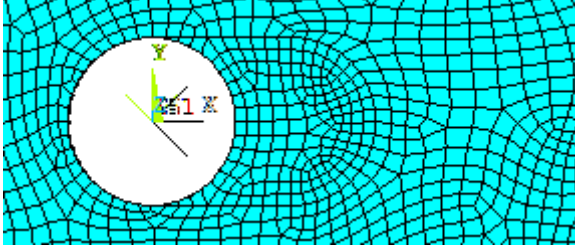
Şekil 7.33. [$0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ$] tabaka dizilimine sahip kompozit levha için hasar ilerlemesi

Şekil 7.33' te $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ simetrik tabaka diziliminde 45° (yama 3. tabaka) ve 0° (yama 4. tabaka) tabakalarına ait hasar resimleri görülmektedir. Görüldüğü üzere ilk hasar yükü 558.604 N ile yamaya ait 4. tabakada, 0° fiber diziliminde, matriks çekme hasarı şeklinde gerçekleşmiştir. Hasar yükü 1485.898 N' a ulaştığında 0° tabakada matriks çekme hasar yükünün ilerlemesi ile birlikte delik çevresinde fiber çekme ve matriks basma hasarları oluşmuştur. 45° tabakada ise delik çevresinde matriks çekme, matriks basma, fiber çekme ve fiber–matriks kayma hasarları ortaya çıkmıştır. Yük 2988.672 N ve 4545.396 N değerlerine ulaştığında her iki tabakadaki hasarların artmasıyla birlikte 2988.672 N yükte 0° tabakada önceki hasarların yanında fiber–matriks kayma hasarı oluşmuştur. Yine 0° tabakada yük 4545.396 N değerine ulaştığında daire çeperinde fiber basma hasarı meydana gelmiştir. Yük 6011.287 N olan nihai değerine ulaştığında levhadaki ezilme yük taşınamaz noktaya ulaşmıştır ve bu aşamada program durdurulmuştur. 0° tabakada matriks çekme hasarı levha kenarına ulaşmıştır. Şekil 7.34' teki deneysel çalışma sayısal çalışma ile karşılaştırma yapmak için eklenmiştir.

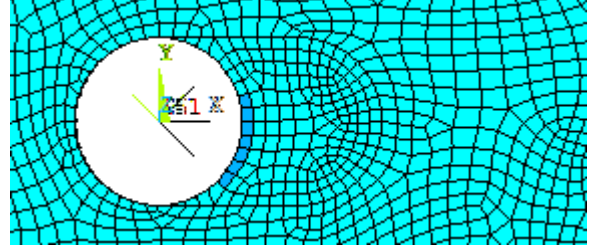


Şekil 7.34. $[0^\circ/45^\circ/45^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levhada deneysel çalışma sonucu meydana gelen hasarın görüntüsü

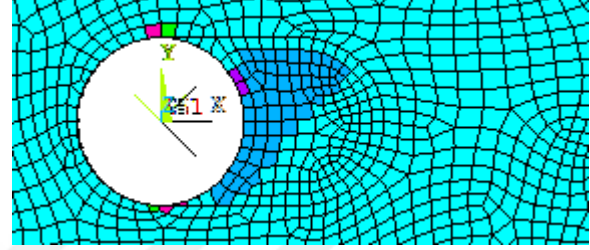
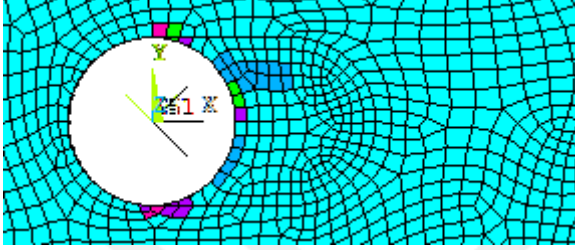
yama 3. (0°) tabakada hasar ilerlemesi



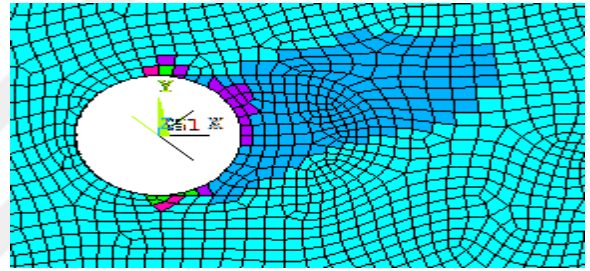
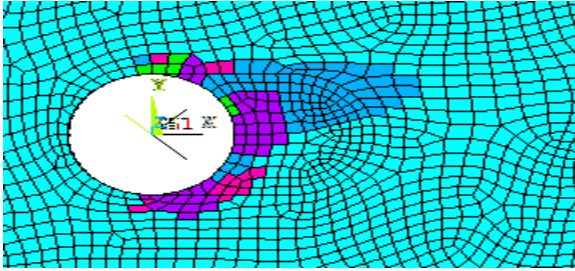
yama 4. (45°) tabakada hasar ilerlemesi



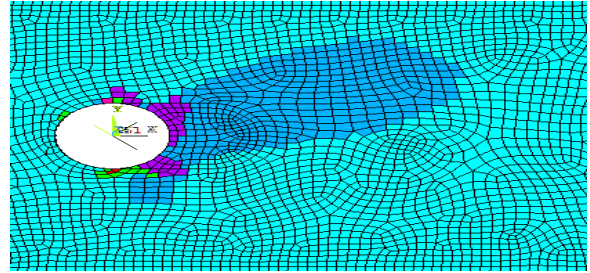
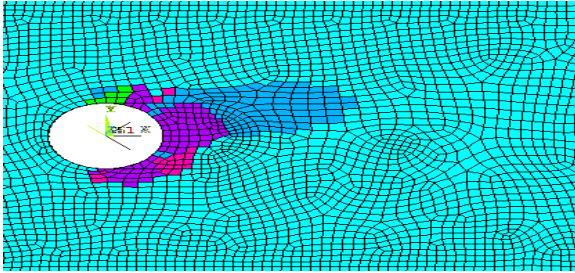
Hasar yükü= 521.132 N



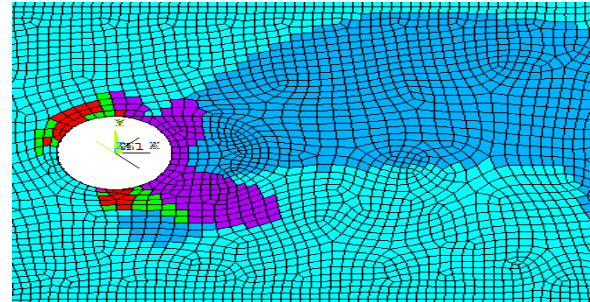
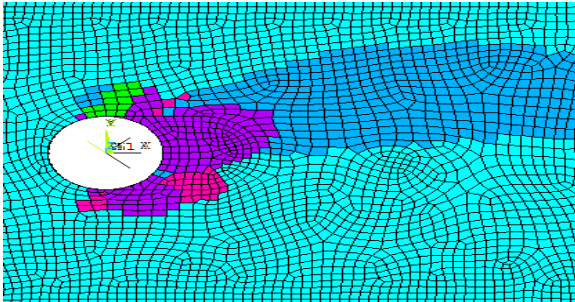
Hasar yükü= 1386.223 N



Hasar yükü= 2788.189 N



Hasar yükü= 4240.488 N



Hasar yükü= 6449.252 N

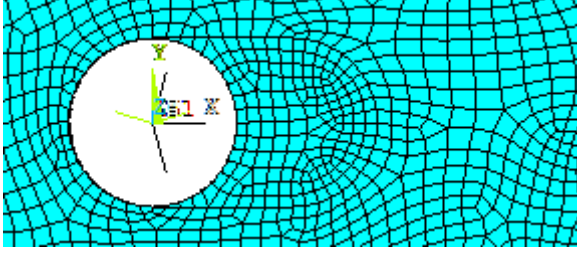
Şekil 7.35. [$0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ$] tabaka dizilimine sahip kompozit levha için hasar ilerlemesi

Şekil 7.35' te $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ]$ antisimetrik levhada 0° ve 45° tabakalara ait hasar ilerlemeleri verilmiştir. İlk hasar yükü 521.132 N yük ile 45° tabakada matriks çekme hasarı şeklinde gerçekleşmiştir. Hasar ilerleyip yük 1386.223 N' a geldiğinde 0° tabakada delik çeperinde fiber çekme, matriks basma, fiber–matriks kayma ve matriks çekme hasarı oluşmuştur. 45° tabakada matriks basma, fiber çekme, fiber–matriks kayma oluşup matriks çekme hasarı delik çeperinin dışına yayılmıştır. Hasar yükü 2788.189 N ve 4240.488 N değerlerine ulaştığında 45° tabakada matriks çekme yükü fiberlerle aynı açıda (45°) ilerlemiştir. Diğer hasarlarda da artışlar olmuştur. 0° tabakada ise oluşan hasarlarda artışlar olup en fazla artış fiber çekme ve matriks çekme hasarlarında olmuştur. Yük nihai olarak 6449.252 N' a ulaştığında program durdurulmuştur. 45° tabakada matriks çekme hasarı levha kenarına ulaşmıştır. Diğer hasarlara ek olarak fiber basma hasarı oluşmuştur. Yine 0° tabakada fiber çekme hasarı ilerlemiştir. Matriks çekme hasarı levha kenarına ulaşip matriks kırılmalarına neden olmuştur. Levhada genel anlamda fiber kırılmalarına bağlı olarak ezilme hasarı meydana gelmiştir. Deneysel çalışma Şekil 7.36' da gösterilmiştir.

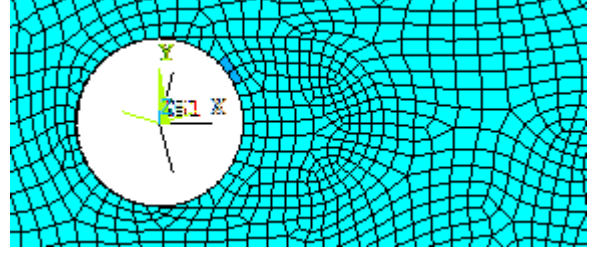


Şekil 7.36. $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levhada deneysel çalışma sonucu meydana gelen hasarın görüntüsü

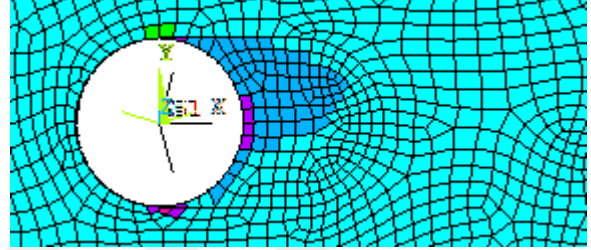
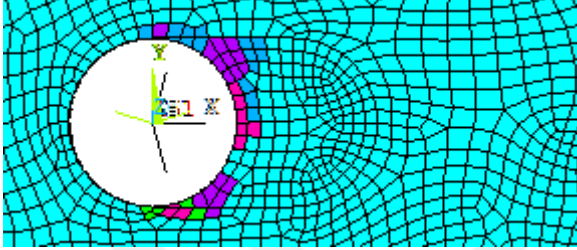
yama 3. (75°) tabakada hasar ilerlemesi



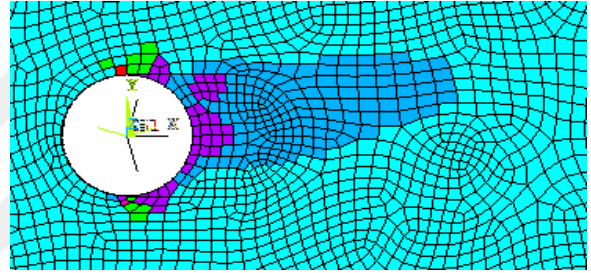
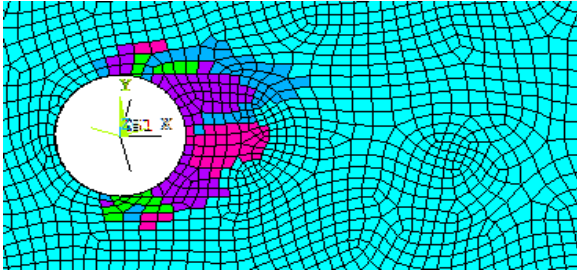
yama 4. (0°) tabakada hasar ilerlemesi



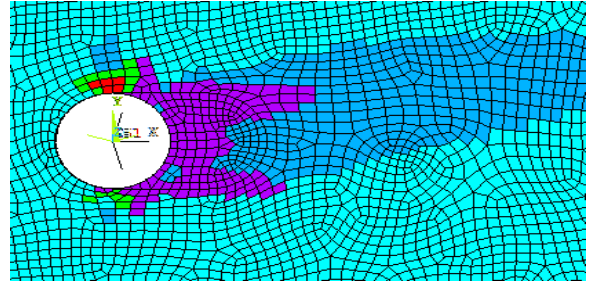
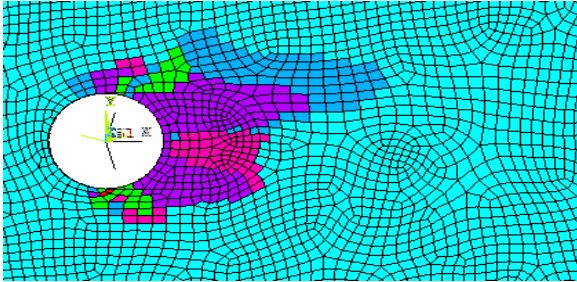
Hasar yükü= 482.793 N



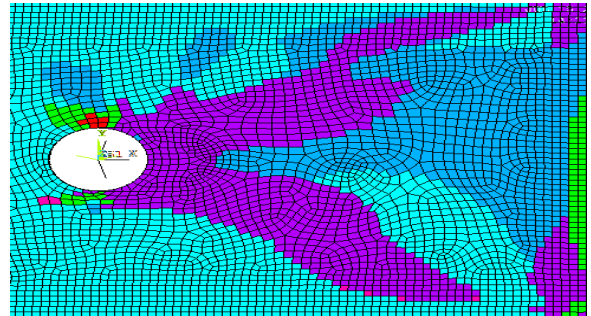
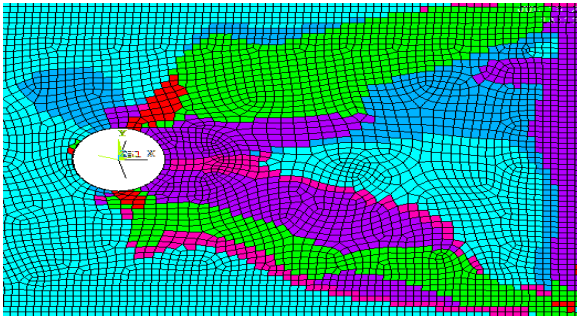
Hasar yükü= 1476.876 N



Hasar yükü= 2970.526 N



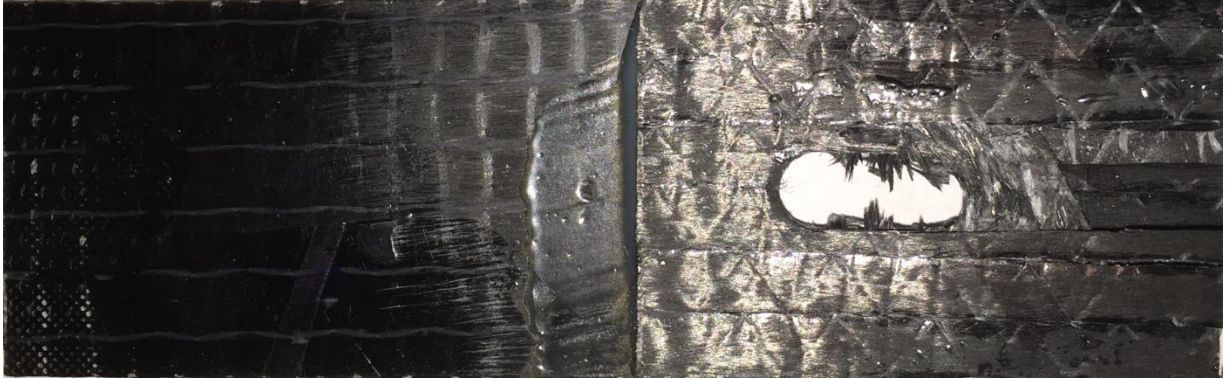
Hasar yükü= 4517.799 N



Hasar yükü= 6871.008 N

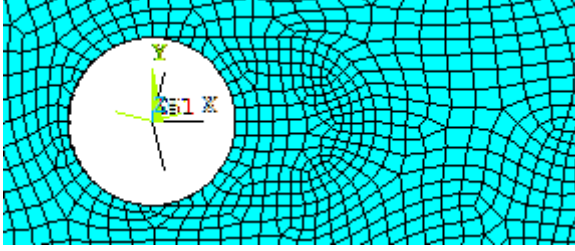
Şekil 7.37. [$0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ$] tabaka dizilimine sahip kompozit levha için hasar ilerlemesi

Şekil 7.37' de $[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]$ simetrik dizilimli 75° ve 0° tabakalarına ait hasar ilerlemeleri verilmiştir. İlk hasar 0° tabakada 482.793 N yükte matriks çekme hasarı olarak meydana gelmiştir. Hasar yükü 1476.876 N olduğunda 75° tabakada matriks çekme, fiber çekme, matriks basma ve fiber–matriks kayma hasarları oluşmaktadır. 0° tabakada ise fiber–matriks kayma, matriks basma ve fiber çekme hasarları oluşmuştur. Ayrıca matriks çekme hasarı da ilerlemiştir. 2970.526 N yük değerinde her iki tabakadaki hasarların ilerlemesiyle birlikte 0° tabakada delik çeperinde fiber basma hasarı oluşmuştur. Yük 4517.799 N' a ulaştığında 0° tabakadaki matriks çekme hasarı levha kenarına ulaşarak levhada kırılmalara neden olmuştur. 75° tabakada ise delik çeperinde fiber basma hasarı oluşmuştur. Diğer hasarlardaki ilerlemeler ise devam etmiştir. İlerlemenin son aşamasında yük değeri 6871.008 N' a ulaşmış olup bu aşamada program durdurulmuştur. Bu yük değerinde tabakalar arasında, fiber–matriks kayma, fiber çekme ve matriks çekme hasarlarının levha kenarlarına ulaşmasıyla, ayrılmalar ve kırılmalar görülmüştür. Ayrıca levhada kayma hasarı oluşmuştur. Deneysel karşılaştırma Şekil 7.38' de görülebilir.

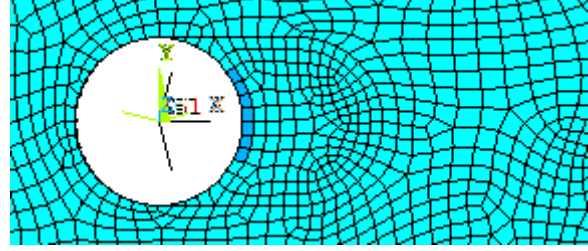


Şekil 7.38. $[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levhada deneysel çalışma sonucu meydana gelen hasarın görüntüsü

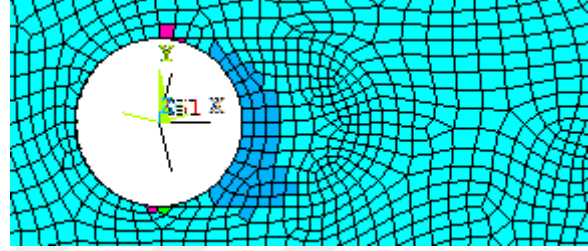
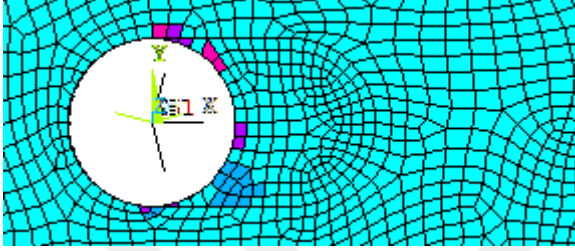
yama 3. (0°) tabakada hasar ilerlemesi



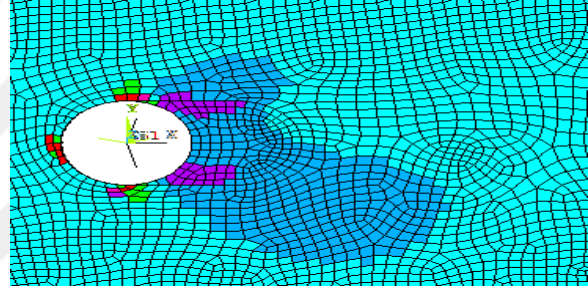
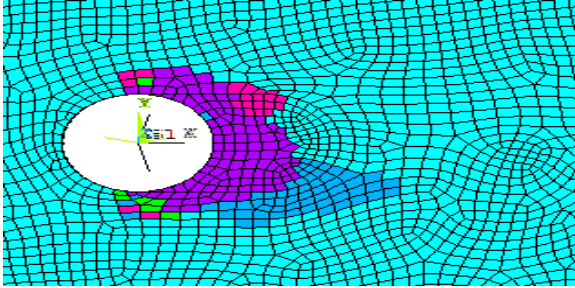
yama 4. (75°) tabakada hasar ilerlemesi



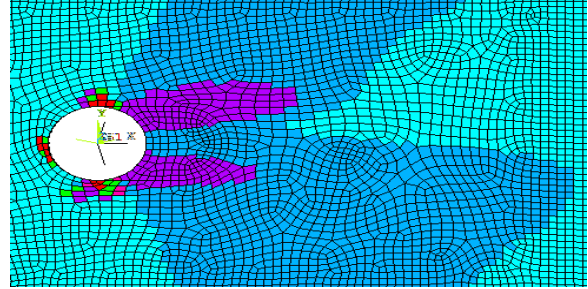
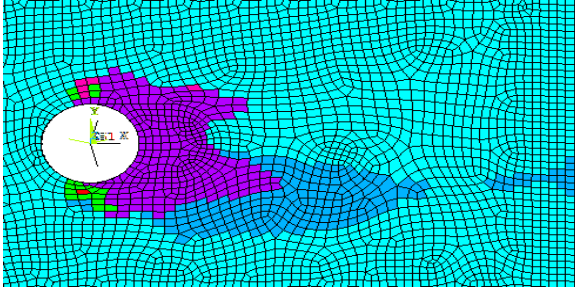
Hasar yükü= 451.046 N



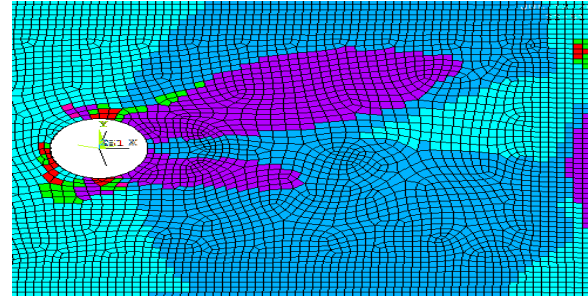
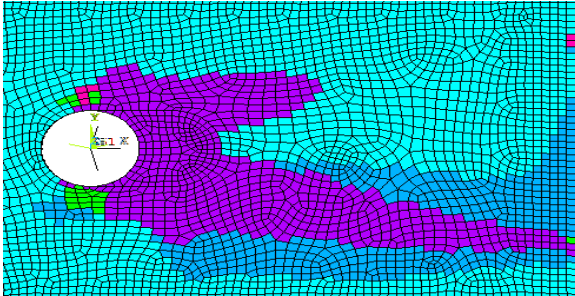
Hasar yükü= 1199.793 N



Hasar yükü= 3191.474 N



Hasar yükü= 4853.834 N



Hasar yükü= 5581.909 N

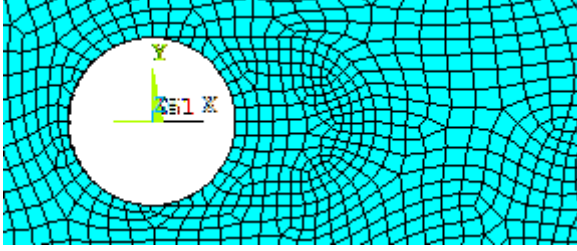
Şekil 7.39. [$0^\circ/75^\circ/0^\circ/75^\circ$] tabaka dizilimine sahip kompozit levha için hasar ilerlemesi

Şekil 7.39' da $[0^\circ/75^\circ/0^\circ/75^\circ]$ antisimetrik levhaya ait 0° ve 75° tabaka dizilimleri görülmektedir. Başlangıç hasarı 451.046 N yük ile 75° tabakada matriks çekme hasarı şeklinde görülmüştür. Hasar yükü 1199.793 N' a ulaştığında 0° tabakada fiber çekme, matriks basma ve matriks çekme hasarları oluşmuştur. 75° tabakada ise matriks çekme hasarıyla birlikte, matriks basma ve fiber–matriks kayma hasarları ortaya çıkmıştır. Hasar yükünün 3191.474' a ulaşmasıyla 75° tabakada önceki hasarların ilerlemesine ek olarak fiber basma ve fiber çekme hasarları oluşmuştur. 0° tabakada ise fiber çekme ve matriks çekme hasarlarıyla birlikte levhada ezilme hasarı da ilerlemiştir. Aynı zamanda fiber–matriks kayma hasarı oluşmuştur. Yükün 4853.834 N' a ulaşmasıyla 75° tabakada matriks çekme hasarının levha kenarına ulaşmasıyla levhada kırılmalar olmuştur. 0° tabakada fiber çekme hasarına bağlı olarak ezilme hasarı da ilerlemiştir. Hasar yükü nihai yük olan 5581.909 N değerine ulaştığında matriks çekme ve fiber çekme hasarlarına bağlı olarak levhada kırılmalar meydana gelmiştir. Şekil 7.40' ta sayısal çalışmada oluşan hasarların deneysel tespiti görülmektedir.

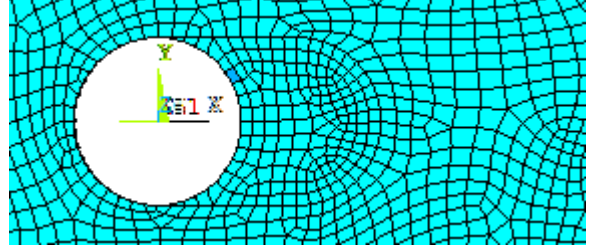


Şekil 7.40. $[0^\circ/75^\circ/0^\circ/75^\circ]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levhada deneysel çalışma sonucu meydana gelen hasarın görüntüsü

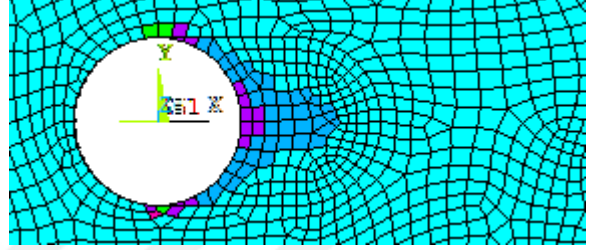
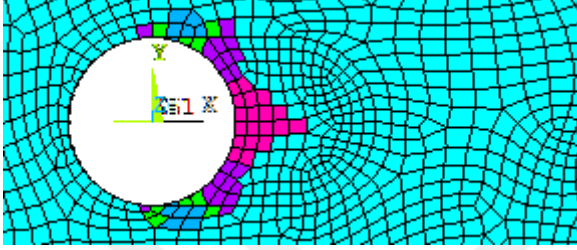
yama 3. (90°) tabakada hasar ilerlemesi



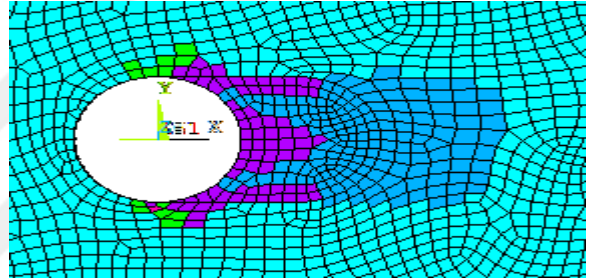
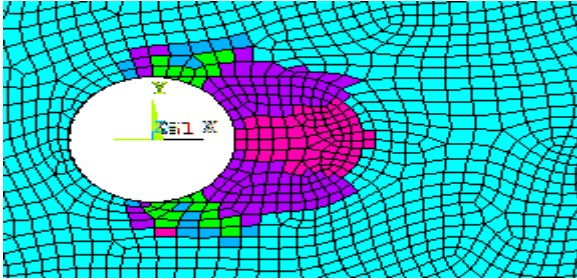
yama 4. (0°) tabakada hasar ilerlemesi



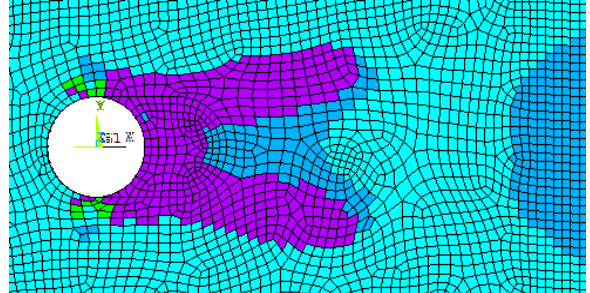
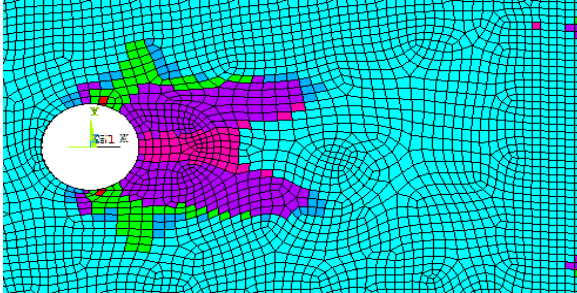
Hasar yükü= 558.604 N



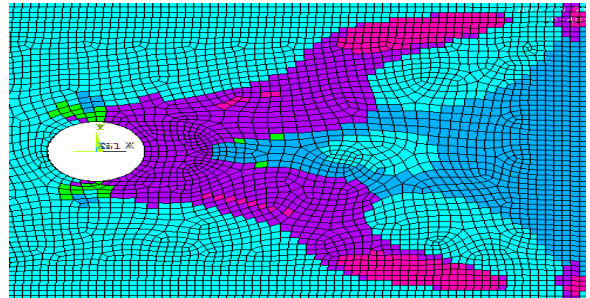
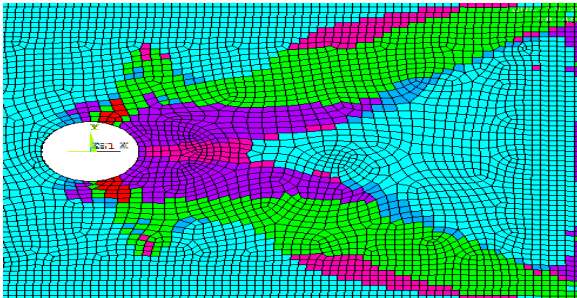
Hasar yükü= 1965.100 N



Hasar yükü= 3952.518 N



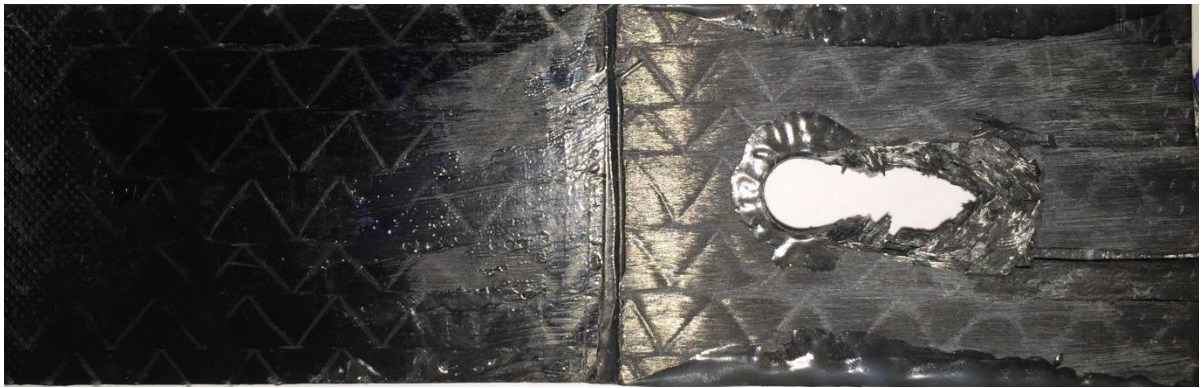
Hasar yükü= 5227.206 N



Hasar yükü= 6912.980 N

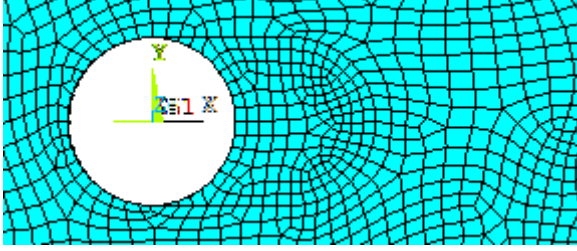
Şekil 7.41. [$0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$] tabaka dizilimine sahip kompozit levha için hasar ilerlemesi

Şekil 7.41' de $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ simetrik tabaka dizilimli levhaya ait ilerleme hasar analizi görülmektedir. İlk hasar 558.604 N ile 0° tabakada gerçekleşmiştir. Hasar yükünün 1965.100 N' a ulaşmasıyla 90° tabakada hasarlar daire çevresinde görülmekle beraber bunlar, matriks basma, fiber çekme, matriks çekme ve fiber–matriks kayma hasarlarıdır. 0° tabakada ise matriks çekme hasarının yanında, fiber çekme, matriks basma ve fiber–matriks kayma hasarları görülmüştür. Yükün 3952.518 N' a ulaşmasıyla her iki tabakadaki hasarlarda da artışlar olmuştur. 0° tabakada matriks çekme ve fiber çekme hasarlarının belirginleştiği görülmektedir. Hasar yükünün 5227.206 N değerine ulaşmasıyla 0° tabakada fiber çekme hasarının matriks çekme hasarına yaklaştığı görülmekle beraber levha kısa kenarında matriks çekme hasarının oluştuğu görülmektedir. 90° tabakada ise diğer hasarlara ek olarak daire çevresinde fiber basma hasarı oluşmuştur. Her iki tabakada da hasarlar yayılma özelliği göstermektedir. Yük nihai değer olan 6912.980 N' a ulaştığında program durdurulmuştur. 0° tabakada levha kısa kenarında oluşan matriks çekme hasarıyla delikten kenara doğru ilerleyen matriks çekme hasarı birleşmiştir. Yine fiber çekme hasarının levha kenarlarına doğru yayılma özelliği gösterdiği gözlenmektedir. 90° tabakada ise fiber–matriks kayma hasarının levha kenarlarına yayılarak ulaştığı görülmektedir. Burada tabakalarda ayrılma ve kırılmalarından söz edebiliriz. Ayrıca pimin delik çeperlerine baskı uygulaması sonucu fiber ve matriks kırılmaları gerçekleşmiştir ve bunun sonucu olarak levhada ezilme hasarı oluşmuştur. Sayısal hasar analizinde elde edilen hasar sonuçları Şekil 7.42' deki deneysel çalışmada görülebilir.

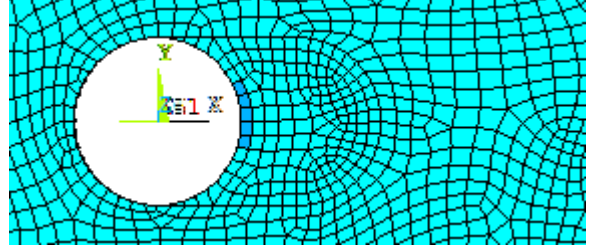


Şekil 7.42. $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ tabaka dizilimine sahip kompozit levhada deneysel çalışma sonucu meydana gelen hasarın görüntüsü

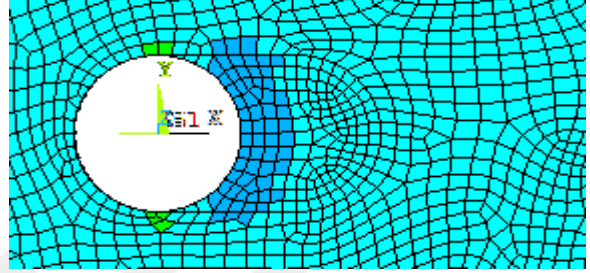
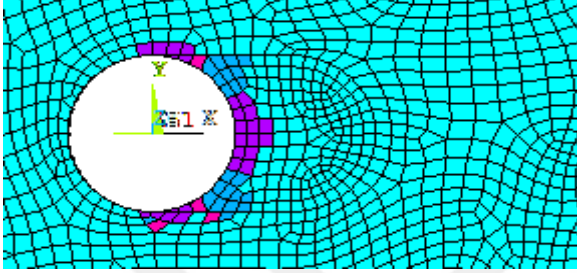
yama 3. (0°) tabakada hasar ilerlemesi



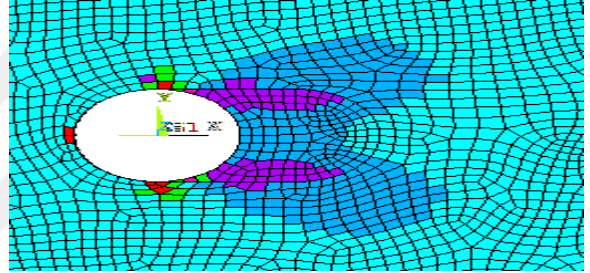
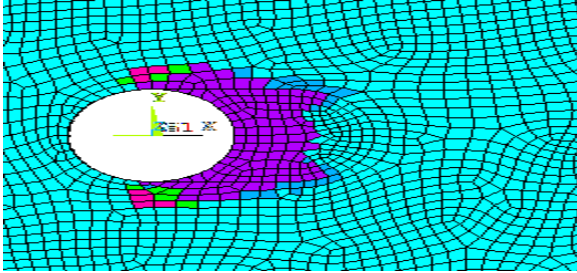
yama 4. (90°) tabakada hasar ilerlemesi



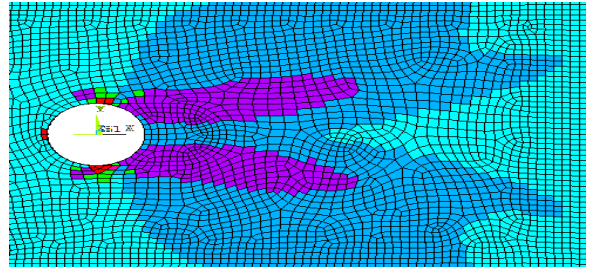
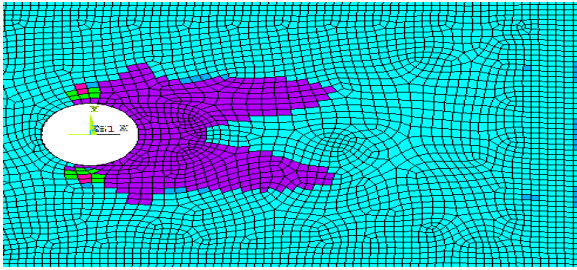
Hasar yükü= 416.350 N



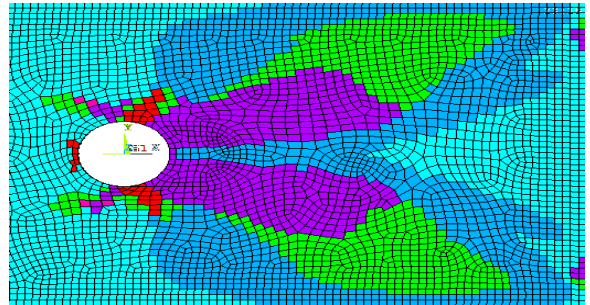
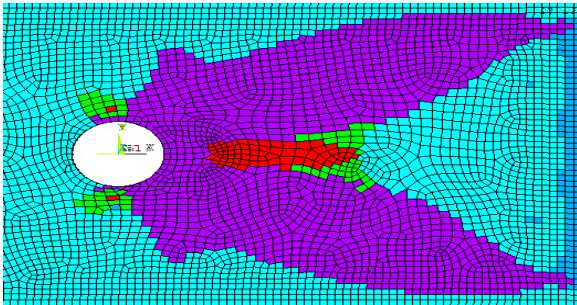
Hasar yükü= 1464.671 N



Hasar yükü= 2945.976 N



Hasar yükü= 4480.462 N



Hasar yükü= 6814.223 N

Şekil 7.43. [$0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ$] tabaka dizilimine sahip kompozit levha için hasar ilerlemesi

A close-up photograph of a dark, textured surface, possibly a book cover or folder. The left side features a repeating diamond-shaped pattern. A vertical crease runs down the center. On the right side, there is a small, light-colored, irregular mark or tear.

8. TARTIŞMA VE ÖNERİLER

Bu çalışmada; önceden ezilme hasarına uğramış pim delikli karbon fiber takviyeli epoksi tabakalı kompozit levhalar tamir edilmiştir. Ezilmiş bölgeler, temizlenerek aynı takviye açısı ve tabaka dizilimine sahip kompozit yama ile yapıştırıcı kullanılarak tamir edilmiştir. Tamiri yapılan pim delikli kompozit levhalar çekme testine tabi tutularak tamir performansı incelenmiştir. Sayısal çalışmada kompozit levha için *Hashin Hasar Kriteri'* ni, yapıştırıcı için ise *Tresca Hasar Kriteri'* ni kullanan ilerlemeli hasar analizi alt programı ANSYS sonlu eleman programında çalıştırılarak elde edilen sonuçlar deneysel verilerle karşılaştırılmıştır. Yapılan çalışma sonucu elde edilen sonuçlar aşağıdaki gibi özetlenebilir.

- Levhanın orijinal hasarsız yük taşıma kapasitesi ile karşılaştırıldığında, yama ile tamir edilmiş kompozit levhanın yük taşıma kapasitesi ve nihai hasar yükü etkili bir şekilde artmıştır.
- Fiber takviye açısı yamalı kompozit levhanın hasar yükü üzerinde bir parametre olarak alınabilir. Fiber takviye açısının 0°' den 90°' ye doğru artması pim delikli levhanın hasar yükünü %50 civarında artırabilmektedir.
- Tamir edilmiş kompozit levhaların önemli ölçüde tamir performansının artması (%~500) özellikle aynı kalınlıkta ve takviye açısında seçilen yamadan kaynaklandığı söylenebilir. Çünkü pim temas noktasında kalınlık yamasıza göre yaklaşık 2 kattan fazladır. Kompozit levhadaki ezilmiş bölge yapıştırıcı ve yama ile doldurulduğundan tüm yük özellikle başlangıçta yapıştırıcı ve sonrasında yama tarafından taşınmakta sonrasında ise levhaya aktarılmaktadır. Dolayısıyla da tamir esnasında seçilen yapıştırıcı tipi ve kalınlığı önemli bir parametredir.
- Yamalı levhaların pimle çekme testi sonrası oluşan hasarlarda yapıştırıcı ayrılması gözlemlenmemiştir. Dolayısıyla da ideal bir yapıştırma işlemi yapıldığı söylenebilir. Bazı numunelerde yapıştırıcının kompozit ile arasında etkili bir bağlayıcılık (adhezyon) özelliği göstermesi nedeniyle (ki bu da kompozit malzemede iyi bir yüzey temizliği yapıldığı ve bunun sonucunda iyi bir ıslatma sağlandığının göstergesidir) uygulanan yükteki artışlar yamada tabaka ayrılmalarına ve yapıştırıcıda koheziv kırılmalara neden olmuştur (özellikle 75° ve 90° takviye açılı dizilimlerde bu belirgindir). Bu nedenle de kompozit yamada meydana gelen hasarları gözlemek daha kolay olmuştur.

- 0° - 15° - 30° - 45° fiber takviye açılarına sahip levhalarda hasarlar pim deliği temas bölgesindeki ezilme hasarları olarak ortaya çıkmıştır. 75° ve 90° de ise ezilme hasarının yanı sıra levha kenarında kayma hasarları gözlemlenmiştir. 90° durumunda kayma hasarları daha belirgindir. Bu durum hem simetrik hem de antisimetrik tabaka dizilimi için geçerlidir. Fiber takviye açılarının yükleme doğrultusundan uzaklaşması bu durumun bir sonucudur.
- θ fiber takviye açısının büyümesi ile yükün taşınma görevi daha ziyade matrikslere verildiğinden, daha kolay kırılma durumu ortaya çıkmakta ve bu da levhayı güçsüzleştirmektedir. Bu durum deney sonuçları ile açıklanırsa, $[0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ]$ dizilimli numune 1715 N değeri ile en yüksek maksimum lineer (elastik) hasar yüküne sahipken, en düşük lineer yük $[0^\circ/75^\circ/75^\circ/0^\circ]$ ve $[0^\circ/75^\circ/0^\circ/75^\circ]$ dizilime sahip numunelerde sırası ile 757 ve 941 N değerleri ile görülmüştür. $[0^\circ/\theta^\circ/\theta^\circ/0^\circ]$ ve $[0^\circ/\theta^\circ/0^\circ/\theta^\circ]$ tabaka dizilimine sahip levhalarda hasar davranışı karmaşıktır. Çünkü θ' nin değişimi yalnız başına düşünülemez ve bu değişim her zaman 0° li tabakalardan etkilenir ve bu tabakaları etkiler. Dolayısıyla da θ' nin artması hasar yükünü belirli oranda artırsa bile, 0° li tabakalarda doğal olarak çekme hasarına neden olabilmektedir. Kayma davranışı ise θ açılı tabakalar ile sağlanmaktadır.
- Yamalı levhalar yamasız levhalara göre hasar şekilleri mukayese edildiğinde hasar yükünün önemli ölçüde, yukarıda belirtildiği gibi, arttığı gözlemlense bile hasar bölgesinin yamasız numuneye göre daha büyük olduğu görülmüştür.
- Çalışmanın diğer bir değişim parametresi olan tabaka dizilimi de hasar davranışını etkilemektedir. Bu etki 0° - 45° arasındaki açılarda düşük ($\sim\%4$) olarak ortaya çıkmakta iken 75° ve 90° açılarında, fiber takviye açısının etkisinde olduğu gibi $\%15$ civarlarına ulaşabilmektedir. Ayrıca 30° ve 45° fiber takviye açıları için antisimetrik tabaka diziliminin maksimum hasar yükü simetrik tabaka dizilimine göre daha büyük iken, diğer açılarda bu durum tam tersidir.
- Sayısal çalışmada ilerlemeli hasar analizi, kompozitler için *Hashin Hasar Kriteri* ve yapıştırıcı için *Tresca Hasar Kriteri'* ni kullanan program yardımı ile yapılmıştır. Sayısal çalışmada; hasarda etkili olan tabakalar, yamanın en dış yüzeyindeki iki tabakadır (3. ve 4. tabakalar). Bu iki tabaka hasar davranışını etkilemiştir. Modelin kalınlık boyunca simetrik olmamasından dolayı eğilme durumu ortaya çıkmakta ki bu durum deneysel çalışmada da görülmüştür.

Dolayısıyla da en dıştaki tabakalar doğal olarak bu eğilmeden etkilenerek maksimum gerilmeleri taşımaktadır.

- Sayısal çalışmada yapıştırıcılarda hasar kompozite göre düşük yüklerde başlayarak hızlıca yayılmaktadır. Yapıştırıcının kompozit levhaya göre oldukça düşük olan çekme ve kayma mukavemeti bunun doğal bir sonucudur.
- Ana levhadaki yıkıcı hasarlar ise (matriks çekme hasarı hariç), kompozit yamadaki hasar tamir edilmiş levhadaki pim delik kenarına ulaştığı anda yavaş yavaş başlamakta ve eğilme davranışı ile kısmi olarak ilerlemektedir.
- Deneysel ve sayısal hasar yükleri maksimum %23 yaklaşım oranı ile elde edilmiştir. Hasar tipleri de deneysel ve sayısal olarak benzerdir.
- Sayısal çalışmada; ezilme hasarını elde etmek için hasarın 2R mesafesi kadar ilerlediği, artık yükün artırımı ile hasarın kademeli olarak değişmediği, hasarın ani olarak yayıldığı yük noktası dikkate alınmıştır. Ezilme tipi deneysel resimlerle uyumludur. 75° ve 90° takviye açılarındaki hasarlar, baskın hasar tipi olan fiber çekme ve fiber-matriks kayma hasarının levhanın kenarına kadar ilerlemesi ile elde edilmiştir.
- Ezilme hasarının sayısal çözümü ve kabulü levha yırtılma ve kayma hasarına göre daha karmaşıktır. Bu çalışmada belirgin olan bu hasar tipi, sayısal çalışmada kabul edilen sistematik içerisinde elde edilebilmiştir.
- Elde edilen çalışmadaki maksimum %23 hasar yaklaşım değerinin düşürülebilmesi için kalınlık yönündeki malzeme mekanik özelliklerinin işleme katılması, yapıştırıcının az da olsa lineer olmayan davranışının dikkate alınması gereklidir.
- Çift taraflı yama kullanımı tek taraflıya göre daha etkilidir. Ancak uygulama zorluğu vardır. Çalışma çift taraflı yama uygulamaları yapılarak geliştirilebilir. Yama kalınlığının değişimi, yapıştırıcı tipinin etkisi incelenebilecek diğer parametrelerdir.
- Tüm bu sonuçlara göre ideal tamir performansını elde etmek için seçilecek parametreler ancak yine tasarımcılar tarafından belirlenecektir.

KAYNAKLAR

- [1] **Günaydın, B.** 2010. Kompozit yama ile onarılmış yüzey çentikli filaman sarım borularda yorulma davranışları, Doktora Tezi, S.Ü., Fen Bilimleri Enstitüsü, Konya
- [2] **Soutis, C., Duan, D-m. ve Goutas, P.** 1999. Compressive behaviour of CFRP laminates repaired with adhesively bonded external patches, Department of Aeronautics, Imperial College of Science, Technology and Medicine, Prince Consort Road, London SW7 2BY, UK
- [3] **Chotard, T.J., Pasquier, J. ve Benzeggagh, M.L.** 2001. Residual performance of scarf patch-repaired pultruded shapes initially impact damaged, Composite Structures 53 (2001) 317-331
- [4] **Djokic, D., Johnston, A., Rogers, A., Lee-Sullivan, P. ve Mrad, N.** 2001. Residual stress development during the composite patch bonding process: measurement and modeling, Composites: Part A 33 (2002) 277-288
- [5] **Engels, H. ve Becker, W.** 2002. Closed-form analysis of external patch repairs of laminates, Universitat Siegen, Institut für Mechanik und Regelungstechnik, Paul-Bonatz Str.9-11, D-57068 Siegen, Germany
- [6] **Tse, P-C., Lau, K-J. ve Wong, W-H.** 2002. Stress and failure analysis of woven composite plates with adhesive patch-reinforced circular hole, Composites: Part B 33 (2002) 57-65
- [7] **Turton, T.J., Dalziel-Job, J. ve Livingstone, F.** 2004. Oil platforms, destroyers and frigates—case studies of QinetiQ's marine composite patch repairs, Composites: Part A 36 (2005) 1066–1072
- [8] **Vaziri, A. ve Nayeb-Hashemi, H.** 2005. Dynamic response of a repaired composite beam with an adhesively bonded patch under a harmonic peeling load, Department of Mechanical, Industrial and Manufacturing Engineering, Northeastern University, Boston, MA 02115, USA
- [9] **Papanikos, P., Tserpes, K.I., Labeas, G. ve Pantelakis, Sp.** 2005. Progressive damage modelling of bonded composite repairs, Theoretical and Applied Fracture Mechanics 43 (2005) 189–198
- [10] **Mathias, J-D., Balandraud, X. ve Grediac, M.** 2006. Applying a genetic algorithm to the optimization of composite patches, Universite' Clermont II, Campus des Ce'zeaux, BP 265, 63175 Aubie're cedex, France
- [11] **Ouinas, D., Bouiadjra, B.B., Serier, B. ve SaidBekkouche, M.** 2006. Comparison of the effectiveness of boron/epoxy and graphite/epoxy patches for repaired cracks emanating from a semicircular notch edge, Composite Structures 80 (2007) 514–522

- [12] **Okafor, A.C. ve Bhogapurapu, H.** 2006. Design and analysis of adhesively bonded thick composite patch repair of corrosion grind-out and cracks on 2024 T3 clad aluminum aging aircraft structures, *Composite Structures* 76 (2006) 138–150
- [13] **Harman, A.B., Wang, C.H.** 2006. Improved design methods for scarf repairs to highly strained composite aircraft structure, Air Vehicles Division, Defence Science and Technology Organisation, PO Box 4331, Melbourne, Vic. 3001, Australia
- [14] **Caliskan, M.** 2006. Evaluation of bonded and bolted repair techniques with finite element method, Sakarya University, Vocational School, Hendek Campus, Sakarya, 54187 Turkey
- [15] **Bouiadjra, B.B., Fekirini, H., Serier, B. ve Benguediab, M.** 2006. Numerical analysis of the beneficial effect of the double symmetric patch repair compared to single one in aircraft structures, *Computational Materials Science* 38 (2007) 824–829.
- [16] **Mathias, J.D., Grediac, M. ve Balandraud, X.** 2006. On the bidirectional stress distribution in rectangular bonded composite patches, *International Journal of solids and Structures* 43 (2006) 6921–6947
- [17] **Liu, X. ve Wang, G.** 2006. Progressive failure analysis of bonded composite repairs, *Composite Structures* 81 (2007) 331–340
- [18] **Li, H.C.H., Beck, F., Dupouy, O., Herszberg, I., Stoddart, P.R., Davis, C.E. ve Mouritz, A.P.** 2006. Strain-based health assessment of bonded composite repairs, *Composite Structures* 76 (2006) 234–242
- [19] **Wang, C.H. ve Gunnion, A.J.** 2007. On the design methodology of scarf repairs to composite laminates, *Composites Science and Technology* 68 (2008) 35–46
- [20] **Xiong, J.J. ve Shenoi, R.A.** 2007. Integrated experimental screening of bonded composites patch repair schemes to notched aluminum-alloy panels based on static and fatigue strength concepts, *Composite Structures* 83 (2008) 266–272.
- [21] **Campilho, R.D.S.G., de Moura, M.F.S.F., Ramantani, D.A., Morais, J.J.L. ve Domingues, J.J.M.S.** 2009. Tensile behaviour of three-dimensional carbon-epoxy adhesively bonded single- and double-strap repairs, *International Journal of Adhesion & Adhesives* 29 (2009) 678–686
- [22] **Oudad, W., Bouiadjra, B.B., Belhouari, M., Touzain, S. ve Feaugas, X.** 2009. Analysis of the plastic zone size ahead of repaired cracks with bonded composite patch of metallic aircraft structures
- [23] **Campilho, R.D.S.G., de Moura, M.F.S.F., Ramantani, D.A., Morais, J.J.L. ve Domingues, J.J.M.S.** 2009. Buckling strength of adhesively-bonded single and double-strap repairs on carbon-epoxy structures, *Composites Science and Technology* 70 (2010) 371–379

- [24] **Madani, K., Touzain, S., Feaugas, X., Cohendouz, S. ve Ratwani, M.** 2009. Experimental and numerical study of repair techniques for panels with geometrical discontinuities, *Computational Materials Science* 48 (2010) 83–93
- [25] **Breitzman, T.D., Larve, E.V., Cook, B.M., Schoeppner, G.A. ve Lipton, R.P.** 2009. Optimization of a composite scarf repair patch under tensile loading, *Composites: Part A* 40 (2009) 1921–1930
- [26] **Ridha, M., Tan, V.B.C. ve Tay, T.E.** 2010. Traction–separation laws for progressive failure of bonded scarf repair of composite panel, Department of Mechanical Engineering, National University of Singapore, 9 Engineering Drive 1, Singapore 117576, Singapore
- [27] **Atas, C., Akgun, Y., Dagdelen, O., Icten, B.M. ve Sarikanat, M.** 2010. An experimental investigation on the low velocity impact response of composite plates repaired by VARIM and hand lay-up processes, *Composite Structures* 93 (2011) 1178–1186.
- [28] **Pinto, A.M.G., Campilho, R.D.S.G., de Moura, M.F.S.F. ve Mendes, I.R.** 2010. Numerical evaluation of three-dimensional scarf repairs in carbon-epoxy structures, *International Journal of Adhesion & Adhesives* 30 (2010) 329–337
- [29] **Cheng, P., Gong, X.-J., Hearn, D. ve Aivazzadeh, S.** 2010. Tensile behaviour of patch-repaired CFRP laminates, *Composite Structures* 93 (2011) 582–589
- [30] **Bouiadjra, B.B., Fari Bouanani, M., Albedah, A., Benyahia, F. ve Es-Saheb, M.** 2011. Comparison between rectangular and trapezoidal bonded composite repairs in aircraft structures: A numerical analysis, *Materials and Design* 32 (2011) 3161–3166
- [31] **Xiaoquan, C., Baig, Y., Renwei, H., Yujian G. ve Jikui, Z.** 2012. Study of tensile failure mechanisms in scarf repaired CFRP laminates, School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China
- [32] **Caminero, M.A., Pavlopoulou, S., Lopez-Pedrosa, M., Nicolaisson, B.G., Pinna, C. ve Soutis, C.** 2012. Analysis of adhesively bonded repairs in composites: Damage detection and prognosis, *Composite Structures* 95 (2013) 500–517.
- [33] **Kashfuddoja, M. ve Ramji, M.** 2013. Design of optimum patch shape and size for bonded repair on damaged Carbon fibre reinforced polymer panels, Engineering Optics Lab, Department of Mechanical Engineering, IIT Hyderabad, India
- [34] **Kashfuddoja, M. ve Ramji, M.** 2013. Whole-field strain analysis and damage assessment of adhesively bonded patch repair of CFRP laminates using 3D-DIC and FEA, Engineering Optics Lab, Department of Mechanical Engineering, IIT Hyderabad, India

- [35] **Benyahia, F., Albedah, A., Bouiadjra, B.B.** 2013. Analysis of the adhesive damage for different patch shapes in bonded composite repair of aircraft structures, *Materials and Design* 54 (2014) 18–24
- [36] **Caminero, M.A., Lopez-Pedrosa, M., Pinna, C. ve Soutis, C.** 2013. Damage monitoring and analysis of composite laminates with an open hole and adhesively bonded repairs using digital image correlation, *Composites: Part B* 53 (2013) 76–91
- [37] **Akpınar, S.** 2013. Effects of laminate carbon/epoxy composite patches on the strength of double-strap adhesive joints: Experimental and numerical analysis, Dept. of Mechanical Eng., Gümüşhane University, 29100 Gümüşhane, Turkey
- [38] **Katnam, K.B., Da Silva, L.F.M. ve Young, T.M.** 2013. Bonded repair of composite aircraft structures: A review of scientific challenges and opportunities, *Progress in Aerospace Sciences* 61 (2013) 26–42
- [39] **Turan, K., Gür, M. ve Kaman, M.O.** 2013. Progressive failure analysis of pin loaded unidirectional carbon-epoxy laminated composites, *mechanics of advanced materials and structures*, volume 21, number 2 (2014) pages: 98-106.
- [40] **Turan, K., Kaman, M.O. ve Gür, M.** 2015. Progressive failure analysis of laminated composite plates with two serial pinned joints, *mechanics of advanced materials and structures*, volume 22, issue 10 (2015) 839-849.
- [41] **Koruvatan, A.** 2008. Farklı kür sıcaklığı ve sürelerinde üretilen tabakalı kompozit plakaların pimli/civatalı bağlantılarının hasar analizinin incelenmesi, Doktora Tezi, Balıkesir üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Balıkesir
- [42] **Polat, Z.** 2008. Hasarlı kompozit plakaların tamir yoluyla mukavemetinin arttırılması, Y.Lisans Tezi, Afyon Kocatepe Ü., Fen Bilimleri Enstitüsü, Afyon
- [43] **M.E.B.** 2011. Metal Olmayan Uçak Malzemeleri, Ankara
- [44] **Şen, F.** 2007. Failure analysis of composite pin-loaded joints under preload moments, PhD Thesis, Dokuz Eylül University Graduate School Of Natural And Applied Sciences, İzmir
- [45] **Turan, K.** 2009. Çözülebilir bağlantılı kompozit plakaların mekanik davranışlarının analizi, Doktora Tezi, Fırat Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Elazığ
- [46] **Kaman, M.O. ve Turan, K.** 2010. Tek Tesirli Yapıştırma Bağlantılarında İlerlemeli Hasar Analizi, Pamukkale Üniversitesi, Mühendislik Bilimleri Dergisi Cilt 16, Sayı 3, 2010, Sayfa 315-323
- [47] **Çalık, A.** 2008. Yapıştırıcılar ve köşeleri yuvarlatılmış basamaklı bindirme yapıştırıcı bağlantılarda gerilme analizi, Y.Lisans Tezi, Zonguldak Karaelmas Ü., Fen Bilimleri Enstitüsü, Zonguldak

- [48] **Tın, S.** 2006. Tek bindirmeli yapıştırma bağlantılarının tasarım ve analizi, Y.lisans Tezi, Afyonkarahisar Kocatepe Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Afyonkarahisar
- [49] **Ergun, E.** 2009. Isı ve nem etkisindeki çatlaklı alüminyum levhaların kompozit yama ile tamirinin kırılma ve yorulma analizleri, Doktora Tezi, Pamukkale Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Denizli
- [50] **Dursun, T.** 2006. Cıvata bağlantılı tabakalı kompozit levhalarda hasar analizi, Doktora Tezi, Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara
- [51] Ansys 13.0., (Academic Teaching Introductory) Command References and Gui.
- [52] **Okutan, B.** 2001. Stress and failure analysis of Laminated composite pinned joints, PhD Thesis, Graduate School Of Natural And Applied Sciences Dokuz Eylül Universty, İzmir



ÖZGEÇMİŞ

Abdulkerim PARLAMIŞ 1981 yılında Diyarbakır'da doğdu. İlk, orta ve lise öğrenimini Diyarbakır'da tamamladı. 2005 yılında Dicle Üniversitesi Mühendislik-Mimarlık Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü' nü kazanarak 2009 yılında mezun oldu. 2010-2012 yılları arasında Okaylar Doğalgaz İnş. San. Tic. Ltd. Şti. de makine mühendisi olarak çalıştı. 2012 yılında EÜAŞ Dicle ve Yöresi Hes İşletme Müdürlüğü' ne memur olarak atandı ve halen aynı görevine devam etmektedir.

