

PAMUKKALE ÜNİVERSİTESİ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**KIVRIMSIZ DİKİŞLİ CAM ELYAF KUMAŞLARDAN ÜRETİLEN
KOMPOZİT PLAKLARIN DARBE DAVRANIŞININ İNCELENMESİ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
İnan AĞIR**

Anabilim Dalı : Makine Mühendisliği

Programı : Yüksek Lisans

Tez Danışmanı: Doç. Dr. Numan Behlül BEKTAŞ

AĞUSTOS 2012

YÜKSEK LİSANS ONAY FORMU

Pamukkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü 091111005 nolu öğrencisi İnan AĞIR tarafından hazırlanan “KIVRIMSIZ DİKİŞLİ CAM ELYAF KUMAŞLARDAN ÜRETİLEN KOMPOZİT PLAKLARIN DARBE DAVRANIŞININ İNCELENMESİ” başlıklı tez tarafımızdan okunmuş, kapsamı ve niteliği açısından bir Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

Tez Danışmanı : Doç. Dr. Numan Behlül BEKTAŞ (PAÜ MÜH. FAK.)
(Jüri Başkanı)

Jüri Üyesi : Doç. Dr. Hasan ÇALLIOĞLU (PAÜ MÜH. FAK.)

Jüri Üyesi : Yrd. Doç. Dr. Metin SAYER (PAÜ TEK. FAK.)

Pamukkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun
15/08/2022 tarih ve ..20/16..... sayılı kararıyla onaylanmıştır.


Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü
Prof. Dr. Nuri KOLSUZ

Bu tezin tasarımı, hazırlanması, yürütülmesi, araştırmalarının yapılması ve bulgularının analizlerinde bilimsel etiğe ve akademik kurallara özenle riayet edildiğini; bu çalışmanın doğrudan birincil ürünü olmayan bulguların, verilerin ve materyallerin bilimsel etiğe uygun olarak kaynak gösterildiğini ve alıntı yapılan çalışmalara atfedildiğine beyan ederim.

İmza

: 

Öğrenci Adı Soyadı : İnan AĞİR

ÖNSÖZ

Bu çalışmanın yapılabilmesi için proje yazılmasında, tez konunun belirlenmesinde, çalışmanın hazırlanmasında ve tamamlanmasında yardımlarını esirgemeyen danışman hocam Doç. Dr. Numan Behlül BEKTAŞ'a çok teşekkür ederim. Ayrıca, çalışmalarım esnasında bilgi ve yönlendirmeleriyle bana her zaman yardımcı olan hocalarım Doç. Dr. Hasan ÇALLIOĞLU, Yrd. Doç. Dr. Metin SAYER'e, Araş. Gör. Recep YURTSEVEN'e ve Araş Gör. Erkin AKDOĞAN'a teşekkür ederim.

Bu çalışma, Pamukkale Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Koordinasyon Birimi tarafından desteklenen 2010FBE037 nolu proje kapsamında gerçekleştirilmiştir.

Son olarak bana hep moral ve güç veren, maddi ve manevi destekleriyle her zaman yanımda olan aileme sonsuz sabırlarından dolayı teşekkür ediyorum.

AĞUSTOS 2012

İnan AĞIR

(Makine Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZET	xiii
SUMMARY	xiv
1. GİRİŞ	1
1.1 Tezin Amacı.....	2
1.2 Literatür Özeti.....	2
1.2.1 Kompozitlerin darbesi ile yapılan diğer çalışmalar.....	5
2. KOMPOZİT MALZEMELERE GENEL BAKIŞ	11
2.1 Kompozit Malzeme Tanımı	11
2.2 Kompozit Malzemenin Genel Özellikleri.....	12
2.3 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması	13
2.3.1 Kullanılan Matrikse Göre	13
2.3.2 Takviye Elemanına Göre	15
3. TEKSTİL TAKVİYELER	20
3.1 İki Boyutlu (2D) Kumaşlar	20
3.1.1 2D Dokuma	20
3.1.2 2D Örme	21
3.1.3 2D Braiding.....	22
3.2 Üç Boyutlu (3D) Kumaşlar	23
3.2.1 3D Dokuma	23
3.2.2 3D Örme	24
3.2.2.1 Çok Eksenli Çözümlü Örme (Non-crimp fabric)	25
3.2.2.2 Şekillendirilmiş (near-net shape) kumaşlar	28
3.2.2.3 3D Braiding	28
3.2.2.4 Diğer teknikler	29
4. KOMPOZİT MALZEMELERİN DARBE DAVRANIŞI	30
4.1 Kompozitler Neden Darbe'ye Eğilimlidir?.....	31
4.2 Kompozit Malzemelerin Darbe Testleri	31
4.2.1 Ağırlık düşürme darbe testleri.....	32
4.2.2 Sarkaç testleri (Izod ve Charpy).....	32
4.2.3 Hava veya gaz silah testleri.....	33
4.2.3.1 Split Hopkinson Bar (Kolsky Bar)	33
4.2.3.2 Balistik test düzeneği	34
4.3 Darbe Hasarına Etki Eden Parametreler	34
4.3.1 Plak özellikleri	34
4.3.2 Vurucu özellikleri.....	35
4.4 Kompozit Malzemelerde Hasar Türleri	36
4.4.1 Makroskobik hasar türleri.....	36
4.4.1.1 Matriks kırılması	36
4.4.1.2 Tabaka ayrılması (Delaminasyon)	37
4.4.1.3 Fiber kırılması	37
4.5 Darbe grafikleri	38

4.5.1 Kuvvet-yer değiştirme (okme) grafiği	38
4.5.2 Absorbe edilen enerji-zaman grafiği	40
4.5.3 Hız-yer değiştirme (okme) grafiği	40
4.5.4 Eş enerji grafiği	41
5. DENEYSEL ALIşMA HAZIRLIğI	43
5.1 Test Numuneleri	43
5.2 Test Numunelerinin İmalatı	44
5.3 Ağırlık Düşürme Darbe Testi.....	48
5.3.1 Ağırlık düşürme darbe testi cihazının özellikleri	48
5.3.2 Ağırlık düşürme darbe testi cihazının bölümleri.....	50
5.3.3 Data toplama sistemi	51
5.3.3.1 Hız, yer değiştirme (okme), ivme ve enerji denklemleri	52
5.3.4 Hız detektör bloğunun ayarlanması	54
5.3.5 Cihazın alıştırılması	54
6. DENEYSEL SONUÇLAR	55
6.1 Oluşan Hasar Modlarına Göre	55
6.1.1 İki Eksenli Epoksi (BE) Kompozit Numuneleri	55
6.1.2 İki Eksenli Polyester Kompozit (BP) Numuneleri.....	60
6.1.3 Keçeli Epoksi Kompozit (ME) Numuneleri	65
6.1.4 Keçeli Polyester Kompozit (MP) Numuneleri.....	69
6.1.5 Dört Eksenli Epoksi Kompozit (QE) Numuneleri	73
6.1.6 Dört Eksenli Polyester Kompozit (QP) Numuneleri.....	78
6.1.7 Üç Eksenli Polyester Kompozit (TP) Numuneleri	83
6.2 Enerji Profil Diyagramına Göre Karşılaştırma	88
6.3 Maksimum Kuvvet, Maksimum okme ve Temas Süresinin Darbe Enerjisine Göre Değişimi.....	92
7. SONUÇLAR VE DEğERLENDİRME.....	98
KAYNAKLAR.....	102

KISALTMALAR

ASTM	:Amerikan test ve malzeme topluluğu
BVID	:Gözle ancak fark edilebilen darbe hasarı
CAI	:Darbe sonrası basma dayanımı
DSD	:Kopmalar sonucu oluşan darbe hasarı
IATA	:Uluslararası hava taşımacılık birliği
MMK	:Metal matriksli kompozitler
OVID	:Bariz gözle görülebilen darbe hasarı
PMK	:Polimer matriksli kompozitler
SMK	:Seramik matriksli kompozitler
UD	:Tek yönlü (Unidirectional)
VID	:Gözle fark edilebilen darbe hasarı
MWK	:Çok eksenli çözgümlü örme
NCF	:Kıvrımsız (dikişli) kumaş
BE	:İki eksenli epoksi kompozit
BP	:İki eksenli polyester kompozit
ME	:Keçeli epoksi kompozit
MP	:Keçeli polyester kompozit
QE	:Dört eksenli epoksi kompozit
QP	:Dört eksenli polyester kompozit
TP	:Üç eksenli polyester kompozit

TABLO LİSTESİ

Tablolar

5.1 : Kompozit plakların takviye açıları, ortalama numune kalınlığı, fiber hacimsel oranı ve alan yoğunluğu	40
---	----

ŞEKİL LİSTESİ

Şekiller

2.1 : En genel kullanımlı takviye elemanlı kompozitler; a) fiber takviyeli, b) parçacık takviyeli, c) tabakalı kompozitler, d) dolgu kompozitler	15
2.2 : Şekillerine göre elyaf takviyeli kompozit malzeme çeşitleri (a) sürekli elyaf takviyeli, (b) kesikli elyaf takviyeli, (c) rastgele düzlemsel olarak yönlendirilmiş	16
2.3 : İki ve üç boyutlu tekstil takviyeleri.....	19
3.1 : Kompozit güçlendirmede kullanılan dokuma kumaş yapıları	20
3.2 : Kompozit güçlendirmesinde kullanılan örme kumaşlar (a) atkı örme kumaş, (b) çözgü örme kumaş, (c) atkı ve çözgü ipliği yatırılmış çözgü örme kumaş	21
3.3 : 3.3 : İki boyutlu braiding kumaş üretim prosesleri (a) tüp braiding (b) düz braiding (c) dolgu içeren (triaksiyal) braiding	22
3.4 : Üç boyutlu dokuma kumaş takviyeli kompozit malzeme örnekleri (a) flanşlı silindirik (b) çok gözlü kasa yapısı (c) türbin rotoru (d) farklı kompleks şekilli malzemeler	24
3.5 : Kıvrımsız kumaşın şematik görünümü	25
3.6 : Dikiş desenleri: zincir dikiş (a), triko dikiş (b) ve triko-zincir dikiş (c)	26
3.7 : Kıvrımsız dikişli kumaşlar için üretim şeması (1: Çağlık sistemi, 2: Taşıyıcı kafalar, 3: Zincir sistemi, 4: Elyaf kırıcı sistem, 5: Taşıyıcı rulolar, 6: Besleme kirişi, 7: Çözgü örme makinesi)	27
3.8 : Şekillendirilmiş üç boyutlu örme kumaş takviyeli kompozit örnekleri (a) jet motoru kılavuz kanatçığı (b) helikopter kapı bileşeni (c) T bağlantısı (d) yolcu uçağı için kaporta eki	28
3.9 : Üç boyutlu braiding takviyeli kompozit örnekleri (a) çubuklarla desteklenmiş panel malzemesi (b) roket düzesi	28
4.1 : Uçaklarda servis ömrü boyunca maruz kalacağı hasar nedenlerinin yüzdeleri..	31
4.2 : Charpy ve Izod testleri'nin örnek görüntüsü	33
4.3 : Split hopkinson deney düzeneği.	34
4.4 : (a) Kalın ve (b) ince plaklar için matriks kırığı hasarının ilerlemesi.	36
4.5 : Tipik bir delemantasyon türü.	37
4.6 : Kuvvet- yer değiştirme (çökme) eğrisi.....	39
4.7 : Farklı enerjiler için absorbe edilen (yutulan) enerji-zaman diyagramı.....	40
4.8 : Farklı enerjiler için hız-yer değiştirme (çökme) grafiği.....	41
4.9 : Enerji profil diyagramı	42
5.1 : Kalıp ayırıcı sürülmesi.....	44
5.2 : Tasarıma uygun dizilmiş kumaşlar	44
5.3 : Alüminyum ayakların konumlandırılması.....	45
5.4 : Cam yüzeyin yerleştirilmesi	45
5.5 : Sızdırmazlık macununun yerleştirilmesi.....	45
5.6 : Reçine hattı (spiral) yerleştirilmesi	46
5.7 : Vakum torbası için macun yerleşimi	46
5.8 : Hortumların yerleştirilmesi	46

5.9 : Vakum torbasının yerleştirilmesi.....	47
5.10 : Vakum filtresi ve vakum pompası	47
5.11 : Kumaşın reçine emmesi	48
5.12 : Ağırlık düşürme test cihazı.....	50
5.13 : Ağırlık düşürme test cihazı ile kullanılabilirlik değişik darbe uçları.	50
5.14 : Impulse yazılımının grafik örneği.....	51
6.1 : 20,05J darbe enerjisindeki BE kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	55
6.2 : 39,63J darbe enerjisindeki BE kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	56
6.3 : 61,42J darbe enerjisindeki BE kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	57
6.4 : 66,81J darbe enerjisindeki BE kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	58
6.5 : 71,25J darbe enerjisindeki BE kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	59
6.6 : 19,96J darbe enerjisindeki BP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	60
6.7 : 39,80J darbe enerjisindeki BP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	61
6.8 : 60,73J darbe enerjisindeki BP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	62
6.9 : 75,94J darbe enerjisindeki BP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	63
6.10 : 79,16J darbe enerjisindeki BP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	64
6.11 : 39,94J darbe enerjisindeki ME kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	65
6.12 : 60,49J darbe enerjisindeki ME kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	66
6.13 : 85,54J darbe enerjisindeki ME kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	67
6.14 : 90,17J darbe enerjisindeki ME kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	68
6.15 : 30,19J darbe enerjisindeki MP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	69
6.16 : 60,56J darbe enerjisindeki MP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	70
6.17 : 87,94J darbe enerjisindeki MP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	71
6.18 : 92,49J darbe enerjisindeki MP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	72
6.19 : 20,05J darbe enerjisindeki QE kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	73
6.20 : 39,86J darbe enerjisindeki QE kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	74
6.21 : 60,64J darbe enerjisindeki QE kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	75
6.22 : 78,94J darbe enerjisindeki QE kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	76

6.23 : 82,67J darbe enerjisindeki QE kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	77
6.24 : 19,71J darbe enerjisindeki QP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	78
6.25 : 48,65J darbe enerjisindeki QP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	79
6.26 : 69,69J darbe enerjisindeki QP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	80
6.27 : 72,91J darbe enerjisindeki QP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	81
6.28 : 74,22J darbe enerjisindeki QP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	82
6.29 : 30,11J darbe enerjisindeki TP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	83
6.30 : 70,05J darbe enerjisindeki TP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	84
6.31 : 79,59J darbe enerjisindeki TP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	85
6.32 : 95,25J darbe enerjisindeki TP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	86
6.33 : 101,22J darbe enerjisindeki TP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.....	87
6.34 : İki eksenli kompozit numunelerin enerji profil diyagramı.....	88
6.35 : BE numuneleri a) 66,81 J saplanma sınır değeri, b) 71,25 J delinme sınır değeri ve c) 76,35 J delinme	88
6.36 : Dört eksenli kompozit numunelerin enerji profil diyagramı	89
6.37 : Keçeli çok eksenli kompozit numunelerin enerji profil diyagramı	89
6.38 : Polyester reçineli iki, üç, dört eksenli ve keçeli çok eksenli kompozit numunelerin enerji profil diyagramı	90
6.39 : Epoksi reçineli iki, dört eksenli ve keçeli çok eksenli kompozit numunelerin enerji profil diyagramı.....	91
6.40 : Kompozitlere ait Maksimum çökme, Maksimum kuvvet, Darbe enerjisi ve Temas süresi değerleri.....	91
6.41 : BP ve BE kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı maksimum kuvvet değerlerinin değişimi.....	92
6.42 : BP ve BE kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı maksimum çökme değerlerinin değişimi.....	92
6.43 : BP ve BE kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı temas sürelerinin değişimi	93
6.44 : QP ve QE kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı maksimum çökme değerlerinin değişimi.....	94
6.45 : QP ve QE kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı maksimum kuvvet değerlerinin değişimi.....	94
6.46 : QP ve QE kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı temas sürelerinin değişimi	95
6.47 : MP ve ME kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı maksimum kuvvet değerlerinin değişimi.....	95
6.48 : MP ve ME kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı maksimum çökme değerlerinin değişimi.....	96

6.49 : MP ve ME kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı temas sürelerinin değişimi	97
--	----

SEMBOL LİSTESİ

a(t)	t anındaki vurucunun ivmesi
d(t)	t anındaki yer değiştirme
d_{max}	Maksimum yükteki yer değiştirme
E_a	Absorbe edilen enerji
E_i	Darbe enerjisi
E_{max}	Maksimum temas kuvvetindeki enerji
E_r	Geri sekme enerjisi
f(t)	t anında numune tarafından vurucuya uygulanan kuvvet
F(t)	t anındaki bileşke kuvvet
F_k	Kritik temas kuvveti
F_{max}	Maksimum temas kuvveti
g	Yerçekimi ivmesi (9.81 m/s)
K(t)	Vurucunun t anındaki kinetik enerjisi
kg	Kilogram
m	Vurucu kütleinin ağırlığı (kg)
mm	Milimetre
P(t)	Vurucunun t anındaki potansiyel enerjisi
Ts	Temas süresi
V(t)	t anında vurucu kütle hızı
V_{imp}	Çarpma hızı

ÖZET

KIVRIMSIZ DİKİŞLİ CAM ELYAF KUMAŞLARDAN ÜRETİLEN KOMPOZİT PLAKLARIN DARBE DAVRANIŞININ İNCELENMESİ

Bu çalışmada kıvrımsız dikişli cam elyaf kumaşlardan üretilen kompozit plakların darbe davranışları oda sıcaklığında deneysel olarak araştırılmıştır. Takviye malzemesi olarak iki eksenli, üç eksenli, dört eksenli ve keçeli olmak üzere dört tip kumaş, matriks malzemesi olarak ise epoksi ve polyester reçine kullanılmıştır. Denede kullanılan tüm numuneler vakum infüzyon yöntemi kullanılarak Atard Savunma ve Havacılık Sanayi İleri Teknoloji Uygulamaları Araştırma ve Geliştirme A.Ş.'de üretilmiştir.

Darbe testleri PAÜ Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Mekanik Araştırmalar Laboratuvarında bulunan Instron Dynatup 9250 HV darbe test cihazında yapılmıştır. Darbe testlerinde, pnömatik çeneler, numunenin tüm kenarlarından sıkı bir şekilde tutmakta ve ortasında çapı 76,2 mm olan dairesel delik bulunmaktadır. Vurucu ve üzerindeki kütle ile toplam ağırlığı 6.3 kg' dır. Numuneler 100 x 100 mm ebadındadır. Darbe testleri, çeşitli darbe enerjilerinde, hasar başlangıcından tam delinme durumuna kadar uygulanmıştır. Numunelerin hasar analizleri; kuvvet- yer değiştirme (çökme) eğrileri, enerji profil diyagramı ve hasarlı numunelerden elde edilen veriler karşılaştırılarak yapılmıştır. Polyester reçineli kompozitler (iki-eksenli, üç-eksenli ve dört-eksenli) 50 J darbe enerjisine kadar absorbe ettikleri enerji değeri aynıdır. Üç-eksenli/polyester kompozitin delinme sınır değeri, dört-eksenli/polyester kompozitine göre %27, iki-eksenli/polyester kompozitine göre %22 daha yüksek olduğu tespit edilmiştir. Bunun yanı sıra, epoksi reçineli kompozitlerde ise dört-eksenli kompozit, iki-eksenli kompozite göre %74 daha fazla vurucuya enerji aktarmaktadır. Ancak, delinme sınır değeri %14 daha fazladır. Keçeli kompozitler, diğer kompozitlere göre 1 mm daha kalın olduğundan sadece polyester ve epoksi reçinenin etkisi karşılaştırılmıştır. Hem hasar modları hem de darbe karakteristikleri birbirine oldukça benzer olduğu tespit edilmiştir. Tüm kompozit numunelerde başlıca hasar modları matris çatlaması, vurucu temas bölgesinde fiber kırılması ve fiber ayrılmasıdır.

Anahtar kelimeler: Kıvrımsız dikişli kumaş, Darbe davranışı, Delinme sınır değeri, Kuvvet- yer değiştirme (çökme) Eğrileri, Enerji Profil Diyagramı

SUMMARY

INVESTIGATION OF IMPACT RESPONDS OF COMPOSITE PLATES MANUFACTURED WITH STITCH-BONDED NON-CRIMP GLASS FIBER FABRICS

This study presents, results of an experimental investigation on the impact response of non-crimp fabric composite plates at room temperature. Four kinds of blanket manufactured with stitch-bonded non-crimp glass fibers; biaxial, triaxial, quadraxial and chopped strand mat combi were used as reinforcing material and two kinds of matrix; epoxy and polyester, were used as resin material in the composite plates. All specimens used in experiments were manufactured by vacuum assisted resin infusion method at Atard Defence and Aerospace Advanced Technology Application Research and Development Inc.

An instrumented drop weight impact testing machine Instron-Dynatup 9250 HV was used for impact testing. In the impact tests, the specimen was clamped on all side by rectangular steel plate with 76 mm circular hole and drop weight load was applied to the center of the specimen using the impactor with a hemispherical nose of 12.7 mm. The mass of impactor was 6.3 kg and the specimen geometry was 100 x 100 mm for impact tests. Impact tests were performed under various impact energies ranging from initiation of damage to final perforation. Damage process of the samples is analyzed from cross-examining load–deflection curves, energy profiling method and damaged specimens. Polyester resin composites (biaxial, triaxial, quadraxial), up to 50 J impact energy, absorbed energies are nearly same. It is found that the perforation threshold of triaxial/polyester composite is approximately 27% and 22% higher than that of the QP and BP composites, respectively. In addition, the epoxy resin composite, quadraxial composite transfer energy 74% higher than biaxial composite to the impactor. However, the perforation threshold is more than by 14%. Only effect of polyester and epoxy resin is compared because of combi mats are 1 mm thicker than the other composites. Both damage modes and impact characteristics are determined quite similar. There are essential damage modes in all composite specimens, those are; matrix cracking, fiber fracture and fiber pull out at impactor contact area.

Keywords: Non-Crimp Fabric, Impact Response, Perforation, Load–Deflection Curves, Energy Profiling Method

1. GİRİŞ

Günümüzde modern teknolojinin üstün özelliklere sahip malzemeye olan ihtiyacı gittikçe artmaktadır. Özellikle yüksek mukavemetin yanında, aynı zamanda hafifliğin de istendiği yapılara ihtiyaç duyulmaktadır. Kullanım yerine bağlı olarak istenilen bu gibi özelliklerin aynı malzemede aynı anda bulunması mümkün değildir. Birbirlerinin zayıf yönlerini düzeltecek şekilde üstün özelliklerin bir araya getirilmesi ile kompozit malzemeler üretilmiştir. İstenilen özelliklere sahip malzemelerin üretiminin yanında çalışma ömrü ve çalışma esnasında uğrayabilecekleri hasarlara karşı davranışlarının bilinmesi de önem taşımaktadır. Hasarların tespiti laboratuvar ortamında gerçeğe en yakın şekilde modellemeler yaparak elde edilmektedir. Darbe hasarları için uygulanan yöntemlerden birisi de düşük hızlı darbe testleridir.

Darbe testleri, genellikle günlük yaşamda karşılaştığımız çekiçle dövmek, otomobil çarpışmaları, araçların küçük tampon darbeleri, hareket halinde araca sıçrayan taş, yoldaki çukura hızla ve aniden düşen bir araba tekerleği ve kompozit bir kanat yapı üzerine bakım esnasında düşürülen bir aletin darbe etkileri gibi gerçek olaylarla bir benzeşim yapılarak oluşturulmaktadır. Özellikle mühendislik uygulamalarında imalat, montaj ve kullanım aşamasında dışarıdan gelebilecek herhangi bir darbeye karşı beklenmedik sonuçlar ortaya çıkabilir. Bunu engellemek için malzemenin bu tip etkiler karşısında davranışının nasıl olacağını bilmesi istenir (Şenel ve diğ. 2009).

Bazı darbeler fiber kopmalarına yol açarak bariz bir şekilde göz ile görülebilir hasarlara yol açıp yapının mukavemetinde ani düşüslere yol açarlar. Bu hasarlar bariz görülebilen darbe hasarı (OVID) ve kopmalar sonucu oluşan hasar (DSD) olarak tanımlanabilir ve yapılan planlı kontroller sırasında anında fark edilip düzeltilebilir veya hurdaya ayrılabilirler.

Ancak bariz görülebilen hasarların tersine yapının üst yüzeyinde fark edilemeyen ancak içyapısında tabaka ayrılması veya matriks kırılması gibi çıplak gözle zor görülebilen hasarlar da meydana gelebilir. Bu tarz hasarlar ancak gözle görülebilen hasarlar olarak tanımlanır (BVID) ve her kadar da tehlikesiz görünseler bile, darbe yüklemelerinden, matriksin ana görevini yerine getirememesinden ve yorulma yüklerine maruz kalmalarından dolayı erken arızaya yol açabilirler. Günlük uçak etrafında gezinilerek yapılan muayeneler sırasında fark edilen veya edilemeyen ufak çentik veya çöküntülerin aslında ne kadar dayanıma izin verdiğini önceden kestirebilmek çok önemlidir. Servis sırasında oluşabilecek bu tarz hasarların önüne geçilmesi için tasarımda gerekli önlemlerin alınması ve gerekirse yedekleme yapılması önerilir. Bu sebeple tabakalı kompozit bir yapıda darbe etkisinin oluşturacağı hasarı önceden tahmin etmek ve kontrol altında tutabilmek, tasarım ve kullanım açısından büyük önem arz etmektedir (Karaca, 2010).

1.1 Tezin Amacı

Bu tezde, Metyx firmasından temin edilen E-Camı fiberlerden üretilen dikişli, kıvrımsız yapıya sahip çok eksenli örgülü kumaşlara epoksi ve polyester reçine emdirilerek çeşitli oryantasyon açılarında ve tabakalarında kompozit plaklar Atard firması aracılığı ile üretilmiştir. Kompozit plakların düşük hızlarda darbe deneyleri laboratuvarımızda bulunan Instron Dynatup 9250 HV Darbe Deney Cihazı ile yapılarak darbe davranışları incelenip İki Eksenli, Üç Eksenli, Dört Eksenli, Tek Tarafı Keçeliler ve Karma Örgülü kumaşlardan olmasının darbe davranışı açısından etkileri, birbirlerine göre avantaj ve dezavantajları belirlenerek sektördeki ilgili üreticilere önerilecektir.

1.2 Literatür Özeti

Kıvrımsız dikişli (çok eksenli çözümlü örme) kumaşlar oldukça yeni bir ürün grubu olduğundan bu kumaştan üretilen kompozitlerin literatürde mekanik özelliklerinin tespiti konusunda araştırmalar mevcutken, darbe ile ilgili çok az bilgi bulunmaktadır.

Kang ve Kim (1999), düşük hızlı darbe altında çok eksenli çözümlü örme kevlar kompozitlerin enerji yutma mekanizmaları ve darbe davranışı araştırmışlardır. Toplam darbe enerjisi; delaminasyon enerjisi, membran enerjisi, eğilme enerjisi ve geri

sekme enerji olmak üzere dört kategoride sınıflandırılmıştır. Çok eksenli çözümlü örme kompozit tek yönlü laminatlar ile karşılaştırıldığında daha yüksek bir darbe tokluğu ve eğilme özelliği göstermiştir. Darbe kırılma tokluğu tek yönlü lamina veya dokuma kompozitlerinkinden daha yüksek olmasından dolayı çok eksenli çözümlü örme kompozitlerde delaminasyonun büyümesine engel olmaktadır. Hasarlı alanı nispeten küçük bir bölgede sınırlayan çok eksenli çözümlü örme kompozitler yüksek darbe enerjisini yutma kabiliyetine sahiptir.

Shyr ve Pan (2003a), Düşük hızlı darbe testlerinde kompozit laminaların hasar karakteristikleri ve dayanımı araştırmışlardır. Takviye elemanı olarak kıvrımsız (non-crimp), dokuma (woven) ve dokunmamış yüzey (nonwoven) olmak üzere 3 tip E-camı kumaş seçilmişlerdir. Darbe testleri ağırlık düşürme cihazı kullanılarak numunelere 8 J, 16 J ve 24 J nominal darbe enerjisi uygulanmıştır. Hasar karakteristiklerini belirlemek için mikropowder parlatma işleminden sonra darbe uygulanmış laminaların kesitleri metalografik mikroskobunda incelemişlerdir. Yük-zaman ve Enerji-zaman diyagramları fractographics ile karşılaştırıldığında büyük (major) hasar meydana gelmeden önce fiber kopmalarının gerçekleştiği tespit edilmiştir. Enerji arttırıldığında numunenin arka yüzeyinde eğilme gerilmesinden dolayı matriks çatlaması, delaminasyon ve fiber kırılması gözlenmiştir.

Shyr ve Pan (2003b), çalışmalarında çok eksenli çözümlü örme kumaş ile birlikte Parabeam üç boyutlu dokuma ve dokunmamış keçe kullanılarak sırasıyla sandviç ve hibrid kompozit plaklar üretmişlerdir. Ağırlık düşürme testleri ile farklı hasar karakteristiklerine karşılık gelen panellerin darbe yüklerini ve enerjilerini hesaplamışlardır. Kırılma modelleri ve hasar karakteristikleri bir kamera yardımıyla incelenmiştir. Sandviç ve hibrid laminaların her ikisinde de delaminasyon oluşması darbe enerji emiliminin iyileşmesinde önemli bir neden olduğu tespit edilmiştir.

Saito ve Kimpara (2005), yüksek performanslı bir takviye olan çok eksenli dikişli kumaş üzerinde odaklanmışlardır. Vakum destekli reçine transfer kalıplama (VARTM) yöntemi ile üretilen çok eksenli dikişli CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastics) laminatlar üzerinde darbe hasarının etkileri değerlendirilmiştir. Malzeme içinde oluşan darbe hasarı ultrasonik tarama cihazı ve optik kesit gözlemleri ile değerlendirilmiştir. Hem ultrasonik tarama cihazı hem de optik gözlemlerle elde edilen görüntüler karşılaştırılmış ve CFRP laminaların iç hasar dağılımı açıklık kazandırılmıştır. Darbe uygulanan CFRP laminaların üç boyutlu hasar dağılımı,

ultrasonik C-tarama görüntüleri ve kesitsel fotoğrafları elde edilmiştir. Darbe sonrası yorulma testiyle tahribatlı ve tahribatsız olmak üzere hasar ilerleme davranışını incelemişlerdir.

Sugie ve diğ (2009) yayınladığı çalışmada karbon ve cam fiber demetlerinden olmak üzere 0/90 çok eksenli çözümlü örme kumaş kullanmışlardır. Hibrid kompozit olarak her bir katmanı karbon ve cam fiber demetlerinden oluşacak şekilde üretmişlerdir. Darbe testleri ağırlık düşürme tekniği kullanılarak kompozit malzemenin darbeye cevabı incelenmiştir. Reçinenin doymamış polyester olması durumunda hibrid kompozitin toplam (total) enerji ve progresif (progressive) enerji değerleri tüm numunelerde en yüksek değerlerde olduğu görülmüştür. Ama, Epoksi reçine olması durumunda hibrid kompozitin tüm numunelerinde en yüksek değeri almadığı görülmüştür. Enerji emme yeteneğindeki bu farkın kırılma mekanizması ile tarif edilebileceğini ortaya koymuştur. Doymamış polyester olması durumunda 0° doğrultusundaki karbon ve 90° doğrultusundaki cam fiber demetlerinden oluşan hibrid kompozit en yüksek enerji emme özelliğine sahiptir. 4 tip kırık vardır: 0° fiber demetinde çatlak, darbe yüzeyinde 0° ve 90° tabaka arasında delaminasyon ve numunenin arka yüzeyinde 0° fiber demetinin ayrılması. Epoksi reçine olması durumunda hibrid kompozitin enerji yutma özelliği düşük kalmıştır. Üç tip kırılma görülmüştür: darbe yüzeyinde 0° ve 90° tabaka arasında delaminasyon, 90° fiberlerde kırılma ve numunenin arka yüzeyinde 0° yönlü fiber demetinin ayrılması.

Ataş ve diğ. (2010) onarılmış ve onarılmamış 2 eksenli (± 45) E-cam/epoksi kompozit plakların darbe davranışını deneysel olarak incelemişlerdir. Onarılmış numuneler vakum destekli reçine infüzyonu ve el yatırması yoluyla üretilmişlerdir. Onarılmış ve onarılmamış numunelerin darbe davranışını karşılaştırmak için farklı darbe enerjileri altında bir dizi darbe testleri uygulamışlardır. Hasarlı numuneler ve kuvvet- yer değiştirme (çökme) eğrilerinin karşılıklı incelenmesinden numunelerin hasar ilerlemesini analiz etmişlerdir. Görsel inceleme yoluyla, numunenin darbe uygulanan yüzeyi için, onarılmamış numunelerin hasar modu fiber doğrultusu boyunca genişleyen matriks çatlakları iken onarılmış numunelerin başlıca hasar modları ise darbe ve delaminasyonların çevresinde oluşan matriks ve fiber çatlaklarıdır. Arka yüzeyde, onarılmamış numuneler için fiber doğrultusunda yönlenmiş delaminasyonlar ve fiber-matriks ayrılması gözlenmiştir. Ama, onarılmış numuneler için hem delaminasyonlar hem de onarım hattı (çizgisi)

boyunca fiber kırılmaları hasar modu olarak baskın hale geldiği gözlemlenmiştir. 15 ve 30 J gibi daha küçük darbe enerjilerinde infüzyon metodu ile üretilen numunelerin eğilme rijitliği, el ile yatırma tekniğine göre daha yüksektir. Daha yüksek enerjilerde örneğin 60 J gibi her iki metodun numuneleri eğilme rijitliği ve hasar oluşumu açısından benzer karakteristik göstermişlerdir.

1.2.1 Kompozitlerin darbesi ile yapılan diğer çalışmalar

Lui (2004), E-camı/epoksi kompozit plaklarda darbe karakteristiği ve hasar analizi üzerinde durmuştur. Sandviç kompozitlerde vurucu uç çapının, takviye açısının ve levha kalınlığının değişimi darbe dayanımı üzerindeki etkilerini enerji profil diyagramı kullanılarak incelemiştir. Saplanma ve delinme sınırı, vurucu çapı arttıkça neredeyse doğrusal artarken, kalınlık ile doğrusal olarak artmadığı bildirmiştir.

Sutherland ve Soares (2004), düşük hacimsel orana sahip E-camı/polyester tabakalı kompozitlerin darbe karakteristiklerini araştırmışlardır. Ağırlık düşürmeli darbe testini farklı hacimsel oranlardaki E-camı/polyester tabakalı disk kompozitlere uygulamışlar ve malzemenin davranışını inceleyerek uygulanan matematik modellerle kıyaslamışlardır. Sonuç olarak, matematik modellemesi yapılmadan önce darbe davranışı çok iyi bir şekilde karakterize edilmesi gerektiğini bildirmişlerdir.

Sayer, Bektaş ve diğ (2009), E-camı/epoksi ve E-camı-karbon/epoksi hibrit kompozitlerin plakların darbe davranışlarını deneysel olarak incelemiştir. Kompozit plaklar tamamen delininceye kadar üzerine artan darbe enerjisi uygulamışlardır. Plakların nüfuziyet ve delinme eşiği tespiti için enerji profili diyagramlarını ile kuvvet- yer değiştirme (çökme) eğrilerini karşılaştırmalı olarak irdemişlerdir. Farklı darbe enerjilerinde zarar görmüş deney numunelerinin hasarları yük çökme eğrileri ve hasarlı numunelerin ön ve arka görüntüleri kullanılarak değerlendirilmiştir. Karbon fiberlerin olduğu yüzeyden darbe uygulanması durumunda hibrit kompozitlerin delinmesi cam fiberli yüzeye göre %30 ile %15 daha fazla olduğunu bildirmişlerdir.

Sayer, Bektaş ve diğ (2009), E-camı-karbon/epoksi hibrit kompozit plakların darbe davranışlarını deneysel olarak incelemiştir. Kompozit plaklar tamamen delininceye kadar üzerine artan darbe enerjisi uygulamışlardır. Plakların nüfuziyet ve delinme eşiği tespiti için enerji profili diyagramları ile kuvvet- yer değiştirme (çökme) eğrilerini karşılaştırmalı olarak irdemişlerdir. Artan darbe enerjilerinde

hasar görmüş deney numunelerinin kuvvet- yer değiştirme (çökme) eğrileriyle birlikte ön ve arka görüntüleri kullanılarak değerlendirilmiştir. Karbon fiberlerin olduğu yüzeyden darbe uygulanması durumunda hibrit kompozitlerin delinmesi cam fiberli yüzeye göre %30 daha fazla olduğunu bildirmişlerdir.

Lee ve Liu (2009), kalın bir cam/epoksi kompozitinin hem statik indentasyon hem de darbe deneylerini deneysel olarak araştırmışlardır. Darbe yüklemesi sırasında maksimum temas alanını ölçmek için işaretleyici boya sürme tekniğini kullanmışlardır. İndentasyonu (iz derinliğini) vurucu uç geometrisi baz alınarak hesaplamışlardır. Deney sonuçları darbe sırasındaki retütasyon katsayısının (eski haline gelme katsayısı) darbe hızı ile birlikte arttığını göstermiştir. Başka bir deyişle yük oranı arttıkça kompozit lamine daha büyük gerilmelere maruz kalabilmektedir. Yükleme kısmındaki uzama oranının malzeme mukavemeti ile birlikte artmasının çoğu mühendislik malzemesinin özellikleriyle tutarlı olduğunu belirtmişlerdir. Yükleme yönündeki hizalı fiberler, efektif elastisite modülünün artmasına ve indentasyonun azalmasına yardımcı olur. Kenar indentasyonu altındaki farklı lokal hasarların araştırılması gerektiğini vurgulamışlardır.

Sayer, Bektaş ve diğ (2010), $[0/0/90/90]_{A+}$ $[90/90/0/0]_G$ ve $[0/90/\pm 45]_{A+}$ $[\pm 45/90/0]_G$ oryantasyon açılarına sahip hibrit kompozitlerin düşük hızlı darbe deneylerini yapmışlardır. Kompozit plaklar tamamen delininceye kadar üzerine artan darbe enerjisi uygulamışlardır. Plakların nüfuziyet ve delinme eşiği tespiti için enerji profili diyagramlarını ile kuvvet- yer değiştirme (çökme) eğrilerini karşılaştırmalı olarak irdemişlerdir. Deneyden sonra kompozit plakları görsel olarak inceleyerek delaminasyon ve hasar miktarlarını tespit etmişlerdir.

Yang ve Cantwell (2010), farklı numune boyutu ve kalınlığında; vurucu uç ve dairesel sabitleme çene çapının cam/epoksi kompozitlerde hasar başlama eşiği üzerine etkisini araştırmak için bir dizi düşük hızlı darbe testleri yapmışlardır. Hasarı başlatmak için gerekli olan darbe kuvveti, numune kalınlığının 3. kuvvetinin karekökü ile lineer olarak değiştiğini bir önceki çalışmalarında bulmuşlardır. Bu bağıntının 23 °C ve 90 °C arasındaki test sıcaklıkları için uygun olduğu belirtilmiştir. İnce laminalarda sıcaklığın artmasıyla birlikte darbe kuvvetinin de arttığı gözlemlenmişlerdir. Sonuç olarak, numune boyutunun hasar başlama eşiğine etkisi olmadığı vurgulamışlardır. Hasar başlama eşiğinin kompozitin arayüzey kırılma

tokluğu ve arayüzey kesme mukavemeti modeli kullanılarak tahmin edilebileceği bildirilmişlerdir.

Kulkarni, Goel ve diğ (2010), E-camı/epoksi düz dokuma kompozitlerin düşük hızlı darbe ve darbe sonrası bası karakteristiklerini deneysel olarak araştırmışlardır. Numunelerin ön yüzeyleri atmosfer basıncında arka yüzeyleri ise farklı basınçlar altında darbe deneyleri yapılmıştır. Karşıt iki olayı etkileyen parametreler: geri basınç kaynaklı eğrilik, efektif kalınlık. Basıncın artması eğriliği arttırmakta böylece temas kuvvetinin azalmasına ve çökmenin artmasına neden olmaktadır. Diğer taraftan, basıncın artması, plakanın efektif ön gerilme ve kalınlık artışı temas kuvvetinin artmasına ve çökmenin azalmasına neden olduğunu bildirmişlerdir.

Budhoo, Liaw ve diğ (2010), beş farklı sıcaklıkta (-60 °C, -20 °C, 20 °C, 75 °C ve 125 °C) hibrid ve hibrid olmayan S2 cam-IM7 grafit/epoksi kompozitlerin ağırlık düşürmeli darbe testlerini yapmışlardır. Hasarlı numuneleri hem görsel hemde ultrasonic C tarama yöntemi ile incelemişlerdir. Sıcaklık azalırken delaminasyonun arttığını ve kuvvet-zaman eğrilerinde ilk zirveden sonra eğride büyük dalgalanmalar meydana gelirse numunenin arkasında ayrılmalar oluştuğunu belirtmişlerdir. Hibrid kompozitlerin darbeye karşı direnci arttırmaya eğilimli olduğunu bildirmişlerdir.

Mathivanan ve Jerald (2010), dokuma cam/epoksi kompozit plakların düşük hızlı darbe davranışını incelemişlerdir. Plaklarda gözlenen hasarların genişliğini ve tipini karakterize etmek için farklı hızlarda, 2 - 4.5 m/s arası, darbe testleri yapmışlardır. 3.132 m/s darbe hızına kadar plakların dış yüzeylerinde delaminasyon meydana gelirken 4.429 m/s darbe hızında ise açık bir şekilde tamamen delindiğini gözlemlemişlerdir.

Caprino, Lopresto ve diğ (2011), farklı kalınlıktaki E-cam/epoksi kompozit plaklarda hasar oluşumu ve harcanan enerji arasında bir bağıntı kurabilmek için farklı enerji seviyelerinde düşük hızlı darbe deneyi yapmışlardır. Darbe enerjisinin bir fonksiyonu olarak hasar ilerlemesini belirlemek için, tabaka tabaka delaminasyon ve lif kırılmaları tahribatlı deney yöntemleriyle saptamışlardır. İndentasyon ve titreşim etkisi nedeniyle maksimum enerji kısmının izolasyonuna imkan veren deney sonuçları açıklamak için enerji balans modeli kullanmışlardır. Artan darbe enerjisiyle birlikte delaminasyon harcanan enerjinin belirlenmesinde baskın hale geldiğini bildirmişlerdir.

Sayer, Bektaş ve diğ (2012), çeşitli sıcaklıklar altında E camı-karbon/epoksi hibrit kompozitlerin darbeye cevabı deneysel olarak araştırmışlardır. Deney numuneleri -20 °C ila 60 °C aralığında tamamen delinene kadar artan darbe enerjisine maruz bırakıldı. Artan darbe enerjisinin uygulanmasıyla hibrit kompozitlerin delinene kadar hasar mekanizmalarını ve darbeye olan tepkisi incelemek mümkün olmaktadır. Hibrit kompozitlerin saplanma ve delinme eşik değerlerini elde etmek için enerji profil diyagramı kullanılmıştır. Sıcaklığın kuvvet, temas süresi ve kalıcı çökme gibi darbe karakteristiklerine olan etkisi şekiller ile gösterilmiştir. Sıcaklık değişiminin hibrit kompozitlerin darbe karakteristiklerini etkilediği ve -20 °C ve 60 °C'de maksimum değerlere ulaştığını ortaya koymuşlardır.

Dhakal, Zhang ve diğ (2012), dokunmamış kenevir/polyester kompozitlerin, çeşitli vurucu geometrisi etkisi altında, darbe karakteristiklerini bulmak için ağırlık düşürmeli test cihazı kullanarak düşük hızlı darbe yüküne maruz bırakmışlardır. Yarı küresel, 30° ve 90° olmak üzere üç farklı vurucu uç; 2.52 m/s, 2.71 m/s, 2.89 m/s ve 2.97 m/s olmak üzere dört farklı darbe hızı belirlemişlerdir. Deneysel sonuçların HFRUP kompozitlerin yarı küresel uç kullanıldığında daha yüksek yüklere ve daha fazla enerji absorbe ettiğini ortaya koymuşlardır. Darbe hızı arttığında 30° ve 90° uç ile test edilen numunelerin arka yüzeyinde hasar azalırken yarı küresel uç ile test edilen numunelerde hasarın arttığını bildirmişlerdir.

Reis, Ferreira ve diğ (2012), kevlar/epoksi kompozitinin hasar toleransını ve darbe davranışını incelemişlerdir. Darbe direncini arttırmak için dolgu maddesi olarak mantar tozu ve Cloisite 30B nanokil kullanılmıştır. Daha iyi dağılım ve matriks/nanokil ara yüzey yapışması elde etmek için nanokillere silan uygulanmıştır. Dolgu maddeleri eklendikçe maksimum darbe kuvvetinin arttığı ancak tam tersi eğilimi çökme için gözlemlemişlerdir. Nanokiller daha yüksek maksimum darbe kuvveti, düşük çökme miktarı, elastik iyileşme ve maksimum kalıntı çekme mukavemeti bakımından en iyi performansı gösterdiklerini bildirmişlerdir.

Aktaş, Balcıoğlu ve diğ (2012), farklı katmanlı kumaşlara sahip E camı/epoksi kompozitinin, enerji profil diyagramı ve kuvvet- yer değiştirme (çökme) eğrisi dikkate alınarak, darbe ve darbe sonrası bası davranışının etkisini araştırmışlardır. Bir, iki ve üç boyutlu 8 tabakalı düz dokuma kumaştan oluşan kompozit plaklara farklı darbe enerjileri uygulamışlardır. Darbe testlerinden sonra hasarlı numuneleri çeneler vasıtasıyla baskı uygulayarak darbe sonrası bası mukavemetlerini

belirlemişlerdir. Darbe enerjisinin artmasıyla vurucu uç ve kompozit numune arasında temas kuvvetinin arttığı ve darbe sonrası bası mukavemetinin azaldığını bildirmişlerdir.

Rahmé, Bouvet ve diğ (2012), koruyucu bir tabaka ile kaplanmış kompozit plakların düşük enerji darbeleri deneysel olarak araştırmışlardır. Koruyucu tabaka, iki kevlar kompozit plak arasında belirli bir kalınlıktaki düşük yoğunluklu enerji absorbe edebilen malzemedan meydana gelmektedir. Koruyucu tabakaların enerji absorbe etme kabiliyeti kuvvet- yer değiştirme (çökme) eğrilerinden çıkartılabileceği belirtmişlerdir. Öncelikle, koruyucu tabakaların iki konfigürasyonda darbe karşısındaki performanslarını tespit etmek üzere bir alüminyum plaka üzerinde ve daha sonra kompozitli plaka üzerinde test etmişlerdir. Düşük enerji seviyelerinde görsel inceleme sonucunda hasar görülmediği, yüksek enerji seviyelerinde ise geleneksel koruyucu tabakalara göre daha iyi darbe direnci gösterdiği belirtmişlerdir.

Tan, Watanabe ve diğ (2012), darbe sonrası bası dayanım testleri yapılarak dikiş yoğunluğu ve dikiş iplik kalınlığının dikişli kompozitler üzerine etkisini deneysel olarak araştırmışlardır. Yoğun dikişli kompozitler daha yüksek darbe sonrası bası dayanımı ve enerji absorbe etmekle birlikte genelde hasarın dikiş yırtılması şeklinde oluştuğunu bildirmişlerdir. Dikiş etkinliği uygulanan darbe enerjisine bağlı olduğu anlaşılmış olup darbe sonrası bası dayanımı, darbe enerjisi, dikiş yoğunluğu ve dikiş ipliği kalınlığı arasında sıkı bir ilişki olduğu belirtmişlerdir. Düşük darbe enerjisi aralığında darbe sonrası bası dayanımının dikiş yoğunluğuna bağlı olduğu ancak burkulma ve delaminasyonun artmasına dirençli olması için dikiş aralığı olabildiğince küçük olmalıdır. Yüksek darbe enerjisinde ise darbe sonrası bası dayanımı hem dikiş yoğunluğuna hem de dikiş ipliği kalınlığına bağlıdır çünkü darbenin neden olduğu delaminasyon alanı yeterince arttığında dikiş fiber köprüsü oluştuğunu bildirmişlerdir.

Kim J ve Kim D (2012), küresel konumlandırma sistemi (GPS) ve dijital multimedya yayın (DMB) için kompozit anten yapısı (CAS) tasarlamış ve üretmişlerdir. Kullanılan koruyucu katmanın yeterliliğini teyit etmek için kompozit anten yapısının darbe testleri araştırmışlardır. Yapısal bir yüzeye anten yerleştirmek hem mekanik özellikleri hemde elektriksel performansı geliştirmek için mükemmel bir yoldur. Ölçüm sonuçlarından sadece yapının kritik noktalarındaki darbe karakteristikleri değil, aynı zamanda darbe testinden sonra elektriksel performans düşüşünü

göstermişlerdir. Deneysel sonuçlar kompozit laminaların kullanılmasıyla darbe toleransının önemli derecede arttığı ve ışıma örüntüsü, kompozit laminaların anten elemanları koruyup koruyamayacağına bağlı olduğunu vurgulamışlardır. Anten performansı, geri dönüş kaybı ve ışıma örüntüsü ölçümleri, darbe testleri sonrasında dahi mükemmel olduğu ve elektriksel performansı ise lokal hasarlara rağmen düzgün olarak çalışacağı bildirilmiştir.

2. KOMPOZİT MALZEMELERE GENEL BAKIŞ

2.1 Kompozit Malzeme Tanımı

Kompozit malzemeler yeni bulunan bir malzeme grubu olmayıp, doğada var olan yapılardan hareketle, farklı özelliklere sahip malzemelerin birleştirilmesi sonucu elde edilmektedir (Kayrak, 1999).

Kompozit malzeme, iki ya da daha fazla sayıdaki, aynı veya farklı gruptaki malzemelerin en iyi özelliklerini, yeni ve tek bir malzemede toplamak amacıyla, makro düzeyde birleştirilmesiyle oluşturulan malzemeler olarak adlandırılmıştır (Şahin, 2009).

Kompozit malzemelerin mühendislikteki asıl önemi, birbirinden farklı iki veya daha çok ögenin oluşturduğu kompozit malzemenin, karışım içindeki her bir ögenin özelliğinden daha üstün bir özelliğe sahip olmasıdır (Smith, 2001).

Teknolojide kompozit malzemeler, 1940'lı yıllarda havacılık sektörüne hizmet vermek üzerine geliştirilmeye başlanmıştır. Amaç, çelik ve alüminyum alaşımları gibi konvansiyonel malzemelerin yerine daha düşük ağırlıklı ancak daha mukavemetli ve daha yüksek sertlik değeri, aşınma dayanımı ve kırılma tokluğu değerlerine sahip malzemelerin geliştirilmesiydi (Kayrak, 1999).

Kompozit malzemelerde, çekirdek olarak kullanılan bir takviye elmanı ve bu malzemenin çevresinde hacimsel olarak çoğunluğu oluşturan bir matriks malzemesi bulunmaktadır. Bu iki malzeme grubundan, takviye elmanı kompozit malzemenin mukavemet ve yük taşıma özelliğini sağlamaktadır. Matriks malzemesi ise elyaflara yük ve gerilim transferi sağlamanın yanında çoğu takviye elemanı gevrek ve kırılma özelliğinden onları dış yüzeylerini dış ve çevresel etkilere karşı koruma özelliğini sağlamaktadır. Matriks olarak kullanılan malzemenin bir amacı da takviye elemanını yük altında bir arada tutabilmek ve yükü takviye elemanı arasında homojen olarak dağıtmaktır. Böylece fiber malzemelerde plastik deformasyon gerçekleştiğinde ortaya çıkacak çatlak ilerlemesi olayının önüne geçilmiş olur (Şahin, 2009).

2.2 Kompozit Malzemenin Genel Özellikleri

Kompozit malzemelerin üretilmesiyle aşağıda verilen avantajlar sağlanabilmektedir;

- Yüksek dayanım
- Yüksek rijitlik
- Yüksek yorulma dayanımı
- Mükemmel aşınma direnci
- Yüksek sıcaklıklara dayanma direnci
- İyi korozyon direnci
- İyi termal ve ısı iletkenliği
- Düşük ağırlık
- Çekicilik ve estetik görünüm vb.

Yukarıda bahsedilen avantajlarının yanı sıra, dezavantajları da şöyle sıralanabilir;

- Yüksek maliyet (metallere göre)
- Üretim güçlüğü
- Tasarım ve/veya üretim metot veritabanının metallere göre daha az olması
- Nem tutabilme özelliği
- Diğer malzemeler gibi geri dönüşümün olmayışı
- Kırılma uzamasının az oluşu

Özetle, kompozit malzemeler mukavemet, rijitlik ve hafiflikleri nedeniyle metallerin yerini almaktadır. Bugün, uçaklar, uzay araçları, denizaltı araçları ve malzeme özellikleri kritik olan birçok makine elemanı kompozit malzemelerden üretilmektedir (Şahin, 2009).

2.3 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Yapılarında çok sayıda farklı malzeme kullanılabilen kompozitlerin gruptandırılmasında kesin sınırlar çizmek mümkün olmamakla birlikte, genelde matriks ve takviye elemanlarına göre sınıflandırma yapabilmek mümkündür (Eren, 2007).

2.3.1 Kullanılan Matrikse Göre

İçine yerleştirilmiş kuvvetlendirici elyafları katılaştığında belli bir formda tutacak ve toplam mukavemette de bir görev üstlenecek üniform dolguya matriks denir. Matriksler, fiberlere göre genellikle düşük yoğunluk, rijitlik (stiffness) ve dayanıklılığa (strenght) sahiptir. Matriksler, kırılğan (brittle), elastik veya plastik olabilir. En genel kullanıma sahip matriksler seramik, metal ve polimerlerdir. Her biri özel yararlarıya sahip olduğu gibi limitasyonlara da sahiptir.

Polimer Matriksli Kompozitler (PMK)

Termoset ve termoplastikler olarak iki gruba ayrılan polimer matriksler genelde sürekli fiberlerle kullanılır. Bunlardan en önemli olanları sürekli fiberlerle takviye edilen polyster ve epoksi reçine matrikslerdir. Epoksi reçine matriksli kompozitlerin en önemli uygulamalarından biri havacılık uygulamalarıdır. Polimer matriksli kompozit malzemelerin kullanıldığı ortamlarda göz önüne alınması gereken en önemli faktörler sıcaklık ve nemdir. Polimer matriksli kompozitlerin üretilmesinde en çok bilinen ve en fazla kullanılan metotlardan bazıları; elle sıvama, telle sarma, kese kalıplama işlemi, sıvı akış tekniği, takviyeli reaksiyon enjeksiyon kalıplama, ekstrüzyon ve ısıl oluşum metodudur. Polimerlerde kullanılan takviye malzemelerinden en önemli olanları; cam, bor ve karbon fiberlerdir (Ekinci, 2007).

Metal Matriksli Kompozitler (MMK)

MMK malzemelerin küçümsenmeyecek üstünlükleri mevcuttur. MMK 'ler;

- Yüksek elastik modüle sahiptirler,
- Yüksek mukavemet (çekme, basma, aşınma, sürünme dayanımı) gösterirler,
- Daha yüksek sıcaklıklarda çalışırlar,
- Metallerin süneklik ve tokluk, seramiklerin yüksek mukavemet ve yüksek modül özelliklerini birleştirirler,
- Tekrar üretilebilir özelliklere sahiptirler,

- Düşük yoğunluk değerleri verirler,
- Sıcaklık değişiklikleri veya ısıl şoklara karşı düşük hassasiyet gösterirler,
- Yüksek yüzey dayanıklılığı ve yüzeydeki dalgalanmalara karşı düşük hassasiyete sahiptirler,
- Yüksek elektrik ve ısıl iletkenlik özellikleri mevcuttur.

Metal matriksli kompozit malzemeler takviye elemanı olarak sürekli fiberler, süreksiz (kısa) fiberler, partiküller vb. kullanılmaktadır. Kompozit malzemeler takviye elemanının ismiyle anılırlar. Örnek olarak sürekli fiber ile güçlendirilmiş ise; sürekli fiber takviyeli MMK veya kısa fiberler ile güçlendirilmiş ise kısa fiber takviyeli MMK malzemeler olarak adlandırılmaktadır. Metal matriksli kompozitler genelde iki bileşenden meydana gelmektedir. Bunlardan biri metal matriks (genelde bir metal alaşımıdır) diğeri ise takviye malzemesidir (genel olarak bir metaller arası bileşik bir oksit, bir karbür veya bir nitrür). Kompozitin üretilmesinde matriks ve takviye malzemesi beraber olarak karıştırılırlar. Bir kompoziti elde etmek için başlangıçta farklı elemanlar seçilir; örneğin: metal matriks ve takviye malzemesi. Tüm durumlar için matriks bir metaldir. Ancak matriks olarak saf metalin kullanılmasına çok nadir rastlanır. Genelde matriks bir metal veya metal alaşımıdır (Ekinci, 2007).

Seramik Matriksli Kompozitler (SMK)

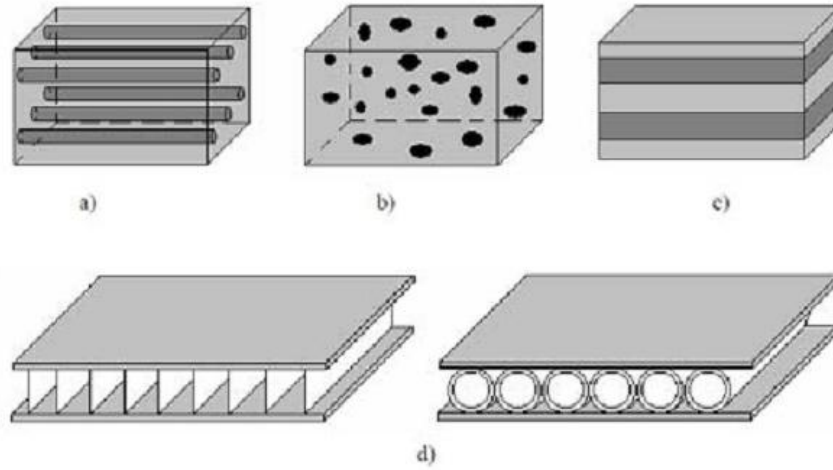
Seramikler, metal ve metal olmayan elemanlardan meydana gelen inorganik bileşikler olup, doğada kayaların dış etkilere karşı parçalanması sonucu oluşan kaolen, kil ve benzeri maddelerin yüksek sıcaklıkta pişirilmesi ile elde edilen malzemelerdir. Seramikler, gevrek olduklarından mikro yapısal kusurları çentikler ve mikro çatlaklar gerilme yığılmasına yol açtıklarından çekme dayanımı düşüktür. Basma dayanımları ise çok yüksektir. Ancak mikro yapısal kusurları azaltacak şekilde çok ince çaplı elyaflar üretilerek daha dayanıklı kompozit üretmek mümkün olmaktadır. Bu malzemelerde kayma direnci çok yüksek olduğundan plastik şekil verme olmaksızın gevrek tarzda kırılırlar (Şahin, 2009).

2.3.2 Takviye Elemanına Göre

Ana matriksin içerisinde, istenen yerlerde/yönlerde mukavemet sağlanması amacıyla, takviye elemanı kullanılır. En genel kullanımlı takviye elemanlı kompozitler Şekil 2.1'de gösterilmiştir.

Elyaf Takviyeli Kompozit Malzemeler

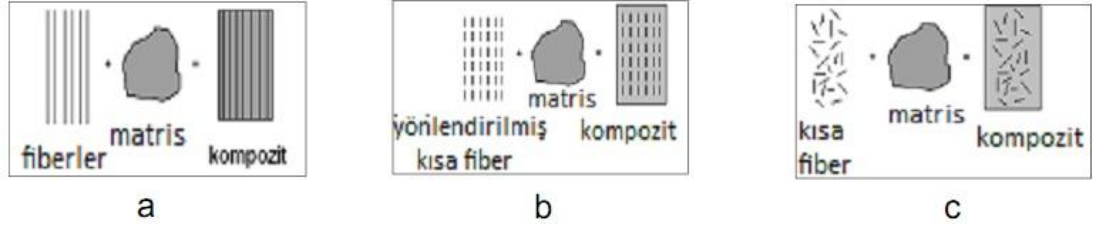
Fiberlere değişik kaynaklarda lifler veya elyaflar da denilmektedir. Bu malzemeler matriks malzemenin içinde yer alıp kompozit malzemelerin en önemli mukavemet elemanlarıdır. Mühendislikte kullanılan malzemelerin pek çoğu fiber şeklinde üretildiklerinde mukavemet ve rijitlikleri kütle hallerindeki değerlerinden çok üstünde olabilmektedir. Karbon fiberlerin çekme mukavemeti kütle halindeki grafitten 50 kat, rijitliği 3 kat daha yüksektir (Eren, 2007).



Şekil 2.1 : En genel kullanımlı takviye elemanlı kompozitler; a) fiber takviyeli, b) parçacık takviyeli, c) tabakalı kompozitler, d) dolgu kompozitler (Sorucu, 2007).

Şekillerine göre elyaf takviyeli kompozitler Şekil 2.2'de gösterildiği gibi, sürekli elyaf takviyeli, kesikli elyaf takviyeli ve rastgele düzlemsel olarak yönlendirilmiş elyaf takviyeli olarak sıralanabilir (Şahin, 2009).

Elyaf formu; uygulama alanına (yapısal veya yapısal olmayan) ve kompozit malzeme üretim metoduna göre seçilir. Yapısal uygulamalar için filament veya uzun lifler önerilir, yapısal olmayan uygulama alanlarında ise kısa lifler tavsiye edilir. Enjeksiyon ve baskı kalıplamada kesikli lifler kullanılırken, elyaf sarma, profil çekme, rulo sarımında filament lifler kullanılır (Şahin, 2009 ve Mazumdar, 2002).



Şekil 2.2 : Şekillerine göre elyaf takviyeli kompozit malzeme çeşitleri (a) sürekli elyaf takviyeli, (b) kesikli elyaf takviyeli, (c) rastgele düzlemsel olarak yönlendirilmiş (Mazumdar, 2002).

Son zamanlarda takviye elemanı olarak kullanılan elyafların başlıcaları; cam, bor, silisyum karbür, alümina, aramid, karbon elyaf olarak sayılabilir.

Cam Elyaflar

Cam elyafın esasını silis-kum meydana getirmekle beraber belirli oranlarda sodyum, kalsiyum, alüminyum, bor ve demir gibi elementlerin oksitlerinden oluşur. Polimer esaslı kompozitlerde yaygın olarak kullanılan ve en ucuz olan takviye elemanıdır (Şahin, 2009).

Cam elyafların bazı özellikleri aşağıdaki gibi özetlenebilir;

- Yüksek çekme mukavemetine sahiptirler, birim ağırlık başına mukavemeti çelikten daha yüksektir.
- Isıl dirençleri düşüktür. Yanmazlar, ancak yüksek sıcaklıkta yumuşarlar. Bu özellikleri katkı malzemeleri kullanılarak iyileştirilebilir.
- Kimyasal malzemelere karşı dirençlidirler.
- Nem tutma özellikleri yoktur, ancak cam elyaflı kompozitlerde matris ile cam elyaf arasında nemin etkisi ile bir çözülme olabilir. Özel elyaf kaplama işlemleri ile bu etki ortadan kaldırılabilir.
- Elektriği iletmezler. Bu özellik sayesinde elektriksel yalıtımın önem kazandığı durumlarda cam elyaflı kompozitlerin kullanılmasına imkân tanır (Kayrak, 2002 ve A.S.M., 1984).

Başlıca cam elyaf çeşitleri şöyledir;

Cam fitil (daimi lif): Mukavemetleri çok yüksektir.

Kumaş tipi cam elyaf: Mukavemeti yüksektir. 2 yönlü takviye için elverişlidir. Birim ağırlığı arttıkça mukavemeti azalır. Fiyatı ucuzdur.

Keçe tipi cam elyaf: Belli uzunluklarda kırılan demetlerin belli bir boyda bir bağlayıcı ile bir araya getirilmesi sonucu elde edilir. Mukavemeti ve fiyatı kumaş tipi elyaftan daha düşüktür.

Küçük lif tipi cam elyaf: Liflerin 0,5 - 1 - 1,5 - 2 cm boylarında doğranmaları ile keçe imalinin ara ürünü olarak imal edilir. Presle takviye parçası yapımında ve tabanca ile püskürtmede kullanılır (Ekinci, 2007).

Bor Elyaf

Bor elyaflar aslında kendi içlerinde kompozit yapıdadırlar. Çekirdek olarak adlandırılan ince bir flamanın üzerine bor kaplanarak imal edilirler. Çekirdek genellikle tungstendir. Karbon çekirdek de kullanılabilir ancak bu yeni bir uygulamadır.

Bor elyafların silisyum karbür veya bor karbür ile kaplanmasıyla yüksek sıcaklıklara dayanım artar. Özellikle bor karbür kaplanmasıyla çekme mukavemeti önemli ölçüde artırılabilir. Bor elyafların erime sıcaklıkları 2040 °C civarındadır (Kayrak, 1999).

Silisyum Karbür Elyaf

Bor gibi, silisyum karbürün tungsten çekirdek üzerine kaplanması ile elde edilirler. 0,1 mm ile 0,14 mm çaplarında üretilirler. Yüksek sıcaklıklardaki özellikleri bor elyaflardan daha iyidir. Silisyum karbür elyaf 1370 °C'de mukavemetinin sadece %30'nu kaybeder. Bor elyaf için bu sıcaklık 640 °C'tır

Bu elyaflar genellikle titanyum matriksle kullanılırlar. Jet motor parçalarında titanyum ve alüminyum alaşımlı matriks ile kullanılırlar. Ancak silisyum karbür elyaflar bor elyaflara göre daha yüksek yoğunluğa sahiptirler. Silisyum karbürün karbon çekirdek üzerine kaplanması ile üretilen elyafların yoğunluğu düşüktür (Kayrak, 2002 ve A.S.M., 1984).

Alümina elyaflar

Alümina, alüminyum oksittir (Al_2O_3). Elyaf formundaki alümina 0,02 mm çapındaki alümina flamanın silisyum dioksit (SiO_2) kaplanması ile elde edilir. Bu malzemeler yüksek sıcaklık dayanımları nedeniyle uçak motorlarında kullanılmaktadır (Kayrak, 1999).

Aramid elyaflar

Uçak yapılarında, düşük basma mukavemetleri nedeniyle, karbon elyaflarla birlikte hibrid kompozit olarak, kumanda yüzeylerinde kullanılmaktadırlar. Aramid elyaflar elektriksel iletkenliğe sahip değildirler. Basma mukavemetlerin iyi olmamasının yanı sıra kevlar /epoksi kompozitlerinin nem tutma özellikleri kötüdür (Kayrak, 1999).

Karbon elyaflar

Karbon elyafların en önemli özellikleri düşük yoğunluğun yanı sıra yüksek mukavemet ve tokluk değerleridir. Karbon elyaflar, nemden etkilenmezler ve sürünme mukavemetleri çok yüksektir. Aşınma ve yorulma mukavemetleri oldukça iyidir. Bu nedenle askeri ve sivil uçak yapılarında yaygın bir kullanım alanına sahiptirler. Karbon elyaflar çeşitli plastik matrikslerle ve en yaygın olarak epoksi reçinelerle kullanılırlar. Ayrıca karbon elyaflar alüminyum, magnezyum gibi metal matrikslerle de kullanılırlar (Kayrak, 2002 ve Rouchan, 1987).

Partikül takviyeli kompozit malzemeler

Rijitlik ve mukavemete artış sağlayan küçük granül dolgu maddesi ilavesiyle şekillendirilerek üretilir. Bir veya iki boyutlu makroskobik partiküllerin veya sıfır boyutlu olarak kabul edilen çok küçük mikroskobik partiküllerin matriks fazı ile oluşturdukları malzemelerdir. Makroskobik veya mikroskobik boyutlu partiküller kompozit malzeme özelliklerini farklı şekilde etkilerler. Partikül kompozitler; dispersiyonla sertleştirilmiş kompozit malzemeler ve büyük ölçekli partikül kompozit malzemeler olarak iki gruba ayrılabilir (Eren, 2007).

Dolgu kompozit malzemeler

Üç boyutlu sürekli bir matriks malzemesinin yine üç boyutlu dolgu maddesi ile doldurulması veya emprenye edilmesi ile oluşan malzemelerdir. Düzgün petekler, hücreler veya süngere benzeyen gözenekli yapılar arasında metalik, organik veya seramik esaslı dolgu maddeleri yer alabilir. Optimum özelliklere sahip olabilmesi için birbiri içinde çözünmeyen, kimyasal reaksiyon vermeyen bileşenlerin seçilmesi gerekir. Bu tür kompozitler sandviç kompozitleri olarak da bilinir (Eren, 2007).

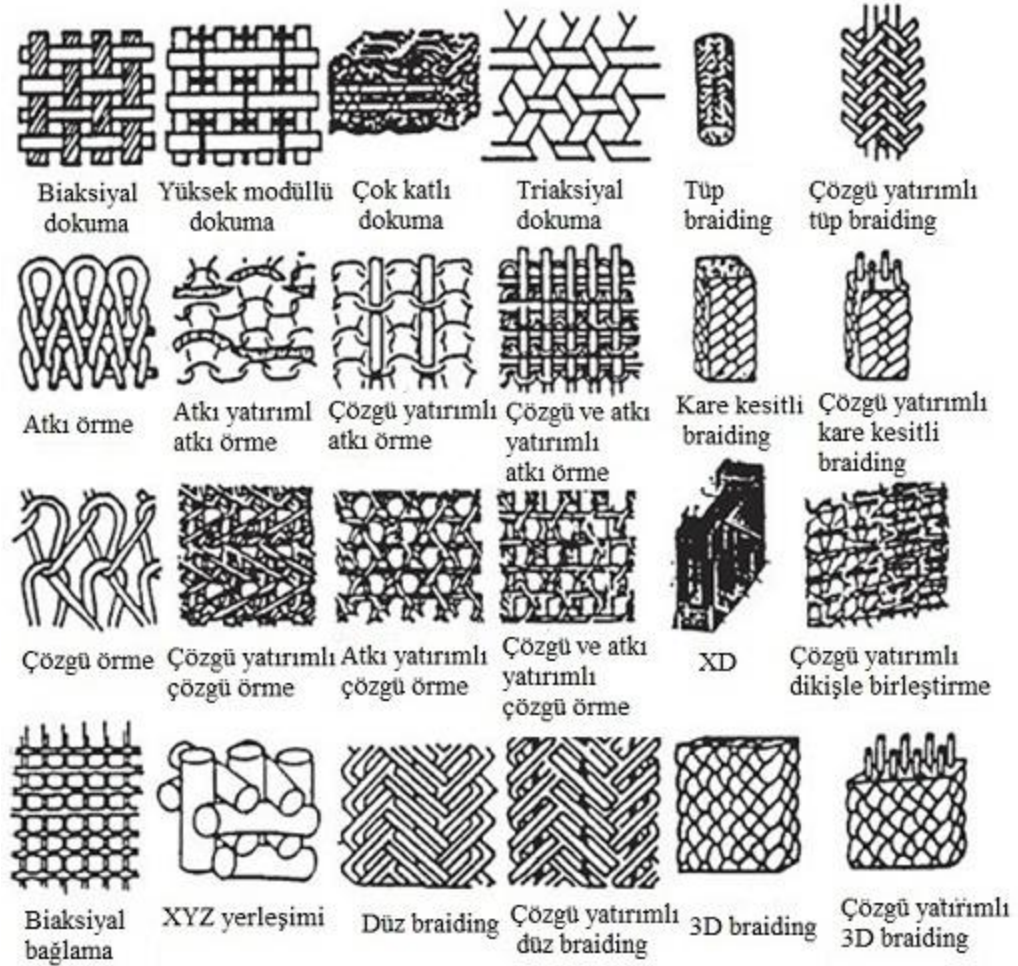
Tabakalı kompozit malzemeler

Tabakalı kompozit malzemeler en az iki tabakadan oluşurlar. Ancak, dayanım ve mekanik özelliklerin özellikle önem taşıdığı hallerde, malzemenin bu özelliklere

sahip olabilmesi için en az üç veya daha fazla tabaka kullanılmaktadır. Bu tabakaları oluşturan malzemeler farklı olabileceği gibi, aynı tür malzemenin de yapılabilmektedir. Tabakalı kompozitlerin üretiminde, genel olarak tabaka niteliğindeki her türlü malzeme kullanılabilir. Burada ilke birbirlerinin özelliklerini olumlu yönde takviye edecek bir kompozisyonun oluşturulmasıdır.

Tekstil Takviyeler

Tekstil takviyeleri, iki ve üç boyutlu (2D ve 3D) olmak üzere iki gruba ayrılmaktadır. Tekstil takviyeleri; kolay işlem görme, şekillendirilebilme, tasarımda esneklik sağlayabilmesi gibi avantajları bulunmaktadır. Dokuma (woven), örme (knitting), saç örgüsü (braiding), dikim (stiched) teknolojileriyle üretilen kumaşlar veya bunların kombinasyonları takviye malzemesi olarak kullanılabilir (Armakan, 2010). Tekstil takviyeleri, 3. Bölümde ayrıntılı anlatılmıştır. Şekil 2.3’de iki ve üç boyutlu tekstil takviyeleri gösterilmiştir.



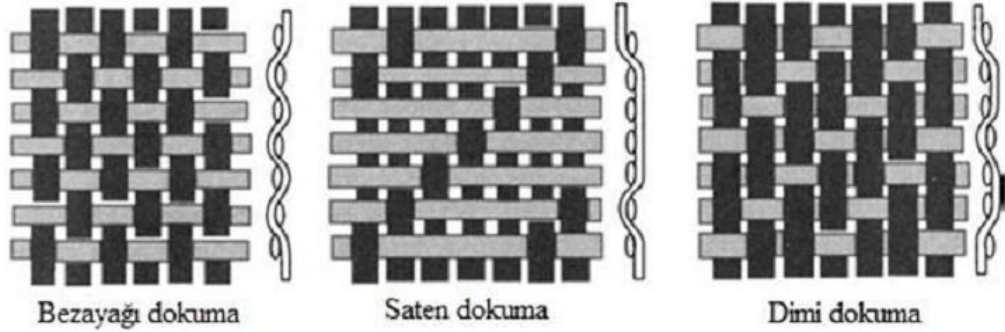
Şekil 2.3 : İki ve üç boyutlu tekstil takviyeleri (Armakan, 2010).

3. TEKSTİL TAKVİYELER

3.1 İki Boyutlu (2D) Kumaşlar

3.1.1 2D Dokuma

Dokuma kumaşlar iki veya daha fazla iplik sisteminin birbirleri arasından geçmesiyle üretilmektedir. Dokuma kumaşlar, özellikle cam, karbon ve aramid takviyeli kompozitlerde yaygın olarak kullanılır. Dokuma takviye malzemelerinin atkı ve çözgü yönündeki stabilitesi ile kumaş kalınlığıyla bağlantılı olarak örtücülük faktörü oldukça yüksektir. Dokuma kumaşların kullanım alanlarının genişlemesi, 1980'li yılların başında cam liflerine göre daha yüksek dayanıklılığa sahip karbon ve aramid liflerinin geliştirilmesiyle mümkün olmuştur. Şekil 3.1'de kompozit güçlendirmesinde kullanılan bazı iki boyutlu dokuma kumaş yapıları gösterilmiştir.



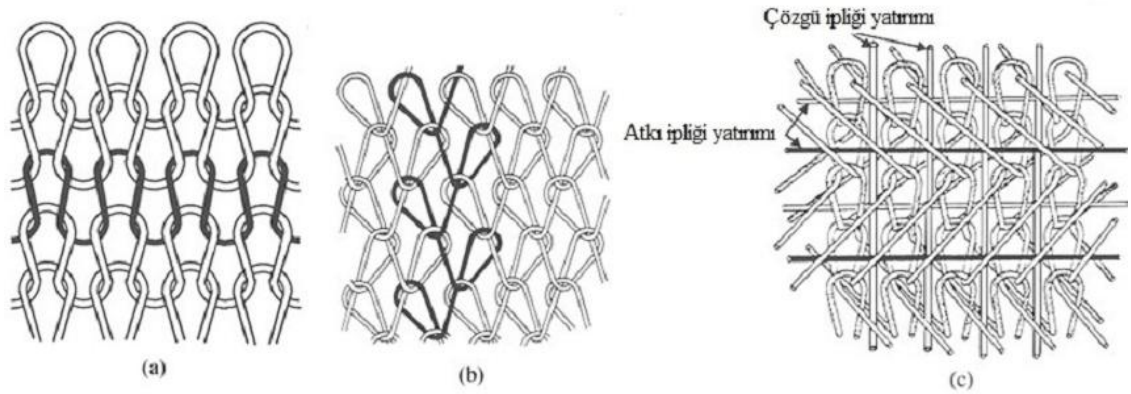
Şekil 3.1 : Kompozit güçlendirmede kullanılan dokuma kumaş yapıları (Armakan, 2010).

Dokuma kumaşlar, dokusuz yüzeylerden daha üstün özelliklere ve dökümlülüğe sahiptir. Dokuma kumaş takviyeli kompozitlerin çarpmaya karşı direnci ve çarpmadan sonra mukavemetleri dokusuz yüzey takviyeli kompozitlere göre oldukça yüksektir. Dokuma kumaşlarda iplik büzülme oranı (ipliğin kumaş içerisindeki uzunluğu ve gerçek uzunluğu arasındaki oran) kompozit malzemenin lif hacim oranını, kalınlığını ve mekanik özelliklerini etkilemektedir. Dokuma kumaşta kesişme noktalarının sayısı artarsa, kumaşın büzülme oranı artar ve bu nedenle kompozitin özellikleri etkilenir. Dokuma kumaşlar ile lif hacim oranı %65'e kadar

olan kompozit malzemeler üretilebilir. Dokuma kumaşların kullanımı, şerit halindeki liflerin kullanımına göre maliyet açısından avantaj sağlar.

3.1.2 2D Örme

Örme kumaşlar, ipliklerin birbirine ilmekler ile bağlandığı kumaşlardır. Kompozit malzemelerde örme kumaşların kullanımı diğer tekstil teknolojilerine göre daha az gelişmesine rağmen özel avantajlar ve birçok farklı uygulama olanakları sunmaktadır. Örme makinelerinde minimum atık miktarı ve yüksek hızlar ile örme kumaş üretimi gerçekleştirilebilir. Örme kumaşlara boyut stabilitesi kazandırmak için duran iplik yatırımları yapılabilmektedir. Şekil 3.2’de atkı ve çözgü örme kumaşlar ile iplik yatırımı çözgü örme kumaş gösterilmiştir.



Şekil 3.2 : Kompozit güçlendirmesinde kullanılan örme kumaşlar (a) atkı örme kumaş, (b) çözgü örme kumaş, (c) atkı ve çözgü ipliği yatırımı çözgü örme kumaş (Armakan, 2010).

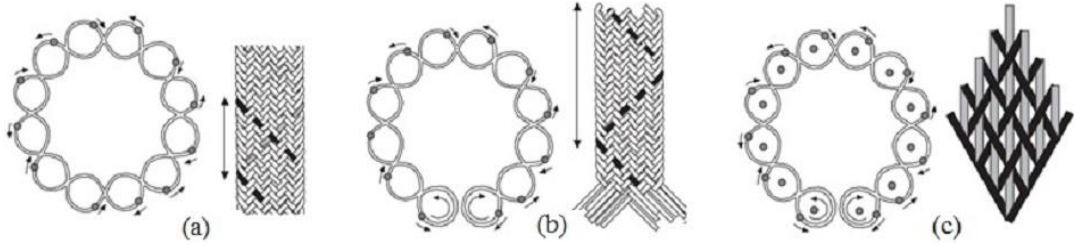
İplikler örme kumaş yapısı içerisinde kavisli (ilmek formundan dolayı) bir şekilde bulunur. Bu kumaşa esnek ve eğilebilir bir yapı sağlar ki özellikle kompleks şekilli bileşenlerin üretiminde önemli avantaj sağlar. Ayrıca bu iplik formu kompozit yapının darbe dayanımını arttırmaktadır.

Örme kumaşların şekillendirilebilmesi oldukça kolay olduğu halde, örme kumaş ile güçlendirilmiş kompozitlerin özellikle düzlem içi mekanik özelliklerinin konvansiyonel kompozitlere göre daha düşük olması, en önemli dezavantajdır. Örme kompozitlerin düzlem içi mekanik özellikleri genellikle anizotropiktir (ölçüm eksenine ve yönüne bağlı olarak özellikleri değişir). Bunun nedeni örme kumaş yapısına ve sıklığına bağlı olarak örme kumaş içerisindeki liflerin oranlarının değişmesidir. Ancak, örme kompozitler bası altında gerilim altındakine nazaran (matriks özelliklerinin ön plana çıkması nedeniyle) daha izotropik özellik gösterir.

Son yıllarda yapılan çalışmalarda, çok katmanlı örme kumaşlardan üretilen kompozitlerin çekme, basma dayanımlarının, kırılma sertliklerinin ve darbe saplanma (penetrasyon) direncinin, geleneksel tabakalı kompozitlere göre daha iyi olduğu belirlenmiştir. Bunun özellikle arttırılmış lif içeriği ve komşu katmanlar arasındaki bağlantılardan kaynaklandığı düşünülmektedir. Örme kompozitlerin özelliklerini ayrıca örme kumaşın ilmek uzunluğu, ilmek sıklığı gibi tekstil üretim parametreleri de etkilemektedir (Armakan, 2010).

3.1.3 2D Braiding

Braiding kumaşlar üç veya daha fazla ipliğin, birbiri üzerinden geçirilerek birleştirilmesi ile üretilen yapılardır. İki boyutlu braiding kumaşlar genel olarak düz braiding kumaşlar (dar düz şerit halinde) ve tüp braiding kumaşlar (içerisinde bir öz malzemesi veya boşluk içerir) olmak üzere ikiye ayrılabilir. Şekil 3.3'te iki boyutlu braiding kumaş üretim prosesi verilmiştir.



Şekil 3.3 : İki boyutlu braiding kumaş üretim proseleri (a) tüp braiding (b) düz braiding (c) dolgu içeren (triaksiyal) braiding (Armakan, 2010).

İki boyutlu braiding kumaşlardan üretilen kompozit malzemeler spor malzemelerinden, uzay malzemelerine kadar çeşitli uygulamalarda kullanılmaktadır. Braiding prosesi, karmaşık preformların üretiminde uygulanmakta ve genellikle cam, aramid, seramik ve metal lifleri kullanılmaktadır.

Braiding kumaşlar tüp formunda üretildiği için genellikle filament sarma yöntemi ile karşılaştırılmaktadır. Braiding kumaşlar ile üretilen kompozitlerin maliyeti bu yöntemle göre daha düşüktür. Braiding kumaşlar kompozit üretiminden önce daha esnek bir yapı sergilemekte ve bu nedenle çok farklı şekiller verilebilmektedir (Armakan, 2010).

3.2 Üç Boyutlu (3D) Kumaşlar

Kompozit malzemenin güvenilirliği veya sağlamlığı, güçlendirme elemanının x, y ve z doğrultularındaki mukavemetine yani lif dağılımına ve lif miktarlarına bağlıdır. Ayrıca yapıdaki lifler veya iplikler arasında da bağlantı olması, yani yapının bütünleşmiş olması gerekir. Üç boyutlu tekstil yapıları lif sürekliliği, yapıda istenen doğrultuda iplik veya liflerin çok katmanlı olarak yatırılabilmesi ve doğrultularının kontrol edilebilmesi, yapıdaki lif veya ipliklerin kesişimlerinin yeterli olması nedeniyle yük taşıyan elemanların imalatı için en uygun güçlendirme malzemesi olarak kabul edilmektedirler. Bu yapılarda katmanlar arası delaminasyon ve ayrılma riski ortadan kaldırılmaktadır (Eren, 2007).

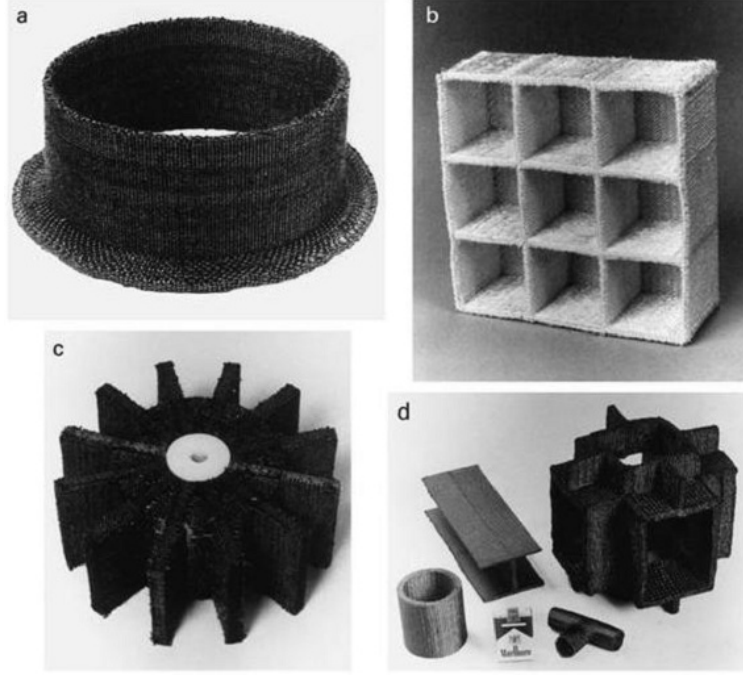
Üç boyutlu tekstiller ile güçlendirilmiş kompozitler, 1970'li yılların başında geliştirilmelerine rağmen, ancak 1990'lı yıllarda bu alanda önemli gelişmeler yaşanmıştır. Üç boyutlu tekstillerin kompozitlerde kullanımı, üretim maliyetlerinin azaltılması, kalınlık yönündeki mekanik özelliklerin geliştirilmesi ve darbe hasar toleransının artırılması ihtiyacı sonucunda gerçekleşmiştir. Özellikle uzay endüstrisinde ve uçak sanayinde yüke dayanımlı yapılar istendiğinden ilk uygulamaları bu alanda yapılmıştır. Ayrıca denizcilik, otomobil ve inşaat sanayi gelişmeleri desteklemiştir. Dokuma, örme, saç örme ve iğneleme gibi teknikler ile üretilen üç boyutlu tekstiller kompozit güçlendirmesinde kullanılmaktadır. Üç boyutlu kompozitlerin üretimi için ilk olarak braiding tekniği kullanılmış, bunu üç boyutlu dokuma kompozitler izlemiştir. Günümüzde her iki teknoloji birçok alanda kullanılmaktadır (Armakan, 2010).

3.2.1 3D Dokuma

Üç boyutlu dokuma kumaş takviyeli kompozitler 1970'li yılların başında özellikle kırılma matrisli kompozitlerin üretiminde kullanılmaya başlanmıştır. Bu teknolojinin maliyetinin aynı şekilde birçok adımda üretilen malzemelere göre daha düşük olması, polimer matrisli kompozit malzemelerde kullanımlarını yaygınlaştırmıştır.

İlk geliştirilen üç boyutlu dokuma kumaşlar, endüstriyel kayışlar ve uçak fren sistemlerinde kullanım için konvansiyonel dokuma makinelerinde üretilmiştir. Ancak bu makinelerin adaptasyon gerektirmesi ve üretim hızlarının düşük olması nedeniyle, daha sonra üç boyutlu dokuma kumaşlar için özel dokuma makineleri geliştirilmiştir.

Son yıllarda farklı kesitlere ve şekillere sahip çok katmanlı dokuma kumaşların üretimi mümkündür. Şekil 3.4’de üç boyutlu dokuma kumaş ile güçlendirilmiş kompozit malzeme örnekleri verilmiştir.



Şekil 3.4 : Üç boyutlu dokuma kumaş takviyeli kompozit malzeme örnekleri (a) flanşlı silindir (b) çok gözlü kasa yapısı (c) türbin rotoru (d) farklı kompleks şekilli malzemeler (Armakan, 2010).

Genel olarak üç boyutlu dokuma kumaşlar: Tabaka-tabaka dokuma, kalınlık yönünde dokuma ve XYZ dokuma olmak üzere üç gruptan oluşmaktadır.

Dokuma işlemi sırasında her üç yönde şekil verilebilmesi ve böylece doğrudan kalıba yerleştirilebilecek şekilli kumaşların üretilebilmesi bu yöntemin en önemli avantajıdır. Üç boyutlu dokuma kumaşlarla güçlendirilmiş kompozitlerin, yapılarındaki çözgü iplikleri ve dolgu ipliklerinin ortogonal yerleşimi nedeniyle, düzlem içi çekme dayanımları yüksektir. Bu yapılar ile %65’in üzerinde lif hacim oranına sahip kompozitler üretilebilmektedir. Yapılarında z yönünde yerleşen iplikler, iyi hasar toleransı sağlamaktadır (Armakan, 2010).

3.2.2 3D Örme

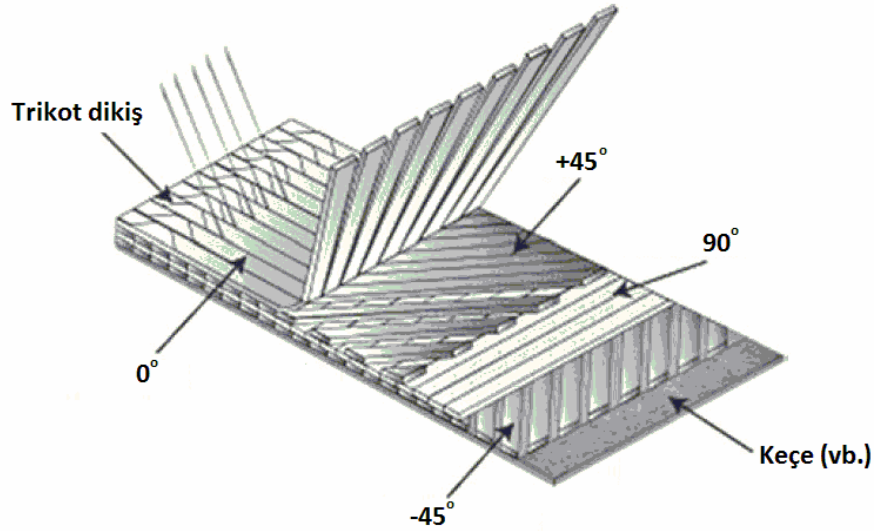
Kompozitlerde kullanılan üç boyutlu örme kumaşlar; çok eksenli çözgülü örme (non-crimp) kumaşlar, şekillendirilmiş (near-net shape) kumaşlar ve sandviç tekstiller olmak üzere üç grupta toplanabilir (Armakan, 2010).

3.2.2.1 Çok Eksenli Çözümlü Örmeye (Non-crimp fabric)

Üç boyutlu örmeye yapıları, hem atkı örmeciliği hem de çözgü örmeciliği yöntemlerinin her ikisiyle de üretilebilirler. Atkı örmeciliğinin başka sistemlerde olmayan rakipsiz bir özelliği, bu yapıların kompozit imalatında rahatlıkla form alabilmesidir. 0° ve 90° derece doğrultularında ilave bir takviyelendirme gerektiğinde boyuna yönde doğrusal dolgu iplikleri yapıya rahatlıkla dâhil edilebilmektedir. Bu yapıların en önemli dezavantajı ise, yapının hacimli olması ve yapı içerisinde hava boşluğunun fazla olmasıdır, bu da kompozit imalatında bu yapıların kullanılması durumunda düşük lif hacimsel oranı ile sonuçlanmaktadır veya diğer yapılarla kıyaslandığında en düşük lif hacimsel oranı bu yapılarda elde edilmektedir. Atkı örmeciliği ile elde edilen yapılar sınırlı bir kullanım alanına sahipken, çok eksenli çözgümlü örmeye yapılarının özellikle son yıllarda uygulama alanları hızla artmaktadır (Gündoğan, 2010).

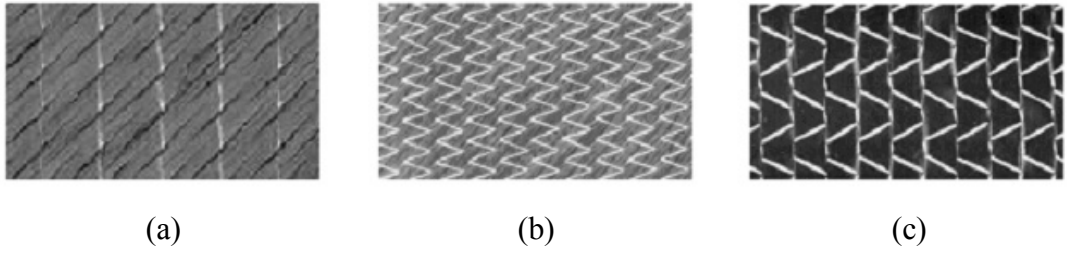
Çok eksenli çözgümlü örmeye (Multi-Axial Warp Knitting) veya dikişle birleştirilmiş (stitch-bonding) isimlerinin her biri dokuma ve örmenin kombinasyonu olan bir üretim tekniği olarak bilinir, ancak üretilen kumaşın görünümüne göre yaygın olarak kullanılan adı Kıvrımsız kumaşlardır (Tong ve diğ., 2002). Türkiye'de ise multiaxial örgüler veya kıvrımsız dikişli kumaşlar olarak adlandırılırlar.

Kıvrımsız dikişli kumaşlar, zincir ve triko ilmekleri ile birbirine bağlanan, çözgü iplikleri (0°), atkı iplikleri (90°) ve çapraz ipliklerini ($\pm\theta^\circ$) içermektedirler. Kalınlık yönünde kompozitin dayanımını arttıran bu yapılar özellikle tek yönlü (unidirectional) kumaşların yerini almaya başlamıştır (Armakan, 2010).



Şekil 3.5 : Kıvrımsız kumaşın şematik görünümü (Armakan, 2010).

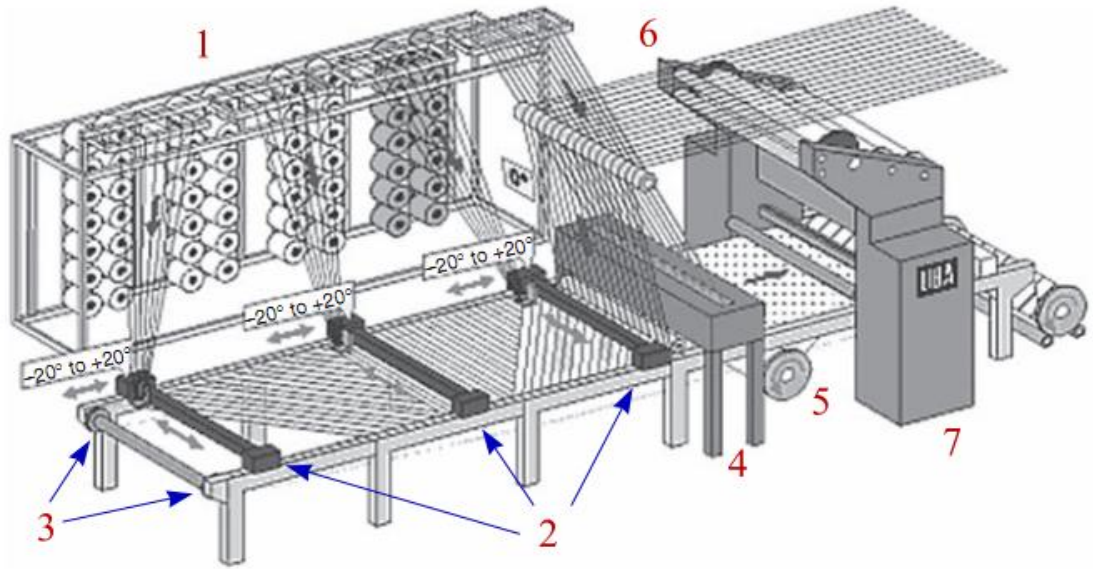
Dikiş ipliği malzemesi olarak genellikle polyester kullanılır. Ancak, bazen kevlar veya cam elyaf iplikler de kullanılabilir. Daha yüksek mukavemete sahip ipliklerin kullanılmasındaki amaç fibere dik doğrultudaki malzeme dayanımı artırmanın yanı sıra daha iyi delaminasyon ve darbe direnci elde etmektir. Bu tür kumaşlara yapısal kıvrımsız dikişli kumaşlar denir. En çok kullanılan dikiş desenlerinden olan zincir dikiş, triko dikiş ve triko-zincir dikiş Şekil 3.5'de gösterilmiştir. Eğer kıvrımsız dikişli kumaşta çözgü (0°) doğrultusunda elyaf bulunuyorsa, kumaşın yapısal bütünlüğünü sağlamak için mutlaka triko veya triko-zincir dikiş kullanılması gerekir (Vallons, 2009).



Şekil 3.6 : Dikiş desenleri: zincir dikiş (a), triko dikiş (b) ve triko-zincir dikiş (c) (Vallons, 2009).

Kıvrımsız dikişli kumaşlar özellikle yüksek performanslı yatlar ve rüzgâr tribünü kanatlarındaki kompozitlerde takviye malzemesi olarak kullanılmaktadır. Özellikle havacılık ve uzay sanayisindeki kullanımları giderek artmakta, gelecekte bu alanda kullanılan temel malzeme olacağı ifade edilmektedir. Bu yöntem ile tek adımda farklı kumaş katmanlarına sahip bir yapı oluşturulabildiğinden işçilik maliyetleri düşüktür. Kıvrımsız dikişli kumaşlarda ipliklerde büzülme (crimp) olmadığı için özellikle düzlem içi mekanik özellikleri, aynı lif hacim oranına sahip olan dokuma kumaşlara göre oldukça yüksektir. Kıvrımsız dikişli kumaşlara, özellikle normal dokuma kumaşlara göre çok daha kolay bir şekilde kompleks şekiller verilebilmektedir (Armakan, 2010).

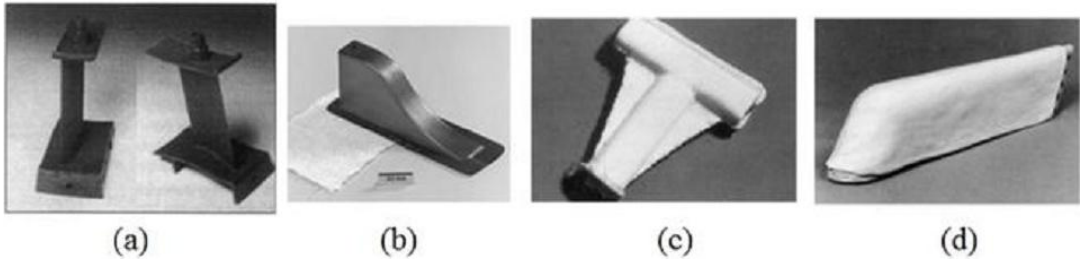
Kıvrımsız dikişli kumaşların üretiminde yaygın olarak LIBA firmasının geliştirdiği çok eksenli çözümlü örme makineleri kullanılmaktadır. Bu makine bir seferde 8 katmanlı kumaşları dikebilir ve mutlaka kumaşın en dış katmanı çözümlü (0°) doğrultusunda olmalıdır. Makine, genişliği 2.5 m olacak şekilde dikim yapabilir ve saatte 45 m üretim hızına çıkabilir. Şekil 3.7 'de üretim şemasında gösterildiği gibi, fiberler çağlık sisteminden (1) gelir ve yerleştirme kafaları (2) yardımıyla istenen açılarda uzun bir masaya serilir. Kumaş üretilirken bu yerleştirme kafaları masa genişliğinde ilerler ve fiberleri, masa boyunca uzanan her iki tarafta da bulunan iğnelerin zincirlerinden (3) korur. Nihai kumaşın dizilimi, yerleştirme kafalarının hareketinin kontrolü tarafından belirlenir. Açılı fiberlere gerekirse kırılmış cam elyaf keçesi, elyaf kırıcı sistem (4) kullanılarak kumaşa dâhil edilebilir ve yüzey tülü (veya keçe) gibi eklemeler de taşıyıcı rulolar (5) vasıtasıyla yapılabilir. Çözümlü (0°) doğrultusundaki fiberler, besleme kirişi (6) veya çağlık sisteminden serilebilir. Kumaşın birden fazla katmanı çözümlü örme makinesi tarafından bir birine tutturulur. Bu makine, örme işlemi sürecinde elyaflara zarar vermeyen özel tasarlanmış keskin başlı iğnelere sahiptir (Tong ve diğ., 2002).



Şekil 3.7 : Kıvrımsız dikişli kumaşlar için üretim şeması (1: Çağlık sistemi, 2: Taşıyıcı kafalar, 3: Zincir sistemi, 4: Elyaf kırıcı sistem, 5: Taşıyıcı rulolar, 6: Besleme kirişi, 7: Çözümlü örme makinesi) (Tong ve diğ., 2002).

3.2.2.2 Şekillendirilmiş (near-net shape) kumaşlar

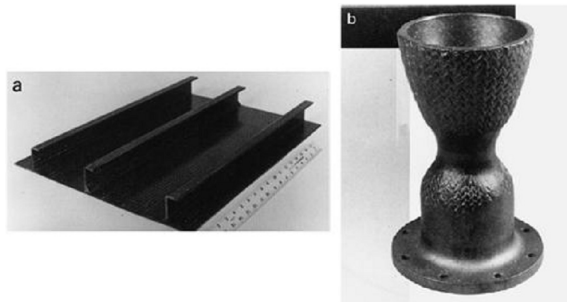
1990'lı yılların sonunda, düz örme teknolojisinde bilgisayar kontrollü tasarım ve kontrol sistemlerinin (elektronik kontrollü tek iğne seçimi ve ilmek transferi mekanizmalarının) geliştirilmesi ile üç boyutlu ve şekillendirilmiş örme kumaşlar üretilmektedir. Özellikle kesim ve dikim işlemlerine gereksinim duyulmadan, üniform yapıdaki kumaşların tek adımda ve düşük maliyetle üretimi mümkün olmaktadır. Şekillendirilmiş örme kumaşlar henüz gelişme aşamasında olmasına rağmen şimdiden otomobil çamurluklarında, T-boru bağlantılarında, flanşlı borular ve haznelerde, jet motoru parçalarında kullanılmaya başlanmıştır (Tong ve diğ., 2002). Şekil 3.8'de şekillendirilmiş üç boyutlu örme kumaş takviyeli kompozit örnekleri verilmiştir.



Şekil 3.8 : Şekillendirilmiş üç boyutlu örme kumaş takviyeli kompozit örnekleri (a) jet motoru kılavuz kanatçığı (b) helikopter kapı bileşeni (c) T bağlantısı (d) yolcu uçağı için kaporta eki (Armakan, 2010).

3.2.2.3 3D Braiding

Bu yöntem ile birçok farklı profil geometrisi elde edilmektedir. Braiding bölgesine bobinlerin ilave edilmesi veya çıkarılması ile üretilecek kumaşın kalınlığı ve enine kesit geometrisi kesintisiz olarak değiştirilebilmektedir. Şekil 3.9'da tek adımda üretilmiş farklı kesitlere sahip üç boyutlu braiding kompozitlerine iki örnek verilmiştir.



Şekil 3.9 : Üç boyutlu braiding takviyeli kompozit örnekleri (a) çubuklarla desteklenmiş panel malzemesi (b) roket düzesi (Armakan, 2010).

Bu kumaşlar özellikle boru ve millerin, sertleştirme elemanlarının (I,T, J şekilli) ve diğer ince uzun kompozit malzemelerin desteklenmesinde kullanılmaktadır. Türbin rotorlarının tek bir adımda üretimi bu proses ile mümkün olmuştur. Üç boyutlu braiding tekniğinin en önemli özelliği, kompozit malzemeye yüksek kayma modülü ve kalınlık yönünde yüksek takviye sağlamasıdır. Büyük parçaların üretimi için makinenin yeterli olmaması bu yöntemin dezavantajıdır (Armakan, 2010).

3.2.2.4 Diğer teknikler

Yukarıda anlatılan yapıların dışında, üç boyutlu tekstil yapılarının, farklı birleştirme metotları kullanılarak iki boyutlu kumaşlardan üretimi de mümkündür. Birleştirme tekniği olarak, dikim, iğneleme, z-pin gibi yöntemler kullanılabilir. Bu birleştirme yöntemleri güçlendirme malzemesinin kalınlığının ve kalınlık yönündeki performansının artırılması için uygulanmaktadır (Armakan, 2010).

4. KOMPOZİT MALZEMELERİN DARBE DAVRANIŞI

Darbe, etkili bir kuvvetin ani olarak, malzemenin bütününe veya bir kısmına uygulanması olarak tanımlanabilir (Karaca, 2010).

Mühendislik uygulamalarında, özellikle mekanik uygulamalarda, dışarıdan gelecek herhangi bir darbeye karşı beklenmedik sonuçların ortaya çıkmaması için, malzemenin gerekli en uygun davranışı verebilmesi istenir. Uygulama yerine ve kullanım amacına göre malzemenin maruz kalabileceği darbeler çok farklı şekillerde olabilir. Buna karşın darbeye karşı olan cevap da malzemenin kendisi tarafından belirlenir. Metal ve metal alaşımları durumunda darbeye karşı malzemenin cevabı; elastik uzama ve plastik şekil değiştirme şeklinde meydana gelir ve darbe hasarı, çoğunlukla, çarpma yüzeyinde başladığı anda kolay bir şekilde tespit edilebilir. Darbe hasarı, metal malzemelerde genellikle bir tehlike işareti olarak kabul edilmez, çünkü metaller plastik şekil değiştirebilme kabiliyetlerinden dolayı, büyük miktarda enerjiyi absorbe edebilirler. Metaller sabit bir gerilme durumunda yapı sertleşmeden önce çok büyük uzamalarda akabilirler, bu nedenle oluşacak kopmalar ani ve beklenmedik olmaz.

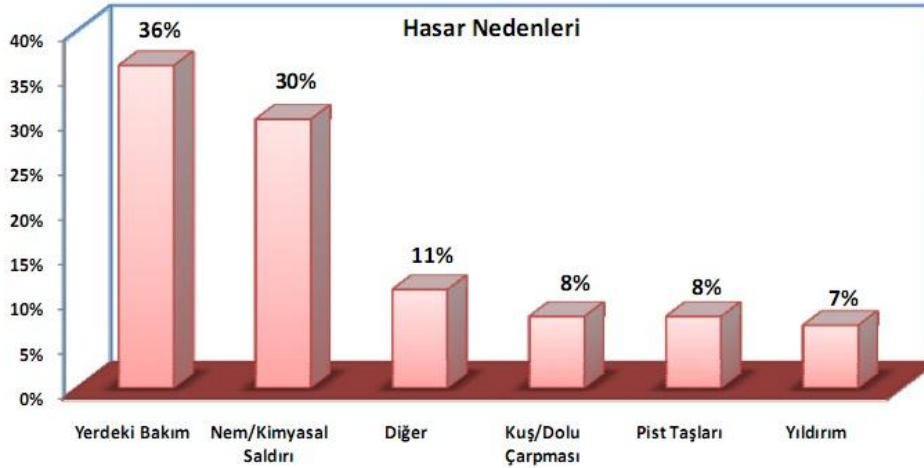
Yabancı bir cisim kompozit bir plakya çarptığı zaman kompozit plakta matriks kırılması, delaminasyon, fiber kırılması gibi hasarlar görülür. Genellikle gözle görülmeyen veya çok zayıf bir şekilde görülebilen hasarlar meydana gelir. Plastik matriksli kompozit malzemelerin hemen tamamı kırılmalıdır, bu nedenle enerjiyi sadece elastik deformasyon ve bazı hasar mekanizmaları sayesinde absorbe edebilirler, diğer bir deyişle enerjiyi absorbe etmede plastik deformasyonun katkısı hemen hemen hiç yoktur (Ceyhun ve Turan, 2003).

4.1 Kompozitler Neden Darbe'ye Eğilimlidir?

Kompozit yapılarda plastik deformasyon eksikliği, belirli bir stress seviyesine erişildiğinde, yerel ya da yapısal zayıflamaya neden olan kalıcı hasarın oluşması anlamına gelmektedir. Plastik deformasyona uğramasının ardından halen bütünlüğünü (örneğin su geçirmezlik) koruyabilen bir metalden farklı olarak, belirli bir stress seviyesini bazı yapısal özelliklerini halen koruyarakda olsa aşan kompozitler kalıcı olarak hasara uğramıştır. 1 J ya da daha az bir enerjide 2 m/s 'de bir çarpma, hakikatte kompozit tabakalarda geri dönüşü olmayan hasara neden olabilir. Özetlemek gerekirse, düşük hızlı çarpma sonucu oluşan hasarların nedenlerini şu şekilde belirtilebilir (Karaca, 2010):

- Düşük enine veya tabakalar arası kayma direnci
- Plastik deformasyonun azlığı ya da olmaması
- Tabakalı yapı (fiberlerin efektif olarak kullanılması).

IATA (International Air Transportation Association) tarafından yapılan araştırmada bir uçağın servis süresi boyunca maruz kalabileceği hasar nedenleri Şekil 4.1'de grafiksel olarak gösterilmiştir (Karaca, 2010).



Şekil 4.1 : Uçaklarda servis ömrü boyunca maruz kalacağı hasar nedenlerinin yüzdeleri. (Karaca, 2010).

4.2 Kompozit Malzemelerin Darbe Testleri

Kompozit malzemelerin darbe davranışını karakterize etmek için standart bir test tekniği veya farklı ülkeler, kuruluşlar ve araştırmacılar arasında yaygın bir şekilde

kabul edilen herhangi bir teknik mevcut değildir. Bu olumsuzluklara rağmen kompozit malzemelerin darbe dirençlerinin belirlenmesi amacıyla günümüzde aşağıdaki test yöntem ve cihazları yaygın olarak kullanılmaktadır. Bunlar genellikle üç kategoride sınıflandırılabilirler (Ceyhun ve Turan, 2003):

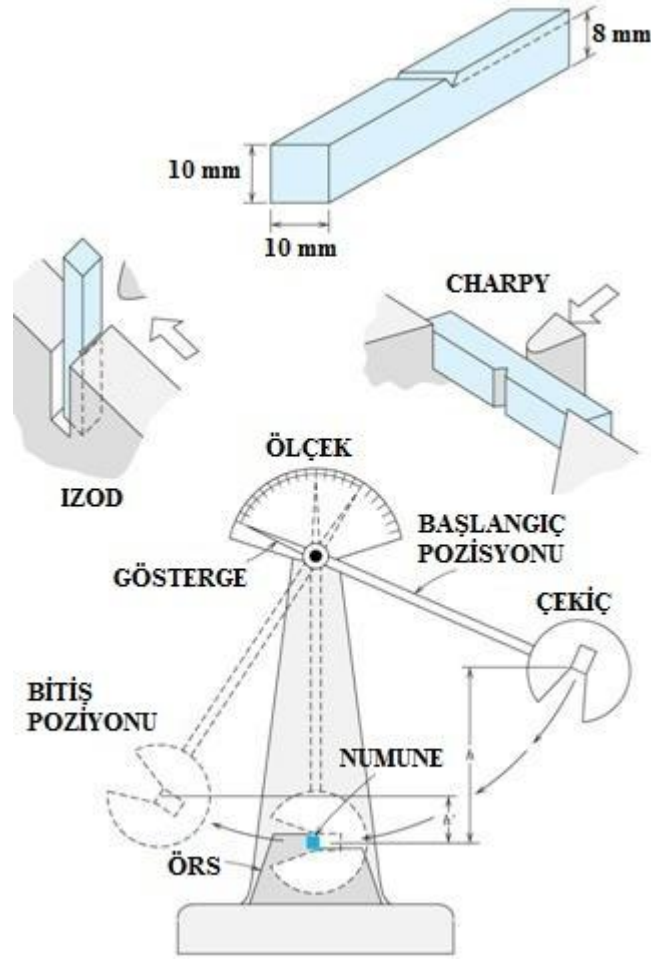
- Ağırlık düşürme testleri,
- Sarkaç testleri (Izod ve Charpy),
- Hava veya gaz silah testleri

4.2.1 Ağırlık düşürme darbe testleri

Ağırlık düşürme testleri yaygın olarak kullanılmakla birlikte değişik tasarımlara hizmet etmektedir. Genellikle bir ağırlık grubuna bağlı vurucu uç, belli bir yükseklikten serbest olarak bırakılır. Tekrarlı çarpmayı önlemek için belirli mekanik aksamla donatılırlar (Adams, 2009). Bu tez çalışmasında, ağırlık düşürme metodu ile darbe testleri gerçekleştirilmiştir. Bu metodun ayrıntıları bölüm 5.3’de anlatılmıştır.

4.2.2 Sarkaç testleri (Izod ve Charpy)

Charpy ve Izod darbe test yöntemlerinde çentik açılmış bir test numunesi, standart bir yükseklikten bırakılan bir sarkaç ile darbeye maruz bırakılır. Darbeden sonra sarkacın çıktığı yükseklik tespit edilerek sarkacın ilk ve son konumdaki enerji farkı numune tarafından yutulan darbe enerjisi olarak ölçülür. Darbeden sonraki sarkacın yüksekliği ne kadar az ise, yutulan darbe enerjisi, dolayısıyla malzemenin darbe direnci veya tokluğu da o derece yüksektir. Charpy ve Izod test yöntemleri ufak farklılıklar dışında birbirine çok benzerler. Bu farklılıklardan en önemli olanı, Şekil 4.2’de gösterildiği gibi numunenin desteklenme şekli ile çentiğin destek ve darbe noktalarına göre konumudur (Ceyhun ve Turan, 2003).



Şekil 4.2 : Charpy ve Izod testleri'nin örnek görüntüsü (Karaca, 2010).

4.2.3 Hava veya gaz silah testleri

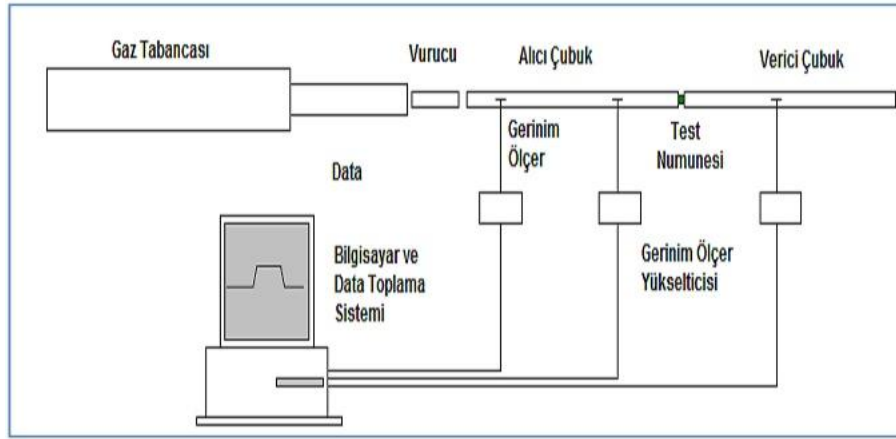
4.2.3.1 Split Hopkinson Bar (Kolsky Bar)

Yüksek deformasyon hızı istendiğinde sarkaç ve ağırlık düşüre testleri yeterli olmamaktadır. $10^{-2}/s$ - $10^{-3}/s$ değerlerindeki deformasyon hızlarına ulaşılmak istendiğinde genellikle Split Hopkinson bar tekniği kullanılmaktadır. Bu teknikle $10^{-2}/s$ - $10^{-3}/s$ değerlerine kadar deformasyon hızları kolaylıkla elde edilebilmekte, istenirse özel aparatlar yardımıyla $10^{-4}/s$ değerlerine çıkılabilmektedir. Tipik bir hopkinson barı ekipmanı darbe basma testleri için kullanılır.

Test numunesinin yerleştirildiği giriş ve çıkış değerleri için iki tane çelik barı ve çubuklar üzerinden birim şekil değiştirmenin ölçüldüğü gerinim ölçerlerden oluşmaktadır. Bir gaz tabancası olayı başlatır ve vurucu tetikler. Vurucunun alıcı çubuğa çarpmasıyla oluşan gerilim dalgası sırasıyla, birinci ve ikinci gerilim ölçerler aracılığı ile kayıt altına alınır. Gerilim dalgası sonra numuneye geçer ve numune

sıkıştırılır. Gerilim dalgasının bir bölümü çekme dalgası şeklinde yansıtılır ve ikinci gerilim ölçer tarafından kaydedilir. Dalga enerjisinin bir kısmı numune tarafından yutulur ve kalanı verici çubuğa aktarılır ve üçüncü gerilim ölçer tarafından kayıt altına alınır. Şekil 4.3’de Split hopkinson deney düzeneği gösterilmiştir (Karaca, 2010).

Uçakların havaalanından kalkış ve inişleri sırasında, uçak gövdesine yüksek hızda çarpan taşların oluşturacağı hasarlar gaz tabancası kullanılarak simüle edilebilir. Ancak, kompozit malzeme üzerine kazara düşen herhangi bir parçanın, kompozit malzeme üzerinde oluşturacağı hasarlar en iyi ağırlık test düşürme cihazı ile simüle edilmektedir (Abrate, 1998).



Şekil 4.3 : Split hopkinson deney düzeneği (Karaca, 2010).

4.2.3.2 Balistik test düzeneği

Genellikle balistik deneylerde mermi kullanılmaktadır. Özellikle askeri alanda bu çalışmalar yapılmış olup, çelik yelekler ve zırhlı araç malzemeleri üzerinde testler gerçekleştirilmektedir. Balistik testlerde, balistik standartlarının öngördüğü çaptaki mermilerle, mermi hızı kullanılan barutu ayarlamak suretiyle gerçekleştirilen atışlarda, zırhın balistik performansını elde etmek mümkün olmaktadır (Evcı,2010).

4.3 Darbe Hasarına Etki Eden Parametreler

4.3.1 Plak özellikleri

Kompozit plaknın sahip olduğu mekanik özellikler (E_1 , E_2 , ν_{12} ve G_{12}) yapının rijitliğini değiştireceğinden darbe esnasındaki temas kuvvetinin zamana göre değişimini de etkileyecektir. Lif yönündeki elastisite modülü (E_1) eğilme rijitliğini

etkilerken fibere dik yöndeki elastisite modülü (E_2) temas kuvvetine daha çok etki eder. E_1 ve E_2 elastisite modülleri arasındaki farkın artışı, kompozit plaknın her bir tabakacığının eğilme rijitliğini değiştirecek ve sonuçta delaminasyon miktarının artmasına neden olacaktır. Takviye elemanının elastisite modülü genel itibariyle bağlayıcı elemanın elastisite modülünden daha yüksektir. Bu nedenle, takviye elemanı matriks kırılması ve delaminasyonun başlamasına neden olmaz.

Bir kompozit plaknın rijitliği tabakanın kalınlığı ile orantılıdır. Kalınlıkta darbe esnasında oluşan maksimum temas kuvvetini değiştirir. Düşük hızlarda, plak genel itibariyle eğilmeye çalışır. Bu durumda, plaknın alt tabakasında en büyük çeki gerilmeleri ve dolayısıyla alt tabakadan başlamak üzere matriks kırılmaları meydana gelir. Daha sonra en alt ara yüzeyde delaminasyon bu matriks kırılması neticesi oluşur. Delaminasyon farklı lif yönlenme açılarına sahip tabakacıkların kalınlığının artması ile artar.

Tabakacıkların lif yönlenme açıları darbe hasarına tabaka kalınlığından daha fazla etki eder. Aynı yönde liflere sahip bir tabakalı kompozitte lif yönlenme açısı her bir tabakada değişmediğinden delaminasyon meydana gelmez. Eğer birbirine komşu iki tabakacığın lif yönlenme açıları farklı olursa bu iki tabakacığın ara yüzeyinde tabakacıkların eğilme rijitlikleri farkından dolayı delaminasyon meydana gelir (Karakuzu ve diğ, 2007).

4.3.2 Vurucu özellikleri

Vurucunun elastisite özelliğinin yüksek olması daha yüksek temas kuvvetinin ortaya çıkması ve vurucu ile hedef arasındaki temas alanının azalması demektir. Bunların neticesinde daha fazla hasar meydana gelir. Vurucu kütlesi değişimi enerji miktarını dolayısıyla darbe hasarı miktarını değiştirecektir. Daha yüksek kütleyle sahip vurucunun neden olduğu temas kuvveti ve temas süresi daha fazla olacaktır. Kinetik enerjileri aynı olmasına rağmen, küçük kütleli yüksek hızlı vurucu ile yüksek kütleli düşük hızlı vurucunun neden olacağı hasar aynı olmayacaktır (Karakuzu ve diğ, 2007).

4.4 Kompozit Malzemelerde Hasar Türleri

Tabakalı kompozit malzemeler üzerinde darbe testi sonucunda ortaya çıkan hasar türleri ve modelleri makroskobik olarak incelenmektedir.

4.4.1 Makroskobik hasar türleri

İz Çıkarma (Ezilme izi): Vurucunun kompozit malzeme üzerinde iz çıkarmasıdır. Matriks ezilmesi sonucu oluşur.

Nüfuziyet: Vurucunun kompozit malzemeye saplanmasıdır.

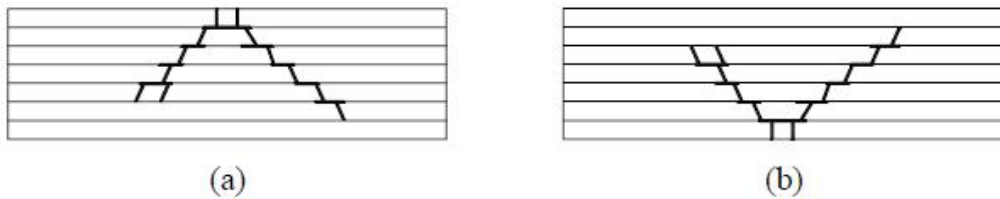
Perforasyon: Vurucunun kompozit malzemeyi delme durumudur (İçten, 2006).

4.4.1.1 Matriks kırılması

Tabakalı kompozit plaklarda en çok görülen hasar tipi matriks kırılması hasarıdır. İlk olarak matriks kırılmaları başlar, daha sonra katmanlar arası ayrılmalar (delaminasyon) görülür (İçten, 2006).

Matriks kırılması daha çok epoksi gibi gevrek olan malzemelerde görülür. Matriks elyaftan daha az şekil değişimine sahip olduğundan darbeli kırılma matrikste başlayacaktır. Matriks kırığı tabaka lif yönlenme açısına bağlıdır. Matriks kırığı hasarlı tabakadaki lif yönlenme açısına paralel yayılır ve oluşumu kompozit levhanın rijitliğini azaltır (Evcı, 2010).

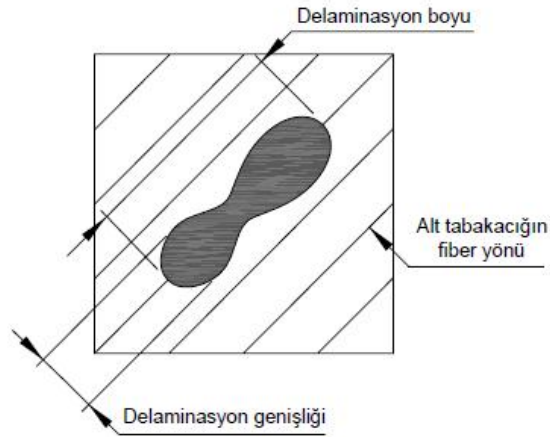
Kalın kompozitlerde; yüksek ve lokal temas gerilmelerinden dolayı matriks kırılması vurucunun çarptığı ilk tabakacıkta meydana gelir. Bu durumda, hasar ağacının dalları şeklinde olup plakın üst tabakacığından alt tabakacığına doğru ilerler (Şekil 4.4 a). İnce kompozitlerde ise levhanın eğilmesi nedeniyle matriks kırılması en alt tabakacıkta oluşur (Şekil 4.4 (b)). Bu durumda yine hasar ağaç dalları şeklindedir. Fakat hasar ilerlemesi bu sefer alt tabakacıktan üst tabakacığa doğru olur (Karakuzu ve diğ, 2007).



Şekil 4.4 : (a) Kalın ve (b) ince plaklar için matriks kırığı hasarının ilerlemesi (Karakuzu ve diğ, 2007).

4.4.1.2 Tabaka ayrılması (Delaminasyon)

Delaminasyon, aynı katman grubundaki tabakalar arasında değil, farklı fiber oryantasyonlarına sahip tabakalar arasında matriks bakımından zengin bölgede meydana gelen bir kırılmadır. Tabakalı kompozit malzemede katmanlar arasındaki farklı fiber yönlenmelerinden dolayı bu katmanların eğilme rijitlikleri farklılık gösterir. Delaminasyonun en önemli sebebi; tabakalar arasındaki bu eğilme rijitlik farklılığı ve eğilme kaynaklı gerilmelerdir. Matriks kırılması delaminasyonun başlaması açısından gerekli bir faktördür. Matriks kırılması ve delaminasyon arasında sıkı sıkıya bir ilişki mevcuttur. Delaminasyonlar, tabakalar arası arayüzey bölgesinde meydana gelirler. Deneysel çalışmalar delaminasyonun farklı lif yönlerine sahip birbirine komşu iki tabakacık arasında meydana geldiğini göstermektedir. Genel itibariyle delaminasyon Şekil 4.5’de görüldüğü gibi olup uzun kısmı alt tabakacığın lifi yönündedir. En büyük delaminasyon en alt ara yüzeyde meydana gelirken üst ara yüzeylere gidildikçe delaminasyon küçülür (Karakuzu ve diğ, 2007).



Şekil 4.5 : Tipik bir delaminasyon türü (Karakuzu ve diğ, 2007).

4.4.1.3 Fiber kırılması

Hasar modlarından bir diğeri olan fiber kopması, genellikle matriks kırılması ve delaminasyondan çok daha sonra meydana gelir. Fiber kopmasına neden olan en önemli iki faktör:

1. Yüksek lokal gerilmeler ve nüfuziyetin yaratmış olduğu etkilerdir (esas olarak kesme kuvvetleri tarafından idare edilen etkiler). Bu olay çarpan cismin hemen altında gerçekleşir.

2. Yüksek eğme gerilmeleridir. Bu olay ise, darbeye maruz kalmayan yüzde meydana gelir (Karaca, 2010).

Levhanın tamamen hasara uğraması ancak tüm fiberlerin kırılması ile mümkün olur. Keskin uçlu bir vurucu, kör uçlu bir vurucuya göre daha fazla fiber kırılması meydana getirecektir. Fiber kırılması başladığında levhanın yük taşıma kapasitesi tamamen bitmemiştir. Çünkü levhanın diğer tabakacıklarında yükü taşıyabilecek fiberler hala vardır. Yük taşıma kapasitesinin tamamen bitmesi levhanın tüm fiberlerinin hasara uğraması ile olur (Evcı, 2010).

Darbe hataları, inceleme ölçütleri ve hasara sebep olan enerji seviyesi ile belirlenir. İnceleme ölçütü aşağıdaki durumlar için uygulanır:

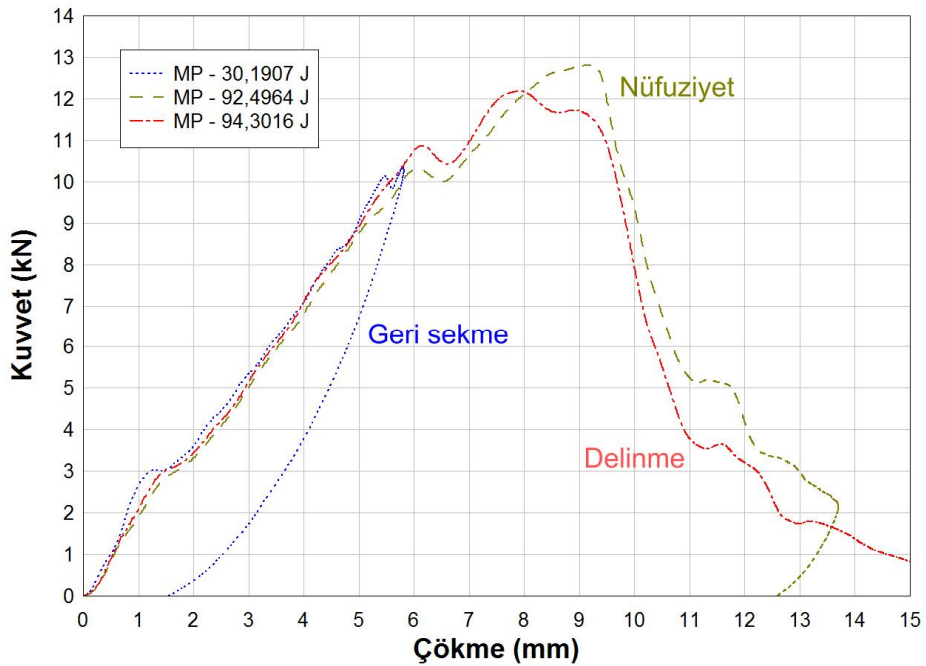
- Özel Hassas Muayene Metotları (Ultrasonik, radyografi)
- Gözle Ancak Görülebilen Darbe Hasarı (BVID): X mm'den (projelere göre değişmektedir) derin olmayan durum olarak belirtilir. Hasar görmüş parça kırılma yükü değerini uzun süre koruyabilmelidir.
- Gözle Görülebilen Darbe Hasarı (VID) : Gözlemlene süresince hasar büyümemelidir. Hasar görmüş parça limit yük değerini uzun süre koruyabilmelidir.
- Bariz Görülebilen Darbe Hasarı (OVID) : Uzak mesafeden dahi fark edilebilen hasarlardır. Hasar görmüş parça limit yük değerini uzun süre taşıyabilmelidir.
- Kopmalar Sonucu Oluşan Hasar (DSD) : Tamir edilemez hasarlardır. İniş anına kadar olan yükleri koruyabilmelidir (Karaca, 2010).

4.5 Darbe grafikleri

4.5.1 Kuvvet-yer değiştirme (çökme) grafiği

Kuvvet-yer değiştirme eğrileri bir darbe testinde malzeme davranışına ilişkin çok önemli ipuçları içerir. Eğrilerin bir bütün olarak Şekil 4.6'da görüldüğü gibi dağa benzeyen bir şekli vardır. Bununla birlikte açık ve kapalı eğri olmak üzere iki tip eğri vardır. Kapalı eğri yük artışını gösteren bir bölüm ile yükleme ve boşalma içeren bir geri dönüş bölümü içerir. Ayrıca artan yükleme bölümünün eğimi kompozit malzemenin darbe yüklemesi altında eğilme rijitliğini gösterir. Darbe enerjisine bağlı

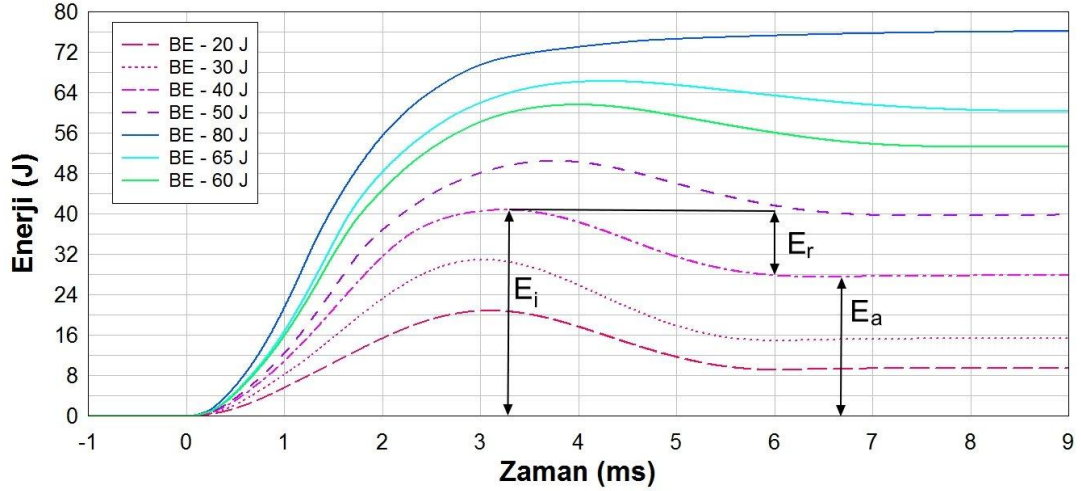
olarak eğrinin tepe noktasından sonraki düşüş kısmı üç farklı şekilde olabilir. Bu darbe ucunun numuneden geri sekmesi ile oluşan geri sekme eğrisi olabilir. Bu kısmı nüfuziyet sonrası geri sekme olabilir. Bu durum delinme ile sonuçlanan açık bir eğri şeklinde olabilir. Eğer inen kısım tamamen delinmiş bir hasara aitse kuvvet-yer deplasman eğrisi açık eğri olur. Darbe enerjisi düşük olduğu zaman kuvvet-yer değiştirme eğrisi kapalı bir eğri olur yani geri sekme sonucu kuvvet ve yer değiştirme azalır ve eğri başlangıç noktasına yakın bir noktaya gelir. Darbe enerjisinin artmasıyla kuvvet maksimum noktaya yükselir bu noktaya pik kuvvet denir. Kısmi hasarlı dolayısıyla kısmi geri sekmeli durumlarda grafiğin iniş kısmında geri sekme olana kadar yer değiştirmenin arttığı görülür. Darbe enerjisinin artmasıyla hasarlı kısım daha çok artar ve geri sekme gitgide düşer. Bu durum Şekil 4.6'da nüfuziyet eğrisinde görülebilmektedir. Darbe enerjisi iyice arttığında eğri açık eğriye dönüşür, yer değiştirme maksimuma ulaşır ve geri sekme gözlenmez. Bu durum Şekil 4.6'da delinme eğrisinde görülmektedir. Nüfuziyet eğrisinde görüldüğü üzere eğrinin son ucu delinme eğrisine yakındır bu durum delinmeye yakın bir nüfuziyet olduğunu gösterir. Ayrıca bu eğrilerin altında kalan alan darbe süresince yutulan enerjiye karşılık gelmektedir. Burada her bir numuneye ait yutulan enerji değerleri tespit edildikten sonra, kompozit plağa ait absorbe edilen enerji-darbe enerjisi (enerji profili diyagramı) çizilebilir (Sayer, 2009).



Şekil 4.6 : Kuvvet- yer değiştirme (çökme) eğrisi.

4.5.2 Absorbe edilen enerji-zaman grafiği

Farklı darbe enerjileri (E_i) için, yutulan enerji – zaman değişimi grafikleri de Şekil 4.7'deki gibi olmaktadır.



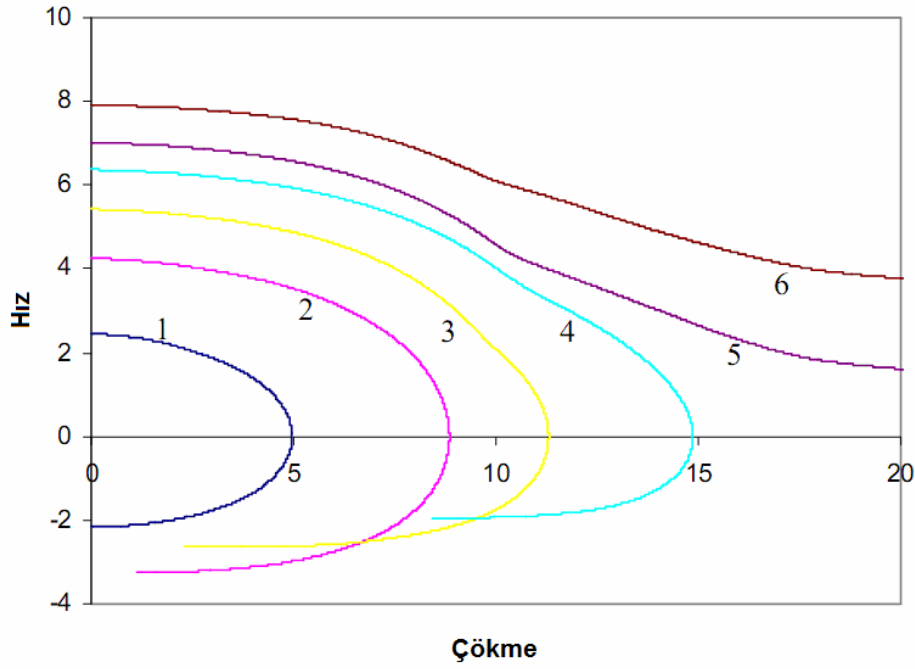
Şekil 4.7 : Farklı enerjiler için absorbe edilen (yutulan) enerji-zaman diyagramı

Darbe olayının sonunda vurucudan kompozit numuneye geöen enerji miktarı, kompozit numuneye en fazla hasarı veren enerjiye kadar artar. Şekil4.7'de görüldüğü üzere her bir eğri önce artmakta daha sonra ulaştığı maksimum değerden azalarak sabit bir değere ulaşıp yatay bir yol izliyor. Bu ulaşılan maksimum nokta darbe enerjisini (E_i) vermektedir. Yatayda ulaştığı sabit nokta ise absorbe edilen enerjiyi (E_a) göstermektedir. Bu ikisi arasındaki fark geri sekme enerjisini (E_r) göstermektedir.

4.5.3 Hız-yer değiştirme (öökme) grafiği

Şekil 4.8'de farklı enerjiler için vurucunun hız– yer değiştirme (öökme) grafiği görülmektedir. Şekilden görüldüğü gibi (beklendiği üzere) hızın en yüksek olduğu anda numune ile vurucu arasında temas başlamıştır. Hız büyüklüğünün parabolik bir Şekilde azalarak sifira ulaştığında yer değiştirme maksimum noktaya ulaşmaktadır. Bununla birlikte 1, 2, 3 ve 4 eğrilerinde negatif hız değerleri öarpma ucunun maksimum yer değiştirmeden sonra geri dönüşü (geri sekme) göstermektedir. 5 ve 6 eğrileri kısmi ve tam delinme durumunu göstermektedir. Bu durumlara göre Şekil 4.8'de görüldüğü üzere geri sekme hızı-darbe hızı oranı darbe enerjisinin artışı ile düşmektedir. Başka bir değişle bu oran numunede oluşan hasarın artışı ile düşmektedir. Bu oran 0 ile 1 arasında bir değere sahip olmalıdır. Küçük enerjiler için

bu durum Şekil 4.8'de 1 numaralı eğriden de görüldüğü gibi 1'e yakın olmalıdır (Sayer, 2009).



Şekil 4.8 : Farklı enerjiler için hız-yer değiştirme (çökme) grafiği

4.5.4 Eş enerji grafiği

Kompozit yapıların darbe davranışlarını ve darbe direncini incelemeye göz önüne alınan en önemli parametrelerden ikisi, darbe enerjisi (E_i) ve absorbe edilen enerjidir (E_a). Darbe enerjisi çarpan uç tarafından kompozit numuneye aktarılan enerji olarak, absorbe edilen enerji ise darbe enerjisinin numune tarafından deformasyonlar yolu ile yutulan kısmı olarak tanımlanabilir.

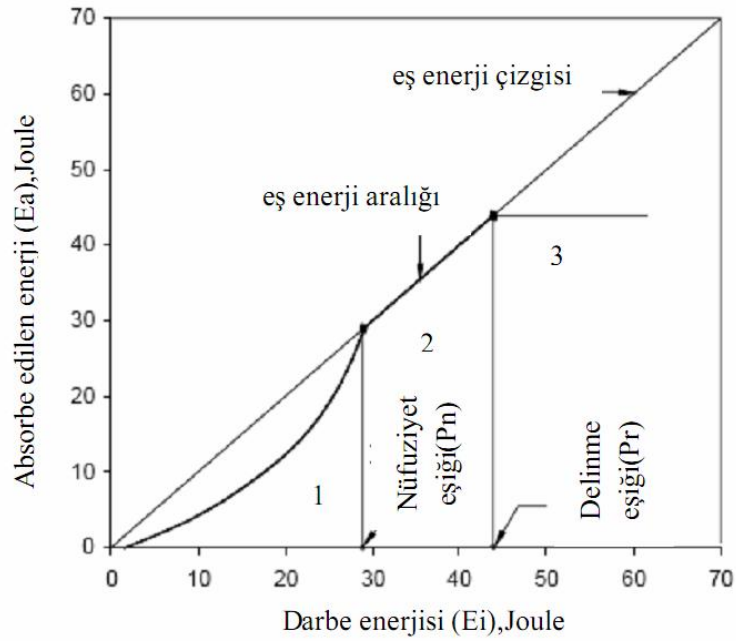
Bu iki parametre arasındaki ilişkiyi gösteren grafik enerji profil diyagramı olarak adlandırılmıştır (Liu, 2000). Enerji profili diyagramı ile kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrilerini ve hasarlı numuneleri bir arada karşılaştırarak incelemek hasar mekanizmalarının tespitinde önemli avantajlar sağlar.

Bu enerji profili diyagramının şeklini çarpan uç ve numune ile ilişkili bir takım parametreler belirler. Kompozit yapıyı meydana getiren bileşenler, lif geometrisi, numunelerin kalınlık ve tabaka dizilişi ve çarpan ucun geometrisi gibi faktörler buna örnek olarak verilebilir. Şekil 4.9'da bir enerji profili diyagramı (EPD) şematik olarak verilmiştir. Diyagram genel olarak 3 ana bölgeye ayrılabilir.

1.Bölge: Çarpan ucun numuneye saplanmadığı, çarpma sonrası geri sıçramanın gerçekleştiği bölgedir. Bu bölgede eş enerji çizgisi ile deney verileri arasındaki fark yutulmayan artık enerjiye karşılık gelmektedir.

2.Bölge: Çarpan ucun numuneye nüfuz etmeye başladığı ve darbe enerjisi değerine bağlı olarak farklı derinlikte numuneye saplanıp kaldığı aralıktır. Bu bölgede darbe enerjisinin tamamına yakını numune tarafından yutulduğu için deney verileri eş enerji çizgisinin neredeyse üzerinde yer alırlar.

3.Bölge: Bu bölgede çarpan uç delinme eşiğinden daha büyük bir enerjiye sahiptir. Bu bölgede darbe enerjisinin artırılması meydana gelen hasar miktarını çok fazla değiştirmedeğinden yutulan enerji miktarı hemen hemen sabit kalmaktadır (Karakuzu, 2007).



Şekil 4.9 : Enerji profil diyagramı (Karakuzu, 2007).

5. DENEYSEL ÇALIŞMA HAZIRLIĞI

5.1 Test Numuneleri

Kompozit plakların üretiminde dört farklı E-camı kıvrımsız dikişli kumaşlar kullanılmıştır. Kullanılan kumaşlar; iki eksenli (Biaxial Reinforcements), üç eksenli (Triaxial Reinforcements), dört eksenli (Quadraxial Reinforcements) ve keçeli çok eksenli (Combi Reinforcements) kumaşlardır.

Matriks malzemesi olarak DEWILUX DEWESTER 196 (511-0196) polyester ve PGKEM 1150 epoksi reçine kullanılmıştır. 100 g polyester reçineye, ağırlıkça 4 g Dewilux hızlandırıcı (549-0050) ve 1.5 g Dewilux sertleştirici (549-0040) karıştırılmıştır. 100 g epoksi reçineye ise 34 g PGKEH 1200 sertleştirici karıştırılmıştır. Tüm kompozit plaklar, ATARD A.Ş. tarafından ‘Vakum İnfüzyon Yöntemi’ ile üretilmiştir. Kompozit plakların takviye açıları, ortalama numune kalınlığı, fiber hacimsel oranı ve alan yoğunluğu Tablo 5.1. de verilmiştir.

Darbe testleri Pamukkale Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü Mekanik Araştırmalar laboratuvarındaki INSTRON Dynatup 9250HV darbe test cihazı ile yapılmıştır. Yapılan bu testler oda sıcaklığında (20 °C) gerçekleştirilmiş olup vurucu ve üzerindeki kütle ile toplam ağırlığı 6.3 kg’ dır. Vurucu uç, yarı küresel ve 12,7 mm çapındadır. Test cihazında bulunan pnömatik çeneler, numunenin tüm kenarlarından sıkı bir şekilde tutmakta ve ortasında çapı 76,2 mm olan dairesel delik bulunmaktadır. 100 x 100 mm ebadındaki numuneler delininceye kadar enerji seviyesi artırılarak darbe uygulanmıştır. Enerji seviyesi 10 J den itibaren 10 J artışlarla gerçekleştirilmiş olup saplanma sınırına gelindiğinde darbe enerjisi 5 J arttırılmıştır.

Tablo 5.1 : Kompozit plakların takviye açıları, ortalama numune kalınlığı, fiber hacimsel oranı ve alan yoğunluğu

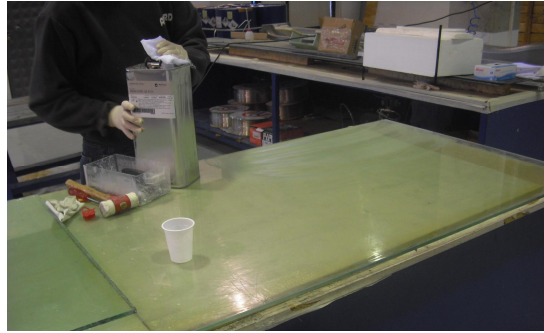
Numune Kodu	Takviye açısı	Ortalama Numune Kalınlığı (mm)	Fiber Hacimsel Oranı %V _f	Alan Yoğunluğu (g/m ²)
BE	[(0,90)/(±45)/(±45)/(90,0)] _s	4	47	(0,90) - 600
BP				(±45) - 600
TP	[(45,90,-45)/(-45,90,45)/(45,90,-45)/(-45,90,45)/(45,90,-45)]	4	48	(45,90,-45) - 704
QE	[(0,-45,90,45)/(45,90,-45,0)] _s	4	49	(0,-45,90,45) - 1262
QP				
ME	[(0,90,CSM)/(±45,CSM)/(CSM/±45)/(CSM,90,0)] _s	5	43	(0,90,CSM) - 675
MP				(±45,CSM) - 693

B: İki Eksenli, T: Üç Eksenli, Q: Dört Eksenli, M: Keçeli Çok Eksenli kumaşlar
E: Epoksi reçine, P: Polyester reçine

5.2 Test Numunelerinin İmalatı

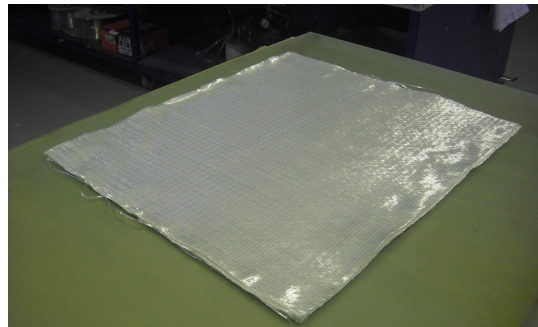
Tüm test numuneleri ATARD Savunma ve Havacılık A.Ş.'inde ürettirilmiştir. İmalat adımları aşağıdaki gibi sıralanmıştır.

Düz yüzey temizlendikten sonra Renlease 5111 kalıp ayırıcı sürülmüştür (Şekil 5.1).



Şekil 5.1 : Kalıp ayırıcı sürülmesi.

Tasarıma uygun şekilde kumaşlar makas yardımıyla kesilmiştir (Şekil 5.2).



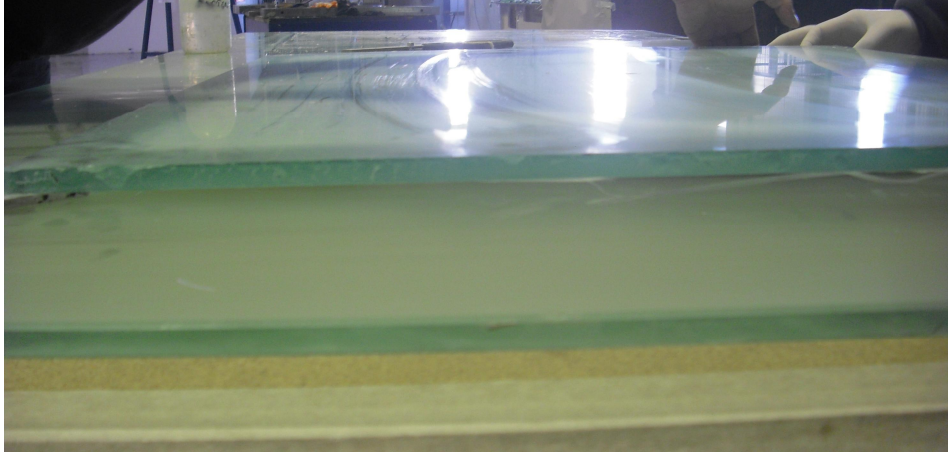
Şekil 5.2 : Tasarıma uygun dizilmiş kumaşlar

Numunelerin kalınlığı 4mm olması için alüminyum ayaklar kullanılmıştır (Şekil 5.3).



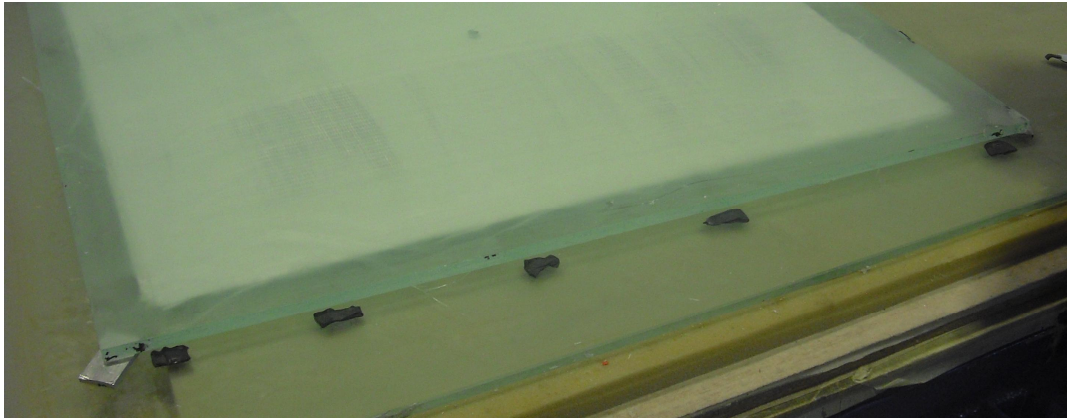
Şekil 5.3 : Alüminyum ayakların konumlandırılması

Plak kalınlığı, yüzeyi boyunca sabit olması için bir yüzüne kalıp ayırıcı sürülmüş cam yüzey konulmuştur (Şekil 5.4).



Şekil 5.4 : Cam yüzeyin yerleştirilmesi

Cam yüzeyin kenarlarına reçine hattının kaymaması için macun yerleştirilmiştir (Şekil 5.5).



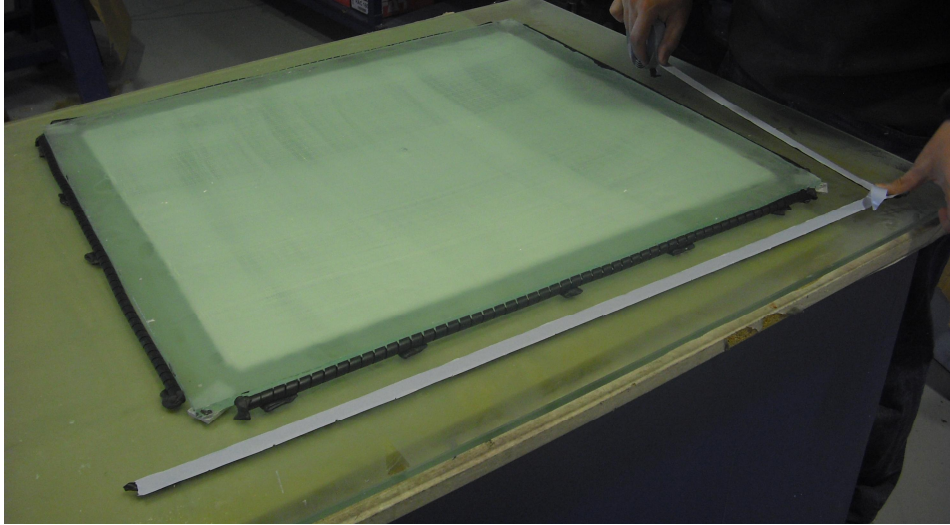
Şekil 5.5 : Sızdırmazlık macununun yerleştirilmesi.

Macunun üzerine reçine hattı yerleştirilmiştir (şekil 5.6).



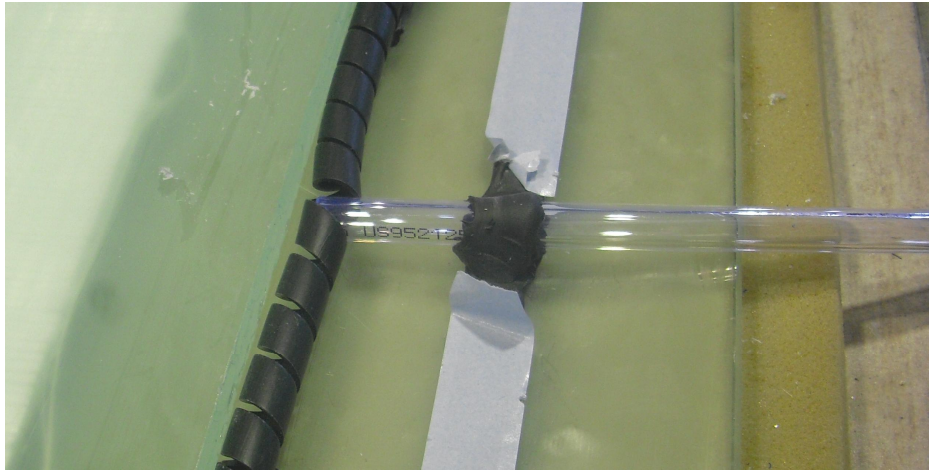
şekil 5.6 : Reine hattı (spiral) yerleştirilmesi

Vakum torbasını yerleştirmek iin masa üzerindeki cam yzeeye sızdırmazlık macunu ekilmiştir (şekil 5.7).



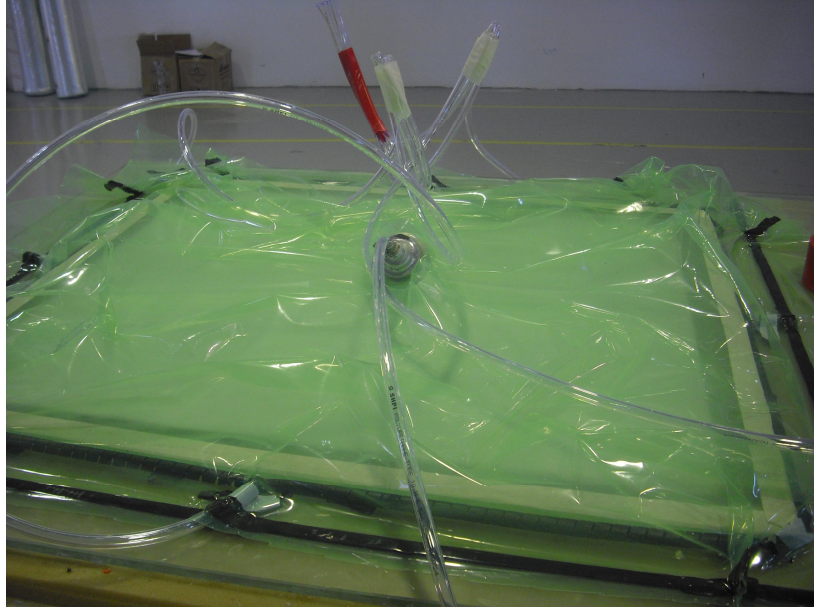
şekil 5.7 : Vakum torbası iin macun yerleşimi

Reine hortumlarının yerleştirilmesi (şekil 5.8).



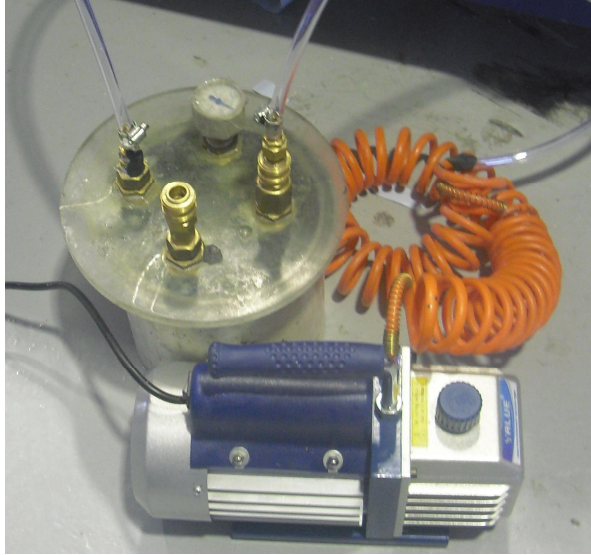
şekil 5.8 : Hortumların yerleştirilmesi

Vakum torbasının ve vakum hortumlarının yerleştirilmesi (şekil 5.9).

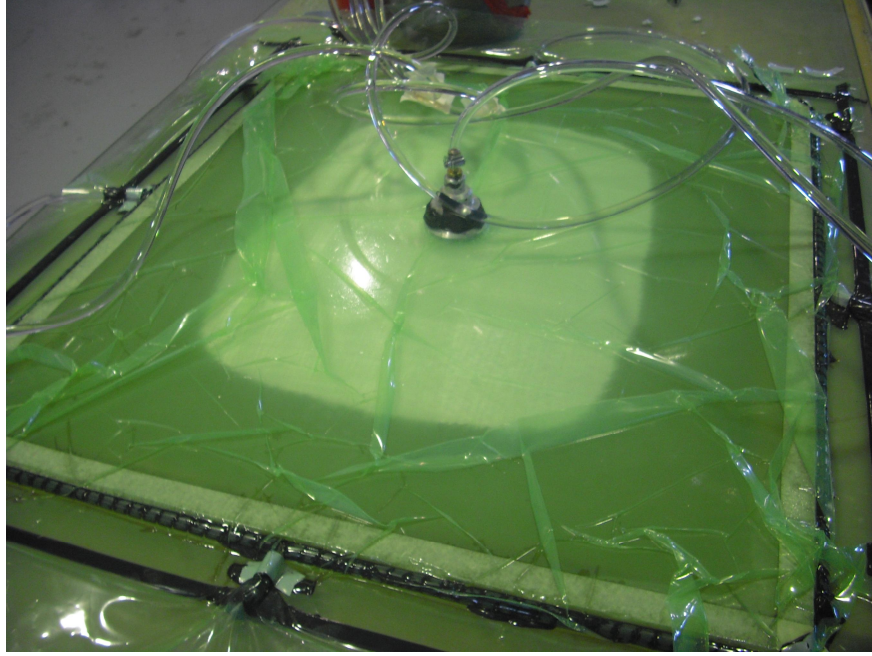


şekil 5.9 : Vakum torbasının yerleştirilmesi

Kullanılan vakum filtresi ve vakum pompası (şekil 5.10).



şekil 5.10 : Vakum filtresi ve vakum pompası



Şekil 5.11 : Kumaşın reçine emmesi

Reçine ve sertleştirici bir kaba konularak istenen akışkanlığa ulaşmaya kadar iyice karıştırılır ve pompa yardımıyla kumaşa emdirilir (Şekil 5.11).

5.3 Ağırlık Düşürme Darbe Testi

Darbe testleri Pamukkale Üniversitesi Mekanik Araştırmalar Laboratuvarında, Şekil 5.12’de gösterilen INSTRON DYNATUP 9250HV cihazı ile yapılmıştır. Bu cihaz pnömatik geri sekme önleme ve data toplama yazılımı ile donanmıştır.

Çeşitli malzemelerin darbe dirençlerinin belirlenebildiği gibi, çarpma anından darbenin enerjisinin sönmüldüğü zamana kadar sayısal ortamda verileri kayıt altına alarak grafiksel sonuçlar gösterebilmektedir.

5.3.1 Ağırlık düşürme darbe testi cihazının özellikleri

Genel Ölçüler;

- Yükseklik: 2858 mm
- Genişlik: 584 mm
- Derinlik: 508 mm
- Kapı Açıldığında Derinlik: 1334 mm
- Ağırlık: 336,5 kg

Operasyonel Özellikler;

- Hafif Ağırlık (2,7 kg-14,7 kg arası) için Enerji Aralığı; 2.56J-180J
- Orta Ağırlık (4,7 kg-23,7 kg arası) için Enerji Aralığı; 4J-300J
- Ağır Ağırlık (24,2 kg-80,5 kg arası) için Enerji Aralığı; 25J-1010J
- Maksimum düşme yüksekliği: 1.25 mm
- Maksimum düşme hızı: 20 m/s

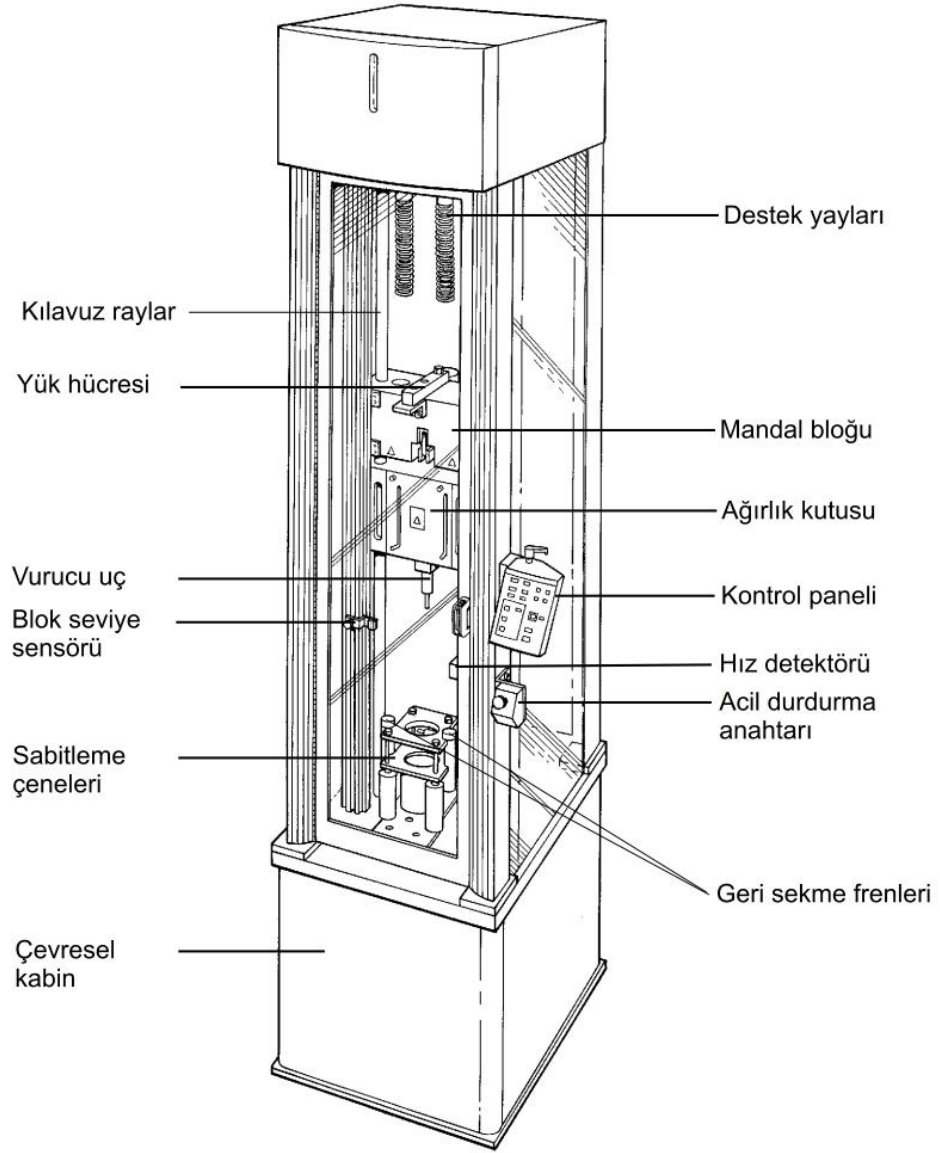
Yük Hücresinin Özellikleri;

- Tipi: Strain gauge/ Piezoelektik
- Kapasitesi: 0-1000 lbf

Hassasiyet;

- Hız dedektör hassasiyeti: 0.25%
- Pozisyon hassasiyeti : < 0.02 mm

5.3.2 Ağırlık düşürme darbe testi cihazının bölümleri



Şekil 5.12 : Ağırlık düşürme test cihazı.



Şekil 5.13 : Ağırlık düşürme test cihazı ile kullanılacak değişik vurucu uçlar.

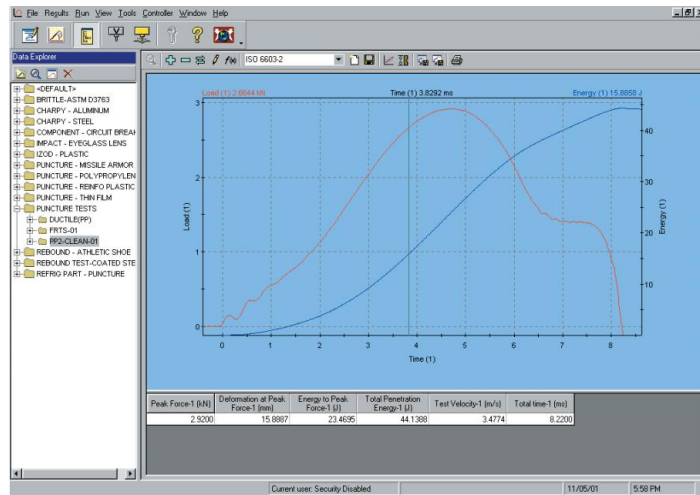
Şekil 5.12 ve Şekil 5.13'de Ağırlık düşürme test cihazının kısımları ve kullanılacak vurucu uçlar görülmektedir.

5.3.3 Data toplama sistemi

Darbe testi sırasında numune üzerine 1 ile 10 milisaniye aralığında kuvvet uygulanmaktadır. Deney sırasında istenen datanın bu kadar kısa bir sürede elde edilmesi gerekir. Bunun için datayı etkin bir şekilde toplayan bir sistem bulunması zorunludur. INSTRON 9250 ağırlık düşürme test cihazı Instron Dynatup 9250 data toplama sistemi ile donatılmıştır. Bu tez çalışmasında, test süresi boyunca, her bir parametre için toplam 8200 data alınmıştır.

Bu sistem, yazılım ve donanımdan oluşmaktadır. Donanımın bir parçası da hız ölçüm bayrağı ve sensörüdür. Darbe hızını kayıt etmek ve data toplama sistemine veri göndermek için düşen ağırlık üzerindeki bir bayrak kullanır. Bu bayrak kendi ön kenarları arasında 1 cm mesafede eşit genişliği olan iki çatal içerir. Bayrağın çatalları fotoelektrik-diyot sensör arasından geçtiği için, ışık süzmesinin kesilmesi ve yeniden oluşmasına göre bir elektrik sinyali oluşur. Sinyal çift kare dalga oluşturur ve tüm zaman aralığı içinde elde edilir. Yazılım ilk sinyalin ikinci sinyale kadar oluştuğu zamanı ölçer. Bayrağın iki ucu arasındaki mesafe bilindiği için ve sürtünme dikkate alınmadığından, çarpma hızı hesaplanabilir.

DYNATUP 9250 cihazı IMPULSE isimli bir kolay kullanımı olan bilgisayar programı kullanılmaktadır. Bu program numuneye ait tüm datayı takip edebilmek için kullanılır. Programa ait bir ekran resmi Şekil 5.14'de gösterilmiştir. Numunede vurucuya uygulanan kuvvet $f(t)$ sürekli ölçülmektedir. Buna göre (5.1)-(5.8) arası denklemler kullanılarak hız, yer değiştirme (çökme), ivme ve enerji denklemleri elde edilmektedir.



Şekil 5.14 : Impulse yazılımının grafik örneği.

5.3.3.1 Hız, yer değiştirme (ökme), ivme ve enerji denklemleri

t anındaki bileşke kuvvet $F(t)$ ve t anında numune tarafından vurucuya uygulanan kuvvet $f(t)$;

$$F(t) = mg - f(t) \quad (5.1)$$

t anındaki vurucunun ivmesi $a(t)$ ve vurucunun kütlesi m ;

$$a(t) = \frac{F(t)}{m} \quad (5.2)$$

t anındaki vurucunun hızı $v(t)$ ve çarpma hızı V_{imp} ;

$$v(t) = v_{imp} + \int_0^t a(t) dt \quad (5.3)$$

Yer değiştirme (ökme);

$$\delta(t) = dt \int_0^t v(t) \quad (5.4)$$

Enerji prensiplerine göre, toplam enerji $E(t)$, vurucunun t anındaki kinetik enerjisi $E_k(t)$ ve potansiyel enerjisi $E_p(t)$;

$$E(t) = E_k(t) + E_p(t) + E_a(t) = \text{sabit} \quad (5.5)$$

$t = 0$ anında, $v(0) = 0$ ve $E_a = 0$ olduğundan denklem 4.5'de verilen denklemdeki sabiti aşağıdaki gibi hesaplayabiliriz;

$$E(0) = K(0) = \text{sabit} \quad (5.6)$$

Buna göre enerji denklemini yeniden yazılırsa,

$$E_a(t) = K(0) - K(t) - V(t) \quad (5.7)$$

veya

$$E_a(t) = \left(\frac{m}{2}\right) - (v_{imp}^2 - v^2(t)) - mg\delta(t) \quad (5.8)$$

Numuneden vurucu ucu uygulanan kuvvet $f(t)$ gerçek bir matematik fonksiyonu olmadığı için hız, değiştirme ve yutulan enerji denklemlerindeki integraller direk olarak alınamaz. Bunun için yazılım, denklemlerindeki integral değerlerini, ikizkenar yamuk kuralını uygulayarak hesaplar (Karaca, 2010).

Temel olarak aşağıda belirtilen dört grafik elde edilebilir ancak bu grafiklerden farklı grafiklerde türetilmektedir.

- Kuvvet-zaman grafiği: Numunenin vurucu uca uyguladığı tepki kuvvetinin zamanla değişimini veren grafiktir.
- Hız-zaman grafiği: Farklı darbe enerjilerinde hızın zamanla değişimini veren grafiktir.
- Kuvvet-yer-değiştirme grafiği: Temas kuvvetine göre numunedeki yer değiştirmeyi veren grafikten yutulan enerjiyi de görülebilir.
- Enerji-zaman grafiği: Darbe enerjisini ve yutulan enerjiyi veren grafiklerdir.

Elde edilen bu grafiklere göre yazılımdan aşağı değerlerde alınabilmektedir;

- Darbe enerjisi: Vurucu uç tarafından uygulanan çarpma anındaki enerjidir. Yüksekliğin ve ağırlığın fonksiyonu kullanılarak hesaplanır.
- Maksimum yükteki enerji: Numunenin maksimum yükteki enerjisidir. Kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisi altında kalan alanın, maksimum yükteki noktasıdır.
- Yutulan enerji: Numunenin test sonuna kadar yuttuğu enerjidir (yükün tekrar 0 olduğu nokta). Kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisi altında kalan alanın, testin başladıktan bitene kadar olan alanıdır.
- Darbe hızı: Zamanın 0 noktasındaki düşen ağırlığın çarpma hızıdır.
- Maksimum temas kuvveti: Darbe testi boyuca oluşan maksimum kuvvettir.
- Toplam zaman: Toplam zaman milisaniye biriminden ifade edilir. Çarpma anından testin bitişine kadar (yani kuvvet sıfırlanana kadar) olan süreyi içerir.

- Toplam yer değiştirme (okme): Toplam yer değiştirme (okme) kuvvetin 0 olduğu noktadaki numunenin toplam deformasyonudur.

5.3.4 Hız detektör bloğunun ayarlanması

Darbe testine başlanmadan önce hız detektörünün ve bayrağının doğru pozisyon alması testin doğru yapılabilmesi açısından çok büyük önem taşımaktadır. Bunun için yapılan işlemler şu şekildedir;

- Numune, bağlantı çenelerine yerleştirilir,
- Vurucu ucu numuneye değene kadar yaklaştırılır,
- Hız detektör bağlantı vidaları sökölür,
- Hızı detektörü yukarı aşağı hareket ettirilerek, hız detektör bayrağının kenarının hız sensörünün orta ekseninden 5-6 mm aşağısına gelecek şekilde ayarlanır,
- Hız detektörü sabitlenir.

5.3.5 Cihazın Çalıştırılması

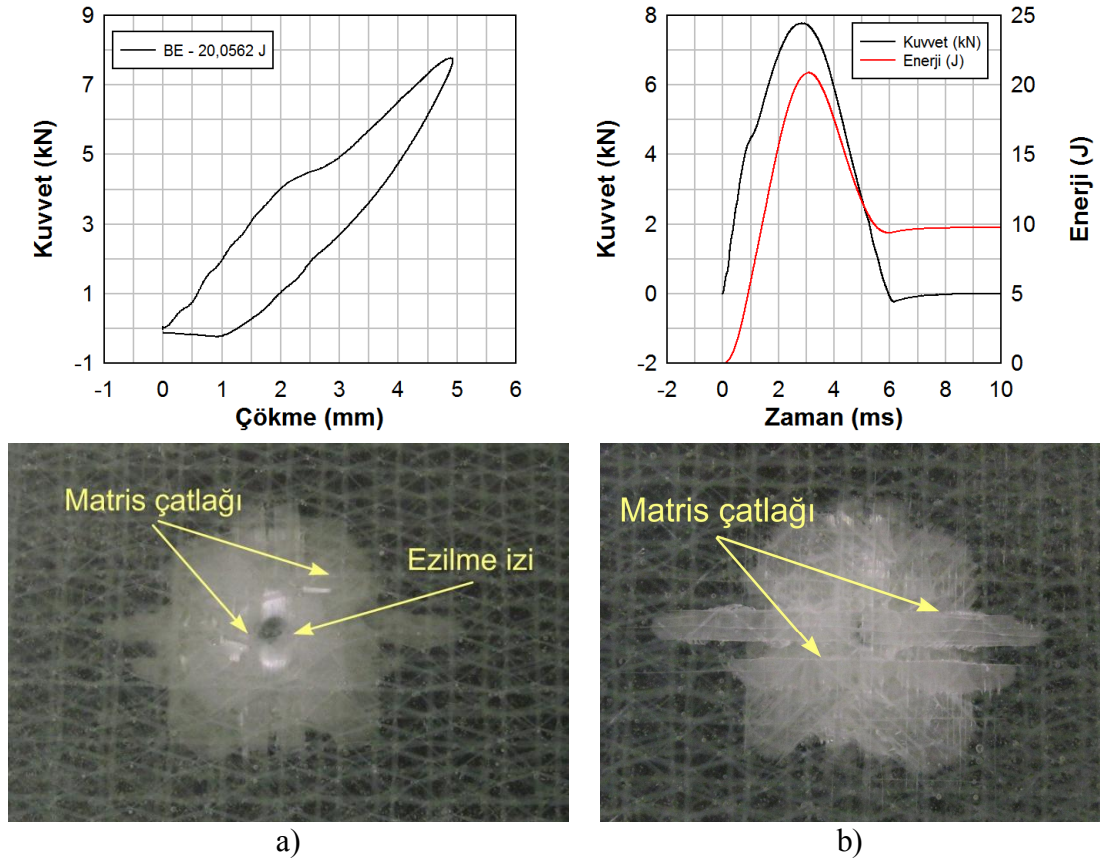
Impulse data toplama yazılımındaki “Run” barından “Impact Test” butonu seçilir. Açılan pencere test için istenen bilgiler girilir ve next butonuna basılır. Bu seferde numune için istenen bilgiler girilir. Numune pnömatik çenelerin içine yerleştirildikten sonra ve test cihazının kapısı kapatılır. Fire butonunu basılmasıyla test gerçekleşir ve yazılım kuvvet-enerji-zaman grafiğini oluşturur. Programdan gerekli ayarlamalar yapılarak hız, yer değiştirme (okme) grafikleri de elde edilebilir (Karaca, 2010).

6. DENEYSEL SONUÇLAR

6.1 Oluşan Hasar Modlarına Göre

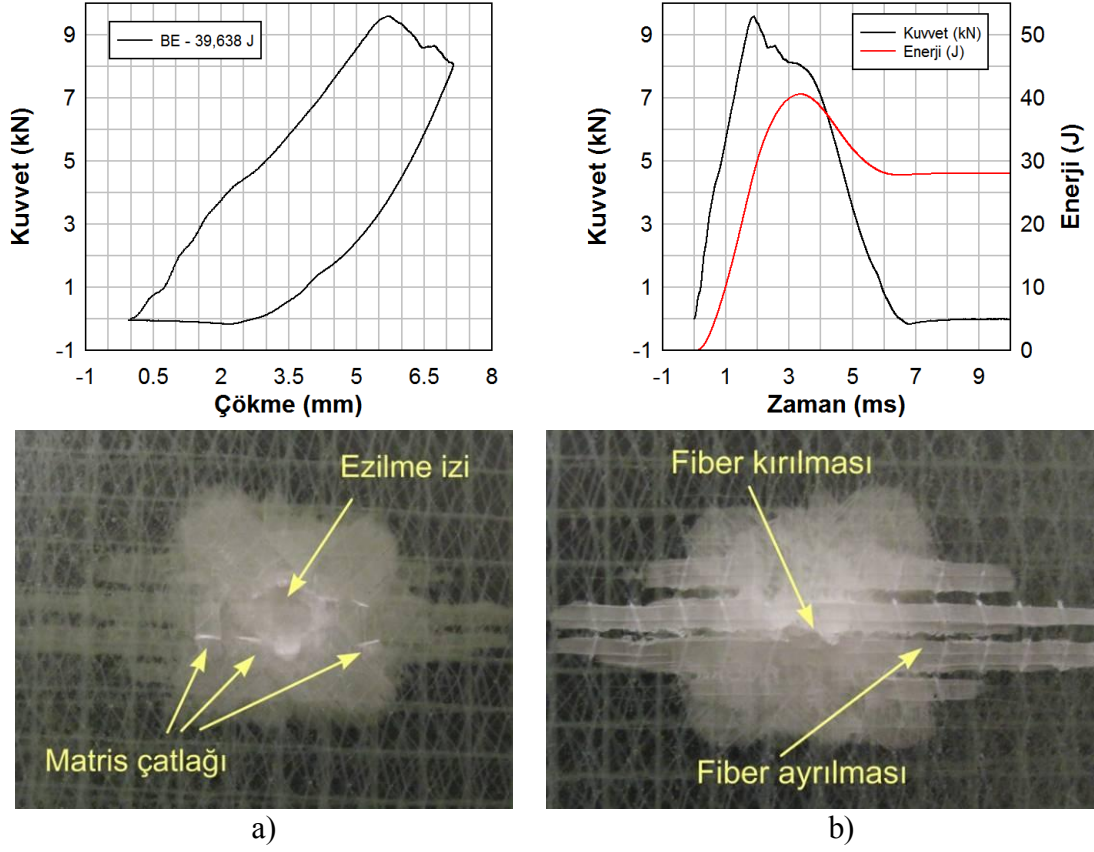
Genel olarak hasar modları ezilme izi, matriks çatlakları, matriks kırığı, delaminasyon, fiber ayrılması ve fiber kırılması olarak meydana gelmiştir. Aşağıdaki paragraflarda, darbe deneyi yapılan İki Eksenli Epoksi Kompozit (BE), İki Eksenli Polyester Kompozit (BP), Keçeli Epoksi Kompozit (ME), Keçeli Polyester Kompozit (MP), Dört Eksenli Epoksi Kompozit (QE), Dört Eksenli Polyester Kompozit (QP), Üç Eksenli Polyester Kompozit (TP) kompozit numunelerinin hasar analizi, hasar modlarında meydana gelen değişimler göz önünde bulundurularak değerlendirilmiştir.

6.1.1 İki Eksenli Epoksi (BE) Kompozit Numuneleri



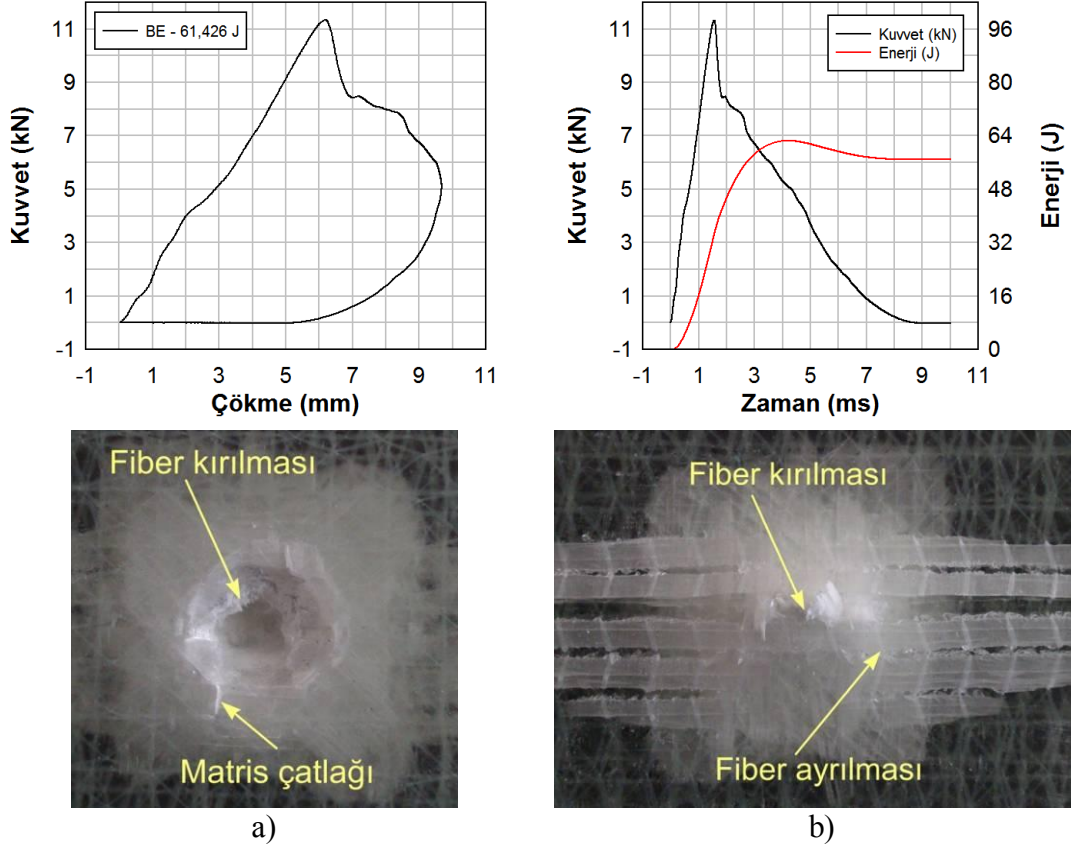
Şekil 6.1 : 20,05J darbe enerjisindeki BE kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey.

Şekil 6.1 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, Darbe enerjisi 20J' a kadar, BE kompozit numunelerinin ön yüzeyinde ezilme izi, matriks çatlakları meydana gelirken arka yüzeyde ise sadece matriks kırığı ve bazı delaminasyonlar gözlenmektedir.



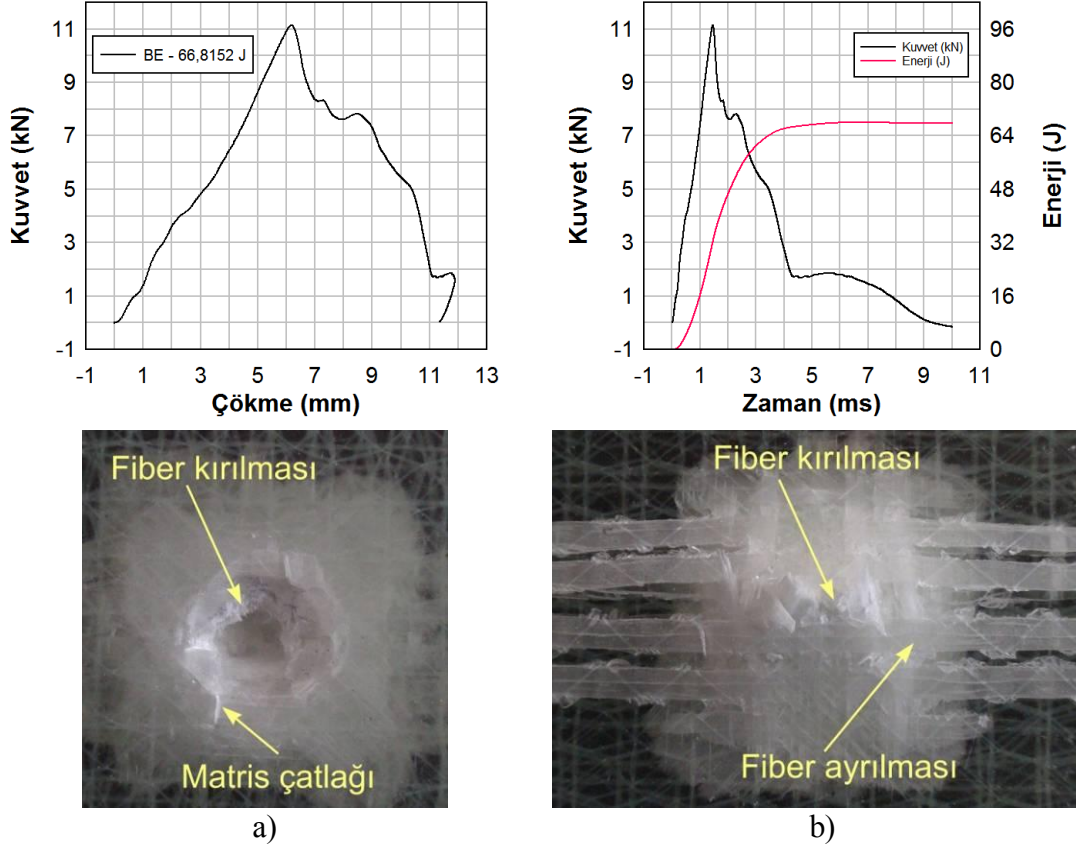
Şekil 6.2 : 39,63J darbe enerjisindeki BE kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.2 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, darbe enerjisi 39,63J değerinde BE hasarlı numunesine bakacak olursak, ezilme izinin arttığı ve iz çevresinde matriks kırıklarının oluşumunu görebiliriz. Ayrıca 0° yönünde dağılan matriks çatlakları ve diyagonal yönlerde ($\pm 45^\circ$) delaminasyon şeritleri görülebilmektedir. Numune alt yüzeyinde ise 0° ilerleyen fiberlerin ayrılmalarını ve bazı fiberlerin kırıldığı görülmektedir.



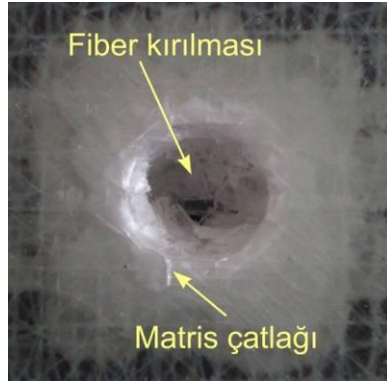
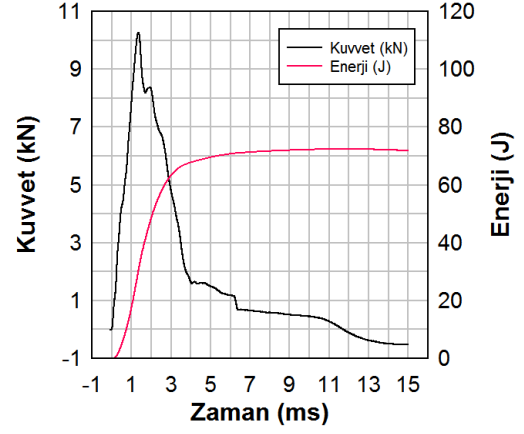
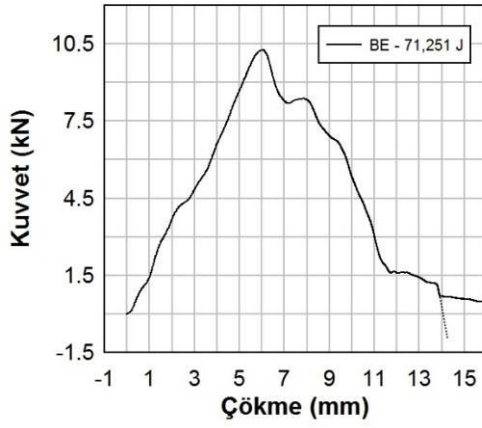
Şekil 6.3 : 61,42J darbe enerjisindeki BE kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.3 (a) ve (b)' den görüleceği üzere BE için, vurucu uç plak kalınlığı boyunca fiber kırılmaları meydana getirmiş ancak tüm fiberler kırılmamış, vurucu uç son tabakalara kadar ilerleyebilmiştir. Kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisine bakıldığında bu fiber kırılmalarının maksimum kuvvet değerine ulaştıktan sonra meydana geldiği görülmektedir. Numune alt yüzeyinde ise ayrılan fiberlerin uzunluğu ve kırılan fiberlerin sayısında artış gözlenmektedir.

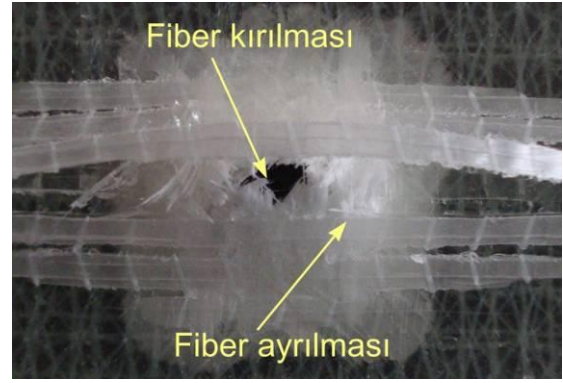


Şekil 6.4 : 66,81J darbe enerjisindeki BE kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.4 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, darbe enerjisi 66,81J değerinde BE hasarlı numunesine ait kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisi bakacak olursak, eğrinin açıldığını ve vurucunun numuneye saplandığını görebiliriz. Darbe enerjisinin saplanma eşiği değerine ulaşmasıyla plaknın alt yüzeyinde fiber kırılmasının bariz bir şekilde arttığı ve son tabakadaki ayrılan fiberlerin genişlediği görülmektedir.



a)

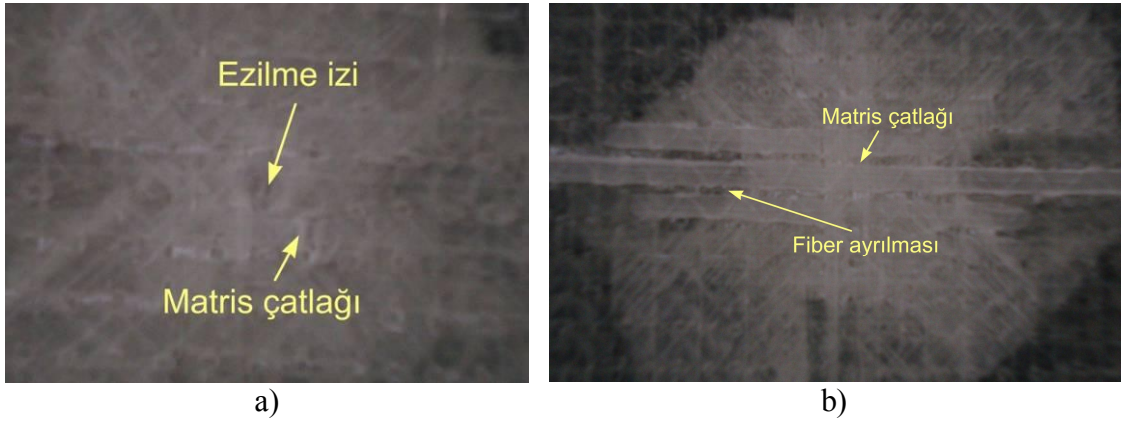
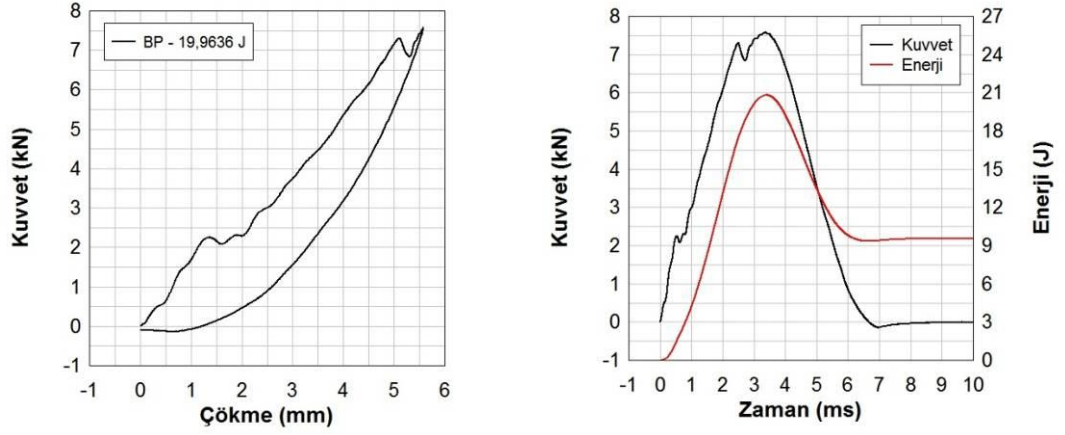


b)

Şekil 6.5 : 71,25J darbe enerjisindeki BE kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

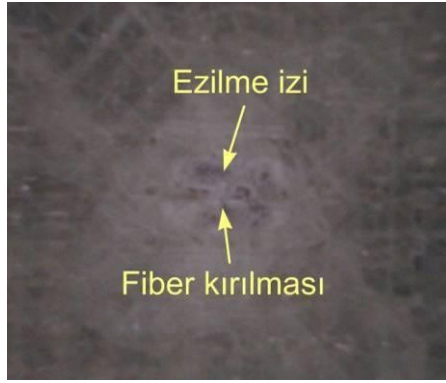
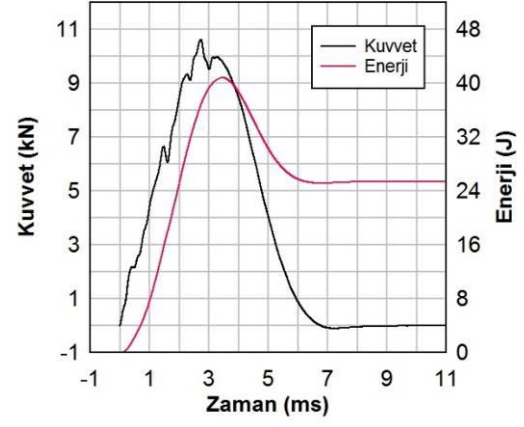
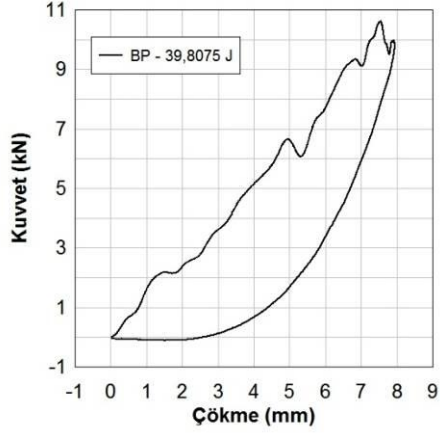
71,25 J darbe enerjisinde BE kompoziti için delinme eşiğine ulaşılmıştır. Şekil 6.5 (a) ve (b)'den görüleceği üzere, hasarlı plakanın kalınlık boyunca tüm fiberler kırılmıştır. Alt yüzeyde ise son tabakadaki bazı fiberlerin kopma aşamasına geldiği görülmektedir. Kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisine bakıldığında, vurucu uç ile kompozit arasında sürtünme meydana geldiği için eğrinin yer değiştirme (çökme) eksenine neredeyse paralel ilerlediği görülmektedir. Bu paralelliğin başladığı yerden eğri kapatılmalıdır. BE kompozitinin delinme eşiğinde toplam yer değiştirme (çökme) 14 mm olarak alınmıştır.

6.1.2 İki Eksenli Polyester Kompozit (BP) Numuneleri

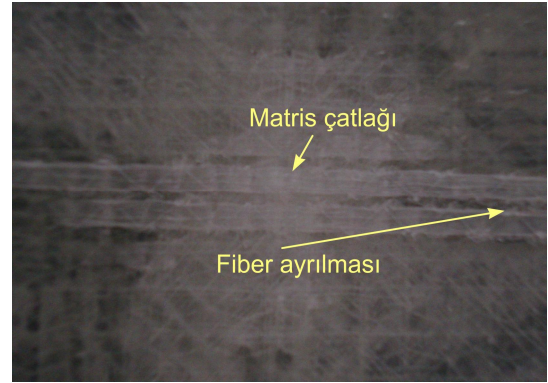


Şekil 6.6 : 19,96J darbe enerjisindeki BP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.6 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, Darbe enerjisi 20 J'a kadar, BP kompozit numunelerinin ön yüzeyinde ezilme izi, matriks çatlakları ve bazı delaminasyonlar meydana gelirken arka yüzeyde ise temas bölgesinden 0° yönünde genişleyen matriks kırığı gözlenmektedir.



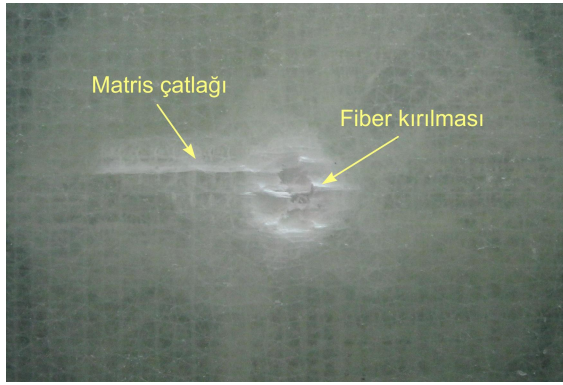
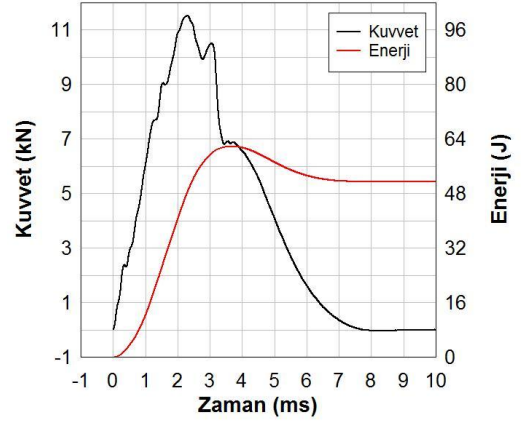
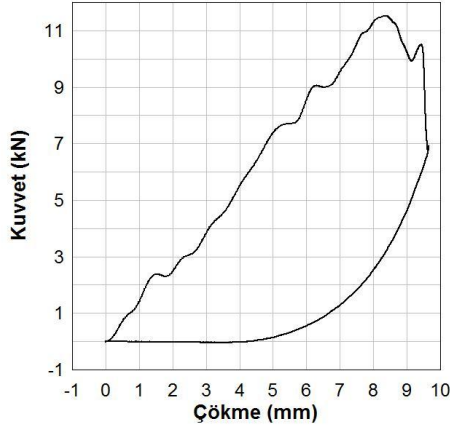
a)



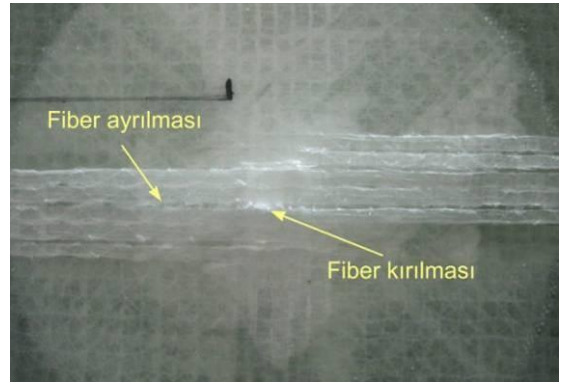
b)

Şekil 6.7 : 39,80J darbe enerjisindeki BP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.7 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, darbe enerjisi 39,80J değerinde BP hasarlı numunesine bakacak olursak, ezilme izinin arttığı ve iz çevresinde matriks kırıklarının oluşumunu görebiliriz. Numune alt yüzeyinde ise 0° ilerleyen fiberlerin ayrılmalarını ve matriks kırılması görülmektedir. Kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisine bakıldığında kompozitte ilk hasarın 2,2 kN ve ilk fiber kırılmasının da yaklaşık 7 kN değerinde başladığı görülmektedir.



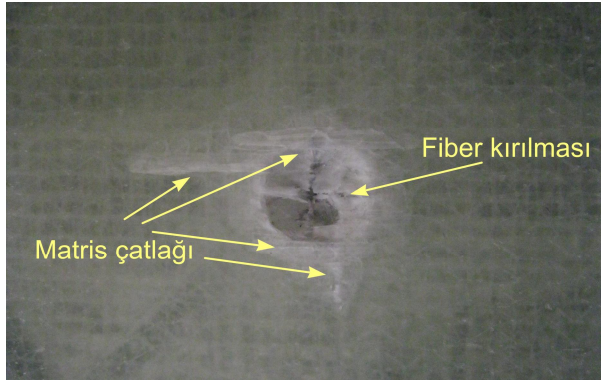
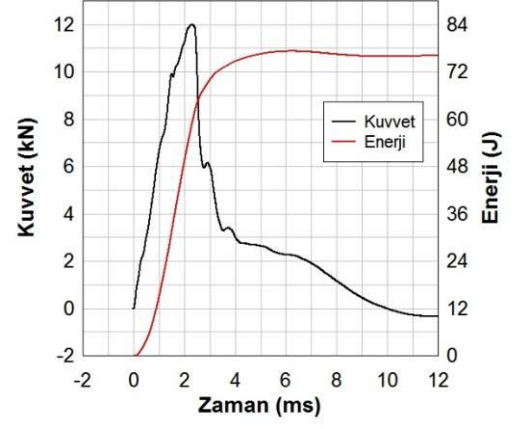
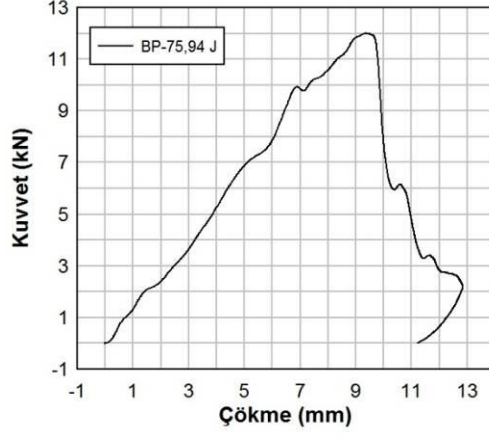
a)



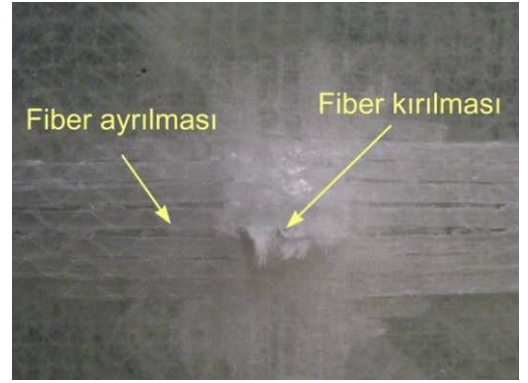
b)

Şekil 6.8 : 60,73J darbe enerjisindeki BP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.8 (a) ve (b)' den görüleceği üzere BP için, vurucu uç plak kalınlığı boyunca fiber kırılmaları meydana getirmiş ancak tüm fiberler kırılmamış, vurucu uç son tabakalara kadar ilerleyebilmiştir. Numune alt yüzeyinde ise ayrılan fiberlerin uzunluğu ve kırılan fiberlerin sayısında artış gözlenmektedir.



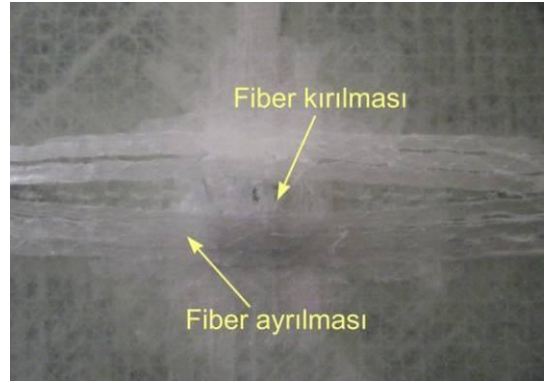
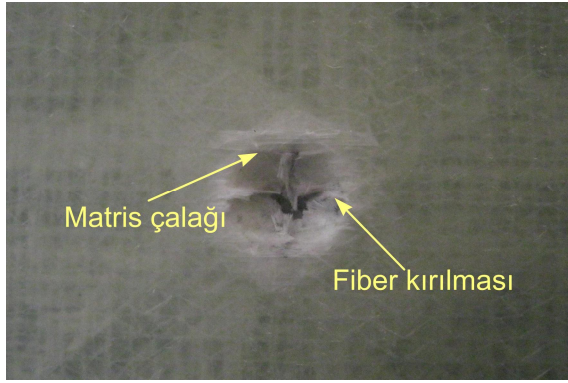
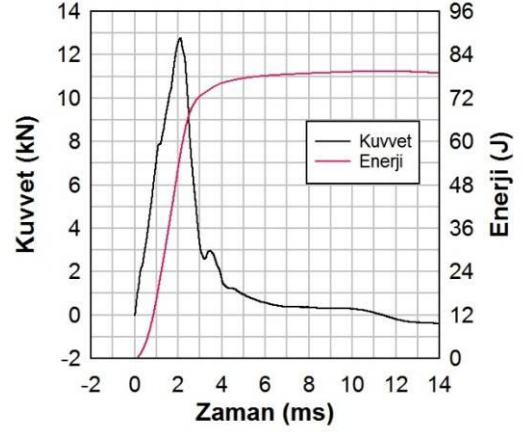
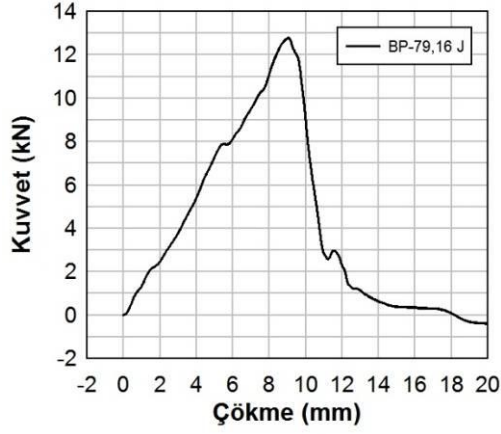
a)



b)

Şekil 6.9 : 75,94J darbe enerjisindeki BP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.9 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, darbe enerjisi 75,94J değerinde BP hasarlı numunesine ait kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisi bakacak olursak, eğrinin açıldığını ve vurucunun numuneye saplandığını görebiliriz. Temas bölgesi çevresinde eğilme gerilmesinin plak üst yüzeyinde bası kuvveti oluşturması matriks çatlaklarını meydana getirmiştir.



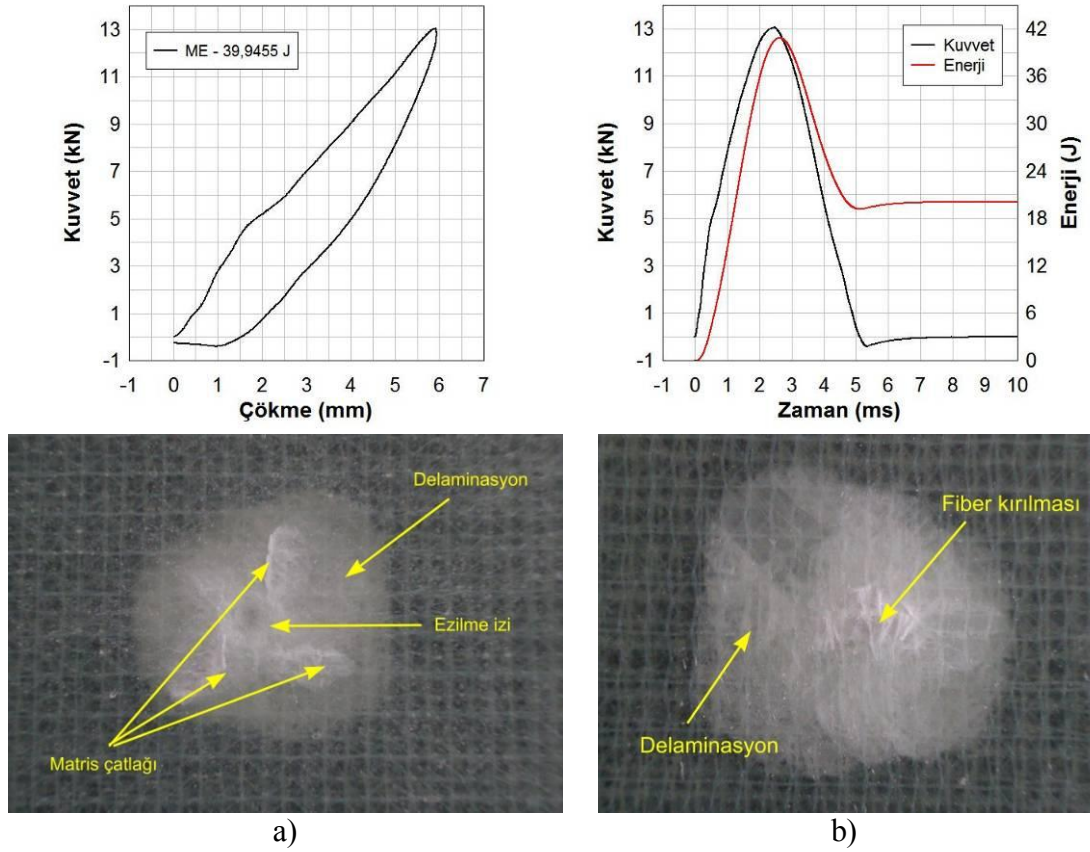
a)

b)

Şekil 6.10 : 79,16J darbe enerjisindeki BP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

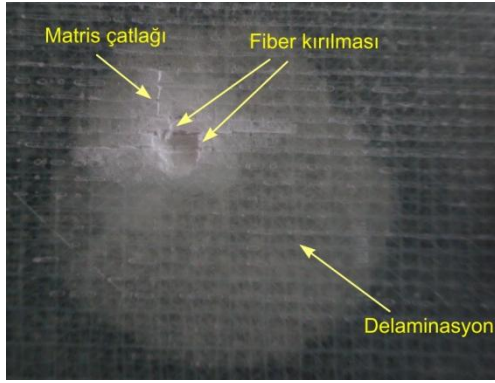
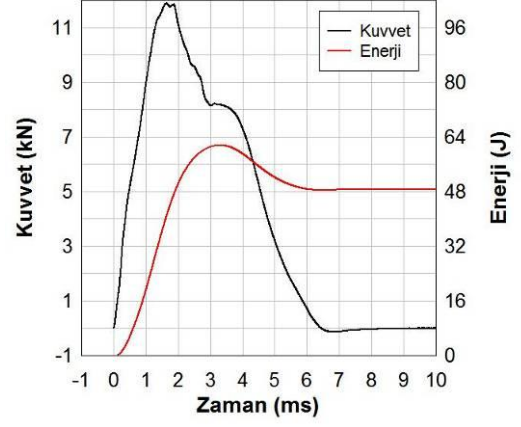
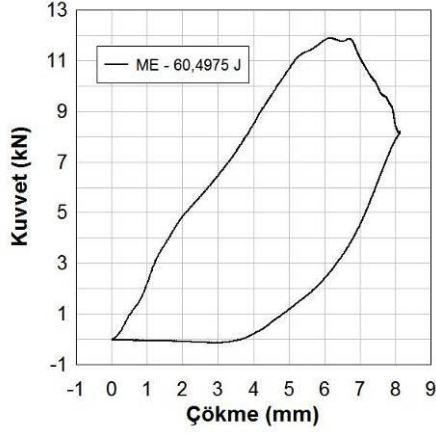
79,16 J darbe enerjisinde BP kompoziti için delinme eşiğine ulaşılmıştır. Şekil 6.10 (a) ve (b)'den görüleceği üzere, hasarlı kompozitin kalınlık boyunca tüm fiberleri kırılmıştır. Alt yüzeyde ise son tabakadaki bazı fiberlerin kopma aşamasına geldiği görülmektedir. Kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisine bakıldığında, kuvvet 18 mm'lik yer değiştirmede sıfır olmaktadır. Ancak, saplanma eşiğine bakıldığında, kalınlık boyunca neredeyse tüm fiberlerin hasar görmesi sonucu vurucu ucun 18 mm'de durduğuna dikkat edilmelidir. Eğri kapatıldığında delinme eşiğinde toplam yer değiştirme (çökme) 14,75 mm olarak bulunmaktadır.

6.1.3 Keçeli Epoksi Kompozit (ME) Numuneleri

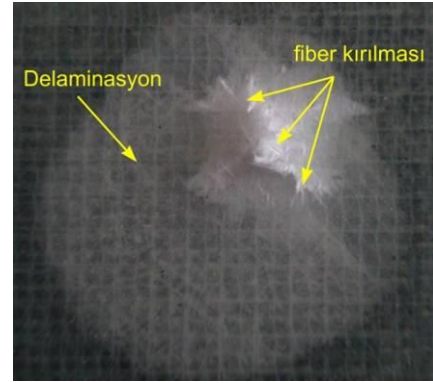


Şekil 6.11 : 39,94J darbe enerjisindeki ME kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.11 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, Darbe enerjisi 40J' a kadar, ME kompozit numunelerinin ön yüzeyinde ezilme izi, matriks çatlakları ve bazı delaminasyonlar meydana gelirken arka yüzeyde ise sadece fiber kırılması ve fiberler arası ayrılmanın başladığı (yığılma) gözlenmektedir. Kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisine bakıldığında çok küçük dalgalanmaların bu hasar modlarına neden olduğu görülmektedir. Kuvvet ve enerji-zaman eğrilerine bakıldığında ise 40 J darbe enerjisinin yaklaşık 21 J enerjisini vurucu uca geri vermiştir.



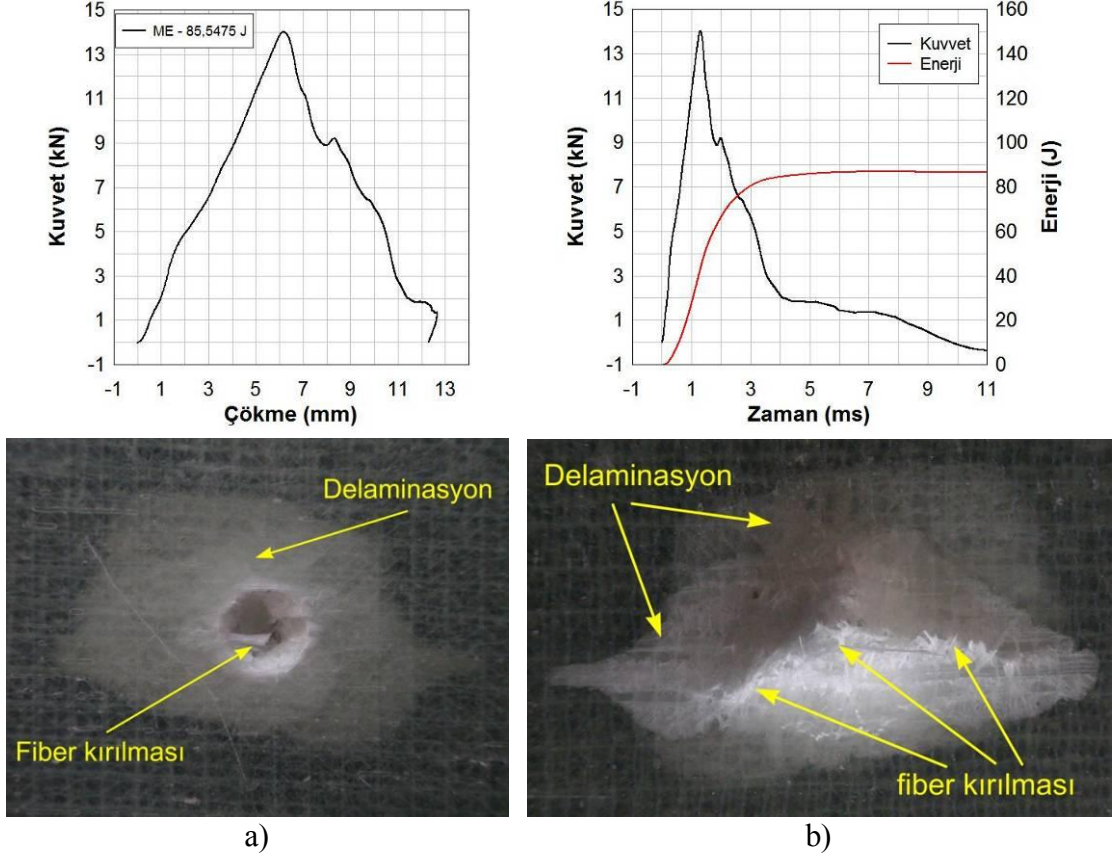
a)



b)

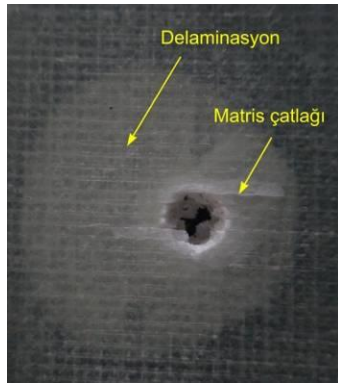
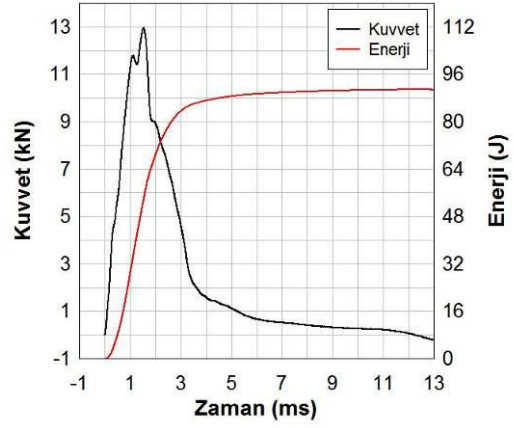
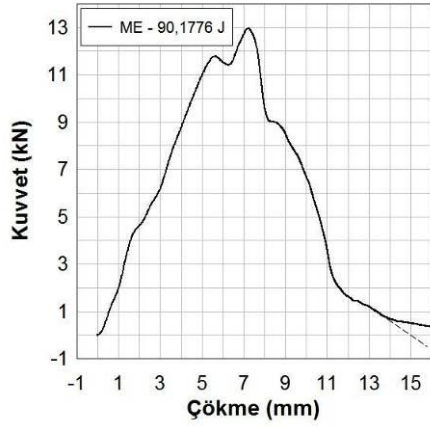
Şekil 6.12 : 60,49J darbe enerjisindeki ME kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.12 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, darbe enerjisi 60,49J değerinde ME hasarlı numunesine bakacak olursak temas bölgesinde fiber kırılmaları, matriks çatlakları ve iz çevresinde matriks kırıklarının oluşumunu görebiliriz. Numune alt yüzeyinde ise dağ görüntüsüne benzeyen yığılma ve fiber kırılmaları görülmektedir.

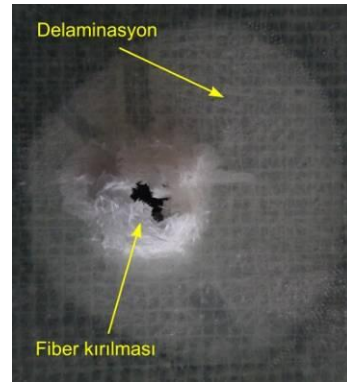


Şekil 6.13 : 85,54J darbe enerjisindeki ME kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.13 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, darbe enerjisi 85,54J değerinde ME hasarlı numunesine ait kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisine bakacak olursak, eğrinin açıldığını ve vurucunun numuneye saplandığını görebiliriz. Ayrıca, numunenin alt yüzey merkezinde, darbe enerjisi arttıkça, yığılan cam fiberlerin yüksekliği de artmakta ve fiberlerde kırılmalar gözlenmiştir. Kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisine bakıldığında, maksimum kuvvete ulaşmaya kadar küçük hasar modlarına uğrarken maksimum kuvvette ulaşıldıktan sonra plakta arka arkaya iki büyük kırılma meydana geldiği görülmektedir.



a)

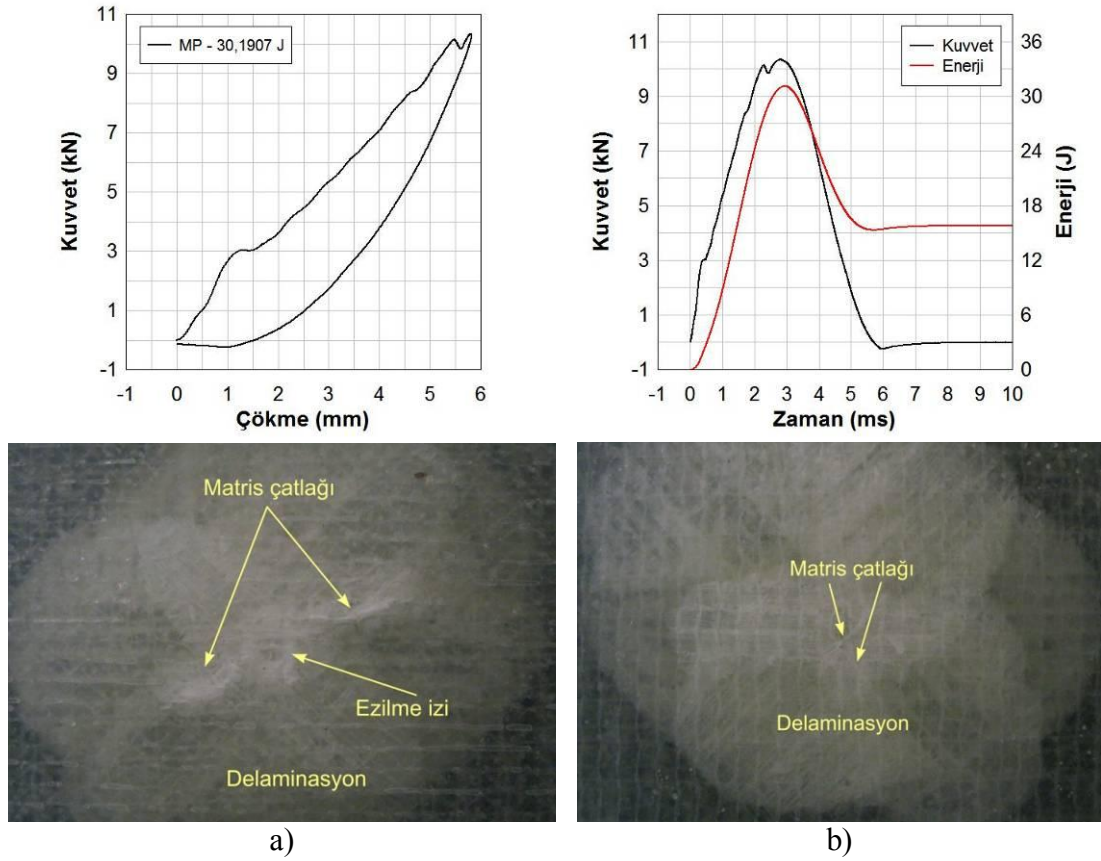


b)

Şekil 6.14 : 90,17J darbe enerjisindeki ME kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

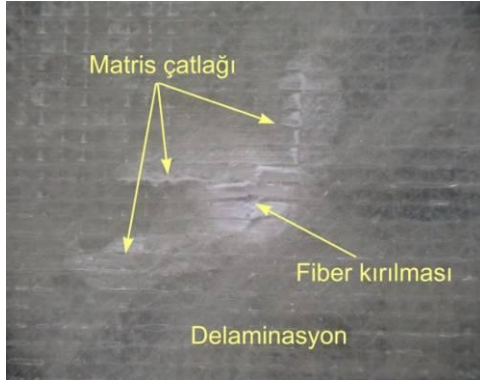
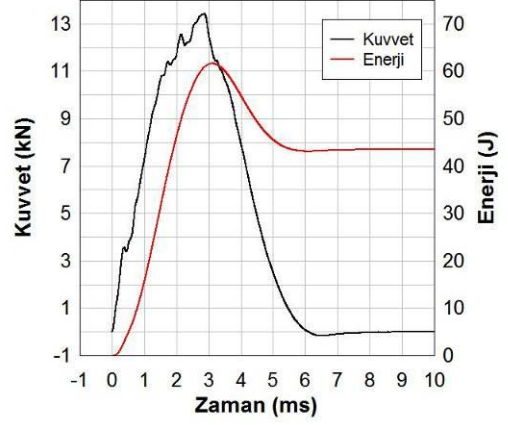
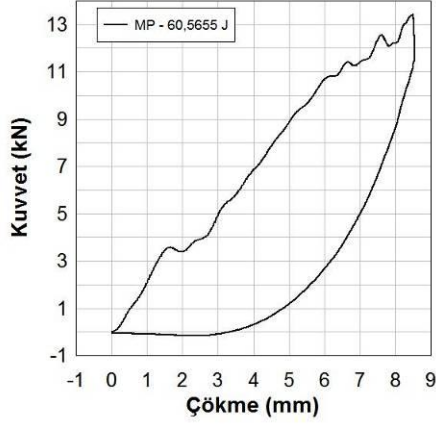
90,17 J darbe enerjisinde ME kompoziti için delinme eşiğine ulaşılmıştır. Şekil 6.14 (a) ve (b)'den görüleceği üzere, hasarlı plakın kalınlık boyunca tüm fiberleri kırılmıştır. Kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisine bakıldığında, vurucu uç ile kompozit arasında sürtünme meydana geldiği için eğri yer değiştirme (çökme) eksenine neredeyse paralel ilerlediği görülmektedir. Bu paralelliğin başladığı yerden eğri kapatılmalıdır. ME kompozitinin delinme eşiğinde toplam yer değiştirme (çökme) 15 mm olarak alınmıştır.

6.1.4 Keçeli Polyester Kompozit (MP) Numuneleri

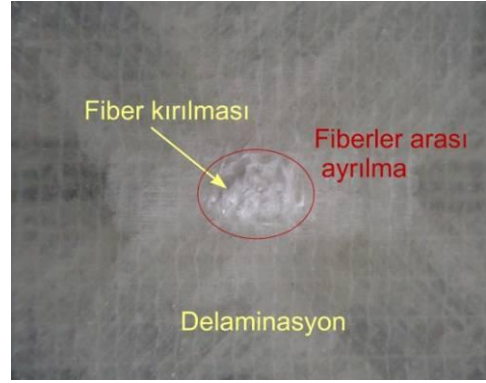


Şekil 6.15 : 30,19J darbe enerjisindeki MP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.15 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, Darbe enerjisi 30J' a kadar, MP kompozit numunelerinin ön yüzeyinde ezilme izi, matriks çatlakları ve bazı delaminasyonlar meydana gelirken arka yüzeyde ise sadece matriks çatlağı ve son tabakada 0° yönünde ilerleyen delaminasyon gözlenmektedir. Kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisine bakıldığında, kompozitte ilk hasarın 3 kN'da meydana gelmektedir. İkinci hasar ise maksimum kuvvet değerine ulaşırken oluşmaktadır. Kuvvet ve enerji-zaman eğrilerine bakıldığında ise 30 J darbe enerjisinin yaklaşık 15 J enerjisini vurucu uca geri vermiştir.



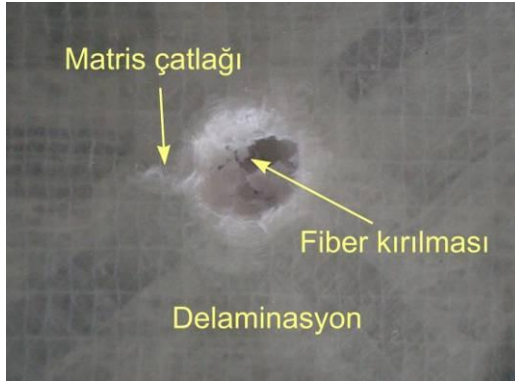
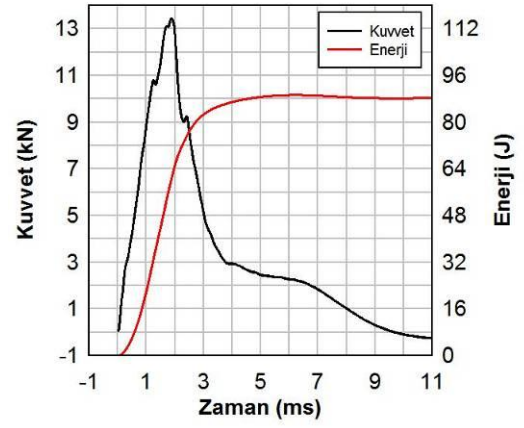
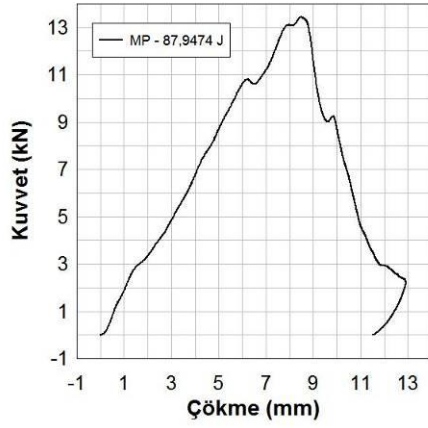
a)



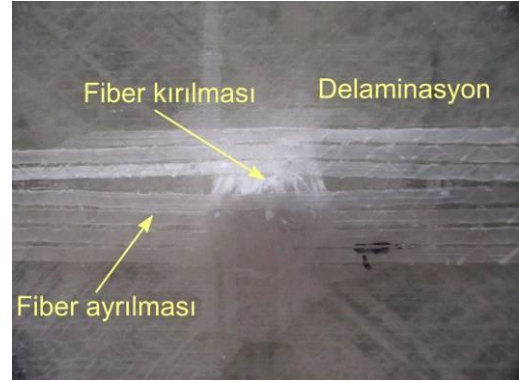
b)

Şekil 6.16 : 60,56J darbe enerjisindeki MP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.16 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, darbe enerjisi 60,56J değerinde MP hasarlı numunesine bakacak olursak, matris çatlakları ve temas bölgesinde fiber kırıklarının oluşumunu görebiliriz. Numune arka yüzeyinde ise fiberler arası ayrılma ve bazı fiberlerin kırıldığı görülmektedir. Ayrıca, son tabakada 0° yönünde ilerleyen delaminasyon, iç tabakalarda ise diyagonal delaminasyon şeritleri gözlenmektedir. Kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisine bakıldığında, kompozitte ilk hasar 3,7 kN'da meydana gelmektedir. Kuvvet arttıkça eğride dalgalanma artmakta ve maksimum kuvvete ulaşınca fiber kırılmaları gözlenmektedir. Böylece 60 J darbe enerjisinin 43 J enerjisi absorbe edebilmektedir.



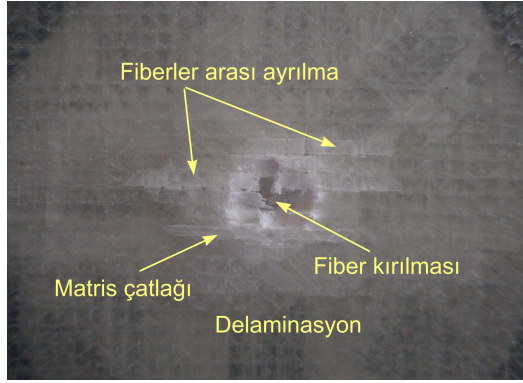
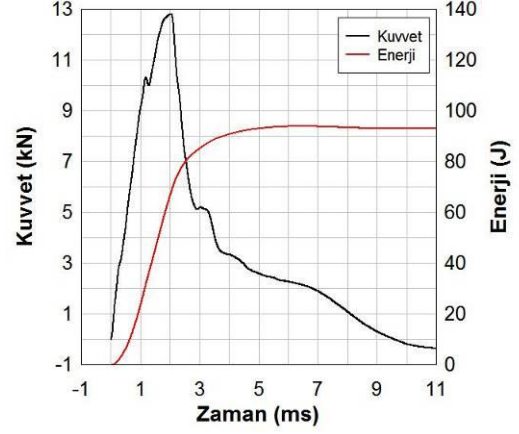
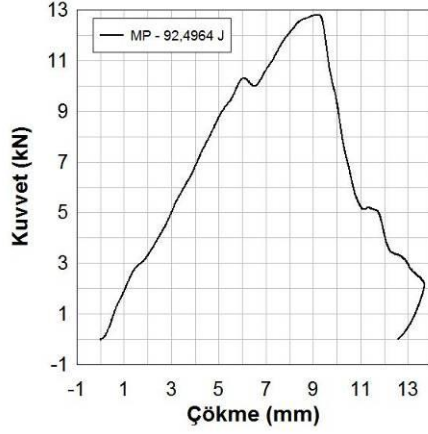
a)



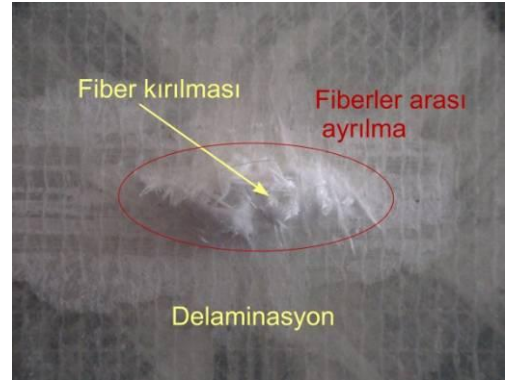
b)

Şekil 6.17 : 87,94J darbe enerjisindeki MP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.17 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, darbe enerjisi 87,94J değerinde MP hasarlı numunesine ait kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisine bakacak olursak, eğrinin açıldığını ve vurucunun numuneye saplandığını görebiliriz. Ayrıca, plak kalınlığı boyunca tüm fiberler kırılmıştır. Numunenin son tabakasında ise fiber ayrılması gözlenmiştir



a)

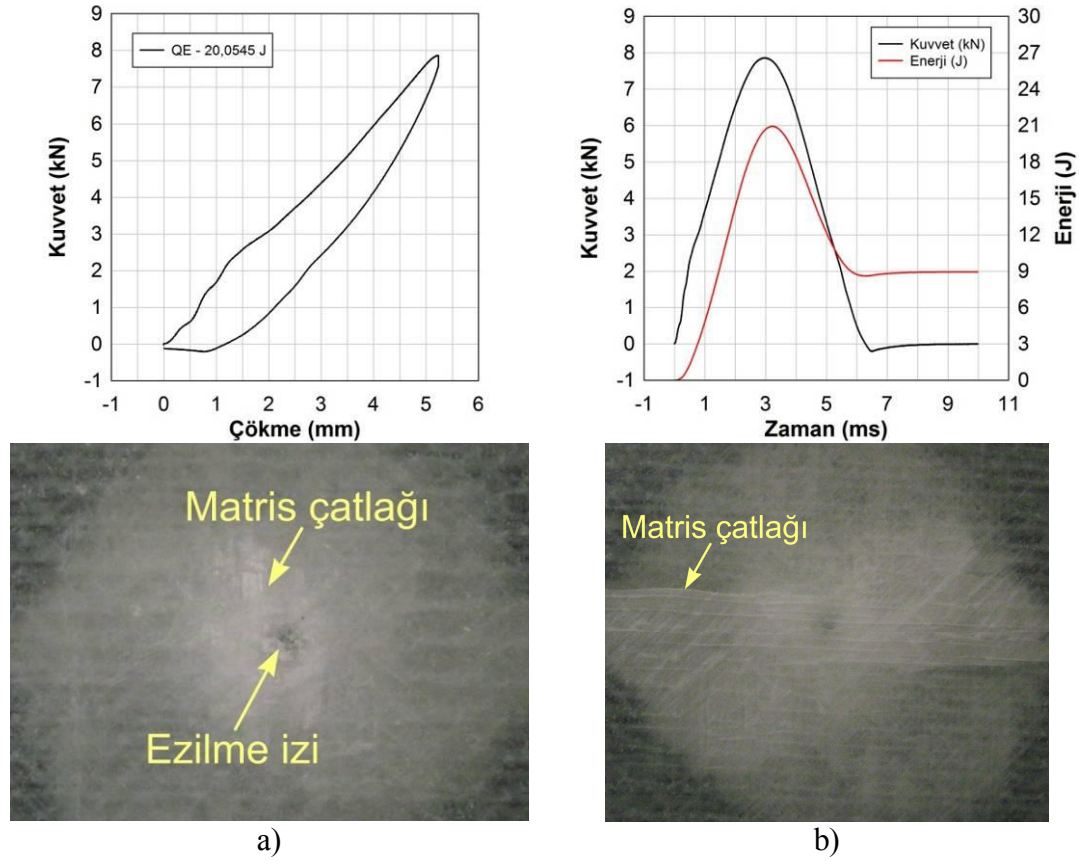


b)

Şekil 6.18 : 92,49J darbe enerjisindeki MP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

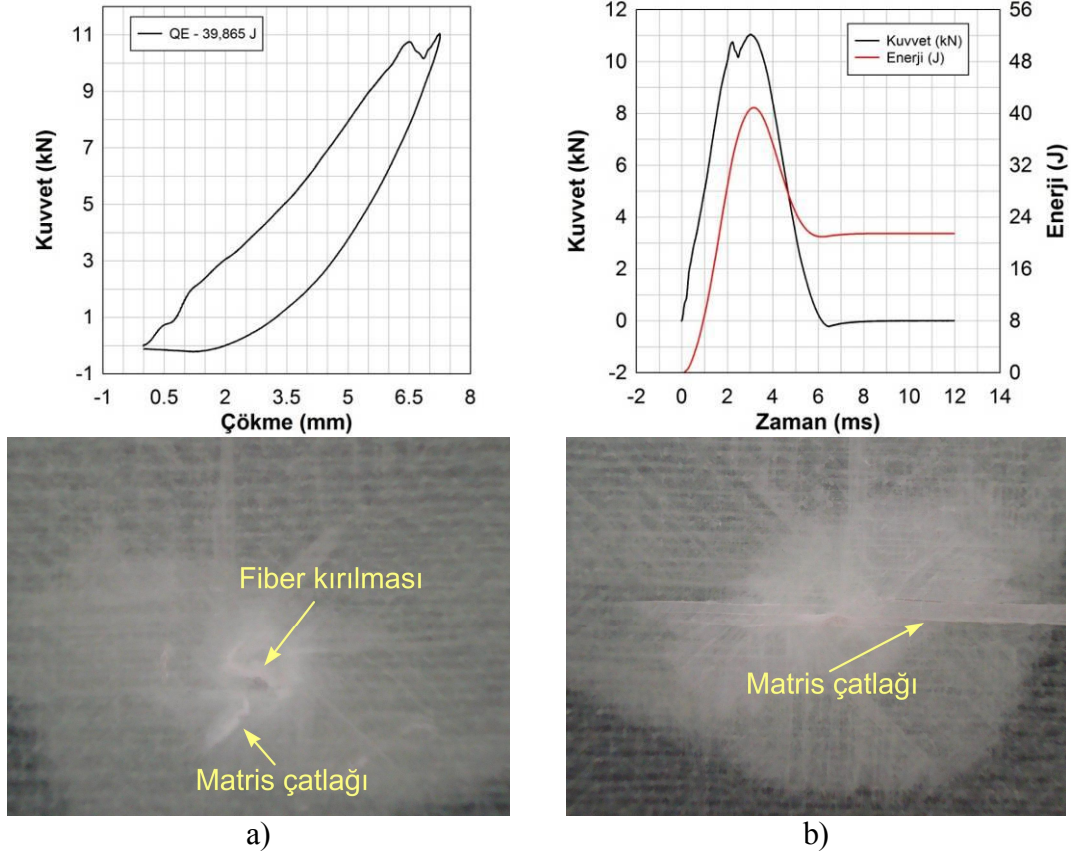
92,49 J darbe enerjisinde MP kompoziti için delinme eşiğine ulaşılmıştır. Şekil 6.18 (a) ve (b)'den görüleceği üzere, hasarlı plaknın kalınlık boyunca tüm fiberleri kırılmıştır. Kompozit plaknın üst yüzeyinde fiberler arası ayrılma, matriks kırığı ve fiber kırılması gözlenirken alt yüzeyde ise fiberler arası ayrılma ve bazı fiberlerde kırılmalar meydana gelmektedir. Kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisi incelendiğinde, kompozitte ilk hasarın 10,7 kN'da oluştuğu ve 13,7 mm yer değiştirmektedir.

6.1.5 Dört Eksenli Epoksi Kompozit (QE) Numuneleri



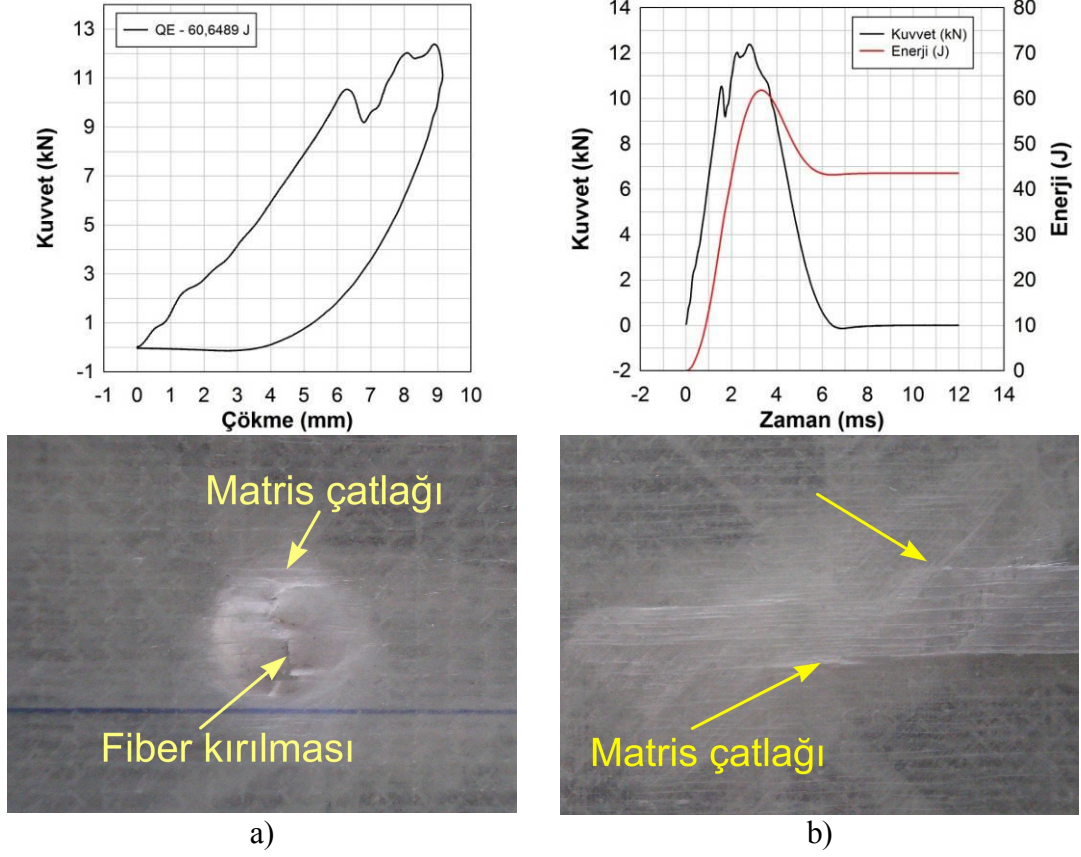
Şekil 6.19 : 20,05J darbe enerjisindeki QE kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.19 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, Darbe enerjisi 20J' a kadar, QE kompozit numunelerinin ön yüzeyinde ezilme izi, matriks çatlakları ve bazı delaminasyonlar meydana gelirken arka yüzeyde ise sadece 0° yönünde ilerleyen matriks kırığı gözlenmektedir. Kuvvet ve enerji-zaman eğrilerine bakıldığında ise 20 J darbe enerjisinin yaklaşık 12 J enerjisini vurucu uca geri vermiştir.



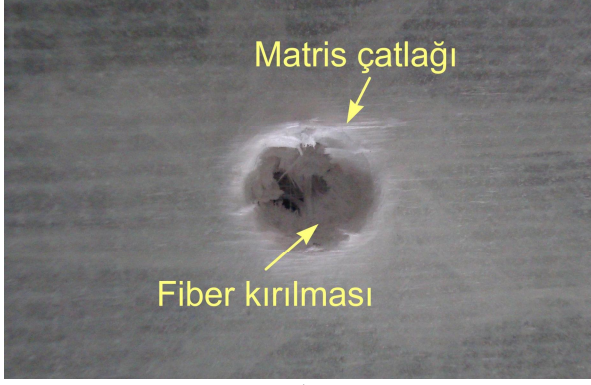
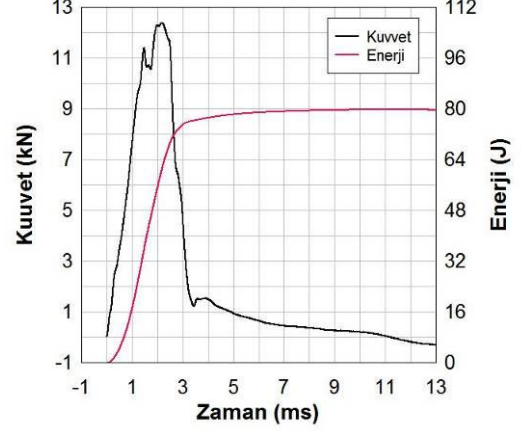
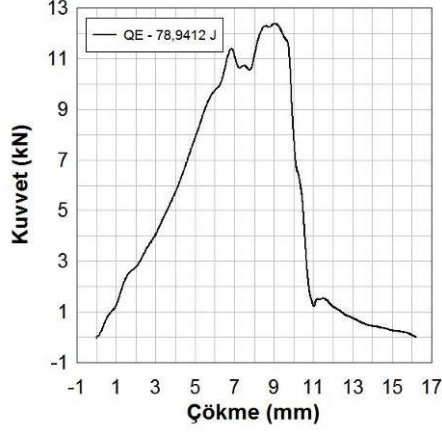
Şekil 6.20 : 39,86J darbe enerjisindeki QE kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.20 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, Darbe enerjisi 40J' a kadar, QE kompozit numunelerinin üst yüzeyinde ezilme izi içerisinde fiber kırılması, matriks kırığı ve bazı delaminasyonlar meydana gelirken arka yüzeyde ise sadece 0° yönünde ilerleyen matriks kırığı gözlenmektedir. Kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisi incelendiğinde, kompozit plakta oluşan ilk hasar maksimum kuvvete ulaşırken 10,7 kN'da meydana gelmektedir. Kuvvet ve enerji-zaman eğrilerine bakıldığında ise 40 J darbe enerjisinin yaklaşık 19 J enerjisi vurucu uca geri vermiştir.

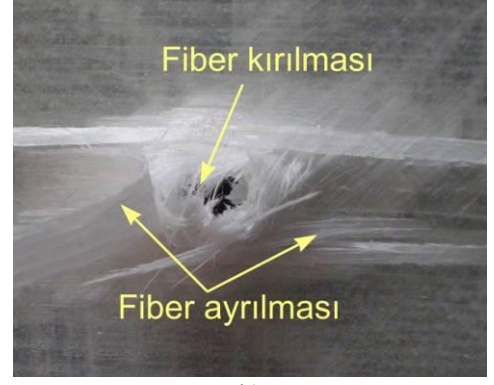


Şekil 6.21 : 60,64J darbe enerjisindeki QE kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.21 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, darbe enerjisi 60,64J değerinde QE hasarlı numunesine bakacak olursak, temas bölgesinde fiber kırıklarının ve çevresinde matriks kırıklarının oluşumunu görebiliriz. Numune arka yüzeyinde ise 0° yönünde ilerleyen sırasıyla matriks çatlakları, matriks kırığı ve yer yer fiber ayrılması görülmektedir. Kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisi incelendiğinde, kompozit plakta oluşan ilk hasar 10,7 kN'da meydana gelmektedir. Kuvvet ve enerji-zaman eğrilerine bakıldığında ise 60 J darbe enerjisinin yaklaşık 18 J enerjisini vurucu uca geri vermiştir.



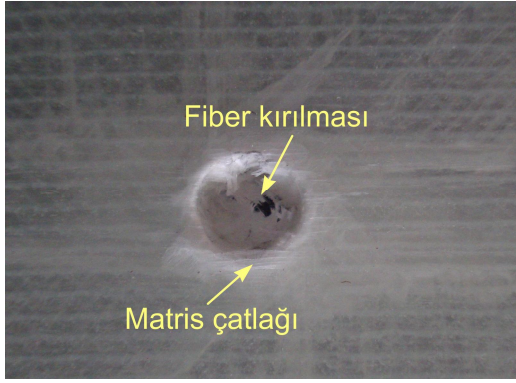
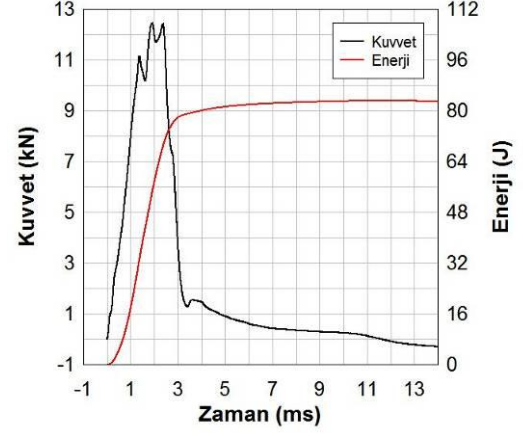
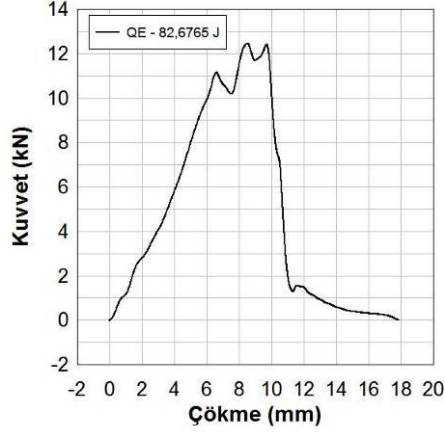
a)



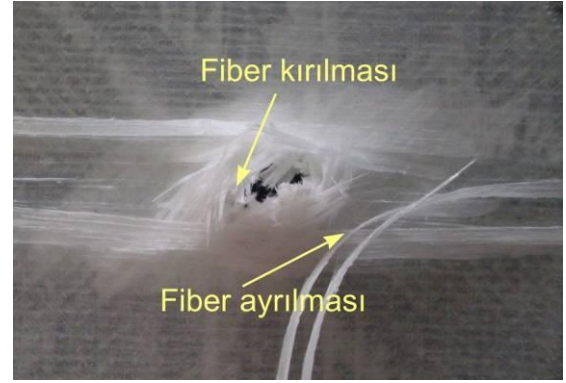
b)

Şekil 6.22 : 78,94J darbe enerjisindeki QE kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.22 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, darbe enerjisi 78,94J değerinde QE hasarlı numunesine ait kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisine bakacak olursak, eğrinin açıldığını ve vurucunun numuneye saplandığını görebiliriz. Ayrıca, plak kalınlığı boyunca tüm fiberler kırılmıştır. Numunenin son tabakasında ise fiber ayrılması gözlenmiştir. Kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisi incelendiğinde, kompozit plakta oluşan ilk hasar 11,5 kN'da meydana gelmekte ve kuvvetin maksimum değerine ulaştıktan sonra hızlı bir şekilde düştüğü görülmektedir.



a)

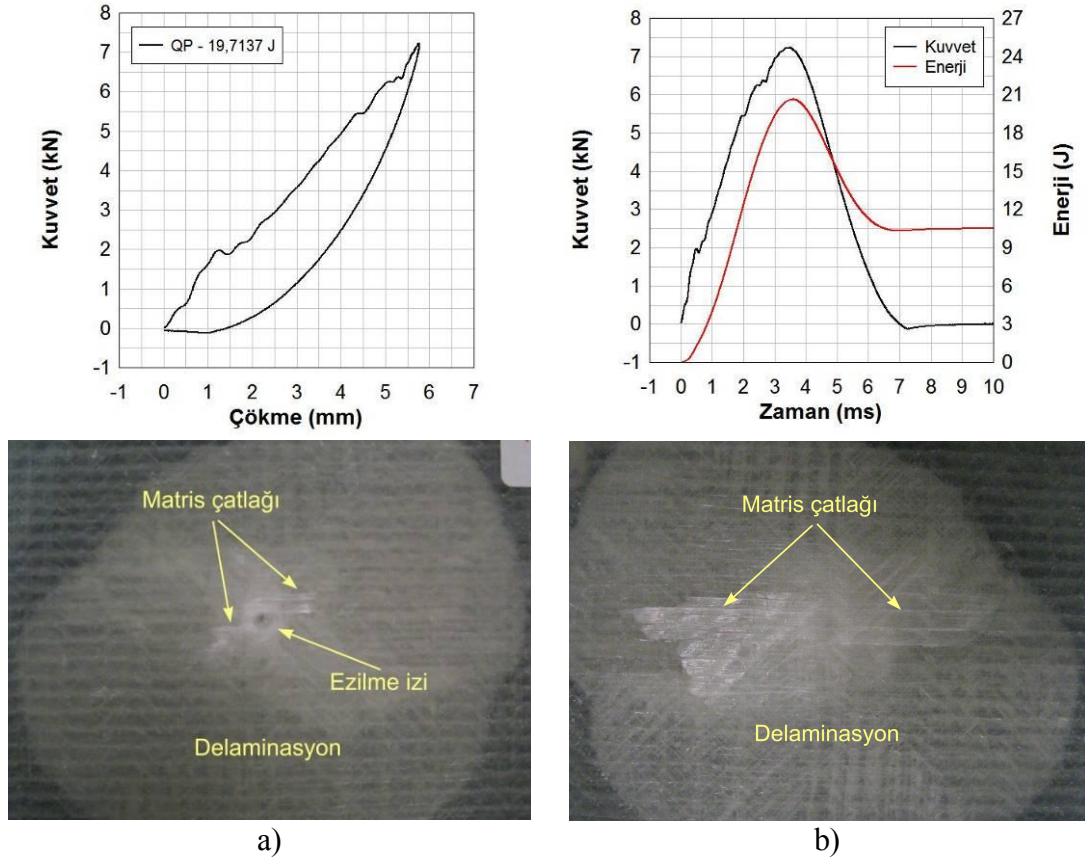


b)

Şekil 6.23 : 82,67J darbe enerjisindeki QE kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

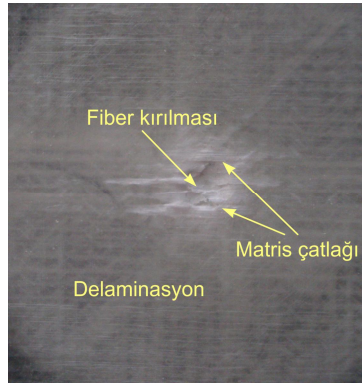
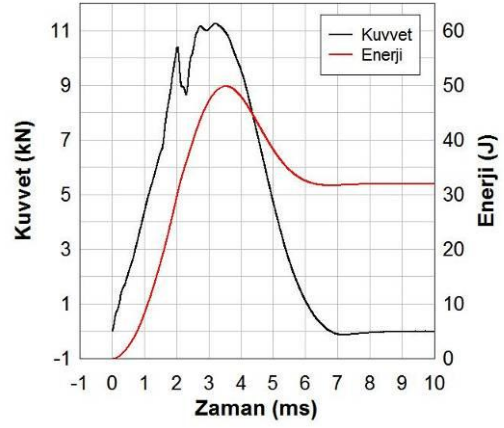
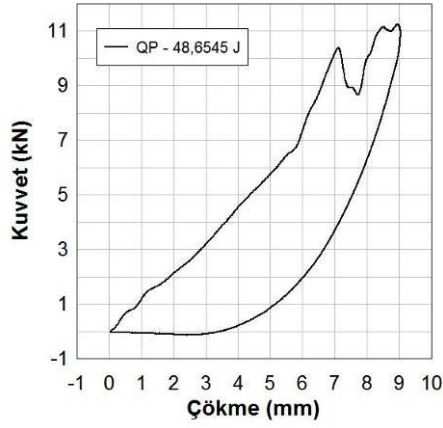
82,67 J darbe enerjisinde QE kompoziti için delinme eşiğine ulaşılmıştır. Şekil 6.23 (a) ve (b)'den görüleceği üzere, hasarlı plakın kalınlık boyunca tüm fiberleri kırılmıştır. Alt yüzeyde ise son tabakadaki bazı fiberlerin kopma aşamasına geldiği görülmektedir. Kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisi incelendiğinde, kompozit plakta oluşan ilk hasar 11,2 kN'da meydana gelmekte ve kuvvet maksimum değerine ulaşırken fiberler tekrar kırılır ve eğride arka arkaya salınımlar görülür.

6.1.6 Dört Eksenli Polyester Kompozit (QP) Numuneleri

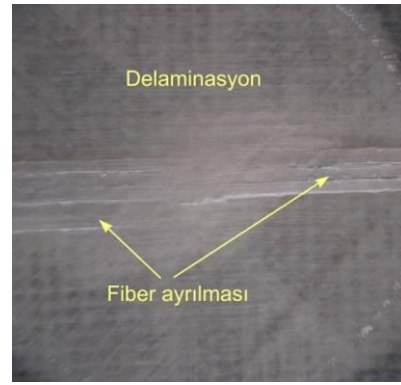


Şekil 6.24 : 19,71J darbe enerjisindeki QP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.24 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, Darbe enerjisi 20J' a kadar, QP kompozit numunelerinin ön yüzeyinde ezilme izi, matriks çatlakları ve bazı delaminasyonlar meydana gelirken arka yüzeyde ise sadece 0° yönünde ilerleyen matriks kırığı gözlenmektedir. Kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisi incelendiğinde, kompozitte ilk hasarın 2 kN'da meydana gelmektedir. Kuvvet ve enerji-zaman eğrilerine bakıldığında ise 20 J darbe enerjisinin yaklaşık 10 J enerjisini vurucu uca geri vermiştir.



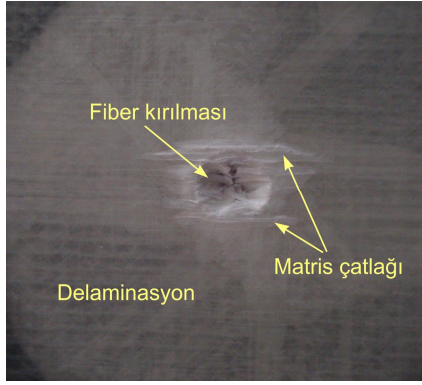
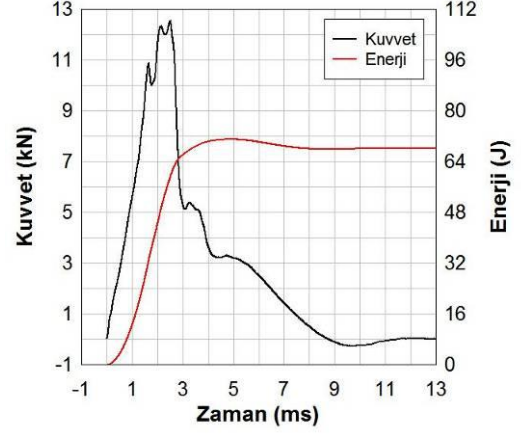
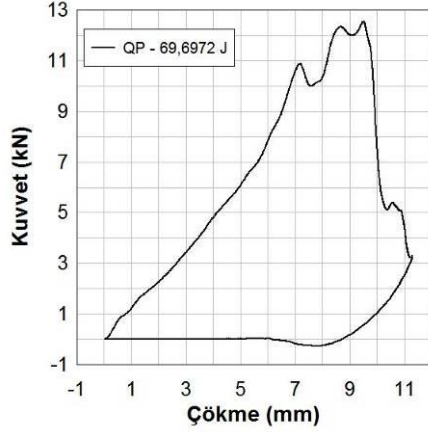
a)



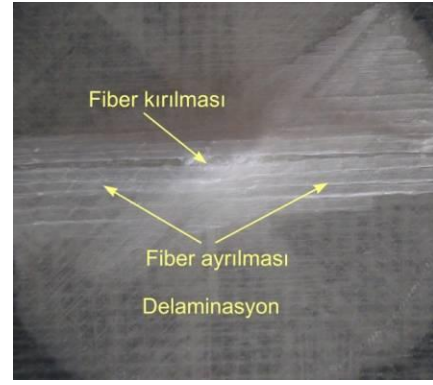
b)

Şekil 6.25 : 48,65J darbe enerjisindeki QP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.25 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, Darbe enerjisi 50J' a kadar, QP kompozit numunelerinin ön yüzeyinde ezilme izi içerisinde fiber kırılması, matriks kırığı ve bazı delaminasyonlar meydana gelirken arka yüzeyde ise sadece 0° yönünde ilerleyen matriks kırığı gözlenmektedir. Kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisi incelendiğinde, kompozit plakta oluşan ilk hasar maksimum kuvvete ulaşırken 10,5 kN'da meydana gelmektedir. Kuvvet ve enerji-zaman eğrilerine bakıldığında ise 48 J darbe enerjisinin yaklaşık 17 J enerjisini vurucu uca geri vermiştir.



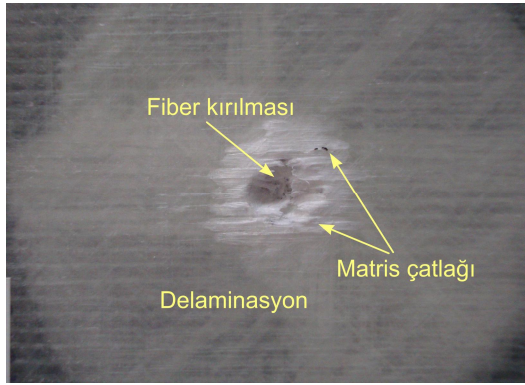
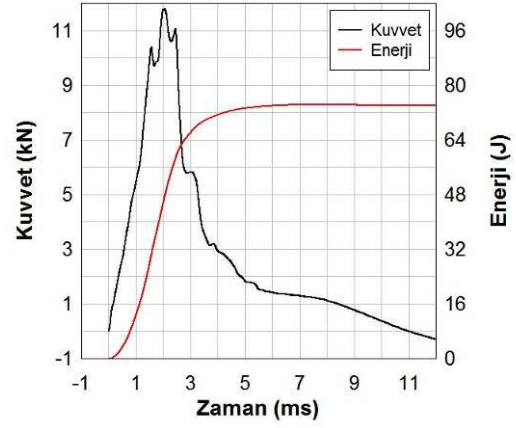
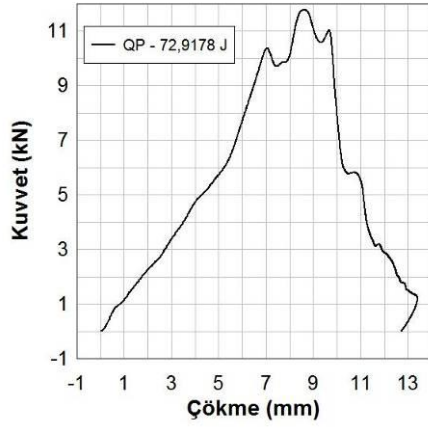
a)



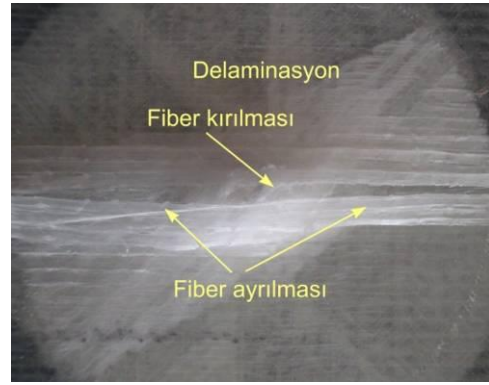
b)

Şekil 6.26 : 69,69J darbe enerjisindeki QP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.26 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, darbe enerjisi 69,69J değerinde QP hasarlı numunesine bakacak olursak, temas bölgesinde fiber kırıklarının ve çevresinde matriks kırıklarının oluşumunu görebiliriz. Arka yüzeyde fiber ayrılması ve bazı fiberlerin kırıldığı görülmektedir. Kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisi incelendiğinde, kompozit plakta oluşan ilk hasar 11 kN'da meydana gelmektedir. Kuvvet ve enerji-zaman eğrilerine bakıldığında ise 70 J darbe enerjisinin yaklaşık 2 J enerjisi vurucu uca geri vermiştir.



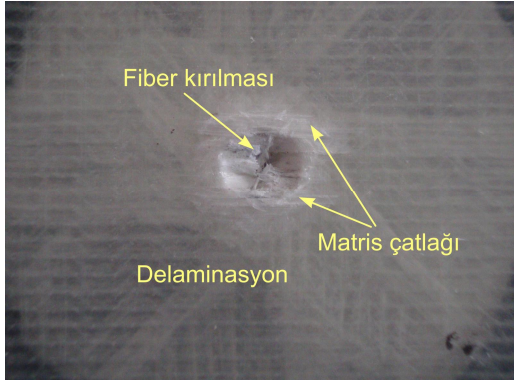
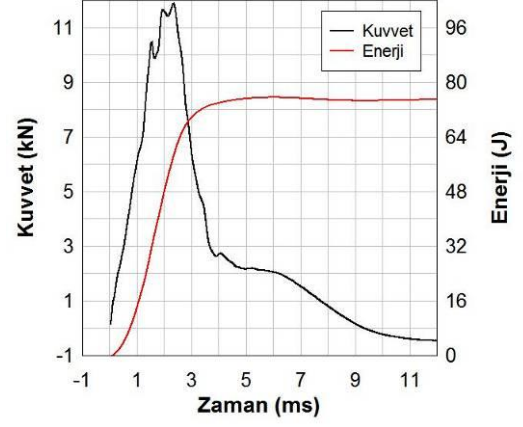
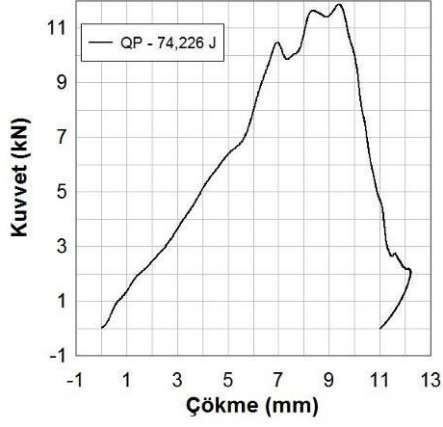
a)



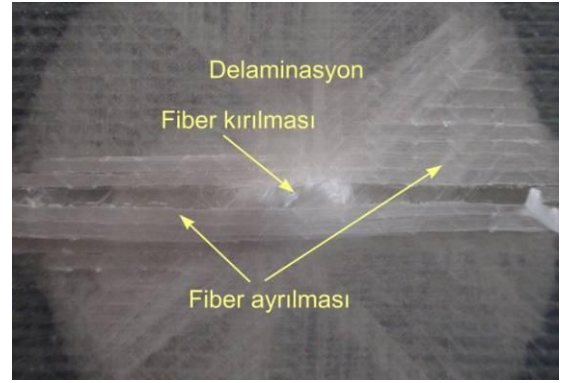
b)

Şekil 6.27 : 72,91J darbe enerjisindeki QP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.27 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, darbe enerjisi 72,91J değerinde QP hasarlı numunesine ait kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisine bakacak olursak, eğrinin açıldığını ve vurucunun numuneye saplandığını görebiliriz. Ayrıca, plak kalınlığı boyunca tüm fiberler kırılmıştır. Numunenin son tabakasında ise fiber ayrılması ve bazı fiberlerin kırıldığı gözlenmiştir. Kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisi incelendiğinde, kompozit plakta oluşan ilk hasar 10,4 kN'da meydana gelmekte ve kuvvet maksimum değerine ulaşırken fiberler tekrar kırılır ve eğride arka arkaya salınımlar görülür.



a)

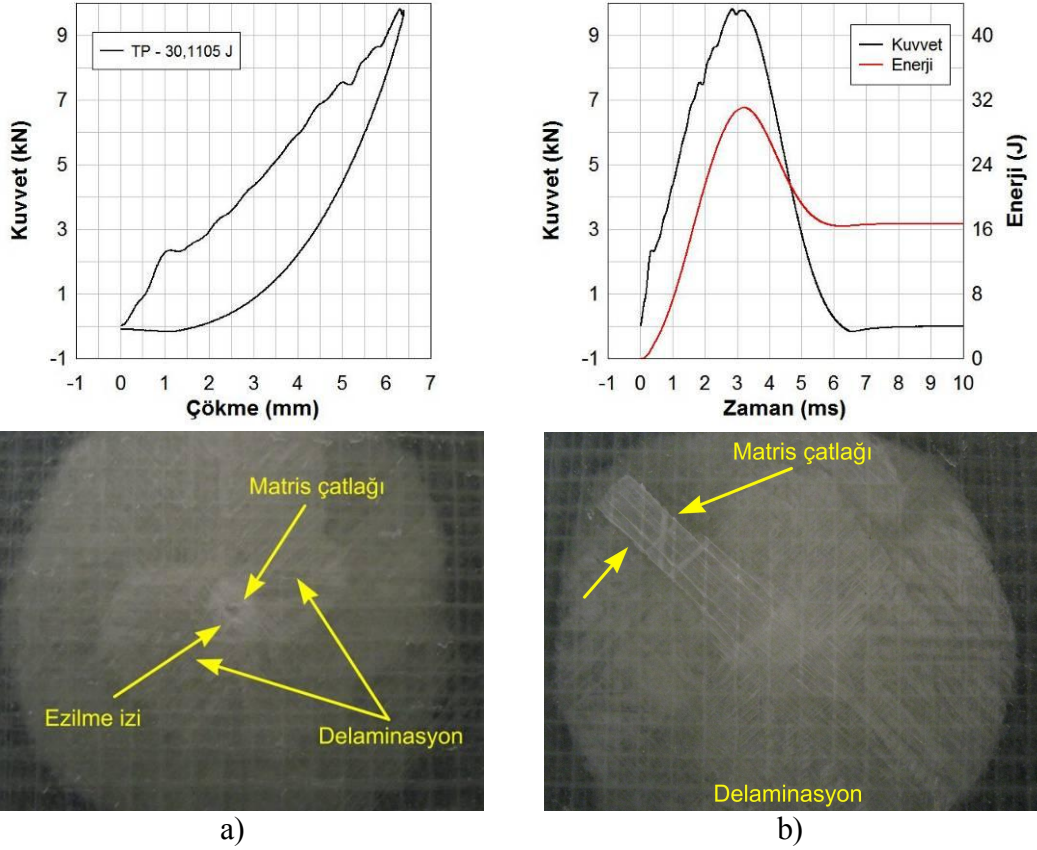


b)

Şekil 6.28 : 74,22J darbe enerjisindeki QP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

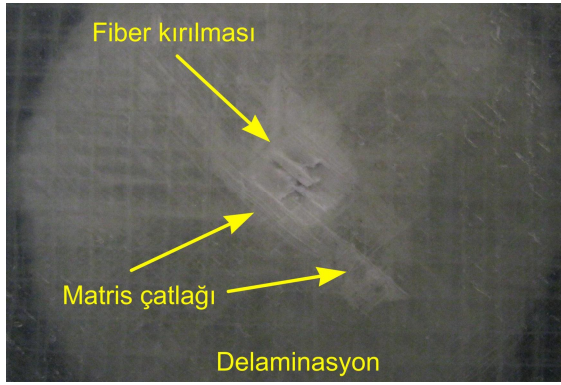
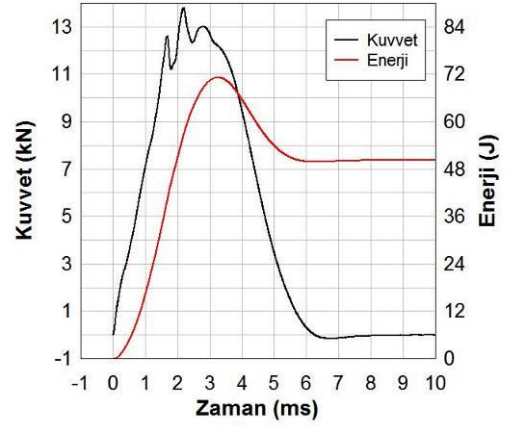
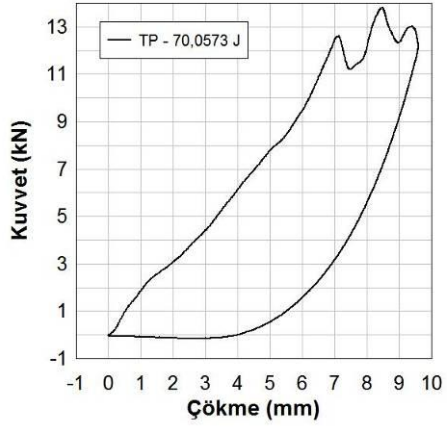
74,22 J darbe enerjisinde QP kompoziti için delinme eşiğine ulaşılmıştır. Şekil 6.28 (a) ve (b)'den görüleceği üzere, hasarlı plakın kalınlık boyunca tüm fiberleri kırılmıştır. Alt yüzeyde ise son tabakadaki bazı fiberlerin kopma aşamasına geldiği görülmektedir. Kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisi incelendiğinde, kompozit plakta oluşan ilk hasar 10,5 kN'da meydana gelmekte ve kuvvet maksimum değerine ulaşırken fiberler tekrar kırılır ve eğride arka arkaya salınımlar görülür.

6.1.7 Üç Eksenli Polyester Kompozit (TP) Numuneleri

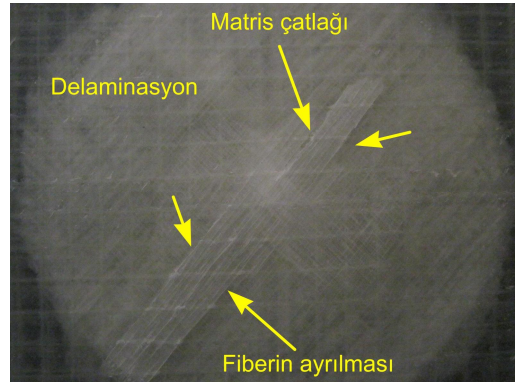


Şekil 6.29 : 30,11J darbe enerjisindeki TP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.29 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, Darbe enerjisi 30J' a kadar, TP kompozit numunelerinin ön yüzeyinde ezilme izi, matriks çatlakları ve bazı delaminasyonlar meydana gelirken arka yüzeyde ise sadece diyagonal yönünde ilerleyen matriks kırığı gözlenmektedir.



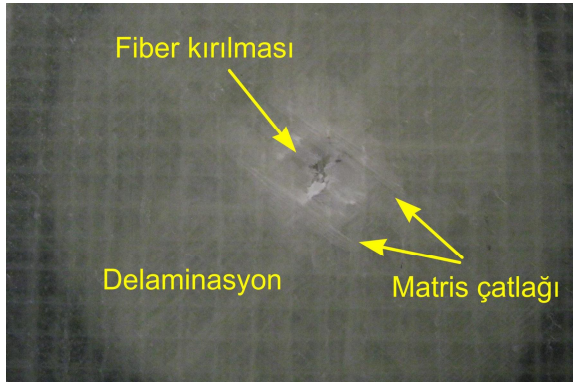
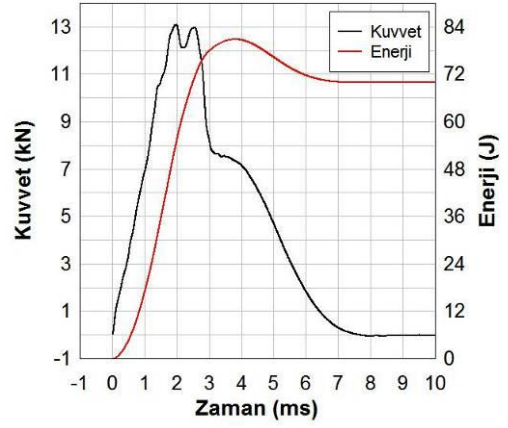
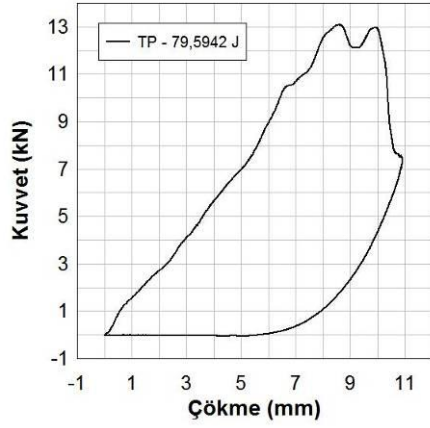
a)



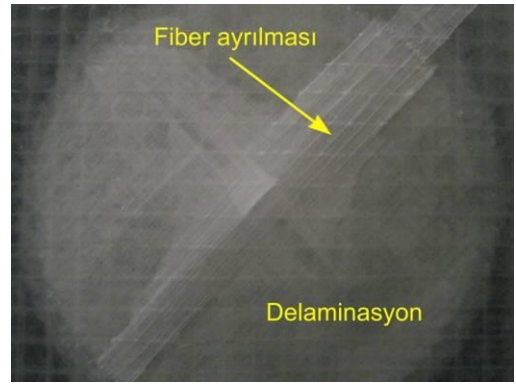
b)

Şekil 6.30 : 70,05J darbe enerjisindeki TP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.30 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, Darbe enerjisi 70J' a kadar, TP kompozit numunelerinin ön yüzeyinde ezilme izi içerisinde fiber kırılması, matriks çatlağı, matriks kırığı ve bazı delaminasyonlar meydana gelirken arka yüzeyde ise sadece diyagonal yönünde ilerleyen matriks kırığı ve fiber ayrılması gözlenmektedir.



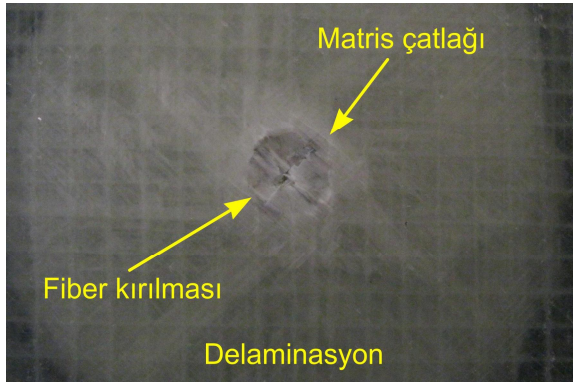
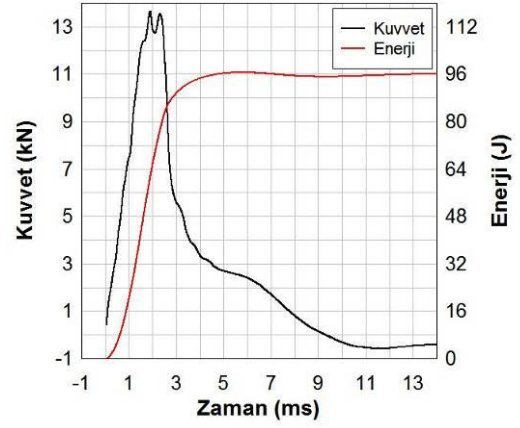
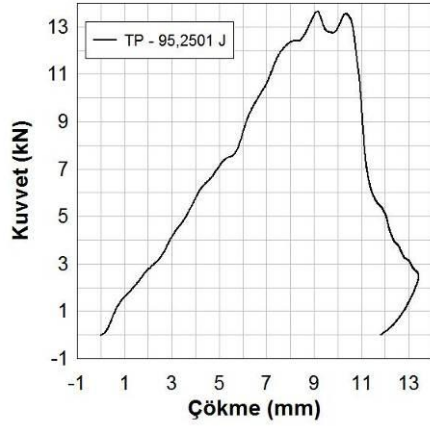
a)



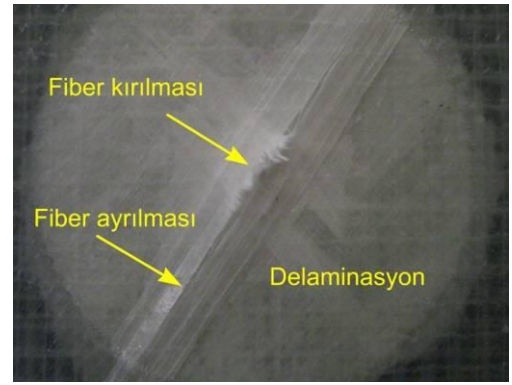
b)

Şekil 6.31 : 79,59J darbe enerjisindeki TP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.31 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, darbe enerjisi 79,59J değerinde TP hasarlı numunesine bakacak olursak, temas bölgesinde fiber kırıklarının ve çevresinde matriks kırıklarının oluşumunu görebiliriz. Arka yüzeyde diyagonal yönde fiber ayrılması görülmektedir.



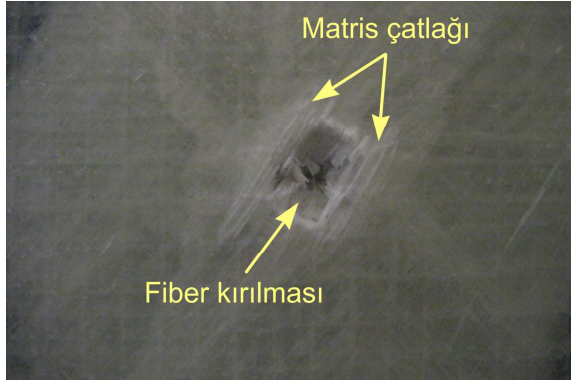
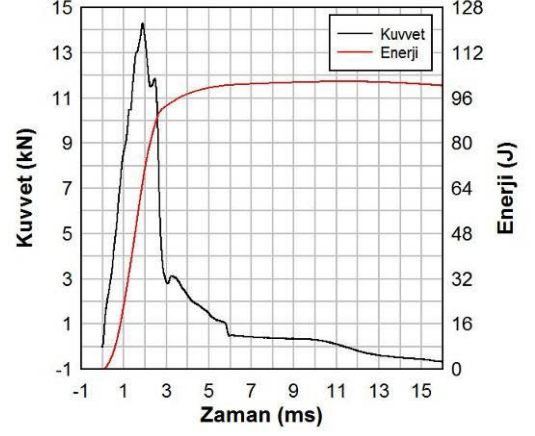
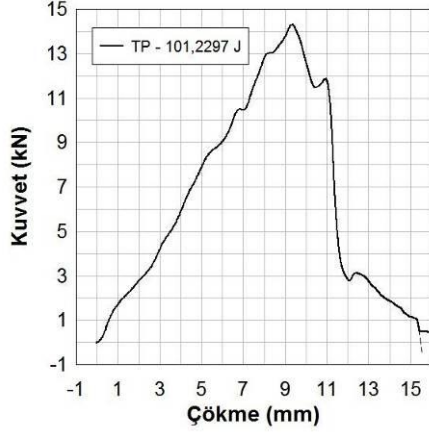
a)



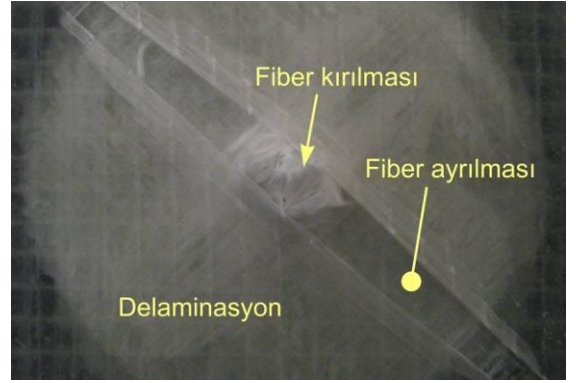
b)

Şekil 6.32 : 95,25J darbe enerjisindeki TP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

Şekil 6.32 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, darbe enerjisi 95,25J değerinde TP hasarlı numunesine ait kuvvet-yer değiştirme (çökme) eğrisi bakacak olursak, eğrinin açıldığını ve vurucunun numuneye saplandığını görebiliriz. Ayrıca, plak kalınlığı boyunca tüm fiberler kırılmıştır. Numunenin son tabakasında ise fiber ayrılması ve bazı fiberlerin kırıldığı gözlenmiştir.



a)

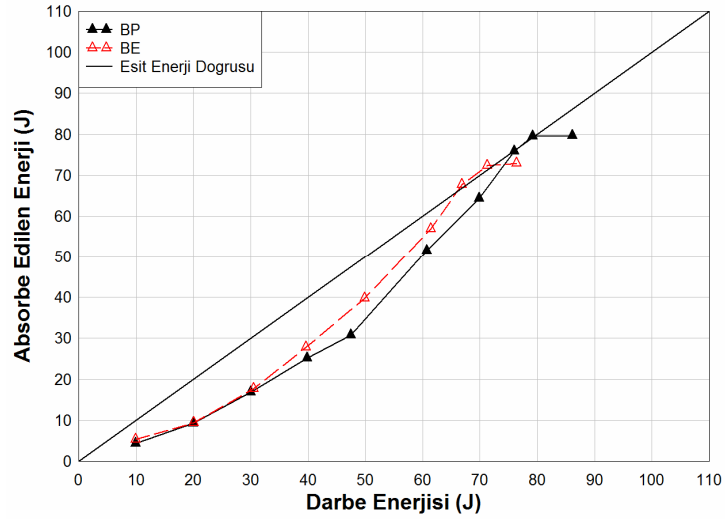


b)

Şekil 6.33 : 101,22J darbe enerjisindeki TP kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) üst yüzey, (b) alt yüzey

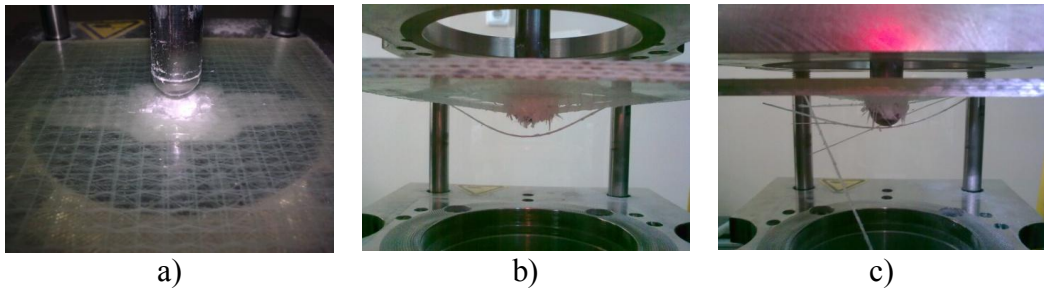
Şekil 6.33 (a) ve (b)' den görüleceği üzere, darbe enerjisi 101,22J değerinde TP hasarlı numunesinde kalınlık boyunca tüm fiberlerin kırıldığı görülmektedir. Ancak, vurucu ucun tamamen görünmediğinden bu durum kısmi delinme eşiği olarak adlandırılmıştır.

6.2 Enerji Profil Diyagramına Göre Karşılaştırma

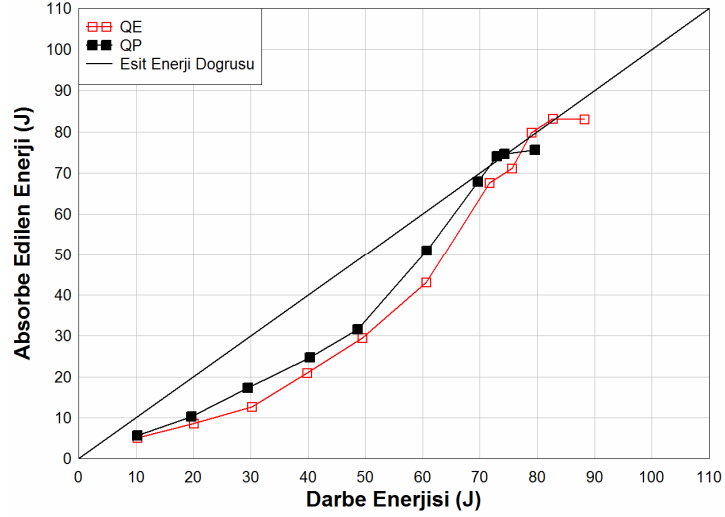


Şekil 6.34 : İki eksenli kompozit numunelerin enerji profil diyagramı

BP ve BE kompozitinin enerji profil diyagramı Şekil 6.34’de verilmiştir. Diyagramda görüldüğü üzere 10 J, 20 J, 30 J’ de numunelerin absorbe ettiği enerji miktarları neredeyse aynıdır. 40 J’ den itibaren BE daha fazla enerji absorbe etmiştir. Yani BP kompoziti vurucuya daha fazla enerji aktarmıştır. 70 J seviyelerinde BE’de saplanma ve delinme sınır değeri (kısmi delinme) gözlenirken, BP’de ise geri sekme görülmektedir. 76 J seviyesinde ise BE kompozitinde delinme, BP kompoziti saplanma sınır değerine ulaşmıştır. Şekil 6.35’de BE kompozitine ait saplanma sınır değeri, delinme sınır değeri ve delinme durumları görülmektedir. Vurucu yarıçapı numune kalınlığından büyük olduğu için darbe sırasında oluşan sarsıntıdan dolayı Şekil 6.35 (a)’da görüldüğü gibi tamamen saplanma olayı oluşmamıştır.

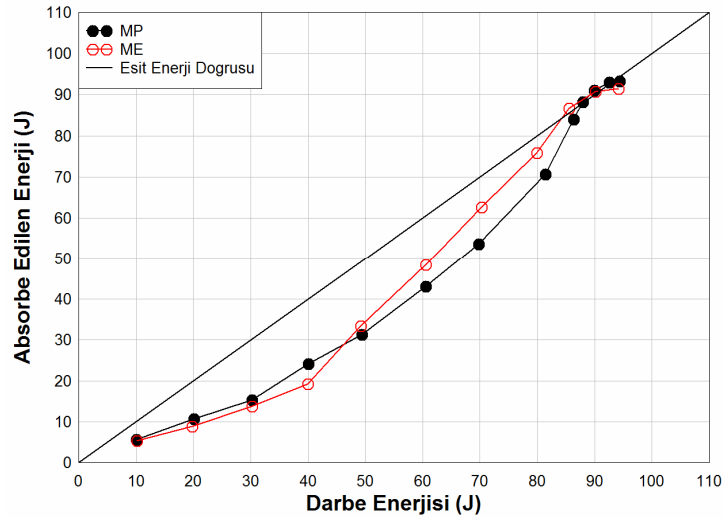


Şekil 6.35 : BE numuneleri a) 66,81 J saplanma sınır değeri, b) 71,25 J delinme sınır değeri ve c) 76,35 J delinme



Şekil 6.36 : Dört eksenli kompozit numunelerin enerji profil diyagramı

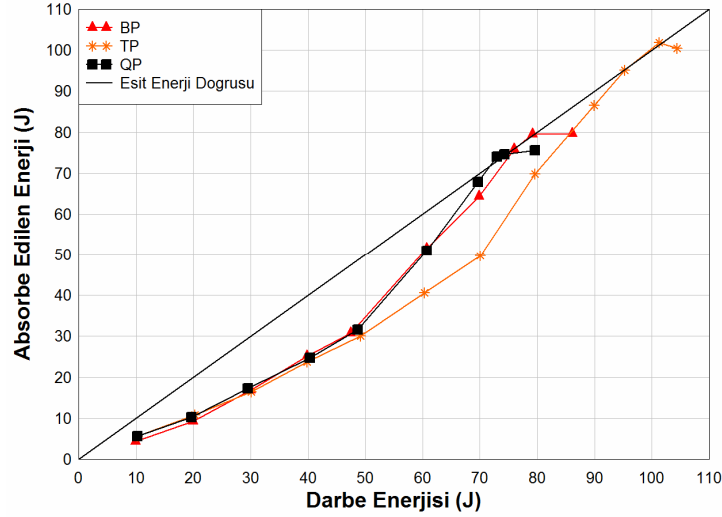
QP ve QE kompozitinin enerji profil diyagramı Şekil 6.36'de verilmiştir. Diyagramda görüldüğü üzere 70 J seviyesine kadar, 30 J ve 60 J hariç, absorbe edilen enerji değerleri birbirlerine yakın olduğu görülmektedir ve QP kompoziti her bir darbe enerjisinde daha fazla enerji absorbe etmiştir. Her iki kompozit numune 70 J darbe enerjisinde eş enerji doğrusuna yaklaşmıştır. 75 J'de QP kompozitinde kısmi delinme, QE kompozitin de ise geri sekme gözlenmiştir. QE kompoziti saplanma sınır değeri enerjisine ulaşırken QP kompozitinde ise delinme meydana gelmektedir. QE kompozitinin saplanma sınırı 79 J, kısmi delinme sınırı ise 83 J olduğu Şekil 6.36'da görülmektedir.



Şekil 6.37 : Keçeli çok eksenli kompozit numunelerin enerji profil diyagramı

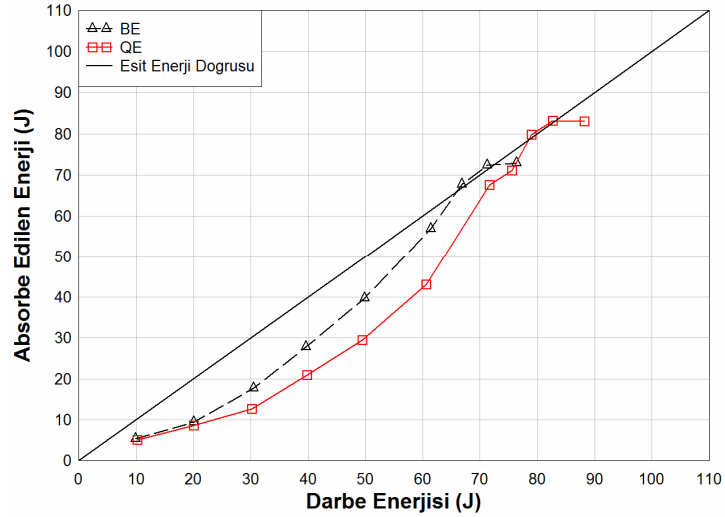
MP ve ME kompozitinin enerji profil diyagramı Şekil 6.37'de verilmiştir. Diyagramda görüldüğü üzere 30 J'a kadar absorbe edilen enerji birbirlerine çok

yakın olmakla beraber 40 J’de çok az fark oluşmuştur. 40 J’e kadar MP kompozitinin absorbe ettiği enerji değeri daha fazla iken 50 J’den itibaren ME kompozitinin absorbe ettiği enerji değeri daha fazladır. 86 J seviyesinde vurucu uç ME kompozitine saplanırken MP kompozitinde ise geri sekmiştir. Kısmi delinme ME kompozitinde 90 J, MP kompozitinde ise 93 J seviyesinde görülmektedir.



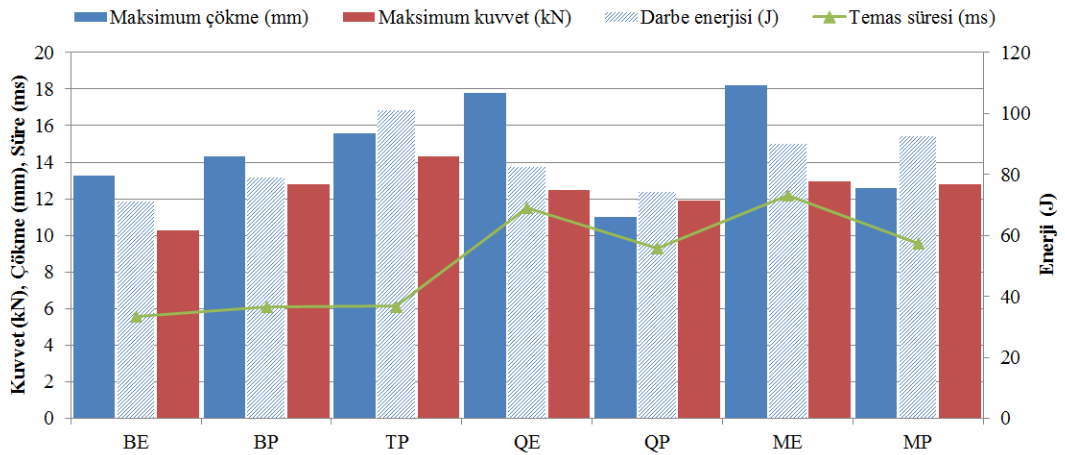
Şekil 6.38 : Polyester reçineli iki, üç, dört eksenli ve keçeli çok eksenli kompozit numunelerin enerji profil diyagramı

Polyester reçineli kompozitler kendi aralarında irdelendiğinde, Şekil 6.38’de görüldüğü gibi, 50 J darbe enerjisine kadar absorbe edilen enerji değeri neredeyse aynıdır. BP ve QP, 50 J’den itibaren veri eğrileri eşit enerji doğrusuna hemen hemen doğrusal bir şekilde yaklaşmış ve 70 J darbe enerjisine kadar daha fazla enerji absorbe etmişlerdir. Fakat Şekil 6.38’de görüldüğü üzere TP daha yüksek darbe enerjilerinde hasara uğramıştır. TP kompozitinin delinme sınır değeri QP kompozitine göre %27, BP kompozitine göre %22 daha yüksektir.



Şekil 6.39 : Epoksi reçineli iki, dört eksenli ve keçeli çok eksenli kompozit numunelerin enerji profil diyagramı

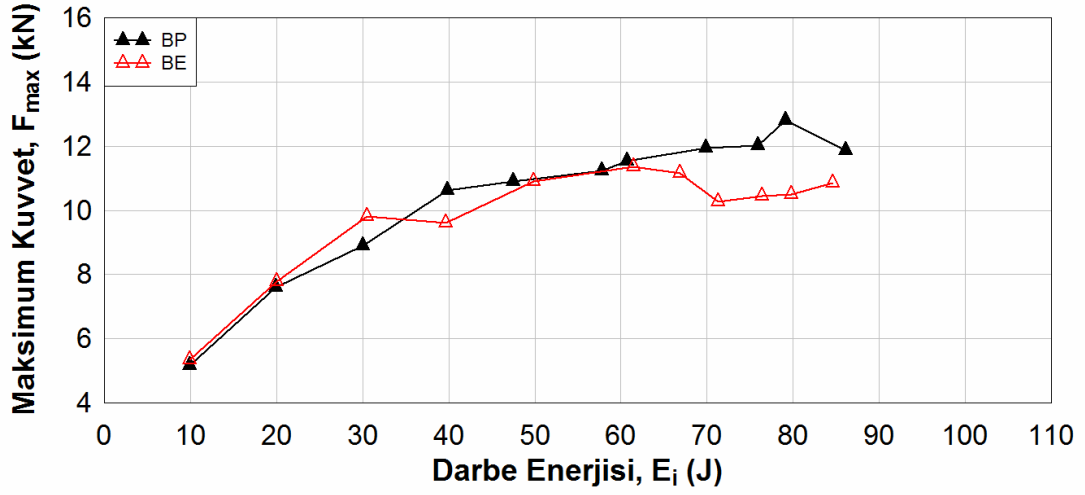
Epoksi reçineli kompozitler kendi aralarında irdelendiğinde, Şekil 6.39’da görüldüğü gibi, 20 J seviyesine kadar absorbe ettikleri enerji değeri neredeyse aynıdır. 60 J darbe enerjisine kadar BE kompozitinin absorbe ettiği enerji değerleri BP kompozitinden daha büyüktür. Şekil 6.38’de BP ve QP’nin saplanma sınır değeri birbirine yakın iken Şekil 6.39’da BE ve QE’de ise yaklaşık 12 J (%18) kadar fark bulunmaktadır.



Şekil 6.40 : Kompozitlere ait Maksimum çökme, Maksimum kuvvet, Darbe enerjisi ve Temas süresi değerleri

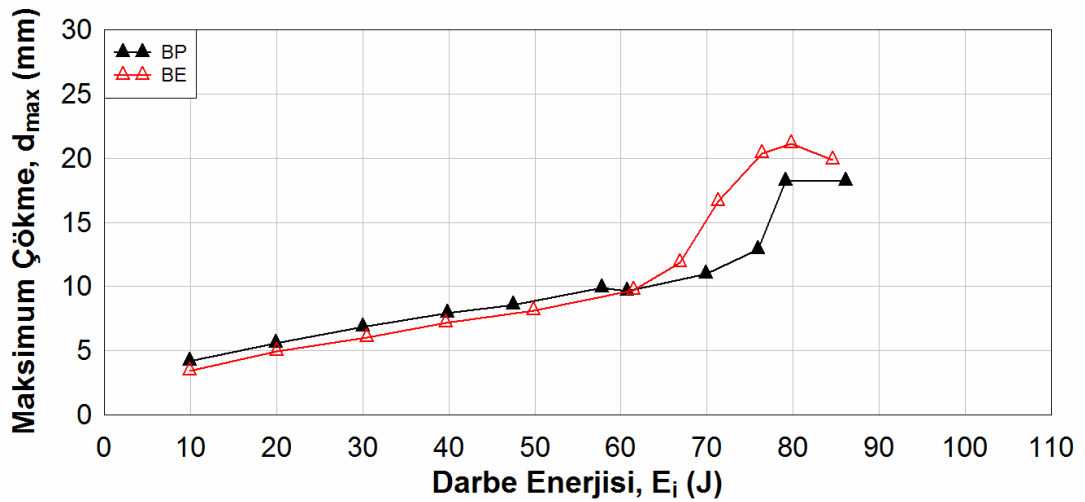
Şekil 6.40’da kompozitlerin delinme sınırında elde edilmiş darbe karakteristikleri olan maksimum kuvvet, maksimum çökme, temas süresi ve darbe enerjisi değerleri grafik olarak gösterilmiştir. Grafikten de görüleceği üzere genel olarak TP kompozitinin değerleri, diğer kompozitlerden daha iyi durumdadır.

6.3 Maksimum Kuvvet, Maksimum Çökme ve Temas Süresinin Darbe Enerjisine Göre Değişimi



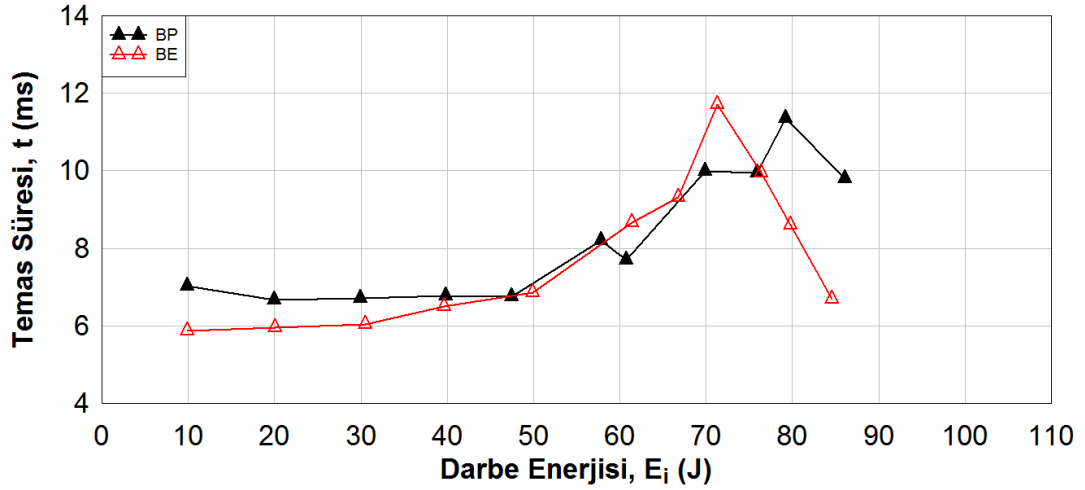
Şekil 6.41 : BP ve BE kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı maksimum kuvvet değerlerinin değişimi

Şekil 6.41’de BP ve BE kompozitlerine ait darbe karakteristiklerinin darbe enerjisine karşı değişimleri görülmektedir. Şekilden görüleceği üzere BP kompoziti için meydana gelen kuvvet değerleri BE kompozitine göre genelde daha yüksektir. Darbe enerjisi arttıkça her iki kompozit üzerinde oluşan kuvvet değerleri (BE kompozitinde 40 J hariç) artmaktadır. BP kompozitinde delinmenin meydana geldiği enerjide (79 J) kuvvetin düştüğü görülürken BE kompozitinde saplanma bölgesinde (66 J – 71 J arası) düştüğü ve ardından delinme bölgesinde ise çok az arttığı görülmektedir.



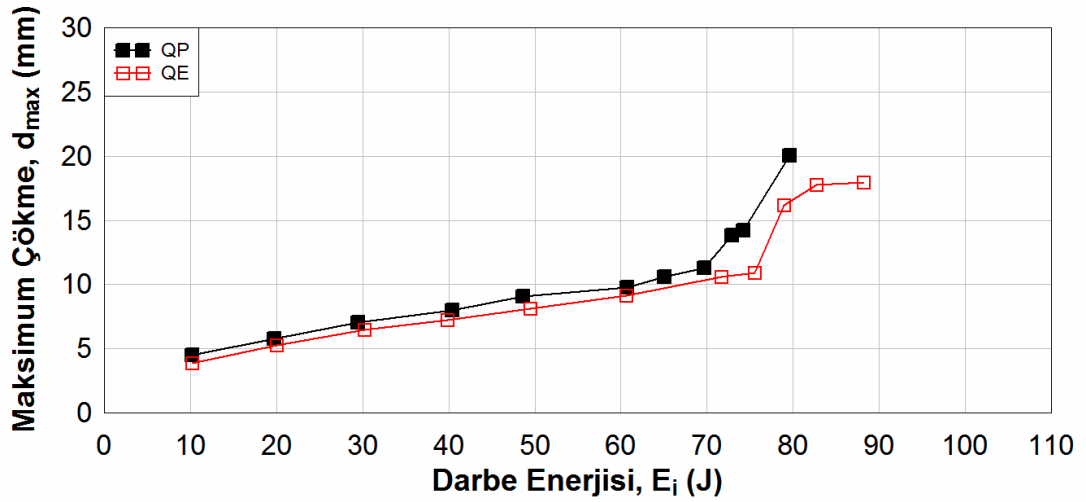
Şekil 6.42 : BP ve BE kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı maksimum çökme değerlerinin değişimi

Şekil 6.42’de BP ve BE kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı maksimum çökme değerlerinin değişimleri görülmektedir. Şekilden 60 J darbe enerjisine kadar her iki eğrinin eğiminin aynı ve BP kompoziti için meydana gelen çökme değerleri BE kompozitine göre yüksek olduğu görülmektedir. BE kompozitinin saplanma bölgesine ulaşmasıyla eğrinin eğimi hızlı bir şekilde arttığı ve tamamen delinme durumunda ise maksimum çökme değerinin düştüğü görülmektedir. BP kompoziti için tamamen delinme durumunda maksimum çökme değerinin sabit kaldığı görülmektedir.



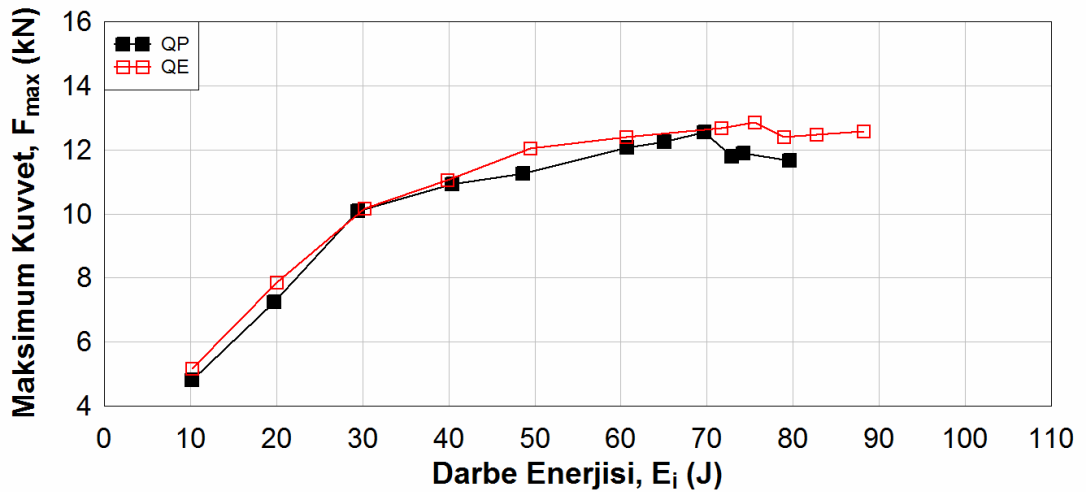
Şekil 6.43 : BP ve BE kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı temas sürelerinin değişimi

Şekil 6.43’de BP ve BE kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı temas sürelerinin değişimi görülmektedir. BE kompoziti için darbe enerjisi arttıkça temas süresinin arttığı ve saplanma bölgesine yaklaşıldıkça eğrinin eğimi arttığı görülmektedir. Delinme sonrasında ise eğrinin neredeyse lineer bir şekilde düştüğü görülmektedir. BP kompozitinde ise 10 J’den sonra küçük bir azalma ve 50 J darbe enerjisine kadar eğrinin sabit hemen hemen sabit kaldığı görülmektedir. Saplanma bölgesine yaklaşıldıkça temas süresinin arttığı (60 J hariç) ve delinme meydana geldiğinde ise düştüğü görülmektedir.



Şekil 6.44 : QP ve QE kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı maksimum çökme değerlerinin değişimi

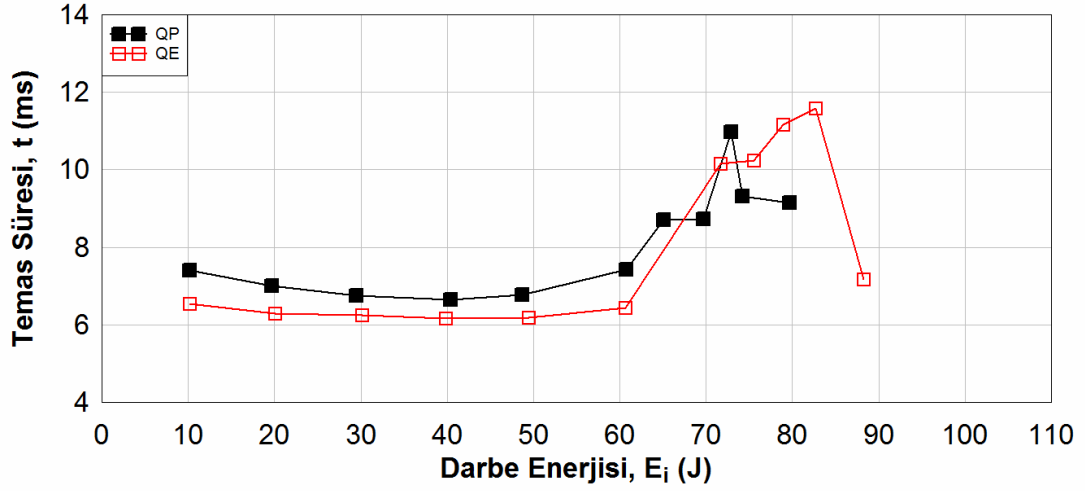
Şekil 6.44’de QP ve QE kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı maksimum çökme değerlerinin değişimleri görülmektedir. Şekilden QP kompoziti için meydana gelen çökme değerleri QE kompozitine göre yüksek olduğu görülmektedir. Her iki eğri 66 J darbe enerjisine kadar neredeyse paralel bir şekilde ilerlediği ve QP kompoziti saplanma bölgesine girmesiyle eğrinin eğiminin arttığı görülmektedir. QE kompozitinin delinme bölgesinde çökme değerinin çok küçük bir artış görülmektedir.



Şekil 6.45 : QP ve QE kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı maksimum kuvvet değerlerinin değişimi

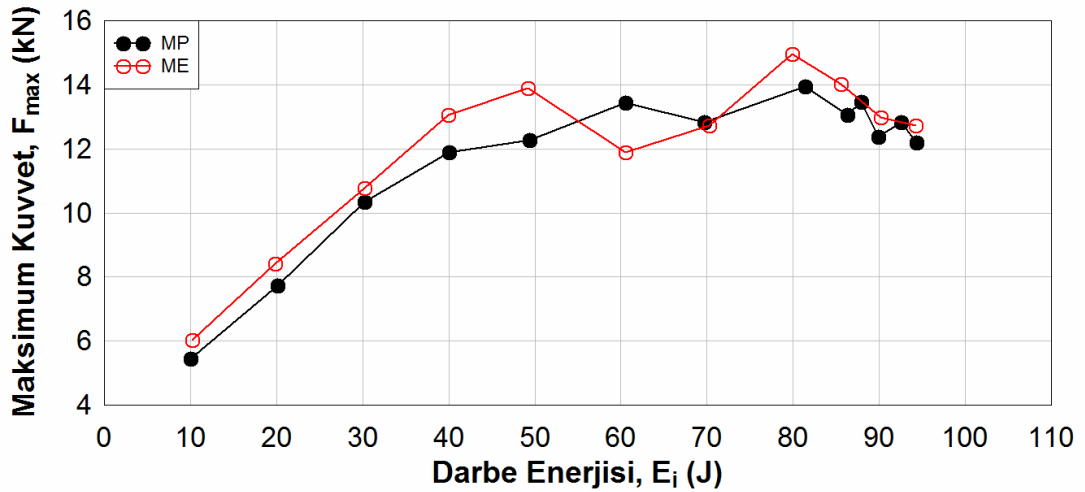
Şekil 6.45’de QP ve QE kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı maksimum kuvvet değerlerinin değişimi görülmektedir. Şekilden her iki eğrinin 30 J darbe enerjisine kadar hızlı bir şekilde arttığı ve daha sonra eğrinin eğiminin azaldığı görülmektedir. QP kompoziti için meydana gelen kuvvet değerleri saplanma

bölgesinin hemen öncesinde düşmeye başladığı görülürken QE kompozitinde ise saplanma bölgesinden itibaren düştüğü ve delinme bölgesinde yine arttığı görülmektedir.



Şekil 6.46 : QP ve QE kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı temas sürelerinin değişimi

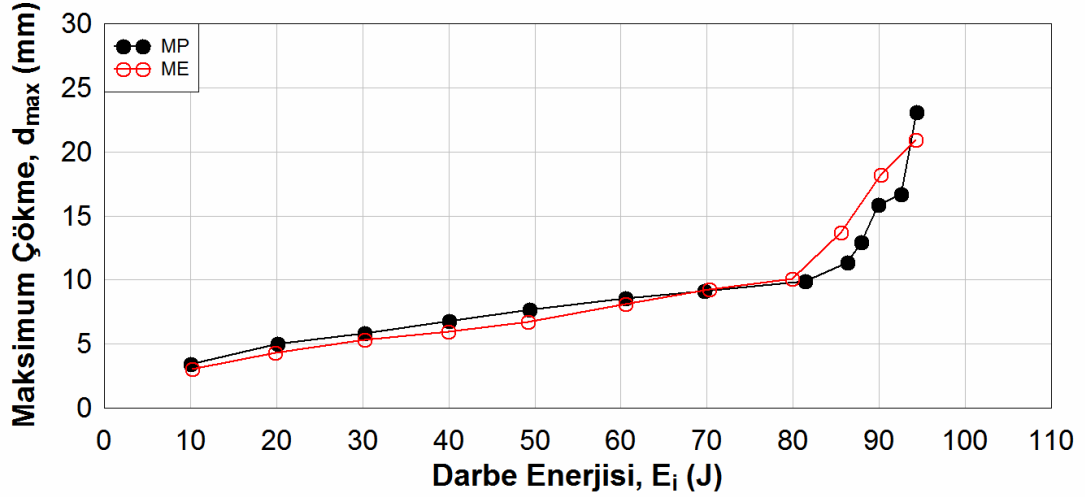
Şekil 6.46'da QP ve QE kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı temas sürelerinin değişimi görülmektedir. Şekilden her iki eğrinin 10 J'den 50 J'a kadar küçük bir azalamadan sonra temas süresinin arttığı ve delinme bölgesinde keskin düşüşler görülmektedir.



Şekil 6.47 : MP ve ME kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı maksimum kuvvet değerlerinin değişimi

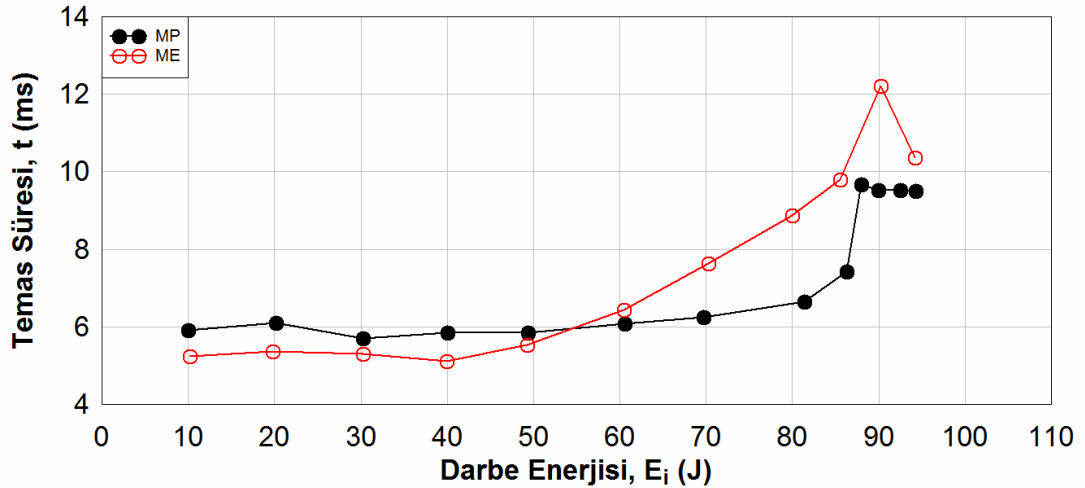
Şekil 6.47'de MP ve ME kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı maksimum kuvvet değerlerinin değişimi görülmektedir. Her iki eğrinin eğimi 50 J darbe

enerjisine kadar hızlı bir şekilde artmıştır. ME kompoziti 60 J darbe enerjisinde meydana gelen kuvvet değerinde ani bir düşüş ve saplanma bölgesine yaklaşıldıkça tekrar arttığı görülmektedir. Saplanma bölgesinden itibaren (85 J) düştüğü görülmektedir. MP kompozitinde ise kuvvet değerlerindeki düşüş saplanma bölgesinin hemen öncesinde (80 J) görülmektedir.



Şekil 6.48 : MP ve ME kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı maksimum çökme değerlerinin değişimi

Şekil 6.48’de MP ve ME kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı maksimum çökme değerlerinin değişimi görülmektedir. 70 J darbe enerjisine kadar MP kompozitinin çökme değerleri ME kompozitine göre, çok az bir farkla, daha yüksektir. ME ve MP kompoziti için saplanma bölgesinin hemen öncesinde (80 J darbe enerjisi) eğrilerin eğimi artmaktadır.



Şekil 6.49 : MP ve ME kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı temas sürelerinin değişimi

Şekil 6.49'da MP ve ME kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı temas sürelerinin değişimi görülmektedir. 50 J darbe enerjisine kadar MP kompozitinin temas süreleri ME kompozitine göre daha yüksektir. ME kompozitinin eğimi 50 J darbe enerjisinden itibaren hızlı bir şekilde artarken delinme sınırından itibaren düştüğü görülmektedir. MP kompoziti ise saplanma bölgesinin hemen öncesine (80 J darbe enerjisi) kadar yatay eksende ilerlemekte ve saplanma bölgesinde çok küçük bir düşüş meydana gelmektedir.

7. SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME

Bu çalışmada, kompozit plakların üretiminde dört farklı E-camı kıvrımsız dikişli kumaşlar kullanılmıştır. Kullanılan kumaşlar; iki eksenli (B), üç eksenli (T), dört eksenli (Q) ve keçeli çok eksenli (M) kumaşlardır. Matriks malzemesi olarak DEWILUX DEWESTER 196 (511-0196) polyester reçine (P) ve PGKEM 1150 epoksi reçine (E) kullanılmıştır. Tüm kompozit plaklar, ATARD A.Ş. tarafından ‘Vakum İnfüzyon Yöntemi’ ile üretilmiştir.

Darbe testleri Pamukkale Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü, Mekanik Araştırmalar laboratuvarındaki INSTRON Dynatup 9250HV darbe test cihazı ile yapılmıştır. Yapılan bu testler oda sıcaklığında (20 °C) gerçekleştirilmiş olup vurucu ve üzerindeki kütle ile toplam ağırlığı 6.3 kg’ dır. Vurucu uç, yarı küresel ve 12,7 mm çapındadır. Test cihazında bulunan pnömatik çeneler, numunenin tüm kenarlarından sıkı bir şekilde tutmakta ve ortasında çapı 76,2 mm olan dairesel delik bulunmaktadır. 100 x 100 mm ebadındaki numunelere delininceye kadar enerji seviyesi artırılarak darbe uygulanmıştır. Enerji seviyesi 10J den itibaren 10J artışlarla gerçekleştirilmiş olup saplanma sınırına gelindiğinde darbe enerjisi 2J veya 5J arttırılmıştır. Yapılan bu darbe testleri sonucunda iki, üç, dört ve keçeli çok eksenli kompozit plakların darbe davranışları hakkında aşağıdaki sonuçlar bulunmuştur.

İki-eksenli/polyester (BP) ve iki-eksenli/epoksi (BE) kompozitinin karşılaştırılması:

- BP ve BE kompozitlerinde 30 J darbe enerjisine kadar absorbe ettikleri enerji miktarları neredeyse aynıdır. 40 J darbe enerjisinden itibaren BE kompoziti daha fazla enerji absorbe etmekte, buna karşın BP kompozitinin saplanma ve delinme sınır değeri daha yüksektir.
- 60 J darbe enerjisine kadar BE kompoziti üzerinde oluşan kuvvet, BP kompozitine göre ortalama %8 daha fazladır. Ancak BP kompoziti, BE kompozitine göre %13 daha fazla çökmüştür.
- Uygulanan her bir darbe enerjisi için BP kompozitinde Hertzian hasarı (kuvvet-çökme eğrisindeki ilk kuvvet düşümü) meydana gelirken BE kompozitinde Hertzian hasarı meydana gelmemiştir.

- BE kompozitinde oluşan delaminasyon alanı, BP kompozitine göre çok az olurken meydana gelen hasarın şiddeti BE kompozitinde daha fazladır.
- Temas süresi değerleri her iki kompozit için delinme sınır değerine kadar artmakta, delinme durumundan sonra ise düşmektedir.
- İki eksenli kompozitler için yukarıdaki darbe karakteristikleri göz önüne alındığında iki-eksenli/polyester (BP) kompoziti tercih edilmelidir.

Dört-eksenli/polyester (QP) ve dört-eksenli/epoksi (QE) kompozitinin karşılaştırılması:

- QP kompoziti, 70 J darbe enerjisine kadar, her bir darbe enerjisinde daha fazla enerji absorbe etmiştir. Ancak, QE kompozitinin saplanma ve delinme sınır değeri QP kompozitinden daha yüksektir.
- Düşük darbe enerjilerinde, 20 J darbe enerjisine kadar, QE kompoziti üzerinde oluşan kuvvet, QP kompozitine göre ortalama %8 daha fazladır. Darbe enerjisi arttıkça kuvvet farkı azalmakta, 70 J darbe enerjisinde kompozitler üzerinde oluşan kuvvet değerleri aynıdır. QP kompoziti uygulanan her bir darbe enerjisinde ortalama %9 daha fazla çökmüştür.
- QE kompozitinde 30 J darbe enerjisinden sonra Hertzian hasarı meydana gelirken QP kompozitinde ise her bir darbe enerjisinde Hertzian hasarı görülmektedir.
- Temas süresi değerleri her iki kompozit için 40 J darbe enerjisine kadar azalırken darbe enerjisinin arttırılmasıyla temas süresi artmaktadır. QP kompozitinde saplanma, QE kompozitinde ise delinme sınır değerinden sonra temas süresi düşmektedir.
- Her iki kompozit de meydana gelen hasarların şiddetleri birbirlerine çok benzerdir.
- Dört eksenli kompozitler için yukarıdaki darbe karakteristikleri göz önüne alındığında dört-eksenli/epoksi (QE) kompoziti tercih edilmelidir.

Keçeli/polyester (MP) ve keçeli/epoksi (ME) kompozitinin karşılaştırılması:

- MP ve ME kompozitlerinde 40 J darbe enerjisine kadar, MP kompozitinin absorbe ettiği enerji değerleri daha fazla iken, 50 J darbe enerjisinden itibaren ME kompozitinin absorbe ettiği enerji değerleri daha fazladır. Her iki kompozitinde saplanma ve delinme sınır değeri birbirine çok yakındır.
- 60 J darbe enerjisine kadar ME kompoziti üzerinde oluşan kuvvet, MP kompozitine göre ortalama %10 daha fazladır. Ancak MP kompoziti, ME kompozitine göre %13 daha fazla çökmüştür.
- Uygulanan her bir darbe enerjisi için MP kompozitinde Hertzian hasarı meydana gelirken ME kompozitinde Hertzian hasarı meydana gelmemiştir.
- Saplanma sınır değerine kadar ME kompozitinde oluşan delaminasyon alanı, MP kompozitine göre az olurken meydana gelen hasarın şiddeti ME kompozitinde daha fazladır. Saplanma sınır değerinden itibaren oluşan delaminasyon, pnömomatik çenedeki dairesel alanı doldurmuştur.
- 50 J darbe enerjisine kadar MP kompozitinin temas süresi ME kompozitinden daha fazladır. 60 J darbe enerjisinden itibaren ME kompozitinin temas süresi daha fazladır. Saplanma sınır değerinden itibaren her iki kompozitin temas süresi düşmektedir.
- Keçeli kompozitler için yukarıdaki darbe karakteristikleri göz önüne alındığında keçeli/epoksi (ME) kompoziti tercih edilmelidir.

Polyester reçineli kompozitlerin kendi aralarında (BP, TP, QP) karşılaştırılması:

- 50 J darbe enerjisine kadar absorbe edilen enerji değerleri neredeyse aynıdır. BP ve QP, 50 J darbe enerjisinden itibaren eğrilerin eğimi eşit enerji doğrusuna yaklaşmış ve 70 J darbe enerjisine kadar daha fazla enerji absorbe etmişlerdir. Ancak, TP daha yüksek darbe enerjilerinde hasara uğramıştır. TP kompozitinin delinme sınır değeri QP kompozitine göre %27, BP kompozitine göre %22 daha yüksektir.
- 70 J darbe enerjisine kadar TP kompoziti üzerinde oluşan kuvvet, QP kompozitine göre %6 ve BP kompozitine göre %8 daha fazladır. Ancak BP ve QP kompoziti, TP kompozitine göre sırasıyla %9 ve %11 daha fazla çökmüştür.

- Her üç kompozitte Hertzian hasarı meydana gelmektedir.
- Polyester kompozitler için yukarıdaki darbe karakteristikleri göz önüne alındığında Üç-eksenli/polyester (TP) kompoziti tercih edilmelidir.

Epoksi reçineli kompozitlerin kendi aralarında (BE, QE) karşılaştırılması:

- 20 J darbe enerjisine kadar absorbe ettikleri enerji değeri neredeyse aynıdır. 60 J darbe enerjisine kadar BE kompozitinin absorbe ettiği enerji değerleri, QE kompozitinden daha büyüktür. Ancak, QE kompozitinin saplanma ve delinme sınır değeri BE kompozitinden %14 daha yüksektir.
- 40 J darbe enerjisine kadar her iki kompozit üzerinde oluşan kuvvet değeri aynı ve QE kompoziti BE kompozitine göre %8 daha fazla çökmüştür. 50 J darbe enerjisinden itibaren QE kompozitinde oluşan kuvvet BE kompozitine göre %13 daha fazladır. BE kompoziti ise QE kompozitine göre %5 daha fazla çökmüştür.
- Her iki kompozitte de Hertzian hasarı meydana gelmemiştir.
- BE kompozitinde oluşan delaminasyon alanı, QE kompozitine göre daha küçüktür.
- Epoksi kompozitler için yukarıdaki darbe karakteristikleri göz önüne alındığında 40 J darbe enerjisine kadar iki-eksenli/epoksi (BE) kompoziti, daha yüksek darbe enerjilerinde ise dört-eksenli/epoksi (QE) kompoziti tercih edilmelidir.

KAYNAKLAR

- A.S.M.**, 1984: *International, Composite materials I the basics*, Materials Engineering Institute, Ohio, 10-15.
- Abrate, S.**, 1998: “*Impact on composite structures*”, Cambridge University Press, 135.
- Adams, R.D.**, 2009: “*Adhesive Bonding*”, CRC Press. Woodhead Publishing Limited, 143-187.
- Aktas, M., Balcioğlu, H. E., Aktas, A., Türker, E., Deniz, M. E.**, 2012: Impact and post impact behavior of layer fabric composites, *Composite Structures*, Volume 94, Issue 9, September 2012, Pages 2809-2818.
- Armakan, H. D. M.**, 2010: "Örme sandviç tekstillerin kompozit uygulamalarında kullanım olanaklarının araştırılması", Doktora Tezi, *Ege Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü*, İzmir.
- Ataş, C., Akgün, Y., Dağdelen, O., İcten, B. M., Sarıkanat, 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) 1178–118.
- Budhoo, Y., Liaw, B., Delale, F., Iyer, R.**, 2010: Temperature Effect on Drop-Weight Impact of Hybrid Woven Composites, *ASME 2010 International Mechanical Engineering Congress and Exposition (IMECE2010)*, Volume 9: Mechanics of Solids, Structures and Fluids, Paper no. IMECE2010-37430 pp. 81-90.
- Caprino, G., Lopresto, V., Langella, A., Durante, M.**, 2011: Irreversibly absorbed energy and damage in GFRP laminates impacted at low velocity, *Composite Structures*, Volume 93, Issue 11, Pages 2853-2860.
- Ceyhun, V. ve Turan, M.**, 2003: Tabakalı Kompozit Malzemelerin Darbe Davranışı, *Mühendis ve Makine*, 516: 19-25.
- Dhakal, H.N., Zhang, Z.Y., Bennett, N., Reis, P.N.B.**, 2012: Low-velocity impact response of non-woven hemp fibre reinforced unsaturated polyester composites: Influence of impactor geometry and impact velocity, *Composite Structures*, Volume 94, Issue 9, September 2012, Pages 2756-2763.
- Ekinci, V.Ş.**, 2007: Alümina Takviyeli Alüminyum Matriksli Kompozit Malzeme Üretimi ve Mekanik Özelliklerinin Araştırılması, Yüksek Lisans Tezi, *Gazi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü*, Ankara.
- Eren, Y.**, 2007: “Kompozit Yapıların Darbe Etkisinin İncelenmesi”, Yüksek Lisans Tezi, *Dumlupınar Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü*, Kütahya.

- Evcı, C.**, 2010: "Seramik Kompozit Zırh Sistemlerinin Darbe ve Balistik Özelliklerinin Belirlenmesi", Doktora Tezi, *Gazi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü*, Ankara.
- Gündoğan, S.**, 2010: "Üç boyutlu dokuma kompozit yapıların mekanik analizi", Yüksek Lisans Tezi, *Uludağ Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü*, Bursa.
- İçten, B. M.**, 2006: "Damage in laminated composite plates subjected to low-velocity impact", Doktora Tezi, *Dokuz Eylül Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü*, İzmir.
- Kang, T. J. ve Kim, C.**, 1999: Energy-absorption mechanisms in Kevlar multiaxial warp-knit fabric composites under impact loading, *Composites Science and Technology*, 60 (2000) 773±784
- Karaca, D.**, 2010: Farklı Kalınlık ve Oryantasyon Yüzdelerindeki Tabakalı Kompozit Levhaların Düşük Hızlı Darbe Enerjileri Altında Davranışlarının Deneysel İncelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, *Gazi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü*.
- Karakuzu, R., İçten, B.M., Aktaş, M., Toparli, M., Ataş, C., Arman, Y.**, 2007: Kompozit plaklarda sıcaklığın darbe davranışına etkisi, *TÜBİTAK MAG Proje 104M426, 2007: 1-69*
- Kayrak, M.A.**, 1999: "Havacılık Kompozitleri ve Mukavemet-Maliyet Analizleri", Sivil Havacılık Yüksek Okulu Yayınları, No.09, Eskişehir, 1, 12-13, 69.
- Kim, J., Kim, D., Shin, D., Park, W.-S., Hwang, W.**, 2012: Impact evaluation of composite-antenna-structure with embedded dual-band annular ring patch antenna, *Journal of Composite Materials*, DOI: 10.1177/0021998311432488.
- Kulkarni, M. D., Goel, R., Naik, N.K.**, 2010: Effect of back pressure on impact and compression-after-impact characteristics of composites, *Composite Structures*, Volume 93, Issue 2, Pages 944-951.
- Lee, C.-Y., Liu, D.**, 2009: Effect of Impact Velocity on The Indentation of Thick Composite Laminate. *Experimental Techniques*, 33: 59–64. doi: 10.1111/j.1747-1567.2008.00369.x.
- Liu, D., Raju, B. B., Dang X.**, 2000: Impact perforation resistance of laminated and assembled composite plates, *International Journal of Impact Engineering*, Volume 24, Issues 6–7, July 2000, Pages 733-746.
- Liu, D.**, 2004: Characterization of Impact Properties and Damage Process of Glass/Epoxy Composite Laminates, *Journal of Composite Materials*, 38: 1425-1442.
- Mathivanan, N. R., Jerald, J.**, 2010: Experimental investigation of low-velocity impact characteristics of woven glass fiber epoxy matrix composite laminates of EP3 grade, *Materials & Design*, Volume 31, Issue 9, Pages 4553-4560.
- Mazumdar, S.K.**, 2002: *Composites Manufacturing: Material, Product and Process Engineering*, CRC Pres, Boca Raton London New York Washington, D.C, 24.

- Reis, P.N.B., Ferreira, J.A.M., Santos, P., Richardson, M.O.W., Santos, J.B.,** 2012: Impact response of Kevlar composites with filled epoxy matrix, *Composite Structures*, In Press, Corrected Proof, Available online 28 May 2012.
- Rahmé, P., Bouvet, C., Rivallant, S., Fascio, V., Valembois, G.,** 2012: Experimental investigation of impact on composite laminates with protective layers, *Composites Science and Technology*, Volume 72, Issue 2, 18 January 2012, Pages 182-189
- Rouchan, J.,** 1987: “*Materiaux composites pour d’aeronefs*”, Ecole Nationale Supérieure d’Ingenieurs de Constructions Aeronautiques.
- Saito, H., Kimpara, I.,** 2005: Evaluation of impact damage mechanism of multi-axial stitched CFRP laminate, *Composites: Part A*, 37 (2006) 2226–2235
- Sayer, M.,** 2009: “Hibrit kompozitlerin darbe davranışlarının incelenmesi”, Doktora Tezi, *Pamukkale Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü*.
- Sayer, M., Bektaş, N. B., Sayman, O., Topçu, M.,** 2009: “An experimental investigation on the impact behaviour of glass/epoxy and hybrid composite plates”, *Advanced Composite Letters*, Vol. 18, Iss. 4.
- Sayer, M., Bektaş N. B., Sayman, O.,** 2009: “An experimental investigation on the impact behaviour of hybrid composite plates”, *Composite Structures*, 90, 1256-1262,.
- Sayer, M., Bektaş, N. B., Çallıoğlu, H.,** 2010: “Impact Behaviour of Hybrid Composite Plates”, *Journal of Applied Polymer Science*, Vol. 118, 580–587.
- Sayer, M., Bektaş, N. B., Demir, E., Çallıoğlu, H.,** 2012: The effect of temperatures on hybrid composite laminates under impact loading, *Composites Part B: Engineering*, Volume 43, Issue 5, July 2012, Pages 2152-2160.
- Shyr, T.W. and Pan, Y.H.,** 2003a: Impact resistance and damage characteristics of composite laminates, *Composite Structures*, 62 (2003) 193–203.
- Shyr, T.W. and Pan, Y.H.,** 2003b: Low velocity impact responses of hollow core sandwich laminate and interply hybrid laminate, *Composite Structures*, 64 (2004) 189–198.
- Smith, W.F.,** 2001: “*Malzeme Bilimi ve Mühendisliği, üçüncü basım*” Çeviri Editörü, Nihat G. Kınikoğlu, Literatür Yayınları, İstanbul, 724.
- Sorucu, A.,** 2007: “Orthotropic Malzemelerde Çatlak İlerlemesi ve Kırılma Tokluğu Tayini”, Yüksek Lisans Tezi, *Dokuz Eylül Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü*, İzmir.
- Sugie, T., Nakai, A. and Hamada, H.,** 2009: Effect of CF-GF fibre hybrid on impact properties of multi-axial warp knitted fabric composite materials, *Composites: Part, A*, 40 (2009) 1982–1990.
- Sutherland, L. S., Soares, G.C.,** 2004: “Impact characterisation of low fibre-volume glass reinforced polyester circular laminated plates”, *Int. Journal of Impact Engineering*, 31: 1-23.

- Şahin, Y.**, 2009: “*Kompozit Malzemelere Giriş*”, Gazi Kitapevi, Ekim, 1, 8, 40, 87.
- Şenel, M., Kırılı, A. ve Kurşun, A.**, 2009: Düşük Hizli Darbe Deney Düzenegi İçin Geri Sekme (Rebound) Frenleme Ve Kontrol Sistemi, *Uluslararası İleri Teknolojiler Sempozyumu*.
- Tan, K.T., Watanabe, N., Iwahori, Y., Ishikawa, T.**, 2012: Effect of stitch density and stitch thread thickness on compression after impact strength and response of stitched composites, *Composites Science and Technology*, Volume 72, Issue 5, 8 March 2012, Pages 587-598.
- Tong, L., Mouritz, A., P. and Bannister, M., K.**, 2002: 3D Fibre Reinforced Polymer Composites, *Elsevier Science Ltd.*, Oxford.
- Vallons, K.**, 2009: "The behaviour of carbon fibre - epoxy NCF composites under various mechanical loading conditions", Doktora Tezi, *Leuven Katolik Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi*, Belçika.
- Yang, F.J., Cantwell, W.J.**, 2010: Impact damage initiation in composite materials, *Composites Science and Technology*, Volume 70, Issue 2, February 2010, Pages 336-342.

ÖZGEÇMİŞ



Ad Soyad: İnan AĞIR
Doğum Yeri ve Tarihi: İZMİR / 26.12.1985
Adres: Pamukkale Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Kınıklı
Kampüsü, 20070 DENİZLİ
Lisans Üniversitesi: Pamukkale Üniversitesi