

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

**TEK BİNDİRMELİ ÖRGÜLÜ KOMPOZİT MALZEMELERİN
DARBE DAVRANIŞININ İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

İSMAİL GÖKKAYA

DENİZLİ, HAZİRAN - 2015

**T.C.
PAMUKKALE ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI**



**TEK BİNDİRMELİ ÖRGÜLÜ KOMPOZİT MALZEMELERİN
DARBE DAVRANIŞININ İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

İSMAİL GÖKKAYA

DENİZLİ, HAZİRAN - 2015

KABUL VE ONAY SAYFASI

İSMAİL GÖKKAYA tarafından hazırlanan “**TEK BİNDİRMELİ ÖRGÜLÜ KOMPOZİT MALZEMELERİN DARBE DAVRANIŞININ İNCELENMESİ**” adlı tez çalışmasının savunma sınavı 26.06.2015 tarihinde yapılmış olup aşağıda verilen jüri tarafından oy birliği / oy çokluğu ile Pamukkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makina Mühendisliği Anabilim Dalı Yüksek Lisans Tezi olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

İmza

Danışman

Doç. Dr. Emin ERGUN

.....

Üye

Prof. Dr. Muzaffer TOPÇU

.....

Üye

Yrd. Doç. Dr. Engin TAN

.....

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

.....

Prof. Dr. Orhan KARABULUT

Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

Bu tez çalışması Pamukkale Üniversitesi Bilimsel Araştırmalar Birimi (BAP) tarafından 2013FBE048 nolu proje ile desteklenmiştir.

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.

İSMAİL GÖKKAYA

ÖZET

TEK BİNDİRMELİ ÖRGÜLÜ KOMPOZİT MALZEMELERİN DARBE DAVRANIŞININ İNCELENMESİ YÜKSEK LİSANS TEZİ

İSMAİL GÖKKAYA

PAMUKKALE ÜNİVERSİTESİ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
(TEZ DANIŞMANI: DOÇ. DR. EMİN ERGUN)

DENİZLİ, HAZİRAN - 2015

Bu çalışma, kendinden dikişli cam elyaf takviyeli kompozit malzemelerin vakum destekli infüzyon metodu kullanılarak üretimi, plaka haline getirilmesi ve bu plakalardan üretilen bindirme numunelerinin darbe davranışlarının deneysel olarak incelenmesini kapsamaktadır. Bu kapsamda, üç farklı bindirme boyu (20, 40 ve 60 mm), iki farklı malzeme kalınlığı (1,7 mm ve 3,4 mm) üç farklı kalıp genişliği (40, 60 ve 80 mm) ve dört farklı darbe enerji seviyesi (5, 10, 15 ve 20 J) göz önüne alınmıştır. Bindirmelerde yapıştırıcı olarak Loctite 9461 A&B kullanılmıştır. Yapılan incelemeler sonunda, bindirme boyu ve kalıp genişliğinin kompozit malzemenin darbe davranışını önemli derecede etkilediği görülmüştür. Ayrıca, bindirme bağlantılı kompozit malzemelerin darbe deneyi sonunda meydana gelen hasar durumları da araştırılmıştır.

ANAHTAR KELİMELE: Dikişli kompozit malzeme, bindirme, darbe, hasar.

ABSTRACT

THE EFFECT OF THE BOUNDARY CONDITIONS ON THE IMPACT BEHAVIORS OF STITCHED COMPOSITE LAP JOINTS

MSC THESIS

İSMAİL GÖKKAYA

PAMUKKALE UNIVERSITY INSTITUTE OF SCIENCE

MECHANICAL ENGINEERING

(SUPERVISOR:DOÇ. DR. EMİN ERGUN)

DENİZLİ, JUNE 2015

In this study, manufacturing and impact behavior of stitched composite material reinforced glass fiber produced by using vacuum assisted resin infusion method are investigated experimentally. There lap joint length (20, 40 and 60 mm), two different thicknesses (1.7 mm and 3.4 mm), three different mold length (40, 60 and 80 mm) and four impact energy levels (5, 10, 15 and 20 J) are considered for this study. Loctite 9461 A&B is used as an adhesive material. The result shows that lap joint and mold length noticeable affect impact behavior. Additionally, failure mechanisms of lap joint composite materials are investigated.

KEYWORDS: Stitched composite materials, lap joint, impact, failure

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖZET	i
ABSTRACT	ii
İÇİNDEKİLER.....	iii
ŞEKİL LİSTESİ	v
SEMBOL LİSTESİ	vii
ÖNSÖZ.....	viii
1. GİRİŞ.....	1
1.1 Tezin Amacı	2
1.2 Literatür Özeti	2
2. KOMPOZİT MALZEMELER	8
2.1 Kompozit Malzeme	8
2.1.1 Matris Elemanına Göre Kompozit Malzemeler	10
2.1.1.1 Seramik Matrisli Kompozitler.....	10
2.1.1.2 Metal Matrisli Kompozitler.....	10
2.1.1.3 Polimer Matrisli Kompozitler	11
2.1.2 Takviye Elemanına Göre Kompozit Malzemeler	12
2.1.2.1 Elyafli kompozitler.....	12
2.1.2.2 Partikül takviyeli kompozit malzemeler	16
2.1.2.3 Dolgu kompozit malzemeler	17
2.1.2.4 Tabakalı kompozit malzemeler	17
2.1.2.5 Tekstil takviyeler.....	17
2.2 Tekstil Takviyeleri.....	18
2.2.1 3D Örme.....	18
2.2.1.1 Çok eksenli çözümlü örme (Non-crimp fabric)	18
2.2.1.2 Şekillendirilmiş (near-net shape) kumaşlar	21
3. KOMPOZİT MALZEMELERDE DARBE.....	23
3.1 Darbe Deneyleleri.....	25
3.2 Kompozit Malzemede Darbe Sonucu Oluşan Hasar Türleri.....	26
3.2.1 Matris Kırılması.....	26
3.2.2 Tabaka Ayrılması (Delaminasyon)	27
3.2.3 Fiber Kırılması.....	28
3.2.4 Nüfuziyet.....	28
3.3 Kompozit Malzemelerin Darbe Davranışlarının Belirlenmesi.....	29
3.3.1 Kuvvet-Çökme (F-d) Eğrileri.....	29
3.3.2 Kuvvet-Zaman (F-t) Eğrileri.....	31
3.3.3 Absorbe Edilen Enerji-Zaman (E-t) Eğrileri.....	32
3.3.4 Enerji Profili Diyagramı (EPD)	33
4. DENEYSSEL ÇALIŞMALAR	35
4.1 Quadraaxial Dikişli Cam Elyaf Kompozit Plakaların Üretilmesi	35
4.2 Numunelerin Hazırlanması.....	38
4.3 Deney Ekipmanı ve Yöntem	39
4.4 Data Toplama Sistemi	41
4.4.1 Hız, Yer Değiştirme (çökme), İvme ve Enerji Denklemleri	43
4.4.2 Hız Detektör Bloğunun Ayarlanması.....	45
4.4.3 Cihazın Çalıştırılması.....	45

5. DENEY SONUÇLARI	46
5.1 Numuneler, Deney Ekipmanı ve Yöntem	46
5.2 Darbe Deneyi Sonuçları	47
5.2.1 Bindirme Boyunun Etkisi	52
5.2.2 Tabaka Sayısının (Kalınlığın) Etkisi.....	58
5.2.3 Kalıp Genişliğinin Etkisi.....	60
6. SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME	64
7. KAYNAKLAR	66
8. ÖZGEÇMİŞ	70

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 2.1: Cam elyaf kesiti	14
Şekil 2.2: Karbon elyaf kesiti.....	15
Şekil 2.3: Aramid elyaf kesiti.....	16
Şekil 2.4: İki ve üç boyutlu tekstil takviyeleri	18
Şekil 2.5: Kıvrımsız kumaşın şematik görünümü	19
Şekil 2.6: Dikiş desenleri: (a) zincir dikiş, (b) triko dikiş ve	20
Şekil 2.7: Kıvrımsız dikişli kumaşlar için üretim şeması.....	21
Şekil 2.8: Şekillendirilmiş üç boyutlu örme kumaş takviyeli kompozit	22
Şekil 3.1: Ağırlık düşürme deney düzeneği	26
Şekil 3.2: a) Kayma gerilmesi ve (b) çeki gerilmesinin neden olduğu matris kırıkları.....	27
Şekil 3.3: Tipik bir delaminasyon örneği	27
Şekil 3.4: Bindirme numunelerinde fiber kırılması.....	28
Şekil 3.5: Artan darbe enerjisi altında oluşan kuvvet-çökme (F-d) eğriler	30
Şekil 3.6: Kuvvet-zaman (F-t) eğrileri	31
Şekil 3.7: Absorbe edilen enerji-zaman (E-t) eğrileri	32
Şekil 3.8: Enerji profil diyagramı.....	33
Şekil 4.1: Tasarıma uygun dizilmiş kumaşlar	35
Şekil 4.2: Vakum hortumlarının yerleştirilmesi.....	36
Şekil 4.3: Vakum işlemi	37
Şekil 4.4: Kompozit plaka	37
Şekil 4.5: Su jet ile bindirme numunelerinin kesilmesi	38
Şekil 4.6: Bindirme numunelerinin geometrisi	38
Şekil 4.7: K 40, K 60 ve K 80 ebatlara sahip kalıp tasarımı	39
Şekil 4.8: Ağırlık düşürme deney cihazı.....	41
Şekil 4.9: İmpulse yazılımının grafik örneği.....	42
Şekil 5.1: K 40 kalıp.....	46
Şekil 5.2: 8T ve 16T numunelerin K40 -40B de; (a) F-d(kuvvet-çökme) grafiği, (b) F-t(kuvvet-zaman) grafiği, (c) E-t (enerji-Zaman) grafiği	48
Şekil 5.3: 8 tabakalı ve 16 tabakalı numuneye ait Enerji Profil Diyagramı.....	49
Şekil 5.4: 8 Tabaka – 40K–40B hasarlı numune fotoğrafları (ön yüzey, arka yüzey).....	50
Şekil 5.5: 16 Tabaka- 40K- 40B hasarlı numune fotoğrafları (ön yüzey, arka yüzey).....	51
Şekil 5.6: K 40 - 15 J de; (a) F-d(kuvvet-çökme) grafiği, (b) F-t(kuvvet-zaman) grafiği, (c) E-t (enerji-Zaman) grafiği	53
Şekil 5.7: K40-15 J hasarlı numune fotoğrafları (ön yüzey, arka yüzey)	54
Şekil 5.8: K60-15 J de; (a) F-d(kuvvet-çökme) grafiği, (b) F-t(kuvvet-zaman) grafiği, (c) E-t (enerji-Zaman) grafiği.....	56
Şekil 5.9: K60-15 J hasarlı numune fotoğrafları(ön yüzey, arka yüzey)	57

Şekil 5.10: K40-20B-15 J de; a) F-d(kuvvet-çökme) grafiği, (b) F-t(kuvvet-zaman) grafiği, (c) E-t (enerji-Zaman) grafiği	59
Şekil 5.11: K40-20B-15 J hasarlı numune fotoğrafları(ön yüzey, arka yüzey)	60
Şekil 5.12: 40B - 20 J de (a) F-t(kuvvet-zaman) grafiği, (b) F-d(kuvvet-çökme) grafiği, (c) E-t (enerji-Zaman) grafiği.....	62
Şekil 5.13: 40B-20 J hasarlı numune fotoğrafları(ön yüzey, arka yüzey).....	63

SEMBOL LİSTESİ

V_m	:	Matris hacmi
V_f	:	Fiber hacmi
$a(t)$:	t anındaki vurucunun ivmesi
$d(t)$:	t anındaki yer değiştirme
d_{max}	:	Maksimumu y¼kteki yer değiştirme
E_a	:	Absorbe edilen enerji
E_i	:	Darbe enerjisi
E_{max}	:	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 ($9,81 \text{ m/s}^2$)
$K(t)$:	Vurucunun t anındaki kinetik enerjisi
kg	:	Kilogram
m	:	Vurucu k¼tlenin ağırlığı (kg)
mm	:	Milimetre
$P(t)$:	Vurucunun t anındaki potansiyel enerjisi
T_s	:	Temas süresi
$V(t)$:	t anındaki vurucu k¼tle hızı
V_{imp}	:	Çarpma hızı

ÖNSÖZ

Bu çalışmanın yapılabilmesi için projenin hazırlanması, deneylerin yapılması, tezin ortaya çıkması ve tamamlanmasında bilgi, tecrübe ve yardımlarını esirgemeyen danışman hocam Doç. Dr. Emin ERGUN'a çok teşekkür ederim. Ayrıca, çalışmalarım sırasında bana yardımcı olan Doç. Dr. Hasan ÇALLIOĞLU ve Araş. Gör. İnan AĞIR'a teşekkür ederim.

Bu çalışma, Pamukkale Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Koordinasyon Birimi tarafından desteklenen 2013FBE048 nolu proje kapsamında gerçekleştirilmiştir.

Yine bu çalışmada hep yanımda olan ailem ve dostlarıma da teşekkür ederim.

1. GİRİŞ

Günümüzde modern teknolojinin üstün özelliklere sahip malzemeye olan ihtiyacı gittikçe artmaktadır. Özellikle yüksek mukavemetin yanında, 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 yapılarak elde edilmektedir. Darbe hasarları da bu hasarlardan olup, bu tip hasarların tespiti için uygulanan yöntemlerden birisi de düşük hızlı darbe testleridir.

Darbe testleri, genellikle günlük yaşamda karşılaşılan çekiçle dövme, otomobil çarpışmaları, araçların küçük tampon darbeleri, hareket halinde araca sıçrayan taş, yoldaki çukura hızla ve aniden düşen bir araba tekerleği ve kompozit bir kanat yapısı 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 darbe ile beklenmedik sonuçlar ortaya çıkabilir. Bunu engellemek için malzemenin bu tip etkiler karşısında davranışının nasıl olacağını bilmesi gereklidir (Şenel ve diğ. 2009).

Bazı darbeler, fiber kopmaları gibi bariz hasarlar oluşturur, oluşan bu hasarlar yapının mukavemetinde ani düşümlere yol açarlar. Bu hasarlar kontroller sırasında fark edilip düzeltilebilir. Ancak bariz görülebilen hasarların tersine yapının üst yüzeyinde çarpmanın türüne göre fark edilemeyen ve içyapısında tabaka ayrılması veya matris kırılması gibi ilk etapta tespiti zor hasarlar da meydana gelebilir. Bu tarz hasarlar ancak gözle görülebilen hasarlar olarak tanımlanır ve her ne kadar tehlikesiz görünseler bile, darbe yüklemelerinden, matrisin ana görevini yerine getirememesinden ve yorulma yüklerine maruz kalmalarından dolayı erken arızaya

yol açabilirler. Bu nedenle tabakalı kompozit bir yapıda darbe etkisinin oluşturacağı hasarın önceden tahmin edilmesi ve kontrol altında tutulması gerekmekte olup, bu konu tasarım ve kullanım açısından büyük önem arz etmektedir (Karaca 2010).

1.1 Tezin Amacı

Bu çalışmanın amacı, kendinden farklı açılarda örülmüş (0, 45, 90, -45) cam elyaf kumaştan üretilmiş bindirme bağlantılı kompozit malzemelerin darbe karakteristiklerini incelenmesidir. Bu kapsamda iki farklı tabaka sayısı (8 ve 16), üç farklı bindirme uzunluğu (20, 40 ve 60 mm), üç farklı kalıp genişliği (40, 60 ve 80 mm) ve farklı darbe enerji seviyesi göz önüne alınmıştır. Deneysel, Pamukkale Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümünde bulunan Instron Dynatup 9250 HV ağırlık düşürme deney düzeneğinde yapılmıştır. Darbe için, kuvvet-zaman (F-t), kuvvet-deplasman (F-d), Enerji-zaman (E-t) grafikleri çizilerek, numunelerin absorbe ettiği enerjiler ve oluşan hasar türleri araştırılmış, grafikler elde edilmiş ve yorumlanmıştır.

1.2 Literatür Özeti

Uyaner ve Güvensoy (2011) yaptıkları çalışmada, düşük hızlı darbeye maruz E-cami/epoksi filaman sarım kompozit boruların dinamik cevabı araştırılmıştır. Uygulanan yöntem Sonlu Elemanlar Yöntemi olup bu çalışma bilgisayar analizi sonuçlarının yorumlanmasına dayanmaktadır. Filaman sarım kompozit boru ve darbe olayı modellenmiştir. Tasarım için ANSYS-LSD ticari yazılımı kullanılmıştır. Deneysel kullanılacak vurucu küresel uçlu bir geometriye sahip olup, 24 mm çapındadır. Vurucu kütlesi 6,35 kg'dır. İncelemeler 2, 2,5 ve 3 m/s'lik çarpma hızlarında yapılmıştır. Çalışmalarda $[+55^{\circ}, -55^{\circ}]_3$, $[+55^{\circ}, -55^{\circ}]_4$, ve $[+55^{\circ}, -55^{\circ}]_5$ olmak üzere 6, 8 ve 10 tabakalı E-cami/epoksi malzemeden 72 mm iç çapında, bir V-yatağında dönmeden durabilen kompozit borular kullanılmıştır. Her bir boruya enine darbe yapılmıştır. Yapılan deneyler sonucu elde edilen veriler doğrultusunda, malzeme üzerine darbe esnasındaki kuvvet-zaman diyagramı, darbe enerjisi-absorbe edilen enerji değişimi, hız-zaman değişimi grafikleri elde edilmiştir.

Abrate (1991) yaptığı çalışmada, kompozit malzemelerde uyguladığı darbe hasarıyla ilgili birkaç önemli özellik tespit etmiştir. Özellikle, interply delaminasyonların farklı elyaf yönlendirme ile katmanlar arasındaki ara yüzeyde meydana geldiği bilinmektedir. Bunların şekli genel olarak bu ara yüzeyden daha düşük katmanların içindeki liflerin doğrultusundadır. Katmanların ayrılmış alanları, belirli bir eşik değere ulaştıktan sonra çarpma kinetik enerjisi ile doğrusal olarak artmaktadır. Tabaka özelliklerinin üzerinde hasar etkileri, mevcut yapı tasarımı ve kontrolün önemli etkileri vardır. Darbe etkisi altındaki numuneler sıkıştırma, bükme, kesme ve yorulmaya maruz kalırlar. Ayrıca yorulma yüklemesi de mevcuttur. Bu doğrultuda organize ve deneysel analitik yaklaşımlar dikkate alınarak, tabakalı kompozit malzemelere etkisi araştırılıp yorumlanmıştır.

Onal ve Adanur (2001) yaptıkları çalışmada, Cam/grafit-epoksi takviyeli kumaş dokuma hibrit kompozit malzemelerin mekanik özelliklerini değerlendirmişlerdir. Deneylerinde aynı hacim oranına (V_f) sahip üç farklı malzeme konfigürasyonu kullanmışlardır. Darbe ve gerilme-şekil değiştirme davranışı üzerinde üretim parametrelerinin etkisi araştırılmıştır. ANOVA analizi mekanik özelliklere her parametrenin etkisini ve parametreler arasındaki ilişkileri bulmak için kullanılmıştır. Kompozit ve hibrit birleşim kalınlığının stres-gerilme ve darbe özellikleri üzerinde bir etkisi olmamıştır. Tabakalı yapıların hasar mekanizmaları değerlendirilmiştir. Hibrit ve cam yapılar arasında farklı hasar davranışı gözlenmiştir. Belirgin delaminasyon bölgeleri bazı örnekler ile gözlenmiştir. Tanım değişkenleri ve mekanik özellikleri için regresyon modelleri oluşturulmuştur.

Karakaya ve Soykasap (2008) yaptıkları çalışmada, epoksi yapıştırıcıyla birleştirilmiş polimer matrisli dokumalı kompozitlerin eğilme halindeki davranışı deneysel olarak araştırmış ve sonlu eleman metodu ile modellemilerdir. Çalışma esnasında kullanılan epoksi yapıştırıcı BMS 5-101 tipi film yapıştırıcıdır ve kullanılan dokumalı cam ise kompozit $(0/45/90/-45)_2$ şeklinde dizilmiştir. Sonlu eleman modeli ile yapılmış elemanlardaki gerilmeler, oluşacak hasar durumları irdelenmiş ve sonuçlar deneysel çalışma ile karşılaştırılmıştır. Tek bindirmeli olarak yapıştırılmış dokumalı kompozit yapının yapıştırma bölgesindeki kayma gerilmesinin hasara olan etkisi incelenmiştir. Üç nokta eğme deneyi esnasında numunede oluşan eğrilik yarıçapı belirlenmiş, oluşan hasarın kritik eğrilik yarıçapı

ile olan ilişkisi araştırılmıştır. Ayrıca yapıştırma bölgesi yakınında oluşan kayma gerilmeleri tabaka yerleşim durumuna bağlı olarak karşılaştırılmıştır.

Onal ve Adanur (2002) yaptıkları çalışmada, dikişli kompozit malzemelerin mekanik özelliklerini dizi yığın etkisi ve düşük hızlı darbe etkileri için incelemişlerdir. Testler farklı hibrit yapılar ve farklı katman açıları ile aynı hacim oranına sahip numunelere uygulanmıştır. Karbon takviyeli yapılarda cam fiber birleştirmelerin darbe özellikleri geliştirilmiş ve hataya yol açan gerilmeler artmıştır. Hasarlı katmanların, gerilme hata mekanizmalarının takviye özelliklerinden etkilendiği görülmüştür.

Sayer ve Bektaş (2009) yaptıkları çalışmada, karbon-cam elyaf/epoksi (hibrit) kompozitlerin sıcaklık ve artan darbe enerjisi altındaki darbe davranışlarını incelemişlerdir. Bununla ilgili olarak iki tip tabaka dizilim açısına sahip, 8 tabakalı hibrit kompozit numunelere -20, 0, 20 ve 40° C sıcaklıklarında, numunelerde delinme oluşuncaya kadar darbe enerjisi uygulanmıştır. Hibrit kompozitlerin saplanma ve delinme sınır değerlerinin belirlenmesinde, darbe enerjisi ve absorbe edilen enerji arasındaki ilişkiyi göstermede kullanılan enerji profili diyagramı kullanılmıştır. Bunun yanı sıra, maksimum temas kuvveti (F_{max}), toplam çökme (d) ve maksimum temas süresi (t) gibi önemli darbe karakteristiklerinin sıcaklık geçişlerindeki değişimleri de sunulmuştur. Sonuç olarak, cam ve karbon fiberlerin -20° C'de, diğer sıcaklıklara göre daha çok gevrekleştiği görülmüş ve buna göre her iki tip hibrit kompozit için 20° C'de meydana gelen delinme sınırı diğer sıcaklıklara göre en yüksek değerde olduğu bulunmuştur.

Apalak ve Yıldırım (2011) yaptıkları çalışmada, yapışkanla bağlanmış benzer (Al-Al, Fe-Fe) ve farklı (Al-Fe, Fe-Al) üzerinde, enine düşük hızlı darbe davranışının üç boyutlu sonlu elemanlar metodu kullanılarak yapışkan kalınlığının etkisini araştırmıştır. Yapışkan levha kalınlığının arttırılması, plastik deformasyonu ve yapışkan tabakasının enine sapmasını azaltmıştır. Kalın bir yapışkan tabaka, yapışkan plaka ara yüzeyi boyunca, darbenin kinetik enerjisinde, daha kısa toplam temas zamanı, daha düşük bir plastik dağılım enerjisi elde edilmiştir. Daha alt tabakanın arka yüzünde ise küçük bir hasar alanında bir miktar artışa neden olduğu görülmüştür.

Kim ve Chung (2007) yaptıkları çalışmada, bir demiryolu aracının kompozit gövdesi için fabrika dokuma laminatın düşük hızda etki tepkisi incelemiştir. Boyutları 100 mm × 100 mm olan laminatlar için düşük hızlı darbe testleri 2,4 J, 2,7 J ve 4,2 J olmak üzere üç aşamada yapılmıştır. Bu test sonuçlarına göre, darbe kuvveti, absorbe edilmiş enerji ve hasar gören alan farklı enerji düzeylerine göre incelenmiştir. Hasar bölgesindeki görsel inceleme C-tarama ölçümü ile yapılmıştır.

Uyaner ve diğ. (2007) yaptıkları çalışmada, düşük hızlı darbeye maruz E-camı/epoksi tabakalı kompozitlerde plaka boyutlarının malzemede oluşan hasara etkilerini belirlemiştir. Tek yönlü takviyeli tabakalar $[0^\circ, -45^\circ, +45^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 0^\circ, +45^\circ, -45^\circ, 0^\circ]_s$ şeklinde düzenlenerek E-camı/epoksi tabakalı kompozit malzeme üretilmiştir. Darbe testleri özel olarak imal edilen düşey ağırlık düşürme test cihazı ile yapılmıştır. Darbe testlerinde, yarı küresel uçlu bir geometriye sahip 24 mm çapında vurucuyla yapılmıştır. Vurucu kütlesi 30 kg'dır. 2,5 m/s'lik çarpma hızında testler yapılmıştır. Çalışmalarda 180x50 mm, 180x100 mm, 180x150 mm boyutlarında karşılıklı iki tarafı serbest diğer iki tarafı ankastre kompozit levhalar kullanılmıştır ve darbe her bir levhanın merkezine yapılmıştır. Deneylemlerden elde edilen kuvvet zaman değişimleri ile bunlardan hesaplanan diğer değişimler grafikler halinde verilmiştir.

Yapıcı ve Yapıcı (2012) yaptıkları çalışmada, düşük hızlı darbeye maruz E-camı/epoksi kompozit levhaların dinamik cevabı sonlu elemanlar yöntemi kullanılarak araştırmışlardır. Darbe uygulanacak kompozit levha 140×140 mm ebatlarında, 16 tabakalı ve $[0^\circ, -45^\circ, +45^\circ, 0^\circ, 90^\circ, +45^\circ, -45^\circ, 0^\circ]_s$ oryantasyon dizilişine sahip ve kalınlığı 3 mm olacak şekilde modellenmiştir. Vurucu kütlesi 17 kg'dır. Darbe ucu 24 mm çapında ve yarı küresel uçlu bir geometriye sahiptir. Darbe testleri 2 m/s, 2,5 m/s, 3 m/s, 3,5 m/s, 4 m/s'lik çarpma hızlarında yapılmıştır. Kullanılan kompozit levha dört tarafı ankastre olarak ve üzerine uygulanan darbe levhanın merkezine gelecek şekilde uygulanmıştır. Yapılan sonlu elemanlar analizi sonucunda; hız-zaman, ivme-zaman, kuvvet-zaman, yer değiştirme-zaman ve kinetik enerji-zaman değişimleri grafikler halinde verilmiştir.

Ribeiroa ve diğ. (2011) yaptıkları çalışmada, sonlu elemanlar metoduna dayalı sayısal bir strateji tek bindirmeli yapıştırıcı kısımlarında gerilme dağılımını modellemek için geliştirmişlerdir. Birleştirme, epoksi yapıştırıcı tabakası tarafından tek yönlü karbon fiber takviyeli epoksi kompozitten oluşturulur. Deney parametreleri öngörülen sayısal doğrulamayı sağlamak için referans olarak kullanılmaktadır. Ayrıca, bindirme bölgesindeki kusurlar farklı tipler ile birleşme bölgesi hem iki boyutlu hem de üç boyutlu olarak sonlu elemanlar yöntemiyle modellenmiştir.

Reisa ve diğ. (2012) yaptıkları çalışmada, kevlar/epoksi kompozitinin hasar toleransını ve darbe davranışını incelemişlerdir. Darbe direncini arttırmak için dolgu maddeleri kullanılmış ve dolgu maddeleri eklendikçe maksimum darbe kuvvetinin arttığı görülmüş ancak çökme için tam tersi bir eğilim gözlemlenmiştir.

R. Karakuzu ve diğ. (2009) yaptıkları çalışmada, farklı sıcaklıklarda (20°C, -20°C ile -60°C) cam epoksi kompozitlerin darbe davranışını deneysel olarak incelemişlerdir. Darbe testleri Fractovis darbe test makinesinde 5,02 kg sabit çarpma yükü ile yapılmıştır. [0/90/45/-45]_s tabaka dizilimine sahip numuneler 5 J den 70 J e kadar çeşitle darbe enerjileriyle test edilmiştir. Maksimum temas yükü, maksimum sapma, maksimum temas süresi ve absorbe edilen enerji gibi darbe karakteristiklerinin varyasyonları rakamlarla ifade edilmiştir. Sonuçlar, ortam sıcaklığının, kompozit malzemelerin darbe yanıtını oldukça etkilediğini göstermiştir.

Bora ve diğ. (2009) yaptıkları çalışmada, sürekli karbon fiber takviyeli Polieterimid (PEI) matrisli kompozit malzemeler sarkaç tipi enstrumante edilmiş (Ceast - Resil 25) darbe test cihazı ile 0,54-0,94 J arasında değişen düşük hızlı ve enerjili darbelerle maruz bırakılmışlardır. Malzemelerin bu enerji seviyelerindeki darbe ve yorulma davranışları incelenmiştir. Çalışma kapsamında her biri 1 J den daha küçük olan üç farklı büyüklükteki darbeler numuneye farklı sıralamalar ile ve farklı sayılarda tatbik edilmiştir. Bu esnada numunedeki elastik ve plastik deformasyonlar, numunelerin her bir darbe altında absorbe ettiği elastik-plastik enerjiler ve toplam darbe sayıları incelenmiştir. Deformasyona uğrayan malzemelerin optik mikroskop ve taramalı elektron mikroskobu kullanılarak hasar analizleri gerçekleştirilmiştir.

Genel olarak, darbeler düşük hızlı veya yüksek hızlı olarak sınıflandırılırlar, fakat bu kategoriler arasında açık bir geçiş yoktur. Yapılan araştırmalar bu geçişin belirlenmesinde henüz net bir sonucun elde edilemediğini göstermektedir. Bu konuda yapılmış çalışmalardan bir kısmı düşük hızlı darbeyi-ki bunlar statikmiş gibi düşünülebilir- hedefin rijitliğine, malzeme özelliklerine ve çarpan cismin kütle ve rijitliğine bağlı olarak 1 ila 10 m/s arasında değişen hızlar olarak değerlendirilmesi gerektiğini savunmaktadır.

Düşük hızlı darbeye en basit örnek olarak kompozit malzeme üzerine imalat veya bakım esnasında kaza sonucu bir parçanın düşmesi verilebilir. Düşük hızlı darbeler normal olarak çarpışma temas anında malzeme içyapısında deformasyon oluşturan darbelerdir. Bazen düşük hızlı darbe, düşük enerjili darbe olarak da kullanılır. Düşük hızlı darbede, malzemenin içyapısında darbeye karşı cevap verebilmek için gerekli olan temas süresi yeterlidir ve sonuç olarak daha fazla enerji elastik olarak absorbe edilir. Bu nedenle hedefin dinamik yapısal cevabı çok büyük bir öneme sahiptir. Yüksek hızlı darbe cevabı malzeme boyunca yayılan gerilme dalgası tarafından hakim olunur ki bu durumda malzeme darbeye karşı cevap verebilme zamanına sahip olamaz ve çok küçük bir bölgede hasar oluşur. Cantwell ve Morton (1989) yaptıkları çalışmada, kompozit malzemenin darbe davranışını belirlemek için Charpy ve Izod gibi bilinen darbe deneylerini kullanmışlar ve düşük hızı “10 m/s’ e kadar olan hızlar olarak” sınıflandırmışlardır.

2. KOMPOZİT MALZEMELER

2.1 Kompozit Malzeme

Kompozit malzeme, iki ya da daha fazla sayıdaki, aynı veya farklı gruptaki malzemelerin en iyi özelliklerini, yeni ve tek bir malzemedeki toplamak amacıyla, makro düzeyde birleştirilmesiyle oluşturulan malzemeler olarak adlandırılır.

Her kompozitte iki tip malzeme; matris ve elyaf bulunmaktadır. Bu iki malzeme birbirinden farklı özelliklere sahip olup bir araya getirildiklerinde ise oluşan kompozit malzeme her ikisinden de farklı özellikler göstermektedir. Kompozit malzemelerde çekirdek olarak kullanılan bir elyaf malzeme ile bu malzemenin çevresinde hacimsel olarak çoğunluğu oluşturan bir matris malzeme bulunmaktadır. Bu iki malzeme grubundan, elyaf malzeme kompozit malzemenin mukavemet ve yük taşıma özelliğini, matris malzeme ise plastik deformasyona geçişte oluşabilecek çatlak ilerlemelerini önleyici rol oynamaktadır. Matris olarak kullanılan malzemenin bir amacı da elyaf malzemeleri yük altında bir arada tutabilmek, desteklemek ve yükü elyaflar arasında homojen olarak dağıtmaktır. Ayrıca matrisin plastik ve üstün sünekliği ile elyaflarda kırılma çatlaklarının yayılmasını önlemektir. Kompozit malzemelerde yüksek mukavemete sahip olan elyaf yapısıdır. Matrisin dayanımı, iyi olmayıp görevi elyafları bir arada tutarak üretilen parçanın şeklini vermektir.

Bir kompozit malzemenin üretiminde, uygun matris ve takviye çifti, üretim tekniği, optimizasyon, bileşenlerin mukavemet özellikleri ve diğer faktörler göz önüne alınarak istenilen özelliği elde etmek mümkündür.

Plastik deformasyonlar ve çatlaklar varsa elyaflara paralel olarak yönlerini değiştirir. Keza kompozit malzemeler genellikle matris malzemesine göre plastik, metal ve seramik matrisli kompozitler olmak üzere de üç ana gruba ayrılırlar. Kompozit malzeme, ince tek bir tabaka oluşturan matris malzemesi içine elyaflar,

whiskerler veya parçacıklardan, ayrıca değişik tabaka katmanlarından oluşan tabakalar ile değişik kompozitler oluşabilir.

Kompozit malzemeler genellikle kendi başlarına elde edilemeyen bileşenlerinin, en iyi özelliklerinin bir malzemede toplanması önemli avantaj meydana getirir (şahin 2009).

Kompozit Malzemelerin Avantajları;

- Yüksek dayanım
- Yüksek rijitlik
- Yüksek yorulma dayanımı
- Mükemmel aşınma direnci
- Yüksek sıcaklık dayanımı
- İyi korozyon direnci
- İyi termal ve ısı iletkenliği
- Düşük ağırlık,
- Estetik görünüm,
- Tasarım esnekliği,
- Kopma uzamasının metallere göre yüksek olmasıdır.

Kompozit Malzemelerin Dezavantajları ise;

- Üretimin zor olması
- Nem tutması
- Maliyetinin yüksek olması
- Geri dönüşümünün olmayışı
- Kırılma uzamasının düşük olması
- Metallere yapışmamları
- Kırılma uzamasının az olması (şahin 2009),

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

2.1.1 Matris Elemana Göre Kompozit Malzemeler

İçine yerleştirilmiş kuvvetlendirici elyafları katılaştığında belli bir formda tutacak ve toplam mukavemette de bir görev üstlenecek üniform dolguya matris denir. Matrisler, fiberlere göre genellikle düşük yoğunluk, rijitlik (stiffness) ve dayanıklılığa (strength) sahiptir. Matrisler, kırılğan (brittle), elastik veya plastik olabilir. En genel kullanıma sahip matrisler seramik, metal ve polimerlerdir. Her biri özel yararlar sağıp olduğı gibi limitasyonlara da sahiptir (Ekinci 2007).

2.1.1.1 Seramik Matrisli Kompozitler

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).

2.1.1.2 Metal Matrisli Kompozitler

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 ısı şoklarına karşı düşük hassasiyet gösterirler,
- Yüksek yüzey dayanıklılığı ve yüzeydeki dalgalanmalara karşı düşük hassasiyete sahiptirler,
- Yüksek elektrik ve ısı iletkenlik özellikleri mevcuttur.

Metal matrisli 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 matrisli kompozitler genelde iki bileşenden meydana gelmektedir. Bunlardan biri metal matris (genelde bir metal alaşımıdır) diğeri ise takviye malzemesidir (genel olarak bir metal arası bileşik bir oksit, bir karbür veya bir nitrür). Kompozitin üretilmesinde matris ve takviye malzemesi beraber olarak karıştırılırlar. Bir kompoziti elde etmek için başlangıçta farklı elemanlar seçilir; örneğin: metal matris ve takviye malzemesi. Tüm durumlar için matris bir metaldir. Ancak matris olarak saf metalin kullanılmasına çok nadir rastlanır. Genelde matris bir metal veya metal alaşımıdır (Ekinci 2007).

2.1.1.3 Polimer Matrisli Kompozitler

Termoset ve termoplastikler olarak iki gruba ayrılan polimer matrisler genelde sürekli fiberlerle kullanılır. Bunlardan en önemli olanları sürekli fiberlerle takviye edilen polyster ve epoksi reçine matrislerdir. Epoksi reçine matrisli kompozitlerin en önemli uygulamalarından biri havacılık uygulamalarıdır. Polimer matrisli kompozit malzemelerin kullanıldığı ortamlarda göz önüne alınması gereken en önemli faktörler sıcaklık ve nemdir. Polimer matrisli 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 ısı oluşum metodudur. Polimerlerde kullanılan takviye malzemelerinden en önemli olanları; cam, bor ve karbon fiberlerdir (Ekinci 2007).

2.1.2 Takviye Elemanına Göre Kompozit Malzemeler

Takviye elemanına göre kompozit malzemeler de kendi arasında beş gruba ayrılabilir. Bunlar aşağıdaki gibi sıralanabilir:

- 1 - Elyafli kompozitler
- 2 - Partikül takviyeli kompozitler
- 3 - Dolgu kompozitler
- 4 - Tabakalı kompozitler
- 5-Tekstil takviyeli kompozitler

2.1.2.1 Elyafli kompozitler

Bu kompozit malzeme ince elyafların matriks yapıda yer almasıyla meydana gelmiştir. Elyaf, boyları çaplarına göre çok büyük olan malzemelerdir ve matriks içine yerleşimi kompozit yapının mukavemetini etkileyen önemli bir unsurdur. Uzun elyafların matris içine birbirine paralel şekilde yerleştirilmeleri ile elyaf doğrultusunda yüksek mukavemet sağlanırken elyaflara dik doğrultuda oldukça düşük mukavemet elde edilir. İki boyutlu yerleştirilmiş elyaf takviyelerle her iki yönde de eşit mukavemet sağlanırken, matris yapısında homojen dağılmış kısa elyaflarla ise izotrop bir yapı oluşturmak mümkündür.

Elyafın mukavemeti kompozit yapının mukavemeti açısından çok önemlidir. Ayrıca, elyafların uzunluk/çap oranları arttıkça matris tarafından elyaflara iletilen yük miktarı artmaktadır. Elyaf yapının hatasız olması da mukavemet açısından çok önemlidir.

Kompozit yapının mukavemetinde önemli olan diğer bir unsur da elyaf matris arasındaki bağın yapısıdır. Matris yapıda boşluklar söz konusu ise elyaflarla temas azalacaktır. Nem emilimi de elyaf ile matriks arasındaki bağı bozan olumsuz bir özelliktir.

Elyafların cam elyaf, grafit elyaf, bor elyaf, kevlar elyaf, organik elyaf, seramik elyaf gibi çeşitleri mevcuttur. Bunlardan en yaygını ve çok kullanılanı cam, grafit ve organik elyaflardır (Yüce 2007).

Cam Elyaflar

Cam fiberler günümüzde termoset ve termoplastik matrislere takviye uygulamalarının neredeyse % 90'ında kullanılmaktadır ve endüstriyel açıdan üretilebilecek uzay araçları, denizaltı vb. birçok ürün vardır. Cam fiberlerin en eski ve hala en çok kullanılan şekli E camıdır. Diğer fiber çeşitleri de daha farklı özellikler istenildiğinde, örneğin S camı gibi özellikle yüksek mukavemete ihtiyaç duyulduğu durumlarda kullanılabilir.

E camı; alkali olmayan boron silikat olup, iyi elektrik yalıtımı sağladığı için, en çok kullanılan cam elyaftır. Mukavemeti oldukça yüksektir. Suya karşı da direnci oldukça iyidir.

C camı; oldukça iyi korozyon direncine sahip olmakla beraber mekanik özellikleri düşüktür. Kimyasal çözeltilere direnci yüksektir.

D camı; çok düşük dielektrik sabitine sahiptir. Bu nedenle yüksek performanslı elektrik uygulamalarında kullanılır. Mukavemeti diğer camlara göre daha düşüktür.

S camı; yüksek modüle sahip magnezyum ve alüminyum silikat içerir. Yüksek mukavemetli bir camdır. Rijitlik modülü E camına göre % 20 daha büyüktür. Kopma enerjisi yüksektir. Ayrıca yüksek sıcaklıkta oldukça iyi bir yorulma direncine sahip olması nedeniyle ile havacılık ve uzay endüstrisinde tercih edilir(Yüce 2007).

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.

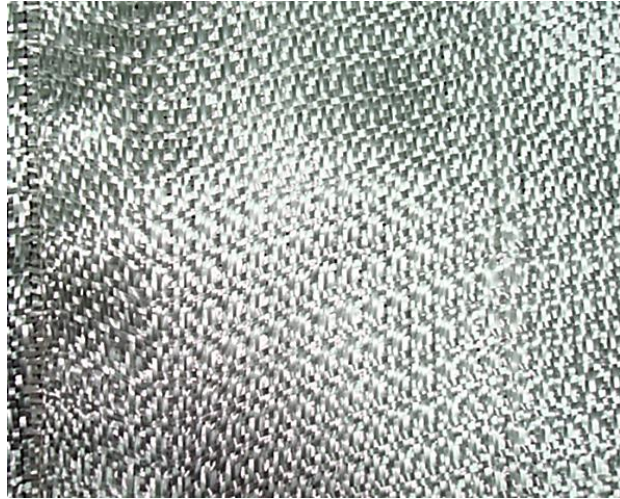
Keçe tipi cam elyaf: Belli uzunluklarda kırılan demetlerin belli bir boyda bir bağlayıcı ile bir araya getirilmesi sonucu elde edilir. Mukavemeti ve fiyatı kumaş tipi elyaftan daha düşüktür.

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).

Cam elyafların özellikleri aşağıda verilmiştir:

- Çekme mukavemetleri yüksektir, birim ağırlık başına düşen mukavemet çelikten daha yüksektir.
- Elektriği iletmezler. Bu özellik sayesinde elektrik yalıtımının ihtiyaç duyulduğu alanlarda kullanılırlar.
- Isıl dirençleri düşüktür. Yanmazlar ama yüksek sıcaklıkta yumuşarlar.
- Korozyona dayanıklıdır. Kompozitlerin aktikorozif özelliği, diğer üretim malzemelerinden üstün olan niteliklerinden biridir.
- Yanmaya karşı dirençli olmaları nedeni ile yüksek sıcaklıklara dayanabilirler.
- Kimyasal malzemelere karşı dirençlidirler (Kayrak 2002).

Şekil 2.1 de cam elyaf kesiti verilmiştir.



Şekil 2.1: Cam elyaf kesiti

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 matrislerle ve en yaygın olarak epoksi reçinelerle kullanılırlar. Ayrıca karbon elyaflar alüminyum, magnezyum gibi metal matrislerle de kullanılırlar (Kayrak 2002 ve Rouchan 1987).



Şekil 2.2: Karbon elyaf kesiti

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.

Önemli özellikleri:

- Yüksek çekme dayanımı
- Yüksek darbe dayanımı
- Yüksek aşınma dayanımı
- Yüksek yorulma dayanımı
- Yüksek kimyasal dayanım
- Kevlar elyaflı kompozitlerin cam elyaflı kompozitlere göre % 35 daha hafif olmasıdır (Kayrak, 1999).

Şekil 2.3 aramid elyaf kesiti verilmiştir.



Şekil 2.3: Aramid elyaf kesiti

Bor Elyafı

Bor elyafı, üstün gerilme, yüksek çekme mukavemetine (3,45 GPa), elastisite modülüne (416 GPa) ve ergime noktasına ve üstün mekanik özelliklere sahiptir.

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

2.1.2.2 Partikül takviyeli kompozit malzemeler

Partikül takviyeli kompozit malzemeler rijitlik ve mukavemette artış sağlayan küçük granül dolgu maddesi ilavesiyle şekillendirilerek üretilirler. Bir veya iki boyutlu makroskobik partiküllerin veya sıfır boyutlu olarak kabul edilen çok küçük mikroskobik partiküllerin matris 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).

2.1.2.3 Dolgu kompozit malzemeler

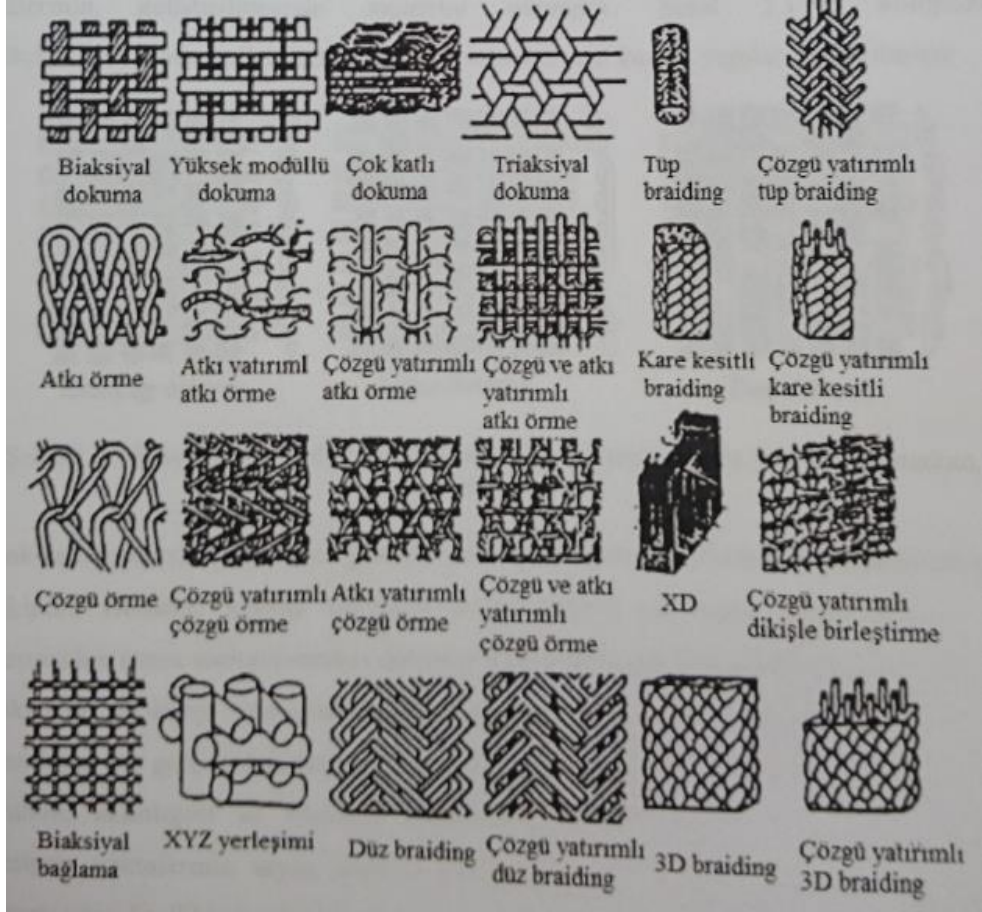
Dolgu kompozit malzemeler üç boyutlu sürekli bir matris malzemesinin yine üç boyutlu dolgu maddesi ile doldurulması veya comprenye edilmesi ile oluşan malzemelerdir. Düzgün petekler, hücreler veya süngere benzeyen gözenekli yapılar arasında metalik, organik veya seramik esaslı dolgu maddeleri yer alabilir.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

2.1.2.4 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.

2.1.2.5 Tekstil takviyeler

Tekstil takviyeleri, iki ve üç boyutlu (2D ve 3D) olmak üzere iki gruba ayrılmaktadır. Tekstil takviyelerinin; kolay işlem görme, şekillendirilebilme, tasarımda esneklik sağlayabilmeleri gibi avantajları bulunmaktadır. Dokuma (woven), örme (knitting), saç örgüsü (braiding), *dikim (stiched)* teknolojileriyle üretilen veya bunların kombinasyonları takviye malzemesi olarak kullanılabilir (Armakan 2010). Şekil 2.4 de iki ve üç boyutlu tekstil takviyeleri verilmiştir.



Şekil 2.4: İki ve üç boyutlu tekstil takviyeleri

2.2 Tekstil Takviyeleri

2.2.1 3D Örme

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

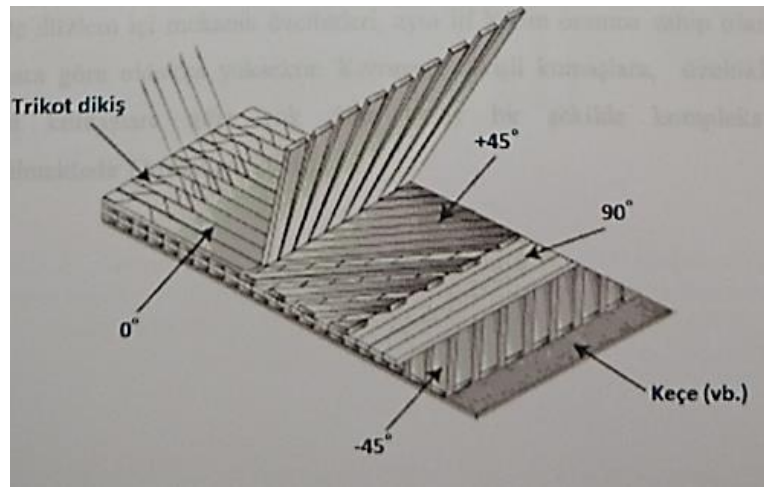
2.2.1.1 Çok eksenli çözgü örme (Non-crimp fabric)

Üç boyutlu örme yapılar, 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 dahil 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 çözümlü örme yapıların özellikle son yıllarda uygulama alanları hızla artmaktadır (Gündoğan, 2010).

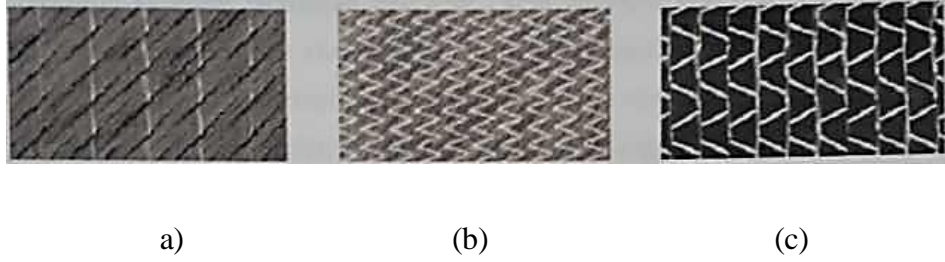
Çok eksenli çözümlü örme (Multi-Axial Warp Knitting) veya dikişle birleştirilmiş (stitch-bonding) isimlerinin her biri dokuma ve örmenin kombinasyonu olan bir üretim tekniği olarak bilinir, ancak üretilen kumaşın görünümüne göre yaygın olarak kullanılan adı kıvrımsız kumaşlardır (Tong ve diğ., 2002).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

Kıvrımsız dikişli kumaşlar, zincir ve triko ilmekleri ile birbirine bağlanan, çözümlü iplikleri (0°), atkı iplikleri (90°) ve çapraz ipliklerini ($\pm 45^\circ$) içermektedirler. Şekil 2.5 de kıvrımsız kumaşın şematik görünümü verilmiştir. Kaimlik yönünde kompozitin dayanımını arttıran bu yapılar özellikle tek yönlü (unidirectional) kumaşların yerini almaya başlamıştır (Armakan 2010).



Şekil 2.5: Kıvrımsız kumaşın şematik görünümü

Dikiş ipliği malzemesi olarak genellikle polyester kullanılır. Ancak, bazen keklar veya cam elyaf iplikler de kullanılabilir. Daha yüksek mukavemete sahip ipliklerin kullanılmasındaki amaç fibere dik doğrultudaki malzeme dayanımını 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 2.6'da 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).

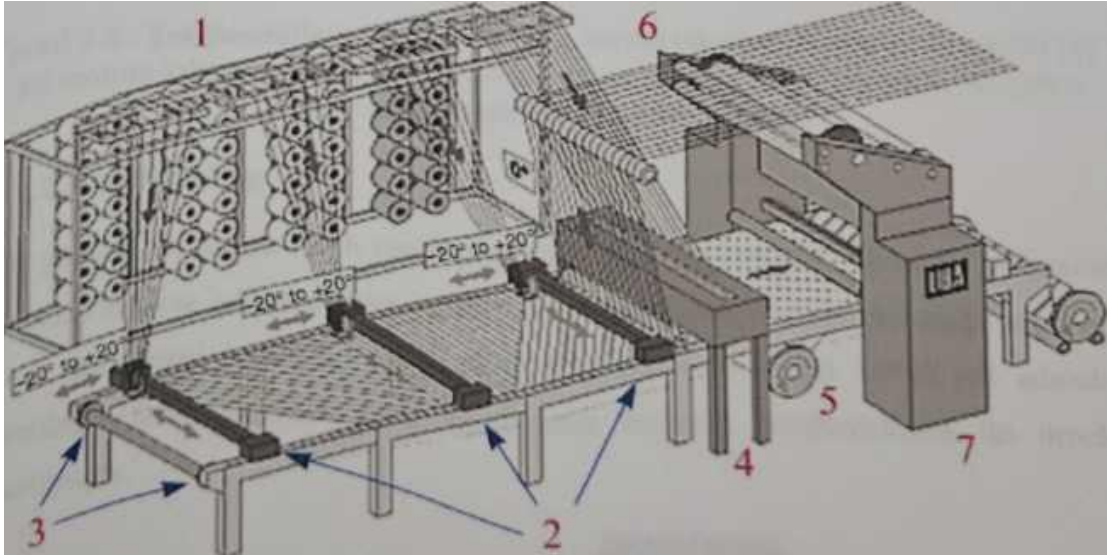


Şekil 2.6: Dikiş desenleri: (a) zincir dikiş, (b) triko dikiş ve (c) triko-zincir dikiş

Kıvrımsız dikişli kumaşlar özellikle yüksek performanslı yatlar ve rüzgar 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 çözgülü örme makineleri kullanılmaktadır. Bu makine bir seferde sekiz katmanlı kumaşları dikebilir ve mutlaka kumaşın en dış katmanı çözgü (0°) doğrultusunda olmalıdır. Makine, genişliği 2,5 m olacak şekilde dikim yapabilir ve saatte 45 m üretim hızına çıkabilir. Şekil 2.7'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 dahil edilebilir ve yüzey tülü (veya keçe) gibi eklemeler de taşıyıcı rulolar (5) vasıtasıyla yapılabilir. Çözü (0°) doğrultusundaki fiberler, besleme kirişi (6) veya çağlık sisteminden serilebilir. Kumaşın birden fazla katmam çözgüli örme makinesi tarafından birbirine tutturulur. Bu makine, örme işlemi sürecinde elyaflara zarar vermeyen özel tasarlanmış keskin başlı iğnelere sahiptir (Tong ve diğ. 2002).



Şekil 2.7: 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: Çözgüli örme makinesi)

2.2.1.2 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, uniform 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 2.8’de şekillendirilmiş üç boyutlu örme kumaş takviyeli kompozit örnekleri verilmiştir.



(a)

(b)

(c)

(d)

Şekil 2.8: 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 ek

3. KOMPOZİT MALZEMELERDE DARBE

Darbe, etkili bir kuvvetin ani olarak, malzemenin bütününe veya bir kısmına uygulanması olarak tanımlanabilir (Karaca 2010). Birçok malzeme, darbe hasarına karşı düşük toleranslara sahiptir. Genelde mühendislik uygulamalarında imalat, montaj ve kullanım aşamasında dışarıdan gelebilecek herhangi bir darbeye karşı beklenmedik sonuçlar ortaya çıkabilir. Beklenmedik sonuçları engellemek için malzemelerin bu tip etkiler karşısında davranışının nasıl olacağını bilmesi istenir. Özellikle mühendislik uygulamalarında dışarıdan gelecek herhangi bir darbeye karşı beklenmedik sonuçların ortaya çıkmaması için, malzemenin en uygun davranışı verebilmesi gerekir. Çarpışan iki cismin yüzeyleri bir araya geldiğinde küçük bir temas alanında basınç yükselir. Temas süresince her bir anda, temas alanındaki basınç, yerel bir deformasyon ve ardından bir nüfuziyet (indentation) doğurur.

Darbe sırasında her bir anda, ara yüz veya temas basıncı çarpışan iki cisimde zıt doğrultularda etki eden bir etki veya tepki bileşke kuvvetine sahiptir, böylece cisimlerin birbirine geçmesine karşı direnir. Başlangıçta nüfuziyetin artmasıyla kuvvet de artar ve birbirine yaklaşan cisimlerin hızını azaltır. Darbe olayında belli bir anda temas kuvvetlerinin yaptığı iş her iki cismin süratinin sıfır olmasını sağlar ve neticede sıkışma sırasında biriktirilen enerji iki cismi birbirinden ayırmaya zorlar, sonunda bu cisimler birbirlerinden belli bir izafi hızla ayrılırlar. Katı cisimlerin arasındaki darbe de, çarpışma süresince etki eden temas kuvveti, iki cisim yüzeylerinin bir temas alanı oluşturması için gerekli yerel deformasyonların bir neticesidir (Yüce 2007).

Kompozitler birçok mühendislik alanında kullanılır ve yabancı cisimler tarafından darbeye maruz kalabilirler. Darbeden kaynaklanan hasar, üretim, bakım ve servis işlemleri sırasında ortaya çıkabilir. Kullanım sırasındaki darbeye örnek olarak uçağın kalkış ve iniş sırasında lastiklerin yüksek hız kazanmasından sonra pistten fırlayan taş ve küçük parçacıkların yaptığı darbe verilebilir. İmalat veya bakım sırasında kullanılan malzemeler yapı üzerine düşürülebilir. Bu durumda darbe hızları küçük fakat etkisi büyüktür. Kompozit yapılarda darbe, gözle muayenede belirlenemeyen iç hasarlar oluşturur. Bu iç hasar mukavemette azalmaya sebep olur

ve yük karşısında büyür. Bir parçanın mukavemeti, malzemede darbe sonucu oluşan görülmeyen hasar türleri ile önemli ölçüde değişebilir. Bu nedenle kompozit yapılar üzerine yabancı cisim darbelerinin etkileri anlaşılmalıdır ve tasarım aşamasında uygun önlemler dikkate alınmalıdır. Darbelerin kompozit yapıların performansına etkileri kompozit malzemelerin kullanımında kısıtlayıcı bir etkidir.

Kompozit malzemelerde bir darbe sonucunda oluşan hasar, çarpmanın türüne göre darbeye maruz kalmayan yüzeyde meydana gelebilir, iç yapıda oluşan delaminasyonlar (tabakalar arasında ayrılma) şeklinde başlayabilir. Kompozitler çok değişik modlarda hasara uğrayabilirler ve bu hasar modlarında parçanın yapısal bütünlüğünde ciddi bir değişiklik meydana gelmez. Genellikle gözle görülmeyen veya çok zayıf bir şekilde görülebilen hasarlar meydana gelir. Plastik matrisli kompozit malzemelerin hemen hemen tamamı kırılmalıdır, bu nedenle enerjiyi sadece elastik deformasyon ve bazı hasar mekanizmaları (matris kırılması, delaminasyon, fiber kopması v.b) sayesinde absorbe edebilirler, diğer bir deyişle enerjiyi soğurmada plastik deformasyonun katkısı hemen hemen hiç yoktur. Bu anlamda hasar direnç ifadesi, bir kompozit sistemde meydana gelen darbe hasarının miktarını ifade eder.

Tabakalı kompozit malzemede, eğer kalınlık boyunca bir takviye söz konusu değil ise, en büyük darbe hasarı enine doğrultuda oluşacaktır. Bunun en önemli nedenlerinden birisi, enine doğrultudaki malzeme elastik özelliğinin düşük olmasıdır. Kompozit malzemelerin bu darbe yüklerine karşı göstermiş oldukları cevap çok kompleksdir. Yüksek hızlı çarpmada malzeme üzerinde oluşan hasar, çarpışma temas bölgesindeki küçük bir bölgede yoğunlaşır.

Bu nedenle bir kompozit malzemenin enine hasar direnci nispeten zayıftır. Tabakalar arası gerilmeler (kesme ve normal) tabakalar arası mukavemetin düşük olmasından dolayı ilk kopmalara sebep olan gerilmelerdir. Darbe esnasında kompozit malzemeye aktarılacak enerjinin miktarı, malzemenin bu enerjiyi sönmleyebilmesi için oluşacak hasar modlarını belirleyecektir. Bu nedenle tabakalı bir kompozit malzemede darbenin oluşturacağı hasarı tahmin etmek için darbe hızının belirlenmesi çok büyük bir öneme sahiptir (Yüce 2007).

3.1 Darbe Deneyleri

Tabakalı kompozit malzemelerin darbe direncinin, bir cismin kompozit malzemenin enine doğrultusundaki darbesini simule eden deneylerde karakterize edilebileceği açıktır. Birçok deney tekniği darbe üretmek için kullanılırlar. Bununla birlikte kompozit malzemelerin darbe davranışını karakterize etmek için standart bir deney tekniği veya farklı ülkeler, kuruluşlar ve araştırmacılar arasında yaygın bir şekilde kabul edilen herhangi bir teknik mevcut değildir. Bu durum, farklı kaynaklardan sonuçların karşılaştırılacağı zaman, kompozit malzemelerin darbe cevabı için uygun bir model geliştirme girişimleri için problem oluşturmaktadır. Bu olumsuzluklara rağmen kompozit malzemelerin darbe dirençlerinin belirlenmesi amacıyla günümüzde aşağıdaki deney yöntem ve cihazları yaygın olarak kullanılmaktadır. Bunlar genellikle üç kategoride sınıflandırılabilirler;

1. Ağırlık düşürme deneyleri,
2. Sarkaç deneyleri (Izod ve Charpy),
3. Hava veya gaz silah deneyleri (düşük hız veya balistik deneyler) (Mallik 1990).

Bu deney yöntemlerinden en çok kullanılan, ağırlık düşürme deney yöntemi, kompozit malzemelerin darbe için tercih edilen yöntem olmaya başlamıştır. Bunun en önemli sebebi daha geniş bir alanda deney parametrelerinin belirlenmesi mümkündür ve sonuçlar çok daha kolay analiz edilebilmektedir. Bu cihazların bazıları yer değiştirmeyi veya ivmelenmeyi ölçmektedirler. Bu sonuçlar, darbe yükü-zaman ve darbe enerjisi-zaman değişimlerine dönüştürülebilir. Bunlar sayesinde, en uç noktadaki yük ve absorbe edilen enerji gibi özellikler malzemede meydana gelen kırılma işlemiyle ilişkilendirilebilirler. Şekil 3.1 de ağırlık düşürme deney düzeneği verilmiştir.



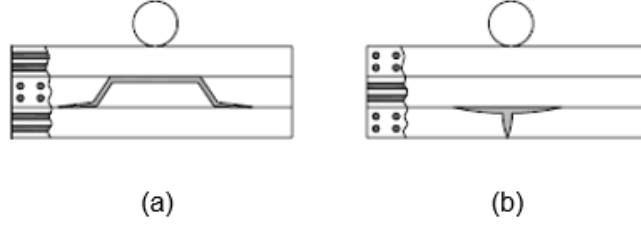
Şekil 3.1: Ağırlık düşürme deney düzeneği

3.2 Kompozit Malzemede Darbe Sonucu Oluşan Hasar Türleri

Kompozit malzemelerde meydana gelen hasar tipleri klasik malzemelere göre çok daha yavaş yayılır. Dolayısıyla kompozitlerin yorulma ömürleri klasik malzemelere göre daha yüksektir. Meydana gelen hasar tipleri aşağıdaki gibidir.

3.2.1 Matris Kırılması

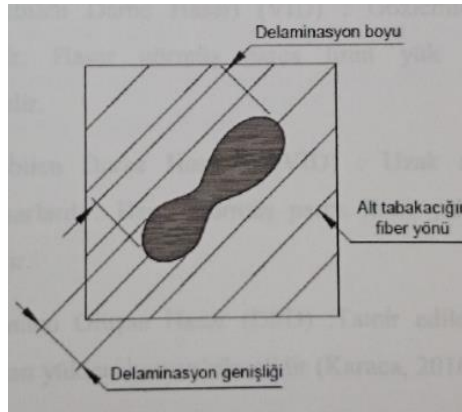
Tabakalı kompozit plaklarda en çok görülen hasar tipi matris kırılması hasarıdır. Kırılma bası gerilmesi ve kesme gerilmeleri nedeni ile fibere paralel meydana gelir. Matris kırılması daha çok epoksi gibi gevrek olan malzemelerde görülür. Matris hasarı ayrıca fiber ve matris ara yüzeyi arasındaki bağın kopması şeklinde de oluşur. Matris elyaftan daha az şekil değişimine sahip olduğundan darbeli kırılma matriste başlayacaktır. Matris kırığı tabaka elyaf yönlenme açısına bağlıdır. Matris kırığı hasarlı tabakadaki elyaf yönlenme açısına paralel yayılır. Tek yönlü fiberlerden oluşmuş tabakalarda genellikle fiber doğrultusuna paralel düzlemlerde oluşur. Literatürde çekme gerilmelerinin ve kayma gerilmelerinin neden olduğu iki tip matris kırığı söz konusudur. Bunlar Şekil 3.2.'de gösterilmiştir.



Şekil 3.2: a) Kayma gerilmesi ve (b) çeki gerilmesinin neden olduğu matris kırıkları

3.2.2 Tabaka Ayrılması (Delaminasyon)

Delaminasyon, aynı katman grubundaki tabakalar arasında değil, farklı fiber oryantasyonlarına sahip tabakalar arasında matris bakımından zengin bölgede meydana gelen bir kırılmadır. Tabakalı kompozit malzemede katmanlar arasındaki farklı fiber yönelmelerinden dolayı bu katmanların eğilme rijitlikleri farklılık gösterir. Delaminasyonun en önemli sebebi; tabakalar arasındaki bu eğilme rijitlik farklılığı ve eğilme kaynaklı gerilmelerdir. Matris kırılması delaminasyonun başlaması açısından gerekli bir faktördür. Matris kırılması ve delaminasyon arasında sıkı sıkıya bir ilişki bulunmaktadır. Delaminasyonlar, tabakalar arası ara yüzey bölgesinde meydana gelirler. Deneysel çalışmalar delaminasyonun farklı lif yönlerine sahip birbirine komşu iki tabakacık arasında meydana geldiğini göstermektedir. Genel itibariyle delaminasyon Şekil 3.3’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).

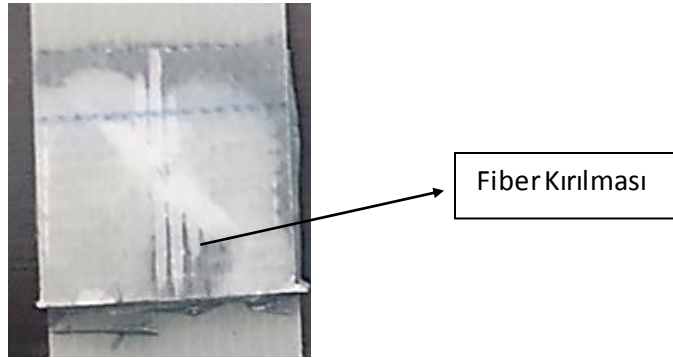


Şekil 3.3: Tipik bir delaminasyon örneği

3.2.3 Fiber Kırılması

Hasar modlarından bir diğeri olan fiber kırılması, genellikle matris kırılması ve delaminasyondan çok daha sonra meydana gelir.

Fiber kırılması kompozit tabakanın içerisinde bulunan elyafların kırılmasıdır. Fiber kırılması plakanın eğilmesi neticesi en alt tabakanın yüzeyinde (yüksek çekme gerilmeleri nedeniyle) Şekil 3.4'teki gibi gözle görülebileceği gibi matris kırılmasını (lokal kayma gerilmeleri nedeniyle) takiben plakanın iç kısmında da görülebilir. Fiber kırılmasına neden olan en önemli iki faktör; yüksek lokal gerilmeler ve nüfuziyetin oluşturduğu etkilerdir. Bu olay çarpan cismin hemen altında gelişir. Fiber kırılmaları elyaf/matris ara yüzeyi yapışma özelliğinin azalmasıyla artar. Plakanın tamamen hasara uğraması ancak tüm elyafların kırılması ile mümkün olur. Fiber kırılması başladığında plakanın yük taşıma kapasitesi tamamen bitmemiştir. Çünkü plakanın diğer tabakacıklarında yükü taşıyabilecek elyaflar hala vardır. Yük taşıma kapasitesinin tamamen bitmesi plakanın tüm elyaflarının hasara uğraması ile olur.



Şekil 3.4: Bindirme numunelerinde fiber kırılması

3.2.4 Nüfuziyet

Nüfuziyet, hasarın makroskobik bir modudur ve çarpan cismin malzemeye tamamıyla nüfuz etmesine müsaade eden, fiberin kritik bir uzamaya ulaştığı zaman meydana gelir. Nüfuziyetin meydana geldiği darbeler esas olarak balistik ve üzeri hız düzeylerindeki darbeleri oluşturmaktadır. Fiberlerin tek yönlü olduğu katmanlarda matris kırılmalarını tahmin etmek oldukça kolaydır. Delme için gerekli olan darbe enerjisi eşiği örgülü kompozit malzemeler için kalınlığın artmasıyla hızlı bir şekilde

artmaktadır. Balistik hızda meydana gelen darbe olayında kompozit malzemede nüfuziyetin olduğu bölgeden (genellikle çarpan cismin büyüklüğünde bir bölgedir) bir parça kesilip dışarı çıkar. Malzemedeki bu parçanın kopup dışarı çıkartılmasıyla soğurulan enerji, toplam olarak soğurulan enerjinin büyük bir kısmını oluşturur (tabaka kalınlığına bağlı olarak % 50-60) (Cantwell 1989).

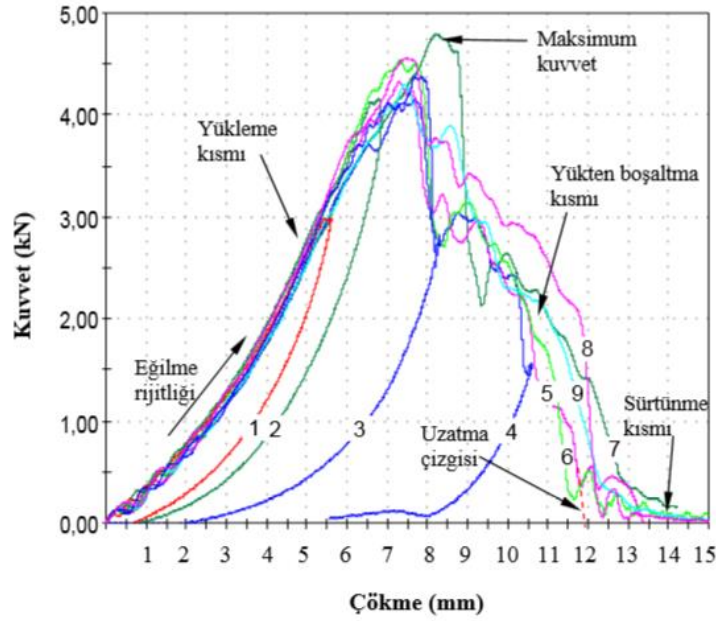
3.3 Kompozit Malzemelerin Darbe Davranışlarının Belirlenmesi

Darbe deneylerinde numuneler üzerine artan darbe enerjisi olarak uygulanmasıyla darbe cihazından kompozit plakaların darbe davranışlarını gösteren birçok grafik ve sonuç elde edilebilmektedir. Bu grafikler, kompozitlerin darbe davranışına ait vurucunun numune yüzeyinden geri sekmesi (rebounding), vurucu ucunun numuneye saplanması (penetration) ve vurucunun numuneyi delip geçmesi (perforation) gibi üç özel durumun anlaşılmasını sağlamaktadır. Bunlardan kuvvet-çökme (F-d), kuvvet-zaman (F-t), çökme-zaman (d-t), absorbe edilen enerji-zaman (E-t) gibi kompozitin darbe karakteristiğini belirlemede kullanılan grafikler elde edilebilir (Sayer 2009).

3.3.1 Kuvvet-Çökme (F-d) Eğrileri

Kuvvet-çökme (F-d) eğrileri darbe olayı esnasındaki kompozit plakalara ait darbe davranışını belirlemede kullanılan grafiklerden bir tanesidir. Şekil 3.5'te artan darbe enerjisi altında, kuvvetin çökmeye karşı değişimini gösteren bir F-d grafiği görülmektedir. Her bir eğri yüklemeye bir artma kısmına, ulaşılan bir maksimum kuvvet değerine ve yükten boşaltmada da bir azalma kısmına sahiptir. Kuvvet-çökme eğrisinde artma kısmı darbe yüküne karşı numunenin göstermiş olduğu dirençten dolayı eğilme rijitliği olarak adlandırılır. Artan darbe enerjisi altında oluşan bu eğriler kapalı tip ve açık tip eğri olarak iki kısma ayrılır. Kapalı tip eğri vurucunun numuneye temas etmesinden sonra vurucunun numune yüzeyinden geri sekmesiyle oluşan eğrilerdir. Yani uygulanan darbe enerjisinin büyük bir kısmı numune tarafından absorbe edilmiş ve absorbe edilmeyen enerjide vurucunun geri sekmesi

için kullanılmıştır. Buna göre şekilden de görüleceği üzere ilk üç numune için oluşan eğriler kapalı tip eğrilerdir.



Şekil 3.5: Artan darbe enerjisi altında oluşan kuvvet-çökme (F-d) eğriler

Darbe enerjisi arttırıldığında, geri sekme kısmı azalırken kapalı tip eğri genişler ve çökme de artar. Şekil 3.5'ten de görüleceği üzere numune 4, kapalı tip bir eğri olmasına rağmen kapalı tip egriden açık tip eğriye geçiş noktasında bulunmaktadır ve darbe enerjisinin daha da arttırılmasıyla eğri tipi kapalı tip den eğri açık tip eğriye dönüşür. Eğer bir eğri açık tip ise vurucu numuneye ya saplanmıştır ya da numune delinmiştir. Buna göre numuneye saplanan vurucu numune kalınlığı boyunca aşağı doğru hareket eder ve artık numune yüzeyinden geri sekme meydana gelmez. Dolayısıyla, şekilden de görüleceği üzere numune 5 etrafında ya saplanma ya da delinme meydana gelmiştir.

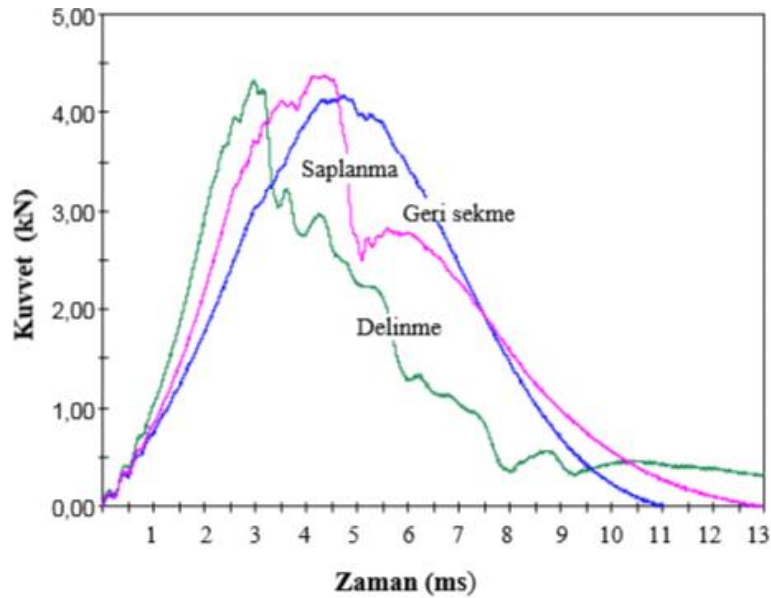
Darbe enerjisi daha da arttırıldığında vurucu numuneye saplanır, numune kalınlığı boyunca hareket eder ve sonunda da numuneyi delerek alt yüzeyden çıkar yani delinme olayı gerçekleşmiş olur. Şekil 3.5'ten de görüleceği üzere kuvvet-çökme eğrisinde numune 6, 7, 8 ve 9 vurucu tarafından delinmiş numunelerdir. Eğrilerin uç kısımlarına bakılacak olursa, yatay eksenin sonuna doğru kapanan bu kısım numune ve vurucu arasında sadece sürtünme meydana gelmesinden dolayı oluşan sürtünme kısmını ifade etmektedir. Dolayısıyla ulaşılan bu darbe enerjisinden

sonra darbe enerjisi ne kadar arttırılırsa arttırılsın kompozitin daha fazla darbe enerjisini absorbe edemeyeceği anlaşılmaktadır (Sayer 2009).

3.3.2 Kuvvet-Zaman (F-t) Eğrileri

Şekil 3.6’da numune yüzeyinden geri sekme (rebounding), vurucu ucunun numuneye saplanması ve vurucunun numuneyi delip geçmesi gibi üç özel duruma ait kuvvet-zaman (F-t) grafiği görülmektedir.

Şekilden de görüldüğü üzere düşük enerjili darbelerde (örneğin geri sekme eğrisi gibi), eğri parabolik bir eğridir ve dağ’a benzeyen bir şekle sahiptir. Uygulanan darbe enerjisinin artmasıyla meydana gelen kuvvet de artmakta, saplanma ve delinme eğrilerinde de görüldüğü üzere maksimum kuvvet değeri de hemen hemen sabit bir değer olmaktadır. Numunede delinme meydana geldiğinde kuvvetin sıfır olması gerekir ama şekilden de görüleceği üzere vurucu ve numune arasında sürtünme meydana geldiğinden eğrinin uç kısmı yatay eksene paralel ilerlemiştir (M. Sayer 2009).



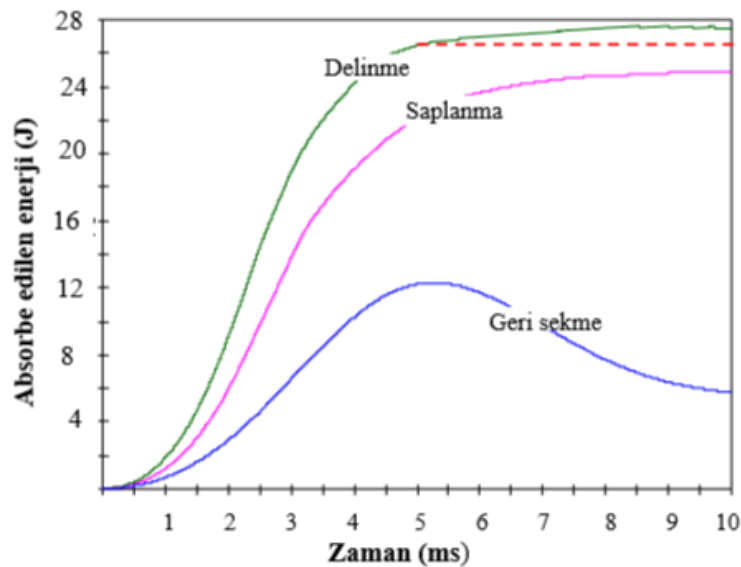
Şekil 3.6: Kuvvet-zaman (F-t) eğrileri

3.3.3 Absorbe Edilen Enerji-Zaman (E-t) Eğrileri

Şekil 3.7’de numune yüzeyinden geri sekme, vurucu ucunun numuneye saplanması ve vurucunun numuneyi delip geçmesi gibi üç özel duruma ait absorbe edilen enerji-zaman (E_a-t) grafiği görülmektedir.

Absorbe edilen enerji, kuvvet-çökme (F-d) eğrisinin altında kalan alandan hesaplanmaktadır. Vurucunun numune yüzeyinden geri sekmesi durumunda vurucunun sahip olduğu enerjinin hepsi numune tarafından absorbe edilemez ve absorbe edilemeyen darbe enerjisi de vurucunun numune yüzeyinden geri sekmesi için harcanır. Vurucunun numuneye saplanması durumunda ise vurucunun sahip olduğu darbe enerjisinin hepsi numune tarafından absorbe edilir ve eğrinin son kısmı şekilden de görüldüğü üzere hemen hemen yatay olarak devam eder.

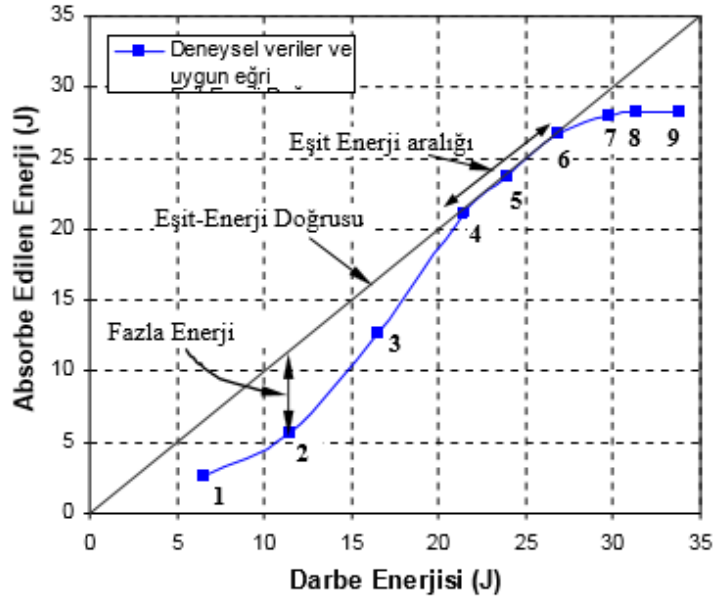
Vurucunun numuneyi delip geçmesi durumunda ise, vurucu ile numune arasındaki sürtünme kısmının altında kalan alanın da darbe cihazının programı tarafından hesaplanan absorbe edilen enerji miktarına katılmasından dolayı eğrinin yukarı doğru yönlendiği Şekil 3.7’de görülmektedir. Bu sürtünme kısmının altında kalan alanın toplam absorbe edilen enerji miktarından çıkarılması gerekir. Buna göre, numune tarafından absorbe edilen enerji değeri ise şekilde görülen kesikli çizginin yaklaşık olarak denk geldiği enerji değeridir (Sayer 2009).



Şekil 3.7: Absorbe edilen enerji-zaman (E-t) eğrileri

3.3.4 Enerji Profili Diyagramı (EPD)

Şekil 3.8’de deneysel verilerden elde edilen değerlere göre çizilen örnek bir enerji profili diyagramı görülmektedir. Şekilden görüldüğü üzere, diyagram üzerine darbe enerjisi ve absorbe edilen enerji arasındaki ilişkiyi göstermek ve enerji değerleri arasındaki farkı daha kolay anlayabilmek amacıyla köşegen bir çizgi çizilmiştir. Bu köşegen çizgiye eşit enerji doğrusu adı verilir. Ayrıca deneylerden elde edilen bütün veriler (numunelerin darbe enerjisi ve absorbe ettikleri enerjilere göre) temel alınarak veri noktaları arasındaki ilişkiyi göstermek amacıyla en küçük kareler metoduna göre uygun bir eğri çizdirilerek veriler arasındaki ilişki sağlanmıştır.



Şekil 3.8: Enerji profil diyagramı

Diyagrama göre, ilk dört numunenin verilerine ait eğrinin eşit enerji doğrusu altında kalması, vurucunun numune yüzeyinden geri sektğini ve burada bir fazla enerji (excessive energy) olduğunu ifade etmektedir. Bu fazla enerji darbe enerjisi ve absorbe edilen enerji arasındaki farktır ve her deney sonunda vurucuda kalan enerji olduğundan vurucunun numune yüzeyinden geri sekmesi için kullanılmaktadır (Liu 2004). Dördüncü numuneden itibaren ise numuneye saplanma sınır değerine yaklaşıldığı görülmektedir. Bu kısma kadar elastik olan darbe neticesinde hasar darbenin olduğu noktada meydana gelir. Darbe enerjisinin artmaya devam etmesiyle

de hasar alanı büyüyerek, tabakalar arası ayrılmanın ve fiber kırılmalarını meydana geldiği bir hasara dönüşür.

Eşit enerji doğrusu üzerindeki dördüncü numunenin bulunduğu konum darbe enerjisi ve absorbe edilen enerjinin hemen hemen birbirine eşit olduğu ilk noktayı ve numuneye saplanma sınır değeri konumunda bulunulduğunu göstermektedir. Buna göre, numuneye saplanma sınır değeri (penetration threshold) eşit enerji doğrusu üzerinde darbe enerjisinin absorbe edilen enerjiye ilk eşit olduğu nokta olarak tanımlanmaktadır. Numuneye saplanma sınır değerinde vurucu ucu numuneye saplanır ve artık bundan sonra numune yüzeyinden geri sekme meydana gelmez. Dördüncü ve altıncı numuneler arası ise eğrinin hemen hemen eşit enerji doğrusu üzerinde olmasından dolayı da bu kısım eşit enerji aralığı olarak adlandırılır. Bu kısımda da numune kalınlığı boyunca fiber kırılmaları meydana gelir ve kompozitin rijitliği düşer.

Numune 6 ise, kompozit için delinme sınırını (perforation threshold) temsil eder. Numune delinme sınırında ise vurucu numuneyi delip geçer ve artık bu noktadan sonra absorbe edilen enerji hemen hemen sabit kalır veya numunede farklı hasar oluşumları neticesinde çok az bir enerji artışı olabilir. Bu enerji seviyesinde numunenin delinme bölgesine girildiğinden vurucu ve numune arasında sadece sürtünme vardır ve bundan sonra enerji ne kadar arttırılırsa arttırılsın artık numunede meydana gelen hasardan daha fazla bir hasar meydana gelmez (Sayer 2009).

4. DENEYSEL ÇALIŞMALAR

4.1 Quadrxial Dikişli Cam Elyaf Kompozit Plakaların Üretilmesi

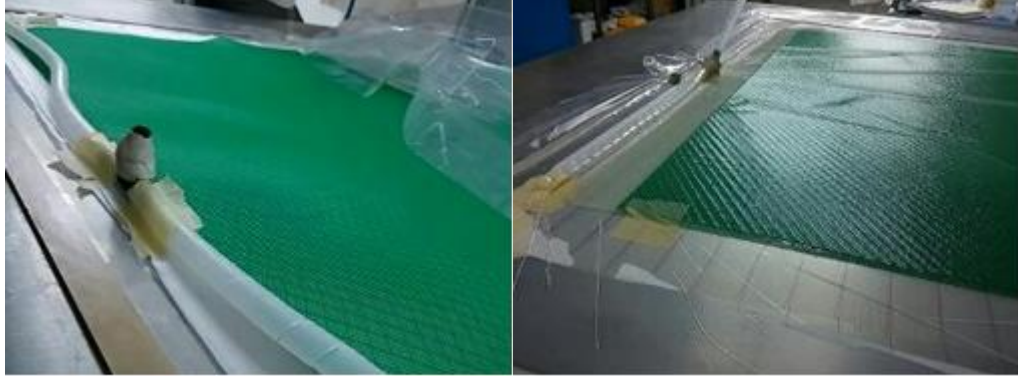
Bu çalışmada kullanılan kompozit malzemeler, METYX firması tarafından üretilen Q1000 E10 Quadrxial E tipi cam elyafıdır. Bu malzeme isminden de anlaşılacağı üzere kendinden dikişli ve dört tabakalıdır. Tabaka açıları $0^{\circ}/+45^{\circ}/90^{\circ}/-45^{\circ}$ 'dir. Tabakalar arasındaki ağırlıkça yönlenme, 0° yönünde 600 tex, 45° yönünde 300 tex, 90° yönünde 600 tex, -45° yönünde 300 tex ve dikiş miktarı 76 tex ve kompozit kumaşın ağırlığı 1000 g/m^2 dir.

Kompozit plakalar vakum destekli reçine infüzyon yöntemi ile üretilmiştir. Bu yöntemde, kumaşlar istenilen boyut, açı veya belirtilen oryantasyonlarda kesilmektedirler. İnfüzyon makinesinin ısıtıcı plakalarının üzerine ilk olarak ayırıcı film (release film) serilir ve etrafına sızdırmazlık bandı yapıştırılmıştır (Şekil 4.1). Sonrasında sırasıyla fiberler üzerine soyma kumaşı (peel ply), akış filesi ve vakum naylonu konulur. Spiral reçine dağıtıcı hortumlar yerleştirildikten sonra vakum naylonu sızdırmazlık bandı ile birleştirilerek sistem vakum uygulamasına hazır hale getirilir (Şekil 4.2).



Şekil 4.1: Tasarıma uygun dizilmiş kumaşlar

Peel ply (soyma kumaşı), güçlü ve ısıl direnci yüksek olarak dokunurlar. Bu kumaşlar daha sonraki yapıştırma ve işlemler için temiz ve düzgün bir yüzey elde etmek amacıyla tabaka yüzeyine yerleştirilir ve üst yüzeye de reçine akışını sağlamak için akış filesi yerleştirilir. Burada spiral hortumda reçine ve hava akışını sağlar.



Şekil 4.2: Vakum hortumlarının yerleştirilmesi

Kompozit plaka üretiminde matris malzemesi olarak **Huntsman** marka **Araldite LY-1564**, sertleştirici olarak yine aynı marka **Aradur 3487** kullanılmıştır. Epoksi ve sertleştirici ağırlıkça 100:34 oranında karıştırılmıştır. Üretilen kompozit plakada matris ve fiber oranı hacimsel olarak yaklaşık % 50 civarında hesaplanmıştır. Hesaplama ile ilgili denklem 4.1’de verilmiştir.

$$E_m V_m = E_f V_f + E_r V_r \quad (4.1)$$

Yukarıda verilen oranlarda karıştırılan reçine, vakum infüzyon üretim ünitesi önceden 50-60 °C'ye kadar ısıtıldıktan sonra vakum altındaki fiberlere verilmiştir. Vakum infüzyon ünitesinin önceden ısıtılması reçinenin viskozite değerini düşürerek reçinenin fiberleri en iyi şekilde ıslatarak tüm boşlukları doldurmasının sağlanmasıdır. Reçine ıslatma işlemini tamamen bitirdikten sonra sistemin vakum ve reçine hortumları kapatılarak yaklaşık 2 atm vakum altında bırakılmıştır (Şekil 4.3). Daha sonrasında vakum infüzyon sistemi 100 °C'de yaklaşık 2 saat çalışmaya ayarlanarak kompozit malzemenin kürlenmesi sağlanmıştır. Sonrasında sistem oda sıcaklığında açılarak sertleşmiş kompozit plaka üzerindeki akış filesi, peel ply sayesinde soyularak üzerinden çıkartılmıştır. Plakalar Şekil 4.4 de görüldüğü gibi 8 tabaka ve 16 tabaka olmak üzere iki farklı tabaka sayısında, 1,7 mm ve 3,4 mm olmak üzere iki farklı kalınlıkta üretilmiştir.



Şekil 4.3: Vakum işlemi

Üretilen kompozit plaka sayıları ve oryantasyonları aşağıda sunulmuştur.

8 tabakalı numune: $(0^\circ/+45^\circ/90^\circ/-45^\circ)+(-45^\circ/90^\circ/+45^\circ/0^\circ)$

16 tabakalı numune: $(0^\circ/+45^\circ/90^\circ/-45^\circ)+(-45^\circ/90^\circ/+45^\circ/0^\circ)+(0^\circ/+45^\circ/90^\circ/-45^\circ)+(-45^\circ/90^\circ/+45^\circ/0^\circ)$

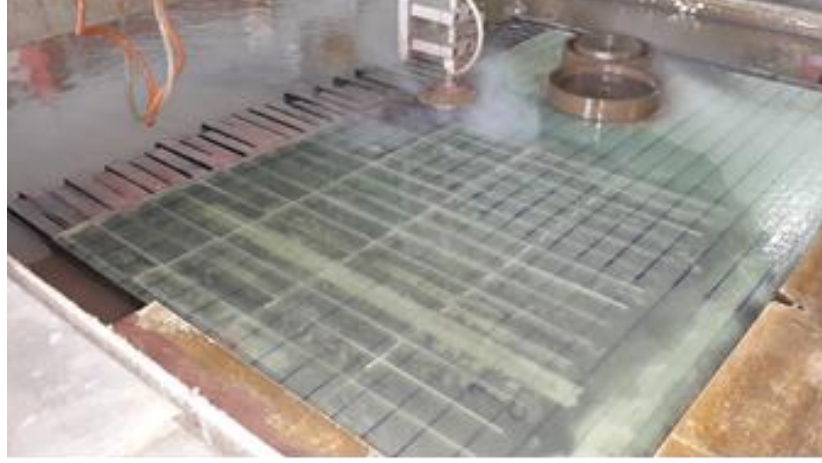
Son olarak bindirme numuneleri bu plakalardan su jeti yardımı ile kestirilerek çıkarılmıştır.



Şekil 4.4: Kompozit plaka

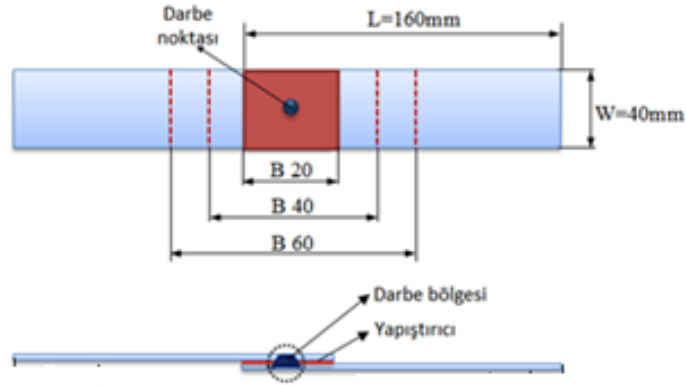
4.2 Numunelerin Hazırlanması

Kompozit malzemeler plaka halinde 500x1000 mm olarak üretilmiş ve 40 x 160 mm ebatlarına su jeti yardımıyla getirilmiştir. Su jeti numuneye en az zarar verecek şekilde, aşındırıcı bir toz yardımı ile numuneleri ısıtmadan kesim yapabilmektedir (Şekil 4.5).



Şekil 4.5: Su jeti ile bindirme numunelerinin kesilmesi

Üretilen bu kompozit malzemeler 8 ve 16 tabakalı olarak üretilmiştir. Kalınlıkları yaklaşık 1,7 mm ve 3,4 mm olarak ölçülmüştür. Bindirmenin önemi ve etkilerini inceleyebilmek için 20 mm (B 20), 40 mm (B 40) ve 60 mm (B 60) olmak üç farklı bindirme boyu göz önüne alınmıştır. Bindirme Boyu ‘B’ harfi ile ifade edilmiştir.

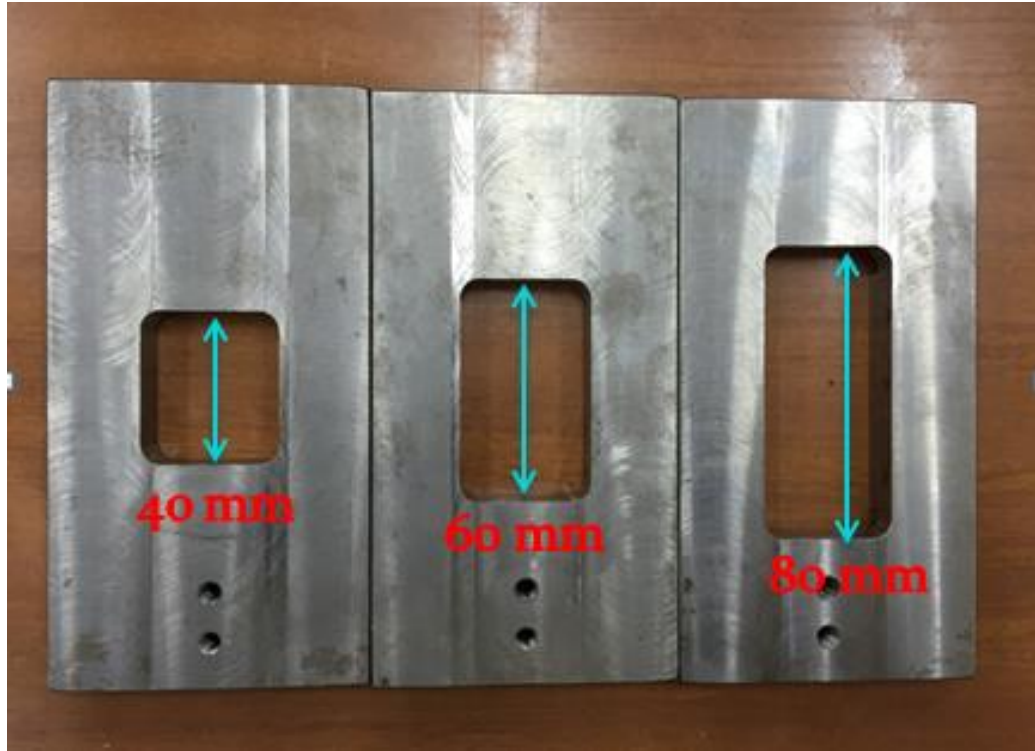


Şekil 4.6: Bindirme numunelerinin geometrisi

Numuneleri birbiri ile birleştirmek için 32 MPa çekme gerilmesine sahip Loctite marka 9461 A&B kullanılmıştır. Yapıştırıcı kalınlığı, bindirme kısmının üzerine ağırlık konarak 0,1 mm olarak ayarlanmıştır. Bindirme işlemi yapmadan önce iyi bir yapıştırma olabilmesi için yapıştırılacak yüzeyler aseton ile temizlenmiştir.

4.3 Deney Ekipmanı ve Yöntem

Darbeye sınır şartlarının etkisini inceleyebilmek için üç farklı kalıp yaptırılmıştır. Bu kalıplara dikdörtgen geometriye sahip bir kenarı numunenin eni ile aynı ebatlarda, diğer kenarları 40 mm (K 40), 60 mm (K 60) ve 80 mm (K 80) olacak şekilde kalıp boşlukları açılmıştır (Şekil 4.7). Kalıp boşluğu ‘‘K’’ simgesiyle ifade edilmiştir.



Şekil 4.7: K 40, K 60 ve K 80 ebatlara sahip kalıp tasarımı

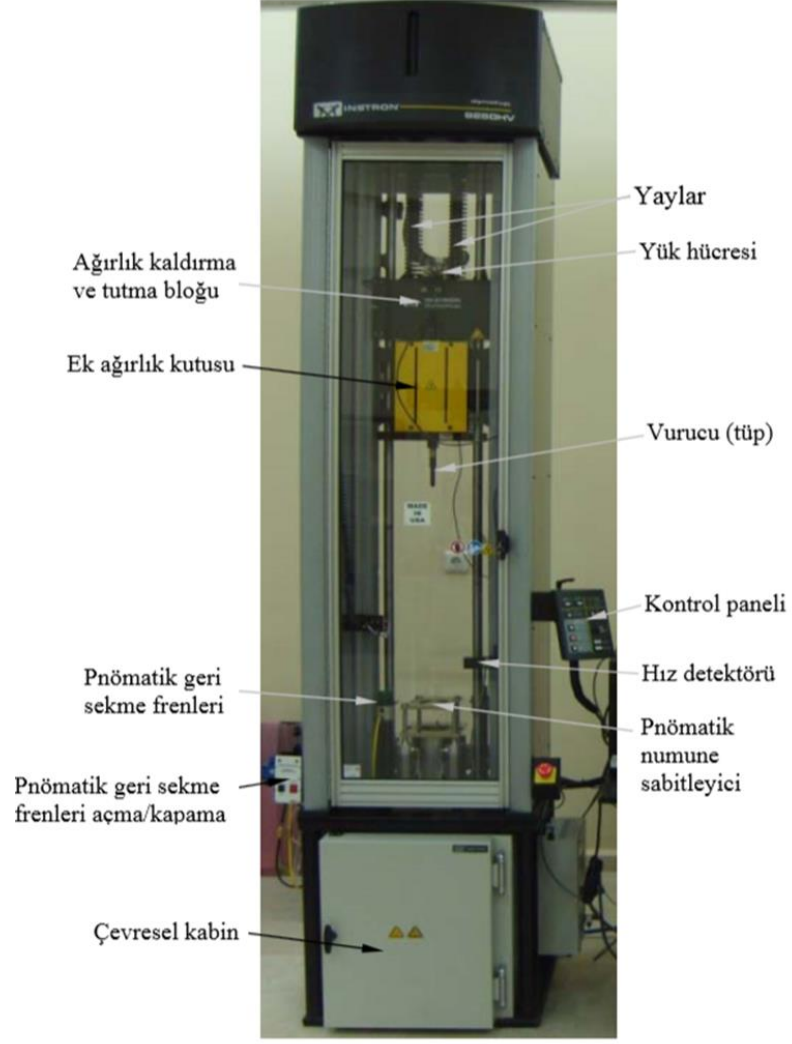
Darbe deneyleri Pamukkale Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Mekanik Araştırmalar Laboratuvarında, Şekil 4.8’de gösterilen

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. Deney cihazı ağırlık kutusuna ek ağırlık konmadan yay desteği ile 2,6 J–826 J arasında darbe enerjisi uygulayabilmekte ve ek ağırlıkların ilave edilmesiyle de 1603 J'e kadar darbe enerjisi uygulayabilmektedir. Ağırlığın düşürülebildiği maksimum fiziksel düşme yüksekliği 1,25 m ve yay desteği ile simüle edilebilen düşme yüksekliği ise 20,4 m dir. Yine aynı şekilde ağırlığın maksimum serbest düşme hızı 5 m/s iken yay enerjisi ile desteklenmiş durumda ise düşme hızı 20 m/s dir. Deney cihazının en alt kısmında bulunan çevresel kabin ise pozitif sıcaklıklar için +177 °C'ye ve sıvı nitrojen (LN2) ile de soğutma yapılarak -51 °C'ye kadar çevresel şartların oluşmasını sağlamaktadır.

Deney cihazı şekilde görüldüğü üzere ağırlık ve ekipmanlarını kaldırmada kullanılan bir çapraz kafaya ve üzerinde de bir yük hücresine sahiptir. Deney cihazının maksimum tüp kapasitesi ise 15,569 kN'dur. Darbe yükü, ağırlık kutusunun içine ek ağırlıklar konularak veya yay enerjisi desteği alınarak da arttırılabilmektedir. Ağırlık kutusunun altında bulunan vurucu ise numuneye darbenin yapılmasını ve yük sinyallerinin üretilmesini sağlar. Darbenin gerçekleşmesinden hemen sonra vurucu tarafından üretilen bu yük sinyalleri, sinyal şartlandırma birimi ile yük verileri olarak bilgisayara bağlı olan veri toplama kartına aktarılır. Bu veri toplama kartı da verileri, impuls veri elde etme yazılımına aktararak deney sonuçlarının düzenlenerek topluca veya ayrı ayrı grafik ve tablo olarak elde edilmesini ve aynı zamanda hesap yapılabilmesini sağlar.

Hız detektörü ise vurucu tarafından numuneye darbenin gerçekleşmesinden hemen önceki darbe hızını bir fotoelektrik-diod ve bayrak sistemi ile ölçerek sinyal şartlandırma birimi ile darbe hızının veri toplama kartına aktarılmasını sağlar.



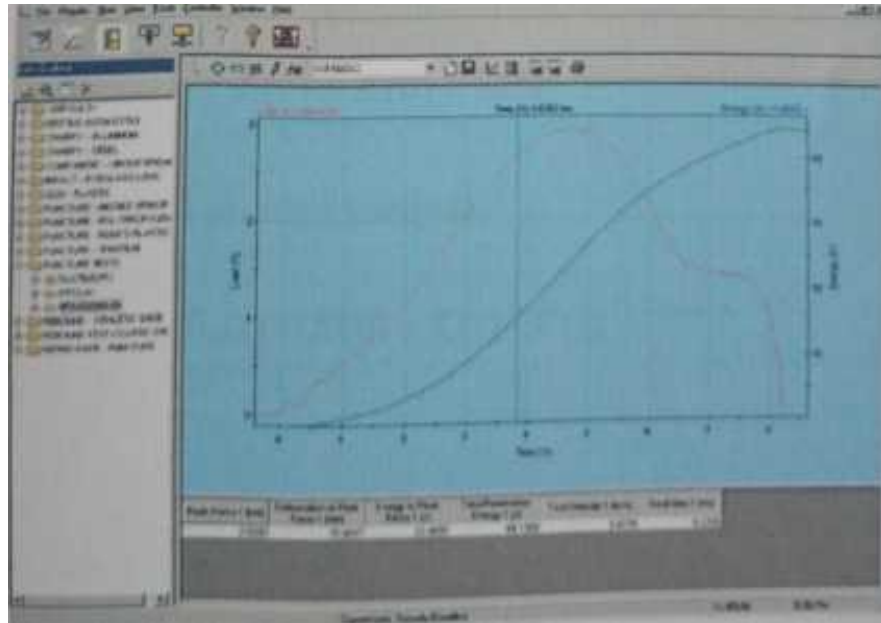
Şekil 4.8: Ağrlık düşürme deney cihazı

4.4 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 ağrlık düşürme deney cihazı Instron Dynatup 9250 data toplama sistemi ile donatılmıştır. Deney 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 üzerinde 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 olduğu 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 kullanmaktadır. Bu program numuneye ait tüm datayı takip edebilmek için kullanılır. Programa ait bir ekran resmi Şekil 4.9'da gösterilmiştir. Numunede vurucuya uygulanan kuvvet $F(t)$ sürekli ölçülmektedir. Buna göre (4.2)-(4.9) arası denklemler kullanılarak hız, yer değiştirme (çökme), ivme ve enerji denklemleri elde edilmektedir.



Şekil 4.9: İmpulse yazılımının grafik örneği

4.4.1 Hız, Yer Değiştirme (çökme), İvme ve Enerji Denklemleri

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

$$F(t) = mg - f(t) \quad (4.2)$$

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

$$a(t) = \frac{F(t)}{m} \quad (4.3)$$

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

$$v(t) = v_{imp} + \int_0^t a(t) dt \quad (4.4)$$

Yer değiştirme (çökme);

$$\delta(t) = d(t) \int_0^1 v(t) \quad (4.5)$$

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

$$E(t) = E_k(t) + E_p(t) + E_a(t) = \text{sabit} \quad (4.6)$$

$t = 0$ anında, $v(0) = 0$ ve $E_a = 0$ olduğundan, denklem 4.6'de verilen denklemdeki sabiti aşağıdaki gibi hesaplanabilir;

$$E(0) = K(0) = \text{sabit} \quad (4.7)$$

Buna göre enerji denklemi yeniden yazılırsa,

$$E_a(t) = K(0) - K(t) - V(t) \quad (4.8)$$

veya

$$E_a(t) = \frac{m}{2} v_{imp}^2 - (v^2(t)) - mg\delta(t) \quad (4.9)$$

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 değerlerim, ikizkenar yamuk kuralını uygulayarak hesaplar.

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 grafiğdir,
- Hız-zaman grafiği: Farklı darbe enerjilerinde hızın zamanla değişimini veren grafiğdir.
- Kuvvet-yer-değiştirme grafiği: Temas kuvvetine göre numunedeki yer değiştirmeyi veren grafiğden 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.
- Absorbe edilen enerji: Numunenin test sonuna kadar absorbe ettiği 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 boyunca 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 (çökme): Toplam yer değiştirme (çökme) kuvvetin 0 olduğu noktadaki numunenin toplam deformasyonudur.

4.4.2 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 sökülür,
- Hızı detektörü yukarı aşağı hareket ettirilerek, hız detektör bayrağının kenarının hız sensörünün orta ekseninden 5-6 mm aşağısına gelecek şekilde ayarlanır,
- Hız detektörü sabitlenir.

4.4.3 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 (çökme) grafikleri de elde edilebilir.

5. DENEY SONUÇLARI

5.1 Numuneler, DeneY Ekipmanı ve Yöntem

DeneYde kullanılan numuneler tek katlı ama kendinden 4 tabakalı malzemeler kullanılarak üretilmiş, daha sonra 8 tabakalı (2 katlı) ve 16 tabakalı (4 katlı) olarak iki farklı tabaka sayısında birleştirilmiştir. 20 mm (B 20), 40 mm (B 40) ve 60 mm(B60) olmak üzere üç farklı bindirme ele alınmıştır.

Darbede sınır şartlarının etkisini inceleyebilmek için üç farklı kalıp yaptırılmıştır. Bu kalıplara dikdörtgen geometriye sahip bir kenarı numunenin eni ile aynı ebatlarda, diğer kenarları 40 mm (K 40), 60 mm (K 60) ve 80 mm(K 80) olacak şekilde kalıp boşlukları açılmıştır. Şekil 5.1 'de deneY cihazına monte edilmiş 40 mm kalıp boşluğuna sahip kalıp örneği görölmektedir.



Şekil 5.1: K 40 kalıp

Her bir bindirmenin darbe karakteristiklerini incelemek için 5, 10, 15 ve 20 J olmak üzere dört farklı enerji seviyesinde darbeye maruz bırakılmıştır. Test numunelerinde ayrılma veya kalıcı hasar oluşuncaya kadar darbe enerjisi artırılmıştır. Elde edilen veriler gerek grafiksel gerekse fotoğraflar yardımı ile birbirleri ile karşılaştırılmıştır.

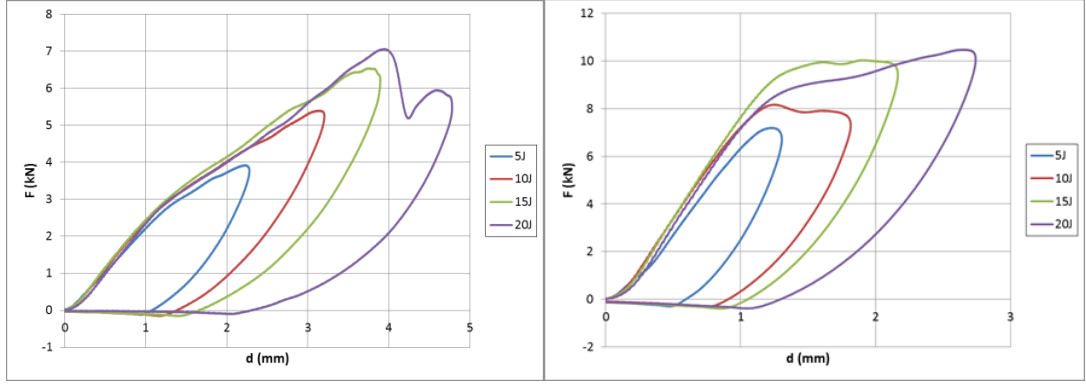
5.2 Darbe Deneyi Sonuçları

Şekil 5.2'de 8 ve 16 tabakalar için karşılaştırmalı F-d, F-t, E-t grafikleri verilmiştir.

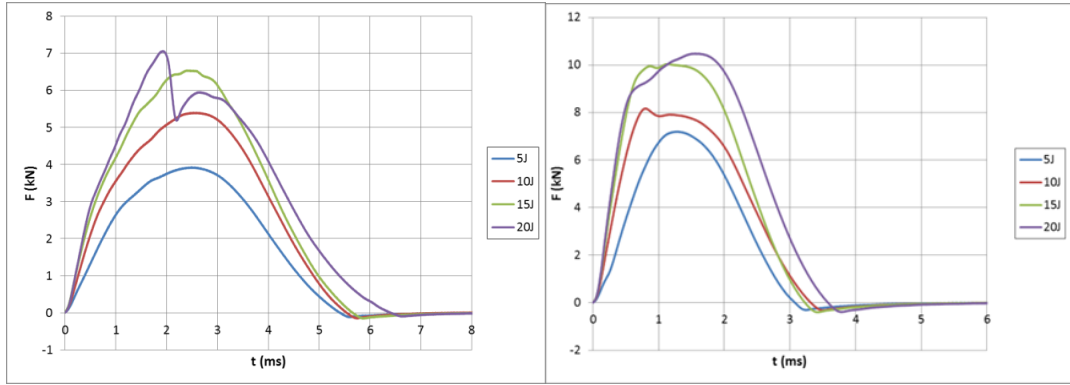
Şekil 5.2 (a) F-d grafiğine baktığımızda 8 tabakalı numunede maksimum kuvvetin 20 J'de meydana geldiği görülmektedir. Ayrıca en fazla çökme de yaklaşık 4,8 mm ile 20 J'de olmuştur. En az çökme 5 J'de 2,2 mm ile gerçekleşmiştir. 20 J'de zigzaglı kısım fiber kopmalarının oluştuğunu ve eğilme rijitliğinin azaldığını göstermektedir. 16 tabakalı numuneye bakıldığında kalıcı hasar meydana gelmediği ve maksimum kuvvetin 8 tabakalı numuneye göre daha fazla olduğu görülmektedir. Örnek verilecek olursa; 20 J'de 8 tabakalı numunede maksimum kuvvet 7N civarındayken, 16 tabakalı numunede 10,1 N civarındadır. Yaklaşık % 45'lik bir artış meydana gelmektedir. Ayrıca 16 tabakalı numunenin eğilme rijitliğinin 8 tabakalı numuneye göre daha iyi olduğu tespit edilmiştir.

Şekil 5.2 (b) F-t grafiği incelendiğinde 8 tabakalı numunede en fazla hasarın 20 J'de olduğu vurucu ucunda 6,8 ms ile en uzun teması 20 J'de yaptığı görülmektedir. Yine aynı şekilde 20 J'de daha fazla hasarın (fiber kırılması) olduğu zigzaglı kısımdan anlaşılmaktadır. 8 tabakalı numunede olduğu gibi 16 tabakalı numunede de en fazla hasar 20 J'de meydana gelmiştir. 16 tabakalı numunede vurucu ucun temas süresi 8 tabakalı numuneye göre daha az olduğu tespit edilmiştir. Buda vurucu ucun 8 tabakalı numunede daha fazla hasara sebebiyet verdiğinin göstergesidir.

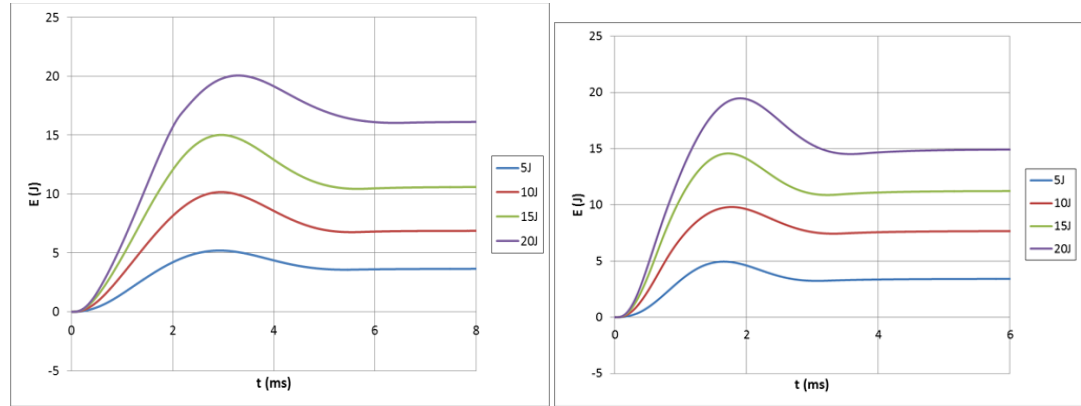
Şekil 5.2 (c) E-t grafiğinde 8 tabakalı ve 16 tabakalı numunelerde absorbe edilen maksimum enerjinin 20 J'de meydana geldiği ve bütün enerji seviyelerinde herhangi bir saplanma ve delinmenin oluşmadığı yalnızca geri sekme olduğu görülmektedir. Vurucu ucun temas süresi 8 tabakalı numunede 16 tabakalıya göre daha fazladır. 16 tabakalı numunede vurucu uç 1,5 ms civarında maksimum enerjiye ulaşır hemen ardından geri sekmiştir. 8 tabakalı numunede ise 3 ms civarında maksimum enerjiye ulaşır geri sekmiştir. Bu sonuçlara bakıldığında 8 tabakalı numune dayanımı 16 tabakalı numuneye göre daha azdır.



(a)



(b)

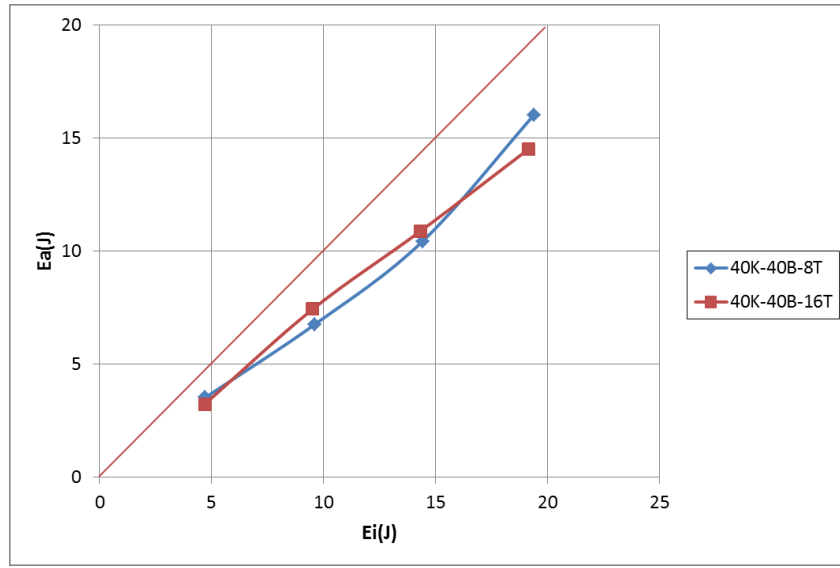


(c)

Şekil 5.2: 8T ve 16T numunelerin K40 -40B de; (a) F-d(kuvvet-çökme) grafiği, (b) F-t(kuvvet-zaman) grafiği, (c) E-t(enerji-Zaman) grafiği

Şekil 5.3’de Absorbe edilen enerji ile darbe enerjisi arasındaki grafik verilmiştir.

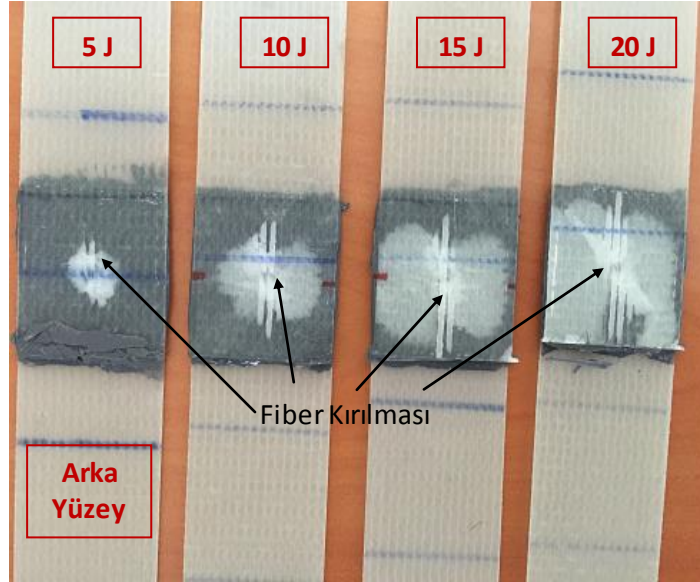
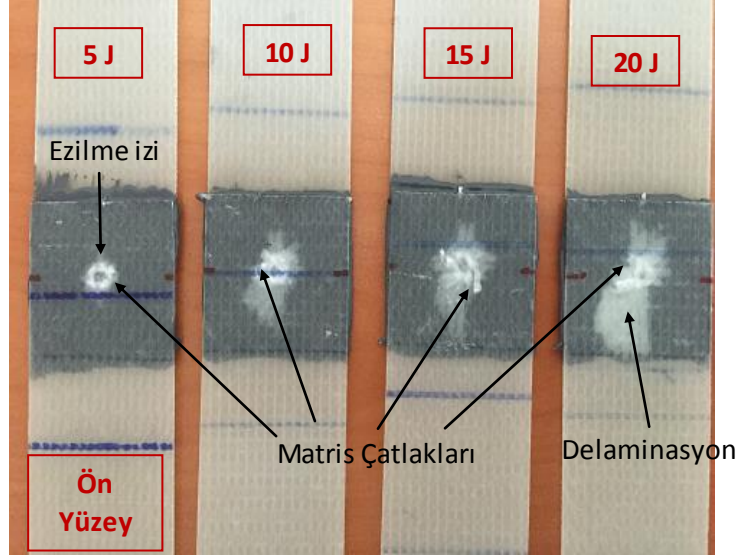
Şekil 5.3’deki enerji profil diyagramına bakacak olursak her iki tabaka sayısında da 20 J enerji seviyesine kadar delinme ve saplanma meydana gelmediği anlaşılmaktadır. Eğrilerin gidiş durumuna bakıldığında 16 tabakalı numunenin enerji absorbe edebilme kabiliyetinin daha iyi olduğu görülmektedir. Bunun nedeni de kalınlık artışının malzeme dayanımını artırmasıdır.



Şekil 5.3: 8 tabakalı ve 16 tabakalı numuneye ait Enerji Profil Diyagramı

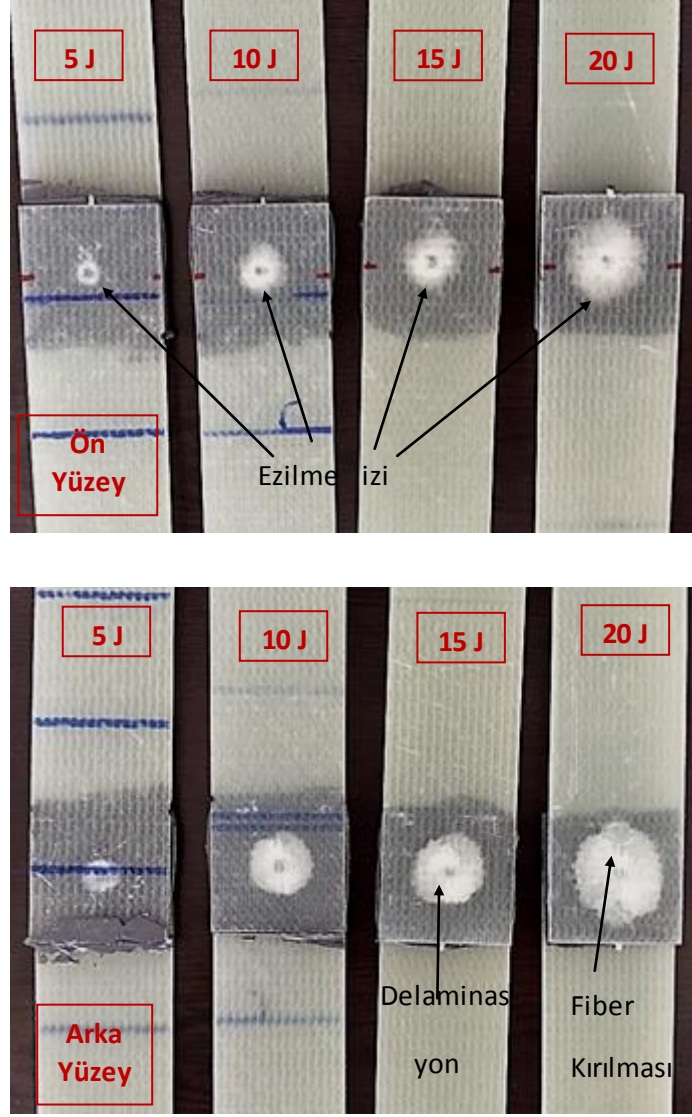
Şekil 5.4’de 8 ve 16 tabakalı numunelerin hasar resimleri verilmiştir.

Şekil 5.4’deki 8 tabakalı numunenin hasar resimleri incelendiğinde enerji seviyesi arttıkça darbenin oluşturduğu hasarın ve delaminasyonun arttığı görülmüştür. 5 J’de oluşan ön yüzeydeki ezilme izinin ve matris çatlaklarının darbe enerjisi arttıkça fazlaştığı matris kırılmalarının olduğu gözlemlenmiştir. 5 J’de oluşan arka yüzeyde fiber kırılmalarının yine aynı şekilde darbe enerjisiyle arttığı, 20 J’de ise tabakaların neredeyse birbirinden ayrılmak üzere olduğu ve kırılan fiberlerin boylarının arttığı görülmüştür.



Şekil 5.4: 8 Tabaka – 40K–40B hasarlı numune fotoğrafları (ön yüzey, arka yüzey)

Şekil 5.5’de 16 tabakalı numunenin hasar resimleri verilmiştir. 5 J’de ön yüzeyde meydana gelen darbe izi diğer enerji seviyelerine göre oldukça küçüktür. Enerji seviyesi arttıkça darbe izi büyümüştür. Ön yüzde meydana gelen delaminasyonlar ve matris çatlakları da enerji seviyesi artıkça fazlaşmıştır. Arka yüzeye bakacak olursak 5J’de matris çatlakları ve delaminasyonlar meydana gelmiştir. 10J’den itibaren fiber kırılmaları meydana gelmiş ve enerji seviyesi yükseldikçe fiber kırıklarının sayısı ve uzunluğu artmıştır.



Şekil 5.5: 16 Tabaka- 40K- 40B hasarlı numune fotoğrafları (ön yüzey, arka yüzey)

8 tabakalı ve 16 tabakalı numunelerin her enerji seviyesindeki hasar resimlerini karşılaştırıldığında, 8 tabakalı numunede daha fazla hasarın olduğu anlaşılmaktadır. Numune kalınlığının artması malzemenin dayanımını ve eğilme rijitliğinin arttırmıştır. 20 J'de malzemenin çökmesi ele alındığında 8 tabakalı numunede yaklaşık 4,8 mm lik bir çökme meydana gelirken, 16 tabakalı numunede 2,8 mm bir çökme meydana gelmiştir. Kalınlığın iki kat artırılması çökmede yaklaşık % 58'lik bir azalma sağlamıştır.

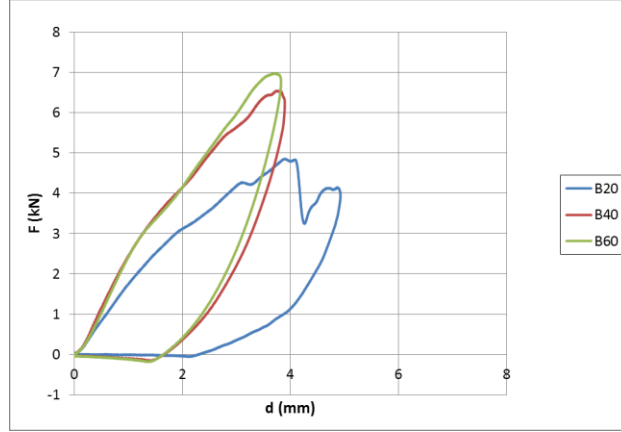
5.2.1 Bindirme Boyunun Etkisi

Şekil 5.6'da 8 tabakalı numunenin K 40 -15 J'de F-d, F-t, E-t grafikleri verilmiştir.

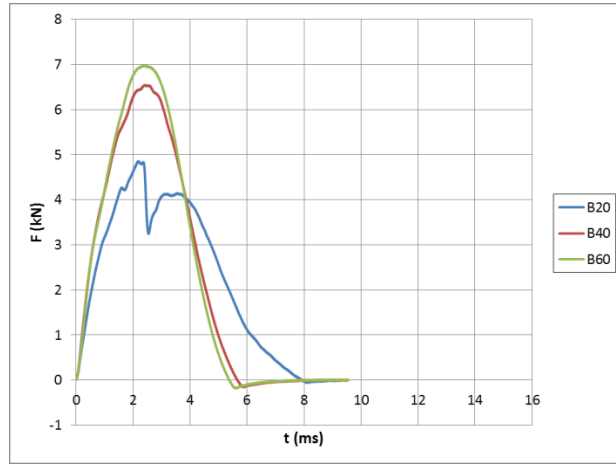
Şekil 5.6 (a) da 8 tabakalı numunenin 40 mm kalıp genişliği ve 15 J deki farklı bindirme boylarının F-d grafiği verilmiştir. Şekil incelendiğinde bindirme boyu arttıkça maksimum yükün arttığı görülmektedir. Ayrıca B 20 de geri sekme kısmının azaldığı ve çökmenin de daha fazla olduğu tespit edilmiştir. B 20 de çökme miktarı yaklaşık 4,1 mm iken B 40 da 3,2 mm, B 60 da ise 3 mm olduğu tespit edilmiştir. Eğilme rijitliği yönünden değerlendirecek olursak; B 20 de fiber kırılmaları olduğundan ve grafikteki azalan eğriye bakıldığında eğilme rijitliği diğer bindirme boylarından daha düşük olduğu görülmektedir.

Şekil 5.6 (b) 15 J'de farklı bindirme boylarının F-t grafiğine bakıldığında B 40 ve B 60 numunelerinde geri sekme olduğu, B 20 numunesinde ise fiber kırılmasının meydana geldiği ve eğilme rijitliğinin daha düşük olduğu grafikteki zigzagdan anlaşılmaktadır. Ayrıca bindirme boyu arttıkça maksimum yük artmaktadır. B 20 de temas süresi 8 ms iken B 40 ve B 60 da bu süre daha kısadır. Buda vurucu ucun numuneye daha fazla temas ettiğini ve hasarın daha fazla olduğunun göstergesidir.

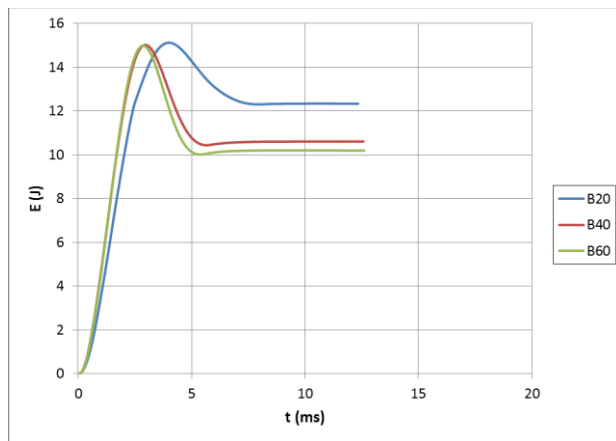
Şekil 5.6 (c) 15 J'de absorbe edilen E-t grafiğine bakıldığında en çok absorbe edilen enerjinin yaklaşık 12,2 J ile B 20 de olduğu, B 40 da absorbe edilen enerjinin yaklaşık 10,2 N, B 60 da ise 10,1 N olduğu görülmektedir. Bu sonuçlara bakıldığında B 20'de daha fazla hasar meydana geldiği anlaşılmaktadır. B 60'daki numunenin enerjiiyi yutma kabiliyeti daha iyidir. Ayrıca grafikten vurucu ucun numuneye en fazla temas süresi de B 20 bindirme boyunda olduğu tespit edilmiştir.



(a)



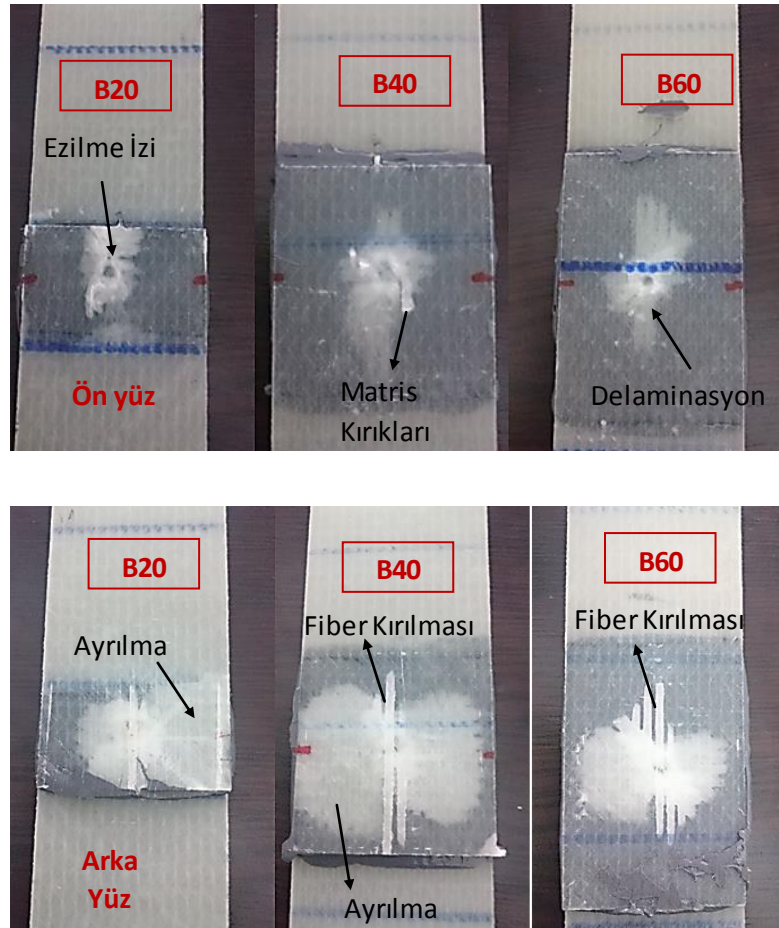
(b)



(c)

Şekil 5.6: K 40 - 15 J de; (a) F-d(kuvvet-çökme) grafiği, (b) F-t(kuvvet-zaman) grafiği, (c) E-t (enerji-Zaman) grafiği

Şekil 5.7’de hasarlı numunelerin resimleri verilmiştir. En fazla hasarın B 20 de olduğu görülmüştür. Artan darbe kuvvetlerinde bindirmelerin ayrıldığı da tespit edilmiştir. Numunenin ön yüzünde ezilme izinin diğer bindirme boylarından çok daha fazla olduğu görülmektedir. Arka yüzey ise yapıştırıcıdan bir miktar ayrılmıştır. B 40 da ezilme izi B 20 den daha azdır ve matris çatlakları oluşmuştur. Arka yüzeyde ise fiber kırılmaları ve fiber ayrılmaları meydana gelmiştir. B 60 da ise darbe izi en azdır. Ancak yine de matris kırılmaları ve delaminasyonlar ön yüzde görülmektedir. Arka yüzeyde ise fiber kırılmaları B 40 ile kıyaslandığında daha az olduğu görülmüştür.



Şekil 5.7: K40-15 J hasarlı numune fotoğrafları (ön yüzey, arka yüzey)

Şekil 5.8'de 16 tabakalı numunenin 60 K - 15 J'deki F-d, F-t, E-t grafikleri verilmiştir.

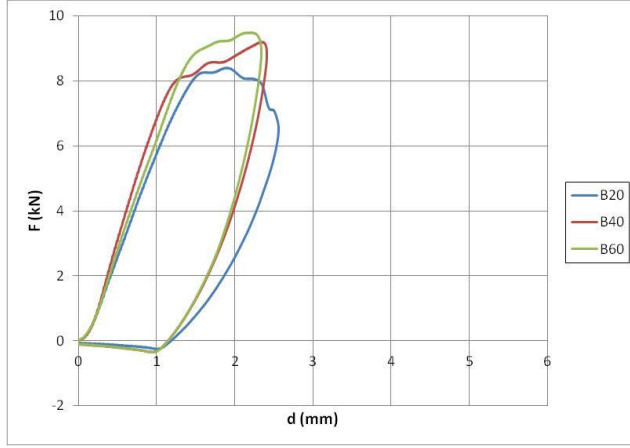
Şekil 5.8 (a) da farklı bindirme boylarında deplasman değerinin birbirine yakın olduğu görülmektedir. Grafikteki yayılmadan, 8 tabakalı numunelerle benzer olarak B 20 de numunenin diğer bindirme boylarından daha az dayanıklı olduğu ve B 40 ile B 60 da neredeyse aynı hasarların oluştuğu anlaşılmaktadır. B 20 de çökme yaklaşık 2,6 mm, B 40 da 2,3 mm ve B 60 da 2,2 mm olmuştur.

Şekil 5.8 (b) 15 J'de farklı bindirme boylarının yük-zaman (F-t) grafiğine bakıldığında bütün bindirme boylarında herhangi bir saplanma ve delinme olmadığı ve geri sekmenin oluştuğu görülmektedir. Vurucu ucun en fazla B 20 numunesine temas ettiği ve hasar verdiği görülmektedir. En fazla maksimum kuvvet yaklaşık 9,5 N ile B 60 da gerçekleşmiştir. B 40 da yaklaşık 9 N ve B 20 de ise yaklaşık 8,3 N olmuştur.

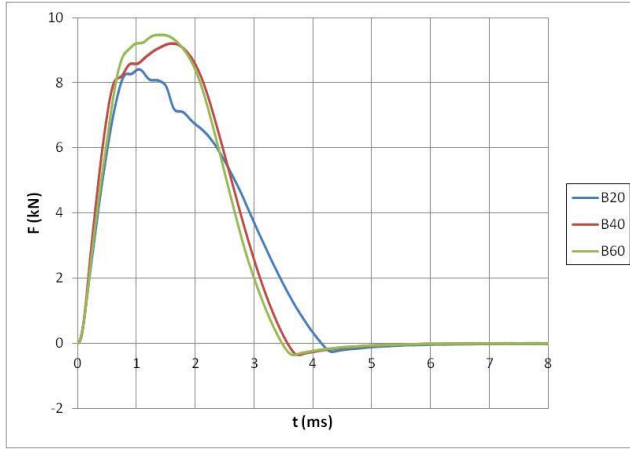
Şekil 5.8 (c) 15 J'de absorbe edilen enerji-zaman grafiği görülmektedir. Absorbe edilen enerjinin hemen hemen bütün bindirme boylarında aynı olduğu ve geri sekme meydana geldiği grafikten anlaşılmaktadır. En fazla absorbe edilen enerji B 20 de, en az absorbe edilen enerji ise B 60 da olmuştur.

Grafiklere genel olarak bakıldığında 16 tabakalı numunelerin darbe dayanımlarının, eğilme rijitliklerinin ve enerjiyi absorbe etme kabiliyetlerinin 8 tabakalı numunelerden daha iyi olduğu anlaşılmaktadır.

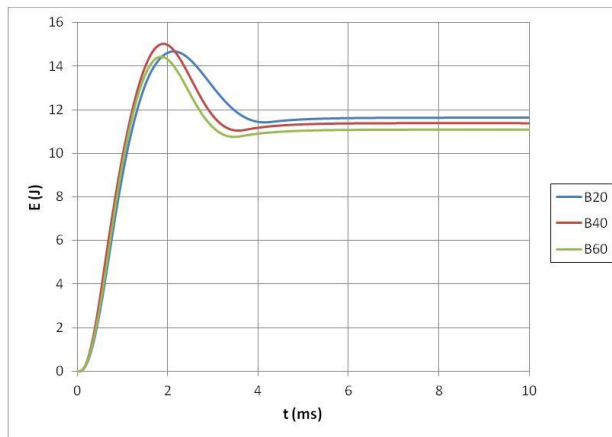
Şekil 5.9'daki resimlere baktığımızda en az hasarın B 60 da olduğu, ön yüzeyde matris kırılmaları ve delaminasyonlar, arka yüzeyde ise fiber kırılmaları net bir şekilde görülmektedir. B 40 da ezilme izinin arttığı arka yüzeyde ise fiber kırılmaların ve ayrılmalarının fazlaştığı görülür. En fazla hasarın B 20 de olduğu görülmektedir. Arka yüzeyde fiber kırılmaları ve tabaka ayrılmaları meydana gelmiştir. Ön yüzeyde ise matris kırılmaları bir hayli fazla olduğu tespit edilmiştir



(a)

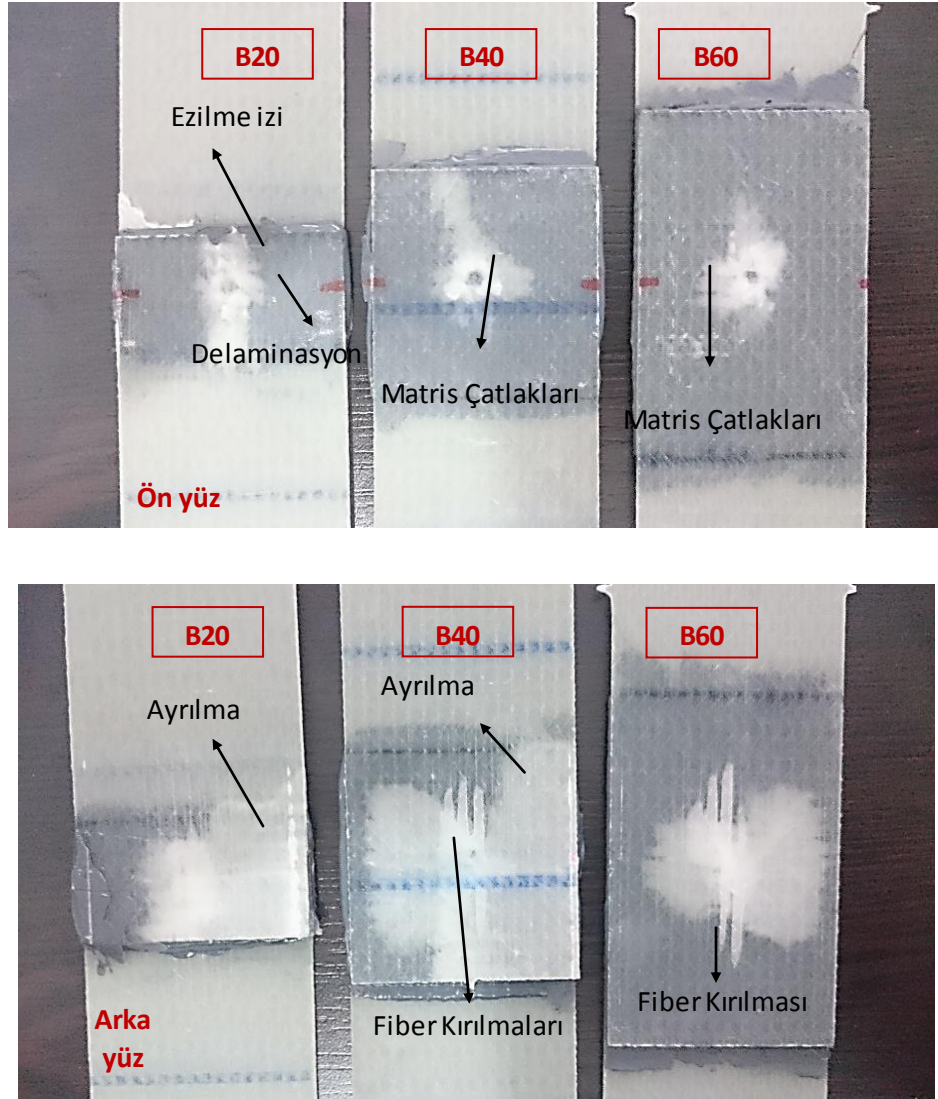


(b)



(c)

Şekil 5.8: K60-15 J de; (a) F-d(kuvvet-çökme) grafiği, (b) F-t(kuvvet-zaman) grafiği, (c) E-t (enerji-Zaman) grafiği



Şekil 5.9: K60-15 J hasarlı numune fotoğrafları(ön yüzey, arka yüzey)

Deney sonuçları genel olarak incelendiğinde bindirme boyu arttıkça malzemenin dayanım ve rijitliğinin arttığı ayrıca oluşan hasarında azaldığı görülmüştür. Bunun temel nedeni de darbe anında malzemenin esnemesinin azalmasıdır.

5.2.2 Tabaka Sayısının (Kalınlığın) Etkisi

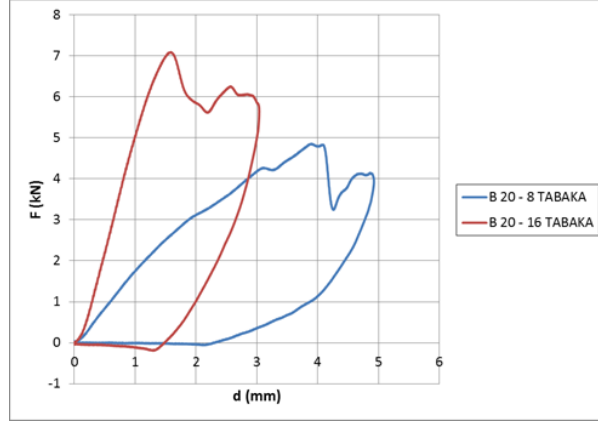
Şekil 5.10'da 8 ve 16 tabakalı numunelerin K 40 , B 20, 15 J'de F-d, F-t, E-t grafikleri verilmiştir.

Şekil 5.10'daki tüm grafiklerden görüleceği üzere numunenin tabaka sayısı arttırıldığında, malzemenin dayanımında artış görülmektedir. Aynı parametreler göz önüne alındığında, 8 tabakalı numunede daha fazla hasar olduğu görülmüştür. Şekil 5.10 (a) F-d grafiğine bakıldığında maksimum kuvvet 16 tabaka için yaklaşık 3,1 N iken, 8 tabakalı için 4,1 N'dur. Benzer şekilde çökme 8 tabaka için 4.1 mm iken, 16 tabaka için 2,8 mm'dir.

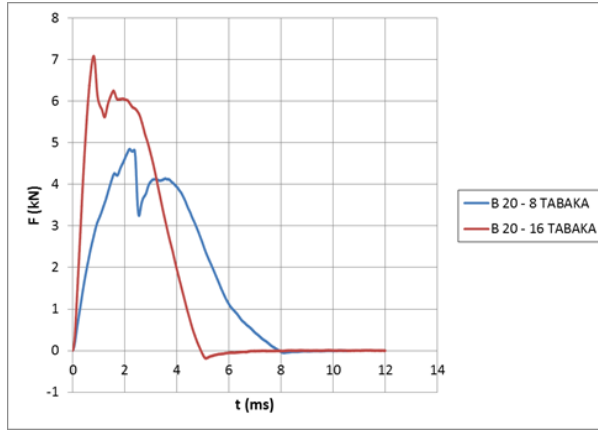
Şekil 5.10 (b) F-t grafiğine baktığımızda 8 tabakalı numunede maksimum kuvvetin daha fazla olduğu vurucu ucun temas süresinin daha uzun olduğunu görebiliriz. Zigzaglı kısımlar hem 8 hem de 16 tabakalı numunede eğilme rijitliğin de azalma meydana geldiğini, vurucu ucun geri sektiğini ve 8 tabaklı numunede 16 tabaklı numuneye göre daha fazla hasarın meydana geldiğinin göstermektedir. 16 tabakalı numunede ise geri sekmenin olduğu anlaşılmaktadır.

Yine şekil 5.10 (c)'deki E-t grafiğine bakacak olursak 8 tabakalı numunede absorbe edilen maksimum enerjinin daha yüksek olduğu, 16 tabakalı numunede yutulan enerjinin daha yüksek olduğu görülmektedir. 8 tabakalı numunede vurucu ucun temas süresi 16 tabakalı numuneye göre daha fazladır. Bu durumlar göz önüne alındığında 8 tabakalı numunenin daha az dayanımı olduğu ve daha fazla hasar meydana geldiği anlaşılmaktadır.

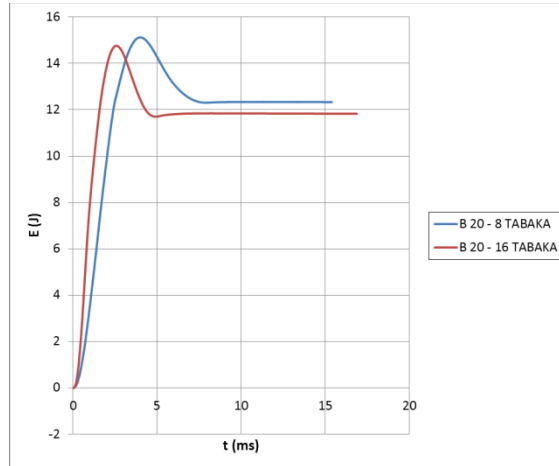
Şekil 5.11'deki resimlerde 8 tabakalı numunenin ön yüzünde matris çatlakları, arka yüzeyde ise fiber kırılmaları ve tabaka ayrılması oluşmuştur. 16 tabakalı numunede ise ön yüzeyde ezilme izi 8 tabakalı numuneye göre daha az oluşmuştur. Arka yüzeyde delaminasyonlar ve matris kırılmaları meydana gelmiştir. 16 tabaklı numunenin daha az hasar gördüğü ve daha dayanıklı olduğu resimlerden de anlaşılmaktadır.



(a)

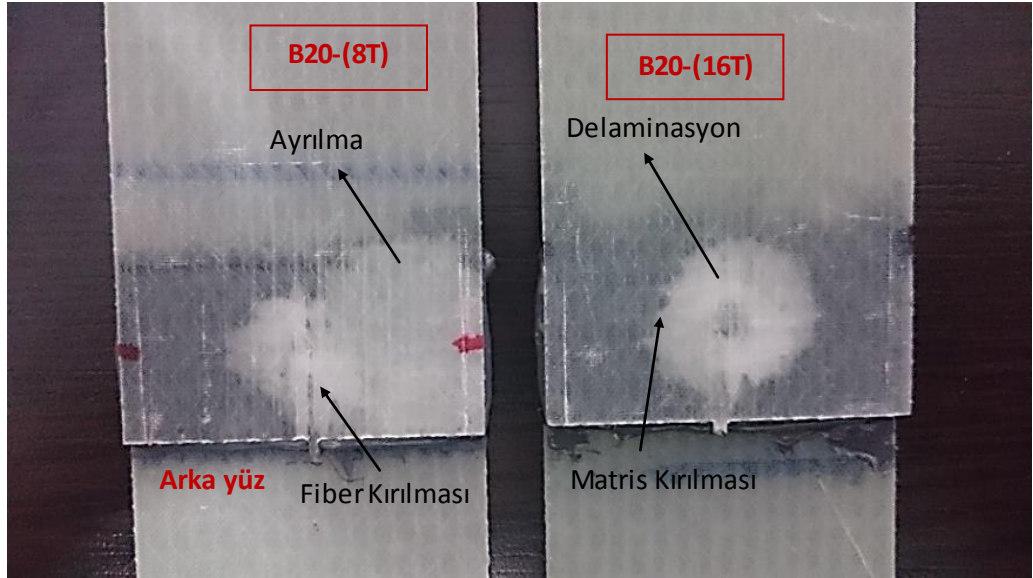
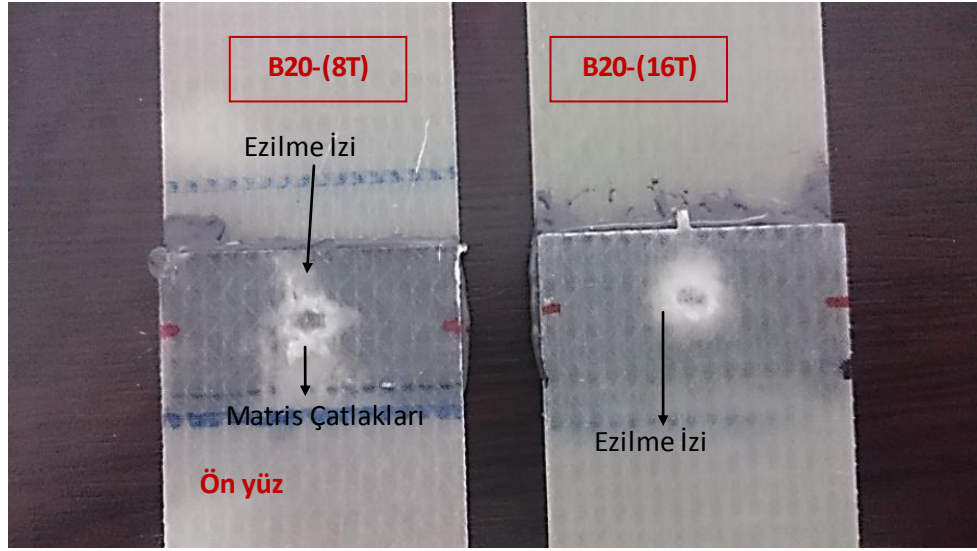


(b)



(c)

Şekil 5.10: K40-20B-15 J de; a) F-d(kuvvet-çökme) grafiği, (b) F-t(kuvvet-zaman) grafiği, (c) E-t (enerji-Zaman) grafiği



Şekil 5.11: K40-20B-15 J hasarlı numune fotoğrafları(ön yüzey, arka yüzey)

5.2.3 Kalıp Genişliğinin Etkisi

Şekil 5.12’de 40 mm bindirme boyunda ve 15 J’de K 40, K 60, K 80 de F-d, F-t, E-t grafikleri verilmiştir.

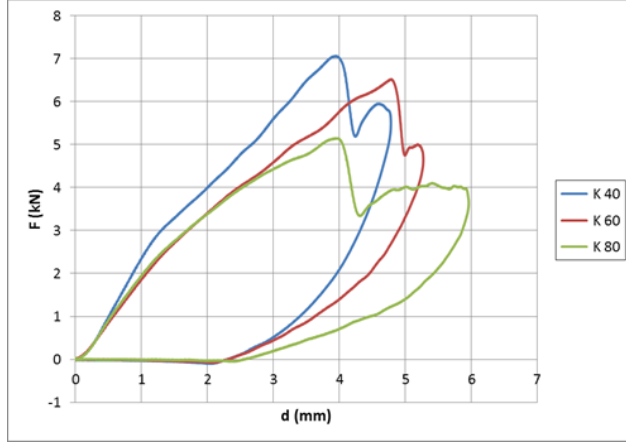
Şekil 5.12 (a) incelendiğinde darbe kuvvetine karşılık gelen çökme miktarının kalıp genişliğine göre değişim grafiği görülmektedir. Eğilme rijitliğine ele aldığımızda; K 40’ın eğilme rijitliği diğer kalıp genişliklerinden daha iyidir, en düşük

eğilme rijitliği K 80'dedir. Bunun nedeni ise esnemenin daha fazla olmasıdır. K 40 da çökme 4,8 mm iken K 60 da 5,2 mm, K 80 de ise 6 mm'dir. Kalıp genişliği K 40'dan K 80 çıktığında çökmenin % 25 arttığı görülmektedir.

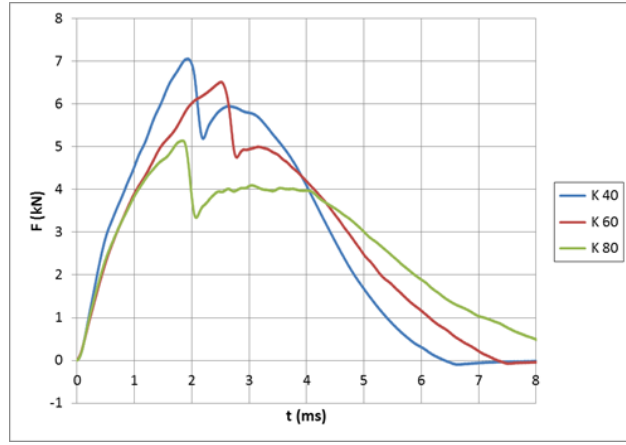
Şekil 5.12 (b) F-t grafiğine bakıldığında SP40 kalıbında darbe dayanımının daha iyi olduğu ve maksimum kuvvetinin daha yüksek olduğu görülmektedir. En düşük maksimum kuvvet K 80'dedir. Buda malzemenin esnemesinin artması ve dayanımının düşmesinden kaynaklanmaktadır. Ayrıca vurucu ucun en fazla temas süresi SP80 kalıbında gerçekleşmiş ve vurucu uç malzemeye daha fazla nüfuz etmiştir. Buda en fazla hasarın bu kalıp genişliğinde olduğunun göstergesidir.

Yine şekil 5.12 (c) Absorbe edilen enerji-zaman (E-t) grafiğinde en az absorbe edilen enerji ile K 40 kalıp genişliğinde oluşmuştur. K 40, K 60 ve K 80'de geri sekme meydana gelmiş ancak K 80'de 16,2 J ile absorbe edilen enerji daha fazladır. K 80 kalıbında numunenin esnemesi ve eğilme rijitliğinin azalması daha fazla hasarın oluşmasına neden olmuştur.

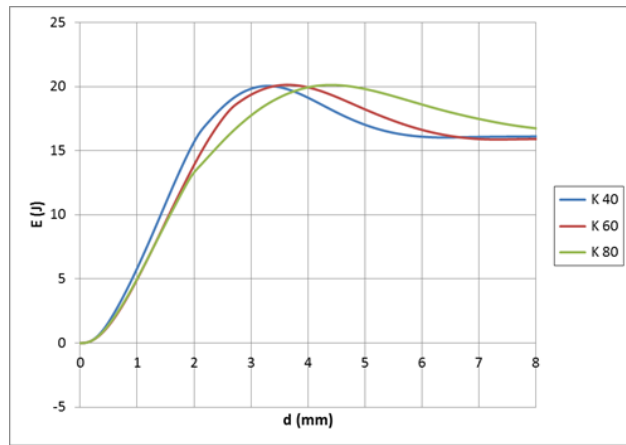
Şekil 5.13'deki hasar resimlerine bakıldığında K 40 da Matris kırılmaları ve ayrılmalar görülmüştür. K 60 da ön yüzeyde matris çatlakları artmış ve delaminasyonlar meydana gelmiştir. K 80 kalıp genişliğinde numunenin ön yüzeyinde matris çatlakları ve delaminasyonlar görülmekte ve hasarın alanının daha da genişlediği tespit edilmiştir. Arka yüzeylere bakıldığında K 40 da fiber kırılmaları görülürken K 60 da bu kırılmaların boyu azalmış ancak ayrılan tabakanın alanı genişlemiştir. K 80 de ise ayrılma diğer iki kalıp genişliğinden daha fazla alanda gerçekleşmiştir. Ayrıca yine fiber kırılmaları görülmüştür. Kalıp genişliğini arttırdığımızda malzemenin eğilme rijitliği azaldığı için meydana gelen hasarda bu doğrultuda artmıştır.



(a)

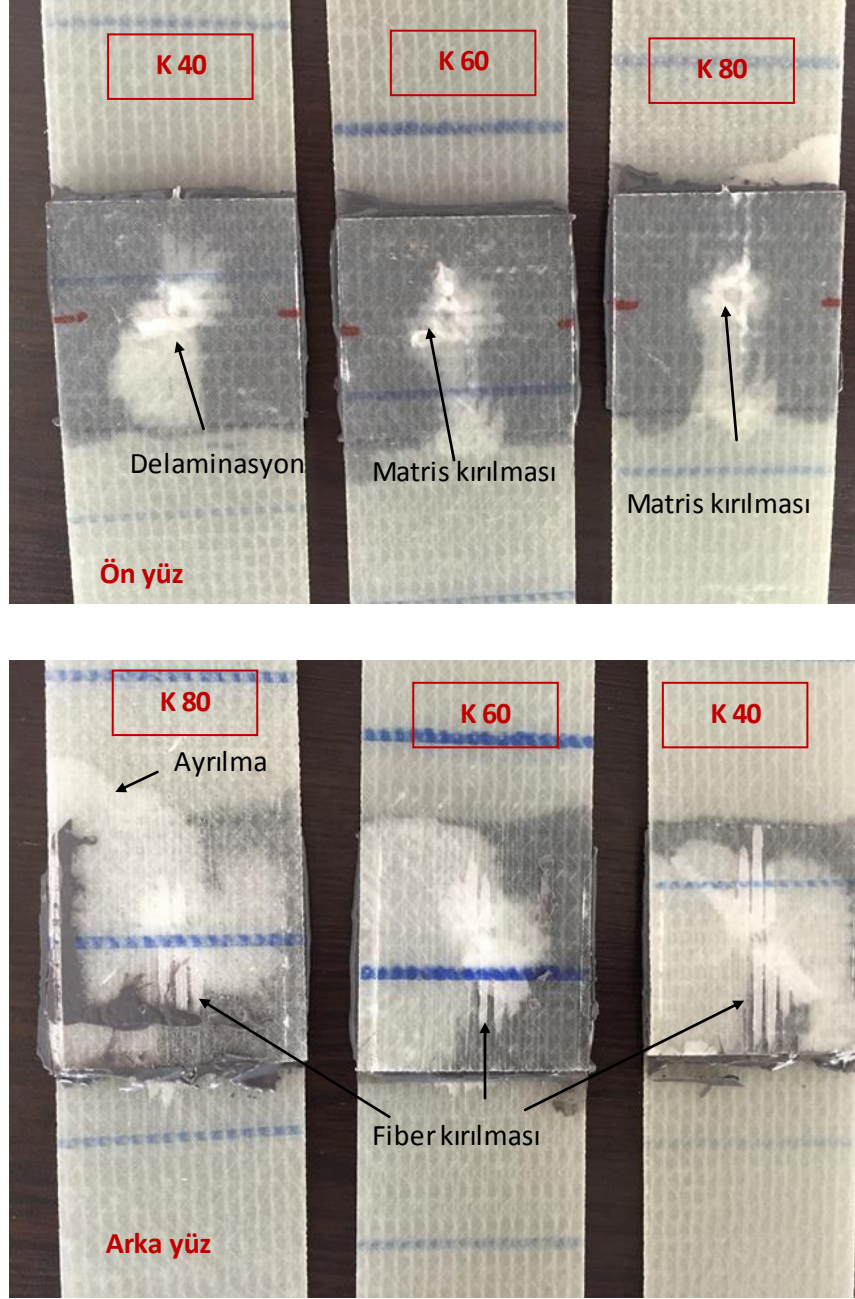


(b)



(c)

Şekil 5.12: 40B - 20 J de (a) F-t(kuvvet-zaman) grafiği, (b) F-d(kuvvet-çökme) grafiği, (c) E-t (enerji-Zaman) grafiği



Şekil 5.13: 40B-20 J hasarlı numune fotoğrafları(ön yüzey, arka yüzey)

6. SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME

Bu çalışmada, tek bindirmeli örgülü kompozit malzemelerin darbe davranışları incelenmiştir. 8 tabakalı $(0^\circ/+45^\circ/90^\circ/-45^\circ)+(-45^\circ/90^\circ/+45^\circ/0^\circ)$ ve 16 tabakalı $(0^\circ/+45^\circ/90^\circ/-45^\circ)+(-45^\circ/90^\circ/+45^\circ/0^\circ)+(0^\circ/+45^\circ/90^\circ/-45^\circ)+(-45^\circ/90^\circ/+45^\circ/0^\circ)$ numuneler 40 x160 mm ebatlarında hazırlanmış, 20, 40 ve 60 mm bindirme boylarında birleştirilmiştir. Deneylerde 40, 60 ve 80 mm kalıp boşluğu olmak üzere üç farklı kalıp kullanılmıştır. Farklı enerji seviyelerinde malzemede oluşan hasarları incelemek üzere 5 J, 10 J, 15 J ve 20 J enerjilerinde darbe deneyleri yapılmıştır. Deneysel, İnstron 9250 test cihazında yapılmış sonuçlar bilgisayar ortamına aktarılmıştır.

Bu çalışmadan elde edilen veriler değerlendirildiğinde elde edilen sonuçlar aşağıdaki gibidir:

1. Numune kalınlığındaki artış malzemenin eğilme rijitliğini ve darbe dayanımını önemli ölçüde arttırmıştır. Örneğin 16 tabakalı numunenin, 8 tabakalı numuneye göre maksimum kuvveti yaklaşık % 40 oranında daha fazla olduğu belirlenmiştir.

2. Numune kalınlığı arttıkça numune tarafından absorbe edilen enerjinin toplam azaldığı görülmüştür. Bu durum, ince numunede hasarın daha fazla olmasından kaynaklanmaktadır.

3. Malzeme kalınlığının artması ile geri sekme enerjisi de artmaktadır. Bu durum, kalın malzemede oluşan hasar miktarının daha az olması nedeniyle darbe enerjisinin yutulmayıp sıçramaya harcanmasının bir sonucu olduğu tespit edilmiştir.

4. Aynı kalınlıktaki numuneler için darbe enerjisi arttıkça maksimum temas kuvveti de artmakta, ancak temas süresi çok fazla değişmemektedir. 16 tabakalı numunede 40 mm kalıp genişliği, 40 mm bindirme boyunda, vurucu ucun; 5 J de 3,1 ms, 10 J de 3,2 ms, 15 J de 3,3 ms, 20 J de 3,6 ms temas ettiği görülmüştür.

5. Darbe enerjisi artıkça numunede yutulan enerjinin toplam enerjiye oranı da artmakta, bunun sonucu olarak da meydana gelen hasar miktarı artmaktadır.

6. Bindirme boyu ve malzeme kalınlığı sabit tutulup kalıp boşluğu arttırıldığında, aynı darbe enerjisinde; eğilme rijitliği azaldığından malzemede oluşan hasarın arttığı tespit edilmiştir. Ayrıca absorbe edilen maksimum enerji, maksimum kuvvet ve çökme miktarı da artmıştır. 16 tabakalı numunede 40 mm bindirme, 20 J de; 40 mm kalıp boşluğunda 4,9 mm, 60 mm kalıp boşluğunda 5,2 mm, 80 mm kalıp boşluğunda 6 mm çökme meydana geldiği tespit edilmiştir.

7. Bindirme boyundaki artış ile birlikte geri sekme enerjisi de artmaktadır. Bunun nedeni bindirme boyu artıkça oluşan hasarın azalmasıdır. Ayrıca bu bağlamda çökme miktarı da azalmıştır.

7. KAYNAKLAR

Abrate, S., "Impact on laminated composite materials", *Appl. Mech. Rev.*, 44(4), 155-190, (1991).

Apalak, M.K. ve Yıldırım, M., "Effect of adhesive thickness on transverse low-speed impact behavior of adhesively bonded similar and dissimilar clamped plates", *Jadhes Sci Technol*, 25(19), 2587-2613, (2011).

Armakan, H. D. M., "Örme Sandviç Tekstillerin Kompozit Uygulamalarında Kullanım Olanaklarının Araştırılması", Doktora Tezi, *Ege Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, İzmir, (2010).

Atas, C. and Liu, D., "Impact response of woven composites with small weaving angles", *International Journal of Impact Engineering*, 35, 80-97, (2008).

Bora, M.Ö., Çoban, O., Sınmazçelik, T. ve Cürgül, İ., "On the life time prediction of repeatedly impacted thermoplastic matrix composites", *Materials & Design*, 30 (1), 145–153, (2009).

Cantwel, W.J. and Morton, J., "Geometrical effects in the Low velocity impact response of CFRP", *Comp. Struct.*, 12, 39-59, (1989).

Caprino, G., Lopresto, V., Scarponi, C., and Briotti, G., "Influence of material thickness on the response of carbon-fabric/epoxy panels to low velocity impact", *Composites Science and Technology*, 59, 2279-2286, (1999).

Choi, I. H. and Lim, C. H., "Low-velocity impact analysis of composite laminates using linearized contact law", *Comp Struct.*, 66(1-4), 125–132, (2004).

Ekinci, V. Ş., "Alümina Takviyeli Alüminyum Matrisli Kompozit Malzeme Üretimi ve Mekanik özelliklerinin Araştırılması", Yüksek Lisans Tezi, *Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Ankara, (2007)

Eren, Y., “Kompozit Yapıların Darbe Etkisinin İncelenmesi”, Yüksek Lisans Tezi, *Dumlupınar Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Kütahya, (2007).

Karaca, D., ”Farklı Kalınlık Ve Oryantasyon Yüzdelerindeki Tabakalı Kompozit Levhaların Düşük Hızlı Darbe Enerjileri Altında Davranışlarının Deneysel İncelenmesi”, Yüksek Lisans Tezi, *Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Ankara, (2010).

Karakaya, Ş. ve Soykasap, Ö., “Yapıştırıcı ile birleştirilmiş tek bindirmeli dokumalı kompozit yapıların eğilme hasarı”, *Yapı Teknolojileri Elektronik Dergisi*, 2, 43-52, (2008).

Karakuzu, R., İçte, B.M., Ataş, C. ve Aktaş, M., “Low temperature effect on impact response of quasi-isotropic glass/epoxy laminated plates”, *Composite Structures*, 91(3), 318–323, (2009).

Kayrak, M. A., *Havacılık Kompozitleri ve Mukavemet-Maliyet Analizleri*, Eskişehir: Sivil Havacılık Yüksek Okulu Yayınları, (1999).

Kim, J.S. and Chung, S.K., “A study on the low-velocity impact response of laminates for composite railwal bodysells”, *Compos. Struct.*, 77: 484-492, (2007).

Onal, L. ve Adanur, S., “Factors affecting the mechanical properties of laminated glass/graphite-epoxy hybrid composites”, *Journal of Industrial Textiles*, 31(2), 123-133, (2001).

Onal, L. ve Adanur, S., “Effect of stacking sequence on the mechaical properties of glass-carbon hybrid composites before and after impact”, *Journal of Industrial Textiles*, 31(4), 255-271, (2002).

Reisa, P.N.B., Ferreirab, Santosa, J.A.M., P., Richardsonc, M.O.W. and Santos, J.B., “Impact response of Kevlar composites with filled epoxy matrix”, *Composite Structures*, 94(12), 3520–3528, (2012).

Ribeiroa, F.L., Borgesa, L. and d'Almeida, J.R.M., “Numerical stress analysis of carbon-fibre-reinforced epoxy composite single-lap joints”, *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 31(5), 331–337, (2011).

Sayer, M., Bektaş, N.B., ‘‘Darbe Y¼k¼ Altındaki Hibrit Kompozit Plakalara Sıcaklığın Etkisi’’, *Pamukkale Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi*; 15(3), 337-343, (2009).

Sayer, M., ‘‘Hibrit Kompozitlerin Darbe Davranışlarının İncelenmesi’’, Doktora Tezi, *Pamukkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Denizli, (2009).

Shivakumar, K.N., Elber, W. and Illg, W., ‘‘Prediction of low-velocity impact damage in thin circular laminates’’, *A.I.A.A. J.*, 23(3), 442-449, (1988).

Sjoblem, P.O., Hartness, J.T. and Cordell, T.M., ‘‘On low-velocity impact testing of composite materials’’, *J. Compos. Mater.*, 22, 30-52, (1988).

Şahin, Y., *Kompozit Malzemelere Giriş*, Ankara: Gazi Kitapevi, (2009).

Şenel, M., ‘‘Öngerilmeli Kompozit Plakların Düşük Hızlı Darbe Y¼k¼ Etkisi Altında Davranışlarının İncelenmesi’’, *Tübitak Projesi*, (2009).

Tong, L., Mouritz, A. P. and Bannister, M. K., *3D Fibre Reinforced Polymer Composites*, Oxford: Elsevier Science Ltd., (2002).

Uyaner, M., Kara, M. ve Ataberk, N., ‘‘E-camı/epoksi tabakalı kompozitlerin düşük hızlı darbe davranışına numune boyutlarının etkisi’’, *8. Uluslar Arası Kırılma Konferansı*, İstanbul, 361-368, (2007).

Uyaner, M., Güvensoy, S., ‘‘Filaman sarım kompozit boruların düşük hızlı darbe davranışının simülasyonu’’, *S.Ü. Müh.-Mim. Fak. Derg.*, 26, 2, (2011).

Vaidya, U. K, Gautam, A. R. S., Hosuri M. and Dutta, P., ‘‘Experimental–numerical studies of transverse impact response of adhesively bonded lap joints in composite structures’’, *Int. J. Adhes*, 26,184–98, (2006).

Yapıcı, A. ve Yapıcı, İ., ‘‘E-camı/epoksi tabakalı kompozitlerde düşük hızlı darbe davranışının sonlu elemanlar yöntemiyle incelenmesi’’, *Niğde Üniversitesi Mühendislik Bilimleri Dergisi*, 1 (2), 48-60, (2012).

Yüce, İ., “Dairesel Kompozit Tabakalarda Düşük Hızlı Darbe Hasarının İncelenmesi”, Yüksek Lisans Tezi, *Selçuk Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Konya, (2007).

8. ÖZGEÇMİŞ

Adı Soyadı : İsmail GÖKKAYA

Doğum Yeri ve Tarihi : DENİZLİ-20.10.1986

Lisans Üniversite : Süleyman Demirel Üniversitesi

Elektronik posta : igokkaya20@hotmail.com

İletişim Adresi : Acıpayam Bulv. Zümrüt Mah. No:145
Pamukkale/DENİZLİ