



HİBRİT KOMPOZİTLERİN DARBE DAVRANIŞLARININ İNCELENMESİ

Metin SAYER

**Eylül 2009
DENİZLİ**

HİBRİT KOMPOZİTLERİN DARBE DAVRANIŞLARININ İNCELENMESİ

**Pamukkale Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Doktora Tezi
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı**

Metin SAYER

**Danışmanlar: Doç. Dr. Numan Behlül BEKTAŞ
Prof. Dr. Onur SAYMAN**

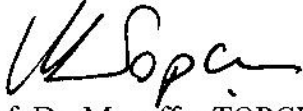
**Eylül, 2009
DENİZLİ**

DOKTORA TEZİ ONAY FORMU

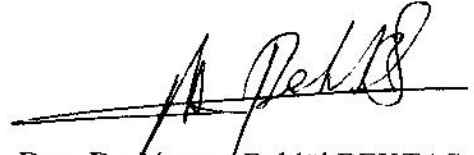
Metin SAYER tarafından Doç. Dr. Numan Behlül BEKTAŞ ve Prof. Dr. Onur SAYMAN yönetiminde hazırlanan “**Hibrit Kompozitlerin Darbe Davranışlarının İncelenmesi**” başlıklı tez tarafımızdan okunmuş, kapsamı ve niteliği açısından bir Doktora Tezi olarak kabul edilmiştir.



Prof. Dr. Ramazan KARAKUZU
Jüri Başkanı



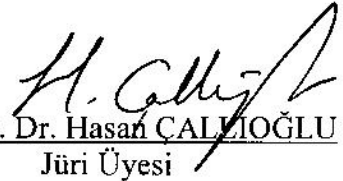
Prof. Dr. Muzaffer TOPÇU
Jüri Üyesi



Doç. Dr. Numan Behlül BEKTAŞ
Jüri Üyesi(Danışman)



Doç. Dr. E. Şahin ÇONKUR
Jüri Üyesi



Yrd. Doç. Dr. Hasan ÇALLIOĞLU
Jüri Üyesi

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

Prof. Dr. Halil KARAHAN
Müdür

Bu tezin tasarımı, hazırlanması, yürütülmesi, araştırılmalarının 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 atfedildiğini beyan ederim.

İmza :



Öğrenci Adı Soyadı : Metin SAYER

TEŞEKKÜR

Bu çalışmanın yapılabilmesi için proje yazılmasında, tez çalışmalarımın yapımında ve tamamlanmasında, bana her konuda destek olan hocam Doç. Dr. Numan Behlül BEKTAŞ'a çok teşekkür ederim. Ayrıca, çalışmalarım esnasında bilgi ve yönlendirmeleriyle bana her zaman yardımcı olan değerli hocalarım Prof. Dr. Onur SAYMAN, Prof. Dr. Ramazan KARAKUZU ve Yrd. Doç. Dr. Hasan ÇALLIOĞLU'na da teşekkür ederim.

Ayrıca, bu çalışma kapsamı itibari ile 2006K120950 nolu DPT proje konusu olmasından dolayı başta proje yürütücüsü Prof. Dr. Muzaffer TOPÇU olmak üzere proje ekibine ve çalışmada kullanılan test cihazlarının alınması, deney malzemelerinin temini gibi konularda maddi destek veren Devlet Planlama Teşkilatı'na teşekkürü bir borç bilirim.

Son olarak, tezimin tamamlanmasında başından sonuna kadar bana her türlü konuda destek olan eşime ve çok ilgi gösteremediğim oğluma, göstermiş oldukları sabır ve anlayıştan dolayı teşekkür ederim.

ÖZET

HİBRİT KOMPOZİTLERİN DARBE DAVRANIŞLARININ İNCELENMESİ

SAYER, Metin

Doktora Tezi, Makine Mühendisliği ABD

Tez Yöneticileri: Doç. Dr. Numan Behlül BEKTAŞ ve Prof. Dr. Onur SAYMAN

Eylül 2009, 118 Sayfa

Bu çalışmada, Cam-elyaf/Epoksi ve hibrit kompozit plakalar olan Aramid elyaf-Cam elyaf/Epoksi, Aramid elyaf-Karbon elyaf/Epoksi ve Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi plakaların artan darbe enerjilerindeki darbe davranışları oda sıcaklığında deneysel olarak araştırılmıştır. Fiber takviye açısının da darbe davranışları üzerine etkisini incelemek üzere, deneylerde $(0^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ})_s$ ve $(0^{\circ}/90^{\circ}/\pm 45^{\circ})_s$ takviye açıları tercih edilmiştir. Ayrıca, Cam-elyaf/Epoksi ve Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompozitler için -20°C , 0°C , 40°C ve 60°C sıcaklık şartlarında da deneyler yapılarak, kompozit plakaların farklı sıcaklıklardaki darbe davranışları araştırılmıştır. Darbe testleri Instron-Dynatup 9250 HV darbe test cihazı ile yapılmış ve numunelerin saplanma ve delinme sınırlarının belirlenmesinde ise Enerji Profil Metodu (EPM) kullanılmıştır. Hibrit kompozitler için oda sıcaklığında, karbon tabaka sayısının artırılmasının delinme sınırı değerinin yükselmesine çok az katkısının olduğu, $(0^{\circ}/90^{\circ}/\pm 45^{\circ})_s$ takviye açısına sahip Aramid-Cam ve Aramid-Karbon hibrit kompozitlerin delinme sınır değerlerinin, $(0^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ})_s$ takviye açısındaki değerlerinden daha yüksek olduğu tespit edilmiştir. Bunun yanı sıra, oda sıcaklığı altındaki (-20°C) ve üstündeki (60°C) sıcaklıklarda, kompozit plakaların delinme sınırı değerlerinin, uygulanan diğer sıcaklıklardaki (0°C , 20°C , ve 40°C) değerlerine göre daha yüksek oldukları tespit edilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Hibrit kompozit, Darbe davranışı, Sıcaklık etkisi, Saplanma ve delinme sınırı, Hasar modları

Prof. Dr. Muzaffer TOPÇU

Prof. Dr. Ramazan KARAKUZU

Doç. Dr. Numan Behlül BEKTAŞ

Doç. Dr. E. Şahin ÇONKUR

Yrd. Doç. Dr. Hasan ÇALLIOĞLU

ABSTRACT**INVESTIGATION ON THE IMPACT BEHAVIOR OF HYBRID COMPOSITE PLATES**

Sayer, Metin

Ph. D. Thesis in Mechanical Engineering

Supervisors: Assoc. Prof. Dr. Numan Behlül BEKTAŞ and Prof. Dr. Onur SAYMAN

September 2009, 118 Pages

In this study, the impact behaviors of Glass-fiber/Epoxy and hybrid composite plates, Aramid fiber-Glass-fiber/Epoxy, Aramid fiber-Carbon-fiber/Epoxy and Carbon fiber-Glass fiber /Epoxy, subjected to increasing impact energies have been experimentally investigated at room temperature. In order to see the effects of fiber orientation angles on impact behaviors, two different stacking sequences, $(0^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ})_s$ and $(0^{\circ}/90^{\circ}/\pm 45^{\circ})_s$, were chosen for impact tests. In addition, the impact behaviors of Glass-fiber/Epoxy and Carbon fiber-Glass fiber/Epoxy were also investigated at -20°C , 0°C , 40°C and 60°C temperatures. An instrumented drop weight impact testing machine Instron-Dynatup 9250 HV was used for impact testing. The penetration and perforation thresholds of composites were determined by using energy profiling method (EPM). It is designated that increasing the number of carbon laminates in hybrid composites does not significantly contribute to the increasing of perforation threshold. It is found that the perforation thresholds of stacking sequences $(0^{\circ}/90^{\circ}/\pm 45^{\circ})_s$ Aramid-Glass and Aramid-Carbon hybrid composites are higher than those of $[0/0/90/90]_s$ laminates. And, the perforation thresholds of hybrid composites at -20°C and 60°C temperatures are higher than those at other temperatures (0°C , 20°C , and 40°C).

Keywords: Hybrid composite, Impact behavior, Temperature effect, Penetration and Perforation thresholds, Failure modes

Prof. Dr. Muzaffer TOPÇU
Prof. Dr. Ramazan KARAKUZU
Assoc. Prof. Dr. Numan Behlül BEKTAŞ
Assoc. Prof. Dr. E. Şahin ÇONKUR
Asst. Prof. Dr. Hasan ÇALLIOĞLU

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
Doktora Tez Onay Formu	i
Bilimsel Etik Sayfası.....	ii
Teşekkür.....	iii
Özet	iv
Abstract	v
İçindekiler	vi
Şekiller Dizini	viii
Tablolar Dizini	xii
Simgeler ve Kısaltmalar Dizini.....	xiii
1. GİRİŞ	1
1.1. Cam Elyaf/Epoksi Kompozitlerin Darbesi İle İlgili Yapılan Çalışmalar.....	3
1.2. Hibrit Kompozitlerin Darbesi İle İlgili Yapılan Çalışmalar	4
2. DARBE TEST METOTLARI VE HASAR DEĞERLENDİRMELERİ.....	11
2.1. Düşük Hızlı Darbe Test Metotları.....	12
2.1.1. Izod ve Charpy darbe test metotları	12
2.1.2. Pendulum (sarkaç) darbe test metodu	13
2.1.3. Ankastr edilmiş kiriş darbe test metodu	15
2.1.4. Ağırlık düşürmeli darbe test metodu	15
2.2. Yüksek Hızlı Darbe Test Metotları	17
2.2.1. Basınçlı hava ile darbe test metodu.....	17
2.2.2. Split-Hopkinson basınçlı çubuk test metodu.....	18
2.3. Tabakalı Kompozitlerde Vurucu ve Numune Arasındaki Temas (Kontak).....	19
2.4. Tabakalı Kompozitlerde Darbe Sonucu Meydana Gelen Hasarlar ve Bunlara Ait Hasar Modları.....	24
2.4.1. Matriks	27
2.4.2. Delaminasyonlar (tabakalar arası ayrılmalar)	29
2.4.3. Fiber	31
2.4.4. Fiber-matriks arayüzü	33
2.4.5. Tabaka dizilim sırası	33
3. MALZEME ÜRETİMİ VE DARBE KARAKTERİSTİKLERİ	36
3.1. Tek Yönlü Kompozit Plakaların Üretimi.....	36
3.2. Kompozitlerin Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi.....	37
3.2.1. Elastisite modülleri ve kopma mukavemetinin belirlenmesi	38
3.2.2. Basma mukavemetlerinin belirlenmesi	39
3.2.3. Kayma modülü ve mukavemetinin belirlenmesi	40
3.3. Hibrit Kompozit Plakaların Üretilmesi	44

3.4. Darbe Test Cihazı.....	45
3.5. Hibrit Kompozitlerin Darbe Davranışlarının Belirlenmesi.....	47
3.5.1. Kuvvet-çökme (F-d) eğrileri	48
3.5.2. Kuvvet-zaman (F-t) eğrileri	50
3.5.3. Çökme-zaman (d-t) eğrileri.....	50
3.5.4. Absorbe edilen enerji-zaman (E_a -t) eğrileri	51
3.5.5. Hız-zaman (V-t) eğrileri.....	52
3.6. Enerji Profili Metodu (EPM)	53
4. HİBRİT KOMPOZİTLER ÜZERİNE YAPILAN DARBE TESTLERİ	57
4.1. Karbon Elyaf-Cam Elyaf/Epoksi Kompozitler İçin Darbe Testlerinin Uygulanacağı Yüzeyin Tespiti.....	57
4.2. Cam-Elyaf/Epoksi ve Hibrit Kompozit Plakaların Oda Sıcaklığındaki Darbe Testleri	70
4.2.1. Cam-elyaf/Epoksi kompozitlerin oda sıcaklığındaki darbe testleri	71
4.2.2. Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompozitlerin oda sıcaklığındaki darbe testleri	75
4.2.3. Aramid elyaf-Cam elyaf/Epoksi ve Aramid elyaf-Karbon elyaf/Epoksi kompozitlerin oda sıcaklığındaki darbe testleri	80
4.3. Cam Elyaf/Epoksi Kompozitlerin Oda Sıcaklığı Altında ve Üstündeki Darbe Testleri	89
4.4. Karbon Elyaf-Cam elyaf/Epoksi Kompozitlerin Oda Sıcaklığı Altında ve Üstündeki Darbe Testleri	98
5. SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME.....	109
KAYNAKLAR	112
ÖZGEÇMİŞ	118

ŞEKİLLER DİZİNİ

	Sayfa
Şekil 2.1 Charpy darbe test sistemi ve darbe uygulanan numune (üstten görünüm), (b) Izod darbe test sistemi ve darbe uygulanan numune (yan görünüm)	12
Şekil 2.2 Pendulum darbe test sisteminin şematik resmi, (Aktaş 2007)	14
Şekil 2.3 Ankastre edilmiş kiriş darbe test sisteminin şematik resmi, 1) numune ve 2) vurucu	15
Şekil 2.4 Ağırlık düşürme test cihazının şematik bir resmi; 1- Cihaz üst kısmı, 2- Köşe şasi, 3- Yay, 4- Mil, 5- Yük hücresi, 6- Ağırlık kaldırma ve tutma bloğu, 7- Ek ağırlık kutusu, 8- Vurucu (tüp), 9- Kontrol paneli, 10- Blok seviye ayar düğmesi, 11- Hız detektörü, 12- Acil stop düğmesi, 13- Pnömatik numune sabitleyici, 14- Pnömatik geri sekme frenleri, 15- Cihaz alt zemini	16
Şekil 2.5 Basınçlı hava ile darbe test düzeneğine ait şematik resim; 1- Hava filtresi, 2- Basınç regülatörü, 3- Hava tankı, 4- Selenoid valf, 5- Namlu (tüp), 6- Hız sensörü, 7-Numune, (Abrate 1998).....	18
Şekil 2.6 Split-Hopkinson basınçlı çubuk test düzeneğine ait şematik resim; 1- Absorbe çubuğu, 2- Destek parçası, 3- Giriş çubuğu, 4- Tüp, 5- Vurucu tüpü, 6- Gaz tankı, 7- Giriş çubuğu, 8 ve 10- Strain gauge, 9- Numune ve 11- Çıkış çubuğu, (Shu vd 2007)	19
Şekil 2.7 Kontak bölgesindeki basınç dağılımı	20
Şekil 2.8 Rijit bir şekilde desteklenmiş bir tabakadaki ezilme.....	23
Şekil 2.9 Çeşitli hasar kademelerine ait şematik bir resim (Sierakowski ve Chaturvedi 1997).....	26
Şekil 2.10 Tabakalı bir kompozit için meydana gelen hasarlar (Shyr ve Pan 2003)	27
Şekil 2.11 Matriks çatlaklarına ait iki tip çatlak oluşumu, (a) Çeki çatlak, (b) Kayma çatlak (Abrate 1998)	28
Şekil 2.12 (a) Hasarın üst tabakadan alt tabakaya doğru çam ağacına benzer şekilde ilerlemesi, (b) Hasarın alt tabakadan üst tabakaya tersine dönmüş çam ağacına benzer şekilde ilerlemesi (Abrate 1998)	29
Şekil 2.13 Delaminasyon alanlarının fiber yönlendirme açılarına göre şekilleri (Abrate 1998)	30
Şekil 2.14 Darbe uygulanan yüzeye göre hasar yayılımı, (a) Cam yüzeyden, (b) Aramid yüzeyden (Park ve Jang 2001)	33
Şekil 2.15 Sıralı delaminasyon şeritlerinin şematik gösterimi (Malvern vd 1987).....	35
Şekil 3.1 (a) Cam-elyaf, (b) Karbon-elyaf ve (c) Aramid-elyaf kumaşlara ait fotoğraflar.....	37
Şekil 3.2 Deney numunelerine ait geometri ve boyutlar (a) E_1 , X_t ve v_{12} 'nin tespiti için, (b) E_2 ve Y_t 'nin tespiti için.....	39
Şekil 3.3 Deney numunelerine ait geometri ve boyutlar (a) X_c 'nin tespiti için, (b) Y_c 'nin tespiti için.....	40

Şekil 3.4	Kayma modülü G_{12} 'nin belirlenmesi için deney numunelerine ait geometri ve boyutları	41
Şekil 3.5	Iosepescu test aparatı.....	42
Şekil 3.6	Tabakalar arası kayma mukavemetinin (S_i) belirlenmesi için deney numunesine ait geometri ve boyutlar	42
Şekil 3.7	Hibrit kompozit plakaların üretimlerine ait fotoğraflar	44
Şekil 3.8	Hibrit Instron-Dynatup 9250 HV darbe test cihazı	46
Şekil 3.9	Sistem blok diyagramı	47
Şekil 3.10	Artan darbe enerjisi altında oluşan kuvvet-çökme (F-d) eğrileri	49
Şekil 3.11	Kuvvet-zaman (F-t) eğrileri	50
Şekil 3.12	Çökme-zaman (d-t) eğrileri.....	51
Şekil 3.13	Absorbe edilen enerji -zaman (E_a-t) eğrileri	52
Şekil 3.14	Artan Hız-zaman (V-t) eğrileri.....	53
Şekil 3.15	Enerji profili diyagramı.....	55
Şekil 4.1	Hibrit kompozit plakaların darbe uygulanan yüzeyleri.....	58
Şekil 4.2	CCG hibrit kompozitine ait kuvvet-çökme (F-d) eğrileri	58
Şekil 4.3	Hibrit kompozitin yaklaşık 53 J için kuvvet-çökme (F-d) eğrileri	59
Şekil 4.4	GC, CG ve CCG hibrit kompozitlerine ait F_{max} , d_{max} ve t değerleri	60
Şekil 4.5	GC ve CG hibrit kompozitlerine ait enerji profili diyagramı.....	61
Şekil 4.6	CG ve CCG hibrit kompozitlerine ait enerji profili diyagramı	61
Şekil 4.7	GC hibrit kompozitinin 2. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü.....	62
Şekil 4.8	CG hibrit kompozitinin 1. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü.....	63
Şekil 4.9	CCG hibrit kompozitinin 2. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü.....	63
Şekil 4.10	GC hibrit kompozitinin 5. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü.....	64
Şekil 4.11	CG hibrit kompozitinin 4. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü.....	64
Şekil 4.12	CCG hibrit kompozitinin 4. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü.....	65
Şekil 4.13	GC hibrit kompozitinin 6. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü.....	65
Şekil 4.14	GC hibrit kompozitinin 8. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü.....	66
Şekil 4.15	CG hibrit kompozitinin 6. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü.....	66
Şekil 4.16	CCG hibrit kompozitinin 6. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü.....	67

Şekil 4.17 CG hibrit kompozitinin 7. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü.....	67
Şekil 4.18 CG hibrit kompozitinin 8. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü.....	68
Şekil 4.19 CCG hibrit kompozitinin 9. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü.....	68
Şekil 4.20 CCG hibrit kompozitinin 10. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü.....	69
Şekil 4.21 GC, CG ve CCG hibrit kompozitlerine ait P_n ve P_t değerleri	69
Şekil 4.22 Cam-elyaf/Epoksi kompozitlere ait kuvvet-çökme (F-d) eğrileri, a) $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompoziti için, (b) $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{45})_s$ kompoziti için	71
Şekil 4.23 $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ ve $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{45})_s$ kompozitlerine ait darbe karakteristiklerinin artan darbe enerjisine karşı değişimleri	72
Şekil 4.24 Cam-elyaf/Epoksi kompozitlere ait Enerji Profili diyagramı	73
Şekil 4.25 $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompozitine ait hasarlı numunelerin fotoğrafları	75
Şekil 4.26 Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompozitlere ait kuvvet-çökme (F-d) eğrileri, (a) CG1 kompoziti için ve (b) CG2 kompoziti için.....	76
Şekil 4.27 CG1 ve CG2 hibrit kompozitlerine ait darbe karakteristiklerinin artan darbe enerjisine karşı değişimleri	77
Şekil 4.28 CG1 ve CG2 hibrit kompozitlerine ait Enerji Profili diyagramı.....	78
Şekil 4.29 CG1 ve CG2 hibrit kompozitlerine ait hasarlı numunelerin fotoğrafları.....	79
Şekil 4.30 Aramid-cam ve Aramid-karbon hibrit kompozitlerine ait kuvvet-çökme (F-d) eğrileri, (a) AG2 ve (b) AC2 hibrit kompoziti için.....	80
Şekil 4.31 AG1 ve AG2 aramid hibrit kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı kuvvet değerlerinin değişimleri.....	81
Şekil 4.32 AG1 ve AG2 aramid hibrit kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı çökme değerlerinin değişimleri.....	82
Şekil 4.33 AG1 ve AG2 aramid hibrit kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı temas sürelerinin değişimleri	82
Şekil 4.34 AC1 ve AC2 aramid hibrit kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı kuvvet değerlerinin değişimleri.....	83
Şekil 4.35 AC1 ve AC2 aramid hibrit kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı çökme değerlerinin değişimleri.....	84
Şekil 4.36 AC1 ve AC2 aramid hibrit kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı temas sürelerinin değişimleri	84
Şekil 4.37 Aramid hibrit kompozitlere ait Enerji Profili diyagramları, (a) AG1 ve AG2 için ve (b) AC1 ve AC2 için.....	85
Şekil 4.38 Düşük darbe enerjilerinde AG1, AG2, AC1 ve AC2 aramid hibrit kompozitlerine ait hasarlı numunelerin fotoğrafları	87
Şekil 4.39 Delinme sınırı enerjilerinde AG1, AG2, AC1 ve AC2 aramid hibrit kompozitlerine ait hasarlı numunelerin fotoğrafları	88
Şekil 4.40 Cam-elyaf/Epoksi kompozitlerin farklı sıcaklıklarda ve yaklaşık 15 J'deki (F-d) eğrileri, (a) $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompoziti ve (b) $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{45})_s$ kompoziti için.....	89

Şekil 4.41 Cam-elyaf/Epoksi kompozitlerin farklı sıcaklıklarda ve yaklaşık 25 J'deki (F-d) eğrileri, (a) $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompoziti ve (b) $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{45})_s$ kompoziti için.....	90
Şekil 4.42 (a) $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ ve (b) $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{45})_s$ kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı kuvvet değerlerinin sıcaklığa bağlı değişimleri	91
Şekil 4.43 Cam elyaf/Epoksi kompozitlerin sıcaklık geçişlerindeki maksimum kuvvet değerleri	92
Şekil 4.44 (a) $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ ve (b) $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{45})_s$ kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı toplam çökme değerlerinin sıcaklığa bağlı değişimleri	93
Şekil 4.45 Cam elyaf/Epoksi kompozitlerin sıcaklık geçişlerindeki maksimum çökme değerleri	94
Şekil 4.46 (a) $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ ve (b) $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{45})_s$ kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı temas süresi değerlerinin sıcaklığa bağlı değişimleri	95
Şekil 4.47 Cam elyaf/Epoksi kompozitlerin sıcaklık geçişlerindeki maksimum temas süresi değerleri	95
Şekil 4.48 $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompozitinin farklı sıcaklıklardaki Enerji Profil diyagramı	96
Şekil 4.49 $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{45})_s$ kompozitinin farklı sıcaklıklardaki Enerji Profil diyagramı	97
Şekil 4.50 Cam elyaf/Epoksi kompozitlerin sıcaklık geçişlerindeki delinme sınır değerleri	97
Şekil 4.51 Cam elyaf/Epoksi kompozitlerin hasarlı numune fotoğrafları, (a) 60 °C'de $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompoziti ve (b) -20 °C'de $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{45})_s$ kompoziti	98
Şekil 4.52 CG1 ve CG2 hibrit kompozitlerin farklı sıcaklıklarda ve yaklaşık 15 J'deki (F-d) eğrileri, (a) CG1 hibrit kompoziti ve (b) CG2 hibrit kompoziti için	99
Şekil 4.53 CG1 ve CG2 hibrit kompozitlerin farklı sıcaklıklarda ve yaklaşık 27 J'deki (F-d) eğrileri, (a) CG1 hibrit kompoziti ve (b) CG2 hibrit kompoziti için	100
Şekil 4.54 (a) CG1 ve (b) CG2 hibrit kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı kuvvet değerlerinin sıcaklığa bağlı değişimleri	101
Şekil 4.55 CG1 ve CG2 hibrit kompozitlerinin sıcaklık geçişlerindeki maksimum kuvvet değerleri.....	102
Şekil 4.56 (a) CG1 ve (b) CG2 hibrit kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı toplam çökme değerlerinin sıcaklığa bağlı değişimleri	103
Şekil 4.57 CG1 ve CG2 hibrit kompozitlerinin sıcaklık geçişlerindeki maksimum çökme değerleri.....	104
Şekil 4.58 (a) CG1 ve (b) CG2 hibrit kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı temas süresi değerlerinin sıcaklığa bağlı değişimleri.....	105
Şekil 4.59 CG1 ve CG2 hibrit kompozitlerinin sıcaklık geçişlerindeki maksimum temas süresi değerleri.....	105
Şekil 4.60 CG1 hibrit kompozitinin farklı sıcaklıklardaki Enerji Profil diyagramı	106
Şekil 4.61 CG2 hibrit kompozitinin farklı sıcaklıklardaki Enerji Profil diyagramı.....	107
Şekil 4.62 CG1 ve CG2 hibrit kompozitlerinin sıcaklık geçişlerindeki delinme sınır değerleri	107
Şekil 4.63 Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompozitlerin hasarlı numune fotoğrafları, (a) 60 °C'de CG1 hibrit kompoziti ve (b) -20 °C'de CG2 hibrit kompoziti	108

TABLolar DİZİNİ

	Sayfa
Tablo 3.1 Kumaşlara ait özellikler	37
Tablo 3.2 Tek yönlü Cam-elyaf/epoksi, Karbon/epoksi ve Aramid/epoksi kompozitlerin ortam sıcaklığındaki (20 °C) mekanik özellikleri.....	43
Tablo 3.3 Cam-elyaf/Epoksi ve hibrit kompozit plakaların takviye açıları ve özellikleri	45

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

CAI	Darbe sonrası bası testi
FEM	Sonlu elemanlar metodu
GA	Genetik algoritma
FGA	Cam fiber-alüminyum
CFRP	Karbon fiber takviyeli plastik
ρ	Yoğunluk
V_f	Fiber hacimsel oranı
E_1	Fiber yönündeki elastisite modülü
X_t	Fiber yönündeki kopma mukavemeti
ν_{12}	Poisson oranı
E_2	Fiber yönüne dik doğrultudaki elastisite modülü
Y_t	Fiber yönüne dik doğrultudaki kopma mukavemeti
P_{max}	Hasar yükü
w	Numune eni
l	Numune boyu
X_c	Fiber yönündeki basma mukavemeti
Y_c	Fiber yönüne dik doğrultudaki basma mukavemeti
G_{12}	Kayma modülü
t	Numune kalınlığı
S	Kayma mukavemeti
S_i	Tabakalar arası kayma mukavemeti
E_i	Darbe enerjisi
E_a	Absorbe edilen enerji
F-d	Kuvvet-çökme eğrileri
F-t	Kuvvet-zaman eğrileri
d-t	Çökme-zaman eğrileri
E_a-t	Absorbe edilen enerji-zaman eğrileri

V-t	Hız-zaman eğrileri
EPM	Enerji profili metodu
G	Cam fiber
C	Karbon fiber
A	Aramid fiber
s	Simetrik
GC	$(G_0/G_{90}/G_{\pm 45}/G_{90}/G_0)_s + (C_0/C_{90}/C_{\pm 45})$
CG	$(C_0/C_{90}/C_{\pm 45}) + (G_0/G_{90}/G_{\pm 45}/G_{90}/G_0)_s$
CCG	$(C_0/C_{90}/C_{\pm 45})_s + (G_0/G_{90}/G_{\pm 45})_s$
CG1	$(C_0/C_0/C_{90}/C_{90}) + (G_{90}/G_{90}/G_0/G_0)$
CG2	$(C_0/C_{90}/C_{45}/C_{-45}) + (G_{-45}/G_{45}/G_{90}/G_0)$
AG1	$(A_0/A_0/A_{90}/A_{90}) + (G_{90}/G_{90}/G_0/G_0)$
AG2	$(A_0/A_{90}/A_{45}/A_{-45}) + (G_{-45}/G_{45}/G_{90}/G_0)$
AC1	$(A_0/A_0/A_{90}/A_{90}) + (C_{90}/C_{90}/C_0/C_0)$
AC2	$(A_0/A_{90}/A_{45}/A_{-45}) + (C_{-45}/C_{45}/C_{90}/C_0)$

1. GİRİŞ

Kompozit malzemeleri en genel halde, iki veya daha fazla malzemenin makroskobik yapıda bir araya getirilmesiyle yeni bir malzemenin yapılması olarak tanımlayabiliriz. Burada amaç, kullanılan malzemelerin birbirlerinin zayıf kalan yönlerini iyileştirmek ve istenilen yönde daha üstün özellik sağlayan bir malzeme elde etmektir. Örneğin metal matriksli (dolgu malzemeli) bir kompozitin yapımında takviye (fiber) malzemesi olarak çelik ve matriks olarak ta alüminyum kullanılabilir. Böylece alüminyumun hafifliğinden ve çeliğin de alüminyuma göre daha mukavemetli yapısından faydalanılmış olunur.

Polimer matriksli bir kompozit yapımında ise E-camı, S-camı, karbon elyaf (fiber) ve aramid elyaf gibi takviye malzemeleri kullanımı yanında matriks olarak ta en çok epoksi, polyester ve vinilester gibi reçineler kullanılır. Elyaf takviyeli ve tabakalı bu kompozit malzemeler; yüksek dayanım, hafiflik, rijitlik ve özellikle iyi korozyon direnci sağlamalarından dolayı metal malzemelere oranla birçok kullanımda tercih edilmektedirler. Kullanılan bu elyaflardan cam elyaf, karbon elyaf ve aramid elyafın bazı avantaj ve dezavantajlarını aşağıdaki gibi sıralayabiliriz.

Cam elyafların sahip olduğu bazı avantajlar; yüksek çekme mukavemetine sahip olmaları, düşük fiyatlı olmaları, kimyasal malzemelere karşı dirençli olmaları, elektriği iletmemeleri ve ısı dirençlerinin düşük olması olarak sıralayabiliriz. Ama bunun yanı sıra düşük çekme elastisite modülüne sahip olmaları ve düşük yorulma direncine sahip olmalarını ise dezavantajları olarak sıralayabiliriz.

Karbon (grafit) elyafların sahip olduğu bazı avantajlar ise, ağırlığına göre yüksek çekme ve basma mukavemetine sahip olmaları, kırılmada yüksek çekme şekil değiştirmesine sahip olmaları, yüksek aşınma ve yorulma mukavemetlerine sahip olmaları, düşük ısı genleşme katsayısına sahip olmaları ve sürünme mukavemetlerinin yüksek olması olarak sıralayabiliriz. Ama bunun yanı sıra pahalı olmaları, yüksek elektrik iletkenliğine sahip olmaları, gevrek yapılarından dolayı düşük tokluğa sahip

olmaları ve düşük darbe direncine sahip olmalarını ise dezavantajları olarak sıralayabiliriz.

Aramid elyafların sahip olduğu bazı avantajlar ise, yüksek çekme mukavemetine sahip olmaları, düşük ağırlıklı olmaları, yüksek darbe direncine sahip olmaları, fiber doğrultusunda düşük ısıl genleşme katsayısına sahip olmaları, yüksek tokluğa ve esnek bir yapıya sahip olmaları şeklinde sıralayabiliriz. Ama bunun yanı sıra düşük basma mukavemetine sahip olması ve zor kesilmeleri ise dezavantajları olarak sıralanabilir.

Hibrit kompozitler ise, iki veya daha fazla farklı fiberin bir matriks ile bir araya getirilerek, daha iyi özelliklere sahip bir kompozitin elde edilmesi amacıyla yapılır. Böylece yeni ve farklı tip kompozitler yapılabilir. Örneğin, aramid karbona göre daha ucuz ve tok bir elyaftır ancak basma mukavemeti düşüktür. Karbon ise düşük tokluğa sahip, pahalı ancak iyi basma mukavemeti olan bir elyaftır. Bu iki elyaflın kullanıldığı bir kompozitin tokluğu karbon elyaflı kompozitden iyi, maliyeti düşük ve basma mukavemeti de aramid elyaflı kompozitden daha yüksektir. Dolayısıyla hibrit kompozitler yüksek mukavemet, düşük ağırlık, iyi hasar toleransı ve iyi bir darbe direnci, iyi bir yorulma ömrü ve iyi bir korozyon direnci sağlamalarından dolayı özellikle havacılık, otomotiv ve savunma sanayinde yaygın bir kullanıma sahiptir. Örnek olarak aramid elyaflar uçak yapımında düşük basma mukavemetleri nedeniyle, karbon elyaflarla birlikte hibrit kompozit olarak, kumanda yüzeylerinde kullanılmaktadırlar.

Fakat bu tür kompozitler üzerine herhangi bir cismin düşmesi veya çarpması (örneğin bir taşın çarpması) durumunda bu malzemelerin darbe davranışı oldukça karmaşıktır ve farklılık gösterir. Yüksek hızlardaki darbe malzeme üzerinde gözle görülür hasarlar meydana getirir. Fakat düşük ve orta hızlardaki darbe daha az önemli gibi görünse de malzemenin içerisinde matriks çatlakları ve delaminasyonlar gibi (tabakalar arası ayrılma) hasarlar meydana getirir. Önceden görülemeyen ve potansiyel tehlike arz eden bu hasarlar çalışma esnasında büyüyerek büyük felaketlere sebebiyet verebilir. Kompozit ve hibrit kompozit malzemeler üzerine darbe konusu ve bu malzemelerin darbe davranışları birçok araştırmacı tarafından araştırılmış ve günümüzde de çeşitli yönlerden araştırılmaktadır.

1.1. Cam Elyaf/Epoksi Kompozitlerin Darbesi İle İlgili Yapılan Çalışmalar

Cam elyaf/Epoksi kompozitlerin maliyetlerinin düşük olması, çeşitli açılarda yönlendirilerek dizilim sıralarının ayarlanabilmesi, tabaka kalınlıklarının arttırılarak düşük ve yüksek hızlı darbeye maruz bırakılması, darbe için vurucu ağırlığının değiştirilerek bunun darbe davranışlarına etkisi ile ilgili birçok araştırma yapılmıştır (Abrate 1991, Wang ve Chou 1997, Abrate 1998, Sutherland ve Soares 1999, Reid ve Zhou 2000, Mili ve Necip 2001, Belingardi ve Vadori 2003, Liu 2004, Lee ve Cheon 2001, Sadasivam ve Mallick 2002, Tanoğlu vd 2001, Choi 2006, Liu ve Raju 2000a). Kompozit yapılar üzerine yabancı nesnelere darbesi neticesinde yapıda iç hasar oluşması çok büyük bir oranda yapının mukavemetini azaltmaktadır. Bu tip darbeleri incelerken olayın dinamiğini, sebep olunan hasarın büyüklüğünün ve yapının artık özelliklerinin tahmininin iyi anlaşılması gerekmektedir. Darbe olayı, hedefin hareketini, merminin veya atılan cismin hareketini, mermi ile hedefin temasındaki bölgede kırılmaların ve çatlamların oluşumunu içermektedir. Buna göre, Abrate (2001) yaptığı çalışmada darbe dinamiği analizinde enerji-denge modeli, yay-kütle modeli ve her iki modeli de içeren bir model olacak şekilde üç ana model tanımlamıştır.

Kessler ve Bledzki (1999), çapraz takviyeli tabakalı cam/epoksi tabakaların düşük hızlı darbe testlerinde, darbe davranışına fiber/matriks yapışma kalitesinin etkisini araştırmışlardır. Fiber/matriks arasında iyi yapışma sağlanan plakaların hasar direncinin iyi yapışmamış plakalara göre daha çok arttığını ve daha gevrek yapıdaki matriks sistemlerin daha düşük hasar direnci gösterdiklerini tespit etmişlerdir. Aslan vd (2003), özel olarak geliştirdikleri dikey ağırlık-düşürmeli test cihazı ile E-cam/epoksi tabakalı kompozitler üzerine düşük hızlı darbenin düzlem boyuttaki etkisini araştırmışlardır. Buna göre, oluşan temas kuvveti değerinin vurucu kütesine göre değişimini ve 150 mm x 100 mm boyutlarındaki plaka için en büyük temas kuvvetinin ve delaminasyon alanının meydana geldiğini tespit etmişlerdir.

Sutherland ve Soares (2005), düşük hacimsel oranlı cam elyaf takviyeli polyester tabakalı kompozitlerin darbe karakteristiklerini araştırmışlardır. Buna göre, ağırlık düşürme testini hacimsel oranlı cam elyaf takviyeli polyester tabakalı disk kompozitlere uygulamışlar ve malzemenin davranışını inceleyerek uygulanan matematik modellerle

kıyaslamışlardır. Sonuç olarak, matematik modellemesi yapılmadan önce darbe davranışının iyi bir şekilde karakterize edilmesi gerektiğini ortaya koymuşlardır. Ataş ve Liu (2008), küçük dokuma açısına sahip örgü (woven) kompozitlerin darbe cevabını ve dokuma açısının darbe karakteristiklerine olan etkisini araştırmışlardır. Yapılan deneyler sonucunda delinme sınırının ve enerji absorbe edebilme kabiliyetinin dokuma açısının küçülmesiyle önemli bir derecede arttığını ve örneğin $[0/20]_4$ örgü kompozitlerin delinme sınırının $[0/90]_4$ örgü kompozitlerin delinme sınırından %40 daha yüksek olduğunu bildirmişlerdir.

Naik vd (2002) düz dokunmuş E-cam/epoksi tabakaların ağırlık düşürmeli darbe testi ile dört farklı hız ve dört farklı vurucu ağırlığına göre numunelerin darbe davranışlarını incelemişler ve sonrasında da hasarlı numunelerin darbe sonrası bası testlerini (CAI) yapmışlardır. Buna göre, hasar toleransının fazla ağırlık ve düşük hız kombinasyonuna göre düşük ağırlık ve yüksek hız için daha büyük olduğunu bildirmişlerdir. İçten ve Karakuzu (2009), düz dokunmuş ve farklı dokuma yoğunluklarına sahip (hücrelerarası boşluklu ve hücrelerarası boşluksuz) E-cam/epoksi kompozitlerin darbe testlerini yapmışlardır. Buna göre, darbeye maruz kompozitler için en önemli hasar kademesi olan delinme sınırı ve darbe karakteristiklerini belirlemişlerdir. Sonuç olarak, düşük basınç altında hücrelerarası boşluklu olan örgü kompozitlerin delinme sınırı, üretilen diğer tip kompozitlere göre daha yüksek bulunmuştur. Aktaş vd (2009), iki farklı tip cam/epoksi kompozitin çeşitli darbe enerjilerinde darbe testlerini yaparak kompozitlerde meydana gelen hasar modlarını belirlemişlerdir. Buna göre matriks çatlağı ile başlayan hasar modu darbe enerjisinin artmasıyla, cam elyafın gevrek yapısından dolayı fiber kırılmalarının baskın olduğu bir hasara dönüştüğünü bildirmişlerdir.

1.2. Hibrit Kompozitlerin Darbesi İle İlgili Yapılan Çalışmalar

Hibrit kompozitlerin darbe davranışlarının belirlenmesi için yapılan çalışmalar da oldukça fazladır. Örneğin; cam, karbon, aramid veya S2-camı gibi fiberlerle çeşitli açılarda takviyelendirilen hibrit kompozitlerin, mekanik özelliklerinin ve hasar oluşumlarının araştırılması (Onal ve Adanur 2002), tekrarlı darbe testlerinin yapılması (Hosur vd 2003, Sugun ve Rao 2004, David-West vd 2008), zırh olarak tasarlanmaları (Larsson ve Svensson 2002) ve sandviç formda (Lee vd 1997, Caprino vd 2004, Hosur

vd 2004) yapılabildiği düşük hızdaki darbe testleri yanında balistik testlerinin yapılması (Deluca vd 1998, Caprino vd 1999, Naik vd 2000) gibi birçok araştırmalar yapılmıştır.

Bu hibrit kompozitlerden karbon/epoksi kompozitler özellikle havacılık ve uzay sanayinde kullanıldığından, kompozit tabaka üzerine bir darbe söz konusu olduğunda, düşük hızlar için matris çatlağı ile başlayan hasar, tabakalar arası hasara ve nihayetinde de yüksek hızlar için fiber kırılmalarına yol açar. Bu durum kompozitin yük taşıma kabiliyetini önemli ölçüde düşürür ve özellikle de delaminasyonlu alanlar içindeki tabaka burkulmasından dolayı bası yükünde en büyük düşüşe sebep olur (Reis ve Freitas, 1997). Ying (1998), Oguibe ve Webb (1999) ve Moura ve Goncalves (2004), bu tip hibrit kompozitlerde darbe neticesinde oluşan hasarın belirlenmesi ve önceden tahmin edilebilmesi için bir hasar kriterine göre sonlu elemanlar modeli oluşturmuşlardır. Strait vd (1992), karbon (grafit) fiber takviye ile sertleştirilmiş termoplastik epoksi tabakalar için bazı etkileri karakterize etmek için darbe testleri yapmışlardır. Darbe direncini saplanma testleri esnasında yük ve enerji parametrelerine göre karakterize etmişler ve deney sonuçları ise hasar başlangıcı ve maksimum yük arasında bir ilişki olduğunu göstermiştir. Buna göre, tabakalardaki hasar başlangıcı için enerji gereksinimine göre tabaka dizilim sırası ve takviye formunun çok büyük bir etkisinin olmadığı ve tabaka dizilim sırası ve takviye formunun özellikle yüksek enerjideki darbe direncine önemli bir etkisinin olduğunu rapor etmişlerdir.

Hosur vd (2005), dört farklı kombinasyona sahip hibrit tabakaların, darbe test cihazıyla, düşük hız altındaki darbe davranışının belirlenmesi üzerine deneysel bir çalışma yapmışlardır. Hibrit tabakalar, SC-15 epoksi reçine sistemli, vakumlu reçine kalıp işlemi kullanılarak çapraz örgü karbon kumaş ve düz örgü S2-cam kumaş kullanılarak üretilmiştir. Ayrıca, karbon/epoksi ve cam/epoksi tabakaların darbe davranışları hibrit numuneler ile de karşılaştırılmıştır. Sonuç olarak, hibrit kompozitlerin rijitliğindeki az bir azalma ile karbon/epoksi tabakalarla karşılaştırıldığında yük taşıma kabiliyetlerinde artma olduğu görülmüştür. Morais vd (2005), cam, karbon veya aramid fiber takviyeli kompozitlerin tekrarlı düşük enerjili darbelere karşı, darbe direnci üzerine tabaka kalınlığı etkisini, iki darbe enerji seviyesi için araştırma yapmışlardır. Elde edilen sonuçlara göre, belirli bir enerji seviyesi altında tabaka kesiti, darbe direncinin belirlenmesi ile ilgili en önemli değişkendir. Bu şartlar altında bütün test edilen tabakaların deneysel veri noktaları, kullanılan fibere

bakılmaksızın bir tek eğri üzerine düşmektedir. Vurucunun enerji seviyesi arttırıldığında fiber karakteristikleri de bununla ilgili olmakta ve cam kumaş takviyeli kompozit için, tabaka kalınlığının artmasıyla darbe direnci de daha dik bir artış göstermektedir.

Khalili vd (2007), düzlem içinde çeki ön gerilmeli, tek yönlü takviyeli karbon/epoksi kompozit plakanın transvörs yönünde darbe yüküne maruz bırakılması durumunu araştırmışlardır. Tek eksenli ve iki eksenli ön gerilmeli her iki durum göz önünde bulundurularak ve bunların kontak kuvveti, kontak esnasındaki ve plağın merkezindeki çökmesini değerlendirmişler ve sonuç olarak fiberlere paralel ön gerilmeler ile fiberlerin transvörs doğrultusundaki ön gerilmeler karşılaştırıldığında, fiberlerin transvörs doğrultusundaki ön gerilmelerinin büyük bir rol oynadığını bildirmişlerdir. Rahul vd (2006), darbe yüküne maruz, hibrit fiber takviyeli plastik tabakalı plakaların optimizasyonu üzerine bir çalışma yapmışlardır. Bunun için, Sonlu Elemanlar Metodu (FEM) ve Genetik Algoritma (GA) metotlarını, minimum fiyat, ağırlık veya her ikisinde göz önünde bulundurmışlardır. Karbon/epoksi (T300/5208)-aramid/epoksi (Kevlar 49) hibrit tabakaları ağırlıklarıyla maksimum mukavemette optimum tabakalandırma yapabilmek için kullanmışlardır. Tabaka optimizasyonu için darbe nedeni delaminasyon ve matriks çatlağını hasar kriteri olarak kullanılmışlardır. Bunun sonucunda, Genetik Algoritma ve Sonlu Elemanlar Metodunun birlikte birleştirilerek kullanılmasıyla elde edilen sonuçları çoklu ve tekil fonksiyonların her ikisi için optimal çözüme yakın bulmuşlardır.

Ataş (2007), cam fiber-alüminyum (FGA) kompozitlerin darbe davranışı üzerine deneysel bir araştırma yapmıştır. Test numunelerine artan darbe enerjisi, numunede delinme olana kadar uygulanmıştır. Darbe yüklü FGA kompozitlerin hasar işlemlerinde, ilk olarak hasarlı numunelerin üst ve alt yüzleri incelenmiştir. Hasarlı FGA numunelerde bir dizi hasar mekanizmaları dikkat çekmektedir, örneğin alüminyum tabakalarda kalıcı plastik deformasyon, yırtılma ve kayma kırılması meydana gelirken; cam epoksi tabakalarda fiber kırılması ve bitişik tabakalarda delaminasyon meydana gelmiştir (örneğin; kompozit/kompozit ve kompozit/metal arayüzlerde). Park ve Jang (2000), üç tabakalı aramid fiber/cam fiber hibrit kompozitlerin, tabaka dizilim sırasının ve yüzey davranışının düşük hızlı darbe sonrası bası performansını ve darbe sonrası artık bası mukavemetlerini incelemişlerdir. Buna göre darbe enerjisi arttıkça kompozitlerin artık mukavemeti, delaminasyon alanının artmasından dolayı

düşmektedir. Sonuç olarak, bası yükü altında aramid fiberli yüzeyin delaminasyon alanını ve delaminasyon başlama direncini artırdığını bildirmişlerdir. Park ve Jang (2001a), ince tabakaların darbe davranışı üzerine tabaka dizilim sırası etkisini incelemek için aramid fiber/cam fiber hibrit kompozitler hazırlamışlardır. Darbe dart test cihazını kullanarak hibrit kompozitlerin darbe özellikleri üzerine aramid tabakanın bulunduğu yerin darbeye etkisini de araştırmışlar ve aramid tabaka, darbe uygulanan yüzey olduğunda kompozit daha yüksek bir darbe enerjisi göstermiştir. Bunun nedeni olarak da darbeye maruz ince tabaka yüzeylerinde daha yüksek deformasyon meydana gelmesini ve tabaka ara yüzeylerinde farklı enerji absorbe edilmesini göstermişlerdir.

Whittingham vd (2004), ön gerilmeli karbon/epoksi kompozit yapıların düşük enerjide darbeye maruz kalması durumunda meydana gelen hasarı incelemişlerdir. Numuneler için, her bir ekseninde bağımsız, ya tek eksenli veya iki eksenli olarak çekme veya bası yükü uygulayacak şekilde bir deney düzeneği tasarlanmıştır. Tek eksenli çekme, çift eksenli çekme, kayma ve ön gerilmemiş durumlarda, 6 J ve 10 J olmak üzere iki enerji seviyesinde darbe deneyleri yapılmıştır. Ön gerilme etkisinin kalıcı iz derinliğine, absorbe edilen enerjiye ve maksimum darbe yüküne nasıl etki ettiği deneysel olarak belirlenmiştir. Deney sonuçları saplanma/delinme derinliğinin, maksimum yükün ve absorbe edilen enerjinin düşük darbe enerjilerinde (6 J) ön gerilme değerinden bağımsız olduğunu, fakat daha yüksek darbe enerjileri (10 J) için daha önemli olmaya başladığını göstermiştir. Lee vd (2004), karbon fiber takviyeli hibrit kompozit levhaların statik ön yüklemelere maruz kalması durumunda kompozit levhada oluşan hasarı, yorulma ve kalıcı statik bası gerilmeleri ile darbe enerjisi arasındaki ilişkiyi belirlemişlerdir. Bunun için CFRP (karbon fiber takviyeli plastik) ve hibrit esaslı kompozit levhalar olmak üzere iki çeşit kompozit levha kullanılmışlardır. Kompozit levhalar düzlem darbe yüklerine maruz bırakılmış ve hasar sonrası bası yüklerine maruz bırakılan numunelerin kırılma yüzeylerine bakılarak yorulma hasar prosesleri ve statik bası yükleri belirlenmiştir.

Imielińska vd (2004), iki farklı dokuma açısındaki cam-aramid fiber/epoksi tabakayı suya daldırılmış ve sonrasında da düşük hızlı darbeye maruz bırakmışlardır. Darbe sonrası plakalar hasar toleransının değerlendirilmesinde, artık mukavemetin belirlenmesi için basıda tekrar statik olarak test edilmiştir. Maksimum su absorbe

edilmesinin (%4,1–4,4) ve su difüzyon katsayısının sadece takviye konfigürasyonuna çok az bağlı olduğunu ve delaminasyon sınır yükünün ve darbe enerjisinin absorbe edilmesinin, su absorbe edilmesiyle önemli bir şekilde etkilenmediğini bildirmişlerdir. Wan vd (2005), reçine transferi yöntemine göre üretilen üç boyutlu örgülü karbon/keklar hibrit kompozitlerin üretiminde çeşitli oranlarda keklar kullanmış ve bu kompozitlerin yük-çökme davranışı, eğilme özellikleri, darbe özellikleri ve kayma mukavemetini belirlemek için keklar/karbon oranının bir fonksiyonu olarak çalışmışlardır. Buna göre, keklar hacimsel oranı arttıkça darbe mukavemeti ve kayma mukavemeti de artmış ve eğilme özellikleri azalmıştır. Im vd (2001), çapraz takviyeli 16 ve 24 tabakalı karbon/epoksi ve karbon/peek kompozitlerin, -30 °C, 20 °C, 90 °C ve 120 °C’de, 5 mm çapındaki çelik bir bilya ile kompozit tabakalarda meydana gelen hasarı belirlemek amacıyla 60 ila 105 m/s hızlarda darbe testleri yapmışlardır. Buna göre sıcaklık arttıkça delaminasyon alanının azaldığını, düşük ve yüksek sıcaklıklar için darbe enerjisi ve delaminasyon alanı arasında lineer bir ilişkinin olduğunu ve karbon/peek kompozitler için delaminasyon alanının sıcaklığın azalmasıyla arttığını bildirmişlerdir.

Rio vd (2005), tek yönlü, [0°/90°] fiber açılı, yarı izotrop ve örgü karbon/epoksi kompozit plakaların düşük hızlarda ve düşük sıcaklıklarda (20 °C ila -150 °C) darbe testlerini yapmışlar ve darbe sonrası hasar yayılımını C-scanda analiz etmişlerdir. Sonuç olarak, sıcaklığın düşmesiyle kompozitlerde meydana gelen matriks çatlağı ve delaminasyon alanı genişlemiş, daha fazla fiber-matriks ayrılması meydana gelmiş ve numune arka yüzeyinde fiber kırılması meydana gelmiştir. Bütün kompozitler için sıcaklığın 20 °C’den -60 °C ve -150 °C’ye azalmasıyla ve darbe enerjisinin artmasıyla, absorbe edilen enerji ve hasar alanının da arttığını bildirmişlerdir. Salehi-Khojin vd (2006), tabakalı Kevlar/cam-elyaf kompozitlerin değişken sıcaklıklarda (-50 °C ila 120 °C) ve düşük hızlarda darbe deneylerini ve darbeden sonra sıcaklık etkisinde, maksimum enerji, elastik enerji, maksimum çökme, maksimum darbe kuvveti, süneklik ve darbe sonrası basınç testlerini yapmışlardır. Buna göre, düşük darbe enerjisinde absorbe edilen enerjinin sabit ve sıcaklıktan bağımsız olduğunu ve darbe enerjisinin artmasıyla absorbe edilen enerjinin sıcaklığa daha fazla bağımlı olduğunu ve maksimum çökmenin ise darbe enerjisi veya sıcaklığın artmasıyla arttığını rapor etmişlerdir.

Halvorsen vd (2006), poliüretan köpük ile doldurulmuş cam elyaf ve aramid/cam sandviç kompozitlerin, düşük hızlarda -50°C , 20°C , 70°C ve 120°C 'de darbe ve darbe sonrası bası testlerini yapmışlardır. Deney sonuçlarına göre, kompozitlerin düşük sıcaklıklarda daha gevrek bir davranış göstererek -50°C 'de en büyük lokal hasarın ve fiber kırılmalarının meydana geldiğini bildirmişlerdir. Yüksek sıcaklıklarda ise kompozitlerin daha sünek bir davranış göstererek en büyük lokal hasarın meydana geldiğini, fiber kırılmalarının azaldığını ve sıcaklık arttıkça darbe sonrası bası mukavemetinin de azaldığını rapor etmişlerdir. Salehi-Khojin vd (2007), aramid/hibrit ve karbon yüzeyli sandviç kompozitlerin, -50°C , 20°C , 70°C ve 120°C sıcaklıklarda ve düşük hızlarda, eğilme ve iki yüzey arasındaki kayma gerilmelerini, maksimum enerji absorpsiyonunu, moment parametreleri ve darbe sonrası bası mukavemetlerini belirlemek amacıyla darbe testleri yapmışlardır. Buna göre, yüksek darbe enerjisinde vurucu tamamen kompozite saplandığında, absorbe edilen maksimum enerji sıcaklığın azalmasıyla karbon ve karbon-aramid yüzeyli kompozitler için azalmış ve karbon/hibrit kompozitler için artmıştır. Ayrıca -50°C 'de en büyük hasar alanı ve fiber kırılmaları meydana gelirken, sıcaklığın artmasıyla hasar alanı ve fiber kırılmalarının azaldığını bildirmişlerdir.

Ganapathy ve Rao (1997), düşük hızlı darbeye maruz silindirik kompozit plakaların hasar analizini yapmışlardır. Bunun için tabaka içi gerilmeler, 48 serbestlik dereceli tabakalı kompozit kabuk elemanlar kullanarak iki boyutlu sonlu elemanlar analizi ile hesaplanmıştır. Hasar analizinde Tsai-Wu hasar kriteri ve maksimum gerilme kriteri kullanılmıştır. Tabakalar arası gerilmeler ise üç boyutlu denge denklemlerinin tabaka kalınlığı boyunca kullanılmasıyla hesaplanmıştır. Nandlall vd (1998), kompozit malzemelerin hasar mekaniği temeline dayalı yeni bir model geliştirerek hali hazırda non-linear dinamik analiz yapan Ls-Dyna 2D paket programına yerleştirerek programda gelişme sağlamışlardır. Bu programı kullanarak geliştirdikleri program ile 9.5mm ve 19.05mm kalınlığındaki (S2-glass-fibre) S2-cam-lifli takviyeli plastik tabaka üzerine 2.84gr mermi modeli ile nümerik simülasyonu gerçekleştirmişlerdir. Simülasyon sonunda elde ettikleri değerlerin deneysel verilerle uyumlu olduğunu ifade etmişlerdir.

Freitas ve Rei (2000), iki farklı dizilim ve iki farklı reçine kullanılarak üretilen karbon/epoksi kompozit plakaların hasar gelişimi ve mekanizmalarının belirlenmesi amacıyla darbe testleri yapmışlardır. Hasarın belirlenmesinde C-scan ultrasonik cihazı

kullanarak ve sadece statik analiz yaparak numunelerin nümerik olarak bir değerlendirmesini yapmışlardır. Sonuçlar delaminasyon alanının darbe yükünden dolayı tabakalar arası arayüzlerin sayısına bağlı olduğunu göstermiştir. Darbeden sonra iki hasar mekanizması plakaların kalınlığı ve dizilim sırasından etkilendiğini göstermiştir. Hou vd (2000), darbe olaylarında, delaminasyona neden olan şeyin, matriks çatlakları ve fiber hasarının meydana getirdiği tabakalar arası kayma gerilmeleri olduğunu ifade etmişlerdir. Delaminasyonda kalınlık boyunca oluşan bası gerilmeleri, kalınlık boyunca oluşan çeki gerilmeleri kadar aynı etkiye sahiptir ve bu bası gerilmeleri ilerleyen çatlakları sınırlayıcı bir etki yapar. Buna göre, hasarın belirlenmesinde hasar kriterini temel alan ve diğer matriks çatlakları ve fiber hasarı kriterlerini de dikkate alarak geliştirilen kriter Ls-Dyna 3D'de uygulamışlardır.

Hosseinzadeh vd (2006), dört farklı fiber takviyeli kompozit plakalara standart bir ağırlık düşürme test cihazı ile farklı darbe enerjileri ve momentlerinde darbe testleri yapmışlardır. Cam fiber takviyeli kompozitlere aynı enerji için iki farklı ağırlık ile darbe uygulandığında ağır olan kütle için daha büyük bir hasar meydana gelmiştir. Karbon fiber takviyeli kompozit plakalar ise düşük hızlı darbeye en iyi yapısal özellikleri göstermiştir. Bütün plakalar Ansys Ls- Dyna ile benzer şartlar için modellendiğinde, sadece hasar başlangıç değerinin tahmin edilebildiğini ve hasar şekillerinin test sonuçları ile aynı olmadığını belirtmişlerdir. Vaidya vd (2006), ek yeri bağlantısı yapıştırıcı ile yapılmış olan karbon/epoksi kompozit numunelere, düzleme dik doğrultuda düşük hızlı bir darbe uygulanması neticesinde meydana gelen hasar oluşumunu incelemişlerdir. Bunun için, bir sonlu elemanlar modeli geliştirmişler ve düzlem doğrultusu ve düzleme dik doğrultu için analiz etmişlerdir. Statik yükleme için Ansys ve düzleme dik doğrultu için Ls-Dyna 3D paket programlarını kullanmışlardır. Sonuç olarak, düşük hızlı darbe deneylerinden elde edilen sonuçlar ile sonlu elemanların düzleme dik doğrultusu için elde edilen sonuçlar birbirlerini doğrulamıştır.

2. DARBE TEST METOTLARI VE HASAR DEĞERLENDİRMELERİ

Darbe; düşük, orta veya yüksek hızlarda çok kısa bir süre içinde, bir malzeme veya yapı üzerine uygulanan anlık bir dış kuvvet olarak tanımlanabilir. Malzeme veya yapı üzerine gelen darbeleri başlıca düşük hızlı veya yüksek hızlı olarak sınıflandırmak mümkündür. Düşük hızlı darbelerde darbe hızı 1 ila 10 m/s arasında değişmektedir (Mili ve Necip 2001). Düşük hızlı darbeler düşük enerjili darbe olarak da nitelendirilmektedir. Düşük hızlı darbe için örnek olarak kompozit malzemelerin üretimi, tamiri veya bakımı esnasında bir aletin düşmesini veya çarpmasını örnek verebiliriz. Böyle bir darbede büyük bir ağırlığa sahip parçanın düşük hızla çarpması durumu söz konusudur. Bu düşme veya çarpma kompozitin iç tabakalarında hasar meydana getiren ve delaminasyonlara (tabakalar arası ayrılma) sebep olan darbelerdir.

Yüksek hızlı darbeler ise balistik limitte olan darbelerdir ve deneysel olarak darbe hızı yaklaşık 74,1 m/s'ye kadar olan hız olarak belirlenmiştir (Jenq ve Mo 1996). Yüksek hızlı darbe için de, bir uçağın havalanması veya havaalanına inmesi esnasında, uçak gövdesine bir taş parçasının çarpmasını örnek verebiliriz. Böyle bir darbede de küçük bir ağırlığa sahip parçanın yüksek hızla çarpması durumu söz konusudur. Böyle yüksek hızlı bir darbe söz konusu olduğunda, eğer parça yüksek bir hıza sahip ise kompozit malzemeye saplanabilir veya delip geçebilir.

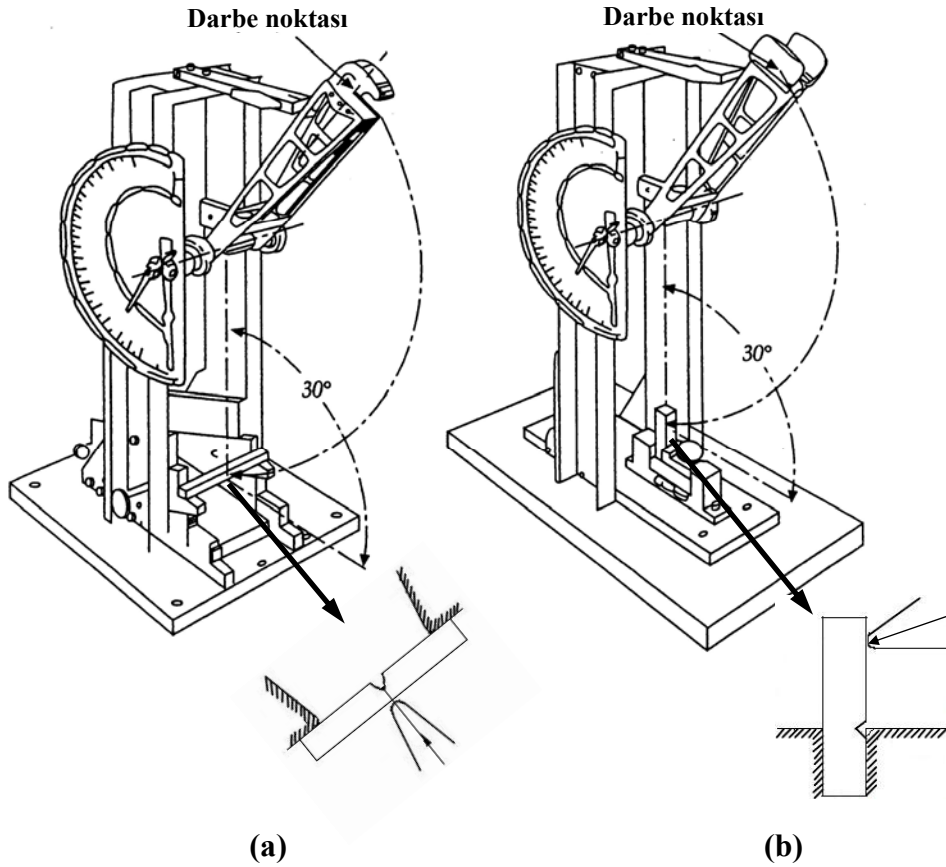
Malzeme veya yapılar üzerine gelebilecek ve iki tip hıza sahip olabilecek darbelerin, malzeme veya yapıda meydana getirebileceği hasarı önceden tahmin etmek, simülasyonunu yapmak ve bunlara ait dinamik özelliklerin (enerji absorbe etme kabiliyeti, kırılma tokluğu, hasar mekanizmaları, mukavemet düşüşü ve çentik hassasiyeti) belirlenmesi amacıyla yapılan bazı darbe testleri vardır. Buna göre aşağıdaki alt başlıklarda darbe testleri, düşük hızlı ve yüksek hızlı yapılan darbe testleri olarak iki kısımda anlatılmıştır.

2.1. Düşük Hızlı Darbe Test Metotları

Malzemelerin darbe direncinin belirlenmesi için yapılan düşük hızlı darbe test metotları; Izod ve Charpy darbe test metotları, Pendulum darbe test metodu, Ankastre edilmiş kiriş darbe test metodu ve Ağırlık düşürmeli darbe test metotlarıdır.

2.1.1. Izod ve Charpy darbe test metotları

Izod ve Charpy darbe test metotları basit sarkaç testleri olup, metal malzemelerin darbe performansının özellikle de gevrek/sünek geçiş sıcaklığının ve çentik hassasiyetinin değerlendirilmesinde uygulanan test metotlarıdır. Bu iki methoda numuneye uygulanacak olan darbenin limiti bellidir ve bu iki test metodunun birbirlerinden bazı farklılıkları vardır. Örneğin sarkaç tipleri, numunelerin desteklenme şekli ve numunelere açılan çentiğe göre darbe uygulanan yüzey farklıdır. Numunelerin ortasına gelecek şekilde açılan çentik, *U* veya *V* şeklindedir.



Şekil 2.1 Charpy darbe test sistemi ve darbe uygulanan numune (üstten görünüm), (b) Izod darbe test sistemi ve darbe uygulanan numune (yan görünüm)

Buna göre Şekil 2.1(a)'da görüldüğü üzere Charpy darbe testinde numune yatay konumda desteklenmiştir ve darbe çentik açılmamış olan yüzeyden uygulanmaktadır. Izod darbe testinde ise Şekil 2.1(b)'de görüldüğü üzere numune dik konumda desteklenmiştir ve darbe çentik açılmış olan yüzeyin hemen üstünden uygulanmaktadır. Bu testlerde çentikli deney numunelerine, standart bir yükseklikten bırakılan bir sarkaç çarptırılır ve böylece numuneye darbe uygulanmış olur. Uygulanan bu darbeden sonra sarkacın çıkmış olduğu yükseklik tespit edilir ve sarkacın ilk ve son konumu arasındaki enerji farkı numune tarafından absorbe edilen enerji olarak belirlenir. Darbe uygulandıktan sonra sarkacın numuneyi kırıp çıkabildiği yükseklik ne kadar az ise numune tarafından absorbe edilen enerji dolayısıyla da malzemenin darbe direnci veya tokluğu o kadar fazla olmuş olur.

Izod testi yaygın olarak polimerlerin testi için kullanılırken Charpy testi kompozitlerin testi için de kullanılmıştır. Ama kompozitlerin tabaka doğrultusundaki çentik hassasiyetinden dolayı Charpy testi kompozitler için çok uygun bir test metodu değildir. Plastikler veya kompozitler için darbe enerjisinin ifade edildiği formül aşağıdaki gibidir.

$$U = \frac{E}{b(d-c)} \quad (2.1)$$

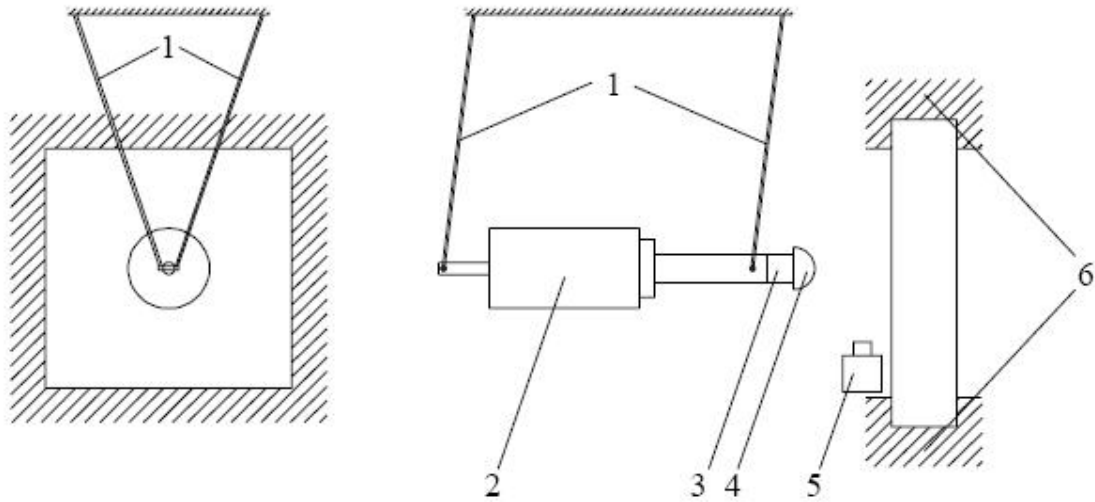
Burada U darbe enerjisini, E darbe testinden elde edilen enerjiyi, b numunenin genişliğini, d numunenin derinliğini ve c de çentik derinliğini ifade etmektedir (Reid ve Zhou 2000).

2.1.2. Pendulum (sarkaç) darbe test metodu

Pendulum darbe test sistemi ağırlık düşürmeli darbe test sistemine göre bazı avantajları olan bir test sistemidir. Bu sistem aynı tip ağırlık için küçük darbe enerjilerinin verilerinin alınmasında güvenilir olduğu gibi darbe hızı ve geri sekme hızının ölçülmesinde de bir avantaja sahiptir. Böylece, hareket denkleminin integrasyonu için kontrol sağlanır ve absorbe edilen enerji doğru bir şekilde ölçülebilir. Bununla birlikte, bu hız ölçümleri, (tüpün ivmesi yaklaşık sıfır olduğunda) pendulum

sarkacın altından alınır. Böylece bu, ağırlık düşürmeli darbe sistemlerinden elde edilen hız ölçümlerinden daha tutarlı olmasını sağlar.

Ağırlık düşürmeli darbe sisteminin kusuru ise, darbe hızının ölçüldüğü andaki tüpün ivmesinin sıfır olmamasıdır. Aslında, serbest düşen toplam ağırlığın ivmesi sabittir. Çünkü ağırlık sadece yer çekimi ivmesi ile düşmektedir. Buna göre, hız ölçümünü yapan hız sensörünün konumunda en küçük bir değişiklik yapıldığında, hız hesaplamasında ağırlık düşürmeli sistemde meydana gelen etki pendulum darbe sisteminde meydana gelen etkiye göre çok daha büyüktür. Pendulum darbe test sisteminin şematik olarak resmi Şekil 2.2’de görüldüğü gibidir.

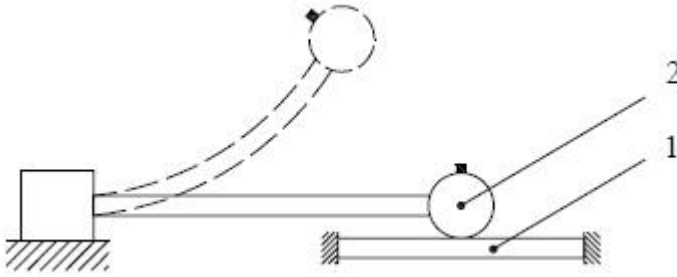


Şekil 2.2 Pendulum darbe test sisteminin şematik resmi, (Aktaş 2007)

Pendulum darbe test sistemini oluşturan parçaların isimleri şekilden görüldüğü üzere sırası ise şöyledir; 1) sarkacın asıldığı dört tane aramid ip, 2) düzlemsel bir ağırlık, 3) ağırlık ve kütle arasındaki kuvveti ölçmek üzere sarkacın ucuna yerleştirilmiş bir yük hücresi, 4) yük hücresinin ucuna yerleştirilmiş küresel ve sertleştirilmiş çelik bir uç, 5) darbe öncesi ve darbe sonrası hızı ölçmek için numune önüne yerleştirilmiş bir hız sensörü ve 6) numuneyi sabit tutmak için kullanılan rijit bir sabitleyici (Aktaş 2007 ve Herup 1996).

2.1.3. Ankastre edilmiş kiriş darbe test metodu

Şekil 2.3’de ankastre edilmiş kiriş darbe test sisteminin şematik resmi görülmektedir. Ankastre edilmiş kiriş darbe testi yaygın olarak kullanılmayan düşük hızlı bir darbe test sistemidir. Bu darbe sisteminde 1 inch çapındaki çelik bir top esnek bir kirişin ucuna monte edilmiştir ve bu top çekilip bırakıldığında numune üzerine çarpar ve darbenin meydana gelmesini sağlar (Aktaş 2007).



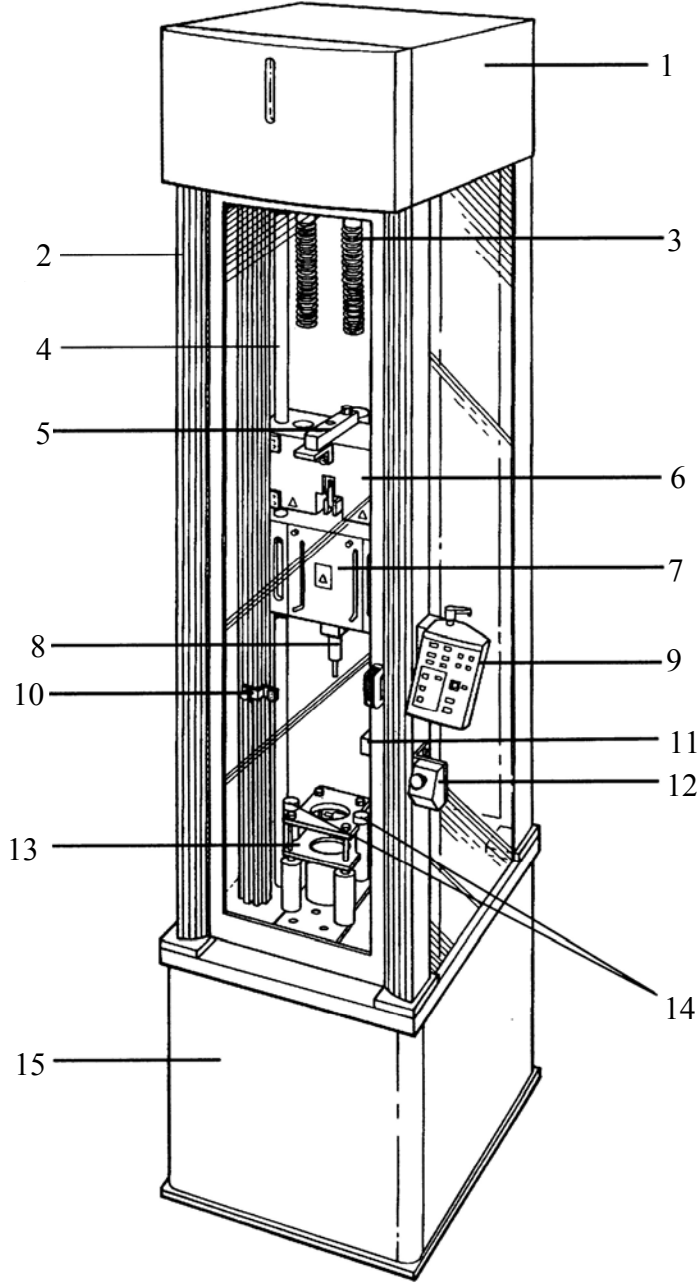
Şekil 2.3 Ankastre edilmiş kiriş darbe test sisteminin şematik resmi, 1) numune ve 2) vurucu

2.1.4. Ağırlık düşürmeli darbe test metodu

Ağırlık düşürmeli darbe test metodu Izod ve Charpy test metotları yerine malzemelerin dinamik özelliklerinin belirlenmesinde yaygın olarak kullanılan bir metottur. Izod ve Charpy test metotlarında darbenin limiti belli iken, Ağırlık düşürmeli darbe test metodunda numuneye çarpma hızı ve darbe enerjisi istenilen şekilde ayarlanabilir ve istenilen ağırlığın istenilen yükseklikten numune üzerine düşürülmesi sağlanabilir. Ayrıca bu metot ile numuneye saplanma, delinme ve tekrarlı darbe testleri de yapılabilmektedir.

Şekil 2.4’de Ağırlık düşürmeli darbe test cihazının şematik bir resmi görülmektedir. Test cihazı, ağırlıklarıyla birlikte bir çapraz kafaya, pnömomatik bir sabitleyiciye, pnömomatik geri sekme frenlerine ve bir veri yazılım sistemine sahiptir. Ağırlık kaldırma ve tutma bloğu, altında bulunan ek ağırlıkların konulmasını sağlayan ağırlık kutusunu ve onunda altında bulunan çapraz kafa ve vurucuyu (tup) istenilen yüksekliğe çıkartarak gerekirse yay desteğini de alarak bu ağırlıkların numune üzerine düşürülmesini sağlar. Böylece istenilen darbe enerjisinde veya istenilen hızda veya istenilen yükseklikten

numuneye darbe uygulanmış olur. Vurucu uç yarıçapı olarak genelde 12,7 mm çapa sahip yarı küresel rijit bir uç kullanılır, fakat istenilirse farklı yarıçapta veya formda bir uçta vurucu olarak kullanılabilir.



Şekil 2.4 Ağrlık düşürme test cihazının şematik bir resmi; 1- Cihaz üst kısmı, 2- Köşe şasi, 3- Yay, 4- Mil, 5- Yük hücresi, 6- Ağırlık kaldırma ve tutma bloğu, 7- Ek ağırlık kutusu, 8- Vurucu (tüp), 9- Kontrol paneli, 10- Blok seviye ayar düğmesi, 11- Hız detektörü, 12- Acil stop düğmesi, 13- Pnömatik numune sabitleyici, 14- Pnömatik geri sekme frenleri, 15- Cihaz alt zemini

Numuneye darbenin uygulanmasından sonra vurucu, yük sinyallerinin üretilmesini sağlar ve bu yük sinyalleri yük verileri olarak bilgisayara bağlı olan bir veri toplama kartına aktarılır. Bu veri toplama kartı da verileri, veri elde etme yazılımına aktararak test sonuçlarına ait verilerin elde edilmesini sağlar.

Pnömatik geri sekme frenleri ise eğer devreye alınırsa numune üzerine tekrarlı darbelerin önlenmesini sağlar veya kapatılırsa darbe, numune tarafından sönmülene kadar devam eder. Hız detektörü ise vurucu tarafından numuneye darbenin gerçekleşmesinden hemen önceki darbe hızını ölçerek sinyal şartlandırma birimi ile darbe hızının veri toplama kartına aktarılmasını sağlar.

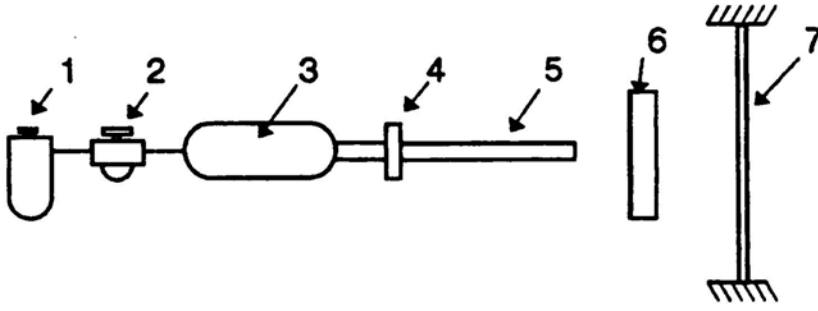
Bu tip bir darbe test cihazında diğer darbe test cihazlarına göre en büyük avantajlardan bir tanesi de cihaz alt kısmına yerleştirilebilecek olan bir çevresel ısıtma/soğutma kabinidir. Bu ısıtma/soğutma kabini ile istenilen sıcaklık ortamında veya istenilen soğuk ortamda numunelere darbe testleri yapılabilir. Örneğin karbon fiber takviyeli kompozitler özellikle havacılık ve uzay sanayinde çok yaygın bir kullanıma sahiptir ve bu kompozitler için havadaki çevresel şartlar $-73\text{ }^{\circ}\text{C}$ ila $+80\text{ }^{\circ}\text{C}$ arasında, uzaydaki çevresel şartlar ise $-140\text{ }^{\circ}\text{C}$ ila $+120\text{ }^{\circ}\text{C}$ arasında olabilmektedir (Im vd 2001). Dolayısıyla bu tür kompozitlerin çalışma koşullarındaki darbe analizlerinin yapılabilmesi için sıcak ve soğuk ortamlardaki darbelerinin simüle edilmesi gerekir.

2.2. Yüksek Hızlı Darbe Test Metotları

Yüksek hızlı darbe test metotlarında ise küçük ağırlığa sahip ama yüksek hızlı parçaların malzeme veya yapılar üzerine olan darbeleri simüle edilir. Bu darbe test metodları basınçlı hava ile darbe test metodu ve Split-Hopkinson basınçlı çubuk test metodudur.

2.2.1. Basınçlı hava ile darbe test metodu

Basınçlı hava ile darbe testi, kütlesi 250 gramdan küçük ve hızı 100 m/s'den büyük vurucular için uygun bir metottur. Bu sistem 7 parçadan oluşmaktadır ve test düzeneğine ait şematik resim Şekil 2.5'de görüldüğü gibidir.



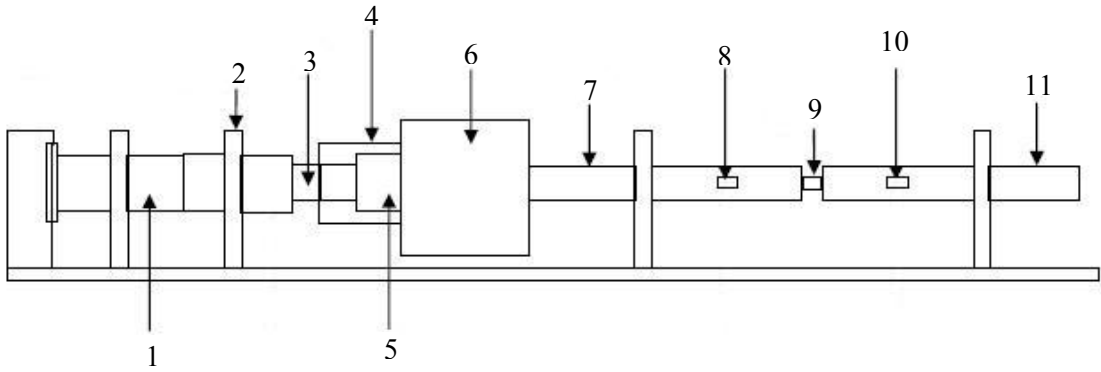
Şekil 2.5 Basınçlı hava ile darbe test düzeneğine ait şematik resim; 1- Hava filtresi, 2- Basınç regülatörü, 3- Hava tankı, 4- Selenoid valf, 5- Namlu (tüp), 6- Hız sensörü, 7- Numune, (Abrate 1998)

Bir filtre tarafından temizlenen hava, bir basınç regülatörü tarafından çekilir. Bu regülatör, sıkıştırılmış yüksek basınçlı havayı, basınç kontrollü bir şekilde verilmek üzere bir hava tankının içine gönderir. Basınçlı hava bir selenoid valf tarafından salıverilir (ince bir diyaframın kırılması veya diğer mekanizmalar). Daha sonra vurucu (mermi), namlunun (tüp) içinde ilerler ve bir hız sensöründen geçer (bu durum mermi hala namlunun içindeyken veya namlunun hemen çıkışında gerçekleşir). Basit bir hız sensörü ise ışık yayan bir diyot ve bir fotodedektörden meydana gelmektedir. Uzunluğu önceden bilinen bu mermi, ışık kirişini keser ve bu kesintiden dolayı sensör tarafından bu esnada bir sinyal üretilir. Üretilen bu sinyal de merminin numuneye çarpmadan önceki hızının hesaplanmasında kullanılır. Birçok deney düzeneğinde bu iki ışık yayan diyot ve fotodedektör sensör çifti kullanılır. Merminin bu iki sensör arasındaki ilerleme süresi dijital bir sayıcı tarafından belirlenir ve hızın hesaplanmasında kullanılır (Mili ve Necib 2001, Abrate 1998).

2.2.2. Split-Hopkinson basınçlı çubuk test metodu

Malzemelerdeki yüksek şekil değiştirme-hızı etkisini araştırmak ve malzemelerin çeşitli modlardaki dinamik davranışlarının incelenmesi için yaygın olarak kullanılan bir metottür. Charpy ve Izod darbe test sistemlerinde, sadece kırılmada absorbe edilen enerji ve buna bağlı şekil değiştirme hızı 100 s^{-1} iken, Split-Hopkinson'un geliştirmiş olduğu basınç çubuğu ile şekil değiştirme hızı $100-5000 \text{ s}^{-1}$ arasında bir değer olarak kaydedilmiştir. Böylece birçok balistik, çarpma ve kaza gibi olaylar simüle edilebilmiştir.

Split-Hopkinson basınçlı çubuk test metodu düzeneğine ait şematik resim Şekil 2.6'da görüldüğü gibidir. Genel olarak kullanılan vurucu uç yarıçapı 12,7 mm'dir. Gaz tankından salıverilen sıkıştırılmış hava ile tüp tarafından itilen vurucu ile aksel bir darbe meydana getirilir. Giriş çubuğu üzerindeki strain gaugelerden alınan veriler, bir veri kaydedicisinde kaydedilir. Numuneye etkileyen yük, darbe hızı ve numune yerdeğiştirmesi, strain gauge tarafından depolanan verilerin veri kaydedicisinde kullanılmasıyla hesap edilir.



Şekil 2.6 Split-Hopkinson basınçlı çubuk test düzeneğine ait şematik resim; 1- Absorbe çubuğu, 2- Destek parçası, 3- Giriş çubuğu, 4- Tüp, 5- Vurucu tüpü, 6- Gaz tankı, 7- Giriş çubuğu, 8 ve 10- Strain gauge, 9- Numune ve 11- Çıkış çubuğu, (Shu vd 2007)

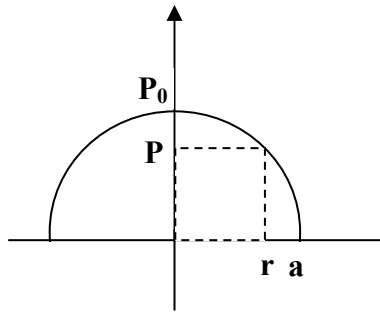
2.3. Tabakalı Kompozitlerde Vurucu ve Numune Arasındaki Temas (Kontak)

Tabakalı bir kompozitte darbe sonucu meydana gelen darbenin etkileri genel olarak bilinebilir. Fakat uygulanan kuvvet ve buna bağlı etkilerini, malzeme özelliklerine göre darbe olayının analizini yapmak ve bunların sonuçlarını tahmin etmek zor olabilir. Bir darbe olayının sonuçları çoğunlukla elastiktir ve malzeme içinde ses, titreşim ve ısı gibi enerji dağılımları meydana gelir. Buna karşın, parçada az bir hasar veya kalıcı hasar, saplanma veya parçalanma gibi durumlarda meydana gelebilir.

Bir vurucunun (impactor), kompozit bir plakaya darbesiyle bu kompozit plakada gerilmeler meydana gelir. Bu gerilmeler ilk etapta *Hertzian* darbe problemi olarak ele alınır. Bu yaklaşımda, bir kompozit plakada darbeden dolayı basınç dağılımı P , Denklem (2.2) ile ifade edilir (Abrate 1998).

$$P = P_0 \left[1 - \left(\frac{r}{a} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (2.2)$$

Burada P_0 , kontak (temas) bölgesinin merkezindeki maksimum kontak basıncıdır ve r ise kontak bölgesindeki herhangi bir noktanın radyal pozisyonudur (Şekil 2.7).



Şekil 2.7 Kontak bölgesindeki basınç dağılımı

Eğer R ve E parametrelerini ifade edecek olursak;

$$\frac{1}{R} = \frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \quad (2.3)$$

$$\frac{1}{E} = \frac{1 - \nu_1^2}{E_1} + \frac{1 - \nu_2^2}{E_2} \quad (2.4)$$

Burada R_1 , vurucunun ve R_2 ise hedefin (numune) yarıçaplarıdır. E_1 ve ν_1 vurucunun Elastisite ve Poisson oranları, E_2 ve ν_2 ise hedefin (numune) Elastisite ve Poisson oranlarıdır (Abrate 1998). Kontak bölgesi yarıçapı a , bununla ilişkili yer değiştirme α ve maksimum kontak basıncı aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$a = \left(3 \frac{PR}{4E} \right)^{1/3} \quad (2.5)$$

$$\alpha = \frac{a^2}{R} = \left(9 \frac{P^2}{16RE^2} \right)^{1/3} \quad (2.6)$$

Maksimum kontak basıncı ise aşağıdaki gibi ifade edilir;

$$P_0 = \frac{3P}{2\pi a^2} = \left(\frac{6PE^2}{\pi^3 R^2} \right)^{\frac{1}{3}} \quad (2.7)$$

Buna göre kuvvet çökme kanunu aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$P = k\alpha^{\frac{3}{2}} \quad (2.8)$$

Burada P , kontak kuvveti ve α ise darbe sonucu hedef (numune) yüzeyindeki ezilmeden dolayı meydana gelen ezilme izi'dir. Buna bağlı olarak kontak rijitliği k ve kontak süresi t 'nin anlık hıza bağlı (V) olan denklemi aşağıdaki gibi ifade edilir (Sierakowski ve Chaturvedi 1997, Abrate 1998).

$$k = \frac{4}{3} E \sqrt{R} \quad (2.9)$$

$$t = \frac{2,943\alpha}{V} \quad (2.10)$$

Denklem (2.8) *Hertz kontak kanunu* olarak ifade edilir. Bu denklem bütün tabakalı kompozitler için, homojen bir yapıda ve izotropik bir malzeme olmasa da, uygulanabilir. Kompozit malzemelerde kalıcı deformasyonlar, kontak bölgesinde düşük kuvvet seviyelerinde başlar ama malzemelerin bu analiz esnasında lineer elastik oldukları varsayılır.

Basit mesnetli tabakalı plakaların, rijit bir vurucu kullanılarak ve üç boyutlu elastisite teorisine göre yapılan ezilme analizi, önceki deneysel çalışmalara göre dizilim sırasının kontak kanuna çok küçük bir etkisinin olduğunu göstermiştir. Buna göre deneysel çalışmalar göstermiştir ki, kontak kuvveti kompozitin fibere dik yön doğrultusundaki elastisite modülü ile orantılı, kompozitin fiber doğrultusundaki elastisite modülünden ise bağımsızdır. Kontak kuvveti çok küçük olduğunda ise tabaka kalınlığının kontak kanunu üzerine bir etkisi yoktur (Abrate 1998).

Denklem (2.8), aynı zamanda ezilme izinin yükleme aşaması esnasındaki kontak kanunu tanımlamaktadır. Fakat düşük yükleme esnasında da kalıcı ezilme izi meydana gelir ve bu işlemin yükten boşaltma aşamasının, yükleme aşamasından çok önemli bir farkı vardır. Bu olay Crook (1952) tarafından, küresel bir vurucu ile çelik plakaların ezilmesinde gözlemlenmiştir. Buna göre Crook tarafından yükten boşaltma esnasında önerilen kontak kanunu Denklem (2.11)'deki gibidir (Abrate 1998).

$$P = P_m \left[\frac{\alpha - \alpha_0}{\alpha_m - \alpha_0} \right]^{\frac{5}{2}} \quad (2.11)$$

Burada P_m yükten boşaltma öncesinde ulaşılan en büyük kuvvet, α_m maksimum ezilme ve α_0 kalıcı ezilme izidir. Maksimum ezilme izi kritik bir değerin α_{cr} 'in altında kalırsa α_0 sıfır olur. O zaman $\alpha_m > \alpha_{cr}$;

$$\alpha_0 = \alpha_m \left[1 - \sqrt[5]{\frac{\alpha_{cr}}{\alpha_m}} \right] \quad (2.12)$$

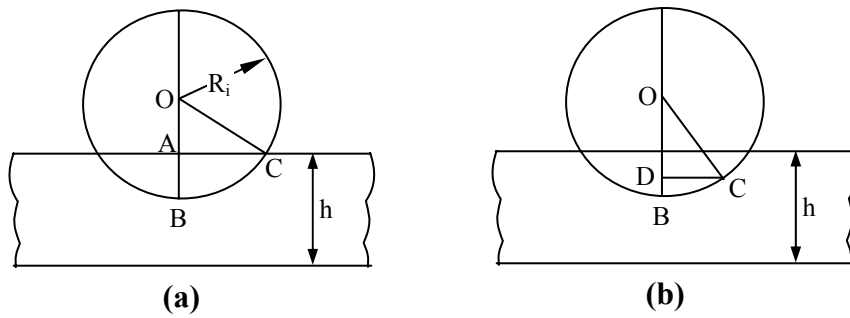
Kompozit tabakanın yüklenmesi neticesinde yükleme-ezilme grafiğinde yükleme eğrisi altında kalan alan tabaka ezilme enerjisidir ve Denklem (2.13)'deki gibi ifade edilir.

$$U = \frac{2}{5} k \alpha_{\max}^{2.5} \quad (2.13)$$

Kompozitlerde, ezilme küçük bir kritik değeri aştığında kalıcı deformasyonlar meydana gelir. Fibere dik doğrultudaki malzeme davranışı matriksin özelliklerine bağlıdır ve buradan plastik bir davranış olması beklenir. İlk olarak, malzemenin kritik bir ezilmeye kadar elastik davranması beklenir ve bu kontak alanı elastik ve plastik bölge olmak üzere iki alana ayrılır. Sonra yeni bir kontak kanunu elde edilir.

Şekil 2.8'de, alttan rijit bir şekilde sabitlenmiş ve tabaka kalınlığı h olan ve yarıçapı R_i olan rijit bir vurucuya ve meydana gelen iz'e ait şematik bir şekil görülmektedir. Bu

tabaka, tabaka kalınlığı doğrultusunda vurucu tarafından tek-eksenli bir basıya maruz bırakılırsa, malzemede hemen bir ezilme izi meydana gelir (Şekil 2.8(a)).



Şekil 2.8 Rijit bir şekilde desteklenmiş bir tabakadaki ezilme

Buna göre ezilme izi α , vurucu yarıçapı R_i ve kontak yarıçapı olan R_c 'ye bağlı olarak Denklem (2.14)'deki gibi ifade edilir.

$$\alpha = R_i - \sqrt{(R_i^2 - R_c^2)} \quad (2.14)$$

Kontak yarıçapı ise Denklem (2.15)'deki gibi ifade edilir.

$$R_c = \sqrt{2\alpha R_i - \alpha^2} \quad (2.15)$$

Genel olarak, ezilme izi vurucunun uç yarıçapından daha küçüktür. Buna göre eğer Denklem (2.15)'deki ifadede ezilme izini ihmal edecek olursak, denklem aşağıdaki gibi olur.

$$R_c = \sqrt{2\alpha R_i} \quad (2.16)$$

Vurucunun neden olduğu yer değiştirme Şekil 2.8(b)'den, Denklem (2.17)'deki gibi ifade edilir.

$$\delta(r) = \alpha - R_i \left[1 - \sqrt{1 - \left(\frac{r}{R_i} \right)^2} \right] \quad (2.17)$$

Küçük ezilmeler için kontak yarıçapı vurucu uç yarıçapından daha küçüktür. Buna göre Denklem (2.17) aşağıdaki gibi sadeleştirilebilir.

$$\delta(r) = \alpha - \frac{r^2}{2R_i} \quad (2.18)$$

Fibere dik doğrultudaki normal şekil değiştirmenin tabaka kalınlığı boyunca düzgün dağıldığı kabul edilir ve $\varepsilon_{zz} = \frac{\delta(r)}{h}$ olarak verilmektedir. Buna göre malzemenin elastik davrandığı kabul edilirse, kontak kuvveti aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$P = \frac{2\pi E}{h} \int_0^{R_c} \delta(r) r dr \quad (2.19)$$

Burada E fibere dik doğrultudaki Elastisite modülüdür. Denklem (2.16), (2.18) ve (2.19)'u kullanarak elastik kontak kanunu aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$P = \frac{\pi E R_i}{h} \alpha^2 \quad (2.20)$$

Bu denklem, Denklem (2.8)'de gibi Hertz kontak kanunu ile tahmin edilen kontak kuvvetinin, $\alpha^{\frac{3}{2}}$ yerine α^2 olmasıyla kontak kuvvetinin arttığını göstermektedir (Abrate 1998).

2.4. Tabakalı Kompozitlerde Darbe Sonucu Meydana Gelen Hasarlar ve Bunlara Ait Hasar Modları

Mühendislikte yaygın olarak kullanılan metal türü malzemelerin darbe davranışları elastik ve/veya plastik deformasyon olarak görülmektedir. Fiber takviyeli tabakalı kompozit malzemelerde ise çarpmanın türüne göre darbeye maruz kalan ve kalmayan bölgede genellikle gözle görülebilen, gözle görülemeyen ve/veya çok zor görülebilen hasarlar meydana gelebilir. Fiber takviyeli kompozitler için deneysel tekniklerin gelişmesine paralel olarak, hasar değerlendirmelerinde kullanılan başlıca teknikler

tahribatlı ve tahribatsız muayene teknikleri olarak ikiye ayrılır. Örneğin karbon ve/veya aramid'den imal edilmiş olan bir kompozitin darbeye maruz kalması sonucunda, bu kompozitlerin iç tabakalarında ne gibi hasar mekanizmalarının meydana geldiğini çıplak gözle görmek mümkün değildir. Ama bu tekniklerin kullanılmasıyla hangi tabakalarda hasarın meydana geldiğini ve hasarın boyutunu belirlemek mümkün olabilir. Buna göre bu teknikleri aşağıdaki gibi sıralayabiliriz (Reid ve Zhou 2000);

Tahribatlı teknikler:

- Kompozit tabakaları ayırma metodu
- Kesit fragtografisi
- Veya iç hasar karakteristiklerinin görünür hale getirilmesi için her ikisinin de kullanılması

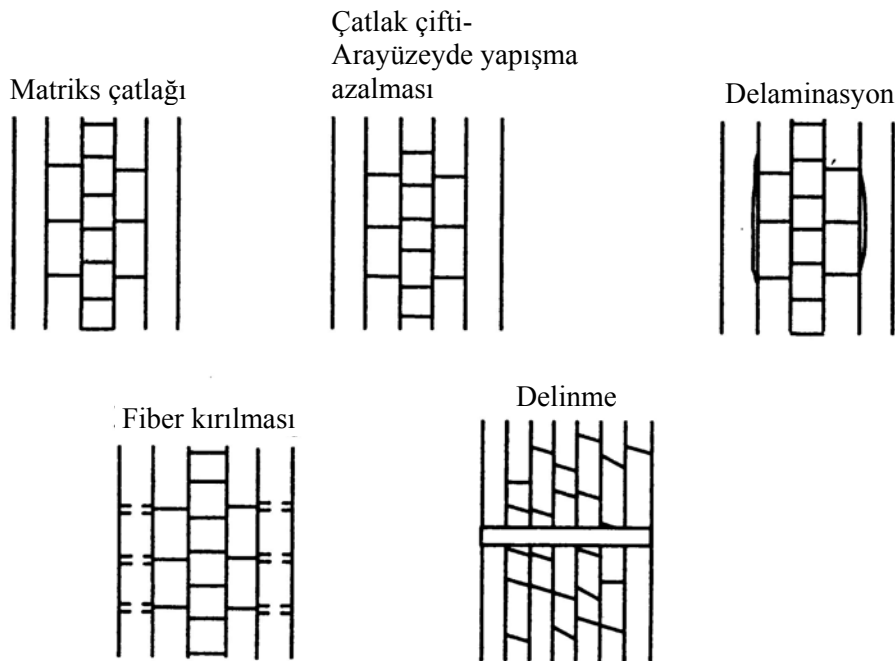
Tahribatsız teknikler: Bu teknikler optik mikroskopiye temel alan, hasarın genişliğini ve bulunduğu yeri inceleyen tekniklerdir.

- X-ışınları ile
- Ultrasonik olarak
- Akustik emisyon ile
- Lazer optik ile
- Termal cihazlar ile vb.

Kompozitlerin fiber doğrultusunda bir gerilmeye maruz kalması durumunda, kompozitler bu doğrultuda bir dayanım ve bir darbe direnci gösterirler. Fakat fibere dik doğrultuda gerilmelere veya beklenmedik bir darbeye maruz kaldıklarında ise bu dayanım zayıf kalmakta ve düşük darbe direnci göstermektedirler. Ve bu da kolaylıkla hasara neden olmaktadır. Fiber takviyeli bu kompozit malzemelere uygulanan çeşitli seviyelerdeki *darbe hızı* (düşük darbe hızı, yüksek darbe hızı vs.), bu malzemelerin hasar ve en sonunda meydana gelen yıkıcı hasar modlarının belirlenmesini sağlayan en önemli ayırıcı bir özelliktir. Bu ayırıcı özellik lokal ve global seviyelerdeki veriler, hasar/yıkıcı hasar modlarının her ikisini de içerir. Lokal ve global veriler daha çok geometrik ve malzeme özelliklerine bağlı verilerden elde edilir. Bunları matriks özellikleri, fiber özellikleri, fiber-matriks arayüzeyi özellikleri, fiber dizilim sırası ve fiber yönlendirme açıları, hedefin (numune) bulunduğu ortam şartları, hedefin

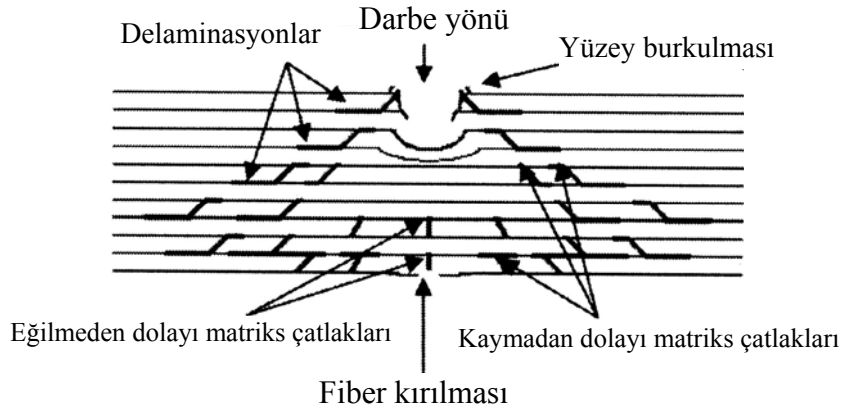
sabitlenme şekli ve rijitliği, vurucu şekli ve boyutu gibi birçok özellik olarak sıralayabiliriz. Fiber etkisi, reçine, fiber-matriks arayüzü, fiber dizilim sırası ve yönlendirme açısı ve hibritleştirilmenin hasar ve yıkıcı hasar modlarının belirlenmesi için birçok araştırmalar yapılmış ama tam olarak bunların etkisini belirlemek henüz mümkün olmamıştır. Çünkü birçok araştırmacı, çeşitli yöntemlerle, çeşitli malzemelerle ve farklı darbe-hedef sistemlerini kullanarak araştırma yapmışlardır. Fakat bu araştırmalardan elde edilen bazı sonuçlar hasar başlangıcının tipi ve hasar mekanizmalarının belirlenmesinde önceden fikir vermektedir.

Genel olarak bir kompozitin darbeye maruz kalmasıyla meydana gelen darbe hasarı matriks çatlakları, delaminasyonlar ve fiber hasarlarını içerir. Düşük hızlı darbeye, matriks çatlakları ile başlayan hasar, farklı fiber yönlendirme açılarında sahip tabaka arayüzlerinde delaminasyonların (tabakalar arası ayrılma) meydana gelmesine sebep olur. Kompozite uygulanan darbe enerjisinin artmaya devam etmesiyle delaminasyonlar ve en sonunda fiber hasarları meydana gelerek, vurucunun numuneye saplanması ve en sonunda da numunenin vurucu tarafından delinmesi meydana gelir. Şekil 2.9'da, meydana gelen bu hasarların, çeşitli hasar kademelerine ait şematik bir resim görülmektedir.



Şekil 2.9 Çeşitli hasar kademelerine ait şematik bir resim (Sierakowski ve Chaturvedi 1997)

Ayrıca Şekil-2.10'da, tabakalı bir kompozitin darbeye maruz kalması sonucu tabakalarda ve tabakalar arasında meydana gelen hasarların şematik bir resmi de verilmiştir.



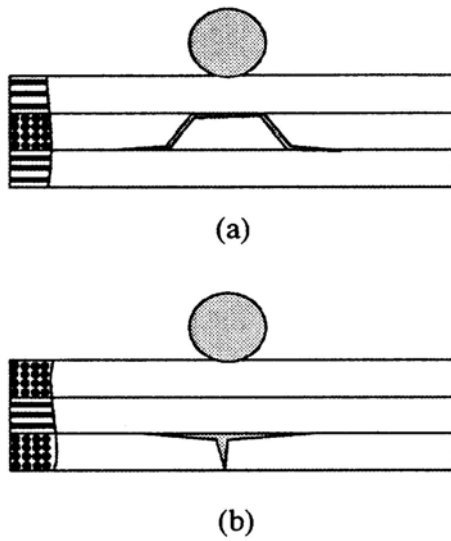
Şekil 2.10 Tabakalı bir kompozit için meydana gelen hasarlar (Shyr ve Pan 2003)

Yukarıdaki paragrafta anlatıldığı üzere ana başlıklarıyla matriks çatlağı, delaminasyonlar ve fiber kırılmaları olarak meydana gelen bu hasarlar, malzeme özellikleri olan matriks ve fiber özelliklerine bağlıdır. Buna göre matriks ve fiberlere ait bu özellikler ve bunlara ait hasarlar aşağıdaki bölümlerde anlatılmıştır.

2.4.1. Matriks

Genel olarak polimerik kompozitler üzerine yapılan çalışmalar göstermiştir ki, darbeye maruz kompozitin darbe performansı reçine sisteminin tokluk özelliğinin geliştirilmesine bağlıdır. Bu mekanik özellik, malzemenin şekil değiştirme enerjisi, kayma çatlaklarına karşı gösterdiği direnç ve gerilme yoğunluğu etkisini azaltma kabiliyetine ait bir ölçüyü temsil etmektedir. Yapılan deneylere göre, termoplastik matriks kompozitlerin daha yüksek tokluk sergiledikleri belirtilmiştir (Dorey vd 1985). Genel olarak termoplastik kompozitler daha az matriks çatlağı meydana getirirler ve bu kompozitlerde hasar daha az yayılma eğilimi göstermektedirler. Bunun yanı sıra, kırılmada daha yüksek şekil değiştirmeye sahip bu reçineler yüksek darbe yüklerine de karşı direnç gösterirler. Ayrıca, yüksek darbe yüklerine karşı tokluğa sahip bu reçine sistemleri, daha az delaminasyon gelmesine sebep olduklarından, yüksek bir darbe sonrası bası mukavemetine de sahiptirler (Sierakowski ve Chaturvedi 1997).

Matriks çatlakları rijit yapılar için numunenin darbe uygulanan yüzeyinde meydana gelen yüksek kontak gerilmelerinden dolayı başlar. Darbe meydana geldikten sonra numunede karmaşık bir biçimde birçok matriks çatlakları meydana gelir ve bunların tahmini oldukça zordur. Fakat bu durumun tahmin edilmesi tabakanın artık özelliklerinin azalmasına çok bir katkısı olmadığından zorunlu da değildir. Hasar işleminin matriks çatlağı ile başlaması tabaka arayüzeylerinde delaminasyonlara neden olur. Buna göre çeki çatlakları ve kayma çatlakları olmak üzere iki tip matriks çatlağı oluşumu gözlemlenir (Şekil 2.11).

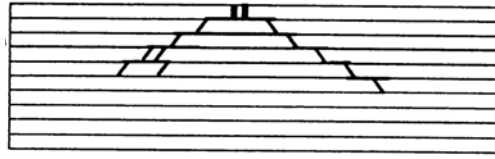


Şekil 2.11 Matriks çatlaklarına ait iki tip çatlak oluşumu, (a) Çeki çatlağı, (b) Kayma çatlağı (Abrate 1998)

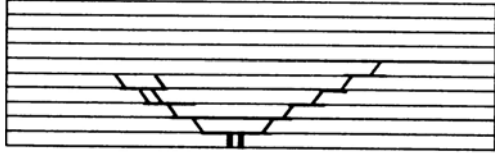
Çeki çatlakları, düzlem içindeki normal gerilmelerin, tabakanın fibere dik yöndeki mukavemetinin aşılmasıyla ortaya çıkar. Kayma çatlakları ise orta yüzeydeki bir açıda meydana gelir ki, bu da fibere dik yöndeki kayma gerilmelerinin çatlak oluşumunda önemli bir rol üstlendiğini göstermektedir. Numunenin kalın olması halinde, vurucu tarafından darbeye maruz kalan numunenin ilk tabakasinda, yüksek ve lokal kontak gerilmelerinden dolayı matriks çatlakları meydana gelir. Hasarın ilerlemesi ise numunenin üst tabakasından alt tabakaya doğru çam ağacı şekline benzer bir şekilde ilerlemesi şeklinde meydana gelir (Şekil 2.12(a)).

Numunenin ince olması halinde, tabakanın en alt yüzeyinde meydana gelen eğilme gerilmeleri en alt tabakada matriks çatlakları meydana getirir. Buna göre bu seferde

hasar ilerlemesi alt tabakadan üst tabakaya doğru tersine dönmüş çam ağacı şekline benzer bir şekilde ilerler (Şekil 2.12(b)).



(a)



(b)

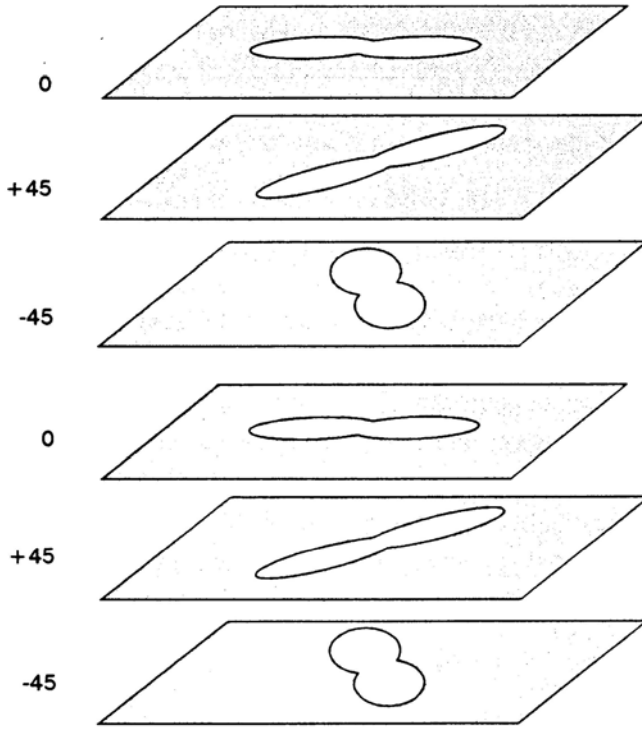
Şekil 2.12 (a) Hasarın üst tabakadan alt tabakaya doğru çam ağacına benzer şekilde ilerlemesi, (b) Hasarın alt tabakadan üst tabakaya tersine dönmüş çam ağacına benzer şekilde ilerlemesi (Abrate 1998)

Bir kompozitin darbesinde hasara neden olan ilk kinetik enerji, çok kuvvetli bir biçimde matriksin mekanik özelliklerinden etkilenmektedir, fakat temel olarak fiberin özelliklerinden bağımsızdır (örneğin tabakalandırmadan ve örgü veya örgüsüz fiber kullanılmamasından). Griffin (1987), beş farklı fiber için aynı matriks malzemesi kullanarak beş kompozit için darbe deneyleri yapmıştır. Deneyler sonucunda bu beş kompozit için hasar başlangıç enerjisinin aynı olduğunu ve hasarın matriks-ağırlıklı olduğunu bildirmiştir. Ayrıca dizilim sırası ve fiber takviyesi özelliklerinin hasar başlangıcı için gerekli olan enerji üzerine olan etkisi ölçülemez. Hasar matriks çatlakları ile başlar ve matriks çatlakları farklı fiber açılı tabaka arayüzlerine ulaştığında da delaminasyon başlar.

2.4.2. Delaminasyonlar (tabakalar arası ayrılmalar)

Delaminasyonlar (tabakalar arası ayrılmalar), bitişik tabakalar arasında yapışmanın azalmasıyla meydana gelen ve tabakanın mukavemetini önemli derecede düşüren hasarlardır. Deneysel çalışmalar delaminasyonun sadece farklı fiber yönlendirme açılarındaki tabakalar arasında meydana geldiğini rapor etmektedir. Eğer iki bitişik tabaka aynı fiber yönlendirme açısına sahip ise bu iki tabaka arayüzünde

delaminasyon meydana gelmemektedir. Numune üst yüzeyinden darbeye maruz bir tabaka için, farklı fiber yönlendirme açılarındaki tabaka arayüzeylerinde ve alt tabaka arayüzeylerinde fiber açlarına göre meydana gelen delaminasyonlu alanlar dikdörtgen veya yarfıstığı şeklindedir. Buna ait şematik resim Şekil 2.13’de görülmektedir.



Şekil 2.13 Delaminasyon alanlarının fiber yönlendirme açlarına göre şekilleri (Abrate 1998)

Delaminasyon başlangıcına neden olan başlangıç kinetik enerjisinin sınır değerini tespit etmek çok zor olduğundan birkaç testin yapılmasına ihtiyaç vardır. Şunu da belirtmek gerekir ki, meydana gelebilecek delaminasyon şekilleri oldukça düzensizdir ve bunların yönlenmelerini tespit etmek oldukça zordur. Delaminasyonlu alan genelde vurucunun başlangıç enerjisine karşı çizdirilir ve sonra küçük bir başlangıç değerine ulaşıldıktan sonra delaminasyonların boyutu darbe enerjisinin doğrusal bir şekilde artmasıyla artar.

Delaminasyon boyutu genellikle C-scan ultrasonik tarama cihazından ölçülen hasarlı alan olarak belirlenir. Genel olarak, kompozit içinde hasar, birkaç arayüzeyde ortaya çıkmaktadır ve C-scan cihazları bu hasarlı alanların tek bir düzleme yansımalarını sağlamaktadırlar. Tek bir düzleme yansıyan bu alan kompozitin tabaka sayısından

etkilenmektedir. Bundan dolayı da her bir tabaka için alanın deneysel sonuçları, başlangıç kinetik enerjisine karşı farklı çizgiler üzerine düşmektedir (Abrate 1998).

2.4.3. Fiber

Kompozitin üretiminde kullanılan fiber, hasar kontrolünde ve hasar toleransının geliştirilmesinde önemli bir rol üstlenmektedir. Bir örnek verecek olursak, eşit darbe enerjilerinde, kompozitin enerji absorbe edebilme kabiliyeti, daha az fiber kırılması ve daha yüksek artık mukavemetle sonuçlanır. Bir kompozitin yapımında, kırılmada yüksek kırılma şekil değişimine sahip bir fiberin, tok bir reçine sisteminin veya örgü veya dikişli bir tabakanın kullanılarak tabakalar arasında uyumlu bir düzen sağlanırsa bu kompozitin darbe direnci geliştirilmiş olur.

Fiberlerin elastisite modülü genellikle matriksin elastisite modülünden yüksek olduğu için bu fiberler aslında rijit gözükmektedirler. Bundan dolayı fiber tipinin matriks çatlağı ve delaminasyonların başlamasına bir etkisi gözükmemektedir. Fakat yüksek darbe enerjisi seviyelerinde fiberin özellikleri ve fiber dizilim sırası önemli olmaktadır (Abrate 1998).

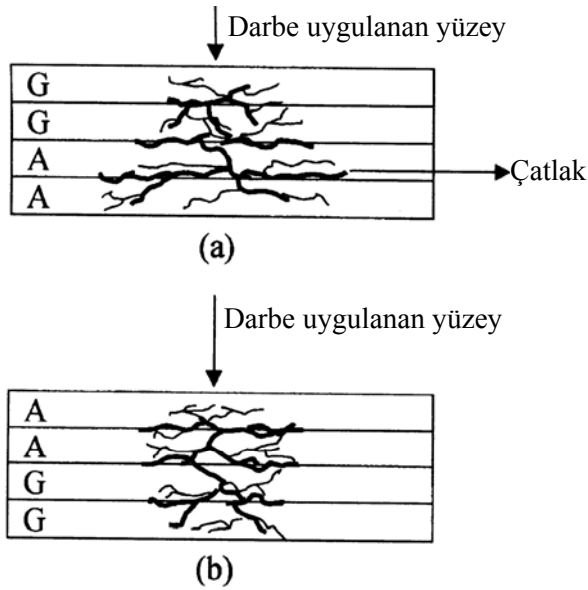
Fiber takviyeli kompozitlerden cam/epoksi, karbon(grafit)/epoksi ve aramid/epoksi kompozitlerin darbe davranışlarıyla ilgili olarak elde edilen bazı bilgiler aşağıdaki gibi sıralanabilir (Sierakowski ve Chaturvedi 1997);

- Her üç cam/epoksi, karbon(grafit)/epoksi ve aramid/epoksi kompozit için, darbeden dolayı mukavemet azalması rijitlik azalmasından daha büyüktür.
- Bu kompozitler için artık mukavemet faktörleri; fiber dizilim sırası, kompozit tipi ve darbe hızı'dır.
- Fiberlerin matriksten ayrılması, fiberlerin kırılma şekil değiştirmesi ile ilgilidir. Bu ayrılma, fiber-matriks arasındaki yapışma mukavemeti için fiber kırılma şekil değiştirmesine oldukça bağlıdır. Eğer bu üç kompozit için sıralanacak olursa; cam/epoksi > aramid/epoksi > karbon(grafit)/epoksi olarak sıralamak mümkündür.
- Cam/epoksi ve aramid/epoksi kompozitleri arasında, cam/epoksi kompozitin matriks kırılma yoğunluğu aramid/epoksi kompozite göre daha büyüktür.

- Her üç kompozit için delinme dirençlerine bakılacak olursa; aramid/epoksi > karbon/epoksi > cam/epoksi şeklinde sıralanmaktadır.
- Eğer aramid/epoksi ve cam/epoksi kompozitler için darbe sonucunda meydana gelen delaminasyon boyutlarına bakacak olursak; aramid/epoksi kompozitin delaminasyon boyutu cam/epoksi kompozitinkine göre daha büyüktür.

Gevrek bir yapıya sahip olan cam ve karbon fiber kompozitlerin darbesinde, darbe noktasına yakın yerlerde yüksek gerilmeler meydana geldiğinden, lokal bir deformasyon meydana gelir ve darbe enerjisi sadece küçük bir alanda absorbe edilir. Fakat esnek bir yapıya sahip olan aramid fiber kompozitlerin darbesinde ise darbe enerjisi tabakalar arasına yayılarak daha geniş bir alanda deformasyon meydana gelir. Aramid fiberlerin yüksek darbe tokluğu kompozitin tamamen deformasyona uğramasına neden olur. Bu gevrek yapıdaki fiberler ve esnek yapıdaki fiberlerin bir araya getirilmesiyle elde edilen hibrit kompozitin darbesinde de bu fiberlerin darbe davranışı fiberin bulunduğu konuma göre değişmektedir.

Park ve Jang (2001a), aramid/cam kompozitler için, aramid fiberlerin darbe uygulanan yüzeyde veya darbe uygulanmayan yüzeyde bulunması durumlarına göre yaptıkları darbe deneylerinde fiberlerin bulunduğu yer ile ilgili olarak önemli tespitlerde bulunmuşlardır. Kalın kompozitlerde darbe hasarı, darbe yüzeyinde darbe noktasına yakın yerlerde lokal gerilmelerin meydana gelmesinden dolayı başlar. Bu durum, darbe yüzeyindeki tabakanın tam bir deformasyona maruz kalmadığını gösterir. Çünkü bu deformasyonu alttaki bitişik tabakalar sınırlamakta ve alt yüzeydeki tabakalar deformasyonun büyük bir kısmını karşılamaktadır. Kompozitin darbesinde darbe, darbe yüzeyinden alt yüzeye doğru yayılarak ilerler. Bundan dolayı aramid tabaka darbe uygulanmayan alt yüzeyde bulunduğu anda, kompozit; aramid tabakaların deformasyonu boyunca meydana gelen darbe enerjisinin büyük bir kısmını absorbe eder (Şekil 2.14(a)). Eğer aramid tabakalar darbe uygulanan yüzeyde olursa ve hemen altında da gevrek yapıdaki cam tabakalar bulunursa, bu cam tabakalar aramid tabakalar arasında yayılma eğiliminde olan deformasyonu sınırlayıcı bir etki yapar ve deformasyonun yayılmasını engeller (Şekil 2.14(b))



Şekil 2.14 Darbe uygulanan yüzeye göre hasar yayılışı, (a) Cam yüzeyden, (b) Aramid yüzeyden (Park ve Jang 2001a)

2.4.4. Fiber-matriks arayüzü

Fiber-matriks arayüzü kompozit hasarının kontrol edilmesinde, kompoziti meydana getiren fiber ve matriks bileşenleri kadar bir öneme sahiptir. Kısa-fiberli kompozitler için, bir matriks içine gömülü kritik bir fiber uzunluğunda matriksten fibere yük aktarılması zorunludur. Sürekli fiberler için ise bu aktarımda bir malzeme arayüzeyine giriş kompozitin darbe direncini arttırabilir. Örneğin cam/epoksi bir kompozit için arayüzeye kauçuk benzeri bir malzeme girişi darbe toleransını arttırır (Sierakowski ve Chaturvedi 1997).

2.4.5. Tabaka dizilim sırası

Tabakalı kompozitlerde tabaka (kat) dizilim sırası kompozitin hasar toleransında önemli bir rol oynar. Özellikle hasarın, rijit bir vurucunun, rijit veya esnek yapıdaki bir hedeften (numune) geri sekmesi, hasar başlangıcının numunenin üst yüzeyinden alt yüzeyine veya alt yüzeyinden üst yüzeyine doğru ilerlemesine neden olur (Şekil 2.12 (a)). Lokal hasar başlangıcı ile sonuçlanan darbe enerjisi seviyelerinde, hasar üstten alta doğru ilerler ve darbe noktasının etrafında meydana gelen çeki gerilmeleri hasarın yayılmasına neden olur.

Deneyisel çalışmalardan elde edilen veriler hedef rijitliğinin hasar oluşumunda baskın bir parametre olduğunu ve kırılma modunu kontrol ettiğini göstermiştir. Örneğin, esnek hedeflerin darbesinde en alt tabakada büyük çeki gerilmeleri meydana gelir ve bu fiber-matriks arayüzeyinde hasar başlamasıyla sonuçlanır. Buna göre arayüzeyde meydana gelen çatlaklar yayılır ve tabaka içi delaminasyonların alttan üste doğru aktarılmasıyla sonuçlanır (Şekil 2.12 (b)).

Darbe sonucu lokal bir hasar olarak, üst tabakadan alt tabakaya doğru ilerleyen hasar vurucu çevresinde meydana gelen yüksek çeki gerilmelerinden dolayı yayılır. Bu gerilmeler, fiber-matriks arayüzeyinde hasara neden olabilecek kadar yeterli büyüklüktedir. Meydana gelen hasar neticesinde oluşan çatlak, üst tabakadan alt tabakaya doğru oluşan delaminasyon ile ilerler ve fiber-matriks arayüzeyinde hasara neden olur.

Çeşitli kalınlıklarda ve aynı tabaka dizilim açısına sahip karbon-fiber takviyeli kompozitlere yapılan darbe neticesinde meydana gelen delaminasyon alanının değişimi, vurucunun sahip olduğu kinetik enerji ile doğru orantılıdır (Cantwell 1988). Meydana gelen bu delaminasyon alanının, kinetik enerjinin bir fonksiyonu olduğu ve hedef kalınlığının artmasıyla da nonlinear olarak değiştiği bulunmuştur.

Çapraz takviyeli tabakalı cam-epoksi kompozitler üzerine yapılan sistemli bir çalışma ise, sıralı bir delaminasyon işleminin meydana geldiğini ve bununda absorbe edilen enerjinin dağılmasında önemli bir rol üstlendiğini göstermiştir. Bu işlem Malvern vd (1987) tarafından detaylı bir şekilde anlatılmıştır ve bu işlem, meydana gelen bir şerit tarafından başlatılan sıralı bir delaminasyon mekanizmasını temel almaktadır. Düşük bir darbe hızıyla vurucunun çapraz takviyeli tabakalı bir kompozit plakaya darbesiyle, ilk tabakada, tabaka kalınlığı boyunca vurucunun ucunun çapına denk bir şekilde iki tane şerit meydana gelir. Meydana gelen bu ilk şerit Şekil 2.15'de AA ve BB harfleriyle gösterilmiştir.

3. MALZEME ÜRETİMİ VE DARBE KARAKTERİSTİKLERİ

Bu bölüm; kompozit ve hibrit kompozit plakaların üretimi, kompozitlerin mekanik özelliklerinin belirlenmesi amacıyla yapılan deneysel çalışmaları ve darbe testi ile belirlenebilen darbe karakteristiklerinin anlatımını içermektedir. Bu amaçla, Cam-elyaf/Epoksi, Karbon-elyaf/Epoksi ve Aramid elyaf/Epoksi kompozitlere ait mekanik özelliklerin belirlenmesi için tek yönlü kompozit plaka üretimi, oda şartlarında mekanik özelliklerin belirlenmesi için yapılan deneyler, darbe testleri için hibrit kompozit plakaların üretimi ve darbe testi ile belirlenebilen darbe karakteristikleri ile ilgili bölümler alt başlıkları ile birlikte anlatılmıştır.

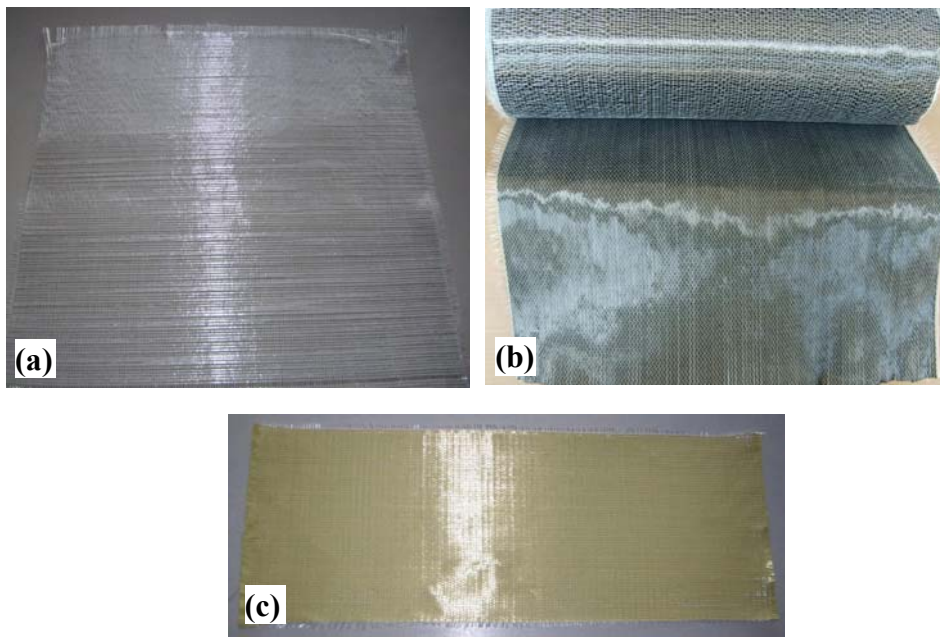
3.1. Tek Yönlü Kompozit Plakaların Üretimi

Fiber takviyeli kompozitlerin mekanik özelliklerinin belirlenmesi amacıyla Tablo 3.1’de verilen özelliklere sahip, tek yönlü $[0^\circ]$, Cam-elyaf (E-glass), 50K Karbon ve Aramid kumaş kullanılmıştır. Matriks (ana malzeme) olarak ise CY225 epoksi reçine ve sertleştirici olarak da HY225 kullanılmıştır. Buna göre kompozit üretiminde karışımda kullanılan reçinenin sertleştiriciye oranı 10:2’dir. Kompozit plakalar el yatırma metoduna göre İzmir’de faaliyet gösteren İzoreel firmasında üretilmiştir. Kompozitler için kullanılan fiber ve matriks ağırlığına göre; Cam-elyaf/Epoksi için fiber hacimsel oranı yaklaşık %55, Karbon-elyaf /Epoksi ve Aramid-elyaf /Epoksi kompozitler için ise fiber hacimsel oranı yaklaşık %60’tır.

Kompozitlerin üretimine başlanmadan önce kumaşların bünyesinde olması muhtemel nemin giderilmesi amacıyla, kesilen kumaşlar bir fırında 4 saat boyunca 60°C ’de bekletilerek kumaşların kuruması sağlanmıştır. Son aşamada ise pişirilmeye hazırlanan kompozitler 120°C ’de 2 saat boyunca, 0,3 MPa sabit pres basıncı altında bekletilmiş ve aynı sıcaklıkta pres altında oda sıcaklığına ulaşılan kadar soğumaya bırakılarak üretim tamamlanmıştır. Şekil 3.1’de kumaşlara ait fotoğraflar hibrit kompozit plakaların üretimlerine ait fotoğraflar görülmektedir.

Tablo 3.1 Kumaşlara ait özellikler

Kumaş çeşidi (Tek yönlü)	Ağırlık (g/m ²)	Yoğunluk (g/cm ³)	Kopma Uzaması (%)	Elastisite Modülü (GPa)	Kopma Mukavemeti (MPa)	Fiber demeti sayısı (10 cm'de)
Cam-elyaf (600 Text)	270	2,6	4-5	73	2400	41
50K Karbon kumaş	330	1,81	-	242	3053	21
Aramid kumaş	340	1,77	2,7	105	3800	40

**Şekil 3.1** (a) Cam-elyaf, (b) Karbon-elyaf ve (c) Aramid-elyaf kumaşlara ait fotoğraflar

3.2. Kompozitlerin Mekanik Özelliklerinin Belirlenmesi

Hibrit kompozitlerin darbe davranışlarının deneysel olarak belirlenmesi yanında bir de üretimde kullanılmış olan bu Cam-elyaf/Epoksi, Karbon-elyaf /Epoksi ve Aramid-elyaf /Epoksi kompozitlere ait mekanik özellikler tespit edilmiştir.

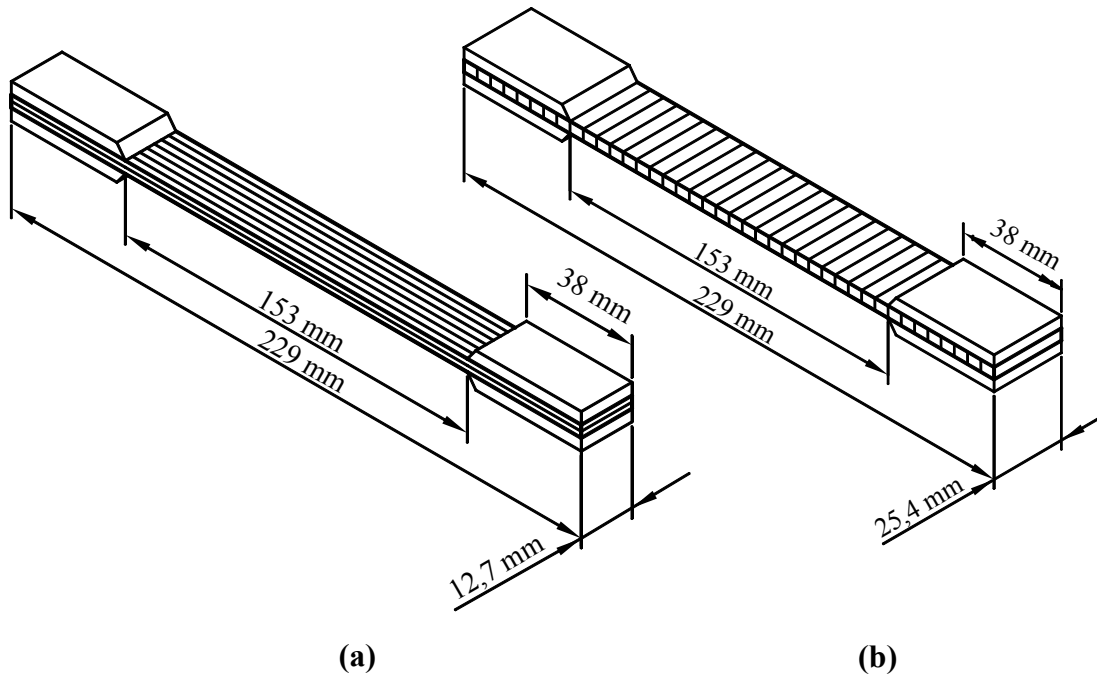
Buna göre; tek yönlü [0°] olarak üretimi yaptırılan Cam-elyaf/Epoksi, Karbon-elyaf/Epoksi ve Aramid elyaf/Epoksi kompozitlere ait mukavemet ve rijitlik değerlerinin belirlenmesi için çekme ve basma deneyleri yapılmıştır. Deney numuneleri tek yönlü plakalardan ASTM (American Society for Testing and Materials) standartlarına göre, elmas uçlu bir dairesel testere ile kesilerek hazırlanmıştır. Deneyler

Pamukkale Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü Mekanik Araştırma laboratuvarındaki Instron 8801 serisi Çeki-Bası Test Cihazı ile yapılmıştır. Test cihazı ± 50 kN yük uygulama kapasitesinde olup, -70 °C ila $+350$ °C sıcaklık aralıklarında test yapılmasını sağlayabilen bir çevresel kabine de sahiptir.

Cam-elyaf/Epoksi, Karbon-elyaf/Epoksi ve Aramid elyaf/Epoksi kompozitlere ait mekanik özelliklerin tespit edilmesinde kullanılan; Cam-elyaf/Epoksi kompozitin kalınlığı yaklaşık 1 mm, Karbon elyaf/Epoksi kompozitin kalınlığı yaklaşık 1,2 mm ve Aramid elyaf/Epoksi kompozitin kalınlığı ise yaklaşık 1,6 mm'dir. Deneyler esnasında en az 3 deney numunesi kullanılmış olup, deney numunelerine oda sıcaklığında (20 °C'de ± 1 °C), 1 mm/dak hız ile çeki ve bası yükleri uygulanarak mekanik özellikler belirlenmiştir. Kompozitlere ait oda sıcaklığında belirlenen bu mekanik özellikler Tablo 3.2'de verilmiştir.

3.2.1. Elastisite modülleri ve kopma mukavemetinin belirlenmesi

Cam-elyaf/Epoksi, Karbon-elyaf/Epoksi ve Aramid elyaf/Epoksi kompozitlerin fiber doğrultusu 1 indisi ile gösterilmek üzere, fiber yönündeki Elastisite Modülü E_1 , Kopma Mukavemeti X_t ve Poisson oranı ν_{12} 'nin tespit edilmesi amacıyla çekme yükü uygulanacak olan numuneler ASTM D3039-76'ya göre hazırlanmıştır. Bu standarda göre deney numunelerinin geometri ve boyutları Şekil 3.2(a)'da görüldüğü gibidir. Buna göre E_1 , X_t ve ν_{12} 'nin tespiti için numunelerin eni (w) 12,7 mm ve boyu (l) 229 mm'dir. Ayrıca fiberlerin yönüne dik olan doğrultu 2 indisi ile gösterilmek üzere, fiber yönüne dik doğrultudaki Elastisite Modülü E_2 ve Kopma mukavemeti Y_t 'nin tespiti için aynı standarda göre, Şekil 3.2(b)'de görüldüğü üzere numunelerin eni (w) 25,4 mm ve boyu (l) 229 mm'dir. Buna göre kompozitlere ait deney numunelerine, numunelerde kopma meydana gelene kadar çeki yükü uygulanmış ve bu çeki hasar yüklerinin (P_{max}) numune kalınlığı ve enine bölünmesiyle de kopma mukavemetleri olan X_t ve Y_t tespit edilmiştir.

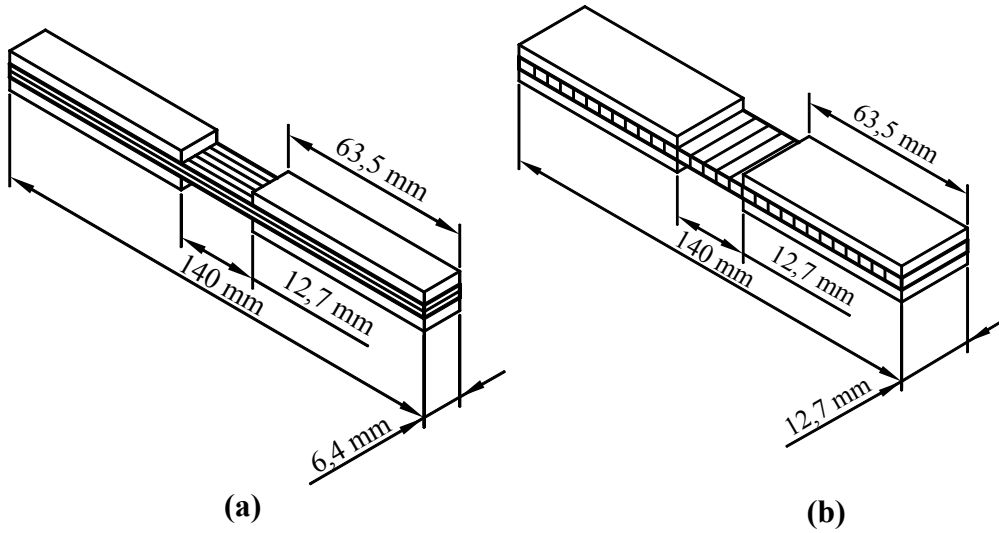


Şekil 3.2 Deney numunelerine ait geometri ve boyutlar (a) E_1 , X_t ve v_{12} 'nin tespiti için, (b) E_2 ve Y_t 'nin tespiti için

Elastisite modülleri ve kopma mukavemetlerinin belirlenmesi için çekme yükü oda sıcaklığında ($20\text{ }^\circ\text{C}$ 'de $\pm 1\text{ }^\circ\text{C}$), numunelerde kopma meydana gelene kadar 1 mm/dak hız ile uygulanmıştır. Numunelerin yüklemeleri esnadaki yük, uzama, gerilme ve şekil değiştirme gibi deneysel veriler kaydedilmiş ve bu deneysel verilere göre kompozitler için belirlenen elastisite modülleri ve kopma mukavemetlerinin değerleri Tablo 3.2'de verilmiştir.

3.2.2. Basma mukavemetlerinin belirlenmesi

Kompozitlerin bası yükü altındaki mukavemet özelliklerinin belirlenmesi için fiber yönü doğrultusundaki Basma Mukavemeti X_c ve fiber yönüne dik doğrultudaki Basma Mukavemeti Y_c 'nin belirlenmesi için numuneler ASTM D3410-87 standardına göre hazırlanmıştır. Bu standarda göre deney numunelerinin geometri ve boyutları Şekil 3.3(a) ve (b)'de görüldüğü gibidir. Şekilde görülen bu boyutlara göre numune boyları 140 mm iken, X_c 'nin tespiti için numune eni (w) $6,4\text{ mm}$ ve Y_c 'nin tespiti için ise numune eni (w) $12,7\text{ mm}$ 'dir.

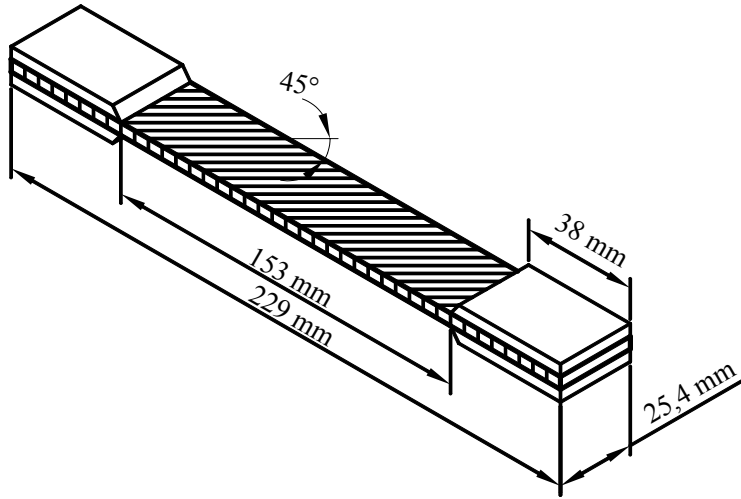


Şekil 3.3 Deney numunelerine ait geometri ve boyutlar (a) X_c 'nin tespiti için, (b) Y_c 'nin tespiti için

Kompozitlere ait bu bası mukavemeti özelliklerinin belirlenmesinde bası yüklemeleri numunelerde hasar meydana gelene kadar uygulanmıştır. Sonuç olarak da kompozitleri hasara uğratan bası yükleri (P_{max}) numune kesit alanına bölünerek kompozitlere ait basma mukavemetleri X_c ve Y_c belirlenmiş ve değerleri Tablo 3.2'de verilmiştir.

3.2.3. Kayma modülü ve mukavemetinin belirlenmesi

Kompozitlere ait Kayma Modülleri G_{12} 'nin belirlenmesi için de çekme deneyleri yapılmıştır. Buna göre tek yönlü plakalardan fiber yönü 45° olacak şekilde kesilen deney numuneleri numunelerde hasar meydana gelene kadar çeki yüküne tabi tutulmuştur. Deney numuneleri için geometri ve boyutlar Şekil 3.4'de görüldüğü gibidir.

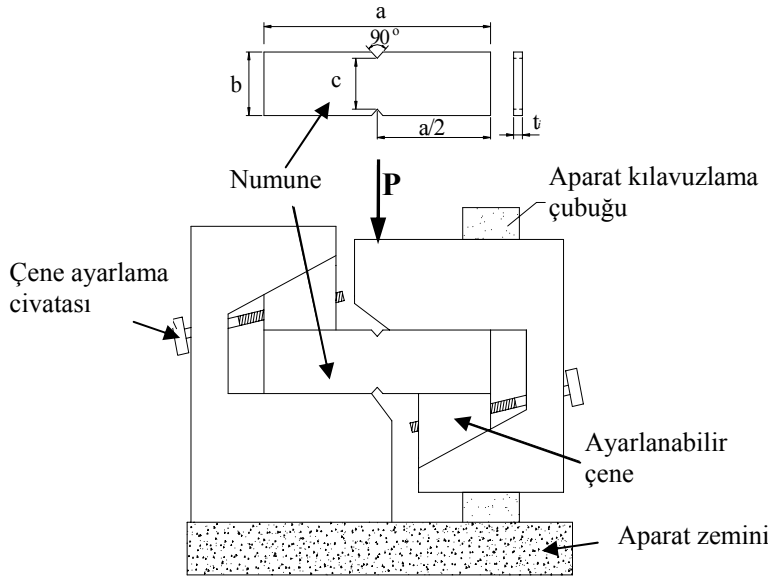


Şekil 3.4 Kayma modülü G_{12} 'nin belirlenmesi için deney numunelerine ait geometri ve boyutları

Numunelere çeki yükünün uygulanması esnasındaki gerilme ve şekil değişirme verilerinden kompozite ait E_x modülü tespit edilmiştir. Bu modül daha önceden belirlenen E_1 , E_2 ve ν_{12} değerleri ile birlikte Denklem (3.1)'de yerine konularak kompozitlere ait G_{12} kayma modülleri tespit edilir (Gibson 1994).

$$G_{12} = \frac{1}{\left(\frac{4}{E_x} - \frac{1}{E_1} - \frac{1}{E_2} + \frac{2\nu_{12}}{E_1} \right)} \quad (3.1)$$

Kompozitlerin Kayma Mukavemetleri S ise Iosepescu kayma test metoduna göre Iosepescu aparatı kullanılarak, deney numunelerine basma yüklerinin uygulanmasıyla tespit edilmiştir (Carlsson ve Pipes 1997). Test aparatı ve numune geometrisi Şekil 3.5'te görüldüğü gibidir. Kayma mukavemetlerinin belirlenmesi için numune ebatları ise $a=80$ mm, $b=20$ mm ve $c=12$ mm olacak şekilde hazırlanmıştır.

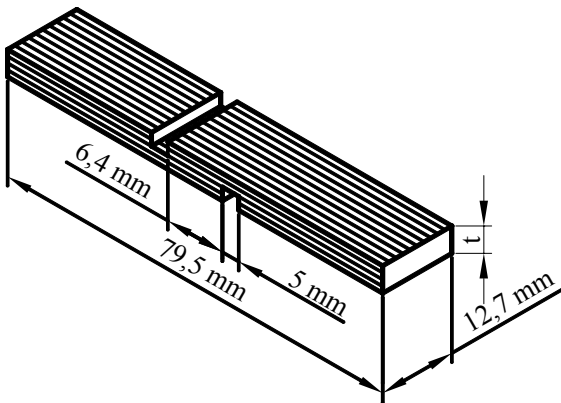


Şekil 3.5 Iosepescu test aparatı

Buna göre deney numunelerine, numunelerde hasar meydana gelene kadar bası yükü uygulanmış ve bu hasar yüklerinin (P_{max}) numune kalınlığı ve enine bölünmesiyle de kayma mukavemeti S , Denklem (3.2)'deki ifadeye göre tespit edilmiştir (Gibson 1994).

$$S = \frac{P_{max}}{t.c} \quad (3.2)$$

Kompozit malzemelere ait tespit edilen bir diğer kayma mukavemeti ise Tabakalar arası Kayma Mukavemeti olan S_i 'dir. Tabakalar arası kayma mukavemetinin tespit edilmesinde ASTM D3846-79'a göre hazırlanan çift çentikli deney numuneleri hazırlanmıştır. Numunelere ait geometri ve boyutlar Şekil 3.6'da görüldüğü gibidir.



Şekil 3.6 Tabakalar arası kayma mukavemetinin (S_i) belirlenmesi için deney numunesine ait geometri ve boyutlar

Buna göre tek yönlü fiber doğrultusuna sahip numunenin, her iki yüzeyine numune kalınlığının yarısı kadar 5 mm eninde bir çentik açılır. Bu iki çentik arası (l) 6,4 mm ve numune eni (w) ise 12,7 mm'dir. Hazırlanan bu numunelere fiber yönü doğrultusunda çeki yükü, numunede hasar meydana gelene kadar uygulanır ve bu hasar yükleri (P_{max}) tespit edilir. Sonuç olarak da kompozitlere ait tabakalar arası kayma mukavemeti S_i , hasar yükünün numune kesit alanına bölünmesiyle Denklem (3.3)'deki ifadeye göre hesaplanarak belirlenir.

$$S_i = \frac{P_{max}}{w.l} \quad (3.3)$$

Tablo 3.2 Tek yönlü Cam-elyaf/Epoksi, Karbon-elyaf/Epoksi ve Aramid elyaf/Epoksi kompozitlerin oda sıcaklığındaki (20 °C) mekanik özellikleri

Mekanik özellikler (Tek yönlü)	Cam-elyaf	Karbon elyaf	Aramid elyaf
Fiber Hacimsel oranı, % V_f	55	60	60
Kompozitin yoğunluğu, ρ (g/cm ³)	1,92	1,60	1,62
Elastisite Modülü, E_1 (GPa)	40,3	132,1	54,9
Elastisite Modülü, E_2 (GPa)	10,3	8,2	6,1
Kayma Modülü, G_{12} (GPa)	2,5	4,0	1,8
Poisson oranı, ν_{12}	0,23	0,28	0,25
Kopma Mukavemeti, X_t (MPa)	743	1360	872,6
Kopma Mukavemeti, Y_t (MPa)	59,4	70,3	55,5
Basma Mukavemeti, X_c (MPa)	249,6	392	216
Basma Mukavemeti, Y_c (MPa)	87,6	86,4	72
Kayma Mukavemeti, S (MPa)	82	142	124
Tabakalar arası Kayma Mukavemeti, S_i (MPa)	34,5	58,2	48,2

3.3. Hibrit Kompozit Plakaların Üretilmesi

Fiber takviyeli kompozitlerin üretiminde anlatıldığı üzere hibrit kompozit plakaların üretiminde de yine aynı üretim aşamalarından sonra hibrit kompozit plakalar üretilmiştir. Hibrit kompozit plakaların üretimlerine ait fotoğraflar Şekil 3.7’de görülmektedir. Hibrit kompozitler için kullanılan fiber ve matriks ağırlığına göre fiber hacimsel oranı yaklaşık % 60’dır.

Hibrit kompozit plakalar, Aramid elyaf-Cam elyaf/Epoksi, Aramid elyaf-Karbon elyaf/Epoksi, Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi olarak ve bir de hibrit kompozitlerin darbe davranışlarını Cam-elyaf/Epoksi plakalar ile karşılaştırmak üzere, iki tip takviye açısında 8 tabakalı olarak üretilmişlerdir. Cam-elyaf/Epoksi ve hibrit kompozit plakaların takviye açıları ve özellikleri Tablo 3.3’de verilmiştir.



Şekil 3.7 Hibrit kompozit plakaların üretimlerine ait fotoğraflar

Tablo 3.3 Cam-elyaf/Epoksi ve hibrit kompozit plakaların takviye açıları ve özellikleri

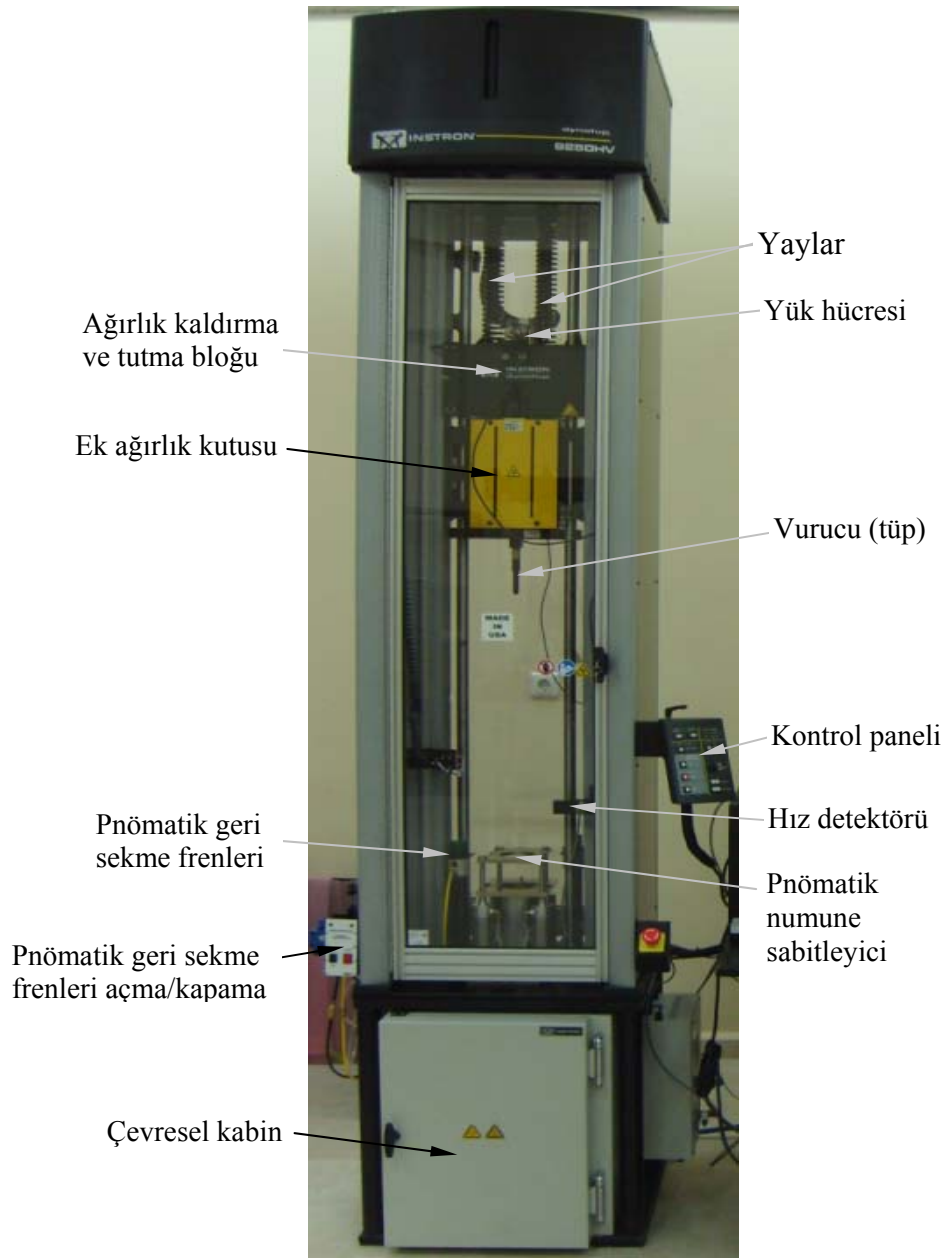
Takviye açısı (8 Tabaka)	Adlandırma	Ortalama		
		numune kalınlığı (mm)	Alan yoğunluğu (g/cm ²)	Kompozit yoğunluğu (g/cm ³)
(G ₀ /G ₀ /G ₉₀ /G ₉₀) _s	-	1,7	0,310	1,92
(G ₀ /G ₉₀ /G ₄₅ /G ₄₅) _s	-	1,7	0,310	1,92
(C ₀ /C ₀ /C ₉₀ /C ₉₀)+(G ₉₀ /G ₉₀ /G ₀ /G ₀)	CG1	2,1	0,335	1,73
(C ₀ /C ₉₀ /C ₄₅ /C ₄₅)+(G ₄₅ /G ₄₅ /G ₉₀ /G ₀)	CG2	2,1	0,335	1,73
(A ₀ /A ₀ /A ₉₀ /A ₉₀)+(G ₉₀ /G ₉₀ /G ₀ /G ₀)	AG1	2,4	0,340	1,71
(A ₀ /A ₉₀ /A ₄₅ /A ₄₅)+(G ₄₅ /G ₄₅ /G ₉₀ /G ₀)	AG2	2,4	0,340	1,71
(A ₀ /A ₀ /A ₉₀ /A ₉₀)+(C ₉₀ /C ₉₀ /C ₀ /C ₀)	AC1	2,7	0,380	1,56
(A ₀ /A ₉₀ /A ₄₅ /A ₄₅)+(C ₄₅ /C ₄₅ /C ₉₀ /C ₀)	AC2	2,7	0,380	1,56

A: Aramid fiber, C: Karbon fiber, G: Cam fiber, s:Simetrik

3.4. Darbe Test Cihazı

Hibrit kompozitlerin darbe davranışlarının belirlenmesinde Şekil 3.8’de görülen Instron-Dynatup 9250 HV darbe test cihazı kullanılmıştır. Test cihazı yer tipi, serbest ağırlık düşürme prensibine göre çalışan yüksek hızlı ve sistem kontrollü bir darbe test cihazıdır. Bu sistem kontrolü, impuls sinyal şartlandırma birimine, impuls veri toplama kartına ve bir de veri elde etme yazılımına sahiptir. Ayrıca test cihazı, düşen ağırlığın yükseklik, hız ve enerji gibi istenilen şekilde kontrollü olarak numune üzerine düşürülmesine imkan vermektedir.

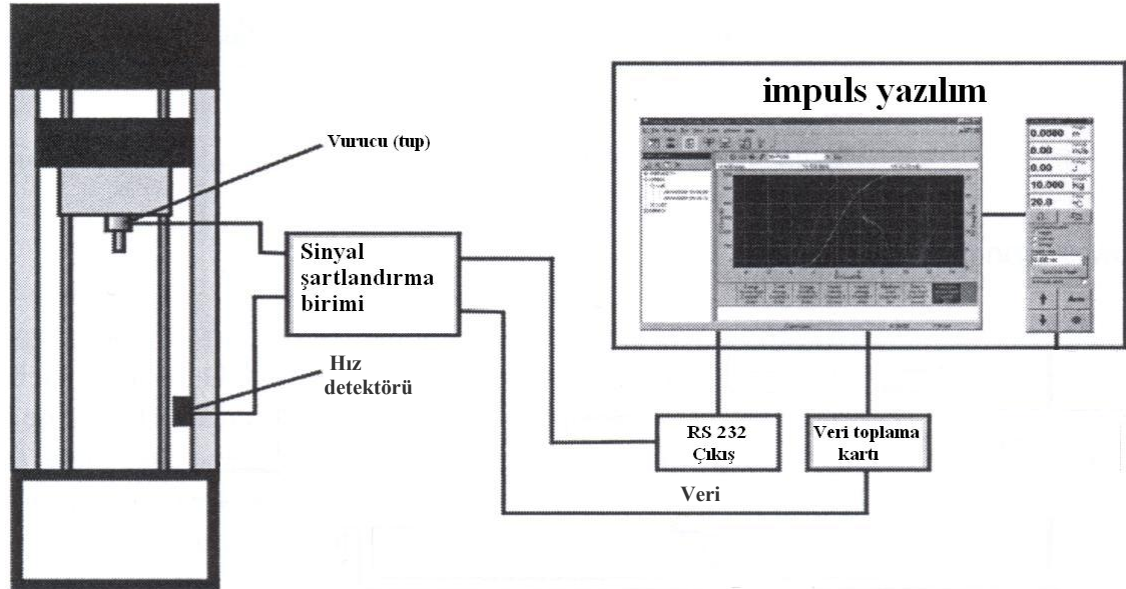
Test cihazı ağırlık kutusuna ek ağırlık konmadan yay desteği ile 2,6 J–826 J arasında darbe enerjisi uygulayabilmekte ve ek ağırlıkların ilave edilmesiyle de 1603 J’e kadar darbe enerjisi uygulayabilmektedir. Ağırlığın düşürülebildiği maksimum fiziksel düşme yüksekliği 1,25 m ve yay desteği ile simüle 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. Test 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.



Şekil 3.8 Instron-Dynatup 9250 HV darbe test cihazı

Test cihazı şekilde görüldüğü üzere ağırlık ve ekipmanlarını kaldırmada kullanılan bir çapraz kafaya ve üzerinde de bir yük hücresine sahiptir. Test cihazının maksimum tüp kapasitesi ise 15,569 kN'dur. Darbe yükü, ağırlık kutusunun içine ek ağırlıklar konularak veya yay enerjisi desteği alınarak da artırılabilir. 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 test sonuçlarının düzenlenerek topluca veya ayrı ayrı grafik ve tablo olarak elde edilmesini ve aynı zamanda hesap yapılabilmesini sağlar. Buna ait sistem blok diyagramı Şekil 3.9’da görüldüğü gibidir.



Şekil 3.9 Sistem blok diyagramı

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 3.9). Pnömatik numune sabitleyici ise, iki sabitleyici arasına konulan 100 mm x 100 mm ebadındaki numuneyi çepeçevre kapatarak 76 mm çapındaki etkili bir alanda darbe yapılabilmesini sağlar. Pnömatik geri sekme frenleri ise vurucu tarafından ilk darbenin yapılmasından sonra numune üzerine tekrarlı darbelerin önlenmesini sağlamaktadır.

3.5. Hibrit Kompozitlerin Darbe Davranışlarının Belirlenmesi

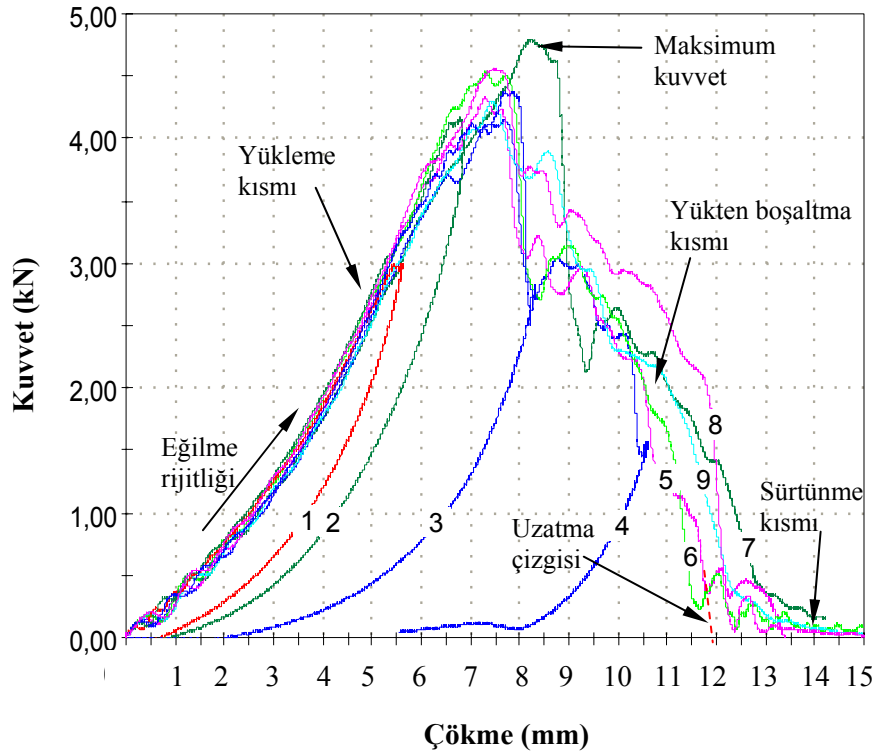
Hibrit kompozitlerin darbe davranışlarının belirlenmesi için darbe testleri, Pamukkale Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü Mekanik Araştırma laboratuvarındaki Instron-Dynatup 9250 HV darbe test cihazı ile yapılmıştır. Darbe testleri, oda sıcaklığı olan 20 °C’de, Tablo 3.3’de ki kompozit ve hibrit kompozit plakalardan kesilen 100 mm x 100 mm ebadındaki numuneler üzerine artan darbe

enerjisi olarak, numunelerde delinme meydana gelene kadar yapılmıştır. Ayrıca yine aynı şartlar için, cam elyaf/Epoksi ve Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompozitlerin - 20 °C, 0 °C, 40 °C ve 60 °C'deki darbe testleri de yapılarak sıcaklık şartlarının darbe davranışına etkisi araştırılmıştır. Numunelerin istenilen bu sıcaklık şartlarına ulaşabilmesi için bu sıcaklıklarda çevresel kabinde en az 20 dakika bekletilmesi sağlanmış ve istenilen bu sıcaklık değerlerine ulaşıp ulaşılmadığı infrared termometre cihazı ile kontrol edilmiştir. Yapılan bu testler esnasında vurucu ve üzerindeki ağırlıklarla beraber toplam ağırlık bütün darbe testleri için 6,32 kg ve vurucu uç çapı ise yarı küresel olarak 12,7 mm'dir.

Darbe testlerinin 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_a-t) ve hız-zaman (V-t) eğrileri gibi kompozitin darbe karakteristiğini belirlemede kullanılan grafikler elde edilebilir. Bu üç özel duruma ait grafik açıklamaları aşağıdaki bölümlerde yapılmıştır.

3.5.1. Kuvvet-çökme (F-d) eğrileri

Kuvvet-çökme (F-d) eğrileri darbe olayı esnasındaki kompozit plakalara ait darbe davranışını belirlemede kullanılan grafiklerden bir tanesidir. Şekil 3.10'da artan darbe enerjisi altında, kuvvetin çökmeye karşı değişimini gösteren bir F-d grafiği görülmektedir. Her bir eğri yüklemde 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 3 numune için oluşan eğriler kapalı tip eğrilerdir.



Şekil 3.10 Artan darbe enerjisi altında oluşan kuvvet-çökme (F-d) eğrileri

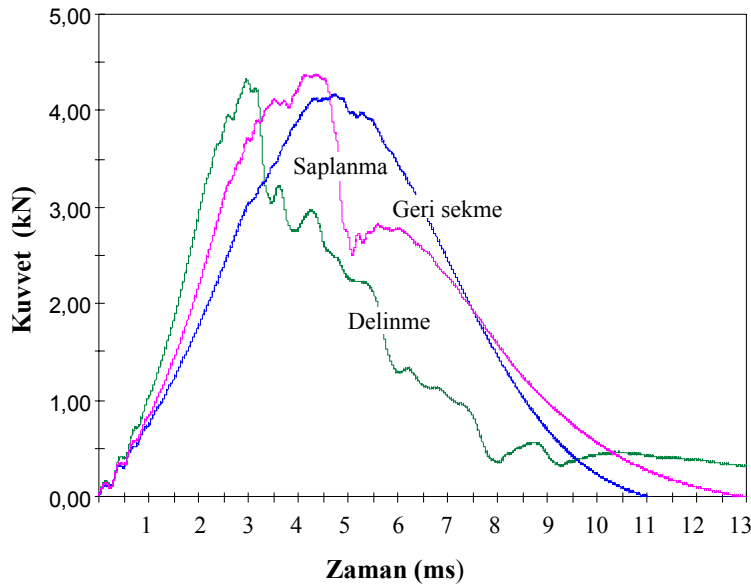
Darbe enerjisi arttırıldığında, geri sekme kısmı azalırken kapalı tip eğri genişler ve çökme de artar. Şekil 3.10'dan da görüleceği üzere numune 4, kapalı tip bir eğri olmasına rağmen kapalı tip eğriden açık tip eğriye geçiş noktasında bulunmaktadır ve darbe enerjisinin daha da arttırılmasıyla eğri tipi kapalı tip den eğri açık tip eğriye dönüşür. Eğer bir eğri açık tip ise vurucu numuneye ya saplanmış 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 (penetration), numune kalınlığı boyunca hareket eder ve sonunda da numuneyi delerek alt yüzeyden çıkar yani delinme (perforation) olayı gerçekleşmiş olur. Şekil 3.10'dan da 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 arttırılısın kompozitin daha fazla darbe enerjisini absorbe edemeyeceği anlaşılmaktadır.

3.5.2. Kuvvet-zaman (F-t) eğrileri

Şekil 3.11’de numune yüzeyinden geri sekme (rebounding), vurucu ucunun numuneye saplanması (penetration) ve vurucunun numuneyi delip geçmesi (perforation) gibi üç özel duruma ait kuvvet-zaman (F-t) grafiği görülmektedir.

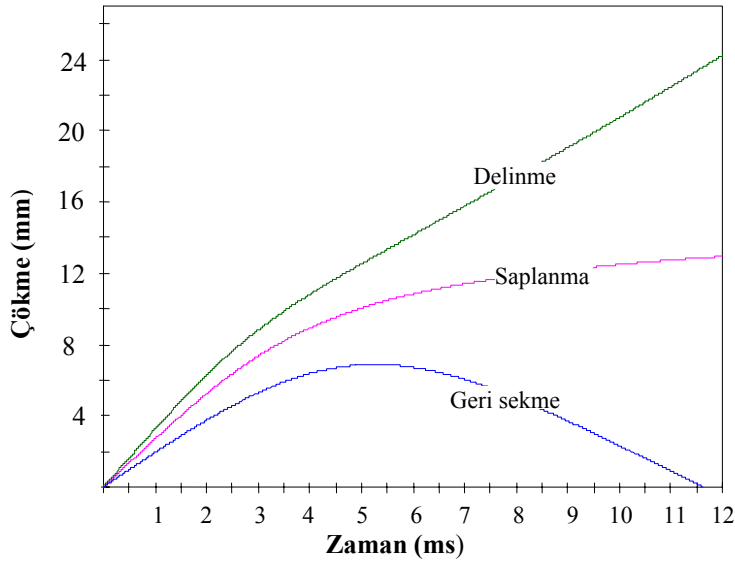


Şekil 3.11 Kuvvet-zaman (F-t) eğrileri

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 ve 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.

3.5.3. Çökme-zaman (d-t) eğrileri

Şekil 3.12’de numune yüzeyinden geri sekme (rebounding), vurucu ucunun numuneye saplanması (penetration) ve vurucunun numuneyi delip geçmesi (perforation) gibi üç özel duruma ait çökme-zaman (d-t) grafiği görülmektedir.



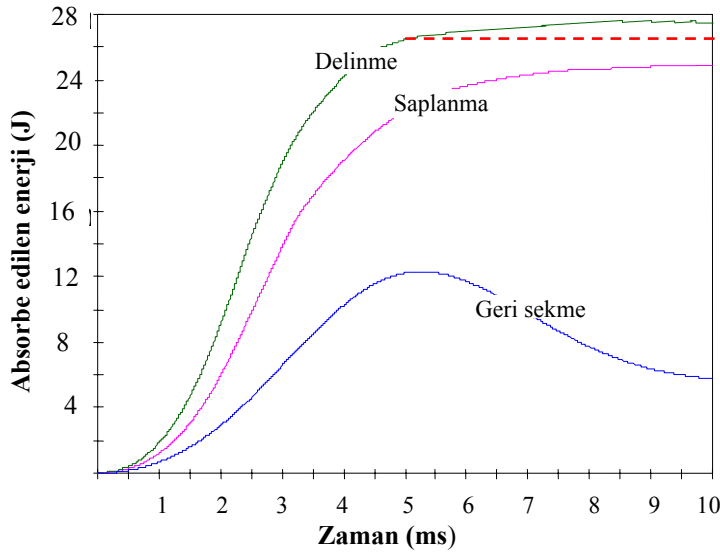
Şekil 3.12 Çökme-zaman (d-t) eğrileri

Artan darbe enerjisi altında yapılan darbe testlerinde, kuvvet maksimum değerine ulaştığında numunedeki çökme maksimum değerine ulaşır. Yani darbe enerjisi arttıkça numunedeki çökme artar. Numuneye saplanma durumunda ise vurucu hızı sıfıra ulaştığından numunedeki çökme sabit bir değerde kalır. Fakat numunenin delinmesi durumunda ise vurucu numuneyi delip geçtikten sonra vurucu ve numune arasındaki sürtünme vurucunun ilerlemesini engeller ama çökme bu esnada artarak devam eder.

3.5.4. Absorbe edilen enerji-zaman (E_a-t) eğrileri

Şekil 3.13'de numune yüzeyinden geri sekme (rebounding), vurucu ucunun numuneye saplanması (penetration) ve vurucunun numuneyi delip geçmesi (perforation) 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.



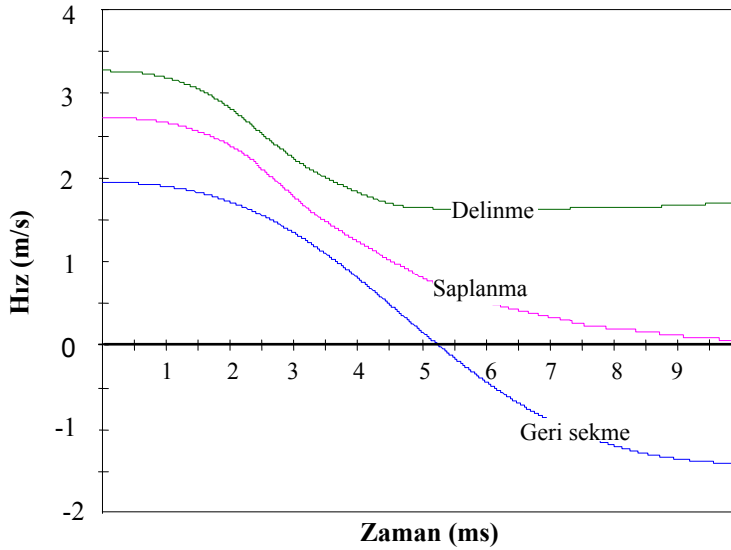
Şekil 3.13 Absorbe edilen enerji-zaman (E_a-t) eğrileri

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 3.13'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.

3.5.5. Hız-zaman (V-t) eğrileri

Şekil 3.14'de numune yüzeyinden geri sekme (rebounding), vurucu ucunun numuneye saplanması (penetration) ve vurucunun numuneyi delip geçmesi (perforation) gibi üç özel duruma ait hız-zaman (V-t) grafiği görülmektedir.

Artan darbe enerjisi altında yapılan darbe testlerinde, ilk başta belli bir hıza sahip olan vurucunun numune ile ilk temasından sonra vurucunun hızı azalır. Vurucunun numune yüzeyinden geri sekmesi durumunda, yukarı doğru hareket eden vurucu (Şekil 3.14'de görüldüğü üzere) negatif bir hıza sahip olur.



Şekil 3.14 Hız-zaman (V-t) eğrileri

Vurucunun numuneye saplanması durumunda ise belli bir hız ile numuneye çarpan vurucunun numuneye saplanmasından dolayı vurucunun tekrar yukarı doğru geri sekmesi meydana gelmediğinden hız sıfırlanacaktır. Vurucunun numuneyi delip geçmesi durumunda ise belli bir hız ile numuneye saplanıp kalınlık boyunca ilerleyen vurucunun hızını yavaşlatan durum, vurucu ve numune arasındaki sürtünmedir. Bunun sonucunda da geri sekme meydana gelmediğinden vurucu pozitif bir hıza sahip olacaktır.

3.6. Enerji Profili Metodu (EPM)

Enerji profili metodu bir diyagramdır ve bu diyagram ile darbe enerjisi ve absorbe edilen enerji arasındaki ilişki gösterilir (Liu vd 2000b). Ayrıca bu metot, darbe enerjisi ve absorbe edilen enerjinin karşılaştırılması, vurucunun numuneye saplanma sınır ve numunenin vurucu tarafından delinme sınır değerlerinin belirlenmesi açısından da faydalı bir metottür. Bu diyagram ile tabaka dizilim sırası, fiber yönlendirme açısı ve plaka kalınlığı, kuvvet-çökme eğrileri ve hasarlı numune şekilleri ile karşılaştırılarak yeniden yapılandırılabilir.

Hibrit kompozitlerin darbe davranışlarının belirlenmesinde darbe enerjisi (E_i) ve absorbe edilen enerji (E_a) iki önemli parametredir. Darbe enerjisi (E_i), darbe olayı esnasında vurucunun sahip olduğu enerjinin numuneye aktarılması olarak

tanımlanabilir. Bu darbe enerjisi vurucuya, vurucunun darbe test cihazında istenilen yüksekliğe çıkarılmasıyla potansiyel enerji olarak kazandırılmasıdır ve Denklem (3.4)'deki gibi ifade edilebilir.

$$E_i = mgh + mgd_{\max} \quad (3.4)$$

Burada m vurucu kütlesi, h vurucunun darbe test cihazında bulunduğu yükseklik ve d_{\max} ise darbeden sonra numunenin maksimum çökmesidir. Darbe olayı esnasında vurucunun sahip olduğu bu darbe enerjisi, vurucunun serbest bırakılarak düşürülmesiyle kinetik enerjiye dönüşür ve bu denklem, aşağıda verilen Denklem (3.5)'deki gibi ifade edilebilir.

$$mgh + mgd_{\max} = \frac{1}{2}mV^2 \quad (3.5)$$

Burada V vurucunun sahip olduğu hızdır. Vurucu ile numunenin temasından önce numunedeki çökme sıfır olduğundan ($d_{\max}=0$), Denklem (3.5) aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$mgh = \frac{1}{2}mV^2 \quad (3.6)$$

Denklem (3.6)'ya göre vurucu ile numunenin temasından hemen önceki hızı da Denklem (3.7)'deki gibi ifade edebiliriz.

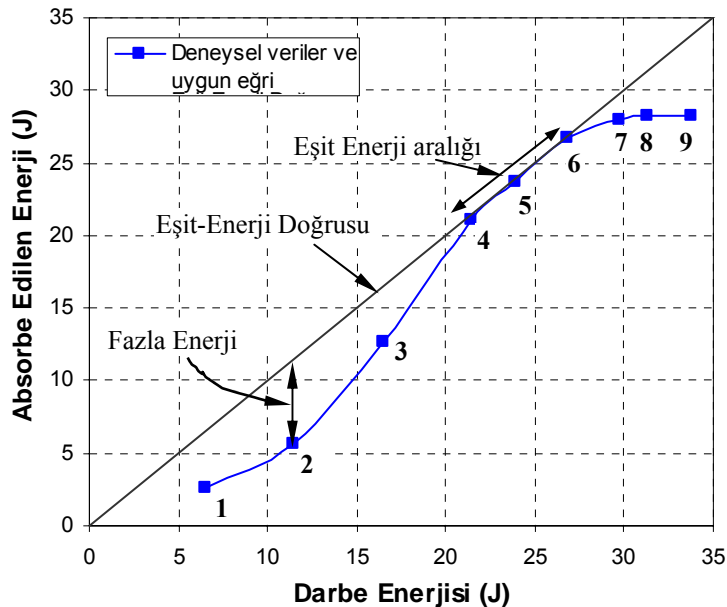
$$V = \sqrt{2gh} \quad (3.7)$$

Denklem (3.7)'de ifade edilen bu hız ifadesi vurucunun numuneye çarpma anındaki sahip olmuş olduğu teorik hızdır. Deneyler esnasında numuneye, vurucunun çarpma hızı hız detektörü tarafından ölçülmektedir.

Absorbe edilen enerji (E_a) ise darbe olayı sonunda numune tarafından absorbe edilebilen tüm enerji olarak tanımlanabilir. Absorbe edilen enerji, vurucunun numuneye saplanmadığı veya vurucunun numuneyi delip geçmediği kapalı tip olan kuvvet-çökme (F-d) eğrisinin altında kalan alandan hesaplanır. Eğer vurucu numuneye saplandıysa veya numuneyi delip geçtiyse eğri tipi kapalı tip eğriden açık tip eğriye dönüşür.

Numune, vurucu tarafından delindiğinde oluşan açık tip eğrinin azalma kısmının son kısmı, vurucu ve numune arasında bir sürtünmenin meydana gelmesinden dolayı çökme eksenine doğru yatayda çok az devam ederek kapanır. Bu sürtünme kısmı delinme sonrası sürtünme kısmı olarak adlandırılır ve numune tarafından absorbe edilen gerçek enerji değerinin bulunabilmesi için kuvvet-çökme eğrisinden bu değer çıkarılması gerekir. Bunun için açık tip kuvvet-çökme eğrisinin son kısmı çökme eksenine doğru bir uzatma çizgisi ile Şekil 3.10'da görüldüğü gibi sınırlandırılır. Böylece bu kısmın çıkartılması ile absorbe edilen enerji, darbe cihazının programı tarafından tekrar hesaplanarak gerçek absorbe edilen enerji değeri hesaplanmış olur.

Şekil 3.15'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 3.15 Enerji profili diyagramı

Diyagrama göre, ilk dört numunenin verilerine ait eğrinin eşit enerji doğrusu altında kalması vurucunun numune yüzeyinden geri sektiğini ve burada bir fazla enerji (excessive energy) olduğunu ifade etmektedir. Bu fazla enerji darbe enerjisi ve absorbe edilen enerji arasındaki farktır ve her test 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 4. 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.

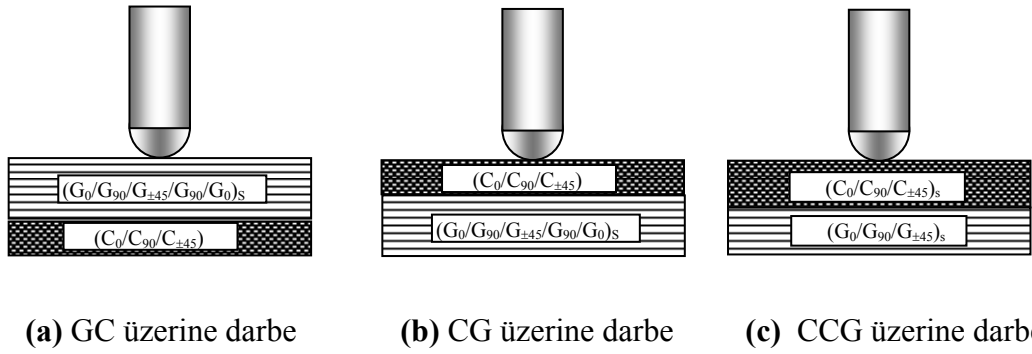
Numune 6 ise, kompozit için delinme sınırını (perforation threshold) temsil eder. Numune delinme sınırında ise vurucu numuneyi delip geçer ve artık bu noktadan sonra absorbe edilen enerji hemen hemen sabit kalır veya numunede farklı hasar oluşumları neticesinde çok az bir enerji artışı olabilir. Bu enerji 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.

4. HİBRİT KOMPOZİTLER ÜZERİNE YAPILAN DARBE TESTLERİ

Bu bölüm, kompozit ve hibrit kompozit plakalar üzerine yapılan darbe testleri ile ilgili deneysel çalışmaları ve hasar analizlerini içermektedir. İlk bölümde Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompozit plakalara darbe uygulanacak yüzey tespiti için yapılan darbe deneyleri ve hasar analizi anlatılmıştır. Daha sonra iki tip takviye açısındaki, Cam elyaf/Epoksi, Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi, Aramid elyaf-Cam elyaf/Epoksi ve Aramid elyaf-Karbon elyaf/Epoksi plakalar üzerine oda sıcaklığında yapılan darbe deneyleri ve hasar analizleri anlatılmıştır. Ayrıca sıcaklık şartlarının darbe davranışına etkisini araştırmak amacıyla da Cam elyaf/Epoksi ve Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompozitlerin -20 °C, 0 °C, 40 °C ve 60 °C'deki darbe testleri de diğer alt başlıklarda anlatılmıştır.

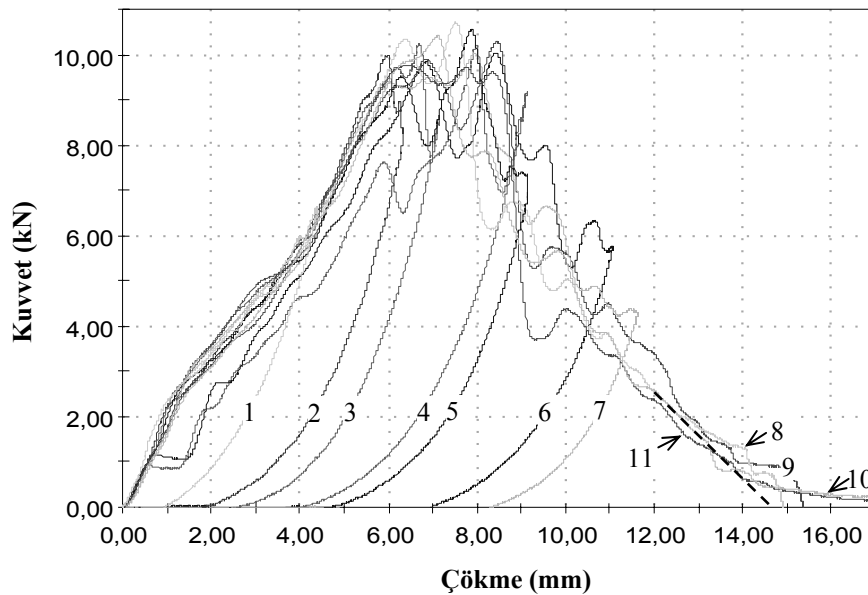
4.1. Karbon Elyaf-Cam Elyaf/Epoksi Kompozitler İçin Darbe Testlerinin Uygulanacağı Yüzeyin Tespiti

Hibrit kompozit plakalar üzerine artan darbe enerjisi, yüzeylerin darbe davranışının belirlenmesi amacıyla, oda sıcaklığında numunelerde delinme meydana gelene kadar, üretimi daha önceden yaptırılmış olan Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompozitler için uygulanmıştır. Karbon fiberin mekanik özelliğinin cam fiberden daha yüksek olmasından dolayı darbe testleri hem cam yüzeyden (GC hibrit kompoziti) hem de karbon yüzeyden (CG hibrit kompoziti), 3,2 mm kalınlığındaki numunelere delinme meydana gelene kadar ayrı ayrı uygulanmıştır. Ayrıca, arttırılan karbon tabaka sayısının darbe direncine karşı etkisini araştırmak amacıyla da karbon tabaka sayısı 4 tabakadan 8 tabakaya çıkartılarak CCG numuneleri üzerine de artan darbe enerjisi uygulanmıştır. Hibrit kompozitlere ait numune adlandırmaları GC, CG ve CCG olarak yapılmıştır ve darbe uygulanan yüzeyler ve takviye açıları Şekil 4.1'de görüldüğü gibi şematik olarak gösterilmiştir.



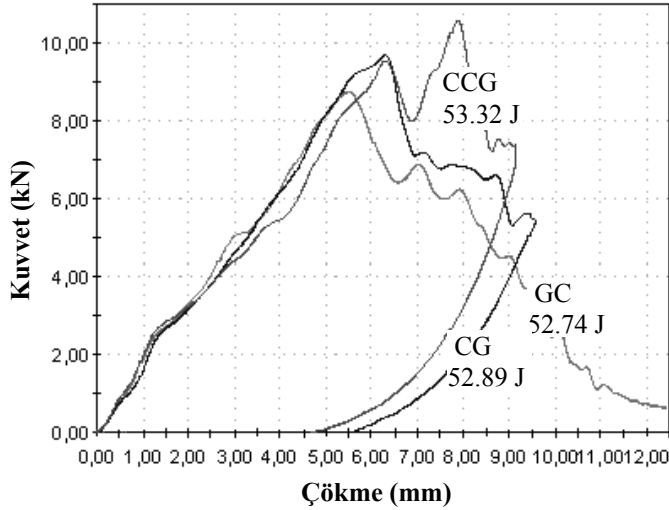
Şekil 4.1 Hibrit kompozit plakaların darbe uygulanan yüzeyleri

Şekil 4.2’de kuvvet-çökme eğrisine örnek göstermek amacıyla CCG hibrit kompozitinin artan darbe enerjilerine karşılık gelen kuvvet-çökme eğrisi verilmiştir. Şekilden görüldüğü üzere her bir eğri yüklemeye bir artma kısmına, ulaşılan bir maksimum kuvvet değerine ve yükten boşaltmada bir azalma kısmına sahiptir. Eğrilerden görüldüğü üzere CCG için 1–7 numuneleri kapalı tip eğri olarak oluşmuştur. Darbe enerjisi arttırıldığında, geri sekme kısmı azalırken kapalı tip eğri genişler ve çökme de artar. Şekilden görüleceği üzere numune 7 kapalı tip eğri olmasına rağmen kapalı tip eğriden açık tip eğriye geçiş noktasında bulunmaktadır. Darbe enerjisi daha da arttırıldığında eğri tipi kapalı tip den eğri açık tip eğriye dönüşür. Buna göre 8-11 arasındaki eğriler açık tip eğrilerdir. Açık tip bir eğride vurucu numuneye ya saplanmıştır veya numune delinmiştir.



Şekil 4.2 CCG hibrit kompozitine ait kuvvet-çökme (F-d) eğrileri

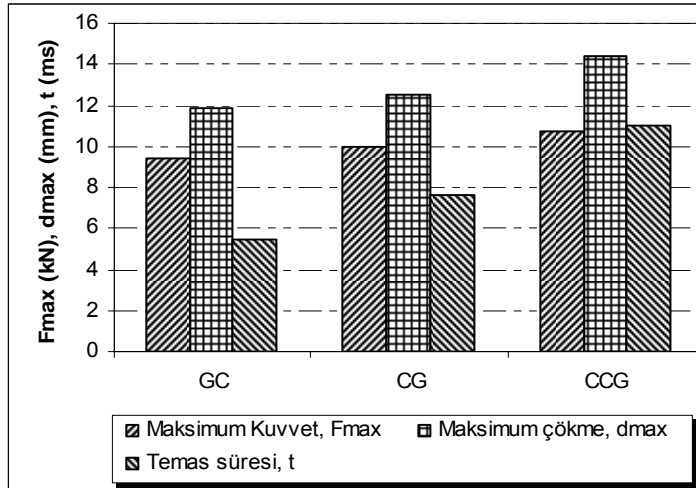
Şekil 4.3’de ise karşılaştırma amacıyla, yaklaşık 53 J darbe enerjisinde her bir hibrit kompozite ait kuvvet-çökme eğrisi görülmektedir. Buna göre GC açık tip bir eğri iken CG ve CCG numuneleri için meydana gelen eğri kapalı tiptir.



Şekil 4.3 Hibrit kompozitin yaklaşık 53 J için kuvvet-çökme (F-d) eğrileri

Yapılan testlere göre CG numunelerinin darbe direncinin GC numunelerine ve CCG numunelerinin de darbe direncinin CG numunelerine göre daha yüksek olduğu tespit edilmiştir. Şekil 4.4’de bu üç tip hibrit kompozite ait darbe karakteristikleri olan maksimum kuvvet (F_{max}), toplam çökme (d_{max}) ve toplam temas sürelerine (t) ait delinme sınırında elde edilmiş olan en büyük değerlere ait olan veriler grafik olarak gösterilmiştir.

Grafikten de görüleceği üzere genel olarak CCG hibrit kompozitinden elde edilen veriler CG hibrit kompozitinden ve CG hibrit kompozitinden elde edilen veriler de GC hibrit kompozitinden daha yüksek elde edilmiştir. Örneğin, karbon yüzeyden elde edilen F_{max} değeri cam yüzeye göre yaklaşık olarak % 7 daha büyük iken, karbon tabaka sayısı iki katına çıkarıldığında ise bu değer yaklaşık % 13 olmaktadır. Buna göre, diğer darbe karakteristikleri değerleri bakımından da CCG hibrit kompoziti diğerlerine göre daha üstün özelliklere sahiptir.



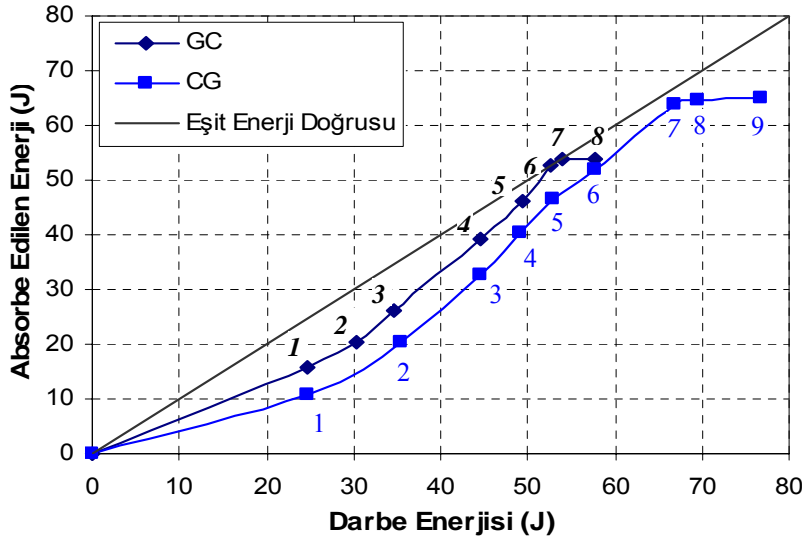
Şekil 4.4 GC, CG ve CCG hibrit kompozitlerine ait F_{max} , d_{max} ve t değerleri

Darbe yüküne maruz kompozitler için yapılan deneysel çalışmalar, numunenin delinme sınırının en önemli hasar kademesi olduğunu göstermektedir (Liu vd 1998). Buna göre, bu hibrit kompozitlerin darbe davranışlarının enerji absorbe edebilme, vurucunun numuneye saplanma sınır değeri ve numunenin delinme sınır değerleri olarak enerji profili diyagramından değerlendirilecek olursa, hibrit kompozitlere ait enerji profili diyagramları Şekil 4.5 ve Şekil 4.6'da görüldüğü gibidir.

Şekil 4.5'den görüleceği üzere, CG hibrit kompozitinin fazla enerjisi (yani darbe enerjisi ve absorbe edilen enerji arasındaki fark) GC hibrit kompozitine göre daha yüksektir. Bunun sebebi olarak da karbonun cam elyafa göre daha gevrek bir yapıya sahip olması gösterilebilir. Bu fazla enerji her test sonunda vurucuda kalan enerjidir ve vurucunun geri sekmesi için kullanılmaktadır. GC hibrit kompoziti için, 5. numune'ye kadar darbe enerjisi artarken fazla enerji azalmaktadır ve aynı zamanda 6. numunede ilk saplanma meydana gelirken 7. numune civarında da numune de delinme meydana gelmektedir.

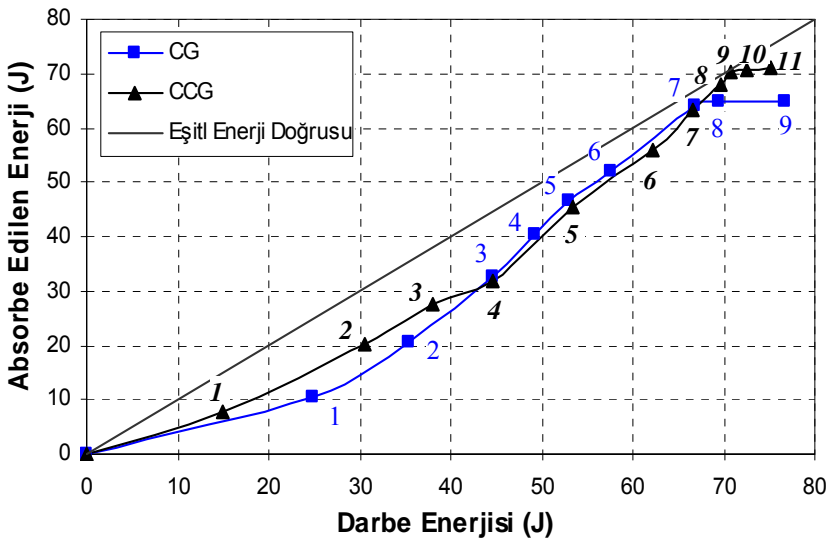
CG hibrit kompoziti için ise bütün veri noktaları eşit enerji doğrusunun ve GC'nin veri noktalarının altındadır. 1. numunede fazla enerji en yüksek değere sahiptir ve bu numuneden sonra 6. numuneye kadar darbe enerjisi artarken fazla enerji azalmaktadır. 7. numune CG için numuneye saplanma noktasıdır. Çünkü CG'nin bütün verileri eşit-enerji doğrusu altında olduğundan, bu hibrit kompozit numuneye belli bir saplanma ve delinme sınır değeri noktası göstermemiştir. Burada saplanma ve delinme sınır değeri

arasında küçük bir fark vardır. Bundan dolayı 7. numune numuneye saplanmanın olduğu ve 8. numunede kompozitin delinmesinin tamamlandığı ilk nokta olarak kabul edilir (Ataş 2007).



Şekil 4.5 GC ve CG hibrit kompozitlerine ait enerji profili diyagramı

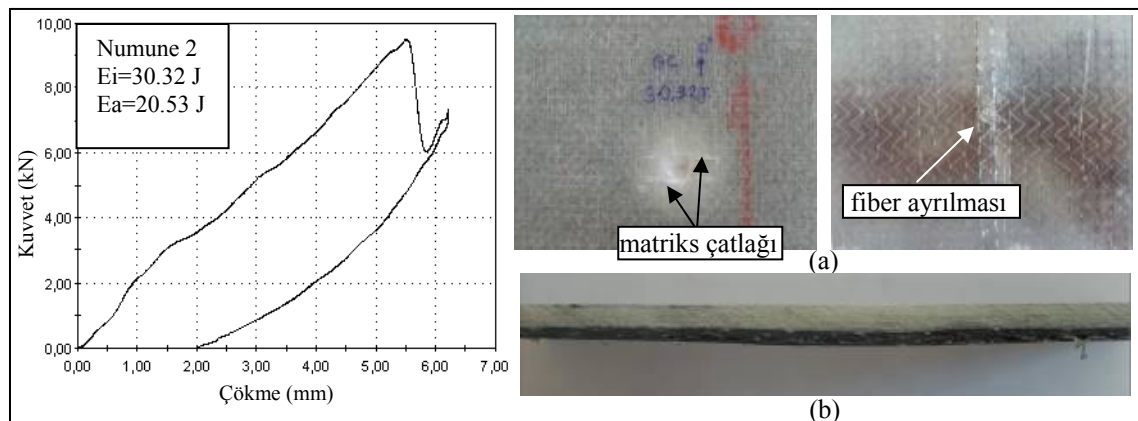
Şekil 4.6'da ise CG ve CCG hibrit kompozitlerine ait enerji profili diyagramı görülmektedir. Şekilden de görüleceği üzere CCG hibrit kompozitinin ilk üç numunesi için fazla enerji CG'ye göre daha düşüktür. Fakat 4. numuneden itibaren veri eğrileri eşit enerji doğrusuna doğru hemen hemen doğrusal bir şekilde azalarak yaklaşmaktadır. CCG hibrit kompoziti için darbe enerjisi numune 9'a ulaştığında numuneye saplanma ve 10. numune etrafında da numunede delinme meydana gelir.



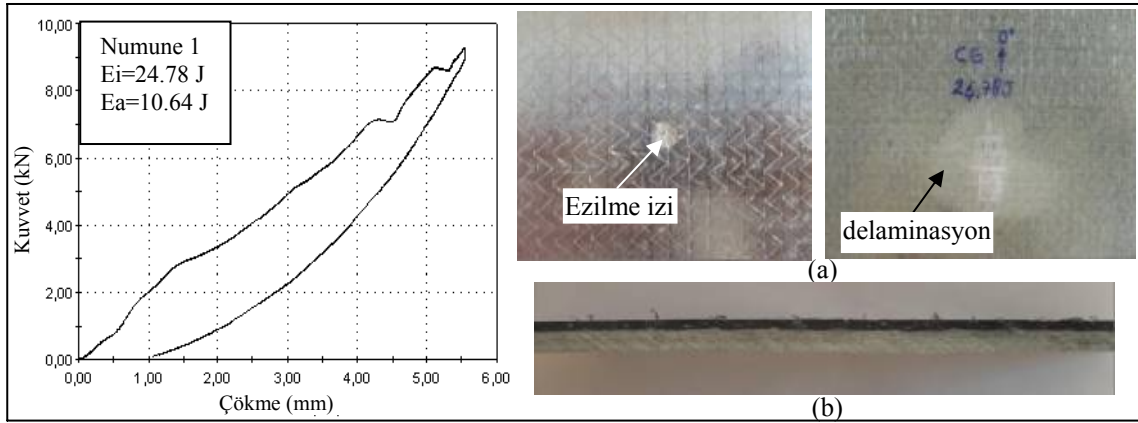
Şekil 4.6 CG ve CCG hibrit kompozitlerine ait enerji profili diyagramı

Hibrit kompozitler için darbe sonucu oluşan hasar değerlendirilmesi ise darbe uygulanan yüzeye ve darbe uygulanmayan arka yüzeye göre görsel olarak değerlendirilerek yapılmıştır. Ayrıca bu değerlendirme esnasında kuvvet-çökme eğrileri ve numunenin kesit görünüşünden de faydalanılmıştır. Genel olarak hasar modları, numune yüzeyinde ezilme izi, matriks çatlakları, bitişik tabakalar arasındaki delaminasyon, fiber ayrılması ve fiber kırılması olarak meydana gelmiştir. Aşağıdaki paragraflarda, GC, CG ve CCG numunelerinin hasar modlarının değerlendirilmesi bazı numuneler için belli darbe enerjisi aralıklarına göre yapılmıştır.

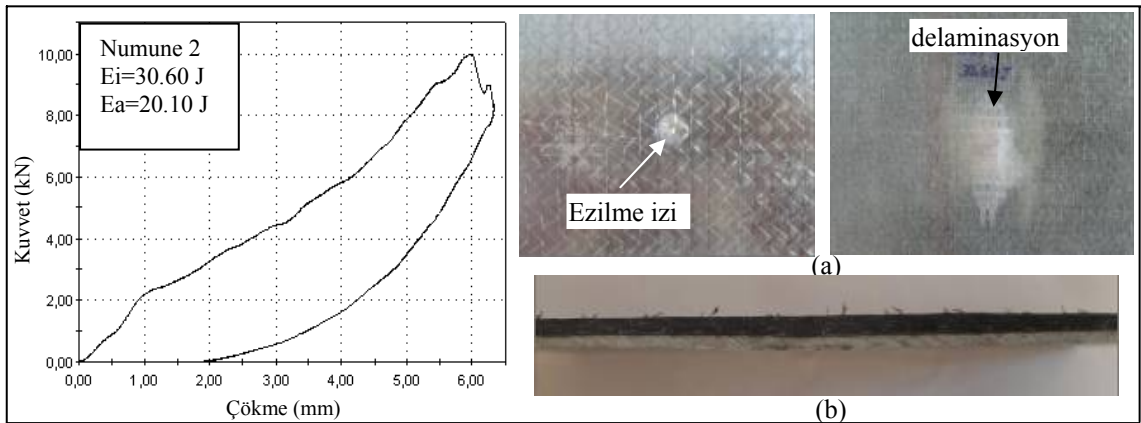
Darbe enerjisi $E_i=35 J$ a kadar hibrit kompozit numuneler üzerinde ilk hasar modu olan numune yüzeyinde ezilme izi ve bazı matriks çatlaklarının meydana geldiği Şekil 4.7, 4.8 ve 4.9 (a)'da görülmektedir. Kuvvet-çökme eğrileri incelenecek olursa bütün eğrilerin kapalı tip eğriler olduğu, yüklemde bir artma ve yükten boşaltmada bir azalma kısmına sahip olduğu görülmektedir. Şekil 4.7'de görüleceği üzere, GC numuneleri için iç tabakalardaki fiber kırılmaları kuvvet-çökme eğrisinde belli bir kuvvet değerine ulaştıktan sonra ani bir düşüşe neden olur ve bunu vurucunun geri sekmesi izler. Bunun yanı sıra, darbe uygulanan yüzeyde küçük matriks çatlakları ve bazı delaminasyonlar meydana gelirken arka yüzeyde ise matriksten karbon fiber ayrılmaları başlar. Fakat Şekil 4.8 ve 4.9'dan da görüleceği üzere CG ve CCG numuneleri için darbe uygulanan karbon yüzeyde ezilme izi meydana gelirken arka yüzeyde ise son cam elyaf tabakalarda bazı delaminasyonların oluşmaya başladığı görülmektedir.



Şekil 4.7 GC hibrit kompozitinin 2. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü

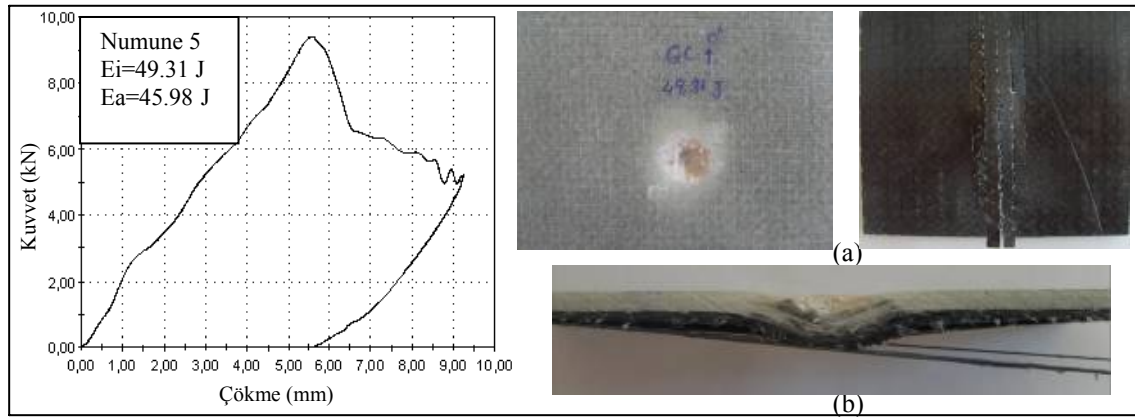


Şekil 4.8 CG hibrit kompozitinin 1. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü



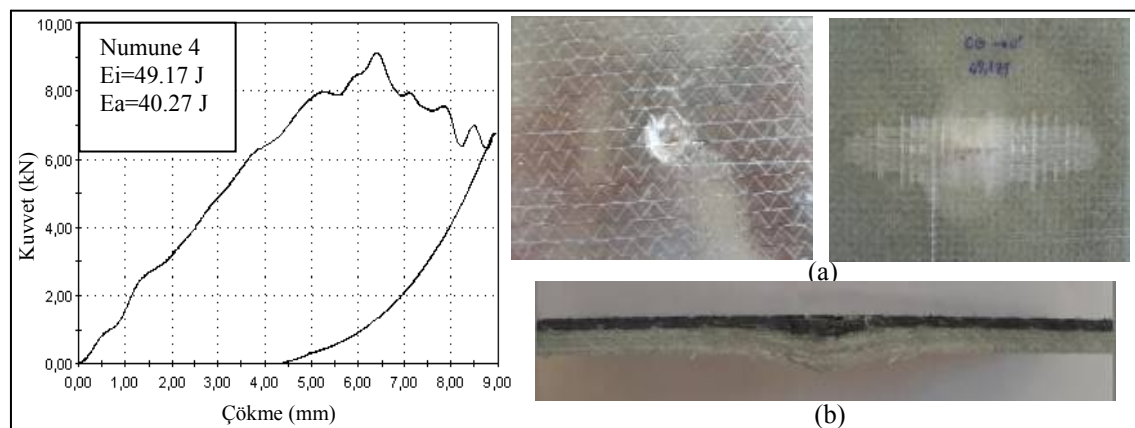
Şekil 4.9 CCG hibrit kompozitinin 2. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü

Darbe enerjisi 35 J ve 50 J arasına ulaştığında, numunelerin kuvvet-çökme eğrileri yatay eksenin pozitif yönünde genişler ve kompozitler daha çok darbe enerjisi absorbe ederler. Şekil 4.10(a) ve (b)'den görüleceği üzere GC için, eğilmeden dolayı cam fiberler için tabaka kalınlığı boyunca fiber kırılmaları meydana gelmiş ve sonunda bütün cam fiberler kırılmıştır. Vurucunun ucu da darbe uygulanmamış olan karbon tabakaya kadar ulaştığı için de son tabakadaki birkaç karbon fiberde de matriksten ayrılmalar meydana gelmiştir.



Şekil 4.10 GC hibrit kompozitinin 5. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü

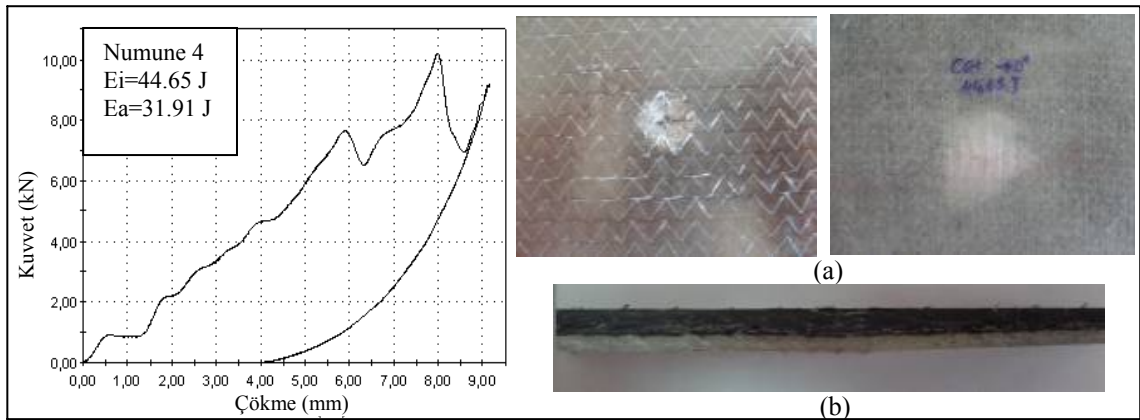
Şekil 4.11’de CG hibrit kompozitinin kuvvet-çökme eğrisinden görüldüğü üzere, fiber kırılmaları eğilme rijitliğini düşürdüğünden bu durum kuvvet-çökme eğrisinde bir azalan bir eğri olarak görünmektedir. CG’nin hasarlı numunesine bakacak olursak, temas-darbe bölgesinin hemen altında fiber kırılmaları artar ve eğilme rijitliğinin düşmesine sebep olur. Numunenin arka kısmında ise cam tabakalar arasında delaminasyonlar ve fiber ayrılmaları 0° yönünde yönlenmiştir.



Şekil 4.11 CG hibrit kompozitinin 4. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü

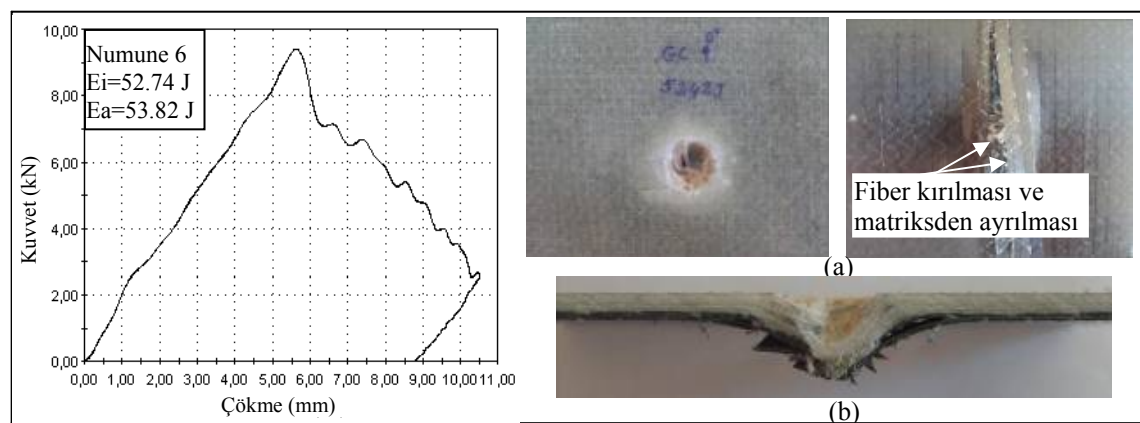
Şekil 4.12’de ise CCG hibrit kompoziti için fiber kırılmalarının numunenin eğilme rijitliğini düşürerek kuvvet-çökme eğrisine iniş ve hemen ardından kuvvette artış olarak grafiğe yansıdığı görülmektedir. Fakat hasarlı numune fotoğraflarından darbe uygulanan

yüzeyde matriks ve fiber kırılmalarının arttığını ve arka yüzeyde cam tabakalar arasında delaminasyonların 0° ve 90° yönünde yayıldığı görülmektedir.

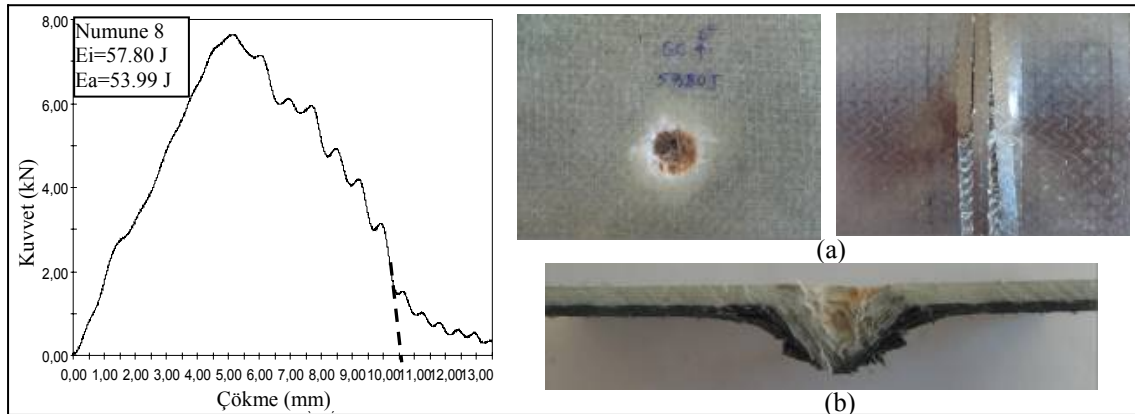


Şekil 4.12 CCG hibrit kompozitinin 4. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü

Darbe enerjisi 50 J ve 65 J arasına ulaştığında GC için numuneye saplanma ve numuneyi delip geçme durumlarının meydana geldiği görülmektedir. Şekil 4.13'den görüleceği üzere numune 6'da kuvvet-çökme eğrisinden GC için numuneye saplanmanın meydana geldiği anlaşılmaktadır. Şekil 4.13(a) ve (b)'de görüldüğü üzere bütün cam ve karbon fiberlerin tabaka kalınlığı boyunca kırıldığı görülmektedir. Şekil 4.14'de ise, enerji profili diyagramında numune delinmesinin meydana geldiği 7. numuneden sonraki numune olan 8. numuneye ait hasarlı numune resmi görülmektedir.

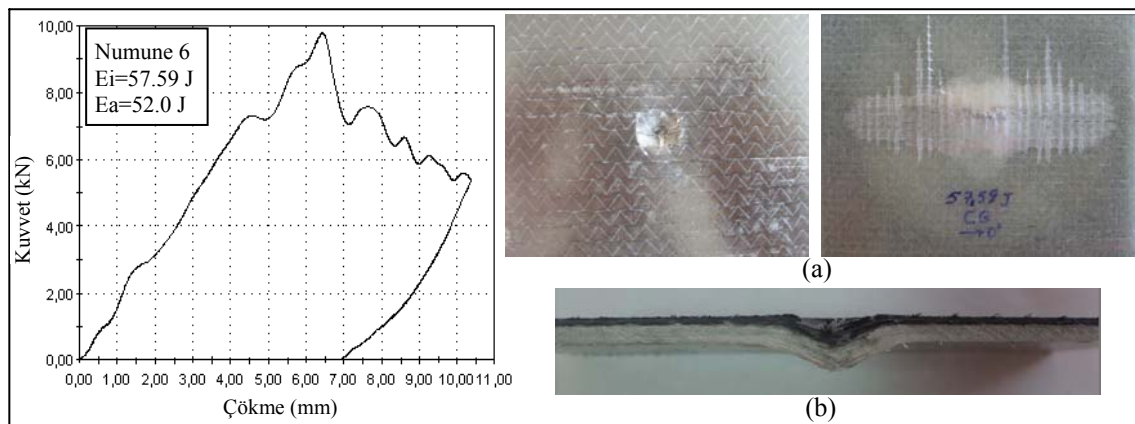


Şekil 4.13 GC hibrit kompozitinin 6. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü



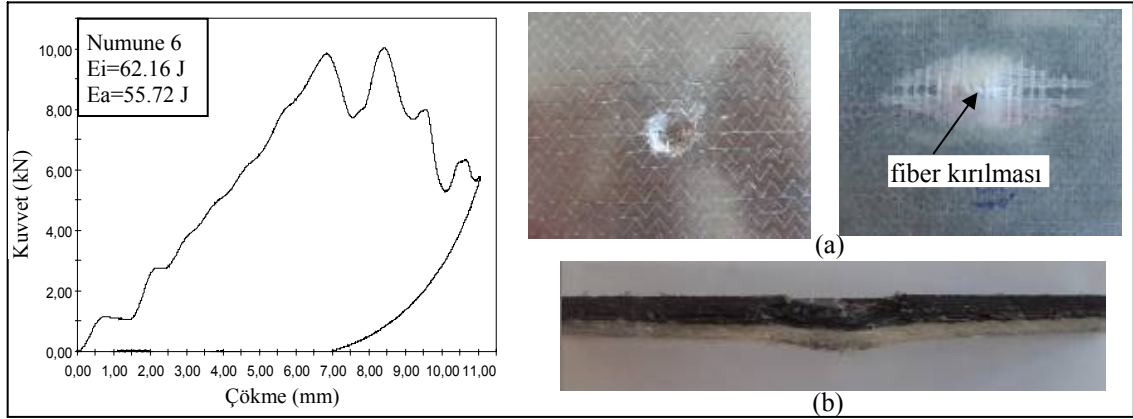
Şekil 4.14 GC hibrit kompozitinin 8. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü

Şekil 4.15(a) ve (b)'deki CG'nin hasarlı numunelerinin resminden görüleceği üzere, eğilmeden dolayı kalınlık boyunca bütün cam ve karbon fiberler hasara uğrarken arka kısımda cam tabakalar içindeki delaminasyon alanı genişlemiş ve son tabakalardaki delaminasyon 0° yönünde yönelmiştir.



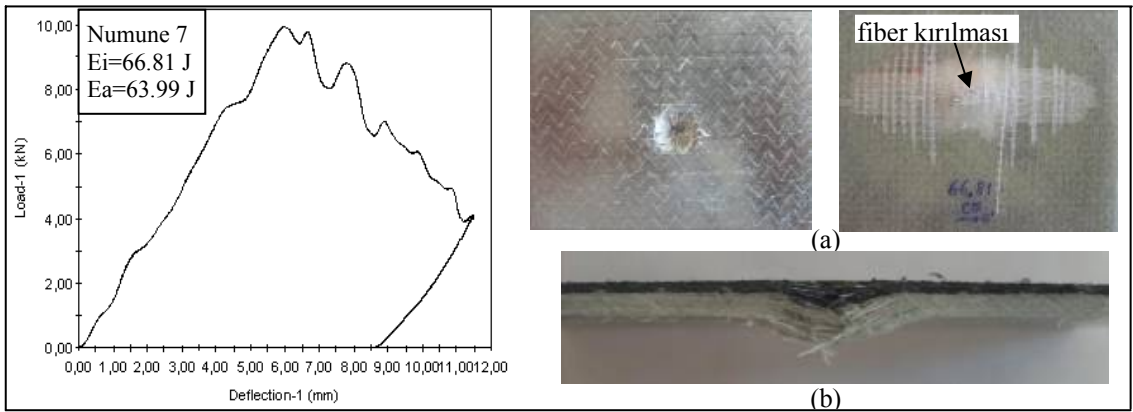
Şekil 4.15 CG hibrit kompozitinin 6. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü

Darbe enerjisi $E_i=62.16 \text{ J}$ değerine ulaştığında, Şekil 4.16(a) ve (b)'deki CCG'in hasarlı numunelerinin resminden görüleceği üzere, kontak-darbe bölgesi altındaki hasara uğrayan karbon fiber sayısı artmış ve arka cam tabakalarda ise bazı fiber kırılmalarının başladığı ve delaminasyonların 0° yönünde yönlendiği görülmektedir.

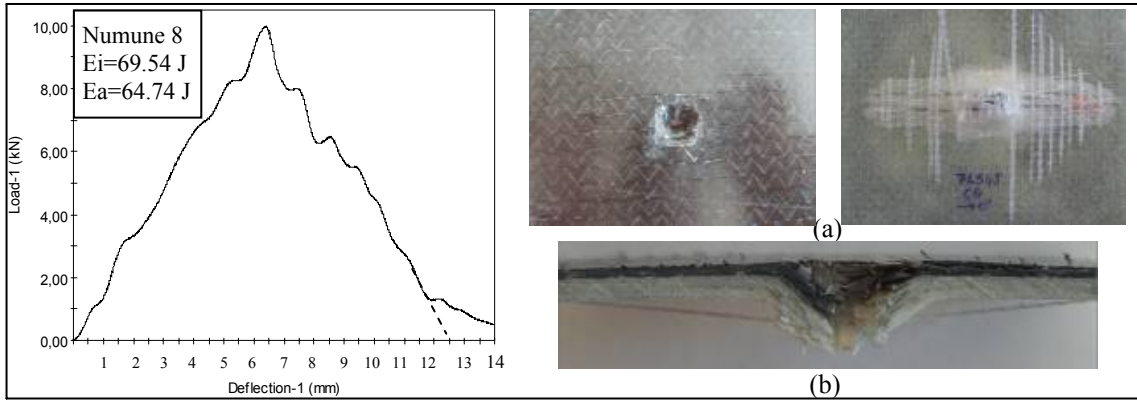


Şekil 4.16 CCG hibrit kompozitinin 6. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü

Darbe enerjisi daha da arttırılıp 65 J ve 80 J arasına ulaştığında, CG ve CCG hibrit kompozitleri için numuneye saplanma ve delinme durumları meydana gelir. Şekil 4.5’den de görüleceği üzere, CG için 7. nokta ($E_i=66.81$ J) numuneye saplanma ve 8. nokta ise ($E_i=69.54$ J) numunenin delindiği noktaldır. Şekil 4.17 ve 4.18’deki CG’nin hasarlı numunelerinin resminden görüleceği üzere, kalınlık boyunca bütün karbon ve cam fiberlerin hasara uğradığı ve iç tabakalardaki delaminasyonların yayıldığı görülmektedir.

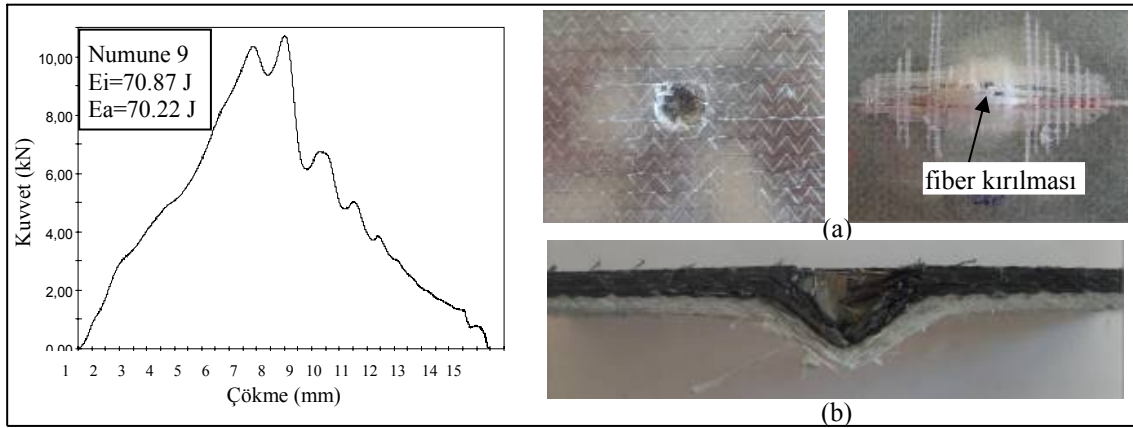


Şekil 4.17 CG hibrit kompozitinin 7. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü

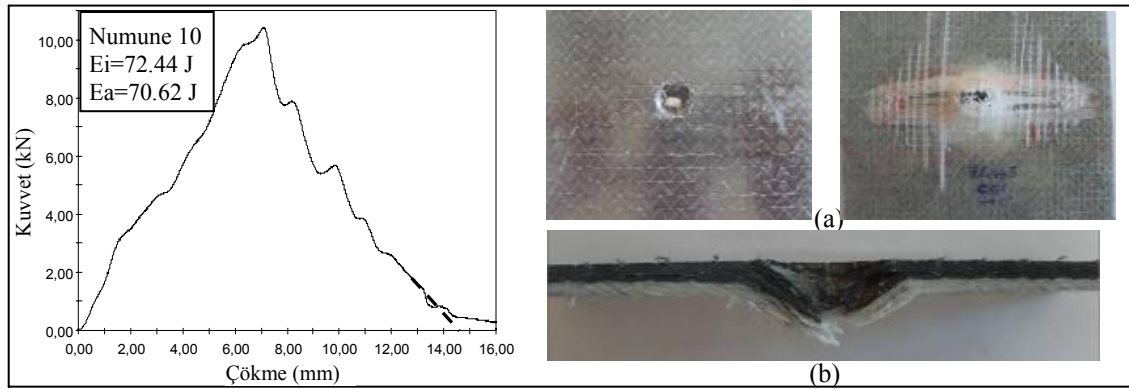


Şekil 4.18 CG hibrit kompozitinin 8. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları, (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü

Şekil 4.6’da CCG hibrit kompozitinin enerji profili diyagramından görüleceği üzere, darbe enerjisi $E_i=70.87$ J değerine ulaştığında, numune 9 için, numuneye saplanma durumu ve 10. nokta ($E_i=72.44$ J) etrafında da numunenin delinmesi meydana gelir. Şekil 4.19 ve 4.20’deki CCG hibrit kompozitinin hasarlı numunelerinin resminden görüleceği üzere, tabaka kalınlığı boyunca bütün karbon ve cam fiberlerin kırıldığı, fakat alttaki son cam tabakalarda ise delaminasyonların yayılarak 0° yönünde yönlendiği görülmektedir.

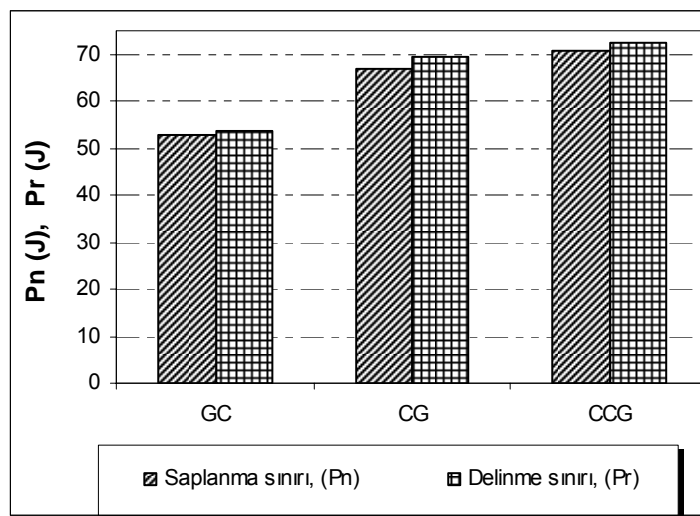


Şekil 4.19 CCG hibrit kompozitinin 9. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü



Şekil 4.20 CCG hibrit kompozitinin 10. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları (a) darbe uygulanan yüzey ve arka yüzeyi, (b) kesit görünüşü

Diyagramlardan elde edilen verilere göre hibrit kompozitler için numuneye saplanma sınır değeri (P_n) ve numunenin delinme sınır değerini (P_r) bir grafik olarak Şekil 4.21’de görüldüğü gibi gösterebiliriz.



Şekil 4.21 GC, CG ve CCG hibrit kompozitlerine ait P_n ve P_t değerleri

Buna göre CG’nin saplanma sınır değeri GC’den yaklaşık olarak %27 büyük iken CCG’den yaklaşık olarak %6 küçüktür. Eğer delinme sınırlarını değerlendirecek olursak, CG’nin delinme sınırının GC’den yaklaşık olarak %30 daha büyük, fakat CCG’den yaklaşık %4 daha küçük olduğu hesaplanmıştır. Bu hibrit kompozitler için karbon tabaka sayısının 4’den 8’e çıkarılmasıyla delinme sınırının yaklaşık olarak 69,5 J’den 72,4 J’e çıktığı görülmektedir.

Sonuç olarak aynı tip hibrit kompozit için yapılan darbe testlerinde, karbon yüzeyden elde edilen delinme sınırı değerinin cam yüzeyden elde edilen sınır değerine göre %30 daha yüksek olduğu bulunmuştur. Aynı şekilde karbon tabaka sayısının artırılmasıyla yani 4'den 8'e çıkarılmasıyla da delinme sınırı değerinde de yaklaşık %4'lük bir artış olmuştur. Elde edilen bu sonuçlara göre, bu hibrit kompozitler için karbon tabaka sayısının artırılarak 4'den 8'e çıkarılmasının delinme sınırı değerine çok büyük bir katkısının olmadığı anlaşılmaktadır. Buna göre, bundan sonra karbon elyaf-cam elyaf/Epoksi hibrit kompozitler için yapılacak olan darbe testleri 4 tabakalı olan karbon yüzeyden yapılacaktır.

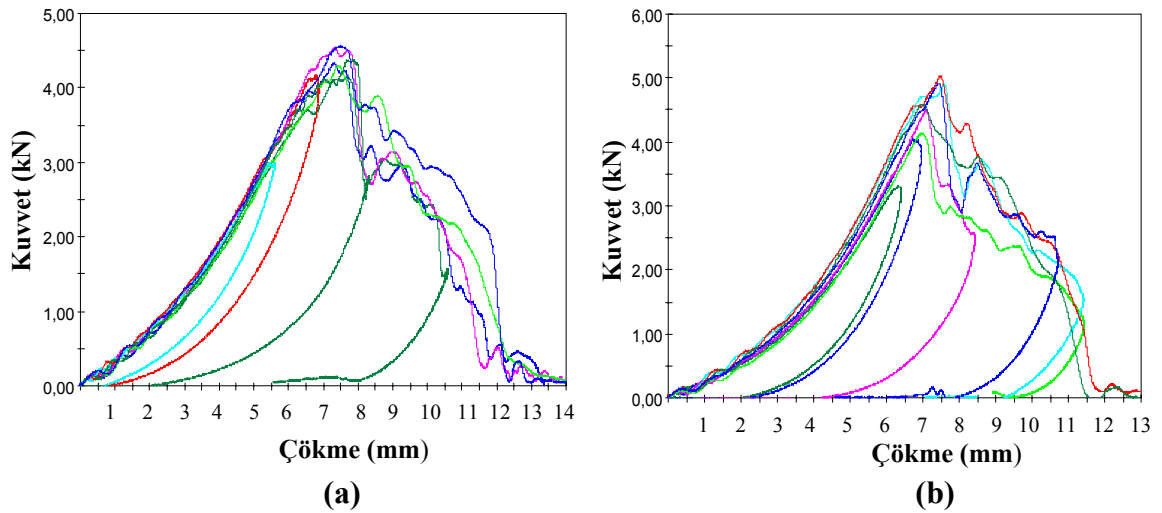
4.2. Cam-Elyaf/Epoksi ve Hibrit Kompozit Plakaların Oda Sıcaklığındaki Darbe Testleri

Bu kısımda Tablo 3.3'de verilen takviye açlarına sahip, 8 tabakalı kompozit ve hibrit kompozit plakaların darbe testleri anlatılacaktır. Cam-elyaf/Epoksi, Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi, Aramid elyaf-Cam elyaf/Epoksi ve Aramid elyaf-Karbon elyaf/Epoksi kompozit plakaların darbe davranışlarının belirlenmesi amacıyla numunelere oda sıcaklığı olan 20 °C'de, numunelerde delinme meydana gelene kadar artan darbe enerjisi uygulanmıştır. Hibrit kompozitlerin darbe testinde darbe uygulanan yüzey olarak, Aramid elyaf-Cam elyaf/Epoksi ve Aramid elyaf-Karbon elyaf/Epoksi kompozitleri için aramid yüzey ve Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompozitleri için ise karbon yüzey seçilmiştir.

Aramid fiberlerin kırılmada düşük uzamaya sahip olmasından dolayı ve sahip olduğu mekanik özelliklerden dolayı bu fiberler için hasar, fiber kırılmalarından daha ziyade delaminasyon (tabakalar arası ayrılma) olarak meydana gelmektedir. Gevrek yapıdaki cam ve karbon fiberler ise yüksek mukavemet ve rijitliğe sahip olmalarından dolayı bu fiberlerde hasar, fiber kırılmaları şeklindedir. Ayrıca, aramid yüzeyden darbe uygulandığında, altında bulunan cam veya karbon fiberler aramid tabakalar arasında meydana gelecek delaminasyon hasarını sınırlayıcı bir etki göstererek daha bölgesel bir hasarın meydana gelmesini sağlarlar (Park vd 2001b).

4.2.1. Cam-elyaf/Epoksi kompozitlerin oda sıcaklığındaki darbe testleri

İki tip takviye açısına sahip $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ ve $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompozit plakaların darbe testlerine ait kuvvet-çökme (F-d) eğrileri Şekil 4.22(a) ve (b)'de görüldüğü gibidir. Artan darbe enerjisine maruz bu kompozitler için darbe enerjisi arttıkça oluşan kuvvette artmaktadır. Şekillerden de görüleceği üzere $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompoziti için meydana gelen kuvvet değerlerinin genel olarak $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompozitine göre daha yüksek olduğu görülmektedir. Ayrıca $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompoziti eğrilerinin yatayda daha fazla açılarak diğer kompozite göre daha büyük çökme değerlerine sahip olduğu da görülmektedir.



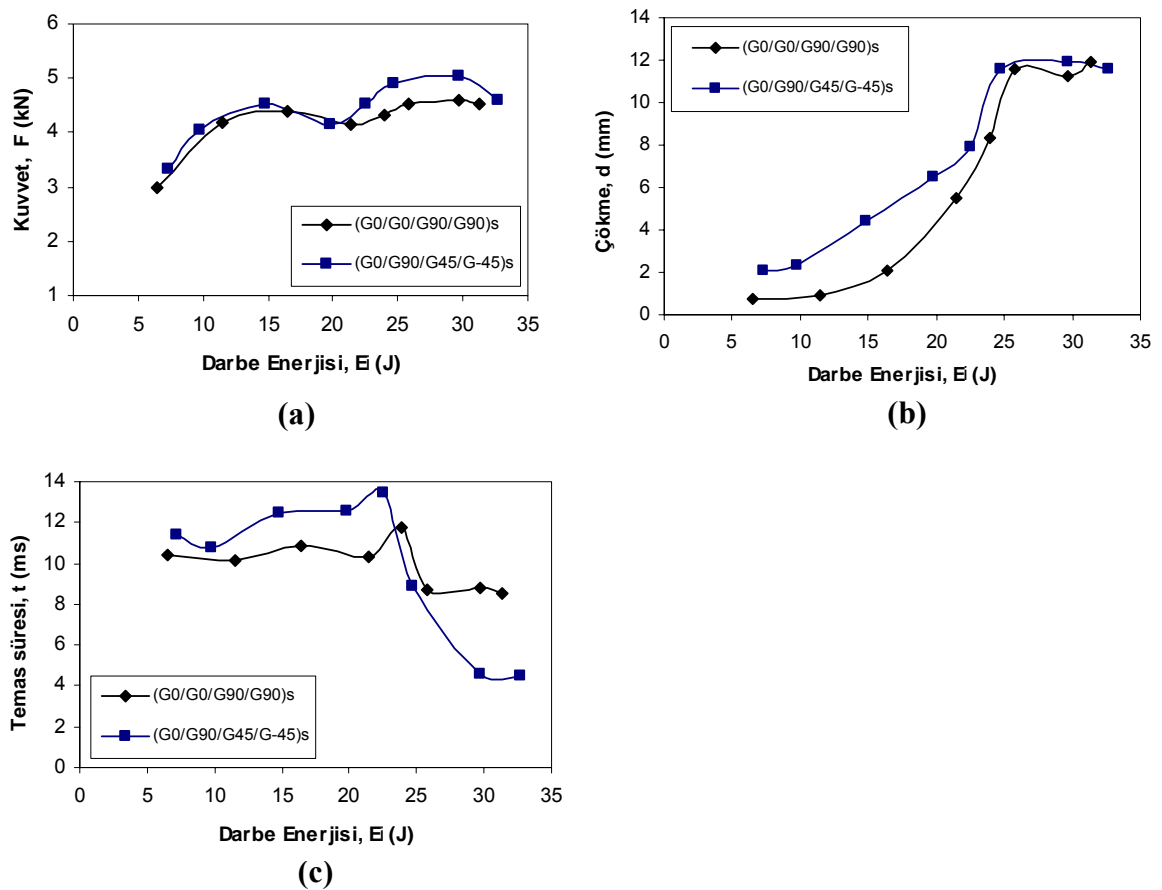
Şekil 4.22 Cam-elyaf/Epoksi kompozitlere ait kuvvet-çökme (F-d) eğrileri, (a) $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompoziti için, (b) $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompoziti için

Şekil 4.23'de ise kompozitlere ait darbe karakteristiklerinin darbe enerjisine karşı değişimleri görülmektedir. Şekil 4.23(a)'dan görüleceği üzere, $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompoziti için meydana gelen kuvvet değerleri diğer kompozite göre daha yüksektir. Her iki kompozit için de genel olarak (yaklaşık 20 J'deki hariç) darbe enerjisi arttıkça meydana gelen kuvvette artmaktadır. Bu kuvvet değerleri kompozitlerde delinmenin meydana geldiği enerjide ise en büyük değerine ulaştıktan sonra da düşmektedir.

Şekil 4.23(b)'de ise kompozitlerin darbe enerjisi artışıyla, 10 J'den sonra çökmenin de hızlı bir şekilde arttığı görülmektedir. $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompoziti için meydana gelen çökme değerleri $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompozitine göre daha yüksektir. Her iki

kompozit için de delinmenin meydana geldiği 24–27 J arasında çökme değerleri en yüksek seviyeye ulaşır ve kompozitlerde delinme meydana geldikten sonra ise çökme değerleri hemen hemen sabit kalmaktadır.

Şekil 4.23(c)'de ise kompozitlerin vurucu ile temas süresinin darbe enerjisi artışıyla değişimi görülmektedir. Şekilden, kompozitlerin vurucu ile temas sürelerinde 5–10 J arasındaki küçük bir azalmadan sonra 15–25 J arasında temas süresinin hızlı bir şekilde arttığı görülmektedir. Her iki kompozit için delinme sınır değeri enerjisine ulaşılmadan hemen önce temas süresi en büyük değerine ulaşmış ve kompozitlerde delinme meydana gelir gelmez de temas süresinde ani bir düşüş meydana gelmiştir.

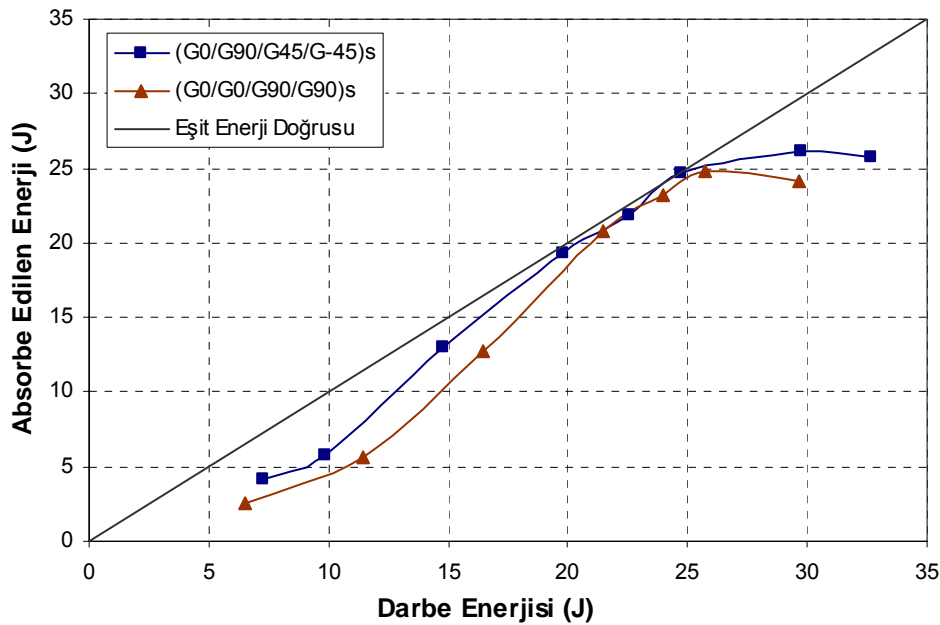


Şekil 4.23 $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ ve $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompozitlerine ait darbe karakteristiklerinin artan darbe enerjisine karşı değişimleri

Şekil 4.24'de Cam-elyaf/Epoksi kompozitlere ait Enerji Profil diyagramı görülmektedir. Diyagramdan da görüleceği üzere en küçük fazla enerji değerleri $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompozitinde meydana gelmiştir. Buradan bu kompozitte saplanma sınır değerine kadar vurucunun numune yüzeyinden geri sekmesi için daha az enerji

harcandığı anlaşılmaktadır. Eğer vurucunun numunelere saplanma sınır değerlerine bakacak olursak; $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompoziti için numuneye ilk saplanma 19,78 J'de meydana gelirken, $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompoziti için de numuneye ilk saplanma 21,42 J'de meydana gelmiştir. Yine aynı şekilde delinme sınır değerlerine bakacak olursak; $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompoziti için 24,73 J'de numunede delinme meydana gelirken, $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompoziti için 25,75 J'de numunede delinme meydana gelmiştir. Buna göre $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ takviye açısına sahip Cam-elyaf/Epoksi plakaların, $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ takviye açısındaki plakalara göre daha yüksek darbe enerjilerinde delindiği söylenebilir.

Ayrıca bu sınır değerlerini darbe hızı açısından değerlendirecek olursak, darbe enerjisi arttıkça buna bağlı olarak darbe hızı da lineer bir şekilde artmaktadır. $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompoziti en yüksek delinme sınır değerine sahip olduğundan bu kompozit için 2,76 m/s'lik darbe hızında numunede delinme meydana gelirken, numuneye saplanma 2,59 m/s hızda meydana gelir. $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompoziti için ise 2,77 m/s'lik darbe hızında numunede delinme meydana gelirken, numuneye saplanma 2,48 m/s'lik hızda meydana gelir.



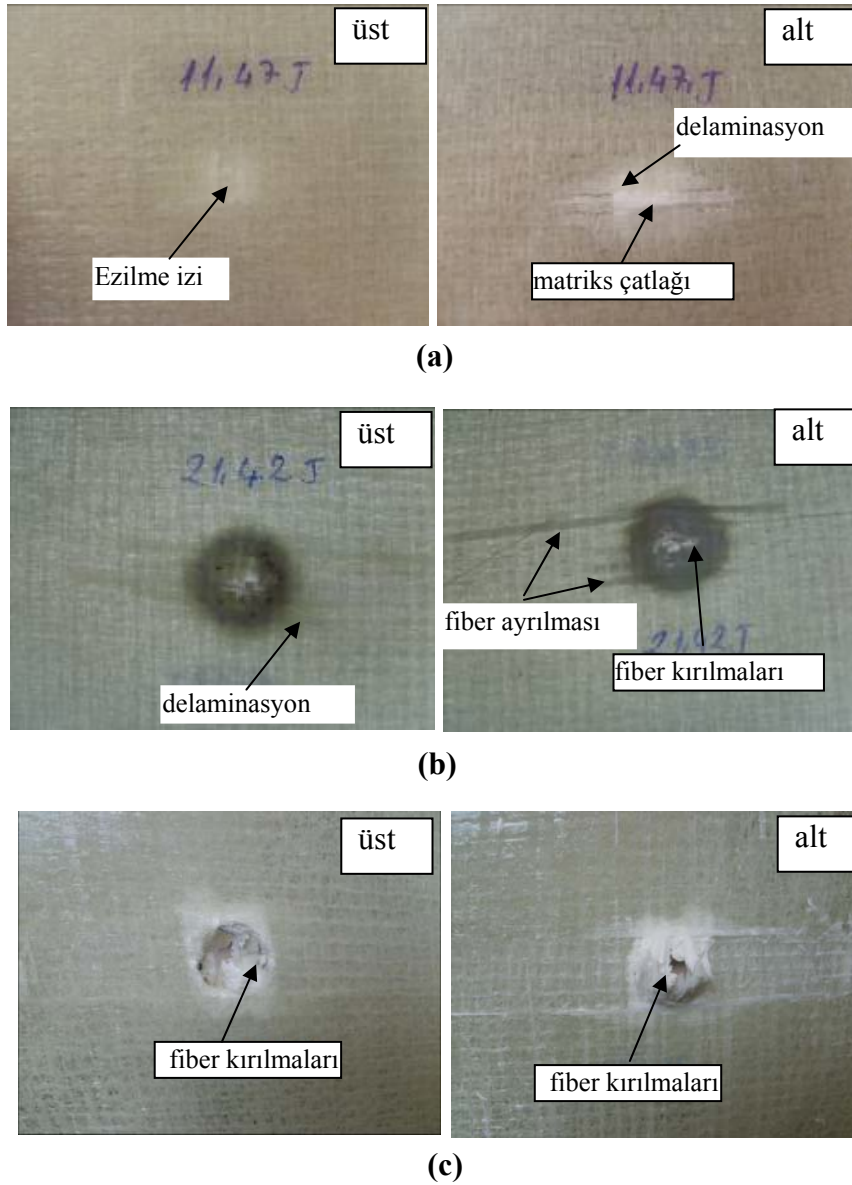
Şekil 4.24 Cam-elyaf/Epoksi kompozitlere ait Enerji Profili diyagramı

Kompozit numunelerin hasar değerlendirilmesi ise bazı hasarlı numunelerin darbe uygulanan üst yüzeyinin ve darbe uygulanmamış olan alt yüzeyinin fotoğraflarının görsel olarak incelenmesi ile değerlendirilmiştir.

Farklı takviye açısı kompozitlerin iç tabakalarında delaminasyonların tabaka açısı doğrultusunda yönlendirilmesine neden olur. İki farklı takviye açısına sahip Camelyaf/Epoksi kompozitler için genel olarak benzer hasar mekanizmaları meydana geldiği için, hasar mekanizmalarının anlatımında sadece $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompozitine ait hasarlı numunelerin fotoğraflarından yararlanılmıştır. Buna göre, darbe enerjisi 15 J'e kadar, her iki kompozit numune için darbe olayı elastiktir ve hasar darbenin olduğu noktadadır. Şekil 4.25(a)'dan da görüleceği üzere temas-darbe bölgesinde vurucu ucundan dolayı numune yüzeyinde küçük bir ezilme izi meydana gelirken, numune arka yüzeyinde ise küçük matris çatlaklarının ve küçük delaminasyonların olduğu görülmektedir.

Darbe enerjisi 25 J'e kadar ise, temas-darbe bölgesindeki matris kırılmaları artarken, numune arka yüzeyinde ise fiberler arası ayrılma ve tabaka ara yüzeylerinde de delaminasyonların meydana geldiği görülmektedir. Şekil 4.25(b)'de görüleceği üzere, temas-darbe bölgesinde fiber hasarının arttığı ve fiberlerin tabaka kalınlığı boyunca kırıldığı görülmektedir. Ayrıca en alt tabakadaki bazı fiberlerin kırılmadan matristen ayrıldığı ve tabaka ara yüzeylerinde de delaminasyonların olduğu görülmektedir.

Darbe enerjisi 25 J değerini aştığında ise Şekil 4.25(c)'de görüleceği üzere, cam fiberler tabaka kalınlığı boyunca tamamen kırılır ve vurucu numuneye saplanır. Şekilden görüldüğü üzere fiber kırılmalarının daha görünür hale gelmesi için numune alt yüzeyindeki delaminasyonlu son tabaka kesilerek numuneden ayrılmıştır. Buna göre iç tabakalarda delaminasyonun olmadığı da görülmektedir. Darbe enerjisinin daha da artırılmasıyla, numunenin delinme bölgesi enerjisine ulaşılmış olduğundan, vurucu numuneyi delip geçer ve numune tamamen hasara uğramış olur.

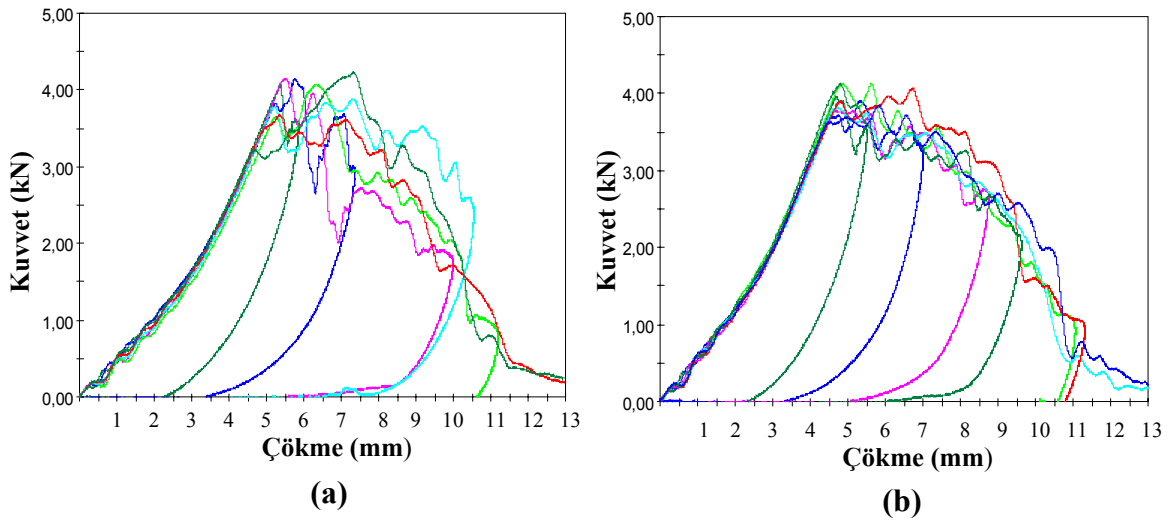


Şekil 4.25 $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompozitine ait hasarlı numunelerin fotoğrafları

4.2.2. Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompozitlerin oda sıcaklığındaki darbe testleri

$(C_0/C_0/C_{90}/C_{90})+(G_{90}/G_{90}/G_0/G_0)$ ve $(C_0/C_{90}/C_{45}/C_{45})+(G_{45}/G_{45}/G_{90}/G_0)$ takviye açısına sahip, Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompozit plakalara, karbon yüzeyden artan darbe enerjisi uygulanması sonucu oluşan kuvvet-çökme (F-d) eğrileri Şekil 4.26(a) ve (b)'de görüldüğü gibidir. Tablo 3.3'de görüldüğü üzere 8 tabakalı $(C_0/C_0/C_{90}/C_{90})+(G_{90}/G_{90}/G_0/G_0)$ kompoziti **CG1** olarak ve $(C_0/C_{90}/C_{45}/C_{45})+(G_{45}/G_{45}/G_{90}/G_0)$ kompoziti de **CG2** olarak adlandırılmıştır. Her iki hibrit kompozit için meydana gelen kuvvet-çökme eğrileri birbirine çok benzerlik göstermektedir. Şekilden

görüreceği üzere, genel olarak CG1 hibrit kompoziti için meydana gelen kuvvet değerlerinin CG2'ye göre az bir farkla daha yüksek olduğu da görülmektedir.



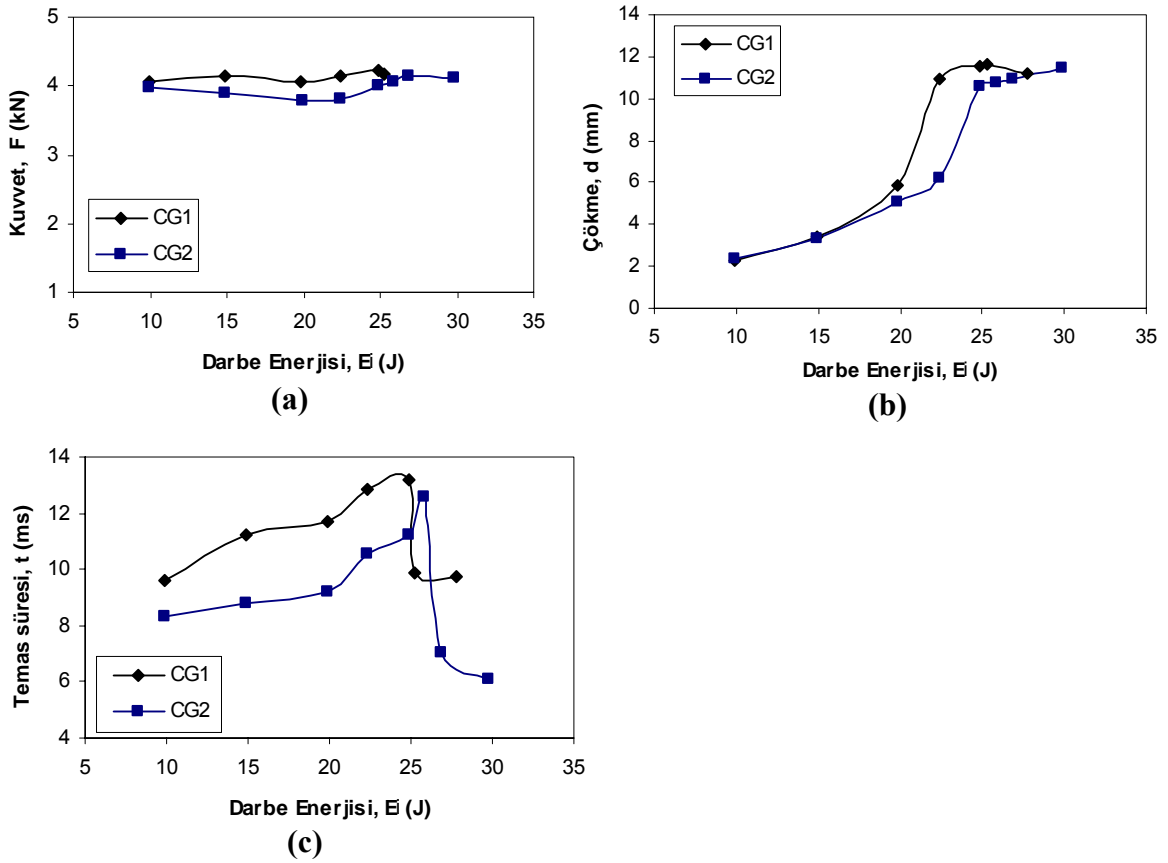
Şekil 4.26 Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompozitlere ait kuvvet-çökme (F-d) eğrileri, (a) CG1 kompoziti için ve (b) CG2 kompoziti için

Şekil 4.27'de ise hibrit kompozitlere ait darbe karakteristiklerinin artan darbe enerjisine karşı değişimleri görülmektedir. Şekil 4.27(a)'dan da görüleceği üzere, her iki hibrit kompozit için kuvvet değerleri darbe enerjisi arttıkça ayrı ayrı artış göstermek yerine yatay bir karakteristik göstermişlerdir. Ayrıca, CG1 hibrit kompoziti için artan darbe enerjisine karşılık meydana gelen bütün kuvvet değerleri CG2 hibrit kompozitine göre daha yüksektir. Her iki hibrit kompozit için de delinme sınır değerine ulaşıldığında kuvvet değerleri de en büyük değerine ulaşmakta ve ondan sonra da bu kuvvet değerlerinde az bir düşüş meydana geldiği görülmektedir.

Şekil 4.27(b)'de ise hibrit kompozitler için darbe enerjisinin artmasıyla ve yaklaşık 20 J'e ulaşmasından sonra çökmenin de hızlı şekilde arttığı görülmektedir. Ayrıca CG1 hibrit kompozit için bu enerji değerinden sonra çökmenin CG2'ye göre daha yüksek değerlerde olduğu ve her iki hibrit kompozit için saplanma sınır değerine kadar çökme değerlerinin de hızlı bir şekilde arttığı görülmektedir. Hibrit kompozitler için delinme sınır değerine ulaşıldıktan sonra ise çökmenin çok az arttığı veya hemen hemen sabit kaldığı görülmektedir.

Şekil 4.27(c)'de ise hibrit kompozitlerin vurucu ile temas süresinin darbe enerjisi artışıyla değişimi görülmektedir. Genel olarak, CG1 hibrit kompoziti için vurucunun

numune ile temas süresinin CG2'ye göre daha yüksek değerlerde meydana geldiği görülmektedir. Ayrıca, hibrit kompozitlerin temas süresinin delinme sınırı öncesine kadar arttığı ve delinme sonrasında da hızlı bir şekilde düştüğü şekilden görülmektedir.

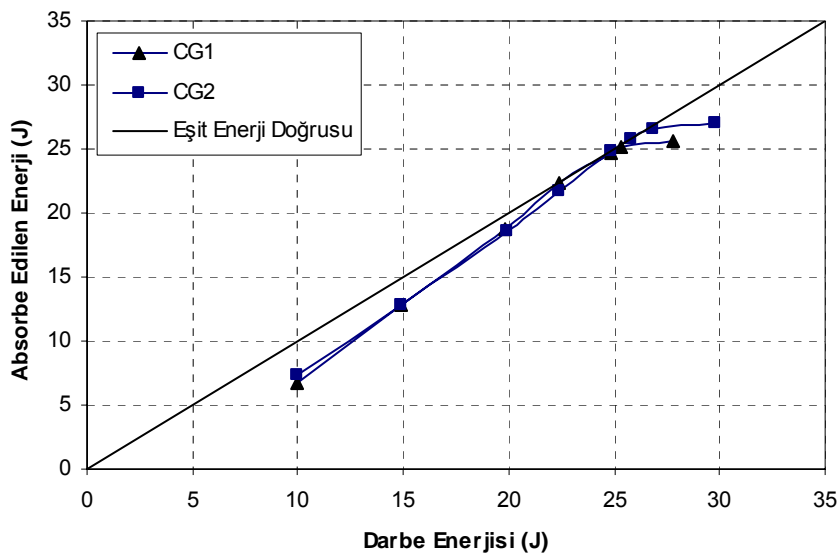


Şekil 4.27 CG1 ve CG2 hibrit kompozitlerine ait darbe karakteristiklerinin artan darbe enerjisine karşı değişimleri

Şekil 4.28'de hibrit kompozitlere ait Enerji Profil diyagramı görülmektedir. Diyagramdan da görüleceği üzere CG1 ve CG2 hibrit kompozitleri için numuneye ilk saplanma meydana gelene kadar fazla enerji değerleri hemen hemen birbirine eşittir. Buradan her iki hibrit kompozitin enerji absorbe edebilme kabiliyetlerinin aynı olduğunu söyleyebiliriz. Fakat kompozitlerin saplanma sınır değerlerine bakacak olursak; CG1 hibrit kompoziti için numuneye ilk saplanma 22,35 J'de meydana gelirken, CG2 hibrit kompoziti için de numuneye ilk saplanma 24,83 J'de meydana gelmiştir. Yine aynı şekilde delinme sınır değerlerine bakacak olursak; CG1 hibrit kompoziti için 25,27 J'de numunede delinme meydana gelirken, CG2 hibrit kompoziti için 26,80 J'de numunede delinme meydana gelmiştir. Buna göre, delinme sınırına takviye açısının etki ettiğini söyleyebiliriz. Buna göre, $(C_0/C_{90}/C_{45}/C_{-45})+(G.$

$_{45}/G_{45}/G_{90}/G_0$ takviye açısına sahip Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompozit plakalar ($C_0/C_0/C_{90}/C_{90}$)+(G₉₀/G₉₀/G₀/G₀) takviye açısındaki plakalara göre daha yüksek darbe enerjilerinde delinmektedir.

Hibrit kompozitlere ait sınır değerlerini darbe hızı açısından değerlendirecek olursak, darbe enerjisi arttıkça buna bağlı olarak darbe hızı da lineer bir şekilde artmaktadır. Buna göre, CG2 hibrit kompozitinin delinme sınır değeri CG1'e göre daha yüksek olduğundan; CG2 için numuneye saplanma 2,78 m/s ve delinme 2,88 m/s hızda gerçekleşirken, CG1 için numuneye saplanma 2,64 m/s ve delinme ise 2,81 m/s hızda meydana gelmiştir.

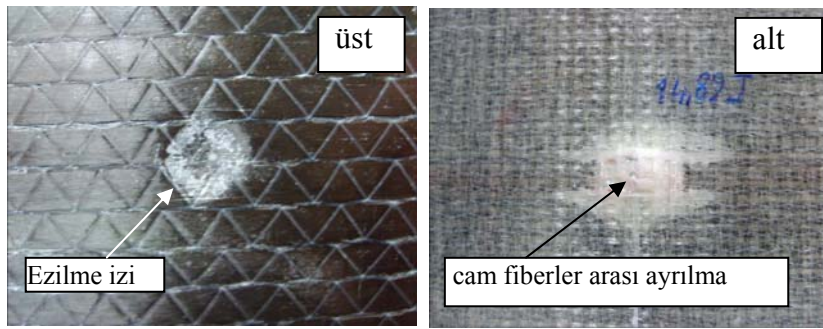


Şekil 4.28 CG1 ve CG2 hibrit kompozitlerine ait Enerji Profili diyagramı

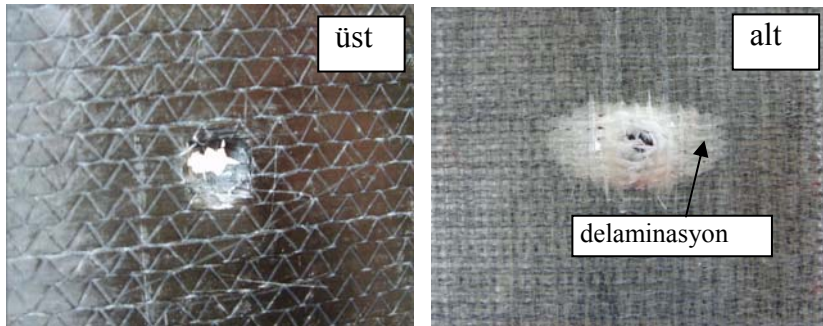
Hibrit kompozit numunelerin hasar değerlendirmesi ise bazı hasarlı numunelerin fotoğraflarının görsel olarak incelenmesiyle yapılmıştır. Her iki tip hibrit kompozit için artan darbe enerjisi altında benzer hasar mekanizmaları meydana geldiği için, hasar değerlendirmelerinde sadece CG1 hibrit kompozitinin hasarlı numunelerinden faydalanılmıştır. Buna göre hasarlı numuneler darbe uygulanan karbon yüzeyden ve darbe uygulanmamış olan cam yüzeyden incelenmiştir.

Şekil 4.29(a)'da görüleceği üzere, darbe enerjisi 15 J'e kadar hibrit kompozit numune için darbe uygulanan yüzeyde matriks kırılması ve vurucu ucundan dolayı ezilme meydana gelmiştir. Numune alt yüzeyinde ise, cam fiberler arasında küçük delaminasyonların oluştuğu ve cam fiberler arasında kırılmaların meydana geldiği

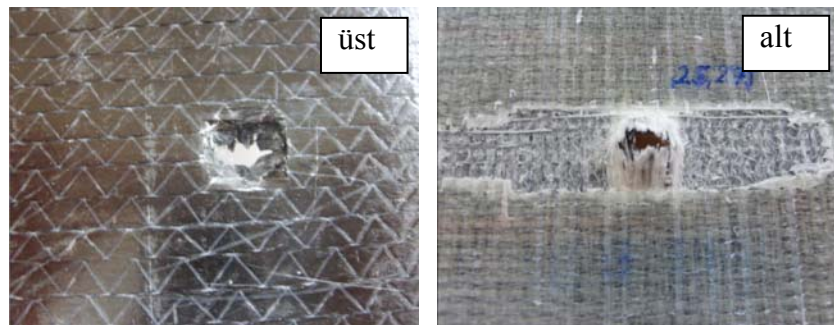
görülmektedir. Darbe enerjisi 25 J'e kadar ise, her iki hibrit kompozit için numuneye saplanma meydana gelmiş ve bunun neticesinde karbon ve cam fiberler numune kalınlığı boyunca kırılmışlardır. Şekil 4.29(b)'den görüldüğü üzere, vurucu ucunun darbe uygulanmamış son cam tabakaya kadar ulaşmasından dolayı numune arka yüzeyinde fiber kırılmalarının daha belirgin hale geldiği ve cam tabakalar arasında delaminasyon alanının genişlediği görülmektedir. Darbe enerjisi 25 J değerini aştığında ise Şekil 4.29(c)'de görüleceği üzere, numuneler vurucu tarafından tamamen delinmiş hale gelir. Numune arka yüzeyinde son tabakadaki delaminasyonlu alanların kesilerek çıkartılmasıyla delaminasyonlu alan ve fiber kırılmaları daha görünür hale getirilmiştir. Buradan delaminasyonun geniş bir alana yayıldığı ve karbon tabakalar arasında delaminasyonun meydana gelmediği görülmektedir.



(a)



(b)



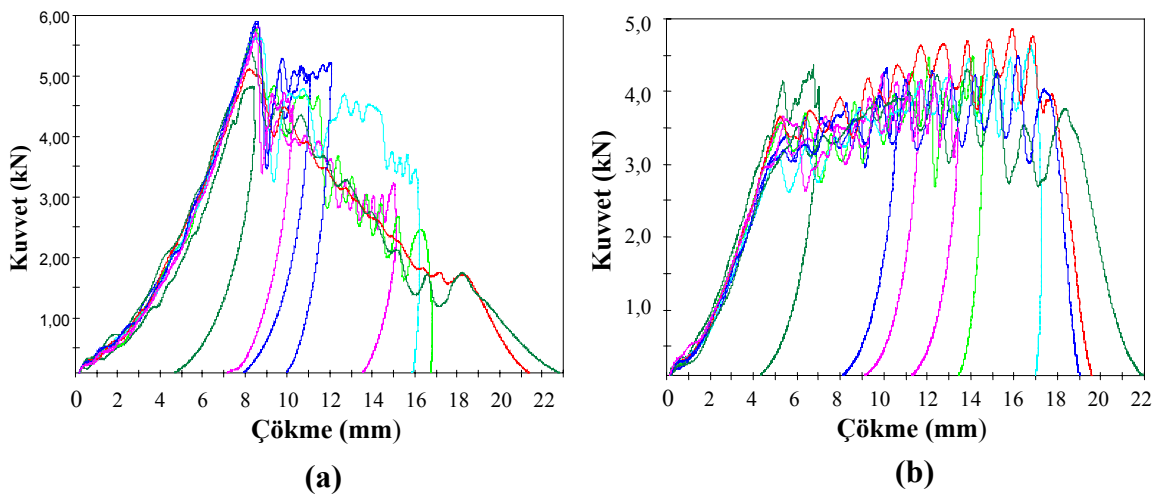
(c)

Şekil 4.29 CG1 hibrit kompozitlerine ait hasarlı numunelerin fotoğrafları

4.2.3. Aramid elyaf-Cam elyaf/Epoksi ve Aramid elyaf-Karbon elyaf/Epoksi kompozitlerin oda sıcaklığındaki darbe testleri

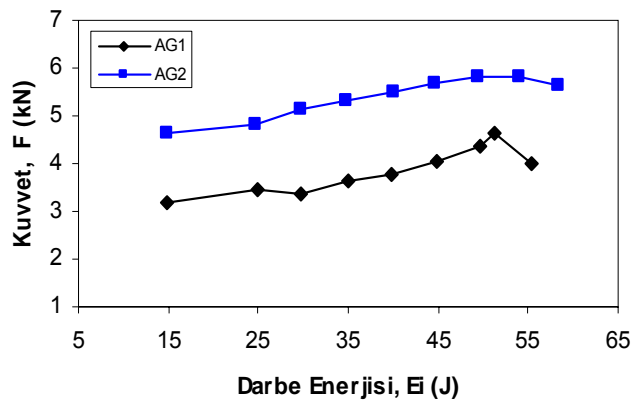
Tablo 3.3’de verilen takviye açılara sahip, Aramid elyaf-Cam elyaf/Epoksi olan $(A_0/A_0/A_{90}/A_{90})+(G_{90}/G_{90}/G_0/G_0)$ kompoziti **AG1** olarak ve $(A_0/A_0/A_{45}/A_{45})+(G_{45}/G_{45}/G_{90}/G_0)$ kompoziti de **AG2** olarak adlandırılmıştır. Yine aynı şekilde Aramid elyaf-Karbon elyaf/Epoksi olan $(A_0/A_0/A_{90}/A_{90})+(C_{90}/C_{90}/C_0/C_0)$ kompoziti **AC1** olarak ve $(A_0/A_0/A_{45}/A_{45})+(C_{45}/C_{45}/C_{90}/C_0)$ kompoziti de **AC2** olarak adlandırılmıştır. İki farklı fibere ve iki farklı takviye açısına sahip olan bu aramid hibrit kompozit plakalardan AG2 ve AC2 için oluşan kuvvet-çökme (F-d) eğrileri Şekil 4.30(a) ve (b)’de görüldüğü gibidir.

Şekilden görüldüğü üzere, AG2 hibrit kompoziti için meydana gelen kuvvet-çökme eğrileri AC2’nin eğrilerinden farklı meydana gelmiştir. AC2 için meydana gelen kuvvet-çökme eğrileri yatayda inişli çıkışlı bir yol izlemektedir. Eğrilerin birbirinden farklı meydana gelmesindeki en büyük etki cam ve karbon fiberlerin altında farklı hasar mekanizmalarının oluşmasıdır. AC2’ye ait kuvvet-çökme eğrilerinden anlaşılan vurucu ucunun karbon tabakalara ulaşmasıyla hemen kırılma eğiliminde olmayan karbon fiberler inişli çıkışlı eğriler meydana getirerek çökmenin de artmasına neden olmuşlardır.



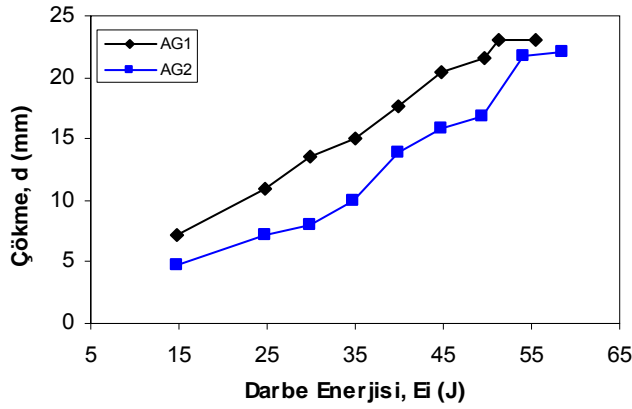
Şekil 4.30 Aramid-cam ve Aramid-karbon hibrit kompozitlerine ait kuvvet-çökme (F-d) eğrileri, (a) AG2 ve (b) AC2 hibrit kompoziti için

Şekil 4.31-4.34’de AG1 ve AG2 aramid hibrit kompozitlerinin darbe karakteristikleri olan, kuvvet, çökme ve temas süresi değerlerinin darbe enerjisine karşı değişimlerine ait grafikler verilmiştir. Buna göre, Şekil 4.31’den görüleceği üzere, AG2 hibrit kompoziti için meydana gelen bütün kuvvet değerleri AG1 hibrit kompozitinden yüksek meydana gelmiştir. Burada takviye açısının, meydana gelen kuvvet değerleri üzerine etkisi görülmektedir ve bunun neticesinde $(0/90/\pm 45)_s$ takviye açısındaki Aramid-Cam kompozit, $(0/0/90/90)_s$ takviye açısındaki Aramid-Cam kompozite göre daha büyük kuvvet değerlerinin meydana gelmesine neden olmuştur.



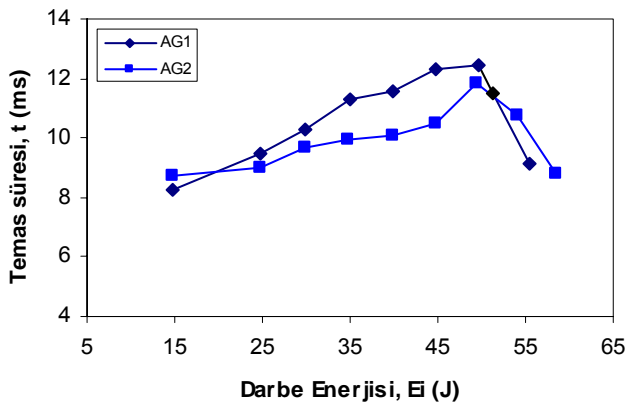
Şekil 4.31 AG1 ve AG2 aramid hibrit kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı kuvvet değerlerinin değişimleri

Şekil 4.32’de ise aramid-cam hibrit kompozitler için darbe enerjisinin artışıyla aramid fiberlerin esnek yapısından dolayı çökmenin de hızlı şekilde arttığı görülmektedir. Şekilden görüldüğü üzere, AG1 hibrit kompoziti için numune delinme sınırına kadar meydana gelen çökme değerleri AG2 kompozitinininkine göre daha yüksek meydana gelmiştir. Darbe enerjisinin hibrit kompozitlerin delinme sınır değerine ulaşmasıyla bu hibrit kompozitler için meydana gelen çökme değerleri hemen hemen sabit kalmış veya çok az bir artış göstermiştir.



Şekil 4.32 AG1 ve AG2 aramid hibrit kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı çökme değerlerinin değişimleri

Şekil 4.33'de ise aramid-cam hibrit kompozitlerin vurucu ile temas süresinin darbe enerjisine karşı değişimleri görülmektedir. Genel olarak AG1 hibrit kompoziti için numuneye temas süresinin diğer aramid hibrit kompozite göre daha yüksek değerlerde meydana geldiği görülmektedir. AG1 hibrit kompoziti için delinme sınırının hemen öncesine kadar temas süresinde sürekli bir artış meydana gelirken, AG2 hibrit kompoziti için temas süresindeki artış biraz daha yavaş meydana gelmiştir. Şekilden de görüldüğü üzere her iki hibrit kompozit için delinme sınırına ulaşıldıktan sonra da temas süresinin hızlı bir şekilde düştüğü de görülmektedir.

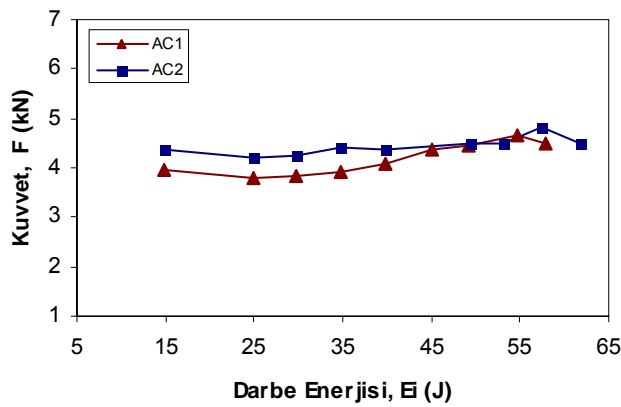


Şekil 4.33 AG1 ve AG2 aramid hibrit kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı temas sürelerinin değişimleri

Şekil 4.34'de AC1 ve AC2 aramid-karbon kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı meydana gelen kuvvet değişimleri görülmektedir. Şekilden görüleceği üzere, her iki hibrit kompozit için kuvvet değerleri yatay bir karakteristik göstermişlerdir ve yaklaşık 50 J darbe enerjisine kadar AC2 için meydana gelen kuvvet değerleri AC1'e

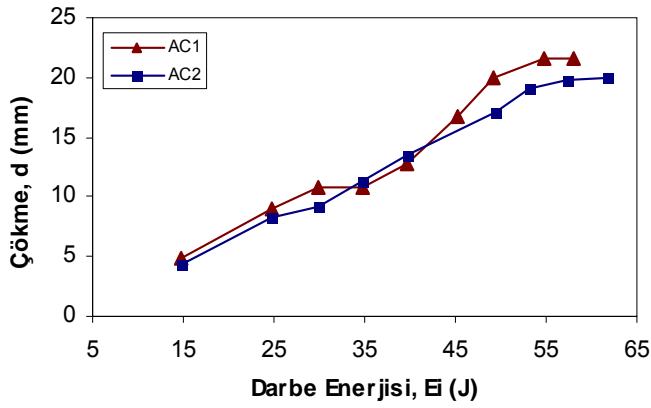
göre daha yüksek meydana gelmiştir. Hibrit kompozitlerin delinme sınırına ulaşıldığında ise kuvvet değerleri maksimum değerlerine ulaşmış ve sonrasında da bu değerlerde düşüş meydana gelmiştir.

Ayrıca şekilden görüldüğü üzere, aramid-karbon hibrit kompozitler için takviye açısının, meydana gelen kuvvet değerleri üzerine etkisi görülmektedir. Buna göre $(0/90/\pm 45)_s$ takviye açısındaki aramid-karbon kompozitin kuvvet değerleri, $(0/0/90/90)_s$ takviye açısındaki kompozite göre daha büyük kuvvet değerlerinin meydana gelmiştir.



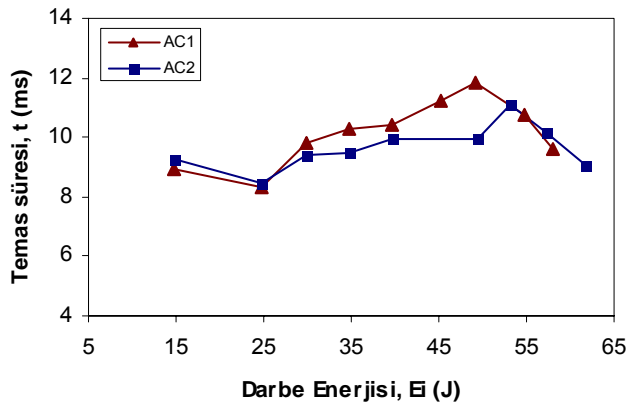
Şekil 4.34 AC1 ve AC2 aramid hibrit kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı kuvvet değerlerinin değişimleri

Şekil 4.35’de aramid-karbon hibrit kompozitler için darbe enerjisinin artışıyla, kompozitlerde meydana gelen çökmenin hemen hemen aynı ve lineer bir şekilde arttığı görülmektedir. Şekilden görüldüğü üzere aramid fiberlerin esnek yapısından dolayı numunelerde delinme meydana gelmesinden sonra da çökme değerleri hemen hemen sabit kalmış veya çok az bir artış göstermiştir.



Şekil 4.35 AC1 ve AC2 aramid hibrit kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı çökme değerlerinin değişimleri

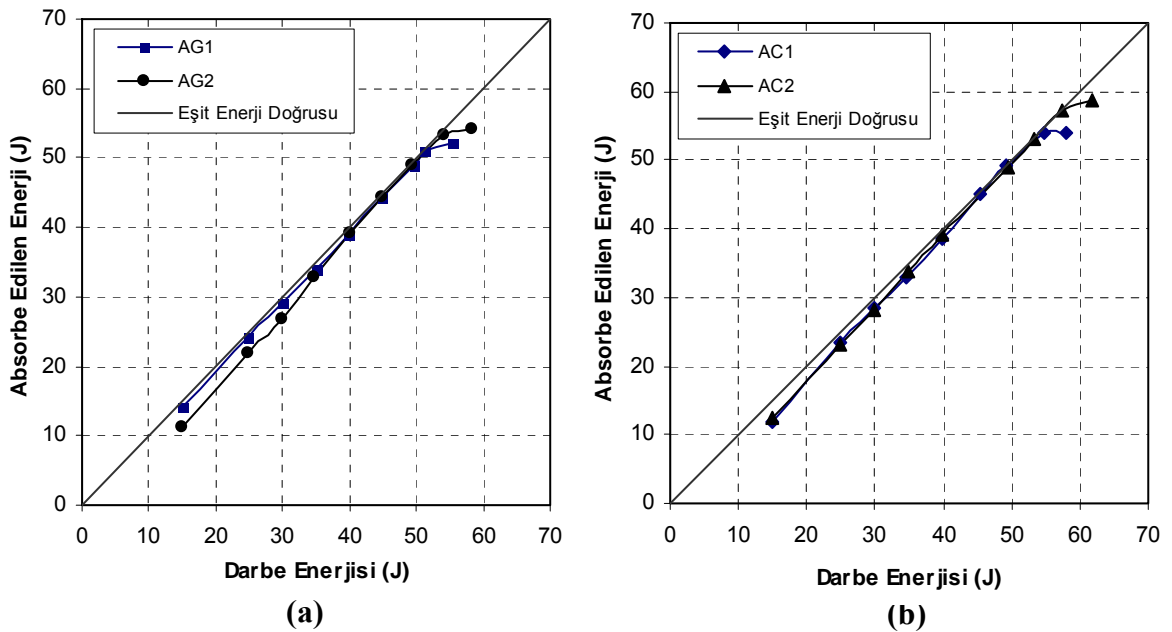
Şekil 4.36'da ise aramid-karbon hibrit kompozitlerin vurucu ile temas süresinin darbe enerjisine karşı değişimleri görülmektedir. Genel olarak AC1 hibrit kompoziti için numuneye temas süresinin AC2 aramid hibrit kompozitine göre daha yüksek değerlerde meydana geldiği görülmektedir. Aramid hibrit kompozitler için 25 J darbe enerjisinde, hibrit kompozitler için temas süresinde bir düşüş meydana gelmiş bu darbe enerjisinden sonra da numunelerde delinme sınırı öncesine kadar temas süresinde bir artış meydana gelmiştir. Hibrit kompozitlerin delinme sınırına ulaşılmışından sonra ise temas süresinde hızlı bir düşüş meydana gelmiştir.



Şekil 4.36 AC1 ve AC2 aramid hibrit kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı temas sürelerinin değişimleri

Şekil 4.37(a) ve (b)'de aramid hibrit kompozitlere ait Enerji Profil diyagramları görülmektedir. Şekil 4.37(a)'dan da görüleceği üzere AG1 hibrit kompozitinin fazla enerjisinin AG2'ye göre daha düşük olmasından dolayı, AG1'in enerji absorbe edebilme kabiliyetinin AG2'ye göre daha iyi olduğunu söyleyebiliriz.

Eğer bu iki hibrit kompozitin saplanma ve delinme sınır değerlerine bakacak olursak; AG1 hibrit kompoziti için numuneye ilk saplanma 44,86 J'de ve delinme ise 51,22 J'de meydana gelirken, AG2 hibrit kompoziti için de numuneye ilk saplanma 44,72 J'de ve delinme ise 54,01 J'de meydana gelmiştir. Buna göre; $(A_0/A_{90}/A_{45}/A_{-45})+(G_{45}/G_{45}/G_{90}/G_0)$ takviye açısındaki Aramid elyaf-Cam elyaf/Epoksi plakaların $(A_0/A_0/A_{90}/A_{90})+(G_{90}/G_{90}/G_0/G_0)$ takviye açısındaki plakalara göre daha yüksek darbe enerjilerinde delindiği söylenebilir. Hibrit kompozitlerin darbe hızlarına bakacak olursak, AG2 aramid hibrit kompozitinin delinme sınır değeri diğer aramid hibrit kompozitlere göre daha yüksek olduğundan; AG2 için numuneye saplanma 3,75 m/s ve delinme 4,12 m/s hızda gerçekleşmiştir. AG1 için ise bu değerler sırasıyla; 3,74 m/s ve 4,00 m/s'dir.



Şekil 4.37 Aramid hibrit kompozitlere ait Enerji Profili diyagramları, (a) AG1 ve AG2 için ve (b) AC1 ve AC2 için

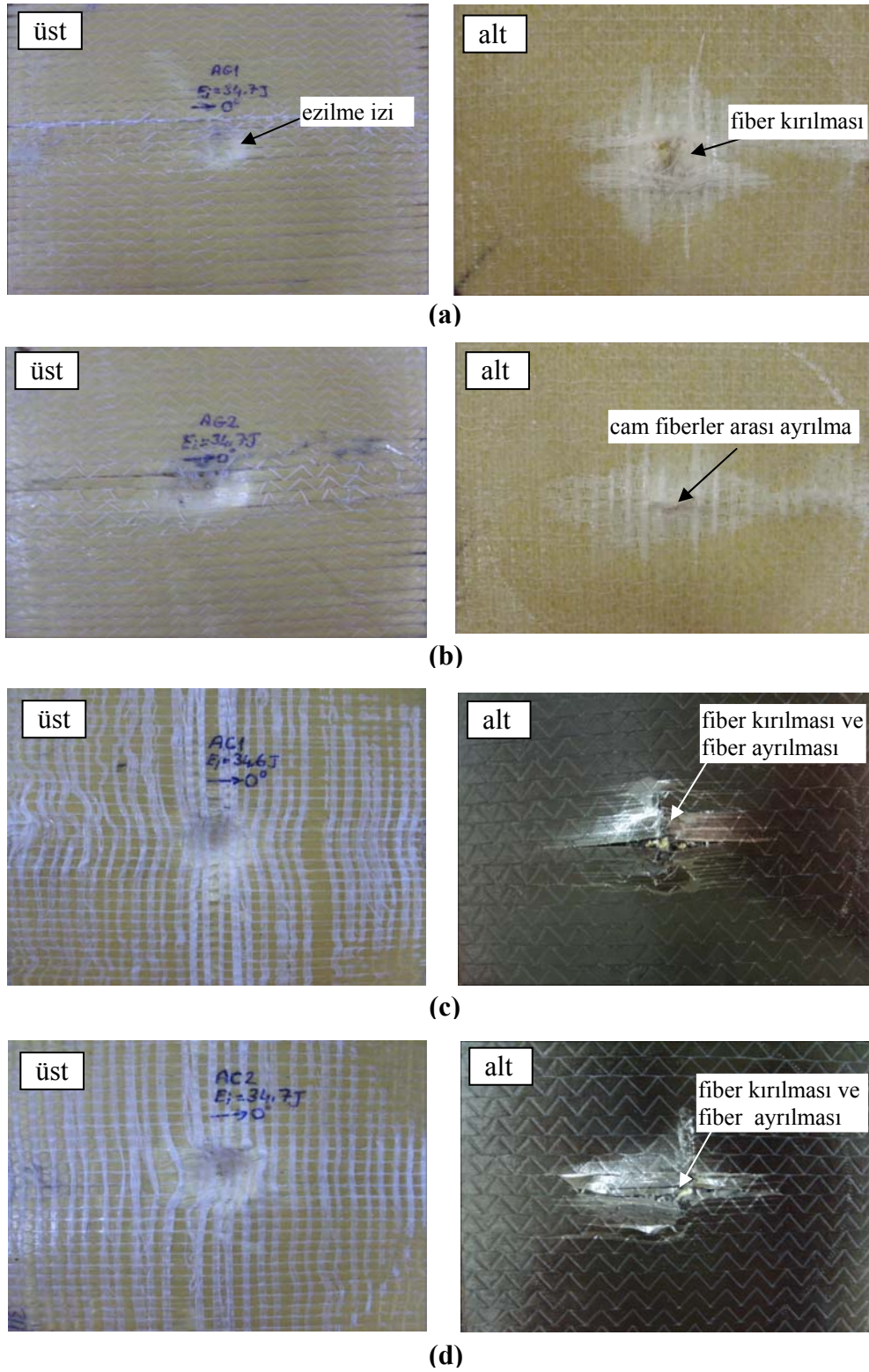
Şekil 4.37(b)'den görüleceği üzere, AC1 ve AC2 hibrit kompozitlerinin fazla enerjileri hemen hemen birbirine eşit olduğundan, enerji absorbe edebilme kabiliyetlerinin de aynı olduğu söylenebilir. Eğer bu iki hibrit kompozitin saplanma ve delinme sınır değerlerine bakacak olursak; AC1 hibrit kompoziti için numuneye ilk saplanma 45,17 J'de ve delinme ise 54,70 J'de meydana gelirken, AC2 hibrit kompoziti için de numuneye ilk saplanma 39,74 J'de ve delinme ise 57,42 J'de meydana gelmiştir. Buna göre; $(A_0/A_{90}/A_{45}/A_{-45})+(C_{45}/C_{45}/C_{90}/C_0)$ takviye açısındaki Aramid elyaf-Karbon

elyaf/Epoksi plakaların (A₀/A₀/A₉₀/A₉₀)+(C₉₀/C₉₀/C₀/C₀) takviye açısındaki plakalara göre daha yüksek darbe enerjilerinde delindiği söylenebilir. AC2 aramid hibrit kompozitinin delinme sınır değeri diğer aramid hibrit kompozite göre daha yüksek olduğundan; AC2 için numuneye saplanma 3,53 m/s ve delinme 4,25 m/s hızda gerçekleşirken, AC1 için numuneye saplanma 3,78 m/s ve delinme 4,16 m/s hızda meydana gelmiştir.

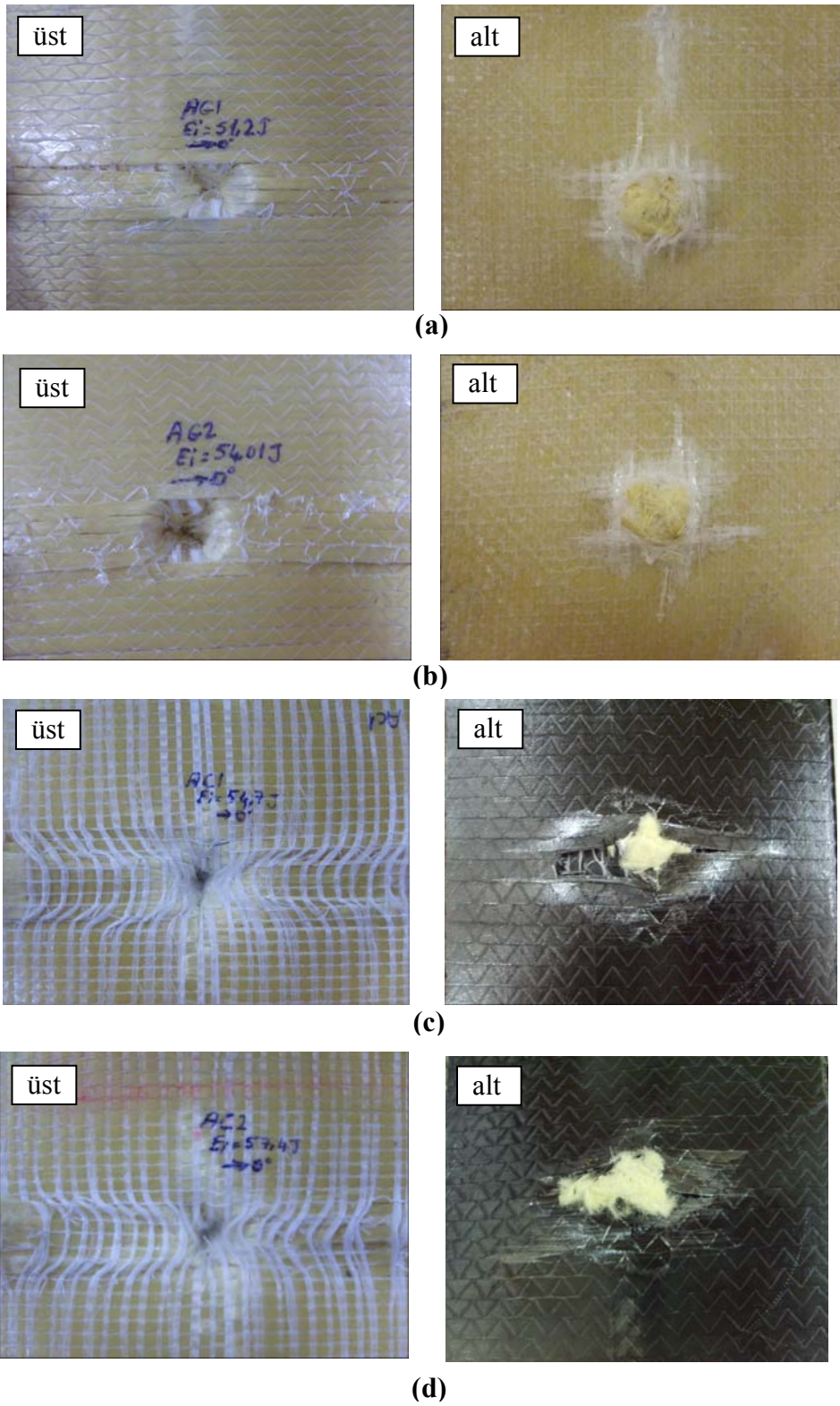
Her bir aramid hibrit kompozit numunenin farklı bir mekanik özelliğe ve hasar mekanizmasına sahip olması, darbe altında bu numunelerin farklı darbe cevabı vermesine neden olur. Her iki tip hibrit kompozit darbe uygulanan yüzeyde aramid fiber ve alt yüzeyde de gevrek yapıya sahip olan cam veya karbon fiber olması aramid tabakalar arasında meydana gelecek delaminasyon hasarını sınırlayıcı bir etki göstererek daha bölgesel bir hasarın meydana gelmesini sağlarlar. Genel olarak düşük darbe enerjilerinde darbe olayı elastiktir ve vurucunun geri sekmesi ile sonuçlanır. Buna göre aramid hibrit kompozit numunelerin hasar değerlendirmesini bazı hasarlı numunelerin fotoğraflarına göre düşük darbe enerjileri ve delinme sınırı enerjisinde yapılmıştır.

Şekil 4.38’de numunelerin üst yüzeylerinden görüleceği üzere, darbe enerjisi 35 J’e kadar, aramid fiberlerin kırılmada düşük uzamaya sahip olmasından dolayı, darbe uygulanan aramid yüzeyde, vurucu izi meydana gelmiş ve bazı aramid fiberler matriksten ayrılmıştır. Darbenin aramid yüzeyden uygulanmasıyla aramid fiberler içinde meydana gelen delaminasyon yayılma eğilimindedir. Şekil 4.38’de numune arka yüzeylerine bakılacak olursa, aramid fiberlerin altında bulunan cam veya karbon fiberler aramid fiberler içinde meydana gelen bu delaminasyonları sınırlayıcı bir etki yapar ve daha bölgesel bir hasarın meydana gelmesini sağlar. Bunun sonucunda da cam ve karbon tabakalarda darbe noktası altında küçük delaminasyonlar meydana gelir ve fiber kırılması veya fiberler arası ayrılma meydana gelir.

Aramid yüzeylerde kalınlık boyunca çökme artarken cam ve karbon fiberlerde de kalınlık boyunca fiber kırılması ve fiberler arası ayrılma en belirgin hasar mekanizmasıdır. Darbe enerjisi aramid hibrit kompozitlerin delinme sınırı enerjisine ulaştığında ise, Şekil 4.39’dan görüldüğü üzere, aramid fiberler vurucu tarafından numune üst yüzeyinden alt yüzeyine kadar çekilmiş ve liflenme meydana gelmiştir. Numune arka yüzeylerinde ise hasarlı cam ve karbon fiberler de artmıştır.



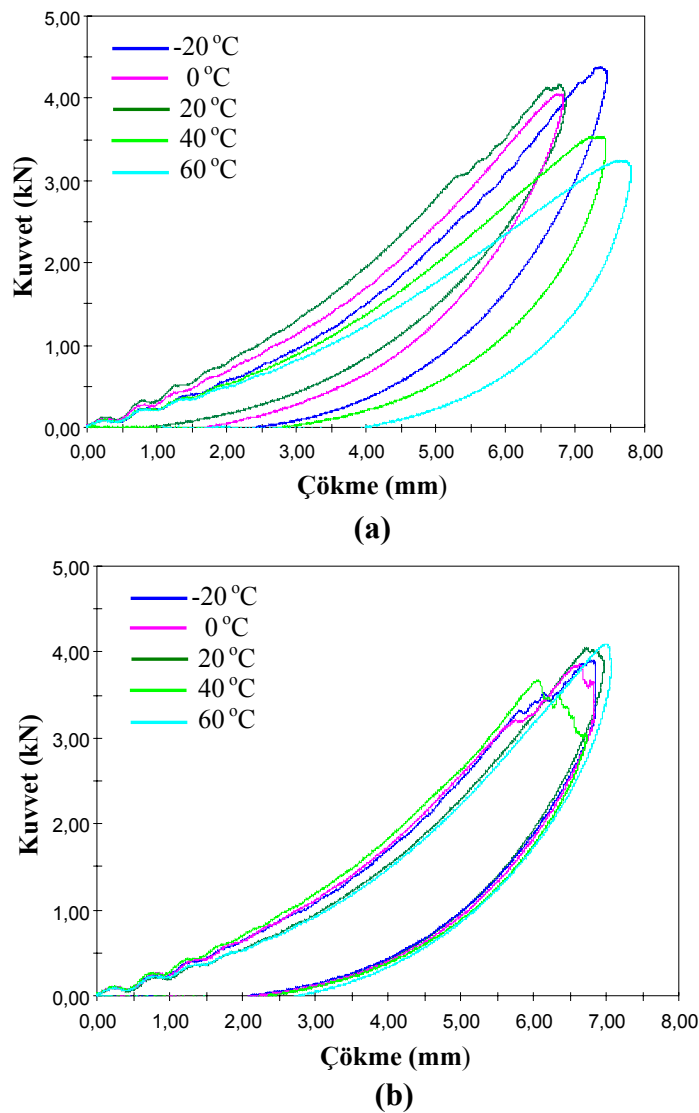
Şekil 4.38 Düşük darbe enerjilerinde AG1, AG2, AC1 ve AC2 aramid hibrit kompozitlerine ait hasarlı numunelerin fotoğrafları



Şekil 4.39 Delinme sınırı enerjilerinde AG1, AG2, AC1 ve AC2 aramid hibrit kompozitlerine ait hasarlı numunelerin fotoğrafları

4.3. Cam Elyaf/Epoksi Kompozitlerin Oda Sıcaklığı Altında ve Üstündeki Darbe Testleri

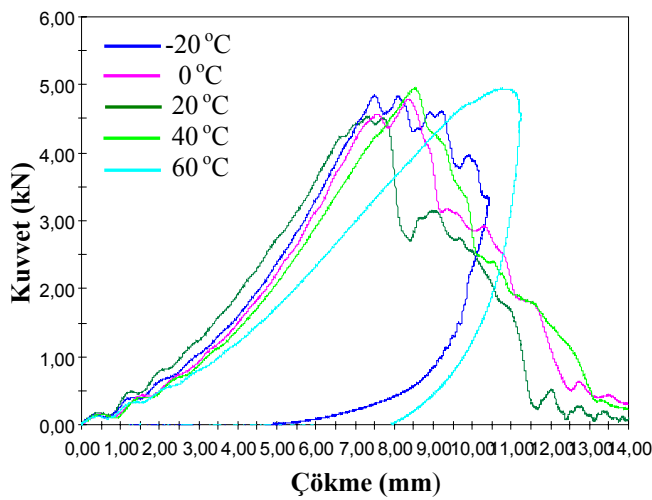
Cam elyaf/Epoksi kompozitlerin darbe karakteristiklerine sıcaklığın etkisini araştırmak amacıyla oda sıcaklığından (20 °C) farklı sıcaklıklar olan -20 °C, 0 °C, 40 °C ve 60 °C (± 1 °C) sıcaklık şartlarında da darbe testleri yapılmıştır. Şekil 4.40–4.41’de Cam elyaf/Epoksi kompozitleri için vurucunun numune yüzeyinden geri sekmesi, numuneye saplanması ve numunenin delinmesi durumlarını ifade eden kuvvet-çökme (F-d) eğrileri verilmiştir. Buna göre, Şekil 4.40 (a)’da $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ ve Şekil 4.40 (b)’de ise $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{45})_s$ kompozitlerinin yaklaşık 10 J’de, numune yüzeyinden geri sekmesini ifade eden kuvvet-çökme (F-d) eğrileri verilmiştir.



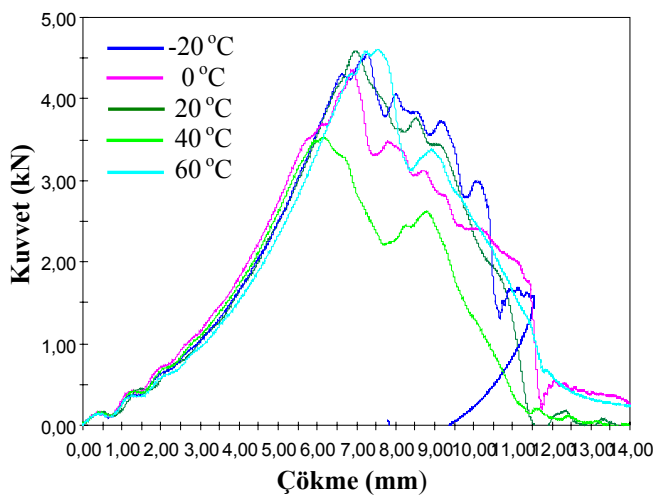
Şekil 4.40 Cam-elyaf/Epoksi kompozitlerin farklı sıcaklıklarda ve yaklaşık 10 J’deki (F-d) eğrileri, (a) $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompoziti ve (b) $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{45})_s$ kompoziti için

Şekillerden, geri sekme durumunda, $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompoziti için meydana gelen eğrilerin hemen hemen aynı tipte oldukları görülmektedir. Fakat $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompoziti için sıcaklık pozitif yönde artmasıyla çökme ekseninin pozitif yönünde artma ve kuvvette de düşüş gösterme eğilimindedirler.

Şekil 4.41 (a)'da $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ ve Şekil 4.41 (b)'de ise $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompozitlerinin yaklaşık 25 J'de, vurucunun numuneye saplanması ve numunenin delinmesi durumlarını ifade eden kuvvet-çökme (F-d) eğrileri verilmiştir. Şekillerden de görüleceği üzere, $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompoziti için yaklaşık 25 J'de, -20 ve 60 °C'de numuneye saplanma meydana gelirken, $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompoziti için -20 ve 40 °C'de numuneye saplanma meydana gelmiştir.



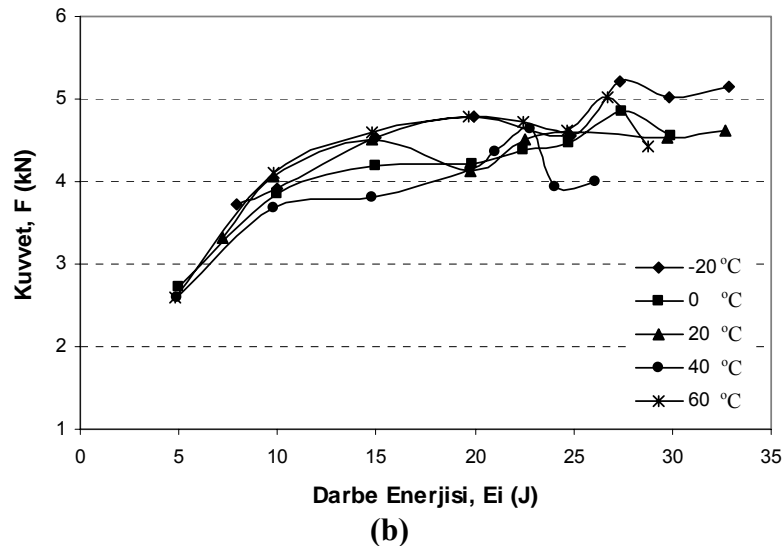
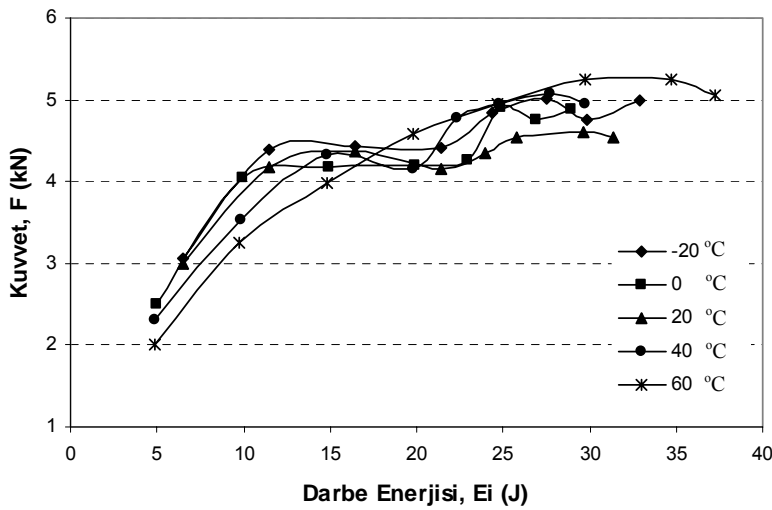
(a)



(b)

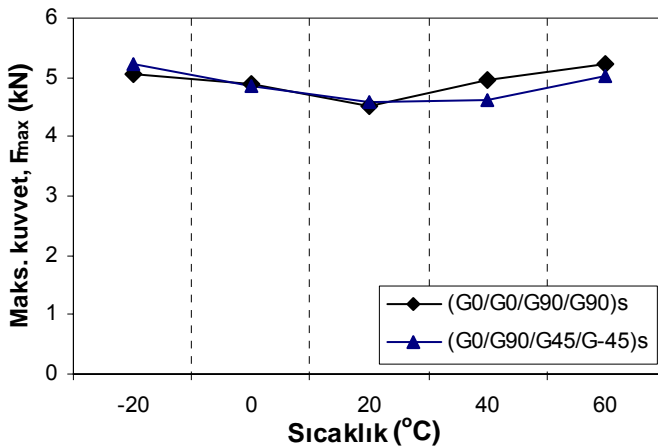
Şekil 4.41 Cam-elyaf/Epoksi kompozitlerin farklı sıcaklıklarda ve yaklaşık 25 J'deki (F-d) eğrileri, (a) $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompoziti ve (b) $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompoziti için

Yapılan darbe testlerine göre her sıcaklıktaki, darbe karakteristikleri olan kuvvet, çökme ve temas sürelerinin darbe enerjisine karşı değişimleri grafik olarak gösterilmiştir. Şekil 4.42(a) ve (b)'de, sırasıyla $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ ve $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı meydana gelen kuvvet değerlerinin sıcaklığa bağlı değişimleri görülmektedir. Şekillerden görüleceği üzere, bütün sıcaklıklarda her iki kompozit için kuvvet değerleri darbe enerjisinin artmasıyla artmaktadır. Kuvvet değerleri 5-15 J arasında hızlı bir şekilde artış gösterirken 15-25 J arasında bazen azalma ve sonrasında tekrar artış göstermektedir. Genel olarak her iki kompozit için de kuvvet değerleri, delinme sınırında maksimum değerine ulaşmaktadır.



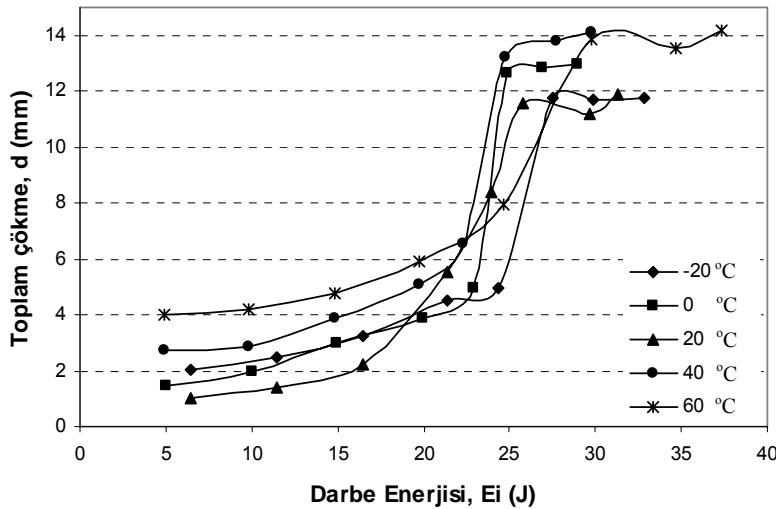
Şekil 4.42 (a) $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ ve (b) $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı kuvvet değerlerinin sıcaklığa bağlı değişimleri

Şekil 4.43’de ise her iki kompozit için, oluşan maksimum kuvvet değerleri sıcaklık geçişleri için gösterilmiştir. Buna göre, $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompoziti için $-20\text{ }^\circ\text{C}$ ’de 5,21 kN olarak en büyük değerde meydana gelen kuvvet değeri, sıcaklık geçişlerinde azalıp sonra tekrar artan bir davranış göstermektedir. Oda sıcaklığında maksimum kuvvet değeri bu kompozit için 4,59 kN olarak meydana gelmiş ve $60\text{ }^\circ\text{C}$ ’de ise 5,01 kN’a ulaşmıştır. $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompoziti için de yine aynı şekilde maksimum kuvvet değerleri sıcaklık geçişlerinde azalan ve artan bir değişim göstermiştir. Buna göre, $-20\text{ }^\circ\text{C}$ ’de 5,07 kN olarak meydana gelen kuvvet değeri, sıcaklık geçişlerinde azalıp sonra tekrar artan bir davranış göstermektedir. Maksimum kuvvet değeri $60\text{ }^\circ\text{C}$ ’de ise en büyük değeri olan 5,24 kN’a ulaşmıştır. Bu kompozitler için takviye açısındaki farklılık, tabakalar arasında farklı hasar modlarının oluşmasına ve kompozitlerde sıcaklık geçişlerinde farklı kuvvet değerlerinin oluşmasına sebep olmaktadır.

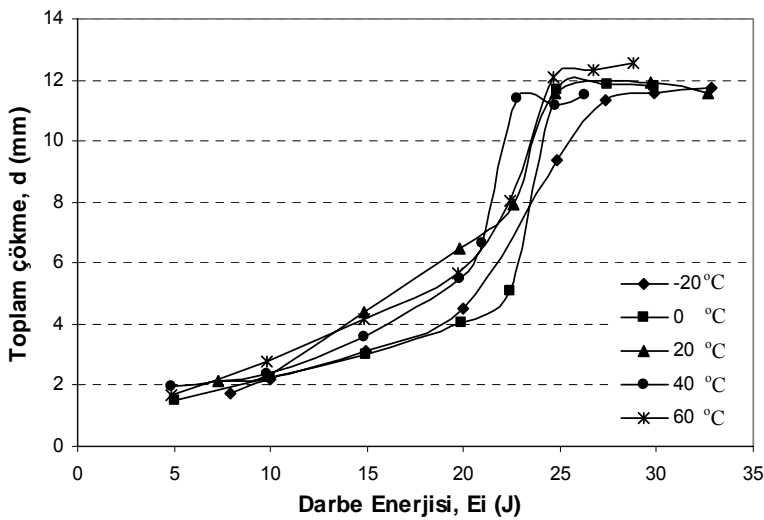


Şekil 4.43 Cam elyaf/Epoksi kompozitlerin sıcaklık geçişlerindeki maksimum kuvvet değerleri

Şekil 4.44(a) ve (b)’de, sırasıyla $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ ve $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı meydana gelen toplam çökme değerlerinin sıcaklığa bağlı değişimleri görülmektedir. Genel olarak $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompozitinin çökme değerleri bütün sıcaklıklarda ($20\text{ }^\circ\text{C}$ ’deki sıcaklık hariç) $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompozitine göre daha yüksek meydana gelmiştir. Şekillerden görüleceği üzere, her iki kompozit için toplam çökme değerleri 5-15 J arasında yani numune yüzeyinden geri sekme durumunda yavaş bir artış göstermiştir. Kompozitlerin delinme sınırı enerjisi olan 20 J’den sonra ise toplam çökme değerleri maksimum değerine ulaşmıştır.



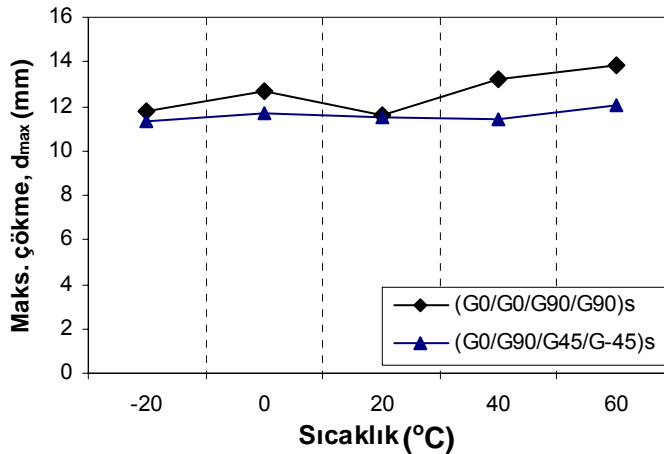
(a)



(b)

Şekil 4.44 (a) $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ ve (b) $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı toplam çökme değerlerinin sıcaklığa bağlı değişimleri

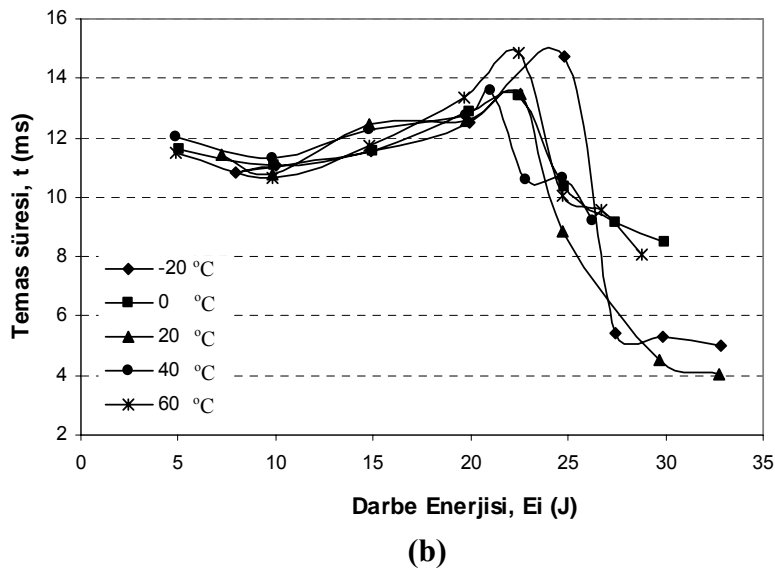
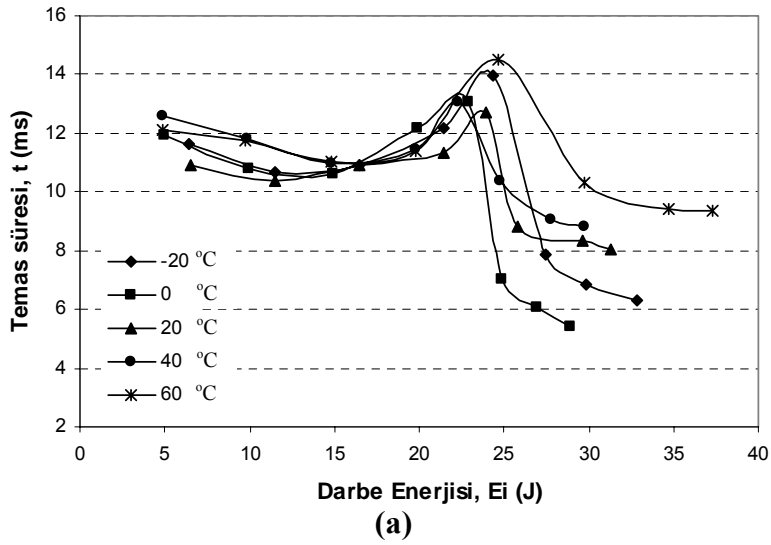
Şekil 4.45’de ise Cam elyaf/Epoksi kompozitlerin sıcaklık geçişlerindeki maksimum çökme değerlerine ait grafik görülmektedir. Şekilden de görüleceği üzere $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompoziti için her sıcaklıkta meydana gelen bütün maksimum çökme değerleri diğer kompozitin çökme değerlerinden daha yüksektir. $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompoziti için meydana gelen çökme değerleri sıcaklık geçişlerinde hemen hemen 11,5 mm civarında meydana gelmiş ve her iki kompozit içinde 60 °C’de meydana gelen çökme değerleri diğer sıcaklıklara göre en yüksek değerine ulaşmıştır.



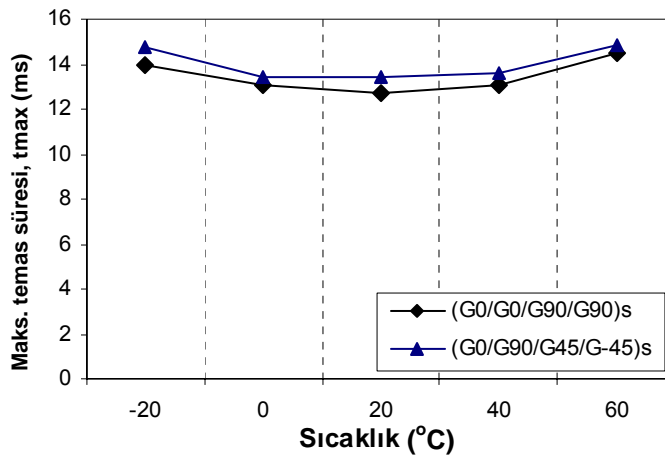
Şekil 4.45 Cam elyaf/Epoksi kompozitlerin sıcaklık geçişlerindeki maksimum çökme değerleri

Şekil 4.46(a) ve (b)'de, sırasıyla $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ ve $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı vurucu ile numune arasında meydana gelen temas sürelerinin sıcaklığa bağlı değişimleri görülmektedir. Şekilden görüldüğü üzere, bütün sıcaklıklarda 5-15 J arasında numune yüzeyinden vurucunun geri sekmesi gerçekleştiği için temas sürelerinde çok az bir azalma veya bir değişim meydana gelmiştir. Temas süresi, darbe enerjisinin artmaya devam etmesiyle artmış ve kompozitlerin delinme sınırı öncesinde en büyük değerine ulaşmıştır. Numunelerin delinmesi meydana geldikten sonra ise temas süresi hızlı bir şekilde azalmıştır. Şekillerden de görüldüğü üzere, bütün sıcaklıklarda, genel olarak $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompozitinin temas süresi değerleri $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompozitine göre daha yüksek meydana gelmiştir.

Şekil 4.47'de kompozitlerin sıcaklık geçişlerindeki vurucu ile maksimum temas sürelerine ait grafik görülmektedir. Şekilden de görüleceği üzere her iki kompozit için benzer karakteristikte bir temas süresi meydana gelmiş ve sıcaklığın pozitif olarak artmasıyla da 60 °C'de maksimum değerine ulaşmıştır.

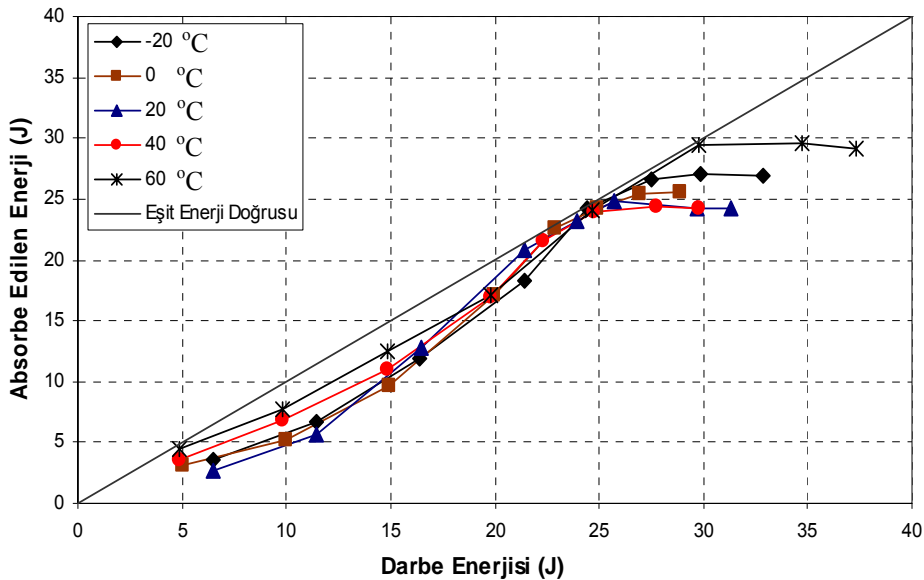


Şekil 4.46 (a) $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ ve (b) $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı temas süresi değerlerinin sıcaklığa bağlı değişimleri



Şekil 4.47 Cam elyaf/Epoksi kompozitlerin sıcaklık geçişlerindeki maksimum temas süresi değerleri

Şekil 4.48'de $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompozitine ait farklı sıcaklıklardaki deneysel verilere göre çizdirilen Enerji Profil diyagramı verilmiştir. Diyagrama göre $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompozitinin 60 °C'deki fazla enerji değeri diğer sıcaklıklara göre en küçük seviyededir. Grafiğe göre bu kompozit, 60 °C'de en az gevrek yapıyı sergilemiş ve delinme sınır değeri olarak diğer sıcaklıklara göre en yüksek delinme sınır değeri olan 29,74 J'de delinmiştir.

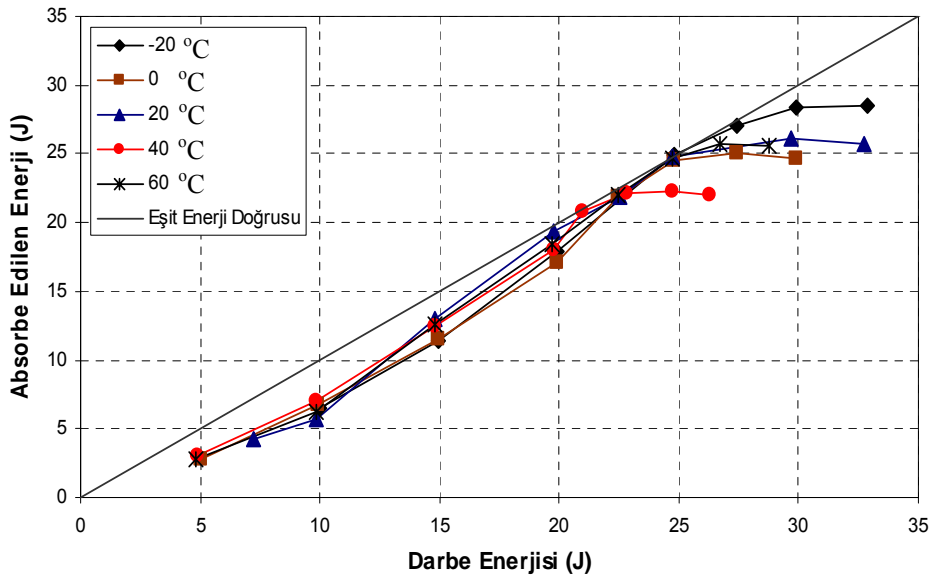


Şekil 4.48 $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompozitinin farklı sıcaklıklardaki Enerji Profil diyagramı

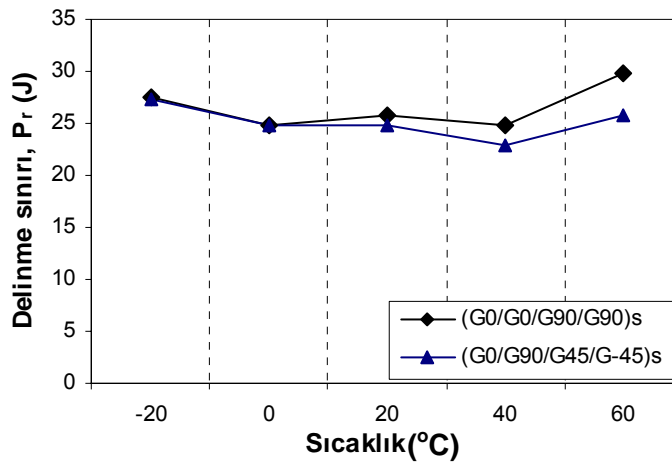
Şekil 4.49'da ise $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{45})_s$ kompozitine ait farklı sıcaklıklardaki deneysel verilere göre çizdirilen Enerji Profil diyagramı görülmektedir. Diyagrama göre kompozitin farklı sıcaklıklar için fazla enerji değerleri hemen hemen birbirine eşit görünmektedir. Kompozit 40 °C'de 22,79 J ile en küçük delinme sınır değerine sahip iken -20 °C'de 27,38 J ile en büyük delinme sınır değerine sahiptir.

Şekil 4.50'de ise kompozitlerin delinme sınırı grafiğinden görüleceği üzere, her iki kompozit için delinme sınır değeri -20 °C'den 0 °C'ye geçerken düşmüş, 0 °C'den de 20 °C'ye geçerken hemen hemen sabit kalmış veya artmıştır. Her iki kompozit için 40 °C'de delinme sınır değeri oda sıcaklığındakine göre azalırken, sıcaklığın 60 °C'ye ulaşmasıyla her iki kompozit için delinme sınır değeri tekrar artmıştır. Grafiklerden de görüleceği üzere her iki kompozit, -20 °C'de hemen hemen aynı delinme sınır değerine sahip olduğundan benzer darbe karakteristiği göstermişlerdir. Fakat $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$

kompoziti delinme sınır değeri olarak 60 °C’de maksimum değeri olan 29,74 J değerine ulaşarak delinme sınır değeri açısından en yüksek darbe performansı sergilemiştir.

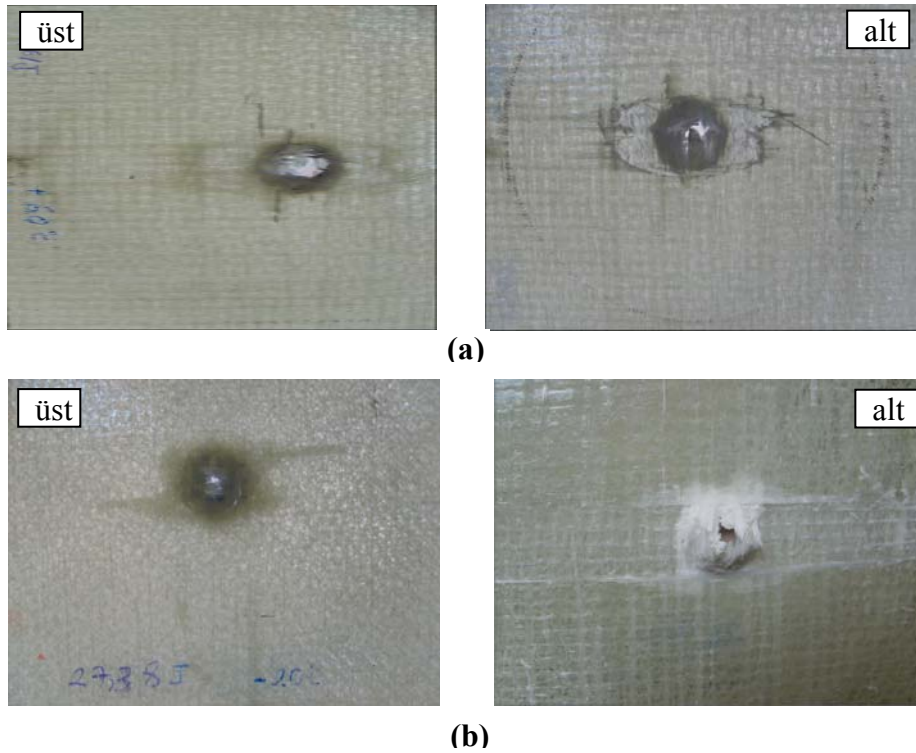


Şekil 4.49 (G₀/G₉₀/G₄₅/G₋₄₅)_s kompozitinin farklı sıcaklıklardaki Enerji Profil diyagramı



Şekil 4.50 Cam elyaf/Epoksi kompozitlerin sıcaklık geçişlerindeki delinme sınır değerleri

Şekil 4.51’de ise bazı hasarlı kompozit numunelerin delinme sınırı enerjisindeki fotoğrafları gösterilmiştir. Buna göre Şekil 4.51(a)’da (G₀/G₀/G₉₀/G₉₀)_s kompozitinin 60 °C’deki ve 4.51(b)’de ise (G₀/G₉₀/G₄₅/G₋₄₅)_s kompozitinin -20 °C’deki hasarlı numune fotoğrafları görülmektedir.

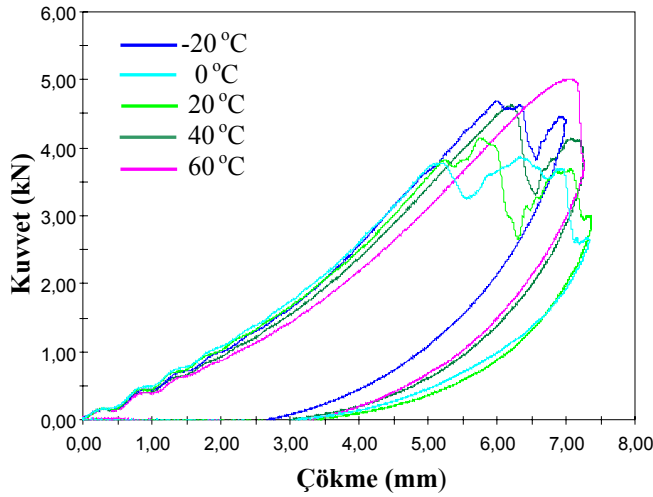


Şekil 4.51 Cam elyaf/Epoksi kompozitlerin hasarlı numune fotoğrafları, (a) 60 °C’de $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ kompoziti ve (b) -20 °C’de $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{45})_s$ kompoziti

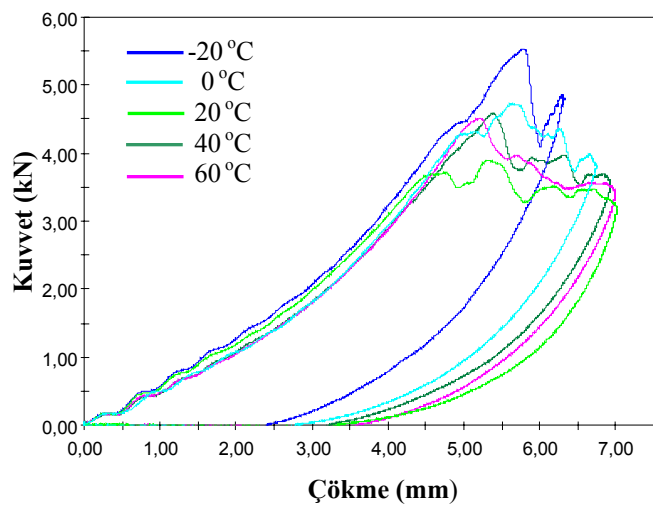
4.4. Karbon Elyaf-Cam Elyaf/Epoksi Kompozitlerin Oda Sıcaklığı Altında ve Üstündeki Darbe Testleri

Sıcaklığın Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompozitlerin darbe karakteristiklerine etkisini araştırmak amacıyla oda sıcaklığından (20 °C) farklı sıcaklıklar olan -20 °C, 0 °C, 40 °C ve 60 °C (± 1 °C) sıcaklık şartlarında da darbe testleri yapılmıştır. Şekil 4.52-4.53’de Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompozitleri için vurucunun numune yüzeyinden geri sekmesi, numuneye saplanması ve numunenin delinmesi durumlarını ifade eden kuvvet-çökme (F-d) eğrileri verilmiştir.

Şekil 4.52 (a)’da CG1 ve Şekil 4.52 (b)’de ise CG2 hibrit kompozitlerinin yaklaşık 15 J’de, numune yüzeyinden geri sekmesini ifade eden kuvvet-çökme (F-d) eğrileri görülmektedir. Şekillerden, her iki hibrit kompozit için, eğilme rijitliklerinin geri sekme durumunda hemen hemen aynı oldukları ve absorbe edilen darbe enerjisinin -20 °C’de diğer sıcaklıklara göre daha az olduğu görülmektedir.



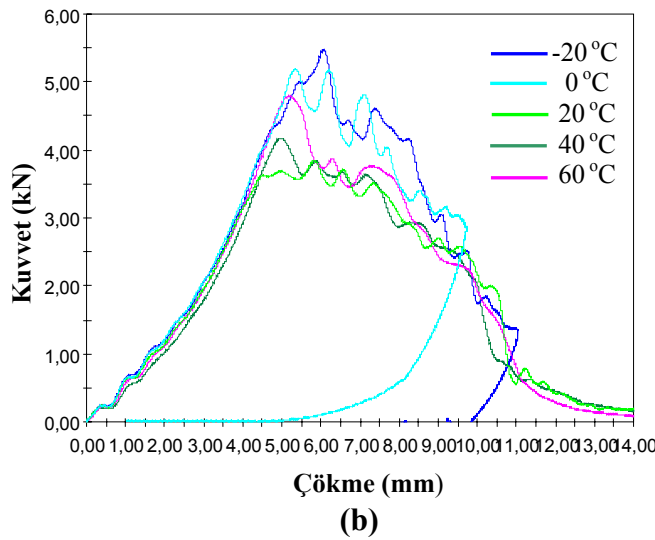
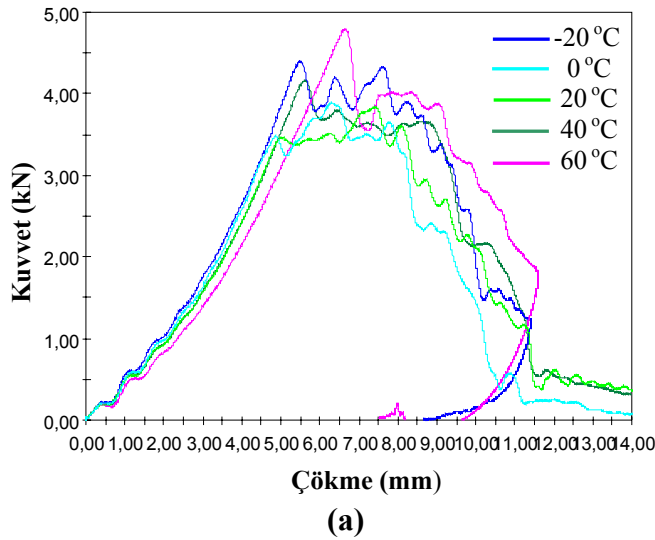
(a)



(b)

Şekil 4.52 CG1 ve CG2 hibrit kompozitlerinin farklı sıcaklıklarda ve yaklaşık 15 J'deki (F-d) eğrileri, (a) CG1 hibrit kompoziti ve (b) CG2 hibrit kompoziti için

Şekil 4.53 (a) ve (b)'de sırasıyla, CG1 ve CG2 hibrit kompozitlerinin yaklaşık 27 J'de, vurucunun numuneye saplanması ve numunenin delinmesi durumlarını ifade eden kuvvet-çökme (F-d) eğrileri görülmektedir. Şekillerden de görüleceği üzere, CG1 hibrit kompoziti için yaklaşık 27 J'de, -20 ve 60 °C'de numuneye saplanma meydana gelirken, CG2 hibrit kompoziti için -20 ve 0 °C'de numuneye saplanma meydana gelmiştir.

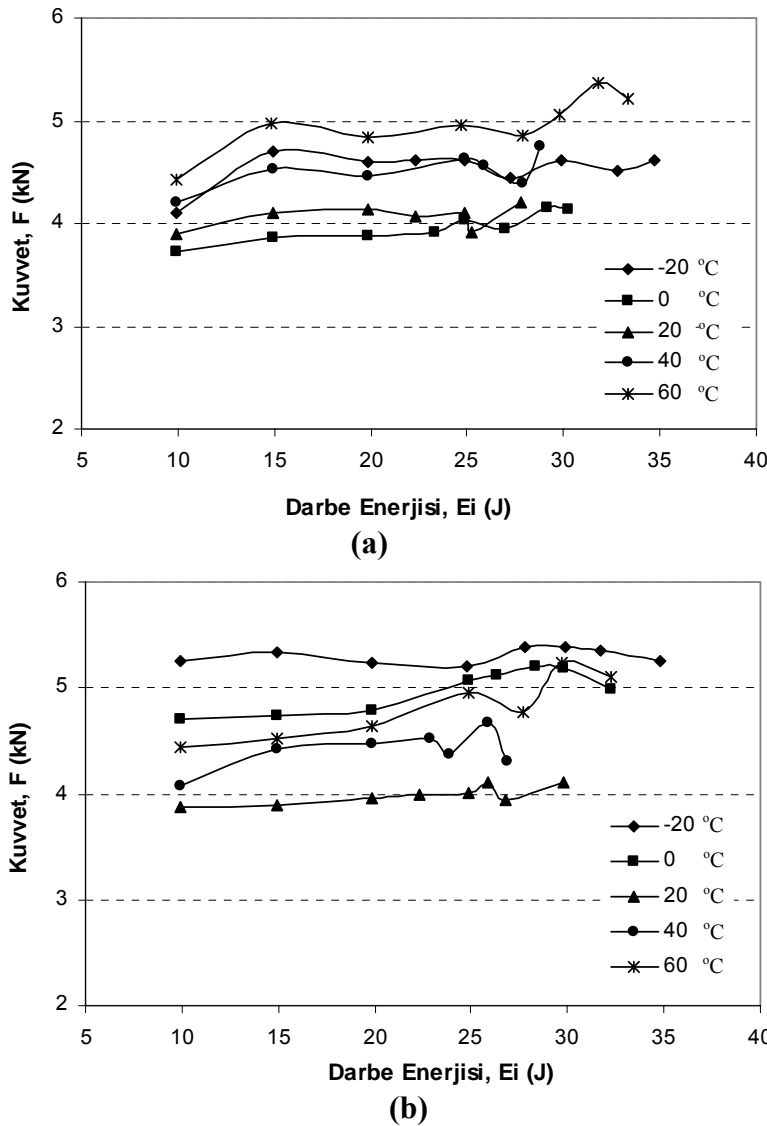


Şekil 4.53 CG1 ve CG2 hibrit kompozitlerinin farklı sıcaklıklarda ve yaklaşık 27 J'deki (F-d) eğrileri, (a) CG1 hibrit kompoziti ve (b) CG2 hibrit kompoziti için

Darbe karakteristiklerinin, saplanma sınır ve delinme sınır değerlerinin maksimum değerlerine ait grafikler, $(C_0/C_0/C_{90}/C_{90})+(G_{90}/G_{90}/G_0/G_0)$ takviye açısındaki CG1 ve $(C_0/C_{90}/C_{45}/C_{45})+(G_{45}/G_{45}/G_{90}/G_0)$ takviye açısındaki CG2 kompozitleri için Şekil 4.54-4.63'de verilmiştir.

Şekil 4.54(a) ve (b)'de, sırasıyla CG1 ve CG2 hibrit kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı meydana gelen kuvvet değerlerinin sıcaklığa bağlı değişimleri görülmektedir. Şekillerden görüleceği üzere, bütün sıcaklıklarda her iki hibrit kompozit için kuvvet değerleri, karbonun gevrek yapısından dolayı, ayrı ayrı artış göstermek yerine yatay bir karakteristik göstermişlerdir. Her iki takviye açısı için en büyük kuvvet

değerleri 60 °C'de CG1 ve -20 °C'de CG2 hibrit kompoziti için meydana gelmiştir. Genel olarak her iki hibrit kompozit için 25 J ve üstü enerjilerde kuvvet değerleri en büyük değerine ulaşmaktadır.

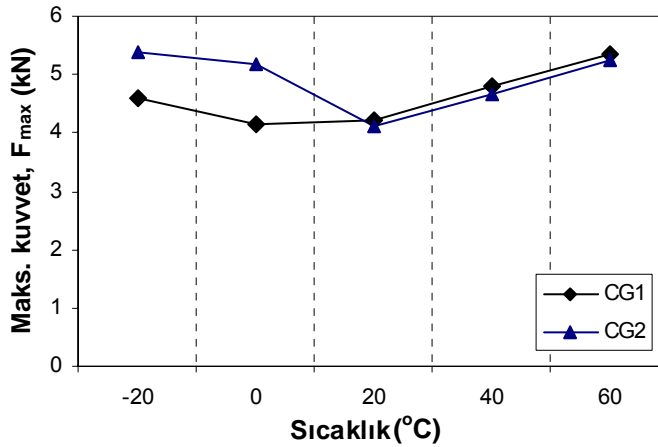


Şekil 4.54 (a) CG1 ve (b) CG2 hibrit kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı kuvvet değerlerinin sıcaklığa bağlı değişimleri

Şekil 4.55'de, CG1 ve CG2 hibrit kompozitlerinin, sıcaklık geçişlerinde meydana gelen kuvvet maksimum kuvvet değerlerine ait grafik gösterilmiştir. Her iki hibrit kompozit için -20 °C'de yüksek seviyelerde olan kuvvet değerleri sıcaklığın pozitif olarak artmasıyla düşüşe geçmiştir. CG1 hibrit kompoziti için en düşük kuvvet değeri 0 °C'de ve CG2 hibrit kompoziti için ise en düşük kuvvet değeri oda sıcaklığında meydana gelmiştir. Sıcaklığın oda sıcaklığından itibaren artmaya başlamasıyla hibrit kompozitler için kuvvet değerleri artmaya başlamıştır. Buna göre 60 °C'de CG1 hibrit

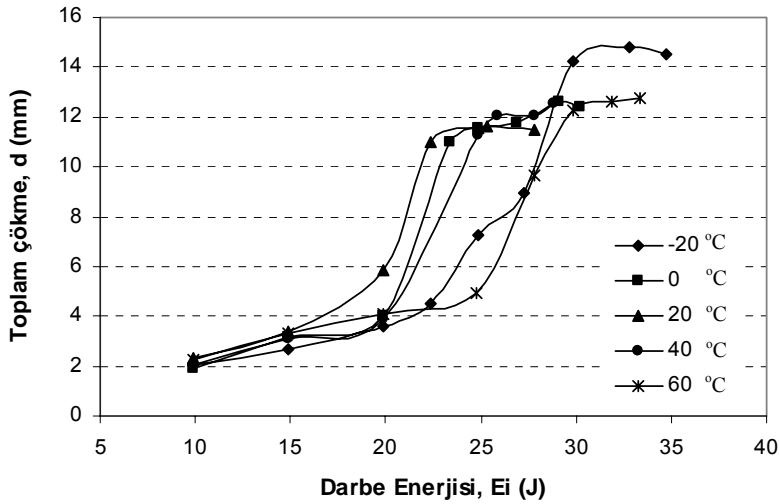
kompoziti için 5,36 kN olarak meydana gelen kuvvet değeri CG2 hibrit kompoziti için 5,24 kN olarak meydana gelmiştir.

Bunun yanı sıra, takviye açısındaki farklılık ve fiberlerin sahip olduğu farklı mekanik özellikler, hibrit kompozitler için farklı kuvvet değerlerinin ortaya çıkmasına sebep olmaktadır. Buradan hibrit kompozitlerin düşük ($-20\text{ }^{\circ}\text{C}$) ve yüksek ($60\text{ }^{\circ}\text{C}$) sıcaklıklarda daha gevrek bir davranış gösterdiklerini ve böylece meydana gelen kuvvet değerlerini de arttırdıkları söylenebilir.

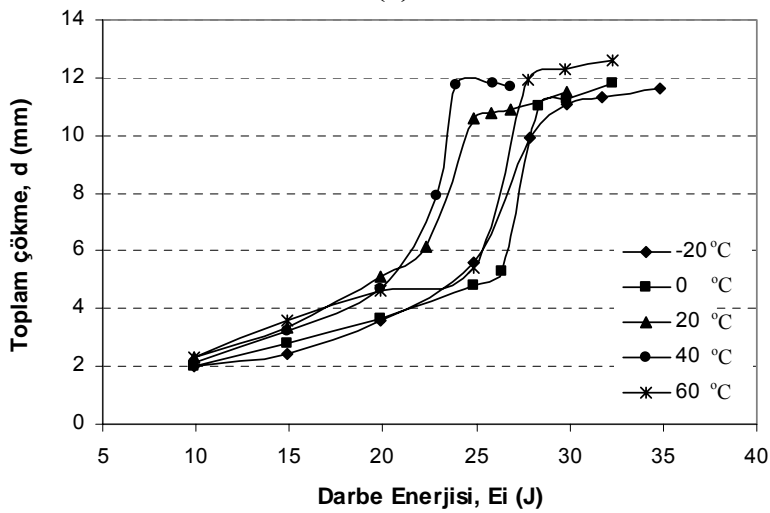


Şekil 4.55 CG1 ve CG2 hibrit kompozitlerinin sıcaklık geçişlerindeki maksimum kuvvet değerleri

Şekil 4.56(a) ve (b)'de, CG1 ve CG2 hibrit kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı meydana gelen toplam çökme değerlerinin sıcaklığa bağlı değişimleri görülmektedir. Şekillerden görüleceği üzere, her iki hibrit kompozit için toplam çökme değerleri 10-20 J arasında yani numune yüzeyinden geri sekme durumunda yavaş bir artış göstermiştir. Hibrit kompozitlerin delinme sınırı enerjisi olan 25 J'den sonra ise toplam çökme değerleri maksimum değerine ulaşmıştır ve sonrasında da çok bir değişimin olmadığı şekillerden görülmektedir. Ayrıca bütün sıcaklıklar için CG1 hibrit kompozitinin çökme değerleri CG2'ye göre daha yüksektir.



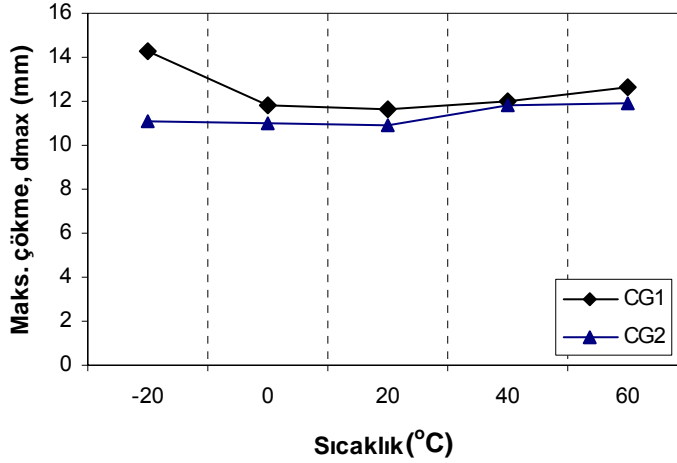
(a)



(b)

Şekil 4.56 (a) CG1 ve (b) CG2 hibrit kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı toplam çökme değerlerinin sıcaklığa bağlı değişimleri

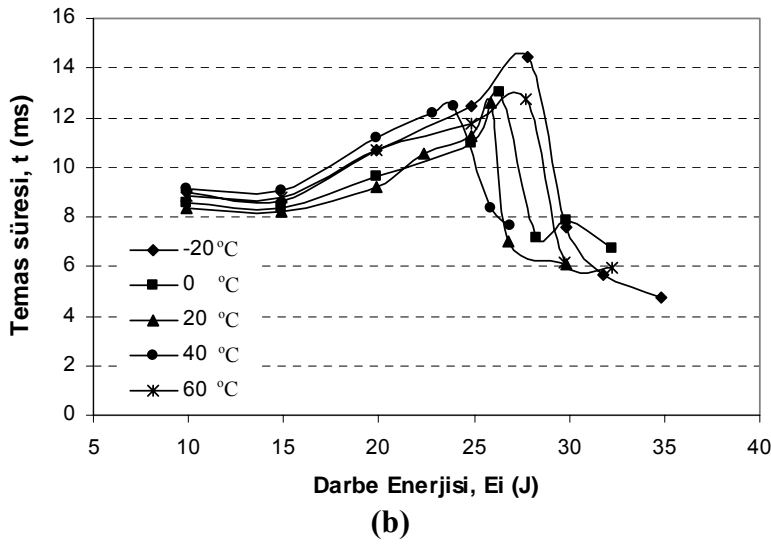
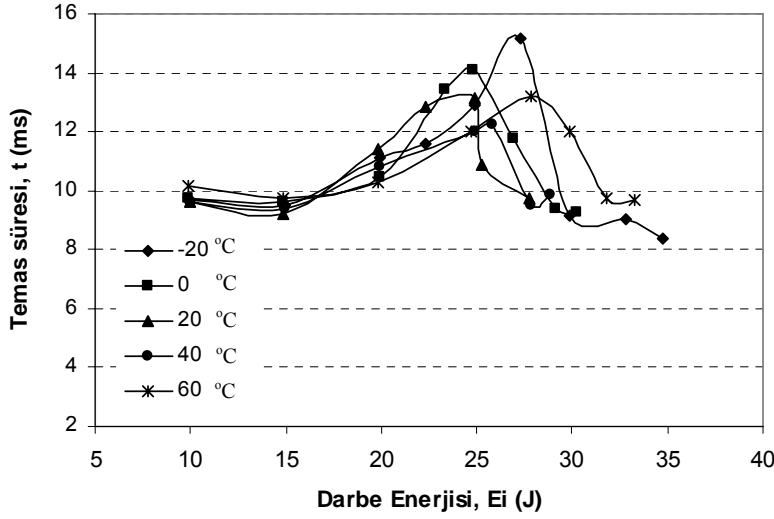
Şekil 4.57’de ise hibrit kompozitlerin sıcaklık geçişlerindeki maksimum çökme değerlerine ait grafik görülmektedir. Şekilden de görüleceği üzere sıcaklık geçişlerinde CG1 hibrit kompoziti için bütün sıcaklıklarda meydana gelen çökme değerleri genel olarak CG2 hibrit kompozitine göre daha yüksektir. CG1 hibrit kompoziti için $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ ’de en yüksek seviyede olan çökme değeri sıcaklığın pozitif olarak artmaya başlamasıyla azalmış, oda sıcaklığında en küçük değeri olan $11,6\text{ mm}$ ’ye ulaşmış ve $60\text{ }^{\circ}\text{C}$ ’de ise $12,65\text{ mm}$ değerine ulaşmıştır. CG2 hibrit kompoziti için ise $-20, 0$ ve $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ ’de 11 mm civarında olan çökme değerleri $60\text{ }^{\circ}\text{C}$ ’de en yüksek değeri olan $11,93\text{ mm}$ ’ye ulaşmıştır.



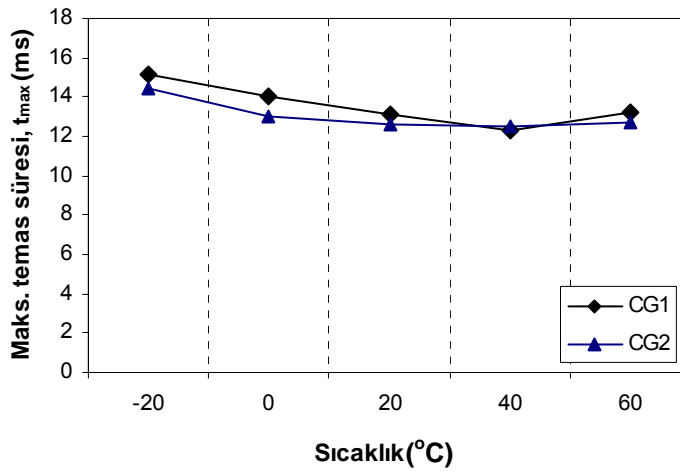
Şekil 4.57 CG1 ve CG2 hibrit kompozitlerinin sıcaklık geçişlerindeki maksimum çökme değerleri

Şekil 4.58(a) ve (b)'de, sırasıyla CG1 ve CG2 hibrit kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı vurucu ile numune arasında meydana gelen temas sürelerinin sıcaklığa bağlı değişimleri görülmektedir. Genel olarak, bütün sıcaklıklarda CG1 hibrit kompoziti için vurucunun numune ile temas süresinin CG2'ye göre daha yüksek değerlerde meydana geldiği görülmektedir. Şekillerden görüldüğü üzere, bütün sıcaklıklarda 10-20 J arasında numune yüzeyinden vurucunun geri sekmesi gerçekleştiği için temas sürelerinde çok az bir değişim meydana gelmiştir. Temas süreleri, darbe enerjisinin artmaya devam etmesiyle artmış ve kompozitlerin delinme sınırı öncesinde en büyük değerine ulaşmış ve hibrit kompozitlerin delinmesinden sonra da hızlı bir şekilde düşmüştür.

Şekil 4.59'da hibrit kompozitlerin sıcaklık geçişlerindeki maksimum temas süreleri ile ilgili grafik görülmektedir. Şekilden de görüleceği üzere her iki hibrit kompozit için -20 °C'de en yüksek ve 15 ms seviyesinde olan vurucu ile numune arasındaki temas süresi, sıcaklığın pozitif olarak artmaya başlamasıyla azalmıştır. Her iki hibrit kompozit için meydana gelen temas süreleri hemen hemen birbirine yakın değerlerde meydana gelmiş ve sıcaklığın 60 °C'ye ulaşmasıyla 13 ms değerine yükselmiştir.

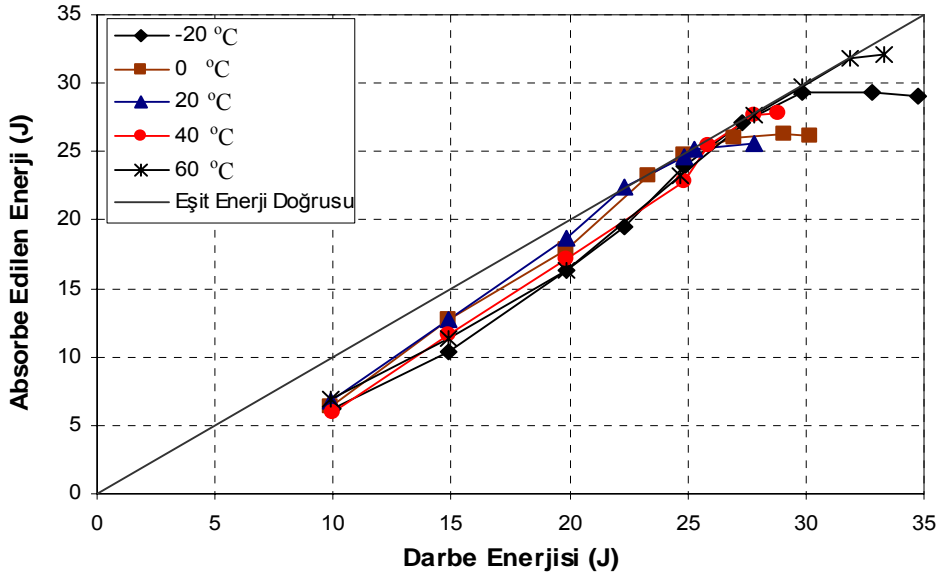


Şekil 4.58 (a) CG1 ve (b) CG2 hibrit kompozitleri için artan darbe enerjisine karşı temas süresi değerlerinin sıcaklığa bağlı değişimleri



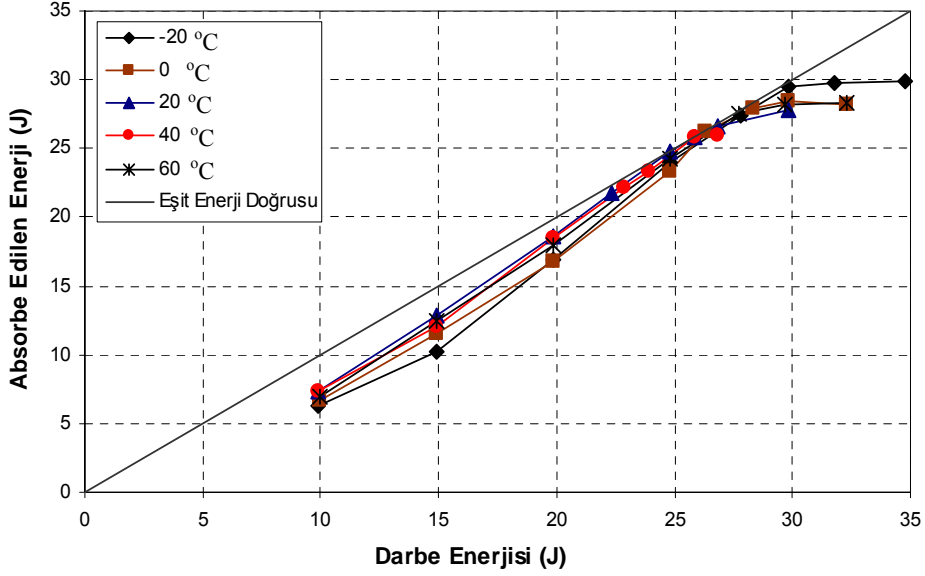
Şekil 4.59 CG1 ve CG2 hibrit kompozitlerinin sıcaklık geçişlerindeki maksimum temas süresi değerleri

Şekil 4.60’da CG1 hibrit kompozitinin farklı sıcaklıklardaki, deneysel verilerine göre çizdirilen Enerji Profil diyagramı verilmiştir. Diyagrama göre $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ ’de meydana gelen fazla enerji değeri diğer sıcaklıklara göre en büyüktür. Ayrıca diyagramdan görüldüğü üzere $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ ’de 29,85 J ve $60\text{ }^{\circ}\text{C}$ ’de 31,83 J olarak en büyük delinme sınır değeri meydana gelmiştir. Buna göre, sıcaklık arttıkça veya azaldıkça hibrit kompozit daha gevrek bir davranış göstererek delinme sınırını arttırmıştır.



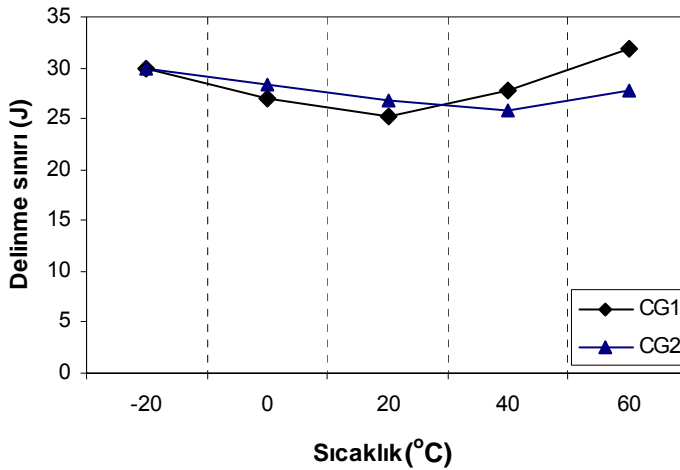
Şekil 4.60 CG1 hibrit kompozitinin farklı sıcaklıklardaki Enerji Profil diyagramı

Şekil 4.61’de ise CG2 hibrit kompozitine ait farklı sıcaklıklardaki deneysel verilere göre çizdirilen Enerji Profil diyagramı görülmektedir. Diyagrama göre bu hibrit kompozit için de $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ ’deki fazla enerji değeri diğer sıcaklıklara göre en büyük seviyededir. Yine aynı şekilde CG2 hibrit kompoziti için de, $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ ’de en büyük delinme sınır değeri 29,84 J olarak meydana gelirken $60\text{ }^{\circ}\text{C}$ ’de delinme sınır değeri 27,72 J’dür.



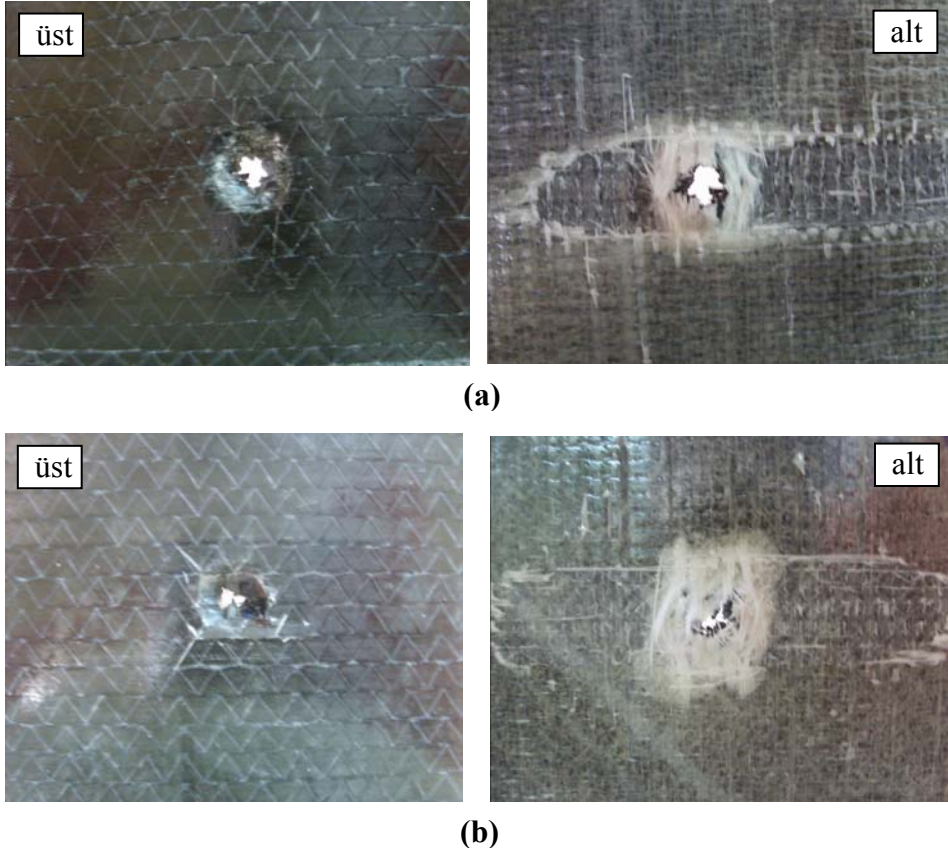
Şekil 4.61 CG2 hibrit kompozitinin farklı sıcaklıklardaki Enerji Profil diyagramı

Şekil 4.62'de hibrit kompozitlerin sıcaklık geçişlerindeki delinme sınırı değerlerine ait grafik verilmiştir. Buna göre her iki kompozitin delinme sınırı, $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 'de yaklaşık 30 J iken sıcaklığın pozitif olarak artmaya başlamasıyla azalmıştır. En yüksek delinme sınırı CG1 hibrit kompoziti için $60\text{ }^{\circ}\text{C}$ 'de meydana gelmiştir ve değeri 29,74 J'dür. Sonuç olarak, CG1 hibrit kompoziti, $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 'de CG2 hibrit kompoziti ile hemen hemen aynı saplanma ve delinme sınır değerlerine sahip iken, $60\text{ }^{\circ}\text{C}$ 'de her iki durum için en yüksek değerlere sahiptir.



Şekil 4.62 CG1 ve CG2 hibrit kompozitlerinin sıcaklık geçişlerindeki delinme sınır değerleri

Şekil 4.63’de ise bazı hasarlı kompozit numunelerin delinme sınırı enerjisindeki fotoğrafları gösterilmiştir. Buna göre Şekil 4.63(a)’da CG1 hibrit kompozitinin 60 °C’deki ve 4.63(b)’de ise CG2 hibrit kompozitinin -20 °C’deki hasarlı numune fotoğrafları görülmektedir.



Şekil 4.63 Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompozitlerin hasarlı numune fotoğrafları, (a) 60 °C’de CG1 hibrit kompoziti ve (b) -20 °C’de CG2 hibrit kompoziti

5. SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME

Bu çalışmada, Cam-elyaf/Epoksi ve hibrit kompozit plakaların artan darbe enerjisi altındaki darbe davranışları incelenmiştir. Bu amaçla, 8 tabakalı ve iki farklı takviye açısına sahip, Cam-elyaf/Epoksi, Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi ve hibrit kompozitler olan Aramid elyaf-Cam elyaf/Epoksi ve Aramid elyaf-Karbon elyaf/Epoksi kompozit plakaların darbe davranışları belirlenmiştir. Darbe testleri oda sıcaklığında (20 °C) ve numunelerde delinme meydana gelene kadar artan darbe enerjisi altında yapılmıştır. Ayrıca sıcaklık etkisinin Cam-elyaf/Epoksi ve Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompozitlerin darbe davranışlarına etkisini araştırmak amacıyla da, oda sıcaklığından farklı sıcaklıklar olan -20 °C, 0 °C, 40 °C ve 60 °C (± 1 °C) sıcaklık şartlarında da darbe testleri yapılmıştır. Hibrit kompozitlerin darbe testinde darbe uygulanan yüzey olarak, Aramid elyaf-Cam elyaf/Epoksi ve Aramid elyaf-Karbon elyaf/Epoksi kompozitleri için aramid yüzey ve Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi, kompozitler için ise karbon yüzey seçilmiştir. Yapılan bu darbe testleri sonucunda Cam-elyaf/Epoksi ve hibrit kompozit plakaların darbe davranışları hakkında aşağıdaki sonuçlar elde edilmiştir:

- $(G_0/G_{90}/G_{\pm 45}/G_{90}/G_0)_s + (C_0/C_{90}/C_{\pm 45})$ takviye açısındaki Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompozitler için oda sıcaklığında karbon yüzeyden ve cam yüzeyden yapılan darbe testlerinde, karbon yüzeyden elde edilen delinme sınırı değerinin cam yüzeyden elde edilen sınır değerine göre %30 daha yüksek olduğu bulunmuştur. Aynı şekilde karbon tabaka sayısının artırılmasıyla yani 4'den 8'e çıkarılmasıyla da delinme sınırı değerinde de yaklaşık %4'lük bir artış olmuştur. Buna göre, bu hibrit kompozitler için karbon tabaka sayısının artırılarak 4'den 8'e çıkarılmasının delinme sınırı değerine çok büyük bir katkısının olmadığı sonucu elde edilmiştir.
- Cam-elyaf/Epoksi ve hibrit kompozit plakalar için oda sıcaklığında darbe enerjisi arttıkça temas kuvveti, çökme ve numune ile temas süreleri de artmaktadır. Genel olarak plakaların delinme sınırında kuvvet ve çökme değerleri en yüksek değerine ulaşırken, vurucu ile numune arasındaki temas

süresi ise delinme sınırı öncesinde en yüksek değerine ulaşmaktadır. Kompozit plakalarda delinme meydana gelmesiyle bu darbe karakteristik değerleri sabit kalmakta, çok az düşmekte veya artmaktadır..

- Oda sıcaklığında, $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ takviye açısına sahip Cam-elyaf/Epoksi plakaların hem fazla enerjisi hem de delinme sınırı $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ kompozit plakalarına göre daha yüksektir.
- Oda sıcaklığında, $(C_0/C_{90}/C_{45}/C_{-45})+(G_{-45}/G_{45}/G_{90}/G_0)$ takviye açısına sahip Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompozit plakaların delinme sınırı $(C_0/C_0/C_{90}/C_{90})+(G_{90}/G_{90}/G_0/G_0)$ kompozitine göre daha yüksektir ve bu iki hibrit kompozitin fazla enerjileri ise hemen hemen birbirine eşittir.
- Aramid-cam hibrit kompozitleri için en yüksek kuvvet değeri $(A_0/A_{90}/A_{45}/A_{-45})+(G_{-45}/G_{45}/G_{90}/G_0)$ kompoziti için elde edilmiştir. Ayrıca bu hibrit kompozitin fazla enerjisi ve delinme sınırı $(A_0/A_0/A_{90}/A_{90})+(G_{90}/G_{90}/G_0/G_0)$ kompozitine göre daha yüksektir.
- Aramid-karbon hibrit kompozitleri için en yüksek kuvvet değeri $(A_0/A_{90}/A_{45}/A_{-45})+(C_{-45}/C_{45}/C_{90}/C_0)$ kompoziti için elde edilmiştir. Ayrıca bu hibrit kompozitin delinme sınırı $(A_0/A_0/A_{90}/A_{90})+(C_{90}/C_{90}/C_0/C_0)$ kompozitine göre daha yüksektir ve iki hibrit kompozitin fazla enerjileri ise hemen hemen birbirine eşittir.
- Oda sıcaklığında, $(0/90/\pm 45)_s$ takviye açısına sahip Aramid-Cam ve Aramid-Karbon hibrit kompozitlerin delinme sınır değeri $(0/0/90/90)_s$ takviye açısındaki Aramid-Cam ve Aramid-Karbon hibrit kompozitlere göre daha yüksektir.
- Cam-elyaf/Epoksi ve Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompozitler için, oda sıcaklığı altındaki ve üstündeki sıcaklıklar olan $-20\text{ }^\circ\text{C}$ ve $60\text{ }^\circ\text{C}$ 'deki delinme sınırı değerleri diğer sıcaklıklara göre daha yüksek değerlerde elde edilmiştir. Buna göre, bu kompozitler ortam sıcaklığından farklı sıcaklıklarda daha gevrek bir davranış göstermektedirler.
- $(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})_s$ takviye açısındaki Cam-elyaf/Epoksi kompoziti $60\text{ }^\circ\text{C}$ 'de diğer sıcaklıklara göre en yüksek delinme sınır değerine sahip iken $(G_0/G_{90}/G_{45}/G_{-45})_s$ takviye açısındaki Cam-elyaf/Epoksi kompoziti $-20\text{ }^\circ\text{C}$ 'de diğer sıcaklıklara göre en yüksek delinme sınır değerine sahiptir.
- $(C_0/C_0/C_{90}/C_{90})+(G_{90}/G_{90}/G_0/G_0)$ takviye açısındaki Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompoziti, $60\text{ }^\circ\text{C}$ 'de diğer sıcaklıklara göre en yüksek delinme sınır değerine sahip iken, $(C_0/C_{90}/C_{45}/C_{-45})+(G_{-45}/G_{45}/G_{90}/G_0)$ takviye açısındaki

Karbon elyaf-Cam elyaf/Epoksi kompoziti, -20 °C’de diğ er sıcaklıklara göre en yüksek delinme sınır değerine sahiptir.

- Kompozit ve hibrit kompozit plakalarda, düşük darbe enerjileri için darbe uygulanan yüzeylerde ilk önce ezilme izi ve matriks çatlağı ile başlayan hasar modu, darbe enerjisinin artmasıyla tabaka kalınlığı boyunca fiber kırılmalarının baskın olduğu hasar moduna dönüşmektedir. Aramid hibrit kompozitlerde ise bu durum, aramid fiberlerin tabaka kalınlığı boyunca vurucu tarafından numune üst yüzeyinden alt yüzeyine kadar çekilmesiyle ve alt yüzeylerde aramid fiberlerin liflenmesiyle sonuçlanmaktadır.
- Kompozit ve hibrit kompozit plakalarda darbe uygulanmamış olan arka yüzeylerde ise küçük delaminasyonlar ve fiberler arası ayrılma olarak başlayan hasar modu, darbe enerjisinin artmasıyla delaminasyon alanlarının genişlediği ve bazı fiberlerin matriksden ayrıldığı bir hasar moduna dönüşmektedir. Aramid hibrit kompozitlerde ise aramid fiberlerin altında bulunan cam veya karbon fiberler aramid fiberler içinde meydana gelen delaminasyonları sınırlayıcı bir etki yaptığı ve daha bölgesel bir hasarın meydana gelmesini sağladığı gözlemlenmiştir.

KAYNAKLAR

- Abrate, S. (1998) Impact on composite structures. *Cambridge University Press*, United Kingdom, 289 s.
- Abrate, S. (1991) Impact on laminated composite materials. *Applied Mechanics Review*, 44: 155-190.
- Abrate, S. (2001) Modeling of impacts on composite structures. *Composite Structures*, 51: 129-138.
- Aktaş, M., Ataş, C., İçten, B.M., and Karakuzu, R. (2009) An experimental investigation of the impact response of composite laminates. *Composite Structures*, 87: 307-313.
- Aktaş, M. (2007) Temperature effect on impact behavior of laminated composite plates. PhD Thesis, *Dokuz Eylül University*, İzmir, 136s.
- Aslan, Z., Karakuzu, R., and Okutan, B. (2003) The response of laminated composite plates under low-velocity impact loading. *Composite Structure*, 59: 119-127.
- ASTM Standards and Literature Referances for Composite Materials. (1990) Standard Test Method for Tensile Properties of Fiber-Resin Composites D 3039-76. *American Society for Testing and Materials*, Philadelphia, PA.
- ASTM Standards and Literature Referances for Composite Materials. (1990) Standard Test Method for Compressive Properties of Unidirection or Cross-Ply Fiber-Resin Composites D 3410-87. *American Society for Testing and Materials*, Philadelphia, PA.
- ASTM Standards and Literature Referances for Composite Materials. (1990) D 3846-79. *American Society for Testing and Materials*, Philadelphia, PA.
- Ataş, C. (2007) An Experimental Investigation on the Impact Response of Fiberglass Aluminum Composites. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 26 (14): 1479-1491.
- Ataş, C., and Liu, D. (2008) Impact response of woven composites with small weaving angles. *International Journal of Impact Engineering*, 35: 80-97.
- Belingardi, G., and Vadori, R. (2003) Influence of the laminate thickness in low velocity impact behavior of composite material plate. *Composite Structures*, 61: 27-38.
- Cantwell, W.J. (1988) The influence of target geometry on the high velocity response of CFRP. *Composite Structures*, 10 (3): 247-265.

- Caprino, G., Spataro, G., and Luongo, S.D. (2004) Low-velocity impact behaviour of fibreglass–aluminium laminates. *Composites: Part A*, 35: 605-616.
- Caprino, G., Lopresto, V., Scarponi, C., and Briotti, G. (1999) Influence of material thickness on the response of carbon-fabric/epoxy panels to low velocity impact. *Composites Science and Technology*, 59: 2279-2286.
- Choi, I. H. (2006) Contact force history analysis of composite sandwich plates subjected to low-velocity impact. *Composite Structures*, 75: 582-586.
- Crook, A. W. (1952) A study of some impacts between metal bodies by a piezoelectric method. *Proc. Royal Soc.*, London, Series A, 212:377-390.
- David-West, O.S., Nash, D.H., and Banks, W.M. (2008) An experimental study of damage accumulation in balanced CFRP laminates due to repeated impact. *Composite Structure*, 83: 247-258.
- Deluca, E., Prifti, J., Betheney, W., and Chou, S.C. (1998) Ballistic impact damage of S-2 glass reinforced plastic structural armor. *Composites Science and Technology*, 58: 1453-1461.
- Dorey, G. Bishop, S., and Curtis, P. (1985) On the impact performance of carbon fibre laminates with epoxy and PEEK matrices. *Composites Science and Technology*, 23 (3): 221–237.
- Freitas, M., Silva, A., and Reis, L. (2000) Numerical evaluation of failure mechanisms on composite specimens subjected to impact loading. *Composites: Part B*, 31: 199-207.
- Ganapathy, S., and Rao, K.P. (1997) Interlaminar stresses in laminated composite plates, cylindrical/ spherical shell panels damaged by low-velocity impact. *Composite Structures*, 38 (1-4): 157-168.
- Gibson, R.F. (1994) Principals of Composite Material Mechanics. *McGraw-Hill, Inc.*, United Satates of America, 252 s.
- Griffin, C.F. (1987) Damage tolerance of toughened resin graphite composites. *ASTM STP*, 937: 23-33.
- Halvorsen, A., Salehi-Khojn, A., Mahinfalah, M., and Nakhaei-Jazar, R. (2006) Temperature effects on the impact behavior of fiberglass and Fiberglass-Kevlar sandwich composites. *Applied Composite Materials*, 13: 369-383.
- Herup, E.J. (1996) Low-velocity impact on composite sandwich plates., PhD Thesis, *Air University*, United Satates of America, 363 s.
- Hosseinzadeh, R., Shokrieh, M.M., and Lessard, L. (2006) Damage behavior of fiber reinforced composite plates subjected to drop weight impacts. *Composite Science and Technology*, 66: 61-68.

- Hosur, M.V., Karim, M.R., and Jeelani, S. (2003) Experimental investigations on the response of stitched/unstitched woven S2-glass/SC15 epoxy composites under single and repeated low velocity impact loading. *Composite Structures*, 61: 89–102.
- Hosur, M.V., Abdullah, M., and Jeelani, S. (2004) Manufacturing and low-velocity impact characterization of hollow integrated core sandwich composites with hybrid face sheets. *Composite Structures*, 65: 103–115.
- Hosur, M.V., Abdullah, M., and Jeelani, S. (2005) Studies on the low-velocity impact response of woven hybrid composites. *Composite Structures*, 67: 253–262.
- Hou, J.P., Petrinic, N., Ruiz, C., and Hallet, S.R. (2000) Prediction of impact damage in composite plates. *Composites Science and Technology*, 60: 273–281.
- Im, K.H., Cha, C.S., Kim, S.K., and Yang, I.Y. (2001) Effects of temperature on impact damages in CFRP composite laminates. *Composites: Part B*, 32: 669-682.
- Imielińska, K., and Guillaumat, L. (2004) The effect of water immersion ageing on low-velocity impact behaviour of woven aramid–glass fibre/epoxy composites. *Composites Science and Technology*, 64: 2271–2278.
- İçten, B.M., and Karakuzu, R. (2008) Effects of weaving density and curing pressure on impact behavior of woven composite plates. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 27 (10): 1083-1092.
- Jenq, S.T., and Mo, J.J. (1996) Ballistic impact response for two-step braided three-dimensional textile composites. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 34 (2): 375-384.
- Kessler, A., and Bledzki, A.K. (1999) Low velocity impact behavior of Glass/Epoxy Cross-Ply laminates with different fiber treatments. *Polymer Composites*, 20 (2): 269-278.
- Khalili, S.M.R., Mittal, R.K., and Panah, N.M. (2007) Analysis of fiber reinforced composite plates subjected to transverse impact in the presence of initial stresses. *Composite Structures*, 77: 263–268.
- Larsson F., and Svensson L. (2002) Carbon, polyethylene and PBO hybrid fibre composite for structural lighthweight armour. *Composites: Part A*, 33: 221-231.
- Lee, Y. S., Kang, K. H., and Park, O. (1997) Response of hybrid laminated composite plates under low-velocity impact. *Computers & Structures*, 65 (6): 965-974.
- Lee, D.G., and Cheon, S.S. (2001) Impact Characteristics of Glass Fiber Composites with Respect to Fiber Volume Fraction. *Journal of Composite Materials*, 35: 27-56.
- Lee, S.H., Aono, Y., Noguchi, H., and Cheong, S.K. (2004) Residual Compressive Failure Characteristics of Hybrid Composites with Nonwoven Carbon Tissue after Indentation Damage. *Journal of Composite Materials*, 38: 1461-1477.

- Liu, D. (2004) Characterization of Impact Properties and Damage Process of Glass-Epoxy Composite Laminates. *Journal of Composite Materials*, 38 (16): 1425-1442.
- Liu, D., and Raju, B.B. (2000a) Effects of Joining Techniques on Impact Perforation Resistance of Assembled Composite Plates. *Experimental Mechanics*, 40 (1): 46-53.
- Liu, D., Raju, B.B., and Dang, X. (2000b) Impact Perforation Resistance of Laminated and Assembled Composite Plates. *International Journal of Impact Engineering*, 24: 733-746.
- Liu D., Raju, B.B., and Dang, X. (1998) Size effects on impact response of composite laminates. *International Journal of Impact Engineering*, 21 (10): 837-854.
- Malvern, L.E., Sun, C.T., and Liu, D. (1987) Damage in composite laminates from central impacts at subperforation speeds, in Recent Trends in Aeroelasticity, Structures and Dynamics. *University of Florida Press*, Gainesville, FL, 298-312.
- Mili, F., and Necib, B. (2001) Impact behaviour of cross-ply laminated composite plates under low velocities. *Composite Structures*, 51: 273-244.
- Morais, de W. A., Monteiro, S.N., and d'Almeida J.R.M. (2005) Effect of the laminate thickness on the composite strength to repeated low energy impacts. *Composite Structures*, 70: 223–228.
- Moura, M.F.S.F., and Goncalves, J.P.M. (2004) Modelling the interaction between matrix cracking and delamination in carbon–epoxy laminates under low velocity impact Low-velocity impact behaviour of fibreglass–aluminium laminates. *Composites Science and Technology*, 64: 1021–1027.
- Nandlall, D., Williams, K., and Vaziiri, R. (1998) Numerical simulation of the Ballistic Response of GRP Plates. *Composites Science and Technology*, 58: 1463-1469.
- Naik, N. K., Borade, S. V., Arya, H., Sailendram, M., and Prabhu, S. V. (2002) Experimental Studies on Impact Behaviour of Woven Fabric Composites: Effect of Impact Parameters. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 21 (15): 1347-1362.
- Naik, N.K., Sekher, Y.C., and Meduri, S. (2000) Damage in woven-fabric composites subjected to low-velocity impact. *Composites Science and Technology*, 60: 731-744.
- Oguibe, C.N., and Webb, D.C. (1999) Finite-element modelling of the impact response of a laminated composite plate. *Composites Science and Technology*, 59: 1913–1922.
- Onal, O., and Adanur, S. (2002) Effect of Stacking Sequence on the Mechanical Properties of Glass–Carbon Hybrid Composites Before and After Impact. *Journal of Industrial Textiles*, 31: 255-271.

- Park, R., and Jang, J. (2000) Effect of Stacking Sequence on the Compressive Performance of Impacted Aramid Fiber-Glass Fiber Hybrid Composite. *Polymer Composites*, 21 (2): 231-237.
- Park, R., and Jang, J. (2001a) Impact Behavior of Aramid Fiber/Glass Fiber Hybrid Composites: Effect of stacking sequences. *Polymer Composites*, 22 (1): 80-89.
- Park, R., and Jang, J. (2001b) Impact behavior of aramid fiber-glass fiber hybrid composite Evaluation of four-layer hybrid composites. *Journal of Materials Science*, 36: 2359 – 2367.
- Rahul, Sandeep, G., Chakraborty, D., and Dutta, A. (2006) Multi-objective optimization of hybrid laminates subjected to transverse impact. *Composite Structures*, 73: 360–369.
- Rio, T. G., Zaera, R., Barbero, E., and Navarro, C. (2005) Damage in CFRPs due to low velocity impact at low temperature. *Composites: Part B*, 36: 41–50.
- Reid, S.R., and Zhou, G. (2000) Impact behaviour of fibre-reinforced composite materials and structures. *CRC Press, Woodhead Pub.*, United States of America, 303 s.
- Reis, L., and Freitas, M. (1997) Damage growth analysis of low velocity impacted composite panels. *Composite Structures*, 38 (1-4): 509-515.
- Sadasivam, B., and Mallick, P.K. (2002) Impact Damage Resistance of Random Fiber Reinforced Automotive Composites. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 15: 181-191.
- Salehi-Khojin, A., Bashirzadeh, R., Mahinfalah, M., and Nakhaei-Jazar, R. (2006) The role of temperature on impact properties of Kevlar/fiberglass composite laminates. *Composites: Part B*, 37: 593–602.
- Salehi-Khojin, A., Mahinfalah, M., Bashirzadeh, R., and Freeman, B. (2007) Temperature effects on Kevlar-hybrid and carbon fiber composite sandwiches under impact loading. *Composite Structures*, 78: 197–206.
- Shu, D.W., Zhou, W., and Ma, G. W. (2007) Tensile Mechanical Properties of AM50A Alloy by Hopkinson Bar. *Key Engineering Materials*, (340-341): 247-254.
- Shyr, T.W., and Pan, Y. H. (2003) Impact resistance and damage characteristics of composite laminates. *Composite Structures*, 62: 193–203.
- Sierakowski, R. L., and Chaturvedi, S. K. (1997) Dynamic loading and characterization of fiber-reinforced composites. *John Wiley & Sons, Inc.*, United States of America, 252 s.
- Strait, L.H., Karasek, M.L., and Amateau, M.F. (1992) Effects of Stacking Sequence on the Impact Resistance of Carbon Fiber Reinforced Thermoplastic Toughened Epoxy Laminates. *Journal of Composite Materials*, 26: 1725-1740.

- Sugun, B.S., and Rao, R.M.V.G.K. (2004) Low-velocity impact characterization of glass, carbon and kevlar composites using repeated drop tests. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 23 (15): 1583–1599.
- Sutherland, L. S., and Soares, G.C. (2005) Impact characterisation of low fibre-volume glass reinforced polyester circular laminated plates. *International Journal of Impact Engineering*, 31: 1-23.
- Sutherland, L.S., and Soares, C.G. (1999) Impact tests on woven-roving E-glass/polyester laminates. *Composites Science and Technology*, 59: 1553–1567.
- Tanoglu, M., McKnight, S.H., Palmese, G.R., and Gillespie J.W. (2001) The effects of glass-fiber sizings on the strength and energy absorption of the fiber/matrix interphase under high loading rates. *Composites Science and Technology*, 61: 205-220.
- Vaidya, U.K., Gautam, A.R.S., Hosur, M., and Dutta, P. (2006) Experimental-numerical studies of transverse impact response of adhesively bonded lap joints in composite structures. *International Journal of Adhesion & Adhesives*, 26: 184-198.
- Wan, Y.Z., Chen, G.C., Huang, Y., Li, Q.Y., Zhou, F.G., Xin, J.Y., and Wang, Y.L. (2005) Characterization of three-dimensional braided carbon-Kevlar hybrid composites for orthopedic usage. *Materials Science and Engineering A*, 398: 227–232.
- Wang, B., and Chou, S.M. (1997) The behaviour of laminated composite plates as armour. *Journal of Material Processing Technology*, 68: 279-287.
- Whittingham, B., Marshall, I.H., Mitrevski, T., and Jones, R. (2004) The response of composite structures with pre-stress subject to low velocity impact damage. *Composite Structures*, 66: 685–698.
- Ying, Y. (1998) Analysis of impact threshold energy for carbon fibre and fabric reinforced composites. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 17 (12): 1056-1075.

ÖZGEÇMİŞ

- Adı, Soyadı:** Metin SAYER
- Doğum yeri ve tarihi:** Bartın, 06.07.1977
- Lisans Eğitimi:** Selçuk Üniversitesi, Mühendislik-Mimarlık Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, (1996–2000), Konya.
- Y. Lisans Eğitimi:** Dokuz Eylül Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, (2000–2003), İzmir.
- Çalıştığı kurum:** 2002 yılında, Yüksek Lisans tez aşamasındayken Pamukkale Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümünde Araştırma Görevlisi olarak göreve başlamıştır. 2004 yılında Pamukkale Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsünde Doktora programına başlayan, evli ve bir çocuk babası olan Metin SAYER, halen aynı üniversitede Araştırma Görevlisi olarak görevine devam etmektedir.