

**T.C.
SÜLEYMAN DEMİREL ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

HİBRİT KOMPOZİT MALZEMELERİN DARBE DAVRANIŞI

İsmail YILDIZHAN

**Danışman
Yrd. Doç. Dr. Ayşe ÖNDÜRÜCÜ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
ISPARTA - 2013**

© 2013 [İsmail YILDIZHAN]

TEZ ONAYI

İsmail YILDIZHAN tarafından hazırlanan "**Hibrit Kompozit Malzemelerin Darbe Davranışı**" adlı tez çalışması aşağıdaki jüri üyeleri önünde Süleyman Demirel Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı'nda **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak başarı ile savunulmuştur.

Danışman	Yrd. Doç. Dr. Ayşe ÖNDÜRÜCÜ Süleyman Demirel Üniversitesi
Jüri Üyesi	Prof. Dr. Muzaffer TOPÇU Pamukkale Üniversitesi
Jüri Üyesi	Doç. Dr. Ümran ESENDEMİR Süleyman Demirel Üniversitesi

Enstitü Müdürü	Prof. Dr. Cengiz KAYACAN Süleyman Demirel Üniversitesi
-----------------------	--	-------

TAAHHÜTNAME

Bu tezin akademik ve etik kurallara uygun olarak yazıldığını ve kullanılan tüm literatür bilgilerinin referans gösterilerek tezde yer aldığını beyan ederim.

İsmail YILDIZHAN

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
İÇİNDEKİLER	i
ÖZET.....	iii
ABSTRACT.....	iv
TEŞEKKÜR.....	v
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	vi
ÇİZELGELER DİZİNİ	viii
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	ix
1. GİRİŞ	1
1.1. Kompozit Malzemelerin Ana Elemanları.....	1
1.1.1. Matriks elemanı.....	1
1.1.2. Takviye elemanı	2
1.2. Katkı Maddeleri.....	6
1.3. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması	6
1.3.1.1. Elyafli kompozitler.....	7
1.3.1.2. Parçacıklı kompozitler	8
1.3.1.3. Tabakalı kompozitler	9
1.3.1.4. Karma (hibrit) kompozitler	9
1.3.1.5. Lamel esaslı kompozitler	10
1.3.1.6. Dolgu kompozitleri	11
1.4. Darbe Test Metodları ve Hasar Değerlendirmeleri	11
1.4.1. Düşük hızlı darbe test metodları	12
1.4.1.1. İzod ve Charpy deney test metodları.....	12
1.4.1.2. Pendulum (Sarkaç) darbe test metodu	13
1.4.1.3. Ankastr edilmiş kiriş darbe test metodu	15
1.4.1.4. Ağırlık düşürmeli darbe test metodu.....	15
1.4.2. Yüksek hızlı darbe test metodları.....	17
1.4.2.1. Basınçlı hava ile darbe test metodu.....	17
1.4.2.2. Split Hopkinson basınçlı çubuk test metodu.....	18
1.5. Tabakalı Kompozitlerde Darbe Sonucu Meydana Gelen Hasarlar	19
1.5.1. Matriks	22
1.5.2. Delaminasyonlar (tabakalar arası ayrılmalar)	24
1.5.3. Fiber	26
1.5.4. Fiber-matriks ara yüzü	28
1.5.5. Tabaka dizilim sırası	28
2. KAYNAK ÖZETLERİ	31
3. METARYAL VE YÖNTEM	37
3.1. Kompozitlerin Darbe Davranışlarının Belirlenmesi.....	41
3.1.1. Kuvvet çökme (F-d) eğrileri.....	41
3.1.2. Kuvvet zaman (F-t) eğrileri.....	42
3.1.3. Çökme zaman (d-t) eğrileri	43
3.1.4. Absorbe edilen enerji zaman (E _a -t) eğrileri.....	44
3.1.5. Hız zaman (v-t) eğrileri	45
3.2. Enerji Profili Metodu (EPM).....	46
4. ARAŞTIRMA BULGULARI	50
4.1. Darbenin Testlerinin Uygulanacağı Yüzeyin Tespiti	50
4.2. Darbe Testlerinin Değerlendirilmesi	51
5. TARTIŞMA VE SONUÇLAR	78

KAYNAKLAR	80
ÖZGEÇMİŞ	83

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

HİBRİT KOMPOZİT MALZEMELERİN DARBE DAVRANIŞI

İsmail YILDIZHAN

Süleyman Demirel Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Yrd. Doç. Dr. Ayşe ÖNDÜRÜCÜ

Darbe; düşük, orta veya yüksek hızlarda çok kısa bir süre içinde, bir malzeme veya yapı üzerine uygulanan anlık bir dış kuvvet olarak tanımlanabilir. Kompozitlerde meydana gelen hasar modları; matriks çatlağı, delaminasyonlar, fiber kırılmaları, fiber-matriks ara yüz hasarlarıdır. Bu hasarlar, malzeme özellikleri olan matriks ve fiber özelliklerine bağlıdır. Kompozit malzemelerde darbe davranışı belirlenirken kuvvet-çökme eğrileri, kuvvet- zaman eğrileri, çökme - zaman eğrileri, absorbe edilen enerji-zaman eğrileri, hız zaman eğrileri ve enerji profili metodundan faydalanılır. Enerji profili metodu darbe enerjisi ve absorbe edilen enerji arasındaki ilişkiyi gösterir. Ayrıca bu metot, darbe enerjisi ve absorbe edilen enerjinin karşılaştırılması, vurucunun numuneye saplanma sınır değerlerinin ve numunenin vurucu tarafından delinme sınır değerlerinin belirlenmesi açısından da faydalı bir metottur.

Bu çalışmada, karbon elyaf-cam elyaf/epoksi hibrit kompozit plaklarının artan darbe enerjisi altındaki darbe davranışları oda sıcaklığında deneysel olarak incelenmiştir. Bu amaçla 100x100 mm boyutlarında; 8, 12 ve 16 tabakalı farklı (2,1 mm, 2,6 mm, 3,2 mm) kalınlıklarda karbon elyaf-cam elyaf/epoksi kompozit numuneler imal ettirilmiştir. Fiber takviye açılarının darbe davranışı üzerine etkisini incelemek için farklı takviye açıları belirlenmiştir.

Darbe testleri Instron-Dynatup 9250 HV darbe test cihazı ile yapılmıştır. Hibrit kompozitlerin darbe testinde karbon yüzey ve cam yüzey ayrı ayrı darbelere tabi tutularak değerlendirilmiştir. 10J, 20J, 30J, 40J, 50J, 60J şeklinde artan darbe enerjilerinde darbeler uygulanmıştır. Numunelerin saplanma ve delinme sınırlarının belirlenmesinde Enerji profili metodu (EPM) kullanılmıştır. Deneysel çalışma sonucunda, karbon yüzeyin delinme ve saplanma sınırının cam yüzeyin delinme ve saplanma sınırından daha yüksek olduğu tespit edilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Hibrit kompozit, kuvvet- yer değiştirme (çökme) eğrileri, enerji profil diyagramı, darbe davranışı, saplanma ve delinme sınırı.

2013, 83 sayfa

ABSTRACT

M.Sc. Thesis

IMPACT BEHAVIOR OF HYBRID COMPOSITE MATERIALS

İsmail YILDIZHAN

**Süleyman Demirel University
Graduate School of Applied and Natural Sciences
Department of Mechanical Engineering**

Supervisor: Asst. Prof. Dr. Ayşe ÖNDÜRÜCÜ

Impact, low, medium or high speed in a very short period of time, a material or structure can be defined as an external force which is instantly exerted. The damage modes in composites are matrix, delaminasyonlar, fiber breakage, fiber-matrix interface damage. Damage occurring such as matrix cracking, delaminations and fiber breakage, depends on the matrix and the fiber properties. Composite materials use force-deflection curves, force-time curves, deflection-time curves, the absorbed energy-time curves, velocity curves and the energy profile of the utilized method to determine the impact behavior. Energy profile method with a diagram, and this diagram shows the relationship between impact energy and absorbed energy. In addition, this method is to compare the energy of the absorbed impact energy and, shooter sample breakdown. It is also efficient to decide the penetration threshold value of striker-to-sample and the perforation threshold value of sample-to-striker.

In this study, the impact behaviors of carbon fiber and glass fiber / epoxy hybrid composite plates subjected to increasing impact energies have been experimentally investigated. For this purpose, carbon fiber and glass fiber / epoxy hybrid composite samples have been manufactured in dimensions 100x100 mm, layers 8, 12, 16 which have different thickness 2,1 mm, 2,6 mm, 3,2 mm. In order to investigate the effects of fiber orientation angles on impact behaviors, different stacking sequences were chosen for impact tests.

An instrumented drop weight impact testing machine Instron-Dynatup 9250 HV was used for impact testing. Carbon and glass surfaces subjected to different impacts are separately evaluated in the impact experiment of hybrid composite. Increasing impact energies , 10J, 20J, 30J, 40J, 50J, 60J, are implemented on the sample. The penetration and the perforation thresholds of composites were determined by using energy profiling method (EPM). As a result of experiment, the perforation and the penetration thresholds of carbon surface are higher than those of glass surface.

Keywords: Hybrid composite, load–deflection, curves, energy profiling method, impact behavior, penetration and perforation thresholds.

2013, 83 pages

TEŞEKKÜR

Öncelikle bu araştırma için beni yönlendiren, karşılaştığım zorlukları bilgi ve tecrübesi ile aşmamda yardımcı olan değerli Danışman Hocam Yrd. Doç. Dr. Ayşe ÖNDÜRÜCÜ'ye çok teşekkür ederim. Laboratuvar çalışmalarımda yardımlarını esirgemeyen Pamukkale Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Makine Mühendisliği Bölümü'nde Araştırma Görevlisi olarak görev yapan İnan AĞIR'a teşekkür ederim.

Araştırmanın yürütülmesinde maddi ve manevi yardımlarını gördüğüm Isparta Süleyman Demirel Üniversitesi Makine Mühendisliği Öğretim Üyesi hocam Prof. Dr. Ertuğrul DURAK'a, Makine Mühendisi Salih DİDİM'e, Isparta Gıda, Tarım ve Hayvancılık İl Müdürlüğü Kırsal Kalkınma Örg. Şube Müdürüm Ziraat Mühendisi Ayhan YAMAN'a ve Isparta Gıda, Tarım ve Hayvancılık İl Müdürlüğü Kırsal Kalkınma Örg. Şube Müdürlüğü personeli Ağaç İşleri Teknikeri arkadaşım Baki DALGÜLGE'ye teşekkür ederim.

Bu tez çalışmasını 3086- YL-12 No'lu Proje ile maddi olarak destekleyen Süleyman Demirel Üniversitesi Bilimsel Araştırma Projeleri Yönetim Birimi Başkanlığı'na teşekkür ederim.

Tezde kullanılan hibrit kompozit numunelerin imalatını sağlayan İZOREEL şirketine teşekkür ederim.

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

İsmail YILDIZHAN
ISPARTA, 2013

ŞEKİLLER DİZİNİ

	Sayfa
Şekil 1.1. Kompozit malzemelerin kullanılan matriks malzemesinin cinsine göre sınıflandırılması	4
Şekil 1.2. Değişik tipte fiber kompozitler	7
Şekil 1.3. Açılı tabakaların ayrı gösterimi	10
Şekil 1.4. Sandviç kompozitlerin uygulaması	10
Şekil 1.5. (a) Charpy darbe test sistemi ve darbe uygulanan numune (üstten görünüm), (b) Izod darbe test sistemi ve darbe uygulanan numune (yan görünüm).....	13
Şekil 1.6. Pendulum darbe test sisteminin şematik resmi	14
Şekil 1.7. Ankastre edilmiş kiriş darbe test sisteminin şematik resmi (1-numune, 2-vurucu)	15
Şekil 1.8. Ağırlık düşürme test cihazının şematik bir resmi	16
Şekil 1.9. Basınçlı hava ile darbe test düzeneğine ait şematik resim.....	18
Şekil 1.10. Split-hopkinson basınçlı çubuk test düzeneğine ait şematik resim.....	19
Şekil 1.11. Çeşitli hasar kademelerine ait şematik bir resim	21
Şekil 1.12. Tabakalı bir kompozit için meydana gelen hasarlar	22
Şekil 1.13. Matriks çatlaklarına ait iki tip çatlak oluşumu (a) çeki çatlağı (b) kayma çatlağı	23
Şekil 1.14. (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.....	24
Şekil 1.15. Delaminasyon alanlarının fiber yönlendirme açılarına göre şekilleri.....	25
Şekil 1.16. Darbe uygulanan yüzeye göre hasar yayılışı (a) Cam yüzeyden, (b) Aramid yüzeyden	28
Şekil 1.17. Sıralı delaminasyon şeritlerinin şematik gösterimi	30
Şekil 3.1. Deneilerde kullanılacak cam/karbon epoksi hibrit kompozitler	38
Şekil 3.2. Instron-Dynatup 9250 HV darbe test cihazı	39
Şekil 3.3. Sistem blok diyagramı	40
Şekil 3.4. Artan darbe enerjisi altında oluşan kuvvet-çökme (F-d) eğrileri.....	41
Şekil 3.5. Kuvvet-zaman eğrileri (F-t) eğrileri.....	43
Şekil 3.6. Çökme-zaman (d- t) eğrileri.....	44
Şekil 3.7. Absorbe edilen enerji-zaman (E_a-t) eğrileri	45
Şekil 3.8. Hız-zaman (V-t) eğrileri	46
Şekil 3.9. Enerji profil diyagramı.....	48
Şekil 4.1. Hibrit kompozit plakların darbe uygulanan yüzeyleri	51
Şekil 4.2. Hibrit kompozitin yaklaşık 20 J için kuvvet-çökme (F-d) eğrileri	51
Şekil 4.3. CGc, CGk hibrit kompozitlerine ait F_{max} , d_{max} ve t değerleri	52
Şekil 4.4. CG1c ve CG1k hibrit kompozitlerine ait enerji profili diyagramı.....	53
Şekil 4.5. CG1 hibrit kompozitine ait cam yüzey ve karbon yüzeyden yapılan enerji darbeleri için kuvvet çökme grafikleri.....	54
Şekil 4.6. CG1 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 1. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları	55
Şekil 4.7. CG1 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 3. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları	56

Şekil 4.8. CG1 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 2. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları	57
Şekil 4.9. CG1 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin 9. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları.....	58
Şekil 4.10. CG1 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin 5. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları	59
Şekil 4.11. CG2 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 3. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları	60
Şekil 4.12. CG2 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin 6. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları	61
Şekil 4.13. CG3 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 4. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları	62
Şekil 4.14. CG3 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin 6. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları	63
Şekil 4.15. CG4 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 4. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları	64
Şekil 4.16. CG4 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin 6. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları	65
Şekil 4.17. CG5 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 4. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları.....	66
Şekil 4.18. CG5 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin 6. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları	67
Şekil 4.19. CG6 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 4. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları	68
Şekil 4.20. CG6 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin 6. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları.....	69
Şekil 4.21. CG7 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 4. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları.....	70
Şekil 4.22. CG7 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin 6. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları.....	71
Şekil 4.23. CG12 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 4. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları	72
Şekil 4.24. CG12 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin 7. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları	73
Şekil 4.25. CG16 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 9. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları.....	74
Şekil 4.26. CG16 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin 11. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları	75
Şekil 4.27. CG7c ve CG7k hibrit kompozitlerine ait enerji profili diyagramı.....	76
Şekil 4.28. CGk ve CGc hibrit kompozitlere ait Pn ve Pr değerleri	76

ÇİZELGELER DİZİNİ

	Sayfa
Çizelge 1.1. Bazı metal matrisli kompozitlerin potansiyel uygulama alanları	7
Çizelge 1.2. Bazı mühendislik seramiklerin tipik özellikleri	9
Çizelge 1.3. Pekiştirici liflerin özellikleri	9
Çizelge 1.4. Lifli kompozitlerin özellikleri	10
Çizelge 1.5. Matris, takviye elemanı ve kompozit yapı tipleri	12
Çizelge 3.1. 8 tabakalı hibrit kompozit (karbon elyaf-cam elyaf/epoksi) plakların takviye açıları	37
Çizelge 3.2. 12 tabakalı hibrit kompozit (karbon elyaf-cam elyaf/epoksi) plakların takviye açıları	37
Çizelge 3.3. 16 tabakalı hibrit kompozit (karbon elyaf-cam elyaf/epoksi) plakların takviye açıları	38

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

C	Karbon fiber
CG	Karbon elyaf-cam elyaf / epoksi
CGc	Cam yüzeye uygulanan darbe
CGk	Karbon yüzeye uygulanan darbe
d(t)	t anındaki yer değiştirme
d _{max}	Maksimum yükteki yer değiştirme
d-t	Çökme-zaman eğrileri
E _a	Absorbe edilen enerji
E _i	Darbe enerjisi
E _{a-t}	Absorbe edilen enerji-zaman eğrileri
E _{max}	Maksimum temas kuvvetindeki enerji
EPM	Enerji profili metodu
F-d	Kuvvet-çökme eğrileri
F-t	Kuvvet-zaman eğrileri
F _{max}	Maksimum temas kuvveti
G	Cam fiber
P _{max}	Hasar yükü
t	Numune kalınlığı
P _n	Saplanma sınır değeri
P _r	Delinme sınır değeri
V-t	Hız-zaman eğrileri
ρ	Yoęunluk

1. GİRİŞ

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

Günümüzde modern teknolojinin üstün özelliklere sahip malzemeye olan ihtiyacı gittikçe artmaktadır. Özellikle yüksek mukavemetin yanında, aynı zamanda hafifliğinde istendiği yapılara ihtiyaç duyulmaktadır. Kullanım yerine bağlı olarak istenilen bu gibi özelliklerin aynı malzemede aynı anda bulunması mümkün değildir. Birbirlerinin zayıf yönlerini düzeltecek şekilde üstün özelliklerin bir araya getirilmesi ile kompozit malzemeler üretilmiştir. İstenilen özelliklere sahip malzemelerin üretiminin yanında çalışma ömrü ve çalışma esnasında uğrayabilecekleri hasarlara karşı davranışlarının bilinmesi de önem taşımaktadır.

1.1. Kompozit Malzemelerin Ana Elemanları

Kompozit malzemelerin üç ana elemanı bulunmaktadır. Bunlar:

- Matriks elemanı
- Takviye elemanı
- Katkı maddeleri

1.1.1. Matriks elemanı

Kompozit malzemelerde matriksin üç temel fonksiyonu vardır. Bunlar, elyafları bir arada tutmak, yükü elyaflara dağıtmak ve elyafları çevresel etkilerden korumaktır. İdeal bir matriks malzemesi başlangıçta düşük viskoziteli bir yapıda iken daha sonra elyafları sağlam ve uygun bir şekilde çevreleyebilecek katı forma kolaylıkla geçebilmelidir. Matriks malzemesi, termoset veya termoplastik polimer malzeme

olarak sürekli fazı oluşturur. Termosetler grubunda ağırlıklı olarak polyesterler kullanılır. Bunun yanı sıra vinil ester/bisfenol, epoksi reçine ve fenolik reçinelerin kullanımı da giderek yaygınlaşmaktadır. Termoplastik grubunda yaygın olarak poliamid ve polipropilen kullanılmakta, bunların yanısıra hibrid formda polietilen ve polibutilen tereftalat, polietereterketon ve polietersulfon kullanımı da dikkat çekmektedir.

Matriksler güçlü yapıştırma, çevre ve atmosfer şartlarına yüksek dayanım ve yüksek mekanik özellikler gösterirler. Bir matriksin öncelikle sağladığı mekanik özellikler yüksek sertlik ve yüksek dayanıklılık değerleridir. İyi bir malzeme sert olmalıdır, fakat gevrek bir malzemenin gösterdiği davranışlardan dolayı performansı düşmemelidir. Bu özellikleri büyük ölçüde karşılayan polimer esaslı matriksler termoset ve termoplastik matrikslerdir.

Kompozit malzemelerde polimer esaslı matrikslerin yanı sıra metal, seramik türevi malzemeler de matriks olarak kullanılmaktadır. Metal matriksler büyük çaplı uygulamalarda kullanılmak için çok pahalı ve çalışılmaları da çok zordur. Seramik matriksler ise yüksek oranda kırılma olmalarından dolayı yeterli dayanıklılığa sahip olmamaları nedeniyle kullanım alanları yüksek ısı ile kullanılan yerlerle sınırlanmaktadır.

1.1.2. Takviye elemanı

Matriks malzeme içinde yer alan takviye elemanı kompozit yapının temel mukavemet elemanlarıdır. Düşük yoğunluklarının yanı sıra yüksek elastite modülüne ve sertliğe sahip olan elyaflar kimyasal korozyona da dirençlidir. Günümüzde kompozit yapılarda kullanılan en önemli takviye malzemeleri sürekli elyaflardır. Bu elyaflar özellikle modern kompozitlerin oluşturulmasında önemli bir yer tutarlar. Aramid, karbon, grafit, boron, silisyum karbür, alümina, cam ve polietilen malzemelerin kısa veya uzun sürekli elyaf formunda kullanıldığı ve matriksi yaklaşık % 60 hacim oranında pekiştirici işlevi olan malzemelerdir.

Kompozit malzemelerde kullanılan elyafların fiziksel biçimleri, oluşturulan yeni malzemenin özellikleri üzerinde çok önemli bir faktördür. Takviyeler temel olarak 3

farklı biçimde bulunmaktadırlar; parçacıklar, süreksiz ve sürekli elyaflar. Parçacık genelde küresel bir biçimde olmamasına rağmen her yönde yaklaşık olarak eşit boyutlardadır. Çakıl, mikrobalonlar ve reçine tozu parçacık takviyelerine örnekler arasında sayılabilir. Takviye malzemelerinin bir boyutu diğer boyutlarına göre daha fazla olduğunda elyaflardan bahsedilir. Süreksiz elyaflar (doğranmış elyaflar, öğütülmüş elyaflar veya whiskers-püskül) birkaç milimetreden birkaç santimetreye kadar değişen ölçülerde olabilmektedir. Çoğu lifin çapı birkaç mikrometreyi geçmemektedir. Bu nedenle elyafların parçacık halden lif haline geçişi için çok fazla bir uzunluğa gerek yoktur.

Kompozit malzemelerde kullanılan başlıca elyaf türleri;

- Cam elyafı
- Karbon (Graphite) elyafı (PAN -polyacrylonitrile- ve zift kökenli)
- Aramid (Aromatic Polyamid) elyafı (Ticari ismi; Kevlar-DuPont)
- Bor elyafı
- Silisyum karbür elyaf
- Alumina elyaf

Cam elyafı günümüzde en çok kullanılan ve geçerli takviye malzemesi olmasına rağmen gelişmiş kompozit malzemelerde genellikle saf karbon elyafı kullanılmaktadır. Karbon elyafı cam elyafına oranla daha güçlü ve hafif olmasına rağmen üretim maliyeti daha fazladır. Hava araçlarının iskeletlerinde ve spor araçlarında metallerin yerine kullanılmaktadır. Karbon elyafından daha güçlü ve aynı zamanda daha pahalı olan ise bor elyafıdır. Kompozit malzemeye çok yüksek düzeyde sağlamlık katan ve sertlik kazandıran kevlar (aramid) bir polimer elyafıdır. Hafiflik ve güvenilir konstrüksiyon amaçlanan ürünlerdeki kompozit malzemelerde aramid kullanılır.

- **Cam elyaflar**

Cam elyaflar, sıradan bir şişe camından yüksek saflıktaki kuartz camına kadar pek çok tipte imal edilirler. Cam, amorf bir malzemedir ve polimerik yapıdadır. Üç

boyutlu moleküler yapıda, bir silisyum atomu dört oksijen atomu ile çevrilmiştir. Silisyum metalik olmayan hafif bir malzemedir, doğada genellikle oksijenle birlikte silis (SiO₂) şeklinde bulunur. Cam eldesi için silis kumu, katkı malzemeleri ile birlikte kuru halde iken 1260 °C civarına ısıtılır ve soğumaya bırakıldığında sert bir yapı elde edilir.

Elyaf lar işlem sırasında dayanıklılıklarının %50'sini kaybetmelerine rağmen son derece sağlamdırlar. Cam elyafı halen aramid ve karbon elyaf larından daha yüksek dayanıklılık özelliğine sahiptir. Elyaf kumaşları genellikle sürekli cam elyafının lifleri ile üretilmektedir.

- **Karbon elyaf lar**

Karbon, yoğunluğu 2.268 gr/cm³ olan kristal yapıda bir malzemedir. Karbon elyaf lar cam elyaf lardan daha sonra gelişen ve çok yaygın olarak kullanılan bir elyaf grubudur. Hem karbon hem de grafit elyaf lar aynı esaslı malzemeden üretilirler.

Karbon elyaf ların en önemli özellikleri düşük yoğunluğun yanısıra yüksek mukavemet ve tokluk değerleridir. Karbon elyaf lar, nemden etkilenmezler ve sürünme mukavemetleri çok yüksektir. Aşınma ve yorulma mukavemetleri oldukça iyidir. Bu nedenle askeri ve sivil uçak yapılarında yaygın bir kullanım alanına sahiptirler. Karbon elyaf lar çeşitli plastik matrikslerle ve en yaygın olarak epoksi reçinelerle kullanılırlar. Ayrıca karbon elyaf lar alüminyum, magnezyum gibi metal matrikslerle de kullanılırlar.

- **Aramid elyaf lar**

Aramid, aromatik polyamid'in kısaltılmış adıdır. Polyamidler uzun zincirli polimerlerdir, aramidin moleküler yapısında altı karbon atomu birbirine hidrojen atomu ile bağlanmışlardır. İki farklı tip aramid elyaf mevcuttur. Bunlar Du Pont firması tarafından geliştirilen Kevlar 29 ve Kevlar 49'dur. Aramidin mekanik özellikleri grafit elyaf larda olduğu gibi elyaf eksenine doğrultusunda çok iyi iken elyaf lara dik doğrultuda çok zayıftır. Aramid elyaf lar düşük ağırlık, yüksek çekme mukavemeti ve düşük maliyet özelliklerine sahiptir. Darbe direnci yüksektir,

gevrekliği grafitin gevrekliğinin yansı kadardır. Bu nedenle kolay Şekil verilebilir. Dođal kimyasallara dirençlidir ancak asit ve alkalilerden etkilenir.

Kevlar49/epoksi kompozitlerinin darbe mukavemeti grafit epoksi kompozitlere oranla yedi kat, bor/epoksi kompozitlere oranla dđrt kat daha iyidir. Uçak yapılarında, düşük basma mukavemetleri nedeniyle, karbon elyaflarla birlikte hibrid kompozit olarak kumanda yzeylerinde kullanılmaktadırlar. Aramid elyaflar elektriksel iletkenliğe sahip değildirler. Basma mukavemetlerinin iyi olmamasının yanısıra kevlar epoksi kompozitlerinin nem absorbe etme ozellikleri kđtüdür.

- **Bor elyaflar**

Bor elyaflar aslında kendi içlerinde kompozit yapıdadırlar. Çekirdek olarak adlandırılan ince bir flamanın üzerine bor kaplanarak imal edilirler. Çekirdek genellikle tungstendir. Karbon çekirdek de kullanılabilir ancak bu yeni bir uygulamadır. Bor elyafların silisyum karbür (SiC) veya bor karbür (B₄C) kaplanmasıyla yüksek sıcaklıklara dayanımı artar. Özellekle bor karbür kaplanması ile çekme mukavemeti önemli ölçüde artırılabilir.

- **Silisyum karbür elyaflar**

Bor gibi, Silisyum karbürün tungsten çekirdek üzerine kaplanması ile elde edilirler. 0.1 mm ila 0.14 mm çaplarında üretilirler. Yüksek sıcaklıklardaki ozellikleri bor elyaflardan daha iyidir. Silisyum karbür elyaf 1370°C'ta mukavemetinin sadece %30'nu kaybeder. Bor elyaf için bu sıcaklık 640 °C'tır. Bu elyaflar genellikle titanyum matriksle kullanılırlar. Jet motor parçalarında titanyum, alüminyum ve vanadyum alaşımlı matriks ile kullanılırlar. Ancak silisyum karbür elyaflar bor elyaflara göre daha yüksek yoğunluğa sahiptirler.

- **Alumina elyaflar**

Alumina, alüminyum oksittir (Al₂O₃). Elyaf formundaki alumina, 0.02 mm çapındaki alumina flamanın silisyum dioksit (SiO₂) kaplanması ile elde edilir.

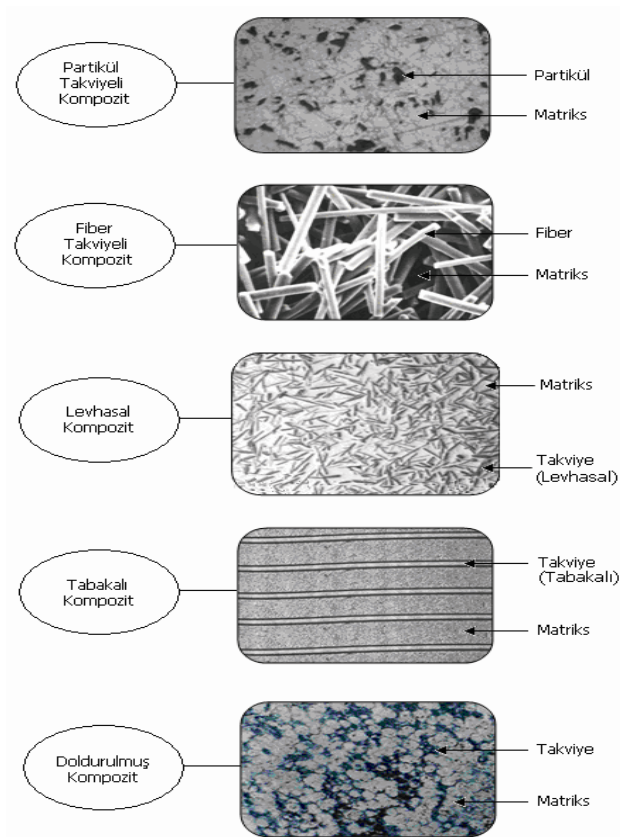
Alumina elyafların çekme mukavemetleri yeterince yüksek değildir, ancak basma mukavemetleri yüksektir.

1.2. Katkı Maddeleri

Dolgular, kimyasallar ve diğer katkıları matrikse niteliklerine göre özelliklerin geliştirilmesi amacıyla ilave edilirler.

1.3. Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

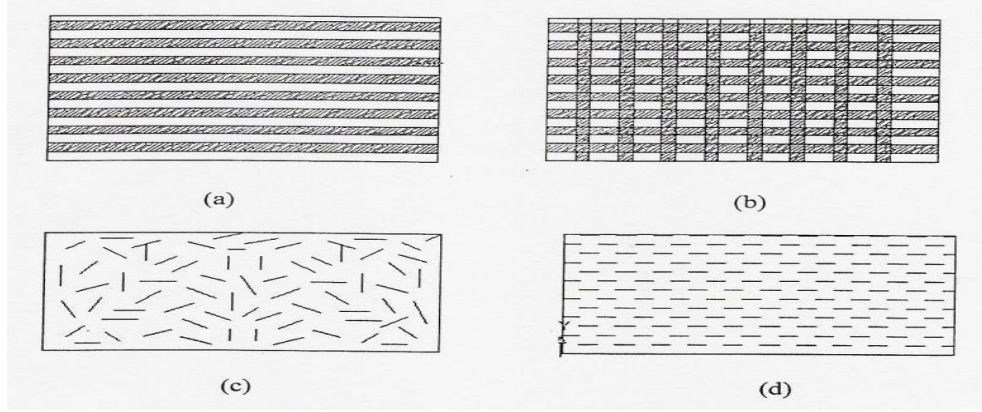
Yapılarında çok sayıda farklı malzeme kullanılabilen kompozitlerin gruplandırılmasında kesin sınırlar çizmek mümkün olmamakla birlikte, yapıdaki malzemelerin formuna göre bir sınıflama yapmak mümkündür: **a)** Elyafli kompozitler, **b)** Parçacıklı kompozitler, **c)** Tabakalı kompozitler, **d)** Karma (hibrid) kompozitler



Şekil 1.1. Kompozit malzemelerin takviye elemanının şekline göre sınıflandırılması (Ünal,2005)

1.3.1.1. Elyafli kompozitler

Mühendislikte kullanılan malzemelerin pek çoğu fiber şeklinde üretildiklerinde mukavemet ve rijitlikleri kütle hallerindeki değerlerinden çok üstünde olabilmektedir. Birçok özelliklerde artışı sağlayan, yüksek etkinliği olan liflerin ilavesiyle elde edilir. Karbon fiberlerin çekme mukavemeti kütle halindeki grafitten 50 kat, rijitliği 3 kat daha yüksektir.



Şekil 1.2. Değişik tipte fiber kompozitler (Ünal,2005)

- a) Tek yönlü pekiştirilmiş sürekli fiber kompozit
- b) örgü formunda fiberlerle pekiştirilmiş kompozitler
- c) Rastgele yönlü sürekli fiber kompozit
- d) Yönlendirilmiş sürekli fiber kompozit

Fiber - matriks kompozitlerinin mühendislik performansını etkileyen en önemli faktörler fiberlerin şekli, uzunluğu, yönlümesi, matriksin mekanik özellikleri ve fiber -matriks ara yüzey özellikleridir. Fiberler dairesel olduğu gibi daha nadiren dikdörtgen, hegzagonal, poligonal ve içi boş dairesel kesitli olabilir. Bu kesitlerin bazıları özellikleri olmakla birlikte dairesel kesitler maliyeti ve kullanım kolaylığı ile üstünlük sağlar. Sürekli fiberlerle çalışmak genelde daha kolay olmakla beraber tasarım serbestliği süreksizlere göre çok daha sınırlıdır. Sürekli fiberler süreksizlerden daha iyi yönlüme göstermelerine karşılık, süreksiz fiberlerin kullanılması daha pratik sonuçlar vermektedir (Ünal, 2005).

Bu kompozit tipi ince elyafların matriks yapıda yer almasıyla meydana gelmiştir. Elyafların matriks içindeki yerleşimi kompozit yapının mukavemetini etkileyen önemli bir unsurdur. Uzun elyafların matriks içinde birbirlerine paralel şekilde yerleştirilmeleri ile elyaflar doğrultusunda yüksek mukavemet sağlanırken, elyaflara dik doğrultuda oldukça düşük mukavemet elde edilir. İki boyutlu yerleştirilmiş elyaf takviyeleriyle her iki yönde de eşit mukavemet sağlanırken, matriks yapısında homojen dağılmış kısa elyaflarla ise izotrop bir yapı oluşturmak mümkündür.

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

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

1.3.1.2. Parçacıklı kompozitler

Rijitlik ve mukavemete artış sağlayan küçük granül dolgu maddesi ilavesiyle şekillendirilerek üretilir. Bir veya iki boyutlu makroskobik partiküllerin veya sıfır boyutlu olarak kabul edilen çok küçük mikroskobik partiküllerin matriks fazı ile oluşturdukları malzemelerdir. Makroskobik veya mikroskobik boyutlu partiküller kompozit malzeme özelliklerini farklı şekilde etkilerler.

Bir matriks malzeme içinde başka bir malzemenin parçacıklar halinde bulunması ile elde edilirler. İzotrop yapılarıdır. Yapının mukavemeti parçacıkların sertliğine bağlıdır. En yaygın tip plastik matriks içinde yer alan metal parçacıklardır. Metal parçacıklar ısı ve elektriki iletkenlik sağlar. Metal matriks içinde seramik parçacıklar içeren yapıların, sertlikleri ve yüksek sıcaklık dayanımları yüksektir. Uçak motor parçalarının üretiminde tercih edilmektedirler (Ünal, 2005).

1.3.1.3. Tabakalı kompozitler

Çok değişik kombinasyonlarla tabakalanmış kompozitlerin üretimi mümkündür. Farklı özelliklere sahip en az iki tabakanın kombinasyonundan oluşur. Korozyon direnci zayıf metaller üzerine, daha yüksek dirençli metallerin veya plastiklerin kaplanmasıyla korozyon özelliğinin, yumuşak metallerin sert malzemelerle birleştirilmesiyle sertlik ve aşınma direncinin geliştirilmesi mümkün olmaktadır.

Tabakalı kompozit yapı, en eski ve en yaygın kullanım alanına sahip olan tiptir. Farklı elyaf yönlendirmelerine sahip tabakaların bileşimi ile çok yüksek mukavemet değerleri elde edilir. Isıya ve neme dayanıklı yapılardır. Metallere göre hafif ve aynı zamanda mukavemetli olmaları nedeniyle tercih edilen malzemelerdir. Sürekli elyaf takviyeli tabakalı kompozitler uçak yapılarında, kanat ve kuyruk grubunda yüzey kaplama malzemesi olarak çok yaygın bir kullanıma sahiptirler.

Ayrıca, uçak yapılarında yaygın bir kullanım alanı olan sandviç yapılar da tabakalı kompozit malzeme örneğidirler. Sandviç yapılar, yük taşımayarak sadece izolasyon özelliğine sahip olan düşük yoğunluklu bir çekirdek malzemenin alt ve üst yüzeylerine mukavemetli levhaların yapıştırılması ile elde edilirler (<http://chem.eng.ankara.edu.tr/345/345not4.pdf/>).

1.3.1.4. Karma (hibrit) kompozitler

Aynı kompozit yapıda iki ya da daha fazla elyaf çeşidinin bulunması olasıdır. Bu tip kompozitlere hibrit kompozitler denir. Bu alan yeni tip kompozitlerin geliştirilmesine uygun bir alandır.

Örneğin, kevlar ucuz ve tok bir elyaftır ancak basma kuvveti düşüktür. Grafit ise düşük tokluğa sahip, pahalı ancak iyi basma kuvveti olan bir elyaftır. Bu iki elyafın kompozit yapısında bir arada bulunması ile elde edilen hibrid kompozitin tokluğu grafit kompozitten daha iyi aynı zamanda maliyeti daha düşük ve basma mukavemeti de kevlar elyaflı kompozitten daha yüksek olmaktadır.

Farklı tiplerdeki hibrid kompozitler aşağıdaki gibi gruplandırılabilir;

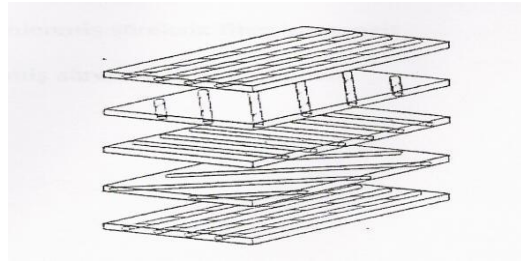
1. Matriks içinde iki ya da daha fazla tabaka içerirler. Her tabaka belirli bir yöndeki takviyeleri içerir ve her bir tabakada belirli bir tip elyaf kullanılmıştır. Tabakalar amaca göre istenilen şekilde yerleştirilirler

2. İki ya da daha fazla elyaf karışım halinde aynı tabakada yer alır ve tabakalar istenilen şekilde birleştirilerek hibrid kompozit elde edilir.

3. Reçine matriksli tabakalar ve metal matriksli tabakalar gibi farklı kompozit yapıları içeren süper hibridler elde edilebilir. Süper hibridlerde tabakalar bir yapışkan malzeme ile birleştirilirler (Ünal, 2005).

1.3.1.5. Lamel esaslı kompozitler

Yüksek yük taşıma kabiliyeti olan büyük uzunluk/çap oranında dolgu maddesi ilave edilerek üretilir. Matriks içinde yer alan pulların konsantrasyonu düşük olabileceği gibi birbiri ile temas etmelerini sağlayacak derecede yüksek değerlerde olabilir. Düzlemsel yapıya sahip pullarla sıkı bir paketleme elde edilebilir. Pul esaslı sistemin maliyeti biraz daha fazla, ancak mukavemet özellikleri iyidir (Ünal, 2005).



Şekil 1.3. Açılı tabakaların ayrı gösterimi (Ünal, 2005)



Şekil 1.4. Sandviç kompozitlerin uygulaması (Ünal, 2005)

1.3.1.6. Dolgu kompozitleri

Üç boyutlu sürekli bir matriks malzemesinin yine 3 boyutlu dolgu maddesi ile doldurulması veya emprenye edilmesi ile oluşan malzemelerdir. Düzgün petekler, hücreler veya süngere benzeyen gözenekli yapılar arasında metalik organik veya seramik esaslı dolgu maddeleri yer alabilir. Optimum özelliklere sahip olabilmesi için birbiri içinde çözünmeyen, kimyasal reaksiyon vermeyen bileşenlerin seçilmesi gerekir. Bu tür kompozitler sandviç kompozitleri olarak da bilinir.

1.4. Darbe Test Metodları ve Hasar Değerlendirmeleri

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 düşmesi veya çarpması örnek verilebilir. 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 ayrılmalara) 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 çarpması örnek verilebilir. 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. Bunlar düşük hızlı ve yüksek hızlı yapılan darbe testleri olarak iki kısma ayrılır

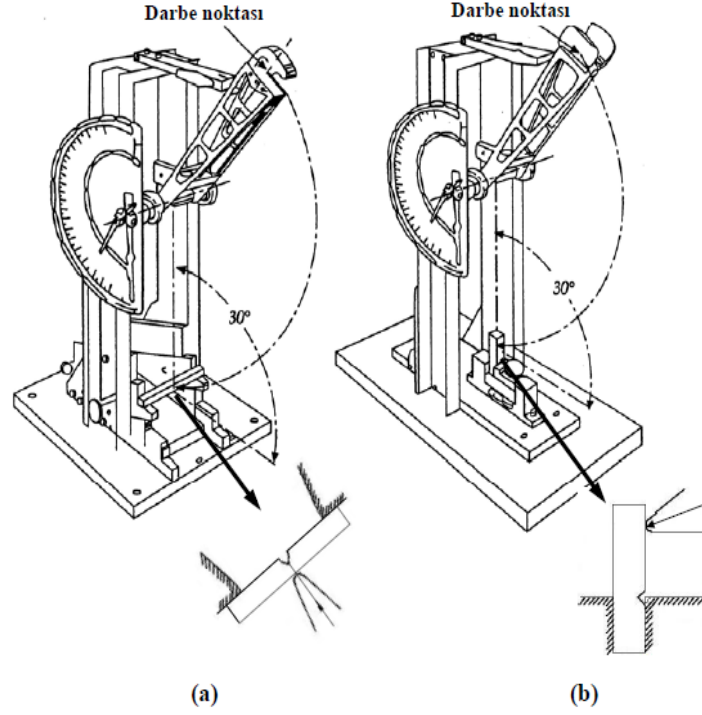
1.4.1. Düşük hızlı darbe test metotları

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.

1.4.1.1. 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 metot da 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 1.5.(a)'da görüldüğü üzere Charpy darbe testinde numune yatay konumda desteklenmiştir ve darbe çentik açılmamış olan yüzeyden uygulanmaktadır. Izod darbe testinde ise Şekil 1.5.(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.



Şekil 1.5. (a) Charpy darbe test sistemi ve darbe uygulanan numune (üstten görünüş) (b) Izod darbe test sistemi ve darbe uygulanan numune (yan görünüş)

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.

$$U = \frac{E}{b(d - c)} \quad (1.1)$$

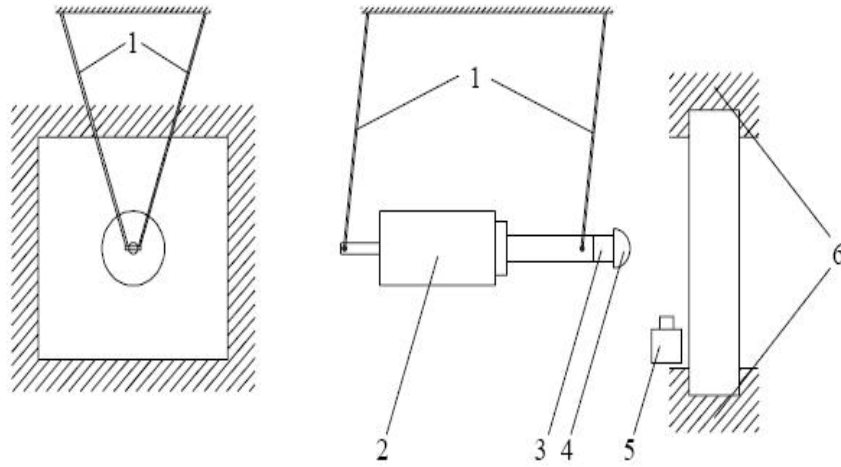
Burada; U darbe enerjisini, E darbe testinden elde edilen enerjiyi, b numunenin genişliğini, d numunenin derinliğini ve c de çentik derinliğini ifade etmektedir (Reid ve Zhou 2000).

1.4.1.2. 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 1.6.'da görüldüğü gibidir.

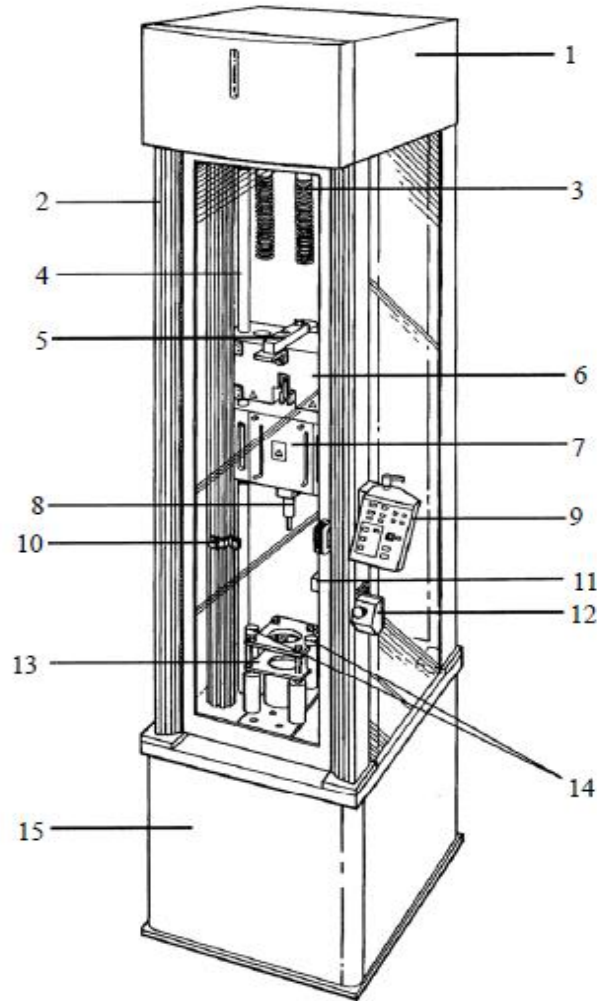


Şekil 1.6. Pendulum darbe test sisteminin şematik resmi (Aktaş, 2007)

Pendulum darbe test sistemini oluşturan parçaların isimleri; 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).

yükseklığe 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 uca vurucu olarak kullanılabilir.



Şekil 1.8 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- e k 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.

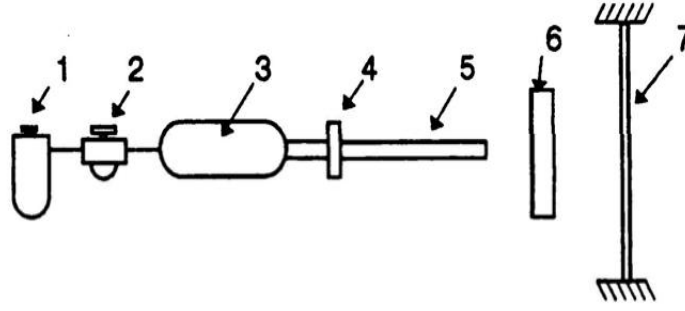
Bu tip bir darbe test cihazında diğer darbe test cihazlarına göre en büyük avantajlardan bir tanesi de cihaz alt kısmına yerleştirilebilecek olan bir çevresel ısıtma/soğutma kabini dir. Bu ısıtma/soğutma kabini ile istenilen sıcaklık ortamında veya istenilen soğuk ortamda numunelere darbe testleri yapılabilir.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

1.4.2. Yüksek hızlı darbe test metodları

Yüksek hızlı darbe test metodlarında 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.

1.4.2.1. 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 1.9'da görüldüğü gibidir.



Şekil 1.9. 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 hesaplamasında kullanılır (Mili ve Necib, 2001; Abrate, 1998).

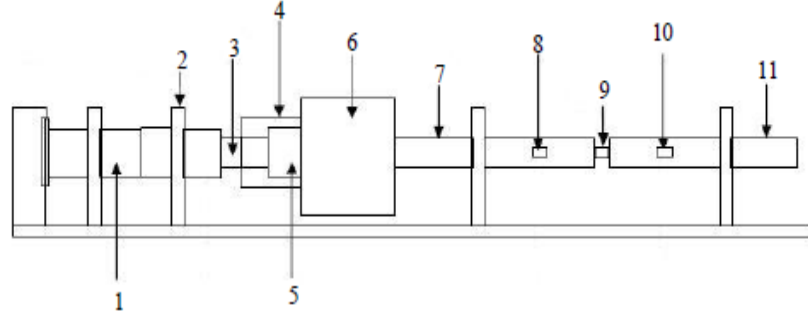
1.4.2.2. Split-Hopkinson basınçlı çubuk test metodu

Malzemelerdeki yüksek şekil değiştirme-hızı etkisini araştırmak ve malzemelerin çeşitli modlardaki dinamik davranışlarının incelenmesi için yaygın olarak kullanılan bir metottur.

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 $100-5000s^{-1}$ arasında bir değer olarak kaydedilmiştir.

Şekil 1.10'da Split-Hopkinson basınçlı çubuk test düzeneğine ait şematik resmi verilmiştir. Genel olarak kullanılan vurucu uç yarıçapı 12,7 mm'dir. Gaz tankından salıverilen sıkıştırılmış hava ile tüp tarafından itilen vurucu ile aksenal bir darbe meydana getirilir. Giriş çubuğu üzerindeki strain gaugelerden alınan veriler, bir veri kaydedicisinde kaydedilir. Numuneye etkiyen yük, darbe hızı ve numune yer değiştirmesi, strain gauge tarafından depolanan verilerin veri kaydedicisinde kullanılmasıyla hesap edilir.



Şekil 1.10. 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)

1.5. 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:

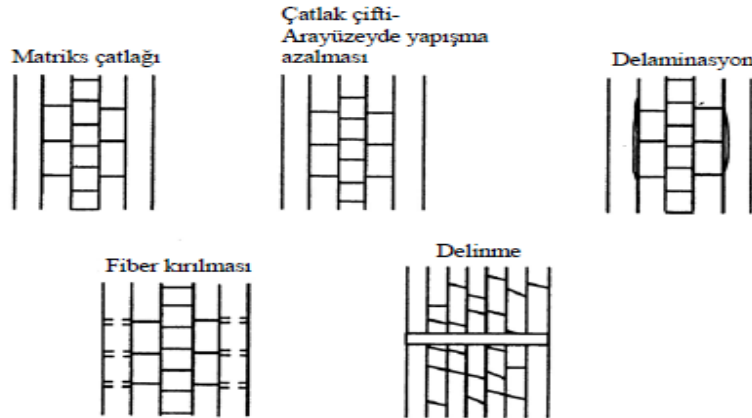
- X-ışınları ile
- Ultrasonik olarak
- Akustik emisyon ile
- Lazer optik ile
- Termal cihazlar ile vb.

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.

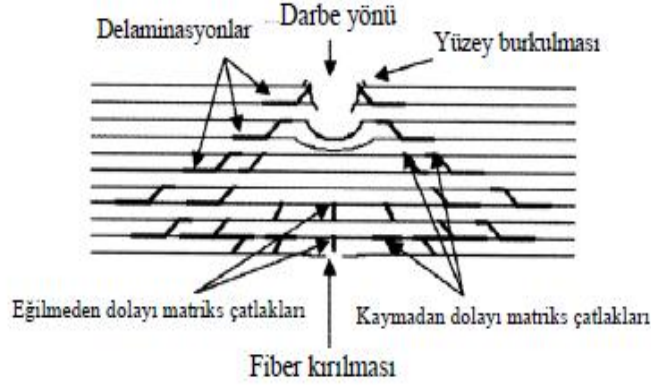
Bunları matriks özellikleri, fiber özellikleri, fiber-matriks arayüzeyi özellikleri, fiber dizilim sırası ve fiber yönlendirme açıları, hedefin (numune bulunduğu ortam şartları, hedefin sabitleme şekli ve rijitliği, vurucu şekli ve boyutu gibi birçok özellik olarak sıralayabiliriz. Fiber etkisi, reçine, 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.

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 açılara sahip tabaka arayüzeylerinde 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 1.11'de meydana gelen bu hasarların, çeşitli hasar kademelerine ait şematik bir resim görülmektedir.



Şekil 1.11. Çeşitli hasar kademelerine ait şematik bir resim (Sierakowski ve Chaturvedi, 1997)

Ayrıca Şekil 1.12’de, tabakalı bir kompozitin darbeye maruz kalması sonucu tabakalarda ve tabakalar arasında meydana gelen hasarların şematik bir resmi de verilmiştir.



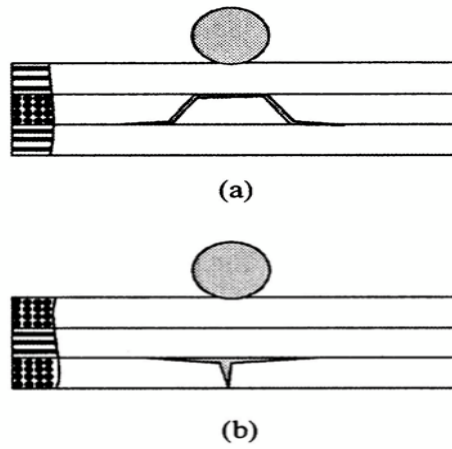
Şekil 1.12. Tabakalı bir kompozit için meydana gelen hasarlar (Shyr ve Pan, 2003)

Matriks çatlakları, delaminasyonlar ve fiber kırılmaları olarak meydana gelen bu hasarlar, malzeme özellikleri olan matriks ve fiber özelliklerine bağlıdır.

1.5.1. 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 çatlakları 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).

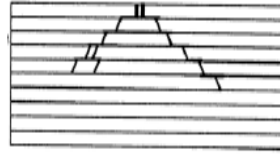
Matriks çatlakları rijit yapılar için numunenin darbe uygulanan yüzeyinde meydana gelen yüksek kontak gerilmelerinden dolayı başlar. Darbe meydana geldikten sonra numunede karmaşık bir biçimde birçok matriks çatlakları meydana gelir ve bunların tahmini oldukça zordur. Fakat bu durumun tahmin edilmesi tabakanın artık özelliklerinin azalmasına çok bir katkısı olmadığından zorunlu da değildir. Hasar işleminin matriks çatlağı ile başlaması tabaka arayüzeylerinde delaminasyonlara neden olur. Şekil 1.13’de görüldüğü üzere çeki çatlakları ve kayma çatlakları olmak üzere iki tip matriks çatlağı oluşumu gözlemlenir.



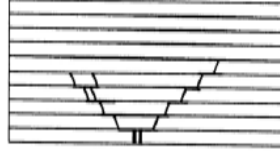
Şekil 1.13. Matriks çatlaklarına ait iki tip çatlak oluşumu, (a) çeki çatlağı, (b) kayma çatlağı (Abrate, 1998)

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 tabakasında, 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 1.14(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 1.14(b)).



(a)



(b)

Şekil 1.14. (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)

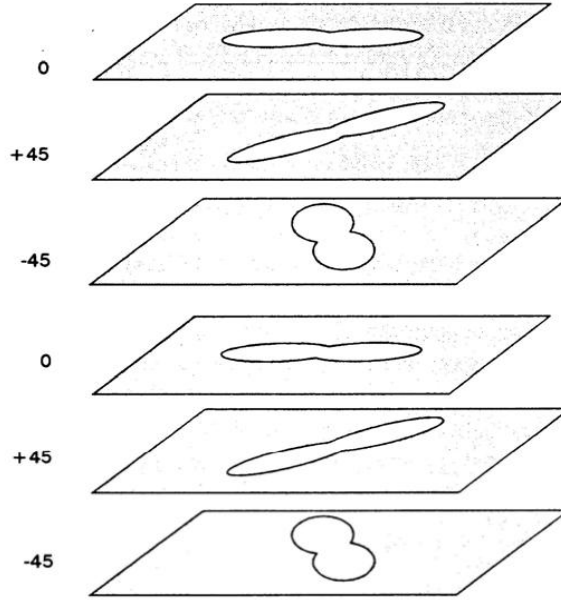
Bir kompozitin darbesinde hasara neden olan ilk kinetik enerji, çok kuvvetli bir biçimde matriksin mekanik özelliklerinden etkilenmektedir, fakat temel olarak fiberin özelliklerinden (örneğin tabakalandırmadan ve örgü veya örgüsüz fiber kullanılmamasından) bağımsızdır. Griffin (1987) beş farklı fiber 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.

1.5.2. 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 göstermektedir.

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 1.15’de görülmektedir.



Şekil 1.15. Delaminasyon alanlarının fiber yönlendirme açılarına 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 ara yüzeyde ortaya çıkmaktadır ve C-scan cihazları bu hasarlı alanların tek bir düzleme yansımalarını sağlamaktadırlar. Tek bir düzleme yansıyan bu alan kompozitinin tabaka sayısından etkilenmektedir.

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

1.5.3. 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.

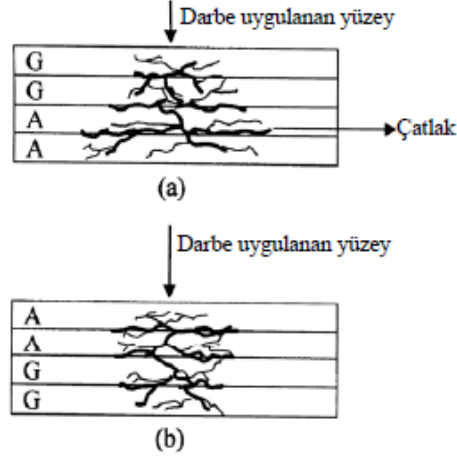
Bu ayrılma, fiber-matriks arasındaki yapışma mukavemeti için fiber kırılma şekil değiştirmesine oldukça bağlıdır. Eğer bu üç kompozit için sıralanacak olursa; cam/epoksi > aramid/epoksi > karbon(grafit)/epoksi olarak sıralamak mümkündür.

- 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 1.16.(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 1.16.(b)).



Şekil 1.16. Darbe uygulanan yüzeye göre hasar yayılışı (a) cam yüzeyden (b) aramid yüzeyden (Park ve Jang 2001a)

1.5.4. Fiber-matriks ara yüzü

Fiber-matriks ara yüzü 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 ara yüzeyine giriş kompozitin darbe direncini arttırabilir. Örneğin cam/epoksi bir kompozit için ara yüzeye kauçuk benzeri bir malzeme girişi darbe toleransını arttırır (Sierakowski ve Chaturvedi, 1997).

1.5.5. 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 1.16. (a)).

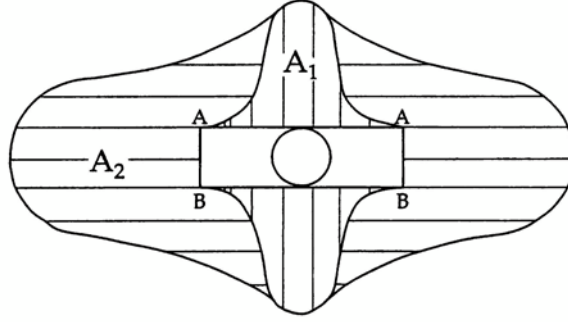
Lokal hasar başlangıcı ile sonuçlanan darbe enerjisi seviyelerinde, hasar üstten alta doğru ilerler ve darbe noktasının etrafında meydana gelen çeki gerilmeleri hasarın yayılmasına neden olur.

Deneysel 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 ara yüzeyinde hasar başlamasıyla sonuçlanır. Buna göre ara yüzeyde meydana gelen çatlaklar yayılır ve tabaka içi delaminasyonların alttan üste doğru aktarılmasıyla sonuçlanır (Şekil 1.16. (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 ara yüzeyinde hasara neden olabilecek kadar yeterli büyüklüktedir. Meydana gelen hasar neticesinde oluşan çatlak, üst tabakadan alt tabakaya doğru oluşan delaminasyon ile ilerler ve fiber-matriks ara yüzeyinde 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 non lineer olarak değiştiği bulunmuştur.

Çapraz takviyeli tabakalı cam-epoksi kompozitler üzerine yapılan sistemli bir çalışma ise, sıralı bir delaminasyon işleminin meydana geldiğini ve bunda 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 plak darbesiyle, ilk tabakada, tabaka kalınlığı boyunca vurucunun ucunun çapına denk bir şekilde iki tane şerit meydana gelir. Meydana gelen bu ilk şerit Şekil 1.17'de AA ve BB harfleriyle gösterilmiştir.



Şekil 1.17. Sıralı delaminasyon şeritlerinin şematik gösterimi (Malvern vd., 1987)

Bu şerit, altındaki ikinci tabakaya vurucunun numuneye saplanması veya numuneden geri sekmesi meydana gelene kadar bir baskı uygular. Bu işlem ardı ardına gelen tabakalar için de tekrarlanır veya delaminasyon çatlaklarının yayılması için gerekli olan enerjinin tükenmesine kadar tekrarlanır. Ara yüzeylerde meydana gelen çatlakların zamanlaması, ardı ardına gelen tabakalarda meydana gelen çatlak ile aynı zamanda oluşur. Bunu yanı sıra çapraz takviyeli tabakalı kompozitler için yapılan bu çalışmada, meydana gelen şeridin uzunluğu ve delaminasyonun büyüklüğü eşit bulunmuştur. Bu durum Şekil 1.17’de A_1 alanı ile gösterilmiştir. Ayrıca sıralı delaminasyonda bu örneği takip etmektedir (Sierakowski ve Chaturvedi, 1997).

2. KAYNAK ÖZETLERİ

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. 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 modeli 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 plakların hasar direncinin iyi yapışmamış plaklara 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 kütlelerine göre değişimini ve 150 mm x 100 mm boyutlarındaki plak 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.

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.

İçten ve Karakuzu (2009), düz dokunmuş ve farklı dokuma yoğunluklarına sahip E-cam/epoksi kompozitlerin darbe testlerini yapmışlardır. Buna göre, darbeye maruz kompozitler için en önemli hasar kademesi olan delinme sınırı ve darbe karakteristiklerini belirlemişlerdir.

Aktaş vd. (2009), iki farklı tip cam/epoksi kompozitin çeşitli darbe enerjilerinde darbe testlerini yaparak kompozitlerde meydana gelen hasar modlarını belirlemişlerdir. Buna göre matriks çatlakları ile başlayan hasar modu darbe enerjisinin artmasıyla, cam elyafın gevrek yapısından dolayı fiber kırılmalarının baskın olduğu bir hasara dönüştüğünü bildirmişlerdir.

Hibrit kompozitlerin darbe davranışlarını üzerine yapılan çalışmalar oldukça fazladır. Örneğin; cam, karbon, aramid veya S2-camı gibi fiberlerle çeşitli açılarda takviyelendirilen hibrit kompozitlerin, mekanik özelliklerinin ve hasar oluşumlarının araştırılması (Önal ve Adanur 2002), tekrarlı darbe testlerinin yapılması (Hosur vd 2003, Sugun ve Rao, 2004, David-West vd. 2008) gibi birçok araştırma yapılmıştır.

Hibrit kompozitlerden karbon/epoksi kompozitler özellikle havacılık ve uzay sanayinde kullanıldığından, kompozit tabaka üzerine bir darbe söz konusu olduğunda, düşük hızlar için matriks çatlakları 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), 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.

Ataş (2007), cam fiber-alüminyum kompozitlerin darbe davranışı üzerine deneysel bir araştırma yapmıştır. Test numunelerine artan darbe enerjisi, numunede delinme

olana kadar uygulanmıştır. Darbe yüklü kompozitlerin hasar işlemlerinde, ilk olarak hasarlı numunelerin üst ve alt yüzleri incelenmiştir. Hasarlı 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 ara yüzlerde).

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 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, 6J ve 10J 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

(6J) ön gerilme değerinden bağımsız olduğunu, fakat daha yüksek darbe enerjileri (10J) 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 plaklar hasar toleransının değerlendirilmesinde, artık mukavemetin belirlenmesi için basıda tekrar statik olarak test edilmiştir.

Rio vd (2005), tek yönlü, (0°/90°) fiber açılı, yarı izotrop ve örgü karbon/epoksi kompozit plakların düşük hızlarda ve düşük sıcaklıklarda (20°C ila -150°C) darbe testlerini yapmışlar ve darbe sonrası hasar yayılımını C-scanda analiz etmişlerdir.

Salehi-Khojin vd. (2006), tabakalı kevlar/cam-elyaf kompozitlerin değişken sıcaklıklarda (-50° 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 bası testlerini yapmışlardır.

Ganapathy ve Rao (1997), düşük hızlı darbeye maruz silindirik kompozit plakların hasar analizini yapmışlardır. Hasar analizinde Tsai-Wu hasar kriteri ve maksimum gerilme kriteri kullanılmıştır. Tabakalar arası gerilmeler ise üç boyutlu denge denklemlerinin tabaka kalınlığı boyunca kullanılmasıyla hesaplanmıştır.

Freitas ve Rei (2000), iki farklı dizilim ve iki farklı reçine kullanılarak üretilen karbon/epoksi kompozit plakların 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.

Hosseinzadeh vd. (2006), dört farklı fiber takviyeli kompozit plaklara 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 plaklar ise düşük hızlı darbede en iyi yapısal özellikleri göstermiştir.

Sayer (2009), oda sıcaklığında ($0^{\circ}/90^{\circ}/\pm 45^{\circ}$)_s takviye açısına sahip aramid-cam ve aramid-karbon hibrit kompozitlerin delinme sınır değeri ($0^{\circ}/0^{\circ}/90^{\circ}/90^{\circ}$)_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°C ve 60°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.

3. MATERYAL VE YÖNTEM

Bu çalışmada, hibrit kompozit plaklara darbe deneyi uygulanmıştır. Hibrit kompozit plakların üretimi İzoreel firmasında 1000x1000 mm boyutlarında gerçekleştirilmiş ve 100x100 mm boyutlarında olacak şekilde laserle kestirilmiştir. Üretilen hibrit kompozit plakların alan yoğunluğu $0,332 \text{ g/cm}^2$ ve kompozit yoğunlukları $1,63 \text{ g/cm}^3$ dür. Hibrit kompozitlerin darbe davranışlarını incelemek üzere, farklı oryantasyon açılarında, 8, 12 ve 16 tabakalı, üç farklı kalınlıkta (2,1mm - 2,6mm ve 3,2mm) karbon elyaf-cam elyaf/epoksi plaklar üretilmiştir. Hibrit kompozit plakların takviye açıları ve özellikleri çizelge 3.1’de verilmiştir.

Çizelge 3.1. 8 tabakalı hibrit kompozit (karbon elyaf-cam elyaf/epoksi) plakların takviye açıları

Takviye açısı (8 tabaka)	Adlandırma	Ortalama numune kalınlığı (mm)
$(C_0/C_0/C_{90}/C_{90})+(G_{90}/G_{90}/G_0/G_0)$	CG1	2.1
$(C_0/C_0/C_{90}/C_{90})+(G_0/G_0/G_{90}/G_{90})$	CG2	2.1
$(C_0/C_0/G_{90}/G_{90})+(C_0/C_0/G_{90}/G_{90})$	CG3	2.1
$(C_0/C_{90}/C_0/C_{90})+(G_0/G_{90}/G_0/G_{90})$	CG4	2.1
$(C_0/C_0/C_{45}/C_{-45})+(G_{-45}/G_{45}/G_0/G_0)$	CG5	2.1
$(C_0/C_0/G_{45}/G_{-45})+(C_{-45}/C_{45}/G_0/G_0)$	CG6	2.1
$(C_0/C_0/G_{30}/G_{-30})+(C_{-30}/C_{30}/G_0/G_0)$	CG7	2.1

C: karbon fiber, **G:** cam fiber

Çizelge 3.2. 12 tabakalı hibrit kompozit (karbon elyaf-cam elyaf/epoksi) plakların takviye açıları

Takviye açısı (12 tabaka)	Adlandırma	Ortalama numune kalınlığı (mm)
$(C_0/C_0/C_0/C_{90}/C_{90}/C_{90})+(G_{90}/G_{90}/G_{90}/G_0/G_0/G_0)$	CG12	2.6

C: karbon fiber, **G:** cam fiber

Çizelge 3.3. 16 tabakalı hibrit kompozit (karbon elyaf-cam elyaf/epoksi) plakların takviye açısı

Takviye açısı (16 tabaka)	Adlandırma	Ortalama numune kalınlığı (mm)
$(C_0/C_0/C_0/C_0/C_{90}/C_{90}/C_{90}/C_{90})+(G_{90}/G_{90}/G_{90}/G_{90}/G_0/G_0/G_0/G_0)$	CG16	3.2

C: karbon fiber, **G:** cam fiber

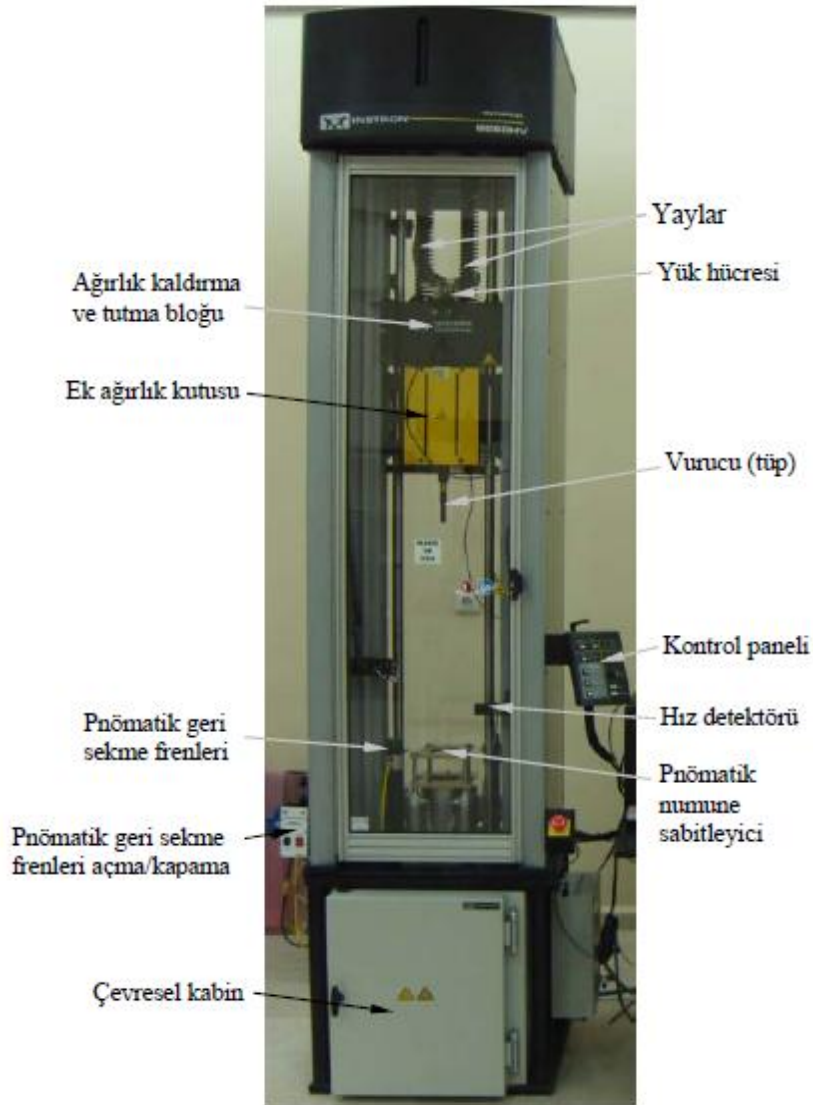


Şekil 3.1. Deneilerde kullanılan karbon elyaf-cam elyaf/epoksi hibrit kompozitler

Şekil 3.1.'de deneilerde kullanılan karbon elyaf-cam elyaf/epoksi hibrit kompozit plaklar görülmektedir.

Hibrit kompozitlerin darbe davranışlarının belirlenmesinde Şekil 3.2.'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 veri elde etme yazılımına sahiptir. Ayrıca test cihazı, düşen ağırlığın yükseklik, hız ve enerji gibi istenilen şekilde kontrollü olarak numune üzerine düşürülmesine imkân vermektedir.

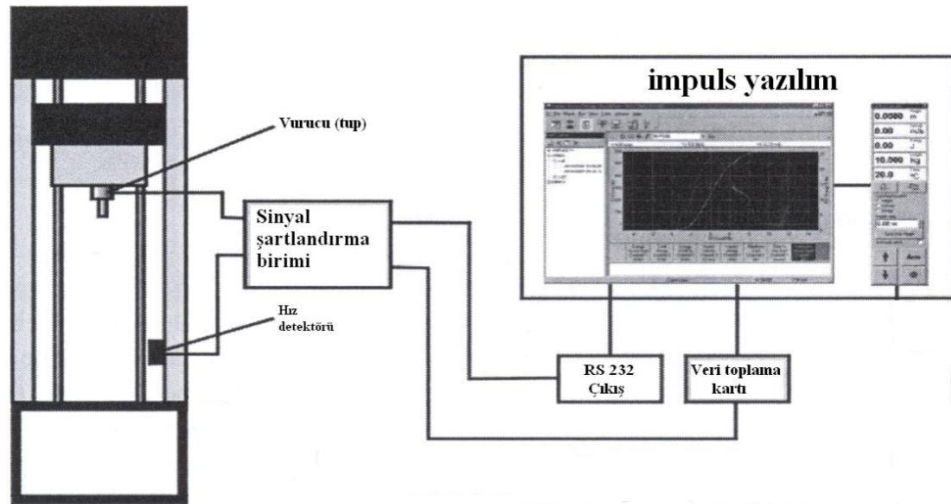
Test cihazı ağırlık kutusuna ek ağırlık konmadan yay desteği ile 2,6 J–826 J arasında darbe enerjisi uygulayabilmekte ve ek ağırlıkların ilave edilmesiyle de 1603J'e kadar darbe enerjisi uygulayabilmektedir. Ağırlığın düşürülebildiği maksimum fiziksel düşme yüksekliği 1,25 m ve yay desteği ile simüle 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 3.2. 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 kapasitesi ise 15,569 kN'dur. Darbe yükü, ağırlık kutusunun içine ek ağırlıklar konularak veya yay enerjisi desteği alınarak da arttırılabilmektedir. Ağırlık kutusunun altında bulunan vurucu ise numuneye darbenin yapılmasını ve yük sinyallerinin üretilmesini sağlar.

Darbenin gerçekleşmesinden hemen sonra vurucu tarafından üretilen bu yük sinyalleri, sinyal şartlandırma birimi ile yük verileri olarak bilgisayara bağlı olan veri toplama kartına aktarılır. Bu veri toplama kartı da verileri, impuls veri elde etme yazılımına aktararak 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 3.3'de görüldüğü gibidir.



Şekil 3.3. Sistem blok diyagramı (Sayer, 2009)

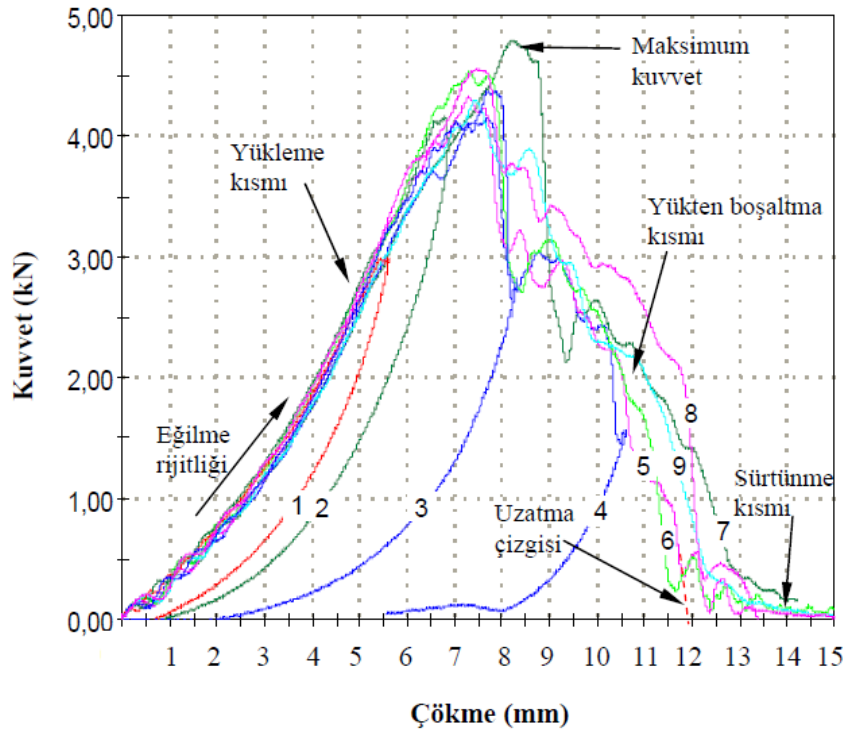
Hız detektörü vurucu tarafından numuneye darbenin gerçekleşmesinden hemen önceki darbe hızını bir fotoelektrik-diyot ve bayrak sistemi ile ölçerek sinyal şartlandırma birimi ile darbe hızının veri toplama kartına aktarılmasını sağlar (Şekil 3.3). Pnömatik numune sabitleyici ise, iki sabitleyici arasında konulan 100mm x 100mm 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 (Sayer, 2009).

3.1. Kompozitlerin Darbe Davranışlarının Belirlenmesi

3.1.1. Kuvvet-çökme (F-d) eğrileri

Kuvvet-çökme (F-d) eğrileri darbe olayı esnasındaki kompozit plaklara ait darbe davranışını belirlemede kullanılan grafiklerden bir tanesidir. Bir F-d grafiği artan darbe enerjisi altında kuvvetin çökmeye karşı değişimini gösterir.

Her bir eğri yüklemeye bir artma kısmına, ulaşılan bir maksimum kuvvet değerine ve yükten boşaltmada da bir azalma kısmına sahiptir. Kuvvet-çökme eğrisinde artma kısmı darbe yüküne karşı numunenin göstermiş olduğu dirençten dolayı eğilme rijitliği olarak adlandırılır. Artan darbe enerjisi altında oluşan bu eğriler kapalı tip ve açık tip eğri olarak iki kısma ayrılır. Kapalı tip eğri vurucunun numuneye temas etmesinden sonra vurucunun numune yüzeyinden geri sekmesiyle oluşan eğrilerdir. Yani uygulanan darbe enerjisinin büyük bir kısmı numune tarafından absorbe edilmiş ve absorbe edilmeyen enerji de vurucunun geri sekmesi için kullanılmıştır.



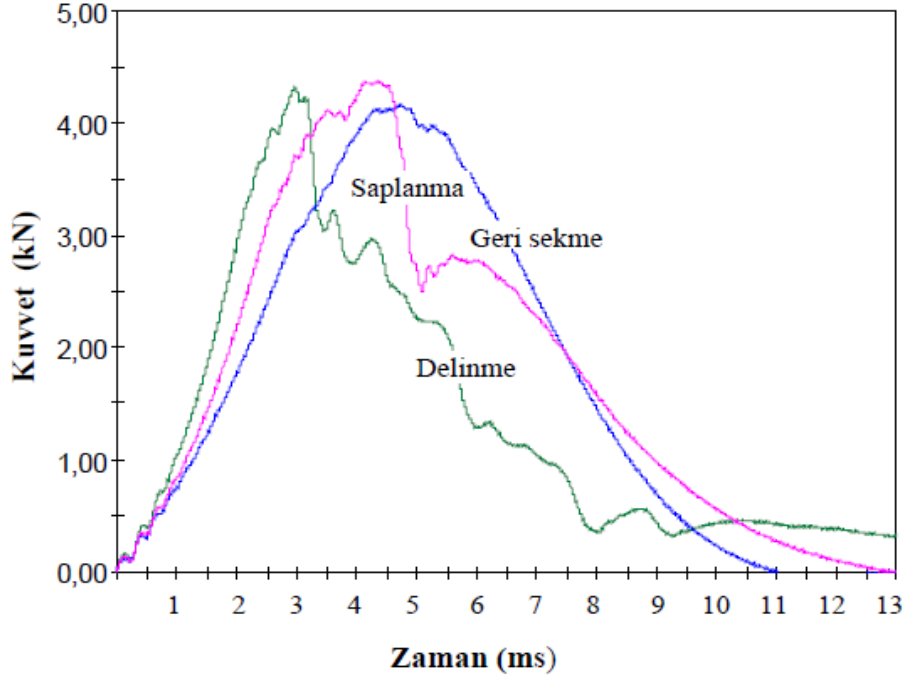
Şekil 3.4. Artan darbe enerjisi altında oluşan kuvvet-çökme (F-d) eğrileri (Sayer, 2009).

Darbe enerjisi arttırıldığında, geri sekme kısmı azalırken kapalı tip eğri genişler ve çökme de artar. Eğer bir eğri açık tip ise vurucu numuneye ya saplanmıştır ya da numune delinmiştir. Buna göre numuneye saplanan vurucu numune kalınlığı boyunca aşağı doğru hareket eder ve artık numune yüzeyinden geri sekme meydana gelmez.

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. Eğrilerin uç kısımlarına bakılacak olursa, yatay eksenin sonuna doğru kapanan bu kısım numune ve vurucu arasında sadece sürtünme meydana gelmesinden dolayı oluşan sürtünme kısmını ifade etmektedir. Dolayısıyla ulaşılan bu darbe enerjisinden sonra darbe enerjisi ne kadar arttırılırsa arttırılsın kompozitin daha fazla darbe enerjisini absorbe edemeyeceği anlaşılmaktadır (Sayer, 2009).

3.1.2. Kuvvet-zaman (F-t) eğrileri

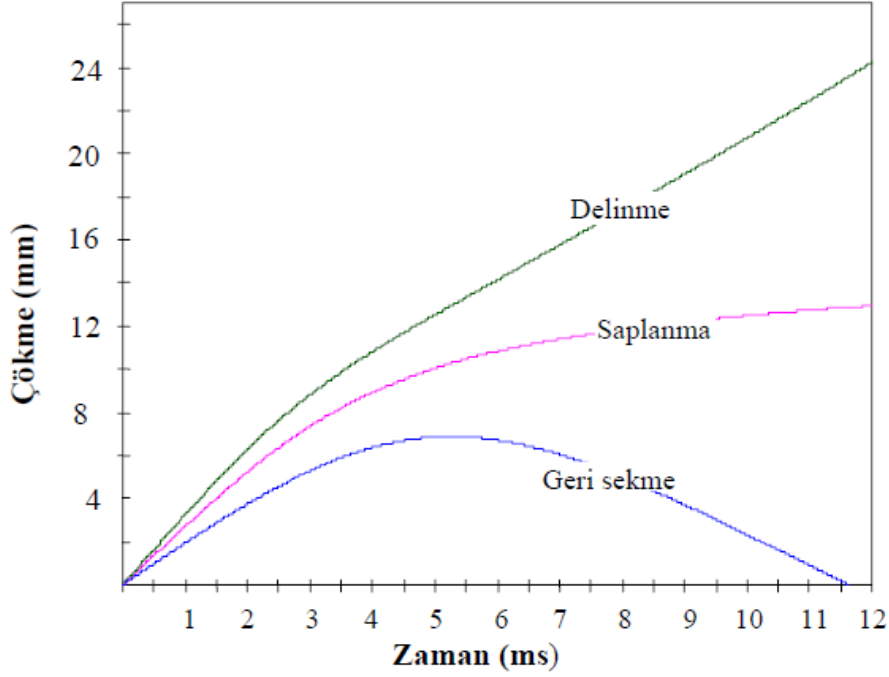
Kuvvet- zaman grafiği numune yüzeyinden geri sekme (rebounding), vurucu ucunun numuneye saplanması (penetration) ve vurucunun numuneyi delip geçmesi (perforation) gibi üç özel duruma ait eğrileri gösterir. Düşük enerjili darbelerde (örneğin geri sekme eğrisi gibi), eğri parabolik bir eğridir ve dağ'a benzeyen bir şekle sahiptir. Uygulanan darbe enerjisinin artmasıyla meydana gelen kuvvet de artmakta, saplanma ve delinme eğrilerinde de görüldüğü üzere maksimum kuvvet değeri de hemen hemen sabit bir değer olmaktadır. Numunede delinme meydana geldiğinde kuvvetin sıfır olması gerekir fakat vurucu ve numune arasında sürtünme ile eğrinin uç kısmı yatay eksene paralel şekilde ilerler (Sayer, 2009).



Şekil 3.5. Kuvvet-zaman eğrileri (F-t) eğrileri (Sayer, 2009).

3.1.3. Çökme-zaman (d-t) eğrileri

Bir çökme-zaman grafiği numune yüzeyinden geri sekme (rebounding), vurucu ucunun numuneye saplanması (penetration) ve vurucunun numuneyi delip geçmesi (perforation) gibi üç özel duruma ait eğrileri gösterir. Artan darbe enerjisi altında yapılan darbe testlerinde, kuvvet maksimum değerine ulaştığında numunedeki çökme de maksimum değerine ulaşır. Yani darbe enerjisi arttıkça numunedeki çökme de artar. Numuneye saplanma durumunda 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 çökmede bu esnada artarak devam eder (Sayer, 2009).



Şekil 3.6. Çökme-zaman (d-t) eğrileri (Sayer, 2009).

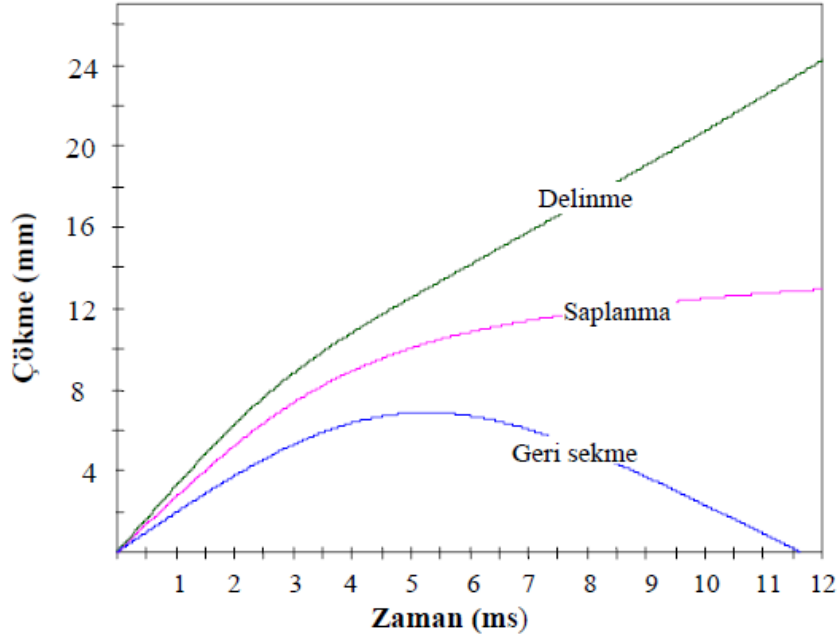
3.1.4. Absorbe edilen enerji-zaman (E_a-t) eğrileri

Bir absorbe edilen enerji - zaman grafiği numune yüzeyinden geri sekme (rebounding), vurucu ucunun numuneye saplanması (penetration) ve vurucunun numuneyi delip geçmesi (perforation) gibi üç özel duruma ait eğrileri gösterir. 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

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 görülür. Bu sürtünme kısmının altında kalan alanın toplam absorbe edilen

enerji miktarından çıkarılması gerekir. Buna göre, numune tarafından absorbe edilen enerji değeri ise şekilde görülen kesikli çizginin yaklaşık olarak denk geldiği enerji değeridir (Sayer, 2009).



Şekil 3.7. Absorbe edilen enerji-zaman (E_a-t) eğrileri (Sayer, 2009).

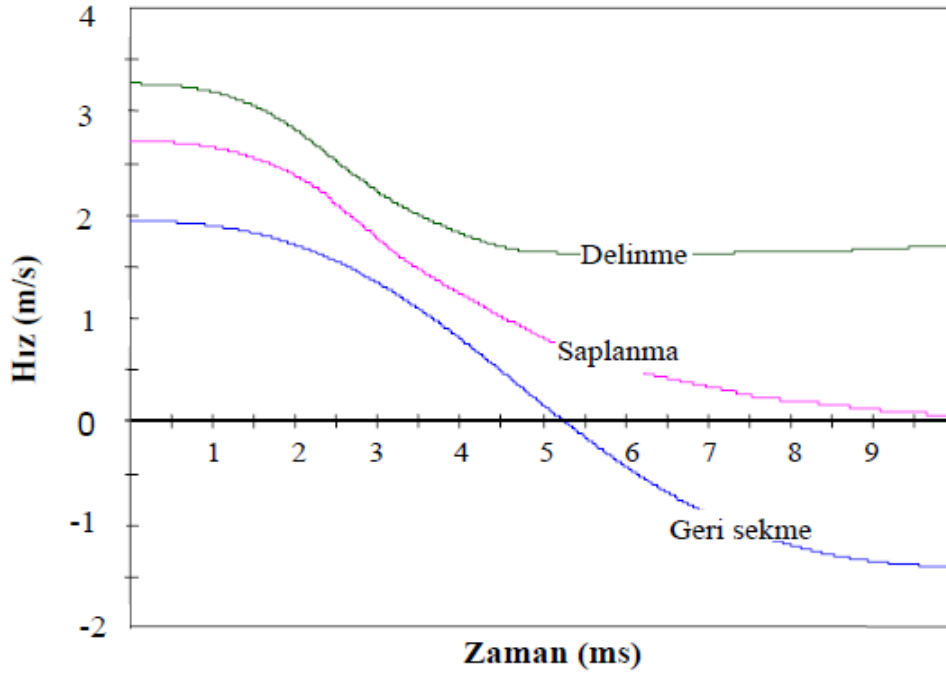
3.1.5. Hız-zaman (V-t) eğrileri

Bir hız - zaman grafiği numune yüzeyinden geri sekme (rebounding), vurucu ucunun numuneye saplanması (penetration) ve vurucunun numuneyi delip geçmesi (perforation) gibi üç özel duruma ait eğrileri gösterir. 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 negatif bir hıza sahip olur.

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 (Sayer, 2009).



Şekil 3.8. Hız-zaman (V-t) eğrileri (Sayer, 2009).

3.2. 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, darbe enerjisi ve absorbe edilen enerjinin karşılaştırılması, vurucunun numuneye saplanma sınır ve numunenin vurucu tarafından delinme sınır değerlerinin belirlenmesi açısından da faydalı bir metottur. Bu diyagram ile tabaka dizilim sırası, fiber yönlendirme açısı ve plak kalınlığı, kuvvet-çökme eğrileri ve hasarlı numune şekilleri ile karşılaştırılarak yeniden yapılandırılabilir.

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 (3.1)'deki gibi

ifade edilebilmektedir.

$$E = mhg + mgd_{\max} \quad (3.1)$$

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 (3.2)'deki gibi ifade edilebilir:

$$mgh + mgd_{\max} = 1/2mv^2 \quad (3.2)$$

Burada v vurucunun sahip olduğu hızdır. Vurucu ile numunenin temasından önce numunedeki çökme sıfır olduğundan ($d_{\max}=0$), Denklem (3.2) aşağıdaki gibi ifade edilebilir:

$$mgh = 1/2mv^2 \quad (3.3)$$

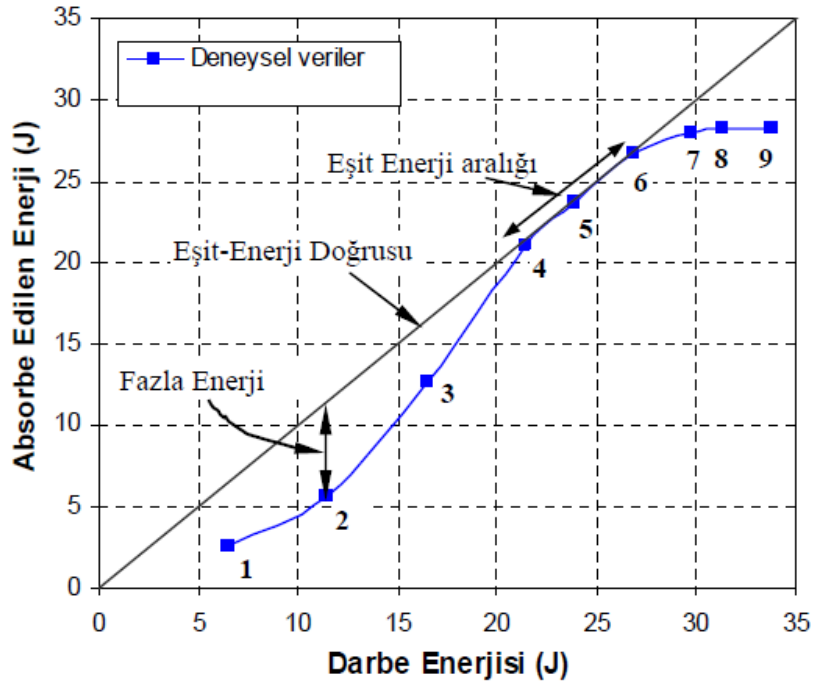
Denklem (3.3)'ya göre vurucu ile numunenin temasından hemen önceki hızı da Denklem (3.4)'deki gibi ifade edilebilir:

$$V = \sqrt{2gh} \quad (3.4)$$

Denklem (3.4)'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 sınırlandırılır. Böylece bu kısmın çıkartılması ile absorbe edilen enerji, darbe cihazının programı tarafından tekrar hesaplanarak gerçek absorbe edilen enerji değeri hesaplanmış olur (Sayer, 2009).



Şekil 3.9. Enerji profil diyagramı (Liu, 2004)

Şekil 3.9'daki grafik üzerine darbe enerjisi ve absorbe edilen enerji arasındaki ilişkiyi göstermek ve enerji değerleri arasındaki farkı daha kolay anlayabilmek amacıyla köşegen bir çizgi çizilir. 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 sağlanır. Grafiğe bakıldığında, numunenin verilerine ait eğrinin eşit enerji doğrusu altında kalması vurucunun numune yüzeyinden geri sektğini ve

burada bir fazla enerji (excessive energy) olduğunu ifade etmektedir.

Bu fazla enerji darbe enerjisi ve absorbe edilen enerji arasındaki farktır ve her 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 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. Bu kısımda da numune kalınlığı boyunca fiber kırılmaları meydana gelir ve kompozitin rijitliği düşer.

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

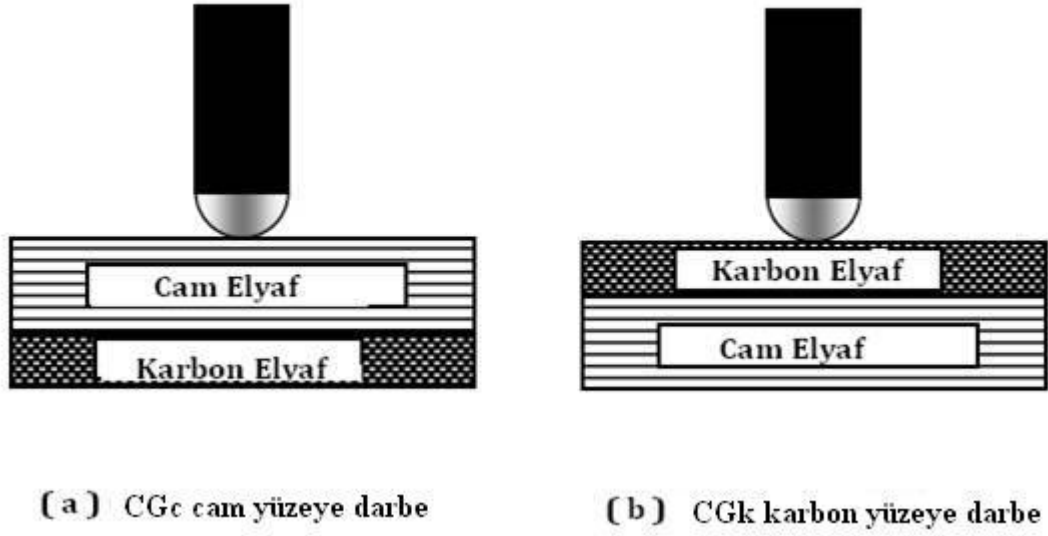
4. ARAŞTIRMA BULGULARI

Bu çalışmada, karbon elyaf-cam elyaf/epoksi hibrit kompozit plaklarının artan darbe enerjisi altındaki darbe davranışları incelenmiştir. Bu amaçla, 100x100 mm boyutlarında 8, 12, 16 tabakalı farklı (2,1 mm, 2,6 mm, 3,2 mm) kalınlıklarda, farklı diziliş açılarında karbon elyaf-cam elyaf/epoksi kompozit plakların oda sıcaklığında darbe davranışları belirlenmiştir. Hibrit kompozitlerin darbe testinde darbe uygulanan yüzey olarak, karbon yüzey ve cam yüzey ayrı ayrı darbeler tabi tutularak değerlendirilmiştir. 10J, 20J, 30J, 40J, 50J, 60J şeklinde artan darbe enerjilerinde darbeler yapılmış ve yapılan bu darbe testleri sonucunda bu hibrit kompozit plakların darbe davranışları hakkında aşağıdaki sonuçlar elde edilmiştir.

Hibrit kompozit plakların üretimi İzoreel firmasında 1000x1000 mm boyutlarında gerçekleştirilmiş ve 100x100mm boyutlarında olacak şekilde laserle kestirilmiştir. Numuneler küçükten büyüğe doğru artan enerji darbelerine maruz bırakılarak her bir numune yapılan darbe sırasına göre numaralandırılmıştır.

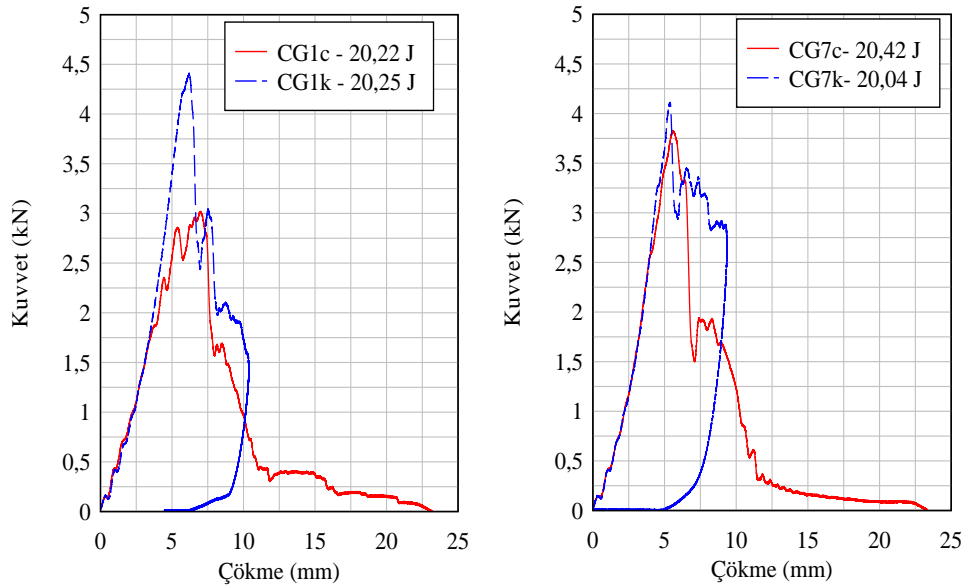
4.1. Karbon Elyaf-Cam Elyaf/Epoksi Kompozitler İçin Darbe Testlerinin Uygulanacağı Yüzeyin Tespiti

Hibrit kompozitlere ait numune adlandırmaları CG (karbon elyaf-cam elyaf/epoksi) olarak yapılmıştır. Hibrit kompozit plaklar üzerine artan darbe enerjisi, yüzeylerin darbe davranışının belirlenmesi amacıyla, oda sıcaklığında karbon elyaf-cam elyaf/epoksi kompozitler numunelerinde delinme meydana gelene kadar uygulanmıştır. Karbon fiberin mekanik özelliğinin cam fiberden daha yüksek olmasından dolayı darbe testleri hem karbon yüzeyden hem de cam yüzeyden üç farklı kalınlıktaki (2,1 – 2,6 ve 3,2 mm) numunelere delinme meydana gelene kadar ayrı ayrı uygulanmıştır. Ayrıca, arttırılan tabaka sayısının darbe direncine karşı etkisini araştırmak amacıyla 8, 12 ve 16 tabakalı numunelerin cam yüzeyine ve karbon yüzeyine artan darbe enerjisi uygulanmıştır. Darbe uygulanan yüzeyleri Şekil 4.1’de görüldüğü gibi şematik olarak gösterilmiştir. Cam yüzeyine yapılan darbeler CGc ve karbon yüzeyine yapılan darbeler CGk olarak adlandırılmıştır.



Şekil 4.1. Hibrit kompozit plakların darbe uygulanan yüzeyleri

4.2. Darbe Testlerinin Değerlendirilmesi



Şekil 4.2. Hibrit kompozitin yaklaşık 20 J için kuvvet-çökme (F-d) eğrileri

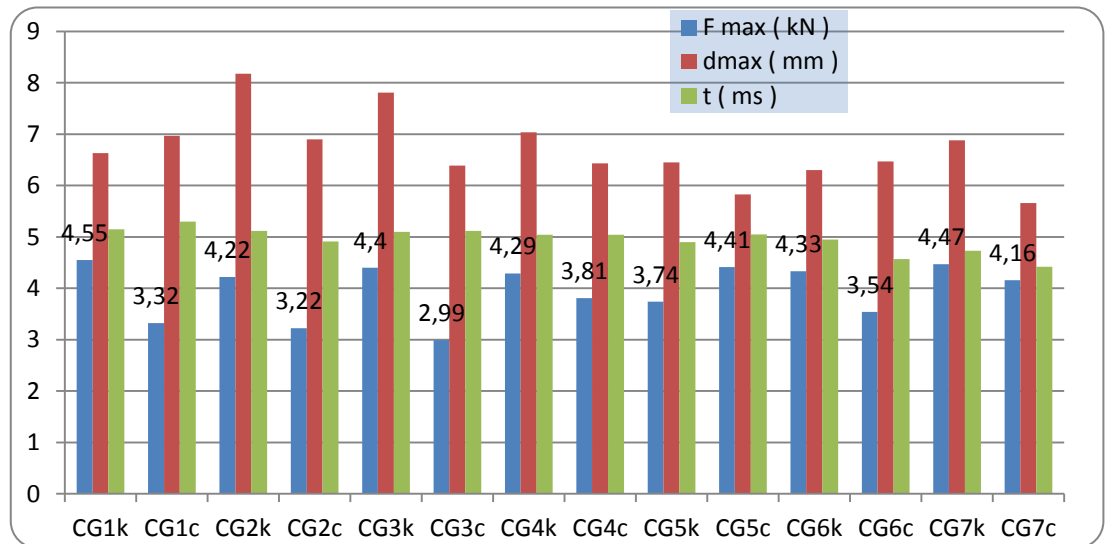
Şekil 4.2’de ise karşılaştırma amacıyla, yaklaşık 20 J darbe enerjisinde her bir hibrit kompozite ait kuvvet-çökme eğrisi görülmektedir. Buna göre CG1c ve CG7c açık tip bir eğri iken CG1k ve CG7k için meydana gelen eğriler kapalı tiptir. Bunun anlamı

yaklaşık 20 J enerji darbesinde cam yüzeyde delinme meydana gelirken, karbon yüzeyde geri sekme meydana gelmektedir.

Darbe yüküne maruz kalan kompozitler için yapılan deneysel çalışmalar, numunenin delinme sınırının en önemli hasar kademesi olduğunu göstermektedir (Liu vd., 1998).

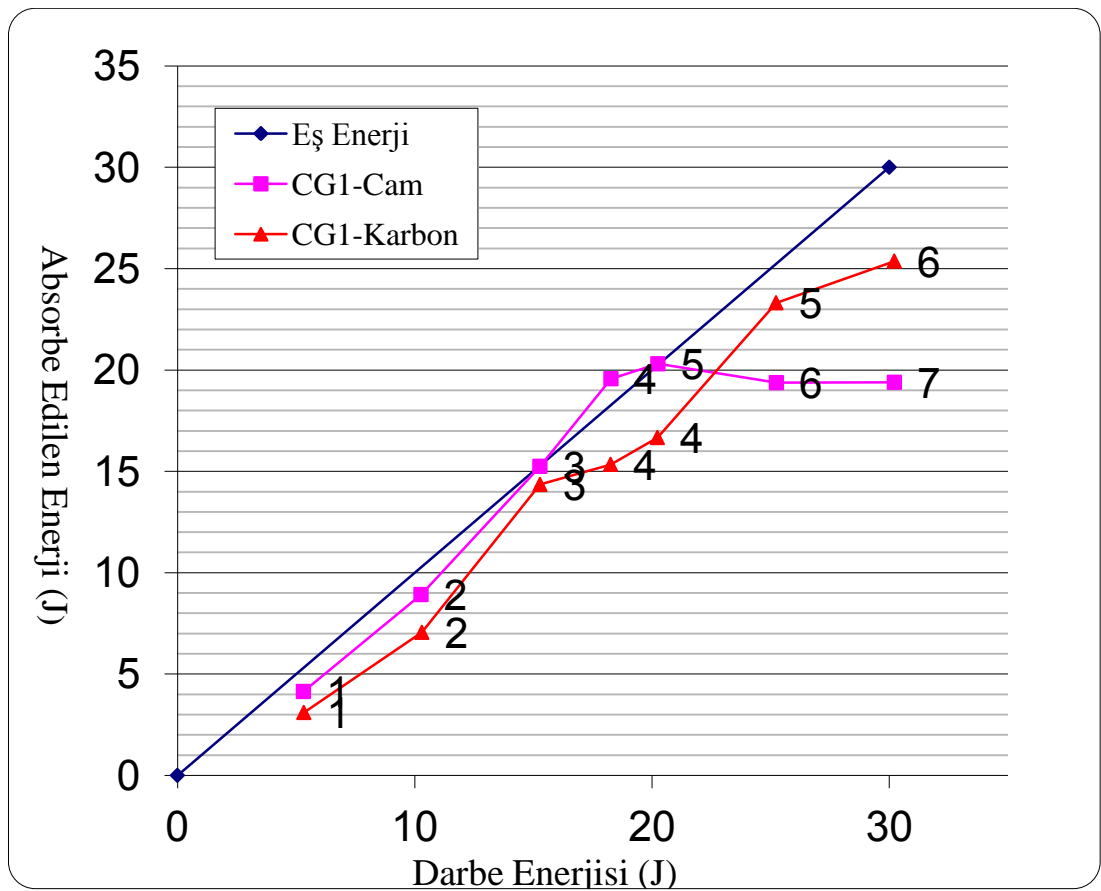
Yapılan testlere göre CGk numunelerinin darbe direncinin, CGc numunelerine göre daha yüksek olduğu tespit edilmiştir. Çizelge 3.1'deki farklı açı dizilişlerine göre üretilen yedi tip hibrit kompozite ait darbe karakteristikleri olan maksimum kuvvet (F_{max}), toplam çökme (d_{max}) ve toplam temas sürelerine (t) ait delinme sınırında elde edilmiş olan en büyük değerlere ait olan veriler grafik olarak Şekil 4.3'te gösterilmiştir.

Şekil 4.3'deki grafikten de görüleceği üzere genel olarak CGk (karbon yüzey) hibrit kompozitinden elde edilen veriler, CGc (cam yüzey) hibrit kompozitinden daha yüksek elde edilmiştir. Karbon yüzeyden elde edilen F_{max} değeri, cam yüzeye göre yedi farklı diziliş açıları olan numunelerin tamamında yüksek elde edilmiştir. Buna göre, diğer darbe karakteristikleri değerleri bakımından da karbon yüzeyden elde edilen değerler, cam yüzeyden elde edilen değerlere göre daha üstün özelliklere sahiptir.



Şekil 4.3. CGk (karbon yüzey), CGc (cam yüzey) hibrit kompozitlerine ait F_{max} , d_{max} ve t değerleri

Şekil 4.3'deki grafikten de görüleceği üzere genel olarak yedi farklı diziliş açısında da F_{max} değerleri, cam yüzeyi ve karbon yüzeyi kendi aralarında değerlendirdiğimizde birbirine yakın değerlerdedir. Dolayısıyla karbon yüzeye uyguladığımız darbe sonucunda CG5k $(C_0/C_0/C_{45}/C_{-45})+(G_{-45}/G_{45}/G_0/G_0)$ numunesinin mukavemetinin % 18 daha kötü, diğer plakların birbirine eşit dayanımda olduğu; cam yüzeye uyguladığımız darbe sonucunda ise, CG3c $(C_0/C_0/G_{90}/G_{90})+(C_0/C_0/G_{90}/G_{90})$ numunesinin mukavemetinin % 10 daha kötü, CG5c $(C_0/C_0/C_{45}/C_{-45})+(G_{-45}/G_{45}/G_0/G_0)$ ve CG7c $(C_0/C_0/G_{30}/G_{-30})+(C_{-30}/C_{30}/G_0/G_0)$ numunelerinin mukavemetinin % 25 daha iyi durumda olduğu görülmüştür.

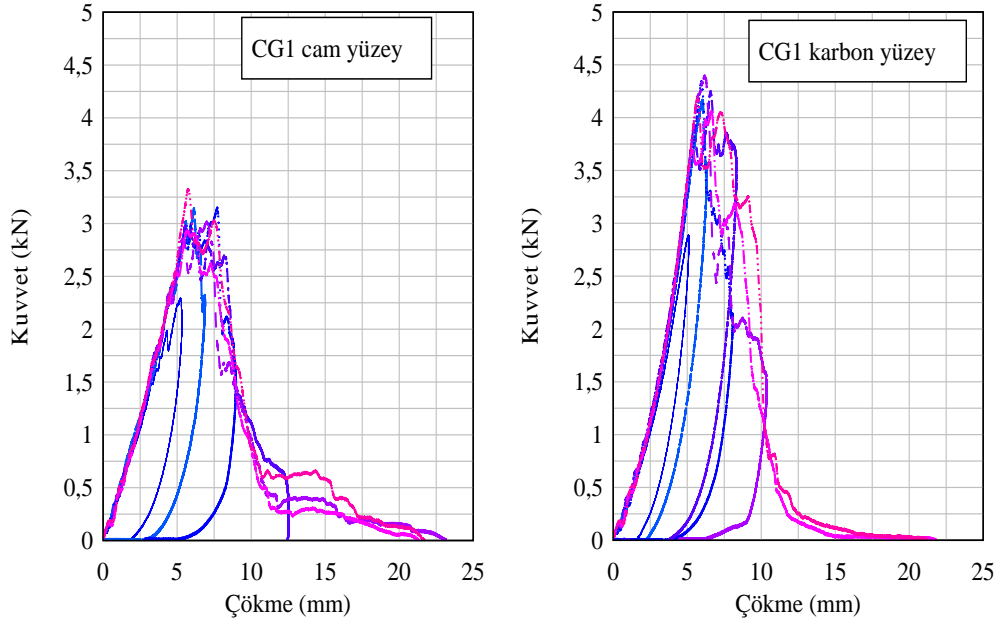


Şekil 4.4. (CG1)c ve (CG1)k hibrit kompozitlerine ait enerji profili diyagramı

Şekil 4.4'den görüleceği üzere, CG1c (cam yüzey) hibrit kompozitinin fazla enerjisi (yani darbe enerjisi ve absorbe edilen enerji arasındaki fark) CG1c 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.

CG1c hibrit kompoziti için, 2. numune'ye kadar darbe enerjisi artarken fazla enerji azalmaktadır ve aynı zamanda 3. numunede saplanma meydana gelirken 5. numune civarında da numune de delinme meydana gelmektedir.

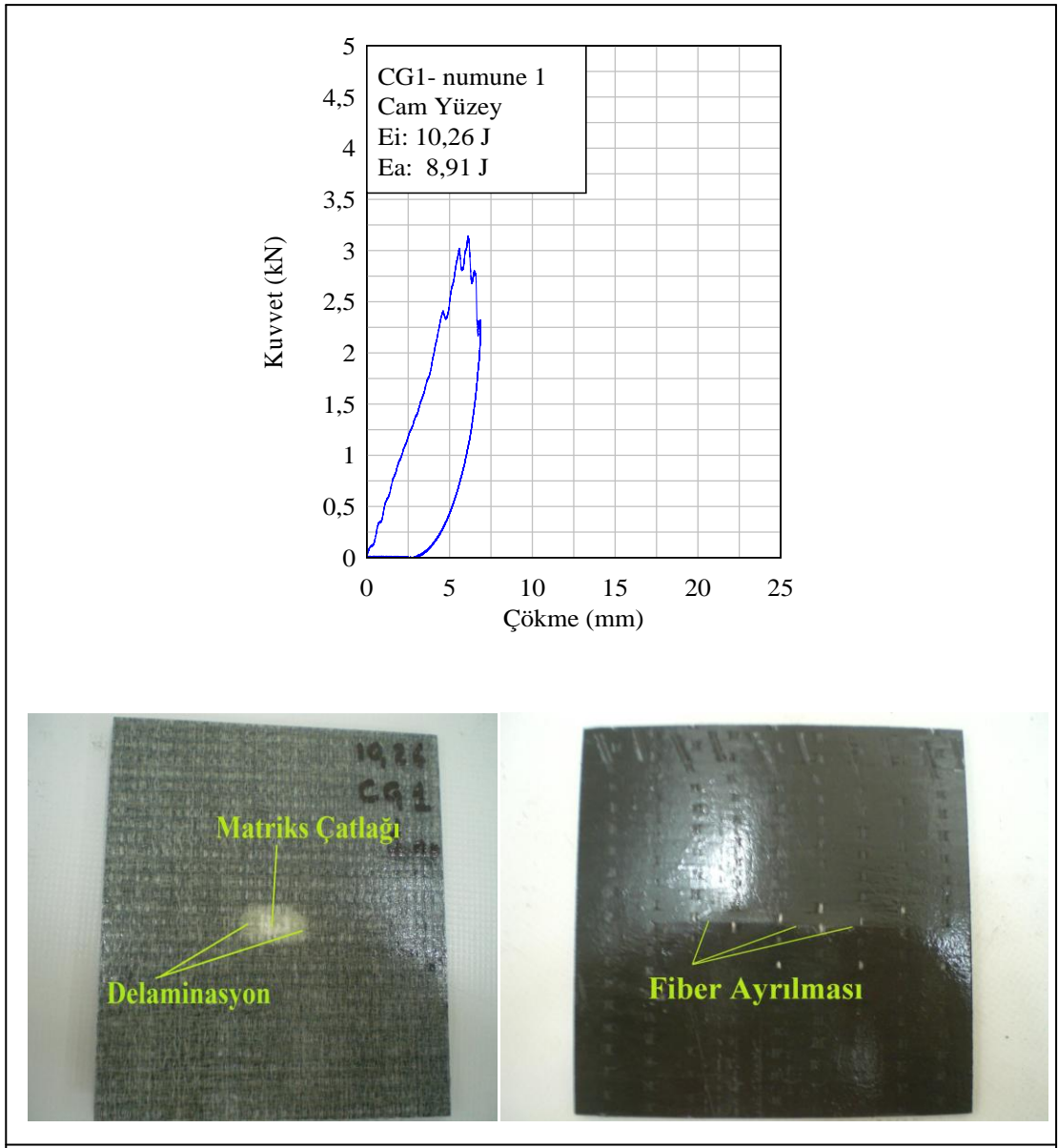
CG1k (karbon yüzey) hibrit kompoziti için ise, bütün veri noktaları eşit enerji doğrusunun ve CG1c'nin veri noktalarının altındadır. 5. numunede fazla enerji en yüksek değere sahiptir. CG1'nin bütün verileri eşit-enerji doğrusu altında olduğundan, bu hibrit kompozit numuneye belli bir saplanma ve delinme sınır değeri noktası göstermemiştir. Burada saplanma ve delinme sınır değeri arasında küçük bir fark vardır. Bundan dolayı 6. numune numuneye saplanmanın olduğu ve 7. numunede kompozitin delinmesinin tamamlandığı ilk nokta olarak kabul edilir (Ataş, 2007).



Şekil 4.5. CG1 hibrit kompozitine ait cam yüzey ve karbon yüzeyden yapılan enerji darbeleri için kuvvet çökme grafikleri

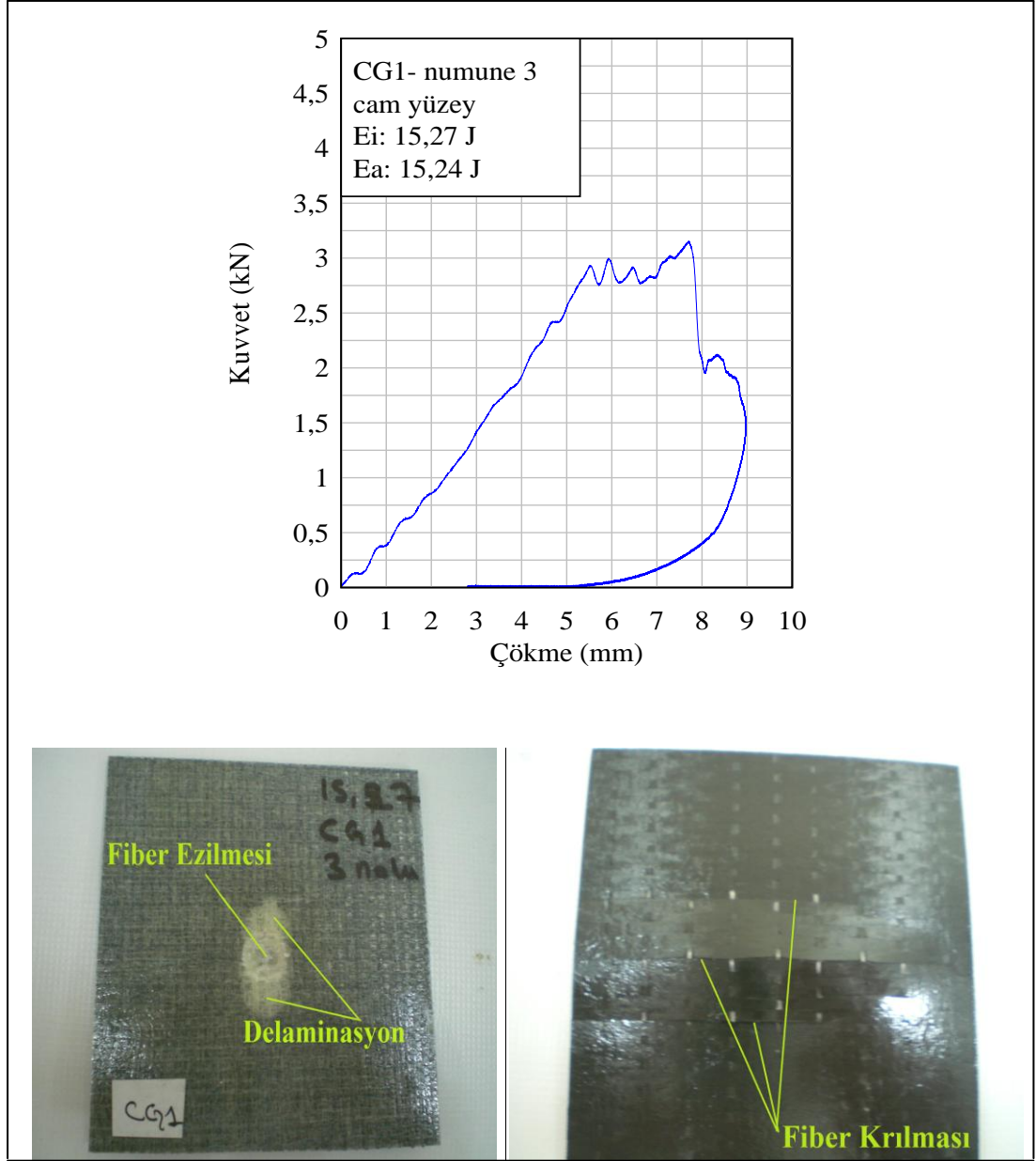
Şekil 4.5'deki kuvvet çökme eğrileri incelendiğinde her iki (cam ve karbon) yüzey için, düşük enerji darbelerinde kuvvet-çökme eğrilerinin kapalı eğriler şeklinde olduğu yani hibrit kompozit plaklarda delinme hasarı görülmediği ve geri sekme meydana geldiği, darbe enerjileri yükseldikçe grafikte eğrilerin açıldığı, saplanma ve delinme hasarı meydana geldiği görülmektedir.

Hibrit kompozitler için darbe sonucu oluşan hasar analizi darbe uygulanan yüzeye ve darbe uygulanmayan arka yüzeye göre görsel olarak değerlendirilerek yapılmıştır. Ayrıca bu değerlendirme esnasında kuvvet-çökme eğrilerinden faydalanılmıştır. Genel olarak hasar modları, numune yüzeyinde ezilme izi, matriks çatlağı, tabakalar arasındaki delaminasyon, fiber ayrılması ve fiber kırılması olarak meydana gelmiştir. CGc (cam yüzey) ve CGk (karbon yüzey) numunelerinin hasar modlarının değerlendirilmesi bazı numuneler için belli darbe enerjisi aralıklarına göre yapılmıştır



Şekil 4.6. CG1 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 1. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları

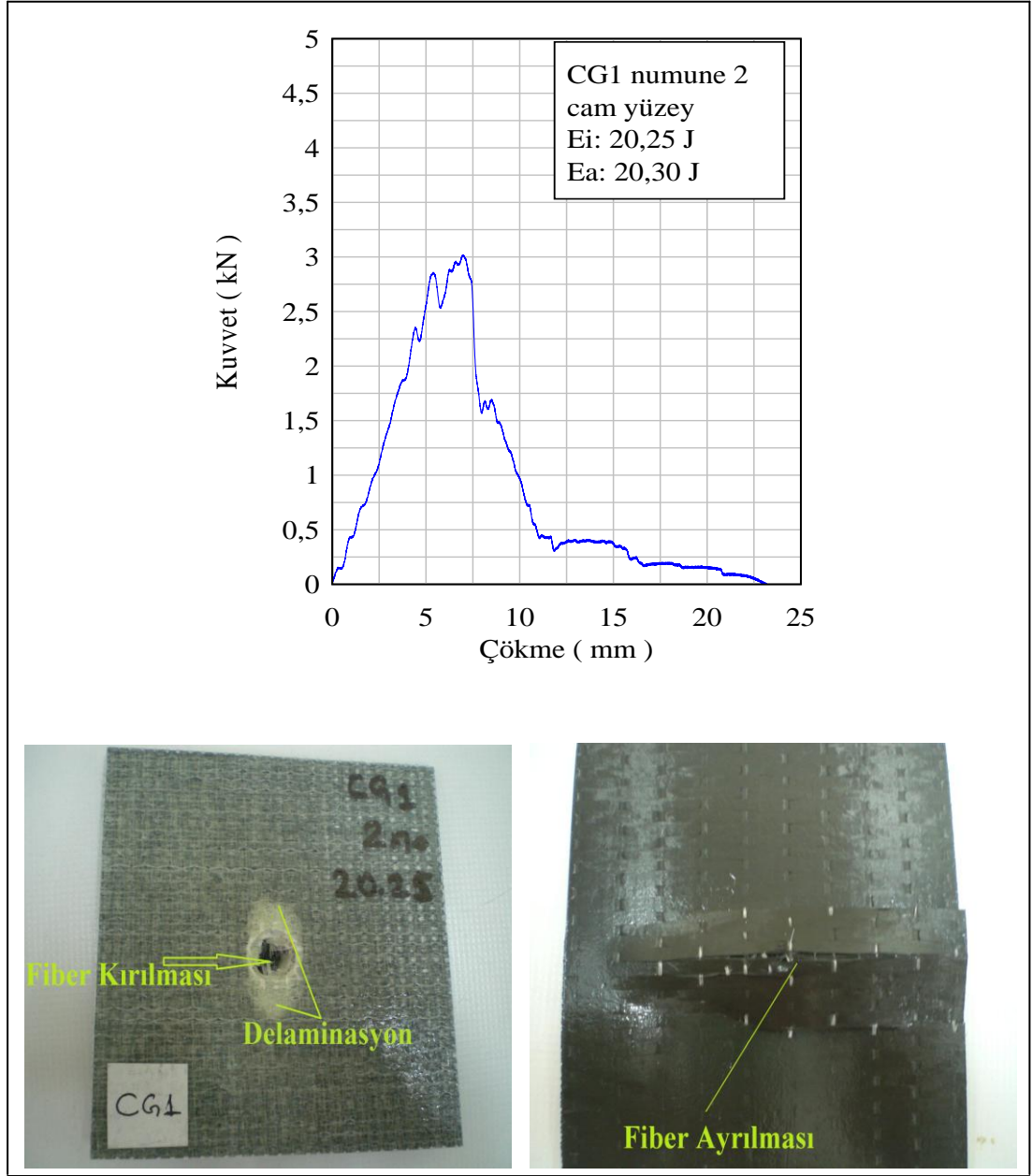
Şekil 4.6'daki kuvvet-çökme grafiği incelediğinde, CG1 hibrit kompozitinde, 10 J darbe enerjisinde kapalı bir grafik eğrisi meydana gelmiş, cam yüzeyinde matriks çatlağı ve delaminasyonlar oluşmuş, son tabakada (karbon yüzey) ayrılmalar oluşmuş ve henüz saplanma veya delinme oluşmamıştır.



Şekil 4.7. CG1 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 3. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğrafları

Şekil 4.7'deki kuvvet çökme grafiği incelediğinde, CG1 hibrit kompozitinde, 15 J darbe enerjisinde kapalı bir grafik eğrisi meydana gelmiş, cam yüzeyinde fiber

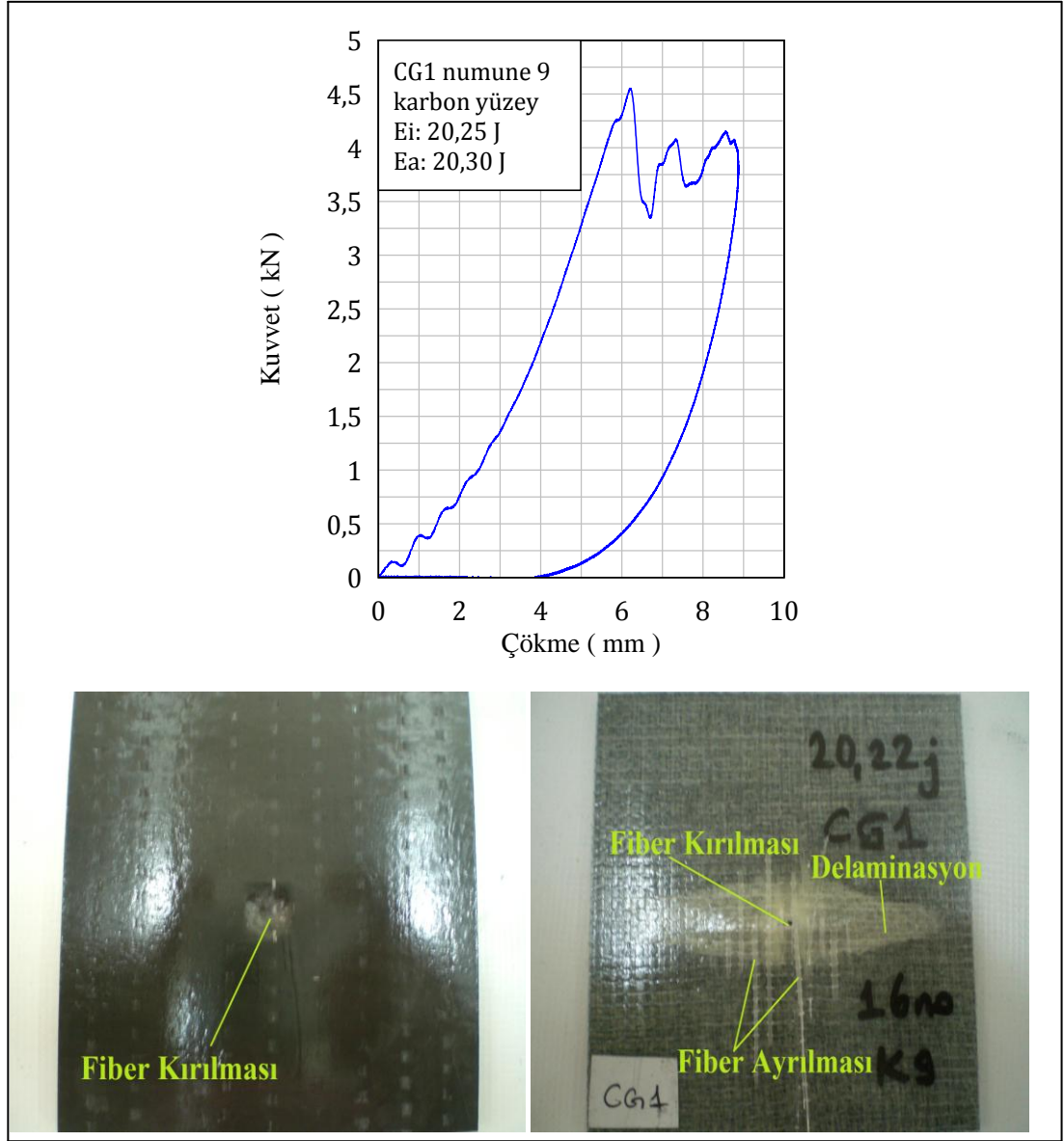
ezilmesi ve delaminasyonlar oluşmuş arka (karbon) yüzeyde fiber kırılmaları meydana gelmiş ve henüz saplanma veya delinme oluşmamıştır.



Şekil 4.8. CG1 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 2. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numuneye ait fotoğraflar

Şekil 4.8'deki kuvvet çökme grafiği incelendiğinde, CG1 hibrit kompozitinde, 20 J darbe enerjisinde açık bir grafik eğrisi meydana gelmiş ön yüzeyde fiber kırılması, delinme hasarı ve delaminasyonlar oluşmuş, arka yüzeyde (karbon) fiber ayrılmaları meydana gelmiştir.

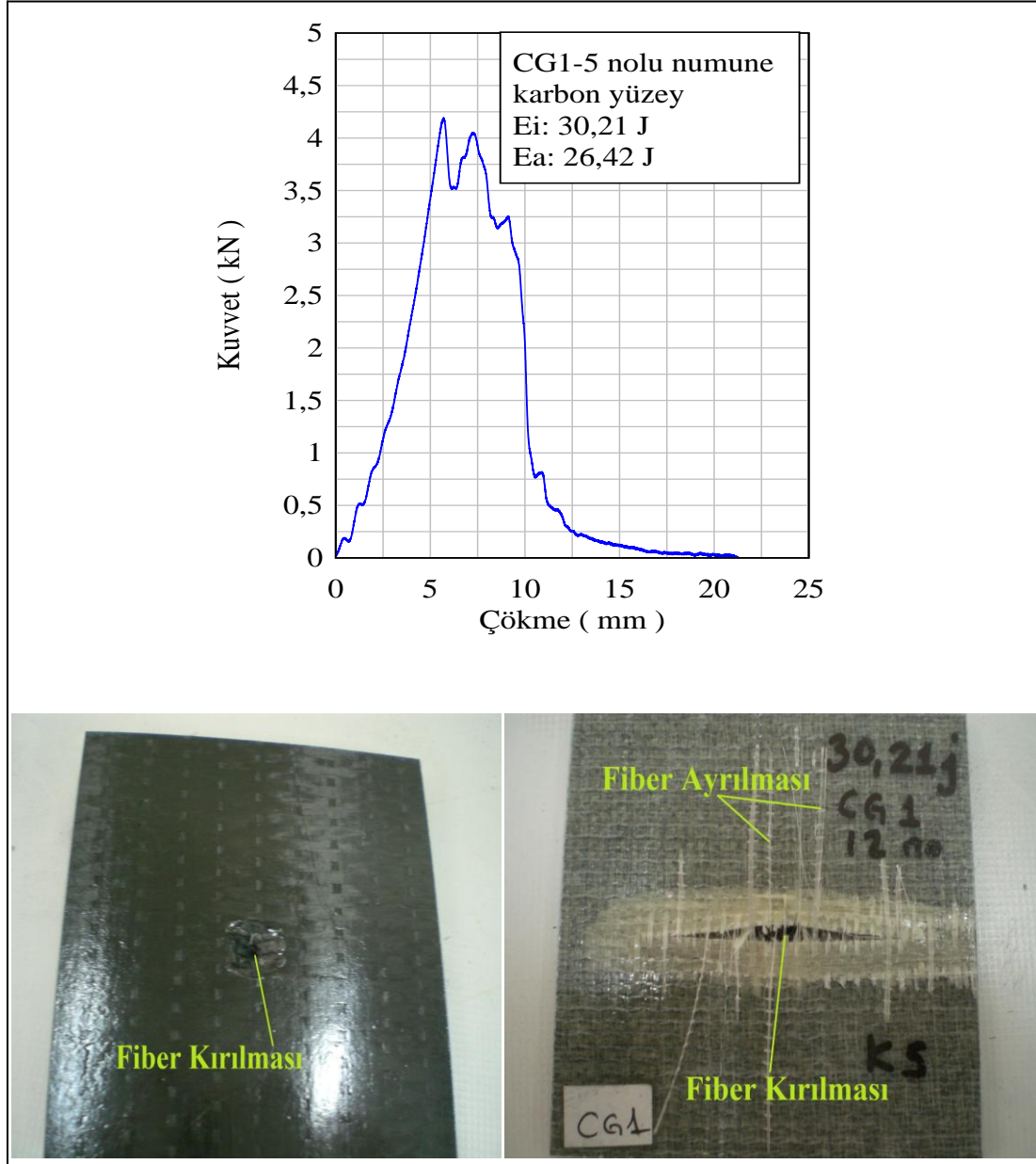
Cam yüzey için 20 J darbe enerjisinde delinme hasarı oluşmuştur. Diğer hibrit kompozitlerde cam yüzey için kuvvet çökme eğrileri 20 J için oluşturularak incelenmiştir.



Şekil 4.9. CG1 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin numune 9'a ait kuvvet-çökme eğrisi hasarlı numune fotoğrafları

Şekil 4.9'daki kuvvet çökme grafiği incelediğinde, CG1k hibrit kompozitinde, karbon yüzeye yapılan 20 J darbe enerjisinde kapalı bir grafik eğrisi meydana gelmiş ve geri sekme oluşmuştur. Darbenin yapıldığı yüzeyde (karbon yüzey) fiber kırılması oluşmuş ve arka (cam) yüzeyde fiber kırılmaları, delaminasyonlar ve fiber ayrılmaları meydana gelmiştir.

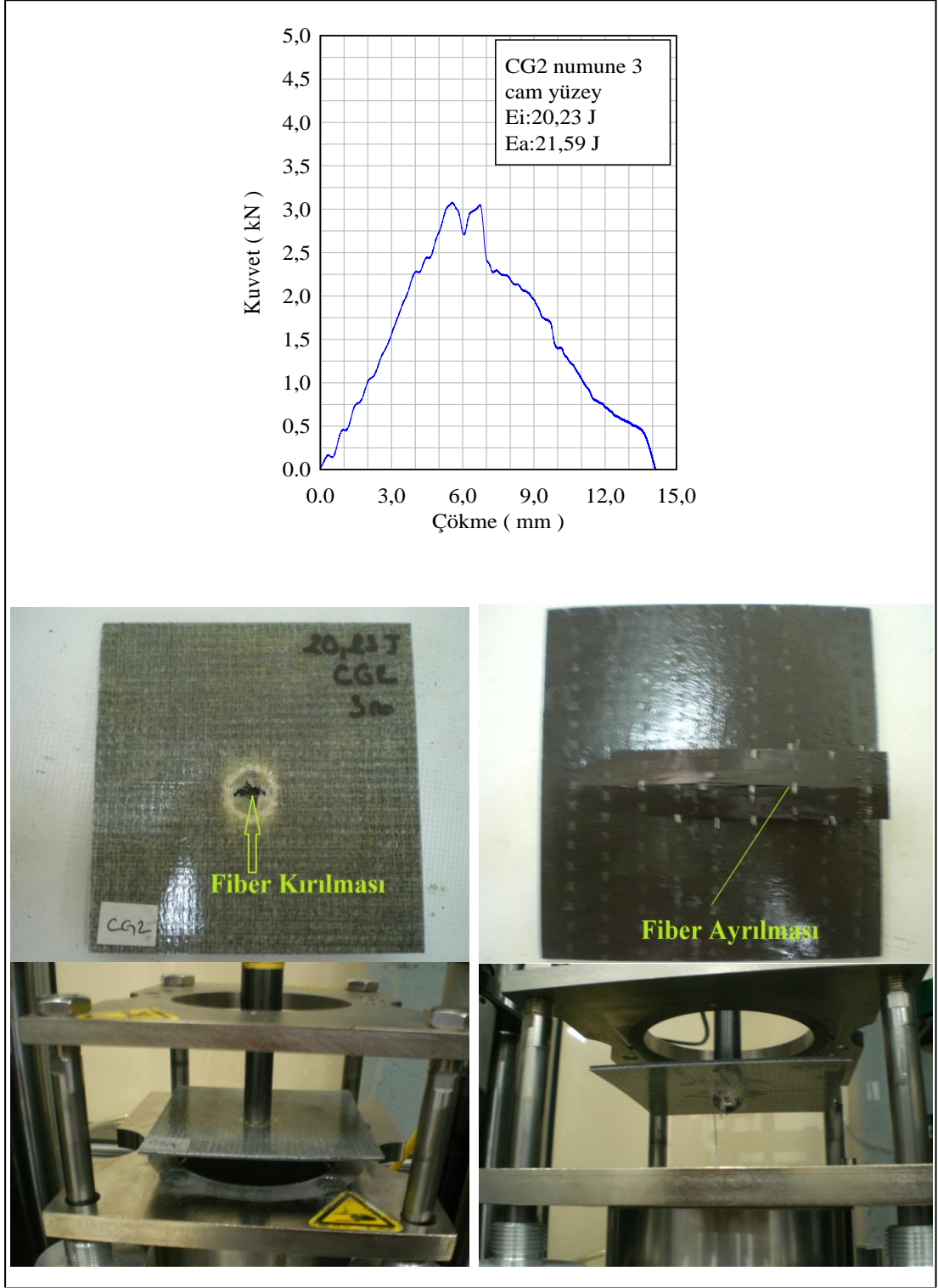
Karbon yüzeye yapılan 20 J darbe enerjisinde henüz saplanma veya delinme hasarı oluşmamıştır.



Şekil 4.10. CG1 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin 5. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları

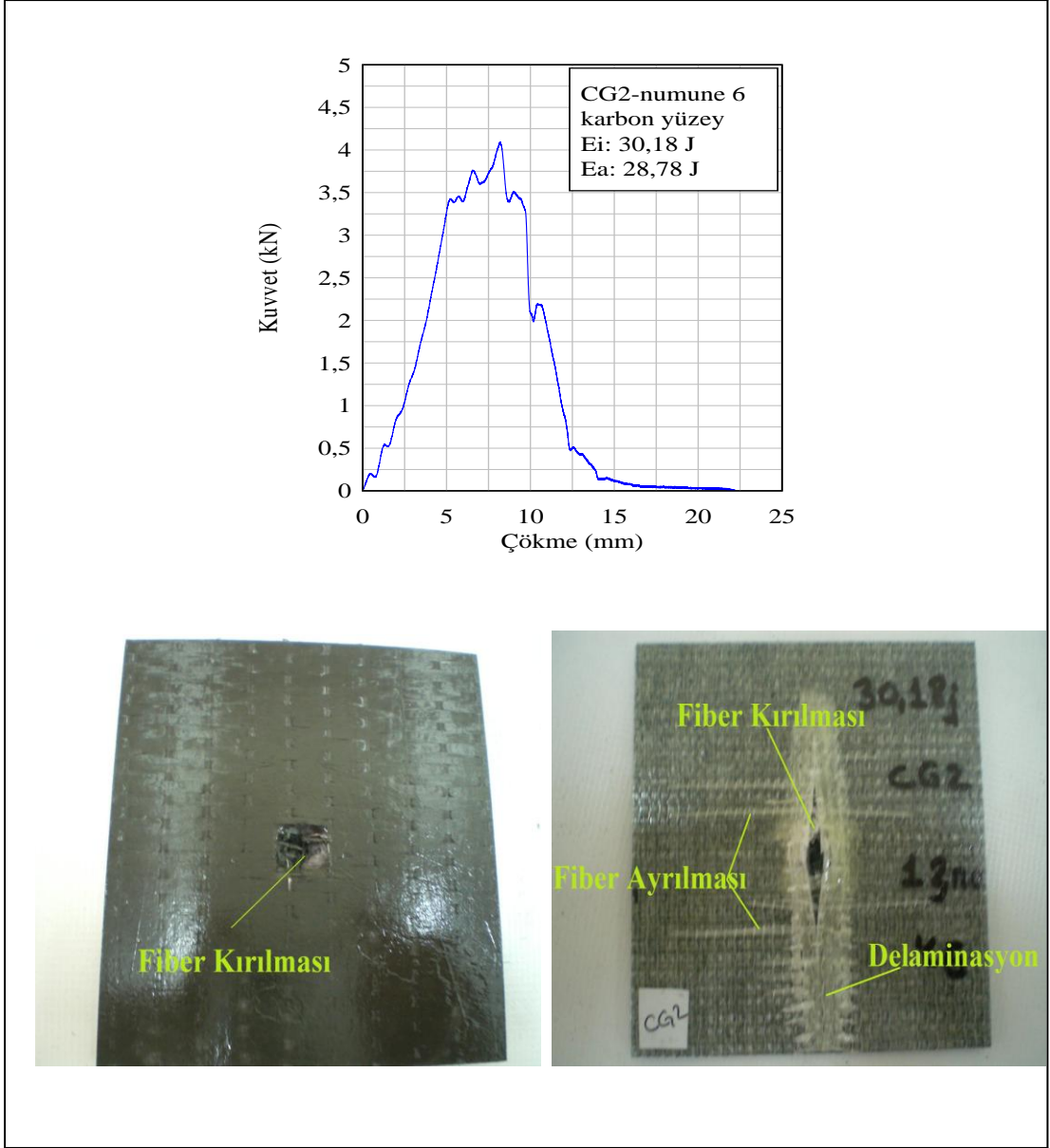
Şekil 4.10'dan görüleceği üzere, CG1 numunesine 30 J enerjiye sahip darbe uygulanmıştır. Bunun sonucunda kuvvet-çökme eğrisi açık bir grafik eğrisi olarak elde edilmiştir. Hibrit kompozit plakta delinme hasarı meydana gelmiştir.

Bundan sonraki karbon yüzeyden yapılan darbe incelemeleri, 30 J enerjiye sahip darbeler için yapılmıştır.



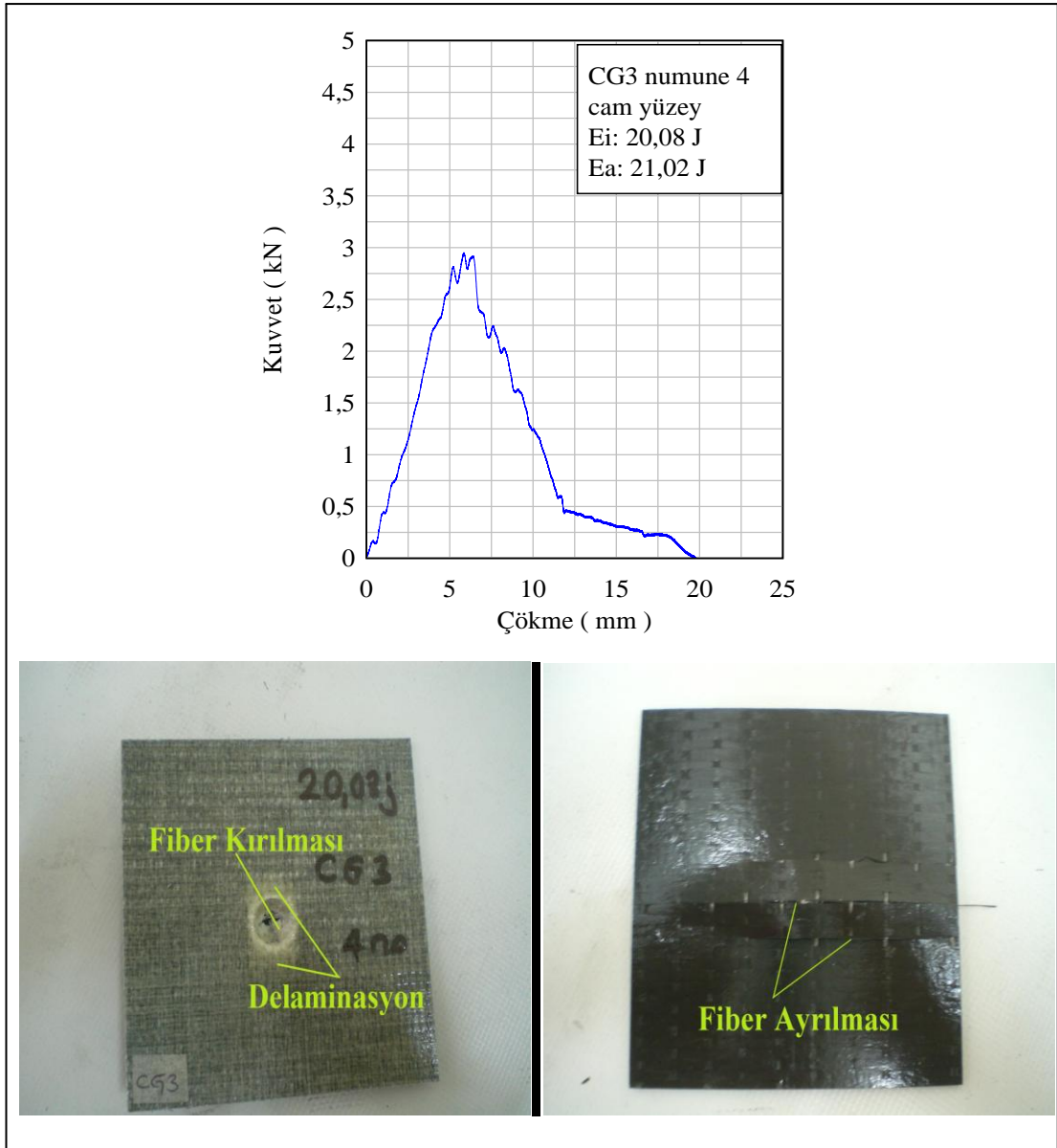
Şekil 4.11. CG2 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 3. numunesine kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı ve numunenin saplanmış haldeki fotoğrafları

Şekil 4.11'den görüleceği üzere CG2 hibrit kompozit plakta 20 J enerji darbesinde, saplanma meydana gelmiştir. Ön yüzeyde fiber kırılması, arka yüzeyde ise fiber ayrılması oluşmuştur.



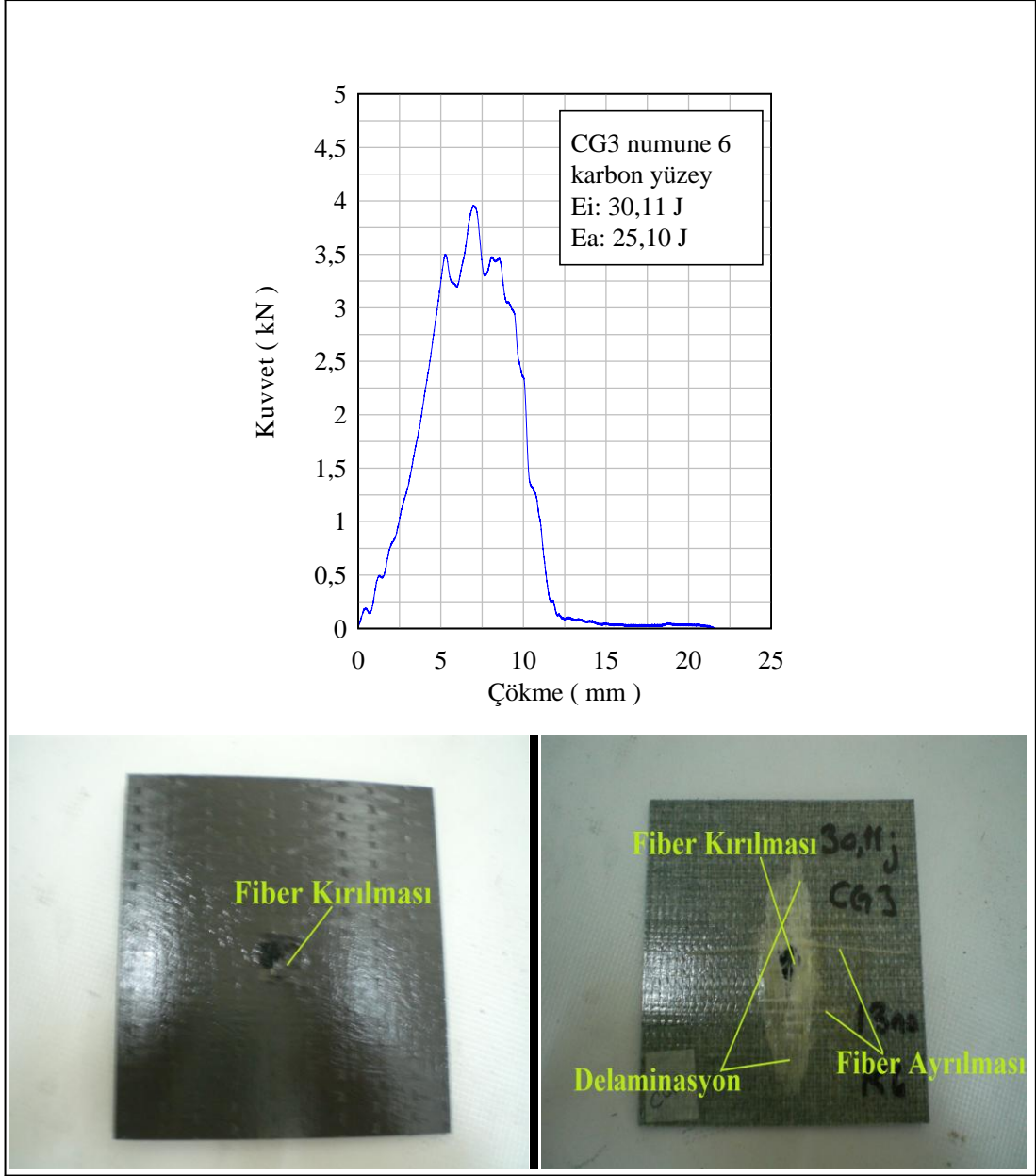
Şekil 4.12. CG2 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin 6. numunesine kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları

Şekil 4.12’de karbon yüzeyine 30 J darbe uygulanan CG2 hibrit kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve numunede oluşan hasarlar görülmektedir. Kuvvet-çökme eğrisi açık bir grafik eğrisi olarak elde edilmiş olup, hibrit kompozit plakta delinme hasarı meydana gelmiştir. Darbenin yapıldığı karbon yüzeyde fiber kırılması oluşmuş; arka (cam) yüzeyde ise; delaminasyon, fiber kırılması ve fiber ayrılmaları meydana gelmiştir.



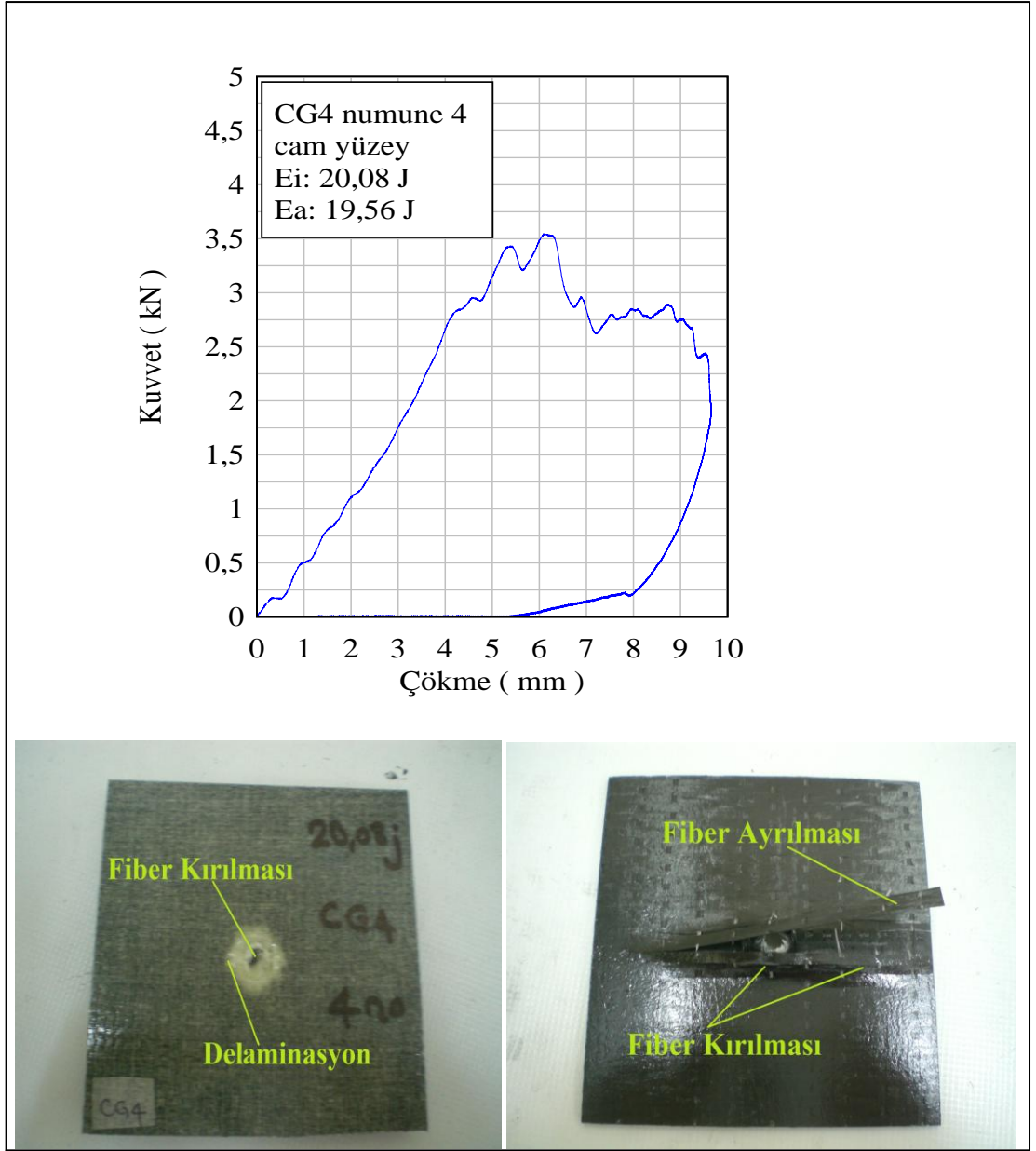
Şekil 4.13. CG3 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 4. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları

Şekil 4.13'de 20 J darbe uygulanan CG3 hibrit kompozitine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları görülmektedir. Kuvvet-çökme eğrisi olarak açık bir grafik eğrisi olarak elde edilmiş olup, numunede delinme meydana gelmiştir. Darbe yapılan cam yüzeyde fiber kırılması ve delaminasyon, arka (karbon) yüzeyde ise son tabalarda fiber ayrılması meydana gelmiştir.



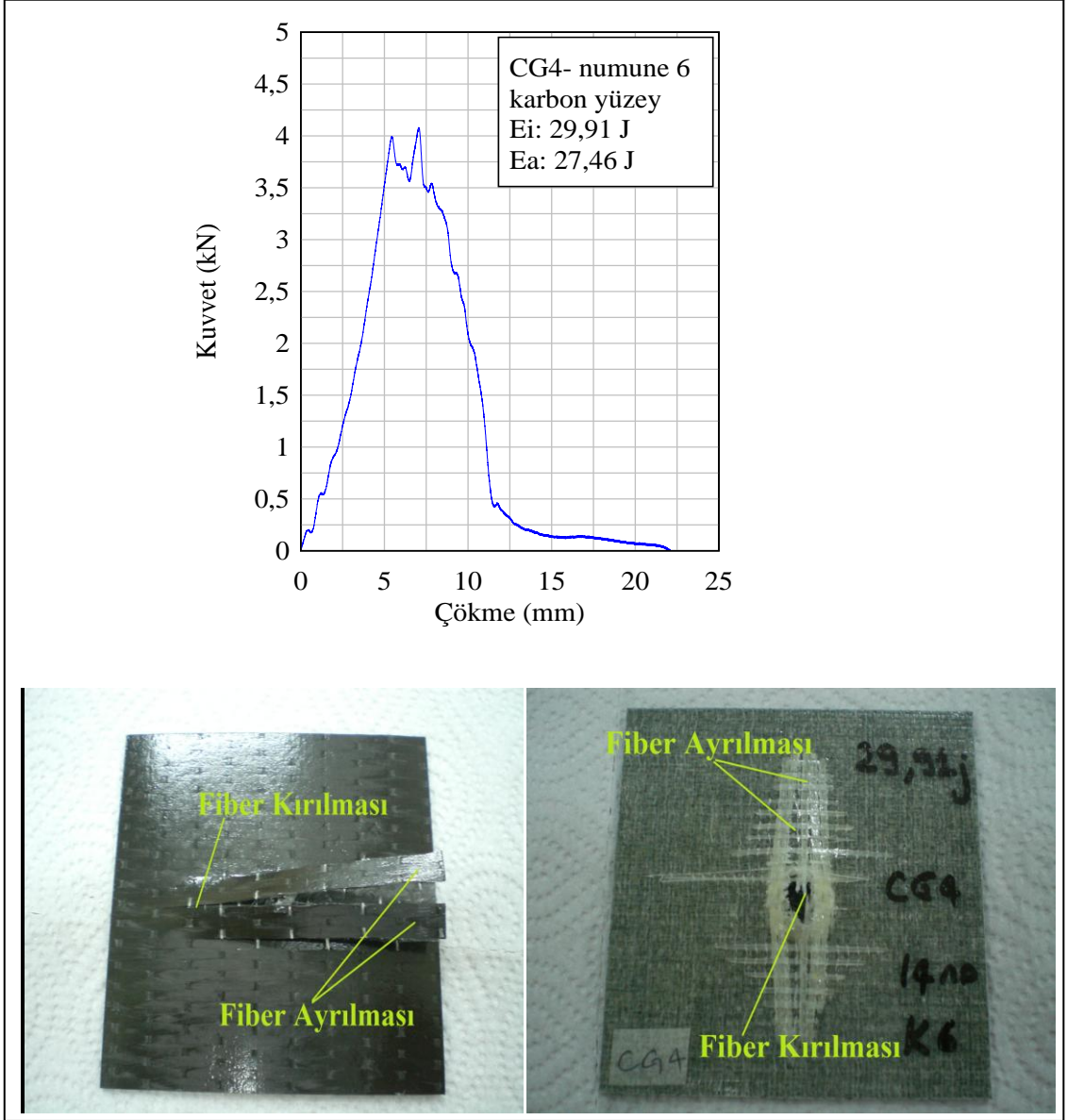
Şekil 4.14. CG3 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin 6. numunesine ait kuvvet çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları

Şekil 4.14'de 30 J darbe uygulanan CG3 numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları görülmüştür. Hibrit kompozit plakta delinme meydana gelmiş ve darbe uygulanan karbon yüzeyde fiber kırılması meydana gelmiş, arka (cam) yüzeyde ise; fiber kırılması, fiber ayrılması ve delaminasyon oluşmuştur.



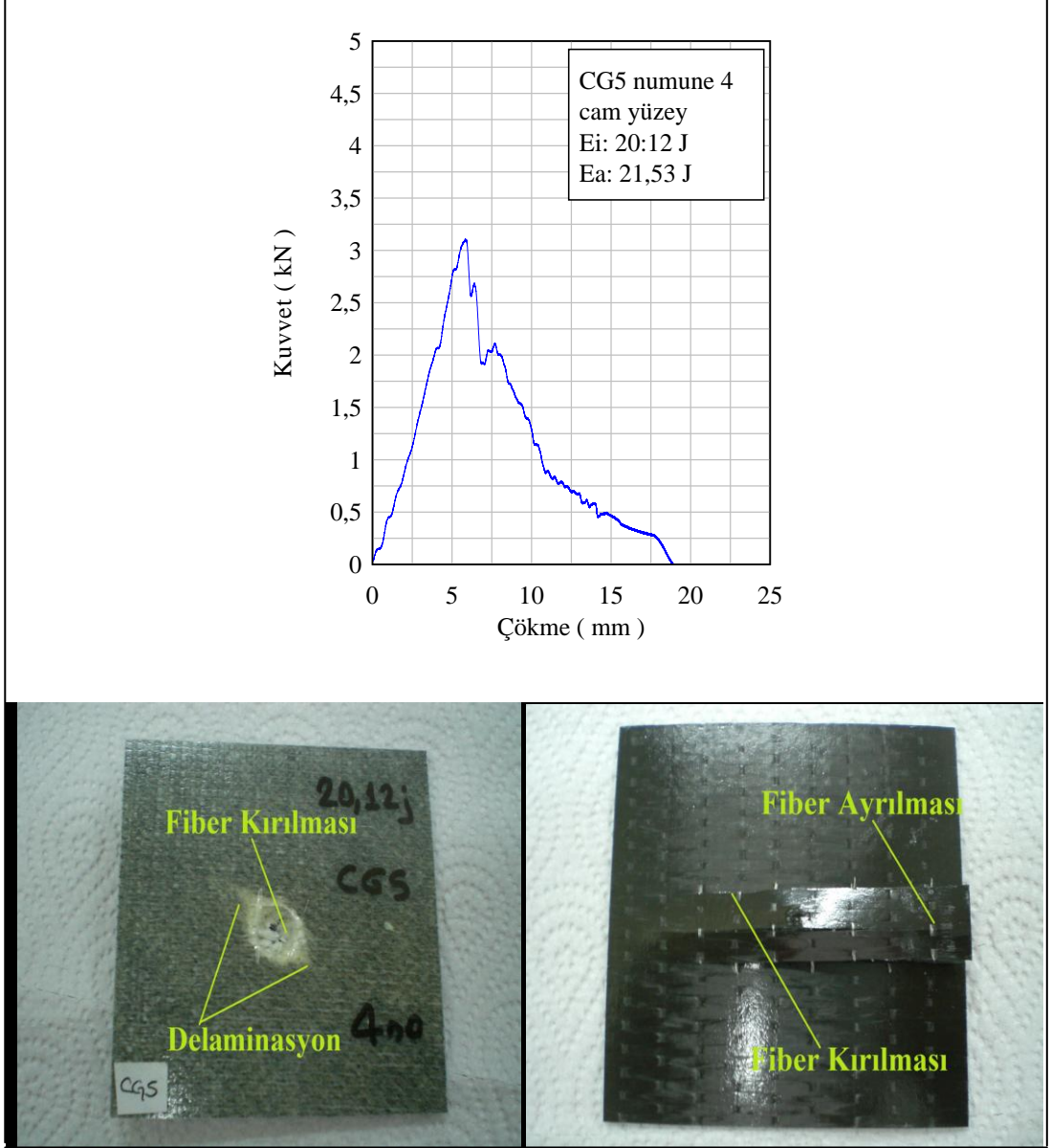
Şekil 4.15. CG4 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 4. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları ve numunenin saplanmış hali

Şekil 4.15'de cam yüzeyden 20 J darbe uygulanan CG4 numunesi ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları görülmektedir. Hibrit kompozit plakta delinme meydana gelmiş ve darbe uygulanan cam yüzeyde fiber kırılması ve delaminasyon, arka (karbon) yüzeyde fiber kırılması ve fiber ayrılması oluşmuştur.



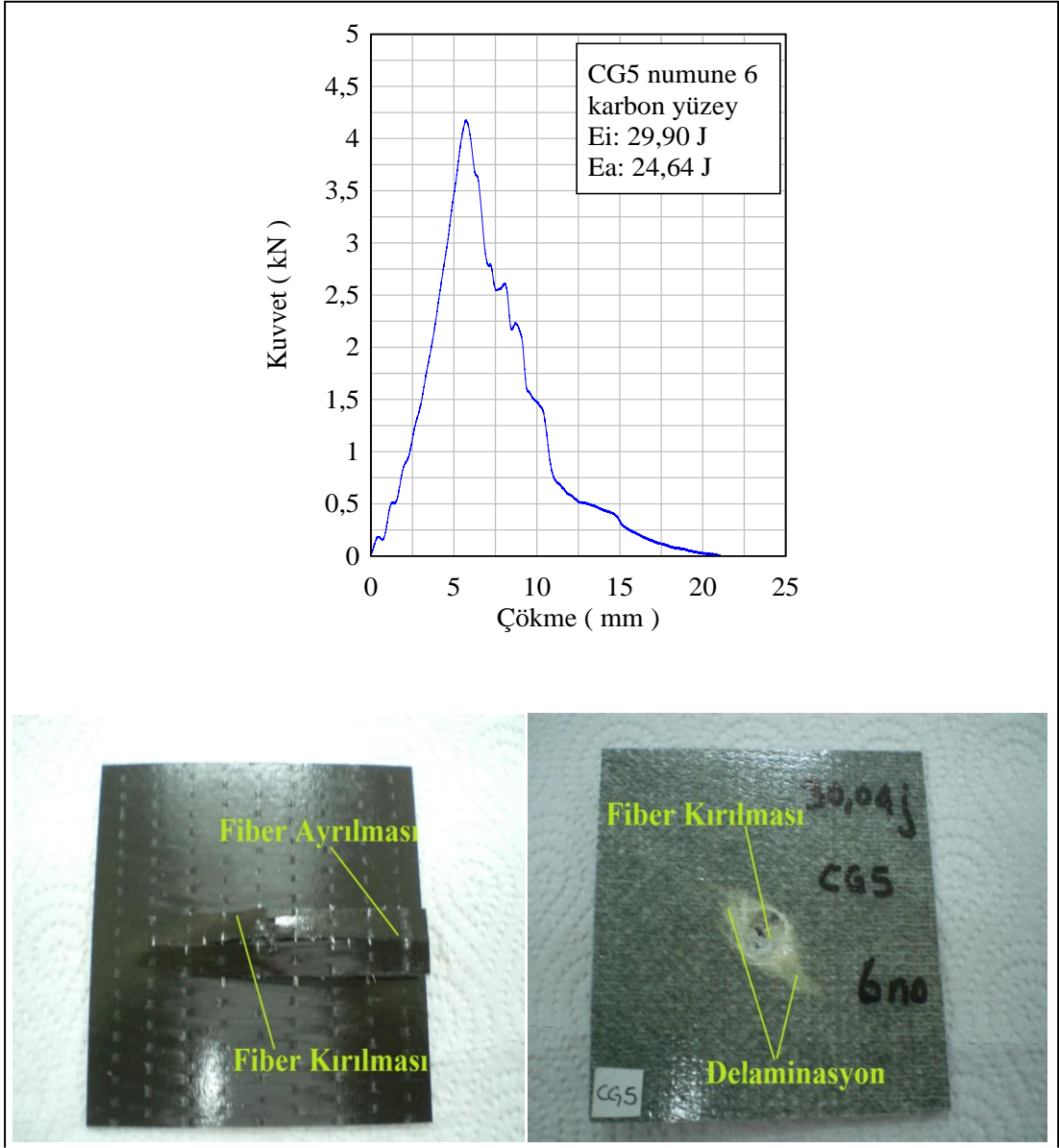
Şekil 4.16. CG4 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin 6. numunesine ait kuvvet çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları

Şekil 4.16'da 30 J darbe uygulanan CG4 numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları görülmektedir. Hibrit kompozit plakta delinme meydana gelmiş ve darbe uygulanan karbon yüzeyde fiber kırılması ve fiber ayrılması, (cam) arka yüzeyde fiber kırılması ve fiber ayrılması oluşmuştur.



Şekil 4.17. CG5 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 4. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları

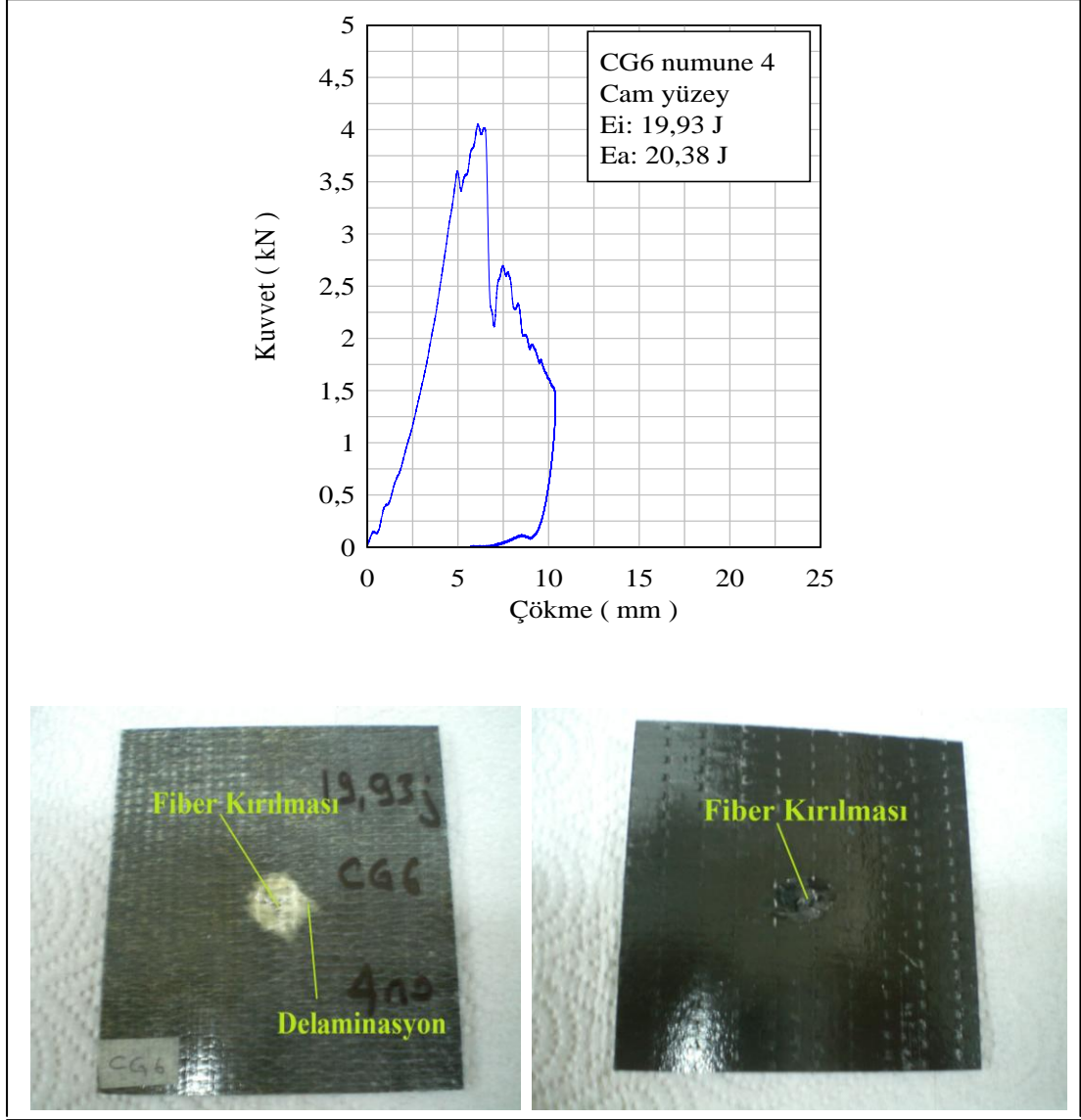
Şekil 4.17'de 20 J darbe uygulanan CG5 numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları görülmektedir. Hibrit kompozit plakta delinme meydana gelmiş ve darbe uygulanan cam yüzeyde fiber kırılması ve delaminasyon, arka yüzeyde (karbon yüzey) fiber kırılması ve fiber ayrılması oluşmuştur.



Şekil 4.18. CG5 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin 6. numunesine ait kuvvet çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları

Şekil 4.18'de görüldüğü gibi CG5 numunesine karbon yüzeyden 30 J darbe uygulanmıştır.

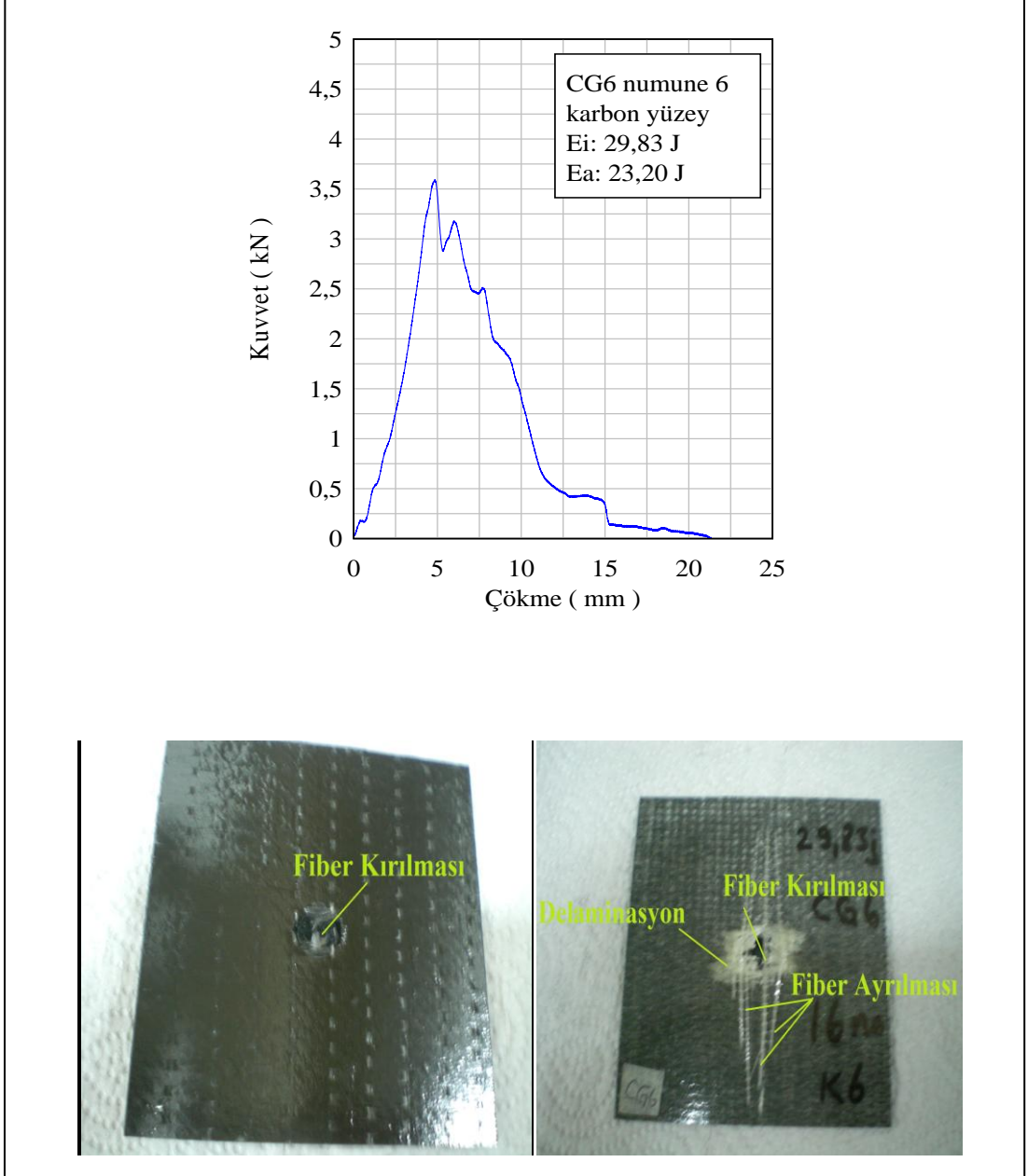
Bunun sonucunda hibrit kompozit plakta delinme meydana gelmiş ve darbe uygulanan karbon yüzeyde fiber kırılması ve fiber ayrılması, arka (cam) yüzeyde fiber kırılması ve delaminasyon oluşmuştur.



Şekil 4.19. CG6 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 4. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları

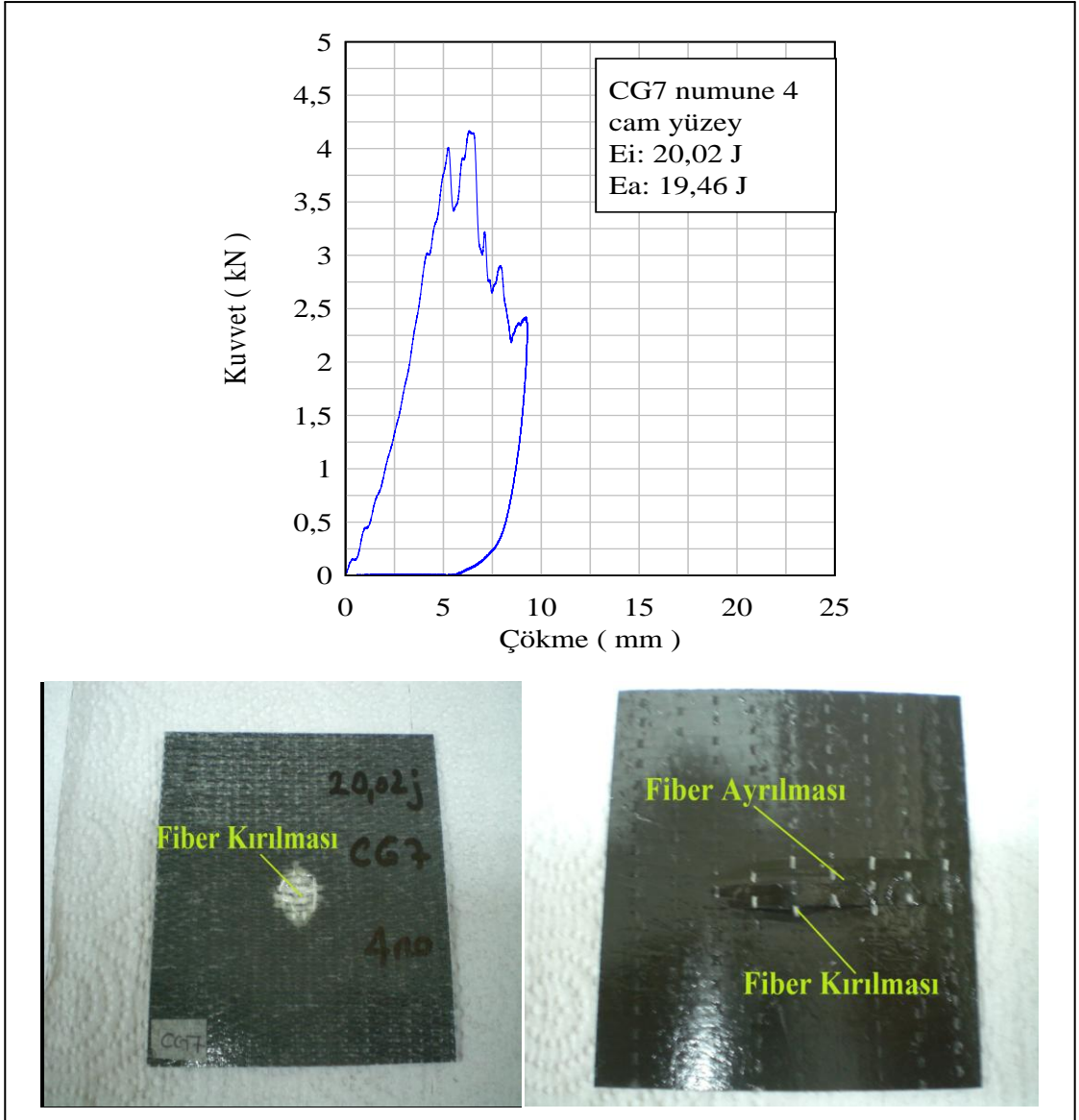
Şekil 4.19'da görüldüğü gibi CG6 numunesine, cam yüzeyden 20 J darbe uygulanmıştır.

Bunun sonucunda hibrit kompozit plakta delinme meydana gelmiş ve darbe uygulanan cam yüzeyde fiber kırılması ve delaminasyon, arka (karbon) yüzeyde fiber kırılması oluşmuştur.



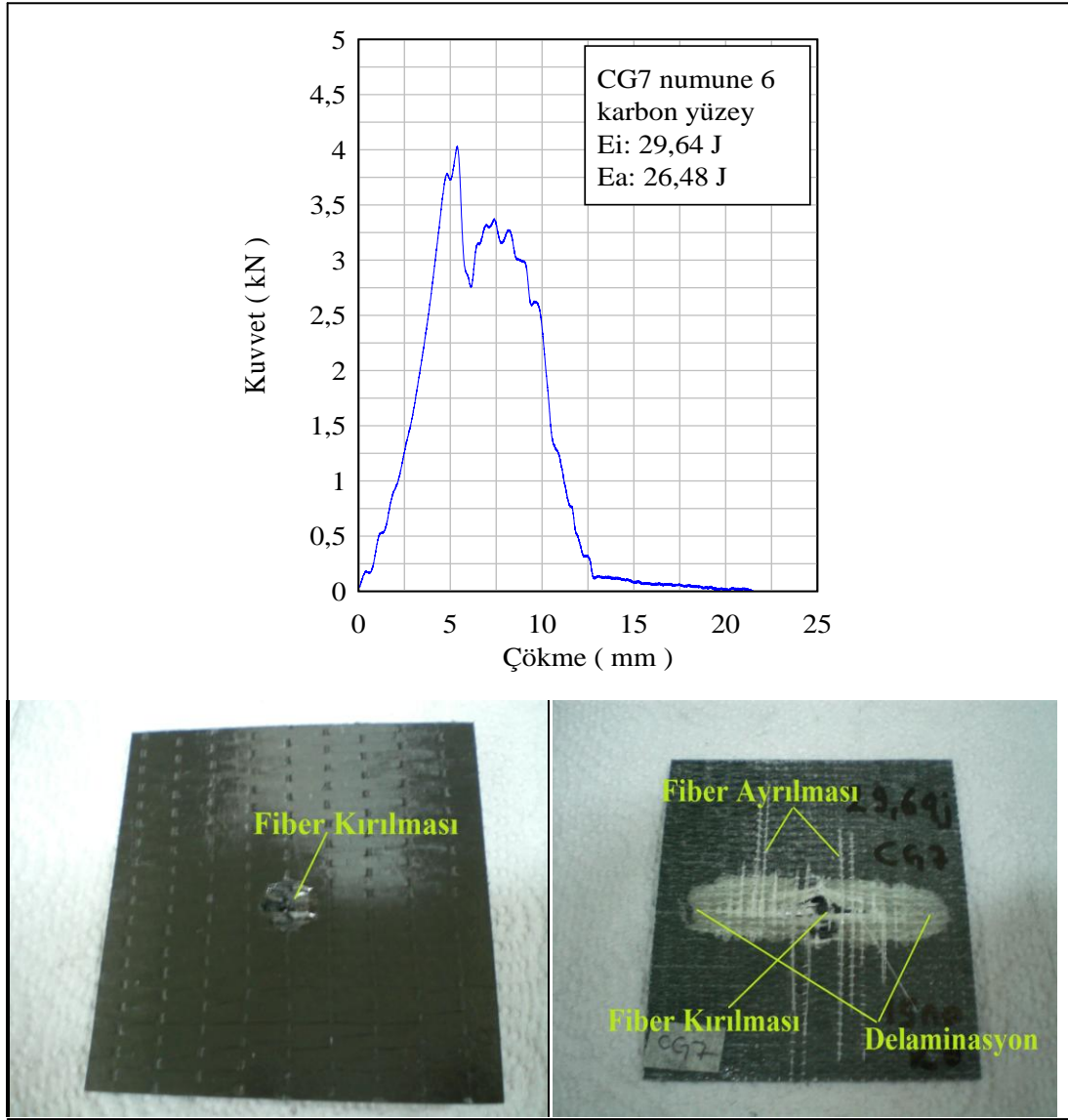
Şekil 4.20. CG6 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin 6. numunesine ait hasarlı kuvvet-çökme eğrisi ve numune fotoğrafları

Şekil 4.20'de görüldüğü gibi CG6 numunesine karbon yüzeyden 30 J darbe uygulanmıştır. Bunun sonucunda hibrit kompozit plakta delinme meydana gelmiş ve darbe uygulanan karbon yüzeyde fiber kırılması, arka (cam) yüzeyde fiber kırılması, fiber ayrılması ve delaminasyon oluşmuştur.



Şekil 4.21. CG7 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 4. numunesine ait kuvvet-çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları

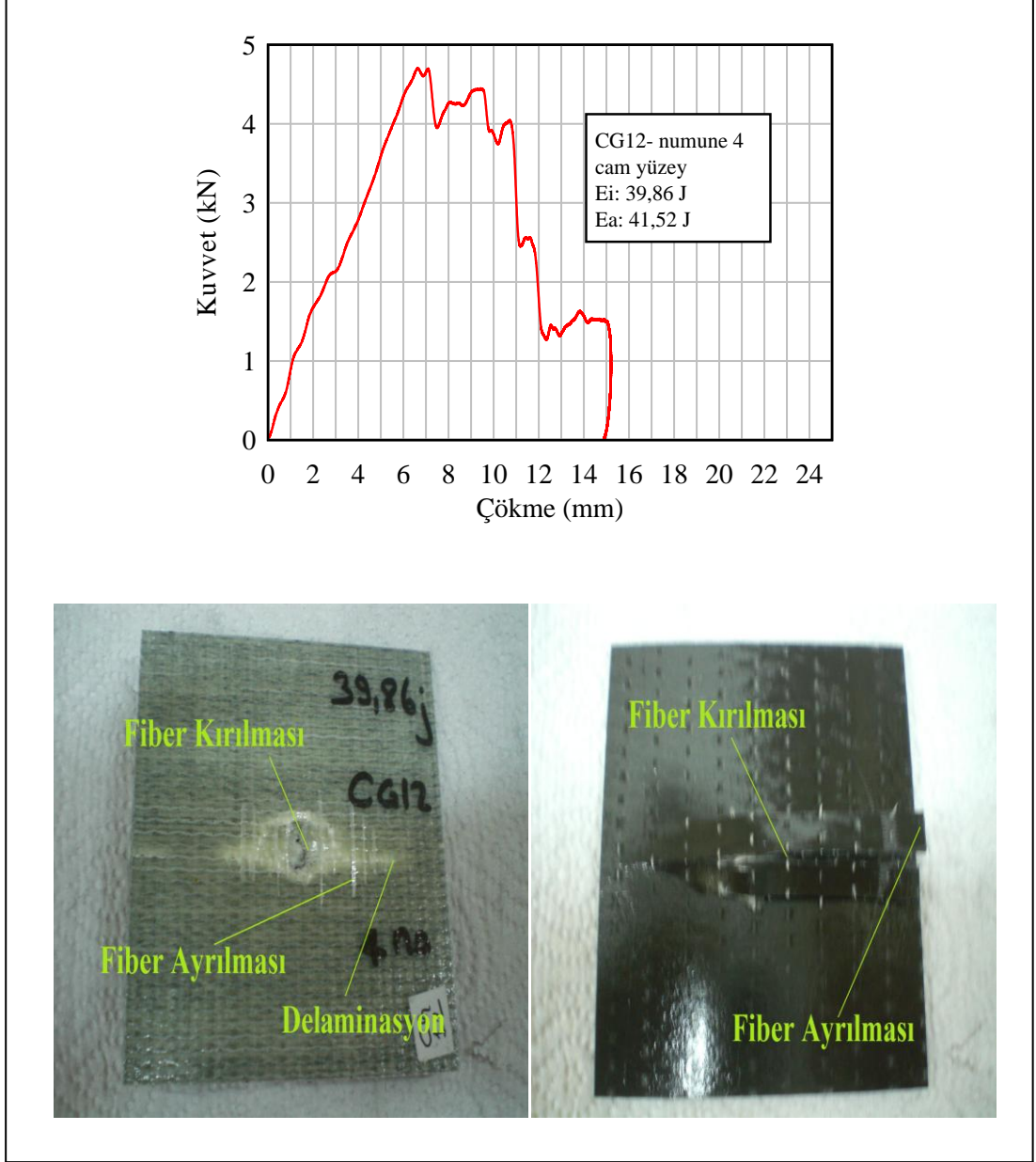
Şekil 4.21'de görüldüğü gibi CG7 numunesine karbon yüzeyden 20 J darbe uygulanmıştır. Bunun sonucunda hibrit kompozit plakta delinme meydana gelmiş ve darbe uygulanan cam yüzeyde fiber kırılması, arka (karbon) yüzeyde fiber kırılması ve fiber ayrılması oluşmuştur.



Şekil 4.22. CG7 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin 6. numunesine ait kuvvet çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları

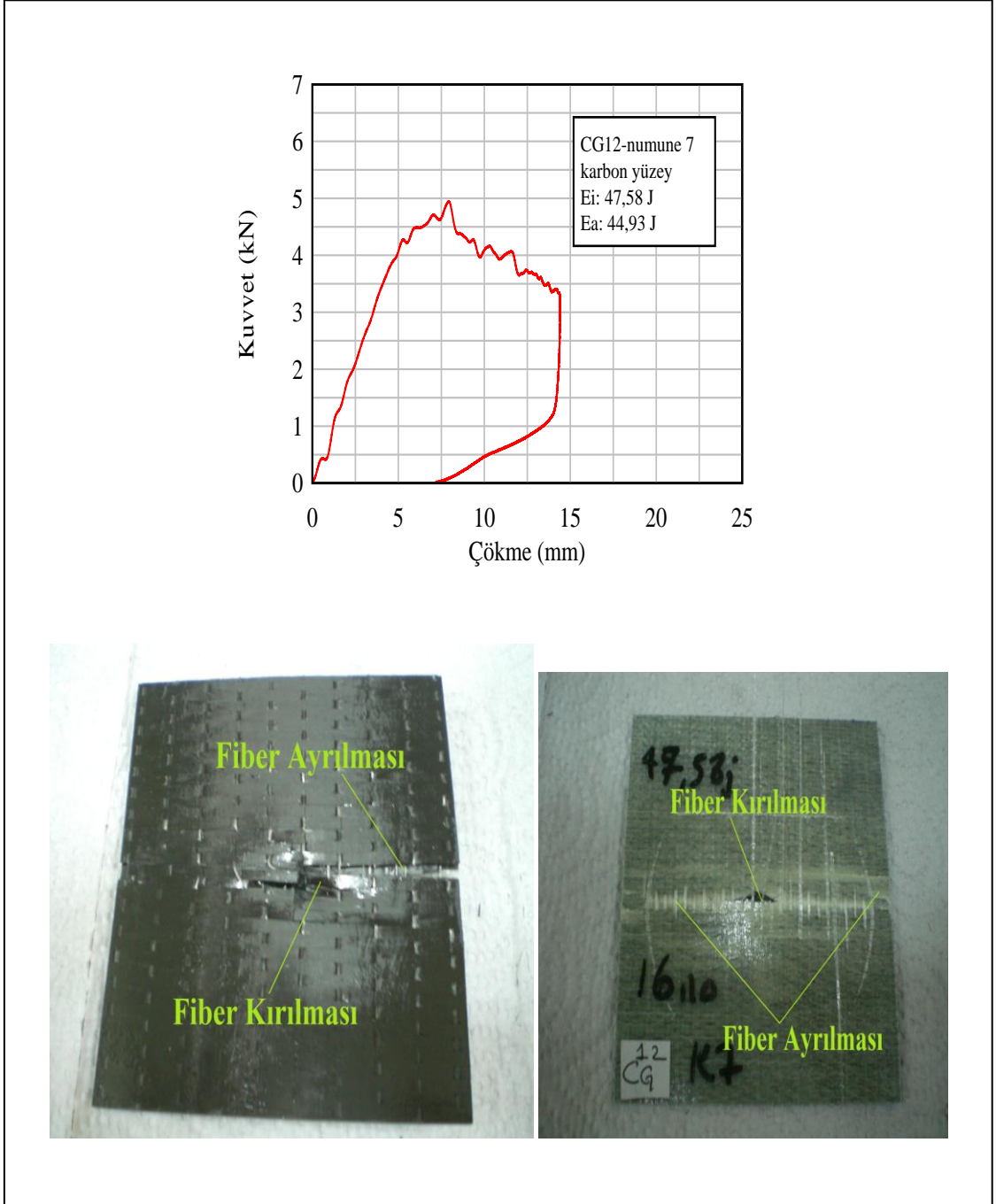
Şekil 4.22'de görüldüğü gibi CG7 numunesine karbon yüzeyden 30 J darbe uygulanmıştır.

Bunun sonucunda hibrit kompozit plakta delinme meydana gelmiş ve darbe uygulanan karbon yüzeyde fiber kırılması, arka (cam) yüzeyde fiber kırılması, fiber ayrılması ve delaminasyon oluşmuştur.



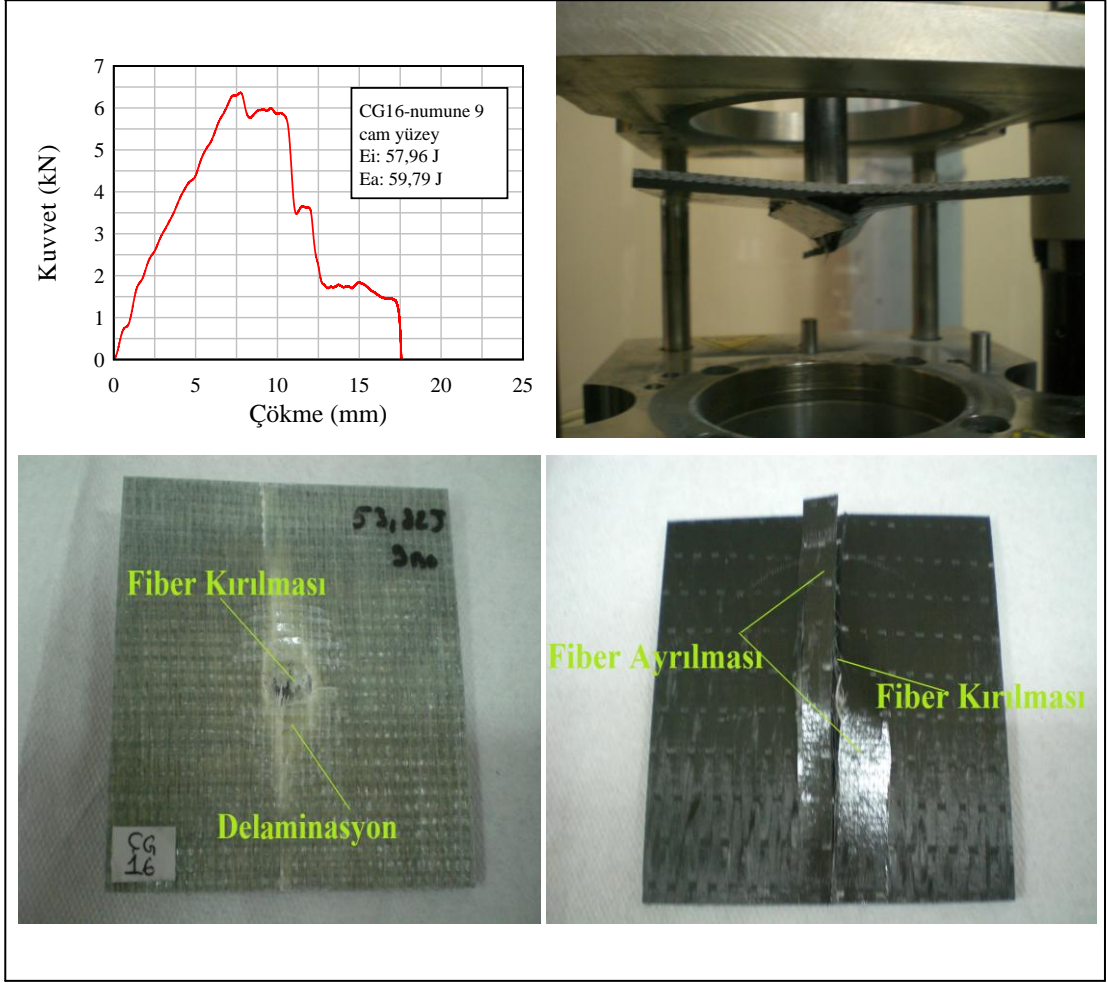
Şekil 4.23. CG12 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 4. numunesine ait kuvvet çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları

Şekil 4.23'de görüldüğü gibi CG12 numunesine karbon yüzeyden 40 J darbe uygulanmıştır. Bunun sonucunda hibrit kompozit plakta delinme meydana gelmiş ve darbe uygulanan cam yüzeyde fiber kırılması, fiber ayrılması ve delaminasyon arka (karbon) yüzeyde ise; fiber kırılması ve fiber ayrılması oluşmuştur.



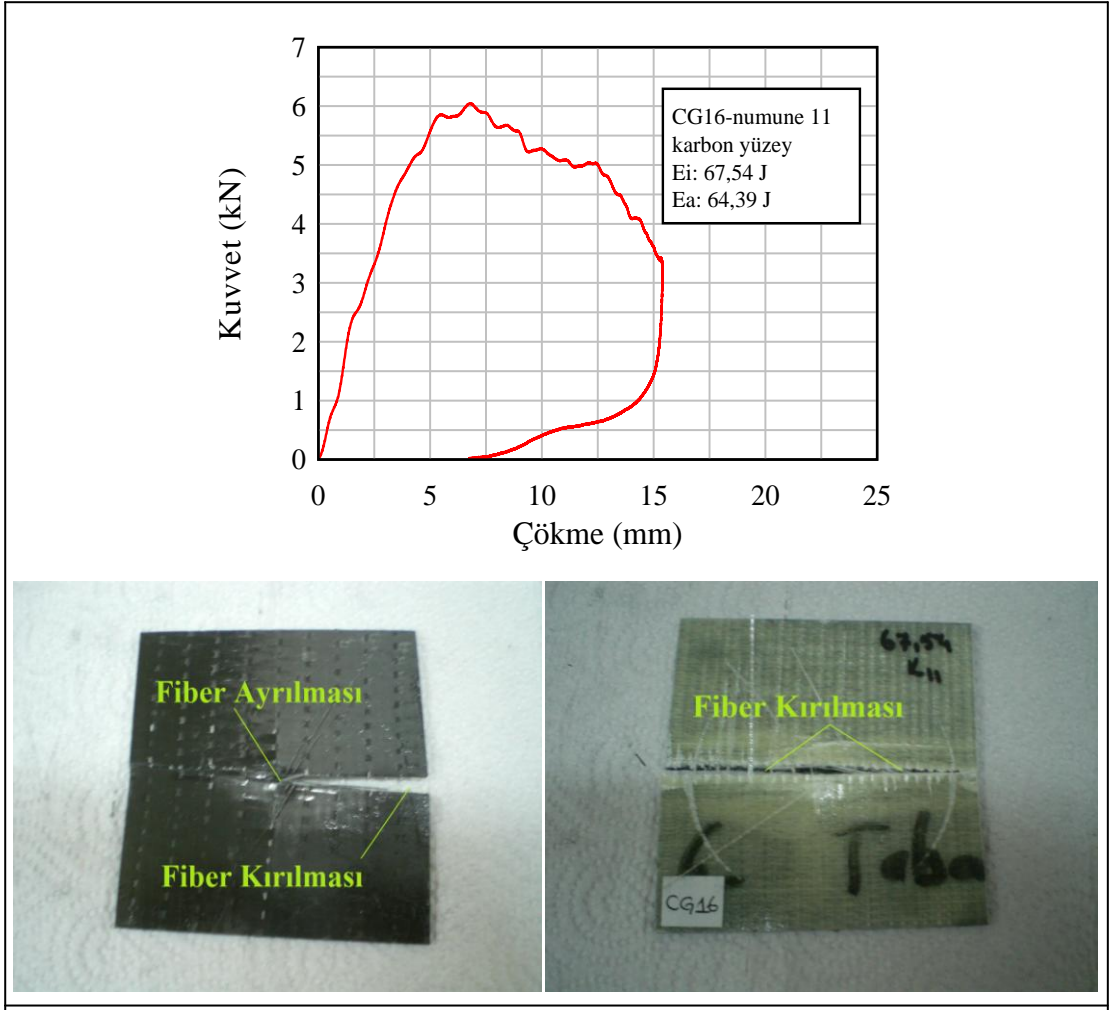
Şekil 4.24. CG12 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin 7. numunesine ait kuvvet çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları

Şekil 4.24'de görüldüğü gibi CG12 numunesine karbon yüzeyden 48 J darbe uygulanmıştır. Bunun sonucunda hibrit kompozit plakta delinme meydana gelmiş ve darbe uygulanan karbon yüzeyde fiber kırılması ve fiber ayrılması, arka (cam) yüzeyde ise; fiber kırılması ve fiber ayrılması oluşmuştur.



Şekil 4.25. CG16 (cam yüzey) hibrit kompozitinin 9. numunesine ait kuvvet çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları

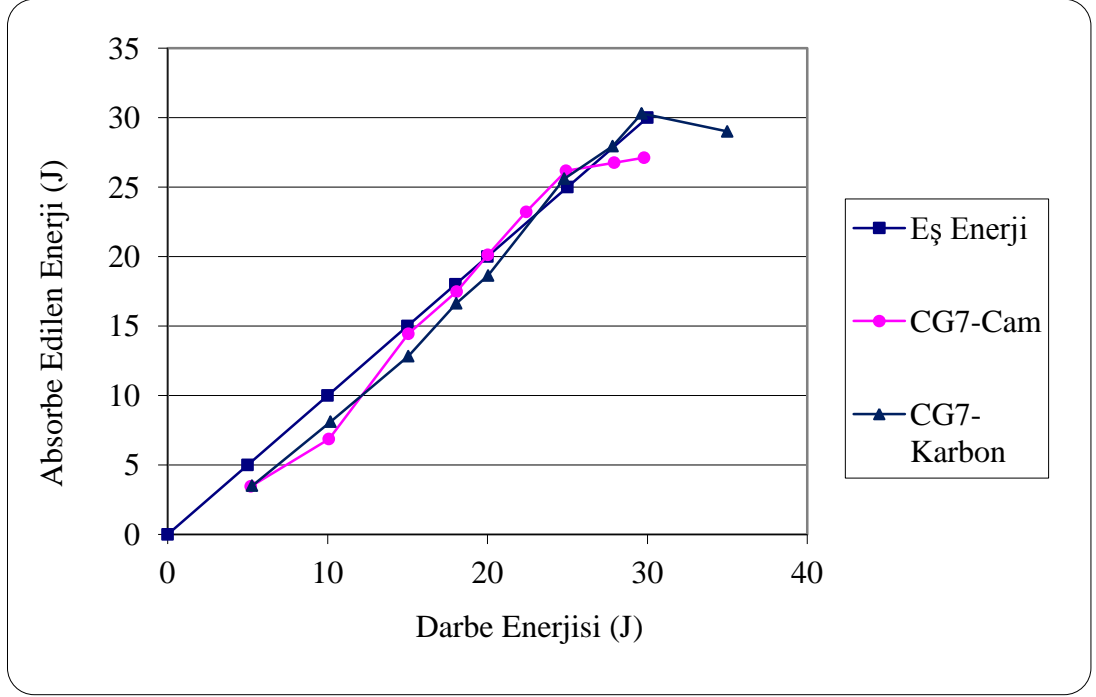
Şekil 4.25'de görüldüğü gibi CG16 numunesine cam yüzeyden 53 J darbe uygulanmıştır. Bunun sonucunda hibrit kompozit plakta delinme meydana gelmiş ve darbe uygulanan cam yüzeyde fiber kırılması ve delaminasyon arka (karbon) yüzeyde fiber kırılması ve fiber ayrılması oluşmuştur. 53 J darbe enerjisinde numune vurucu tüpe saplanmıştır.



Şekil 4.26. CG16 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin 11. numunesine ait kuvvet çökme eğrisi ve hasarlı numune fotoğrafları

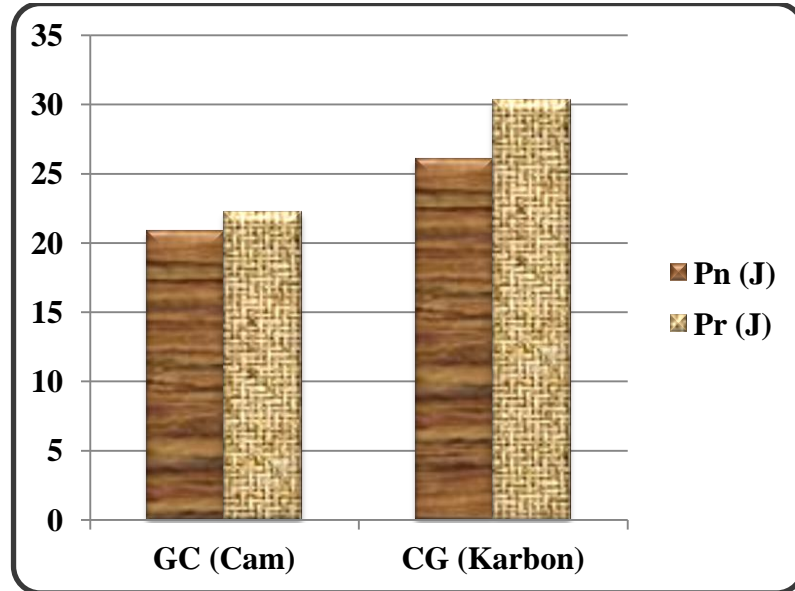
Şekil 4.26'de görüldüğü gibi CG16 numunesine karbon yüzeyden 68 J darbe uygulanmıştır. Hibrit kompozit plakta darbe uygulanan karbon yüzeyde fiber kırılması ve fiber ayrılması, arka (cam) yüzeyde fiber kırılması oluşmuştur.

CG12 hibrit kompozit plak 12 tabaka ve 2,6 mm kalınlığındadır. CG16 hibrit kompozit plakı ise 16 tabaka ve 3,2 mm kalınlığındadır. CG12 hibrit kompozit plakin cam yüzey delinme sınırı yaklaşık 40 J, karbon yüzey delinme sınırı yaklaşık 48 J dır. CG16 hibrit kompozit plakin cam yüzey delinme sınırı yaklaşık 53 J, karbon yüzey delinme sınırı yaklaşık 68 J olarak tespit edilmiştir. Dolayısıyla hibrit kompozit plakların tabaka sayıları ve kalınlıkları arttıkça mukavemetinin de arttığı belirlenmiştir.



Şekil 4.27. CC7c ve CG7k hibrit kompozitlerine ait enerji profili diyagramı

Şekil 4.27'deki grafikten ve kuvvet-çökme grafiklerinden elde edilen verilere göre, hibrit kompozitler için numuneye saplanma sınır değeri (P_n) ve numunenin delinme sınır değeri (P_r) bir grafik olarak Şekil 4.28'deki gösterilebilir.



Şekil 4.28. CGc ve CGk hibrit kompozitlere ait P_n ve P_r değerleri

Hibrit kompozit plaklarda yapılan darbe sonucu oluşturulan kuvvet-çökme grafiklerinden elde edilen sonuçlara göre, CG1, CG2, CG3, CG4, CG5, CG6, CG7 cam yüzeylerinin saplanma sınır değerleri ve delinme sınır değerleri birbirine yakındır. Aynı şekilde CG1, CG2, CG3, CG4, CG5, CG6, CG7 karbon yüzeylerinin birbirleri arasında saplanma sınır değerleri ve delinme sınır değerleri birbirine yakındır.

Buna göre, CG1, CG2, CG3, CG4, CG5, CG6, CG7 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin saplanma sınır değerinin cam yüzeyden % 25 daha büyük olduğu; delinme sınırlarının ise, CG1, CG2, CG3, CG4, CG5, CG6, CG7 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin delinme sınır değerinin cam yüzeyden yaklaşık % 36 daha büyük olduğu tespit edilmiştir.

5. TARTIŞMA VE SONUÇLAR

Bu çalışmada, karbon elyaf-cam elyaf/epoksi hibrit kompozit plaklarının artan darbe enerjisi altındaki darbe davranışları incelenmiştir. Bu amaçla, 8, 12, 16 tabakalı 2,1 mm, 2,6 mm, 3,2 mm kalınlıkta, farklı diziliş açılarında ve 100x100 mm boyutlarında karbon elyaf-cam elyaf/epoksi kompozit plakların oda sıcaklığında darbe davranışları belirlenmiştir. Hibrit kompozitlerin darbe testinde darbe uygulanan yüzey olarak karbon yüzey ve cam yüzey ayrı ayrı darbelere tabi tutularak değerlendirilmiştir. 10J, 20J, 30J, 40J, 50J, 60J şeklinde artan darbe enerjilerinde darbeler yapılmış ve yapılan bu darbe testleri sonucunda bu hibrit kompozit plakların darbe davranışları hakkında aşağıdaki sonuçlar elde edilmiştir.

Hibrit kompozit plaklarda, 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.

Karbon yüzeyden elde edilen F_{max} değeri, cam yüzeye göre yedi numunede de yüksek elde edilmiştir. Buna göre, darbe karakteristikleri değerleri bakımından da CGk (karbon yüzey) hibrit kompoziti diğerlerine göre daha üstün özelliklere sahiptir.

Karbon yüzeye uyguladığımız darbe sonucunda CG5k ($C_0/C_0/C_{45}/C_{-45}$)+(G₄₅/G₄₅/G₀/G₀) numunesinin mukavemetinin % 18 daha kötü, diğer plakların birbirine eşit dayanımda olduğu; cam yüzeye uyguladığımız darbe sonucunda ise, CG3c ($C_0/C_0/G_{90}/G_{90}$)+(C₀/C₀/G₉₀/G₉₀) numunesinin mukavemetinin % 10 daha kötü, CG5c ($C_0/C_0/C_{45}/C_{-45}$)+(G₄₅/G₄₅/G₀/G₀) ve CG7c($C_0/C_0/G_{30}/G_{-30}$)+(C₋₃₀/C₃₀/G₀/G₀) numunelerinin mukavemetinin % 25 daha iyi durumda olduğu görülmüştür.

Hibrit kompozit plaklar için oda sıcaklığında darbe enerjisi arttıkça temas kuvveti, çökme ve numune ile temas süreleri de artmaktadır. Genel olarak kompozitin kuvvet ve çökme değerleri delinme sınırında en yüksek değerine ulaşırken, vurucu ile numune arasındaki temas süresi ise delinme sınırı öncesinde en yüksek değerine ulaşmaktadır.

Hibrit kompozit plaklarda darbe uygulanmamış olan arka yüzeylerde 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.

Hibrit kompozit plaklarda yapılan darbe sonucu oluşturulan kuvvet-çökme grafiklerinden elde edilen sonuçlara göre, CG1, CG2, CG3, CG4, CG5, CG6, CG7 cam yüzeylerinin saplanma sınır değerleri ve delinme sınır değerleri birbirine yakındır. Aynı şekilde CG1, CG2, CG3, CG4, CG5, CG6, CG7 karbon yüzeylerinin birbirleri arasında saplanma sınır değerleri ve delinme sınır değerleri birbirine yakındır.

Buna göre, CG1, CG2, CG3, CG4, CG5, CG6, CG7 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin saplanma sınır değerinin cam yüzeyden % 25 daha büyük olduğu; delinme sınırlarının ise, CG1, CG2, CG3, CG4, CG5, CG6, CG7 (karbon yüzey) hibrit kompozitinin delinme sınır değerinin cam yüzeyden yaklaşık % 36 daha büyük olduğu tespit edilmiştir.

CG12 hibrit kompozit plak 12 tabaka ve 2,6 mm kalınlığındadır. CG16 hibrit kompozit plakı ise 16 tabaka ve 3,2 mm kalınlığındadır. CG12 hibrit kompozit plakın cam yüzey delinme sınırı yaklaşık 40 J, karbon yüzey delinme sınırı yaklaşık 48 J dır. CG16 hibrit kompozit plakın cam yüzey delinme sınırı yaklaşık 53 J, karbon yüzey delinme sınırı yaklaşık 68 J olarak tespit edilmiştir. Dolayısıyla hibrit kompozit plakların tabaka sayıları ve kalınlıkları arttıkça mukavemetinin de arttığı belirlenmiştir.

KAYNAKLAR

- Abrate, S., 1998. *Impact on Composite Structures*. Cambridge University Press, 289p, United Kingdom.
- 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. Hibrit Kompozit Plakaların Darbe Davranışına Sıcaklığın Etkisi. Dokuz Eylül Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Doktora Tezi, 136s, İzmir.
- 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., Liu, D., 2008. Impact Response of Woven Composites with Small Weaving Angles. *International Journal of Impact Engineering*, 35, 80-97.
- Chemical Engineering, Ankara University. Erişim tarihi: 07.09.2012 <http://chem.eng.ankara.edu.tr/345/345not4.pdf>
- Ganapathy, S., 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.
- Hosur, M.V., Karim, M.R., 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., 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.
- Im, K.H. Cha, C.S. Kim, S.K., 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.

- Jenq, S.T., 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., Bledzki, A.K., 1999. Low Velocity Impact Behavior of Glass/Epoxy Cross-Ply Laminates with Different Fiber Treatments. *Polymer Composites*, 20 (2), 269-278.
- Liu D., Raju, B.B., Dang, X., 1998. Size Effects on Impact Response of Composite Laminates. *International Journal of Impact Engineering*, 21 (10), 837-854.
- Liu, D., 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., Dang, X., 2000b. Impact Perforation Resistance of Laminated and Assembled Composite Plates. *International Journal of Impact Engineering*, 24 733-746.
- Liu, D., 2004. Characterization of Impact Properties and Damage Process of Glass-Epoxy Composite Laminates. *Journal of Composite Materials*, 38 (16), 1425-1442.
- 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, 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., 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.
- Park, R., 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., Jang, J., 2001a. Impact Behavior of Aramid Fiber/Glass Fiber Hybrid Composites: Effect of Stacking Sequences. *Polymer Composites*, 22 (1): 80-89.
- Park, R., 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., 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., Navarro, C., 2005. Damage in CFRPs Due to Low Velocity Impact at Low Temperature. *Composites: Part B*, 36, 41–50.
- Reid, S.R, Zhou, G.,1999. *Impact Behaviour of Fibre-Reinforced Composite Materials and Structures*. CRC Press, Woodhead Pub, 303p, USA.
- Reis, L., Freitas, M., 1997. Damage Growth Analysis of Low Velocity Impacted Composite Panels. *Composite Structures*, 38 (1-4), 509-515.
- Sayer, M., 2009. Hibrit Kompozitlerin Darbe Davranışlarının İncelenmesi. Pamukkale Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Doktora Tezi, 134s, Denizli.
- Selbaş, R., Kızıllkan, Ö., 2003. Optimal Design Analysis of Shell-and-Tube Heat Exchangers. The First International Exergy, Energy and Environment Symposium (IEEES-1), 13-17 July 2003, İzmir, 761-767.
- Shu, D.W., Zhou, W., Ma, G. W., 2007. Tensile Mechanical Properties of AM50A Alloy by Hopkinson Bar. *Key Engineering Materials*, 341, 247-254.
- Shyr, T.W., Pan, Y.H., 2003. Impact Resistance and Damage Characteristics of Composite Laminates. *Composite Structures*, 62, 193–203.
- Sierakowski, R. L., Chaturvedi, S. K., 1997. *Dynamic Loading and Characterization of Fiber-Reinforced Composites*. John Wiley & Sons, Inc., 252p, USA.
- 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.
- Sutherland, L.S., Soares, C.G., 1999. Impact Tests on Woven-Roving E-Glass/Polyester Laminates. *Composites Science and Technology*, 59, 1553–1567.
- Whittingham, B., Marshall, I.H., Mitrevski, T., 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 : İsmail YILDIZHAN

Doğum Yeri ve Yılı : Isparta, 1977

Medeni Hali : Evli

Yabancı Dili : İngilizce

E-posta : ismaily32@gmail.com



Eğitim Durumu

Lise : Şarkıkaraağaç Veteriner Sağlık Meslek Lisesi, 1993.

Lisans : SDÜ, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, 1993-1997.

Yüksek Lisans : SDÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü, Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, 2010-....

Mesleki Deneyim

Afyon Kocapete Araş. Enstitüsü, 2000–2004.

Isparta-Eğirdir Bahçe Kültürleri Araştırma Enstitüsü, 2004–2009.

Isparta Gıda, Tarım ve Hayvancılık İl Müdürlüğü, 2009- halen devam etmektedir.