

DOKUZ EYLÜL ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

KOMPOZİT LEVHALARIN DARBEDEN SONRA
BASI DAVRANIŞININ İNCELENMESİ

Aidin NEJABATI

Eylül, 2014

İZMİR

KOMPOZİT LEVHALARIN DARBEDEN SONRA BASİ DAVRANIŞININ İNCELENMESİ

Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü

Yüksek Lisans Tezi

**Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Konstrüksiyon - İmalat
Programı**

Aidin NEJABATI

Eylül, 2014

İZMİR

YÜKSEK LİSANS TEZİ SINAV SONUÇ FORMU

AIDIN NEJABATİ tarafından YRD. DOÇ. DR. MELİH BELEVİ yönetiminde hazırlanan “KOMPOZİT LEVHALARIN DARBEDEN SONRA BASI DAVRANIŞININ İNCELENMESİ” başlıklı tez tarafımızdan okunmuş, kapsamı ve niteliği açısından bir Yüksek Lisans tezi olarak Kabul edilmiştir.



Yrd. Doç. Dr. Melih BELEVİ

Yönetici

Doç. Dr. Berat MURAT İÇTEN




Jüri Üyesi

Doç. Dr. Uğur MALAYDAN



Jüri Üyesi



Prof. Dr. Ayşe OKUR

Müdür

Fen Bilimleri Enstitüsü

TEŞEKKÜR

Danışmanım Yrd. Doç. Dr. Melih BELEVİ'ye tez boyunca yaptığı katkılardan dolayı teşekkür ederim.

Çalışma boyunca bilgi ve deneyimleri ile yol gösteren Doç. Dr. Bülent Murat İÇTEN ve Arş. Gör. Cemal KOÇHAN'a teşekkürü bir borç bilirim.

Tezin laboratuvar çalışmaları aşamasında yardımcı olan ve imkan sağlayan Prof. Dr. Ramazan KARAKUZU'ya teşekkür ederim.

Laboratuvar çalışmalarımdaki yardımlarından dolayı arkadaşım ve Makina Mühendisliği Bölümü yüksek lisans öğrencisi Alican YAPAREL'e ve tez yazımındaki katkılarından dolayı Arş. Gör. Haşim Fırat KARASU'ya teşekkür ederim.

Her konuda sabırla yardımcı olan aileme desteklerinden dolayı teşekkür ederim.

Aidin NEJABATİ

KOMPOZİT LEVHALARIN DARBEDEN SONRA BASI DAVRANIŞININ İNCELENMESİ

ÖZ

Bu tezin amacı, daha önceden farklı sıcaklıklarda 50J'luk bir darbe almış kompozitler üzerinde darbeden sonra bası dayanıklılığının incelenmesidir. Bunun için önceden eksi yirmi santigrat derece, yirmi santigrat derece ve altmış santigrat derecede darbe almış toplam 78 adet levha üzerinde bası deneyi oda sıcaklığında yapılmıştır. Kapsamlı bir araştırma gerçekleştirmek için bu deney karbon, kevlar, kırpma cam ve biaksial cam kullanılarak oluşturulmuş üç tabakalı tek tip malzemeli kompozit numuneler ile üç tabakalı hibrit numunelerin yanı sıra baltek ve koremat çekirdekli kompozit sandviçler üzerinde de gerçekleştirilmiştir. Testler INSTRON 1114 test makinesinde ve ASTM D 7137 aparatı kullanılarak uygulanmıştır. Aparat numunelerin kalınlığına göre ayarlanıp numuneler üzerine bası uygulanarak burkulma etkisi incelenmiştir. Load Cell'den elde edilen bilgileri kullanarak her numune için Kuvvet-Deformasyon eğrisi oluşturulmuştur ve buradan numunelerin taşıdığı maksimum kuvvet elde edilmiştir. Hasar gözlemi hasar mekanizmasının anlaşılması için yapılmıştır. Sonuçlar göstermektedir ki numunelerin darbe aldıkları sıcaklıklar darbeden sonra bası mukavemetleri üzerinde önemli seviyede etkilidir. Sandviç yapılar da ise numunenin darbeden sonra bası testine verdiği tepki hasar mekanizmasına bağlı olarak incelenmiştir ve sonuçlar değerlendirilmiştir.

Anahtar kelimeler: Darbeden sonra bası mukavemeti, farklı sıcaklıklar, kompozit lamineler.

COMPRESSION AFTER IMPACT BEHAVIOR OF COMPOSITE PLATES

ABSTRACT

The purpose of this study was to investigate the effect of different impact test temperatures on compression after impact (CAI) strength. For this aim, experiments were carried out on 78 pieces plate subjected to various impacts at minus twenty degrees Celsius, twenty degrees Celsius and sixty degrees Celsius temperatures for impact energy of 50J. For performing a comprehensive research CAI test were conducted using triple-layered single type materials and hibrit composite samples produced from carbon, kevlar and biaxial glass laminates as well as baltek and coremat core sandwich laminates. Compression after impact tests of specimens were carried out on INSTRON 1114 universal testing machine and ASTM D 7137 fixture was adjusted according to the thickness of laminates and the effect of buckling was examined under the applying pressure. During the test, a data acquisition system recorded the force versus displacement history and the maximum force was obtained for each laminate. Damage observation was conducted to aim in the understanding of the damage mechanism. Results show that the impact test temperature has significant effect on the CAI strength of the laminates. Compression after impact response of sandwich composite structure dependent to failure mechanism was investigated.

Keywords: Compression after impact strength, different temperatures, composite laminates.

İÇİNDEKİLER

Sayfa

YÜKSEK LİSANS TEZİ SINAV SONUÇ FORMU	ii
TEŞEKKÜRLER	iii
ÖZ	iv
ABSTRACT	v
ŞEKİLLER LİSTESİ	viii
TABLolar LİSTESİ	xi

BÖLÜM BİR - GİRİŞ..... 1

1.1 Giriş	1
1.2 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması.....	4
1.2.1 Matris Elemanlarına Göre Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması	6
1.2.1.1 Metal Matrisli Kompozitler (MMC).....	6
1.2.1.2 Seramik Matrisli Kompozitler (CMC)	6
1.2.1.3 Polimer Matris Kompozitler (PMC).....	7
1.2.1.3.1 Termoplastikler	7
1.2.1.3.2 Termosetler	7
1.2.2 Takviye Elemanlarına Göre Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması ..	8
1.2.2.1 Parçacık Takviyeli Kompozitler	8
1.2.2.2 Pul Takviyeli Kompozitler	8
1.2.2.3 Elyaf Takviyeli Kompozitler	9
1.2.2.3.1 Cam Fiberler	10
1.2.2.3.2 Karbon Fiberler.....	11
1.2.2.3.3 Kevlar Fiberler.....	13
1.2.2.3.4 Bor Fiberler.....	15
1.2.2.4 Tabakalı Kompozit Malzemeler	15
1.2.2.5 Hibrit Kompozit Malzemeler.....	15
1.3 Literatür İncelemesi	17

BÖLÜM İKİ - MALZEME VE METOT	25
2.1 Kullanılan Malzemeler	25
2.2 Darbeden Sonra Bası Deneyi	27
2.3 Deney Sırasında Ortaya Çıkabilen Problemler	29
BÖLÜM ÜÇ-DENEY SONUÇLARI	30
3.1 Deney Sonuçları	30
3.2 Darbeden Sonra Basıya Maruz Kalmış Tek Malzemeli Numuneler	56
3.2.1 Karbon Numuneler	56
3.2.2 Kırpma Cam Numuneler	57
3.2.3 Biaksial Cam Numuneler	57
3.2.4 Kevlar Numuneler	58
3.3 Darbeden Sonra Basıya Maruz Kalmış Hibritler	58
3.3.1 Karbon-Kevlar-Karbon Hibrit Numuneler	58
3.3.2 Karbon-Kevlar-Biaksial Cam Hibrit Numuneler	59
3.3.3 Karbon-Kırpma Cam-Karbon Hibrit Numuneler	59
3.4 Darbeden Sonra Basıya Maruz Kalmış Sandviçler	60
3.4.1 Karbon-Koremat-Karbon Sandviçler	60
3.4.2 Kevlar-Koremat-Kevlar Sandviçler	61
3.4.3 Biaksial Cam-Koremat-Biaksial Cam Sandviçler	61
3.4.4 Karbon-Baltek-Karbon Sandviçler	61
3.4.5 Kevlar-Baltek-Kevlar Sandviçler	62
3.4.6 Biaksial Cam-Baltek-Biaksial Cam Sandviçler	62
BÖLÜM DÖRT-DEĞERLENDİRME	63
4.1 Değerlendirme	63
KAYNAKLAR	65

ŞEKİLLER LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 Kompozit malzemelerin sınıflandırılması	5
Şekil 1.2 Lif doğrultusu	9
Şekil 1.3 Farklı takviye olmuş kompozitler	10
Şekil 1.4 Hibrit kompozit.....	16
Şekil 2.1 Deney cihazı CEAST Fractovis Plus	25
Şekil 2.2 ASTM D 7137 aparatı	27
Şekil 2.3 Numune yerleştirilmiş ASTM D 7137 aparatı.....	27
Şekil 2.4 INSTRON 1114 model çok amaçlı makine	29
Şekil 3.1 Tek malzemeli kompozitlerin darbeden sonra bası dayanımı grafiği.....	32
Şekil 3.2 Hibritler' in darbeden sonra bası dayanımı grafiği.....	33
Şekil 3.3 Sandviçlerin darbe sonra bası dayanımı grafiği.....	33
Şekil 3.4 CCC1'de hasar gelişmesi.....	34
Şekil 3.5 CCC2'de hasar gelişmesi.....	34
Şekil 3.6 CCC3'de hasar gelişmesi.....	34
Şekil 3.7 KKK1'de hasar gelişmesi	35
Şekil 3.8 KKK2'de hasar gelişmesi	35
Şekil 3.9 KKK3'de hasar gelişmesi	35
Şekil 3.10 BBB1'de hasar gelişmesi.....	36
Şekil 3.11 BBB2'de hasar gelişmesi.....	36
Şekil 3.12 BBB3'de hasar gelişmesi.....	36
Şekil 3.13 KKK1'de hasar gelişmesi	37
Şekil 3.14 KKK2'de hasar gelişmesi	37
Şekil 3.15 KKK3'de hasar gelişmesi	37
Şekil 3.16 CVC1'de hasar gelişmesi	38
Şekil 3.17 CVC2'de hasar gelişmesi	38
Şekil 3.18 CVC3'de hasar gelişmesi	38
Şekil 3.19 CVB1'de hasar gelişmesi	39
Şekil 3.20 CVB2'de hasar gelişmesi	39
Şekil 3.21 CVB3'de hasar gelişmesi	39

Şekil 3.22 CKC1’de hasar gelişmesi	40
Şekil 3.23 CKC2’de hasar gelişmesi	40
Şekil 3.24 CKC3’de hasar gelişmesi	40
Şekil 3.25 CMC1’de hasar gelişmesi	41
Şekil 3.26 CMC2’de hasar gelişmesi	41
Şekil 3.27 CMC3’de hasar gelişmesi	41
Şekil 3.28 VMV1’de hasar gelişmesi	42
Şekil 3.29 VMV2’de hasar gelişmesi	42
Şekil 3.30 VMV3’de hasar gelişmesi	42
Şekil 3.31 BMB1’de hasar gelişmesi	43
Şekil 3.32 BMB2’de hasar gelişmesi	43
Şekil 3.33 BMB3’de hasar gelişmesi	43
Şekil 3.34 CLC1’de hasar gelişmesi	44
Şekil 3.35 CLC2’de hasar gelişmesi	44
Şekil 3.36 CLC3’de hasar gelişmesi	44
Şekil 3.37 VLV1’de hasar gelişmesi	45
Şekil 3.38 VLV2’de hasar gelişmesi	45
Şekil 3.39 VLV3’de hasar gelişmesi	45
Şekil 3.40 BLB1’de hasar gelişmesi	46
Şekil 3.41 BLB2’de hasar gelişmesi	46
Şekil 3.42 BLB3’de hasar gelişmesi	46
Şekil 3.43 Tek malzemeli kompozitler 1’in grafikleri	47
Şekil 3.44 Tek malzemeli kompozitlerin 2’nin grafikleri	47
Şekil 3.45 Tek malzemeli kompozitler 3’ün grafikleri	47
Şekil 3.46 Hibrit kompozitler 1’in grafiği	48
Şekil 3.47 Hibrit kompozitler 2’nin grafiği	48
Şekil 3.48 Hibrit kompozitler 3’ün grafiği	48
Şekil 3.49 Koremat çekirdekli sandviçler 1’in grafiği	49
Şekil 3.50 Koremat çekirdekli sandviçler 2’nin grafiği	49
Şekil 3.51 Koremat çekirdekli sandviçler 3’ün grafiği	49
Şekil 3.52 Baltek çekirdekli sandviçler 1’in grafiği	50
Şekil 3.53 Baltek çekirdekli sandviçler 2’nin grafiği	50

Şekil 3.54 Baltek çekirdekli sandviçler 3'ün grafiği	50
Şekil 3.55 Karbon elyafli kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği	51
Şekil 3.56 Kırpma cam elyafli kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği	51
Şekil 3.57 Biaksial cam elyafli kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği	52
Şekil 3.58 Kevlar elyafli kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği	52
Şekil 3.59 Karbon Kevlar elyafli hibrit kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği.....	53
Şekil 3.60 Karbon Kevlar Biaksial cam elyafli hibrit kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği	53
Şekil 3.61 Karbon Kevlar elyafli hibrit kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği.....	53
Şekil 3.62 Karbon yüzeyli Koremat çekirdekli sandviç kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği	54
Şekil 3.63 Kevlar yüzeyli Koremat çekirdekli sandviç kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği	54
Şekil 3.64 Biaksial cam yüzeyli Koremat çekirdekli sandviç kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği	54
Şekil 3.63 Şekil 3.65 Karbon yüzeyli Baltek çekirdekli sandviç kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği	55
Şekil 3.66 Kevlar yüzeyli Baltek çekirdekli sandviç kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği .	55
Şekil 3.67 Biaksial cam yüzeyli Baltek çekirdekli sandviç kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği	55

TABLULAR LİSTESİ

Sayfa

Tablo 2.1 Numune bilgileri.....	26
Tablo 3.1 Deney numunelerinin fiziksel özellikleri.....	30
Tablo 3.2 Numunelerin deplasman değerleri.....	31
Tablo 3.3 Ortalama maksimum kuvvet değerleri.....	31
Tablo 3.4 Her malzeme için darbeden sonra bası dayanımı değerleri.....	32

BÖLÜM BİR

GİRİŞ

1.1 Giriş

Kompozit kavramı yeni bir kavram değildir. Bir inşaat malzemesi olan kerpiç insanoğlunun ürettiği ilk kompozit malzemelerdendir. Kerpiç iki ayrı malzemenin (saman çöpleri ve çamur) karışımından üretilmekte ve güneşte kurutularak alt grupta olan malzemelerden daha dayanıklı ve sert hale gelmektedir. Eski kalıntılar bu basit kompozit malzemenin dayanıklılığının kanıtıdır.

Kompozitlerin kullanımı, İkinci Dünya Savaşı sırasında savaş uçaklarında ve ilk yolcu uçaklarında (DC-3) kuyruk yüzeyi ve dümen gibi kontrol ünitelerinde kullanılmasıyla ilerlemiştir. Bu malzemenin kullanım teknolojisi cam ve polyester yapıştırıcılar gibi takviye elemanlarının bulunmasıyla gelişmiştir.

1940 - 1950 yıllarında cam fiber dokular ve polyester reçine karışımı uçaklarda rüzgâr direncini azaltan, radar kutusu ve metal olmayan yapıların üretiminde kullanılmıştır. 1950'lerden sonra ise epoksi reçineler kullanılmaya başlanmış ve başarılı bir şekilde cam fiberlerle uyumlu hale getirilmiştir.

Karbon/grafitin, bir takviye elemanı olarak 1960'lı yılların başlarında sunulması ise kompozit malzemelerin kullanımında önemli bir gelişmedir. Kevlar ise ilk kez 1970'li yıllarda üretilmiş ve günümüzde kullanılan uçaklarda geniş bir kullanım alanına ulaşmıştır. İlerleyen teknoloji sayesinde takviye elemanları ve reçineler giderek daha iyi özelliklere sahip olmuştur.

Günümüzde gelişmiş malzemeler; seramikler, plastikler, kompozitler, alaşımlar ve optik fiberlerden oluşturularak üretilmektedir. Malzeme konusunda yapılmış bütün gelişmeler, araştırmalar ve yeni uygulamalar bu beş gruba göz önünde bulundurularak yapılmaktadır.

Kompozit malzeme; iki ya da daha fazla sayıdaki, aynı veya farklı gruptaki malzemelerin en iyi özelliklerini, yeni ve tek bir malzemede makro-düzeyde birleştirilmesiyle oluşturulan malzemeler olarak adlandırılır (Şahin, 2006).

Kompozitler, takviye elamanları lif, doku ve bal peteği şeklinde olan malzemelerin bir matris veya bir reçinenin yardımıyla bir araya getirilmesiyle üretilirler. Matrisler fonksiyon olarak elyaflardaki yükü dağıtmak, elyafları bir arada tutmak, gevrek olan takviye elamanlarını çevresel koşullar önünde ve kırılma önünde korumak ve eğer plastik deformasyon ve çatlak varsa onları liflerle paralel yöne getirmek görevlerine sahiptirler (Şahin, 2006).

Kompozit malzemelerde plastik ve alaşım malzemelerde olduğu gibi araştırmacılar, yeni üretilen malzemenin özelliklerinde ve geliştirmesinde, alt grup malzemenin karışımına odaklanmışlardır. Zaman içinde çoğunlukla kompozit malzeme özelliklerinin, bileşen malzemelerin malzeme özelliklerinin toplamına veya her birinin kullanım oranına bağlı olmadığı anlaşılmıştır (Richardson, 2003).

Kompozit üretimi sırasında matris ve takviye elemanı arasındaki moleküler seviyede meydana gelen olaylar günümüzde bile tam olarak anlaşılmamıştır. Bu nedenle üretimden önce kompozitin mekanik özellikleri tam olarak öngörülememektedir. Matris ve takviye elemanı arasında moleküler seviyede meydana gelen olaylar kompozitin mekanik özelliklerini geliştirebileceği gibi kötü de etkileyebilir (Richardson, 2003).

Günümüzde kompozit malzemeler sanayinin birçok dalında geniş kullanım alanına sahiptir. Bu malzemeler yüksek dayanım, yüksek rijitlik, yüksek yorulma dayanımı, yüksek aşınma direnci, yüksek sıcaklık kapasitesi, iyi korozyon direnci, iyi termal ve ısı iletkenliği, düşük ağırlık ve kolay tasarım nedeni ile gün gittikçe daha da önem kazanmaktadır. Diğer taraftan başka malzemelere göre hafif, kimyasal maddeler önünde dirençli, uygun elektrik ve ısı yalıtımına sahip olması, çelik ve alüminyum alaşımlarına göre yorgunluk direncinin yüksek olması kompozitleri diğer

malzemelere göre üstün tutmaktadır. Be nedenle kompozitlerin her ne kadar üretimi ve montajı diğer malzemelere göre pahalı olsa da verimi diğerlerine göre daha iyidir.

Kompozit malzemelerin sanayide kullanımlarına ait örnekler aşağıda verilmiştir.

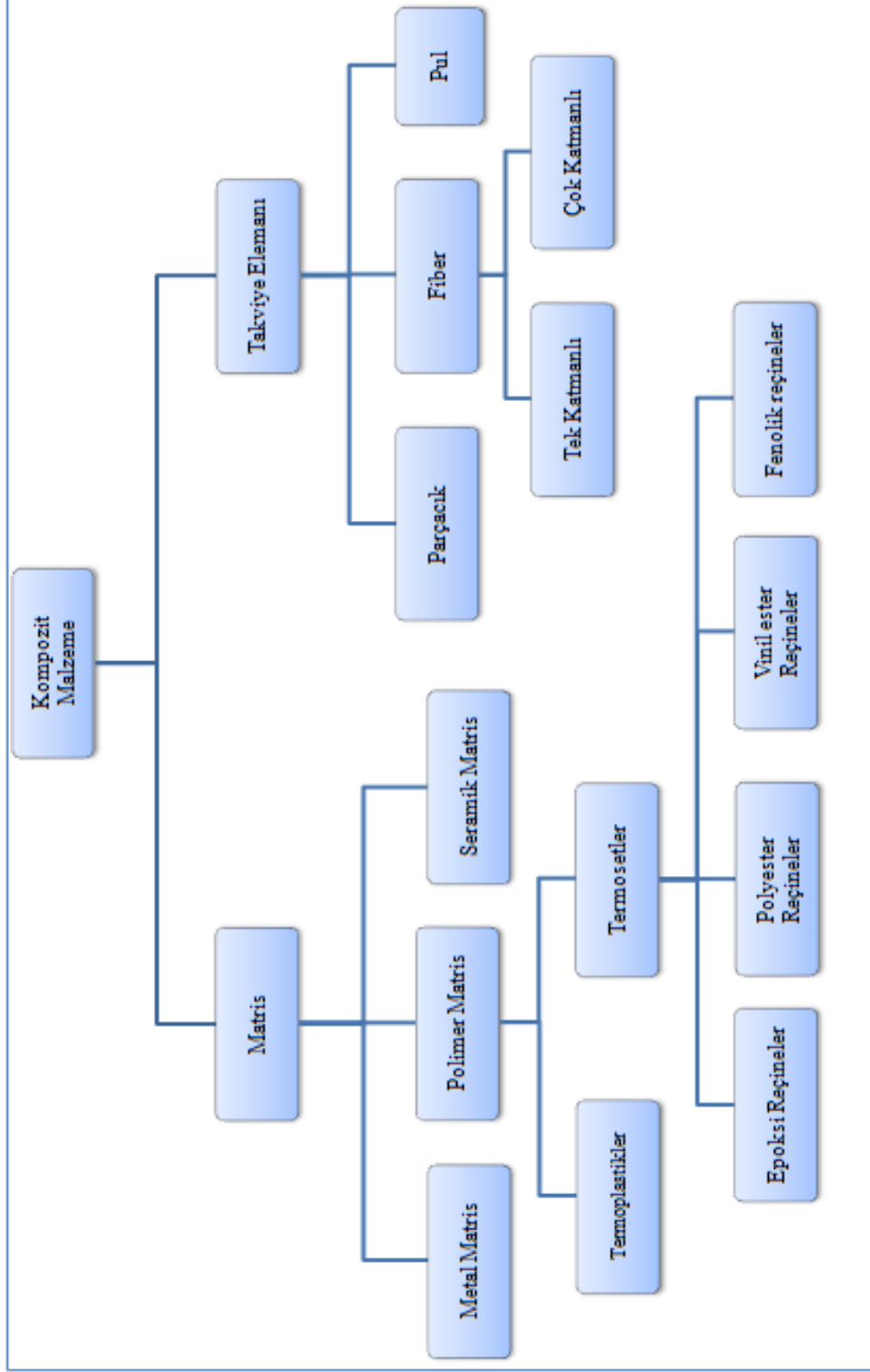
1. Havacılık ve savunma sanayi: Roket gövdesi, uçak gövdesi, savaş uçaklarının egzozları, uzay mekiklerinin farklı bölgeleri, tank atış odası vb.
2. Spor sanayi: Golf sopası, olta, sörf tahtası, bisiklet vb.
3. Otomotiv sanayi: Kaporta, tampon, vb.
4. Elektrik ve elektronik sanayi: Anahtarlar, prizler vb.
5. Yol ve bina inşaat sanayi: Köprü tabanı, kompozit kolonlar, yüzme havuzları, soğutma kuleleri, kompozit asfalt vb.
6. Denizcilik sanayi: Kano, botlar, denizcilik yapıları ve iskeletler vb.
7. Tıp sanayi: dişçilik malzemeleri, protezler, aletler vb.
8. Diğer sanayiler: Bilgisayar parçaları, ev eşyaları, fotokopi cihazları, borular, tankerler, fenler, pompalar, su filtre cihazları vb.

Kompozit malzemeler sıralanan kullanım alanlarında farklı çevre koşullarına da maruz kalmaktadırlar. Eğer bir uçak normal hava koşullarından yola çıkarak sıcak bir bölgeye gitmek için kullanılıyorsa, bu uçağın gövdesi ilk olarak oda sıcaklığı olarak bildiğimiz normal hava koşullarında sonra da yüksek bölgelerdeki soğuk tabakalardan geçer. Buradan alçalıp kalktığı yere göre daha sıcak bir bölgeye gittiği için üç farklı hava sıcaklığında mesafe kat eder. Bu uçak her üç koşul içinde darbeye maruz kalabilir böylece eğer her koşulda alacağı darbe enerjisi aynıysa uçak gövdesinde kullanılan kompozit malzeme bu darbelere farklı sıcaklıklarda farklı tepkiler verecektir. Diğer taraftan gövdesi kompozit malzemedен üretilmiş bir geminin normal hava koşulları altında sefer yaptığını göz önünde bulundurursak bu gövde farklı sıcaklıklar etkisindedir. Bilindiği gibi su altında olan kısım daima su temasında olduğu için bazen su temasında bulunan orta kısımdan daha düşük bir sıcaklıktadır ve üst kısım ise diğer iki kısma göre daha sıcak bir bölümdedir. Aynen uçakta olduğu gibi bu üç bölüm farklı nedenlerle darbeye maruz kalabilirler. Eğer biz bu darbe enerjisini sabit tutarsak bu gövdenin farklı bölgeleri bu darbeye farklı

tepkiler verecektir. Bu nedenle kompozitlerle çalışmadan önce veya diğer söyleyişle onlarla üretime başlamadan önce malzemenin farklı sıcaklıklarda vereceği tepkileri bilmek çok önemlidir. Deneysel araştırmalarda darbeden sonra bası deneyinin amacı iki ana hedefe odaklanmıştır birincisi darbe sonucunda malzemeyi niteleme, ikincisi ise bası dayanıklılığının azalması ile darbeden meydana gelen hasar arasında olgusal bir bağlantı kurmaktır. Bu araştırmadaysa amaç farklı sıcaklıklarda darbe almış ve zayıflamış olan numunelerin maksimum dayanabilecekleri kuvvet değerini elde edip Kuvvet-Deformasyon eğrisini çizmek, darbe sıcaklığının etkisini farklı malzemelerde incelemektir.

1.2 Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Kompozit sözcüğü, iki veya daha çok farklı malzemeden elde edilen dayanıklı bir yapının tanımıdır. En basit kompozit iki fazdan yani bir matris ve bir takviye elemanından oluşmaktadır. Bu iki fazdan yola çıkarak Şekil 1.1'de görüldüğü gibi kompozit malzemeler iki ana gurup altında, matris ve takviye elemanına göre sınıflandırılırlar.



1.2.1 Matris Elemanlarına Göre Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Genellikle kompozitler, matrislerine göre sınıflandırılmaktadırlar.

1. Metal matris kompozitler (MMC)
2. Seramik matris kompozitler (CMC)
3. Polimer matris kompozitler (PMC)

Bu çalışmada polimer matris esaslı olan malzemeler kullanılmıştır.

1.2.1.1 Metal Matrisli Kompozitler (MMC)

Metal matrisli kompozitlerin üretimleri zor olsa bile yüksek elastiklik modülü, dayanım, tokluk gibi üstün özelliklere sahip olmaları ve diğer taraftan yüksek sıcaklıklarda özelliklerini korumaları nedeni ile havacılık sanayisinde ve otomobil sanayisinde geniş bir kullanım alanına sahiptirler. Bu kompozitlerin üretiminde düşük yoğunluklu, iyi tokluk ve mekanik özelliklere sahip olan hafif metaller ve alaşımları kullanılmaktadırlar. Bu tür kompozitlerde alüminyum ve alüminyum alaşımları, titanyum alaşımları, magnezyum alaşımları ve çinko alaşımları kullanılır.

1.2.1.2 Seramik Matrisli Kompozitler (CMC)

Seramikler, metal ve metal olmayan elemanlardan meydana gelen inorganik bileşikler olup doğada kayaların dış etkilere karşı parçalanması sonucu oluşan kaolen, kil vb. maddelerin yüksek sıcaklıkta pişirilmesi ile elde edilen malzemelerdir (Şahin, 2006). Bu malzemeler sert, gevrek, yüksek sıcaklığa dayanıklı, çekme dayanımı düşük ve basma dayanımı ise yüksektir. Mühendislik seramiklerine Al_2O_3 , ZrO_2 , Si_3N_4 ve SiC'yi örnek verebiliriz Seramik matrisli kompozitler takviye elemanlarına göre, sürekli fiberli, süreksiz fiberli ve partiküllü olmak üzere 3 tipe ayrılırlar.

1.2.1.3 Polimer Matris Kompozitler (PMC)

Plastik, monomer denilen kimyasal ünitelerinden meydana gelen zincir şeklinde bir yapıya sahip sentetik malzemedir. Bir monomer, polimerizasyon yoluyla başka monomer molekülleri ile birleşerek tekrarlanan ünitelerden oluşan çok uzun zincir şeklinde bir makro-molekül meydana getirir. Bunların en basit şekli polietilendir. Plastikler hafif olması ve kolay işlenebilmelerinden dolayı geniş bir uygulama alanına sahiptirler (Şahin, 2006). İçyapılarına göre termoplastik ve termoset olmak üzere iki gruba ayrılırlar.

1.2.1.3.1 Termoplastikler. Çizgisel molekülü yapıya sahiptirler ve molekülleri van der Waals bağları ile birbirlerine bağlanır. Bağlantıları zayıf olduğu için rijit bir yapıya sahip değildirler. Isıtıldıkları zaman yumuşarlar ve viskoziteleri düşer. Kürleme işleminden sonra bir daha kullanılabilir hale gelebilirler bu nedenle ekonomiktirler. Akrilikler, fluoro karbon esaslı plastikler, aseton reçineler, polyamidler ve PVC gibi vinil esaslı plastikler bu gruba girmektedir.

1.2.1.3.2 Termosetler. Polimerizasyonla elde edilirler ve molekül zincirleri üç boyutlu yapıya sahiptirler. Kürlemeden sonra tekrar kullanılamazlar ve rijittirler. Fiziksel ve mekaniksel özellikleri moleküllerin büyüklüğüne, yoğunluğa ve çapraz bağın uzunluğuna bağlıdır. Epoksi reçineler, polyester reçineler, vinil ester reçineler ve fenolik reçineler bu gruba girmektedir.

Epoksi reçineler: Isıl işlem görmüş ve görmemiş olmak üzere iki kategoriye ayrılırlar. Isıl işlem görmemiş epoksiler düşük polimerizasyon derecesine sahiptir. Isıl işlem görmüş epoksiler ise yüksek dayanıma ve iyi ısıl ve kimyasal dirence sahiptir. Farklı sanayilerde geniş kullanım alanına sahiptir.

Polyester reçineler: Kompozit malzemelerde kullanılan iki tür polyester reçine vardır. Birincisi isoftalik, ikincisi ise ortoftaliktir. Polyester reçineleri, polimerizasyon süreçlerinin tamamlanması için katalizöre ihtiyaç duyarlar. Polyester

reçinelerin avantajları; kolay kullanıma sahip olması ve düşük maliyetli olmasıdır (Arıcasoy, 2006).

Vinil ester reçineler: Bağ durumuna göre termoplastik ve termoset de olabilirler (Şahin, 2006). En önemli avantajları bileşenler arasında iyileştirilmiş bir bağ mukavemetine sahip olmalarıdır.

Fenolik reçineler: Ticari ismi bakalittir ve her zaman selüloz elyaflar ve kalıplama malzemesi olarak kullanılan mineraller gibi dolgu maddeler ile birleştirilir. Yüksek sıcaklıklar önünde dirençli olmalarına rağmen düşük mekanik özelliklere sahiptirler.

1.2.2 Takviye Elemanlarına Göre Kompozit Malzemelerin Sınıflandırılması

Kompozitler takviye elemanlarına göre üç gruba ayrılmıştır:

- 1- Parçacık takviyeli kompozitler
- 2- Pul takviyeli kompozitler
- 3- Elyaf takviyeli kompozitler

1.2.2.1 Parçacık Takviyeli Kompozitler

Takviye elemanı olarak kullanılan parçacıklar, şekillerine ve yapılarına göre sınıflandırılan inorganik veya organik katı parçacıklardır. Parçacıklar küresel, dörtgen, pul, düzenli ve düzensiz gibi çeşitli şekillere sahip olabilirler. En çok kullanılan parçacıklar Al_2O_3 ve SiC'den oluşan seramiklerdir. Bu tür kompozitler; dayanımı iyileştirmekten ziyade farklı özellikler elde etmek için tasarlanmaktadır (Şahin, 2006). Bu tür kompozitlerde yapının mukavemeti parçacıkların sertliğine bağlıdır (Askeland, 2009).

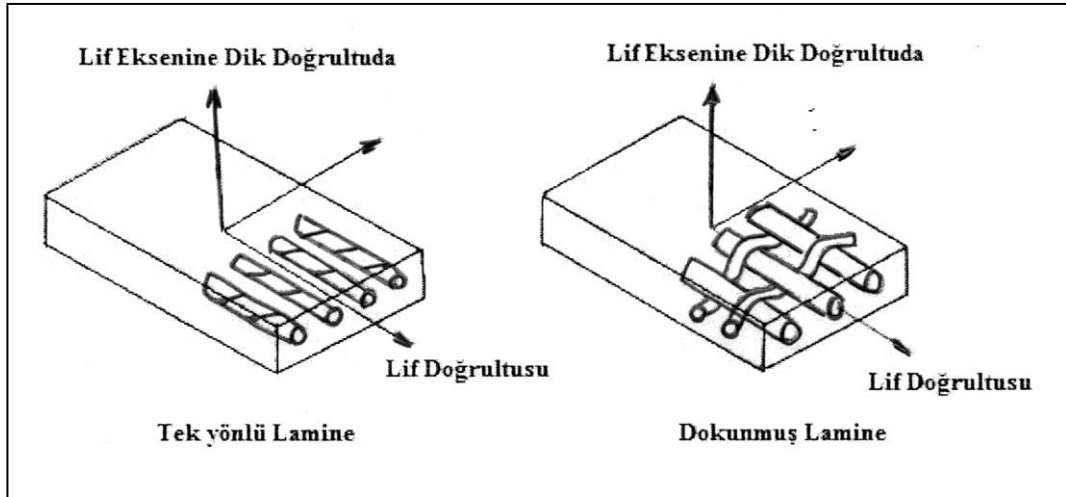
1.2.2.2 Pul Takviyeli Kompozitler

Kompozitin takviye elemanı geometrik olarak pul şeklinde ise, pul takviyeli kompozit adını alır. Genellikle bu tür kompozitlerde takviye elemanları cam, mika,

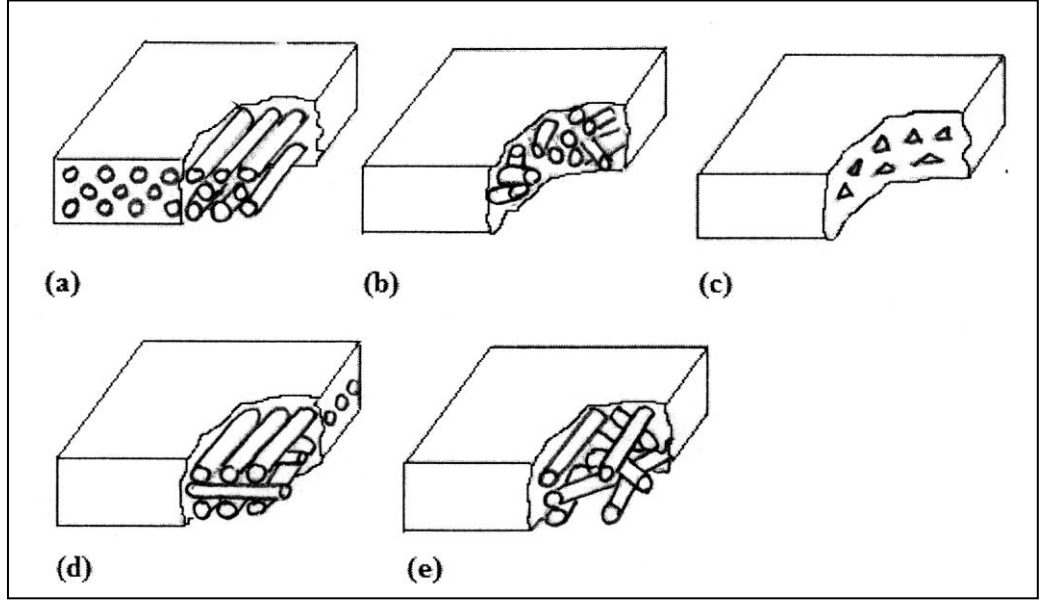
alüminyum ve gümüşten üretilen düz, yuvarlak ve ince pullardır. Bu kompozitler yüksek eğilme mukavemeti, yüksek dayanıklılık ve düşük maliyetli olmalarına rağmen takviye elemanları kolaylıkla yönlendirilemez ve kısıtlı sayıda malzeme pul takviye elemanı olarak kullanılabilir (Kaw, 2006).

1.2.2.3 Elyaf Takviyeli Kompozitler

Fiberler, uygulanan yükün büyük bir kısmını taşırken matris malzeme yükün fiberlere transferini sağlamakta, süneklik ve tokluk temin etmektedir. Bu tür kompozitlerde elyaflar yönlendirildiği için mekanik özellikleri izotropik değildir. Bu özellikten dolayı kullanım koşullarına bağlı olarak çekme, basma ve eğilme gerilmesine karşı istenilen dayanıma ulaşılabilir. Elyaf takviyeli kompozitlerde elyaf doğrultusunda mekanik özellikler yüksek performanstadır ama elyaf eksenine dik doğrultuda matris dayanımı esas olduğu için bu özellikler düşüktür. Bu kusuru gidermek için elyaflar farklı açılarda veya rastgele yönlendirilmiş şekilde matris içine yerleştirilir.



Şekil 1.2 Lif doğrultusu (Schwartz, 1991)



Şekil 1.3 Farklı takviye olmuş kompozitler a) Tek yönlü elyaflar b) Kesikli elyaflar c) Parçacık d) Ortogonal elyaflar e) Rastgele düzenlenmiş elyaflar (Şahin, 2006)

Cam fiber, karbon fiber, aramid fiber ve bor fiber olmak üzere başlıca 4 çeşit fiber kullanılmaktadır.

1.2.2.3.1 Cam Fiberler. Cam fiberler en önemli takviye elemanlarından ve polimer matrisle kullanılan en yaygın takviye elemanı türüdür. Cam fiberler hem termoplastik hem de termoset reçinelerle kullanılabilirler.

Normal cam fiberler silis (%50 - %60 SiO_2) esaslıdır ve kalsiyum oksit, bor, sodyum, alüminyum, demir gibi oksitler içermektedirler. B_2O_3 ve Al_2O_3 gibi oksitler de onun kullanım kabiliyetini arttırmak için kullanılmaktadırlar. Normal camların aksine E ve S camlarda K_2O ve Na_2O miktarı azdır böylece su önünde dirençleri ve yüzey mukavemeti artmaktadır. Cam fiberler uzun silikon atomlarından ve diğer atomların rastgele dizilişinden meydana gelen üç boyutlu bir yapıya sahiptirler. Böylece cam fiberler izotropiktirler ve kristal değildirler.

A cam lifi: Bu cam türü bir kireç bikarbonat camdır ve genellikle pencerelerde ve içecek şişesi için kullanılmaktadır. Alkalik özelliği vardır. Bu nedenle lif hali neme hassastır ve alkalik bir ortamda takviye elemanı olarak kullanılabilir.

C cam lifi: Yüksek bir kimyasal dayanıklılığa ve asidik bir ortamda kullanıma gerek duyulduğu zaman kullanılmaktadır. Bu cam türü iyi bir dayanıklılık ve Yang modülüne sahip olurken yüksek kimyasal dayanıklılığa sahiptir.

E cam lifi: En önemli ve kullanımlı cam türüdür ve cam fiber ürünlerin %90'ı bu tür camdan üretilmektedir. Bu cam türü iyi bir dayanıklılığa ve Yang modülüne sahip olduğu gibi iyi bir elektrik yalıtımı sağlamaktadır. Bu nedenle bu malzemenin üretilmiş ürünler elektrik uygulamalarında ve yüksek mukavemete sahip yapıların üretiminde kullanılmaktadır. Ayrıca fenolik reçine kullanılarak üretilmiş kompozitler ısıya karşı iyi bir dayanıklılık sergilemektedir. Bu camın üretiminde alt maddelerin yüzdesi değiştirilerek farklı özellikler elde edilmektedir.

S cam lifi: Yüksek dayanıklılıklara ve yüksek mekanik dayanıma ihtiyaç duyulduğu zaman S cam fiberler kullanılmaktadır. Bu cam türünde lifler diğer camlara göre daha pahalıdır. İyi termal özelliklere sahip olduğu için genellikle havacılıkta sektöründeki kompozit yapılarda kullanılmaktadır.

D cam lifi: Düşük yoğunluk ve dielektrik katsayısı için kullanılmaktadır.

L cam lifi: Bu cam türü kurşun içermektedir ve ışıklardan korunmak için kullanılmaktadır.

AR cam lifi: Çimento ve beton içinde kullanılan takviye elemanıdır. Bu tür elyaf alkalik ortamlara karşı dirençlidirler.

R cam lifi: Özellikleri S cam liflere benzemektedir.

M cam lifi: Yüksek elastisite modülüne sahiptirler.

1.2.2.3.2 Karbon Fiberler. Karbon 2.27 gr/cm^3 'lük bir yoğunluğa sahiptir ve karbonun grafit yapısını oluşturmak için farklı kristal şekillerde bulunurlar. Karbonun diğer ünlü şekli, kovalent yapıya sahip elmadır. Bu yapıda atomlar üç

boyutlu, sert ve esnek olmayan yapıdadırlar. Karbon, grafit yapıya sahip olduğu zaman izotropik olmayan özelliğe sahiptir. Bu durumda elastiklik modülü yüzeylerde 1000 GPa ve yüzeylere dikey yönde 35 GPa'dır.

- Fiber ağırlığı: Bu parametre havacılık sanayisinde çok önem taşımaktadır. Karbon fiber bu yönden Kevlar'dan sonra en hafif fiber türüdür ve yoğunluğu $1,3-2,2 \text{ gr/cm}^3$ dür.
- Sertlik: Düşük modüller hariç genellikle karbon fiberler yüksek gerilme direncine sahiptirler. Hatta düşük modüle sahip olan kaliteli karbon fiberler çelikten daha yüksek Yang modülüne sahiptirler.
- Gerilme direnci: Karbon fiberlerin farklı ticari türleri 507 GPa gerilme direncine sahiptirler. Diğer fiberler böyle bir direnç değerine sahip değildir.
- Boyutsal kararlılık: Havacılık kullanımlarında bu özellik çok önemlidir. Üstün özelliklere sahip olan karbon fiberler $375 \text{ }^\circ\text{C}$ 'den az olan sıcaklıklarda düşük ve negatif genleşme katsayısına sahiptirler.
- Elektrik ve ısı iletkenliği: Genellikle yüksek modüle sahip olan karbon grafit fiberler çelikte karşılaştırıldığında onların üç katına kadar elektrik iletkenlik kapasitesine sahip oldukları görülür. Karbon fiberin ısı iletkenliği katsayısı oda sıcaklığında ve daha az sıcaklıklarda bakırdan daha fazladır.
- Karbon fiberlerle matrislerin kombinasyonlarının kullanımı: Karbon fiberlerin en önemli kullanımları, onları takviye elemanı olarak matrislerle beraber kullanmaktır. Bu kombinasyonlardan elde edilen kompozitler yüksek mekanik özelliklere sahiptirler.

Elastisite modülü düşük olan cam fiberlerin yerine karbon fiberlerin kullanılması bu tür fiberlerin en önemli kullanımlarından biridir. Yüksek sıcaklıklara ve basınçlara karşı dayanıklı olan parçaların üretiminde, roket motorlarının koruma

gövdelerinin üretiminde, uyduları atmosfere girerken sürtünme nedeniyle meydana gelen ısı önünde korumak amacıyla kullanılan ısı kalkanlarının ve gaz türbinlerin üretiminde karbon fiberler kullanılmaktadır. Karbon-epoksi veya grafit-epoksi kompozitler radar dalgalarını yansıtılmamaktadır. Karbon fiberler Estilet uçaklarının (B-2), botların, atlayış için kullanılan mızrakların, tenis racketlerin, pervane şaftlarının, kamyonetlerin yaylarının üretiminde kullanılmaktadırlar.

1.2.2.3.3 Kevlar Fiberler. Kevlar fiberlerin kimyasal yapıları aromatik ünitelerin esasında yönlendirilmiştir böylece elyafların daha sert, rijit ve polimer çubuk şeklinde olan yapıların oluşmasına neden olur. Bu polimerler sadece polimer çözeltilsinin sıvı kristal şeklinde olurken elyaf eritme yöntemleriyle elyaf şekline getirilir.

Kevlar fiberler önemli kullanımlara ve özelliklere sahiptirler. Kevlar fiberler üçe ayrılmaktadır:

1. Normal Kevlar fiberler: Araba lastiklerinde ve bazı plastik parçalarda takviye elemanı olarak kullanılmaktadırlar.
2. Kevlar 29: Gemi iplerinde, kayışlarda, kablolarda, sıcak önünde dayanıklı olan elbiselerin kumaşlarında, kurşun yeleğinde vb. kullanılmaktadırlar.
3. Kevlar 49: 1970 yılında piyasaya sürülen, yüksek modüle sahip ve Para Amit türünden bir fiberdir. Günümüzde Amerika'da bol miktarda üretilmektedir. 1988'in ortalarında 2500 tonluk bir kapasiteye sahip olan bir fabrika Kuzey İrlanda'da üretime başlamıştır. 1991'in ikinci yarısında Asya'nın tüketimini karşılamak için Japonya'da bir fabrika kurulmuştur.

Bu fiberler kompozit malzemelerde önemli yere sahiptirler. Yüksek mekanik mukavemet, sertlik, hafiflik, darbe önünde dayanıklı, radar frekansını yansıtılmama ve yapısal titreşimlerin atılması gibi önemli özellikler taşımaktadırlar.

Kevlar 49, tek başına veya cam ve karbon liflerin yanında uçak parçalarının üretiminde ve havacılıkta kullanılmaktadır.

Yüksek korozyon dayanıklılığı ve kısa Kevlar fiberlerin tükenme ömrünün uzun olma nedeni ile bu fiberler otomotiv sanayisinde ve termoplastik reçinelerde takviye elemanı olarak kullanılmaktadırlar. Ayrıca akıtma kalıplama yöntemi ile ve naylon reçinelerle üretilen parçalarda bu fiberler istenilen özellikleri sağlamaktadırlar.

Son yıllarda, bu fiberlerden üretilmiş bal peteği yapıya sahip olan kompozitlerin su sızdırdığı görülmüştür. Bu nedenle ömürlerinin uzun olduğundan şüphelenilmektedir. Bu şüphenin asıl nedeni reçinede meydana gelen ince çatlaklardır. Bu çatlaklar farklı koşullarda uçuş nedeni ile meydana gelen termal streslerden oluşur. Araştırmacılar, çoğu araştırmadan sonra bu fiberlerin böyle stresler etkisinde uzun sürede mekanik özelliklerinin değişmediğini elde etmişler diğer taraftan su sızdırmasını engellemek için çözüm yöntemleri bulmuşlardır. Bu fiberlerde gittikçe artan kullanım, sanayide istekleri yerine getirdiği anlamına gelmektedir.

Kevlar içeren kompozit malzemelerin kötü yanlarından biri ise kesmesinin ve işlenmesinin zor olmasıdır. Bu problemi çözmek için su jeti, ultrasonik gibi yöntemler geliştirilmiştir.

Son zamanlarda pazara sunulmuş HM ve HP Kevlar fiberleri yüksek gerilme dayanıklılığına ve modülüne sahiptirler. HM elyafların, 49 fiberlere göre modülü %35 - %40 daha yüksektir. Ayrıca bu tür elyaflarda, Kevlar 49 ile kıyaslandığı zaman nem tutma oranının düşük olduğu görülmüştür. Az dielektrik ihtiyacı olduğu zaman da yine bu fiberler kullanılmaktadır.

HP Kevlar fiberler spor ve denizcilik aletlerin üretiminde kullanılması için üretilmiştir. Bu fiberlerin modülü 49 elyafların modülünün %85 - %90 değerindedir ve dayanıklılığı ve nihai uzama değeri daha yüksektir. Böylece darbe önünde daha

yüksek mukavemete sahiptirler. HP fiberlerle üretilen kompozit yapılarda daha pürüzsüz yüzeyler elde edilmektedir.

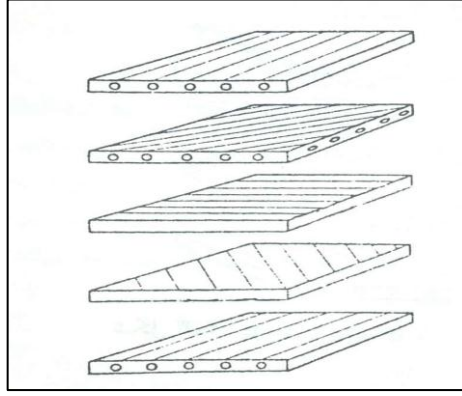
1.2.2.3.4 Bor Fiberler. Kendileri Çekirdek olarak adlandırılan ince bir flamanın üzerine bor kaplanarak imal edilmiş bir kompozittirler. Çekirdek genellikle tungstendir ama Karbon çekirdek de kullanılabilir ancak bu yeni bir uygulamadır. . Bor fiberlerin özelliklerinden yüksek çekme mukavemeti ve elastisite modülüdür. Çekme mukavemetleri 2758 MPa ile 3447 MPa'dır ve Elastisite modülü ise 400 GPa'dır. Maliyeti çok olan bu fiberler havacılık sanayisinde kullanmak için geliştirilmiştir.

1.2.2.4 Tabakalı Kompozit Malzemeler

Tabakalı kompozitler, en az iki tabakadan oluşan ve lif doğrultusu farklı olan katmanların üst üste oturmasından oluşmaktadır. Böyle bir yapının oluşturulma nedeni tasarım amaçlarını gerçekleştirmek ve böylece kompozitin maruz kalacağı yükler karşısında istenilen rijitlik ve dayanımı elde etmektir.

1.2.2.5 Hibrit Kompozit Malzemeler

Hibrit kompozitler, farklı malzemelerden oluşan tabakaların üst üste gelmesinden oluşmaktadır. Böyle bir yapının amacı, farklı koşullar altında dayanıklılık sağlamak ve gerilmeler önünde istenilen performansı sergilemektir. Savaş uçaklarında grafit/epoksi, yüksek dayanım ve düşük ağırlık nedeni ile geniş kullanım alanına sahiptir. Ancak metallerle bir araya geldiği zaman galvanik korozyona maruz kalmaları nedeniyle orta yüzeylerde korozyona karşı dayanıklı olan fiber cam/epoksi kompozitler kullanılmaktadır (Schwartz, 1991).



Şekil1.4 Hibrit kompozit (Shakib, 1994)

Kompoziti oluşturan takviye elamanı ve matris fazları düzgün bir şekilde birbirinin üstüne gelerek bileşenler arası ara yüzeyler ortaya çıkar. Bu ara yüzeyler bileşenlerin temas yüzeyidir ve bu yüzeyde modül, direnç, yoğunluk, termal genişleme katsayısı gibi özellikler bileşenler arasında kademeli veya ani olarak değişir.

Ara yüzeyler çok geniş olabildiklerinden önemlidir. Bu nedenle iki bileşen arasında olan her türlü boşluk bir çatlak gibi davranıp zayıflatıcı bir etki yaratabilir.

Genel olarak lif ve matrislerin arasında olan ara yüzey düz değildir. Kompozit malzemelerde bu yüzeyin dayanıklı olması gerekir. Yani bileşenlerin yapışkanlığın çok olması gerekir. Moleküler seviyede yakın bir temas özellikle polimer kompozitlerde moleküller arası kuvvetlerin oluşmasına ve matris ve takviye elemanların arasında kimyasal bağlantıların meydana gelmesine neden olabilir. Kompozit malzemelerin özellikleri kuşkusuz bileşenlerin özelliklerine, onların dağılımına ve bileşenler arası etkilere bağlıdır. Cam malzeme lif halindeyken, disk halinde olduğu şekle göre polimer matrislerde daha çok takviye özelliğine sahiptir. Aslında partiküllerin geometrileri, iki bileşen arası temas yüzeyini ve etki oranını belirlemektedir. Takviye elemanın yoğunluğu kompozit malzemelerin özelliklerini belirleyen en önemli nedendir ve bu yoğunluk hacim ve ağırlık yüzdesine göre ifade edilir (Shakib, 1994).

1.3 Literatür İncelemesi

Kompozitlerin ağırlıklarına göre üstün mekanik özelliklere sahip olmaları havacılık, denizcilik ve otomotiv sanayisinde sıkça kullanılmasına neden olmaktadır. Bu özellikler arasında sertliğinin ve dayanımının yüksek olmasını, korozyona ve çevresel koşullara karşı yüksek direncini, daha uzun yorulma ömrünü, potansiyel olarak işleme sürecinin az olmasını, üretim ve yaşam döngüsünün maliyetinin düşük olmasını sayabiliriz (Aktaş, Karakuzu ve Arman, 2009). Bu avantajların yanı sıra kompozitler enine yönde ve düşük hızlı darbelerle karşı zayıftır ve hasar tolerans değerleri düşüktür (Cartie ve Irving, 2002; Sanchez-Saez, Barbero, Zaera ve Navarro, 2005). Düşük hızlı darbeler bakım, onarım zamanında ve kullanım alanına göre farklı nedenlerden meydana gelebilirler. Bu tür darbeler kompozit yapılar için yüksek oranda tehlikeliler. Bunun nedeni hasarın tespit edilmemesi ve sonuç olarak yapının darbeden sonra bası mukavemetinin düşmesi ve tasarım şartlarının altında çökmeye maruz kalmasıdır. Darbeler sonucunda panellerde matris çatlakları, tabakalar arası çökme, alt tabakalarda delaminasyon ve yüksek enerjili darbelerde ise lif kırılmaları meydana gelebilir (Yan, Oskay, Krishnan ve Xu, 2010; Ibekwe, Mensah, Li, Seng Pang ve Stubblefield, 2007). Sandviçlerde ise hasarlar şunlardan ibarettir: çekirdek ezilmesi, yüzey çatlakları ve delaminasyonları, enerji seviyesine bağlı hasar oluşması (Castanie, Aminanda, Bouvet, Jacques ve Barrau, 2008).

Kompozit yapıların tasarım sürecinde malzemenin hasar toleransı bilgilerini öğrenebilmemiz önemlidir. Böyle bir bilgiye ulaşmak için compression after impact (CAI) deneyi kullanılır. CAI, kompozitlerde darbeden sonra bası etkisinde bası dayanımının düşüşünü belirleyen bir metottur (Aktaş ve diğer., 2009; İçten, 2009). Deneysel araştırmalar iki ana hedefe odaklanmıştır. Birincisi, darbe sonucunda malzeme özelliklerini belirlemek, ikincisi ise bası dayanıklılığın azalması ile darbeden meydana gelen hasar arasında olgusal bir bağlantı kurmaktır (Yan ve diğer., 2010). Son zamanlarda yapılmış araştırmalara göre on dört farklı parametre, kompozit yapıların darbe performansını etkilemektedir. Bunların bazıları darbe almış yapının özelliklerine bağlıdır (malzeme elemanları, tabaka dizilişi, lamine kalınlığı,

yapı tasarımı), diğerleri darbe vuran nesnenin özelliklerine bağlıdır (darbe vuran elemanın ağırlığı ve yüzey şekli, darbenin hız ve enerjisi) (Kan, 1988).

Çoğu kompozit yapı dış ortamda kullanıldığı için, bu yapıların farklı çevresel koşullarla karşı karşıya gelmelerini önlemek imkânsızdır. Tabakalı kompozitlerde kalınlık yönünde hiç bir lif olmaması nedeniyle mukavemeti bu yönde zayıftır, bu nedenle dışarıdan gelen darbe potansiyel olarak tehlikelidir çünkü darbeden gelen hasar tespit edilmemiş olabilir. Darbenin tabakalı numunelere yüklenmesi sonucunda panellerde matris çatlama, tabakalar arası çökme ve yüksek enerjili darbelerde lif kırılmaları meydana gelebilir. Darbe alınmış noktada darbe hasarının yeri gözükmesi bile matris çatlama ve tabaka arası çökme meydana gelmiş olabilir ve bu nedenle tabakalı numunelerin taşıyabileceği yük miktarı önemli seviyede azalır. En büyük düşüş ise numunelerin bası altında burkulmaya maruz kaldığı, delaminasyona uğradıkları bölgede meydana gelir. Freitas ve Reis (1998) darbeden sonra bası mekanizmasını incelemişler ve bu çalışmada darbe almış kompozit numunelerin darbeden sonra bası etkisi altında, hasarın gelişme mekanizmasını belirlemeye çalışmışlardır. Böylece modifiye olmuş ekipmanları kullanarak her numunenin darbeden sonra bası dayanımını elde ederek çökme mekanizmasını gözlemlemişlerdir.

Kompozit malzemelerin en önemli zayıf yönlerinden biri kötü hasar toleranslarıdır, özellikle darbeden sonra dirençlerinin düşmesi ve darbe hasarı neticesinde bası mukavemetlerinin azalmasıdır. Bu çalışmada CAI, yeni bir kompozit yapı ya da malzemenin tasarımında ve onaylanması sırasında darbe toleranslarına bağlı performans bilgilerini bir araya getirmek için pratik yöntem olarak tarif edilmiştir. Bu çalışmada, karbon takviyeli kompozitlerde reçine ve liflerin darbeden sonra bası deneyi performansı üzerindeki etkisi araştırılmıştır. Araştırmaya göre matris rijitliği iki şekilde CAI performansını etkiler. Birincisi darbe sonucunda hasara uğramış bölge ve ikincisi aynı bölge için artık bası gerilmesidir. Buradan, matris rijitliğinin, bu çalışmada kullanılmış iki tür karbon lifte de darbeden sonra bası performansını daha çok etkilediği görüşüne varılmıştır (Cartie ve Irving, 2002).

Düşük enerjili darbeler, darbe almış elemanların gözle kontrolünde gözden kaçabileceği için oldukça tehlikelidir. Hasarı gözle görülür bir şekilde olan darbelere elemanın mekanik özelliklerinde belirli bir etki bırakabilir. Delaminasyon, gözle fark edilmesi zor olan ve gelişmesi halinde elemanın mekanik özelliklerinde düşüşe sebep olan ciddi bir problemdir. Darbe almamış yapıya göre en yüksek düşüş, % 40 - % 60 oranına kadar bası dayanımında meydana gelmektedir. Bazı şirketler bu durum için, ince numunelerde CAI deneyi için öneriler yayınlamışlardır (Nasa, Boeing, Sacma, Crag vb). Numune boyutları ve test değişkenlerini belirten kapsamlı standartların (ASTM ya da ISO) mevcut olmadığını bildirmişlerdir. Halbuki pratikte bu tip tabakalı kompozitler uçak gövdelerinde ve başka projelerde de kullanılmaktadır. İnce numunelerin hassas olma nedeni, bu test sırasında global burkulmaya uğramaları sonucu darbeden sonra bası dayanımı değerlerinin doğru elde edilmemesidir. Prichard ve Hogg (1990) bu testleri ince numuneler için de kullanmışlar ama yazarlar 2 mm'den az olan kalınlıklarda aynı yöntemin kullanılmasının yanlış lokal hasarlara neden olduğunu ve yanlış darbeden sonra bası dayanımı değerlerinin ölçüldüğünü göstermişlerdir. Sanchez-Saez ve meslektaşları ince kompozit numuneler üzerinde çalışmışlardır. Bu problemi çözmek için çalışmalarında yeni bir aparat tasarlayıp global burkulmayı önlemişler ve tabakalı numunelerle anizotropik numunelerin farklarını belirlemişlerdir (Sanchez-Saez ve diğer., 2005).

Daha önce darbe sonucunda hasara uğramış kompozitlerde, darbe hasarı nedeniyle meydana gelen iç tabakalarda ayrılma, mikro çatlakların oluşması ve iç tabakalarda burkulma, tabakadaki çökmenin sonucudur. Matris ve liflerde çatlakların oluşma nedeni, alt tabakalarda burkulmada meydana gelen kesme gerilmesi sonucu oluşan çökmenin aşılmasıdır. Yan ve meslektaşları, dokunmuş elyaf takviyeli numunelerde darbeden sonra bası davranışının etkilerini incelemişlerdir. Bu araştırmada delaminasyon yayılması, CAI testinde bir geçiş fazı olarak dikkate alınmıştır. Sonuçlara göre bu süreçte bası şiddeti az olduğu için yükleme yönünde meydana gelen kayma nedeni ile delaminasyon ilerler ve bası şiddeti arttığı zaman yanıl kaymalar delaminasyonun gelişmesine neden olur ve kenarlara kadar yayılır (Yan ve diğer., 2010).

Gelli, yaptığı deneysel ve bilgisayar destekli araştırmasında karbon/epoksi laminelerde düşük hızlı darbeden sonra bası etkisini dikkate almış, farklı numune şekillerinde darbeden sonra bası dayanım iyi elde etmeyi amaçlamıştır. Böylece farklı numunelerin burkulmada deforme olmuş yüzeylerinin, gerilme ölçme vasıtasıyla geometriye ve katmanlara bağlı olduğu gözlemlenmiştir. Darbeye bağlı hasar, delaminasyon gelişmesine ve global burkulma moduna bağlı olarak, her durumda bası davranışını ve dayanımı etkilememektedir. Bazı durumlarda önceden var olan hasar burkulma modunu ve kritik yükü değiştirebilir ayrıca nihai bası kuvvetini düşürebilir. Bu nedenle ince numunelerde kuvvet-Deformasyon diyagramında lineerliğin kaybolması kararlılığın azalmasıyla ilişkilendirilebilir, çünkü bu değişim malzemenin doğrusal olmayan yapısal davranışlarından ortaya çıkamaz. Böylece bası sırasında meydana gelen kararsızlık, numune boyutlarına ve lif doğrultusuna bağlı olmadan bası dayanıklılığının değerini etkiler. Sonuçta oluşturulan karakteristik doğru olmadığı için ince numunelerin testinden doğru sonuçlar elde edilemez. Diğer taraftan bu araştırmaya göre bası sırasında meydana gelen çökme hasar gelişmesine ve burkulma moduna bağlıdır ve delaminasyonun etkilediği nokta ise burkulma modu ve daha küçük bir boyutta kritik yük ve son dayanma mukavemetidir (Ghelli ve Minak, 2011).

Kompozit yapılara uygulanan testlerin doğrulama sürecinin her bir adımında, genellikle testlerin ve analiz tekniklerinin bir kombinasyonu yapılır. Her bir test sırasında geometriyi, yüklemeyi, çökme modunu onaylamak için çok sayıda numune kullanılır ve bu durum da oldukça masraflıdır. Verilen bir rapora göre her bir yeni uçakta tasarım süreci ve yapı testlerinin masrafı 40\$ milyon civarındadır (Davies ve Ankersen, 2008). Bu nedenle Gonzalez ve meslektaşları, darbe ve darbeden sonra bası testini kompozit numuneler üzerinde simülasyon gerçekleştirerek yapmışlardır. Bu araştırmaya göre, darbe enerjilerinin farkı, maksimum gerilme değerini etkilemektedir. Maksimum gerilme gerçekleştiği zaman delaminasyon ve tabakalar arası hasar mekanizması sırasında serbest bırakılan enerji miktarı artar ancak enerji değeri maksimum gerilme miktarına gelene kadar sabit kalır. Sonuçlara göre tek yönlü numunelerde enine yönde matris çatlamları sonucunda, numune çökmeden

önce lineer olmayan bir davranışın meydana geldiği görülmüştür (Gonzalez, Maimi, Camanho, Turon ve Mayugo, 2012).

Aktaş ve meslektaşları, yüksek sıcaklıklarda darbe almış kompozit numunelerde darbeden sonra bası davranışlarını araştırmışlardır. Bu araştırmada cam/epoksi kompozitlerde CAI gerilmesini belirlemek için Boeing ve ASTM7137 özelliklerine göre bir aparat üretilmiştir. Bu araştırmaya göre kompozit numuneler için hasar mekanizması, darbenin enerji seviyesine ve katmanların dizilimlerine bağlıdır. Delaminasyon hasarının genel karakteristiği uzamış bir elipstir. Delaminasyon hasarı sonucunda bu uzamış bölgenin yönü alt katta olan liflerle aynı hizadadır. Delaminasyon hasarının büyük miktarı numunenin arka yüzeyinde meydana gelir ve azalarak ön yüzeye doğru ilerler. İç katmanlarda delaminasyonun etkisini CAI gerilmesi üzerinde belirlemek zordur. Bundan dolayı genel hasarın etkisi kompozit numunelerde araştırılır. CAI hasarının gelişme yönü katmanların dizilimine bağlıdır ve hasarın yönüne yani dik veya yatay olmasına bağlı değildir. Araştırma sonucuna göre ayrıca sıcaklığın da CAI gerilmesi üzerinde önemli bir etkisi vardır (Aktaş ve diğer., 2009).

Sanchez-Saez ve arkadaşları oda sıcaklığında darbe almış numunelerin üzerinde darbeden sonra bası deneyini düşük sıcaklıklarda karbon liflerle takviye olunmuş iki tür kompozit numunede (bantlı ve dokunmuş) araştırmışlardır. Bu araştırmaya göre düşük sıcaklıklarda kompozitlerin yapısında, özelliklerinde ve çökme mekanizmalarında büyük değişimler meydana gelebilir. Ancak bu araştırmada da söylendiği gibi bazı araştırmacılar düşük sıcaklıklarda karbon lifli kompozitlerin bası ve çeki dayanımının arttığını diğerlerinde ise azaldığını rapor etmişlerdir. Elde edilen neticeye göre farklı kompozitler düşük sıcaklıklar önünde değişik davranışlar göstermektedir. CAI mukavemetleri sıcaklığa ve kompozit türüne bağlı olarak oda sıcaklığında test edilmiş numunelere göre düşük veya yüksek değerlere sahip olabilir (Sanchez-Saez, Barbero ve Navarro, 2008).

Ibekwe ve meslektaşları tek yönlü ve tabakalı cam/epoksi kompozit kırımlarda CAI gerilmesini düşük sıcaklıklarda (-20°C, -10°C ve 0°C) araştırmışlardır. Bu

çalışmaya göre, düşük sıcaklıklarda darbe almış numuneler, yüksek sıcaklıklarda darbe almamış numunelere göre daha yüksek bir oranda enerji absorbe etmiştir. Bu durum -10°C ve -20°C 'de darbe alanların daha çok hasara maruz kaldığını göstermiştir. Bunun nedeni, sıcaklık azaldığı zaman reçinenin kırılma olmaya başlamasına ve malzeme sertliğinin artmasına bağlanmıştır. Kırılma malzemeler, yumuşak malzemelere göre daha çok hasar üretir ve böylece kırılma malzemelerde çatlaklar daha rahat gelişirler. Diğer taraftan düşük sıcaklıklarda birbirine zıt iki durum vardır. Birincisi bası sırasında burkulma dayanıklılığın artması ve diğeri ise darbe sonucunda bu dayanıklılığın azalmasıdır. Bu iki olay arasında darbenin etkisi daha yüksektir. Araştırmaya göre, bütün sıcaklıklarda tabakalı numunelerin tek yönlü numunelere göre darbeye karşı dirençleri daha yüksektir (Ibekwe ve diğ., 2007).

Hale ve meslektaşları sıcaklığın ve nemin interaktif etkisini CAI testi üzerinde incelemişlerdir. Onların sonuçlarına göre kompozit lamineler sıcaklık etkisinde dirençlerini ve sertliklerini kaybetmiştir. Bu değer yüksek derecelerde emilmiş nem miktarının artmasıyla daha da düşmüştür (Hale, Gibson ve Speake, 1998).

Gao ve Kim, karbon/Peek (poly ether ether ketone) kompozitler üzerinde soğutma hızının etkisini darbe ve CAI testi için araştırmışlardır. Sonuç olarak yavaş soğutmanın hızlı soğutmaya göre CAI gerilmesini daha az etkilediği görülmüştür (Gao ve Kim, 2001).

Tay ve Shen, artık termal stres etkisini burkulmada ve burkulmadan sonra dokunmuş ve dokunmamış numunelerde araştırmışlardır. Çalışmalarında, artık termal streslerin burkulma üzerinde önemli ama burkulmadan sonra serbest bırakılan lokal gerilme enerjisinde gözden çıkarılabilir etkileri olduğu sonucuna varmışlardır (Tay ve Shen, 2002).

Gustin ve meslektaşları karbon lifli ve Kevlar kombinasyonu üzerinde CAI testi sırasında bası gerilmesinin düşüşünü belirlemişlerdir. Deneysel testler kevlar'ın ilave olmasıyla CAI gerilmesinin azaldığını göstermektedir (Gustin, Joneson, Mahinfalah ve Stone, 2005).

Sandviç yapılarda darbe elemanı tarafından oluşan hasar darbe enerjisine bağlı olarak düşük enerjilerde eliptik bir iz meydana getirir ve bu bölgenin uç noktalarında çatlaklar ve daha yüksek seviyelerde ise numunenin enine yönde derin hasarlar oluşur. CAI testinden elde edilen değerleri incelediğimiz zaman diğer araştırmalarda da olduğu gibi yapıda lineer olmayan davranışlara rastlanmıştır. Bu lineersizlikler aynı sıcaklıkta farklı değerlerin elde edilmesine neden oluyor. CAI analizinizden elde edilen sonuca göre bu test sırasında meydana gelen olay nedeni üç mekanik davranışın oluşumudur:

- 1- Yüzeyde nötr çizgisine göre oluşan hasar nedeni ile lineer olmayan bir geometrinin oluşması.
- 2- Hasarsız ve darbe almış hasarlı bölgenin arasındaki fark çekirdeğin lineer olmayan tepkisine neden olur.
- 3- Yüzeyin, darbe sonucundan oluşan delaminasyon ve ya çatlak gelişmesi gibi hasaralar nedeni ile vereceği tepki lineersizliklere neden olur. Bu lineersizlikler numune için problem yaratan nedenlerdir (Castanie ve diğer., 2008).

Son zamanlarda, fenomenolojik araştırmalardan sonra, araştırmacılar, düşük yoğunluklu bal petekli çekirdekte, bası sırasında ve burkulmadan sonra hücre cidarlarından sadece kuvvet yönüne dik olan cidarın altıgen cidarlar arasında basıyı taşıdığını anlamışlardır (Aminanda, Castanie, Barrau ve Thevenet, 2005). Diğer taraftan ise sandviç yapılarda darbeden sonra bası testi ile ezilme derinliğinin deney sonuçlarında bir etkisi olup olmadığını gösterilememiştir. Bunu gösterebilmek için ayrıca hassas bir analiz hazırlanması gerektiği bildirilmektedir (Castanie ve diğer., 2008).

Literatürde görüldüğü gibi bütün araştırmalar oda sıcaklığında yapılmış veya ayrı ayrı düşük ve yüksek sıcaklıklarda ve sınırlı malzemeler için yapılmıştır. Bu tez ise geniş bir malzeme çeşitliliğinde ve farklı sıcaklık parametrelerinde kompozitlerin davranışlarını incelemek için yapılmıştır. Bu sayede düşük sıcaklıkta (-20°C), oda

sıcaklığında (20°C) ve yüksek sıcaklıkta (60°C) kompozitlerin darbeden sonra bası davranışları bir arada incelenmiştir.

BÖLÜM İKİ

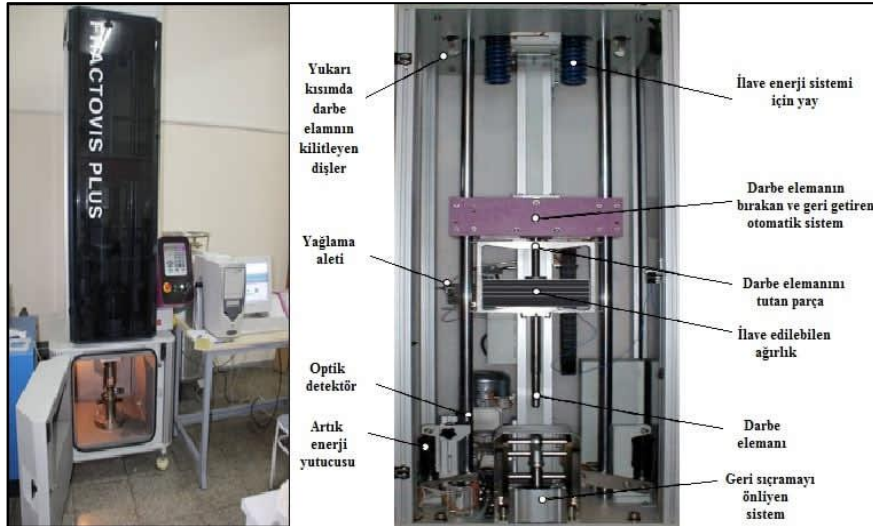
MALZEME VE METOT

2.1 Kullanılan Malzemeler

Darbeden sonra bası testinin gerçekleştirildiği numunelerin darbe testleri Gürel İnançer ve Barış Özçimen'in Yüksek Lisans tez çalışmaları sırasında yapılmıştır. Bunu için FRP (Fiber Takviyeli Plastik) kompozitlerden, FRP hibrit kompozitlerden ve FRP sandviç kompozitlerden ASTM D 7137 standardına göre 10 cm*15 cm 'lik numuneler hazırlanmıştır. On üç adet çekirdek ve FRP (fiber takviyeli plastik) yüzey malzemesinden oluşan kompozit, hibrit kompozit ve sandviç kompozit numuneler vakum infüzyon yöntemiyle üretilmiştir. Numune üretilmesi için gereken kumaşlar Metyx firmasından temin edilmiş olup kullanılan hammaddeler:

Metyx AX500 E10a-45/45 Biaksial Aramid, Metyx CX400 E05a-45/45 Biaksial Karbon Fiber, Metyx X400 E05b-45/45 Biaksial Cam Elyaf, Cam elyaf 450 Gr/Cm2 Cam Elyaf ve Poliya Polipol 337 Reçine dir.

Üretilen numunelere üzerine -20° C, 20° C ve 60° C sıcaklıklarda darbe deneyi yapılmıştır. Deneyin yapıldığı cihaz Şekil 2.1'de gösterilmiştir. Cihaz düşen ağırlık sistemli, CEAST Fractovis Plus model olup düşen uç ağırlığı 4,926 kg'dır. Darbe enerjisi 50J olurken darbe ucunun numuneye çarpma hızı 4,5 m/s'dir.



Şekil 2.1 Deney cihazı CEAST Fractovis Plus

Kullanılan malzemelerin özellikleri Tablo 2.1’de verilmiştir.

Tablo 2.1 Numune bilgileri

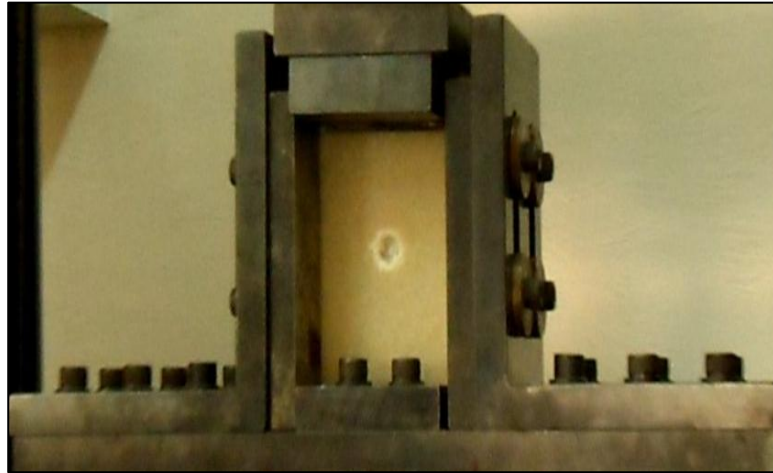
	Malzeme Kodu	Kalınlık (mm)	Üst Tabaka Tipi	Orta Tabaka Tipi	Alt Tabaka Tipi	Çekirdek Tipi	Çekirdek Kalınlığı (mm)
Kompozit Malzemeler	CCC	3	Karbon	Karbon	Karbon	YOK	-
	KKK	3	Kırpma Cam	Kırpma Cam	Kırpma Cam	YOK	-
	BBB	3	Biaksial Cam	Biaksial Cam	BiaksialCam	YOK	-
	VVV	3	Kevlar	Kevlar	Kevlar	YOK	-
Hibrit Kompozitler	CVC	3	Karbon	Kevlar	Karbon	YOK	-
	CVB	3	Karbon	Kevlar	BiaksialCam	YOK	-
	CKC	3	Karbon	Kırpma Cam Elyaf	Karbon	YOK	-
Koremat çekirdekli sandviç kompozitler	CMC	5	Karbon	Koremat	Karbon	Koremat	3
	VMV	5	Kevlar	Koremat	Kevlar	Koremat	3
	BMB	5	BiaksialCam Elyaf	Koremat	BiaksialCam Elyaf	Koremat	3
Baltek çekirdekli sandviç kompozitler	CLC	7	Karbon	Baltek	Karbon	Baltek	5
	VLV	7	Kevlar	Baltek	Kevlar	Baltek	5
	BLB	7	Biaksial Cam Elyaf	Baltek	Biaksial Cam Elyaf	Baltek	5

2.2 Darbeden Sonra Bası Deneyi

Darbeden sonra bası testini gerçekleştirmek için ve numune üzerine bası yüklemek amacıyla bir INSTRON 1114 model çok amaçlı makine kullanılmıştır (şekil 2.4). Bu makinede hız 2 mm/dk ayarlanarak makinede numuneler üzerine bası yükü uygulanmıştır. Deney sırasında numuneleri tutmak için ASTM D 7137 standardına göre hazırlanmış ve şekil 2.2’de gösterilen Boeing aparatı kullanılmıştır. Kuvvet bilgilerini elde etmek için 50KN’luk bir Load Cell kullanılmıştır.



şekil 2.2 ASTM D 7137 aparatı (Aktaş ve diğer., 2009)



şekil 2.3 Numune yerleştirilmiş ASTM D 7137 aparatı

Darbeden sonra bası deneyini uygulamak için numune dikkatlice aparatın çenelerinin ortasına oturtulmuştur. Bunun için kumpasla numune kalınlığı ölçölmüş

ve numune yarı kalınlık çene içinde kalacak şekilde, aparat ayarlanmıştır. Numune çeneler arasında yerleştirmeden önce onu üst taraftan tutan parçanın içine yerleştirilir ve deney sırasında çıkmaması için alyen anahtarla sıkılır. Numune sonra daha önce ayarlanmış çenelerin arasına yerleştirilir. Burada parçanın enine yönde çenelerin arasına oturduğuna dikkat edilmesi önemlidir. Numunenin içinde takılı olduğu aparat Load Cell'in üzerine oturtulur (Şekil 2.3). Burada dikkat edilecek nokta ise, bası uygulayacak makine elemanının doğruca aparatın üst yüzeyinin ortasına oturmasıdır. Belirli bir kuvvet miktarına erişildikten sonra Kuvvet-Deformasyon eğrisinde bir eğilme gözükür ki bu eğilme yan sapmayla ilişkilidir (Ghelli ve Minak, 2011). Bu bası ideal bir kırılma meydana gelene kadar ve kuvvet-Deformasyon eğrisinde düşüş gerçekleşene kadar devam eder. Sonrasında bası yükü numune üzerinden kaldırılır. Böylece her numune için çökme dahil her an yüklenen kuvvet ölçülmüştür ve her numuneye ait maksimum gerilme değeri σ_c denkleminde elde edilmiştir (2.1). Bu denklemde σ_c bası gerilmesi, F_{max} yüklenen maksimum kuvvet, b numune eni ve t numune kalınlığıdır.

$$\sigma_c = \frac{F_{max}}{b.t} \quad (2.1)$$

Tablo 2.1'de malzemeleri simgeleyen kodlar verilmiştir. Bu kodlamanın devamında -20° C darbe almış ve oda sıcaklığında basıya maruz kalmış numuneler için bu kodların sonuna 1 eklenmiştir. 20° C darbe almış ve oda sıcaklığında bası kuvveti uygulanmış numunelerin kodlarının sonuna 2 ve 60° C darbe almış ve oda sıcaklığında basıya maruz kalmış numuneler için ise 3 eklenmiştir. Örnek olarak:

KKK1: -20° C darbe almış ve oda sıcaklığında basıya maruz kalmış ve uç karbon tabakasından oluşmuş bir numunenin simgesidir.

CVC2: 20° C darbe almış ve oda sıcaklığında basıya maruz kalmış karbon, kevlar karbonu ifade etmektedir.

BMB3: 60° C darbe almış ve oda sıcaklığında basıya maruz kalmış koremat çekirdekli biaksial cam yüzeli bir sandviçtir.

2.3 Deney Sirasında Ortaya Çıkabilen Problemler

Deney sırasında diğler araştırmalarda da gördüğümüz gibi ortaya çıkan genel problem global burkulmadır, bu problem bu araştırmada da ince numunelerde görülmüştür. Eğer bu problemi tanımlayacak olursak; görsel olarak numunenin boyuna yönde dalgalar oluşur. Bu problem nedeniyle ince numunelerde kararlılık azalır. Sonuç olarak Kuvvet-Deformasyon diyagramında lineersizlikler oluşturur ve Kuvvet-Deformasyon eğimi azalır. Böylece diyagramdan elde edilen maksimum kuvvet değeri gerçek değerden daha az olur ve sonuçlar doğru olmaz. Diğler problem ise numune işleminde ve aparatta olan küçük kusurlar nedeni ile hasar ideal bir şekilde meydana gelmeyebilir (Ghelli ve Minak, 2011).



Şekil 2.4 INSTRON 1114 model çok amaçlı makine

BÖLÜM ÜÇ

DENEY SONUÇLARI

3.1 Deney Sonuçları

Darbeden sonra bası deneyinde kullanılan numunelerin cinsleri ve boyutları Tablo 3.1 ile verilmiştir. Tablo 3.2 de ise maksimum kuvvet değeri ve bu değer meydana geldiği deplasman gösterilmiştir.

Tablo 3.1 Deney numunelerinin fiziksel özellikleri

	Malzeme	Kalınlık (mm)	Genişlik (mm)	Kesit Alan (mm ²)
Tek Malzemeli	CCC	3	100	300
	KKK	3	100	300
	BBB	3	100	300
	VVV	3	100	300
Hibrit	CVC	3	100	300
	CVB	3	100	300
	CKC	3	100	300
Sandviç	CMC	5	100	500
	VMV	5	100	500
	BMB	5	100	500
	CLC	7	100	700
	VLV	7	100	700
	BLB	7	100	700

Her numune için elde edilen ortalama deplasman değerleri Tablo 3.3 ile gösterilmiştir.

Tablo 3.2 Numunelerin deplasman değerleri

	Malzeme	Ortalama Deplasman (mm) 1	Ortalama Deplasman (mm) 2	Ortalama Deplasman (mm) 3
Tek Malzemeli	CCC	3.25	4.35	4.27
	KKK	5.39	5.83	5.82
	BBB	4.62	5.30	5.74
	VVV	4.39	3.85	5.20
Hibrit	CVC	4.65	5.13	4.16
	CVB	4.64	4.60	4.87
	CKC	3.10	3.13	2.96
Sandviç	CMC	3.46	3.69	4.20
	VMV	4.39	3.89	3.61
	BMB	3.92	4.63	4.10
	CLC	3.54	3.39	2.45
	VLV	3.96	3.32	2.72
	BLB	3.72	4	3.47

Tablo 3.3'te her malzeme için deneyden elde edilen ortalama maksimum kuvvet değeri verilmiştir.

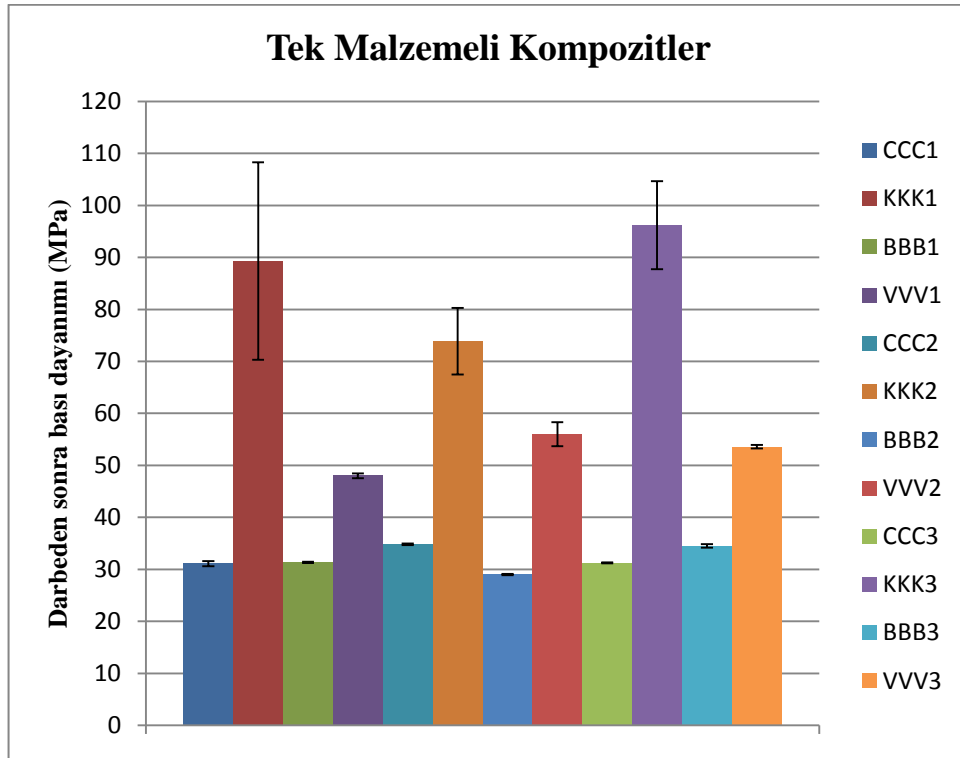
Tablo 3.3 Ortalama maksimum kuvvet değerleri

	Malzeme	$F_{\max \text{ ort}} \text{ (N)}$ 1	$F_{\max \text{ ort}} \text{ (N)}$ 2	$F_{\max \text{ ort}} \text{ (N)}$ 3
Tek Malzemeli	CCC	9324.5	10446.5	9373.5
	KKK	26791	22165.5	28856
	BBB	9406.5	8702	10353
	VVV	14431.5	16804	16073
Hibrit	CVC	15676	14184	11498
	CVB	13212	11362	13492.5
	CKC	9778.5	9766.5	9268
Sandviç	CMC	9875.5	9593.5	9011.5
	VMV	13741.5	15111.5	15069
	BMB	8684	7201.5	8519
	CLC	7112.5	7297.5	6083.5
	VLV	6316	7923.5	6797.5
	BLB	4376.5	5205	3599.5

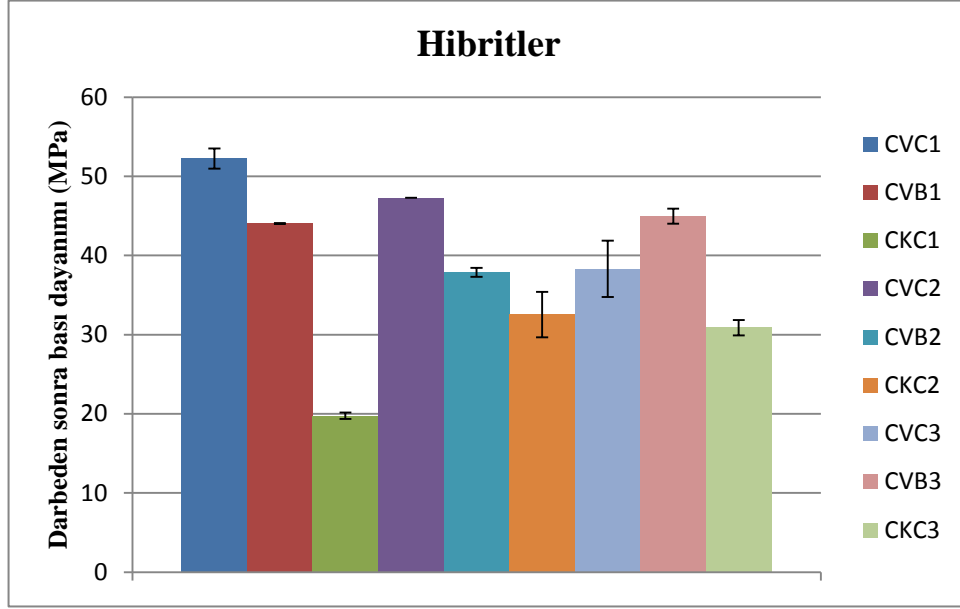
Her malzeme için formül 2.1'den elde edilen darbeden sonra bası dayanımı değerleri Tablo 3.5'te, her malzeme grubu için grafik gösterimleri ise şekil 3.1, 3.2 ve 3.3'te verilmiştir.

Tablo 3.4 Her malzeme için darbeden sonra bası dayanımı değerleri

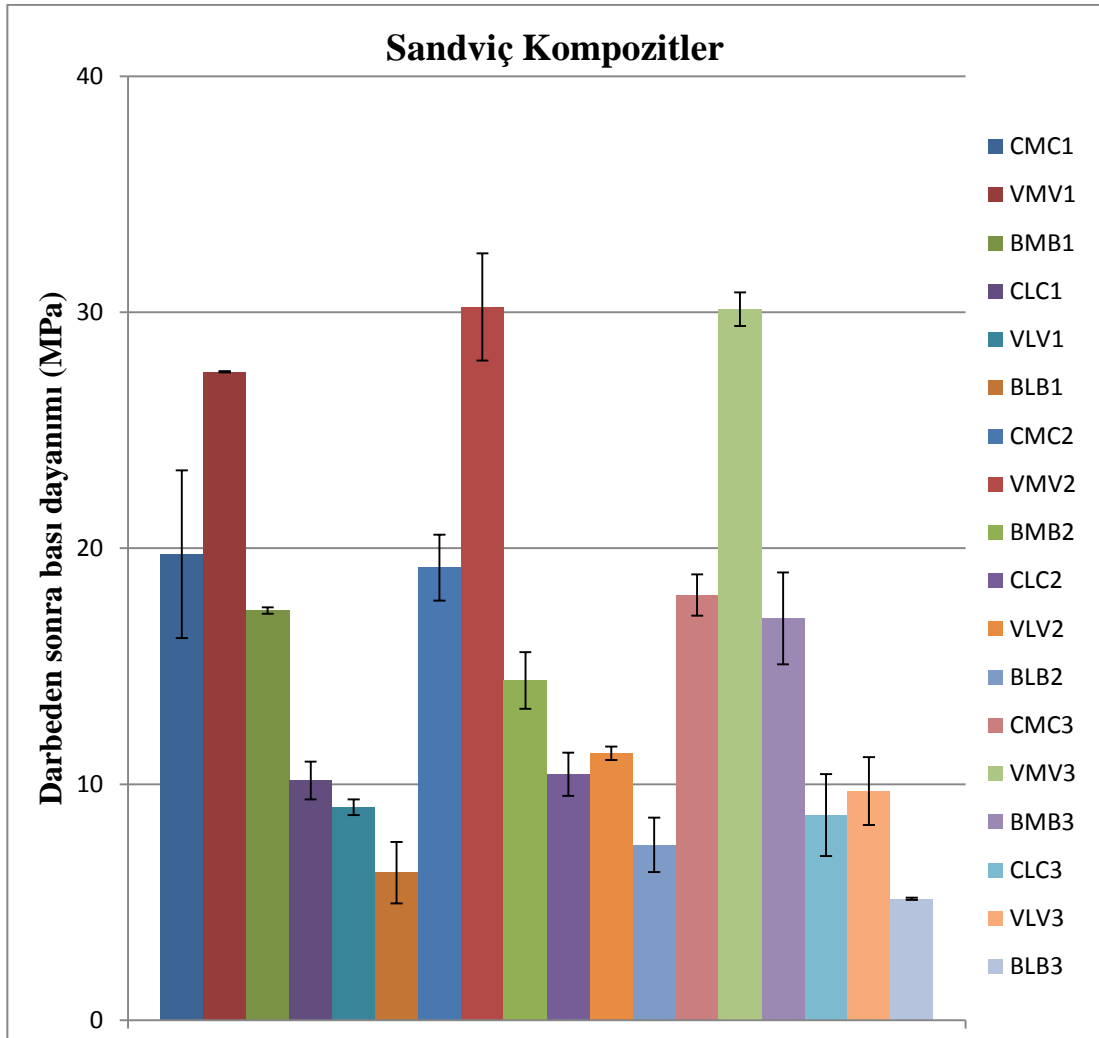
	Malzeme	σ_c (MPa) 1	σ_c (MPa) 2	σ_c (MPa) 3
Tek Malzemeli	CCC	31.08	34.82	31.24
	KKK	89.30	73.88	96.18
	BBB	31.35	29.00	34.51
	VVV	48.01	56.01	53.57
Hibrit	CVC	52.25	47.28	38.32
	CVB	44.04	37.87	44.97
	CKC	32.59	32.55	30.89
Sandviç	CMC	19.75	19.18	18.02
	VMV	27.48	30.23	30.13
	BMB	17.36	14.40	17.03
	CLC	10.16	10.42	8.69
	VLV	9.02	11.31	9.71
	BLB	6.25	7.43	5.14



Şekil 3.1 Tek malzemeli kompozitlerin darbeden sonra bası dayanımı grafiği

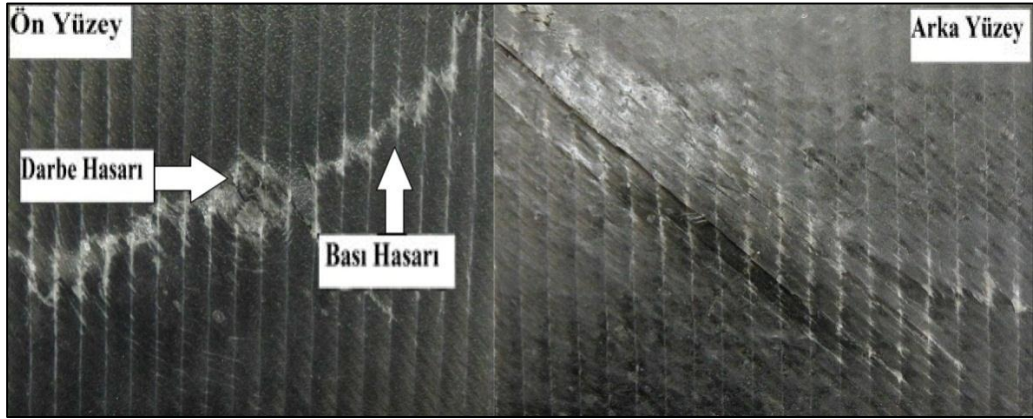


Şekil 3.2 Hibritler' in darbeden sonra bası dayanımı grafiği

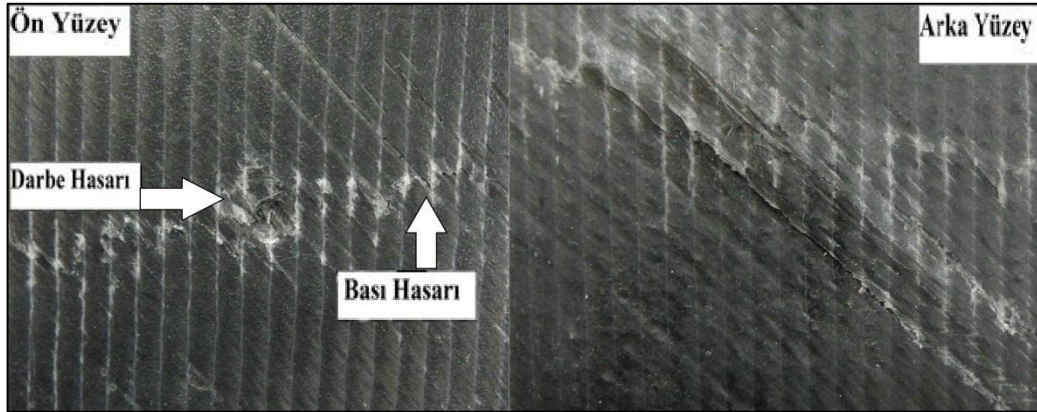


Şekil 3.3 Sandviçlerin darbe sonra bası dayanımı grafiği

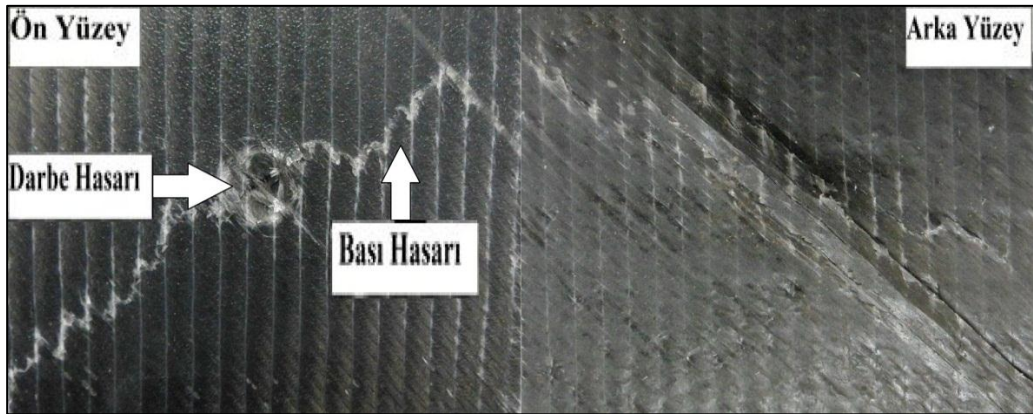
Darbe almış malzemelerin bası etkisinde hasarın gelişmesi aşağıdaki şekillerde verilmiştir.



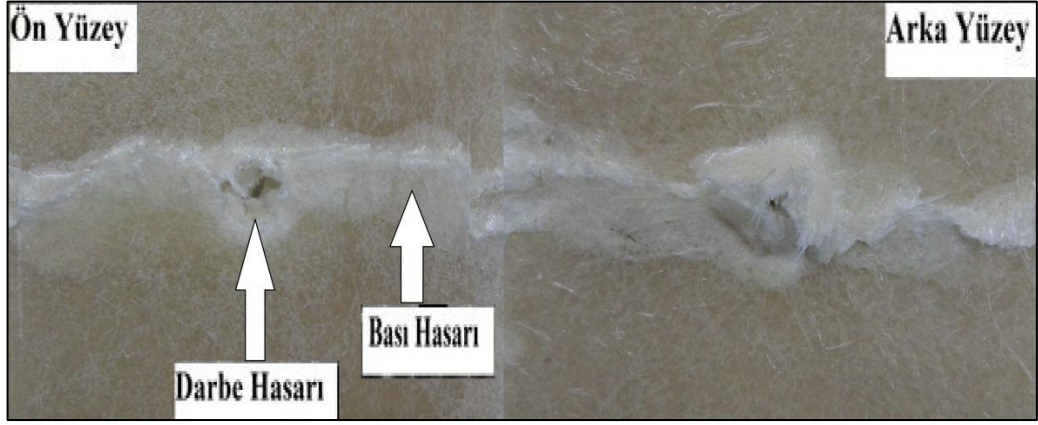
Şekil 3.4 CCC1'de hasar gelişmesi



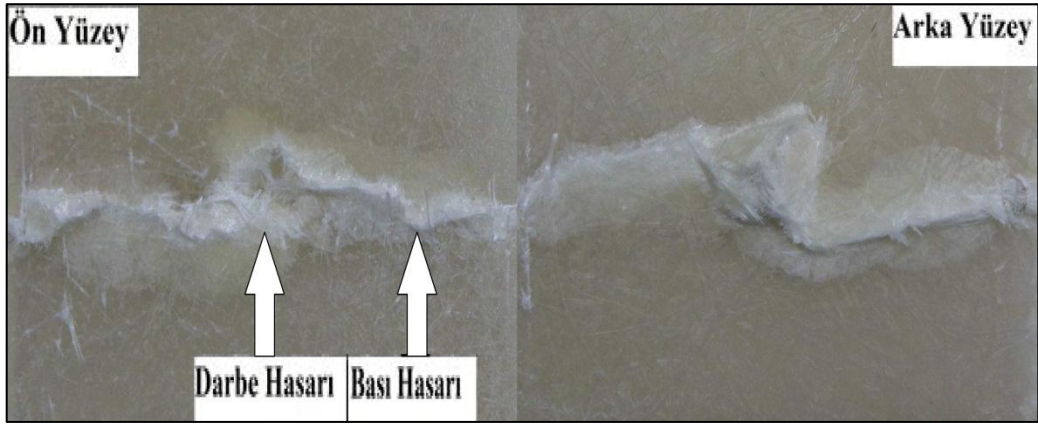
Şekil 3.5 CCC2'de hasar gelişmesi



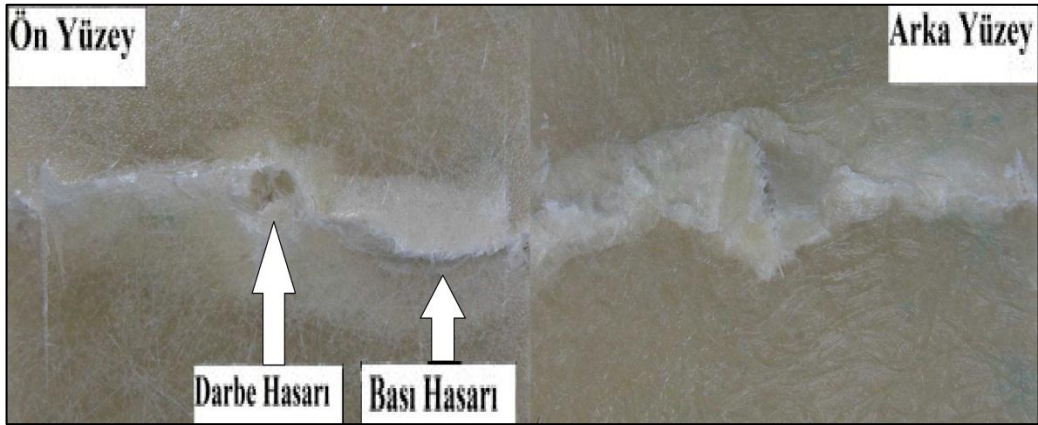
Şekil 3.6 CCC3'de hasar gelişmesi



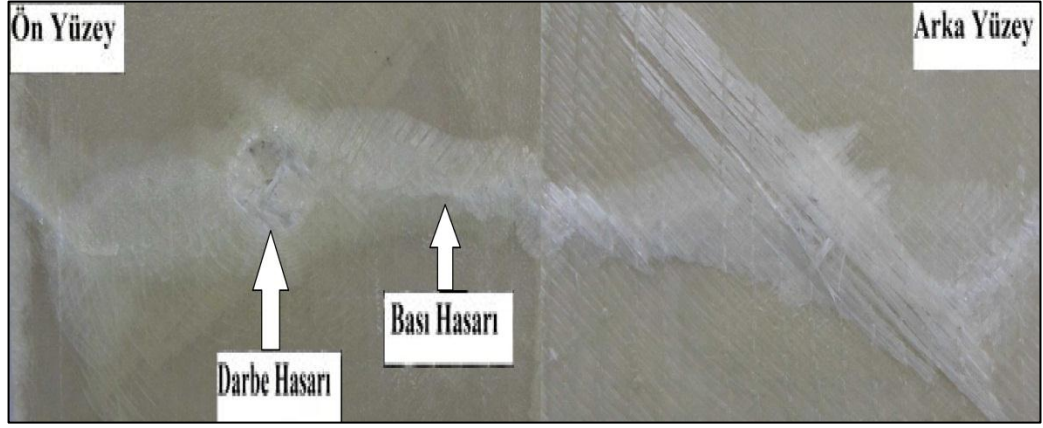
Şekil 3.7 KKK1'de hasar gelişmesi



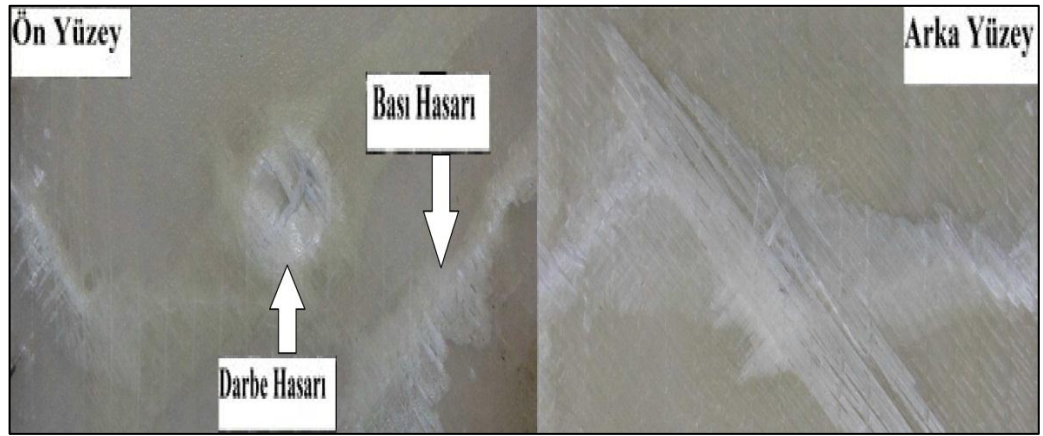
Şekil 3.8 KKK2'de hasar gelişmesi



Şekil 3.9 KKK3'de hasar gelişmesi



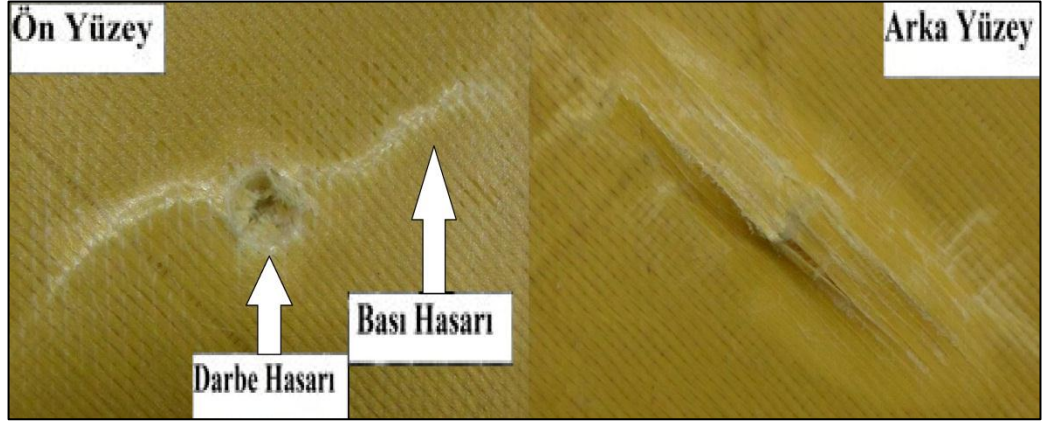
Şekil 3.10 BBB1’de hasar gelişmesi



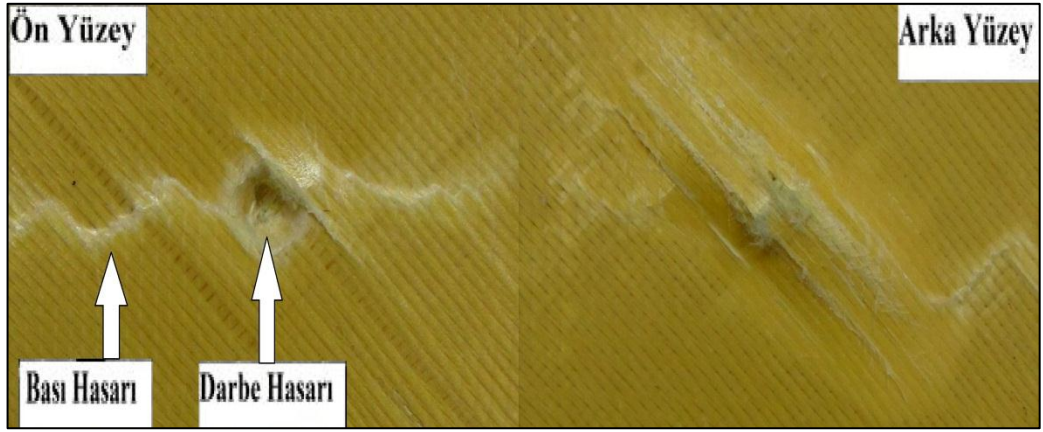
Şekil 3.11 BBB2’de hasar gelişmesi



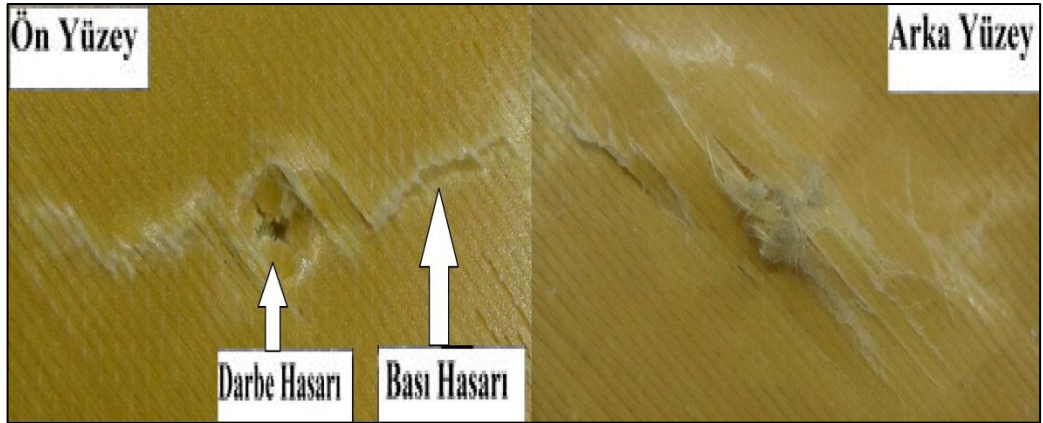
Şekil 3.12 BBB3’de hasar gelişmesi



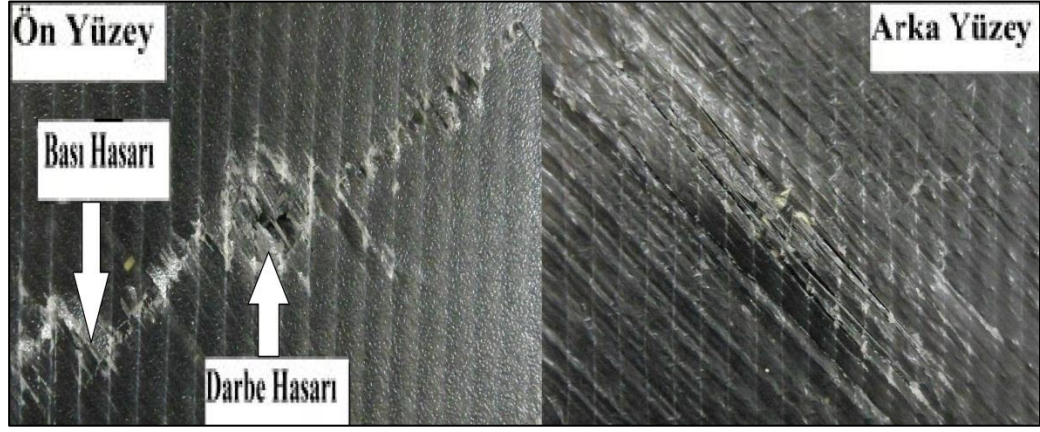
Şekil 3.13 KKK1'de hasar gelişmesi



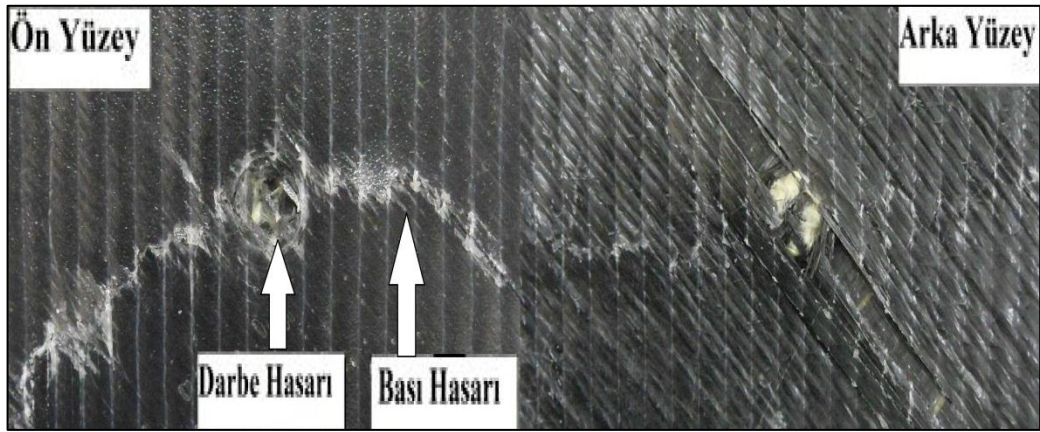
Şekil 3.14 KKK2'de hasar gelişmesi



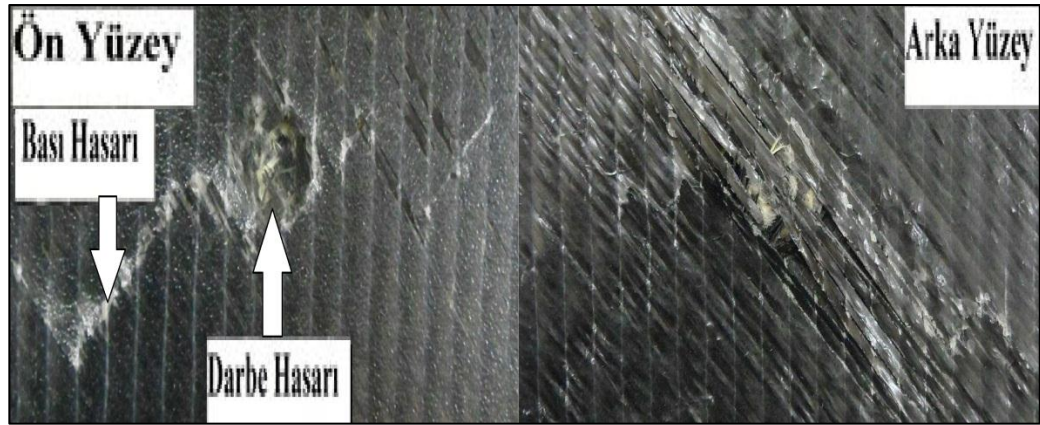
Şekil 3.15 KKK3'de hasar gelişmesi



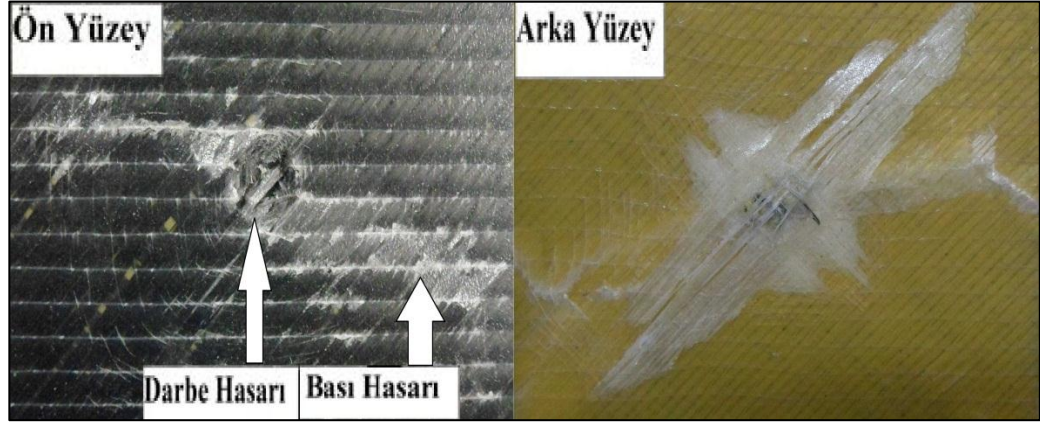
Şekil 3.16 CVC1’de hasar gelişmesi



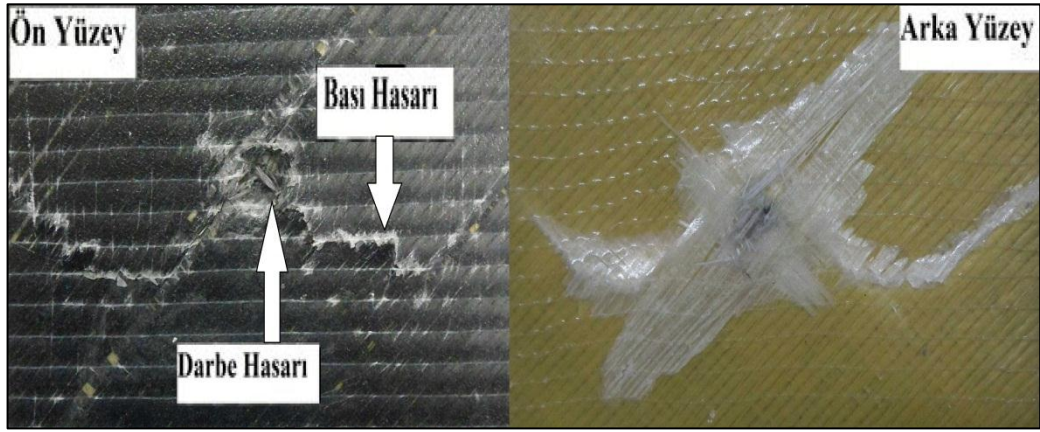
Şekil 3.17 CVC2’de hasar gelişmesi



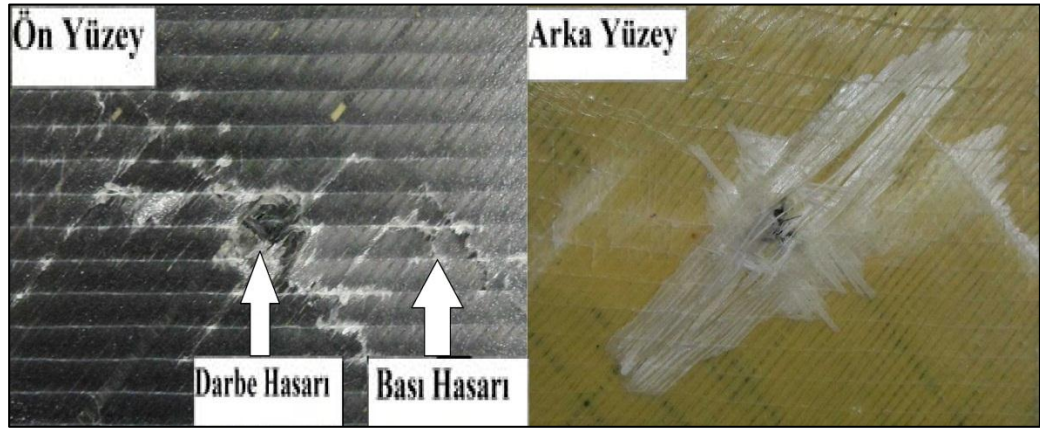
Şekil 3.18 CVC3’de hasar gelişmesi



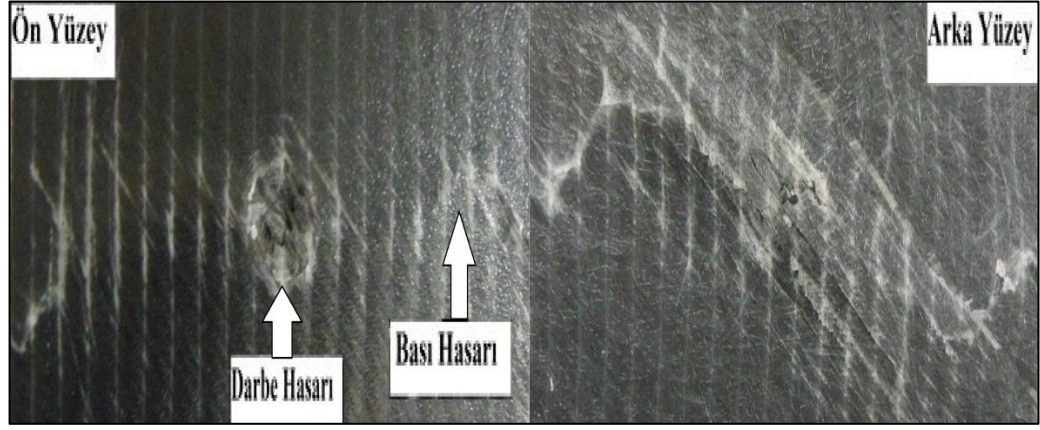
Şekil 3.19 CVB1'de hasar gelişmesi



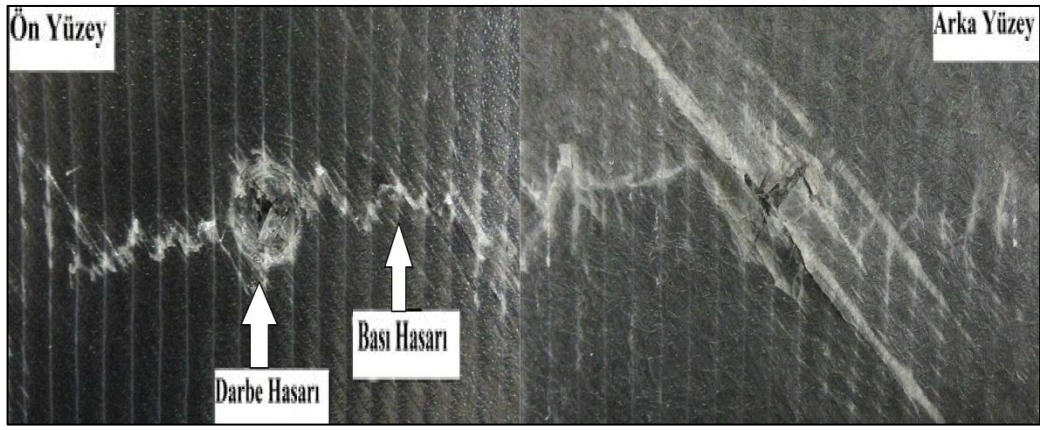
Şekil 3.20 CVB2'de hasar gelişmesi



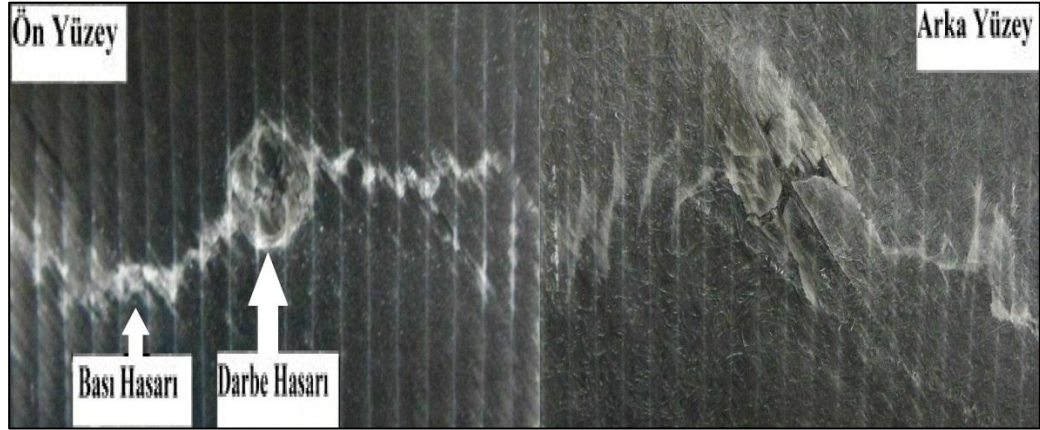
Şekil 3.21 CVB3'de hasar gelişmesi



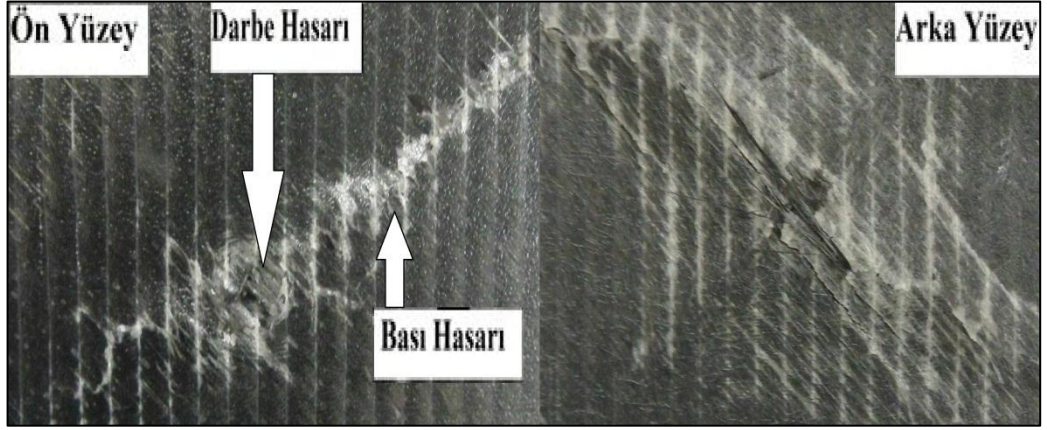
Şekil 3.22 CKC1’de hasar gelişmesi



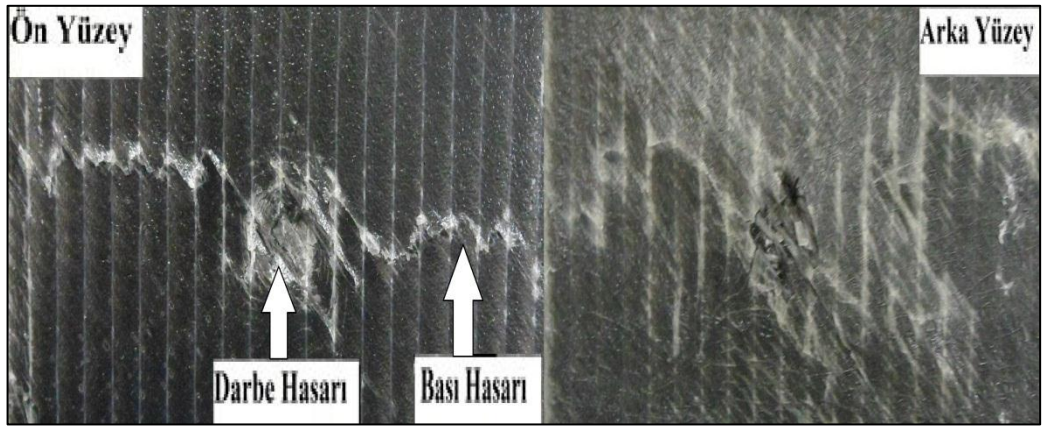
Şekil 3.23 CKC2’de hasar gelişmesi



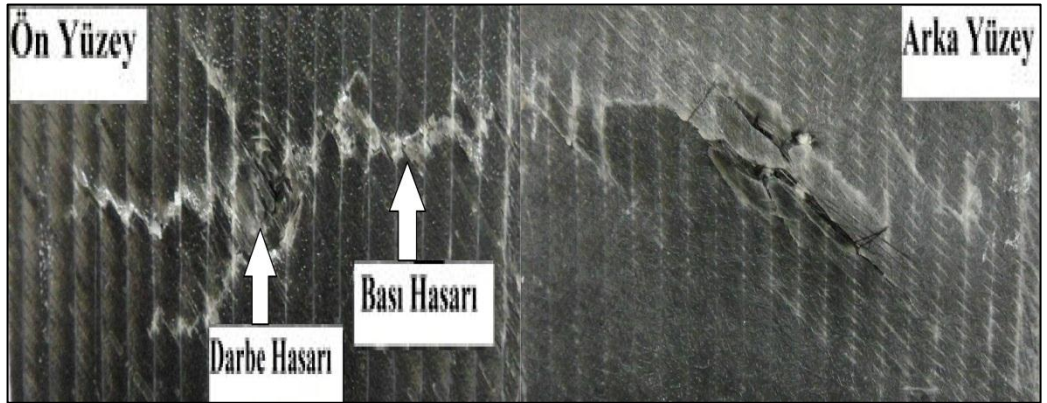
Şekil 3.24 CKC3’de hasar gelişmesi



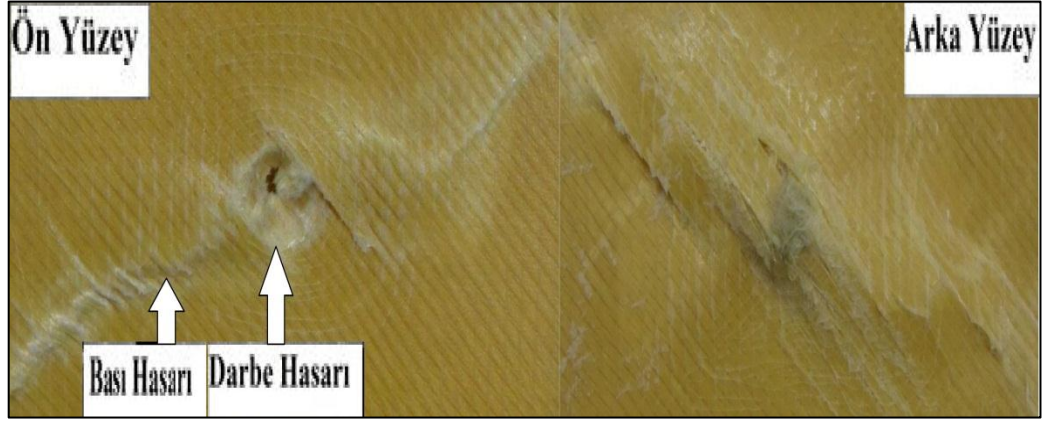
Şekil 3.25 CMC1’de hasar gelişmesi



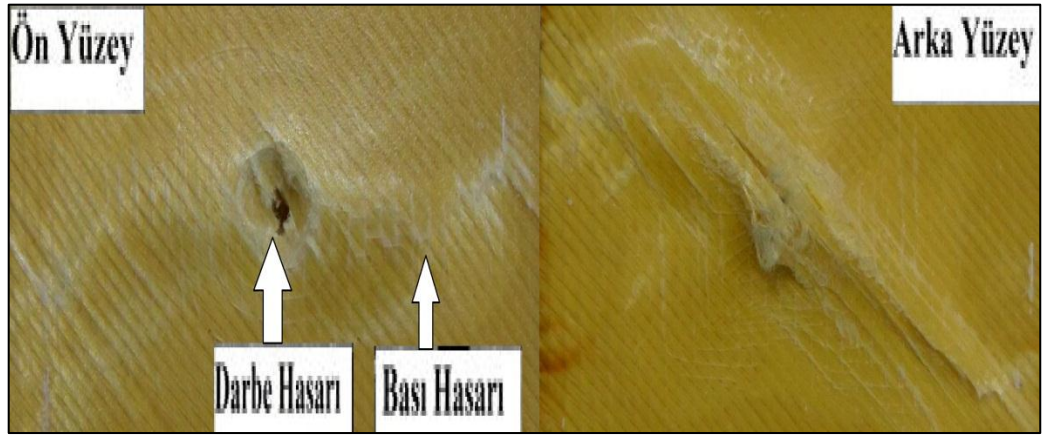
Şekil 3.26 CMC2’de hasar gelişmesi



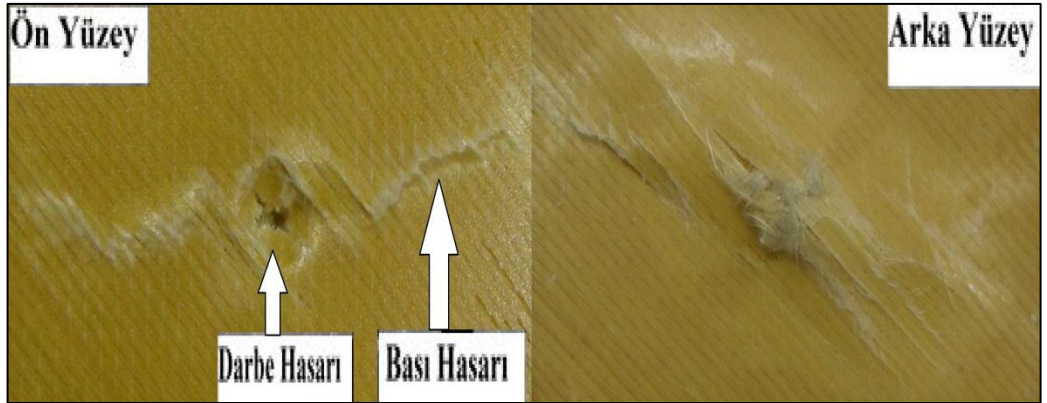
Şekil 3.27 CMC3’de hasar gelişmesi



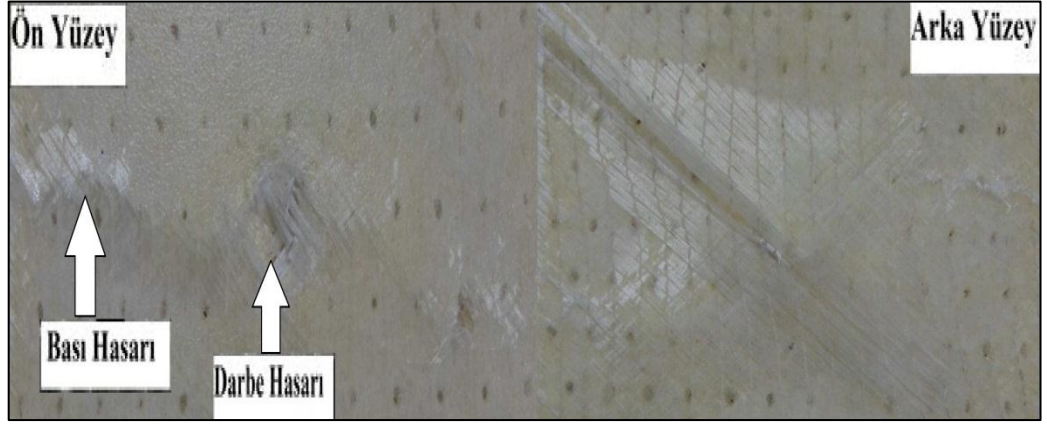
Şekil 3.28 VMV1'de hasar gelişmesi



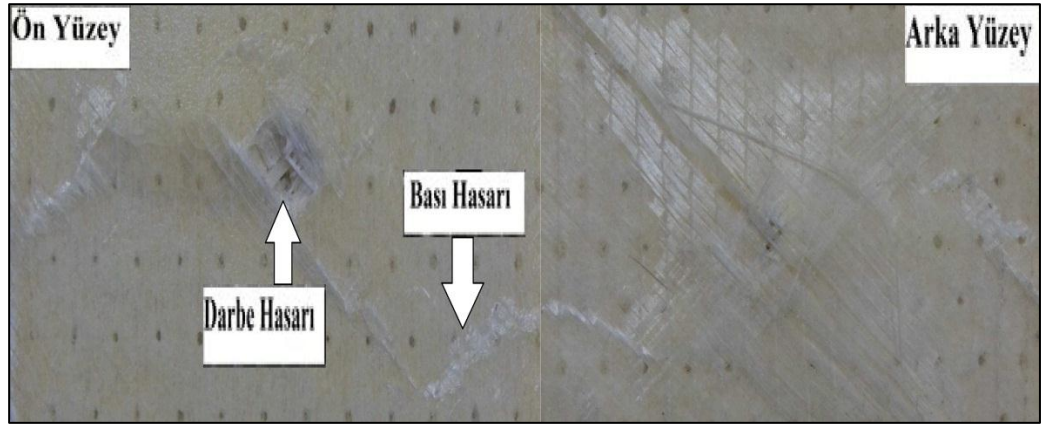
Şekil 3.29 VMV2'de hasar gelişmesi



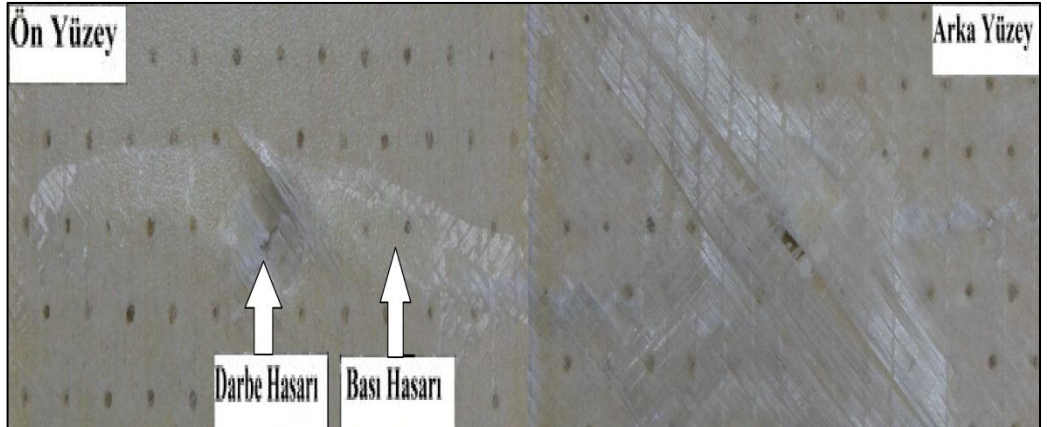
Şekil 3.30 VMV3'de hasar gelişmesi



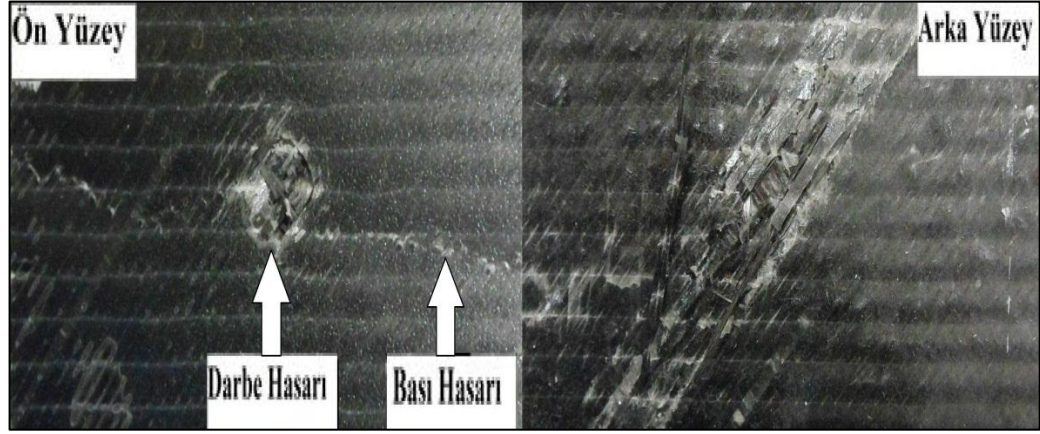
Şekil 3.31 BMB1’de hasar gelişmesi



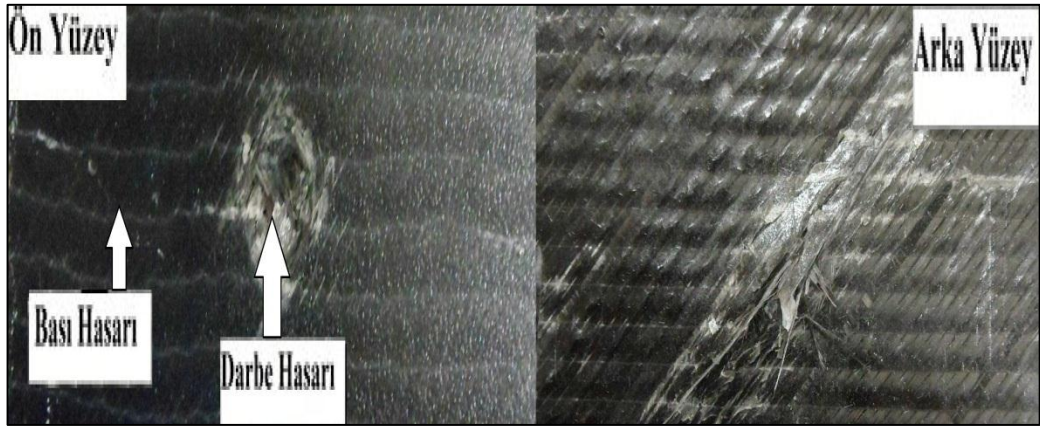
Şekil 3.32 BMB2’de hasar gelişmesi



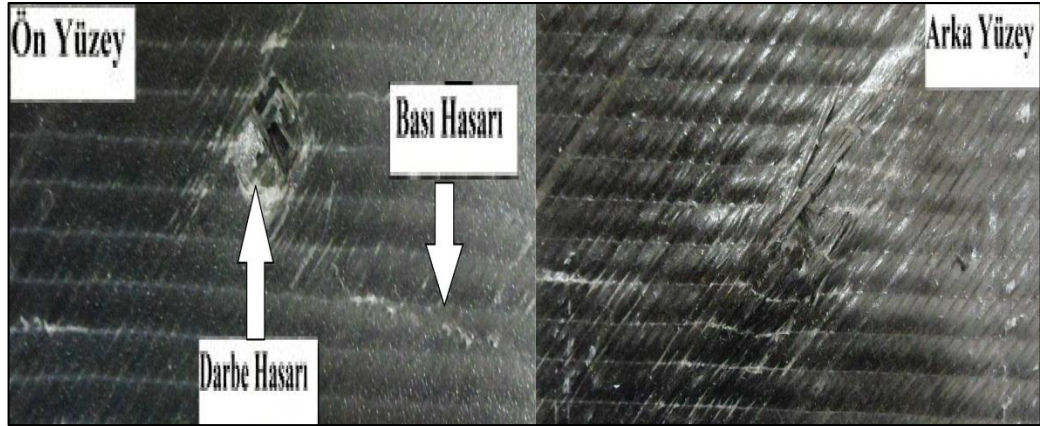
Şekil 3.33 BMB3’de hasar gelişmesi



Şekil 3.34 CLC1’de hasar gelişmesi



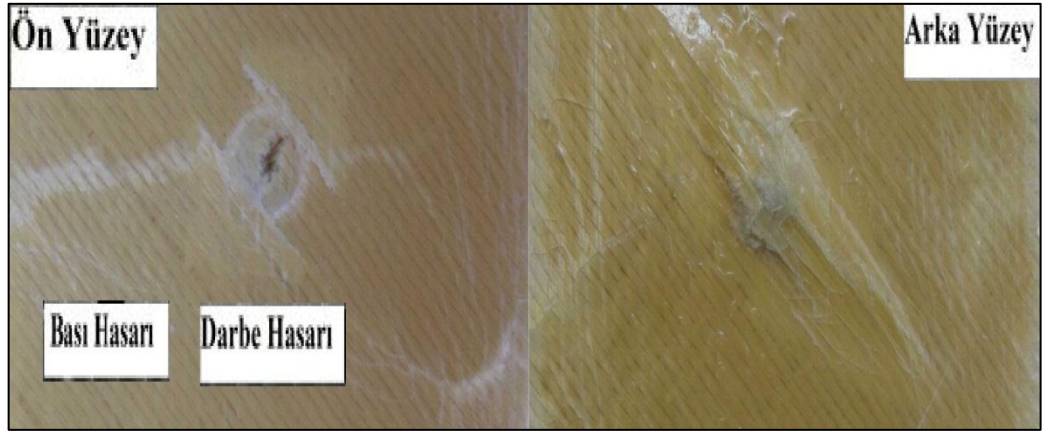
Şekil 3.35 CLC2’de hasar gelişmesi



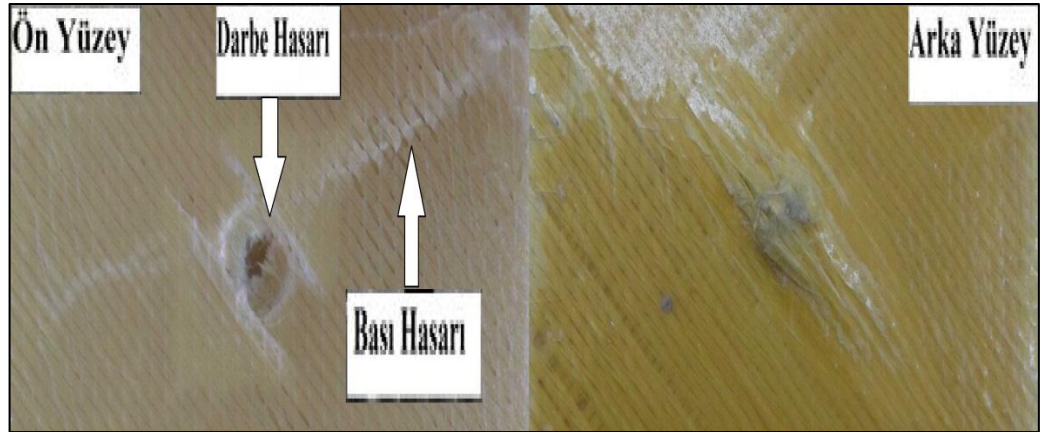
Şekil 3.36 CLC3’de hasar gelişmesi



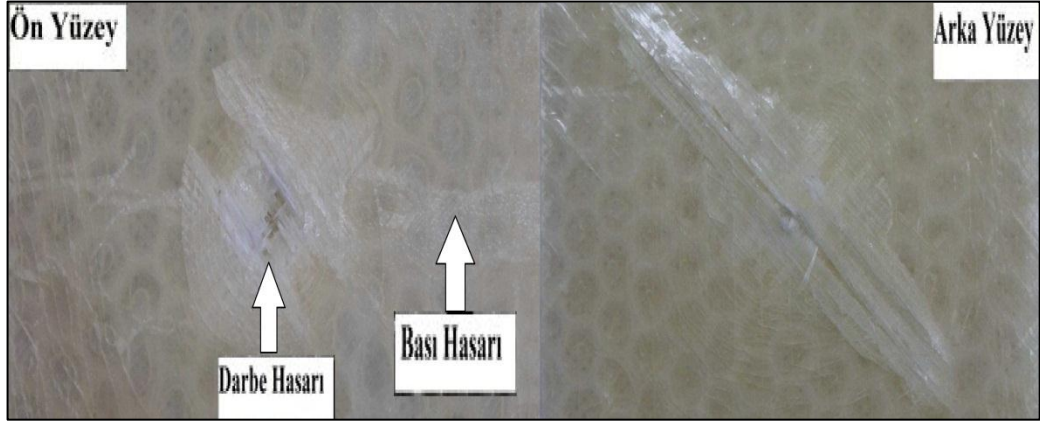
Şekil 3.37 VLV1'de hasar gelişmesi



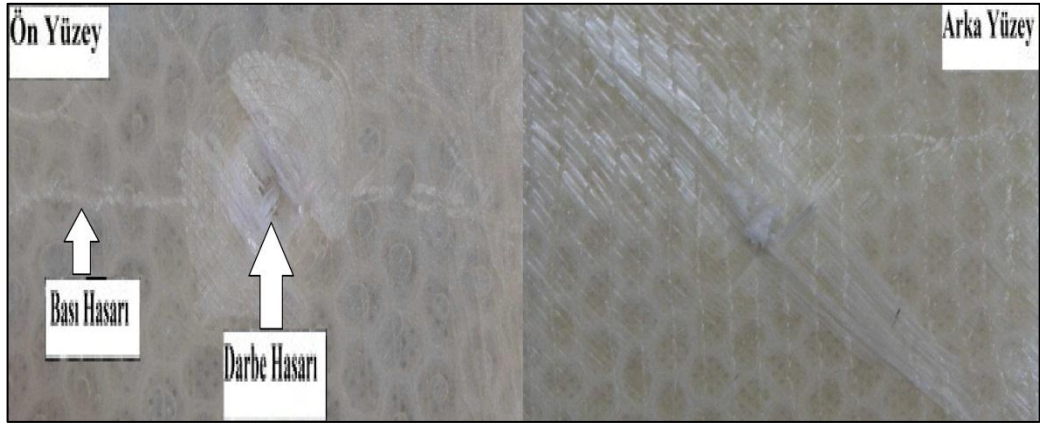
Şekil 3.38 VLV2'de hasar gelişmesi



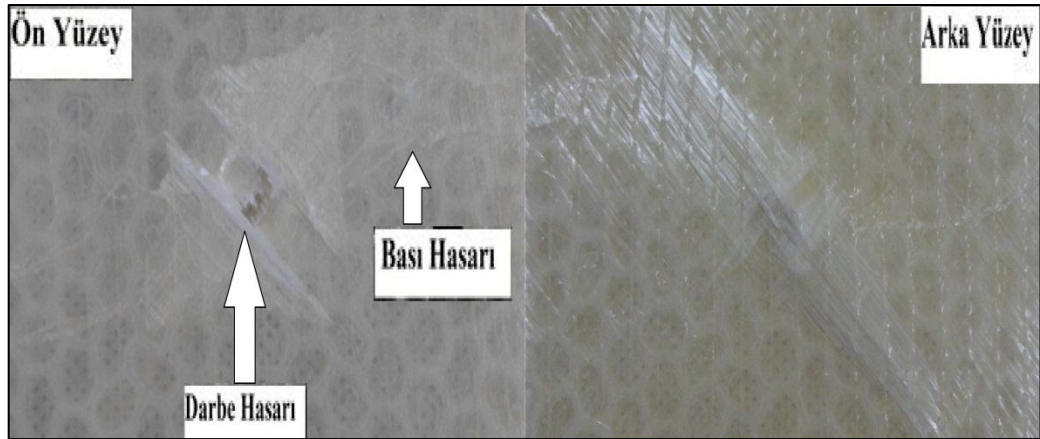
Şekil 3.39 VLV3'de hasar gelişmesi



Şekil 3.40 BLB1’de hasar gelişmesi

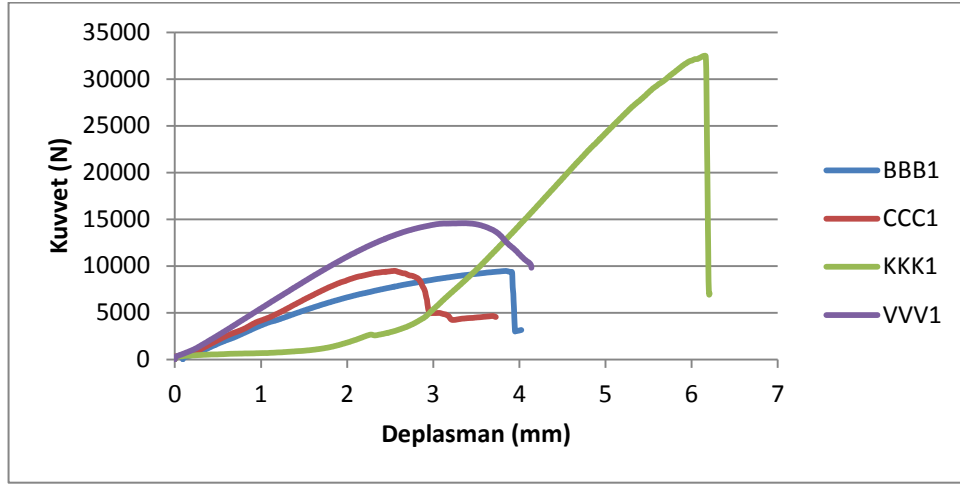


Şekil 3.41 BLB2’de hasar gelişmesi

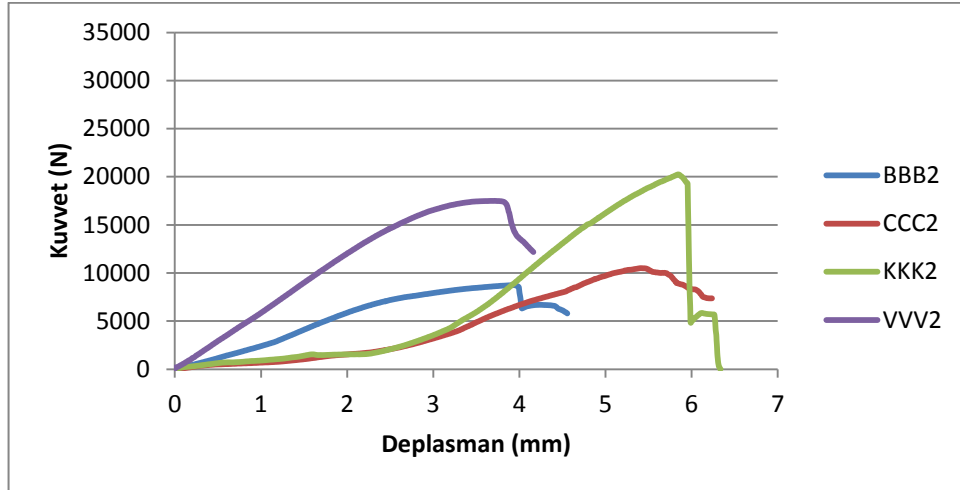


Şekil 3.42 BLB3’de hasar gelişmesi

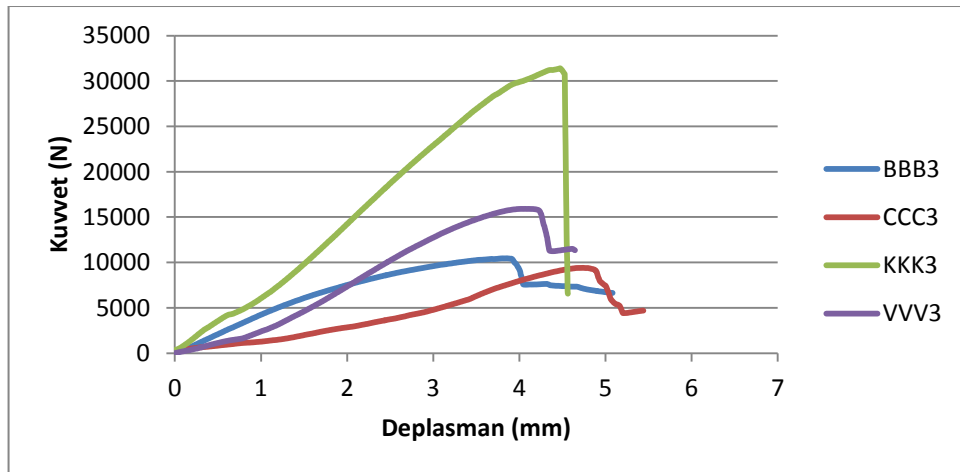
Tek malzemeli kompozitlerin sıcaklığa göre Kuvvet-Deformasyon grafikleri aşağıda verilmiştir.



Şekil 3.43 Tek malzemeli kompozitler 1'in grafikleri

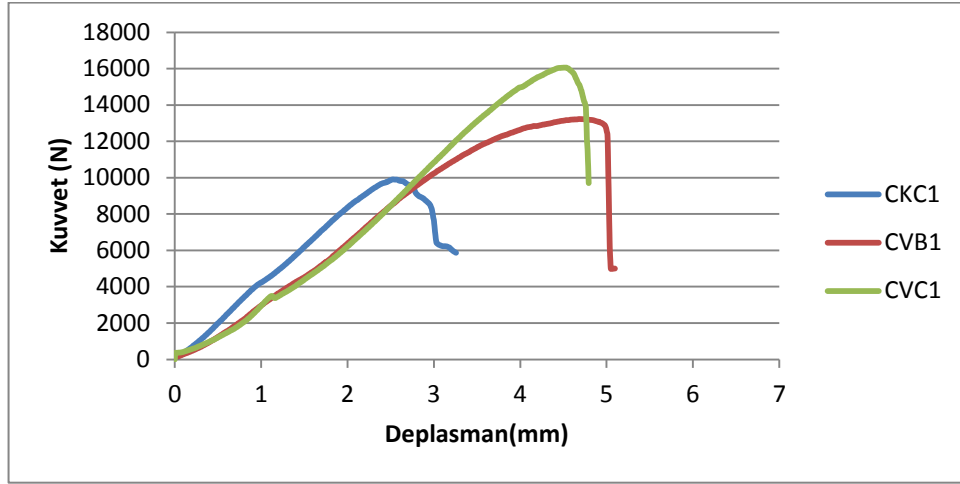


Şekil 3.44 Tek malzemeli kompozitlerin 2'nin grafikleri

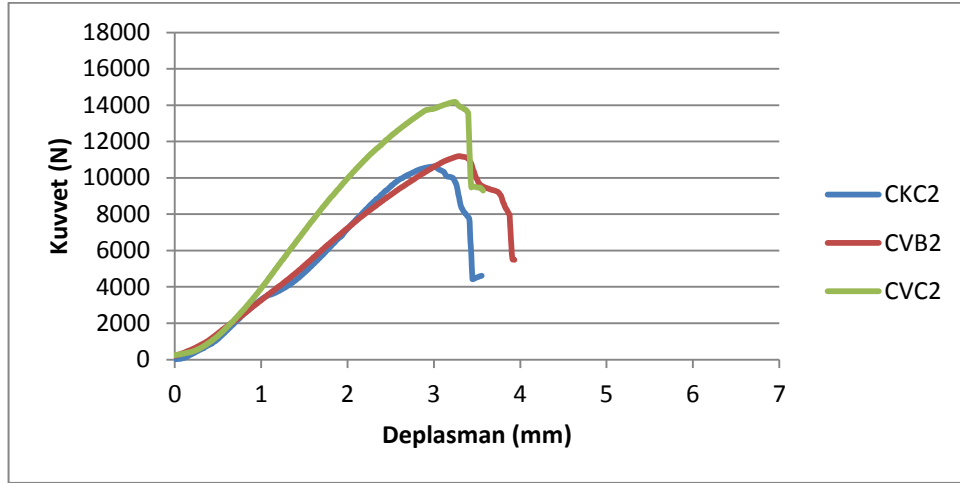


Şekil 3.45 Tek malzemeli kompozitler 3'ün grafikleri

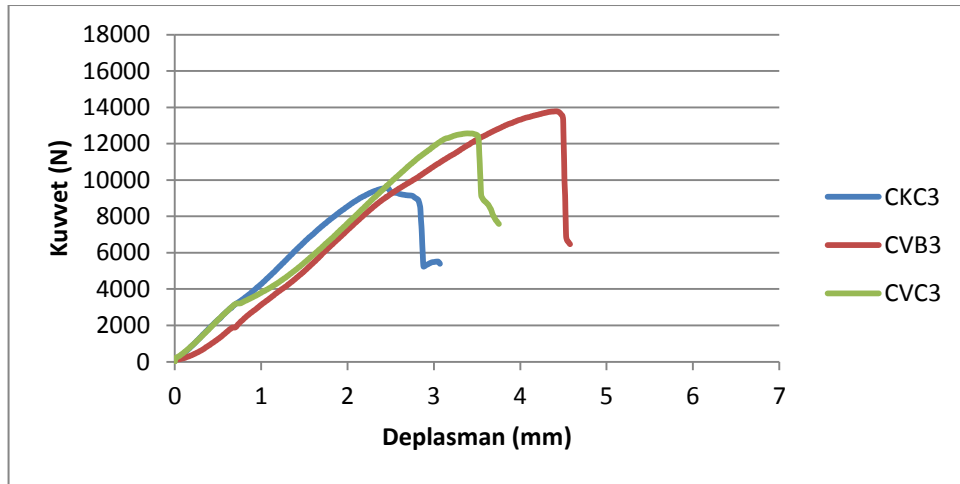
Hibrit kompozitlerin darbe aldıkları sıcaklığa göre Kuvvet-Deformasyon grafikleri aşağıda verilmiştir.



Şekil 3.46 Hibrit kompozitler 1'in grafiği

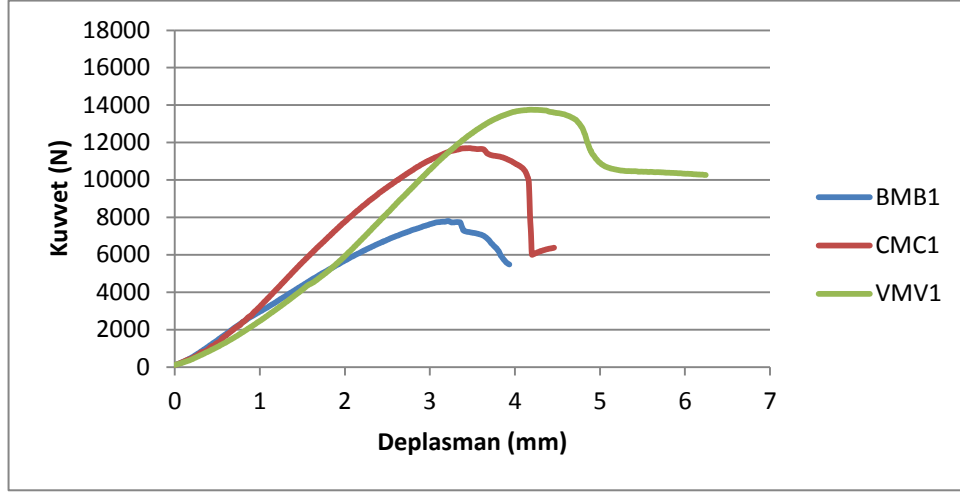


Şekil 3.47 Hibrit kompozitler 2'nin grafiği

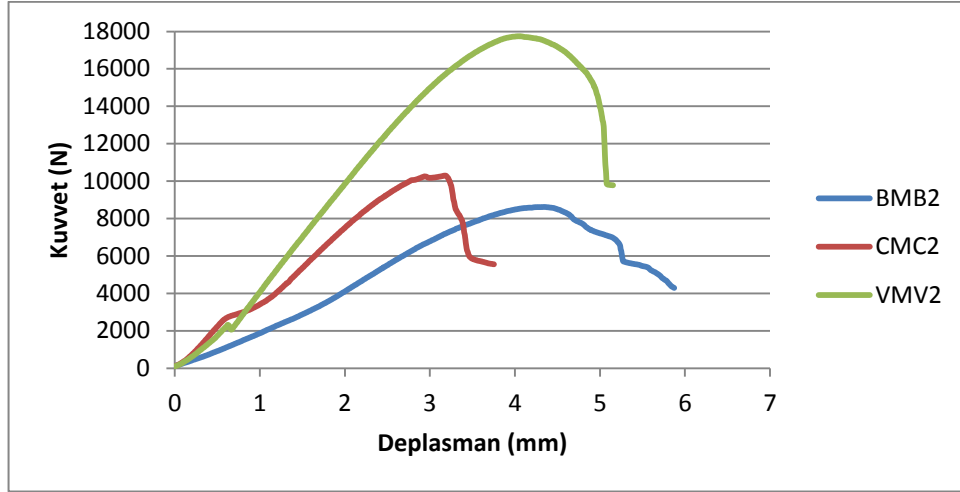


Şekil 3.48 Hibrit kompozitler 3'ün grafiği

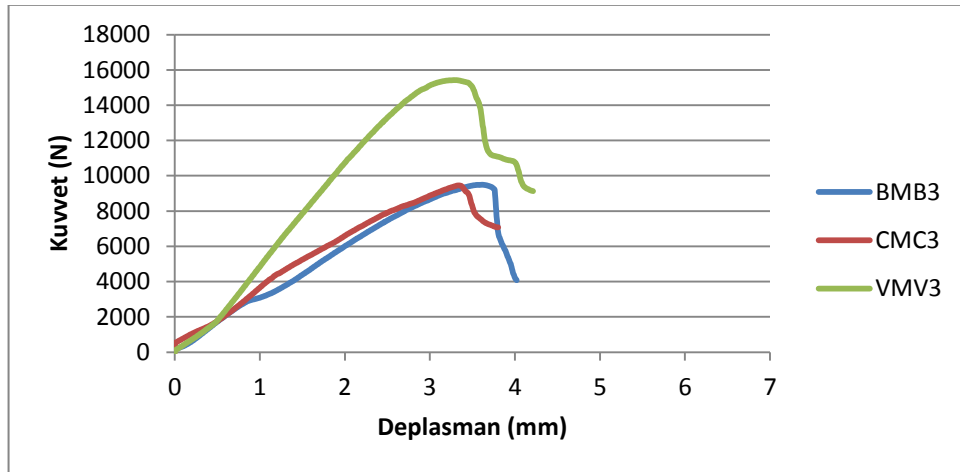
Koremat çekirdekli sandviçlerin darbe aldıkları sıcaklığa göre Kuvvet-Deformasyon grafikleri aşağıda verilmiştir.



Şekil 3.49 Koremat çekirdekli sandviçler 1'in grafiği

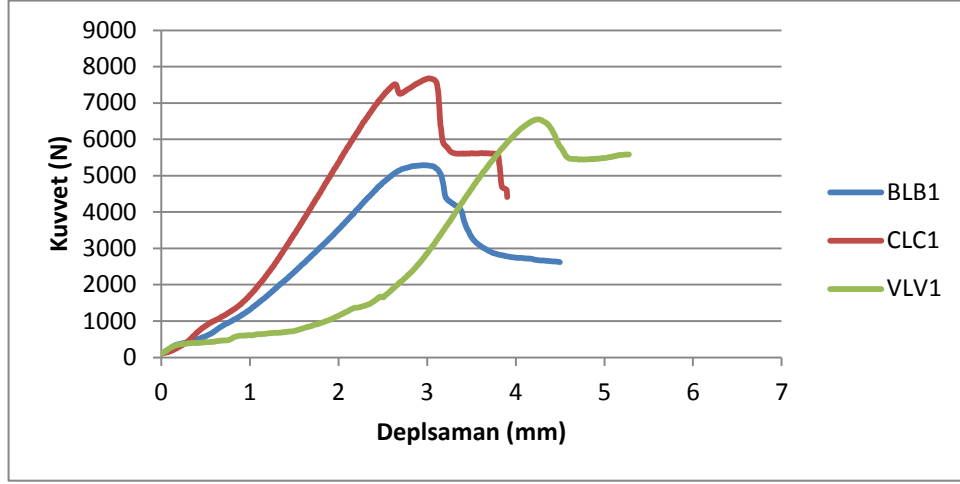


Şekil 3.50 Koremat çekirdekli sandviçler 2'nin grafiği

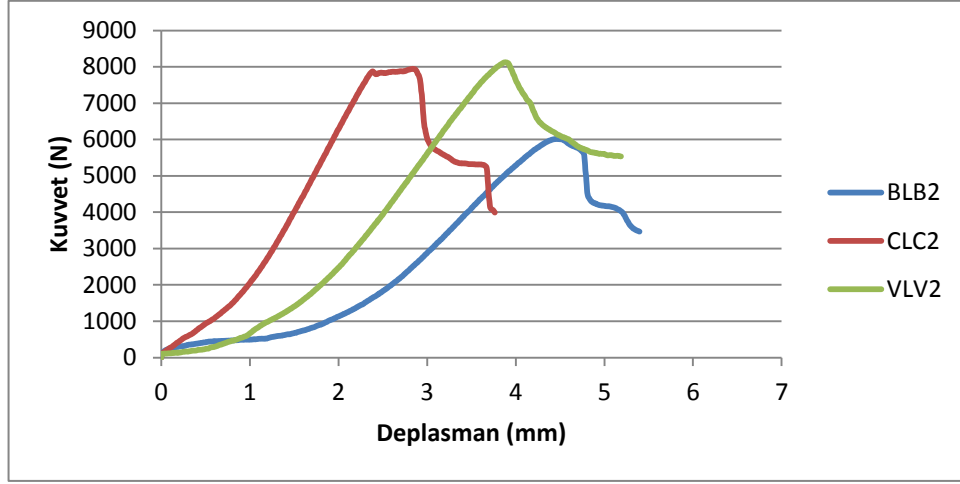


Şekil 3.51 Koremat çekirdekli sandviçler 3'ün grafiği

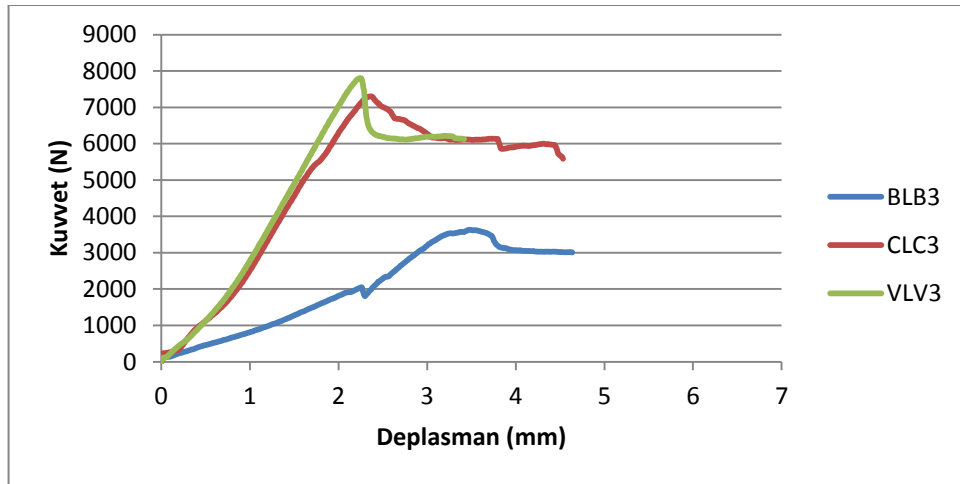
Baltek çekirdekli kompozitlerin darbe aldıkları sıcaklığa göre Kuvvet-Deformasyon grafikleri aşağıda verilmiştir.



Şekil 3.52 Baltek çekirdekli sandviçler 1'in grafiği

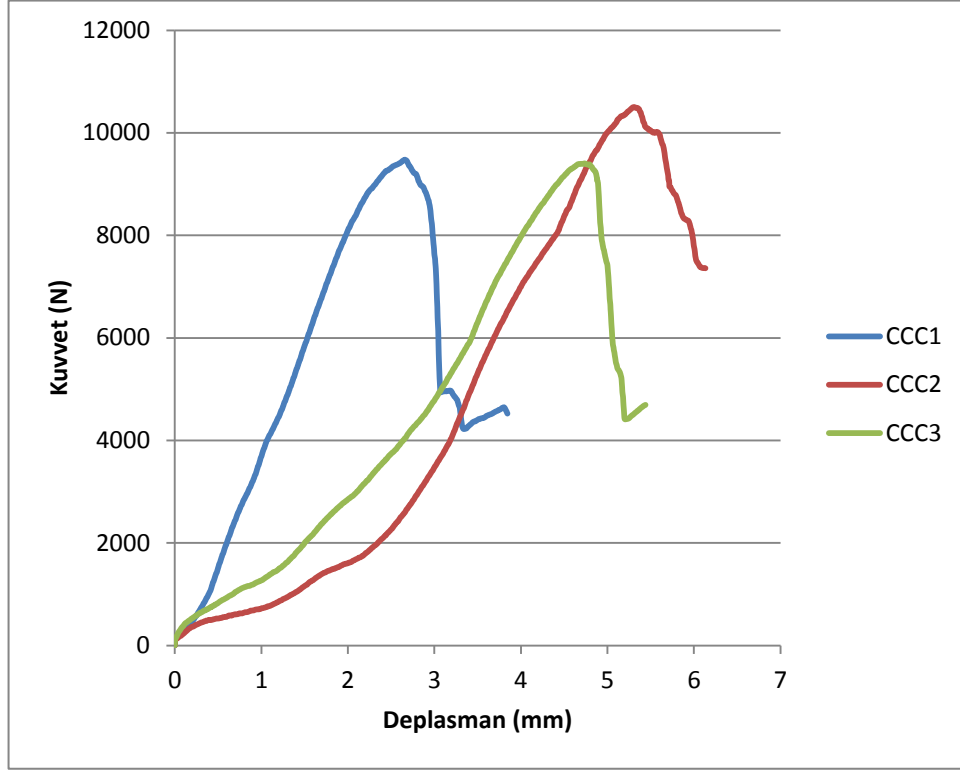


Şekil 3.53 Baltek çekirdekli sandviçler 2'nin grafiği

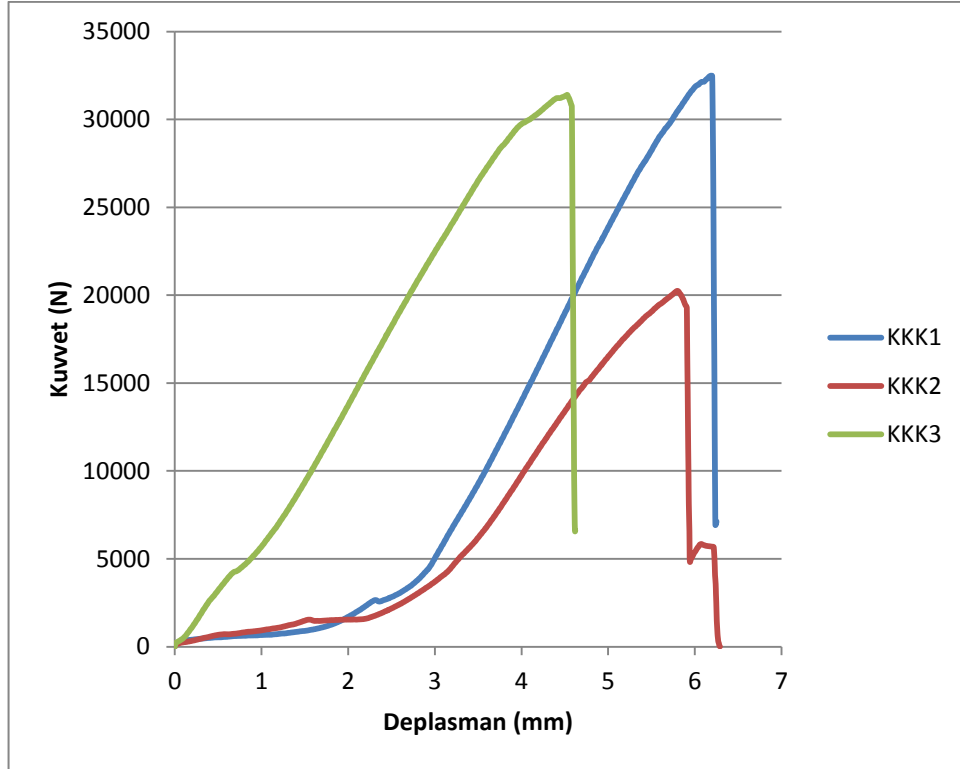


Şekil 3.54 Baltek çekirdekli sandviçler 3'ün grafiği

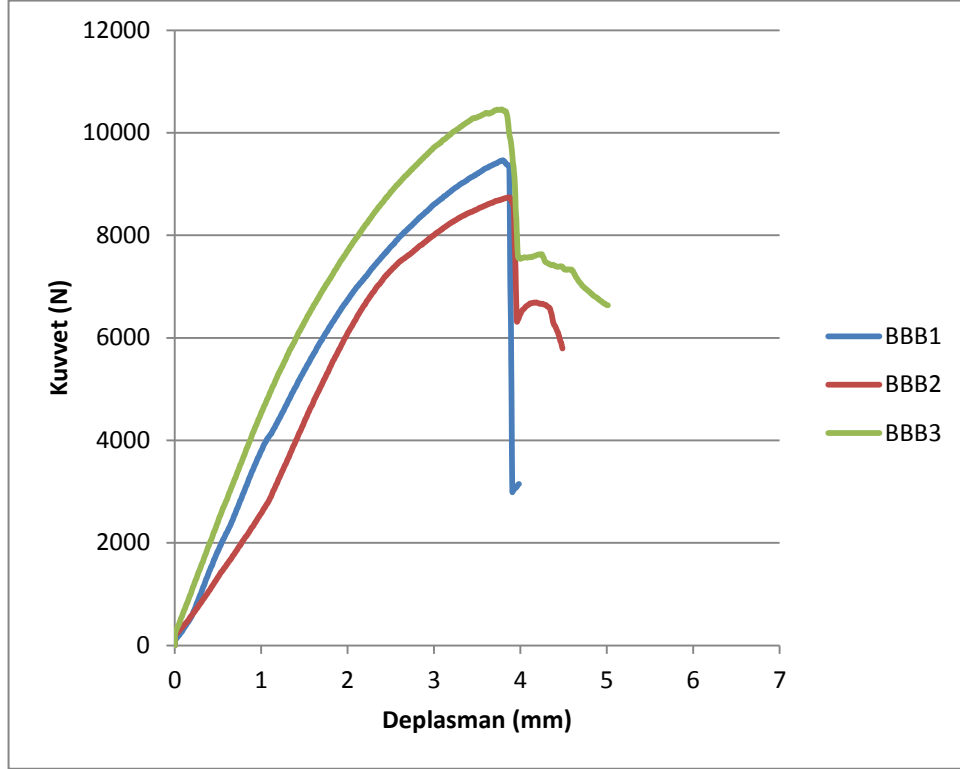
Tek malzemeli numunelerin farklı sıcaklıklardaki Kuvvet-Deformasyon grafikleri aşağıda verilmiştir.



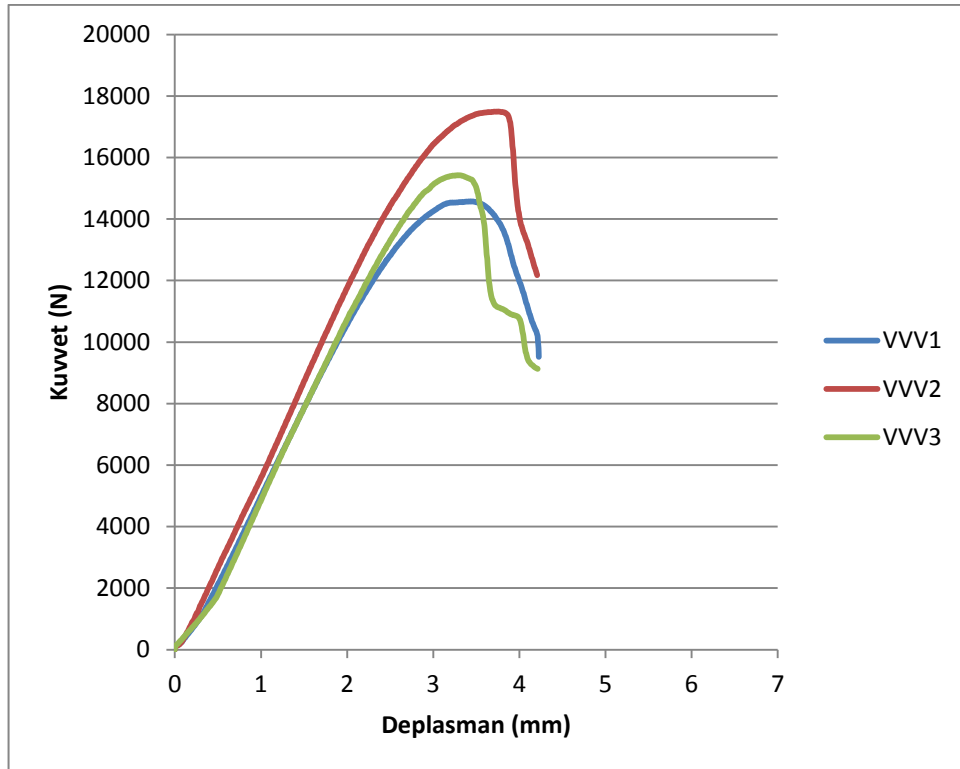
Şekil 3.55 Karbon elyafli kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği



Şekil 3.56 Kırpma cam elyafli kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği

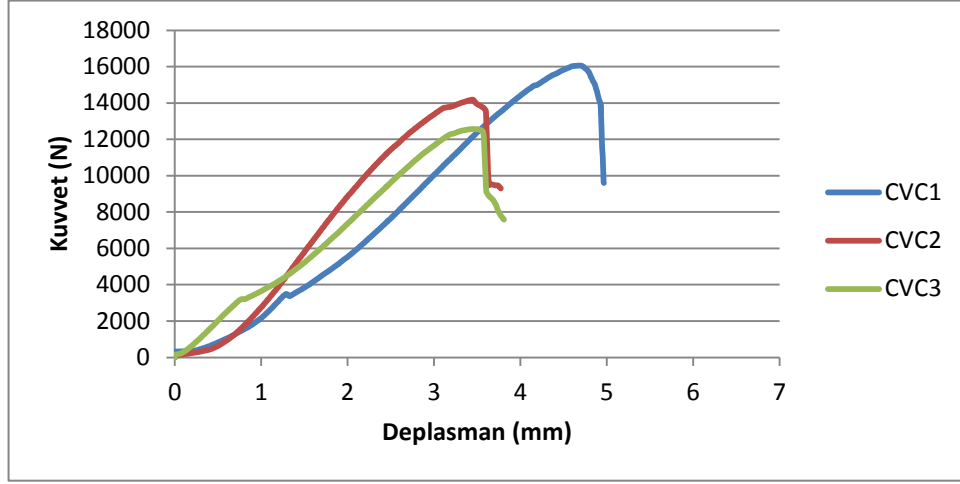


Şekil 3.57 Biaksial cam elyafli kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği

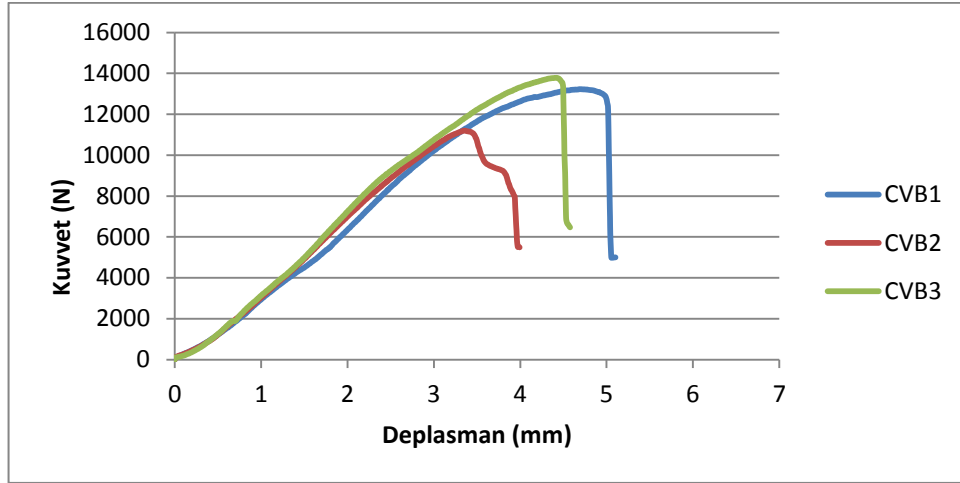


Şekil 3.58 Kevlar elyafli kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği

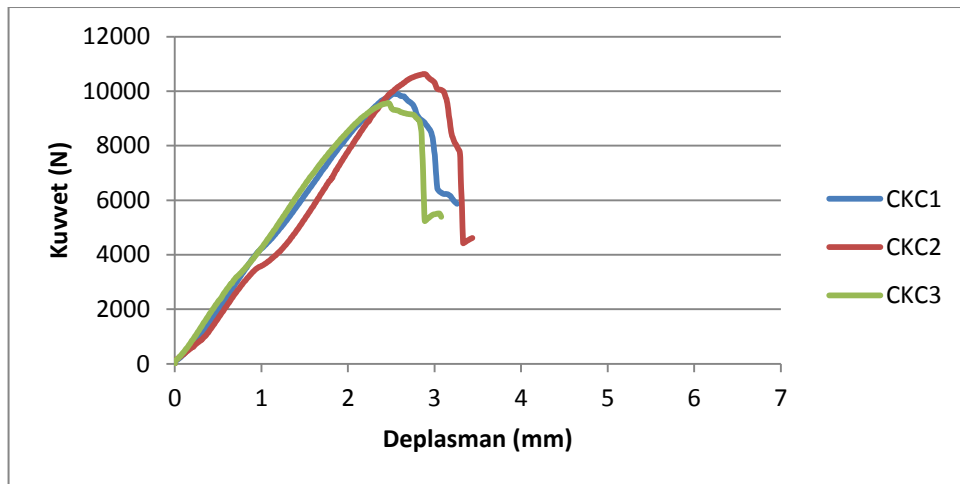
Hibrit kompozitlerin darbe aldıkları farklı sıcaklıklardaki Kuvvet-Deformasyon grafikleri aşağıda verilmiştir.



Şekil 3.59 Karbon Kevlar elyafli hibrit kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği

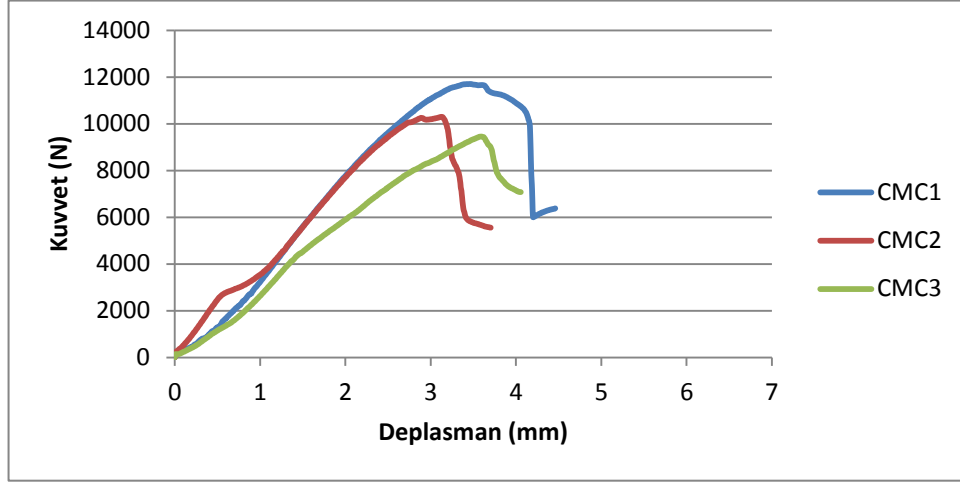


Şekil 3.60 Karbon Kevlar Biaksial cam elyafli hibrit kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği

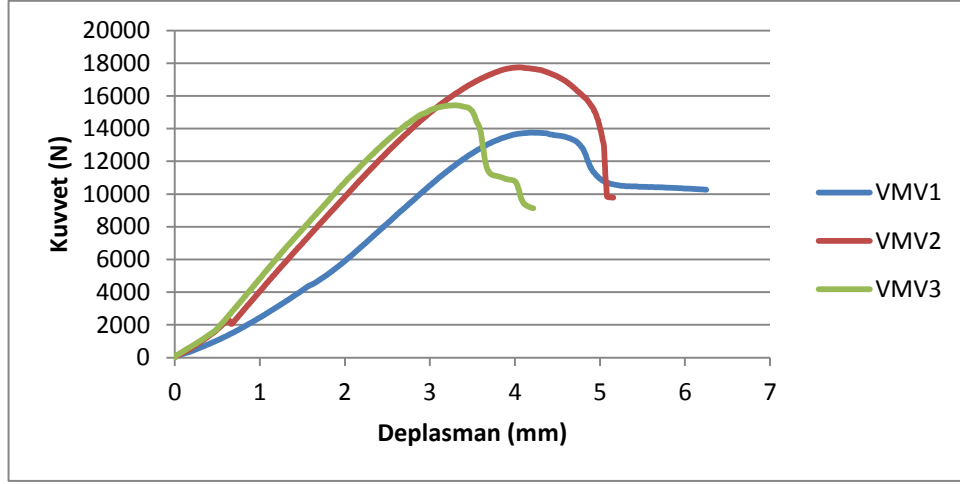


Şekil 3.61 Karbon Kevlar elyafli hibrit kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği

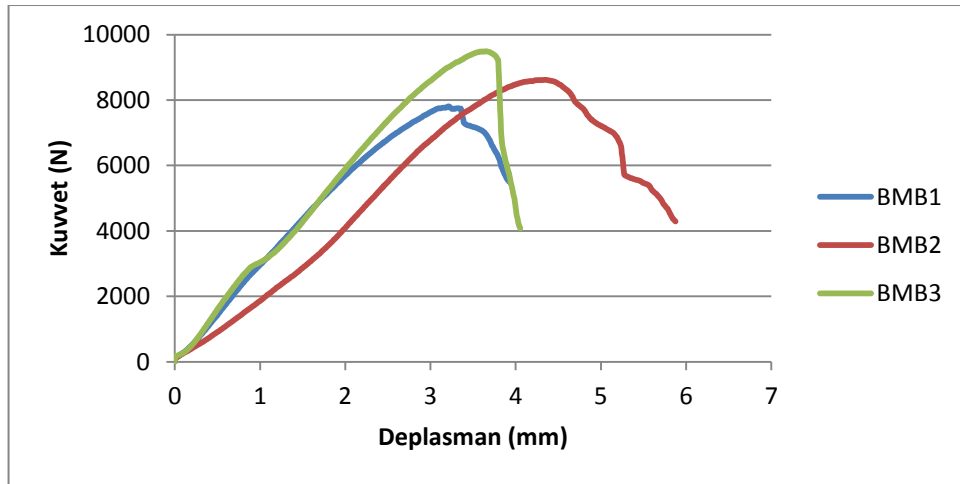
Koremat çekirdekli Sandviç kompozitlerin darbe aldıkları farklı sıcaklıklardaki Kuvvet-Deformasyon grafikleri aşağıda verilmiştir.



Şekil 3.62 Karbon yüzeyli Koremat çekirdekli sandviç kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği

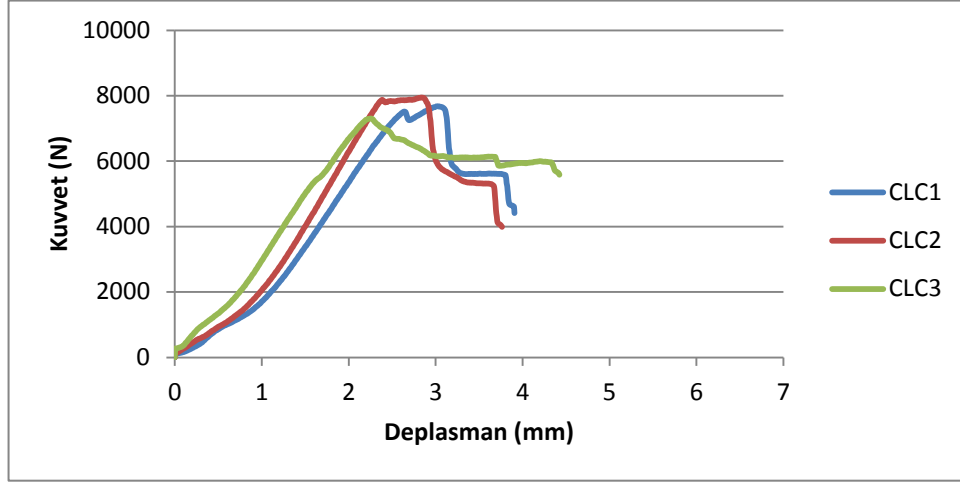


Şekil 3.63 Kevlar yüzeyli Koremat çekirdekli sandviç kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği

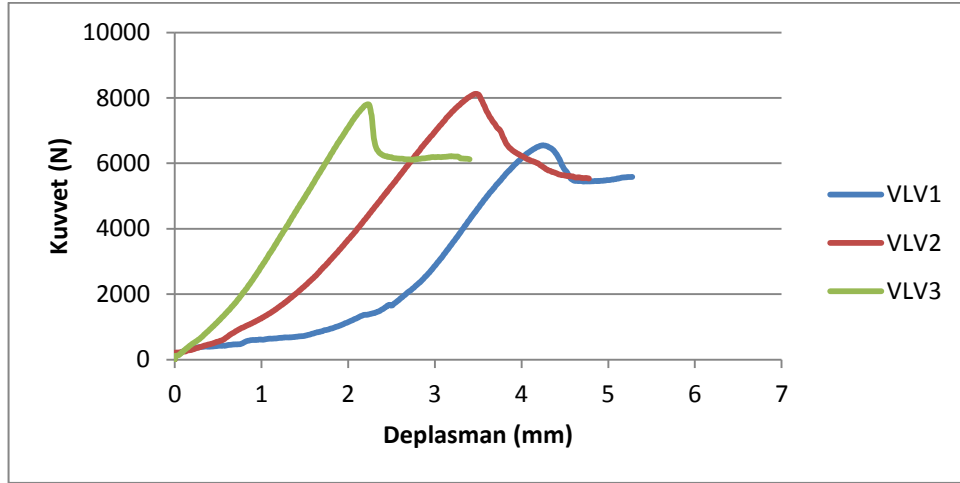


Şekil 3.64 Biaksial cam yüzeyli Koremat çekirdekli sandviç kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği

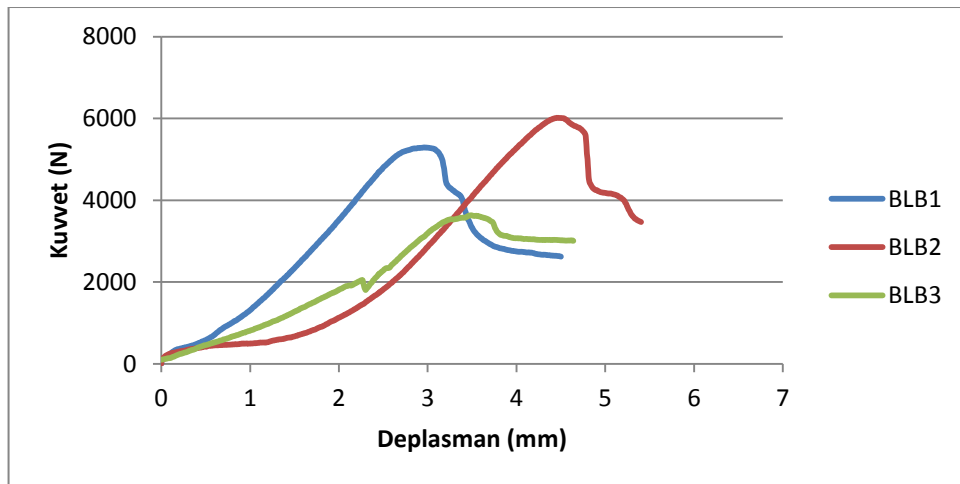
Baltek çekirdekleri Sandviç kompozitlerin darbe aldıkları farklı sıcaklıklardaki Kuvvet-Deformasyon grafikleri aşağıda verilmiştir.



Şekil 3.65 Karbon yüzeyli Baltek çekirdekli sandviç kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği



Şekil 3.66 Kevlar yüzeyli Baltek çekirdekli sandviç kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği



Şekil 3.67 Biaksial cam yüzeyli Baltek çekirdekli sandviç kompozit 1, 2 ve 3'ün grafiği

3.2 Darbeden Sonra Basıya Maruz Kalmış Tek Malzemeli Numuneler

Darbe almamış numuneler bası gerilmesi; etkisinde global burkulma, kayma ve parça kenarlarında gerilme merkezleri oluşması gibi olaylara çok hassas olduğu için yüksek dağılım göstermektedirler. Darbeden sonra bası dayanımı darbe almış numunelerde, darbe almamış numunelere göre daha az gelişmiştir. bunun nedeni, darbe sırasında, alt tabakalarda eğilme sertliği darbe almamış numunelere göre daha az olmasıdır, buna göre bası altında bu alt tabakalar lokal olarak burkulma etkisindeyken çökmeye maruz kalırlar ve darbe almamış numunelere göre daha az kuvvet taşımaktadırlar (Sanchez-Saez ve diğer., 2008).

3.2.1 Karbon-Karbon-Karbon Numuneler

Eksi sıcaklıklarda numunelerde kırılma artar böylece darbe nedeni ile oluşan hasar diğer sıcaklıklarda darbe almış numunelere göre daha şiddetlidir. Bu nedenle oda sıcaklığına darbe almış numunelere göre daha düşük performansların meydana gelmesine sebep olur. Sonuç olarak darbeden sonra bası mukavemeti Tablo 3.5' ve Şekil 3.53'te de görüldüğü gibi düşük sıcaklıklarda oda sıcaklığına göre %10,7 oranında küçüktür.

60 °C'de darbeye meydana gelen hasarın derinliği gözle görülür bir şekilde diğer numunelere göre daha büyüktür. Bu zayıflatıcı faktör de yüksek sıcaklıklarda darbeden sonra bası mukavemetinin %10.27 oranında düşmesine neden olur. Bu olay yüksek sıcaklıklarda genelde görülmüştür darbe enerjisi bütün malzemelerde aynı olduğundan ve diğer taraftan numunelerde malzemenin farklı olmasından bulgulara göre bu olay değişen sıcaklığa matris fazın tepkisidir.

Bütün deneylerde çökme CAI standardına uygun bir şekilde ve tam parçanın orta kısmından meydana gelmiştir.

3.2.2 Kırpma Cam-Kırpma Cam- Kırpma Cam Numuneler

Kırpma cam numunelerde kompozit içerisinde lif yoğunluğu aynı olmadığı için aynı sıcaklıklarda bile çok farklı değerler elde edilmiştir. Ama genelde düşük sıcaklıkta ve yüksek sıcaklıkta mukavemet değeri yükselmiştir. Tablo 3.5 ve Şekil 3.54' te görüldüğü gibi KKK2'deki sonuçlara göre KKK1, 20.86% ve KKK3'de %30.18 artış vardır. Kompozit malzemelerde Cam/Epoksi numunelerin düşük ve yüksek sıcaklıklarda iyi bir davranış sergilediği ve hata mekanik özelliklerinin daha iyi bir hale geldiği literatürde de yer almaktadır (Anderson ve Lux, 1986; Lubin, 1982). Bu tür numunelerde çökme ani bir şekilde ve yüksek sesle oluşmaktadır.

3.2.3 Biaksial Cam- Biaksial Cam- Biaksial Cam Numuneler

Biaksial cam yoğunluğu eşit olduğu için değerler uygun bir şekilde elde edilmiştir. Tablo 3.5 ve Şekil 3.55'te gördüğü gibi düşük ve yüksek sıcaklıklarda darbe almış numunelerde darbeden sonra bası mukavemetleri artmıştır. BBB1'de mukavemet değerinde %8 ve BBB3'de 19% artış görülmüştür. Biaksial cam kompozitte görülen bu durum, takviye malzemesi olan cam özelliğinden kaynaklanmaktadır. Bu artış miktarının hangi dereceye kadar olduğu bu araştırmada belirlenememiştir çünkü bu çalışmada malzemenin davranışı sadece üç sıcaklıkta incelenmiştir. Deney sonuçlarına bakılacak olursa, bası dayanımı yüksek sıcaklıkta darbe almış numunelerde düşük sıcaklıkta darbe almış numunelere göre camlarda daha yüksek bir oranda artış göstermektedir. Bunun nedeni Şekil 3.8 ve Şekil 3.10 görüldüğü gibi hasar incelemesinden kolaylıkla elde edilmektedir. Bu gözetimde darbe yüzeyinde ve arka yüzeyde hasarın daha gelişmiş bir halde olduğu BBB1'de gözle görülür bir şekilde belirgindir. Düşük sıcaklıklarda meydana gelen kırılma darbeden meydana gelen hasarın daha gelişmiş olmasına neden olur ama diğer taraftan cam özelliği olan bu artış gelişmiş hasar mevcut olsa bile az değerlerle gözükmektedir. Hasar standarda uygundur.

3.2.4 Kevlar-Kevlar-Kevlar Numuneler

Kevlar'ın sıcaklığın düşmesine ve çok az bir seviyede yükselmesine hassas olduğu Şekil 3.11 ve Şekil 3.13'te görülen hasarların incelemesinden ulaşılabiliyor. Şekil 3.56'da gösterilen grafik bizim için ikinci kanıtlayıcı nedendir. Darbe almış yüzeyde hasar darbe sıcaklığı düştükçe artıyor, diğer taraftan darbe sıcaklığı artıkça darbe hasarın derinliği ya da diğer bakış ile delaminasyon artmıştır. Kevlar malzemesinde darbe sıcaklığının düşme ile meydana gelen hasar delaminasyondan daha baskın zayıflatıcı bir nedendir. VVV1'de düşüş değeri %14.11 olurken VVV3'de ise %4.35'dir. Bunun nedeni kevlar'ın mekanik özelliklerinde saklıdır. Araştırmalara göre bu malzeme sıcaklık arattığı zaman mekanik özelliklerini kaybetmemek için direnç göstermektedir. Tasarımcılar kevlar'ın bu özelliğinden dolayı onu uçak ve havacılık yapılarında kullanırlar. Numunelerin kırılma bölgesi standartta uygundur.

Şekil 3.41 gösterilen grafiğe göre -20 °C'de darbe almış tek malzemeli kompozitler arasında bası karşısında en yüksek dayanıklılığa sahip olan malzeme Kırpma cam elyafli kompozittir ve ondan sonra Kevlar elyafli kompozit gelmektedir. 20 °C ve 60 °C'de darbe almış numunelerde de basıya en dayanıklı olan malzeme Kırpma cam elyafli kompozit olup ardından Kevlar elyafli kompozit gelmektedir (Şekil 3.42 ve Şekil 3.43). Bu iki sıcaklıkta darbe almış Biaksial cam elyafli kompozit malzeme ve Karbon elyafli kompozitin değerleri birbirine çok yakındır.

3.3 Darbeden Sonra Basıya Maruz Kalmış Hibritler

3.3.1 Karbon-Kevlar-Karbon Hibritler

Önceki kısımda görüldüğü gibi Kevlar'ın karbona göre dayanıklı bir katman olması nedeni ile CVC, CCC'ye göre darbeden sonra basıda daha iyi bir performans göstermektedir ve Tablo 3.5'te de görüldüğü gibi taşınan maksimum kuvvetin arttığı görülüyor. CVC havacılıkta ve uçak gövdelerinde kullanılan bir hibrit türüdür, bu tür tabakalı hibrit yapının seçim nedeni sonuçlardan anlaşılabilir. Şekil 3.44'te

görüldüğü gibi düşük sıcaklıklarda mukavemetin artması ve diğer numunelere göre daha yüksek dayanıklılığa sahip olması bunun nedeni olabilir çünkü bilindiği gibi yükseklikte sıcaklık düşmektedir bu nedenle düşük sıcaklıklarda da iyi bir performans sergileyen bir malzeme kullanılması gerekmektedir. Karbon ve Kevlar'ın tek cins malzemeden oluşturdukları numunelerde düşük sıcaklıklarda dayanıklılığın düştüğü görülmüştür. Ancak bunlar bir arada kullanıldığı zaman tam ters bir davranışlarının olduğunu görülmüştür. Hasar incelemesinden 60°C'de darbe nedeni ile meydana gelen hasarın şiddetli olduğu görülmüştür. Mukavemetin düşüş nedeni bu konu olabilir. Tablo 3.5'de görüldüğü gibi CVC1'de %10,5'luk bir artış kayıt edilmiştir. CVC3'de ise %18.95'lik bir düşüş görülmüştür.

3.3.2 Karbon-Kevlar-Biaksial Cam Hibritler

Uçak yapılarında ve havacılık sanayisinde kullanılan diğer lamine türü ise CVB'dir. Şekil 3.46'da görüldüğü gibi CVC3'de mukavemette düşüş varken bu numunelerde böyle bir düşüş yoktur ve tam tersi dayanıklılığın arttığı görülmüştür. Biaksial Cam'ın bu hibrit yapıda mevcut olma nedeni ile CVC'ye göre aynı koşullarda daha az bir dayanıklılığa sahiptir ama diğer taraftan yüksek sıcaklıkta darbe almış numunenin mukavemetinin korunması da Biaksial Cam'ın katığı özelliğidir. Tablo 3.5'te verildiği gibi CVB1'de darbeden sonra bası mukavemetinde %16.27 ve CVB3'de ise %18.75 artış vardır. Kevlar katmanı numuneyi güçlendirmiştir. Şekil 3.17, 3.18 ve 3.19'da görüldüğü gibi CAI deneyi sırasında delaminasyon bası etkisi altında gelişiyor. Hasar kenarlara yetişene kadar devam edip numunenin çökmesine neden oluyor.

3.3.3 Karbon-Kırpma Cam-Karbon Hibritler

Kırpma camlarda yoğunluğun aynı olmaması nedeni ile Kırpma cam laminelerde olduğu gibi lineer bir davranış gözükmemektedir ve aynı sıcaklıkta darbe almışken bile elde edilen değerlerin birbirinden çok farklı olduğu görünmüştür. Şekil 3.59'da da görüldüğü gibi darbe sıcaklığı azaldığı zaman dayanıklılıkta önemli bir değişim meydana gelmemiştir. Yüksek sıcaklıkta darbe almış numunelerde ise dayanıklılık

azalmıştır Tablo 3.5'e bakılırsa düşüş değeri %5.1'dir. Şekil 3.22'de görüldüğü gibi CKC3'de hasar daha yükündür.

3.4 Darbeden Sonra Basıya Maruz Kalmış Sandviçler

Aynı sıcaklıklarda darbe almış sandviçlerin darbeden sonra bası test sonuçlarında yakın değerlerin elde edilmeyişi aşağıda verilmiş olan bir ve ya birden çok sebebin beraber lineer olmayan davranış göstermesindedir. CAI analizi bu test sırasında meydana gelen olayın üç mekanik davranışa dayandığını göstermektedir:

- 1- Sandviç kompozitin yüzeyinde nötr çizgisine göre oluşan çukurlar nedeni ile lineer olmayan bir geometrinin oluşması
- 2-Ezilmiş bölgede bir çökme ve hasar almayan bölgenin arasında fark nedeni ile çekirdeğin lineer olmayan bir tepkisine neden olur.
- 3- Yüzeyin, darbe sonucundan oluşan delaminasyon ve ya çatlak gelişmesi gibi hasaralar önünde, vereceği tepki.

Bu lineersizlikler numune için problemler yaratan nedenlerdir (Castanie ve diğer., 2008).

3.4.1 Karbon-Koremat-Karbon Sandviçler

Şekil 3.25'de de görüldüğü gibi hasar incelemesinden elde edilen sonuçlara göre 60°C'de darbe almış kompozit sandviçte daha derin bir hasar oluşmuştur. Diğer taraftan Şekil 3.60'ta gösterilen grafikte bakıldığı zaman değerler dikkatlice kararlı olmasa bile CMC'de dayanıklılığın düştüğü görülmüştür. -20°C'de darbe almış laminelerin darbeden sonra bası dayanımlılarında kararsızlık vardır. Başta söylenmiş nedenlerle lineer olmayan davranışlar meydana gelmekte ve sonuçta farklı değerler elde edilmektedir.

Deney sırasında hasar delaminasyon yönünde ilerlemiş ve numunenin kenarlarına kadar ulaşmıştır.

3.4.2 Kevlar-Koremat-Kevlar Sandviçler

Şekil 3.47, Şekil 3.48 ve Şekil 3.49da verilen grafiklerde görüldüğü gibi darbeden sonra bası testinde kevlar'ın, karbondan daha güçlü olduğunu bir kere daha bu yapılar üzerinde de görülmüştür. Aynı çekirdek kullanıldığı halde, kevlar yüzeylerin bası önünde daha dayanıklı olduğu nedeni ile bu kuvveti taşıyıp çekirdeğe iletmiyordur ve böylece bası önünde F_{max} daha yüksek değerlere çıkmıştır. VMV1'de karasızlık görünmemesine rağmen VMV2'de yine farklı değerler vardır. Bu karasızlıkların nedeni yukarıda söylenen davranışların biri ve ya onların kombinasyonu olabilir. Şekil 3.28'de de görüldüğü gibi VMV3'te hasar derinliği diğerlerinden daha çoktur ama Tablo'3.4 te de verildiği gibi VMV1'de kuvvet değerleri daha düşüktür. Bunun nedeni düşük sıcaklık nedeni ile meydana gelen kırılmalılığın etkisinde darbe hasarından daha baskın olduğu anlamındadır.

3.4.3 Biaksial Cam-Koremat-Biaksial Cam Sandviçler

BMB3'te elde edilen değerlerde kararsızlığa rağmen BMB2°C'de değerlerine göre daha yüksektir. Bu artışın nedeni yüzeylerde cam malzeme kullanıldığı için olabilir. Kararsızlıkların nedeni lineer olmayan davranışlar olabilir. Bu malzemeye ait grafikler Şekil 3.62'de verilmiştir ve bası etkisinde hasar gelişmesi Şekil 3.31'de verilmiştir.

3.4.4 Karbon-Baltek-Karbon Sandviçler

Hasar incelemesi ve elde edilen F_{max} değerlerini Tablo 3.4'ten incelediğimiz zaman baltek çekirdeğin, koremat çekirdeğine göre daha zayıf olduğu açıkça görünmektedir. Hasar incelmesinde Şekil 3.32, Şekil 3.33 ve Şekil 3.34'te de görüldüğü gibi yüzeyler üzerinde çok az bir hasar izinin olması ve deney sırasında yüzeylerde çökme meydana gelemeden numunenin çökmesi ve diğer taraftan kuvvet değerlerinin çok düşük olması bu sonucun kanıtıdır. Diğer deneylerde de olduğu gibi 60°C'de darbe almış numunede hasar daha şiddetlidir ve karasızlık var. -20°C ve

20°C’de darbe almış numunelerde hasarlar birbirine çok yakın ve diyagramlardan elde edilen maksimum kuvvetler de yakın değerlere sahipler.

Görüldüğü üzere sandviç yapılarda kullanılan malzemelerin özellikleri kompozit yapıda belirli oluyor. Mesela karbon plakalı yapılarda sıcaklık arttığı zaman F_{max} artmaktadır.

3.4.5 Kevlar-Baltek-Kevlar Sandviçler

Kevlar’ın bası önünde dayanıklı olması bu yapıda bir anlam taşımamaktadır. Sonuçlara bakıldığı zaman baltek çekirdekli sandviçler bası önünde dayanıklı değiller bu nedenle yüzeylerin dayanıklı olması F_{max} değerlerinde etkili değildir.

Şekil 3.50 ve Şekil 3.51’de görüldüğü gibi -20°C’de darbe almış olan parçaların kuvvet değerleri oda sıcaklığında darbe almış laminelere göre daha düşüktür. 60°C’de darbe almış lamineler de yine değerlerde kararsızlıklar görülmektedir.

3.4.6 Biaksial Cam-Baltek-Biaksial Cam Sandviçler

Şekil 3.38, Şekil 3.39 ve Şekil 3.40’ta görüldüğü gibi her üç numunede delaminasyon görünüyor ama Şekil 3.40’ta görüldüğü gibi en şiddetli hasar BLB3’te meydana gelmiştir ve en düşük değerler bu derecede elde edilmiştir bu değerler Tablo 3.4’te gösterilmiştir. Diğer iki sıcaklıkta darbe almış numunelerde de kararsızlıklar var. Bu kararsızlıklar yapı davranışlarının incelenmesini önlemektedir.

BÖLÜM DÖRT DEĞERLENDİRME

4.1 Değerlendirme

Sonuçlardan elde edildiği üzere tek malzemeli kompozit laminelerde en dayanıklı kompozit türü kırpma cam elyaf laminedir. Bu laminenin F_{max} değerleri aynı koşullarda yapılmış test sırasında yakın değildir yani değerlerde karasızlık vardır. Bu nedenle bu malzeme dayanıklılığının bir aralık içinde belirlenmesi gerekir. Bu tür malzemelerde en yüksek darbeden sonra bası dayanımına sahip olan ikinci malzeme kevlar'dır. Ardından karbon ve biaksial cam elyafli lamine gelmektedir.

Cam elyafli malzemenin yüksek ve düşük sıcaklıklara karşı bası dayanıklılığın yüksek olması nedeni ile düşük sıcaklıklarda ve yüksek sıcaklıklarda bası etkisinde çalışacak olan yapılarda tek malzemeli kompozit olarak kırpma cam elyafli laminenin kullanılması tavsiye edilir. Bu konuda eğer darbeden sonra bası dayanımının kararlı olması gerekiyorsa ve biaksial cam malzemenin darbeden sonra bası dayanımı tasarım koşullarını tatmin ediyorsa bu tür lamine kullanılabilir.

Kevlar lamine yüksek sıcaklıklarda özelliklerini korumasına ve dayanıklı bir malzeme olmasına rağmen sıcaklığın değişimine hassastır. Bu nedenle düşük sıcaklıklarda bu malzemenin kullanılması şiddetli hasarlara ve sonuç olarak darbeden sonra dayanımının düşmesine sebep olur.

Karbon laminenin bir tabakasını değiştirip dayanıklı kevlar malzemesi yerleştirdiğimiz zaman darbeden sonra bası dayanımının iyileştiği görülmüştür. CVB hibrit laminenin düşük sıcaklıklarda dayanıklılığın iyileşmesi nedeni ile düşük sıcaklıklarda maruz kalan yapılarda kullanılması önerilmektedir.

Hibrit lamine olarak hem düşük hem de yüksek sıcaklıkta iyi performans göstermesi gereken yapılarda CVB hibrit lamine kullanılması makuldür.

Bu araştırmada CMC'nin değerleri birbirine yakın olması nedeni ile stabil malzeme olarak tanınmıştır ama bu malzemenin katmanlarının birisi kırılma cam olduğu için aynı sıcaklıklarda elde edilmiş darbeden sonra bası dayanımında karasızlıklar görölmüştür. Bu konuyu göz önünde bulundurarak sıcaklık önünde duyarlı olmaması gereken yapılarda bu malzeme kullanılabilir.

Sandviçlerde aynı sıcaklıklarda meydana gelen karasızlık nedeni ile bu tür malzemelerin darbeden sonra dayanımı tasarım sürecinde bir aralık içinde dikkat edilmesi gereken önemli bir konudur.

Bu tezde darbeden sonra bası dayanımı yüksek olan sandviç kevlar yüzeyli koremat çekirdekli sandviçtir. Kevlar, sıcaklığa duyarlı olsa bile diğer sandviçlere göre dayanıklılığı daha yüksek olduğu için düşük ve yüksek sıcaklıklarda kullanılabilir.

Sandviçlerde sıcaklık dayanımı iyileşmiş olan malzeme türü biaksial cam yüzeyli koremat çekirdekli kompozittir. Tasarım koşullarına göre eğer böyle bir malzeme özellikleri istekleri karşılıyorsa bu malzeme kullanılabilir.

Baltek çekirdeği koremat'a göre daha zayıf olan bir çekirdek türüdür. Baltek yüzeyde olan tabakalara göre daha erken bası etkisinde kırıldığı için yüzeyler bası yükünü önemli bir seviyede taşımamaktadırlar. Bu nedenle bu malzemeler bu araştırmada darben sonra en düşük dayanıma sahip olan malzeme türüdür.

Sandviçlerde sıcaklık dayanımı iyileşmiş olan malzeme türü biaksial cam yüzeyli koremat çekirdekli kompozittir. Tasarım koşullarına göre eğer böyle bir malzeme özellikleri istekleri karşılıyorsa bu malzeme kullanılabilir.

Baltek çekirdeği koremat'a göre daha zayıf olan bir çekirdek türüdür. Baltek yüzeyde olan tabakalara göre daha erken bası etkisinde kırıldığı için yüzeyler bası yükünü önemli bir seviyede taşımamaktadırlar. Bu nedenle bu malzemeler bu araştırmada darben sonra en düşük dayanıma sahip olan malzeme türüdür.

KAYNAKLAR

- Aktaş, M., Karakuzu, R. ve Arman, Y. (2009). Compression-after-impact behavior of laminate composite plates subjected to low velocity impact in high temperatures. *Composite Structures*, 89 (1), 77-82.
- Aminanda, A., Castanie, B., Barrau, J. ve Thevenet, P. (2005). Experimental analysis and modeling of the crushing of honeycomb cores. *Applied Composite Material*, 12, 213-227.
- Anderson, E. ve Lux, B. (1986). *Potential applications of composite materials and associated technology in developing countries*. (2.baskı). Vienna: United Nations Industrial Development Organization.
- Arıcasoy, O. (2006). *Kompozit sektörü raporu*. İstanbul: İstanbul Ticaret Odası Yayınları.
- Askeland, D. R. (1999). *The science and engineering of materials*, İstanbul: Nobel Yayınları.
- Berketis, K. ve Tzeyzis, D. (2010). The compression-after-impact strength of woven and non-crimp fabric reinforced composites subjected to long-term water immersion ageing. *Journal of Material Science*, 45, 5611-5623.
- Castanie, B., Aminanda, Y., Bouvet, C. ve Barrau, J. (2008). Core crush criterion to determine the strength of sandwich composite structures subjected to compression after impact. *Composite Structure*. 86, 243-250.
- Freitas, A. ve Reis, L. (1998). Failure mechanisms on composite specimens subjected to compression after impact. *Composite Structures*, 42, 365-373.

- Gao, S. L. ve Kim J. K. (2001). Cooling rate influence in carbon fiber/PEEK composites. Part III impact damage performance. *Applied Science and Manufacturing*, 32 (6),775-785.
- Ghelli, D. ve Minak, G. (2011). Low velocity impact and compression impact tests on thin carbon/epoxy laminates. *Composites*, 42, 2067-2079.
- Gonzalez, E., Maimi, P., Camanho, P. P., Turon, A. ve Mayugo, J. A. (2012). Simulation of drop-weight impact and compression after impact tests on composite laminates. *Composite Structure*, 94, 3364-3378.
- Gustin, J., Joneson, A., Mahinfalah, M. ve Stone, J. (2005). Low velocity impact of combination Kevlar/carbon fiber sandwich composites. *Composite Structure* 69,396-406.
- Hale, J. M., Gibson, A. G. ve Speake, S. D. (1998). Tensile strength testing of GRP pipes at elevated temperatures in aggressive offshore environments. *Journal of Material Science*, 32 (10), 969-986.
- I.Ibekwe, S., F. Mensah, P., Li. G., Seng pang, S. ve A. Stubblefield, M. (2007). Impact and post impact response of laminated beams at low temperatures. *Composite Structure*, 79, 12-17.
- Icten, B. (2009). Repeated Impact behavior of glass/epoxy laminates. *Polymer Composites*, 30 (11), 1562-1569.
- Irving, P. E. ve Cartie, D. D. R. (2002). Effect of resin and fiber properties on impact and compression after impact performance of CFRP. *Applied Science and Manufacturing*, 33, 483-493.

- Kan, H.P. (1988). *Enhanced reliability prediction methodology for impact damaged composite structure*. Virginia: Office of Aviation Research Washington, D.C. Report.
- Kaw, K. (2006). *Mechanics of composite materials*. (2. Baskı). ABD: Taylor and Francis Group.
- Lubin, G. (1969). *Handbook of fiberglass and advanced plastics composites*. (2. baskı). ABD: Van Nostrand Reinhold.
- Navarro, C., Sanchez-Saez, S., Barberro, E. ve Zaera, C. (2005). Compression after impact of thin composite laminates. *Composite Science and Technology*, 65(13) 1911-1919.
- Oskay, C., Yan, H., Krishnan, A. ve Xu, L. (2010). Compression-after-impact response of woven fiber-reinforced composites. *Composites Science and Technology*, 70(14), 2128-2136.
- Richardson, T. (1987). *Composites: A design guide*. ABD: Industrial Press, Inc.
- Sanchez-Saez, S., Barbero, E. ve Navarro, C. (2008). Composite residual strength at low temperatures of composite laminates subjected to low-velocity impacts. *Composites Structure*, 85, 226-232.
- Schwartz, M. (1991). *Composite materials handbook*. (2. Baskı). New York: McGraw-Hill.
- Shakib, S. M. (1994). *Analiz va tarahi sazehaye morakab chand laye*. (2. baskı). Tahran: İmam Hüseyin Üniversitesi.
- Şahin, Y. (2006). *Kompozit malzemelere giriş*. (2. baskı). Ankara: Seçkin Yayıncılık.

Tay, T. E. ve Shen, F. (2002). Analysis of delamination growth in laminated composites with consideration for residual thermal stress effects. *Journal of Composite Materials*, 36 (11), 1299-1320.