

**TABAKALI KOMPOZİT LEVHALARIN SICAKLIĞA BAĞLI DÜŞÜK
ENERJİLİ DARBE DAVRANIŞININ İNCELENMESİ**

Cansu TAŞKIRAN

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNA MÜHENDİSLİĞİ**

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**ŞUBAT 2010
ANKARA**

Cansu TAŞKIRAN tarafından hazırlanan “TABAKALI KOMPOZİT LEVHALARIN SICAKLIĞA BAĞLI DÜŞÜK ENERJİLİ DARBE DAVRANIŞININ İNCELENMESİ” adlı bu tezin Yüksek Lisans tezi olarak uygun olduğunu onaylarım.

Yrd.Doç.Dr. O. Selim TÜRKBAŞ
Tez Danışmanı, Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Bu çalışma, jürimiz tarafından oy birliği ile Makine Mühendisliği Anabilim Dalında Yüksek Lisans tezi olarak kabul edilmiştir.

Prof.Dr. Müfit GÜLGEÇ
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Gazi Üniversitesi

Yrd.Doç.Dr. O. Selim TÜRKBAŞ
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Gazi Üniversitesi

Prof.Dr. Faruk MENDİ
Makine Eğitimi Anabilim Dalı, Gazi Üniversitesi

Tarih: 24 / 02 / 2010

Bu tez ile G.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu Yüksek Lisans derecesini onamıştır.

Prof. Dr. Bilal TOKLU
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü

TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, ayrıca tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlanan bu çalışmada bana ait olmayan her türlü ifade ve bilginin kaynağına eksiksiz atıf yapıldığını bildiririm.

Cansu TAŞKIRAN

TABAKALI KOMPOZİT LEVHALARIN SICAKLIĞA BAĞLI DÜŞÜK ENERJİLİ DARBE DAVRANIŞININ İNCELENMESİ

(Yüksek Lisans Tezi)

Cansu TAŞKIRAN

**GAZİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

Şubat 2010

ÖZET

Bu çalışmada, düşük ve yüksek sıcaklıklarda düşük enerjili darbeye maruz kalan karbon prepreg tabakalı kompozit levhalarda darbe sonucu meydana gelen hasar ve burkulma yüklerinin değişimi incelenmiştir.

Kullanılan kompozit levhalar tek yönlü takviyelendirilmiş tabakalardan oluşmakta olup darbe testleri yüksek sıcaklık için Instron Dynatup 9250 ağırlık düşürme test cihazında, düşük sıcaklıklar için ise özel olarak önceden imal edilmiş olan ağırlık düşürme test cihazında gerçekleştirilmiştir. Darbe sonrası levhalarda meydana gelen hasar alanları C-scan, oluşan çentik derinlikleri komparatör, gerçekleşen hasar tipleri mikroskop aracılığı ile incelenmiştir.

Sıcaklığın etkisi ile oluşturulan düşük enerjili darbelerin, tabakalı kompozit levhalarda olan etkisi, iki tarafı ankastre olacak şekilde bağlanmış basma test cihazından sağlanan kritik burkulma yüklerinin elde edilmesiyle incelenmiştir.

Bilim Kodu : 914.1.090

Anahtar Kelimeler : Darbe testi, düşük hız, burkulma, C-scan, karbon prepreg, sıcaklık, ağırlık düşürme cihazı

Sayfa Adedi : 136

Tez Yöneticisi : Yrd.Doç.Dr. O. Selim TÜRKBAŞ

**INVESTIGATION OF IMPACT BEHAVIOUR OF LAMINATED COMPOSITE
PLATES SUBJECTED TO LOW ENERGY IMPACT AT DIFFERENT
TEMPERATURES
(M.Sc. Thesis)**

Cansu TAŞKIRAN

**GAZİ UNIVERSITY
INSTITUTE OF SCIENCE AND TECHNOLOGY
February 2010**

ABSTRACT

The study investigates the changes in buckling loads and damage of carbon prepreg laminated composite plates subjected to low energy impact at low and high temperatures.

The impact tests are applied with Instron Dynatup 9250 drop weight impact tester for uni-directional(UD) composite plates at high temperature and a drop weight testing machine constructed beforehand for ones in low temperature. The damaged areas are identified with C-Scan, dent depth is measured with comparator and damage types are observed with microscope.

The results of critical buckling loads are to be obtained from compression testing machine for composite plates subjected to low energy impact at different temperatures.

Science Code : 914.1.090

**Key Word : Impact testing, low velocity, buckling, C-scan,
carbon prepreg, temperature, drop weight impact
tester**

Page Numbe : 136

Adviser : Yrd.Doç.Dr. O. Selim TÜRKBAŞ

TEŞEKKÜR

Çalışmalarım boyunca değerli yardım ve katkılarıyla beni yönlendiren tez danışmanım Yrd.Doç.Dr.O.Selim TÜRKBAŞ'a minnet ve şükranlarımı sunarım.

Kıymetli tecrübelerinden faydalandığım Dr. Fatih CIBİR'a, TUSAŞ-Türk Havacılık ve Uzay Sanayi A.Ş.'den yapısal test mühendisi Nurdan KÖMÜRCÜ'ye ve laboratuarda görevli çalışanlara yardımlarından ötürü teşekkürü bir borç bilirim. Ayrıca bu çalışmaların gerçekleştirilmesinde destek olan Yapısal Mühendislik Müdürü Gürsel ERARSLANOĞLU'na ve Yapısal Tasarım Müdürü Murat SORGUÇ'a, Yapısal Tasarım Şefi Yıldırım APAYDIN'a ve Yapısal Test Lideri Fırat TEMEL'e şükranlarımı sunarım.

Çalışmalarım süresince büyük bir sabırla bana destek olan aileme ve sevgili arkadaşlarım Dilek ve Haldun KARACA'ya sonsuz teşekkür ederim.

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
ÖZET	iv
ABSTRACT	v
TEŞEKKÜR.....	vi
İÇİNDEKİLER	vii
ÇİZELGELERİN LİSTESİ.....	x
ŞEKİLLERİN LİSTESİ.....	xi
RESİMLERİN LİSTESİ.....	xiv
SİMGELER VE KISALTMALAR	xvi
1. GİRİŞ	1
2. KAYNAK ARAŞTIRMASI	4
3. KOMPOZİT MALZEMELER	11
3.1. Kompozit Malzemelerin Tanımı.....	11
3.2. Kompozit Malzemelerin Önemi ve Kullanım Alanları	14
3.3. Modern Kompozit Malzemeler ve Sınıflandırılması	16
3.3.1. Elyaf kompozit malzemeler	17
3.3.2. Parçacıklı kompozit malzemeler	17
3.3.3. Tabakalı kompozit malzemeler	18
3.3.4. Karma kompozit malzemeler.....	18
3.4. Elyaf lar	18
3.4.1. Cam elyaf lar	20
3.4.2. Karbon elyaf lar	20
3.4.3. Bor elyaf lar	21

	Sayfa
3.4.4. Alümina elyaflar.....	21
3.4.5. Silisyum karbür elyaflar	22
3.4.6. Aramid elyaflar	22
3.4.7. Metalik cam elyaflar	22
3.5. Matris Malzemeleri	22
3.5.1. Polimerik matrisler.....	25
3.5.2. Metal matrisler	27
3.5.3. Seramikler	27
3.6. Kompozit Malzemelerin Üretim Yöntemleri	27
3.6.1. Termoset matrisli kompozitler için üretim metotları	29
3.6.2. Termoplastik kompozitler için üretim metotları	36
3.7. Kompozit Malzemede Dış Ortam Etkileri.....	36
3.7.1. Sıcaklık	36
3.7.2. Korozyon	37
4. DARBE TESTLERİ	38
4.1. Darbe Testlerinin Sınıflandırılması	39
4.2. Düşük Hızlı Darbe	41
4.3. Darbe Testi Sonucunda Oluşan Hasar Tipleri.....	43
5. DENEYSEL ÇALIŞMALAR VE TEST DÜZENEGİ	47
5.1. Test Numunesi	47
5.1.1. Test numunesinin özellikleri	47
5.1.2. Test numunesinin hazırlanması	49
5.2. Ağırlık Düşürme Testi	56

	Sayfa
5.2.1. Test cihazının özellikleri	56
5.2.2. Yer değiştirme, hız ve enerjinin ölçülmesi	67
5.2.3. Testin yapılması	69
5.3. Burkulma Testi	80
6. DENEYSEL SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME	82
6.1. Deneysel Sonuçlar	82
6.1.1. Ağırlık düşürme test sonuçları	82
6.1.2. Çentik derinliği ölçüm sonuçları	105
6.1.3. C-Scan sonuçları	107
6.1.4. Darbe hasar mekanizmaları	116
6.1.5. Darbe sonrası burkulma yükleri	118
7. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	129
KAYNAKLAR	132
ÖZGEÇMİŞ	136

ÇİZELGELERİN LİSTESİ

Çizelge	Sayfa
Çizelge 3.1. Kompozit malzeme kullanım alanlarına örnekler	16
Çizelge 3.2. Kompozitlerde kullanılan bazı seramik elyafların mekanik ve fiziksel özellikleri	20
Çizelge 5.1. Numunelerin dizilim özellikleri	48
Çizelge 5.2. Instron Dynatup 9250 cihazında testi yapılan numune özellikleri	73
Çizelge 5.3. Düşük sıcaklıklarda darbe testi yapılan numune özellikleri	79
Çizelge 6.1. [0/+45/-45/90/+45/0/-45/90] _S levhanın oda sıcaklığındaki ağırlık düşürme testinden elde edilen veriler	83
Çizelge 6.2. Çentik derinliği değişimi	106
Çizelge 6.3. Çentik derinliğinin azalma yüzdesi	107
Çizelge 6.4. Sıcaklığa göre darbe alanı - toplam yer değiştirme - kritik kuvvet tablosu.....	115

ŞEKİLLERİN LİSTESİ

Şekil	Sayfa
Şekil 3.1. Elyaf dokuma türleri	19
Şekil 3.2. Prepreg yatırma metodu için vakum torbalama	31
Şekil 3.3. Profil çekme metodu.....	33
Şekil 3.4. El Yatırma Metodu.....	33
Şekil 3.5. Püskürtme metodu	34
Şekil 3.6. Helisel sarma metodu.....	35
Şekil 4.1. Charpy ve Izod darbe test düzenekleri	40
Şekil 4.2. Ağırlık düşürme test düzeneği.....	41
Şekil 4.3. Balistik test düzeneği.....	41
Şekil 4.4. Kayma gerilmelerinin ve çeki gerilmelerinin neden olduğu matris kırıkları	44
Şekil 4.5. Kalın ve ince plakalar için matriks kırığı hasarının ilerlemesi	44
Şekil 5.1. Numune örneği.....	47
Şekil 5.2. Kompozit malzeme serim sırası	52
Şekil 5.3. Impuls data toplama sistemi.....	66
Şekil 5.4. Darbe başlangıç anı	67
Şekil 5.5. Darbe uygulanan nokta	70
Şekil 5.6. 2500kN kapasiteli hidrolik test cihazı	80
Şekil 6.1. [0/+45/-45/90/+45/0/-45/90] _S levhanın oda sıcaklığındaki ağırlık düşürme testinden elde edilen kuvvet-enerji-zaman grafığı	83
Şekil 6.2. [0/+45/-45/90/+45/0/-45/90] _S levhanın oda sıcaklığındaki ağırlık düşürme testinden elde edilen kuvvet-enerji-zaman grafığı	84

Şekil	Sayfa
Şekil 6.3. $[0/+45/-45/90/+45/0/-45/90]_S$ levhanın oda sıcaklığındaki ağırlık düşürme testinden elde edilen kuvvet-enerji-zaman grafiği	84
Şekil 6.4. Kuvvet-enerji-zaman grafiği, a) $[0/+45/-45/90/+45/0/-45/90]_S$, b) $[+45/0/-45/90/+45/0/-45/90]_S$, c) $[90/+45/0/-45/+45/0/-45/90]_S$ tabakalı dizilim için	89
Şekil 6.5. Kuvvet-hız-yer değiştirme grafiği, a) $[0/+45/-45/90/+45/0/-45/90]_S$, b) $[+45/0/-45/90/+45/0/-45/90]_S$, c) $[90/+45/0/-45/+45/0/-45/90]_S$ tabakalı dizilim için	92
Şekil 6.6. Yer değiştirme-hız-zaman grafiği, a) $[0/+45/-45/90/+45/0/-45/90]_S$, b) $[+45/0/-45/90/+45/0/-45/90]_S$, c) $[90/+45/0/-45/+45/0/-45/90]_S$ tabakalı dizilim için	93
Şekil 6.7. Kuvvet-enerji-zaman grafiği, a) $[0/+45/0/-45/90]_S$, b) $[+45/0/0/-45/90]_S$, c) $[90/+45/0/0/-45]_S$ tabakalı dizilim için	95
Şekil 6.8. Kuvvet-hız-yer değiştirme grafiği, a) $[0/+45/0/-45/90]_S$, b) $[+45/0/0/-45/90]_S$, c) $[90/+45/0/0/-45]_S$ tabakalı dizilim için	97
Şekil 6.9. Yer değiştirme-hız-zaman grafiği, a) $[0/+45/0/-45/90]_S$, b) $[+45/0/0/-45/90]_S$, c) $[90/+45/0/0/-45]_S$ tabakalı dizilim için	99
Şekil 6.10. Kuvvet-enerji-zaman grafiği, a) $[0/+45/-45/90]_S$, b) $[90/+45/0/-45]_S$, c) $[+45/0/-45/90]_S$ tabakalı dizilim için	101
Şekil 6.11. Kuvvet-hız-yer değiştirme grafiği, a) $[0/+45/-45/90]_S$, b) $[90/+45/0/-45]_S$, c) $[+45/0/-45/90]_S$ tabakalı dizilim için	103
Şekil 6.12. Yer değiştirme-hız-zaman grafiği, a) $[0/+45/-45/90]_S$, b) $[90/+45/0/-45]_S$, c) $[+45/0/-45/90]_S$ tabakalı dizilim için	104
Şekil 6.13. Çentik derinliği-zaman grafiği	106
Şekil 6.14. $[0/+45/-45/90/+45/0/-45/90]_S$ dizilimine ait darbe hasarı alanları	108
Şekil 6.15. $[+45/0/-45/90/+45/0/-45/90]_S$ dizilimine ait darbe hasarı alanları	109

Şekil	Sayfa
Şekil 6.16. $[90/+45/0/-45/+45/0/-45/90]_S$ dizilimine ait darbe hasarı alanları	109
Şekil 6.17. $[0/+45/-45/90]_S$ dizilimine ait darbe hasarı alanları	109
Şekil 6.18. $[90/+45/0/-45]_S$ dizilimine ait darbe hasarı alanları	110
Şekil 6.19. $[+45/0/-45/90]_S$ dizilimine ait darbe hasarı alanları	110
Şekil 6.20. $[0/+45/0/-45/90]_S$ dizilimine ait darbe hasarı alanları	110
Şekil 6.21. $[+45/0/0/-45/90]_S$ dizilimine ait darbe hasarı alanları	111
Şekil 6.22. $[90/+45/0/0/-45]_S$ dizilimine ait darbe hasarı alanları	111
Şekil 6.23. Darbe hasar alanları	113
Şekil 6.24. Tipik bir burkulma yükü-çökme grafiği	120
Şekil 6.25. Sıcaklığa göre burkulma yüklerinin değişimi a) 16 tabakalı kompozit levhalar için, b)10 tabakalı kompozit levhalar için c) 8 tabakalı kompozit levhalar için	122
Şekil 6.26. Levha dizilimi-yük karşılaştırması	125
Şekil 6.27. Sıcaklığa-oryantasyon dizilimine göre burkulma yüklerinin değişimi a) 16 tabakalı kompozit levhalar için, b)10 tabakalı kompozit levhalar için c) 8 tabakalı kompozit levhalar için	127

RESİMLERİN LİSTESİ

Resim	Sayfa
Resim 3.1. Kompozit malzeme kullanım alanlarına örnekler	15
Resim 3.2. Karbon elyaf örnekleri	21
Resim 3.3. Otoklav.....	32
Resim 5.1. Reçine emdirilmiş kumaş	49
Resim 5.2. Temiz oda	50
Resim 5.3. CutWorks_designer.dxf programı	51
Resim 5.4. Malzeme kesme ucu	51
Resim 5.5. Malzeme serimi ve ara vakum işlemi	53
Resim 5.6. Hazırlanan numunelerin daha büyük toola yerleştirilmesi	53
Resim 5.7. Hazırlanan numunelere termokupl bağlanması	54
Resim 5.8. Vakum portların numuneye yerleşmesi.....	54
Resim 5.9. Vakumlama işlemi.....	54
Resim 5.10. Vakum ölçer	55
Resim 5.11. Kullanılan otoklav	55
Resim 5.12. Ağırlık düşürme deney düzeneği	57
Resim 5.13. Ağırlık düşürme deney düzeneği ekipmanları	60
Resim 5.14. Kafa düzeneği (yük hücresi)	60
Resim 5.15. Hız detektörü	61
Resim 5.16. Geri sıçrama fren sistemi	61
Resim 5.17. Test fikstürleri	62
Resim 5.18. Faklı darbe uçları	63
Resim 5.19. Sıcaklık kabini	64

Resim	Sayfa
Resim 5.20. Frame kontrol paneli	65
Resim 5.21. Data kontrolör gösterimi	66
Resim 5.22. Darbe vurucu uç.....	69
Resim 5.23. Pnömatik test fikstürü.....	69
Resim 5.24. Numunenin fikstüre yerleşimi	70
Resim 5.25. +40°C ve +60°C’ deki darbe uygulanmış numuneler	72
Resim 5.26. Soğutucu numuneler için kullanılan darbe test cihazı	75
Resim 5.27. Örnek bir düşürülen ağırlık.....	76
Resim 5.28. Levhaların bağlandığı fikstür	77
Resim 5.29. Levhanın fikstüre yerleştirilmesi	77
Resim 5.30. Levhanın darbe için hazırlanması	77
Resim 5.31. Çoklu darbenin engellenmesi.....	78
Resim 5.32. Çökme derinliği ölçümü.....	80
Resim 6.1. Numunelerin C-Scan’e yerleşimi ve taranması	108
Resim 6.2. Darbe sonrası levhaların arkasında oluşan hasarlar.....	112
Resim 6.3. Kompozit levhalarda görülen hasar tipleri	117
Resim 6.4. CAI için kullanılması gereken aparat.....	119
Resim 6.5. Levhanın basma aparatına yerleştirilmesi.....	120

SİMGELER VE KISALTMALAR

Bu çalışmada kullanılmış bazı kısaltmalar, açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

Kısaltmalar	Açıklama
CAI	Darbe sonrası basma dayanımı
FOD	Yabancı madde hasarı
gr	gram
J	Joule
KFGP	Karbon elyafla güçlendirilmiş polimer
kg	kilogram
kN	kilonewton
mm	milimetre
ms	milisaniye
NDI	Hasarsız inceleme
SiC	Silisyum karbür

1. GİRİŞ

Kompozit malzemelerde metalik malzemelere göre yoğunluğun düşük ve mukavemetin yüksek olması, onları özellikle hafifliğin istendiği uzay sanayi, uçak sanayi ve otomotiv sanayi gibi ileri teknoloji gerektiren alanlarda vazgeçilemez bir malzeme kılmıştır. Bu alanların dışında kompozit malzemeler evimizde kullandığımız teknolojik imalat alanlarında da karşımıza çıkmaktadır.

Kompozit malzemelerin bahsedilen alanlarda kullanılmasının nedenleri kompozitlerin özellikle hafif ve dayanımlarının yüksek olması sayılabilir. Başka bir deyişle kompozitler yüksek performans gerektiren yapısal parçalarda öncelikli olarak tercih edilen malzemelerdir.

Kompozit malzemeler özellikle elyaf takviyeli tabakalı kompozit malzemeler, yüksek teknoloji gerektiren uçak ve savunma sanayisinde ağırlıklı olarak kullanılmaktadır.

Bu malzemeler kullanımları sırasında darbe hasarına maruz kalabilirler. Örneğin uçağın piste iniş ve kalkışı sırasında yerden seken bir taş, kompozitten yapılmış bir yapıya çarpabilir veya uçağın bakımı sırasında işçi elinden kompozit bir parçanın üzerine el aleti düşürebilir. Böyle bir darbe hasarı muayeneler sırasında malzeme içerisinde belirlenmesi güç gözle görülemeyen hasarlar oluşturabilir. Genellikle tabakaların birbirinden ayrılması şeklinde karşımıza çıkan bu hasarlar malzemenin beklenen mukavemet değerinden çok daha küçük değerlerde arıza vermesine neden olabilir. Zaman içerisinde can ve mal kayıplarına neden olabilecek bu hasarların, laboratuvar ortamında hasara neden olan darbe yükünün simüle edilerek oluşturulması ve incelenmesi büyük önem arz eder.

Elyafı takviye edilmiş kompozit malzemeler artan bir oranda havacılıkta kullanılmaktadır. Ayrıca karbon elyafı güçlendirilmiş polimerlerin(KFGP) ana

gövdede de kullanılma eğilimi görülmeye başlanmıştır. KFGP, yüksek dayanım/ağırlık ve katılık/ağırlık oranları tarafından nitelendirildiğinden genellikle daha hafif yapısal parçalarda geniş bir uygulama alanına sahiptir. Fakat darbe yüklerinin neden olduğu hasarlardan kolayca yararlanırlar. Kompozit malzemelerin daha geniş kullanım alanlarının kısıtlanmasının sebebi, düşük hız ve düşük enerji darbe hasarına dirençlerinin kısıtlı olmasıdır [1-3].

Kompozitler önce uçak, sonra uzay yapılarında kullanılmaya başlanmıştır. Tasarım olarak oldukça yüksek bir yapısal verim, mukavemet/ağırlık oranının çok yüksek olması gibi kriterlerin aranması, klasik malzemelerin bu alanda istenilen verimlilikte olmadığını göstermiştir. Dolayısıyla kompozit malzemeler bu amaç için en uygun malzemelerdir.

Uçaklar için genellikle gövde ağırlık kontrolü, uzun hizmet ömrü, sistem tasarımının ana hatları ve maliyet karakterlerinin yani sıra belirli mesafe, seyir sürati, irtifa gibi performans gereksinimlerini karşılayacak şekilde tasarlanırlar. Diğer tüm koşulların (performans, maliyet vs.) eşit olduğu durumda ağırlığı en az tutan tasarım kriteri en uygun tasarım olacaktır.

Uzun zaman uçak sanayisindeki ihtiyaçların yönlendirdiği kompozit malzeme gelişimleri son dönemde yeni birçok sektörde birçok farklı amaç için kullanılmaktadır.

Yapılan çalışmaların pek çoğunda avantajlarından dolayı kompozit malzemeler kullanılmak istenilmektedir. Fakat bazı sebeplerden ötürü kompozit malzemeler metallerin yerine tam olarak alamamaktadırlar. Bu sebepler aşağıda belirtilmektedir:

- Titanyum ve çelik gibi metallerin bazı uygulamalarda ihtiyaç duyulan kritik düzeyde ısı, mekanik özellikleri günümüz kompozitleri karşılamamaktadır.

- Yeni geliştirilen matris malzemelerle, elyafların tüm karakteristik özellikleri metaller kadar bilinmemektedir.
- Bazı karmaşık biçimler düşük maliyetler çerçevesinde üretilmemektedir.
- Kompozitler kg başına düşen üretim maliyeti rakamları metallerden, özellikle alüminyum malzemedan daha yüksektir.

Bu çalışmanın amacı ise farklı sıcaklıklarda darbeye maruz kalmış kompozit levhaların sergiledikleri yapısal davranışların incelenmesidir. Karbon prepreg tabakalı kompozit levhaların değişken sıcaklık altında ağırlık düşürme testi sonrası burkulma yüklerinin nasıl değiştiği incelenmiştir. Meydana gelen hasar türleri belirtilerek bu hasarlara ait yük-yer değiştirme eğrileri ve oluşan hasar alanları verilmiştir.

2. KAYNAK ARAŞTIRMASI

Tabakalı kompozit malzemelere darbe uygulanması ile ilgili literatürde yapılmış olan çalışmalar mevcuttur. Bu çalışmaların bir kısmı aşağıda yer almaktadır:

Karakuzu ve arkadaşları gerçekleştirmiş oldukları çalışmada yüksek sıcaklıkta düşük hızlı darbe uygulanmış tabakalı kompozit malzemelerin darbe sonrası dayanımlarını(CAI) incelemişlerdir. Tek yönlü takviyelendirilmiş E-Cam/Epoksi tabakalı kompozit plakaları, 150 mm x 150 mm boyutlarında $[0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ]_s$, $[0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ]_s$ dizilimlerinde 20°C oda sıcaklığında ve 40°C, 60°C, 80°C ve 100°C yüksek sıcaklıklarda 10 J'dan 70 J'a kadar darbe enerjilerine maruz bırakılmışlardır. Darbe esnasında 12,7 mm yarı küresel uçlu vurucu uç kullanılmış olup düşen yük hücresinin ağırlığı 5,02 kg ağırlığındadır. Yüksek sıcaklıklardaki numuneler 20 dk. sıcaklık kabiniinde bekletildikten sonra darbe uygulanmış ve numuneler tek bir darbeye maruz kalmıştır. Darbe işleminden sonra CAI mukavemetinin hesabı için CAI test fikstürü Boeing fikstürüne göre üretilerek basma testi gerçekleştirilmiştir [4].

Belingardi ve Vadori yaptıkları çalışmada tabakalı cam elyaf epoksi reçineli kompozit plakaların düşük hızlı darbeye verdikleri cevapları incelemişlerdir. Bu çalışmada tek yönlü ve örgü cam epoksi malzemeden elde edilen $[0/90]_s$, $[0/60/-60]_s$, $[0/45/-45]_s$ dizilimli 100 mm x 100 mm numuneler kullanılmıştır. Kullanılan vurucu ağırlığı 20 kg ve vurucu uç 10 mm olup yarı küresel bir yapıdadır. 9 enerji seviyesinde testler yapılmıştır. Test için belirlenen yükseklikler; 25, 50, 100, 150, 175, 200, 225, 250 ve 300 mm ve hızlar; 0.70, 0.99, 1.14, 1.72, 1.85, 1.98, 2.10, 2.22, 1.42 m/s'dir. Tek yönlü ve örgü numuneler için ayrı ayrı doyma enerjileri hesaplanmıştır. Meydana gelen hasar türleri belirlenmiştir. Hasar alanı, termo-scan ile ölçülen darbe alanı, C-Scan ile ölçülen kadar iyi sonuç vermemiştir [5].

Mitreviski ve arkadaşları, çalışmalarına kompozit malzemelere çeşitli şekillerdeki vurucu uçlar tarafından uygulanan darbenin etkisi üzerine araştırma yapmışlardır. Örgü karbon/epoksi tabakaları, 12 mm çapında yarı küresel, oval ve konik çelik uçlar kullanılarak ağırlık düşürme testine tabi tutulmuştur. Hasar sonuçları üzerinde darbe ucunun şeklinin etkisini incelemek için mikroskop ve hasarsız inceleme(NDI) gibi teknikler kullanılmıştır. Kullanılan numuneler 215 mm x 215 mm boyutlarında ve 1,9 mm kalınlığındadır. Bu numunelerin dizilimleri ise [45/0/45/0]_s , [45/0/45/0]_s olup darbe uygulanan enerji değerleri ise 4 J ve 6 J'dur. NDT (Non-Destructive Testing) metotları ile darbe hasarları incelenmiştir. Hasar alanı C-scan ve termo-scan olan iki çeşit NDI (Non-Destructive Inspection) ile incelenmiştir. Bazı hasar numunelerin hasar görmüş kısımları ıslak elmas kaplı testere ile kesilmiş ve küçük tozlarla cilalanmıştır. Daha sonra VMM200 mikroskobu ile iç hasar mekanizmalarına bakılmıştır. Ayrıca Instron TT-Bm çekme test cihazı ile 2 mm/min hız ile test edilmiştir. En geniş hasar alanı yarı küresel vurucu uç tarafından üretilmiştir. Termo-scan ile ölçülen hasar alanı, C-scan sonuçları ile hem fikir değildir. Optik mikroskobik resimden yarı küresel uç en fazla delaminasyon üretmiş, konik uç ise en fazla fiber kırılması üretmiştir. Değişik vurucu şekilleri, değişik seviyelerde, fiber kırılması, matris çatlaması ve tabakalar ayrılması gibi malzemelerin kalan özelliklerini etkileyen hasarlar oluşturmuştur. Arta kalan çekme dayanımı tüm uç şekilleri için 6 J'de darbe uygulanan numuneler için hasarsız yükün yaklaşık %44 kadar, 4 J de darbe uygulanan numuneler için ise yaklaşık %52 kadar azaldığı elde edilmiştir [6].

Bir başka çalışmada Naik, Ramasimha ve arkadaşları, VARIM (Vacuum assisted resin infusion molding) prosesi ile üretilen hibrit(melez) kompozitler üzerinde darbenin etkisini araştırmışlardır. Kullanılan numune 100 mm x 100 mm boyutlarında olup darbe uygulanan enerji seviyeleri 10 J ile 40 J arasında değiştirilmiştir. Sonuçta hibrid kompozitlerin rijitliği S2 cam epoksiye göre daha fazla olmasına rağmen karbon/epoksiye göre daha az olduğu

belirlenmiştir. Darbe toleransı, hibridleştirme ile çok büyük miktarda arttığı gözlenmiştir [7].

Aslan ve arkadaşları bu çalışmalarında düşük hızlı darbe etkisi altında fiber takviyeli kompozit malzemelerin boyutsal etkisi ve vurucu ağırlığının etkisini araştırmışlardır. $[0/90/0/90]_S$ dizilimli E-cam/epoksi malzeme kullanılmıştır. Numuneler 120°C de 4 saat boyunca 0,2 MPa basınçta pişirilmiştir. Daha sonra 2 saat boyunca 100°C 'de pişirilmiş ve oda sıcaklığında aynı basınçta soğutulmuştur. Bu çalışma için 150 mm x 150 mm, 150 mm x 100 mm, 150 mm x 50 mm boyutlarında 4,8 mm kalınlığında numuneler kullanılmıştır. Darbe test için numuneler iki taraftan bağlanmıştır. Ayrıca 3DIMPACT programı kullanılarak analiz çalışması yapılmıştır. Test ve analiz sonucunda, kuvvet-zaman grafiği elde edilmiş ve analiz ile testler sonucunda elde edilen farklar incelenmiştir. Vurucunun ağırlığı değiştikçe kuvvet eğrisinin de değiştiği, böylece düşük hız darbe altındaki kompozit yapıların mekanik davranışının numune boyutlarına bağlı olduğu elde edilmiştir. Dikdörtgen kompozit tabakalardan en küçük genişliğe sahip olanın temas süresinin daha yüksek olduğu belirlenmiştir. En geniş delaminasyon alanının ise 150 mm x 100 mm plakasında meydana geldiği elde edilmiştir [8].

Milli ve Necip yaptıkları çalışmada farklı E-cam/epoksi tabakalı kompozit plakaların davranışı, düşük hızlarda (0,53-3,1 m/s) alüminyum ucun darbesi altında deneysel olarak incelenmiştir. 10 tabakadan oluşan $[0_2/90_6/0_2]$, $[0_3/90_4/0_3]$, $[0_4/90_2/0_4]$ dizilimli kompozit numuneler 111 gr ağırlığında ve 200 mm çapında çift yönlü dairesel halkalardır. Darbe deneyinde 0,54 kg ağırlığında, 400 mm uzunluğunda ve 25 mm çapında alüminyum yarı küresel uç kullanılmıştır. Darbe uygulanacak numuneler, kışaçlarla tutturulmuş olup numunelerin merkezlerine darbe uygulanmıştır. Elde edilen darbe kuvvetleri ve sapmaların büyüklüğü darbe hızlarıyla orantılıdır. Darbe hızı arttığı zamanlarda, darbe kuvvetinin düzgün olarak arttığı ve yarı sinüs fonksiyonu şeklini aldığı belirtilmiştir. Darbe hızı artarken teorik ve deneysel sonuçlar

arasındaki farkta artmıştır. Bu farkın ise raylardaki sürtünme kaybından kaynaklandığı belirtilmiştir [9].

Hosur, Karim ve Jeelani çalışmalarında VARIM prosesi ile üretilen S2 cam/epoksi dikili/dikişsiz kompozitlerin darbeye karşı performanslarını incelemişlerdir. Test esnasında kullanılan numuneler 100 mm x 100 mm boyutlarındadır. Kullanılan vurucu olarak tekli darbelerde 14,91 kg, tekrarlı (çoklu) darbelerde ise 7,75 kg ağırlığında kullanılmıştır. Enerji seviyeleri ise tekli darbeler için 10 J - 80 J arasında, tekrarlı darbeler için is 10 J – 50 J arasında değiştirilmiştir. Tekrarlı darbelerde 30 J'a kadar tüm numunelere 40 kere vurulmuş olup 40 J ve 50 J'de bu sayı 9'a düşürülmüştür. Kuvvet-zaman, hız-zaman ve yer değiştirme–zaman grafikleri elde edilmiştir. Ayrıca bu çalışmada, yutulan enerji, hasar alanı ve maksimum kuvvet olarak karakterize edilmiştir. Yutulan enerji ise toplam enerjiden(numune tarafından yutulan toplam enerji) maksimum kuvvetteki enerji değeri çıkarılarak hesaplanmıştır. Tekrarlı darbelerde 40 J ve 50 J'de 25,4 mm dikişli olanlar, 12,7 mm dikişli olanlara göre daha fazla darbeye dayanabildiği sonucu çıkarılmıştır. Yutulan enerji, çarpma sayısı ile benzer davranış göstermiştir. Hasar alanı, çarpma sayısı ile artmıştır. Fakat belli bir çarpmadan sonra da artmadığı gözlemlenmiştir [10].

Kara yapmış olduğu çalışmada düşük hızlı darbeye maruz E-camı/epoksi tabakalı kompozitlerin dinamik davranışını araştırmış ve darbe hızının ve plaka boyutlarının malzemede oluşan hasara etkisini incelemiştir. Teste tek yönlü takviyelendirilmiş 18 tabakadan oluşan $[0^\circ, -45^\circ, 45^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 45^\circ, -45^\circ, 0^\circ]$ s dizilimli 150 mm x 50 mm, 150 mm x 100 mm, 150 mm x 150 mm boyutlarında plakalar kullanılmıştır. Testler, 2,0 m/s 2,5 m/s ve 3,0 m/s çarpma hızlarında, numunelerin her iki tarafı ankastre ve darbe her bir plakanın merkezine olacak şekilde gerçekleştirilmiştir. Test sonucunda numune genişliğinin en büyük temas kuvvetini önemli ölçüde etkilediği, numune genişliği arttıkça en büyük temas kuvvetinin de arttığı, darbe enerjisi

arttıkça yutulan enerjinin toplam enerjiye oranının arttığı, aynı hızlarda yapılan darbelerde vurucunun temas süresinin azaldığı ancak en büyük temas kuvvetinin arttığı sonuçları çıkarılmıştır [11].

Im, Cha ve arkadaşları bu çalışmalarında sıcaklık değişimlerinin (yüksek sıcaklık ve düşük sıcaklık) etkisinin karbon fiber güçlendirilmiş plastik kompozit tabakalı numunelerdeki darbe hasarı üzerine deneysel bir çalışma gerçekleştirmişlerdir. $[0_6/90_6]_s$ ve $[0_4/90_4]_s$ dizilimli ortotropik tabakalı ve $[0_6/90_6]_s$ dizilimli CF/PEEK ortotropik tabakalı sırasıyla 40 mm x 180 mm x 3,75 mm, 2,50 mm ve 2,20 mm boyutlarında plakalar kullanılmıştır. Hava tabancası tarafından 0,5 gr ağırlığında 5 mm çapında bir çelik top sıkıştırılmış hava kullanarak darbe hasarı üretmek için numuneye fırlatılmıştır. Deneyler -30°C, 20°C, 70°C, 90°C ve 120°C sıcaklıklarında gerçekleştirilmiş olup darbe hız aralığı ise 60 m/s'den 105 m/s'ye olarak belirlenmiştir. CFRP tabakalarının sıcaklığı artarken delaminasyon alanlarının arttığı ve sıcaklığın CFRP darbe hasarlarını etkilediği belirlenmiştir. Aşırı düşük ve yüksek sıcaklıklarda darbe enerjisi ile delaminasyon alanı arasında lineer bir ilişki gözlemlenmiştir. Aynı matrisli CFRP tabakalarında yüksek yığılma dizili sayılı malzemelerin delaminasyon alanları çevre sıcaklığı değişirken hızlıca değiştiği, ayrıca CF/PEEK için delaminasyon alanlarının sıcaklık azalması ile hızlıca arttığı belirlenmiştir. CF/epokside darbe enerjisi başına delaminasyon alanının CFRP tabakalarının yüzey sıcaklığının artırılması ile azaldığı, buna ek olarak da birim darbe enerjisi başına delaminasyon alanının daha düşük yüzey sıcaklıklarında daha geniş olduğu elde edilmiştir [12].

Ibekwe ve arkadaşları, bu çalışmada cam fiber takviyeli tek yönlü ve çapraz tabakalı kompozit numuneler üzerinde, düşük sıcaklıklarda düşük hız darbesi ve darbe sonrası basma testi uygulanmıştır. 152,4 mm x 50,8 mm x 3,2 mm boyutlarında numuneler kullanılmıştır. Numunelere, 0°C, -10°C ve -20°C sıcaklıklarında darbe uygulanmış ve darbeli numunelerdeki arta kalan yük taşıma kabiliyetlerini hesaplamak için CAI (compression after impact) testi

gerçekleştirilmiştir. Ayrıca 20°C ve 10°C sıcaklıkları da testlerde karşılaştırma yapmak için kullanılmıştır. Numunelerde meydana gelen hasar mekanizmaları incelenmiş, darbe hasarları ve arta kalan basma burkulma dayanımı ve elastik modülü üzerinde çevre sıcaklıklarının etkisi test sonuçları üzerinde değerlendirilmiştir. Sıcaklığın, tabakalı kompozitlerin düşük hız darbe cevapları üzerinde önemli bir etkiye sahip olduğu belirlenmiştir. Daha fazla darbe hasarı, yüksek sıcaklıktan düşük sıcaklıklardaki darbe uygulanan numunelerde azalmıştır. Çapraz tabakalılar, tüm sıcaklık değerlerinde tek yönlü tabakalılardan daha yüksek darbe direnci göstermişlerdir. Arta kalan bası burkulma dayanımı ve elastik modülü değerleri, sıcaklık düşerken belirli bir noktaya kadar (-10°C) artmış, daha düşük sıcaklıklarda (-20°C) hem arta kalan bası burkulma dayanımı ve elastik modülü düşmüştür. Darbe hasarı ve sıcaklığın arta kalan bası burkulma dayanımı ve elastik modülü üzerinde ters bir etkiye sahip olduğu tespit edilmiştir. Eğer sıcaklık -10°C'den daha yüksekse sıcaklık arta kalan dayanımı artırmaya eğilim gösterirken darbe hasarının arta kalan dayanımı azalttığı belirlenmiştir. Çapraz tabakaların, tek yönlü tabakalardan düşük hızlı darbe hasarına karşı daha fazla dirence sahip olmasına rağmen, tek yönlü tabakaların incelenen sıcaklıklarda çapraz tabakalılardan daha yüksek arta kalan burkulma dayanımına ve katılığına sahip olduğu elde edilmiştir [13].

GÓmez-del Río ve arkadaşları bu çalışmalarında düşük darbe hızlarında ve düşük sıcaklıklarda CFRP tabakalı kompozitlerin davranışlarını incelemişlerdir. Farklı dizilimlerde tek yönlü, çapraz katlı, yarı izotropik ve örgü tabakalı kare numuneler ağırlık düşürme test cihazı kullanılarak 20°C den -150°C sıcaklığına kadar test edilmişlerdir. Darbe testlerinden sonra hasar boyutları C-Scan ultrasonik test cihazında ve hasar mekanizmaları ise optik ve tarama elektronik mikroskopta ölçülmüştür. Elde edilen bilgilerden numuneler tarafından absorbe edilen enerji değeri sıcaklık azalırken artmaktadır. Fakat sadece örgü -150°C'de yüksek darbe enerjileri altında yapılan testlerde absorbe edilen enerji oda sıcaklığındaki değerden daha az

çıkmiştir. Darbe enerjisi artarken ve sıcaklık azalırken çentik büyüklüğünün arttığı elde edilmiştir. Sıcaklığın azalması ile hasar alanlarının arttığı gözlenmiş olup örgü tabakalılarda sıcaklığın etkisinin diğerlerine göre daha az olduğu belirlenmiştir. Bunun nedeni delaminasyonlar temel olarak farklı fiber oryantasyonlu tabakalar arasında meydana gelmekte ve örgü tabakalı numuneler de sadece 0°den oluştuğundan dolayı büyük bir etki görünmemiştir. Yine tamamen 0°den oluşan tek yönlü tabakalarda ise çok küçük delaminasyon ve kırık yüzeyin yanında matris kırılması görülmüştür. C-Scan sonuçlarında ise sıcaklığın düşmesi ile delaminasyon alanının arttığı gözlemlenmiştir. Örgü tabakalılarda sıcaklık azalırken diğer çapraz katlı ve yarı izotropik numunelere göre hasar alanında daha düşük artmalar gözlemlenmiştir [39].

3. KOMPOZİT MALZEMELER

3.1. Kompozit Malzemelerin Tanımı

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

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

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

Uygun matris/takviye elemanı seçiminin, sistemin mekanik ve fiziksel özellikleri üzerine etkisi büyüktür. Çünkü kompozit içerisinde matrisler tarafından yükün takviye elemanına iletilmesinde matris ile takviye elemanı

arasındaki ara yüzey bağının da kuvvetli olması gerekmektedir. Ara-yüzey bağının kuvvetli olması ise bileşenlerin uyumuna ve matrisin ıslatabilirlik özelliğine bağlıdır. Bunun yanında üretim tekniği seçimi dışında takviye elemanlarının matris içerisinde homojen dağılımının da matris alaşımı ve takviye elemanı çiftlerinin uygun seçimine bağlıdır. Kompozitler karma malzeme olduklarından bu şartları sağlamak ve elde etmek için en iyi matris ve elyaf çifti seçilmelidir.

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

Kompozit malzemeler genellikle kendi başlarına elde edilemeyen bileşenlerinin, en iyi özelliklerinin bir malzemede toplanması önemli avantaj meydana getirir. Kompozit malzeme üretimi ile aşağıdaki bazı özellikler sağlanabilmektedir. Bunlar genel olarak şöyle sıralanabilir:

- a) Yüksek dayanım,
- b) Yüksek rijitlik,
- c) Yüksek yorulma dayanımı,
- d) Mükemmel aşınma direnci,
- e) Yüksek sıcaklık kapasitesi,
- f) İyi termal ve ısı iletkenliği,
- g) Düşük ağırlık,
- h) Çekicilik ve estetik görünüm [14],
- i) Kimyasallara, korozyona ve hava şartlarına dayanıklılık,
- j) Karmaşık parçaların yekpare şekilde üretilebilmesi nedeniyle birçok küçük/ara parça ve bu parçaların montajlanması işlemleri asgari düzeye indirilebilmekte ve üretim süresi kısalmaktadır [15],

- k) Tasarım esnekliği
- l) Tamir edilebilirlik özelliği vb.

Bütün bu özellikler aynı zamanda oluşmaz ve herhangi bir uygulama için böyle bir gereksinime ihtiyaç da yoktur. Özellikleri bilinen bileşenlerden yararlanılarak bir kompozit malzemenin bazı özellikleri, örneğin, yoğunluk, elastik modülleri ve çekme dayanımları vb. hesaplanabilir.

Kompozit malzemelerin bu avantajlar yanında bazı dezavantajları da mevcut olup bunlarda;

- a) Üretimin güçlüğü [14]. Kompozit malzemelerin delik delme, kesme türü operasyonları elyaflarda açılmaya neden olduğundan, bu tür malzemeler için hassas imalattan söz edilemez.
- b) Pahalı olması,
- c) İşlenmesinin güç olması yanında maliyetin yüksek oluşu ve gerekli yüzey kalitesinin elde edilemeyişi,
- d) Diğer malzemeler gibi geri dönüşünün olmayışı,
- e) Kırılma uzamasının az oluşu [14] (Kompozitler kırılğan malzeme olmalarından dolayı kolaylıkla zarar görürler ve onarılmaları yeni problemler yaratabilir.),
- f) Kompozit malzemelerdeki hava zerreciklerinin malzemenin yorulma özelliklerini olumsuz bir şekilde etkilemesi,
- g) Değişik doğrultularda değişik mekanik özellikler göstermesi (Mesela lamine edilmiş kompozitlerde kalınlık yönünde düşük dayanıklılık özelliği gösterirler.),
- h) Aynı kompozit malzeme için çekme, basma, kesme ve eğilme mukavemet değerlerinin farklılıklar göstermesidir.

3.2. Kompozit Malzemelerin Önemi ve Kullanım Alanları

Mühendislikte yaygın olarak kullanılmakta olan çok farklı malzemeler mevcut bulunmakta olup bunlar; genelde metaller, plastikler, seramikler olmak üzere 3 gruba ayrılırlar. Bunların birbirine göre zayıf ve üstün yanları vardır. Bu malzemelerin uygulama alanları dikkate alındığında bir malzemede aranan özelliklerden en önemlileri;

- a) Akma dayanımı,
- b) Rijitlik (elastik modülü),
- c) Kırılma tokluğu (çatlak yayılmasına karşı dayanma direnci),
- d) Yoğunluk (birim hacim kütlesi),
- e) Yüksek sıcaklıklara dayanma direnci ki bu da keza malzemenin ergime noktası ile ilgilidir [7].

Yukarıda belirtilen bu üç ana grup yanında, teknoloji ile birlikte yeni malzeme geliştirme arayışları içine girilmiştir. Bunlar da kompozit malzeme olarak 4. grubu teşkil etmektedir. Özellikle uçak ve uzay sanayinde geniş bir kullanım alanı, daha mukavemetli, elastik ve hafif oluşları nedeniyle yer bulmuştur. Bunlardan hepsi içinde en yüksek dayanımı elmas ile bunları seramikler takip etmektedir. Çeliklerin ve alüminyum alaşımlarının dayanımı seramiklerden daha düşük olduğu görülmektedir. Karbon elyaf takviyeli plastik kompozitler ve sermetler, beton ve orta karbonlu çelik kadar dayanımlıdır [14].

Kompozit yapı iç bileşenleri birbirlerine genelde kovalent bağ ile bağlı oldukları için çok yüksek dayanımlara erişebilmektedirler. Kompozit malzemelerin özgül ağırlıklarının düşük olmasından dolayı ağırlık açısından yani mukavemet/ağırlık açısından büyük kazanç sağlanmaktadır. İyapının bu özelliklerinden dolayı kompozit malzeme yüksek mukavemet, yüksek elastisite modüllerine, iyi derecede yorulma ve sürünme özelliklerine vb. yapısal özelliklere sahiptirler.

Yorulma özelliğinin kompozit malzemelerde iyi olması malzemenin yapısal tasarımından dolayıdır. Klasik malzemelerde dinamik yüke binmiş parçada oluşacak bir hata-çatlak vb. hızla ilerler ve sonuçta malzeme kopar. Fakat elyaf kompozit gibi kompozit malzemelerde, kopan elyaflar veya bileşenlerden matrise veya diğer elemanlara geçmesi oldukça zordur. Özellikle tek ve çok eksenli gerilme taşıması için tasarlanmış kompozit malzemelerde gerilme doğrultularında yorulma özelliği çok fazladır.

Karbon dokumaların, yüksek mukavemet, yüksek elastiklik ve yüksek sıcaklığa dayanım özelliklerine sahip olmaları bu malzemelere üstünlük sağlamaktadır. Bu malzemeler uzay sanayisinde en geniş kullanım alanına sahip olmakla birlikte, endüstriyel, inşaat ile ilgili ve spor malzemelerinin üretimi gibi alanlarda da oldukça çok kullanılmaktadır.



Resim 3.1. Kompozit malzeme kullanım alanlarına örnekler

Kompozit malzemelerin uygulama alanlarına örnekler aşağıdaki Çizelge 3.1.'de verilmektedir [15]:

Çizelge 3.1. Kompozit malzeme kullanım alanlarına örnekler

Uygulama Konusu	Malzeme	Uygulama Örneği
Mekanik İşlevler		
Yüksek dayanım, hafiflik	Polimer bazlı kompozitler (matriks:epoksi reçine, florokarbon mühendislik plastikleri. Takviye: karbon, boron, aramid seramik lifler)	Uzay-havacılık, otomotiv, demiryolu, gemi-inşa, betonarme onarım ve takviye, spor malzemeleri
Isıl İşlevler		
Isıl dayanım, yüksek dayanım	Metal bazlı kompozitler (matriks:alüminyum, bakır, titan nikel takviye: seramik, boron metal lifler)	Nükleer reaktör, gaz türbini, uçak, ısı değiştiriciler.
	Seramik bazlı kompozitler (matriks:alumina, silikon, nitrürler takviye: seramik, metal lif)	Nükleer reaktör, gaz türbini, uçak, roket nozulu.

3.3. Modern Kompozit Malzemeler ve Sınıflandırılması

Kompozit malzemeler, bir matris malzeme yapısı ile bu yapı içine katılan takviye malzemelerin bir araya getirilmesi yoluyla oluşmaktadır [15]. Dolayısıyla kompozit malzemelerde isimlere yönelik olarak sınıflandırma yapılırken elyaf adı-matris adı sıralamasına göre yapılmaktadır. Kompozitlerin sahip olduğu yüksek özellikler birçok endüstriyel uygulamada tercih edilmelerini sağlamaktadır.

Yeni gelişen bir malzemeyi modern kompozit olarak adlandırmak için aşağıdaki kriterleri taşımalıdır:

- En az iki veya daha fazla fiziksel ve mekaniksel özelliği ayrı olan malzemelerin birleştirilmesi ve farklı ara yüzeye sahip olmaları,
- Herhangi bir ferdi bileşenle elde edilemeyen mekanik özelliklerin gerçekleştirilmesi,
- Optimum özellikler elde etmek için bir malzemenin diğer malzeme içine kontrollü şekilde dağıtılmasıyla iki ayrı malzeme karıştırılarak kompozit(karmaşık) bir malzeme oluşturulmalı,

- d) Özellikler mükemmel olup kompoziti oluşturan elemanların en iyi özelliklerinin bir arada toplanması gereklidir [14].

Kompozit yapılar sınıflandırılırsa aşağıdaki durumlar elde edilmektedir:

1. Elyafli kompozit malzemeler
2. Parçacıklı (Partiküllü) kompozit malzemeler
3. Tabakalı kompozit malzemeler
4. Karma kompozit malzemeler

3.3.1. Elyaf kompozit malzemeler

Uzun elyafların matris içinde birbirlerine paralel şekilde yerleştirilmeleri ile elyaflar doğrultusunda yüksek mukavemet sağlanırken, elyaflara dik doğrultuda oldukça düşük mukavemet elde edilir. İki boyutlu yerleştirilmiş elyaf takviyeleriyle her iki yönde de eşit mukavemet sağlanırken, matris yapısında homojen dağılmış kısa elyaflarla ise izotrop bir yapı oluşturmak mümkündür.

Matris malzemesi, kuvveti elyaflara transfer ederek yumuşaklık ve tokluk özelliği sağlarken, elyaf uygulanan yükün çoğunu taşımaktadır. Elyaflar, örme veya şerit fitil şeklinde olabilmekle beraber tabakalar halinde yönlü elyaflar da kullanılır [14].

3.3.2. Parçacıklı kompozit malzemeler

Bir matris malzeme içinde başka bir malzemenin parçacıklar halinde bulunması ile elde edilir. Yapının mukavemeti parçacıkların sertliğine bağlıdır. İzotrop yapılardır.

3.3.3. Tabakalı kompozit malzemeler

Tabakalı kompozit, temel malzeme eksenleri doğrultusunda değişik yönlerdeki tabaka ve katmanların üst üste konularak bir araya getirilmesi ile tabakalı kompozitlerin elde edilmesi mümkün olmaktadır. Tabakalar, matris içerisine rastgele yönelmiş elyaflar, tek yönlü elyaflar veya farklı elyaf takviyeli tabakadan oluşabilir.

3.3.4. Karma kompozit malzemeler

Aynı kompozit yapıda iki ya da daha fazla elyaf çeşidinin bulunması olasıdır. Bu tip kompozitlere karma kompozitler denir.

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

3.4. Elyaflar

Bir kompozit malzemede elyafın esas fonksiyonu; yükü taşıyarak matrisin rijitliği ve dayanımını artırmaktır. Elyaflar matris malzeme içinde malzemenin mukavemet elemanıdır. Elyaflar korozyona dirençli, yüksek elastisite modülüne sahip olup düşük yoğunlukları vardır. Elyafların boy/çapı değerinin artmasıyla matrislerden elyaflara üretilen yük miktarı da artış göstermektedir. Dolayısıyla elyafların ince çaplı üretilmeleri ile büyük kütleli yapılara oranla yapısal hata olasılıkları en aza indirilmiştir. Bu nedenle üstün mekanik özellikler gösterirler.

Mühendislikte kullanılan takviye elemanlarının pek çoğu elyaf şeklinde üretildiklerinden dayanım ve rijitlikleri katı haldeki konumlarından yaklaşık 30-50 kat daha dayanıklı ve 3 kat daha rijit olduklarından kütle halinde gösterdikleri özelliklerinden daha üstün performans gösterirler.



Şekil 3.1. Elyaf dokuma türleri

Takviye elemanı kompoziti oluşturan en önemli elemanlardan biri olup kompozit üzerine gelen yükün büyük bir kısmını taşımaktadır. Yükün elyaflara iletilebilmesi için fazlar arasındaki fiziksel ve kimyasal uyumun iyi olması, ara yüzey bağının güçlü olması gerekir. Takviye elemanı ile matrisin ısı genleşme katsayıları arasındaki uyum, kalıcı yapısal gerilmelerin oluşması yönünden önemlidir.

Kompozit üretilirken takviye elemanı seçimi, üretim tekniği, üretim esnasında elyafların matris tarafından ıslatılabilmesi, yönlendirilmeleri ve elyaf içeriği kompoziti fiziksel ve mekanik özelliklerini belirler. Bu nedenle takviye elemanı seçimi ve özelliklerinin iyi bilinmesi gerekir. Elyafalarda aranan temel özellikler;

- Yüksek modül ve dayanım,
- Düşük yoğunluk,
- Kimyasal uyumluluk,
- Üretim kolaylığı,
- Isıl direnç gibi kriterlere göre incelenip seçilmelidir.

Son zamanlarda takviye elemanı olarak kullanılan seramiklerin başlıcaları; cam, karbon, boron, alumina ve silisyum karbüre ilaveten metalik camlar sayılabilir. Bu seramik elyafların tipik özellikleri Çizelge 3.2.'de gösterilmektedir.

Çizelge 3.2. Kompozitlerde kullanılan bazı seramik elyafların mekanik ve fiziksel özellikleri

Malzeme Cinsi	Yoğunluk (kg/m ³)	Elyaf Çapı (µm)	Elastik Modülü (Gpa)	Çekme Dayanımı (Gpa)
E-Camı	2500	12	70	1,5-2,0
S-Camı	2600	10	90	4,6
Karbon(PAN)	1800	7-10	400	2-2,8
Karbon(YD)	1700	7-10	200	3-3,5
Karbon(Mesa-Faz)	1900	7-10	220	3,2
Boron	2600	140-160	400	3,4
AL ₂ O ₃ (FP)	3950	20	380	1,4-2,1
AL ₂ O ₃	3300	3	300	2
AL ₂ O ₃ /SiC	3100	10	206	1,7
Silisyum Karbür	3200	1-50	480	7
SiC(Nicalon)	2250	12	200	2,5

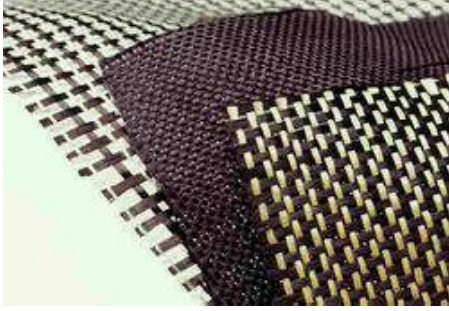
3.4.1. Cam elyaflar

Cam elyaflar kompozitlerin üretiminde en çok kullanılan malzemelerdendir. Üstün özelliklerinin yanı sıra, ekonomik bir malzeme türü olması bu sonucu ortaya çıkarmaktadır.

Cam elyafların esasını silis-kum (SiO₂) meydana getirmekle beraber belirli oranlarda sodyum, kalsiyum, alüminyum, bor ve demir gibi elementlerin oksitlerinden oluşur.

3.4.2. Karbon elyaflar

Karbon ve grafit aynı hammaddeden elde edilirler, grafit daha yüksek sıcaklıkta elde edilir, bu da daha yüksek saflık sağlar.



Resim 3.2. Karbon elyaf örnekleri

Karbon elyafı, epoksi matrisler ile birleştirildiğinde olağanüstü dayanıklılık ve sertlik özelliği gösterirler. Mukavemet açısından cam ve aramid elyaflardan daha üstün özelliklere sahiptir. Karbon elyaflar yüksek mukavemet ve tokluğun yanı sıra düşük yoğunluğa sahiptirler. Aşınma ve yorulma mukavemetleri, sürtünme mukavemetleri yüksek olup nemden etkilenmezler.

3.4.3. Bor elyaflar

Bor elyaflar aslında kendi içlerinde kompozit yapıdadırlar. Çekirdek olarak adlandırılan ince bir flamanın üzerine bor kaplanarak imal edilirler. Çekirdek genellikle tungstendir. Karbon çekirdek de kullanılabilir, ancak bu yeni bir uygulamadır. Boron elyaf, oda sıcaklığında katı durumda olan hafif elementlerden biri olup çok seyrek olduğundan klasik tekniklerle üretmek mümkün değildir.

3.4.4. Alümina elyaflar

Alüminyum oksit “alümina” elyaflar; prensip olarak metal matrisli kompozit malzemeler için kullanılır. Alümina elyafların çekme mukavemetleri yeterince yüksek değildir, ancak basma mukavemetleri yüksektir. Ayrıca, yüksek sıcaklık dayanımları nedeniyle uçak motorlarında kullanılmaktadırlar.

3.4.5. Silisyum karbür elyaflar

Silisyum karbürün (SiC) yüzey yapısı çok düzgündür. Bu elyafların oksidasyon direnci, yüksek sıcaklıkta rijitlik ve mukavemet özelliğini koruması ve ergimiş alüminyum içindeki etkisi bakımından boron elyaflardan daha iyidir. Bundan dolayıdır alüminyum esaslı kompozitlerin takviyelendirilmesinde bor elyaflar SiC ile kaplama yapılır. Diğer bir avantajı ise çekme dayanımı yanında ekonomik bakımdan belki de en uygun olan elyaf türüdür.

3.4.6. Aramid elyaflar

Aramid elyafların rengi genellikle sarıdır. Aramid elyaflar, yüksek çekme mukavemeti, yüksek aşınma dayanımı, yüksek yorulma dayanımı, düşük ağırlık ve düşük maliyete sahiptirler. Kevlar elyaflı kompozitler, cam elyaflı kompozitlere göre %35 daha hafiftir. Darbe direnci yüksek olduğundan dolayı kolay şekil verilebilir.

3.4.7. Metalik cam elyaflar

Karbon, bor ve fosfor ile demir, nikel, silisyum ve kromun değişik oranda birleştirilmesiyle metalik camlar üretilmektedir. Bu camlarda izotropik davranış gösterirler. Bunlar oldukça yumuşak ve toklardır. Korozyon direnci, ısı ve elektriksel iletkenlikleri de yüksektir. Büyük potansiyeline rağmen şimdiye kadar takviye elemanı olarak metalik şeritlerin yapılmasında az kullanılmıştır.

3.5. Matris Malzemeleri

Yüksek performanslı kompozit malzeme üretimi için matris malzemesi elyaflar arasına emdirilmeli, elyafları ıslatabilmeli, kimyasal veya belli şartlarda yapışma için bağ oluşturulmalı, mümkün olan düşük basınç ve

sıcaklıkta hızlı şekilde katılaşma yapabilmelidir. Bağdan ayrı olarak da üretim esnasında veya bundan sonraki işlemler sırasında matris ve elyaf arasında diğer kimyasal etkileşimler olmamalı ve matris zamanla kararlı kalmalıdır. Üretim sırasında matrisin kimyası nedeniyle elyaflar da herhangi bir fiziksel hasara maruz kalmamalıdır. Kompozitin sıcaklığa, kimyasal etkileşime ve neme karşı direnci öncelikle matris tarafından belirlenir, ardından takviye elemanı da sıcaklığa karşı kararlı olmalıdır [14].

Elyaf takviyeli kompozitlerde matrisin yerine getirmesi gereken en önemli fonksiyonları; (1) Elyaflar arasındaki kuvvetleri elyaflara transfer etmek, (2) Çevresel etkilere ve darbelere karşı koruyucu görev üstlenmek ve (3) Mekanik aşınmalardan elyafların yüzeyini korumaktır. Matris kompozit yapının çekme yükü taşıma kapasitesinde küçük bir görev üstlenir. Fakat matris, düz kesme özellikleri ile birlikte tabakalar arasındaki kesme üzerinde büyük bir etkiye sahiptir. Düz kesme dayanımı, burulma yükleri altında yapılar için önemliyken, tabakalar arası kesme dayanımı, eğilme yükleri altındaki yapılar için önemli tasarım faktörüdür. Matris basma yükü altında elyaf eğilmesi olasılığına karşı yanıl destek sağlar. Elyaflarla matris arasındaki etkileşim, hasar toleranslı yapıların tasarımında önemlidir. Sonuç olarak, kompozit malzemedeki işlenebilirlik ve hatalar, matrisin viskozitesi, erime noktası ve kütleme sıcaklığı gibi fiziksel ve termal karakteristiklerine önemli ölçüde bağlıdır.

Matrisin fonksiyonlarına ek olarak; (1) elyafları bir arada tutmak, (2) Yük dağıtımına yardım etmek, (3) Yapıda ve üretimden önce filamenleri korumak, (4) elektriksel ve kimyasal özellikleri kontrol etmektir [16]. Matrisin bu belirtilen görevleri en iyi şekilde gerçekleştirebilmesi için başlangıçta düşük viskoziteli bir yapıda iken daha sonra elyafları sağlam ve uygun bir şekilde çevreleyebilecek katı forma kolaylıkla geçebilmesi gerekmektedir. Eğer malzemedeki matris olmadığı durumda meydana gelen yük bir ya da birkaç elyaf tarafından taşınacaktır. Ayrıca matris malzeme geliştirilirken dikkat edilmesi gereken en önemli husus yüksek sıcaklığa dayanıklı ve düşük nem

hassasiyetidir. Ayrıca kompozit yapıların tasarımında dikkat edilmesi gereken önemli bir husus; matrisin elyaflara göre daha zayıf ve esnek olduğu bilinmeli ve bu durum göz önüne alınarak tasarım yapılmalıdır.

Kullanılan elyaflar genellikle yüksek dayanım ve elastik modüle sahip fakat çok gevreklerdir. Elyaflar ayrı ayrı birim içindeymiş gibi davranırken matris malzemesi kırılma oluncaya kadar bağımsız olarak yük taşıyıcı gibi davranırlar. Bu yüzden herhangi bir çatlak ani kırılmaya sebep olmaz. Örnek olarak bir elyaf kırılırsa bitişik elyafa geçmeden önce matrise transfer olur. Bu nedenle matrisin ve matris elyaf arasında ara yüzey bağının kompozitin tokluğu üzerinde önemli etkisi bulunmaktadır. Bu gereksinimlerin çoğunu karşılayan en kolay malzemeler ya hafif metaller ve alaşımları ya da termosetlerdir [14].

Matrisin kesme mukavemetini ve matris ile elyaf arası bağ kuvvetleri çok yüksek ise elyaf ya da matriste oluşacak bir çatlağın yön değiştirmeksizin ilerlemesi mümkündür. Bu durumda kompozit gevrek bir malzeme gibi davrandığından kopma yüzeyi temiz ve parlak bir yapı gösterir. Eğer bağ mukavemeti çok düşükse elyaflar boşluktaki bir elyaf demeti gibi davranır ve kompozit zayıflar. Orta seviyede bir bağ mukavemetinde ise elyaf veya matristen başlayan enlemesine doğrultuda bir çatlak elyaf/matris ara yüzeyine dönüp elyaf doğrultusunda ilerleyebilir. Bu durumda kompozit sünek malzemelerin kopması gibi lifli bir yüzey sergiler.

Genel olarak kompozit üretimi için kullanılan matrisler üç kategoriye ayrılır. Bunlar polimerik matrisler, metalik matrisler ve seramiklerdir.

3.5.1. Polimerik matrisler

Termoset matrisler

Termoset matrisler polimer esaslı kompozitlerde matris malzemelerinin en yaygın kullanılan sınıfını oluşturmaktadır. Önemli termosetler; epoksi, fonelik, polyester, silikons, amino matrisler olarak belirtilebilir.

Termosetler, tekrar ısıtılarak yumuşatılmaz. Epoksi ve polyesterler elyaf takviyeli kompozitlerde yaygın olarak kullanılan matris malzemeleridir. Polyesterler cam elyafı iyi ıslatır ve dolgu maddesi kullanılabilir. Bunların sakıncası ise sertleşme sırasında %10 kadar kendini çekme (büzülmesi) göstermesidir. Bu büzme ise elyafların basma gerilmeleri altında burkulmasına neden olur. Suyu emebilir, fakat sürtünme direnci daha iyidir. Termosetlerin dayanımları termoplastiklere göre yüksektir [14].

Termoset matrisler, sıvı halde bulunurlar, ısıtılarak ve kimyasal tepkimelerle sertleşir ve sağlamlaşırlar. Yüksek sıcaklıklarda bile yumuşamazlar.

Epoksi matrisler

Epoksi, özelliklerinin çeşitliliği ve uygulama kabiliyetlerin çeşitliliğinden dolayı çok uygun bir matrisidir.

Epoksi tabanlı kompozitler oda sıcaklığında ve yüksek sıcaklıkta oldukça iyi performans sağlarlar. Yüksek sıcaklık ve yüksek performans epoksiler için maliyet fazladır. Fakat iyi kimyasal ve korozyon direnci sağlarlar. Epoksiler genellikle gevrektiler. Fakat çeşitli uygulama ihtiyaçlarını sağlamak için dayanıklı bir termoplastikle mükemmel termal özellikte bir termoset birleştirilerek dayanıklı epoksiler geliştirilmektedir [17].

Polyester matrisler

Polyesterler, düşük maliyetli matris sistemleridir ve mükemmel korozyon direncine sahiptirler. Polyesterler için işletim servis sıcaklığı epoksilerden daha düşüktür. Polyesterler, termoset matrisi veya termoplastik matrisi olabilir.

Matrislerden yüksek mukavemet gerektirmeyen durumlarda polyester tercih edilirken, yüksek mukavemete ihtiyaç duyulan durumlarda epoksi tercih edilmektedir. Polyester arasındaki matris elyaf bağ mukavemeti epoksiye göre düşük olduğu için havacılık sanayisinde çok tercih edilmemektedir.

Vinylester matrisler

Vinilesterler, iyi kimyasal ve korozyon direnci sağlarlar. En önemli avantajları elyaf ve matris arasında iyileştirilmiş bir bağ mukavemetine sahip olmalarıdır [18]. Ayrıca vinylesterler, su ve koroziyflere karşı yüksek dirence sahiptirler.

Fenolik reçine matrisler

Fenolik matrislerin en büyük avantajı yüksek sıcaklık dirençleridir. Dolayısıyla ateşe dayanım ihtiyacı olan yerlerde kullanılır. En önemli dezavantajları ise diğer matris malzemelerine göre mekanik özelliklerinin düşük olmasıdır. Bu nedenle uçak yapılarında tercih edilmezler [18].

Yukarıda bahsedilenler dışında aşağıda belirtilen matrislerde kullanılmaktadır:

- Siyanit esterler
- Bimaleimide (BMI) ve polyamid
- Poliüretan

Termoplastikler

Termoplastikler, oda sıcaklığında katı malzeme olarak adlandırılır. Isıtılırsa yumuşar, sıcaklık arttıkça vizkozitesi düşer. Bu tekrar soğutulduğunda yeniden sertleşir. Sıvı halde bulunduğu sıcaklıklarda vizkozite hali yüksektir. Ancak şekillendirme kapasitesi iyi olduğundan bunların kullanımı yaygınlaşmaktadır.

3.5.2. Metal matrisler

Kompozit malzemelerde, matris malzemesi olarak mukavemetli ve hafif metaller kullanılır. En yaygın olanları alüminyum, titanyum ve magnezyumdur. Bu kompozitler, yüksek sıcaklık dayanımlarının mükemmelliği nedeniyle, uçak motorlarında kullanılmaktadırlar.

3.5.3. Seramikler

Seramikler, çok sert, gevrek ve yüksek sıcaklığa dayanıklıdır. Gevrek olduklarından mikro yapısal kusurları çentikler ve mikro-çatlaklar gerilme yığılmasına yol açtıklarından çekme dayanımı düşüktür. Basma dayanımları ise çok yüksektir [14].

3.6. Kompozit Malzemelerin Üretim Yöntemleri

Kompozit malzemelerin geleneksel malzemeler karşısında üstün mekanik özellikler sergilemesi son yıllarda bunların üretim teknikleri üzerinde daha yoğun çalışmalar yapılmasına yol açmıştır. Fakat bu kompozitlerin üretim maliyeti hala yüksek ve problemler mevcuttur. Yüksek teknolojilere ulaşabilmek ancak çok özel kabiliyetleri olan malzemelerin bulunması ve üretilmesiyle mümkündür.

Yapılacak bir kompozit üretimi için uygulamada istenilen teknik özelliklere göre takviye elemanı ve matris seçiminin yanında üretim tekniği de çok önemlidir.

İmalatçıların görüşüne göre, kompozitler maliyette azalma etkisini gösterirler. Kompozit montajları metal eş parçaların yerini almak için kullanıldığı zaman ortalama %20 maliyette azalma gösterir.

Üretim maliyetlerinin analizinin düşünüldüğü üç temel faktör vardır: (1) Malzemelerin maliyeti, (2) Üretim zamanı, (3) Montaj zamanı [19].

Elyaf takviyeli kompozit malzemeler, elyaf ve matrisin uygun özelliklerini tek bir malzemede toplamak amacıyla makro düzeyde birleştirilmesi ile elde edilir. Kompozit malzemeleri üretmek için aşağıdaki faktörlerin yerine getirilmesi gerekir:

- a. Elyafların eşit aralıklı ve homojen bir dağılım göstermesi,
- b. Yüksek dayanımlı elyaflar mekanik temaslara karşı hassas olduğundan elyafların kırılmasının önlenmesi,
- c. Elyaf ve matris arasında kuvvetli bir ara yüzey bağının oluşturulması.

Kompozit malzemelerin üretiminde en büyük güçlük, 3. maddenin gerçekleşmesini sağlamaktır. Aksi halde matristen elyafa yük transfer edilemez [14].

Kompozit üretim metotları yaygın olarak iki ana kategoriye ayrılır. Bunlar; termoset kompozitler için üretim metotları ve termoplastik kompozitler için üretim metotlarıdır.

3.6.1. Termoset matrisli kompozitler için üretim metotları

Termoset matrisli kompozit malzemelerin üretim metotlarının başlıcaları aşağıda açıklanmaktadır:

Prepreg yatırma metodu

Düzgün ve homojen dağılmış elyafların polimer matris emdirilerek oluşturulmuş ince tabakalara prepreg denir. Epoksi, prepregler için de en çok kullanılan matris malzemesidir.

Prepreg; kısmi kür edilmiş elyaf takviyeli matrisidir. Genellikle %42 oranında matris içerir. Laminasyon sırasında bir miktar matris akışı ile beraber, %60'lık bir elyaf hacimsel oranı elde edilir ki, bu da havacılık endüstrisi için standart bir değerdir [20].

Prepreg yatırma, otoklav işleme veya vakum paketlenme metodu olarak da bilinir.

Grafit/epoksi prepregler, prepreg yatırma metodu için en çok tercih edilen malzemelerdir. Cam/epoksi ve kevlar/epoksi prepregler de kullanılır. Ancak bunların kullanımı karbon/epoksi prepreglerden oldukça azdır. Bunun ana sebebi; karbon epoksi prepreglerin çok daha hafif ve dayanıklı olmasıdır ve bileşende kütle kazanımı sağlar. Bu metot yaygın olarak havacılık endüstrisinde kullanıldığından, ağırlık, kritik bir tasarım faktörüdür. Maliyet yönünden, karbon/epoksi prepreglerle diğerleri arasında önemli bir fark yoktur.

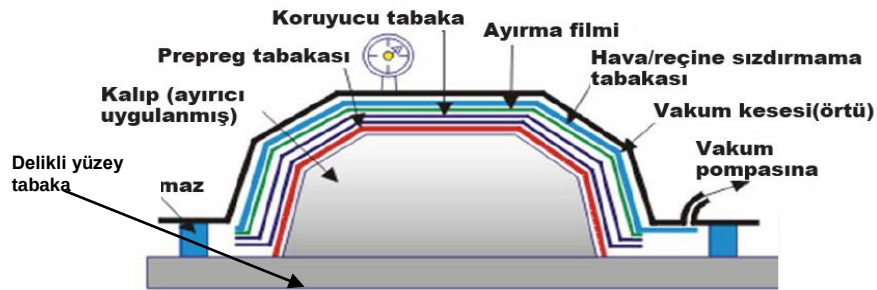
Epoksi dışında; poliamid, polisiyanat gibi yüksek sıcaklık matrisleri de prepreg sistemlerinde kullanılabilir.

Bu metot için hammadde, soğutulmuş durumda muhafaza edilen, prepreg malzemedir [17]. Termoset polimer matrisli perpreg son kullanıma kadar daha fazla kür sağlamak için soğutma altında depolanır. Prepreg soğutucu da sınırlı bir raf ömrüne sahiptir. Prepreg, tipik olarak 52 mm'den 1525 mm genişliğinde rulolar şeklinde mevcuttur. Tek yönlü prepreglerin bireysel katmanları genellikle 0.08 mm'den 0,25 mm kalınlığında yapılır ve 0,127 mm nominal değeri yaygındır [21]. Kompozit parça üretmek için prepreg soğutucudan çıkarılır ve yavaşça oda sıcaklığına getirilir. Genelde, sıvılaşmayı önlemek için eritme işlemi orijinal paketinde yapılır. Prepreg oda sıcaklığında istenen uzunluk ve şekilde kesilir [17]. Katmanların kesme işlemi makas, razor bıçağı, lazer ekipmanı veya otomatik sistemlerle gerçekleşir [21]. Tabakalar, istenen elyaf oryantasyonunu sağlayacak biçimde kesilir. Bazı durumlarda, kumaştan yapılmış prepregler kullanılır. Havacılık uygulamaları için, bu işlem, kontrollü nem ve sıcaklık koşullarında, çok düzenli ve temiz bir atmosferde yapılır. Parça üretimi, prepreglerin açık kalıbın üstüne yatırılmasıyla yapılır [17]. Bu kullanılan kalıplar son parça geometrisini kontrol etmek için kullanılır. Kalıplama, metal veya diğer çeşitli malzemelerden yapılabilir, fakat kütleme metodu boyunca kullanılan sıcaklığa dayanabilme yeteneğine sahip olmalıdır [21]. Parçanın kalıptan kolay ayrılabilmesi için ayırıcı uygulanır. Prepreglerin arka yüzeyindeki film çıkarılır ve prepregler, üretim kartında belirtilen diziye göre yatırılır. Her bir prepreg yatırıldıktan sonra, arada sıkışmış hava kalmamasından emin olunmalıdır. Tam bir temas sağlamak ve sıkışan havayı çıkarmak için sıkma silindirleri kullanılır. İstenen dizi ve elyaf oryantasyonuna göre tüm prepregler yatırıldıktan sonra, parçanın kür ve birleştirme işlemleri için Sekil 3.2 ' de gösterildiği gibi vakum torbalama hazırlıkları yapılır.

Vakum torbalama için gerekli adımlar:

- 1 Prepreglerin üst kısmına, delikli yüzey tabakası konur. Bu delikli ince tabaka sıkışan hava, reçine fazlalıklarına ve uçucu sıvıların geçişine izin verir.

- 2 Sızan reçineyi toplayan bir kumaş yüzey, delikli yüzey tabakasının üzerine konur. Bu kumaş yüzeyin görevi; prepreg yığınının gelen nem ve reçine fazlalığını emmektir.
- 3 Bu yüzeyin üzerine bir bariyer tabaka uygulanır. Bu yüzey, prepreglerin üzerindeki delikli yüzey tabakasına benzer. Ancak, delikli veya gözenekli değildir.
- 4 Sızan reçineyi toplayan kumaş yüzeye benzer, gözenekli bir yüzey, bariyer tabaka üzerine konur. Bu yüzeyin görevi parça üzerinde düzgün bir basınç oluşturmak ve aynı zamanda hava ve uçucu sıvıların geçişine izin vermektir.
- 5 Son tabaka vakum torbasıdır. Bu, genişletilebilir bir PA (poliamid) film tabaka veya tekrar kullanılabilir bir elastomerdir. Vakum torbası ile kalıp arasında, şeritler yardımıyla sızdırmazlık sağlanır. Bir düze vakum torbası içerisine salınır ve torba içerisinde vakum oluşturmak için bir vakum hortumuyla birleştirilir [17].



Şekil 3.2. Prepreg yatırma metodu için vakum torbalama

Kürleme metodunun amacı, tabakanın pekiştirilmesini kolaylaştırmak için uçucu ve fazla havayı uzaklaştırmak ve kür süresince iyi yapıştırmayı sağlamak için sıcaklık ve basınç uygulamaktır [21].

Laminasyon ve torba kalıplamadan sonra kalıp kür etme ve birleştirme için bir otoklav içerisine konur. Otoklav, bir basınç kabına benzer, kamara içerisinde kompozitin işlenmesi için istenen basınç ve sıcaklık değerlerini korur.

Kür çevrimi, reçinenin tipine ve parçanın kalınlık ve geometrisine bağlıdır. Basınç iki şekilde oluşturulur:

- Vakum torbası kullanarak,
- Otoklav içerisinde harici basınç oluşturarak

Vakum torbası, torba kalıp içerisinde vakum oluşturur ve bu da düzgün birleşmeyi sağlar. Harici basınç, otoklav içerisinde basınçlı hava veya nitrojen enjekte edilerek sağlanır. Nitrojen, kür işleminin yüksek sıcaklıklarda yapıldığı durumlarda, yanmayı ya da alev oluşumunu önlemek için kullanılır. Böylece, torba dışındaki dış basınç ve torba içerisindeki vakum basıncı, tabakaları kalıba doğru sıkıştırmak ve tabakalar arası tam bir bağlanmayı sağlamak için yeterli basıncı oluşturur. Kür için gerekli sıcaklık, ısıtılmış hava veya nitrojenle sağlanır.

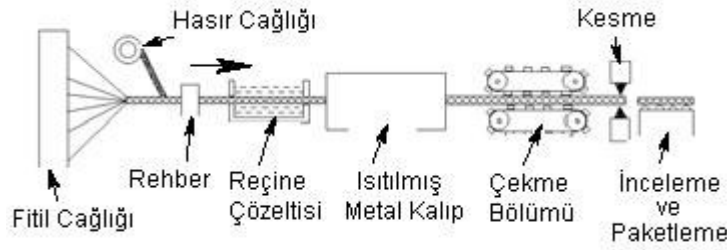


Resim 3.3. Otoklav

Torba kalıp sistemine öncelikle bir vakum uygulanır. Daha sonra, sıcaklık, matris akışını artırmak için belirli bir seviyeye kadar çıkarılır. Isıtma hızı genellikle $2^{\circ}\text{C}/\text{dak.}$ - $4^{\circ}\text{C}/\text{dak.}$ arasındadır. Bir oturma süresinden sonra, kompozitin kür edilmesi için daha yüksek bir sıcaklığa çıkartılır. Bu aşamada basınç, torba kalıp sisteminin dış kısmından uygulanmaktadır ve gereksinimlere bağlı olarak yaklaşık 2 saat devam eder [20].

Profil çekme metodu

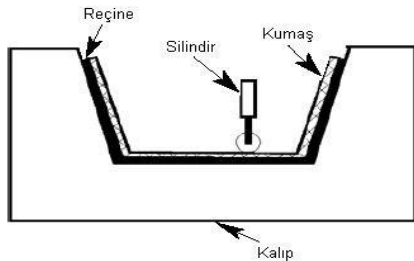
Bu yöntem de elyaf hacim oranı yaklaşık %75'e kadar varan kompozit üretimi gerçekleştirilir. Matrise daldırılan elyaf demeti bir ön kalıptan geçirilerek içindeki hava ve fazla matris bertaraf edilir. Sonra ısıtılmış kalıptan geçirilerek fırına gönderilir. Böyle ön biçim verilen malzeme son kalıptan geçirilerek kompozit üretilir. Buna benzer yöntem, Pultrüzyon işlemi olup uzun elyaf demetleri ile metal alaşımları da birleştirilebilir.



Şekil 3.3. Profil çekme metodu

Islak yatırma metodu

Genellikle keçe, dokuma biçimindeki elyaflar takviye elemanı olarak seçilir. Bu işlemde matris olarak oda sıcaklığında sertleşen genel amaçlı polyesterler ve belli epoksilerde kullanılmaktadır. Bu metot en basit metot olup takılmama maliyeti düşüktür.

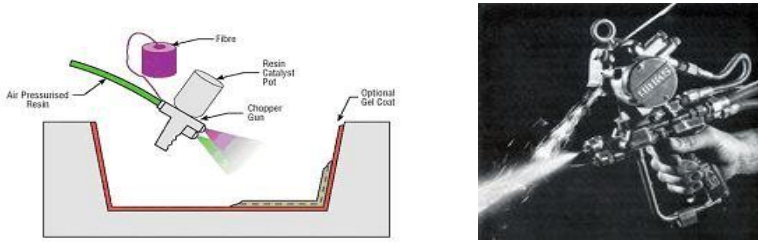


Şekil 3.4. El yatırma metodu

El yatırma metodunun temel sınırlaması, kalıplamada tek bir düzgün yüzeyin oluşudur. Parça kalınlığının, boşluk miktarının, elyaf içeriğinin, arka yüzdeki yüzey kalitesinin kontrolündeki eksiklik, boyutsal stabilitenin kritik olmadığı, düşük gerilimli parçalarda bu yöntemin uygulanması oldukça yaygındır [17].

Püskürtme metodu

Bu metot parça karmaşıklığı fazla ise faydalıdır. Bu tekniğin avantajı basit, maliyeti düşük olması, taşınabilir aygıt ve parça boyutu sınırlamasının olmamasıdır [22].

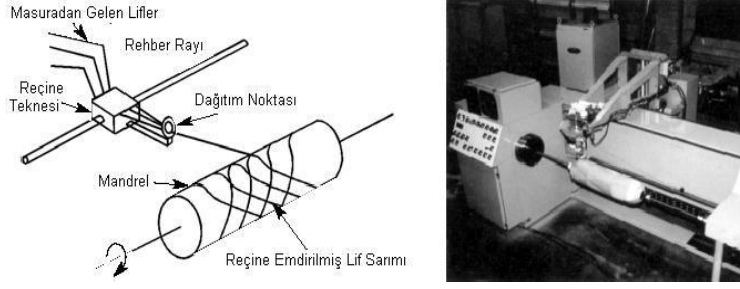


Şekil 3.5. Püskürtme metodu

Püskürtme metodu yüksek ısı ve basınç ihtiyacı olmadığından oldukça ekonomiktir. Parça bazen oda sıcaklığında veya bazen yüksek kapasiteli üretimler için fırınlarda kür edilir. Kür işlemi sırasında basınç uygulanmaz.

Helisel sarma metodu

Bu metotta sürekli elyaf ön katalizlenmiş matris ile ıslatılır ve mandrel (mil) üzerine belirli açılarla sarılır. Sarma sırasında elyafa bir gergi kuvveti uygulanarak işletme yükleri karşılanır ve elyafların uygun doğrultuda dönen mandrel ile helisel bir eğri boyunca sarılması sağlanır [22]. Matris, yerleşim zamanında matris banyosu süresince elyaflar işlenirken elyafa eklenebilir [21].



Şekil 3.6. Helisel sarma metodu

Reçine transfer kalıplama metodu

RTM, lif yönlendirilmesinin kontrol altında tutulduğu bir prosestir ve yaklaşık net şekilli parçaların üretimini sağlar.

Enjeksiyon kalıplama metodu

Termoset malzemeler, enjeksiyon kalıp ünitesine yerleştirilir ve ısıtılmış kalıp içerisine uygun miktarda termoset plastikler enjekte edilir. Uygulanan basınç ve sıcaklıkla kontrol edilir.

Soğuk presleme metodu

Bu işlem, düşük basınç, oda sıcaklığında ve pahalı olmayan kalıplar ile orta hacimli kalıpların üretilmesinde ekonomik kalıplama metodudur. Preform ve mat şeklinde cam elyaflar termoset matris ile birlikte eşleşen kalıplar arasına yerleştirilir. Dayanım için örme elyaflar da ilave edilebilir ve kalıplar jelâtinlenebilir. Kalıplar da 130-340 kPa basınç altında kapanır ve parça ısıtılmadan katılaşmaya tabi tutulur [14].

Basma ve transfer kalıplama metodu

Yüksek hacim ve yüksek basınç altında karmaşık ve yüksek dayanımlı cam elyaf takviyeli plastiklerin üretimi için uygun bir metottur [22].

3.5.1. Termoplastik kompozitler için üretim metotları

Bu çalışmada termoset matrisli kompozitler kullanıldığından dolayı bunlara ait üretim yöntemleri yukarıda detaylı olarak açıklanmıştır. Termoplastik matrisli kompozitlerin üretim yöntemleri ise sadece alt başlıklar halinde belirtilmektedir.

Termoplastik matrisli kompozit malzemelerin üretim metotları aşağıda belirtilmektedir:

- 1) Enjeksiyon kalıplama metodu
- 2) Termo şekillendirme metodudur.

3.7. Kompozit Malzemede Dış Ortam Etkileri

Birçok kullanım avantajları ve üstünlüklerinin yanı sıra kompozit malzemelerin bazı eksiklikleri de vardır. Dolayısıyla kompozit malzemelerin dış ortam etkilerinden minimum bir şekilde etkilenmesini sağlamak için çalışmalar gerçekleştirilmektedir. Bu etkilere yani sıcaklık, nem, kimyasallar, gazlar vs. karşı kararlılık göstermesine rağmen bu etkiler önlenememiştir.

3.7.1. Sıcaklık

Kompozit malzemelerin kullanım alanlarına göre yüksek veya düşük sıcaklıklara maruz kalma durumu söz konusu olabilmektedir. Genellikle organik matris malzemeleri, yüksek sıcaklıkta kararlı değildirler. Bu kararsızlığın gerçekleşme durumu yeterli uzunlukta olduğu durumda matris malzemesi buharlaşabilir. Matrisin bütünlüğü bozulduğundan bu durum malzemenin tokluğunun ve mukavemetinin azalmasına sebep olmaktadır.

3.7.2. Korozyon

Kompozit malzemeler üzerinde yapılan araştırmalar, malzemenin suyla temas etmesi sonucu malzeme suyu emdiğinden dolayı kompozitlerin mekanik özelliklerinde, tokluk ve mukavemette azalma olduğu gösterilmiştir.

4. DARBE TESTLERİ

Birçok malzeme, darbe hasarına karşı düşük toleranslara sahiptir. Özellikle mühendislik uygulamalarında imalat, montaj ve kullanım aşamasında dışarıdan gelebilecek herhangi bir darbeye karşı beklenmedik sonuçlar ortaya çıkabilir. Bunu engellemek için malzemenin bu tip etkiler karşısında davranışının nasıl olacağının bilinmesi istenir. Bu sebeple darbe testleri malzemelerin hasar tiplerinin belirlenmesinde ve dinamik deformasyonlarının ölçülmesinde kullanılmaktadır.

Bir parçanın mukavemeti, malzemedeki darbe sonucu oluşan görülemeyen hasar türleri ile önemli ölçüde değiştirilebilir. Maruz kalınan darbe yüklerinden dolayı hasar toleransı için malzemeler test edildiği zaman kinetik enerjinin bilinen bir değeri ile numuneye çarpmak gerekir. Hasara sebep olmak için küçük darbe enerjisi gereken hassas malzemelerle düşen ağırlık (kafa düzeneği) numuneye çarpıp geri sıçrayacaktır. Eğer kafa düzeneğinin birkaç kez çarpmasına izin verilirse hasar herhangi bir belirli darbeye ilgili olamaz. Malzemeler, hasara uğradıkları zaman absorbe edilen enerji kabiliyetinde farklılıklar gösterirler. Sonuç olarak, karşılaştırma testlerinde darbe enerjisi sabit tutulduğu zaman her bir numuneye uygulanan darbelerin sayısı değişecektir. Tek darbe ile testi sınırlandırma testi doğru bir şekilde kontrol etmek için tek yoldur.

Darbe direnci, darbeye maruz kalan parçalarda tasarımcının göz önüne alması gereken en önemli faktörlerden biridir. Darbe direnci ile malzeme ömrü belirlenirken aynı zamanda malzeme güvenliğinin de belirlenmesi sağlanmaktadır.

Darbe testi boyunca malzeme tarafından absorbe edilen enerjinin bilinmesi malzemeyi tanıyabilmek açısından çok önemlidir. Absorbe edilen enerji, malzemenin dayanım ve sünekliğinin ölçümü olarak kullanılabilir. Parça tasarımcısı için düşünülmesi gereken en önemli özelliklerden biri malzemenin

darbeye karşı direncidir. Malzemenin darbe direnci parçanın servis ömrünü hesaplamak için önemli bir parametredir. Ayrıca darbe hasarı, kompozit malzemelerin yapısının katılığında ve özellikle dayanımında belirgin bir şekilde azalmaya neden olabilir [5]. Darbeden sonra dayanımın tahminindeki temel problem, araştırmanın yıllardır sürmesine rağmen çözölemeyen hasar bölgesinde katılık dağılımı bilgisinin sınırlı olmasıdır.

Literatüre bakıldığında genel olarak, darbeler düşük hızlı ve yüksek hızlı olarak sınıflandırılırlar. Fakat bu sınıflar arasında açık bir geçiş yoktur. Yapılan araştırmalar bu geçişin belirlenmesinde henüz net bir sonucun elde edilemediğini göstermektedir.

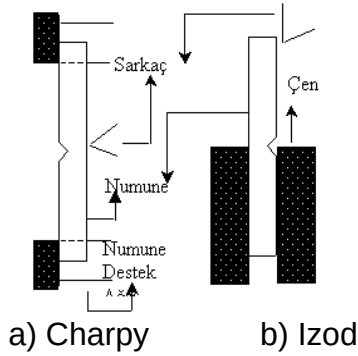
4.1. Darbe Testlerinin Sınıflandırılması

Mühendislik uygulamalarında, özellikle de mekanik uygulamalarda, dışarıdan gelecek herhangi bir darbeye karşı beklenmedik sonuçların ortaya çıkmaması için, malzemenin gerekli en uygun cevabı veya davranışı verebilmesi istenir. Uygulama yerine ve kullanım amacına göre malzemenin maruz kalabileceği darbeler çok farklı şekillerde olabilir. Buna karşın darbeye karşı olan cevap da malzemenin kendisi tarafından belirlenir. Şöyle ki, metal ve metal alaşımları durumunda darbeye karşı malzemenin cevabı; elastik uzama ve plastik şekil değiştirme şeklinde meydana gelir ve darbe hasarı, çoğunlukla, çarpma yüzeyinde başladığı anda kolay bir şekilde tespit edilebilir. Darbe hasarı, metal malzemelerde genellikle bir tehlike işareti olarak kabul edilmez, çünkü metaller plastik şekil değiştirebilme kabiliyetlerinden dolayı, büyük miktarda enerjiyi absorbe edebilirler. Metaller sabit bir gerilme durumunda yapı sertleşmeden önce çok büyük uzamalarda akabilirler, bu nedenle oluşacak kopmalar ani ve beklenmedik olmaz. Kompozit malzemelerde bir darbe sonucunda oluşan hasar, çarpmanın türüne göre darbeye maruz kalmayan yüzeyde meydana gelebilir, içyapıda oluşan delaminasyonlar (tabakalar arasında ayrılma) şeklinde başlayabilir. Yukarıda da bahsedildiği gibi metallerde darbe cevabı, plastik şekil

değiştirme sonucunda bir kopma şeklinde olmasına rağmen, kompozitler çok değişik modlarda hasara uğrayabilirler ve bu hasar modlarında parçanın yapısal bütünlüğünde ciddi bir değişiklik meydana gelmez. Genellikle gözle görülmeyen veya çok zayıf bir şekilde görülebilen hasarlar meydana gelir.

Kompozit malzemelerin darbe dirençlerinin belirlenmesi amacıyla günümüzde aşağıdaki test yöntem ve cihazları yaygın olarak kullanılmaktadır. Bunlar genellikle üç kategoride sınıflandırılabilirler:

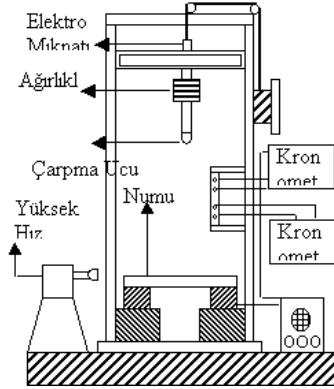
Çentik darbe testleri: Charpy ve Izod darbe test yöntemlerinde çentik açılmış bir test numunesi, standart bir yükseklikten bırakılan bir sarkaç ile darbeye maruz bırakılır. Darbeden sonra sarkacın çıktığı yükseklik tespit edilerek sarkacın ilk ve son konumdaki enerji farkı numune tarafından absorbe edilen darbe enerjisi olarak ölçülür. Darbeden sonraki sarkacın yüksekliği ne kadar az ise, absorbe edilen darbe enerjisi, dolayısıyla malzemenin darbe direnci veya tokluğu da o derece yüksektir.



Şekil 4.1. Charpy ve Izod darbe test düzenekleri

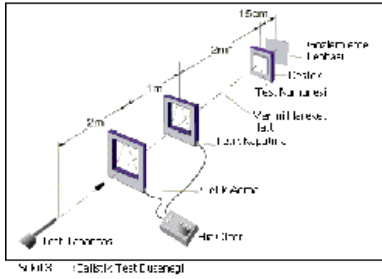
Ağırlık düşürme darbe testleri: Ağırlık düşürme test yöntemi, kompozit malzemelerin darbe testleri için tercih edilen yöntem olmaya başlamıştır. Bunun en önemli sebebi daha geniş bir alanda test parametrelerinin belirlenmesi mümkündür ve sonuçlar çok daha kolay analiz edilebilmektedir. Bu cihazların bazıları yer değiştirmeyi veya ivmelenmeyi ölçmektedirler. Bu sonuçlar, darbe yükü-zaman ve darbe enerjisi-zaman değişimlerine

dönüştürülebilir. Bunlar sayesinde, en uç noktadaki yük ve absorbe edilen enerji gibi özellikler malzemede meydana gelen kırılma işlemiyle ilişkilendirilebilirler.



Şekil 4.2. Ağırlık düşürme test düzeneği

Balistik darbe testleri: Balistik testler için yüksek hızlar gerektiğinden, kompozit malzemeye bu hızla bir cismi çarptırmak için silah sistemlerinden faydalanılır [25].



Şekil 4.3. Balistik test düzeneği

4.2. Düşük Hızlı Darbe

Darbe açıklamaları incelendiği zaman genel olarak düşük hızlı darbe ile yüksek hızlı darbe olmak üzere iki sınıfa ayrılmaktadır. Fakat bu iki darbe türü ile ilgili olarak aralarında net bir geçiş bulunmamaktadır.

Literatürde bu konuda yapılan çalışmalar incelendiğinde; Necib ve Milli, düşük hızlarda çapraz katlı kompozit malzemelerin ağırlık düşürme testlerini 0,53-3,1 m/s aralığında gerçekleştirmişlerdir [9]. Gómez-del ve arkadaşları ise düşük hızlı darbe deneylerinde 2 J ila 13 J arasında değişen darbe enerji değerlerini uygulamışlardır [39]. Uyaner ve arkadaşları da çalışmalarında 2,5 m/s değerini kullanarak [40] , Hosur ve arkadaşları, 10 J'dan 40 J'a kadar değişen farklı enerji seviyelerini kullanarak çalışmalarını gerçekleştirmişlerdir [41]. Bazı çalışmalarda ise hedefin rijitliğine, malzeme özelliklerine ve çarpan cismin kütle ve rijitliğine bağlı olarak 1 ila 10 m/s arasında değişen hızdaki darbeler düşük hızlı darbe olarak değerlendirilmiştir [23,24].

Bu çalışmada gerçekleştirilen ağırlık düşürme testlerinde 14,5 J'dan daha düşük enerji değerleri kullanıldığı için, [41]'in seçtiği kriter aralığı kabul edilmiş ve bu değer düşük enerjili darbe olarak ele alınmıştır.

Düşük hızlı darbeler, oluşan hasar bakımından matris kırılması, delaminasyon (tabakalar arası ayrılma) oluşumu ve fiber kırılmalarının görüldüğü darbelerdir. Çarpma hızı ve absorbe edilen enerji miktarı düşük düzeylerde oluşmaktadır (bu değerler serbest düşen kütlenin ağırlık ve düşme yüksekliğine göre değişebilir). Fakat bu konuda literatürde bu yöntem için kesinleşmiş ölçüler ve değerler bulunmamaktadır.

Bu konu ile ilgili çalışmalar incelendiğinde, bazı araştırmacılar darbe deneylerini hız sınırları göz önüne alarak sınıflandırma yapmışlardır, ancak bu sınırlarda bile görüş ayrılıkları vardır, bazıları ise kompozit malzemedeki hasar durumuna göre sınıflandırmayı tercih etmişlerdir. Bu ikinci sınıflandırmada malzemedeki sadece tabaka ayrılmaları oluyorsa düşük hız, kompozitte delinme oluyorsa yüksek hız olarak adlandırılmaktadır. Ancak bu durum deneylerde kullanılan kompozit malzemelerin geometrilerine göre değişiklik gösterebilir. Aynı darbe şartlarında daha ince bir malzeme daha kalın bir malzemeye göre delinebilmektedir.

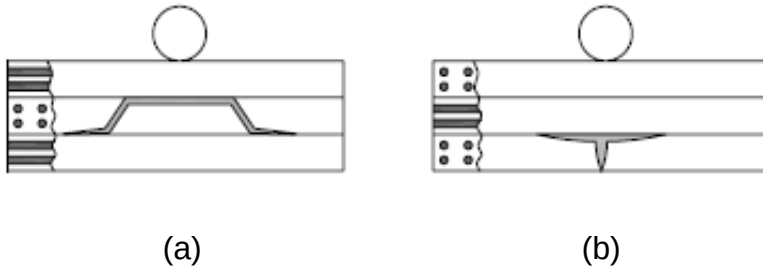
Düşük hızlı darbe, kompozit yapılarda ciddi iç hasarlar olarak tanımlanabilir ve belirgin bir şekilde yük taşıma kapasitesini azaltabilir. Düşük hızlı darbe hasarları, darbe noktasının etrafındaki bölgede matris kırılmaları, delaminasyonlar ve fiber kopmalarından oluşabilir.

Delaminasyonlar, tabakanın mekanik özelliklerinde azalmaya neden olur ve yarı saydam ve saydam malzemeler hariç gözle görülebilir şekilde belirlenemez. Dolayısıyla darbe boyunca, hasarın nasıl gelişim gösterdiğini ve yüklemenden sonra nasıl yayıldığını anlamak için çok dikkat edilmelidir. Darbeden sonra, çok fazla matris kırılması karmaşık şekilde meydana gelir. Hasarlı bölge boyunca matris kırılmalarının son şeklini tahmin etmek zordur. Bazı araştırmacılar, tüm hasar süreci kat ara yüzeylerinde daha sonra delaminasyona neden olan matris kırılmaları tarafından başladığına inanırlar [27].

4.3. Darbe Testi Sonucunda Oluşan Hasar Tipleri

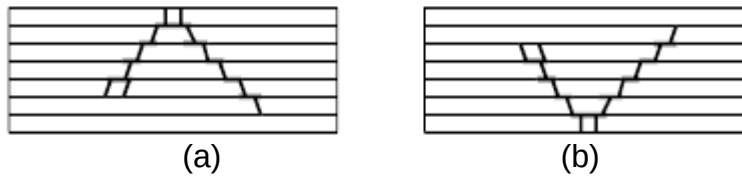
Kompozit malzemelerde meydana gelen hasar tipleri klasik malzemelere göre çok daha yavaş yayılır. Dolayısıyla kompozitlerin yorulma ömürleri klasik malzemelere göre daha fazladır. Meydana gelen hasar tipleri aşağıda belirtilmektedir:

Matris kırılması : Tabakalı kompozit plaklarda en çok görülen hasar tipi matris kırılması hasarıdır. Matris kırılması daha çok epoksi gibi gevrek olan malzemelerde görülür. Matris elyaftan daha az şekil değişimine sahip olduğundan darbeli kırılma matriste başlayacaktır. Matris kırığı tabaka elyaf yönlenme açılarına bağlıdır. Matris kırığı hasarlı tabakadaki elyaf yönlenme açısına paralel yayılır [28]. Tek yönlü elyaflardan oluşmuş tabakalarda genellikle elyaf doğrultusuna paralel düzlemlerde oluşur [25]. Literatürde çeki gerilmelerinin ve kayma gerilmelerinin neden olduğu iki tip matris kırığı söz konusudur. Bunlar Şekil 4.4.'de gösterilmiştir.



Şekil 4.4. (a) Kayma gerilmelerinin ve (b) çeki gerilmelerinin neden olduğu matris kırıkları

Matris kırılmasının oluşumu kompozit plakanın rijitliğini azaltır. Kalın kompozitlerde; yüksek ve lokal temas gerilmelerinden dolayı matris kırılması vurucunun çarptığı ilk tabakacıkta meydana gelir. Bu durumda, hasar ağaç dalları şeklinde olup tabakanın üst tabakacığından alt tabakacığına doğru ilerler (Şekil 4.5.a). İnce kompozitlerde ise plakanın eğilmesi nedeniyle matris kırılması en alt tabakacıkta oluşur (Şekil 4.5.b). Bu durumda yine hasar ağaç dalları şeklindedir. Fakat hasar ilerlemesi bu sefer alt tabakacıktan üst tabakacığa doğru olur [28].



Şekil 4.5. (a) Kalın ve (b) ince plakalar için matris kırığı hasarının ilerlemesi

Delaminasyon: Delaminasyon, aynı katman grubundaki tabakalar arasında değil, farklı fiber oryantasyonlarına sahip tabakalar arasında matris bakımından zengin bölgede meydana gelen bir kırılmadır.

Matris kırılması delaminasyonun başlaması açısından gerekli bir faktördür. Matris kırılması ve delaminasyon arasında sıkı sıkıya bir ilişki mevcuttur. Delaminasyonlar, tabakalar arası ara yüzey bölgesinde meydana gelirler.

Fakat bu bölge her zaman tam olarak ara yüzey bölgesi olmamakla beraber ayrıca her iki tarafta da bir miktar olabilir [25,34].

Delaminasyonla plakanın yük taşıma kapasitesi ve darbe sonrası bası mukavemetleri azalır. Deneysel çalışmalar delaminasyonun farklı lif yönlerine sahip birbirine komşu iki tabakacık arasında meydana geldiğini göstermektedir. Tabakalı bir kompozit plakta her bir tabakacığın lif yönlenme açısının farklı olduğu düşünülürse bu tabakacıkların eğilme rijitlikleri farklı olacaktır ve darbeli yüklemde bu farklılık tabakada düzenli olmayan bir gerilme dağılımı oluşturacaktır [28].

Fiber kırılması: Hasar modlarından bir diğeri olan elyaf kopması, genellikle matris kırılması ve delaminasyondan çok daha sonra meydana gelir [25].

Fiber kırılması kompozit tabakanın içerisinde bulunan elyafın kırılmasıdır. Fiber kırılması plakanın eğilmesi neticesi en alt tabakanın yüzeyinde (yüksek çeki gerilmeleri nedeniyle) gözle görülebileceği gibi matris kırılmasını (lokal kayma gerilmeleri nedeniyle) takiben plakanın iç kısmında da görülebilir. Fiber kırılması elyaf/matris ara yüzeyi yapışma özelliğinin azalması ile artar. Plakanın tamamen hasara uğraması ancak tüm elyafların kırılması ile mümkün olur. Fiber kırılması başladığında plakanın yük taşıma kapasitesi tamamen bitmemiştir. Çünkü plakanın diğer tabakacıklarında yükü taşıyabilecek elyaflar hala vardır. Yük taşıma kapasitesinin tamamen bitmesi plakanın tüm elyaflarının hasara uğraması ile olur [28,34]

Nüfuziyet: Nüfuziyet, hasarın makroskobik bir modudur ve çarpan cismin malzemeye tamamıyla nüfuz etmesine müsaade eden, elyafın kritik bir uzamaya ulaştığı zaman meydana gelir. Nüfuziyetin meydana geldiği darbeler esas olarak balistik ve üzeri hız düzeylerindeki darbeleri oluşturmaktadır. Delme için gerekli olan darbe enerjisi eşiği karbon-fiber takviyeli plastik kompozit malzemeler (CFRP) için kalınlığın artmasıyla hızlı bir şekilde artmaktadır. Balistik hızda meydana gelen darbe olayında

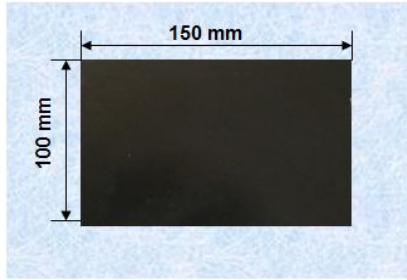
kompozit malzemedede nüfuziyetin oluştuğu bölgeden (genellikle çarpan cismin büyüklüğünde bir bölgedir) bir parça kesilip dışarı çıkar. Malzemededen bu parçanın kopup dışarı çıkartılmasıyla absorbe edilen enerji, toplam olarak absorbe edilen enerjinin büyük bir kısmını oluşturur (tabaka kalınlığına bağlı olarak %50-60).

5. DENEYSEL ÇALIŞMALAR VE TEST DÜZENİĞİ

5.1. Test Numunesi

5.1.1. Test numunesinin özellikleri

Test amaçlı kullanılacak olan kompozit levhalarda Hexcel tarafından imal edilmiş tek yönlü AS4 karbon elyaf ve 8552 epoksi reçine kullanılmıştır. Bu üretilmiş olan karbon prepreg tabakalı kompozit levhalar %60 oranında elyaf içermekte olup farklı kalınlıklarda ve oryantasyon açılarında üretilmiştir.



Malzeme cinsi : Karbon Prepreg
 Numunenin boyutları : 100 mm x 150 mm
 Bir tabakanın kalınlığı : 0,184 mm

Şekil 5.1. Numune örneği

Numunelerin dizilimi gerçekleştirilirken dizilimlerin dengeli ve simetrik olmasına dikkat edilmiştir. Katmanların bir araya gelmesiyle oluşan tabakaların dengeli ve simetrik olması oldukça önemli bir durum teşkil etmektedir. Tabakaların dengeli olması 0 derece ve 90 derecelerin çift olmasıyla gerçekleştirilmekte, simetriklik ise ortadaki katın ayna görevi görmesiyle katların diziliminin simetrik dizilimiyle gerçekleşmektedir. Genellikle, tabakaların dengeli ve simetrik olmasına aşağıdaki durumlardan dolayı önem verilmektedir [29]:

- Dengeli olmayan tabakalara, eksenel yükler uygulandığı zaman erken kesme/bükmeye neden olur.
- Simetrik olmayan tabakalara, eksenel yükler uygulandığı zaman bükülmeye neden olur.

- Eğer parça dengeli değilse ve simetrik değilse üretim boyunca parçada çarpılmalar meydana gelir.

Elyafaların, yüklere karşı optimum bir şekilde dirençli olabilmesi için bu yükleri en iyi şekilde karşılayacak biçimde düzenlenmişlerdir. Bu optimum durumu sağlayabilmek için kullanılacak olan oryantasyon açılarında aşağıdaki kriterler göz önünde bulundurulmuştur [29]:

- ± 45 derece katlarının, burulma sabitliği sağlaması ve kesme yükünü taşıması,
- 0 derece katlarının, kolon sabitliğini sağlaması ve çekme veya basma yüklerini taşıması,
- 90 derece katlarının çapraz yükleri taşıması ve Poisson etkilerini azaltmasıdır.

Ayrıca kullanılacak farklı açılarının sayısının üretimi kolaylaştırabilmek için sınırlı sayıda olması tercih edilmiştir. Bu durumlar göz önüne alınarak üretilmiş olan kompozit levhaların dizilimleri ve tabaka sayıları aşağıda Çizelge 5.1.'de belirtilmiştir:

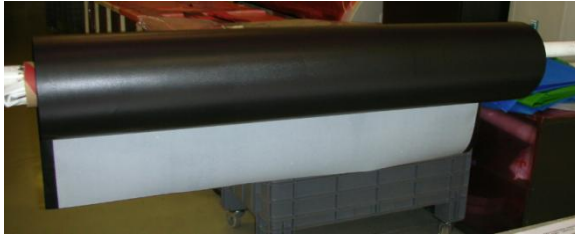
Çizelge 5.1. Numunelerin dizilim özellikleri

Dizilim sırası	Tabakaların sayısı	Numune kalınlığı
		(mm)
[0/+45/-45/90/+45/0/-45/90] _S	16	2,94
[+45/0/-45/90/+45/0/-45/90] _S	16	2,94
[90/+45/0/-45/+45/0/-45/90] _S	16	2,94
[0/+45/-45/90] _S	8	1,47
[0/+45/0/-45/90] _S	10	1,84
[90/+45/0/-45] _S	8	1,47
[+45/0/0/-45/90] _S	10	1,84
[+45/0/-45/90] _S	8	1,47
[90/+45/0/0/-45] _S	10	1,84

5.1.2. Test numunesinin hazırlanması

Deneyde kullanılacak test numuneleri karbon prepreg tabakalı kompozit levhalar olacağından bu levhaların hazırlanarak kullanılacak olan darbe test cihazına uygun boyutlara getirilmesi gerekmektedir. Dolayısıyla bu kompozit levhaların serimi ve üretim detayları aşağıda anlatılmaktadır:

Elyafların reçineyle birleştirilmesi işleminde kumaşlar tabakalar halinde serilirler ve rulolu fırçalarla reçine kumaşa emdirilir. Fakat reçinenin kumaşa emdirilmesi işlemi çalışan görevlinin el becerisine bağlıdır. Dolayısıyla reçinenin kumaş üzerinde homojen dağılmaması gibi bir durumla karşılaşmakta mümkündür. Dolayısıyla bu durumu önlemek için Resim 5.1.'de gösterilmiş olduğu gibi hazır olarak temin edilmiş reçine emdirilmiş kumaşlar (prepreg) kullanılmıştır.



Resim 5.1. Reçine emdirilmiş kumaş (prepreg)

Kompozit levhaların üretildiği çalışma alanının sıcaklığı $21\pm3^{\circ}\text{C}$, nem oranı %40 ile %60 arasındadır ve toz zerreciklerinin 25 mikrondan fazla olmamasına dikkat edilmektedir.

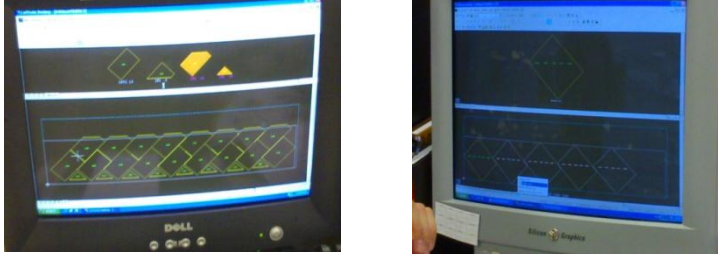
Temiz oda olarak adlandırılan bu alanda talaşlı üretim, duman, core kesimi ve kalıpların temizlenmesi gibi olumsuzluklara izin verilmez. Ayrıca bu alanda personel temiz ve beyaz eldiven kullanarak çalışmak zorundadır. Bu sebeple prepregleri üst üste koyarken çıplak elle temastan kaçınmak hem kompozitin temizliği hem de çalışanın sağlığı açısından önem teşkil etmektedir.



Resim 5.2. Temiz oda

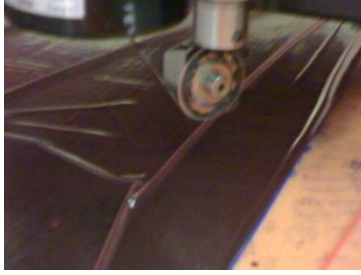
Test levhalarını hazırlamakta kullanılacak olan, homojen bir şekilde reçine emdirilerek kısmen polimerize edilmiş, kumaş topları halinde bulunan prepreg ruloları -18°C 'lik soğuk hava depolarında muhafaza edilip yatay konumda yerleştirilmiştir. Dışarıya çıkarıldıktan sonra da açılmadan oda sıcaklığına getirilene kadar beklenmiştir. İhtiyacımız kadar prepreg aldıktan sonra prepreg rulusunun oda sıcaklığına gelinceye kadar geçen zaman depo ömründen düşürülmüştür. Etiketin üzerine üretici firmanın adı, Lot ve roll numarası ve üretim tarihi mutlaka yazılmış olmalıdır. Üzerinde belirtilmiş olan bu bilgiler doğrultusunda kullanılmakta ve malzemenin dayanabileceği süre bilinmektedir.

Malzeme, depodan çıkarıldıktan sonra kesme işleminin gerçekleştirileceği CutWorks_designer.dxf programı aracılığıyla bilgisayar ortamına atılarak istenilen boyutlarda ve açılarda malzemenin kesilme işlemi gerçekleştirilmiştir. Bu programda dikkat edilmesi gereken en önemli hususlardan biri; elde edilecek levhalar için gerekli olan oryantasyon açıları düşünülerek malzemenin en verimli olacak şekilde kullanımını sağlayarak programda ayarlama yapabilmektir.



Resim 5.3. CutWorks_designer.dxf programı

Kesme işlemi için kullanılan kesici uç Resim 5.4.'de gösterilmektedir.



Resim 5.4. Malzeme kesme ucu

Malzeme, serilme işlemine tabi tutulmadan önce en az oda sıcaklığında 8 saat bekletilmiştir.

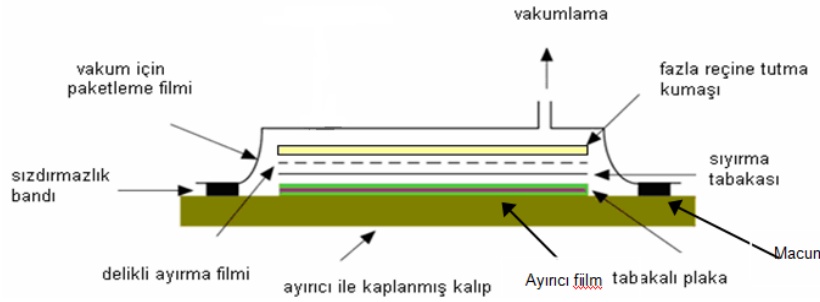
Kompozit malzeme serme işlemi esnasında dikkat edilmesi gereken durum kullanılacak tezgâhın kompozit malzemenin genleşme katsayısına yakın olması gerekmektedir. Mesela, karbon malzemede karbon olabilirken, hibrid malzemede tezgâh metal olabilir

Serim işlemi yapılacak tezgâhın hazırlanmasından sonra vakum işlemi için kullanılan malzemelerin sırası aşağıdaki gibidir;

- Macun
- Ayırıcı film
- Tabakalı plaka
- Ayırıcı film
- Vakum port

- Fazla reçine tutma kumaşı
- Vakum paketlenme filmi
- Sızdırmazlık bandı

Serme sıralamasında öncelikle, vakum işleminde hava girişini engellemek için serme işleminin yapılacağı masanın etrafı sızdırmazlığın sağlanması için macun ile çevrelenmiştir. Kullanılan bu macun EN032189 nolu bant olup 22°C'de depolanmaktadır. Ayırıcı filmi kullanılarak malzeme serimine başlanmıştır.



Şekil 5.2. Kompozit numune serim sırası

Her 5 serimden sonra malzemeler, her bir kat arasında olacağı düşünülen hava kabarcıklarını engellenmek için vakum işlemine tabi tutulmuştur. Bu işlem için şu aşamalar gerçekleştirilmiştir:

- 1) Her 5 serim tamamlandıktan sonra malzemenin üzeri öncelikle fazla reçinenin dışarı taşmasını engelleyen, sadece havanın ve diğer uçucu maddelerin geçişine izin veren ve yüksek sıcaklıklara dayanıklı olan ayırma filmi kullanılmıştır. Kullanılan bu film, Wrighton 4500 markalı 204°C'ye kadar dayanma özelliğine sahiptir.
- 2) Vakumlama işlemi için malzemenin kenarına vakum port yerleştirilmiştir.
- 3) Kullanılan fazla reçine tutma kumaşı adından da belirtildiği gibi vakum paketinin ısıtılması ve basınçlanması sırasında eriyen fazla reçineyi

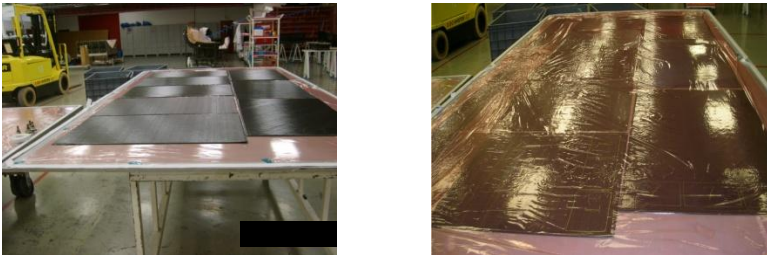
emmek için kullanılmıştır. Seçilen fazla reçine tutma kumaşı N7 nolu 205°C ve 200 PSI'ya kadar dayanıklıdır.

- 4) Fazla reçine emme kumaşını takiben son olarak da KM1300 markalı 212°C'ye kadar dayanma özelliğine sahip olan vakum paketi, hava ve reçinenin çıkmasını engelleyen özel bir bantla kapatılmıştır. Bu bant, vakum paketinin vakum kaçırmamasını sağlamak için kullanılmıştır.
- 5) Vakum cihazı tarafından 15 dakika boyunca 760 mmHg basınç uygulanarak malzeme içindeki hava kabarcıkları malzemeden alınmış, her bir katın iyi bir şekilde yapışması amaçlanmıştır.



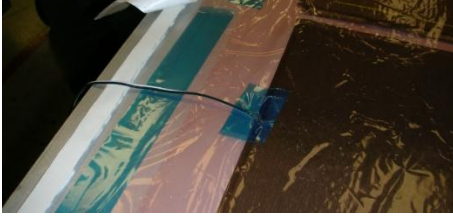
Resim 5.5. Malzeme serimi ve ara vakum işlemi

Bu şekilde ~1000x600 mm boyutlarında kompozit numuneler elde edilmiştir. Son işlemde bütün dizilimler gerçekleştirildikten sonra hepsi daha büyük, temiz bir tezgâhın üzerine dizilmiştir.



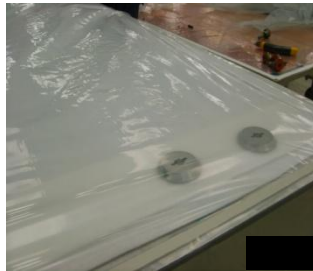
Resim 5.6. Hazırlanan numunelerin daha büyük tezgaha yerleştirilmesi

Her m²'ye iki tane termokupl yerleştirilerek malzemenin otoklava girdiği zaman otoklav ile malzeme arasındaki sıcaklık kontrolü gerçekleştirilebilmektedir.



Resim 5.7. Hazırlanan numunelere termokupl bağlanması

Malzemenin tezgâh üzerine yerleştirilmesinde ise yukarıda belirtilen sıralamada olduğu gibi ayırma filmi + kompozit malzeme + ayırma filmi + sızdırmazlık bandı + termokupl + fazla reçine emici kumaş + vakum port + vakum paketi (WN1500, 246 °C, *yukarıda kullanılabilecek daha kemiksi bir yapıdadır.*) diziliminden sonra vakum işlemi gerçekleştirilmiştir.



Resim 5.8. Vakum portların numuneye yerleşmesi



Resim 5.9. Vakumlama işlemi

Vakum işleminden sonra vakum ölçer kullanılarak hava sızıntısı olup olmadığı incelenmiştir. -25 inHg (-85 kPa) basınçtan herhangi bir düşüş görülmemiştir.



Resim 5.10. Vakum ölçer

Serimi yapılarak vakum paketlenme işlemi tamamlanan malzemeler vakum, basınç ve ısı kontrolü altında kütleme işlemine hazır hale getirilmişlerdir. Bu işlem için kullanılacak otoklavın içi temiz olmalı, toz, kir, yağ, herhangi bir malzeme kalıntısı olmamasına dikkat edilmiştir. Ayrıca otoklav çalıştırılmaya başlanmadan önce fazla basınç ve yüksek sıcaklık alarm sisteminin aktif konumda olup olmadığı kontrol edilmiştir.

Malzemenin otoklava girene kadar ki ömrü 216 saat olduğundan dolayı, bu süre içerisinde numunelerin hazırlanarak otoklava girmesi sağlanmıştır.



Resim 5.11. Kullanılan otoklav

Malzemeler otoklavda 180° de max. 6.9 bar yaklaşık 5 saat pişirilmiştir. Sürenin bu kadar uzun olması otoklavın hacmi çok büyük olduğundan ısınması zaman almaktadır. Ayrıca otoklavda basınç için sıkıştırılmış hava yerine reaksiyona girmeyen N₂(azot) gazı kullanılmıştır. Bu N₂ gazı otoklavda -186°C'de beklemektedir. Otoklava yerleştirilen kompozit levhalar için uygulanacak olan ısı ve kür çevrimleri, otoklav uzmanı tarafından otoklav bilgisayarına kayıt edilmiş ve kür işlemi tamamlanıncaya kadar levhaların,

kalıbın ve otoklavın ısısı ile birlikte basıncı takip edilmiştir. Ayrıca kür işlemi süresince değerler sürekli kaydedilmiştir. Otoklavda mA cinsinden alınan bu değerler çevirici aracılığı ile sıcaklığa çevrilir.

Kullanılan otoklavın özellikleri şöyledir:

Boyutları	: Ø 3,6 m x 14,0 m uzunluğunda
Basınç	: 250 Psi
Sıcaklık	: 400 ± 2 °C
Oran	: 1 - 5 °C/dakika

Kompozit levhalar otoklavdan çıkarıldıktan sonra iç yapılarında gözenekler, yabancı maddeler olup olmadığını kontrol etmek amacıyla malzemeler C-scan işlemine tabi tutularak hatanın olmadığı yerlerden kesilmesi sağlanmıştır. Malzemelerde herhangi bir hataya rastlanmadığı için malzeme kesimi sırasıyla gerçekleştirilmiştir.

C-Scan'den geçirilen ve su jetinde kesilen levhalar ağırlık düşürme test cihazı yardımıyla darbeye, C-Scan işlemine ve burkulma testine tabi tutulmuşlardır.

5.2. Ağırlık Düşürme Testi

5.2.1. Test cihazının özellikleri

Ağırlık düşürme test cihazının genel amacı, değişik ağırlık, hız ve yüksekliklerden bırakılan ağırlığın numune üzerine düşürülmesi ile numune üzerinde hasar oluşturmaktır. Bu testten sağlanan datalar daha sonra malzeme performansının değerlendirilmesinde kullanılabilir. Çok çeşitli darbe enerji durumlarına ulaşmak için çeşitli ağırlıklar mevcuttur.

Kompozit numunelerde düşük darbe testleri için Instron Dynatup 9250 Drop Weight Impact Tester marka ağırlık düşürme test cihazı kullanılmıştır.



Resim 5.12. Ağırlık düşürme deney düzeneği

Cihazın boyutsal özellikleri:

Yükseklik	: 2858 mm
Genişlik	: 584 mm
Derinlik	: 508 mm
Derinlik (kapılar açık)	: 1334 mm
Altık yüksekliği	: 559 mm
Ağırlık	: 336,5 kg

Instron Dynatup 9250 ağırlık düşürme test cihazı ile;

Maksimum hız	: 20 m/s
--------------	----------

Enerji aralığı(düşük ağırlıktaki kafa düzenekli) : 2,6 J – 826 J

Enerji aralığı (orta ağırlıktaki kafa düzenekli) : 4,6 J – 945 J

Enerji aralığı (fazla ağırlıktaki kafa düzenekli) : 25 J – 1603 J

arasında yer alan ağırlık düşürme testleri gerçekleştirilebilmektedir.

Instron Dynatup 9250 ağırlık düşürme test düzeneği yüksek performansa sahip bir platform, geniş bant aralıklı dijital sinyal sistemi, yük ölçer, kuvvet kontrolü ve data toplama programını kapsamaktadır. Bu cihaz platformunda, geniş uygulama ihtiyaçlarına cevap verebilmek için farklı darbe enerjileri ve hız konfigürasyonları mevcuttur. Destek plakasına, daha geniş parçaları yerleştirmek için çeşitli ölçüler mevcuttur. Cihaz da, darbe testi esnasında parça kırıntılarından test yapan operatörü korumak için emniyetli kapılar mevcuttur. Güvenilir iç kilitleme sistemi sayesinde test esnasında cihaza müdahale önlenir ve mevcut olan acil sistem kapatma butonu sayesinde gerekli olduğu durumlarda sistem hemen kapatılır. Cihazda bulunan her bir kapı sertleştirilmiş camdan yapılmış olduğundan test esnasında numunenin fırlaması gibi bir tehlike ile karşılaşılması söz konusu değildir. Ayrıca kapıların herhangi biri açıldığı zaman cihazın tekrar çalışmasını sağlamak için kapıların güvenli bir şekilde kilitlenmesi gerekmektedir.

Sistem, güvenliği sağlamak, operatörün fonksiyonunu azaltmak ve en yüksek seviyede esnekliği sağlamak için tasarımda insan faktörü göz önüne alınarak tasarlanmıştır.

Instron Dynatup 9250 ağırlık düşürme test düzeneği çevre sıcaklığı, düşük ve yüksek sıcaklıklarda darbe testi yapılmasına imkân sağlamaktadır.

Instron Dynatup 9250 ağırlık düşürme test düzeneğini oluşturan yapısal parçalar Resim 5.13’de belirtilmiştir:

A : Üzerinde hız sensörü bulunan yükseklik sütunu

B : Üzerinde T kızaklar bulunan alüminyum çerçeve

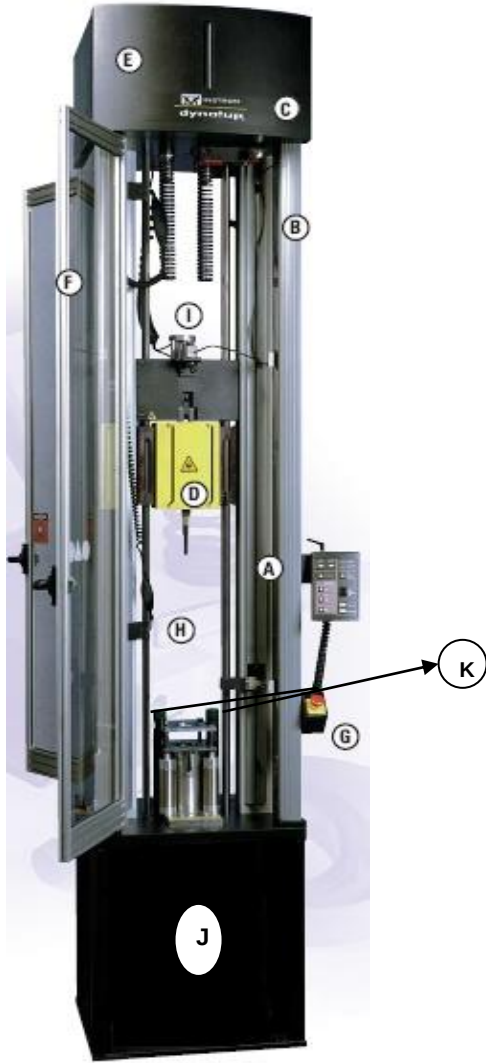
- C : Yükseklik ayarını sağlayan optik sensör bulunan bölüm
- D : Darbe ucunun bağlandığı ağırlık düşürme kafa düzeneği (yük hücresi)
- E : Doğru pozisyon kontrolü sağlayan dijital kapalı döngü pozisyon kontrollü yüksek tork servomotor bölgesi
- F : Uçan parçalardan operatörü koruyan ve test boyunca girişi önleyen polikarbon kapı
- G : Acil durumlarda sistemi kapatmak için acil sistem kapatma butonu
- H : Açılabilme özelliğine sahip arka servis kapısı
- I : Düşen ağırlıkları, test kafasını, darbe ucu ağırlıklarını kapsayan hassas kuvvetölçer
- J : Çevre sıcaklığından daha düşük ve daha yüksek sıcaklıklar için kullanılan bölme (sıcaklık kabini)
- K : Tekrar çarpmayı engelleme silindiri (frenleme sistemi)

Güç kaybı ve hava basıncı kaybı durumlarında, sistem otomatik olarak kapanır. Hava basıncı her zaman gösterilir. Eğer basınç 20 psi(140 kPa)'ın altına düşerse sistem çalışmaz. Fakat eğer aşırı hava basıncı uygulanırsa, fazla basınç relief valfları, cihaza kaza eseri olan hasarları önler.

Numune cihazın alt kapalı kısmında pnömatik tutucularla tutturularak sabitlenmektedir. Kuvvet sensörü, vurucu uçun alt kısmına yerleştirilmiş olup numune ile temas anında oluşan kuvvet değerleri bilgisayar yardımı ile okunmaktadır.

Darbe test cihazı, uygulanan darbenin başlangıcından sonuna kadar darbeyi kaydederek kullanılan yazılım programı aracılığı ile grafiğe dökebilme kabiliyetine sahiptir.

Numunelere darbe uygulandığı zaman ikinci bir darbe durumunu engellemek için darbe fren sistemi mevcuttur. Bu fren sistemi, kafa düzeneğini yakalamak ve çoklu darbeleri engellemek için kullanılır.



Resim 5.13. Ağırlık düşürme deney düzeneği ekipmanları

Test yapılırken kafa düzeneğinde yer alan kütleler değiştirilerek farklı ağırlıklarda da test yapabilme imkânı sunulmaktadır.



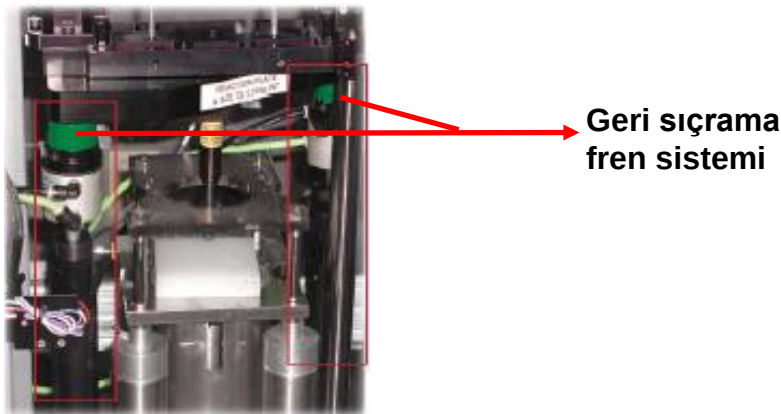
Resim 5.14. Kafa düzeneği (yük hücresi)

Darbe testinden önce kafa düzeneğine monte edilmiş olan bayrak, hız detektör bloğu boyunca geçmekte ve vurucu uç numuneye temas ettiği andaki darbe hızını ölçmektedir.



Resim 5.15. Hız detektörü

Geri sıçrama fren sistemi hız detektör çıktısı tarafından elektronik olarak harekete geçirilir. Bir müddetten sonra pistonlar, durdurma blok desteklerine yetişir. Uygun zamanda numuneye ikinci darbeyi engelledikten sonra durdurucu bloklar yukarıya hareket ederler. Durdurucu bloklar, kafa düzeneğine sürgü blokları ile yükseltilene kadar destekler tarafından engellendiği pozisyonda kalır. Durdurucu bloklar kısa bir süre sonra daha düşük pozisyonda sıfırlanacaktır. Bu sıfırlama fonksiyonu, Model 9250 test cihazında otomatik olarak da gerçekleşir.



Resim 5.16. Geri sıçrama fren sistemi

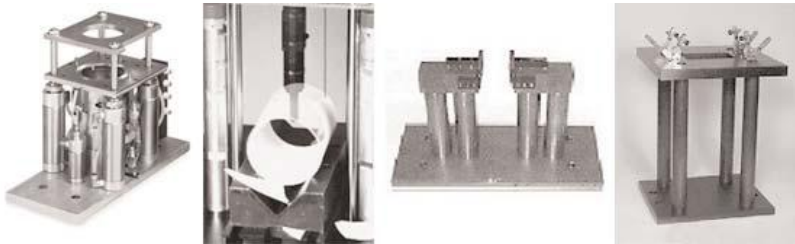
Sistem çalışmaya başladığında, durdurucu blok yükseltilmiş pozisyondayken kapıların herhangi biri açık ise sistem darbe testini gerçekleştiremeyecek ve hata olduğuna dair bir uyarı verecektir.

Şok emiciler durdurucu blok desteklerinin yerine yerleştirilebilir fakat geri sıçrama fren sistemi kapatılmalıdır. Bu sistem şok emicilerle kullanılmak için tasarlanmamış ve pnömatik olarak yüksek hız modlarında test edildiği zaman kullanılmaz.

Test esnasında numuneleri sabitlemek için pnömatik test fikstürü kullanılmıştır. Bu fikstür, darbe testi boyunca numuneleri yerinde tutarak sıkıştırır. Test cihazı plakasının yukarısında veya sıcaklık ayarının yapıldığı bölmenin içerisinde kullanılabilir. Burada dikkat edilmesi gereken husus, fikstür farklı sıcaklıklarda kullanılmak için tasarlanmıştır, fakat fikstür için belirtilen sıcaklık aralıkları dışında kullanılmadığından emin olmak gerekir. Çünkü aşırı sıcaklıklar fikstür üzerinde tamiri olmayan hasarlar meydana gelmesine neden olabilir. Dolayısıyla oda sıcaklığı ve -51°C ve $+60^{\circ}\text{C}$ arasındaki sıcaklıklar için düşük sıcaklık sıkıştırma ve $+3^{\circ}\text{C}$ ve $+177^{\circ}\text{C}$ arasındaki sıcaklık testleri için ise yüksek sıcaklık sıkıştırma fikstürü seçilir.

Pnömatik sıkıştırma fikstürü aşağıdaki ölçülerde kullanılmaktadır:

- 102 mm çapında dairesel numuneler
- 102 mm kare numuneler
- 102 mm x 127 mm dikdörtgen numuneler



Resim 5.17. Test fikstürleri

Testi yapılacak numunenin kalınlığı 25 mm'den az olmalıdır. Fikstür sıkıştırma durumu numune kalınlıklarındaki değişimler için otomatik olarak dengelenir. Sıkıştırma kuvveti, testi yapılan numunenin şekline veya kalınlığına bakılmaksızın testten teste uyumlu kalır.

Darbe testleri için kullanılabilecek farklı çap, şekil ve boyutlarda darbe uçları Resim 5.20'de belirtilmiştir:



Resim 5.18. Farklı darbe uçları

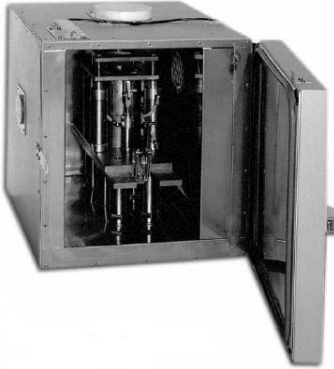
Instron Dynatup 9250 ağırlık düşürme test cihazında bulunan çevresel sıcaklık kabini, sıcak ve soğuk sıcaklıklarda malzemenin test edilmesine imkân sağlar. Sıcaklık kabinindeki sıcaklık mikroişlemci tarafından kontrol edilir. Sıcaklık kabini, dış tarafı soğuk haddelenmiş çelik tarafından çevrelenmiş ve iç tarafı paslanmaz çelikten yapılmıştır. Kapı, eğilmesiz devam eden menteşe ve ayarlanabilir bir mandala sahiptir. Silikon conta, kapı kapalı olduğu zaman sızdırmazlık sağlar ve kapı açık ve kapalı olması durumuna göre anahtar algılayıcı özelliği sağlamaktadır.

Sıcaklık Kontrolü: Yüksek sıcaklıklar, açık bobin ısıtıcısı tarafından sağlanır. Düşük sıcaklıklara ise kullanılan sıvı azot vasıtasıyla ulaşılır.

Aşırı sıcaklıklarda numune tutulacağı zaman koruyucu kıyafet ve gözü muhafaza için koruyucu gözlük kullanılmalıdır. Bu sıcaklık kabinini kullanan personel, kabin ile ilgili aşırı yüksek ve düşük sıcaklıklarda yanma tehlikelerinin farkında olmalıdır. Bahsedilen aşırı sıcaklık, işletim sıcaklığı

60°C (140°F) aşması ve 0°C (32°F) altında olması durumlarını belirtmektedir. Azot aşırı soğuktur ve sıvı veya soğuk gaz olarak gözde ve deride yanmaya sebep olabilir. Dolayısıyla bu sıcaklıklarda numuneyi tutarken eldiven gibi koruyucu kıyafetler kullanılmalıdır. Sıcaklık kontrol ekipmanı kullanım durumundayken düşük veya yüksek sıcaklık operasyonu ile ilgili uyarı belirtilmelidir.

Soğutma tankı ile kabin arasındaki sıvı gaz bağlantısı, gaz besleme vanası kapatılana kadar hiç serbest bırakılmamalı ve sistem basıncı ve depolanan basınç sıfıra azaltılmalıdır. Sıvı azot kullanıldığı zaman kabininin bulunduğu oda iyice havalandırılmalıdır. Bu gaz kapalı, yetersiz havalandırılmış alanlarda oksijen yetersizliğinden boğulma ve ölüme neden olabilir.



Resim 5.19. Sıcaklık kabini

Numuneleri istenilen sıcaklıklarda darbe testine tabi tutabilmek için kullanılan bu kabinin depolama sıcaklık limitleri -40°C'den +66°C'ye kadar olan limitler arasındadır.

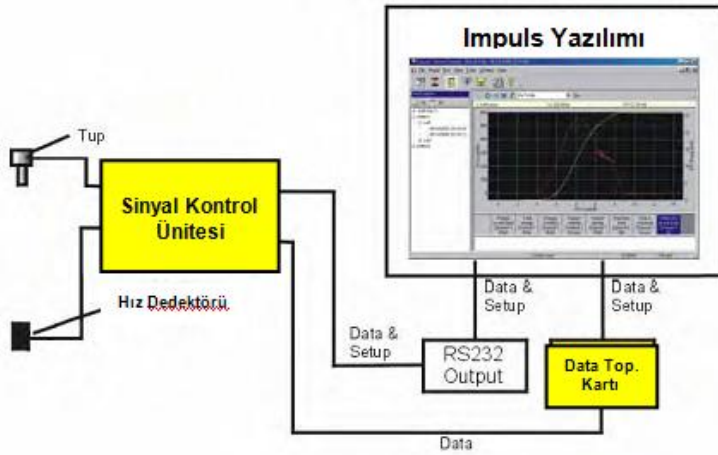
Teste başlamadan önce darbe ucu, test yapılacak levhanın kalınlığına göre kontrol panelinde yer alan sıfır pozisyonlama butonu ile sıfır konumuna getirilir.



Resim 5.20. Kontrol paneli

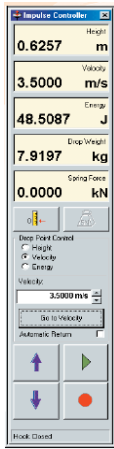
Instron Dynatup 9250 ağırlık düşürme test cihazında önemli bir özellik ise data toplama sistemidir. Bu sistem darbe test sisteminin en önemli özelliğini oluşturmaktadır. Piezo tüp ve hız detektöründen alınan bilgiler sinyal kontrol ünitesine gönderilir. Bu sistem sayesinde analiz sonuçları hem grafiksel hem de sayısal olarak elde edilmektedir. Bu data toplama sistemi, donanım ve yazılımın bir kombinasyonudur. Bu sistem, impuls data toplama yazılımı, sinyal kontrol ünitesi ve data toplama kartından oluşmaktadır. Burada Piezoelektrik sensör, ağırlık düşürme testinde temas kuvvetini ölçmeye yarayan kuvvet sensörüdür. Sensörden alınan elektronik veriler bilgisayara aktarılarak okunur.

Impuls data toplama ve analiz sistemi, ekipman kontrolü, data toplama, data analizi ve data görüntüleme sağlayarak üretkenliği artırır. Sistem, güçlü impuls alarm durum birimi, impuls data toplama ve analiz programı ve hız detektörünü birleştirir. Impuls alarm durum birimi, yüksek hız performansı sağlamak için dijital sinyal üretim teknolojisini ve geniş darbe test uygulamalarıyla karşılaşmak için güvenilir data toplama yeteneğini kullanır. Yazılım ise raporlama işleminden sorumludur.



Şekil 5.3. Impulse data toplama sistemi

Instron Dynatup 9250 ağırlık düşürme test cihazı çalışırken impuls data toplama yazılımı, impuls kontrolör yazılımı ile bağlantılı çalışır.

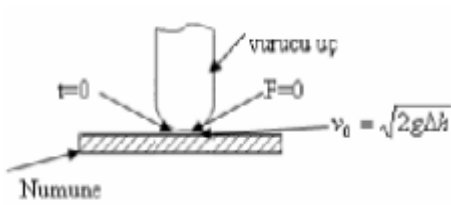


Resim 5.21. Data kontrolör gösterimi

Bu cihazla yapılan testler, impuls data toplama ve analiz yazılımı aracılığıyla test ve ölçüm sonuçları enerji-zaman, kuvvet-zaman, kuvvet-yer değiştirme, hız-yer değiştirme, yer değiştirme-zaman, hız-zaman gibi bilgiler grafiksel olarak elde edilmektedir. Ayrıca toplam enerji, maksimum kuvvete karşılık gelen enerji, darbe hızı, toplam yer değiştirme, toplam darbe zamanı, test sıcaklığı gibi bilgileri de içermektedir.

5.2.2. Yer değiştirme, hız ve enerjinin ölçölmesi

Darbe başlangıç şartları şekil 5.4.'de verilmiştir.



şekil 5.4. Darbe başlangıç anı

Yer değiştirme, hız ve numune tarafından absorbe edilen enerjiyi hesaplamak için yazılım darbe anındaki hız, zamana karşı ölçölen kuvvet kullanılarak hesaplanmaktadır. Darbedeki hız piezoelektrik sensörü ve bayrak sistemi kullanılarak darbeden hemen önce hesaplanır ya da hesaplamalar için kullanılan yazılımdaki metod düzenleyicide hız değeri ayarlanabilir.

Data alma ünitesi, zamana karşı kuvvet değerlerini kaydeder ve darbe hızını ölçer. Herhangi bir anda vurucunun sahip olduğu hız bilgisi, kuvvet-zaman grafiğinin $F(t)$ altındaki alanı ile hesaplanmaktadır:

$$a = \frac{F(t)}{m} dt \quad (5.1)$$

$$v(t) = \int a(t)dt = \int ((F(t) - gm))/m) dt \quad (5.2)$$

Hızın zamana göre integre edilmesi ile herhangi bir andaki yer değiştirme hesaplanmaktadır:

$$x(t) = \int v(t)dt = \iint ((F(t) - gm))/m) dt^2 \quad (5.3)$$

g : Yerçekimi ivmesi ($9,81 \text{ m/s}^2$)

m : Toplam kütle

$a(t)$: Herhangi bir andaki düşen ağırlığın ivmesi

$v(t)$: Herhangi bir andaki düşen ağırlığın hızı

$x(t)$: Herhangi bir andaki düşen ağırlığın yer değiştirmesi

$K(t)$: Herhangi bir andaki düşen ağırlığın kinetik enerjisi

$V(t)$: Herhangi bir andaki düşen ağırlığın potansiyel enerjisi

$Ea(t)$: Herhangi bir andaki numune tarafından absorbe edilen enerji

$E(t)$: Herhangi bir andaki düşen ağırlık ve numune sisteminin toplam enerjisi

Düşen ağırlık ve numune sistemlerine uygulanan enerji korunum prensibinden, toplam enerji aşağıdaki gibi hesaplanmaktadır:

$$\text{Toplam enerji : } E(t) = K(t) + V(t) + Ea(t) = \text{sabit} \quad (5.4)$$

$V(0)=0$ ve $Ea(0)=0$ olduğu bilinen ve darbe zamanı da ($x=0$) $t=0$ seçilirse sabit için çözülebilir:

$$E(0) = K(0) = \text{sabit} \quad (5.5)$$

$E(0) = K(0)$, eşitlik (5.4)'de yerine yazılırsa,

$$Ea(t) = K(0) - K(t) - V(t) \quad (5.6)$$

Veya

$$Ea(t) = \left[\frac{m}{2} \right] [v^{2imp} - v^2(t)] + mgx(t) \quad (5.7)$$

ile hesaplanmaktadır.

5.2.3. Testin yapılması

Instron Dynatup 9250 ağırlık düşürme test cihazı ile yapılan testlerde kullanılan darbe vurucu uç 12,7 mm çapında, küresel uçlu bir geometriye sahiptir.



Resim 5.22. Darbe vurucu uç

Kullanılan pnömatik sıkıştırma fikstürü ise 76 mm çapında dairesel bir fikstürdür.



Resim 5.23. Pnömatik test fikstürü

Teste başlamadan önce yük hücrelerinin sıfırlandığından emin olmak gerekmektedir. Bu işlem tamamlandıktan sonra teste başlamada herhangi bir sakınca öngörülmemektedir.

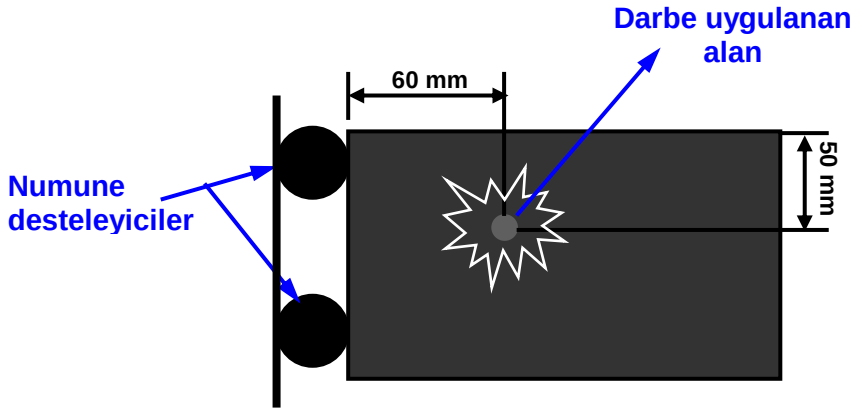
Darbe testi yapılacak olan numune pnömatik sıkıştırma fikstürüne arkadaki desteklere dayanacak şekilde yerleştirilir. Bu desteklere dayamadaki amaç

darbe testi yapılacak her numuneye aynı noktadan darbe uygulamaktır. Oda sıcaklığında yapılacak testler için darbe uygulama işlemi, test cihazı tablasının yukarısında gerçekleştirilmiştir.



Resim 5.24. Numunenin fikstüre yerleşimi

Darbenin uygulandığı lokasyon, numunelerin desteklere dayandırıldığı yerden itibaren boy olarak 60 mm, genişlik olarak ise 50 mm'lik noktaya tekabül etmektedir.



Şekil 5.5. Darbe uygulanan nokta

Bu esnada bilgisayardan impuls kontrolör ve impuls data toplama yazılımı açılır. Daha sonra, numuneye istenilen enerjide darbe uygulanabilmesi ve cihazın otomatik olarak hesapladığı yüksekliğe ilerleyebilmesi için öncelikle darbe uygulayıcı uç numune üzerine baskı yaptırmadan temas ettirilerek kontrol panelinde yer alan sıfır pozisyon butonuna basılarak uç sıfır konumuna ayarlanır. Ayrıca test esnasında, hız detektörü aracılığıyla

dataların kaydedilebilmesi için bayrak ayarının yapılmasına dikkate edilmiştir. Aksi halde gerçekleştirilen testle ilgili herhangi bir grafiksel veya nümerik sonuçlar elde edilememektedir.

Kapılar kapatılarak, darbe uygulanması istenilen enerji miktarı impuls kontrolör da belirtilerek darbe uygulanmıştır. Darbe sonucunda elde edilen datalar, impuls data toplama yazılımı aracılığıyla grafiksel ve nümerik olarak kaydedilmiştir.

Darbe testi esnasında dikkat edilmesi gereken durum; darbe ucunun numuneye çarpmasından sonra ikinci kez darbe uygulanmasının engellemesidir. Bu durum da geri sıçrama fren sistemi aracılığıyla sağlanmaktadır.

Oda sıcaklığı için bütün numuneler yukarıda bahsedilen işlemler uygulanarak darbe testi gerçekleştirilmiştir. +40°C ve +60°C sıcaklığındaki numuneler için ise öncelikle sıcaklık kabini test yapılacak sıcaklığa ayarlanarak içine numuneler yerleştirilmiş ve sıcaklık kabini istenilen sıcaklığa gelene kadar beklenmiştir. Numuneler belirtilen sıcaklıkta kararlı duruma gelene kadar 20 dk bekledikten sonra yukarıda oda sıcaklığı için bahsedilen uygulamalar yapılarak darbe testi gerçekleştirilmiştir.



Resim 5.25. +40°C ve +60°C’ deki darbe uygulanmış numuneler

Bu test, kompozit numunelere darbe uygulanması sonucunda meydana gelebilecek hasar tiplerini elde edecek şekilde belirlenmiştir. Öncelikle numunelere farklı enerjilerde darbe uygulanmış, bunların sonucunda numunelerde delinme, nüfuziyet ve geri sekme durumları belirlenerek delinmenin olmadığı enerji seviyeleri seçilmiştir.

Instron Dynatup 9250 ağırlık düşürme test cihazında testi gerçekleştirilen numuneler Çizelge 5.2.’de görülmektedir.

Çizelge 5.2. Instron Dynatup 9250 cihazında testi yapılan numunelerin özellikleri

Numune Adı	Dizilim Sırası	Uygulanacak Sıcaklık	Uygulanacak Enerji	Tabaka Sayısı	Kalınlık (mm)
1A1	[0/+45/-45/90/+45/0/-45/90] _S	25°C	14,5 J	16	2,94
1A2		40°C			
1A3		60°C			
2A1	[+45/0/-45/90/+45/0/-45/90] _S	25°C	14,5 J	16	2,94
2A2		40°C			
2A3		60°C			
3A1	[90/+45/0/-45/+45/0/-45/90] _S	25°C	14,5 J	16	2,94
3A2		40°C			
3A3		60°C			
4A1	[0/+45/-45/90] _S	25°C	7 J	8	1,47
4A2		40°C			
4A3		60°C			
5A1	[0/+45/0/-45/90] _S	25°C	10 J	10	1,84
5A2		40°C			
5A3		60°C			
6A1	[90/+45/0/-45] _S	25°C	7 J	8	1,47
6A2		40°C			
6A3		60°C			
7A1	[+45/0/0/-45/90] _S	25°C	10 J	10	1,84
7A2		40°C			
7A3		60°C			
8A1	[+45/0/-45/90] _S	25°C	7 J	8	1,47
8A2		40°C			
8A3		60°C			
9A1	[90/+45/0/0/-45] _S	25°C	10 J	10	1,84
9A2		40°C			
9A3		60°C			

*Bu testlerde 25°C oda sıcaklığı olarak kabul edilmiştir.

Daha önce de belirtilmiş olduğu gibi Instron Dynatup 9250 ağırlık düşürme test cihazında numuneleri soğutmak için azot (N₂) gazı kullanılmaktadır. Fakat sistemde azot gazı bulunmadığı için soğutma işlemleri başka bir soğutucuda ve darbe testleri aşağıda belirtilen cihazda gerçekleştirilmiştir.

Soğutucunun özellikleri:

Markası : Vötsch VC40008 Klimatik Test Soğutma Kabini
Hacim : 8 m³

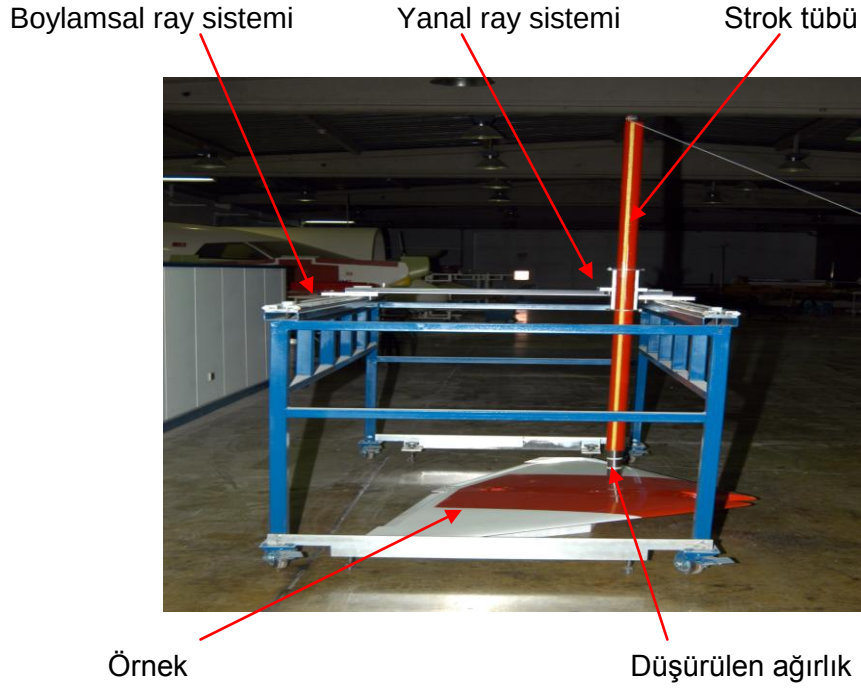
Yükseklik	: 2 m
Derinlik	: 2 m
Genişlik	: 2 m
Sıcaklık aralığı	: Min. -40°C-Max. 95°C

Test başlamadan önce soğutucunun, numunelerin soğutulacağı sıcaklığa getirilerek bu sıcaklığa ulaşması beklenmiştir. Bu esnada numuneler de soğutucu ile birlikte soğutulması için önceden soğutucuya yerleştirilmiştir.

Soğutucu istenilen sıcaklığa geldikten sonra numunelerin o sıcaklıkta doyma ulaşması için 20 dakika daha beklenmiştir. Numunelerin belirtilen sıcaklıkta doyması sağlandıktan sonra her bir numune soğutucudan tek tek çıkarılarak Resim 5.26'de belirtilen cihazda darbe testi gerçekleştirilmiştir.

Bu test cihazında, potansiyel enerjinin kinetik enerjiye dönüşmesi prensibi göz önüne alınarak hesaplamalar yapılmakta ve darbe testi gerçekleştirilmektedir. Burada istenilen enerji, düşürülen ağırlık artırılarak sağlanmaktadır. Bunun yanında test numunelerinin yukarısındaki yükseklik, aşağıdaki eşitlik uygulanarak istenilen enerjiye ulaşılır.

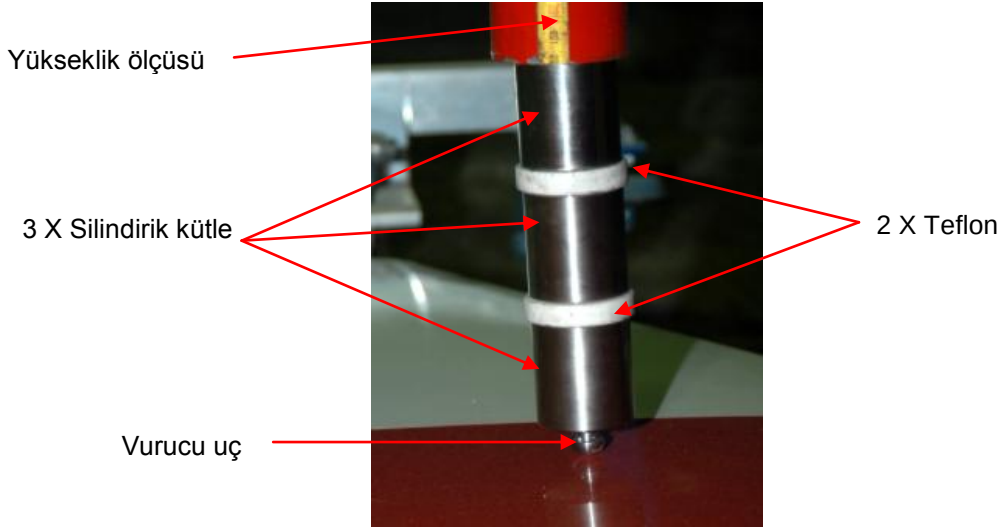
$$\text{Enerji} = \text{Düşürülen ağırlık} \times \text{yer çekimi ivmesi} \times \text{yükseklik} \quad (5.8)$$



Resim 5.26. Soğutucu numuneler için kullanılan darbe test cihazı

İstenilen enerjiyi sağlamak için yüksekliğe karşı d    r len ağırlık artırılır. D    r len ağırlık ayarı için teflon, silindirik bir ağırlık ve vurucu uç ağırlıkları hesaba katılır.

Darbe ağırlıkları strok t p boyunca belirtilen potansiyel yükseklikte darbe yaratmak için d    r l r ve fikstür bu strok tüpe merkezil olarak yerleştirilmiştir. Ağırlıklar, gergin bir ipe bağlıdır. Gerekli darbe enerjisi d    n lerek ipin uzunluğu Eşitlik 5.8' de belirtilen e itli e göre hesaplanmış ve böylece istenilen enerji numuneye uygulanmıştır. Dolayısıyla bu cihazda istenilen darbe enerjisi, kütlelerin değiştirilerek veya ip uzunluğunun ayarlanarak yükseklik de i tirilmesiyle sağlanmaktadır.



Resim 5.27. Örnek bir düşürülen ağırlık

Test esnasında numunelere uygulanan düşürülen ağırlık 2 teflon + 2 silindir kütle + 1 darbe ucundan oluşmakta ve 1,36 kg ağırlığında olmaktadır.

Bu testte kullanılacak olan bağlama aparatının Instron Dynatup 9250 ağırlık düşürme test cihazında kullanılan pnömatik sıkıştırma fikstürü ile aynı özellikte olmasına, bu cihazda darbeye maruz kalacak numunelerin oda sıcaklığında ve daha yüksek sıcaklıklarda darbe uygulanan numunelerle aynı süre soğutucuda kalmasına ve darbenin uygulandığı lokasyonun aynı olmasına dikkat edilmiştir. Dolayısıyla darbe testleri arasında aynı koşullar sağlanmaya çalışılmıştır. Bu test cihazında numuneleri yapıya sabitlemek için kullanılan destek fikstür Resim 5.28.'de gösterilmiştir. Testi yapılacak kompozit levhalar, yüzey üzerindeki delikler boyunca civatalar kullanılarak fikstürün iki plakası arasına yerleştirilir.

Resim 5.29.'da gösterilen fikstür kullanılma esnasında yere veya ağırlık düşürme cihazına sabitlenmemektedir. Yerde serbest halde durmaktadır. Fikstür oldukça ağır olduğundan dolayı darbe boyunca herhangi bir problem ortaya çıkmamaktadır.

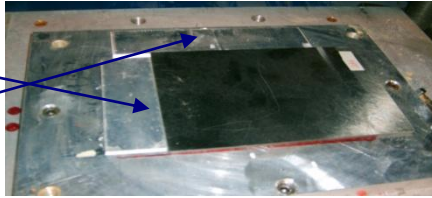


Resim 5.28. Levhaların bağlandığı fikstür

Numunenin bu fikstüre yerleştirilerek darbe uygulanması işlemi Resim 5.30.-5.32.'de belirtilmektedir.

Resim 5.29.'da gösterilen destekler, tüm levhalarda ve Instron Dynatup 9250 ağırlık düşürme test cihazında numunelere uygulanan darbe noktalarına uygun olması açısından aynı noktaya darbe uygulanabilmesi için tasarlanmışlardır.

**Numune
Destekleyiciler**



Resim 5.29. Levhaların fikstüre yerleştirilmesi

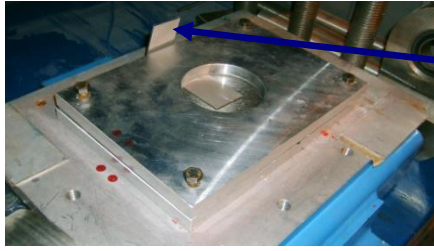
Daha sonra levha, Resim 5.30.'daki gibi üzerinde darbe uygulanacak nokta işaretlenerek fikstürdeki iki plaka arasına cıvatalar aracılığıyla sabitlenir.



**Darbe Uygulanacak
Nokta**

Resim 5.30. Levhanın darbe içine hazırlanması

Darbe testinde numunelere bir kez darbe uygulanacağı için ilk darbeden sonra vurucu ucun geri sekip numuneye tekrar çarpmasını engelleyebilmek için Resim 5.31.'de belirtilen aparat kullanılmıştır.



**İkinci darbeyi
engelleyici aparat**

Resim 5.31. Çoklu darbenin engellenmesi

Bu işlemler uygulanarak 0°C, -25°C ve -40°C sıcaklıklarındaki levhalar için ağırlık testi gerçekleştirilmiştir. Bu ağırlık düşürme test cihazında testi gerçekleştirilen numuneler Çizelge 5.3.'de belirtilmektedir.

Çizelge 5.3. Düşük sıcaklıklarda darbe testi yapılan numune özellikleri

Numune Adı	Dizilim Sırası	Uygulanacak Sıcaklık	Uygulanacak Enerji	Tabaka Sayısı	Kalınlık (mm)
1A4	[0/+45/-45/90/+45/0/-45/90] _S	0°C	14,5 J	16	2,94
1A5		-25°C			
1A6		-40°C			
2A4	[+45/0/-45/90/+45/0/-45/90] _S	0°C	14,5 J	16	2,94
2A5		-25°C			
2A6		-40°C			
3A4	[90/+45/0/-45/+45/0/-45/90] _S	0°C	14,5 J	16	2,94
3A5		-25°C			
3A6		-40°C			
4A4	[0/+45/-45/90] _S	0°C	7 J	8	1,47
4A5		-25°C			
4A6		-40°C			
5A4	[0/+45/0/-45/90] _S	0°C	10 J	10	1,84
5A5		-25°C			
5A6		-40°C			
6A4	[90/+45/0/-45] _S	0°C	7 J	8	1,47
6A5		-25°C			
6A6		-40°C			
7A4	[+45/0/0/-45/90] _S	0°C	10 J	10	1,84
7A5		-25°C			
7A6		-40°C			
8A4	[+45/0/-45/90] _S	0°C	7 J	8	1,47
8A5		-25°C			
8A6		-40°C			
9A4	[90/+45/0/0/-45] _S	0°C	10 J	10	1,84
9A5		-25°C			
9A6		-40°C			

Ağırlık düşürme testinden sonra bazı numuneler için çökme miktarı ve bunların zamanla değişim durumları incelenmiştir. Bu çökme miktarı skala göstergeli indikatör ile ölçülmüştür. Kullanılan indikatör, 0,01 mm hassasiyetinde ve 10 mm kapasitelidir. Numune üzerinde oluşturulan çökmenin derinliği Resim 5.32.'de görüldüğü gibi üzerine indikatör yerleştirilerek ölçüm yapılmıştır.

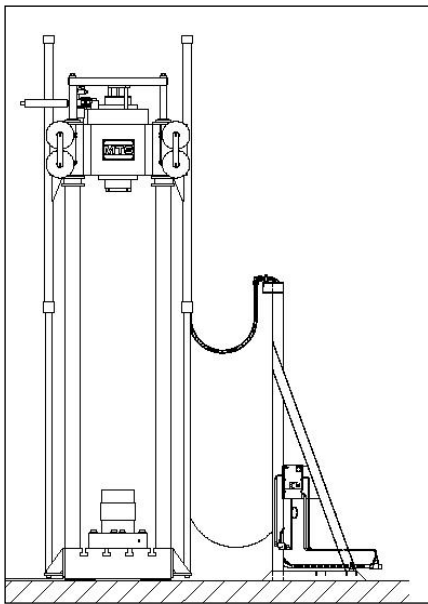


Resim 5.32. Çökme derinliği ölçümü

5.3. Burkulma Testi

Hasarlı ve hasarsız kompozit numuneler, burkulma işlemine tabi tutulmuştur. Burkulma deneyleri, MTS marka 311 serili cihaz kullanılarak gerçekleştirilmiştir. Bu hidrolik test cihazı 2500 kN maksimum statik yükleme kapasiteli ve 150 mm maksimum hareket edici yer değiştirme özelliklerine sahiptir.

Numunelerin yüklenen kenarları, hem basma hem de çekme testleri için yük uygulayıcılara direkt olarak iliştilerilerek bir kanal ile sınırlandırılmıştır.



Şekil 5.6. 2500 kN kapasiteli hidrolik test cihazı

Burkulma deneyi gerçekleştirilecek olan levhaların alt ve üst kenarları ankastre sınır şartlarına sahiptir. Dolayısıyla basma kafası ve aparatın alt kısmı da ankastre sınır şartlarını sağlayacak biçimdedir. Test cihazının yük hücresi, data toplama ünitesine kuvvet-uzama grafiğinin elde edilmesi için gerekli bilgileri iletmektedir.

6. DENEYSEL SONUÇLAR VE DEĞERLENDİRME

6.1. Deneysel Sonuçlar

6.1.1. Ağırlık düşürme test sonuçları

Bu bölümde üretilen Çizelge 5.2.'de belirtilen özelliklerde, Instron Dynatup 9250 darbe test cihazında darbe uygulanmış kompozit levhaların impuls data toplama sistemine aktarıldıktan sonra elde edilen sonuçları sunulmuştur. Bu çalışmada sadece ilk darbenin etkileri araştırılmış ve ilk darbeden sonra meydana gelebilecek darbeler için vurucu uç, frenleme sistemi tarafından engellenmiştir.

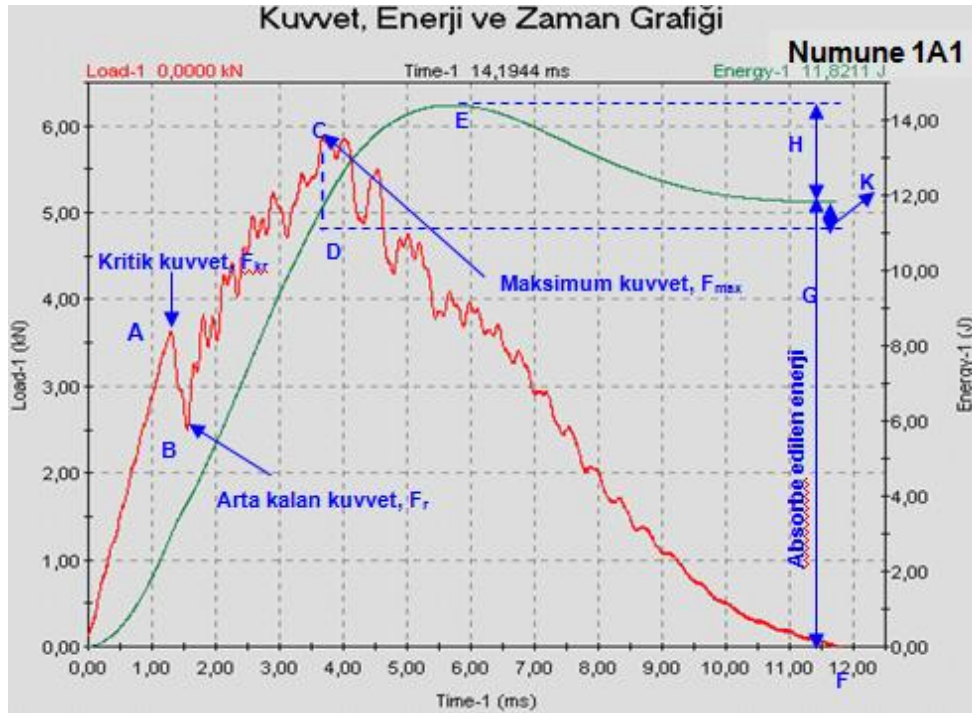
Bu impuls data toplama sisteminde istenilen grafikler kuvvet-enerji-zaman grafiği, kuvvet-enerji-yer değiştirme grafiği, yer değiştirme-hız-zaman grafiği gibi elde edilmekle birlikte grafiklerin altında verilen tablolarda istenilen değerler nümerik olarak yer almaktadır. Bu bilgiler:

- F_{max} : Malzemeye uygulanan darbe sonucu ölçülen maksimum kuvvet (kN)
- E_{Fmax} : Ölçülen maksimum kuvvete ulaşmak için gereken enerji (J)
- V_{impact} : Vurucu ucun numuneye darbe uyguladığı hız (m/s)
- d_{Fmax} : Maksimum kuvvette meydana gelen yer değiştirme (mm)
- d_{total} : Toplam yer değiştirme (mm)
- t_{Fmax} : Ölçülen maksimum kuvvete ulaşmak için geçen süre (ms)
- t_{total} : Toplam zaman (ms)

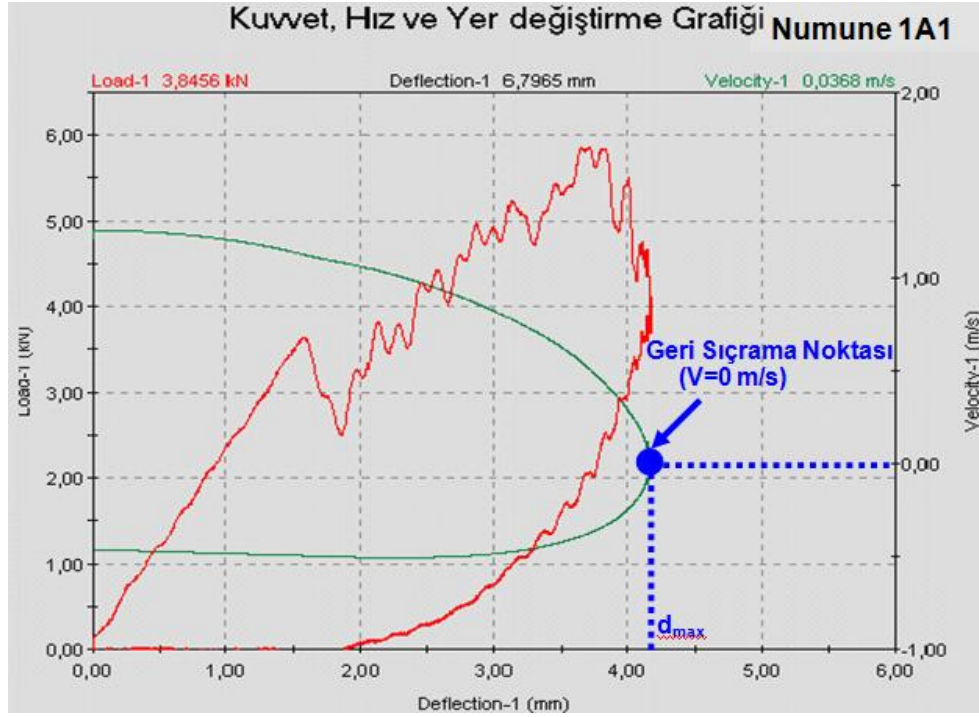
16 tabakadan oluşan karbon prepreg tabakalı kompozit levhaların ağırlık düşürme test sonuçları

16 tabakadan oluşan kompozit levhalar 2,94 mm kalınlıkta olup 25°C, 40°C ve 60°C sıcaklıklarına tabi tutularak 14,5 J enerji seviyesinde darbeye maruz bırakılmışlardır. Bunun sonucunda levhaların darbeye karşı verdiği cevaplar grafiklerde belirtilmiştir.

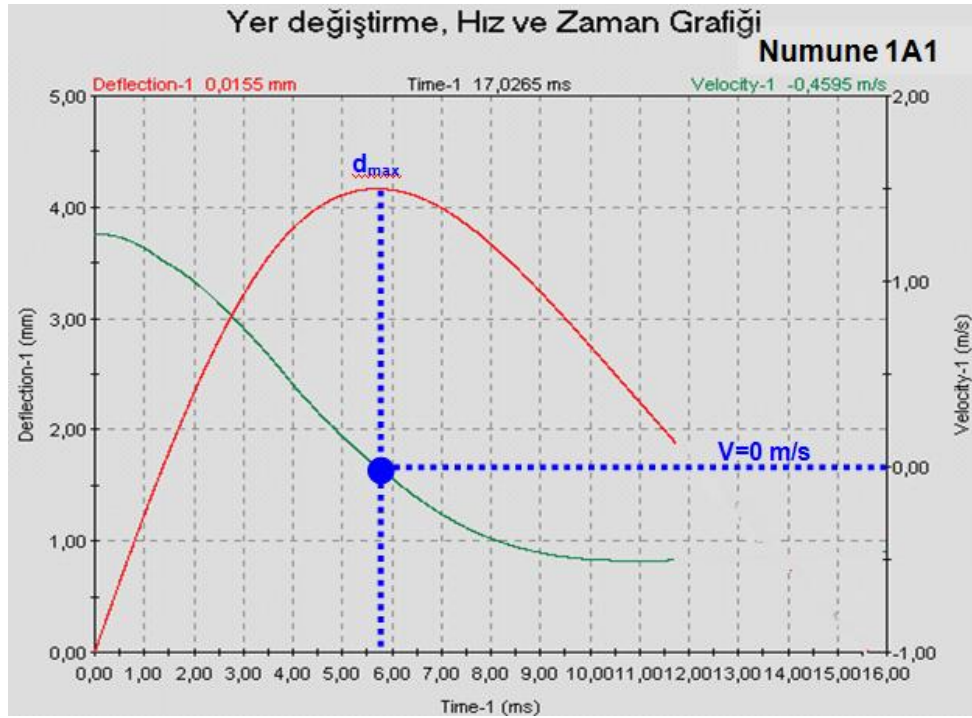
Öncelikli olarak grafiklerdeki artışları, azalışları vb. durumları yorumlayabilmek için Şekil 6.1.-6.3.'de yer alan grafikler detaylı olarak yorumlanmıştır.



Şekil 6.1. $[0/+45/-45/90/+45/0/-45/90]_S$ numunenin oda sıcaklığındaki ağırlık düşürme testinden elde edilen kuvvet-enerji-zaman grafiği



şekil 6.2. [0/+45/-45/90/+45/0/-45/90]_S numunenin oda sıcaklığındaki ağırlık dűřürme testinden elde edilen kuvvet-hız-yer değiştirme grafiği



şekil 6.3. [0/+45/-45/90/+45/0/-45/90]_S numunenin oda sıcaklığındaki ağırlık dűřürme testinden elde edilen yer değiştirme-hız-zaman grafiği

Bu numune için impuls data toplama tablosundan elde edilen değerler ise aşağıdaki Çizelge 6.1.'de belirtilmiştir:

Çizelge 6.1. [0/+45/-45/90/+45/0/-45/90]_s levhanın oda sıcaklığındaki ağırlık düşürme testinden elde edilen veriler

F_{max}	E_{Fmax}	V_{impact}	d_{Fmax}	d_{total}	t_{Fmax}	t_{total}
(kN)	(J)	(m/s)	(mm)	(mm)	(ms)	(ms)
5,863	11,676	1,213	3,647	1,904	3,672	11,685

Şekil 6.1.'de kuvvet-zaman grafiği incelendiğinde hasar gelişimi ile ilgili üç önemli kuvvet bulunmaktadır. Ani düşme meydana gelene kadar kuvvet artmaktadır (eğimin A noktası). A noktasındaki kuvvet, delaminasyonun başlaması için kritik kuvvet (F_{kr}) olarak tanımlanır. Yapılan çalışmalar, kritik kuvvetin darbe enerjisine bağlı olmadığı gibi ayrıca numune boyutları ve sınır koşullarına da bağlı olmadığını göstermektedir. Kritik kuvvet, malzemenin özelliklerine ve levha kalınlığına bağlıdır ve hasar direncini belirtmektedir. Eğer enerji F_{kr} 'ye ulaşmak için yeterli yükseklikte değilse, gözle görülemeyen bir hasar oluşmaktadır. Bu delaminasyon süreci, B noktasındaki artakalan değere (F_r), kuvvetin azalmasıyla devam eder. Bu azalmanın nedeni, tabakanın enlemesine katılığındaki azalmadan kaynaklanmaktadır. $F_{kr}-F_r$ arasındaki kuvvet azalmasının büyüklüğü, kuvvet kritik eşiği aştıktan sonra doğrudan gelişen delaminasyon ayrılmalarının miktarını gösterir. Yüksek tokluk özelliği olan reçinelerde kritik eşiğin yukarısında kuvvet üreten darbe enerjilerinde daha küçük delaminasyon alanları meydana geldiği, $F_{kr}-F_r$ 'nin daha küçük değerleri ile karşılaşılır. Yeterli artakalan potansiyel enerji vurucuda depolandığından levhaya tekrar yükleme uygulanarak C noktasındaki maksimum noktaya (F_{max}) ulaşılmaktadır. Yani darbe enerjisi yeterli yükseklikteyse, ilk hasardan sonra F_{max} 'a kadar ulaşmak için tabakalara tekrar kuvvet yüklemeye devam edilmektedir. Bu C noktasının ilerisinde görülen salınımlar ise kırılmaların kompozit levha içerisinde yayıldığını göstermektedir. Ayrıca F_{max} , F_{kr} 'deki ilk darbe hasarından sonra, levha katılığı ile ilgilidir. Darbe yükleme fazı boyunca kuvvet zamanla kademe

kademe artmakta ve darbeden sonra kuvvetteki azalma yavaşlamaktadır. Bu durum delaminasyon hasarından dolayı tabakanın katılığındaki azalmayı göstermektedir [5,34,35]. Kuvvet hızla artarak maksimum kuvvet değerine ulaşmakta ve daha sonra sıfıra düşmektedir.

Grafikte meydana gelen salınımlar, levhada meydana gelen titreşimler ve vurucu ucun levhaya temas etmesi sonucu levhadaki hasar mekanizmalarının oluşmasından kaynaklanmaktadır. Darbe başlangıcında numune üzerine daha fazla miktarda kuvvet uygulanmasından dolayı salınımlar daha fazla, vurucu ucun geri sekmesinden sonra ise numuneye uygulanan kuvvet azaldığından dolayı salınımlarda da azalma gözlenmiştir. Dolayısıyla kuvvet en yüksek değerine ulaşınca kadar hasar oluşumu hızla devam etmektedir. Ayrıca darbe başlangıcında numunede meydana gelen titreşim sonucunda kuvvet algılayıcı üzerinde bir normal kuvvet olduğu ve bunun sonucu olarak darbe durumunda salınım meydana geldiği düşünülmektedir [26] . Ayrıca Şekil 6.1. dikkatlice incelendiğinde kuvvette ani bir artış görülmekte ve daha sonra basamak şeklinde yine bir artış gözlenmektedir. Vurucu ucun kompozit malzemeyle temas ettiği nokta Şekil 6.1.'de meydana gelen ilk kuvvetin arttığı nokta olup daha öncede belirtilmiş olduğu gibi kritik noktadır. Bu temas işleminden sonra kompozit malzemeye yük aktarımı olduğu için malzeme içerisinde bir kısım hasarlar meydana gelmekte ve dolayısıyla numune tarafından taşınabilecek kuvvet azalacağı için ani bir düşüş gözlenmektedir. Bu düşüş, kompozit malzeme tarafından absorbe edilen enerjiden dolayı meydana gelen tabakalar arasında ayrılmalar şeklinde olan matris kırılması ve delaminasyondan kaynaklanmaktadır. Bu kompozit plakanın kritik yükü, 1,284 ms 'de ulaşılan 3,632 kN'dur. F_r , değeri ise 2,50 kN olup F_{max} ise eğrinin daha önceki kritik eşik noktasından daha düşük bir eğimle düşmeye başladığı 5,863 kN olan değerdir. $F_{kr}-F_r$ arasındaki fark 1,132 kN'dur.

Darbe olayında belli bir anda temas kuvvetinin yaptığı iş her iki cismin süratinin sıfır olmasını sağlar ve neticede sıkışma sırasında biriktirilen enerji

iki cismi birbirinden ayırmaya zorlar, sonunda bu cisimler birbirlerinden belli bir izafi hızla ayrılırlar. Katı cisimlerin arasındaki darbede çarpışma süresince etki eden temas kuvveti, iki cisim yüzeylerinin bir temas alanı oluşturması için gerekli yerel deformasyonların bir neticesidir.

Literatürlerde de belirtildiği gibi darbeye maruz kalmış numuneler incelendiğinde düşük hızla yapılan bu deney numunelerinde darbeye maruz ön yüzeydeki hasarın arka yüzeyden daha az olduğu görülmektedir. Ön yüzeyde darbe sonucu basmadan kaynaklanan hasarlar oluşurken, arka yüzeyde çekmeden kaynaklanan hasarlar oluşmaktadır. Çekmeden kaynaklanan hasarlar daha fazladır [26].

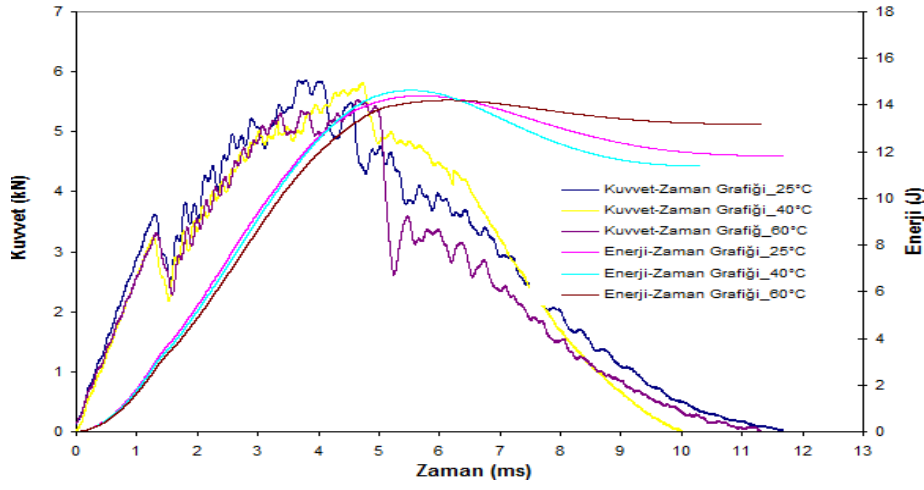
Darbe testi gerçekleştirilirken kompozit levha uygulanan darbe enerjisinin bir kısmını kendi bünyesine absorbe ederken bu enerjinin geri kalan kısmı da geri sıçrama da kullanılır. Bu maksimum darbe enerjisi değerini Şekil 6.1.'de belirtilen E noktası vermektedir. Dolayısıyla levhaya uygulanan maksimum darbe enerjisi 14,5 J'dur. Daha detaylı bir şekilde numune tarafından kullanılan enerji terimleri, elastik olarak depolanan enerji, matris hasarı oluşturmak için absorbe edilen enerji ve fiber kırılmaları oluşturmak için absorbe edilen enerjidir [42]. Levha tarafından absorbe edilen enerji değerini, kuvvet sıfır değerine ulaştığında (F noktası) zamanın sıfır noktasından, sıfıra azalmasına kadar meydana gelen kuvvet-yer değiştirme eğrisi altında kalan alan vermektedir. G noktasının bulunduğu toplam enerji 11,68 ms ile çakışan 11,81 J dür. Maksimum enerji ve toplam enerji arasındaki fark H aralığı ile belirtilen geri dönüşü olan ve numune tarafından absorbe edilemeyen elastik enerjidir. Bu enerji de vurucu ucu geri sıçratmak için kullanılan enerji olup 2,69 J'dur. Maksimum kuvvete karşılık gelen enerji ve G noktası arasındaki fark, mesafe K, meydana gelen kırılmaları dağıtmak için istenilen enerjiyi gösteren yayılma enerjisidir [38].

Numunelere, düşük darbe enerjisi uygulandığından geri sıçrama olur. Şekil 6.2.'de ise vurucu uç numuneye temas ettiği andan geri sıçrama yapana

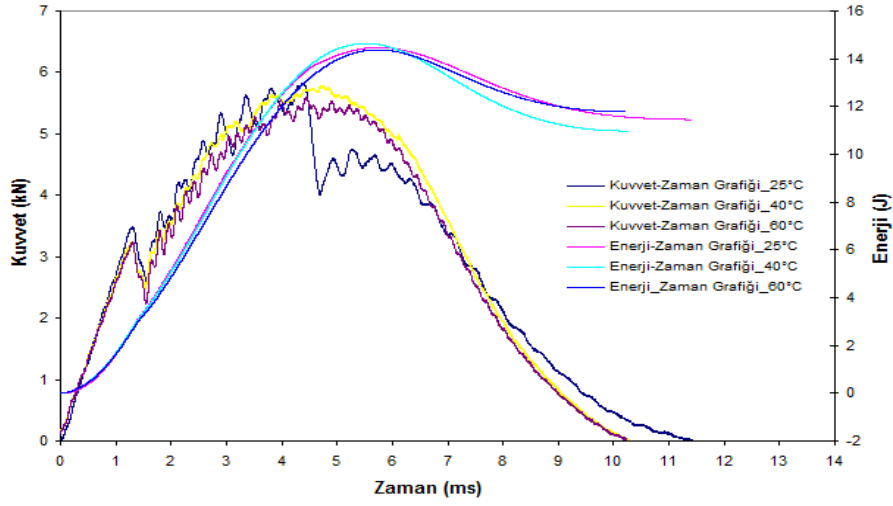
kadar maksimum yer değiştirme değeri 4,16 mm olarak elde edilmektedir. Ayrıca bu geri sıçrama noktasında hız-yer değiştirme grafiğine bakıldığında maksimum yer değiştirme de hız değerinin sıfır olduğu görölmekte ve bu durum geri sıçramanın geręekleřtięini göstermektedir. Geri sıçramadan dolayı artık hız ters yönde hızlanmaya başlamıştır. En sonunda ise kuvvet sıfır olurken yer değiştirme de kalıcı hasar oluşturduğundan sıfır değerini yakalayamaz. Dolayısıyla şekil 6.2.'deki grafiğe bakıldığında kompozit levhanın üzerinde meydana gelen toplam yer değiştirme 1,90 mm'dir. Bu maksimum yer değiştirmenin meydana geldiği noktada, elde edilen yer değiştirme değeri ile uygulanan darbe sonunda meydana gelen toplam yer değiştirme değerlerinin arasındaki fark vurucu ucun geri sıçraması sonucu kompozit levhayla temasının kesilmesiyle levha bir kısım elastik özellik gösterdiğinden bir miktar iyileşme göstermektedir.

şekil 6.2.'de kuvvet-yer değiştirme eğrisi altında kalan alan vurucu uçtan numuneye transfer edilen deformasyon enerjisini verir ve daha sonra bir miktar enerji, numuneden vurucu uğa geri sıçrama hareketi için verilir. Kuvvet-yer değiştirme kapalı eğrisi içerisinde kalan alan ise darbe boyunca absorbe edilen enerji değerini vermektedir [5,33]

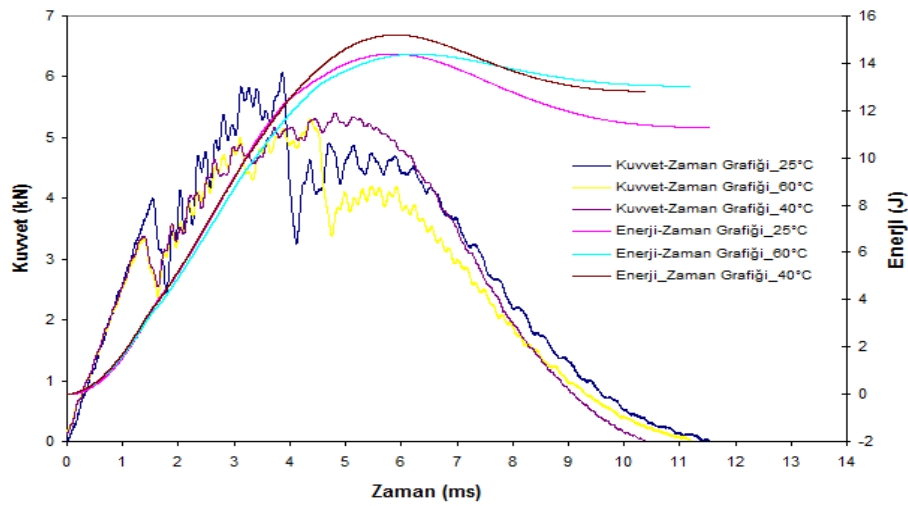
şekil 6.3. incelendiğinde vurucu ucun numuneye çarpmasından sonra meydana gelen maksimum yer değiştirmede hız sıfıra ulaşmaktadır. Artık bu durumda numune emdiği enerjiden sonra kalan enerjiyi kullanarak ters yönde hareketini geręekleřtirmektedir. Hız, sıfır noktasına ulaştığı zaman ise vurucu ucun numune içine maksimum batmaya ulaştığı söylenebilir [5].



(a)



(b)



(c)

Şekil 6.4. Kuvvet-enerji-zaman grafiği, a) $[0/+45/-45/90/+45/0/-45/90]_s$, b) $[+45/0/-45/90/+45/0/-45/90]_s$, c) $[90/+45/0/-45/+45/0/-45/90]_s$ tabakalı dizilim için

Darbe deneylerinde üç çeşit davranış gözlenmektedir. Bunlar: geri sıçrama, nüfuziyet (penetrasyon) ve delip geçme (perforasyon) olarak tanımlanmaktadır [27]. Bu durumda Şekil 6.4.'de belirtilmiş tüm dizilimler için incelenmiş olan sıcaklıklarda vurucu ucun numuneye çarptıktan sonra geri sıçrama hareketi yaptığı görülmektedir.

Şekil 6.4.'den görüleceği gibi sıcaklığın artmasıyla temas kuvveti azalmaktadır. Yani vurucu uç enerjisi tükendiği zaman, kuvvet düşmeye başlar ve kalıcı yer değiştirme meydana gelir. Temas kuvveti değerlerinin sıcaklık artıkcı azalması, tabakaların katılık özelliğinin azalmasından kaynaklanmaktadır ve sünek davranışta darbe yüküne karşı daha az dirençli olduğu söylenebilir. Ayrıca oda sıcaklığından yüksek sıcaklıklarda temas süresi oda sıcaklığındaki süreden kısalmaktadır. Sıfırlama süresinin fazla olması numunenin esneklik özelliğinin fazla olmasından kaynaklanmaktadır. Çünkü maksimum çökme süresi daha fazladır. Numune üzerine uygulanan yükün boşalması esnasında yükleme durumundan daha büyük farklılıklar görülmektedir. Bunun nedeni numuneler üzerinde meydana gelen farklı hasar mekanizmalarından kaynaklanmaktadır. Şekil 6.4.'de yer alan grafiklerin inişli çıkışlı olmasının sebebi önemli fiber kırılmalarının meydana gelmesindenidir.

Oda sıcaklığından yüksek sıcaklıklardaki F_{kr} değerlerine bakıldığında artan sıcaklıklarla bu değerlerin azaldığı gözlenmektedir. Bunun nedeni, yüksek sıcaklıkta, reçine malzemesinin yumuşaması ve kompiyans etkisi, düşük camsı geçiş sıcaklığının tabakanın dayanım ve katılığının bozulmasına neden olmasındandır [34,37]. Dolayısıyla oda sıcaklığından daha fazla katılık kaybı söz konusu olmaktadır. Yüksek sıcaklıkta kuvvet-yer değiştirme eğrisinin daha düşük eğimi ile uyumlu olduğundan düşük darbe yükünde matris kırılmalarından dolayı daha kolay hasar başlayışına izin verilebilir.

Kuvvetin numunelere uygulanması esnasında her bir sıcaklık için grafiklerden farklı kuvvet değerlerinin okunması sıcaklığın etkisiyle numunelerde farklı hasar tiplerinin meydana gelmesinden kaynaklanmaktadır.

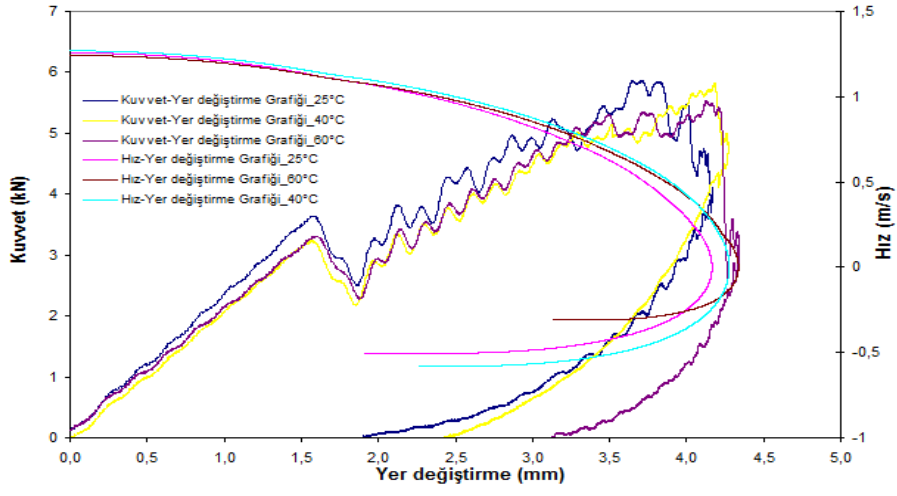
Enerji ile ilgili grafikler incelendiğinde artan sıcaklıkla birlikte darbe enerjisi ile absorbe edilen enerji değeri birbirine yaklaşmaktadır. Dolayısıyla yüksek sıcaklıkta levhalar delinme olayına yaklaşmaktadır. Ayrıca yüksek sıcaklıklarda artan absorbe edilen enerji ile levhaların esneme özelliği azalmaktadır.

Levhalarda görülen maksimum kuvvete ulaştıktan sonra ani düşüş, fiber kırılmaların oluşumu ve numunelerin kalınlığı boyunca meydana gelen hasarların yayılmasından kaynaklanmaktadır.

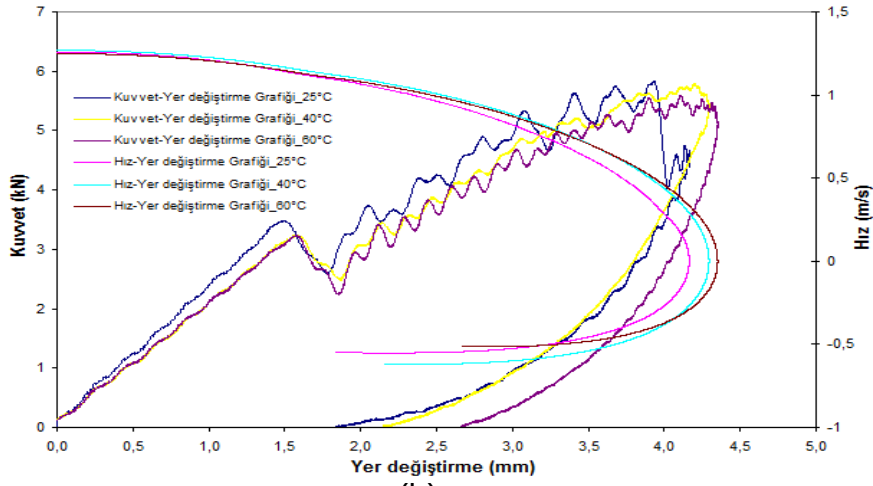
Şekil 6.5.'de temas kuvveti-yer değiştirme grafiğine bakarak vurucunun numuneleri delmeden geri döndüğünü söyleyebiliriz. Bu geri dönme durumlarında temas kuvveti-yer değiştirme grafiğinin yük boşalması kısmı(maksimum temas kuvveti sonrası) yükleme kısmına paraleldir. Ayrıca sıcaklık artışıyla temas kuvveti azalırken kompozit levhalarda meydana gelen kalıcı yer değiştirme değerleri de artmaktadır. Dolayısıyla tasarımcılar daha iç yapılara transfer edilen yer değiştirme miktarının kritik olduğu uygulamalarda bu sonuçları düşünmelidir. Ayrıca artan sıcaklıkla numunelerdeki maksimum yer değiştirme miktarı da artış göstermektedir.

Belirlenmiş olan üç tabaka dizilimi değerlendirildiğinde temas kuvveti-yer değiştirme grafiklerindeki yükleme kısımlarının eğimleri temas kuvveti değerinin azalıp yer değiştirme değerinin artması ile azalma göstermektedir. Kritik kuvvet değerinin artan sıcaklıkla azalması, yüksek sıcaklıklarda kuvvet-yer değiştirme eğiminin azalması ile ilgili olduğu düşük darbe yüklerinde matris kırılmaları, delaminasyonlardan dolayı daha kolay darbe başlangıçları meydana gelmektedir.

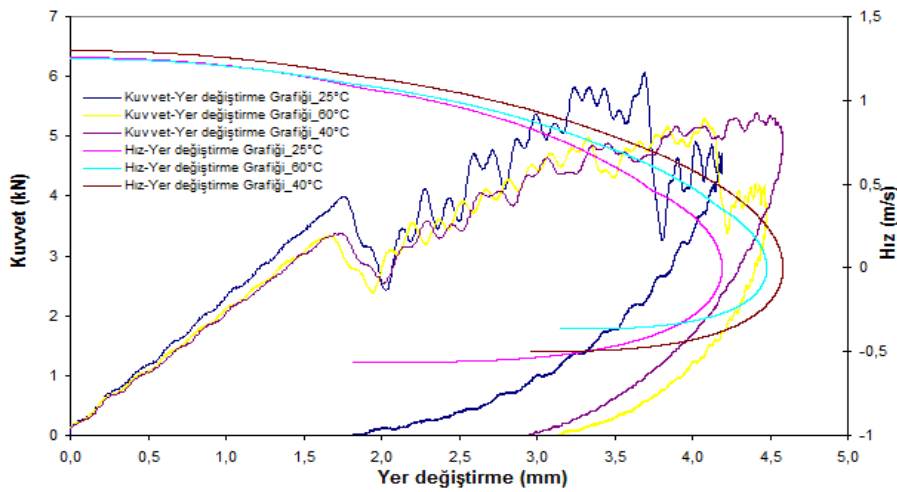
Şekil 6.5.'de belirtilen ilk eşik noktası yani kritik kuvvet levhalara ait katılık değişimini göstermektedir. Katılık değişimi de yüksek sıcaklıklarda oda sıcaklığından daha azdır. Dolayısıyla sıcaklık artması ile tabakalarda katılık azalmakta, eğilme ve yer değiştirme artmaktadır.



(a)

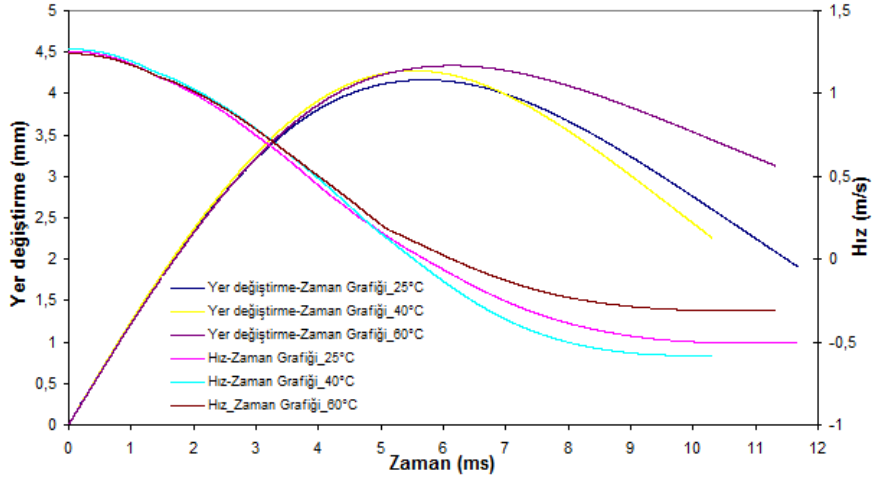


(b)

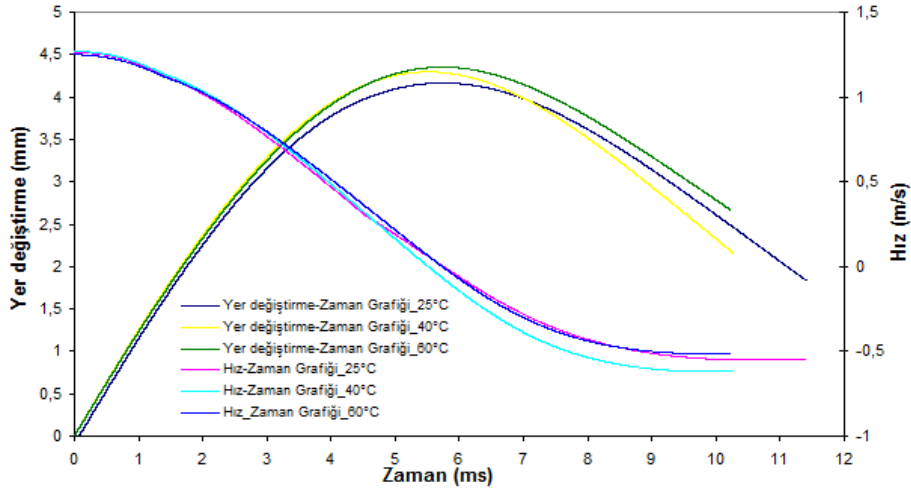


(c)

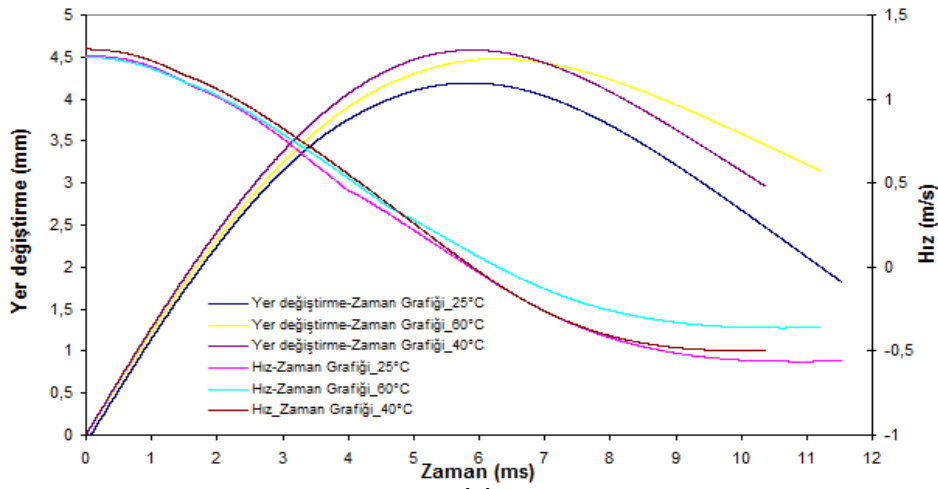
Şekil 6.5. Kuvvet-hız-yer değiştirme grafiği, a) $[0/+45/-45/90/+45/0/-45/90]_s$, b) $[+45/0/-45/90/+45/0/-45/90]_s$, c) $[90/+45/0/-45/+45/0/-45/90]_s$ tabakalı dizilim içi



(a)



(b)



(c)

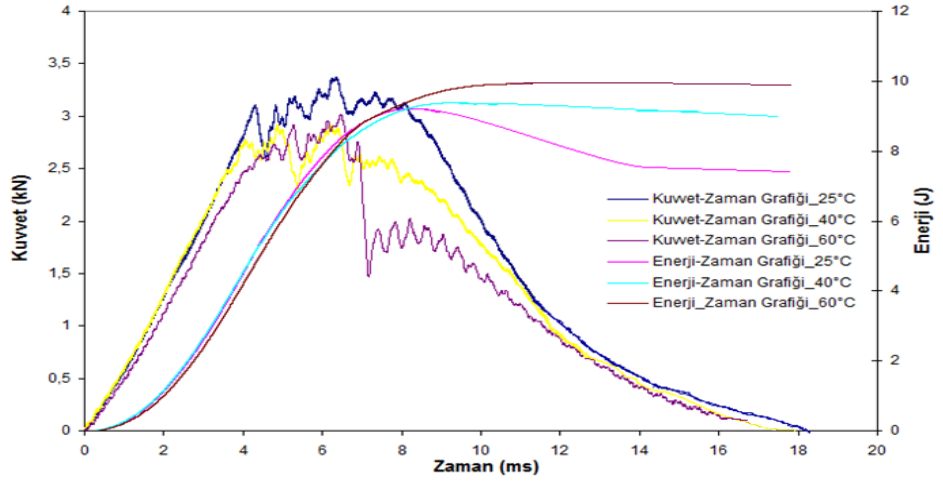
Şekil 6.6. Yer değiştirme-hız-zaman grafiği, a) $[0/+45/-45/90/+45/0/-45/90]_s$, b) $[+45/0/-45/90/+45/0/-45/90]_s$, c) $[90/+45/0/-45/+45/0/-45/90]_s$ tabakalı dizilim için

Şekil 6.6.'da hız-zaman grafiklerine bakıldığında incelenmiş olan tüm levhalarda geri sıçrama hareketi söz konusu olduğundan vurucu uç numuneye temas edip maksimum yer değiştirme noktasına ulaştıktan sonra hız ters yönde hareket etmektedir. Dolayısıyla hız, negatif görünmektedir.

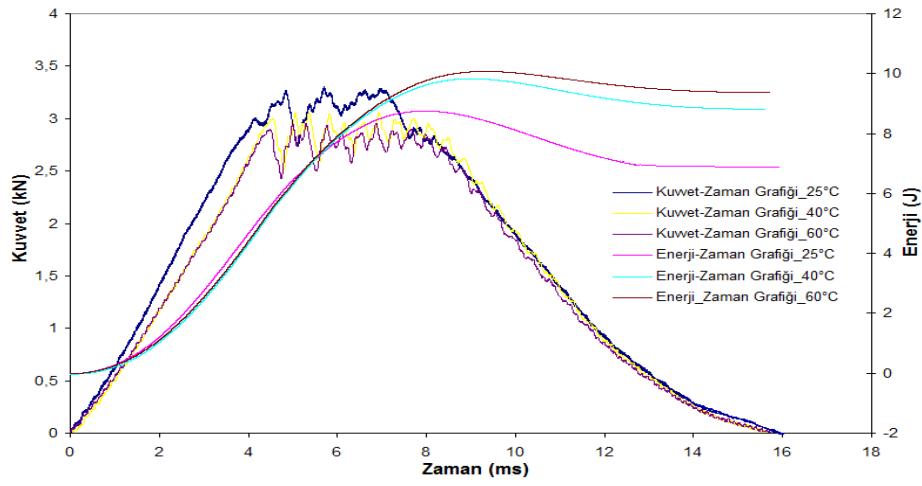
Şekil 6.5. ve Şekil 6.6. incelendiğinde ise darbe ucu levhaya çarptığında $V=0$ olduğu zaman numune de meydana gelen maksimum yer değiştirme miktarı sıcaklık artmasıyla artış göstermektedir. Bunun nedeni $V=0$ m/s anında numunelerde elastik ve plastik toplam yer değiştirmelerinden dolayı maksimum değer de bir hareket etme durumu söz konusudur. Fakat vurucu uç kendini geri çektiği andan itibaren numune kendini toplar ve sonunda sadece numune de meydana gelen kalıcı yer değiştirmeler bulunur.

10 tabakadan oluşan karbon prepreg tabakalı kompozit levhaların ağırlık düşürme test sonuçları

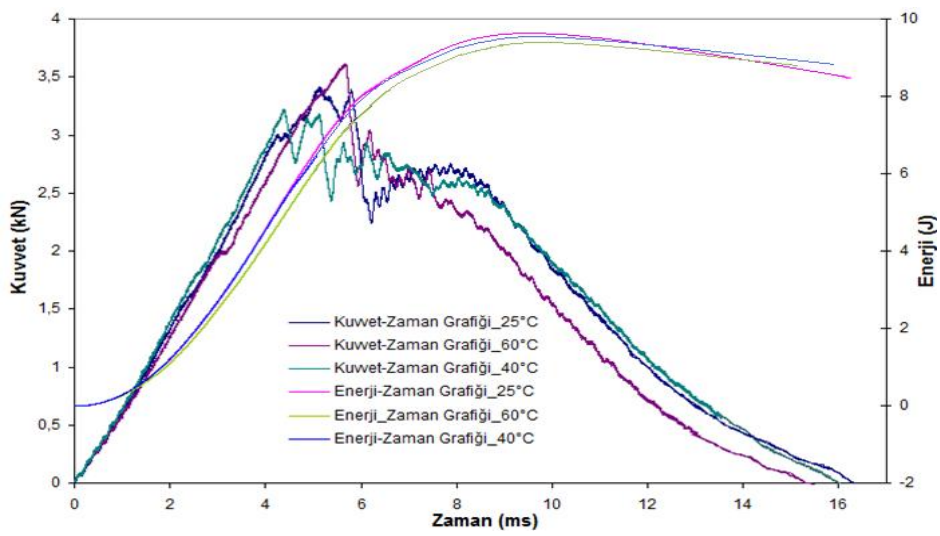
10 tabakadan oluşan kompozit numuneler 1,84 mm kalınlıkta olup 25°C, 40°C ve 60°C sıcaklıklarına tabi tutularak 10 J enerji seviyesinde darbeye maruz bırakılmışlardır. Bunun sonucunda numunenin darbeye karşı verdiği cevaplar aşağıdaki grafiklerde belirtilmiştir.



(a)



(b)



(c)

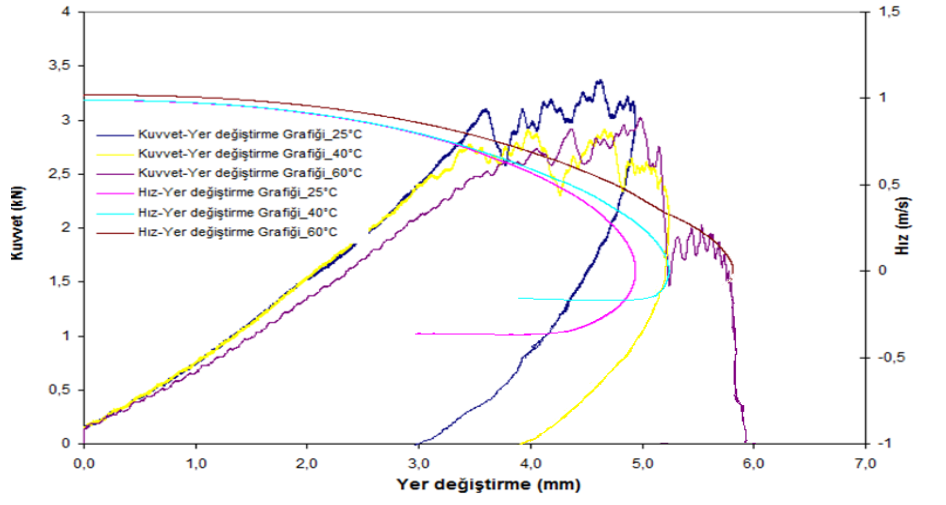
Şekil 6.7. Kuvvet-enerji-zaman grafiği, a) [0/+45/0/-45/90]_s,
b) [+45/0/0/-45/90]_s, c) [90/+45/0/0/-45]_s tabakalı dizilim için

Şekil 6.7. incelendiğinde $[0/+45/0/-45/90]_S$ diziliminin 60°C 'deki numunesinde penetrasyon ve diğer tüm dizilimlerde geri sıçrama hareketi gözlenmiştir. 10 tabakalı dizilimler için sıcaklık artışıyla temas kuvvetleri ve temas süreleri azalmıştır. Şekil 6.7.'de sıcaklık değişimi numuneleri yükleme durumunda etkilemediği fakat yükün boşalması esnasında oda sıcaklığına göre hasar mekanizmalarının farklılığından dolayı değişiklik göstermektedir. Özellikle en fazla $[0/+45/0/-45/90]_S$ diziliminde sıcaklık artışıyla $F_{\max}$ kuvvet değerinden sonra kuvvette büyük ölçüde azalmalar gözlenmiştir. Sıfırlama süresi oda sıcaklığındaki numune de fazla olup bu numunenin esneklik özelliği daha fazla olmaktadır. Ayrıca yine bu dizilimin 60°C sıcaklığında levha tarafından absorbe edilen enerji miktarı uygulanan toplam enerji değerine eşittir. Yani levha tüm enerji değerini absorbe etmiştir. Bu durumdaki numunelerde penetrasyon durumunun meydana geldiği söylenebilir.

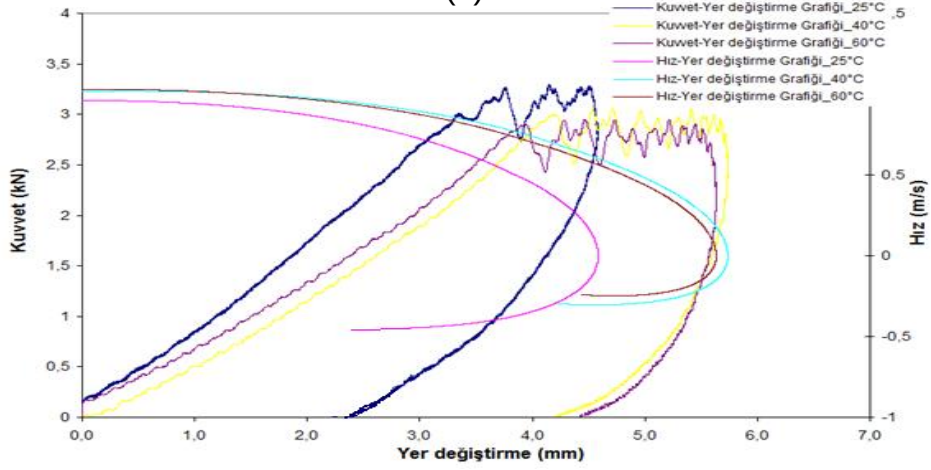
Artan sıcaklıkla birlikte darbe enerjisi ile absorbe edilen enerji değerleri birbirine ve levhalar delinme olayına yaklaşmaktadır. Dolayısıyla levhalarda sıcaklık artıkcı artan absorbe edilen enerji ile numunelerin esneme özelliği azalmaktadır.

Yüksek sıcaklıklarda 16 tabakalı levhalarda olduğu gibi sıcaklık nedeniyle levhaların katılığı azaldığından dolayı F_{kr} değerinde düşme gözlemlenmiştir.

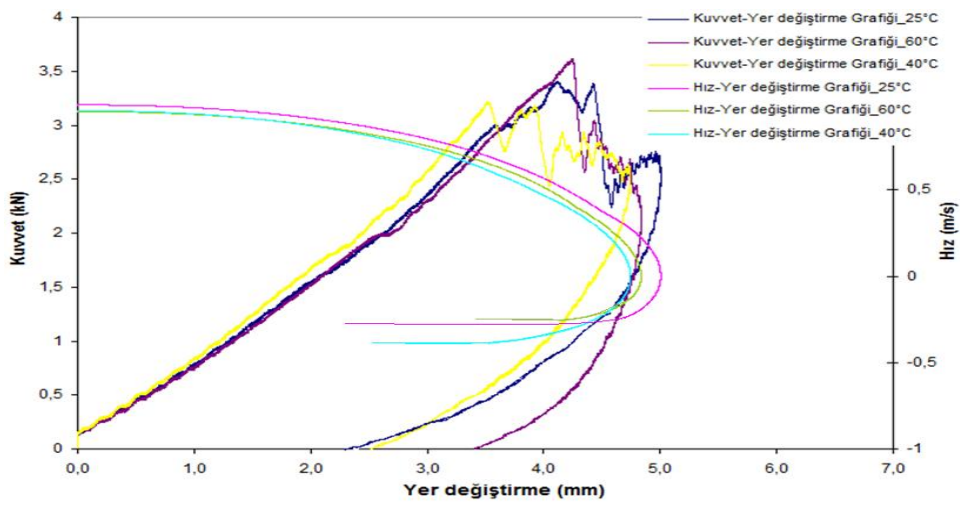
$[90/+45/0/0/-45]_S$ diziliminde kritik kuvvet değerine ulaşıldıktan sonra levhalara tekrar yükleme yapılamamış dolayısıyla $F_{\max}$ değerine ulaşamamıştır. F_{kr} değerine ulaştıktan sonra vurucu uçta yeterli artakalan potansiyel enerji depolanamadığından dolayı temas kuvveti düşme göstermekte ve makro fiber kırılmalarının meydana geldiği $F_{\max}$ değeri görülememektedir. Dolayısıyla bu levhalarda sadece matris kırılması ve delaminasyon hasarlarının meydana geldiği söylenebilir.



(a)



(b)

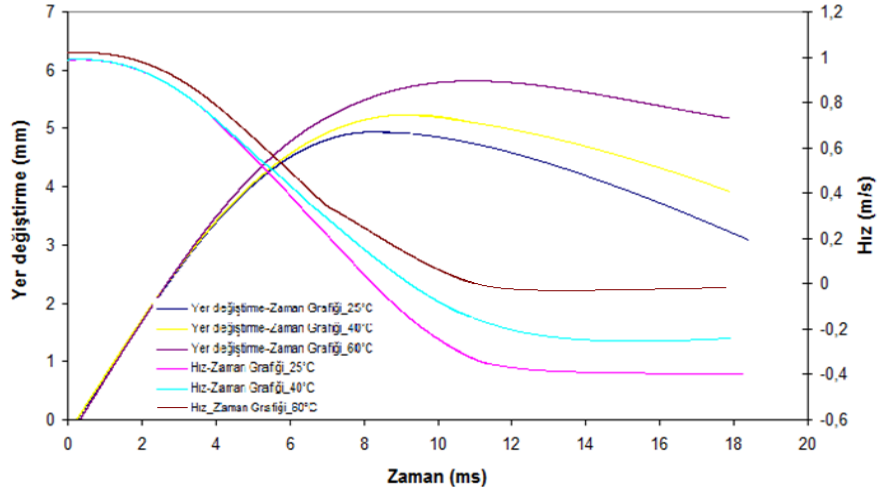


(c)

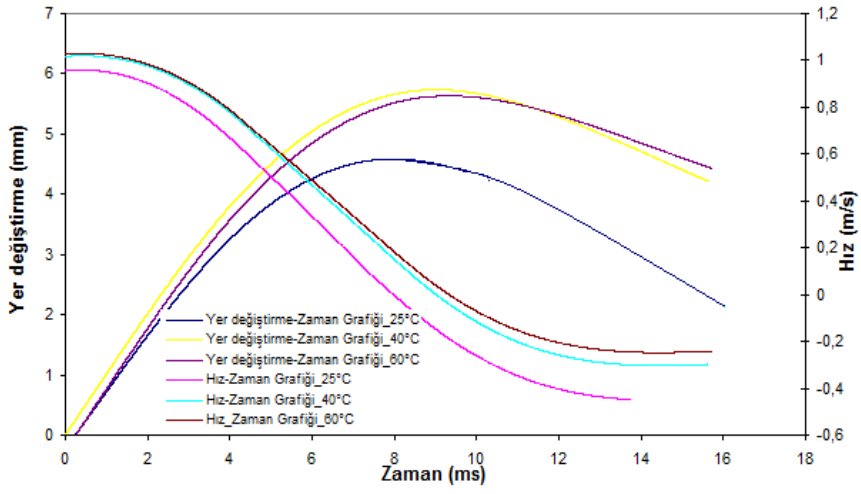
Şekil 6.8. Kuvvet-hız-yer değiştirme grafiği, a) $[0/+45/0/-45/90]_S$, b) $[+45/0/0/-45/90]_S$, c) $[90/+45/0/0/-45]_S$ tabakalı dizilim için

Şekil 6.8. incelendiğinde $[0/+45/0/-45/90]_S$ dizilimi 60°C sıcaklığında darbeye maruz kalmış numune hariç diğer numunelerde geri sıçrama hareketi gözlenmektedir. Dolayısıyla vurucu uç kompozit malzemelerle temasının kesilmesinden sonra hız değeri negatif yönde artış göstermektedir. Bu grafiklerde başlangıçtaki yüklemde değişiklik görünmemekte fakat yükün boşalması anında da kırılmaların malzeme içinde yayılmasından dolayı değişiklik görülmektedir.

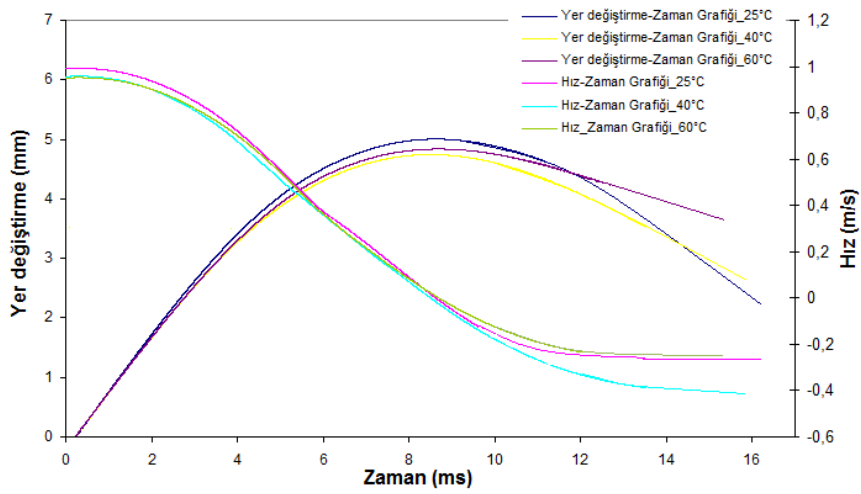
$[0/+45/0/-45/90]_S$ dizilimi için ise 60°C sıcaklıkta darbeye maruz kalmış levhanın grafiği incelendiği zaman, vurucu ucun levhaya çarptıktan sonra geri sıçrama hareketi yapmadığı görülmektedir. Geri sıçrama yapmadan vurucu uç durmaktadır. Yani numune de penetrasyon durumu görülmektedir. Dolayısıyla bu durumda darbe ucu fiberleri kırarak malzemenin kalınlığı yönünde ilerler ve bu konumda kalır. Vurucu uç geri sıçramazsa, levha, vurucu ucu değiştirmek için fazla iç enerjiye sahip değildir. Vurucu uç durduğu zaman maksimum yer değiştirme noktasına, yani numune içine maksimum batma konumuna ulaşmıştır. Malzeme darbe enerjisinin tamamını absorbe etmiştir. Kuvvet, maksimum değere ulaştıktan sonra düşmeye başlar ve çökme değeri artmaya devam eder. Kuvvette en sonunda sıfıra ulaşır. Diğer bir dağılma eğilimi gösteren mekanizma olan delinme [perforation] başlangıç aşamasındadır, fakat meydana gelmez. Bu durumda malzeme doymuştur [5,26]. Dolayısıyla maksimum temas kuvvetine bağlı yer değiştirme miktarı geri sıçramadan nüfuziyet durumuna doğru artış göstermektedir [28]. Bu numunede 60°C 'de nüfuziyet görüldüğünden vurucu ucun kompozit malzeme ile temasının kesilmesinden sonra yer değiştirme de geri sıçrama durumlarında olduğu gibi bir azalma görülmemektedir. Temas kuvveti-yer değiştirme grafiklerindeki yükleme kısımlarının eğimleri geri sıçrama durumundan nüfuziyet durumuna doğru geçildikçe azalma göstermektedir. Ayrıca yüksek sıcaklıklarda numuneler arasındaki katılık azalmaktadır. Dolayısıyla malzemenin yüksek sıcaklıkta darbe yüküne karşı direnci azalmaktadır.



(a)



(b)



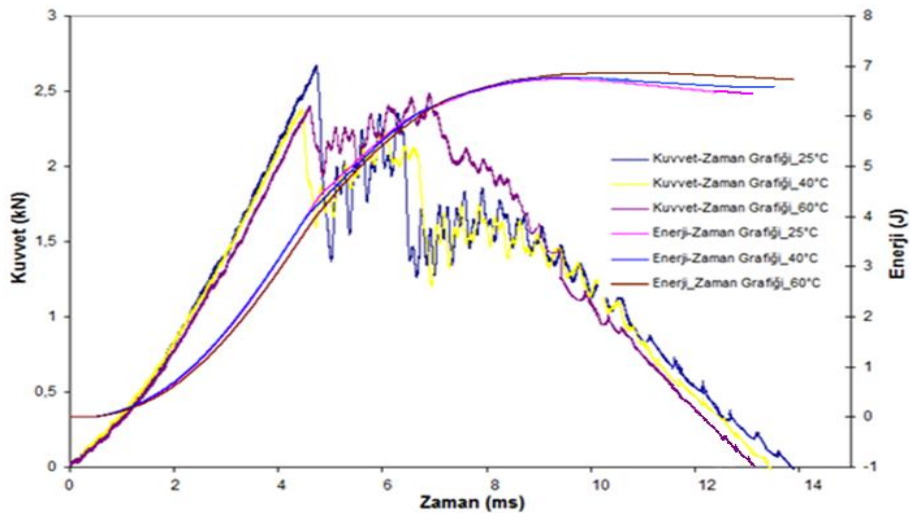
(c)

Şekil 6.9. Yer değişirme-hız-zaman grafiği, a) $[0/+45/0/-45/90]_S$,
b) $[+45/0/0/-45/90]_S$, c) $[90/+45/0/0/-45]_S$ tabakalı dizilim için

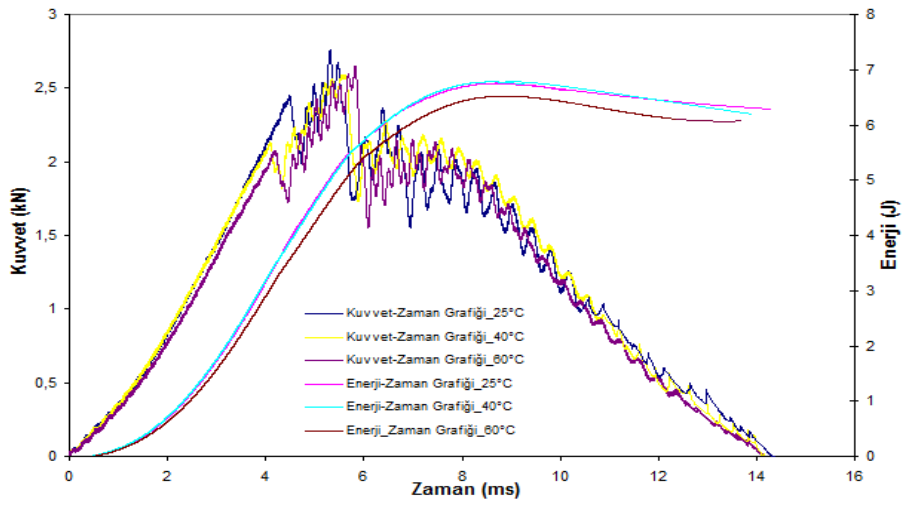
Şekil 6.9.'a bakıldığında numunelerde geri sıçrama hareketi meydana geldiğinden dolayı hız değerleri geri dönüş hareketinde negatif olarak görünmektedir. Fakat sadece $[0/+45/0/-45/90]_S$ diziliminin 60°C sıcaklığında penetrasyon durumu görüldüğünden vurucu ucun son hızı sıfır olarak görülmektedir. Dizilimler incelendiğinde ilk nüfuziyet sıcaklık arttıkça artmaktadır. Ayrıca 0° ile başlayan dizilim diğerlerine göre nüfuziyet durumuna daha fazla yaklaşmıştır. Yani 0° ile başlayan dizilimlerin darbeye karşı 45° ve 90° 'ye karşı daha hassas oldukları söylenebilir. Ayrıca 45° ile başlayanların ise diğerlerine göre darbe hasar toleransları daha yüksektir.

8 tabakadan oluşan karbon prepreg tabakalı kompozit levhaların ağırlık düşürme test sonuçları

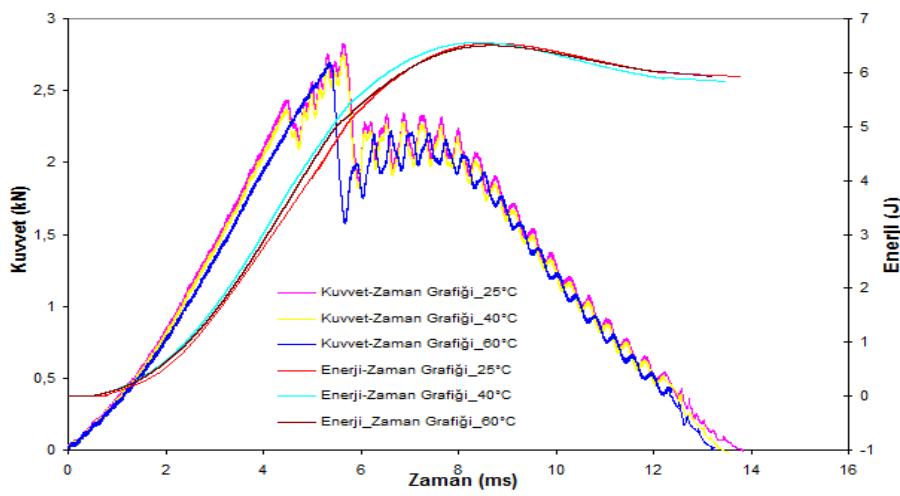
8 tabakadan oluşan kompozit numuneler 1,47 mm kalınlıkta olup 25°C , 40°C ve 60°C sıcaklıklarına tabi tutularak 7 J enerji seviyesinde darbeye maruz bırakılmışlardır. Bunun sonucunda numunenin darbeye karşı verdiği cevaplar aşağıdaki grafiklerde belirtilmiştir.



(a)



(b)



(c)

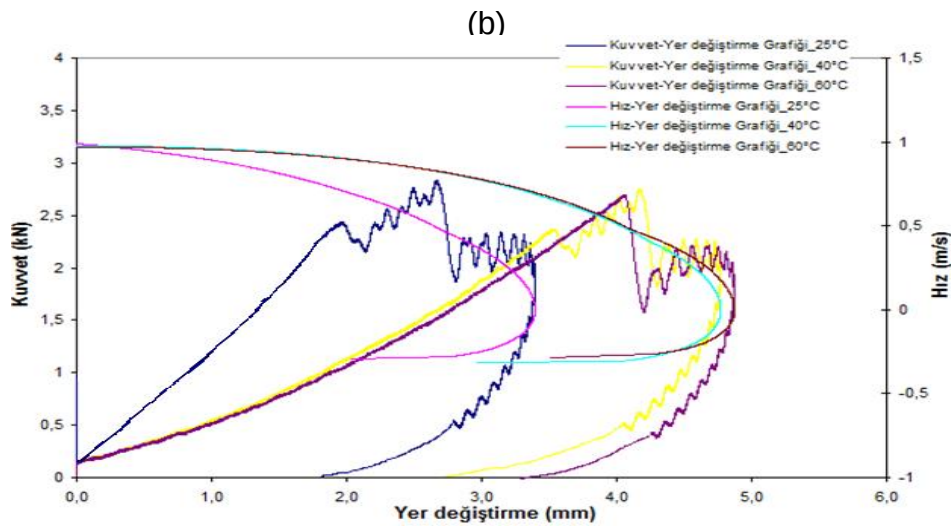
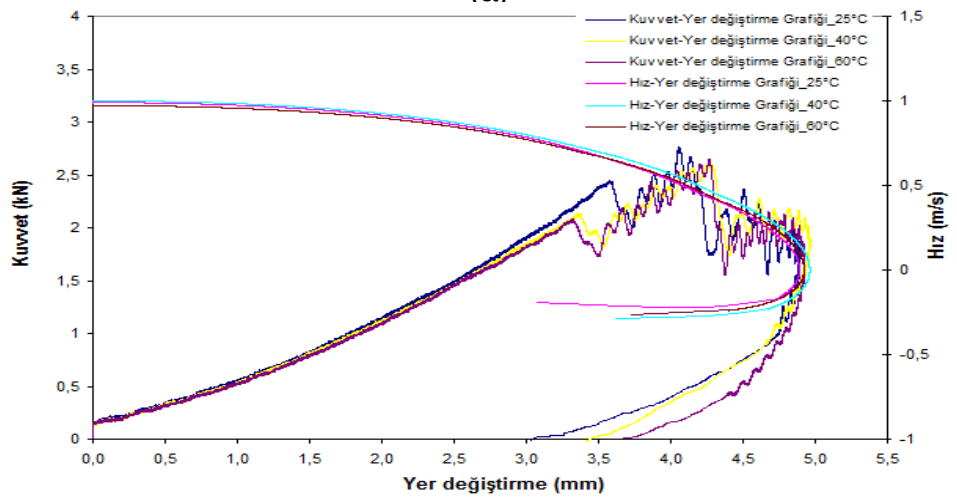
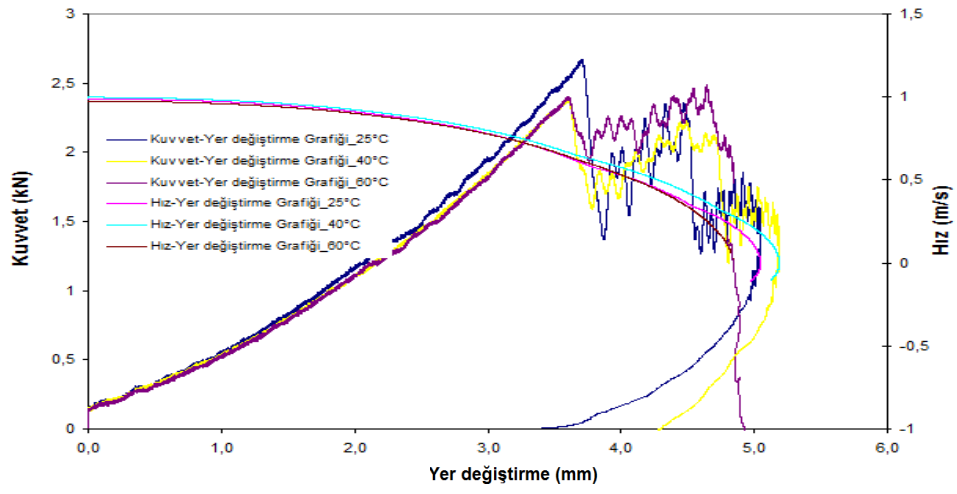
Şekil 6.10. Kuvvet-enerji-zaman grafiği, a) $[0/+45/-45/90]_s$,
b) $[90/+45/0/-45]_s$, c) $[+45/0/-45/90]_s$ tabakalı dizilim için

Şekil 6.10. incelendiğinde artan sıcaklık değeri ile temas kuvveti azalırken, temas sürelerinin azaldığı 8 tabakalı dizilimler için de gözlenmektedir. Bu 8 tabakalı dizilimlerden $[0/+45/-45/90]_S$ diziliminde 60°C sıcaklıkta tüm enerji absorbe edildiğinden nüfuziyet meydana gelmektedir. Vurucu uç levhayla temas ettikten sonra hareketsiz kalmıştır. Diğer durumlarda ise geri sıçrama hareketinin meydana geldiği gözlemlenmiştir. Sıfırlama süresi oda sıcaklığındaki levha da fazla olup bu sıcaklıkta numunenin esneklik özelliği daha fazla olmaktadır. Sıcaklık artıkça levhaların darbe enerjisi ile absorbe edilen enerji değeri birbirine yaklaşmakta ve levha delinme durumuna daha yakın görünmektedir.

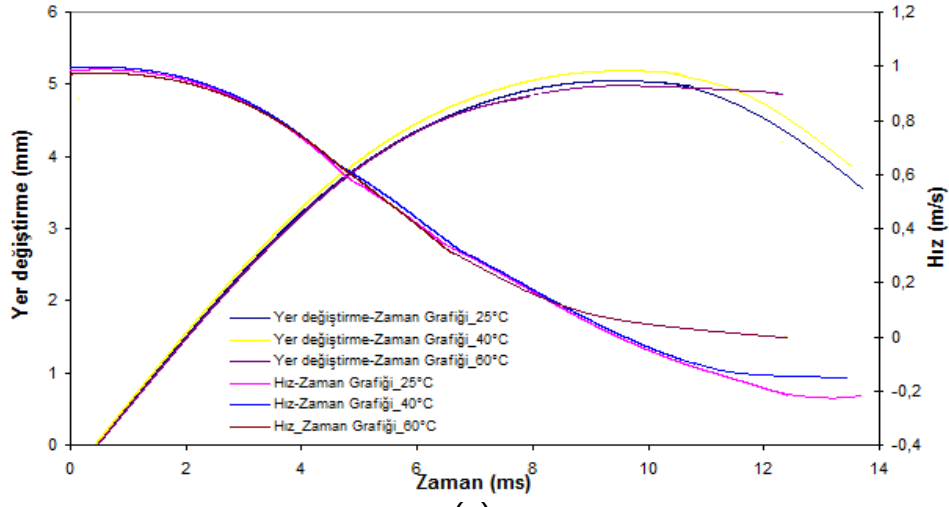
$[0/+45/-45/90]_S$ dizilimli levhalara ait 25°C ve 40°C sıcaklıklarda ve $[+45/0/-45/90]_S$ diziliminde ise sadece 60°C sıcaklıkta darbeye maruz kalmış levhalarda uygulanan darbe ile kritik kuvvet değerine ulaşılmış, fakat maksimum kuvvet değerine kadar ulaşılamamıştır. Dolayısıyla bu levhalarda delaminasyon hasarları meydana gelmekte fakat makro düzeyde fiber kırılmaları oluşmamaktadır. Bu durum vurucu uç levhaya çarptıktan sonra yeterli artakalan potansiyel enerjiye sahip olmamasından kaynaklanmaktadır.

Şekil 6.11. incelendiğinde artan sıcaklık değeriyle meydana gelen kalıcı yer değiştirme değerinin artmakta olduğu görülmektedir. Geri sıçrama durumundan nüfuziyete geçilen durumlarda temas kuvvetlerinin azalmasıyla yükleme kısmının eğimlerinde de azalma görülmektedir. Bu durum dizilimlerde 25°C 'den 60°C 'ye giderken eğimlerinde açık bir şekilde görülmektedir.

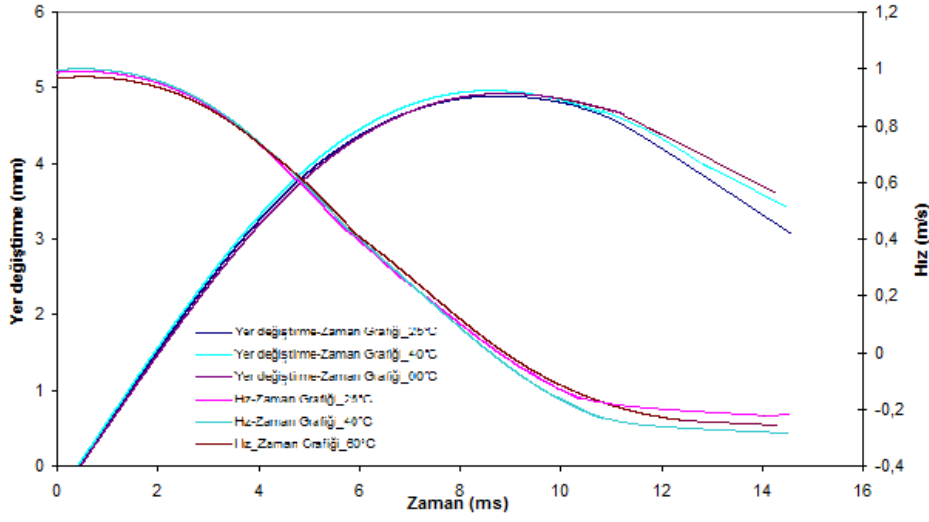
Şekil 6.11.'de görüldüğü gibi yüksek sıcaklıklarda numuneler arasında rijitlik azalmaktadır.



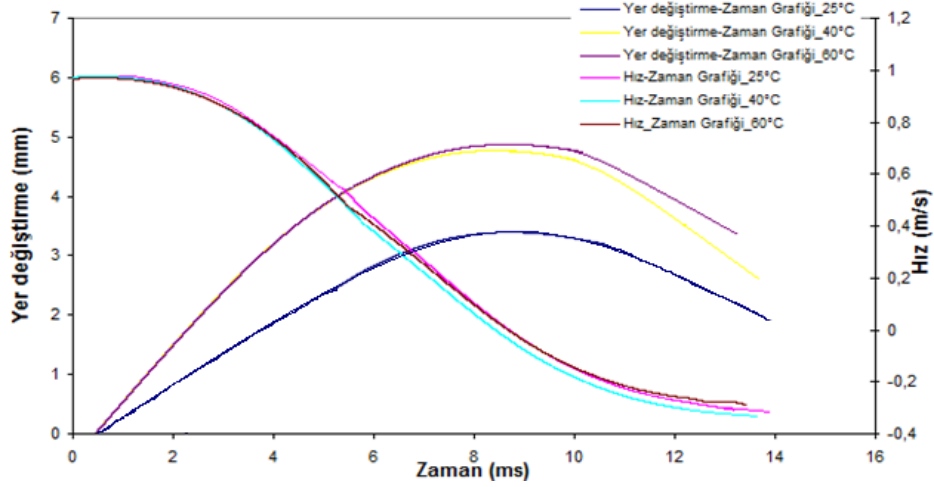
Şekil 6.11. Kuvvet-hız-yer değiştirme grafiği, a) $[0/+45/-45/90]_s$,
b) $[90/+45/0/-45]_s$, c) $[+45/0/-45/90]_s$ tabakalı dizilim için



(a)



(b)



(c)

Şekil 6.12. Yer değiştirme-hız-zaman grafiği, a) $[0/+45/-45/90]_s$,
b) $[90/+45/0/-45]_s$, c) $[+45/0/-45/90]_s$ tabakalı dizilim için

Şekil 6.12. incelendiğinde ise nüfuziyetin meydana geldiği $[0/+45/-45/90]_S$ diziliminde 60°C sıcaklıktaki sonuç hariç diğerlerinde geri sıçrama söz konusu olduğundan hız hareketin tersi yönüne hareket etmiş dolayısıyla hız negatif değere ulaşmıştır. Dolayısıyla levha tarafından vurucu uçtan gelen tüm enerji absorbe olduğundan dolayı vurucu uç sıfırlanarak durmuştur. Diğer levhalarda ise geri sıçrama hareketi gözlenmektedir.

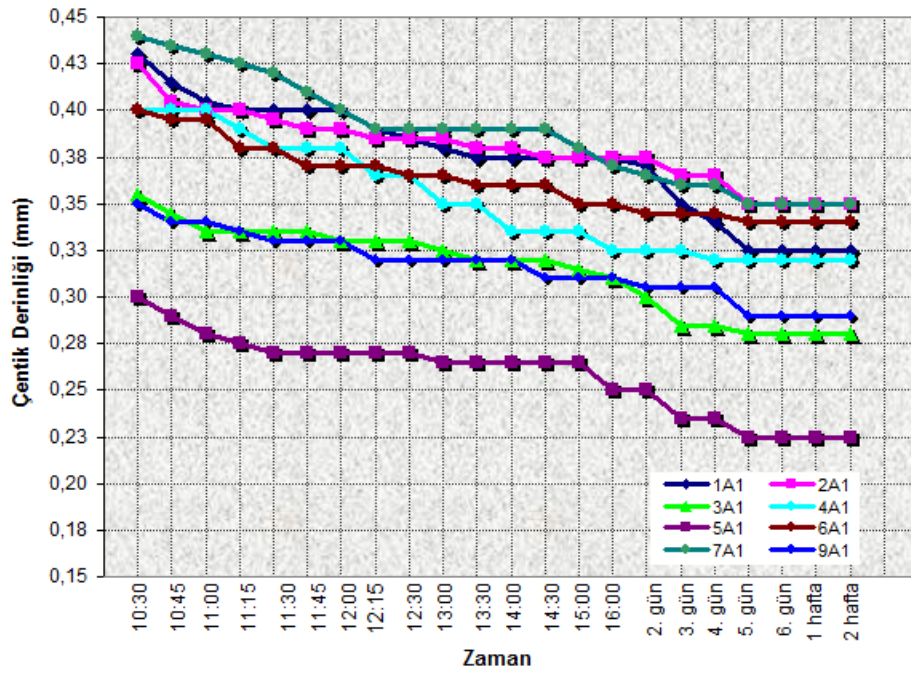
Sıcaklığın artmasıyla ise levhaların nüfuziyete yaklaşma durumu vurucu ucun hızının son değerinin sıfıra daha yakın olmasıyla anlaşılmaktadır.

6.1.2. Çentik derinliği ölçüm sonuçları

Daha önce de bahsedilmiş olduğu gibi düşük hızlı darbelere sebep olan tool düşmesi, taş sıçraması gibi olaylar düştükleri yerde uygulamış oldukları darbeye göre iz bırakırlar. Kompozit malzemelerin ise meydana gelen bu izi zaman içerisinde kendi kedilerine iyileştirdiklerine dair bir durum söz konusudur. Burada ise darbeye maruz kalmış numunelerden 8 adet seçilerek iki hafta boyunca ölçümler gerçekleştirilmiştir. Bu ölçüm işlemi; ilk gün sırasıyla 2 saat boyunca 15 dakika aralıklarla, daha sonra 2 saat boyunca 30 dakika aralıklarla ve son olarak 1 saat sonra gerçekleştirilmiş olup ilk hafta süresince de her gün ve daha sonra 2. hafta ölçüm yapılmıştır. Bu kaydedilen çentik ölçüm sonuçları Çizelge 6.2.'de tablo olarak ve Şekil 6.13.'de grafiksel olarak gösterilmektedir.

Çizelge 6.2. Çentik derinliği değişimi

Gün	Saat	1A1	2A1	3A1	4A1	5A1	6A1	7A1	9A1
1. gün	10:30	0,430	0,425	0,355	0,400	0,300	0,400	0,440	0,350
	10:45	0,415	0,405	0,345	0,400	0,290	0,395	0,435	0,340
	11:00	0,405	0,400	0,335	0,400	0,280	0,395	0,430	0,340
	11:15	0,400	0,400	0,335	0,390	0,275	0,380	0,425	0,335
	11:30	0,400	0,395	0,335	0,380	0,270	0,380	0,420	0,330
	11:45	0,400	0,390	0,335	0,380	0,270	0,370	0,410	0,330
	12:00	0,400	0,390	0,330	0,380	0,270	0,370	0,400	0,330
	12:15	0,390	0,385	0,330	0,365	0,270	0,370	0,390	0,320
	12:30	0,385	0,385	0,330	0,365	0,270	0,365	0,390	0,320
	13:00	0,380	0,385	0,325	0,350	0,265	0,365	0,390	0,320
	13:30	0,375	0,380	0,320	0,350	0,265	0,360	0,390	0,320
	14:00	0,375	0,380	0,320	0,335	0,265	0,360	0,390	0,320
	14:30	0,375	0,375	0,320	0,335	0,265	0,360	0,390	0,310
	15:00	0,375	0,375	0,315	0,335	0,265	0,350	0,380	0,310
	16:00	0,375	0,375	0,310	0,325	0,250	0,350	0,370	0,310
2. gün		0,370	0,375	0,300	0,325	0,250	0,345	0,365	0,305
3. gün		0,350	0,365	0,285	0,325	0,235	0,345	0,360	0,305
4. gün		0,340	0,365	0,285	0,320	0,235	0,345	0,360	0,305
5. gün		0,325	0,350	0,28	0,320	0,225	0,340	0,350	0,290
6. gün		0,325	0,350	0,28	0,320	0,225	0,340	0,350	0,290
1 hafta sonra		0,325	0,350	0,28	0,320	0,225	0,340	0,350	0,290
2 hafta sonra		0,325	0,350	0,28	0,320	0,225	0,340	0,350	0,290



Şekil 6.13 Çentik derinliği-zaman grafiği

Çizelge 6.2. ve Şekil 6.13. belirtildiği gibi kompozit levhalarda darbenin uygulandığı andan itibaren iki hafta boyunca ölçülen çentik derinliklerinde 5. günden itibaren değişme gözlenmemiştir. Dolayısıyla kompozit levhaların darbenin uygulandığı andan itibaren kendi kendilerini iyileştirdiği gözlemlenmektedir. Bu örnek numuneler için meydana gelen iyileştirme yüzdeleri Çizelge 6.3.'de belirtilmiş olduğu gibi %15 ila %25 arasında değişim göstermektedir.

Çizelge 6.3. Çentik derinliğinin azalma yüzdesi

Azalma Yüzdeleri (%)	24,42	17,65	21,13	20,00	25,00	15,00	20,45	17,14
Enerji (J)	14,5	14,5	14,5	7	10	7	10	10

Fakat burada şuna dikkat etmek gerekmektedir: Hata ile bakım esnasında kompozit malzeme üzerine tool düşmesi durumlarında, nasıl olsa malzeme kendini iyileştiriyor şeklinde düşünüp malzemede meydana gelen hataların da kendini iyileştirdiğini düşünmek yanlış olur. Böyle bir durumda gözle görülemeyecek kadar küçük darbelerin meydana gelmesinde malzeme kendisini iyileştirdiği zaman her ne kadar dıştan gözle fark edilebilecek bir durum söz konusu olmasa da malzemenin iç yapısında meydana gelen hasar mekanizmaları kendilerini korumakla birlikte malzeme için de yayılmaya dahi devam edebilir. Bu durumda böyle kaza yoluyla meydana gelen gözle fark edilemeyen düşük hızlı darbelerde malzemenin kullanılıp kullanılmayacağına dair inceleme yapılmalıdır. Aksi halde bu hasar mekanizmaları malzeme için de yayılarak ciddi sorunlar ortaya çıkarabilir.

6.1.3. C-Scan sonuçları

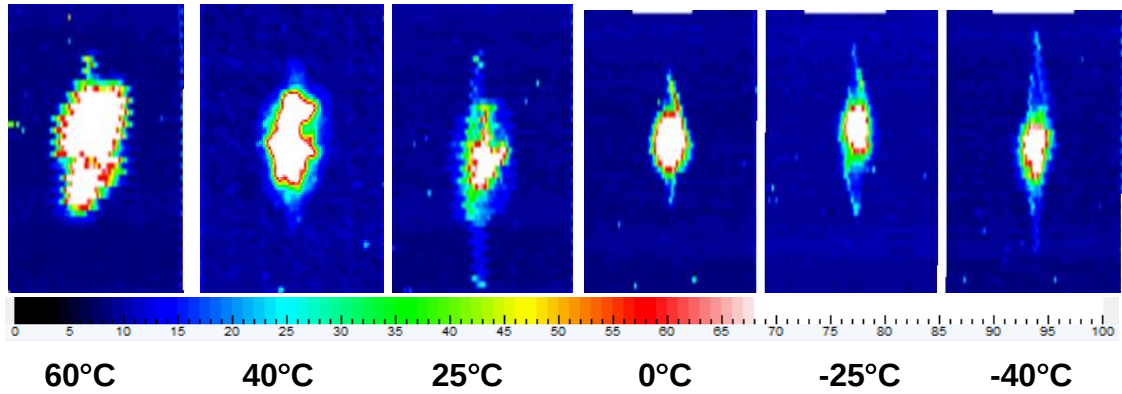
Bu çalışmada elde edilen datalar ultrasonik testlerde kullanılan C-Scan sistemi ile elde edilmiştir. Bu sistem, kalıcı bir kayıt elde etmek için yüksek hızlı taramalarda kullanılmaktadır.

Darbe uygulanmış levhalar öncelikle Resim 6.1.'de görüldüğü gibi dizilerek tarama işleminden geçirilir.

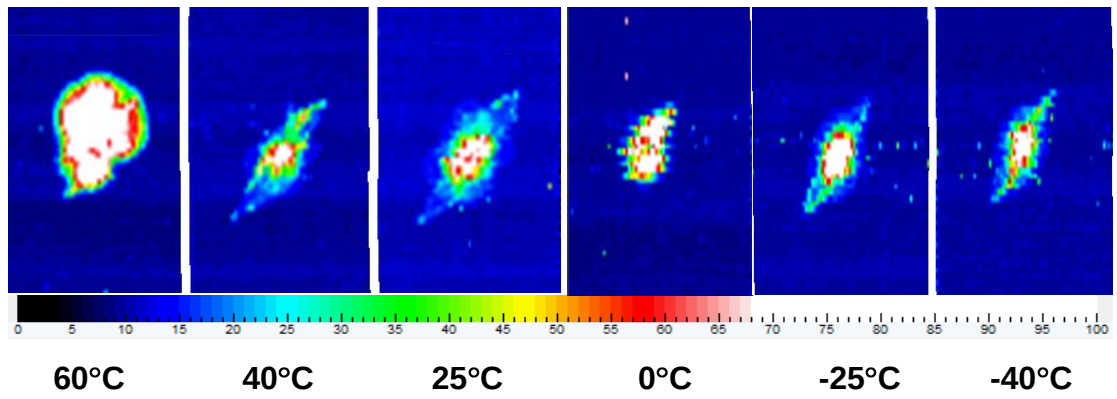


Resim 6.1. Levhaların C-Scan'e yerleşimi ve taranması

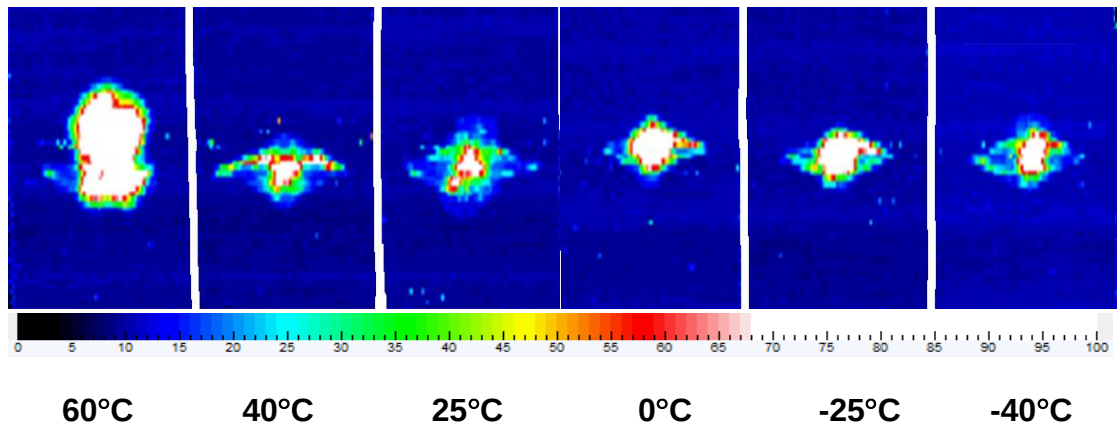
C-Scan test cihazında printing bar adı verilen bir kayıt sistemi vardır. Printing bar, bir ucu ultrasonik test cihazının ampliferine diğer ucu ise helis hareketli tambura bağlanmış bir kayıt cihazıdır. Tambur döndükçe printing barın kayıt yapan ucu kağıt üzerinde hareket ederek her devirde bir çizgi çizer. Böylece C-Scan sisteminde numunelerin tarama işleminden sonra, numunelerdeki hataların boyutu *Evaluation* programı vasıtasıyla elde edilmektedir. Aşağıdaki Şekil 6.14. - 6.22.'de numunelerin hata boyutları görülmektedir.



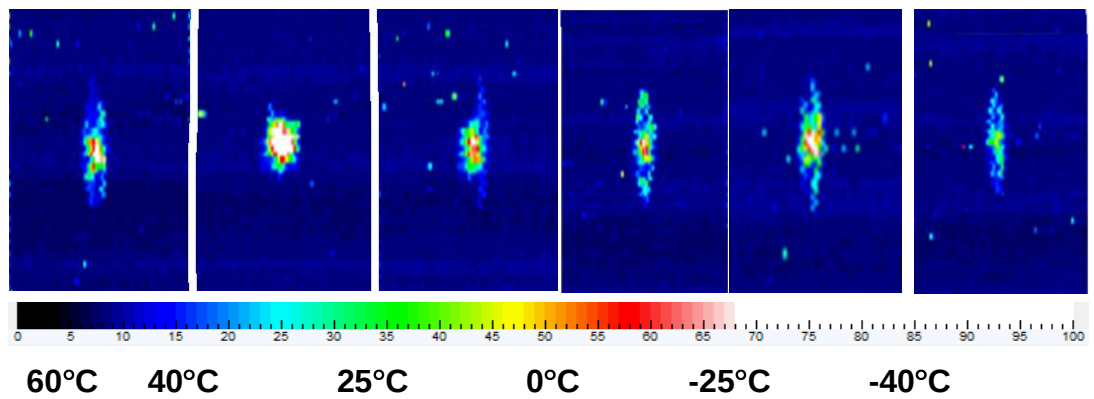
Şekil 6.14. $[0/+45/-45/90/+45/0/-45/90]_S$ dizilimine ait darbe hasarı alanları



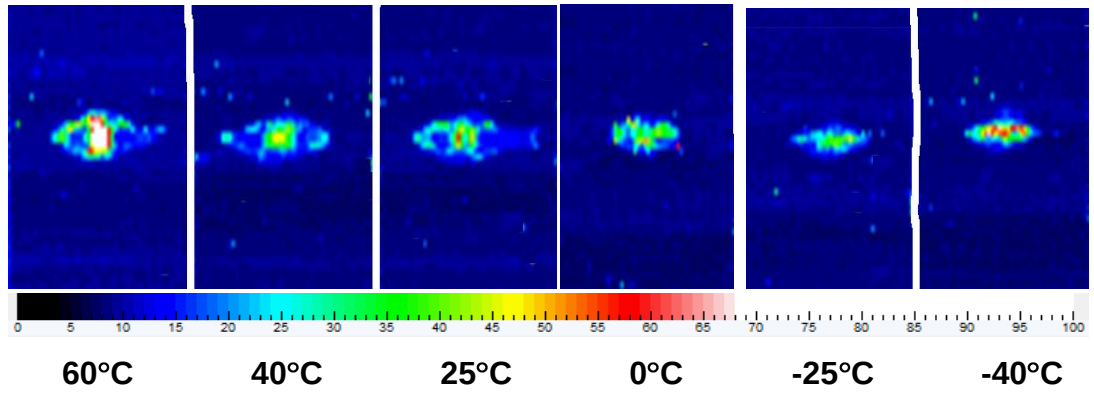
Şekil 6.15. $[+45/0/-45/90/+45/0/-45/90]_S$ dizilimine ait darbe hasarı alanları



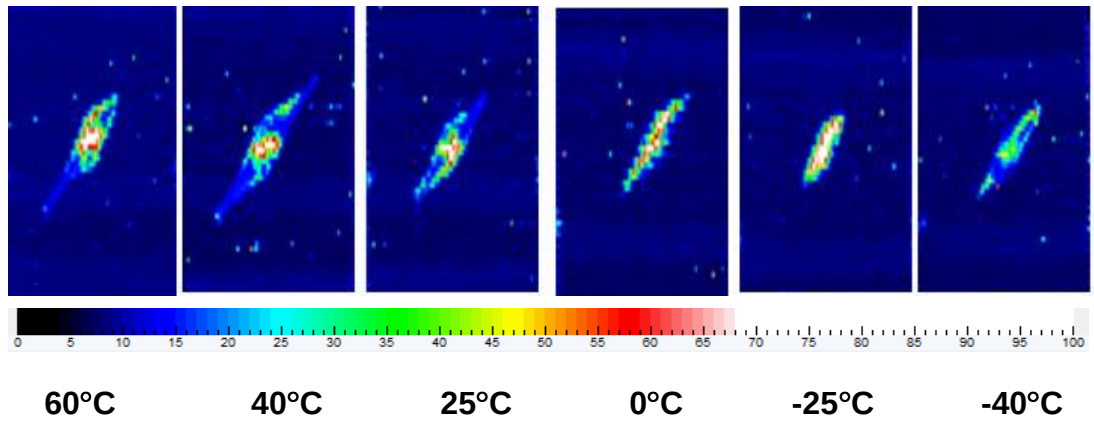
Şekil 6.16. $[90/+45/0/-45/+45/0/-45/90]_S$ dizilimine ait darbe hasarı alanları



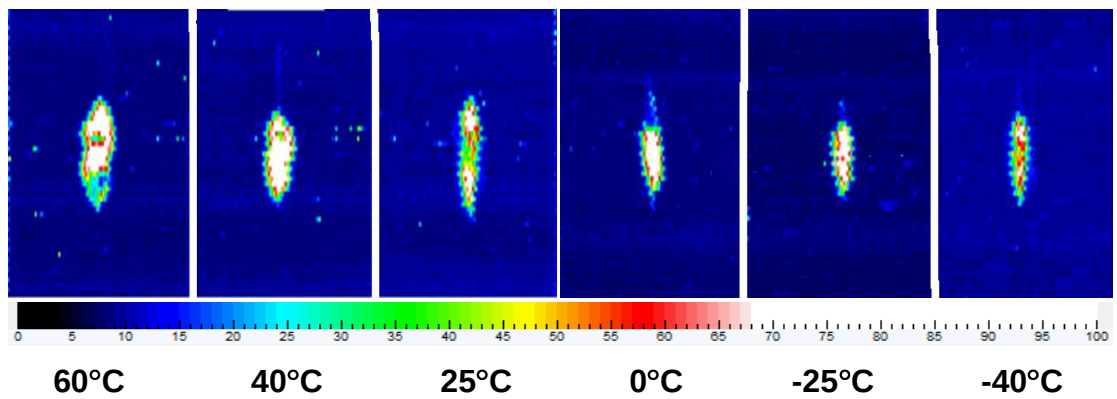
Şekil 6.17. $[0/+45/-45/90]_S$ dizilimine ait darbe hasarı alanları



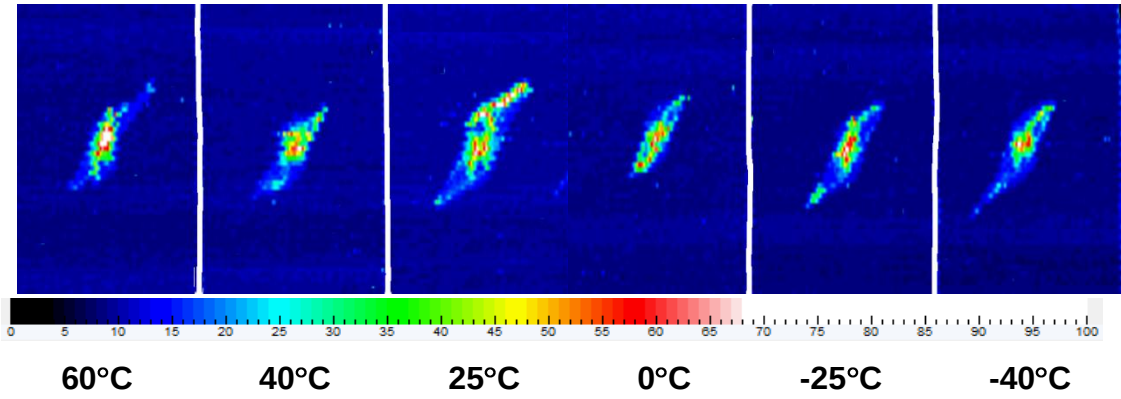
Şekil 6.18. $[90/+45/0/-45]_S$ dizilimine ait darbe hasarı alanları



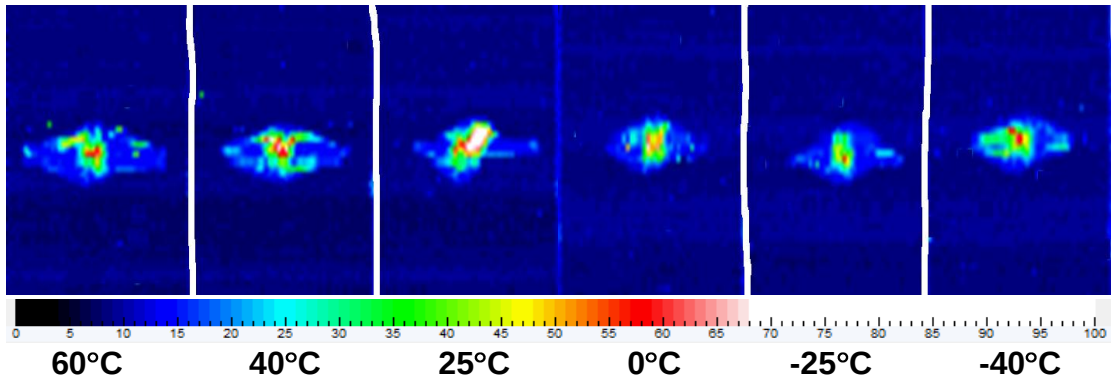
Şekil 6.19. $[+45/0/-45/90]_S$ dizilimine ait darbe hasarı alanları



Şekil 6.20. $[0/+45/0/-45/90]_S$ dizilimine ait darbe hasarı alanları



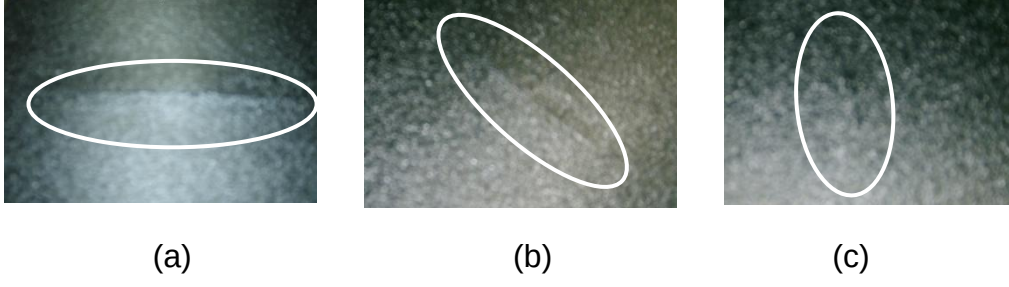
Şekil 6.21. $[+45/0/0/-45/90]_S$ dizilimine ait darbe hasarı alanları



Şekil 6.22. $[90/+45/0/0/-45]_S$ dizilimine ait darbe hasarı alanları

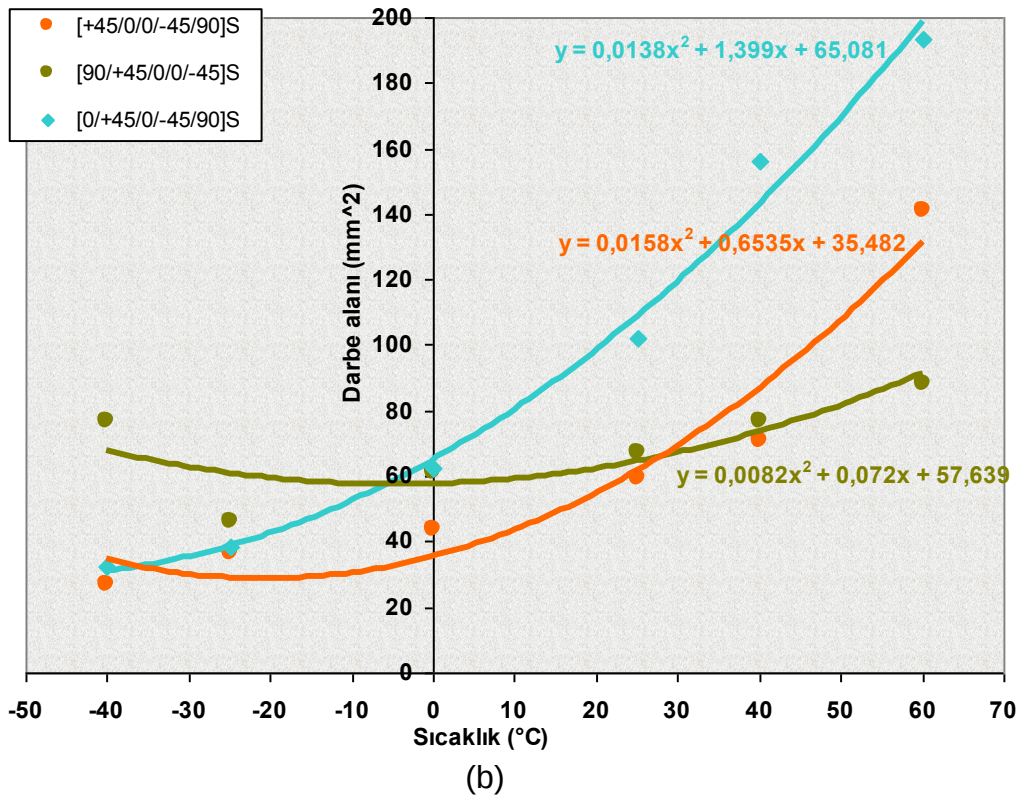
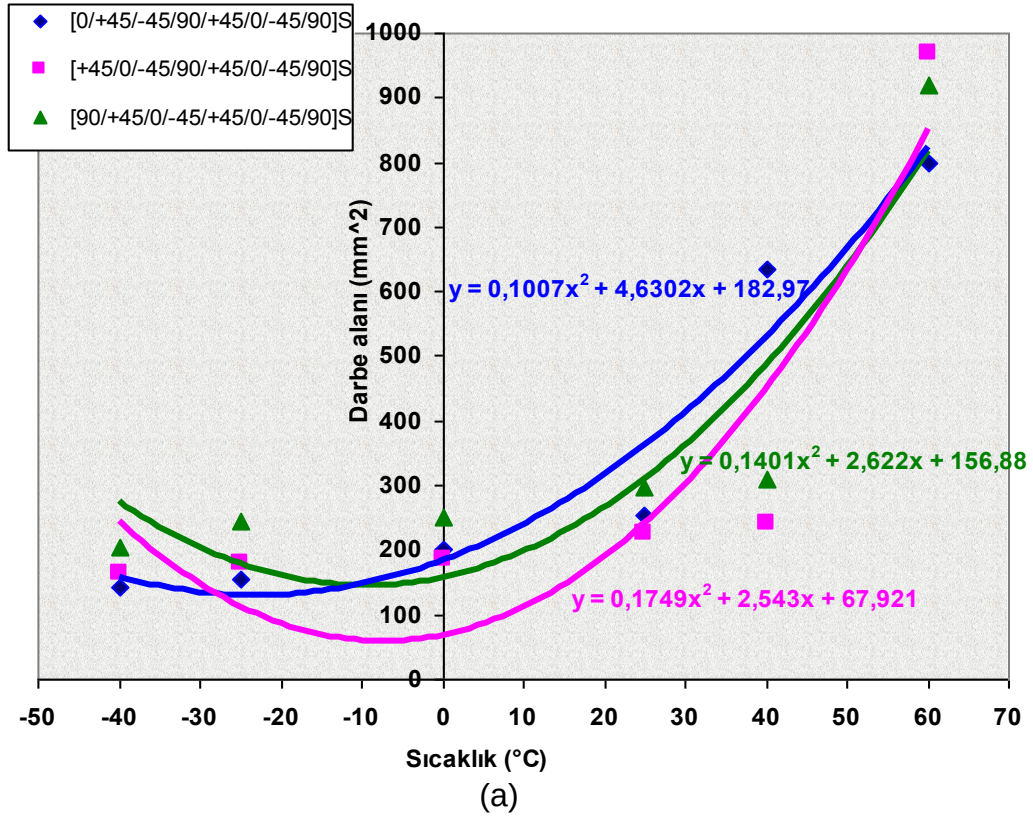
C-Scan test cihazı, meydana gelen hasarların derinlik ve dağılımı hakkında bilgi vermemektedir. Hasarın şekli, uzunluğu ve genişliği hakkında bilgi vermektedir.

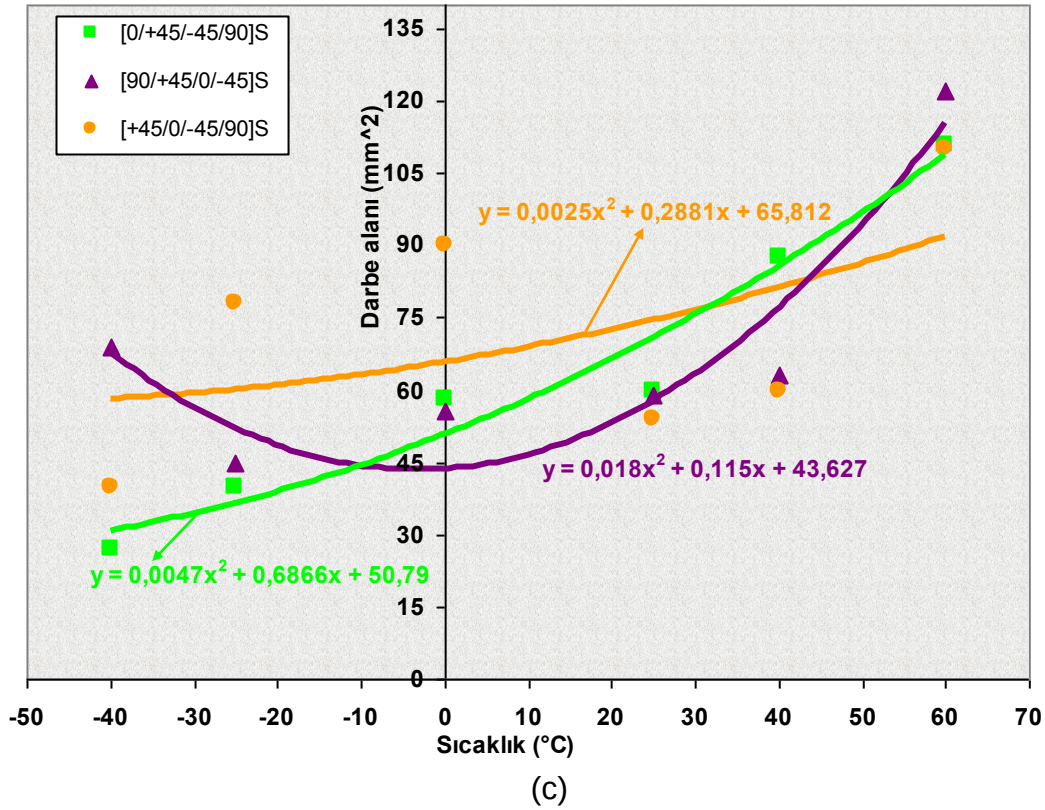
Şekil 6.14. - 6.22. incelendiğinde meydana gelen hasar şekilleri Resim 6.2.'de de görüldüğü gibi numuneyi oluşturan en alt ilk tabakanın elyaf yönüne göre şekillenmiştir. Yani numunenin ilk açısı ne ise meydana gelen hasarın şekli de o açiya paralel bir şekilde ve elips şeklinde oluşmaktadır [39]. Tabii ki bu durum iç tabakalarda da oryantasyon açısına göre oluşmaktadır. Bu durumda tabakalı kompozitlerde her bir tabakanın farklı elyaf açılarından dolayı hasar oluşumu yavaşlamakta emilen enerji değeri de buna göre artmaktadır.



Resim 6.2. Darbe sonrası levhaların arkasında oluşan hasarlar

Aşağıda Şekil 6.30.'da evaluation programıyla darbe hasar alanı ölçülen numunelere ait grafikler yer almaktadır. Grafiklerde değerlere göre oluşturulan polinom eğrileri incelendiğinde ise sıcaklık artışıyla darbe alanlarının arttığı gözlemlenmektedir.





çizgilerinin eğimleri incelendiğinde sırasıyla 90°,45°,0° şeklinde bir artış görülmektedir. Bu durumda hasar artış alanlarında en küçük değişiminin 90° de en büyük değişimin ise 0°C’de görüleceğini belirtilmektedir.

Numunelere uygulanan darbe sonrası meydana gelen toplam yer değiştirme değerinin sıcaklık artışıyla arttığını daha önce belirtmiştik. Çizelge 6.4.’de belirtilen değerler ise bu meydana gelen toplam yer değiştirme değeri ile C-Scan cihazında ölçülen darbe alanlarının orantılı olduğunu göstermektedir. Yani toplam yer değiştirme değerinin artmasıyla darbe hasar alanının da arttığı gözlemlenmiştir.

Çizelge 6.4. Sıcaklığa göre darbe alanı-toplam yer değiştirme- kritik kuvvet tablosu

	Sıcaklık	Darbe Alanı	d _{total}	F _{kr}
	(°C)	(mm ²)	(mm)	(kN)
[0/+45/-45/90/+45/0/-45/90] _s	25	231	1,90	3,63
	40	255	2,25	3,10
	60	682	3,13	3,30
[+45/0/-45/90/+45/0/-45/90] _s	25	225	1,83	3,48
	40	243	2,15	3,23
	60	969	2,66	3,19
[90/+45/0/-45/+45/0/-45/90] _s	25	297	1,82	4,01
	40	310	2,95	3,33
	60	920	3,15	3,32
[0/+45/0/-45/90] _s	25	102	2,91	3,11
	40	156	3,86	2,75
	60	193	5,17	2,60
[+45/0/0/-45/90] _s	25	60	2,33	2,98
	40	71	4,26	3,00
	60	141	4,42	2,90
[90/+45/0/0/-45] _s	25	67	2,27	2,99
	40	77	2,60	3,19
	60	88	3,46	3,55
[0/+45/-45/90] _s	25	60	3,47	2,67
	40	88	4,33	2,38
	60	111	4,96	2,35
[+45/0/-45/90] _s	25	67	1,87	2,06
	40	77	2,85	2,37
	60	88	2,36	2,43
[90/+45/0/-45] _s	25	59	3,06	2,69
	40	63	3,46	2,37
	60	122	3,69	2,44

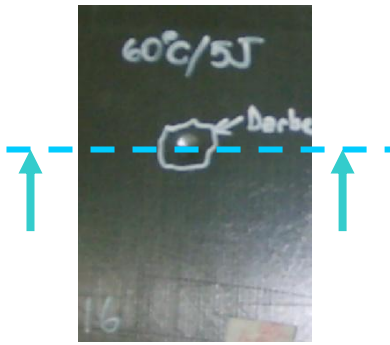
Bölüm 6.1.1’de belirtilmiş olduğu gibi sıcaklık artışıyla temas kuvvetleri azaldığından, temas kuvvetinin az olduğu durumlarda darbe hasar alanı daha büyüktür. Fiber kırılması ve delaminasyonlardan dolayı kırılmalara karşı direnmek için tabakaların kapasitesi artan sıcaklıkla kademeli olarak bozulmaktadır. Bu durum, daha önce bahsedilmiş olduğu gibi yükselen sıcaklıklarda daha yumuşak ve daha uyumlu matris malzemesinden dolayı Çizelge 6.4.’deki değerler incelendiğinde artan sıcaklıkla azalan kritik kuvvet F_{kr} sonucu ile uyumlu olmaktadır [37]. Şekilde de görüldüğü üzere matris ve delaminasyon kırılmalarının sıcaklık alanı arttıkça artması ile daha büyük hasar alanları oluşmaktadır.

Ayrıca bölüm 6.1.1.1. ile 6.1.1.3.’den elde edilen datalar artan sıcaklıkla temas kuvvetlerinin azalmasına rağmen darbe hasar alanlarında artış görülmektedir.

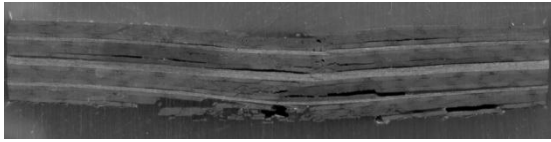
6.1.4. Darbe sonrası hasar mekanizmaları

Kevlar ve cam/epoksi gibi malzemeler özelliklerinden dolayı darbe testi sonucu meydana gelen hasar türlerini inceleyebilmek açısından numune arkasından ışık tutularak gerçekleştirilmektedir. Fakat karbon prepreg tabakalı kompozit malzemelerde bu durum söz konusu olamadığından hasar türlerinin incelenmesi optik cihazlarla gerçekleştirilmiştir.

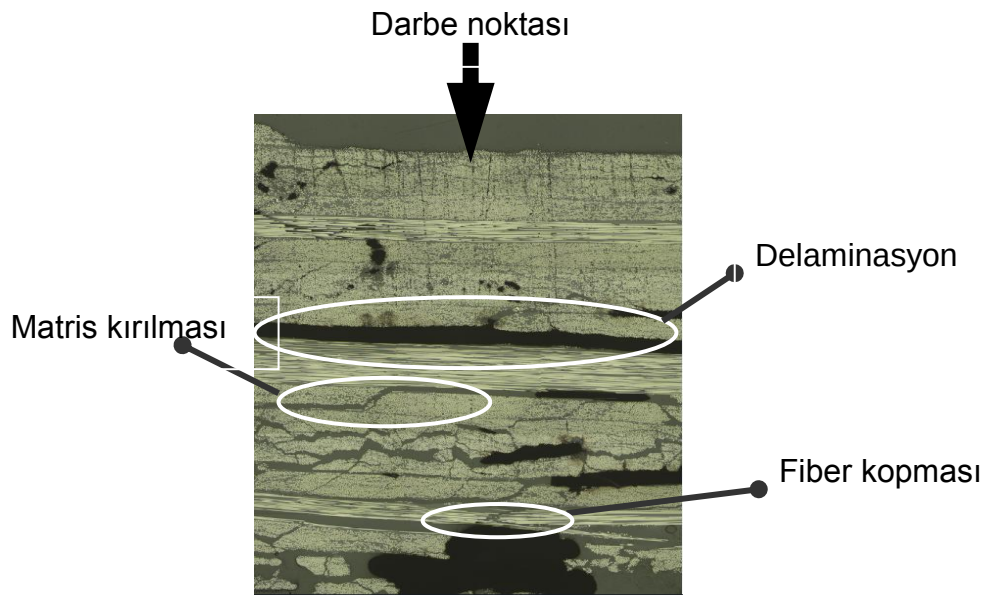
Numunelerde meydana gelen hasar tiplerinin aynı olması sebebi ile tüm numuneler için inceleme gerçekleştirilmemiştir. Örnek olması açısından aşağıdaki Resim 6.3.’de numune üzerinde meydana gelen hasar tipleri görülmektedir.



a)



b)



c)

Resim 6.3. Kompozit numunelerde görülen hasar tipleri a) Darbe uygulanmış levha, b) Kompozit levhalarda görülen hasar tiplerinin tarayıcı görüntüsü, c) Kompozit levhalarda görülen hasar tiplerinin mikroskop görüntüsü

Mikroskoptan net bir görüntü elde etmek için yüzeyin parlatma işleminin çok iyi bir şekilde gerçekleştirilmesi gerekmektedir. Aksi halde numunelerdeki hatalar görünemeyebilir. Bu mikroskoptan elde edilen görüntü de 90° açılı

dizilimler kesit alınan numuneye paralel, 0° açılı dizilimler dairesel ve 45° açılı dizilimler ise oval şekilde görünmektedir. Dolayısıyla Resim 6.3.c incelendiğinde fiber kopmaları 90° diziliminde, 0° ve 45° dizilimleri boyunca da matris kırılmalarının meydana geldiği gözlemlenmiştir.

Düşük hızlı darbe sonucunda numunenin ön yüzeyinde basmadan dolayı oluşan hasar, arka yüzeyinde ise çekmeden dolayı oluşan hasara göre daha düşüktür. Dolayısıyla çekmenin sebep olduğu kuvvetler daha büyüktür.

6.1.5. Darbe sonrası burkulma yükleri

Mukavemet ve yapı elemanlarının boyutlandırılmasında üç temel karakteristik bulunmaktadır. Bunlar, mukavemet (akma veya kırılma), rijitlik ve buna bağlı olarak deformasyon ve stabilitedir. Stabilitede kritik parametreler diğerlerinden çok daha farklıdır.

Akma ve kopmada sistemdeki gerilmeler belirli bir değeri aşmışsa sistemde emniyet kalmamıştır denir. Bu tip problemlere gerilme problemi denir. Burkulmada ise bir denge problemi söz konusudur. Eğer denge konumu kararlı değilse sistemde doğabilecek en küçük bir farklılık sistemde çok büyük şekil değiştirmelere sebep olur ve sistemin tekrar ilk konumuna gelmesi imkânsızlaşır. Bu tip problemlere kısaca denge (stabilite) problemleri ismi verilir. Burkulmada karşılaştırma kriteri kritik burkulma yüküdür [30].

Darbeden sonra basma (CAI) testi de numunelerdeki, arta kalan basma mukavemetini ölçmek oldukça yaygın bir testtir. Bu CAI testinde numuneler, burkulma olmaksızın bir basma yüküne maruz kalırlar. Numune yüklemeyi yapmak için sıkıştırma plakaları arasına konulur. Destekleme plakaları ile sıkıştırma plakaları civatalarla tutturulur [31]. Bu basma deneyi esnasında burkulmayı önlemek için burkulmayı önleyici bloklar kullanıldığından darbe sonrası meydana gelecek hasar, burkulmadan kaynaklanmamakta olup

darbe hasarının bıraktığı yerden ilerlemeye devam edecektir. Basma deneyleri sırasında kullanılan çekme cihazı tarafından elde edilen maksimum yük değeri hasar yükünü vermektedir. Hasar yükü numunenin kesit alanına bölünerek o numunenin darbe sonrası basma mukavemeti değeri belirlenir [32].

Eğer CAI testi yapılacaksa, numunenin CAI dayanımını aşağıdaki eşitlik kullanılarak hesaplanır [4]:

$$\sigma_c = \frac{F_{\max}}{b \cdot t} \quad (6.1)$$

σ_c : Numunenin CAI dayanımı

$F_{\max}$: Maksimum yük değeri

b : Numune genişliği

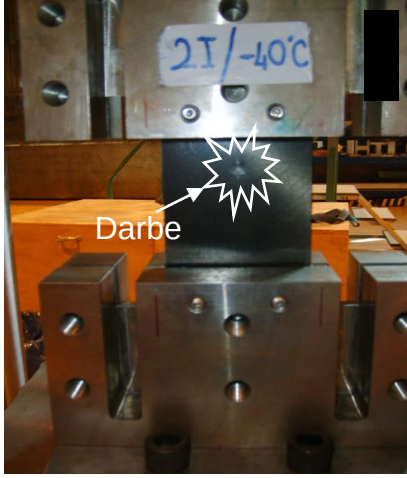
t : Numune kalınlığı

Bu CAI testleri için bası yüklerini belirlemek amacıyla kullanılması gereken aparat aşağıda Resim 6.4.'de gösterilmektedir [4].



Resim 6.4. CAI için kullanılması gereken aparat

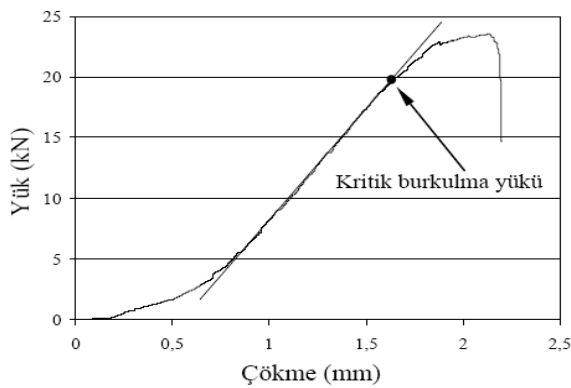
Fakat bu testte, belirtilen sıcaklıklarda darbeye maruz kalan numunelerin oda sıcaklığında burkulma yüklerini elde etmek için aşağıda Resim 6.5.'de belirtilen basma aparatı kullanılmıştır.



Resim 6.5. Levhanın basma aparatına yerleştirilmesi

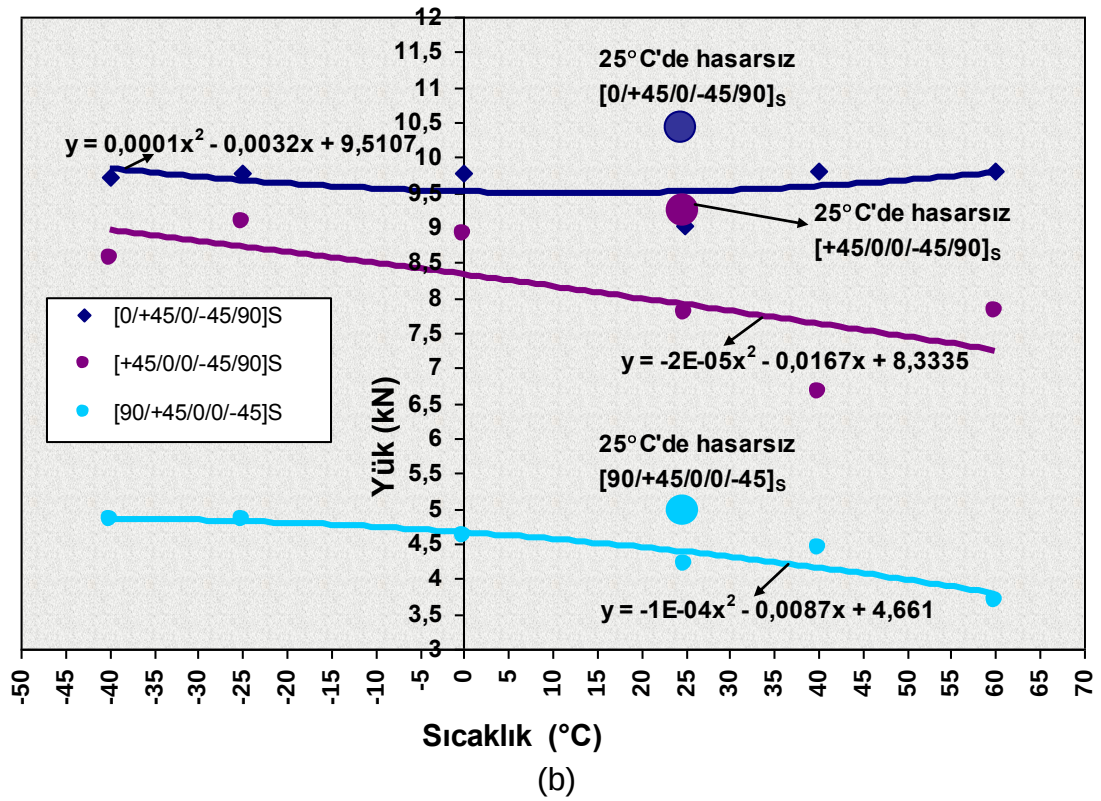
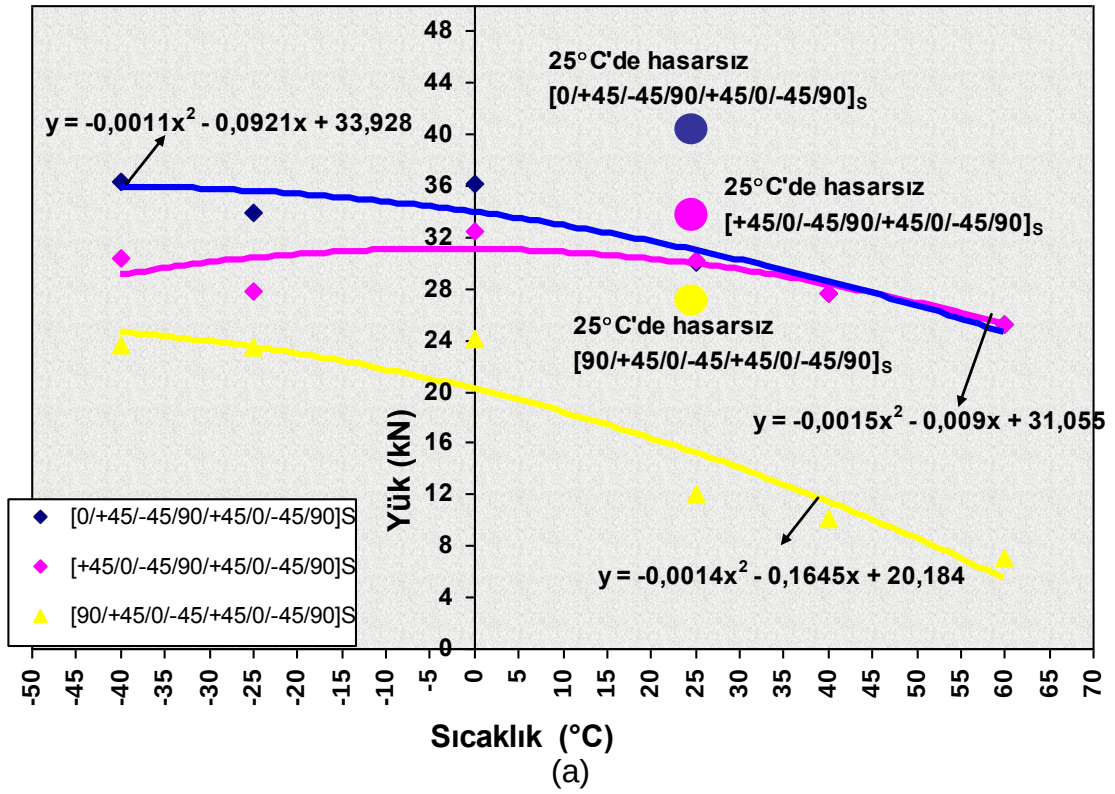
Resim 6.4. ve Resim 6.5.'de belirtilen bu iki aparat arasındaki temel fark darbe sonrası bası aparatında numunelerin burkulma nedeniyle değil bası yükleri nedeniyle hasara uğramasıdır [28].

Basma test cihazının yük hücresi, data toplama ünitesine yük ve çökme bilgilerini göndermektedir. Bu bilgiler kullanılarak numuneye ait kuvvet- yer değiştirme grafikleri elde edilebilmektedir. Bu elde edilen grafiklerden burkulma yüklerini elde etmek için yük-çökme eğrisinin lineer kısmına bir doğru çizilir. Çizilen doğru ile yük-çökme eğrisinin ayrıldığı nokta burkulma yük değerini vermektedir. Bu yük-çökme eğrisine tipik bir örnek Şekil 6.24.'de gösterilmektedir [28].

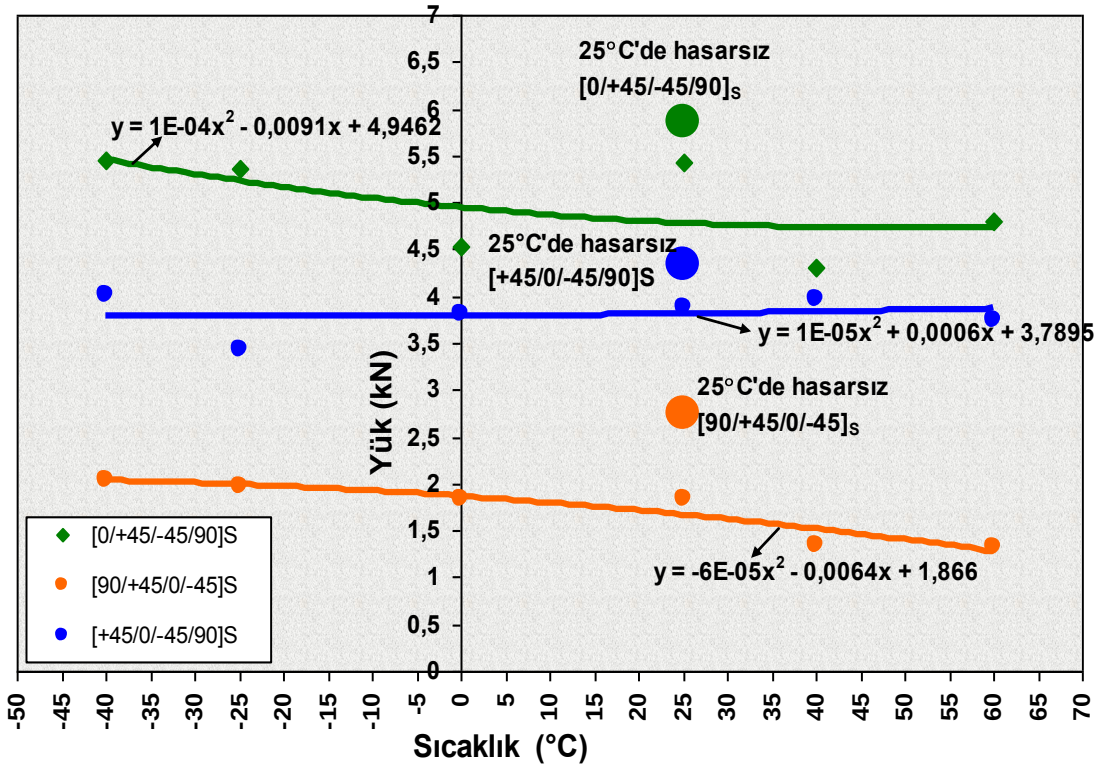


Şekil 6.24. Tipik bir burkulma yükü-çökme grafiği [28]

Gerçekleştirilen bu çalışmada basma cihazı ile numunelere yükleme 0° yönü boyunca uygulanmaktadır. Test cihazından elde edilen datalardan Şekil 6.24.'de belirtildiği gibi yük-çökme grafikleri oluşturulmuş ve belirtilen metotla kritik burkulma yükleri belirlenmiştir. Bu elde edilen grafiklere teğet çizilerek her bir teğetin grafikten ayrıldığı noktadaki değer alınarak kritik burkulma yükleri elde edilmektedir. Böylece numunelerin bası yükleri nedeniyle değil burkulma yükleri nedeniyle dayanabildiği yük değerleri belirlenmektedir. Tüm verilere ait bu değerler Şekil 6.25.'deki grafiklerde sunulmaktadır.



Şekil 6.25. Sıcaklığa göre burkulma yüklerinin değişimi a) 16 tabakalı kompozit levhalar için, b) 10 tabakalı kompozit levhalar için, c) 8 tabakalı kompozit levhalar için



(c)

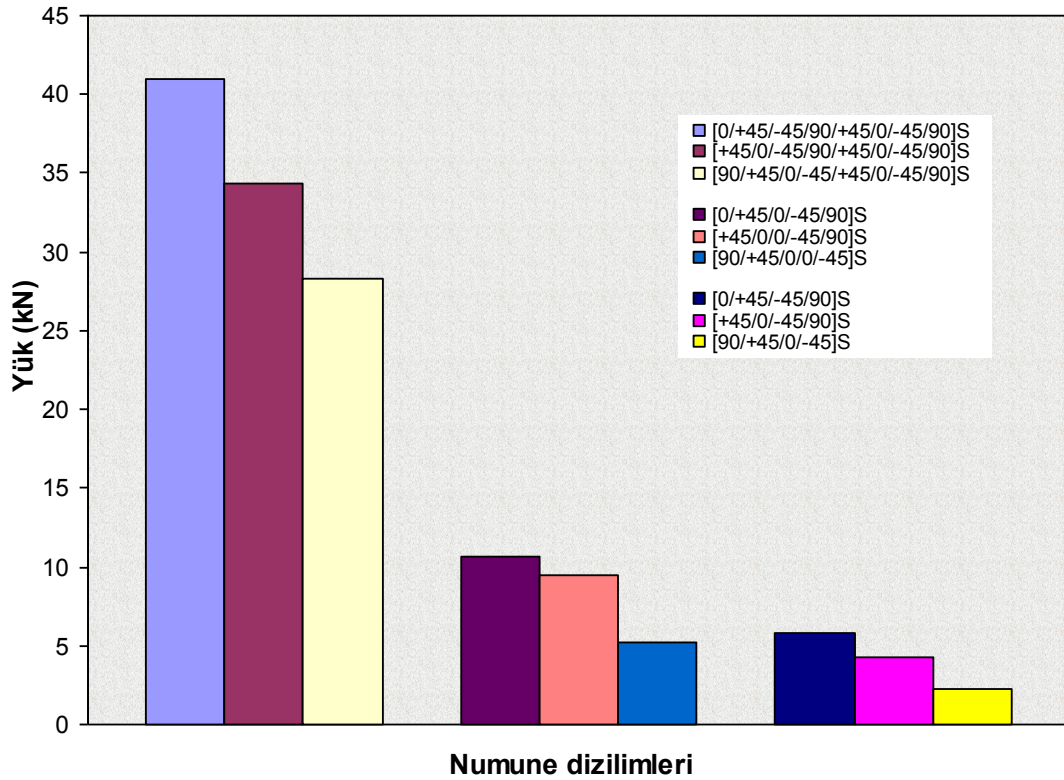
Şekil 6.25. (Devam) Sıcaklığa göre burkulma yüklerinin değişimi a) 16 tabakalı kompozit levhalar için, b) 10 tabakalı kompozit levhalar için, c) 8 tabakalı kompozit levhalar için

Şekil 6.25.'deki grafiklerde sıcaklık değişimi ile burkulma yüklerinin değişimi ve nokta ile gösterilenlerde de oda sıcaklığındaki hasarsız numunelerin burkulma yükleri belirtilmektedir. Bu grafiklerden sıcaklık arttıkça ve azaldıkça, darbe sonrası burkulma yükleri, fiber dizilişine ve hasar biçimine bakılmaksızın azalmaktadır. Bu durum da sıcaklık değişimiyle kompozitin direngenliğinin azalması ile ifade edilebilir [28]. Dolayısıyla farklı sıcaklıklardaki kompozit plakalara uygulanan darbe sonrası burkulma mukavemetlerinin bilinmesi ve tasarım yapılırken bu kriterlerin de göz önüne alınması yapılan çalışmaların daha sağlıklı olması için büyük önem teşkil etmektedir. Ayrıca oda sıcaklığında darbeye maruz kalmış numuneler ile belirtilen diğer sıcaklıklarda darbeye maruz kalmış numuneler karşılaştırıldığı zaman oda sıcaklığından yüksek sıcaklıklarda (40°C ve 60°C'de) burkulma yüklerinin azaldığı, düşük sıcaklıklarda (0°C, -25°C ve -40°C'de) ise arttığı

gözlemlenmiştir. Bu durum özellikle kalın olan 16 tabakalı kompozit levhalarda daha net bir şekilde gözlemlenmiştir.

Bölüm 6.1.1.'de belirtildiği gibi 25°C'den 60°C'ye doğru malzemelerin aynı darbe enerjisi ile penetrasyona yaklaşma durumu artmaktadır. Dolayısıyla sıcaklık arttıkça malzemelerde meydana gelen hasarların arttığı söylenebilir. Bu nedenle de sıcaklığın artışıyla numunelerde burkulma yükleri azalmaktadır.

Şekil 6.25.'deki grafikler incelendiğinde aynı kalınlığa sahip olup da farklı dizilimlere ait numunelerde en üste serilmiş olan tabakaların yerleşimine göre en mukavim durum sırasıyla 90°, 45° ve 0° olacak şekilde artış göstermektedir. Bunun sebebi numunelere uygulanan burkulma yükünün 0°'ye paralel olması sebebiyle yani aynı doğrultuda olmaları dolayısıyla fiberlerin bu yüke daha fazla dayanabilmesinden kaynaklandığı söylenebilir. Dolayısıyla 0° ile serilmeye başlayan kompozit malzemelerin aynı kalınlıkta olmak şartıyla diğer tek yönlü serilmiş olan dizilimlere göre yük taşıma kapasitelerinin daha fazla olduğu söylenebilir. Tabaka kalınlığı ve dizilimlere göre yük değerlerinin kıyaslanması aşağıda Şekil 6.26.'da gösterilmektedir.

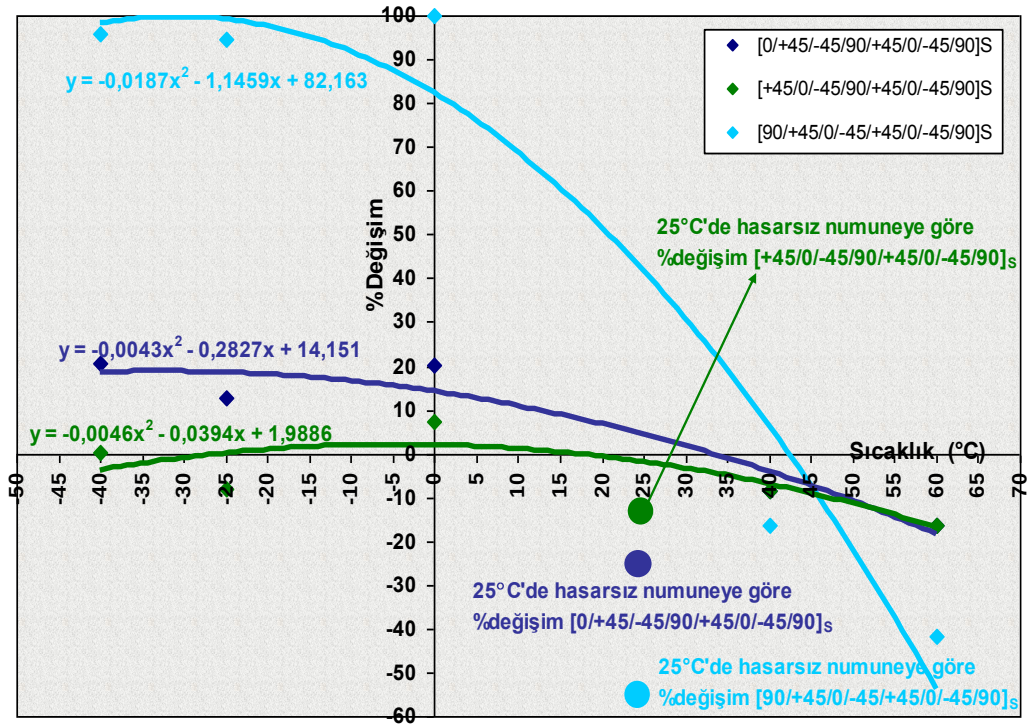


Şekil 6.26. Levha dizilimi-yük karşılaştırması

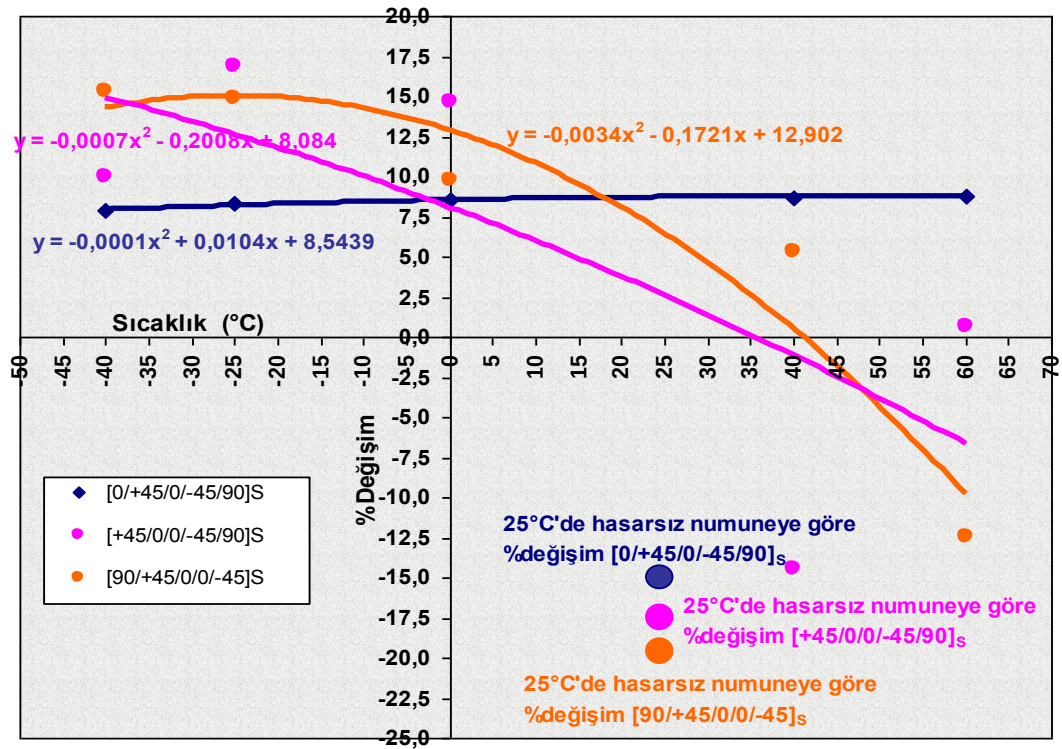
Şekil 6.27. grafiğinde farklı sıcaklıklarda darbeye maruz kalmış kompozit levhaların, oda sıcaklığında darbeye maruz kalmış kompozit levhalara göre kritik burkulma yüklerinin değişim yüzdeleri görülmektedir. Grafiklerde değerlere göre oluşturulan polinom eğrileri belirtilerek polinom denklemleri oluşturulmuştur. Bu grafikte tek başına belirtilen noktalar ise oda sıcaklığında darbeye maruz kalmış kompozit levhaların kritik burkulma yüklerinin, oda sıcaklığındaki hasarsız kompozit levhaların kritik burkulma yüklerine göre yüzde olarak değişimini belirtmektedir.

Şekil 6.27.'de görüldüğü üzere kritik burkulma yükleri için incelenen en düşük sıcaklık ve en yüksek sıcaklık arasındaki en büyük değişim tüm kalınlıklar için 90° oryantasyon açısı ile başlayan kompozit levhalarda, en küçük değişim ise 45° oryantasyon açısı ile başlayan kompozit levhalarda gözlemlenmektedir. Yüksek sıcaklıklarda 45° oryantasyon açısı ile başlayan kompozit levhalarda diğerlerine göre değişim yüzdesi daha az yani kritik burkulma yükünde

azalma miktarı daha az, 90° oryantasyon açısı ile başlayan kompozit levhalarda değişim yüzdesi daha fazladır. Düşük sıcaklıklarda ise 90° oryantasyon açısı ile başlayan kompozit levhalarda değişim yüzdesi daha fazla, yani kritik burkulma yükünde artma miktarı daha fazladır. Bu durumda 90° oryantasyon açısı ile başlayan kompozit levhaların burkulma yüküne karşı dayanımı diğerlerine göre daha fazla artış göstermektedir.

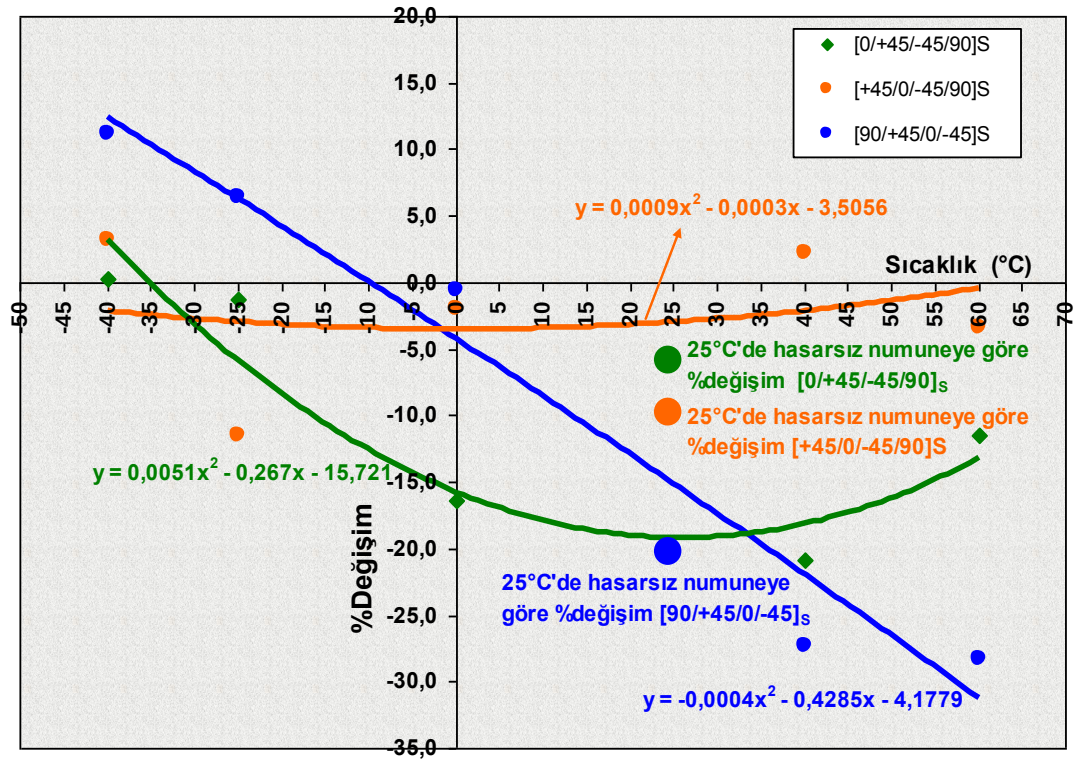


(a)



(b)

Şekil 6.27. Sıcaklığa-oryantasyon dizilimine göre burkulma yüklerinin değişimi a) 16 tabakalı kompozit levhalar için, b) 10 tabakalı kompozit levhalar için, c) 8 tabakalı kompozit levhalar için



(c)

Şekil 6.27.(Devam) Sıcaklığa-oryantasyon dizilimine göre burkulma yüklerinin değişimi a) 16 tabakalı kompozit levhalar için, b) 10 tabakalı kompozit levhalar için, c) 8 tabakalı kompozit levhalar için

7. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu çalışmada, karbon prepreg tabakalı kompozit plakaların termal davranışları incelenmiştir. 16 tabakalı, 10 takalı ve 8 tabaklı kompozit plakalar üzerine -40°C, -25°C, oda sıcaklığı (25°), 40°C ve 60°C de sırasıyla 14,5 J, 10 J ve 7 J enerji uygulanarak darbe deneyleri, meydana gelen hasar alanları, hasar mekanizmaları ve burkulma yükleri incelenmiştir. Bu çalışmalar sonucunda elde edilen sonuçlar aşağıda maddeler halinde belirtilmiştir:

- Sıcaklığın artmasıyla temas kuvveti azalmaktadır. Ayrıca oda sıcaklığından yüksek sıcaklıklara doğru gidildikçe temas süresi kısalmaktadır.
- Sıcaklık artışıyla temas kuvveti azalırken kompozit levhalarda meydana gelen kalıcı yer değiştirme değerleri artmaktadır.
- Temas kuvveti-yer değiştirme grafiklerindeki yükleme kısımlarının eğimleri temas kuvveti değerinin azalıp yer değiştirme değerinin artması ile azalma göstermektedir.
- Sıcaklığın artması ile tabakalardaki katılık azalmakta, eğilme ve yer değiştirme artmaktadır.
- Geri sekme hareketinin meydana geldiği durumlarda vurucu uç kendini geri çektiği andan itibaren numune kendini toplar ve sonunda sadece numune de kalıcı yer değiştirmeler meydana gelir.
- 0° açılı dizilimle başlayan kompozit plakalar 45° ve 90° ile başlayanlara göre nüfuziyete daha kısa sürede yaklaşmaktadır.
- Aynı kalınlıktaki tabakaların farklı dizilimlerin temas süreleri sırasıyla 0°, 90° ve 45° serilim ile başlayanlara doğru azalmaktadır.
- Yer değiştirme miktarı sırasıyla ilk oryantasyon açıları sırasıyla 90°, 45° ve 0° olan numunelerde artış göstermektedir.
- Kompozit malzemelerin darbenin uygulandığı andan itibaren kendi kendilerini iyileştirdiği söylenebilir.

- Numunenin dizilimdeki ilk açısı ne ise meydana gelen hasarın şekli o açıya paralel bir şekilde oluşmaktadır.
- Farklı sıcaklıkta darbe uygulanmış numunelerdeki darbe hasar alanlarının sıcaklık artmasıyla artmaktadır.
- Sıcaklık artışıyla temas kuvvetleri azaldığından, temas kuvvetinin az olduğu durumlarda darbe hasar alanı daha büyüktür.
- Toplam yer değiştirme değerinin artmasıyla darbe hasar alanını da artmaktadır.
- Yüksek sıcaklıklarda darbeye maruz kalmış levhaların burkulma mukavemetleri oda sıcaklığında darbeye maruz kalmış levhalara göre fiber dizilişine ve hasar biçimine bakılmaksızın azalırken, düşük sıcaklıklarda darbeye maruz kalmış levhalarda artış göstermektedir.
- Farklı dizilimlere ait numunelerde en üste serilmiş olan tabakacıkların yerleşimine göre en mukavim durum sırasıyla 90°, 45° ve 0° olacak şekilde artmaktadır.
- 0° ile serilmeye başlayan kompozit malzemelerin aynı kalınlıkta olmak şartıyla diğer tek yönlü serilmiş olan dizilimlere göre yük taşıma kapasiteleri daha fazla olmaktadır.
- Sıcaklık değişimine göre kritik burulma yükü yüzdelerindeki en büyük değişim tüm kalınlıklar için 90° oryantasyon açısı ile başlayan kompozit levhalarda, en küçük değişim ise 45° oryantasyon açısı ile başlayan kompozit levhalarda gözlemlenmektedir.

Yapılan bu çalışmalara ek olarak aşağıdaki çalışmalar yapılarak daha fazla bilgi elde edinilebilir:

- Kompozit plakalara çoklu darbeler uygulanarak plakaların darbe cevapları incelenebilir.
- Darbe sonrası numunelerin basma mukavemetleri incelenerek C-Scan ile plakalardaki hasar dağılımı incelenebilir.

- Kompozit levhalara daha yüksek sıcaklıklarda darbe testi uygulanarak hangi sıcaklıkta perforasyonun meydana geleceği durumlar incelenebilir.
- Karbon prepreg tabakalı kompozitler hariç diğerk tabakalı ve örgü yapıllı kompozit malzemelerin farklı sıcaklıklardaki darbe cevapları incelenebilir.

KAYNAKLAR

1. Abrate, S., "Impact on laminated composite materials", ***Applied Mechanical Reviews***, 44 (4), 155-190 (1991)
2. Abrate, S., "Impact on laminated composite materials: recent advances", ***Applied Mechanical Reviews***, 47 (11), 517-544 (1994)
3. Abrate, S., "Impact on composite structures", Cambridge: ***Cambridge University Pres***, NewYork (1998)
4. Aktaş, M., Karakuzu, R., Arman, Y., "Compression-after impact behavior of laminated composite plates subjected to low velocity impact in high temperatures", ***Journal of Composite Structure***, 77-82 (2008)
5. Belingardi, G., Vadori, R., "Low velocity impact tests of laminate glass-fiber-epoxy matrix composite material plates", ***Internal Journal of Impact Engineering***, 27; 213-229 (2002)
6. Mirevski, T., Marshall, I.H., Thomson, R., "The influence of impactor shape on the damage to composite laminates", ***Journal of Composite Structures***, 76; 116-122 (2006)
7. Naik, N., K., Ramasimha, R., Arya, H., Prabhu, S., V., ShamaRao, N., "Impact response and damage tolerance characteristics of glass-carbon/epoxy hybrid composite plates", ***Journal of Composite Structures***, 32; 565-574 (2001)
8. Milli, F., Necib, B., "Impact behavior of cross-ply laminated composite plates under low velocities", ***Journal of Composite Structures***, 51; 237-244 (2001)
9. Aslan, Z., Karakuzu, R., Okutan, B., "The response of laminated composite plates under low-velocity impact loading", ***Journal of Composite Structures***, 59; 119-127 (2003)
10. Hosur, M.V., Karim, M.R., Jeelani, S., "Experimental investigations on the response of stitched/unstitched woven S2-glass/SC15 epoxy composites under single and repeated low-velocity impact loading", ***Journal of Composite Structures***, 61; 89-102 (2003)
11. Kara, M., "Düşük hızlı darbeye maruz tabakalı kompozitlerin dinamik cevabı", Yüksek Lisans Tezi, ***Selçuk Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü***, Konya (2006)

12. Im, K., Cha, C., Kim, S., Yang, I., "Effects of temperature on impact damages in CFRP composite laminates", **Journal of Composite Structures**, 32; 669-682 (2001)
13. Ibekwe, S.,I., Mensah, P., F., Li, G., Pang, S., Stubblefield, M., "Impact and post impact response of laminated beams at low temperatures", **Journal of Composite Structures**, 79; 12-17 (2007)
14. Şahin, Y., "Kompozit malzemelere giriş", **Gazi Kitabevi**, Ankara, 1-3, 4, 7-8, 11, 15-16, 38-39, 92 (2000)
15. Özcömert, M., "İleri malzeme teknolojileri sektör raporu", **İTO**, İstanbul, 9-10,14 (2005)
16. Schwartz, M.M., " Composite materials, properties, nondestructive, testing and repair", Vol.1, **New Jersey**, 43-44, 53, 55, 67, 81 (1996)
17. Mazumdar, S.K., "Composite manufacturing, materials, product and process engineering", **CRS Press**, Florida, 30-32, 120, 127, 129, 159-173 (2002)
18. Kayrak, M.A., "Havacılık kompozitleri ve mukavemet-maliyet analizleri", **Anadolu Üniversitesi Yayınları**, Eskişehir, 21 (1999)
19. Jeppesen, Sanderson Training Products, "Advanced composites", **Colorado**, 51-52 (1990)
20. Mallick, P. K., "Fiber reinforced composites 2nd ed.", **Marcel Dekker Inc.**, New York, 469 (1988)
21. Swanson, S.R., "Introduction to design analysis with advanced composite materials", **Prentice-Hall Inc.**, New Jersey, 11-14, 8,10 (1997)
22. Şahin, Y., "Kompozit malzemelere giriş 2. baskı", **Seçkin Yayınevi**, Ankara, 136-139, 141 (2006)
23. Sjoblem, P.O., Hartness, J.T. and Cordell, T.M. (1988). "On low velocity impact testing of composite materials", **Journal of Composite Materials**, 22, 30-52
24. Shivakumar, K.N., Elber, W. and IUg, W. (1988). "Prediction of low-velocity impact damage in thin circular laminates, **AIAA Journal**, 23(3), 442-449
25. Ceyhun, V., Turan, M., "Tabakalı kompozit malzemelerin darbe davranışı", **Mühendis ve Makine**, 516: 19-25 (2003)

26. İçten, B.M., Karakuzu, R., “Tabakalı kompozit malzemelerin üretilmesi ve darbe deneyi”, **Dokuz Eylül Üniversitesi**, Bornova
27. Kang, T.J., Kim, C., “Impact energy absorbtion mechanism of largely deformable composites with different reinforcing structure”, **Fibers and Polimers**, Vol.1, No.1, 45-54, Kore (2000)
28. Karakuzu, R., İçten, B.M., Aktaş, M., Toparlı, M., Ataş, C., Arman, Y., “Kompozit plakalarda sıcaklığın darbe davranışına tkisi”, **TÜBİTAK**, Proje No:104M426, İzmir (2007)
29. Matthews B., “Applied stress analysis”, “Predesign”, “Material characterzation”, **General Dynamics**, XI.1.4, XI.3.9-XI.3.15, XI.3.16, XI.3.17, XI.3.18, XI.4.9
30. Önal, İ.E., Karakuzu, R., “İki hacimden oluşan ortası delik tabakalı kompozit plakanın burkulma analizi”, Araştırma Projesi, **Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü**, İzmir, 5 (2006)
31. Eren, Y., “Kompozit malzemelerin darbe etkisinin incelenmesi”, Yüksek Lisans Tezi, **Dumlupınar Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü**, Kütahya, 27 (2007)
32. Aktaş, M., Karakuzu, R., “Kompozit plakaların ağırlık düşürme testi sonrası basma mukavemetlerinin belirlenmesi”, **Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü**, İzmir
33. Bora,M.Ö., Çoban, O., Sınmazçelik, T., Cürgül, İ., “Farklı enerjilerde ardışık tekrarlı darbelerle maruz kalan polimer kompozitlerin darbe davranışlarının incelenmesi”, **8. Uluslar Arası Kırılma Konferansı Bildiriler Kitabı**, İzmit (2007)
34. Krutop, B., N., E., “ Effect of impact damage and subsequent fatigue damage development in carbon fibre polymer composites for aircraft”, Yüksek Lisans, **Cranfield University**, London, 13-14 (2006-2007)
35. Zhang, X., Houslow, L., Grassi, M., “Improvement of low velocity impact and compression-after-impact performance by Z-fibre pinnig”, **Composites Science and Techonology**, 66: 2785-2794 (2006)
36. İçten, B., M., Ataş, C., Aktaş, M., Karakuzu, R., “Low impact energy on impact response of quasi-isotropic glass/epoxy laminated plates”, **Composite Structures**, 91: 318-323 (2009)
37. Hirai, Y., Hamada, H., Kim, J., “Impact response of woven glass-fabric composites-II. effect of temperature”, **Composites Science and Technology**, 58: 119-128 (1998)

38. Slahi-Khojin, A., Bashirzadeh, R., Mahinfalah, M., Nakhaei-Jazar, R., "The role of temperature on impact properties of kevlar/fiberglass composite laminates", **Composte Engineering**, 37: 593-602 (2006)
39. Gómez-del Río, T., Zaera, R., Barbero, E., Navarro, C., "Damage in CFRP due to low velocity impact at low temperature", **Composite Engineering**, 36: 41-50 (2005)
40. Uyaner, M., Kara, M., Ataberk, N., "E-camı/epoksi tabakalı kompozitlerin düşük hızlı darbe davranışına numune boyutlarının etkisi", **8. Uluslar arası Kırılma Konferans Bildiriler Kitabı**, İstanbul (2007)
41. Hosur, M., V., Abdullah., M., Jeelani, S., "Studies on the low-velocity response of woven hybrid composites", **Composite Structures**, 67: 253-262 (2005)
42. Delfosse, D., Poursartip, A., "Energy-based approach to impact damage in CFRP laminates", **Composite Structures**, 28A: 647-655 (1997)
43. Şenel, M., Ünal, R., Mumyakhmaz, B., Karakaoç, F., "Öngerilmeli kompozit plakların düşük hızlı darbe yükü altında davranışların incelenmesi", **TÜBİTAK**, Kütahya, Proje No: 105M195 (2009)

ÖZGEÇMİŞ

Kişisel Bilgiler

Soyadı, adı : TAŞKIRAN, Cansu
 Uyuğu : T.C.
 Doğum tarihi ve yeri : 24.08.1982 / Ankara
 Medeni hali : Bekar
 e-mail : ctaskiran@tai.com.tr

Eğitim

Derece	Eğitim Birimi	Mezuniyet tarihi
Yüksek lisans	Gazi Üniversitesi/ Makina Mühendisliği	25.02.2010
Lisans	Gazi Üniversitesi/ Makina Mühendisliği	06.06.2005
Lise	Cumhuriyet Lisesi	15.06.2000

İş Deneyimi (Ay/Yıl)

Yer	Görev
TAI	Tasarım Mühendisi
TÜBİTAK, Sage	Araştırma Görevlisi
MKEK/ Gazi Gişek Fab.	Stajyer Makina Müh.
MKEK/ Gazi Gişek Fab.	Stajyer Makina Müh.
Galkon A.Ş.	Stajyer Makina Müh.

Yabancı Dil

İngilizce

Hobiler

Tenis, Tiyatro, Müzik, Uçaklar